

Análisis del Comportamiento del Semieje Mayor del VRSS-1 y Determinación de la Densidad Atmosférica en el Período 2013-2016

VRSS-1 Semi Major Axis Behavior Analysis and Atmospheric Density Determination on the Period 2013-2016

Ruth C. Matute, *Ingeniero Satelital, ABAE*, Cristóbal T. Alvarado-Minic, *Ingeniero Satelital, ABAE*, Miguel A. Aular, *Ingeniero Satelital, ABAE*, José A. Aponte, *Director de Sistemas Espaciales, ABAE*

Resumen—Se muestra el comportamiento del semieje mayor del VRSS-1 a partir de los datos recolectados desde el inicio de las operaciones en Venezuela en agosto del 2013, además de las maniobras realizadas en febrero y agosto del 2016. Tomando en cuenta que al ser un satélite de órbita baja está sujeto al decaimiento de su altura debido a las perturbaciones relacionadas a su condición y a riesgos de colisión con los diversos objetos cercanos. Además, se realiza el cálculo de la densidad atmosférica a partir del semieje mayor y se compara el modelo teórico del mismo con los datos reales a partir de los valores de densidad del catálogo CIRA 2012.

Palabras clave— decaimiento orbital, densidad atmosférica, maniobra, semieje mayor, VRSS-1.

Abstract—The VRSS-1 semi major axis behavior is shown from data collected since the beginning of operations in Venezuela on August 2013, also the maneuvers done on February and August 2016. Taking into account that since it is a low orbit satellite, it is subject of altitude decay due to the perturbations related to its condition and collision risks with the several nearby objects. In addition, the atmospheric density calculation is done from the semi major axis and it is compared with the theoretical model with actual data from the atmospheric density values of the CIRA 2012 catalogue.

Index Terms— atmospheric density, maneuver, orbital decay, semi major axis, VRSS-1.

I. INTRODUCCIÓN

EL VRSS-1 es el primer satélite de percepción remota de Venezuela, fue lanzado desde el Centro de Lanzamiento de Satélites de Jiuquan (JSLC) China, el 29 de septiembre de 2012. Proyecto que fue llevado a cabo gracias al acuerdo de cooperación internacional entre la República Bolivariana de Venezuela junto con la República Popular de China. Siendo construido por personal chino con participación activa de venezolanos en cada una de sus fases para ser posteriormente operado y manejado por manos venezolanas, convirtiéndose luego los chinos en asistentes y asesores del proyecto. Fue fabricado por Satellite DFH Co. Ltd., empresa de la Academia China de Tecnología Espacial (CAST, por sus siglas en inglés), la cual es una subsidiaria de la Corporación China de Ciencia y Tecnología Aeroespacial (CASC, por sus siglas en inglés). Es un satélite de teledetección óptica en el espectro visible e infrarrojo cercano, basado en la plataforma CAST2000. Además, fue diseñado para tener una órbita baja sincronizada con el Sol (aproximadamente 639 km de altura) con un período orbital de 97 minutos y una masa de 880 kg. Siendo su vida útil de cinco (5) años.

Al ser un satélite de teledetección, se utiliza principalmente para el seguimiento y la gestión de desastres naturales, estimación de cultivos agrícolas, planificación urbana, entre otros.

Cabe destacar, que tener conocimiento del tiempo de vida de la órbita de un satélite y la evolución de sus parámetros orbitales es de gran importancia para toda misión espacial, abarcando desde la realización de predicciones a partir de los mismos,

Artículo enviado en Julio del 2017. al II Congreso Venezolano de Tecnología Espacial.

R. C. Matute está en la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales en el Centro de Control Satelital, Venezuela (correo electrónico: rmatute@abae.gob.ve - ruthmatute@gmail.com)

C. T. Alvarado está en la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales en el Segmento Espacial, Venezuela (correo electrónico: calvarado@abae.gob.ve - ctam75@gmail.com)

M. A. Aular está en la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales en el Centro de Control Satelital, Venezuela (correo electrónico: maular@abae.gob.ve)

J. A. Aponte está en la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales en la Dirección de Sistemas Espaciales, Venezuela (correo electrónico: japonte@abae.gob.ve)

operaciones luego del lanzamiento, hasta la realización de maniobras de mantenimiento y evasión cuando es necesario; pues existen otros satélites y cuerpos orbitando alrededor de la Tierra y es necesario prestar atención a las alertas y eventos de riesgo de colisión con objetos cercanos.

Es por ello que en el Centro de Control Satelital del VRSS-1, se ha realizado junto con las operaciones cotidianas la recolección de diversos datos relacionados con sus parámetros orbitales para ser usados a futuro. En este caso se mostrará el comportamiento del semieje mayor del VRSS-1 con los datos que se tienen disponibles en operaciones desde el 2013 hasta septiembre del 2016, además de la determinación de la densidad atmosférica a partir de los mismos.

II. DECAIMIENTO ORBITAL POR PERTURBACIONES

Los satélites artificiales que orbitan la Tierra, siempre son afectados por fuerzas perturbadoras relacionadas al ambiente espacial que los rodea. Bajo la acción de estas fuerzas, los parámetros orbitales del satélite cambiarán constantemente. Especialmente en los de órbita baja, definida como una órbita que está “aproximadamente entre 500 y 1500 km de altitud” donde su límite superior evita la proximidad del primer cinturón de radiación de Van Allen [1]. Por lo que en algún momento se hace necesario realizar una maniobra de mantenimiento, pero tomando en cuenta que esto consumirá combustible. Entonces, las perturbaciones afectan directamente el tiempo de vida útil de los satélites, sin embargo, algunas pueden ser usadas para darle usos específicos [5], como es el caso del VRSS-1 con una órbita baja sincronizada con el Sol.

Ahora bien, una perturbación no es más que la desviación de los elementos orbitales desde sus valores medios debido a fuerzas externas. Las cuales pueden ser clasificadas en dos tipos: gravitacionales y no gravitacionales. Donde las primeras se dan por la atracción gravitacional entre varios cuerpos, por ejemplo, gravedad adicional creada por la forma no esférica de la Tierra y su masa no uniforme, atracción del Sol y la Luna. Mientras que las segundas son debido al ambiente espacial, tales como: presión de radiación solar, campo magnético y fuerza aerodinámica de la alta atmósfera causando el arrastre atmosférico.

Es el arrastre atmosférico el que más afecta a los satélites de órbita baja, debido a la colisión continua de componentes de la atmósfera terrestre con las superficies del satélite; decreciendo gradualmente su apogeo, causando luego que el radio de la órbita circular siga decreciendo hasta que el satélite vuelva a la atmósfera terrestre [7]. La fuerza de arrastre es en dirección opuesta a la dirección del movimiento del satélite, siendo dada por la expresión [6]:

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 A C_d \quad (1)$$

Donde D es la Fuerza de Arrastre, ρ es la densidad atmosférica, v es la velocidad del satélite, A el área transversal perpendicular a la dirección del movimiento, y C_d es el coeficiente de fricción.

Para la altitud donde se encuentra un satélite de órbita baja, C_d es un número que dependerá de la interacción de la superficie del satélite con las moléculas entrantes, lo cual quiere

decir que este valor cambia con la altitud de acuerdo a la composición de las capas de la atmósfera. En general se asume que es igual a dos (2), aunque experimentos han mostrado que puede variar ampliamente [4].

Como no es sencillo separar las variaciones independientes en el área transversal de las variaciones en el coeficiente de arrastre atmosférico, se usa un área transversal efectiva A_e para modelar mejor los cálculos

$$A_e = A C_d \quad (2)$$

Se puede usar la fuerza de arrastre en la segunda ley de Newton junto con las consideraciones de energía de una órbita circular para derivar una expresión para el cambio en el radio orbital y período del satélite con el tiempo [2]. Para el caso de una órbita circular se tiene la siguiente relación entre el período P y el semieje mayor a :

$$P^2 G M_e = 4\pi^2 a^3 \quad (3)$$

Donde G es la Constante de Gravitación Universal y M_e la masa de la Tierra.

La reducción en el período orbital debido al arrastre atmosférico es dada por:

$$P = \left(\frac{4\pi^2 a^3}{G M_e} \right)^{1/2} \quad (4)$$

$$= \frac{2\pi}{\sqrt{G M_e}} a^{3/2}$$

Entonces, conociendo la variación del período orbital en el tiempo, se puede obtener, por ende, la variación del semieje mayor en el tiempo.

III. COMPORTAMIENTO DEL SEMIEJE MAYOR DEL VRSS-1

Tomando en consideración todo lo anteriormente expuesto, se mostrará el comportamiento de un parámetro orbital específico del VRSS-1, su semieje mayor (Fig.1). A partir de los datos disponibles recolectados por el equipo del Centro de Control Satelital desde el inicio de las operaciones en Venezuela.

Ahora bien, en la Fig. 2 se puede detallar lo siguiente:

- Desde el inicio de operaciones en Venezuela hasta el 15 de febrero del 2016, se observa un decaimiento normal del semieje mayor debido al arrastre atmosférico, con una pendiente P_1 de $-6.3635 \text{ m/día} = -7.3652 \times 10^{-5} \text{ m/s}$
- El 16 de febrero del 2016 se eleva a 2 km el semieje mayor en una maniobra de evasión, en la que el VRSS-1 estaba en riesgo de colisión con el microsátélite japonés Hodoyoshi-3. Observando además, un cambio en la pendiente de decaimiento $P_2 = -1.7896 \text{ m/día} = -2.0713 \times 10^{-5} \text{ m/s}$
- El 12 de agosto del 2016 se eleva nuevamente el valor del semieje mayor, esta vez en 280 m, debido a una

alerta de posible colisión con la segunda etapa de un cohete ruso SL-4 lanzado en 1994.

Observando una pequeña variación en el decaimiento medio ($P_3 = -1.2606 \text{ m/día} = -1.459 \times 10^{-5} \text{ m/s}$) luego de la maniobra.

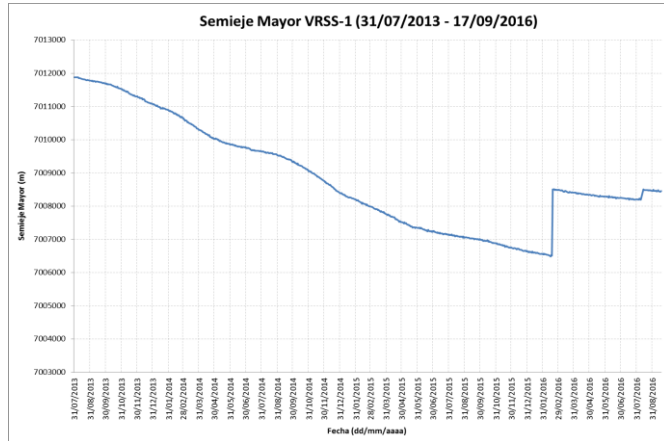


Fig.1. Semieje Mayor del VRSS-1 con datos desde agosto del 2013. Fuente: ABAE

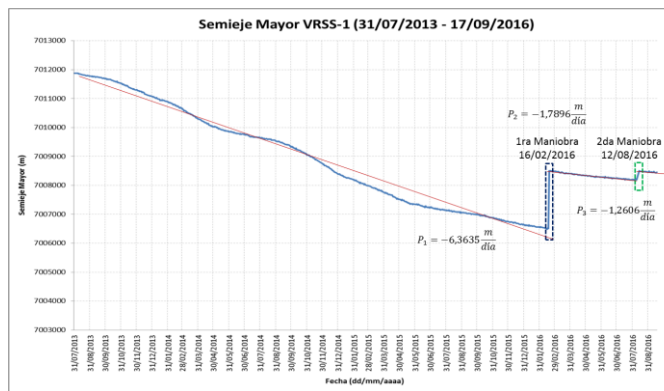


Fig.2. Semieje Mayor del VRSS-1. Fuente: ABAE

Otro aspecto importante relacionado con las maniobras, es que su ejecución implica el consumo de parte del combustible a bordo. Entonces, tal como se puede notar en la Fig. 3 y conociendo que el combustible a bordo del VRSS-1 después del lanzamiento y puesta en órbita era de 84 kg, luego de la primera maniobra se observó que el combustible gastado fue de 0.761 kg, mientras que en la segunda el gasto fue de 0.0675 kg, teniendo una masa neta final de combustible a bordo de 83.1715 kg.

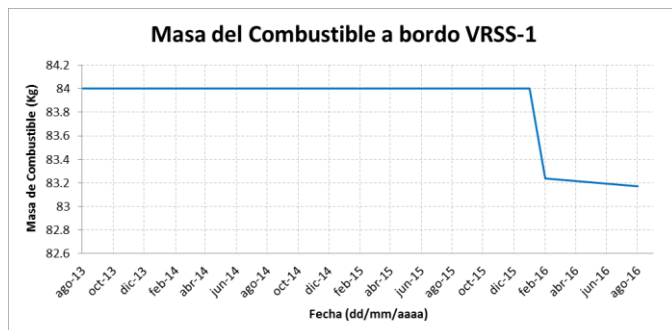


Fig.3. Combustible a bordo del VRSS-1. Fuente: ABAE

IV. DETERMINACIÓN DE LA DENSIDAD ATMOSFÉRICA A PARTIR DE LOS DATOS DEL SEMIEJE MAYOR DEL VRSS-1

Partiendo de las expresiones mostradas en la sección 2 (ecuaciones 1 y 2), del período orbital (segunda ley de Kepler) dado por la ecuación 3 y de la variación de dicho período orbital con respecto al tiempo (ecuación 4), la cual también puede ser expresada de la siguiente manera:

$$\frac{dP}{dt} = -3a\pi\rho\left(\frac{A_e}{M}\right) \quad (5)$$

Se obtiene una expresión de la variación del semieje mayor con respecto al tiempo que depende de la raíz cuadrada del semieje mayor:

$$\frac{da}{dt} = -\frac{\rho A_e}{M} \sqrt{GM_e a}^{1/2} \quad (6)$$

Ésta es una ecuación diferencial de primer orden soluble analíticamente, cuya solución da como resultado el semieje mayor con respecto al tiempo:

$$a(t) = \frac{1}{4M^2} (A_e^2 GM_e \rho^2 t^2 - 2A_e CGMM_e \rho t + C^2 GM^2 M_e) \quad (7)$$

Cuando $t = 0$

$$C = \sqrt{\frac{4a_o}{GM_e}} \quad (8)$$

Tomando $a_o = 7011871 \text{ m}$ (primer valor del semieje mayor observado al inicio de las operaciones en Venezuela).

La ecuación 7 puede ser expresada como se muestra a continuación:

$$a(t) = X\rho^2 + Y\rho + Z = 0 \quad (9)$$

Donde:

$$X = \frac{A_e^2 GM_e \rho^2 t^2}{4M^2} \quad (10)$$

$$Y = \frac{-2A_e CGMM_e \rho t}{4M^2} \quad (11)$$

$$Z = \frac{C^2 GM^2 M_e}{4M^2} \quad (12)$$

Obteniendo finalmente la densidad atmosférica ρ de la siguiente forma:

$$\rho = \frac{-Y \pm \sqrt{Y^2 - 4XZ}}{2X} \quad (13)$$

Se dispone de los valores del semieje mayor cada uno de los días en que el satélite ha estado en órbita en el tiempo en que se

ha estado rastreando en la estación terrena venezolana, gracias al cálculo de la órbita a partir de los datos de GPS utilizando los programas disponibles en el subsistema de Control Satelital. De tal manera que, usando valores de la densidad atmosférica tomados del catálogo COSPAR CIRA 2012 [3], se puede comparar el modelo teórico del semieje mayor (solución de la ecuación diferencial 6) con los datos reales del semieje mayor disponibles (Fig. 4). Se usaron dos valores de la densidad atmosférica en dos segmentos distintos de tiempo, correspondientes al inicio de la obtención de los datos hasta la primera maniobra orbital, al intervalo entre ambas maniobras.

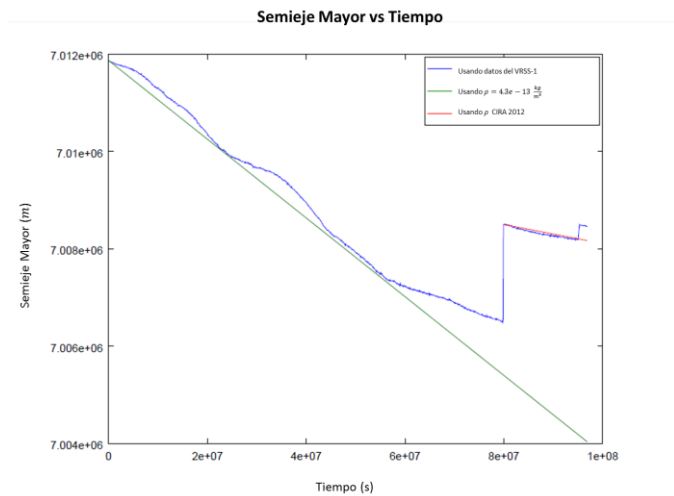


Fig.4. Comparación del modelo teórico del semieje mayor con los datos del VRSS -1 usando los valores de densidad atmosférica del catálogo CIRA 2012

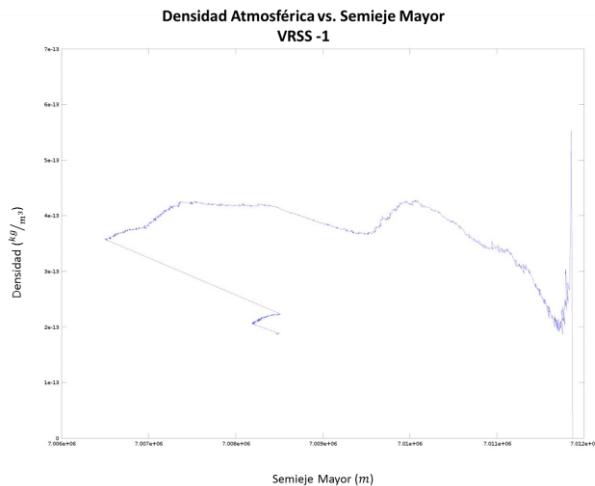


Fig.5. Determinación de la densidad atmosférica a partir de los datos diarios del semieje mayor del VRSS-1

De manera inversa, puesto que se dispone de los valores reales del semieje mayor con respecto al tiempo desde el inicio de las operaciones de rastreo en Venezuela, puede obtenerse la expresión de la densidad atmosférica en función del semieje mayor a partir de la resolución (ecuación 13) de la ecuación diferencial de primer orden (ecuación 7). De este modo se obtiene la gráfica (Fig. 5) que ilustra los valores precisos que toma la densidad atmosférica.

V. CONCLUSIONES

A partir de los resultados obtenidos del análisis de los valores diarios del semieje mayor del VRSS-1 desde el momento en que se ha estado rastreando el satélite desde la estación terrena venezolana, y observando el decaimiento orbital normal antes y después de las maniobras, se tiene un registro importante que puede ser usado para futuras investigaciones. Razón por la cual, se recomienda seguir con el registro de los parámetros orbitales.

Así como también, se confirma que el combustible consumido en ambas maniobras fue ínfimo en comparación con el combustible neto a bordo, por lo que el VRSS-1 dispone de suficiente propelente para el resto de su vida útil.

Ahora bien, se puede afirmar que los resultados obtenidos de la comparación del modelo teórico (ecuación 6) del semieje mayor con los datos reales, a partir del uso de los valores de densidad atmosférica a alturas específicas del catálogo CIRA 2012, son coherentes y confiables. Además de que se validan los valores de densidad calculados (ecuación 13) a partir de los datos reales del semieje mayor. Sin embargo, se recomienda continuar con un análisis más detallado para tener resultados aún más precisos de los que ya se obtuvieron.

Tomando en cuenta también que ésta es la densidad atmosférica a una altura específica de la órbita y que el VRSS-1 tiene una órbita con una inclinación de 97.9° (casi polar). Se puede realizar una aproximación y decir que estos valores corresponden a los valores de la densidad atmosférica alrededor del globo terrestre a unas alturas específicas en cada una de las fechas registradas.

Finalmente, puesto que la densidad depende no sólo de la altura sino de parámetros relacionados con la actividad solar, y puesto que la altura del satélite no ha variado sino unos cuantos kilómetros desde el inicio de las operaciones, puede admitirse que la variación fuerte de la densidad atmosférica corresponde a cambios en la actividad solar. De tal manera, sería interesante realizar una comparación entre dicha actividad solar en el tiempo y las variaciones bruscas de la densidad atmosférica.

AGRADECIMIENTOS

Se agradece al personal que labora en El Centro de Control Satelital del VRSS-1 de la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales, por su desempeño en las actividades diarias, que han hecho posible la recolección de los datos para realizar la investigación.

REFERENCIAS

- [1] C. Rosado, "Comunicación por satélite: principios, tecnologías y sistemas", México: Limusa, 2000.
- [2] J. Kennewell, R. Panwar, "Satellite Orbital Decay Calculations", The Australian Space Weather Agency, Sidney, Australia, 2016.
- [3] Models of the Earth's Upper Atmosphere, COSPAR International Reference Atmosphere (CIRA - 2012), 2012.
- [4] Sehna, L. *Space Project MIMOSA*, Publicado en la revista Publications of the Astronomical Observatory of Belgrade (ISSN 0373-3742), No. 75, p.p. 195 - 208, 2003. p.p. 198,199.
- [5] Shenzhou Institute. "Spacecraft Orbit Dynamics and Control", BJ, China: Aerospace Science and Technology Corporation, 2012.

[6] S.N. Ghosh, "The Neutral Upper Atmosphere", Astrophysics and Space Science Library, 2013, p. p. 32.

[7] R. Mezher Oubiad, "Effect of Atmospheric Drag on Artificial Satellite Orbit", 2012, p.p. 2-7.



Cristóbal T. Alvarado-Minic nació en Maracay, Aragua, Venezuela en 1975. Se graduó de Físico Puro en la Universidad de Metz, Francia en 1998.

Entre 1999 y 2000 culminó su Máster en Física de Plasmas. Entre 2000 y 2003 realizó investigaciones en *Turbulencia en plasmas calientes por métodos no lineales* en el Laboratorio de Física de

Medios Ionizados de la Universidad Henri Poincaré Nancy I, así como en el Comisariato de la Energía Atómica en Cadarache, Francia y en la Universidad Christian Albrecht en Kiel, Alemania.

En el 2012 participó en el Programa de Formación de Talento para el Diseño, Manufactura y Control de Satélites de Órbita Baja enmarcado en el Plan de Capacitación del Programa VRSS-1 *Primer Satélite Venezolano de Observación de la Tierra*, en el Instituto Shenzhou, Beijing, China.

Desde el 2012 ha sido parte del Segmento Espacial del VRSS-1 en la ABAE, ha participado en las investigaciones de astrometría para satélites geoestacionarios en colaboración con el CIDA.

Actualmente participa en el proyecto VRSS-2 en el diseño de la cámara de alta resolución del mencionado satélite.



Ruth C. Matute nació en Valencia, Carabobo, Venezuela en 1987. Se graduó de Licenciada en Física en la Universidad de Carabobo, Carabobo, en el 2009.

En el 2012 participó en el Programa de Formación de Talento para el Diseño, Manufactura y Control de Satélites de

Órbita Baja enmarcado en el Plan de Capacitación del Programa VRSS-1 *Primer Satélite Venezolano de Observación de la Tierra*, en el Instituto Shenzhou y en la Universidad Beihang, Beijing, China y actualmente cursa estudios para optar por la Maestría en Gerencia y Tecnología de la Información.

Desde el 2012 ha sido parte del subsistema de Control Satelital del VRSS-1 en la ABAE, ha participado en las operaciones del mencionado satélite, incluyendo las dos maniobras de evasión realizadas el 2016, y en investigaciones de astrometría para satélites geoestacionarios en colaboración con el CIDA.



Miguel A. Aular nació en San Cristóbal, Táchira, Venezuela en 1986. Se graduó de Ingeniero en Electrónica en la Universidad Santiago Mariño, Maracaibo, Venezuela en el 2010.

En el 2012 participó en el Programa de Formación de Talento para el Diseño, Manufactura y Control de Satélites de Órbita Baja enmarcado en

el Plan de Capacitación del Programa VRSS-1 *Primer Satélite Venezolano de Observación de la Tierra*, en el Instituto Shenzhou y en la Universidad Beihang, Beijing, China.

Desde el 2012 ha sido parte del subsistema de Control Satelital del VRSS-1 en la ABAE.



José A. Aponte nació en Guárico, Venezuela en 1986. Se graduó de Ingeniero en Informática en la Universidad Rómulo Gallegos, Guárico, en el 2009.

En el 2012 participó en el Programa de Formación de Talento para el Diseño, Manufactura y Control de Satélites de Órbita Baja enmarcado en el PlaCapacitación del Programa VRSS-1

Primer Satélite Venezolano de Observación de la Tierra, en el Instituto Shenzhou y en la Universidad Beihang, Beijing, China. En el 2013 terminó la maestría en Gerencia Administrativa en la Universidad Rómulo Gallegos y actualmente cursa estudios para optar por el Doctorado en Ciencias de la Educación.

Desde el 2009 ha formado parte de la ABAE, desempeñando las actividades de Monitoreo del VENESAT-1 y Operaciones del VRSS-1 en el Centro de Control Satelital. Actualmente es el Director de Sistemas Espaciales.