

Optimización de la carga útil de un CubeSat

CubeSat Payload Optimization

Benjamín Barán¹, Michel Barán², Bruno Ortíz Martínez²

¹Universidad Comunera
Monseñor Bogarín 284 esq. J. E. Estigarribia – Asunción – Paraguay

²Universidad Católica “Nuestra Señora de la Asunción”
Tte. Cantaluppi y G. Molinas – Asunción – Paraguay

bbaran@cba.com.py, dov.baran@gmail.com, omforserious@gmail.com

Abstract. *This work presents the implementation of a multi-objective optimization framework for the selection of CubeSat’s components, designed for remote sensing missions, i.e., using imaging payloads. A literature review has been carried out to analyze technical features of the components used for different missions. Once the problem is mathematically formulated, a multiobjective optimization algorithm is implemented to find the Pareto set consisting of a CubeSat’s components, based on open collected data. Three objectives are simultaneously considered: (1) system reliability maximization, (2) investment minimization and (3) profit maximization. A comparison with an exhaustive search is made, in order to validate the implemented multi-objective algorithm.*

Resumen. *Este trabajo presenta una formulación matemática en un contexto multiobjetivo para la selección de componentes para diseñar misiones de observación con CubeSats, es decir, con una carga útil consistente en instrumentos ópticos. Para resolver el problema planteado de selección de componentes, se realizó una revisión de la literatura existente sobre misiones ya realizadas, analizando las características técnicas de los instrumentos utilizados para diversas misiones. Una vez formalizado matemáticamente el problema, se implementó un algoritmo genético multiobjetivo que calcula un conjunto de soluciones Pareto, en base a los datos recolectados. Para los resultados experimentales mostrados a continuación se consideraron tres funciones objetivo: (1) maximización de la confiabilidad del sistema, (2) minimización de la inversión y (3) maximización de potenciales ingresos económicos. Para validar el algoritmo implementado, se lo compara con una implementación de búsqueda exhaustiva.*

1. Introducción

Un CubeSat es un satélite pequeño que tiene dimensiones y características especiales: se compone de una o varias unidades, cuyo factor de forma unitario es de 1U. Esta unidad corresponde a un cubo que tiene 10 cm de lado (es decir, tiene un volumen de 1 ℓ) y su masa oscila entre 1 y 1,33 kg [NASA CubeSat Launch Initiative, 2017]. El estándar de CubeSat fue introducido por primera vez en 1999 con el trabajo colaborativo entre los profesores Jordi Puig-Suari, de la *California Polytechnic State University*, y Bob Twiggs, del *Space Systems Development Laboratory*, dependiente de la Universidad de Stanford. Fue un proyecto que intentó facilitar el acceso de la comunidad universitaria a

los proyectos espaciales [NASA CubeSat Launch Initiative, 2017]. Un ejemplo de CubeSat se muestra en la Figura 1: el FloripaSat-I, diseñado por estudiantes de la Universidad Federal de Santa Catarina (UFSC), Brasil [Mariano *et al.*, 2020].



Figura 1. Modelo del FloripaSat-1 [Mariano *et al.*, 2020].

Con la llegada del nuevo milenio, el número de misiones satelitales fue incrementando año tras año. Los objetivos de estas misiones son muy variados, pudiendo ser por ejemplo el monitoreo del clima, la prevención de desastres o la observación del espacio, entre muchas otras alternativas. Los campos de estudio que se ven beneficiados son también variados, como por ejemplo la astronomía, ciencias atmosféricas, biología, observación terrestre y telecomunicaciones. Desde el año 2000, más de un centenar de universidades y varios países emergentes se han planteado lanzar CubeSats para distintos propósitos [Davoli *et al.*, 2019]. Lo atractivo de este modelo de satélites es que pueden ser contruidos totalmente con componentes COTS (*Commercial-Off-The-Shelf*, componentes disponibles en el mercado general). Esto hace que se mantengan bajos costos de producción.

Los satélites también tienen su clasificación por tamaños. De acuerdo a Duijsens *et al.* [Duijsens *et al.*, 2017], los nanosatélites tienen una masa de entre 1 y 10 kg. Este trabajo se enfocará en los nanosatélites, que incluye a CubeSats de 1U, 1.5U, 2U, 3U, 4U, 6U y 8U, considerando que estos tamaños son los más comunes [Camps, 2019]. En dicho trabajo, Camps expone el interés creciente de las organizaciones en emprender misiones satelitales [Camps, 2019].

Paraguay cuenta actualmente con un único satélite lanzado: el GuaraniSat-1, con propósitos principalmente educativos [CONACYT, 2021]. Desde el 2014, con la creación de la Agencia Espacial del Paraguay (AEP), hay un creciente interés en el uso de tecnologías espaciales [Buzarquis y Barán, 2019]. El Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT), junto con el Parque Tecnológico Itaipu (PTI) hicieron posible el proyecto PINV15-052, cuyo objetivo principal fue proporcionar una base de datos de información (Estudio de Factibilidad) que permita un análisis y evaluación de potenciales proyectos, para respaldar la posterior toma de decisión respecto a la implementación de una misión satelital liderada por el gobierno de la República del Paraguay.

La metodología diseñada en el referido proyecto PINV15-052 contemplaba una identificación de posibles usuarios de información satelital [Buzarquis y Barán, 2019].

Luego de haber realizado Jornadas de Grupos Focales, quedaron definidas las áreas para aplicaciones satelitales, con sus respectivos campos de desarrollo. Este trabajo abordará dos de ellas:

- *Grupo 1*: Agricultura, Recursos Naturales.
- *Grupo 2*: Sector Forestal, Gestión de Emergencias, Navegación/Hidrología, Gobierno Civil/Defensa y Seguridad, Meteorología.

El presente trabajo comprende un desarrollo más extenso en base a un artículo publicado en la IEEE INCAS 2021 (*Institute of Electrical and Electronics Engineers International Conference on Aerospace and Signal Processing*) [Barán *et al.*, 2021], y se organiza como sigue: la Sección 2 contiene definiciones sobre CubeSats, misiones de observación, optimización multiobjetivo, y una breve revisión de la implementación de estos algoritmos a problemas espaciales; la Sección 3 contiene descripciones sobre las distintas variables a ser utilizadas para el modelado del problema y su posterior formulación multiobjetivo; la Sección 4 presenta los dos algoritmos que fueron implementados para la resolución del problema de optimización de la carga útil de un CubeSat, además de los resultados experimentales, dejando las conclusiones para la Sección 5.

2. Revisión del estado del arte

2.1. El CubeSat

Para poder analizar el problema a resolver, procedemos a la definición de los subsistemas del CubeSat [Valverde Caja, 2019, Rani *et al.*, 2010]:

- ADCS o subsistema de determinación y control (*Attitude Determination and Control Subsystem*): una de las partes más importantes del CubeSat. En ella, mediante algoritmos y sensores, se hará el control del CubeSat, teniendo en cuenta que en su hábitat natural hay una ingravidez total. Una típica composición del ADCS es la siguiente: los sensores son comúnmente giróscopos y/o acelerómetros; tanto el sistema de determinación como el de control son circuitos electrónicos que leen el sensor; mientras el actuador consiste en un *magnetorquer* o ruedas de reacción.
- EPS o subsistema de potencia eléctrica (*Electrical Power Supply*): el CubeSat necesita energía, de manera que funcione, reciba, capte y envíe información. Esta parte de la estructura se encargará de subministrar, transferir y usar la energía.
- OBC o Computadora a bordo (*On-Board Computer*): es considerado el cerebro del CubeSat. El OBC controla todos los subsistemas y monitorea sus estados.
- Subsistema de comunicaciones o *COM*: el subsistema *COM* consiste en las antenas y el módulo de comunicación de transmisión y recepción o *transceiver*, por el lado del CubeSat. Desde la Tierra, una estación base envía y recibe datos. Los CubeSats típicos operan en el espectro de VHF (*Very High Frequencies*, 130 - 150 MHz), UHF (*Ultra High Frequencies*, 420 - 450 MHz), y la banda S (2,2 - 2,5 GHz) [Lowe y Macdonald, 2014].
- Carga útil o PL (*PayLoad*): la carga útil consistirá en cámaras o sensores ópticos, necesarios para cumplir con el objetivo de una misión espacial.
- Estructura o *STR*: es el esqueleto que contendrá los componentes del CubeSat. El tamaño de esta estructura depende del factor de forma necesario para contener los componentes: 1U, 1.5U, 2U, 3U, 4U, 6U hasta incluso de 8U. El límite máximo se debe a que el enfoque del presente trabajo es en nanosatélites, cuya masa oscila entre 1 y 10 kg.

2.2. Optimización Multiobjetivo

Este trabajo aborda el problema considerando múltiples objetivos simultáneamente. La definición de un problema multiobjetivo o MOP (*Multi-objective Problem*), según Veldhuizen y Lamont [Van Veldhuizen y Lamont, 2000] es la siguiente:

Definición 1. *Un problema multiobjetivo minimiza o maximiza un vector objetivo $F(\vec{x}) = [f_1(\vec{x}), \dots, f_k(\vec{x})]$, $k \geq 2$, sujeto a m restricciones $g_i(\vec{x}) \leq 0$, $i = 1, \dots, m$, donde $\vec{x} \in \mathbf{X}$ representa la variable de decisión. Una solución a un problema multiobjetivo, optimiza las componentes del vector $F(\vec{x})$ atendiendo todas las restricciones, donde \vec{x} es un vector de decisión ($\vec{x} = [x_1, \dots, x_n]$) que pertenece a cierto dominio \mathbf{X} .*

En la mayoría de los casos, los objetivos a optimizar pueden estar en conflicto entre sí; por lo tanto, esto da lugar a un conjunto de soluciones de compromiso, no comparables entre sí [Von Lücken *et al.*, 2004].

Definición 2. *Sean los vectores objetivo $\vec{u} = (u_1, u_2, \dots, u_k)$ y $\vec{v} = (v_1, v_2, \dots, v_k)$; se dice que \vec{u} domina a \vec{v} (y se denota como $\vec{u} \succ \vec{v}$) si y sólo si \vec{u} es mejor o igual a \vec{v} en todos los objetivos y estrictamente mejor en al menos un objetivo.*

Si ninguno de los vectores domina al otro se dice que son no-comparables entre sí, ya que ninguno resulta mejor que el otro considerando simultáneamente todos los objetivos. A continuación se definen las soluciones Pareto óptimas y el Frente Pareto óptimo [Von Lücken *et al.*, 2004]:

Definición 3. *Se dice que una solución $x \in \chi_f$, donde $\chi_f \subseteq \mathbb{R}^n$ denota el espacio de decisión factible, es una solución Pareto óptima si y sólo si:*

$$\nexists \vec{x}' \in \chi_f \text{ tal que } \vec{v}' = F(\vec{x}') \text{ domina a } \vec{u} = F(\vec{x}) \quad (1)$$

En otras palabras, la solución \vec{x} es Pareto óptima si y sólo si es no-dominada con respecto a todo el conjunto de soluciones factibles χ_f . El conjunto de soluciones Pareto óptimas de un MOP, denotado por \wp^* , está compuesto por todas las soluciones Pareto óptimas. Las soluciones Pareto óptimas son también llamadas soluciones no inferiores, admisibles, o soluciones eficientes. El conjunto de vectores no-dominados en el espacio objetivo es llamado Frente Pareto óptimo y denotado por \wp_f^* .

Definición 4. *Dado un problema de optimización multiobjetivo $F(\vec{x})$, el conjunto Pareto óptimo, denotado por \wp^* , se define como:*

$$\wp^* = \{x \in \chi_f \mid \nexists \vec{x}' \in \chi_f \text{ para el cual } F(\vec{x}') \text{ domine a } F(\vec{x})\} \quad (2)$$

El Frente Pareto óptimo \wp_f^* correspondiente se define como:

$$\wp_f^* = \{\vec{u} = F(\vec{x}) \mid \vec{x} \in \wp^*\} \quad (3)$$

2.3. Revisión de la literatura

Para elaborar este trabajo fueron considerados dos análisis en la literatura: la primera revisión del estado del arte abarca misiones satelitales, donde se haya aplicado un enfoque multiobjetivo para resolver un problema. Los autores de los artículos

que tratan sobre misiones (lanzadas o no) optimizan parámetros como funciones objetivo, asumiendo otras variables como restricciones. Las funciones objetivo planteadas (tanto maximizables como minimizables) eran diversas como por ejemplo el desempeño [Jilla y Miller, 2004], el costo [Jilla y Miller, 2004, Lowe y Macdonald, 2014, Grunske, 2006], el ciclo de vida [Jilla y Miller, 2004, Grunske, 2006], la resolución espacial [Lowe y Macdonald, 2014, Ferringer y Spencer, 2006], la resolución temporal [Lowe y Macdonald, 2014, Song *et al.*, 2019, Ferringer y Spencer, 2006], conceptos relacionados a la transferencia de datos [Lowe y Macdonald, 2014, Song *et al.*, 2019, Kieffer *et al.*, 2014, Du *et al.*, 2019], variables físicas del satélite (masa, densidad, centro de masa, ubicación espacial de componentes, coeficiente de arrastre) [Lau *et al.*, 2014, Acar *et al.*, 2012, Geem y Hwangbo, 2006], entre otros. Destacamos los tres trabajos que ayudaron a plantear nuestro proyecto:

- Ferringer y Spencer [Ferringer y Spencer, 2006] trabajaron en dos problemas de constelaciones satelitales, ambos con objetivos conflictivos entre sí. El primer problema consistía en minimizar los tiempos de revisita máximo y promedio de una constelación de satélites. El tiempo de revisita máximo se define como el intervalo de tiempo en que un punto de interés de la Tierra está fuera del alcance de cualquier satélite de la constelación. El tiempo promedio de revisita es ponderado de acuerdo al área, donde el peso está en función de la latitud del punto. El segundo problema consiste en optimizar las resoluciones (tanto espacial como temporal). La primera se refiere a cómo obtener una focalización mejor, y también a la forma de tener mejores imágenes. En ambos problemas se usó el algoritmo evolutivo NSGA-2 (*Nondominated Sorting Genetic Algorithm, versión 2*), una variante del algoritmo genético para resolver MOP. Los autores concluyen que la implementación de algoritmos evolutivos de optimización multiobjetivo (*Multi-Objective Evolutionary Algorithms – MOEA*) mejoró los resultados con respecto a su prueba anterior.
- Grunske [Grunske, 2006] evalúa algoritmos evolutivos multiobjetivo para identificar alternativas de diseño, para una aplicación satelital. El autor analiza el satélite BIRD (*Bi-spectral InfraRed Detector*), cuya misión es la de detectar altas temperaturas en la superficie de la Tierra. Cada elemento de la arquitectura utilizada tiene su costo, peso y su tasa de confiabilidad. Entonces, los objetivos del problema considerado son (a) optimizar la tasa de confiabilidad, y (b) minimizar el costo. Se restringe el peso a un máximo de 100 kg. El autor logró optimizar el diseño para ambas funciones.
- Lowe y MacDonald [Lowe y Macdonald, 2014] estudian dos misiones con un enfoque multiobjetivo. La primera misión trata de un satélite de observación que debe optimizar la resolución espacial (distancia de muestra al suelo o GSD, *Ground Sample Distance*) y el período de revisita de un punto objetivo, en función a la altitud. La segunda misión consiste en optimizar la transmisión de datos y minimizar el costo, en función a variables físicas tales como altitud, ángulo de inclinación y latitud. Los autores emplean una variante del algoritmo genético NSGA-2 para resolver los problemas. Por último, el trabajo concluye que las restricciones impuestas al problema disminuyeron notablemente la necesidad de cómputo necesaria para encontrar las soluciones, ya que la simulación solamente llevó 10 minutos en finalizar.

Una segunda revisión del estado del arte fue orientada a formalizar conceptos de los aspectos técnicos relacionados a este trabajo. Por una parte, fue necesario averiguar cómo abordaban diversos autores las variables de interés en este trabajo: consumo de potencia, costos (tanto fijos como variables), confiabilidad, rentabilidad potencial, masa y volumen. Por otra parte, fue necesario investigar sobre misiones de observación de la Tierra, y todas las variables relacionadas.

2.4. Misiones de Observación de la Tierra

El presente trabajo aborda el diseño de misiones de Observación Remota o *Remote Sensing* con CubeSats. Las características a tener en cuenta para seleccionar una carga útil óptica son diversas [Curtis, 2021, Bashir *et al.*, 2017]. En este trabajo, haremos énfasis en dos de ellas:

1. *Resolución espacial o RE*: es la medida del objeto más pequeño que puede ser visualizado correctamente por el sensor. Se lo analiza mediante el parámetro GSD que consiste en la distancia real medida en relación a dos centros de píxeles adyacentes. Lowe y Macdonald [Lowe y Macdonald, 2014] definen el GSD como:

$$GSD = \frac{S \cdot \Delta l}{F} \quad (4)$$

donde S es la distancia al objeto medido, que se puede aproximar como la altitud a la que se encuentra el CubeSat, Δl es el tamaño del píxel de la imagen y F es la distancia focal. De acuerdo a González *et al.* [González *et al.*, 2014], se puede clasificar la resolución espacial de la siguiente manera:

- resolución alta o HR (*High Resolution*), si $0,5 \leq GSD < 4$ m;
 - resolución media o MR (*Medium Resolution*), si $4 \leq GSD < 30$ m;
 - resolución baja o LR (*Low Resolution*), si $30 \leq GSD < 1000$ m.
2. *Rango espectral*: es el ancho de las bandas espectrales que el sensor puede obtener. La Tabla 1 resume los distintos espectros con sus longitudes de onda, de acuerdo con González *et al.* [González *et al.*, 2014].

Tabla 1. Clasificación de espectros por su longitud de onda.

Identificador	Clasificación	Rango de longitudes de onda
r_1	Ultravioleta o UV	0,01 - 0,4 μm
r_2	Visible o VIS	0,4 - 0,7 μm
r_3	Infrarrojo cercano o NIR (<i>Near Infrared</i>)	0,7 - 1,1 μm
r_4	Infrarrojo de onda corta o SWIR (<i>Short Wavelength Infrared</i>)	1,1 - 3 μm
r_5	Infrarrojo de onda mediana o MWIR (<i>Medium Wavelength Infrared</i>)	3 - 5 μm
r_6	Infrarrojo térmico o TIR (<i>Thermal Infrared</i>)	8 - 14 μm
r_7	Microondas y radar o MW (<i>Microwave</i>)	0,001 - 1 m

En base a la definición de los Grupos Focales [Buzarquis y Barán, 2019], procedemos a determinar las características de la carga útil adecuada para cada misión. La Tabla 2 relaciona los tipos de misiones potencialmente estratégicas para Paraguay, con las características de la carga útil que hacen posible su realización.

Tabla 2. Clasificación de espectros por su longitud de onda.

Área de Aplicación	RE	Espectro
<i>Grupo Focal 1</i>		
Agricultura [Saari <i>et al.</i> , 2017] [González <i>et al.</i> , 2014] [Shah y Arshad, 2013]	LR – HR	VIS – SWIR, MW
Recursos Naturales/Minería [Aati y Avouac, 2020] [Castellví <i>et al.</i> , 2018]	LR – HR	VIS, SWIR
<i>Grupo Focal 2</i>		
Sector Forestal [Ahmadi <i>et al.</i> , 2018] [Selva y Krejci, 2012]	LR – MR	VIS – NIR, TIR
Gestión de Emergencias [Müncheberg <i>et al.</i> , 1996] [Aldeghi <i>et al.</i> , 2019]	LR – HR	UV – MWIR
Gobierno Civil/Defensa y Seguridad [Lazreg <i>et al.</i> , 2018] [Ahmadi <i>et al.</i> , 2018]	MR – HR	VIS, TIR – MW
Navegación/Hidrología [Maciel <i>et al.</i> , 2020] [Nagel <i>et al.</i> , 2020] [McCabe <i>et al.</i> , 2017]	MR – HR	UV – NIR, TIR – MW
Meteorología [Paris <i>et al.</i> , 2015] [Wloszek <i>et al.</i> , 2013] [Cahoy <i>et al.</i> , 2017]	LR – HR	VIS – MW

3. Descripción del problema

3.1. Variables a considerar

3.1.1. Inversión

Con inversión, nos referimos a los costos de implementación y desarrollo de un CubeSat. Se incluye en el análisis a todos los subsistemas del CubeSat. Woellert et al. [Woellert *et al.*, 2011] abordan las cuestiones económicas en un repaso histórico de misiones con CubeSats hasta el año 2011. Primero, se hace la comparación de costos de construcción y lanzamiento con respecto a misiones con satélites tradicionales: los rangos para CubeSats oscilan entre 200k y 2M USD, mientras que pa-

ra los satélites tradicionales el costo puede superar los 200M USD. Muchas veces resulta complejo evaluar los costos totales de la elaboración de proyectos con CubeSats [NASA CubeSat Launch Initiative, 2017]. Por ello, es complejo estimar los costos totales implicados para financiar todos los procesos. Nervold et al. [Nervold *et al.*, 2016] abordaron el costo del factor humano en el desarrollo de la misión. Los autores citaron como ejemplo el caso del CubeSat ION de la Universidad Illinois-Champaign, desarrollado entre los años 2001 y 2006. En dicho proyecto, participaron alrededor de 100 estudiantes a lo largo de los 5 años de su duración. La mayor parte de estos estudiantes participaron en el marco de una pasantía para la obtención de créditos. A partir de este ejemplo, los autores asumieron que si cada estudiante hubiera invertido 10,5 horas semanales en un total de 32 semanas, el costo total de trabajo en el desarrollo del CubeSat sería de 33600 horas. Si asumimos una tarifa de 12,50 USD/hora, entonces la remuneración total por el trabajo sería de 420k USD. En contrapartida, en este trabajo definiremos costos variables y fijos. Los precios de los componentes COTS serán los costos variables. Además, se considerará una tarifa de 15k USD/kg en función a la masa total del CubeSat como costo de lanzamiento. Por su parte, los costos fijos serán los salarios de las personas encargadas del proyecto, calculados para un equipo de cuatro personas, que trabajarán 6 meses a tiempo completo (40 horas semanales). La tarifa a utilizar será de 12,50 USD/hora. Para los costos fijos incluiremos un tarifa única de 21k USD, como se hace en [Toorian *et al.*, 2008].

3.1.2. Confiabilidad

Hassan y Crossley [Hassan y Crossley, 2008] definen la confiabilidad como la habilidad de un sistema de operar correctamente bajo ciertas condiciones y durante un período establecido de tiempo. A su vez, Shea [Shea, 2006] recopila fallas comunes de sistemas microelectromecánicos o MEMS (*Micro-Electro-Mechanical Systems*). El autor clasifica estas fallas por sus orígenes, como mecánicas o eléctricas. Los modos de falla mecánica son: fatiga, deformación plástica, cambio de curvatura del material, fractura inducida por choque o vibración, fricción o desgaste, entre otros. En cambio, los modos de falla eléctrica son, entre otros: cortocircuitos o circuitos abiertos, carga dieléctrica y también corrosión. Para el presente trabajo, definiremos criterios de confiabilidad para evaluar los distintos componentes (ver Tabla 3), y luego computaremos un índice para el CubeSat a diseñar como el producto de la confiabilidad de los distintos subsistemas, asumiendo independencia estadística entre los subsistemas. El término NS/NC (No Sabe/No Contesta) se refiere en lo que sigue a que no se encontró información suficiente sobre el componente.

Tabla 3. Criterios de elaboración del índice de confiabilidad.

Notación	El componente...	Sí	NS/NC	No
i_1	¿ Fue diseñado para el espacio ?	1	0,5	0
i_2	¿ Tiene historial de vuelo ?	1	0,5	0
i_3	¿ Tiene tolerancia a la radiación ?	1	0,5	0
i_4	¿ Tiene un tiempo de vida mayor a 2 años ?	2	1	0
i_{TOT}	TOTAL	5		

Entonces, el índice de confiabilidad para cierto componente se calculará en este trabajo con la siguiente fórmula:

$$i_{conf} = \frac{\sum_{n=1}^4 i_n}{i_{TOT}} \quad (5)$$

En lo que sigue, asumiremos que este índice de confiabilidad es una métrica razonable de la confiabilidad que el componente posee.

$$t \approx i_{conf} \quad (6)$$

La justificación de esta decisión radica en que los fabricantes no incluyen muchos datos sobre la confiabilidad de un determinado componente. Por ejemplo, el Departamento de Defensa de los Estados Unidos [U.S. Department of Defense, 1991] elaboró un informe sobre la predicción de la confiabilidad de diversos componentes electrónicos pasivos. En dicho informe, se analizaron datos públicos para definir modelos de tasas de fallas. Sin embargo, las limitaciones sobre el uso de estos modelos son claras, ya que la precisión depende del contexto en que se utilizan los componentes, lo que ocasiona una escasez de datos abiertos (libremente accesibles) de confiabilidad de componentes.

3.1.3. Potenciales ingresos

Nos referimos a la rentabilidad o ingreso potencial como la factibilidad económica de realizar misiones exitosas. En el presente trabajo definiremos el ingreso potencial en términos de Unidades Financieras o UF, que asumiremos equivalen a 2 veces el costo fijo del diseño de una misión. Primero, asignamos identificadores a las misiones definidas por Buzarquis y Barán [Buzarquis y Barán, 2019]. La Tabla 4 asigna valores de *ID* a los siete tipos de misiones allí consideradas.

Tabla 4. Correspondencia entre la misión y su identificador.

Misión	Identificador
Agricultura	1
Recursos Naturales / Minería	2
Sector Forestal	3
Gestión de Emergencias	4
Gobierno Civil/Defensa y Seguridad	5
Navegación/Hidrología	6
Meteorología	7

Con ayuda de la Tabla 2 y un *survey* sobre misiones anteriores, elaboramos una tabla estimativa de potenciales ingresos (ver Tabla 5). Para la dupla *resolución espacial/rango espectral* que no conseguimos datos, especificamos *N/A* (No Aplica). Otros factores considerados en la definición del valor de ingreso potencial son el costo de las cámaras a utilizar, el nivel de resolución espacial y/o los rangos espectrales necesarios para una misión.

Tabla 5. Matriz de rentabilidades de cada misión de acuerdo a la calidad de resolución espacial y espectro observado.

Espectro	RE	Área de Aplicación							Unidad de Medida
		1	2	3	4	5	6	7	
UV	LR	N/A	N/A	N/A	8	N/A	N/A	N/A	UF
	MR	N/A	N/A	N/A	16	N/A	24	N/A	
	HR	N/A	N/A	N/A	28	N/A	42	N/A	
VIS	LR	12	20	8	8	N/A	N/A	10	
	MR	21,6	36	14,4	14,4	18	21,6	18	
	HR	36	60	14,4	24	30	36	30	
NIR	LR	13,2	N/A	8,8	8	N/A	N/A	10	
	MR	19,2	N/A	16	12,8	N/A	19,2	16	
	HR	42	N/A	16	28	N/A	42	35	
SWIR	LR	12	20	N/A	8	N/A	N/A	10	
	MR	26,4	44	N/A	17,6	N/A	N/A	22	
	HR	43,2	72	N/A	28,8	N/A	N/A	36	
MWIR	LR	N/A	N/A	N/A	8	N/A	N/A	10	
	MR	N/A	N/A	N/A	19,2	N/A	N/A	24	
	HR	N/A	N/A	N/A	28,8	N/A	N/A	36	
TIR	LR	N/A	N/A	12,8	N/A	N/A	N/A	10	
	MR	N/A	N/A	20	N/A	25	30	25	
	HR	N/A	N/A	20	N/A	38	45,6	38	
MW	LR	24	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	20	
	MR	48	N/A	N/A	N/A	40	48	40	
	HR	72	N/A	N/A	N/A	60	72	60	

3.1.4. Masa

De acuerdo a Lancheros et al. [Lancheros *et al.*, 2019], existen limitaciones del peso de la carga útil, dependiendo del tamaño del satélite. Para un nanosatélite, la carga útil no debe sobrepasar los 3 kg. En el presente trabajo nos limitaremos a diseñar CubeSats que sean nanosatélites. Entonces, los factores de forma o FF que cumplen con la restricción están especificados en la Tabla 6, recordando que la masa de un CubeSat de 1U oscila entre 1 y 1,33 kg [NASA CubeSat Launch Initiative, 2017].

3.1.5. Volumen

En el presente trabajo seleccionaremos componentes que estén preparados para el estándar CubeSat. Entonces, el criterio de ocupación del CubeSat será en función a la altura en términos de una unidad o 1U. Los paneles solares son instalados en la parte exterior de la estructura del CubeSat, por lo que no ocupan espacio (ver Figura 1). Shah y Arshad [Shah y Arshad, 2013] seleccionan una cámara infrarroja de FLIR llamada FLIR Tau 320. Las dimensiones de esta cámara son $44 \times 44 \times 30 \text{ mm}^3$, pero para este trabajo tendremos en cuenta su altura, que es de 30 mm o 0,3U. La última columna de la Tabla 6 ilustra la restricción de altura máxima para cada factor de forma.

Tabla 6. Rango de masas y alturas máximas de los nanosatélites CubeSats.

FF (U)	Rangos de masa kg		A. máx. (U)
	Mín	Máx	
1	1	1,33	1
1.5	1.5	1,995	1,5
2	2	2,66	2
3	3	3,99	3,4
4	4	5,32	4
6	6	7,98	6
8	8	10,64	8

3.1.6. Potencia consumida

El EPS es el equipamiento que dota de energía a los distintos subsistemas del CubeSat. Este subsistema consiste típicamente de las siguientes partes [Abaker y Mustafa, 2017, Valverde Caja, 2019]:

- Paneles solares que reciben la luz del Sol y lo convierten en energía eléctrica, con cierta eficiencia en el proceso.
- Baterías usadas para almacenar la energía convertida por los paneles solares.
- Un circuito o equipamiento eléctrico funge de interfaz de distribución de energía al resto del CubeSat. Esta parte es conocida como Unidad de distribución y condicionamiento de potencia o PCDU (*Power Conditioning and Distribution Unit*).

En este trabajo, optaremos por la utilización de componentes COTS en cada una de estas etapas del EPS, con la posibilidad de utilizar componentes ya integrados.

3.2. Formalización matemática del modelo propuesto

Luego de describir los aspectos a tratar, definiremos el modelo a utilizar en el presente trabajo. Para este trabajo, un CubeSat U se compone de los siguientes elementos:

$$U = \{u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4 \ u_5 \ u_6 \ u_7 \ u_8 \ u_9 \ u_{10} \ u_{11}\} \quad (7)$$

donde u_1 es el subsistema de ADCS, u_2 y u_3 son módulos del subsistema de *COM* (*transceiver* y antena, respectivamente), u_4 es el subsistema de OBC, u_5 a u_7 son las cámaras posibles de la carga útil (PL1 a PL3), u_8 , u_9 y u_{10} son los módulos del subsistema de EPS (PCDU, baterías y paneles solares, respectivamente), y u_{11} es la estructura.

Para los componentes de los subsistemas OBC y ADCS, tenemos que:

$$u_k = f(ID, FF, c, t, m, v, p), \quad k = 1, 4 \quad (8)$$

donde:

- ID es el identificador del componente, de acuerdo a una base de datos local de tamaño N_k , $ID \in \{1, 2, \dots, N_k\}$.
- $FF = \{FF_{min}, FF_{max}\}$ es el intervalo de FF (*Form Factor*) de CubeSat para los cuales el componente es compatible.

- c es el costo del componente, en USD.
- t es la confiabilidad del componente, $0 \leq t \leq 1$.
- m es la masa total, en kg.
- v es el volumen total que ocupa el componente, medido en términos del FF 1U.
- p es la potencia que consume el componente, en W.

El subsistema *COM* comprende los siguientes módulos:

$$\begin{aligned} u_2 &= f(ID, a, FF, c, t, m, v, p) \\ u_3 &= f(ID, d, FF, c, t, m, v) \end{aligned} \quad (9)$$

donde:

- $a \in \{0, 1\}$ indica si el módulo transmisor/receptor incluye o no una antena. En caso que la incluya, se evitará agregar otra antena por separado.
- $d \in \{0, 1\}$ indica si la antena es o no desplegable. En caso que la antena sea desplegable, no ocupará volumen dentro de la estructura.

La carga útil será el enfoque principal del presente trabajo. Definimos un máximo de tres cámaras para la composición de la carga útil:

$$u_k = f(ID, c, t, GSD, m, v, p, R_x, g), k = 5, 6, 7 \quad (10)$$

donde:

- $GSD \in [1, 3]$ indica la resolución espacial que la k -ésima cámara puede satisfacer, siendo para LR $GSD = 1$; para MR, $GSD = 2$; y en el caso de HR, $GSD = 3$.
- El rango espectral que abarca cada cámara es:

$$R_x = [r_1 \ r_2 \ r_3 \ r_4 \ r_5 \ r_6 \ r_7] \quad (11)$$

donde $r_x \in \{0, 1\}$ representa cada rango espectral, identificado en la Tabla 1.

- g es el ingreso potencial de cada cámara, medido en UF.

Observación: u_6 y u_7 admiten como solución posible no usar cámara (cámara vacía), no así u_5 , pues al menos una cámara debe formar parte del CubeSat.

En el caso del PCDU u_8 , la batería u_9 , y los paneles solares u_{10} , correspondientes al subsistema de EPS, definimos cuanto sigue:

$$\begin{aligned} u_8 &= f(ID, b, sp, pd, FF, c, t, m, v, pi) \\ u_k &= f(ID, FF, c, t, m, v), k = 9, 10 \end{aligned} \quad (12)$$

donde:

- $b \in \{0, 1\}$ indica si el módulo PCDU incluye (o no) una batería. En caso que incluya, no será necesario añadir una batería u_9 por separado al CubeSat a diseñar.
- $sp \in \{0, 1\}$ indica si el módulo PCDU incluye (o no) paneles solares. En caso que incluya, no será necesario añadir paneles solares u_{10} por separado al CubeSat.
- $pd \in \{0, 1\}$ indica si el panel solar integrado al PCDU es (o no) desplegable.
- pi es la potencia que puede entregar el componente, en W. Con el dato de la potencia máxima disponible también se puede analizar si la selección de componentes es válida, considerando que el consumo no debe superar este valor máximo de potencia disponible.

Para la estructura u_{11} , podemos definir lo siguiente:

$$u_{11} = f(ID, c, t, vf, m, vol_{max}, m_{min}, m_{max}) \quad (13)$$

donde:

- vf es el tamaño del FF, de acuerdo al estándar CubeSat. Su valor puede ser 1, 1.5, 2, 3, 4, 6 o bien 8U.
- vol_{max} , m_{min} , y m_{max} son los valores de volumen máximo, masas mínima y máxima que tolera la estructura u_{11} , respectivamente. Estos valores están correspondidos con su factor de forma en la Tabla 6.

Con el fin de poder formular el modelo matemático, se incluyen las siguientes definiciones:

Definición 5. *El costo total del CubeSat se define como:*

$$C_T = C_F + C_V \quad (14)$$

donde:

- C_T es el costo total.
- C_V es el costo variable, definido como la suma de los costos de los subsistemas del CubeSat:

$$C_V = c_l \cdot [M_T] + \sum_{k=1}^{11} u_k(c) \quad (15)$$

donde $c_l = 15000$ USD/kg, representa el costo por kilogramo a pagar por lanzar el CubeSat.

- C_F es el costo fijo, que consiste en los salarios de los ingenieros encargados del proyecto y otros gastos generales. Además, incluye un costo fijo de lanzamiento (tarifa única aproximada), de acuerdo a lo encontrado en la literatura [Woellert *et al.*, 2011, NASA CubeSat Launch Initiative, 2017, Nervold *et al.*, 2016, Toorian *et al.*, 2008] se asumirá:

$$C_F = 51000 \text{ USD} \quad (16)$$

Definición 6. *La masa total que debe soportar el CubeSat se obtiene de la suma de las masas de cada uno de sus subsistemas, sin considerar la masa de la estructura u_{11} .*

$$M_T = \sum_{k=1}^{10} u_k(m) \quad (17)$$

Definición 7. *El volumen total que ocupan los componentes en un CubeSat se obtiene de la suma de los volúmenes (alturas) correspondientes a cada subsistema que deberá ir dentro de la estructura u_{11} seleccionada:*

$$V_T = \sum_{k=1}^{10} u_k(v) \quad (18)$$

Definición 8. La potencia total consumida por los componentes del CubeSat se obtiene de la suma de todos los consumos energéticos de cada subsistema que debe ser atendido por el subsistema EPS (u_8, u_9, u_{10}):

$$P_T = \sum_{k=1}^7 u_k(p) \quad (19)$$

Definición 9. El coeficiente de confiabilidad del CubeSat se calcula asumiendo una independencia estadística entre sus componentes, es decir:

$$t_T = \prod_{k=1}^{11} u_k(t) \quad (20)$$

Definición 10. Definimos el ingreso potencial total R_T de la misión del CubeSat como una propiedad de la carga útil:

$$R_T = \sum_{k=5}^7 u_k(g) \quad (21)$$

$$g = \sum_{i=1}^{n_x} \sum_{k=1}^{n_{MC}} u_l(r_i) \cdot mat_{i,GSD,k}, \quad l = 5, 6, 7$$

donde:

- g es la potencial rentabilidad de cada una de las cámaras a conformar el CubeSat.
- n_x es la cantidad de espectros considerados, de acuerdo a la Tabla 1.
- n_{MC} es la cantidad de misiones posibles, definidas por la Tabla 4.
- $mat_{i,GSD,k}$ es la potencial rentabilidad de una cámara de resolución espectral i , en función a su valor de resolución espacial GSD y califica para la k -ésima aplicación posible.

En este caso, la carga útil seleccionada tendrá una puntuación de potencial rentabilidad, de acuerdo a las características técnicas que posee y sus potenciales aplicaciones para el Paraguay, analizadas en [Buzarquis y Barán, 2019]. Sin embargo, se descartará computar puntuaciones redundantes: cuando dos cámaras sirven para el mismo contexto, no se duplicará la rentabilidad. Con estas definiciones, podemos formular matemáticamente el problema multiobjetivo de diseño óptimo de un CubeSat como:

Optimizar:

$$y = f(x) = [f_1(x) \quad f_2(x) \quad f_3(x)] \quad (22)$$

sujeto a:

$$e(x) = [e_1(x) \quad e_2(x) \quad e_3(x) \quad \cdots \quad e_8(x)] \geq 0 \quad (23)$$

donde:

$$y = [y_1 \quad y_2 \quad y_3] \in \mathbb{R}^3 \quad (24)$$

$$x = [x_1 \quad x_2 \quad \cdots \quad x_{11}] \in \mathbb{N}^{11} \quad (25)$$

Las funciones objetivo son las siguientes:

$f_1(x)$: es la función de costo, dada por la Ecuación (14). El costo deberá ser minimizado.

$f_2(x)$: es la función de ingreso potencial, dada por la Ecuación (21). Esta función deberá maximizarse.

$f_3(x)$: es la función de confiabilidad, dada por la Ecuación (20). La confiabilidad deberá maximizarse.

Las restricciones consideradas son las siguientes:

$e_1(x)$: es una restricción sobre la masa total del satélite. La Ecuación (17) indica la masa del satélite, que debe ser soportada por la estructura elegida del CubeSat:

$$M_T \leq u_{11}(m_{max}) \quad (26)$$

$e_2(x)$: es una restricción sobre el volumen total del satélite. La Ecuación (18) indica el volumen total ocupado por los subsistemas del CubeSat, que debe ser contenido por la estructura elegida del CubeSat:

$$V_T \leq u_{11}(vol_{max}) \quad (27)$$

$e_3(x)$: es una restricción sobre la potencia consumida que debe ser proporcionada por el subsistema EPS. La Ecuación (19) indica que la potencia total consumida por los subsistemas, debe ser proveída por el EPS que tiene una capacidad máxima.

$$P_T \leq u_8(pi) \quad (28)$$

$e_4(x)$: es una restricción sobre la rentabilidad no nula de la misión.

$$R_T > 0 \quad (29)$$

Esta restricción descarta diseños de CubeSats sin carga útil.

$e_5(x)$: es una restricción sobre la masa máxima de la carga útil. En un nanosatélite, la carga útil no debería exceder el máximo que asumimos sería de 3 kg.

$$\sum_{i=5}^7 u_k(m) \leq 3 \text{ kg} \quad (30)$$

$e_6(x)$ es otra restricción sobre la masa del satélite. La masa total debe estar dada por (17) en el rango de los nanosatélites:

$$1 \text{ kg} \leq M_T \leq 10 \text{ kg} \quad (31)$$

3.2.1. Representación computacional de una solución

Se considera un cromosoma (representación de una solución) dado por la Ecuación (7) con u_k identificado por su $ID \in \{1, 2, \dots, N_k\}$ (ver Figura 2). Considerando la representación computacional propuesta, el espacio de búsqueda sería de $N_T = \prod_{k=1}^{11} N_k$. En los experimentos que se presentan a continuación para validar el modelo y los algoritmos de solución: $N_1 = 14$; $N_2 = 15$; $N_3 = 20$; $N_4 = 10$; $N_5 = N_6 = N_7 = 27$; $N_8 = 13$; $N_9 = 5$; $N_{10} = 23$; y $N_{11} = 22$. Para los casos de u_3 , la PL (u_6 a u_7), u_9 y u_{10} se define un componente “vacío”, de forma a tener en cuenta los componentes opcionales. Entonces, el espacio de búsqueda consiste en $N_T \approx 2,3 \times 10^{13}$ combinaciones posibles.

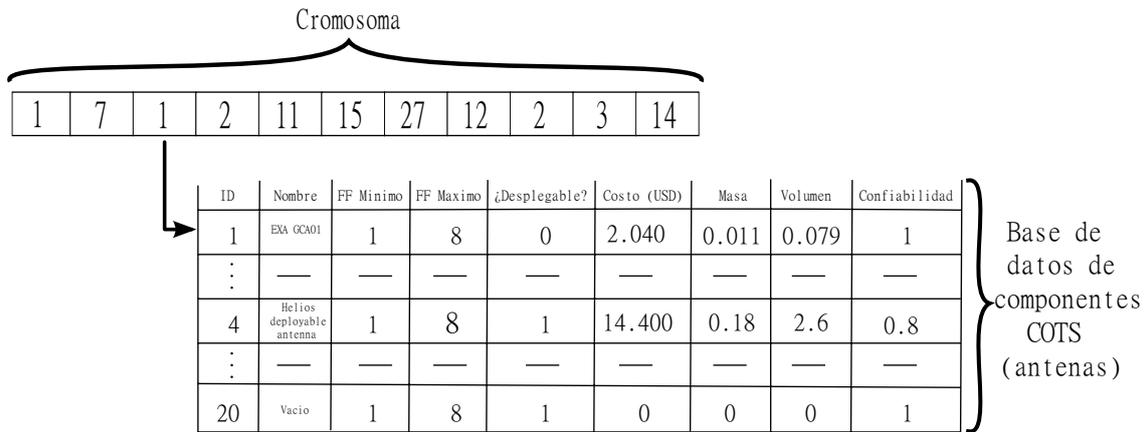


Figura 2. Cromosoma conformado por identificadores que vinculan componentes del CubeSat con la correspondiente base de datos.

4. Resultados

4.1. Configuración del entorno

Las características del entorno de pruebas son las siguientes:

- Computadora con Sistema Operativo Windows 10 Pro, procesador Intel® Core™ i7-8700K CPU @ 3.70 GHz, memoria RAM de 16 GB.
- Lenguaje de Programación Python 3.8, y las librerías *nsga2.problem*, *nsga2.evolution*, *numpy*, *pandas*, y *time*.

Los datos de entrada fueron componentes COTS de CubeSat, organizados en tablas donde cada componente tenía sus características relevantes para el trabajo, en función al subsistema correspondiente. Los datos de salida son las soluciones Pareto óptimas encontradas por el algoritmo de resolución. Cada solución corresponde a un CubeSat con sus correspondientes funciones objetivo optimizadas. Para resolver el problema de diseño planteado se optó por implementar y comparar soluciones arrojadas por dos algoritmos: la búsqueda exhaustiva o *Exhaustive Search* y el algoritmo genético NSGA-2 (*Nondominated Sorting Genetic Algorithm versión 2*). De acuerdo a Nievergelt [Nievergelt, 2000], la búsqueda exhaustiva es la opción más antigua para resolver problemas aprovechando la capacidad de las computadores de generar búsquedas por fuerza bruta. En cambio, el NSGA-2 es el algoritmo evolutivo más utilizado según la literatura especializada, que propone un procedimiento para clasificar a los individuos de una población en varios frentes no dominados [Torres y Barán, 2015, Riquelme *et al.*, 2015].

4.2. Gráficos y discusiones

Inicialmente se validó el funcionamiento del algoritmo NSGA-II comparando sus resultados con los obtenidos por el método exhaustivo para instancias más pequeñas del problema planteado. Sin embargo, el método exhaustivo no logró resolver en tiempo razonable la instancia presentada con $N_T = 2,3 \times 10^{13}$ combinaciones. En consecuencia, la Tabla 7 sólo presenta el número de soluciones y tiempo de ejecución del algoritmo NSGA-II, utilizando el entorno computacional arriba descrito.

La aproximación al Frente Pareto óptimo del caso de $N_{GEN} = 1000$ generaciones se muestra en la Figura 3: el eje de abcisas corresponde al costo total C_T ; en el eje de

Tabla 7. Soluciones encontradas y tiempos de ejecución del algoritmo NSGA-II.

Generaciones	Soluciones	Tiempo de ejecución (min)
100	36	24,29
250	42	63,62
500	38	124,92
800	33	221,22
1000	58	331,75

ordenadas se grafica la potencial rentabilidad R_T ; y el color de cada punto corresponde a la confiabilidad total t_T , variando de azul a rojo, si la confiabilidad es mínima o máxima, respectivamente.

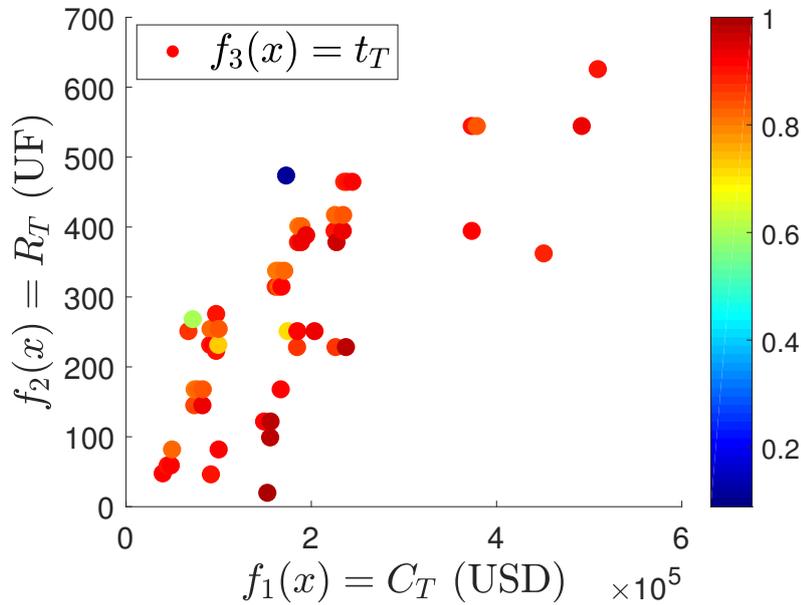


Figura 3. Resultados para $N_{GEN} = 1000$ generaciones.

Un ejemplo de solución Pareto óptima es la que aparecen en la Figura 2, cuya expresión es la siguiente:

$$U = [1 \ 7 \ 1 \ 2 \ 11 \ 15 \ 27 \ 12 \ 2 \ 3 \ 14]$$

donde el ADCS ($u_1(ID) = 1$) es iMTQ Magnetorquer Board ; el COM ($u_2(ID) = 7$) es S-Band Transmitter for Pico and Nanosatellites, con un módulo de antenas EXA GCA01 ($u_3(ID) = 1$); el OBC ($u_4(ID) = 2$) es KRYTEN-M3; la PL1 ($u_5(ID) = 11$) es ThermoVision A10, la PL2 ($u_6(ID) = 15$) es MCM20027 y no hay una tercera cámara ($u_7(ID) = 27$); el PCDU del EPS ($u_8(ID) = 12$) es el NanoAvionics EPS 1, con una batería EXA BA01D High Energy Density Battery Array ($u_9(ID) = 2$) y módulos de paneles solares ISIS CubeSat 3U ($u_{10}(ID) = 3$); y la STR ($u_{11}(ID) = 14$) es de 3U. Las funciones objetivo de esta solución son $f_1(x) = 42826$ USD, $f_2(x) = 120,8$ UF y $f_3(x) = 0,18816$. Los datos requeridos para las simulaciones in-extenso

se encuentran disponibles en GitHub (<https://github.com/MichelBaran/Optimizacion-de-la-carga-util-de-un-CubeSat>), donde también se puede encontrar el conjunto Pareto calculado con su correspondiente Frente Pareto.

5. Conclusiones

Este trabajo propuso una innovadora metodología multiobjetivo para seleccionar componentes COTS para un CubeSat de forma óptima considerando 3 funciones objetivo y 8 restricciones (ver Sección 3). Entre los aportes destacados a la literatura sobre CubeSat resaltan la definición formal de variables, en un contexto multiobjetivo; la recopilación y clasificación de datos abiertos de componentes para CubeSats; la revisión de la literatura sobre misiones *Remote Sensing*; y la validación de la solución, implementando algoritmos evolutivos de optimización multiobjetivo o MOEA (*Multi-objective Optimization Evolutionary Algorithms*). En este contexto, resultan pertinentes algunas reflexiones finales:

- El conjunto de datos de entrada se limitó a componentes COTS de compañías especializadas en CubeSats que publican estos datos en Internet, lo que limitó de cierta forma la cantidad de datos utilizados en las simulaciones presentadas.
- Las funciones objetivo utilizadas son claramente relevantes. Sin embargo, en la práctica resulta complejo determinar todos los costos de un proyecto satelital.
- Existen otras variables que pueden considerarse para robustecer el modelo, como los parámetros orbitales, tasa de transferencia de datos, entre otros.

Como trabajo futuro se espera extender el trabajo atendiendo a estas reflexiones finales así como resolver el problema de optimización de la carga útil de un CubeSat utilizando otros algoritmos.

Referencias

- Aati, S. y Avouac, J.-P. (2020). Optimization of optical image geometric modeling, application to topography extraction and topographic change measurements using planetscope and skysat imagery. *Remote Sensing*, 12(20):3418.
- Abaker, A. A. M. y Mustafa, A. (2017). Analysis of cube-sat electrical power system architecture. *Sci. Technol. Innov. J.*, 1(1):1–5.
- Acar, P., Nikbay, M., y Aslan, A. R. (2012). Design optimization of a 3-unit satellite de-orbiting mechanism. En *ESA Small Satellites Systems and Services the 4S Symposium*, pp. 4–8.
- Ahmadi, A., Kosari, A., y Malaek, S. (2018). A generic method for remote sensing satellites conceptual design and rapid sizing based on "design for performance" strategy. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 33(2):34–51.
- Aldeghi, A., Carn, S., Escobar-Wolf, R., y Groppelli, G. (2019). Volcano monitoring from space using high-cadence planet cubesat images applied to fuego volcano, guatemala. *Remote Sensing*, 11(18):2151.
- Barán, B., Martínez, B. O., y Barán, M. (2021). Multi-objective optimization in the selection of a cubesat payload. En *2021 IEEE International Conference on Aerospace and Signal Processing (INCAS)*, pp. 01–04.

- Bashir, S. M. A., Mughal, G. A., Mahmood, R., y Khurshid, K. (2017). Design and performance evaluation of low cost, medium resolution imaging payload for nanosatellites. En *2017 Fifth International Conference on Aerospace Science & Engineering (ICASE)*, pp. 1–7. IEEE.
- Buzarquis, E. H. y Barán, B. (2019). El estudio de factibilidad para la primera misión satelital del paraguay. *Revista Eletrônica Argentina-Brasil de Tecnologias da Informação e da Comunicação*, 1(10).
- Cahoy, K., Allan, G., Lee, Z., Hein, A., Kennedy, A., Lee, M., Main, E., y Blackwell, B. (2017). Integration and test of the microwave radiometer technology acceleration (mirata) cubesat. En *Proceedings of the 68th IAC (International Astronautical Congress), September*.
- Camps, A. (2019). Nanosatellites and applications to commercial and scientific missions. En *Satellites and Innovative Technology*. IntechOpen.
- Castellví, J., Camps, A., Corbera, J., y Alamús, R. (2018). 3cat-3/mots nanosatellite mission for optical multispectral and gnss-r earth observation: Concept and analysis. *Sensors*, 18(1):140.
- CONACYT (2021). “guaranisat-1” el primer satélite paraguayo será lanzado al espacio. <https://www.conacyt.gov.py/GuaraniSat-1-el-primer-Satelite-Paraguayo-sera-lanzado-al-espacio>. Accedido el: 2021-04-05.
- Curtis, H. (2021). An overview of cameras and optical payloads for small satellites on the global marketplace.
- Davoli, F., Kourogorgas, C., Marchese, M., Panagopoulos, A., y Patrone, F. (2019). Small satellites and cubesats: Survey of structures, architectures, and protocols. *International Journal of Satellite Communications and Networking*, 37(4):343–359.
- Du, Y., Xing, L., Zhang, J., Chen, Y., y He, Y. (2019). Moea based memetic algorithms for multi-objective satellite range scheduling problem. *Swarm and Evolutionary Computation*, 50:100576.
- Duijsens, S., Brúls, O., Plessier, J.-Y., Golinval, J.-C., y Kerschen, G. (2017). *Preliminary study of a deployable CubeSat*. Tesis doctoral, Master thesis, Université de Liège.
- Ferringer, M. P. y Spencer, D. B. (2006). Satellite constellation design tradeoffs using multiple-objective evolutionary computation. *Journal of spacecraft and rockets*, 43(6):1404–1411.
- Geem, Z. W. y Hwangbo, H. (2006). Application of harmony search to multi-objective optimization for satellite heat pipe design. En *Proceedings of*, pp. 1–3. Citeseer.
- González, F. E., Ruiz, M. J., y Acosta, F. M. (2014). Remote sensing tutorial. TELECAN Project, Las Palmas, University of Las Palmas of Gran Canaria.
- Grunske, L. (2006). Identifying good architectural design alternatives with multi-objective optimization strategies. En *Proceedings of the 28th international conference on Software engineering*, pp. 849–852. ACM.

- Hassan, R. y Crossley, W. (2008). Spacecraft reliability-based design optimization under uncertainty including discrete variables. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 45(2):394–405.
- Jilla, C. D. y Miller, D. W. (2004). Multi-objective, multidisciplinary design optimization methodology for distributed satellite systems. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 41(1):39–50.
- Kieffer, E., Stathakis, A., Danoy, G., Bouvry, P., Talbi, E.-G., y Morelli, G. (2014). Multi-objective evolutionary approach for the satellite payload power optimization problem. En *2014 IEEE Symposium on Computational Intelligence in Multi-Criteria Decision-Making (MCDM)*, pp. 202–209. IEEE.
- Lancheros, E., Camps, A., Park, H., Rodriguez, P., Tonetti, S., Cote, J., y Pierotti, S. (2019). Selection of the key earth observation sensors and platforms focusing on applications for polar regions in the scope of copernicus system 2020–2030. *Remote Sensing*, 11(2):175.
- Lau, V., Sousa, F. L. d., Galski, R. L., Rocco, E. M., Becceneri, J. C., Santos, W. A. d., y Sandri, S. A. (2014). A multidisciplinary design optimization tool for spacecraft equipment layout conception. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 6(4):431–446.
- Lazreg, N., Bahri, O. B., y Besbes, K. (2018). Analysis and design of cubesat constellation for the mediterranean south costal monitoring against illegal immigration. *Advances in Space Research*, 61(4):1017–1024.
- Lowe, C. y Macdonald, M. (2014). Rapid model-based inter-disciplinary design of a cubesat mission. *Acta Astronautica*, 105:321–332.
- Maciel, D., Novo, E. M. L. D. M., Barbosa, C. C. F., Martins, V. S., Flores Júnior, R., Oliveira, A. H., Sander De Carvalho, L. A., y Lobo, F. D. L. (2020). Evaluating the potential of cubesats for remote sensing reflectance retrieval over inland waters. *International Journal of Remote Sensing*, 41(7):2807–2817.
- Mariano, M. G., Morsch, F. E., Vega, M. S., Pio, D. M. A. M., Oriel, S. L., Kessler, S. L., y Augusto, B. E. (2020). Qualification and validation test methodology of the open-source cubesat floripasat-i. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 31(6):1230–1244.
- McCabe, M. F., Aragon, B., Houborg, R., y Mascaro, J. (2017). Cubesats in hydrology: Ultrahigh-resolution insights into vegetation dynamics and terrestrial evaporation. *Water Resources Research*, 53(12):10017–10024.
- Müncheberg, S., Krischke, M., y Lemke, N. (1996). Nanosatellites and micro systems technology—capabilities, limitations and applications. *Acta Astronautica*, 39(9-12):799–808.
- Nagel, G. W., Novo, E. M. L. d. M., y Kampel, M. (2020). Nanosatellites applied to optical earth observation: a review. *Revista Ambiente & Água*, 15(3).
- NASA CubeSat Launch Initiative (2017). Cubesat 101: Basic concepts and processes for first-time cubesat developers.

- Nervold, A. K., Berk, J., Straub, J., y Whalen, D. (2016). A pathway to small satellite market growth. *Advances in Aerospace Science and Technology*, 1(1):14–20.
- Nievergelt, J. (2000). Exhaustive search, combinatorial optimization and enumeration: Exploring the potential of raw computing power. En *International Conference on Current Trends in Theory and Practice of Computer Science*, pp. 18–35. Springer.
- Paris, C., Parisse, M., Nascetti, A., Cica, R., y Salman, N. A. (2015). The tigrisat camera a nanosatellite optical payload for detecting dust and sand storms. En *2015 IEEE 15th International Conference on Environment and Electrical Engineering (EEEIC)*, pp. 1605–1610. IEEE.
- Rani, B. S., Santhosh, R., Prabhu, L. S., Federick, M., Kumar, V., y Santhosh, S. (2010). A survey to select microcontroller for sathyabama satellite's on board computer subsystem. En *Recent Advances in Space Technology Services and Climate Change 2010 (RSTS & CC-2010)*, pp. 134–137. IEEE.
- Riquelme, N., Von Lücken, C., y Baran, B. (2015). Performance metrics in multi-objective optimization. En *2015 Latin American Computing Conference (CLEI)*, pp. 1–11.
- Saari, H., Akujärvi, A., Holmlund, C., Ojanen, H., Kaivosoja, J., Nissinen, A., y Niemeläinen, O. (2017). Visible, very near ir and short wave ir hyperspectral drone imaging system for agriculture and natural water applications. En *Frontiers in Spectral imaging and 3D Technologies for Geospatial Solutions, ISPRS SPEC3D*, pp. 165–170. International Society for Photogrammetry and Remote Sensing ISPRS.
- Selva, D. y Krejci, D. (2012). A survey and assessment of the capabilities of cubesats for earth observation. *Acta Astronautica*, 74:50–68.
- Shah, S. A. A. y Arshad, U. (2013). General system design of cubesat in leo for ir imaging. En *2013 International Conference on Aerospace Science & Engineering (ICASE)*, pp. 1–5. IEEE.
- Shea, H. R. (2006). Reliability of mems for space applications. En *Reliability, Packaging, Testing, and Characterization of MEMS/MOEMS V*, volumen 6111, p. 61110A. International Society for Optics and Photonics.
- Song, Y.-J., Ma, X., Li, X.-J., Xing, L.-N., y Wang, P. (2019). Learning-guided non-dominated sorting genetic algorithm ii for multi-objective satellite range scheduling problem. *Swarm and Evolutionary Computation*, 49:194–205.
- Toorian, A., Diaz, K., y Lee, S. (2008). The cubesat approach to space access. En *2008 IEEE Aerospace Conference*, pp. 1–14. IEEE.
- Torres, M. y Barán, B. (2015). Optimización de enjambre de partículas para problemas de muchos objetivos. En *2015 Latin American Computing Conference (CLEI)*, pp. 1–11. IEEE.
- U.S. Department of Defense (1991). *Reliability Prediction of Electronic Equipment*.
- Valverde Caja, D. (2019). Design of the electric power system of a cubesat educational kit. B.S. thesis, Universitat Politècnica de Catalunya.
- Van Veldhuizen, D. A. y Lamont, G. B. (2000). Multiobjective evolutionary algorithms: Analyzing the state-of-the-art. *Evolutionary computation*, 8(2):125–147.

- Von Lücken, C., Hermosilla, A., y Barán, B. (2004). Algoritmos evolutivos para optimización multiobjetivo: Un estudio comparativo en un ambiente paralelo asíncrono. En *X Congreso Argentino de Ciencias de la Computación*.
- Wloszek, P., Glumb, R., Lancaster, R., Lietzke, C., McCarty, S., Arlas, J., Heidt, B., Ramirez, M., y Singh, V. (2013). Fts cubesat constellation providing 3d winds. En *AIAA/USU Conference on Small Satellites*.
- Woellert, K., Ehrenfreund, P., Ricco, A. J., y Hertzfeld, H. (2011). Cubesats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations. *Advances in Space Research*, 47(4):663–684.