

## RAE (Resumen Analítico Estructurado)

1. **TIPO DE DOCUMENTO:** Trabajo de grado para optar por el título de Ingeniero Aeronáutico.
2. **TÍTULO:** Aplicación del método de manufactura de modelado por deposición fundida para la fabricación de la sección de nariz para cohetes experimentales de alta potencia
3. **AUTORES:** Hugo Alfonso Corredor Sánchez, Juan Pablo Mosquera Henríquez y Juan Felipe Ramos Herrera
4. **LUGAR:** Bogotá, D.C
5. **FECHA:** abril de 2022
6. **PALABRAS CLAVES:** Manufactura, Impresión 3D, parametrización, nariz de cohete, PLA Plus.
7. **DESCRIPCIÓN DEL TRABAJO:** El objetivo general de este proyecto es desarrollar una metodología de selección, parametrización y manufactura por deposición fundida (FDM) para la sección de nariz de cohetes experimentales con impulso total menor a 5100 N-s. Lo anterior está basado en la necesidad de solucionar una problemática identificada inicialmente, como es el diseño de la nariz de un cohete de alta potencia con nuevas manufacturas más eficaces y que se adaptaran a los requerimientos técnicos actuales.
8. **LINEA DE INVESTIGACIÓN:** Sistemas de Aeronaves y Teledetección
9. **METODOLOGÍA:** Es de carácter teórico analítico con base en el estudio y diseño de una nariz para cohetes experimentales de alta potencia
10. **CONCLUSIONES:** La manufactura aditiva, permitió desarrollar una pieza funcional a un costo más bajo que la original, lo que equivale a una reducción cercana de un 58% en el presupuesto, además que este prototipo presentó un peso menor que el de la pieza original. Es importante destacar que se debe utilizar la misma impresora para el proceso ya que al utilizar otras puede presentar inconsistencias en la impresión y ensamble. Por lo tanto, se determinó que la manufactura aditiva puede ser una solución eficiente para crear piezas complejas con la calidad requerida.

**Aplicación del método de manufactura de modelado por deposición fundida para la  
fabricación de la sección de nariz para cohetes experimentales de alta potencia**

**Corredor Sánchez Hugo Alfonso  
Mosquera Henríquez Juan Pablo  
Ramos Herrera Juan Felipe**

**Universidad de San Buenaventura, Sede Bogotá  
Facultad de Ingeniería  
Programa de Ingeniería Aeronáutica  
Bogotá, Colombia  
2021**

**Aplicación del método de manufactura de modelado por deposición fundida para la  
fabricación de la sección de nariz para cohetes experimentales de alta potencia**

**Corredor Sánchez Hugo Alfonso  
Mosquera Henríquez Juan Pablo  
Ramos Herrera Juan Felipe**

**Asesor  
Ph.D. Urrego Peña José Alejandro**

**Coasesor  
M.Sc. Ruben Darío Salazar Buitrago**

**Universidad de San Buenaventura, Sede Bogotá  
Facultad de Ingeniería  
Programa de Ingeniería Aeronáutica  
Bogotá, Colombia  
2021**

# Tabla de Contenido

Tabla de Contenido .....	3
Tabla de Figuras.....	5
LISTA DE ABREVIATURAS .....	7
INTRODUCCIÓN .....	8
Capítulo 1 – Estado del arte.....	9
1.1 Antecedentes .....	9
1.2 Planteamiento del problema y pregunta de investigación .....	14
1.3 Justificación .....	15
1.4 Objetivo General .....	17
1.5 Objetivos Específicos .....	17
1.6 Alcances y Limitaciones .....	17
1.6.1 Alcances .....	18
1.6.2 Limitaciones .....	18
1.7 Marco Conceptual .....	19
1.7.1 Características geométricas de los conos de nariz.....	27
1.7.2 Software de simulación.....	34
1.7.3 Software de diseño asistido por computadora (CAD) .....	34
1.7.4 Normativa Trípoli .....	35
1.8 Metodología .....	36
Capítulo 2 - Desarrollo de Ingeniería.....	39
2.1 Selección geométrica.....	39
2.1.1 Características del cohete.....	41
2.1.2 Simulación en RockSim.....	42
2.1.3 Simulaciones CFD.....	49
2.1.3.1 Definición del problema.....	50
2.1.3.2 Condiciones iniciales y de frontera.....	51
2.1.3.3 Parámetros de simulación.....	52
2.1.3.4 Características del mallado e independencia de malla.....	53
2.1.3.4.1 Características de la malla .....	53
2.1.3.4.2 Calidad de malla .....	54
2.1.3.4.3 Análisis de independencia de malla.....	56
2.1.3.5 Convergencia de las simulaciones .....	59
2.1.3.6 Resultados de las simulaciones: presión y número de Mach .....	60
2.2 Parametrización geométrica.....	67
2.2.1 Desarrollo de Interfaz .....	67
2.2.2 Parametrización por Microsoft Office Excel. ....	70
2.4 Selección de materiales.....	79
2.5 Revisión impresora .....	87
2.6 Configuración de parámetros.....	88
Capítulo 3 – Muestra de resultados.....	91
3.1 Impresión 3D.....	91
3.2 Problemas en la Impresión 3D .....	92

	4
3.2.1 Pandeo .....	92
3.2.2 Separación de Capas .....	94
3.2.3 Impresión sin material de soporte.....	95
3.2.4 Extrusión de material y altura de primera capa. ....	96
3.2.5 Acabados superficiales finales .....	97
3.3 Impresiones 3D de la Sección de Nariz .....	97
3.3.1 Prototipo I.....	97
3.3.2 Resultados de la Impresión inicial. ....	98
3.3.3 Revisión de piezas .....	100
3.3.4 Prototipo final.....	103
3.4 Costos y Presupuestos .....	105
3.5 Revisión bajo normativa Trípoli .....	107
3.6 Análisis de resultados .....	111
CONCLUSIONES .....	113
Bibliografía .....	116
ANEXOS .....	120
ANEXO A .....	121
ANEXO B.....	126
ANEXO C.....	129
ANEXO D .....	134
Cronograma .....	135

## Tabla de Figuras

Figura 1. Dimensiones generales del cono de nariz.....	28
Figura 2. Geometría sección de nariz cónica.....	29
Figura 3. Geometría sección de nariz serie parabólica.....	31
Figura 4. Geometría sección de la nariz tipo elíptica.....	32
Figura 5. Geometría sección de la nariz tipo serie de HAACK.....	33
Figura 6. Metodología del proyecto.....	38
Figura 7. Esquema general del protocolo de manufactura.....	39
Figura 8. Proceso de selección de geometría.....	40
Figura 9. Cohete USB – Rocket.....	41
Figura 10. Vista general del cohete en RockSim.....	45
Figura 11. Curva de altitud vs tiempo.....	47
Figura 12. Número Mach en vuelo.....	48
Figura 13. Fuerza de arrastre en vuelo.....	49
Figura 14. Tamaño del volumen de control en 2D como una función del diámetro del cohete (nariz cónica, sin escala).....	50
Figura 15. Contornos de velocidad para observar la influencia del tamaño del volumen de control.....	51
Figura 16. Malla en el volumen de control y funciones de malla cerca de la superficie del cohete: a) Mallado general, b) función de tamaño de malla y c) función de capas..	54
Figura 17. Rangos de calidad de malla para asimetría y ortogonalidad.....	56
Figura 18. Análisis de sensibilidad de malla usando el coeficiente de arrastre total como una función de la distancia adimensional $Y^+$ .....	58
Figura 19. Gráfica de la distancia adimensional ( $Y^+$ ) vs la posición (x).....	59
Figura 20. Gráficas de convergencia de residuales.....	60
Figura 21. Contornos de presión estática de nariz cónica.....	61
Figura 22. Contornos de número Mach de nariz cónica.....	62
Figura 23. Contornos de presión estática nariz elíptica.....	63
Figura 24. Contornos de Mach nariz elíptica.....	63
Figura 25. Contornos de presión estática nariz Von Karman.....	64
Figura 26. Contornos de Mach nariz Von Karman.....	65
Figura 27. Interfaz Solidnoser.....	68
Figura 28. Ingreso de datos y generación de grafica en interfaz.....	69
Figura 29. Generación de CAD en SolidEdge 2021 por medio de Solidnoser.....	70
Figura 30. Segmentación de puntos Von Karman, (a) mayor cantidad de puntos y (b) menor cantidad de puntos.....	71
Figura 31. Parametrización en Excel de Nariz Von Karman de USB Rocket I.....	73
Figura 32. Opción ordenado (Selección Naranja) en SolidEdge.....	74
Figura 33. Curva según tabla.....	75
Figura 34. Curva según tabla – Parámetros.....	76
Figura 35. Parámetros de curva según tabla.....	77
Figura 36. Trazo de la función Von Karman en SolidEdge.....	78

Figura 37. Boceto de medio perfil de sección de nariz y operación de revolución.....	79
Figura 38. Sistema de telemetría Kate 1.0.....	80
Figura 39. Esquema de Multitronix.....	81
Figura 40. División de la sección de Nariz de USB Rocket I.....	83
Figura 41. Ensamble CAD de sección de nariz diseñada en SolidEdge 2021.....	85
Figura 42. Impresión con velocidad baja izquierda vs Impresión con velocidades altas derecha.....	94
Figura 43. (a) Patrones de relleno (b) Porcentaje de relleno.....	96
Figura 44. (a) Falda y (b) Balsa.....	97
Figura 45. Partes de la Impresora 3D.....	98
Figura 46. Pandeo o Warping.....	99
Figura 47. Separación de capas.....	100
Figura 48. Impresión sin material de soporte.....	101
Figura 49. Angulo e Inclinación en impresiones 3D.....	102
Figura 50. Sección de Nariz de USB Rocket I.....	104
Figura 51. Impresión inicial de la sección de nariz.....	105
Figura 52. Nariz 3D impresa y ensamblada en el cohete USB Rocket I.....	118
Figura 53. MyAppInstaller_web de Solidnoser.....	128
Figura 54. Instalador de Solidnoser.....	128
Figura 55. Opciones de Instalación.....	129
Figura 56. Requerimientos del programa.....	130
Figura 57. Términos y condiciones.....	130
Figura 58. Confirmación de Instalación.....	131
Figura 59. Rectificación de cama con respecto a boquilla.....	133
Figura 60. Cubo de calibración impreso en 3D.....	134
Figura 61. Comparación de diferentes perímetros en impresión 3D.....	137

## LISTA DE ABREVIATURAS

CAD:	Diseño Asistido por Computadora
DDM:	Manufactura Digital Directa
FDM:	Modelado por Deposición Fundida
MA:	Manufactura Aditiva
PLA:	Ácido Poliláctico
S-A:	Spalart Allmaras
COP:	Pesos Colombianos

# INTRODUCCIÓN

En el siguiente documento, se muestra la metodología para la elaboración de la sección de nariz para el cohete experimental de alta potencia USB rocket I – réplica I, el cual está certificado como Trípoli nivel II. Durante el proceso de investigación, se realizó una comparación y selección de geometrías para secciones de nariz, donde se determinó la nariz más conveniente para este cohete, bajo condiciones de operación específicas, mediante el programa RockSim. Por motivo de comparación, se realizaron simulaciones de dinámica computacional de fluidos (CFD), permitiendo determinar la nariz con mayor aptitud para el prototipo. Por otro lado, se desarrolló una aplicación computacional que permite realizar la parametrización geométrica del contorno de la sección de nariz y convertirla en un archivo CAD para que posteriormente pueda ser construida a través de una máquina de impresión 3D, utilizando matrices de decisión que permiten seleccionar el material más adecuado con base a los requerimientos del usuario.

Finalmente, se desarrolló un protocolo de manufactura, con el objetivo de facilitar y acortar el tiempo para la obtención de este tipo de elementos, además se muestra una guía de los principales problemas de impresión que pueden surgir y posibles soluciones a dichos problemas.

# Capítulo 1 – Estado del arte

## 1.1 Antecedentes

La manufactura aditiva ha tenido gran acogida en el campo de la ingeniería; pues constituye una alternativa rápida y de bajo costo a diferencia de otras técnicas de manufactura tradicionales, en este campo y como aporte a esta investigación se expone el proyecto de la revista de la Universidad Autónoma de Madrid titulado “Las impresoras 3D como herramientas científicas” (Gil, 2019) del Observatorio astronómico de la Universidad de Madrid. En este artículo se explican las ventajas de esta tecnología y sus aplicaciones en ingeniería, también las diferentes posibilidades en cuanto a los materiales que se pueden utilizar en impresoras tridimensionales para la construcción de piezas simuladas; tales como tanques de combustible, turbobombas y diferentes componentes de algunos generadores entre otros; además, este artículo menciona la posibilidad de fabricación de otras partes no metálicas que pueden resistir altas temperaturas, cuando se hacen mediante el método de impresión tridimensional; como es el caso de la cerámica. Estas piezas se fabrican tanto de forma real como simulada; la investigación orienta este proyecto en cuanto al uso que se le dará a este tipo de tecnología en la construcción de la sección de nariz del cohete USB Rocket I.

En el campo aeroespacial ha revolucionado la manufactura aditiva; ya que permite la obtención de piezas complejas de forma más eficiente y optimizada; un ejemplo de esto puede ser el caso de la empresa californiana Relativity Space, que desde su formación en el año 2015 ha impulsado la investigación de la manufactura aditiva en cohetes, para en un futuro ser la primera empresa en realizar el lanzamiento de un cohete construido en su totalidad por

manufactura aditiva; la empresa desarrolló un cohete denominado Terrán 1 (Space, 2020), el cual dispone de una estructura y un motor construido por medio de manufactura aditiva, disminuyendo así la cantidad de piezas y optimizando su producción.

El proyecto titulado “Estudio sobre la aplicación de las tecnologías de fabricación aditiva al sector aeronáutico y espacial Impresión 3D” (Acevedo, 2016), de la Universidad de Sevilla, que estudió la aplicación de las tecnologías de fabricación aditiva al sector aeronáutico y espacial y la factibilidad de la aplicación de la impresión tridimensional para la fabricación de piezas y componentes aeroespaciales. El objetivo general de esta investigación fue: “Determinar si la aplicación de las tecnologías de fabricación aditiva o impresión 3D al sector aeroespacial es viable y práctico en la actualidad y en el futuro próximo” (Acevedo, 2016). En este proyecto se hace un análisis sobre las denominadas máquinas de fabricación aditiva, también llamadas, máquinas de impresión tridimensionales o impresoras 3D, desde diversos puntos de vista; hace énfasis en el enfoque tecnológico y económico, determinando su viabilidad en cuanto a la fabricación de piezas o componentes para el sector aeronáutico y espacial; además brinda datos específicos acerca de diferentes tecnologías y establece comparaciones entre ellas para determinar cuáles son las más óptimas en el sector aeronáutico.

Para los años 2018 y 2019 el grupo de investigación y cohetaría Rockets Rebels de la Universidad de Mississippi (Whitfield et al., 2019), realizó el diseño y construcción de un cohete de alta potencia por medio de manufactura aditiva de modelado por deposición fundida (FDM); donde se tuvieron en cuenta aspectos tales como la aplicación de materiales, diseños de componentes internos y simulación de diseño final. Aunque el prototipo final no tuvo éxito, estos dejaron la posibilidad de que el proyecto sea reevaluado en un futuro. De la misma manera en la

tesis *Advanced Design and Manufacturing of Composite High-Powered Rockets* (Whitfield et al., 2019) estudian y evalúa los mejores métodos para el diseño y fabricación de cohetes experimentales de alta potencia, obteniendo como resultado el descubrimiento de algunos fallos presentes en el proceso de diseño.

En el año 2006 se fundó la empresa Rocket Lab en Estados Unidos, la cual cuenta con una filial en Nueva Zelanda. En el año 2009 se realizó la misión *Átea-1*, el cual consistía en lanzar un cohete de 6 metros de largo con un peso de 60 kg, el cohete tenía una capacidad de carga paga de 2 kg. Después de este lanzamiento, la empresa se destacó por ser la primera en el hemisferio sur en realizar una misión de este tipo; además, en el año 2010 la empresa consiguió un contrato con el Departamento de Defensa de los Estados Unidos. La compañía realizó el proyecto *Electron*, el cual ya ha realizado varios lanzamientos; este cohete destaca por tener un motor equipado con nueve motores *Rutherford*, que son fabricados por manufactura aditiva en su mayoría. Para realizar esto la organización adquirió impresoras que tuvo que modificar a las necesidades de fabricación (Rocket Lab, 2020).

El fabricante francés Airbus en conjunto con la compañía Stratasys, trabajaron en la implementación de componentes para la aeronave *A350 XWB* bajo manufactura FDM; el objetivo principal era la búsqueda de soluciones en manufactura aditiva para la cadena de suministro de aeronaves, con el fin de disminuir y cumplir con los tiempos de entrega del fabricante. Actualmente el *A350 XWB* cuenta con más de mil partes impresas por medio manufactura aditiva de modelado por deposición fundida y resina *ULTEM 9085* (Stratasys, 2016).

El proyecto Design and Construction of a Flight Data Acquisition System Adapted to an Experimental Rocket Model (Urrego, 2020), realizado en la Universidad San Buenaventura de Bogotá; presenta las diferentes etapas realizadas para el diseño, construcción y caracterización de un dispositivo, que recopiló datos de vuelo del cohete experimental USB-Rocket I. Esta investigación aporta tanto una caracterización geométrica y funcional; además, aportó los datos de una simulación de un vuelo normal del cohete USB Rocket I, los cuales deben ser tenidos en cuenta en la construcción de una sección de nariz para que cumpla con las características requeridas.

El Semillero de Investigación de Asuntos Espaciales (GIAS) de la Universidad de San Buenaventura, realizó la construcción de la réplica del cohete USB Rocket I. Inicialmente el objetivo del proyecto se basó en el cambio de manufactura del cohete, sustituyendo la manufactura tradicional por manufactura de modelado por deposición fundida. Para octubre de 2019, el semillero realizó un poster con título “Análisis de las características operacionales de la réplica del cohete USB Rocket –I construido por métodos de manufactura aditiva”, el cual se expuso en el encuentro de investigación y desarrollo del sector aeronáutico, del Centro de Estudios Aeronáuticos (CEA), describiendo las características operacionales en la réplica del USB Rocket I (Urrego et al., 2019).

La investigación titulada “Caracterización de Propiedades Mecánicas de Estructuras Tipo Sándwich con Núcleo en Honeycomb Bajo Cargas de Flexión”(Montoya, 2020). Caracteriza las propiedades mecánicas a flexión de probetas fabricadas mediante el modelado por deposición fundida fabricadas con impresoras 3D MakerGear M2 REV E y el programa Simplify3D para la generación del código de impresión. En el proyecto se fabricaron estructuras tipo sándwich con

núcleo en honeycomb con laminados de refuerzo en PLA (ácido poliláctico) y fibra de carbono, demostrando la viabilidad de la implementación de los materiales compuestos en probetas a flexión por medio del análisis de gráficas y de tipos de falla en cada una de las probetas sometidas a diferentes temperaturas, flexión y cargas. Este proyecto aporta datos importantes acerca de la efectividad de la manufactura aditiva en la construcción de piezas sometidas a diferentes pruebas, también expone las propiedades de algunos materiales bajo este tipo de técnica teniendo en cuenta las norma ASTM C393, la cual es encargada de publicar todas las normas técnicas de productos, sistemas, procedimientos estandarizados y materiales (ASTM, 2020).

El proyecto de grado fabricación y prueba de la estructura del ala de una aeronave no tripulada aplicando técnicas de manufactura aditiva (Cardona Angela, 2020), de la Universidad de San Buenaventura sede Bogotá plantea desarrollar componentes estructurales para aeronaves no tripuladas de corto alcance aplicando procesos de manufactura aditiva. En el documento se evidencia que la tesis inicialmente realiza un estudio estructural preliminar para dar una aproximación inicial al diseño; para esto se plantea el estudio de las cargas ejercidas en las componentes estructurales del aeromodelo, después se realiza una recopilación de geometrías internas para detallar el diseño. Para esto proponen tres tipos de estructuras internas del ala; luego de realizar los respectivos estudios aerodinámicos y estructurales se realizan pruebas en la máquina universal de ensayos, usando un banco de prueba diseñado por el grupo de investigación Aerotech. Después de las pruebas destructivas el grupo recomienda “Crear mayor área de contacto para la unión entre las secciones del ala, esto debido a que con un área mayor se

distribuirían mejor las cargas y se podrían tener mejores resultados en una prueba similar a la realizada en este estudio.”

## **1.2 Planteamiento del problema y pregunta de investigación**

En los últimos años la coherería ha impulsado considerablemente su desarrollo, por lo que han surgido empresas privadas y gubernamentales que se han encargado de investigar esta disciplina. Las misiones en la coherería han sido variadas, pero todas tienen en común que los principios aerodinámicos y estructurales priman para obtener un buen rendimiento, ya sea de un cohete espacial o atmosférico; además la manufactura y el estudio de los materiales han estado a la vanguardia para hacer de estas misiones lo más eficaces posibles, como es el caso de Relativity Space (Air & Base, 2020), que ha trabajado para el desarrollo de cohetes fabricados en su mayoría con manufactura aditiva de metales.

El método de manufactura digital directa DDM sigue en desarrollo, por lo que aún existen ciertas restricciones para utilizar esta manufactura en algunos componentes, uno de estos casos se dio durante una investigación realizada por el Semillero de Investigación en asuntos espaciales GIAS de la Universidad de San Buenaventura - Sede Bogotá, el cual realizó la réplica de un cohete experimental de alta potencia denominado USB Rocket I – Réplica 1. El objetivo de su investigación era el uso de procesos de manufactura digital aditiva, para obtener una réplica del cohete USB Rocket I (Urrego Peña & Calderón Herrera, 2019). Uno de los retos que asumió el semillero fue la realización del diseño y manufactura de la nariz del cohete, ya que la técnica usada requería la impresión de material de soporte el cual añadía tiempo de impresión y gasto de material excesivo; esto incrementaba los tiempos de post-procesamiento y costos de

manufactura. Adicionalmente, los remanentes del material de soporte afectaron el acabado superficial de la nariz y la tolerancia del ensamble con el fuselaje del cohete. Por otra parte, el proceso de réplica del perfil geométrico de la nariz presentó dificultad, ya que los perfiles originales de los dos modelos de sección de nariz que pertenecen al cohete correspondían a una geometría ojival y Von Karman respectivamente. Para ello es necesario definir las ecuaciones paramétricas que permiten la obtención de dichos perfiles, los cuales pueden generar un diseño geométrico asistido por computador. Para el desarrollo de esta pieza es importante tener en cuenta características como tolerancia de ensamble, modelamiento y perfilamiento geométrico de fácil acceso, disposición para carga útil y adecuado soporte aerodinámico y estructural, que otorgue una buena estabilidad en vuelo. Adicionalmente, la pieza obtenida debe tener la capacidad de permitir el paso de las ondas electromagnéticas con la menor interferencia posible, debido a que en su interior se aloja el sistema de transmisión y recepción de datos de vuelo del cohete. Por tal motivo, se plantea la siguiente pregunta problema:

¿Cuál es el proceso de selección geométrica y el protocolo de manufactura por deposición fundida (FDM), requeridos para la obtención de una sección de nariz apta para cohetes experimentales con impulso total menor a 5100 N-s?

### **1.3 Justificación**

La implementación de la manufactura aditiva ha tenido gran auge en los últimos años, facilitando la construcción de numerosos elementos de alta complejidad geométrica por medio de impresión tridimensional (Díaz, 2016).

Como uno de los mayores beneficios, la manufactura aditiva permite realizar piezas geométricas de difícil construcción y disminuir costos de materiales. Comparada con otras técnicas de manufactura tradicional, este tipo de tecnologías modifica el concepto de fabricación, pasando de cortar, moldear formas o eliminar materiales; a combinar materias primas de forma precisa y versátil. Esta manufactura se limita a utilizar la cantidad de energía y material necesario para la fabricación de la pieza, lo que significa una reducción en emisiones de dióxido de carbono, elaborando piezas más amigables con el medio ambiente (López Parada, 2019).

Por otra parte, el diseño parametrizado, permite la fabricación de mayor número de elementos, por medio del seguimiento de un protocolo, el cual describe en cada paso el procedimiento a seguir para la elaboración de distintos componentes. Tener un diseño paramétrico, reduce los tiempos implementados en la construcción del componente y garantiza la funcionalidad del elemento.

Debido a la amplia disponibilidad, este tipo de manufactura se está convirtiendo en una alternativa de solución frente a los problemas que conlleva el diseño y elaboración de piezas, logrando una disminución en el tiempo de fabricación y generación de residuos, lo que conduce a un ahorro significativo en los costos de producción. Por este motivo, la industria aeroespacial ha comenzado con la aplicación de este tipo de manufactura en diferentes componentes aeronáuticos. En el caso particular de esta necesidad, desean ser resueltas distintas problemáticas orientadas a aspectos geométricos, estructurales, aerodinámicos y de interferencia electromagnética con la aplicación de este tipo de tecnologías de manufactura. Por tal motivo se propone una metodología de diseño paramétrico que genere secciones de narices para este tipo

de cohetes, utilizando método por deposición fundida (FDM), con lo cual se busca solucionar una amplia variedad de problemáticas estructurales, aerodinámicas y electromagnéticas.

#### **1.4 Objetivo General**

Desarrollar una metodología de selección, parametrización y manufactura por deposición fundida (FDM) para la sección de nariz de cohetes experimentales con impulso total menor a 5100 N-s.

#### **1.5 Objetivos Específicos**

Desarrollar un proceso de selección geométrica de la sección de nariz para cohetes experimentales con impulso total menor a 5100 N-s.

Implementar un protocolo de parametrización geométrica y manufactura por deposición fundida para la elaboración de la sección de nariz del cohete USB – Rocket I.

Realizar la manufactura por metodología de deposición fundida, de un prototipo a escala real de la sección de nariz del cohete USB Rocket I, evaluando su aplicabilidad bajo normativa Trípoli.

#### **1.6 Alcances y Limitaciones**

Este proyecto plantea el desarrollo de un prototipo que será impreso en 3D, por lo tanto, se plantean los siguientes alcances y limitaciones.

### **1.6.1 Alcances**

- Se escogerá una geometría de la sección de nariz apta para cohetes experimentales clasificados como alta potencia nivel II, según normativa Trípoli, y se parametrizará geoméricamente usando como referencia el cohete USB Rocket I.
- Se fabricará al menos una nariz para el cohete USB Rocket I, bajo la geometría escogida y parametrizada, utilizando el método de manufactura FDM.
- Se elaborará un análisis de costos y presupuestos para la fabricación de la sección de nariz propuesta.
- Se efectuará un proceso de evaluación de las características geométricas parametrizadas en un entorno CFD en dos dimensiones.
- Se generará el código G con los parámetros de manufactura e impresión respectivos, para la obtención de una sección de nariz bajo las características propuestas.
- Se integrará el prototipo fabricado con el fuselaje del cohete USB Rocket I existente.
- Se redactará un documento publicable con los resultados de la investigación.
- El método de manufactura y fabricación de las secciones de nariz se evaluarán por medio del montaje de la sección en el cohete USB Rocket I, usando la normativa Trípoli existente.

### **1.6.2 Limitaciones**

- No se efectuarán cálculos estructurales, aerodinámicos, ni pruebas destructivas de la sección de nariz impresa.
- No se efectuará una prueba de vuelo con el prototipo desarrollado y ensamblado.
- No se modificará ninguna sección de fuselaje, ni elemento componente original del cohete USB Rocket I.

- No se desarrollarán simulaciones computacionales de elementos finitos.
- No se hará un análisis de interferencia electromagnética dado por los materiales utilizados en el diseño, únicamente se tomarán características de ficha técnica de dichos materiales.
- Se trabajará con los materiales disponibles en el mercado nacional y las máquinas de impresión tridimensional presentes en la Universidad de San Buenaventura, sede Bogotá.
- La metodología de selección y manufactura del prototipo propuesto se realizará tomando como referencia el modelo de cohete USB Rocket I, que actualmente se encuentra disponible en la Universidad de San Buenaventura.

### **1.7 Marco Conceptual**

La manufactura aditiva es cada vez más utilizada en el campo de la aeronáutica, para entender este proceso se puede citar a (Christoph et al., 2016) quienes definen la manufactura aditiva como un método de producción digitalizada, que consiste en fabricar objetos previamente modelados mediante la deposición de capa por capa de material, hasta conformar un objeto tridimensional. El auge de este tipo de tecnología se debe a los importantes beneficios que aporta esta tecnología en diferentes sectores de la industria, dentro de los que se pueden mencionar el sector automotriz, electrónico, aeroespacial, medicina, venta al por menor y entre otros (Nexus Integra, 2019).

Existen diferentes procesos de manufactura Aditiva. La norma (ASTM52900-15, 2015) ISO/ASTM 52900-1025 define:

1. Binder Jetting: Este método de fabricación aditiva crea piezas de forma aditiva usando un agente aglutinante en estado líquido el cual es depositado sobre el polvo de metal, capa por capa según su modelo 3D (Gaget, 2020). Este proceso es muy sencillo, pues una vez extendido el material en polvo se dibuja sobre ella la capa de material a unir con el aglutinante líquido, luego se inyecta tinta en un proceso muy similar al utilizado por las impresoras de papel; para dar una tonalidad específica a la capa superior. Después, el proceso se repite hasta obtener el espesor y la forma deseada; una vez realizado este proceso la pieza se sumerge a manera de baño en el líquido para tapar y alisar los poros, logrando así una mejor terminación.
2. Directed Energy Deposition: (Contreras, 2019) define este proceso de impresión 3D como aquel que se utiliza para reparar o agregar material a piezas que ya existen, como turbinas o hélices dañadas a través de una boquilla montada en un brazo de varios ejes. La metodología de este proceso consiste en la deposición de energía directa utilizando fuentes como un láser, un arco de plasma o un haz de electrones, esto con el fin de fundir el material, aunque este proceso se usa más con metales, también puede utilizarse la deposición directa en polímeros y cerámicos.
3. Material extrusión: Este es un proceso de manufactura aditiva por medio del cual el material es dispensado selectivamente a través de una boquilla u orificio. La extrusión de material es el método más común en uso hoy día debido a su adopción generalizada en impresoras 3D de escritorio (Loughborough, 2020).
4. Material Jetting: En este proceso el material se inyecta por gotas las cuales pueden ser de fotopolímeros o materiales similares a la cera; dispensándolas de forma

selectiva a medida que los cabezales de la impresora 3D se mueven a través del área de construcción (blog-ingenius, 2018).

5. Powder Bed Fusion: (P.M et al., 2009) Los procesos de fabricación aditiva basados en la fusión por lecho de polvo (PBF) son capaces de fabricar partes metálicas directamente, partiendo de material pulverizado de muchos tipos de aleaciones utilizadas en ingeniería como acero inoxidable, acero maraging, aleaciones de titanio, etc.
6. Sheet Lamination: En este proceso, explicado por el blog de HXX (HXX, 2015) las láminas de un determinado material son pegadas para formar la pieza. Este proceso no necesita de altas temperaturas, ni de cámaras de vacío para su funcionamiento, este método de impresión 3D consiste en ir colocando finas láminas de material (papel, plástico o metal) para ser recortadas en la forma que se le dará a la pieza.
7. VAT Photopolymerization: (HXX, 2014) define este proceso de impresión 3D como una de las más antiguas, donde se deposita líquido en una cubeta que se endurece de manera selectiva, capa a capa mediante polimerización activada por la luz.

Los plásticos y las aleaciones de metal son los materiales más usados para impresión 3D, pero se puede utilizar casi cualquier cosa, desde hormigón, hasta tejido vivo. La impresión 3D se usa para la creación de piezas únicas, ligeras, geométricas y complejas. Este tipo de impresión crea rápidamente prototipos para ayudas visuales, maquetas de ensambles y modelos de presentación.

El uso de este tipo de impresión se ha extendido al campo automotor, aeronáutico, diseño industrial, médico, deportivo, entre otros. Para entender este tipo de impresión se hace necesario

conocer las impresoras 3D, siendo estas, dispositivos capaces de generar cuerpos físicos o sólidos tridimensionales mediante la adición capa a capa de un material determinado, a diferencia de la construcción tradicional, donde se retira el material excedente, en la impresión 3D se utiliza estrictamente el material necesario para crear la pieza previamente diseñada en un programa especializado, como Autodesk Inventor, Solidworks o Catia para lograr que por medio de coordenadas, la impresora 3D entienda qué es lo que debe moldear (Informática, 2020).

En manufactura aditiva se usan principalmente, los termoplásticos, estos hacen referencia al conjunto de materiales formados por polímeros, de alto peso molecular. Las propiedades físicas de los termoplásticos pueden cambiar dependiendo de la cantidad de veces que se fundan. Una característica importante de los termoplásticos es que cuando se solidifican desde el estado líquido pueden formar un sólido no cristalino o un sólido cristalino.

(Muedra & Segovia López, 2015) Exponen que entre los polímeros existen dos tipos, los termoplásticos y los termoestables, su mayor diferencia radica en su estructura molecular, los termoestables están conformados por una macromolécula de enlaces equivalentes lo que hace que sean mucho más resistentes que los termoplásticos, sin embargo, los termoestables una vez fundidos y moldeados al enfriarse no pueden ser reutilizables, mientras que los termoplásticos si pueden ser reutilizados para otro tipo de procesos o incluso para fabricar otras piezas.

Al igual que los metales, los termoplásticos soportan tanto deformación elástica como plástica cuando se aplica un esfuerzo. La deformación elástica se debe a mecanismos de estirado y distorsión de los enlaces de la cadena, mientras que la deformación plástica de los polímeros se produce cuando las cadenas deslizan unas sobre otras rompiendo los débiles enlaces de Van der

Waals, al adicionar fibras cortas mejora la tenacidad, la rigidez y la resistencia de los termoplásticos, aunque en los termoplásticos que son tenaces desde su forma no reforzada el efecto de añadir el refuerzo desemboca en una reducción de la tenacidad. Por otra parte, las propiedades de tracción de los polímeros son satisfactorias así que la falta de mejora en la resistencia no constituye una carencia grave. Sin embargo, la resistencia frente al impacto en materiales plásticos resulta compleja de medir y predecir, pues depende en gran medida de la técnica usada para realizar la medición y orientación de la muestra. Sumado a lo anterior, los polímeros no se adhieren a los metales por lo que la tensión de cortadura adhesiva es baja. Otra propiedad de los termoplásticos es que cuanto mayor es el contenido de fibras de un material, mayor es el incremento de resistencia producido. En la práctica, contenidos superiores al 80% no son recomendables debido a la incapacidad de la matriz para rodear y embeber completamente a las fibras (Hernández, 2015).

Los tipos de termoplásticos más reconocidos son (Jiménez Santana, 2014):

1. El Politereftalato de Etileno (PET): Ligero, rígido o semi-rígido se constituye en una excelente barrera contra los gases, resiste bien el impacto y además es uno de los termoplásticos más fácil de reciclar.
2. El Polietileno (HDPE): Es translúcido, fuerte y fácil de procesar, resiste el impacto y no es tóxico se utiliza generalmente en la industria alimentaria (Italy, 2020).
3. El Policloruro de Vinilo (PVC): Es un plástico muy versátil y resiste el desgaste producido por agentes químicos, atmosféricos y el fuego. Se encuentra de tipo flexible uno de los aislantes térmicos y acústicos más eficientes, es inerte y resistente a la rotura; por otro lado, el PVC rígido es buen aislante eléctrico, mínima absorción

de agua, se puede soldar y pegar y presenta una elevada resistencia a diferentes sustancias químicas (Elaplas, 2020<sup>a</sup>, 2020b).

4. El Polipropileno (PP): Es termoplástico es transparente, resistente y ligero, puede ser utilizado tanto como plástico; como para fibra, es fácil de darle color y no absorbe agua se utiliza en la fabricación de fibras textiles, acoplamientos, contenedores, envases y acoples.
5. El Poliestireno (PS): Uno de los termoplásticos de mayor importancia, debido a sus propiedades, es duro e inflamable, resistente a muchos agentes corrosivos, es usado comúnmente para reemplazar el vidrio, el aluminio y la madera, ya que resulta de menor costo (Italy, 2020).
6. El Polimetilmetacrilato (PMMA): Es un termoplástico altamente transparente obtenido de la polimerización del monómero metilmetacrilato, se constituye como una alternativa al cristal y al policarbonato; pero resultando más ligero, resistente y transparente.
7. El Teflón (o politetrafluoretileno, PTFE): Es un polímero similar al polietileno, en el que se reemplazan los átomos de hidrógeno por flúor. Es un material que no reacciona con otras sustancias químicas, excepto en situaciones muy especiales; por lo que su toxicidad es casi nula y se constituye como uno de los materiales con más bajo coeficiente de rozamiento; se usa en revestimientos de aviones, cohetes y naves espaciales ya que soporta muy bien los cambios bruscos de temperatura (Elaplas, 2016).

Teniendo en cuenta la facilidad de manufactura en una máquina de impresión tridimensional, la adquisición en el mercado nacional de los materiales y costos de estos. Se determina que los siguientes materiales son los más adecuados para este proyecto:

- **Ácido Poliláctico (PLA):** Este polímero se deriva de materias primas naturales, tales como el almidón de maíz, yuca o caña de azúcar (3D, 2021). Este material tiene diferentes aplicaciones en la industria, tales como empresas textiles, industria médica, impresión 3D y empaquetamiento de alimentos (Twenergy, 2020). Una de las desventajas de usar este material, es su dificultad de biodegradación, por tal motivo es necesario realizarla bajo un proceso industrial. Uno de sus beneficios, es su facilidad para imprimir, haciendo que este sea uno de los mayores materiales empleados en la impresión tridimensional.
- **PLA+:** Se denomina PLA+ a los filamentos del PLA en su versión mejorada, por lo tanto, ambos materiales utilizan ajustes similares de impresión, pero el PLA+ suele ofrecer unas propiedades mecánicas ligeramente mejores y mejor calidad superficial a la pieza impresa (All3DP, 2021c).
- **PETG:** El PETG, es un material copolímero dado por el reconocido PET (Tereftalato de polietileno), sometido a un proceso de glicolizado. La copolimerización del PET otorga mejores propiedades al material para ser utilizado en la manufactura aditiva (Filament2Print, 2019). Una propiedad muy interesante del PETG es su resistencia a la humedad, lo que le permite ser ampliamente usado en la industria alimentos y bebidas; por otro lado, el material tiene buenos puntos de fusión, como se puede evidenciar en la tabla, por lo que el

PETG es menos propenso a deformarse y encogerse; además que resulta ser un material 100% reciclable (Descubrearduino, 2020).

- ASA: El asa (acrilato de acrilonitrilo estireno) o también llamado plástico de ingeniería es un material polímero termoplástico, el cual mantiene su aspecto y resistencia al impacto incluso después de estar expuesto a situaciones de ambientes adversas que podrían afectar las propiedades mecánicas del material (Filament2Print, 2018).
- NAILON: Este material es una poliamida, lo que quiere decir que se clasifica según su composición química y cantidad de carbono presente, el nailon se puede encontrar comúnmente en formas de polvo y filamento para impresión 3D, se usa comúnmente el denominado PA6, que significa que contiene 6 átomos de carbono. Es fácilmente encontrado en industrias textiles debido a su alta resistencia y elongación, además de presentar otros beneficios tales como flexibilidad, resistencia al impacto y a la abrasión (Marchante, 2020), lo que lo hace uno de los mejores materiales para imprimir piezas que necesiten una vida útil prolongada.
- ABS: El ABS (acrilonitrilo butadieno estireno), es un material polímero termoplástico ampliamente usado en el mercado, ya que se fabrican piezas como Legos, partes automotrices, electrodomésticos y entre otros (Resinex, 2020).

Existen varios tipos y métodos de manufactura aditiva, pero para el caso de este proyecto se centrará en el método por deposición fundida (FDM). La deposición fundida es un método de manufactura aditiva que adiciona capas por medio de la extrusión y deposición de material

fundido, el material de aporte se encuentra de forma inicial como filamento, pero después se obliga a pasar por una boquilla a alta temperatura fundiéndolo y depositándolo capa por capa sobre la plataforma. Normalmente se utiliza como material de aporte ABS O PLA (Sebastián et al., 2019).

La sección de cono de nariz representa una de las zonas más importantes del cohete, ya que un correcto diseño beneficia el rendimiento de este. Los parámetros geométricos del cono de nariz son de vital importancia para el diseñador porque su correcto dimensionamiento y uso reduce el arrastre generado, esto debido a que el cono de nariz es la zona que primero se encuentra con el flujo y a medida que el cohete aumenta su velocidad sobre el flujo, aumenta también la fuerza de arrastre, si la velocidad se duplica la resistencia al avance aumenta cuatro veces más (Science learn, 2011).

### **1.7.1 Características geométricas de los conos de nariz**

El tipo de nariz que se usará para el cohete se selecciona entre los siguientes tres modelos mostrados a continuación. Inicialmente se muestran la nomenclatura de las dimensiones generales para las narices y las ecuaciones que definen cada una. La selección se realiza entre el tipo de nariz Von Karman, Cónica y Elíptica.

En la

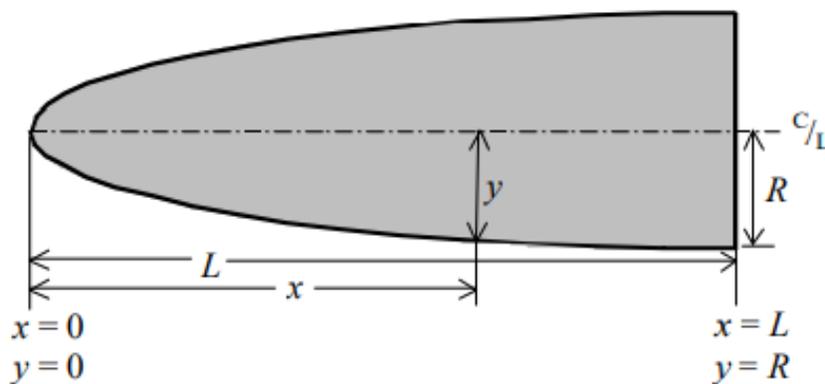
Figura 1, se puede evidenciar las medidas de un cono de nariz general, todos los tipos de narices cuentan con una longitud total denominada como  $L$ , el radio de la base se representa como

R y por otro lado, se representa con la letra “y” el radio a un punto “x” dado, el cual varía desde 0 a lo largo de la longitud del cono de nariz. En ecuaciones como la serie Haack (

Ecuación 5), se muestra la variable  $\theta$ , la cual hace referencia al ángulo formado entre las coordenadas (x,y) de la sección de nariz. Cabe resaltar que esta variable es diferente para cada fracción x del largo total L. Las dimensiones del cono de nariz se definen en dos dimensiones, al realizar una revolución completa sobre el eje de giro (C/L) se obtiene un sólido en tres dimensiones (Crowell Sr, 1996).

### Figura 1

*Dimensiones generales del cono de nariz.*

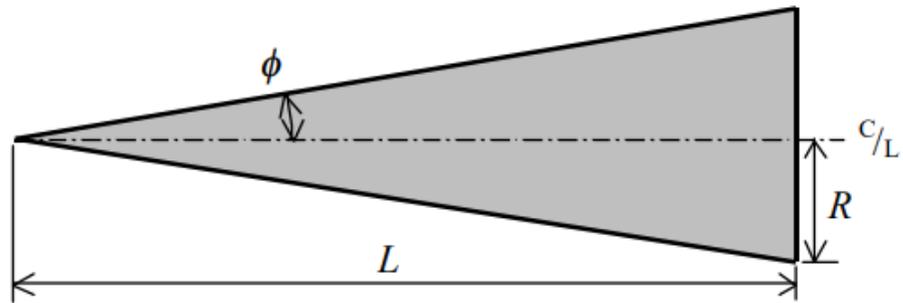


*Nota.* Tomada. Fuente: (Crowell Sr, 1996)

La nariz tipo cónica es la geometría más simple de todas, esta se basa en una recta con pendiente constante ascendente. Su geometría se muestra en la Figura 2 y se define por la Ecuación 1; por otro lado, la geometría se puede definir por medio de su “ángulo medio” como se muestra en la Ecuación 2.

**Figura 2**

Geometría sección de nariz cónica



*Nota.* Fuente: (Crowell Sr, 1996).

**Ecuación 1**

*Ecuación geométrica de nariz cónica.*

$$y = \frac{xR}{L} \quad (1)$$

**Ecuación 2**

*Ecuación geométrica de nariz cónica por ángulo medio.*

$$\phi = \tan^{-1} \left( \frac{R}{L} \right) \quad (2)$$

$$y = x \tan \phi$$

La nariz tipo cónica, también se pueden definir con las ecuaciones de la nariz serie parabólica, como se muestra en la

Ecuación 3 y su representación geométrica se muestra en la Figura 3

En las series parabólicas, el perfil es representado por medio de un segmento de parábola que tiene un eje de revolución paralelo a la línea de Latus, que es la línea que pasa a través del foco, es perpendicular al eje mayor y tienen ambos puntos finales en la curva.

### **Ecuación 3**

*Ecuación geométrica de series parabólicas.*

Para  $0 \leq K' \leq 1$

$$y = R \left( \frac{2 \left( \frac{x}{L} \right) - K' \left( \frac{x}{L} \right)^2}{2 - K'} \right) \quad (3)$$

Para esto se presenta un coeficiente  $K'$ , el cual puede variar entre 0 y 1 dando así las siguientes formas comunes de conos de nariz.

$K'=0$  para cónicas

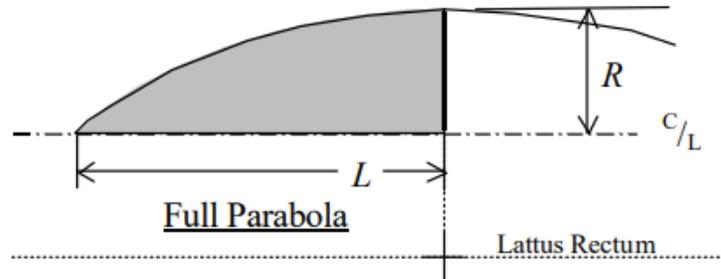
$K'= 0.5$  para  $\frac{1}{2}$  de parábola

$K' = 0.75$  para  $\frac{3}{4}$  de parábola

$K' = 1$  parábola completa

**Figura 3**

*Geometría sección de nariz series parabólicas.*



*Nota.* Fuente: (Crowell Sr, 1996).

A continuación, se muestra la geometría tipo elíptica, la cual se representa en un perfil de media elipse; al realizar la revolución del perfil se obtiene una nariz con forma de medio elipsoide. La siguiente ecuación representa la sección bidimensional de este perfil.

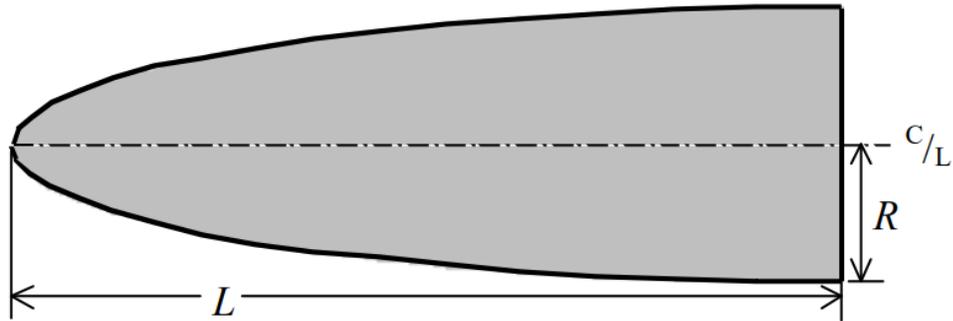
#### **Ecuación 4**

*Formula geométrica de nariz tipo elíptica.*

$$y = R \sqrt{1 - \frac{x^2}{L^2}} \quad (4)$$

**Figura 4**

*Geometría sección de nariz tipo elíptica.*



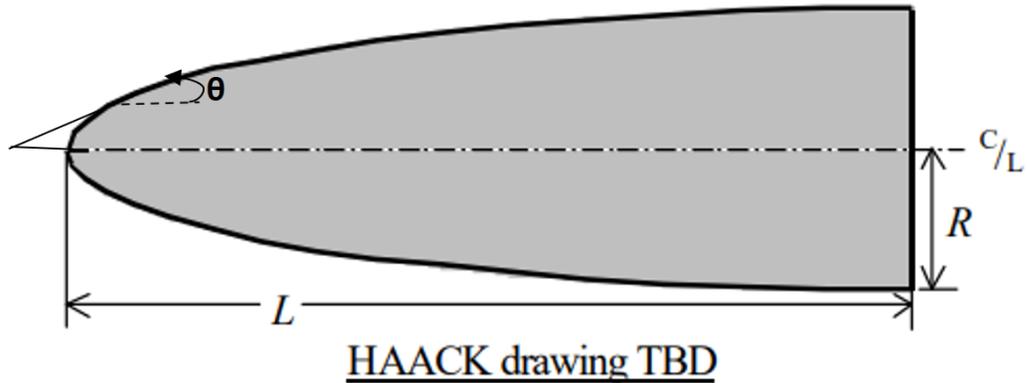
*Nota.* Fuente: (Crowell Sr, 1996)

Un tipo de sección de nariz que también es muy usada es la de tipo Von Karman, la cual se deriva de una serie de perfiles de conos de nariz denominado series HAACK. El perfil Von Karman también es conocido como LD-HAACK.

Esta serie de perfiles de nariz fueron diseñados de modo que su objetivo principal es reducir el drag. Cuando se describe a las series HAACK hace referencia a dos tipos de geometrías principales, la primera geometría obtenida es una de tipo Von Karman (LD), lo que representa mínimo arrastre para una longitud y diámetro dado. La otra geometría es la LV, que representa mínimo arrastre para un volumen dado (Defense, 1990).

**Figura 5**

*Geometría sección de la nariz tipo series de HAACK*



*Nota.* Fuente: (Crowell Sr, 1996)

Matemáticamente, la serie HAACK se define por un coeficiente  $c$ , el cual cuando es equivalente a 0 es una geometría tipo Von Karman y cuando es equivalente a  $1/3$ , la geometría descrita es de tipo LV. La serie se puede definir por las siguientes ecuaciones.

### **Ecuación 5**

*Formulas geométricas series HAACK.*

$$y = \frac{R \sqrt{\theta - \frac{\sin(2\theta)}{2} + C \sin^3 \theta}}{\sqrt{\pi}} \quad (5)$$

Donde:

$$\theta = \cos^{-1}\left(1 - \frac{2x}{L}\right)$$

### **1.7.2 Software de simulación**

En el proyecto se disponen de dos software para realizar el estudio de las geometrías, el primer programa a trabajar es RockSim®, el cual fue desarrollado por Apogee Components (Components, 2021), los que definen al programa como una herramienta permite al usuario diseñar cohetes de cualquier tamaño y simular para poder conocer los comportamientos que tendrá, como altura y velocidad. Por ende, este programa resulta ser una gran herramienta ya que el usuario puede conocer si el diseño resulta ser estable y de ese modo ahorrar dinero en lanzamientos de prueba, además el programa permite seleccionar los motores entre una lista para poder escoger el que mejor se adaptará al diseño.

El segundo programa de simulación a usar, es Ansys Fluent ®, el cual es definido por la organización desarrolladora (ESSS, 2020) como un producto de simulación de fluidos con capacidades avanzadas de modelado físico y precisión, además de que resulta ser una herramienta para optimizar el rendimiento de productos en una amplia gama de aplicaciones y analizar una variedad de fenómenos de fluidos.

### **1.7.3 Software de diseño asistido por computadora (CAD)**

Para desarrollar la geometría de la sección de nariz, se dispone del software SolidEdge®, el cual resulta ser una herramienta poderosa para el proyecto, ya que permite desarrollar diseños en tres dimensiones basado en varias funcionalidades de modelado, la empresa desarrolladora

Siemens (Siemens, 2016), destaca que en su versión estudiantil el software dispone de herramientas avanzadas para el desarrollo de productos, como lo son diseños de chapas, piezas y conjuntos, además de permitir realizar renderizados y animaciones. Por otro lado, se destaca que el programa presenta una serie de ayudas didácticas para que cualquier persona pueda adquirir habilidades de CAD en este programa.

#### **1.7.4 Normativa Trípoli**

La Asociación de Cohetería Trípoli (TRA) es considerada como una de las principales organizaciones de cohetería experimental de alta potencia. Actualmente Trípoli organiza eventos tanto regionales como internacionales incluyendo lanzamientos de cohetes tales como LDRS (Large Dangerous Rocket Ships), que traduce Naves Espaciales Grandes y Peligrosas.

La experiencia de Trípoli en el campo aeroespacial ha permitido que esta Asociación conozca los aspectos necesarios para la fabricación y calificación de los cohetes de alta potencia. Por lo cual muchos de los prototipos fabricados, son evaluados bajo las normativas que esta organización plantea (Tripoli Rocketry Association Inc, 2020).

Trípoli tiene un programa de certificación, el cual está basado en habilidades de varios niveles (I, II, III) y el programa de mentores de Trípoli para miembros jóvenes (Tripoli Rocketry Association Inc, 2020).

#### **Nivel I**

La certificación nivel I, permite a los pilotos volar de alta potencia con un impulso total de máximo 640 N-s. Principalmente el cohete se debe construir, lanzar y recuperar exitosamente,

utilizando un motor HPR (High Power Rocket), el cual debe tener un certificado en el rango del impulso entre H a I (160 N-s - 640 N-s) (Tripoli Rocketry Association Inc, 2021a).

## **Nivel II**

Para contar con esta certificación, es necesario tener inicialmente la certificación nivel I y la aprobación de un examen. Para finalmente llevar a cabo la construcción, lanzamiento y recuperación del cohete de manera exitosa, usando un motor HPR con rangos de impulso entre J a L (640.01 N-s – 5120 N-s) (Tripoli Rocketry Association Inc, 2021b).

## **Nivel III**

Para la certificación nivel III, es necesario haber completado con éxito la certificación de nivel II, luego se debe demostrar en un vuelo del cohete la competencia con cohetes de nivel II con recuperación electrónica. Finalizando con el diseño, construcción, vuelo y recuperación exitoso del cohete, usando motores HPR con rango de impulsos M a O (5120.01 N-s – 40960 N-s) (Tripoli Rocketry Association Inc, 2021c).

## **1.8 Metodología**

El desarrollo de este proyecto de grado se llevará a cabo por medio una metodología empírico – analítica, donde como primera medida se decidirá cuál va a ser la geometría correspondiente de la sección de nariz para la misión y operación del cohete USB Rocket I.

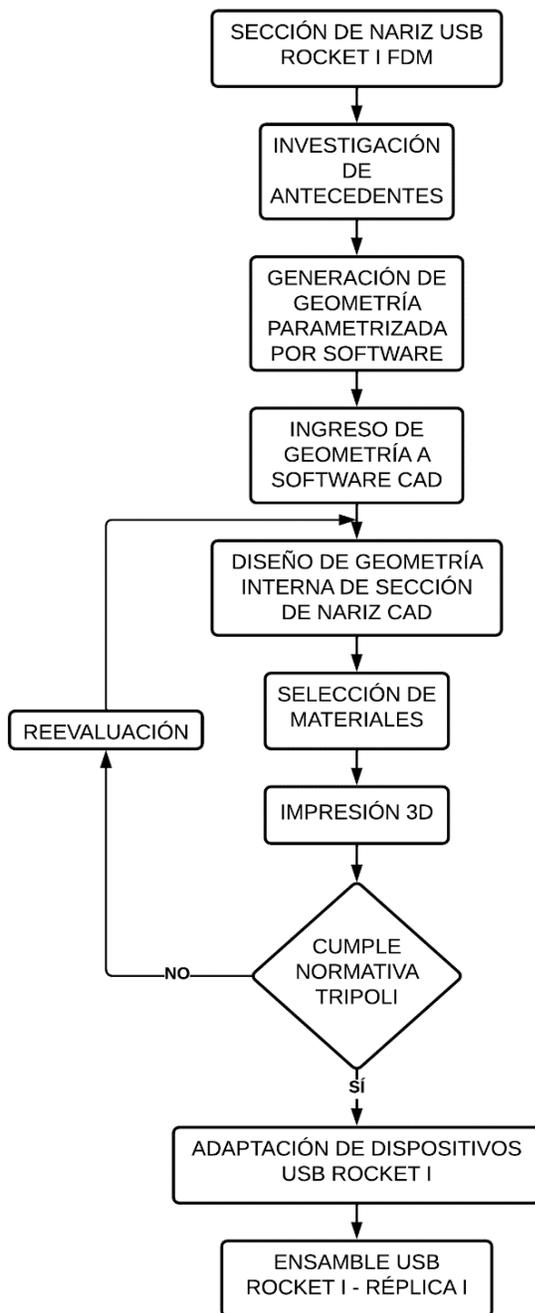
Seguido a esto se realiza la geometría preliminar de la sección de nariz, por medio de la inserción de códigos en un programa de modelamiento paramétrico tridimensional, clave para la

parametrización de la geometría CAD de la sección. Posteriormente se ingresará la geometría obtenida, en un programa CAD para realizar el diseño y las debidas modificaciones en el interior de la sección de nariz, con base en la carga útil y dispositivos implementados del cohete USB Rocket I.

Seguidamente, se selecciona el material de impresión de la sección de nariz y se procede a la impresión de esta, mediante el proceso de modelado por deposición fundida, considerando los parámetros de impresión necesarios para obtener la mejor resistencia mecánica y acabado superficial; luego habrá una primera interacción con el cohete USB Rocket I – Réplica I y los dispositivos presentes en la sección de nariz donde se evalúa que cumpla todos los requisitos establecidos por medio de la normativa Trípoli, para lograr el ensamble final de manera satisfactoria. La metodología anteriormente mencionada se resume en el siguiente diagrama:

**Figura 6**

*Metodología del proyecto.*



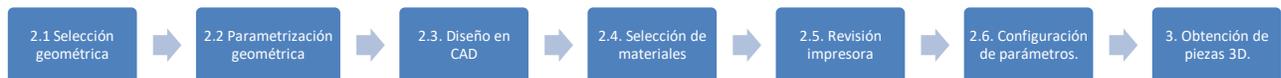
*Nota.* Fuente: Autores

## Capítulo 2 - Desarrollo de Ingeniería

En el siguiente capítulo se describe paso a paso cómo fue desarrollado el protocolo de manufactura para lograr el desarrollo del prototipo finalizado. El protocolo propuesto se muestra en el siguiente diagrama.

**Figura 7**

*Esquema general del protocolo de manufactura.*



*Nota.* Fuente: Autores

### 2.1 Selección geométrica

En la Figura 8 se muestra el paso a paso para realizar una selección geométrica, para este proceso se debe realizar una revisión inicial del cohete, en donde se identifique las características que debe tener el prototipo, tales como son las condiciones operativas y la finalidad de la misión. Después de realizada la revisión inicial, se debe definir los parámetros del cohete, en donde se definen datos como, tipo de motor, longitudes de geometría, tipo de carga, número de aletas, entre otros.

**Figura 8***Proceso de selección de geometría.*

*Nota.* Fuente: Autores

Posterior a la definición de los parámetros, se realiza la simulación de las geometrías por medio del programa de diseño y simulación de cohetes RockSim, en donde se define el cohete y se customiza el tipo de nariz, permitiendo realizar múltiples simulaciones con el mismo cohete pero con la nariz distinta.

Además de las simulaciones en RockSim, se realizan simulaciones en Ansys Fluent, con el fin de poder comparar las tres geometrías en un flujo, de modo que se pueden realizar contornos de presión y contornos de número Mach; y analizar qué tipo de nariz se puede adaptar mejor al flujo; por otro lado, en las simulaciones se determinan los coeficientes de arrastre de cada geometría, siendo esto comparable con los valores de arrastre que se obtiene en las simulaciones RockSim.

Luego de finalizadas las simulaciones RockSim y Ansys Fluent, se realiza la comparación de las geometrías, para el caso de este proyecto se realizó comparación de narices de geometría Cónica, Elíptica y Von Karman. Finalmente, se selecciona la geometría más conveniente para el cohete.

### 2.1.1 Características del cohete

El cohete USB-Rocket I dispone de una longitud total de 1.14 m, su fuselaje tiene un diámetro de 7.7 cm, el cohete tiene un peso de despegue de 2.5 kg. Además, cuenta con tres aletas fijas, las cuales cumplen con una función de estabilización en el vuelo. El vehículo aéreo aloja en su interior un motor de propelente sólido tipo J de referencia AeroTech J270W.

#### Figura 9

*Cohete USB – Rocket I.*



*Nota.* Tomada. Fuente: (Reyes R. et al., 2019).

### 2.1.2 Simulación en RockSim

Inicialmente, se debe realizar el modelado del cohete en el software RockSim, en donde se definan todos los elementos que el cohete posee, tales como aletas estabilizadoras, tipo de motor, nariz, hombro y entre otros.

En RockSim se permite customizar el tipo de nariz, por lo que se realizaron tres simulaciones con los mismos parámetros, pero variando el tipo de nariz, para este caso como se mencionó anteriormente, las narices a comparar son la tipo Von Karman, cónica y elíptica, como se evidencia en la Figura 10.

**Tabla 1**

*Parámetros geométricos de nariz en RockSim para la simulación.*

<b>Parámetros geométricos RockSim</b>	
<b>Nariz</b>	
Forma	Sears HAACK (Von Karman) Conical Elliptical
Longitud	390 mm
Diámetro	79 mm
Construcción	Hueca
Acabado	Brillante

*Nota.* Fuente: (Urrego et al., 2019; Autores)

**Tabla 2**

*Parámetros geométricos del hombro en RockSim para la simulación.*

<b>Parámetros geométricos RockSim</b>	
<b>Hombro</b>	
Longitud	144 mm
Diámetro	77 mm
Construcción	Hueca
Acabado	Brillante

*Nota.* Fuente: (Urrego et al., 2019; Autores)

**Tabla 3**

*Parámetros geométricos del tubo de cuerpo en RockSim para la simulación.*

<b>Parámetros geométricos RockSim</b>	
<b>Tubo Cuerpo</b>	
Diámetro exterior	144 mm
Diámetro	77 mm
Construcción	Hueca
Acabado	Brillante

*Nota.* Fuente: (Urrego et al., 2019; Autores)

**Tabla 4**

*Parámetros geométricos de aletas en RockSim para la simulación.*

<b>Parámetros geométricos RockSim</b>	
<b>Aletas</b>	
Número de aletas	3
Forma de aletas	Trapezoidal
Ángulo Sweep	0°
Longitud Sweep	130.17 mm
Semi Span	85.72 mm
Localización	27 mm

*Nota.* Fuente: (Urrego et al., 2019; Autores)

Luego de realizado el modelado, se procede a realizar la configuración de parámetros para el lanzamiento; los parámetros de lanzamiento son mostrados en la Tabla 5, siendo equivalentes para los tres lanzamientos realizados en RockSim.

**Tabla 5**

*Parámetros de lanzamiento RockSim.*

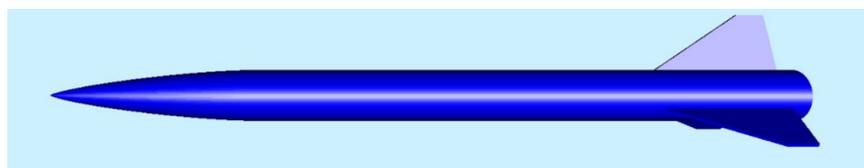
<b>Parámetro</b>	<b>Valor</b>
Humedad relativa	50

Temperatura (°C)	25
Presión barométrica (bar)	1.013
Velocidad del viento (km/h)	0 – 4.667
Ángulo de lanzamiento	95°
Altitud de lanzamiento	Nivel del mar
Motor	AeroTech J270W

*Nota.* Valores de referencia para la simulación en RockSim. Fuente: (Reyes R. et al., 2019)

### Figura 10

*Vista general del cohete en RockSim.*



(a)



(b)

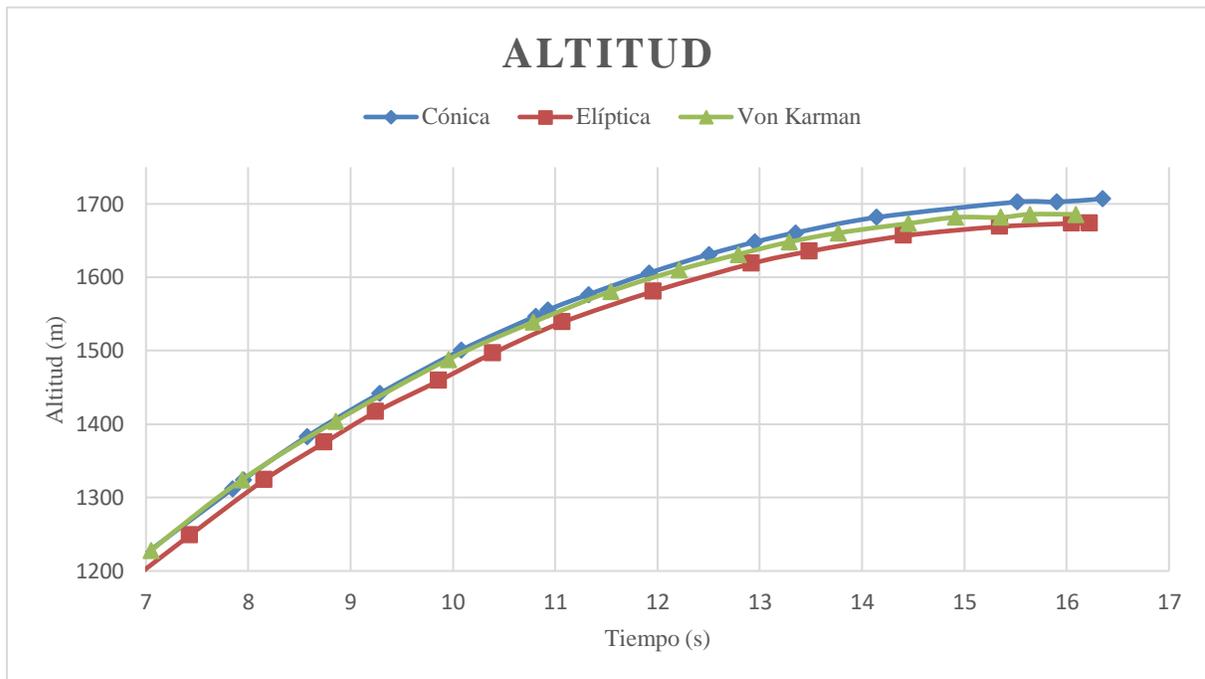


(c)

*Nota.* Cohete USB Rocket I en el software RockSim (a) Configuración Von Karman, (b) Configuración Cónica, (c) Configuración elíptica. Fuente: (Urrego et al., 2019; Autores).

Luego de realizados los respectivos lanzamientos virtuales, se procede a realizar las gráficas de altitud, Mach y Fuerza de arrastre, respecto al tiempo de vuelo; con el fin de poder analizar cual nariz presenta la mayor altitud y número Mach; además de poseer una fuerza de arrastre más baja.

Inicialmente, en la Figura 11 se evidencian las altitudes de vuelo hasta el apogeo, en la que se muestra que la nariz tipo cónica presenta la mayor altitud, con un valor de 1706,88 metros a un tiempo de 16,35 segundos. En segundo lugar, la nariz tipo Von Karman presenta una altitud de apogeo de 1685,85 metros, a un tiempo de 16,08 segundos, mientras que en último lugar la nariz tipo elíptica presenta una altitud de apogeo de 1673,24 metros a un tiempo de 16,22 segundos.

**Figura 11***Curva de altitud vs tiempo*

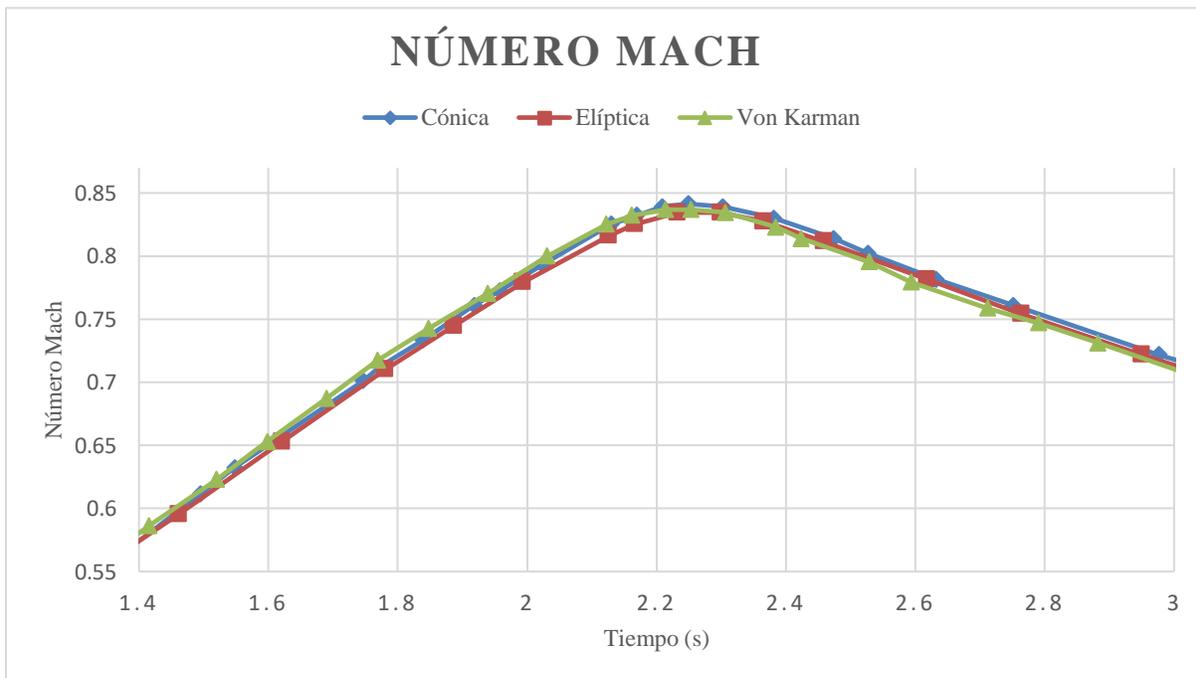
*Nota.* Fuente: Autores.

El siguiente parámetro obtenido por medio de RockSim, es el número de mach a través del tiempo, la Figura 12 muestra el comportamiento del mach en los tres tipos de narices hasta el apogeo.

A pesar de que la tendencia que muestran las tres curvas es la misma, se puede evidenciar que los valores de mach más altos los ofrece el cohete con la nariz tipo cónica, siendo este valor de 0,8413 a un tiempo de 2,2487 segundos; después de esta, la Von Karman presenta un mach de 0,8367 a un tiempo de 2,2532 segundos y finalmente la elíptica muestra el número mach más bajo, siendo este de 0,8344 a un tiempo de 2,2324 segundos.

**Figura 12**

*Número Mach en vuelo.*

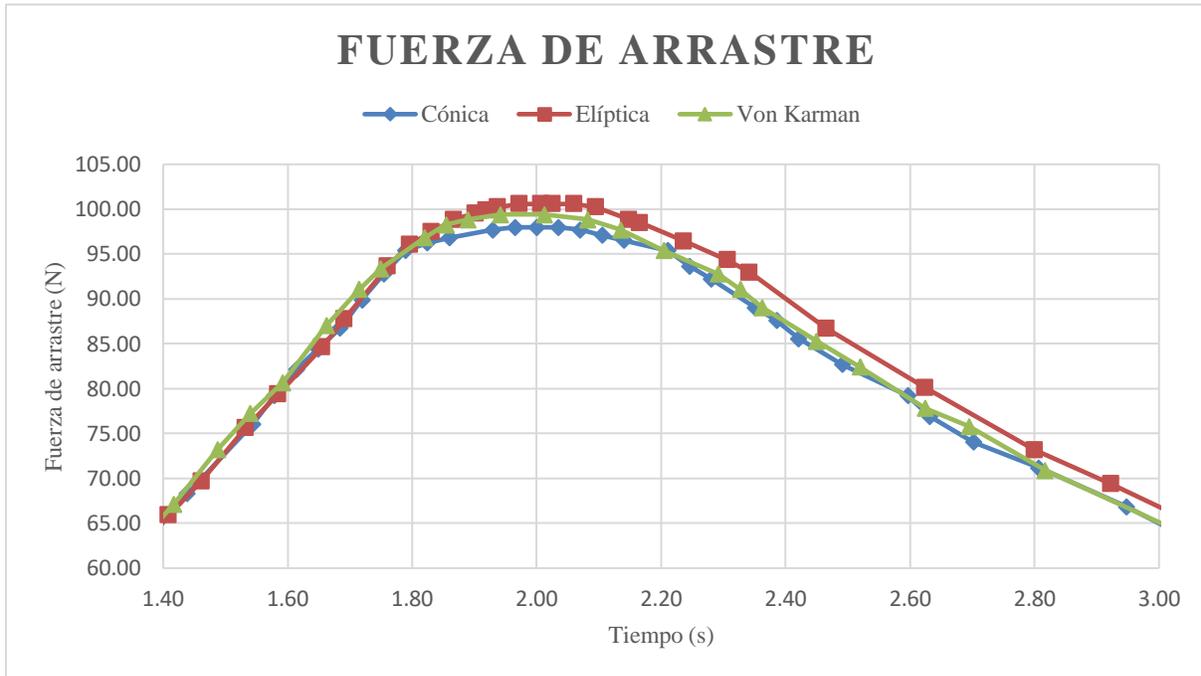


*Nota.* Fuente: Autores.

Finalmente, se realiza la curva de la fuerza de arrastre generada en vuelo; se observa en la Figura 13, la sección de nariz tipo elíptica muestra el valor de drag más alto de las tres, siendo este de 100,58 N, posterior a esta, la nariz tipo Von Karman ofrece un valor de drag de 99,42 N y la sección de nariz tipo cónica ofrece un 97,98 N. Los valores de drag máximos se muestran a la velocidad de vuelo más altas.

**Figura 13**

*Fuerza de arrastre en vuelo.*



*Nota.* Fuente: Autores.

### 2.1.3 Simulaciones CFD

Para tener una aproximación a valores de la sección de nariz, se utilizó el programa de análisis de fluidos computacionales ANSYS Fluent, donde inicialmente se exportaron los puntos correspondientes a cada geometría de nariz (cónica, elíptica y Von Karman).

Las simulaciones ofrecen una visualización los comportamientos aerodinámicos, presentados en las secciones de nariz comparadas, con el fin de conocer cuales tienen mejor comportamiento en el vuelo. Los valores de entrada en Ansys se tomaron con base a los valores

dados en los documentos del USB Rocket I original (Reyes R. et al., 2019; Urrego et al., 2019), los cuales se muestran en la Tabla 6.

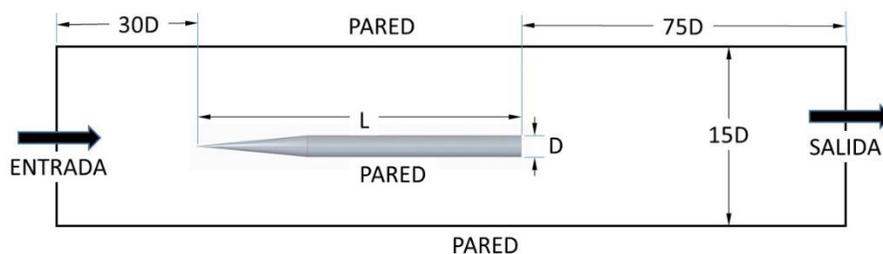
Para las simulaciones de CFD se requiere determinar el comportamiento de la sección de nariz, pero el modelamiento se realizó junto al fuselaje del cohete para evitar turbulencias al final de la geometría.

### 2.1.3.1 Definición del problema

Como primer paso se creó el volumen de control para poder realizar el análisis de la aerodinámica de cada una de las tres geometrías propuestas. Para el tamaño del volumen de control no existe una regla general; ya que esto depende básicamente de dos factores importantes: la velocidad del fluido y la geometría de estudio. Para este trabajo se probaron diferentes tamaños de volumen de control y se encontró que para las dimensiones que se muestran en el esquema de la Figura 14, la interacción del flujo con las paredes del volumen de control fue casi nula como se muestra en la Figura 15 con los contornos de velocidad y líneas de corriente.

#### Figura 14

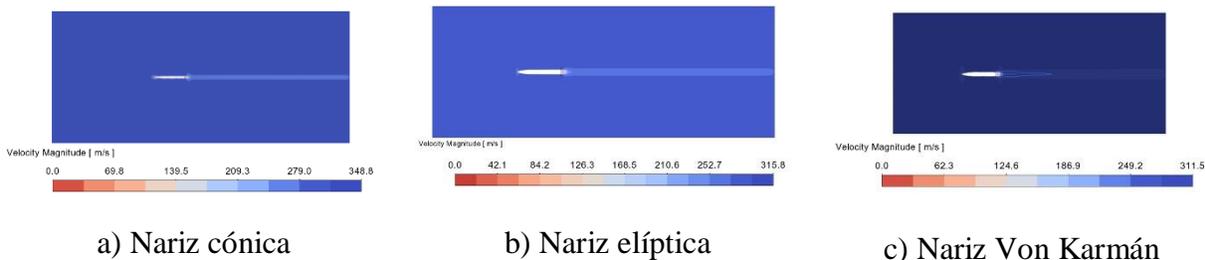
*Tamaño del volumen de control en 2D como una función del diámetro del cohete (nariz cónica, sin escala).*



*Nota.* Fuente: Autores.

**Figura 15**

*Contornos de velocidad para observar la influencia del tamaño del volumen de control.*



*Nota.* Fuente: Autores.

### 2.1.3.2 Condiciones iniciales y de frontera

Las simulaciones en las tres geometrías se realizaron empleando el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras (S-A), debido a que es un modelo relativamente simple ya que utiliza una sola ecuación y fue validado ampliamente para modelos en 2D y mallas de cualquier estructura, (S-A) fue desarrollado especialmente para estudios aerodinámicos y tratar de solventar las falencias que tenían los modelos de una ecuación. Una de las grandes falencias de este modelo es que no simula correctamente la separación de flujo (Spalart and Allmaras, 1992). Sin embargo, debido a que para este caso de estudio el ángulo de ataque del cohete es cero, no se tiene ese problema. Actualmente, el modelo turbulento propuesto por Spalart & Allmaras ha sido aplicado a diferentes estudios de aerodinámica de manera exitosa para diferentes geometrías. Por ejemplo, Jobert & Venter realizaron un estudio de aerodinámica alrededor de un cilindro cuadrado (Joubert and Venter, 2015); Deck y colaboradores estudiaron la aerodinámica alrededor de un misil (Deck et al., 2002). En la Tabla 6, se muestran los parámetros de simulación. Las fronteras

del volumen de control se asignaron como “Pressure Farfield”, la cual incluye como parámetros de entrada la presión y el número de Mach, ver Tabla 6.

**Tabla 6**

*Datos para la simulación.*

<b>Modelo de turbulencia</b>	Spalart Allmaras
<b>Velocidad de entrada</b> ( $\frac{m}{s}$ )	283.14 m/s
<b>Iteraciones</b>	4000
<b>Área</b> ( $m^2$ )	0.477
<b>Densidad</b> ( $\frac{Kg}{m^3}$ )	1.225044
<b>Longitud</b> (m)	1.144
<b>Presión</b> (Pa)	101325
<b>Temperatura</b> (K)	288.15
<b>Mach</b>	0.832

*Nota.* Fuente: (Reyes R. et al., 2019).

### **2.1.3.3 Parámetros de simulación**

Como ya se mencionó en el subcapítulo 2.1.3.2 Condiciones iniciales y de frontera, las simulaciones se realizaron empleando el modelo de turbulencia de Spalart-Allmaras. Los parámetros de discretización espacial, inicialmente se simularon con un valor de primer orden; sin embargo, para obtener una mejor precisión; estos finalmente se cambiaron a segundo orden. En la Tabla 7, se muestran los principales parámetros de simulación.

**Tabla 7**

*Métodos de solución para la simulación.*

<b>Modelo de turbulencia: Spalart Allmaras</b>	
<b>Pressure-Velocity Coupling</b>	Esquema Acoplado
Discretización espacial	
<hr/>	
<b>Presión</b>	
<b>Densidad</b>	
<b>Momento</b>	Segundo Orden
<b>Viscosidad Turbulenta</b>	
<hr/>	

*Nota.* Fuente: Autores.

#### **2.1.3.4 Características del mallado e independencia de malla**

En las simulaciones a través de la herramienta de dinámica de fluidos computacional (CFD), es importante realizar un análisis de independencia de malla para tratar de obtener resultados más cercanos a la realidad. Además, la calidad de la malla también juega un papel importante en los resultados de las simulaciones.

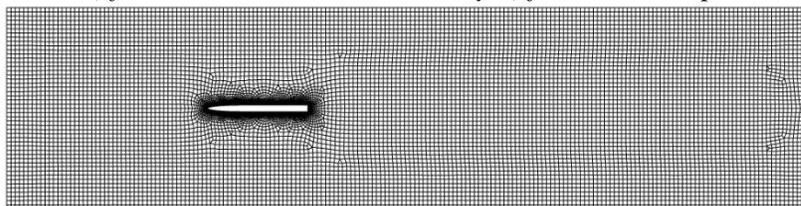
##### **2.1.3.4.1 Características de la malla**

Las mallas en CFD pueden clasificarse: en mallas estructuradas, no estructuradas y mixtas. En este trabajo se empleó una malla estructurada, tal como se muestra en la Figura 16 (a). Debido a la geometría, ya que se generó una serie de capas sobre la superficie de la geometría del cohete se encuentra una zona transición con malla mixta, Figura 16 (b). Para tratar de obtener mejores resultados sobre la superficie del cohete se emplearon dos funciones para

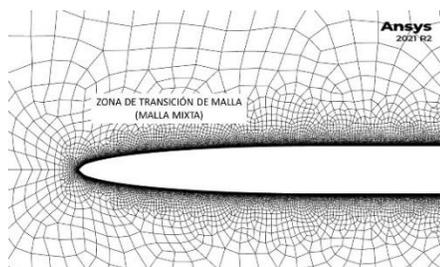
generar una malla más densa (sizing function, Figura 16(b) ) en la dirección de la superficie y 20 capas de diferente espaciamiento perpendicular a la superficie (inflation function, Figura 16(c) ).

### Figura 16

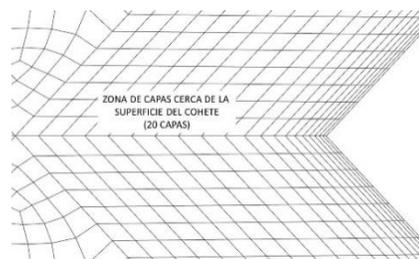
*Malla en el volumen de control y funciones de malla cerca de la superficie del cohete: a) Mallado general, b) función de tamaño de malla y c) función de capas.*



a) Malla general



b) Función de tamaño de malla



c) Función de capas

*Nota.* Fuente: Autores.

#### 2.1.3.4.2 Calidad de malla

La calidad de la malla es otro de los parámetros que tiene gran influencia en la convergencia y la calidad de los resultados. Dos de los parámetros para medir la calidad de la malla son: la asimetría de la malla (Skewness), la cual puede variar desde cero (0) hasta uno (1);

siendo cero el valor asignado a la mejor calidad y uno a una calidad de malla inaceptable; y la ortogonalidad de la malla (este parámetro también tiene un rango de variación entre cero (0) y uno (1)). Para este parámetro la mejor calidad se observa para valores de uno y la peor calidad para valores cercanos a cero. De acuerdo con esto estos dos parámetros la Tabla 8 muestra los valores obtenidos para la malla empleada en este trabajo.

**Tabla 8**

*Parámetros de calidad de malla.*

<b>Valores</b>	<b>Asimetría (skewness) de la malla</b>	<b>Ortogonalidad (orthogonality)</b>
Mínimo	0.13	0.10
Máximo	0.99	1.00
Promedio	0.16	0.95
Desviación estándar	0.15	0.07

*Nota.* Fuente: Autores.

De acuerdo con los valores de calidad promedio obtenidos en este trabajo comparados con los rangos de valores reportados en la literatura, Figura 17. La calidad de la malla para el parámetro de asimetría se encuentra en el rango de excelente; mientras que el valor de ortogonalidad se encuentra en el rango de muy bueno.

**Figura 17**

*Rangos de calidad de malla para asimetría y ortogonalidad.*

Skewness mesh metrics spectrum					
Excellent	Very good	Good	Acceptable	Bad	Unacceptable
0-0.25	0.25-0.50	0.50-0.80	0.80-0.94	0.95-0.97	0.98-1.00

Orthogonal Quality mesh metrics spectrum					
Unacceptable	Bad	Acceptable	Good	Very good	Excellent
0-0.001	0.001-0.14	0.15-0.20	0.20-0.69	0.70-0.95	0.95-1.00

*Nota.* Fuente: (Wasee, 2021)

#### 2.1.3.4.3 Análisis de independencia de malla

Para tratar de obtener resultados independientes de la malla empleada en este trabajo, se realizó una serie de simulaciones con tres diferentes densidades de malla. El parámetro analizado en este estudio fue el coeficiente de arrastre sobre la superficie del cohete: nariz y fuselaje. Los resultados obtenidos y las características de las tres diferentes mallas se muestran en la Tabla 9.

**Tabla 9**

*Parámetros de independencia de malla.*

<b>Malla</b>	<b>Parámetro</b>	<b>Tamaño (mm)</b>	<b>Número de elementos</b>
Gruesa	Malla general	100	158,677
	Función de tamaño	0.2	

	Función de capas	0.002	
	Malla general	75	
Media	Función de tamaño	0.15	187,794
	Función de capas	0.0015	
	Malla general	50	
Fina	Función de tamaño	0.1	293,373
	Función de capas	0.001	

---

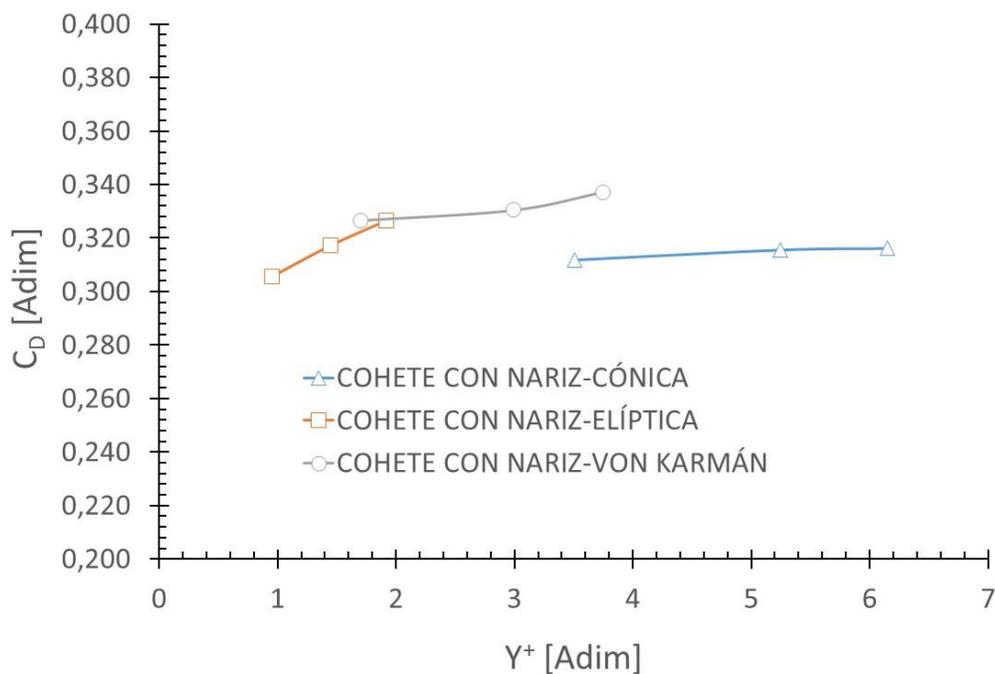
*Nota.* Fuente: Autores.

De acuerdo con los resultados de independencia de malla se obtuvieron los siguientes resultados de coeficiente de arrastre sobre toda la superficie del cohete, es decir nariz y fuselaje. La Figura 18 muestra que al aumentar la densidad de malla los coeficientes de arrastre disminuyeron para las tres geometrías de nariz. El porcentaje de error entre los diferentes coeficientes de arrastre para las tres geometrías fue relativamente pequeño. Tomando como referencia el coeficiente de arrastre de la malla más gruesa, se encontró que la mayor variación se encontró para el cohete con nariz elíptica con un porcentaje de alrededor de 6.4 %, entre la malla gruesa y la malla fina. El máximo valor de  $Y^+ (= \frac{y u_*}{\nu})$  se obtuvo para el cohete con nariz cónica. Los valores de  $Y^+$  de la malla gruesa y media del cohete con nariz cónica esta fuera del valor de la subcapa viscosa ( $Y^+ \leq 5$ ). Sin embargo, es importante aclarar que las simulaciones para el análisis del coeficiente de arrastre individual de la nariz y el fuselaje, de la presión estática y el número de Mach se realizó con las simulaciones de malla fina. La malla fina para todas las geometrías muestra un valor de  $Y^+ \leq 4$ , con lo cual se aseguró que los valores de

coeficiente de arrastre se evaluaron dentro de la subcapa viscosa. Los valores más altos de  $Y^+$  se observaron en la nariz del cohete para lastres geometrías de nariz analizadas; mientras que los valores más bajos se observaron en la parte posterior del fuselaje, estos resultados se muestran en la Figura 19 donde se presenta una gráfica de  $Y^+$  para la simulación del cohete con nariz Von Karman para una malla fina.

### Figura 18

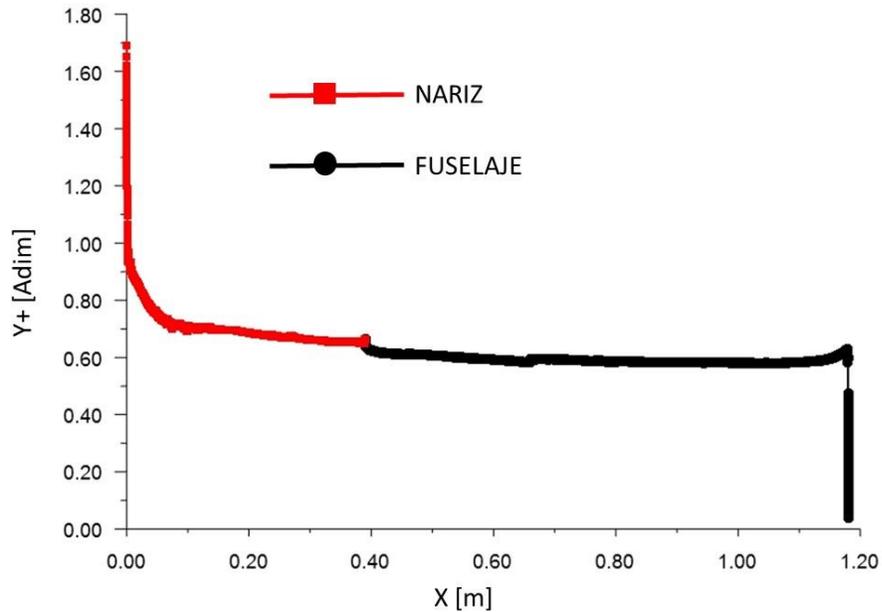
*Análisis de sensibilidad de malla usando el coeficiente de arrastre total como una función de la distancia adimensional  $Y^+$*



Nota. Fuente: Autores

**Figura 19**

*Gráfica de la distancia adimensional ( $Y^+$ ) vs la posición ( $x$ ) en nariz Von Karman.*



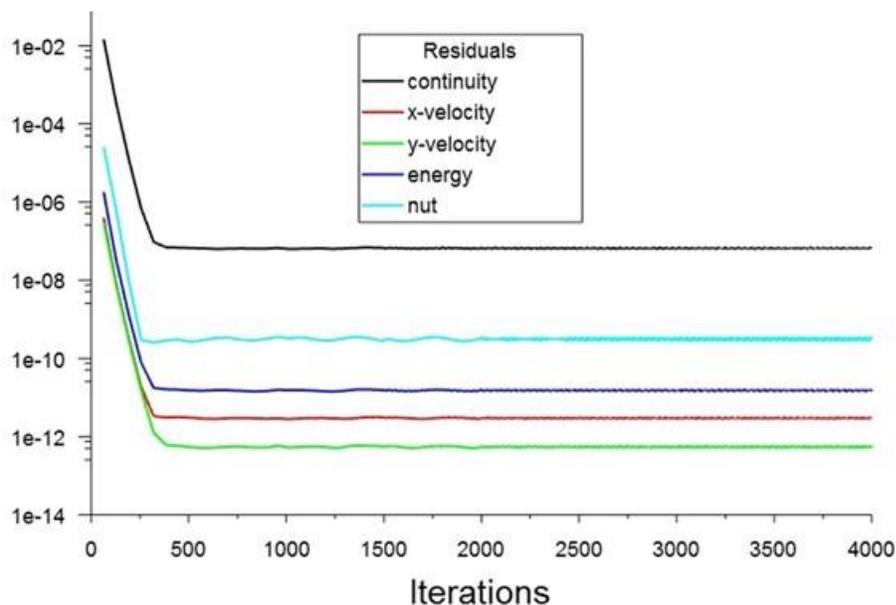
*Nota.* Fuente: Autores.

### 2.1.3.5 Convergencia de las simulaciones

Para verificar la convergencia se obtuvieron las gráficas de residuales de las ecuaciones del modelo de turbulencia. En la Figura 20 se muestra el patrón de convergencia que se obtuvo para todas las simulaciones. En las gráficas se observa la convergencia de los parámetros de velocidad en las dos direcciones del plano ( $x,y$ ), se muestra también la convergencia de la ecuación de continuidad y energía; adicionalmente se muestra la convergencia del parámetro de la ecuación del modelo de turbulencia Spalart Allmaras; es decir la energía cinemática turbulenta ( $\nu$ ) nut. Todos los parámetros muestran una convergencia menor de  $1 \times 10^{-6}$ .

**Figura 20**

*Gráficas de convergencia de residuales.*



*Nota.* Fuente: Autores.

### 2.1.3.6 Resultados de las simulaciones: presión y número de Mach

En los cálculos de fuerzas aerodinámicas en cohetes, a diferencia de las aeronaves, se realiza el procedimiento tomando como referencia el área de la sección transversal en la parte con mayor diámetro, mientras que en las aeronaves se usa el área del ala (Newlands, 2016).

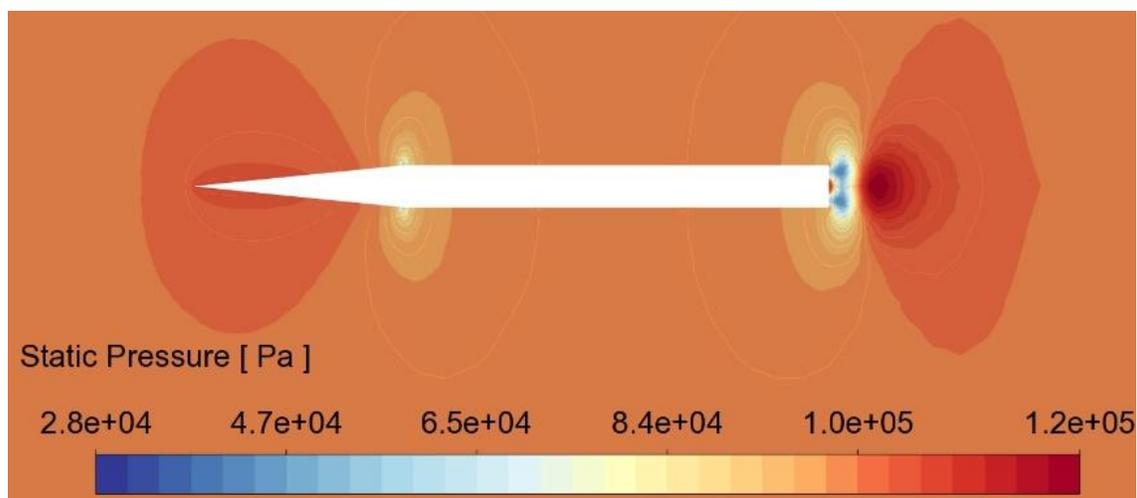
Las simulaciones se llevaron a cabo por medio de 4000 iteraciones, ya que se vio que con dicho número de iteraciones los valores lograban converger, como se evidencia en la Figura 20.

Se muestran los contornos de presiones y velocidades en las tres secciones de nariz; la Figura 21 y Figura 22 muestran los contornos para la sección de nariz tipo cónica, donde se

evidencia un valor de alta presión en la parte inicial de la nariz y se aprecia un valor de Mach de 0,68, mientras que, en la zona posterior de la nariz, donde empieza el fuselaje del cohete, se presenta una zona de alta velocidad, con valores de mach entre 0,96 y 1,06.

**Figura 21**

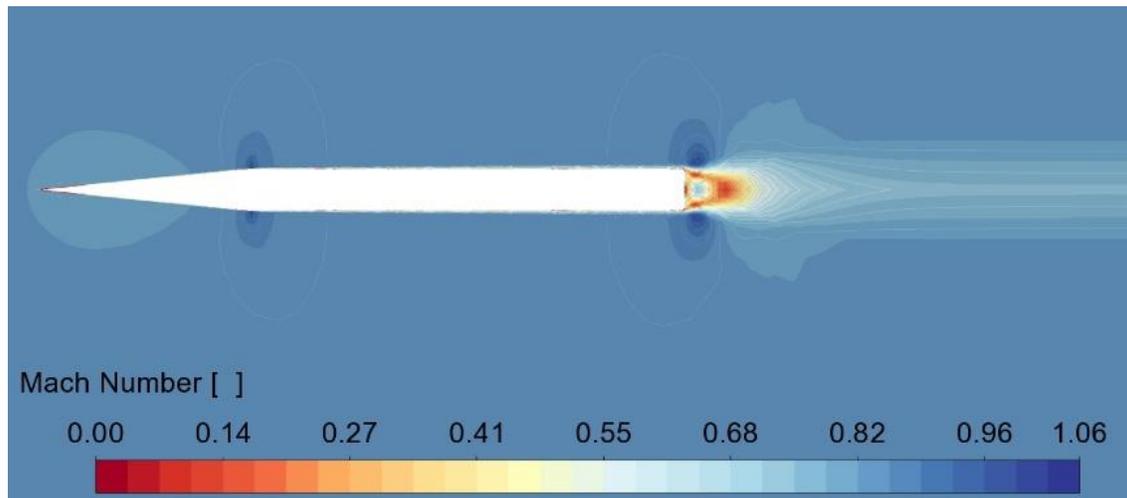
*Contornos de presión estática de nariz cónica*



*Nota.* Fuente: Autores.

**Figura 22**

*Contornos de número Mach de nariz cónica.*

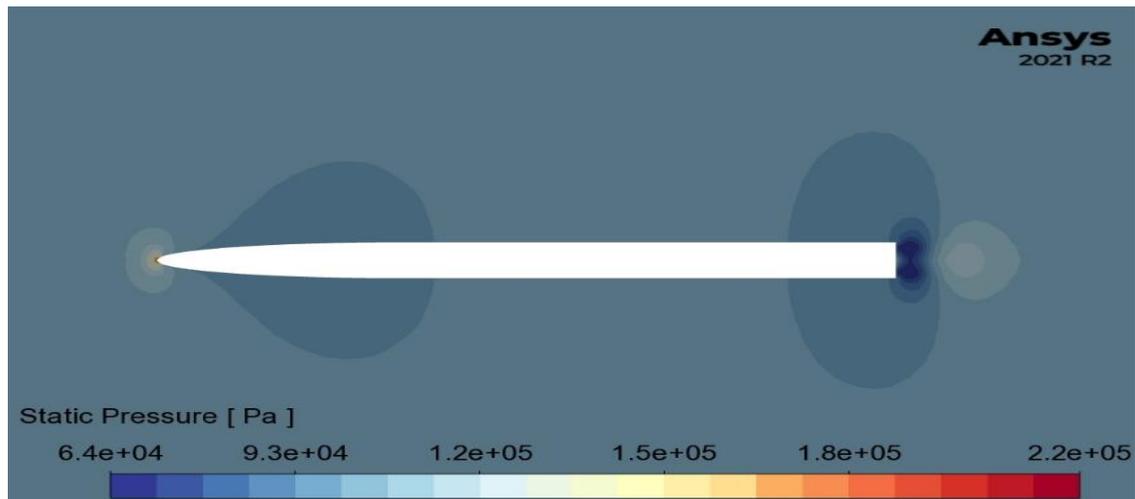


*Nota.* Fuente: Autores.

La nariz tipo elíptica, muestra en la punta de la nariz un punto de estancamiento, como se aprecia en la Figura 23, la cual evidencia los valores de presión máximos de todo el cohete. Los valores de presión en dicha zona presentan valores de presión de la punta entre el rango de 130.000 Pa y 220.000 Pa, los cuales disminuyen a lo largo del cohete. Por otra parte, las magnitudes de Mach se evidencian en la Figura 24, en donde se muestra un aumento en la magnitud del número Mach con valores máximos de 0.84 en la zona de la nariz y su magnitud máxima de Mach se encuentra en el final del fuselaje del cohete.

**Figura 23**

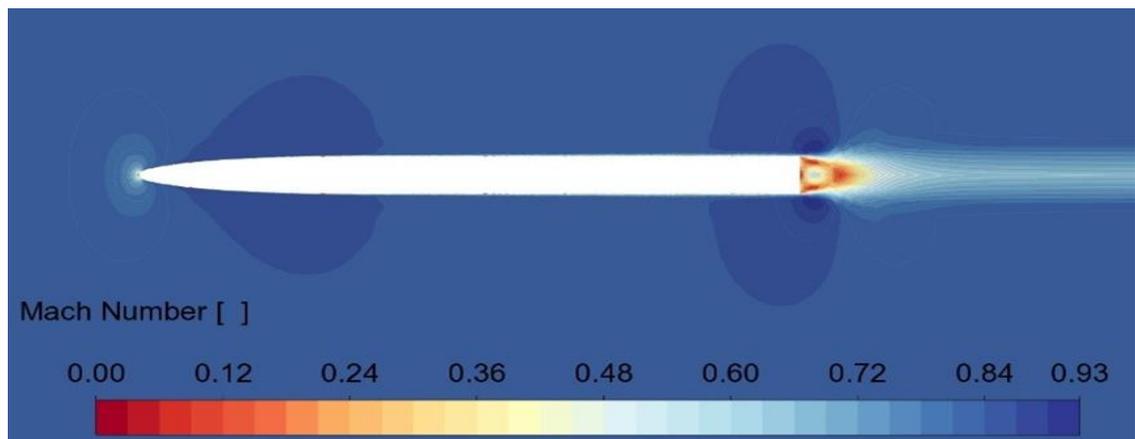
*Contornos de presión estática nariz elíptica.*



*Nota. Fuente: Autores.*

**Figura 24**

*Contornos de Mach nariz elíptica.*

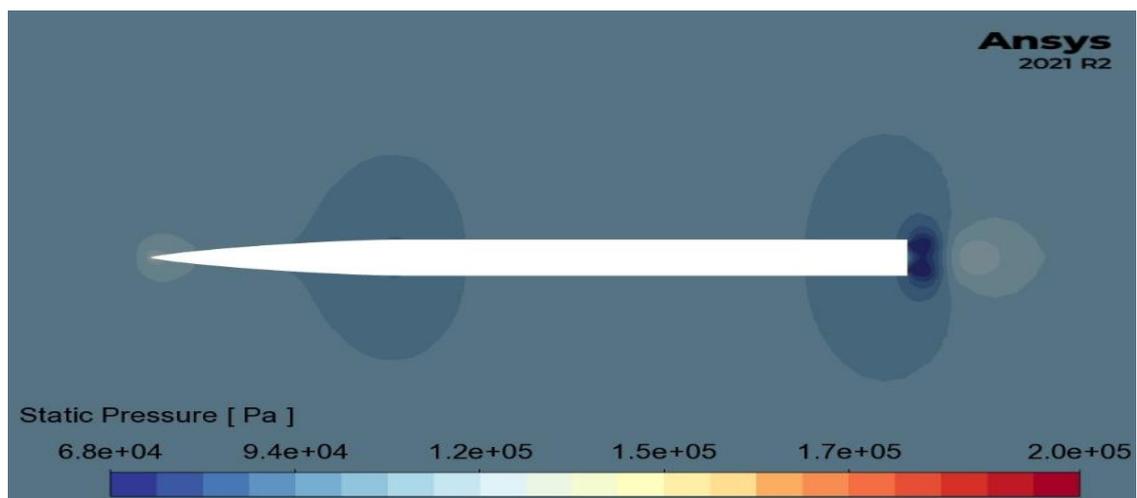


*Nota. Fuente: Autores.*

Finalmente, la nariz tipo Von Karman presenta también un punto de estancamiento en la punta de la nariz, con valores menores a los de la nariz elíptica y una onda en la punta más reducida. La zona con mayores presiones estáticas se encuentra a la salida de la nariz y la entrada del fuselaje, con una magnitud de alrededor 94000 Pa. Este contorno de presión resulta ser mucho más pequeño que el de las otras dos narices, por lo que se puede evidenciar que el flujo se adapta mejor en este tipo de narices, además de que los valores más altos de mach se encuentran en la entrada del fuselaje con un valor aproximado de 0,93.

### Figura 25

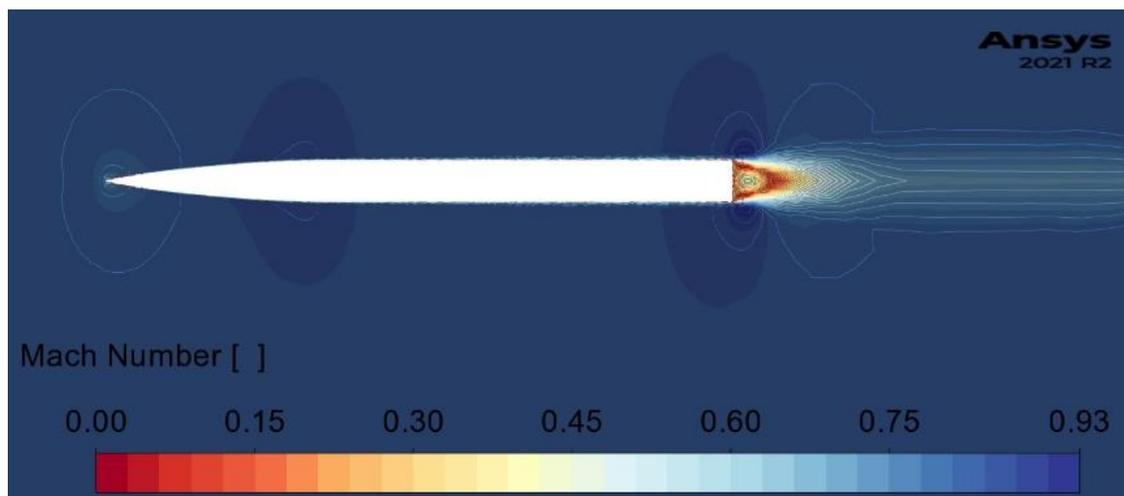
*Contornos de presión estática nariz Von Karman.*



*Nota.* Fuente: Autores.

**Figura 26**

*Contornos de Mach nariz Von Karman.*



*Nota.* Fuente: Autores.

La Tabla 10 muestra los resultados de los coeficientes de arrastre obtenidos en las simulaciones, siendo la nariz elíptica la que presenta mayor coeficiente de arrastre, siguiendo la Von Karman y después la cónica. Las diferencias entre los coeficientes de arrastre que se observan entre los datos reportados por RockSim y Ansys Fluent; se presentan debido a las metodologías de simulación. Ya que Ansys Fluent emplea la solución de las ecuaciones de Navier-Stokes para evaluar los coeficientes de arrastre y sustentación; y los resultados dependen fuertemente de la densidad y calidad de mallado. Por otro lado, las ecuaciones que emplea RockSim, están basadas en coeficientes que se obtiene a partir de la velocidad, la geometría y las propiedades del fluido a diferentes alturas. Estas podrían ser algunas de las razones de las diferencias encontradas entre estos dos tipos de simulaciones. Para estos casos se sugiere realizar otras simulaciones con Ansys Fluent con otros modelos de turbulencia de mayor número de

ecuaciones, para verificar los resultados a través de simulaciones empleando las herramientas de CFD.

**Tabla 10**

*Coefficientes de arrastre.*

<b>Geometría</b>	<b>Nariz</b>	<b>Fuselaje</b>	<b>Total</b>
<b>Cónica</b>	0.028	0.284	0.312
<b>Elíptica</b>	0.041	0.281	0.322
<b>Von Karmán</b>	0.036	0.291	0.327

*Nota.* Fuente: Autores.

A la hora de seleccionar el tipo de geometría para desarrollar el prototipo de la nariz, se tuvo en cuenta que el modelo USB Rocket I cuenta originalmente con la nariz tipo Von Karman, y el semillero de investigación GIAS estuvo trabajando en la replicación exacta del cohete, denominándolo así USB Rocket I – Replica I. Por lo que se busca dar continuidad al problema planteado en el semillero y por dicho motivo se decidió realizar la impresión de la Von Karman. Por otro lado, la nariz tipo Von Karman está especialmente diseñada para que presente el menor drag posible a una longitud (L) y diámetro (D) dado, por lo que este tipo de narices resulta muy conveniente para uso en cohetaría experimental (Crowell Sr, 1996).

Un punto en el que la nariz Von Karman destaca sobre las otras dos, es que esta se adapta de mejor manera al flujo, ya que esta nariz presenta un punto de estancamiento más pequeño que el de la elíptica, y sus presiones estáticas sobre su superficie son menores. Por otro lado, la nariz

cónica presenta una onda con presión más baja en la terminación de la nariz y entrada del fuselaje, por lo que este tipo de narices se puede utilizar en cohetes supersónicos.

Adicionalmente, se decide usar la nariz Von Karman ya que esta, en las simulaciones de RockSim presenta un número Mach superior al de la Eliptica y su punto de apogeo presentó una altitud de 1685,85 metros, frente a los 1673,24 metros de la Elíptica.

Además, cabe destacar que las simulaciones podrían tener resultados diferentes a un lanzamiento real, por lo que se podría ensayar los tres tipos de narices en lanzamientos reales del cohete, pero dado los alcances de este proyecto no se realizará ningún tipo de lanzamiento.

## **2.2 Parametrización geométrica**

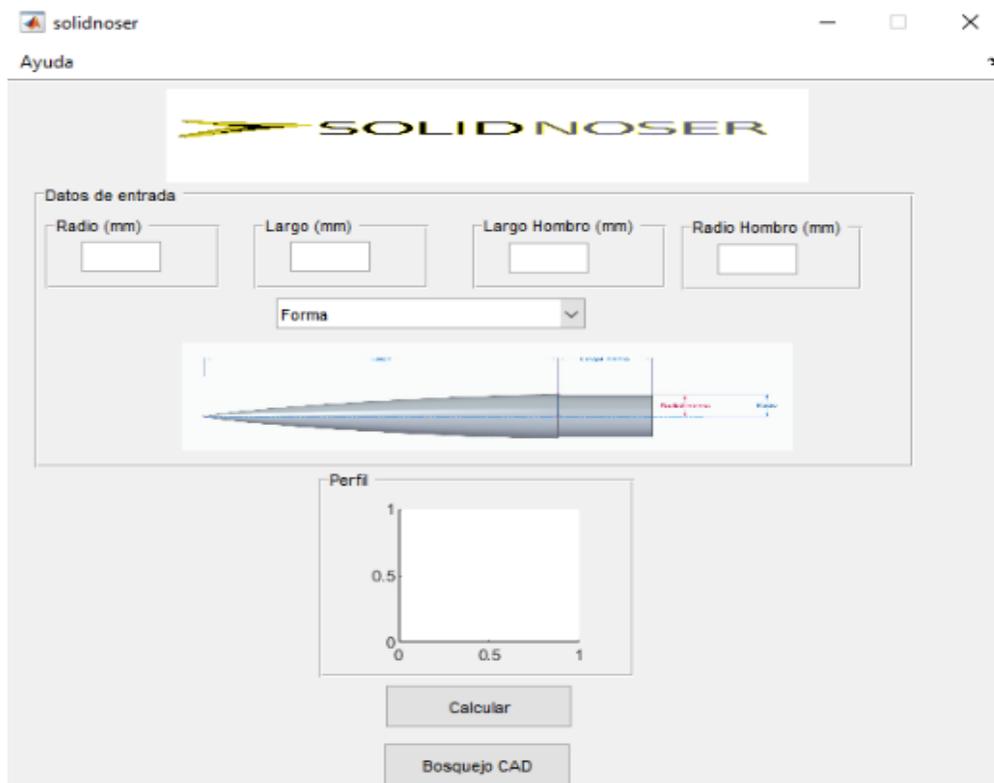
La parametrización geométrica es dada por un programa, el cual fue creado para enlazar directamente archivos tipo Excel con el programa de diseño asistido por computadora SolidEdge. El programa es realizado con el fin de poder modificar múltiples puntos en la geometría de cada tipo de nariz de manera sencilla, facilitando la creación de la pieza en programa CAD y reduciendo los tiempos empleados para la misma.

### **2.2.1 Desarrollo de Interfaz**

Inicialmente se desarrolló una interfaz como se observa en la Figura 27, con MATLAB, la cual permite cambiar los tamaños y tipos de geometría de las narices, únicamente ingresando variables como radio y largo de la nariz en milímetros.

**Figura 27**

*Interfaz Solidnoser.*

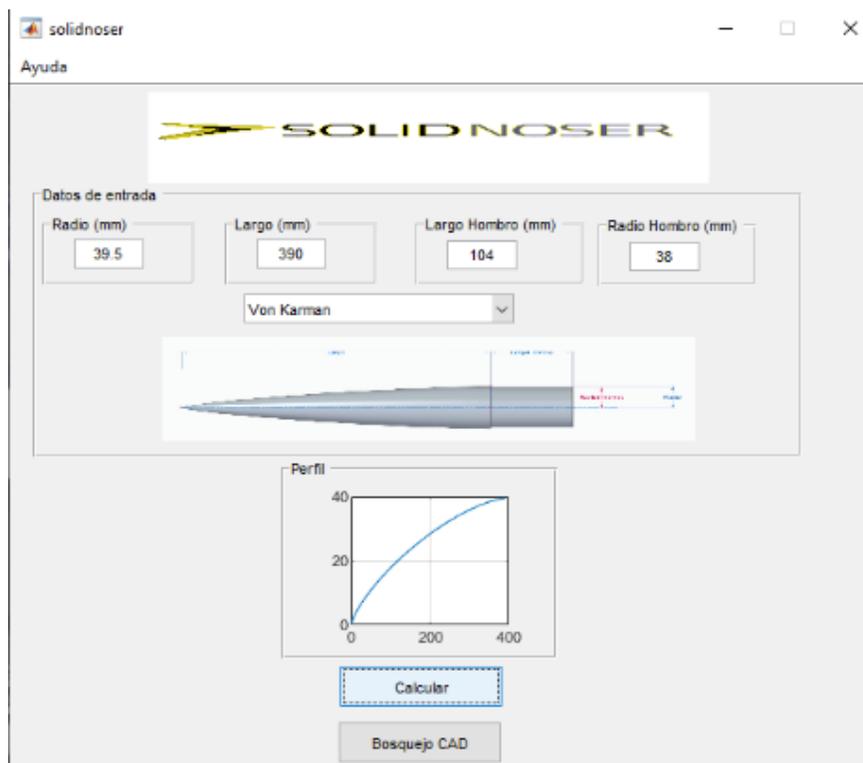


*Nota.* Fuente: Autores.

Al ingresar los datos de entrada, el programa realiza un cambio en la geometría del CAD dependiendo de la selección del tipo de geometría, utilizando las ecuaciones características de cada geometría (Ecuación 1, Ecuación 4 y Ecuación 5). Mostrando una gráfica de la vista inicial del perfil con base a los datos ingresados como se muestra en la Figura 28.

Figura 28

*Ingreso de datos y generación de gráfica en interfaz.*



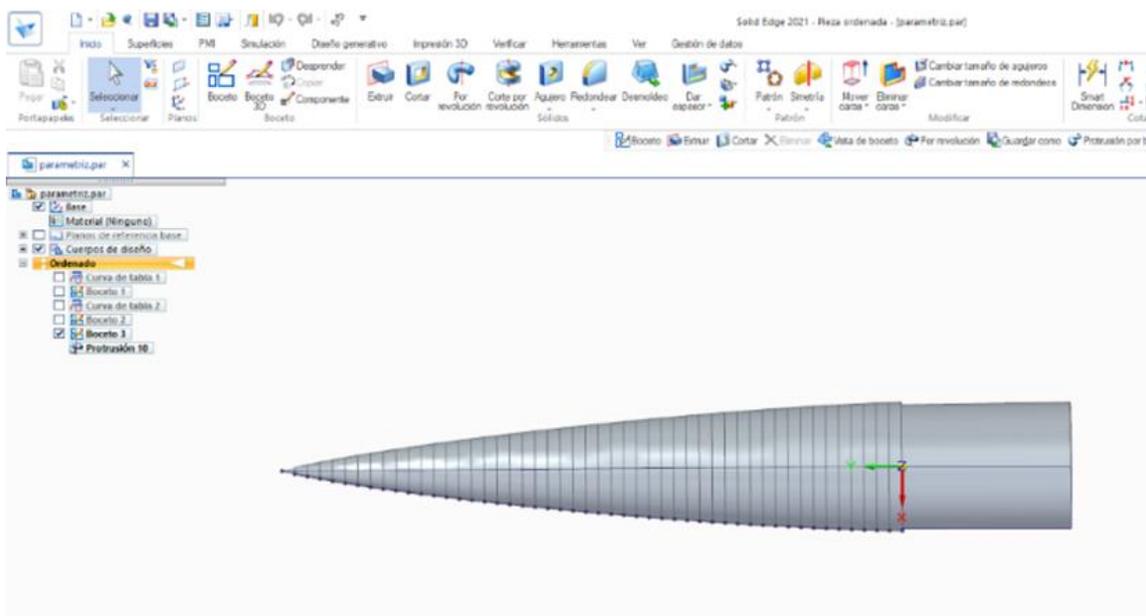
*Nota.* Fuente: Autores.

Luego de calcular los puntos para la geometría, el programa realiza un bosquejo de este en SolidEdge para después convertirlo en una pieza de CAD sólida, como se observa en

Figura 29.

**Figura 29**

*Generación de CAD en SolidEdge 2021 por medio de Solidnoser.*



*Nota.* Fuente: Autores.

### **2.2.2 Parametrización por Microsoft Office Excel.**

Existen múltiples maneras de realizar parametrizaciones geométricas, una de ellas es directamente desde MS Office Excel. En este caso el programa permite enlazarse directamente con SolidEdge, por medio de una herramienta de selección de puntos de geometría, que se encuentra presente en SolidEdge.

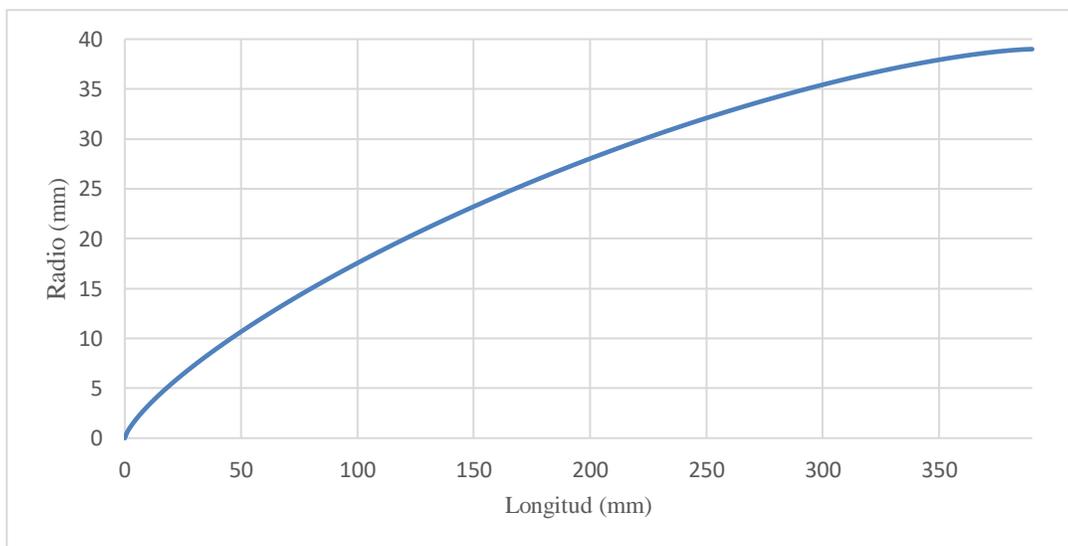
Para el uso de la herramienta Excel, inicialmente se deben tener las ecuaciones correspondientes a cada geometría (Von Karman, cónica y elíptica), las cuales se encuentran en el capítulo 1.7.1. Luego es necesario realizar una tabla en Excel, que contenga 3 columnas, para

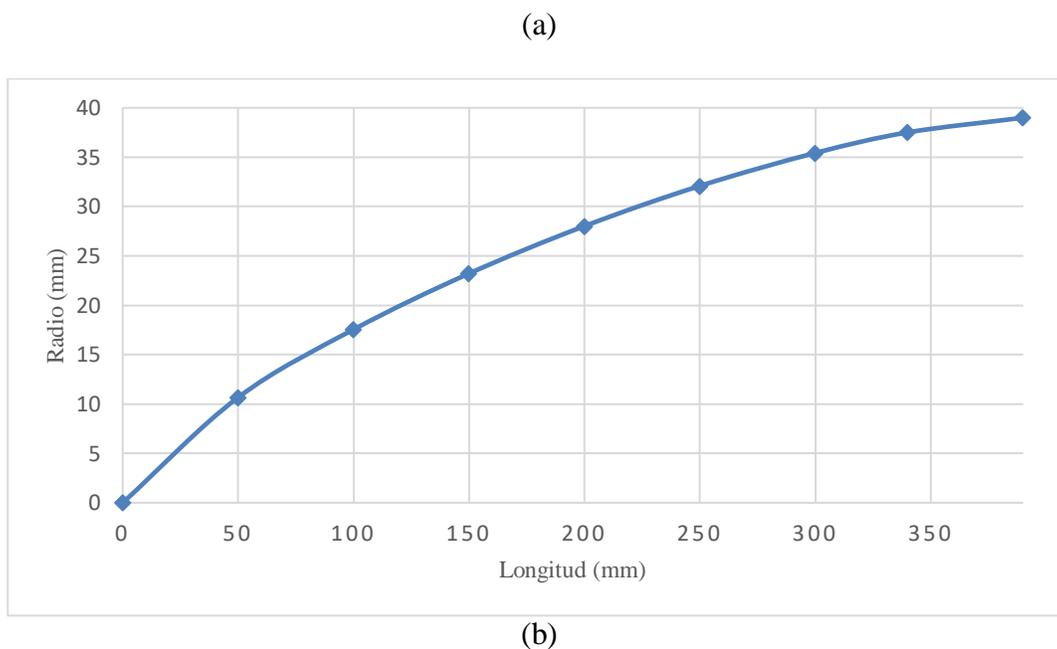
los valores correspondientes en las coordenadas (X, Y, Z) y una columna adicional para  $\theta$  en caso de que la ecuación de la geometría lo requiera. Por otro lado, se debe tener los valores de L y R en otras casillas aparte y el valor de C en caso de ser requerido por la ecuación.

Se requiere definir el valor de los puntos, debido a que la función de la geometría es una figura que comprende la unión de múltiples puntos. Entre más puntos de segmentación tenga la geometría, mejor será el acabado superficial de la pieza, un claro ejemplo de esto se puede presenciar en la Figura 30, donde en la Figura 30 (a) se presenta una función con mayor definición, mientras que en la Figura 21 (b) se observa la función con menos puntos y una geometría menos exacta

### Figura 30

*Segmentación de puntos Von Karman, (a) mayor cantidad de puntos y (b) menor cantidad de puntos.*





*Nota.* Fuente: Autores.

Para desarrollar la nariz de esta manera, es necesario seguir el siguiente procedimiento:

1. Abrir MS Office Excel y crear un nuevo archivo.
2. Tomar en una columna, el valor de la ecuación (Y) y en otra columna el punto de evaluación de geometría (X). Para que SolidEdge reconozca la geometría, es necesario colocar una tercera columna (Z), cuyas casillas deben tener valores de cero (0). Se debe contar con más casillas adicionales, en caso de que la ecuación seleccionada para la parametrización cuente con variables como ( $\theta$ , C y R). Si la variable es dependiente de algún parámetro que contenga en su ecuación X, se recomienda realizar una cuarta columna con la ecuación deseada.
3. Para los valores de la columna X, es recomendable tener una mayor cantidad de puntos, dado que una mayor cantidad de puntos permite generar una superficie más exacta, como se evidencia en la Figura 30 (a). En este caso la variable X, hace referencia a puntos de evaluación presentes en la geometría desde un valor inicial de

- cero (0) hasta el valor total del largo de la nariz (L). Para este caso el valor del largo (L) de la nariz del cohete es de 390 mm, este valor debe coincidir con el último valor presente en la columna X. Para la segmentación de los puntos desde 0 mm a 390 mm, se decidió realizar intervalos de 1 milímetro, con el fin de que la función generada por la ecuación contenga una geometría más definida.
4. Luego de obtener los resultados en la columna Y, se verifica la parametrización para determinar si la geometría que es entregada por Excel coincide con la geometría esperada por el usuario. Por lo que, el usuario deberá seleccionar todos los valores contenidos en las columnas X y Y, e insertar una gráfica de líneas.

**Figura 31**

*Parametrización en Excel de Nariz Von Karman de USB Rocket I.*

	A	B	C	D	E	F	G
1	VON KARMAN						
2	x	y	z	theta		L	390
3	390	39	0	3,14159265		R	39
4	389	38,9957049	0	3,04027539		C	0
5	388	38,9878597	0	2,99824698			
6	387	38,9777111	0	2,96595538			
7	386	38,9657053	0	2,93869694			
8	385	38,9521005	0	2,91465055			
9	384	38,9370712	0	2,89288266			
10	383	38,9207457	0	2,87283891			
11	382	38,9032235	0	2,85415825			
12	381	38,8845846	0	2,83658999			
13	380	38,8648954	0	2,81995169			
14	379	38,8442118	0	2,80410566			
15	378	38,8225821	0	2,78894498			
16	377	38,8000483	0	2,77438463			
17	376	38,7766475	0	2,76035574			
18	375	38,7524126	0	2,74680153			
19	374	38,7273732	0	2,7336746			
20	373	38,7015562	0	2,72093484			

*Nota.* Fuente: Autores.

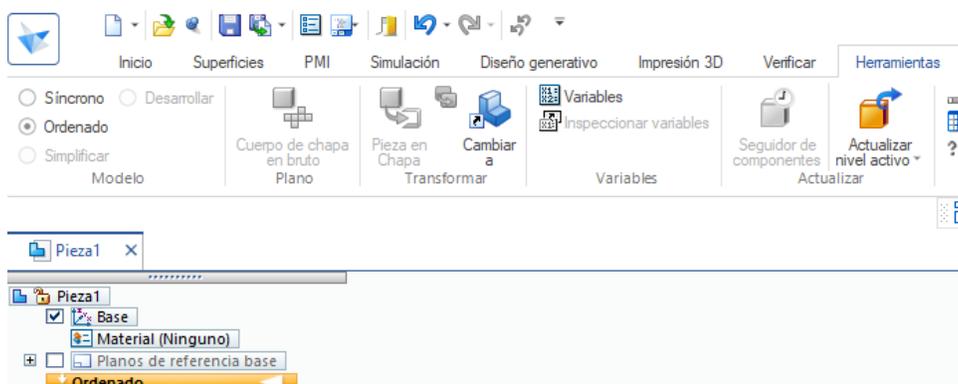
En caso de que el usuario sienta inconformidad con la función generada, debe revisar minuciosamente la programación de las ecuaciones en las celdas y demás puntos presentes en la parametrización. La curva generada para la nariz Von Karman se evidencia en la Figura 30(a).

Después de obtener la función geométrica deseada, se copian los valores presentes en las casillas X, Y, Z. Seguidamente se crea una nueva hoja de cálculo de Excel y se hace clic en pegar como valores en la primera casilla A1 del nuevo Excel y se guarda el archivo en formato Excel (xlsx).

5. Luego de cumplir los anteriores pasos, se debe abrir el programa SolidEdge y crear un archivo ISO métrico Pieza. Cuando el archivo sea creado, se debe dirigirse a la parte superior del programa y ubicar la casilla Herramientas, posteriormente se debe oprimir clic izquierdo y en la sección modelos seleccionar la opción Ordenado.

### Figura 32

*Opción ordenado (Selección Naranja) en SolidEdge.*

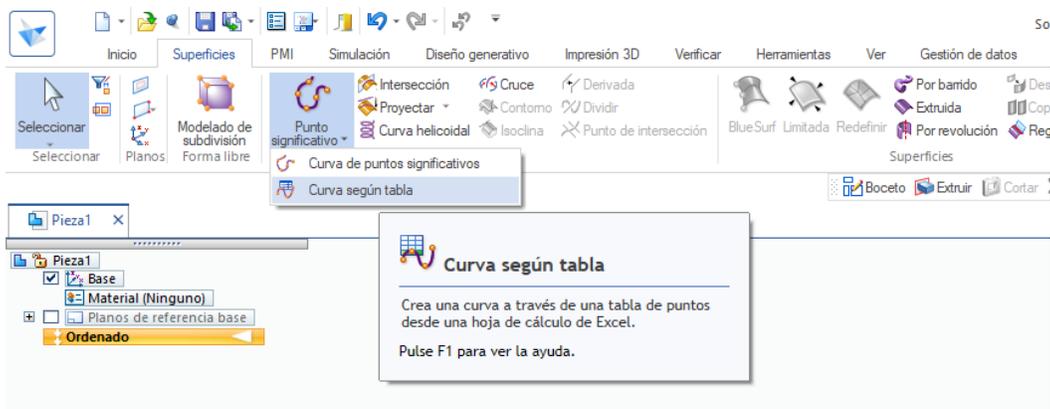


*Nota.* Fuente: SolidEdge.

6. Posteriormente ubicar en la parte superior del programa la casilla Superficies y seleccionar en Punto significativo el cuadro de Curva según tabla (Figura 33).

**Figura 33**

*Curva según tabla.*

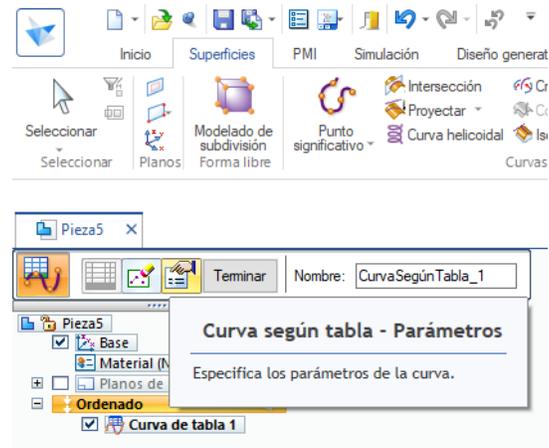


*Nota.* Fuente: SolidEdge.

7. El usuario debe abrir una ventana llamada Insertar objeto y en la opción “Crear desde archivo” seleccionar el archivo Excel generado en el Paso 1. Si las medidas se encuentran en otras unidades diferentes a milímetros, es necesario que el usuario realice el cambio de unidades en el programa, ubicando el icono Curva según tabla – Parámetros (
- 8.
9. Figura 34).

**Figura 34**

*Curva según tabla – Parámetros.*

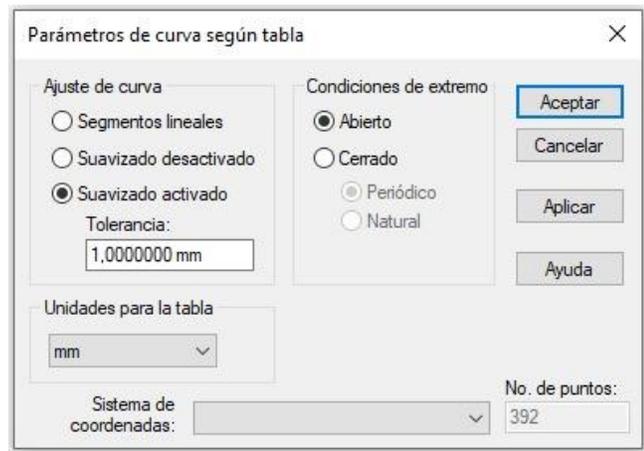


*Nota.* Fuente: SolidEdge.

10. Al dar clic izquierdo en Curva según tabla – Parámetros, aparecerá una ventana llamada Parámetros de curva según tabla, en cuya parte inferior izquierda se encontrará una sección el icono de Unidades para la tabla, donde mostrará un listado de unidades (F). El usuario debe elegir la unidad de las medidas de la nariz de cohete y darle clic en el botón aceptar y el programa automáticamente ajustará la función a las unidades seleccionadas.

**Figura 35**

*Parámetros de curva según tablas.*

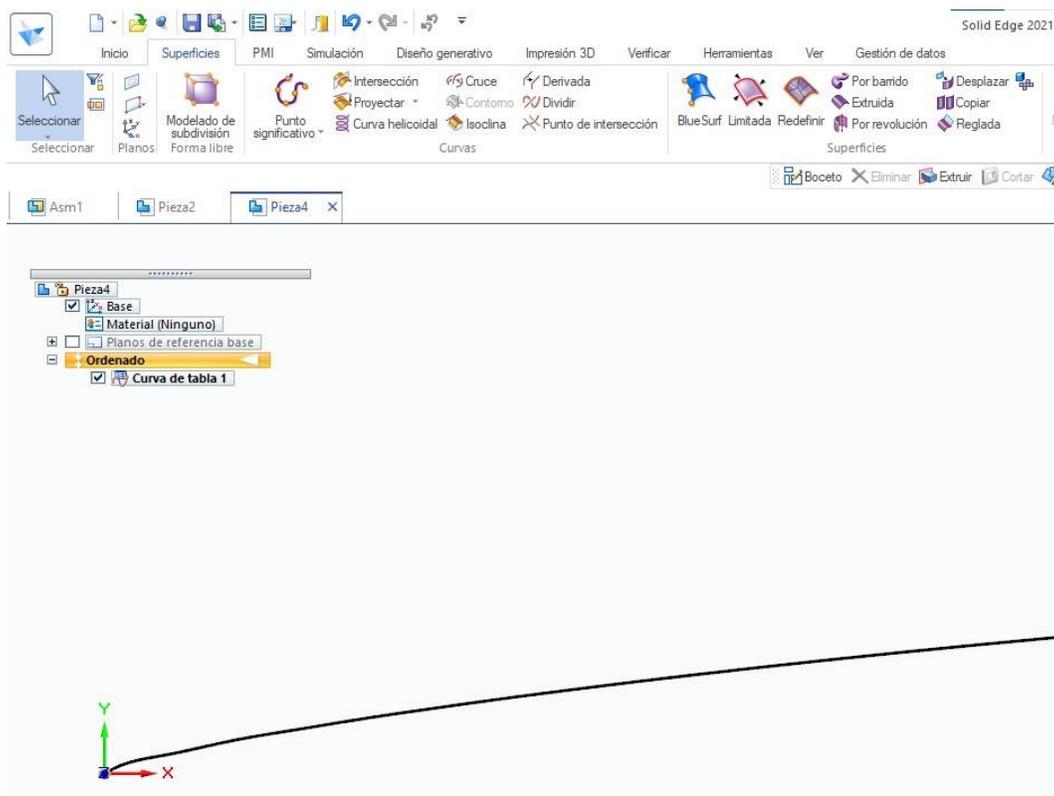


*Nota.* Fuente: SolidEdge.

11. Para la creación del archivo CAD, luego de ingresada la función, se selecciona en la parte superior inicio la opción de Boceto (Plano coincidente) y se selecciona en el sketch realizado por el programa la base donde se encuentran los ejes coordenados de (Y, X).

**Figura 35**

*Trazo de la función Von Karman en SolidEdge.*



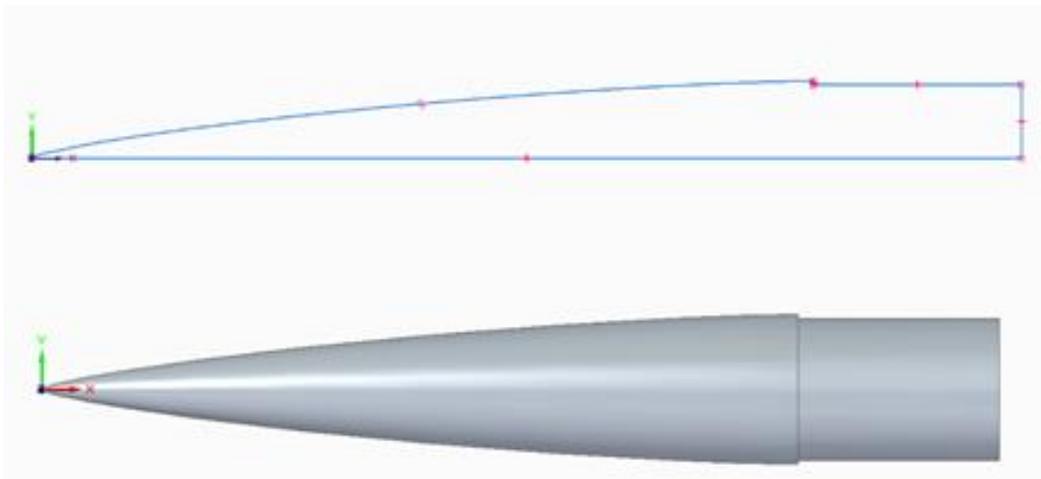
*Nota.* Fuente: Autores.

12. Creado el Boceto, se ubica en Inicio el icono de la sección de Proyectar boceto en la opción de Dibujo y se selecciona, para luego seleccionar el contorno de la función generado en SolidEdge. Luego de proyectada la función en el Boceto, se debe deseleccionar al costado izquierdo la casilla con la Opción Curva de tabla, y se procede a trabajar con la proyección de la función.

13. Finalmente se realiza el hombro del cohete, para luego realizar la operación de revolución. Para esto es importante que todos los puntos presentes en la geometría queden debidamente conectados.

**Figura 36**

*Boceto de medio perfil de sección de nariz y operación de revolución.*



*Nota.* Fuente: Autores.

## 2.4 Selección de materiales

En el siguiente apartado, se presenta el proceso de selección de materiales con base a los materiales descritos en la sección 1.7. Inicialmente se realizó una tabla de propiedades de los materiales y sus parámetros de impresión, además se determinan los criterios de elección con sus respectivos porcentajes de evaluación.

A continuación, se muestra una tabla con las propiedades del material y parámetros de impresión, para cada uno:

**Tabla 11**

*Propiedades de Materiales FDM*

<b>Propiedades</b>	<b>Densidad [g/cm<sup>3</sup>]</b>	<b>Resis. a la tracción [Kpsi]</b>	<b>Resis. a la flexión [Kpsi]</b>	<b>Punto de fusión [°C]</b>	<b>Temp. de la cama [°C]</b>	<b>Vel. de impresión. [mm/s]</b>
<b>Material</b>						
<b>PLA</b>	1.24	2,03-17	0.8-23	155-170	65	60
<b>PETG</b>	1.20-1.30	3.48-10	5.969-12.9	230-250	60-80	30
<b>ASA</b>	1.07-1.24	6.53-9.43	9.57-14.5	199-300	26,7-82,2	200-400
<b>NYLON</b>	1.10-1.48	4.325-9.25	5.7-15.7	290-295	70-90	40
<b>PLA PLUS</b>	1.24	2,03-17	0.8-23	155-170	60 - 80	30 - 90
<b>ABS</b>	0.882- 3.50	0.377-10.6	1.5-95	149-323	10.0-120	200-240

*Nota.* Fuente: Matweb

La siguiente matriz de decisión permite seleccionar el material más adecuado acorde a ciertos parámetros que han sido definidos como determinantes para esto. Los puntajes tienen una calificación máxima de 3 y una mínima de 1, siendo la calificación 3 la que más se adapta al requerimiento o propiedad y evaluando con 1 la calificación menos acorde; finalmente, se suman las calificaciones para determinar qué material se adapta mejor. La característica más decisiva, en la selección del material, es que tenga buenas propiedades mecánicas, disponibilidad en el mercado colombiano y; por otro lado, que sea un material asequible económicamente. A continuación, en

la tabla se presentan los materiales consultado, analizando sus parámetros que son nombrados (P1, P2, P3, P4, P5, P6, P7) en la matriz de procedimiento Pugh.

**Tabla 12**

*Características y porcentaje de evaluación para la selección de materiales.*

	<b>Característica</b>	<b>Descripción</b>	<b>Porcentaje</b>
<b>P1</b>	Propiedades Mecánicas	Característica del material que permite determinar el comportamiento de este, bajo condiciones ambientales y fuerzas ejercidas sobre el mismo.	15%
<b>P2</b>	Disponibilidad	Facilidad para poder adquirir el material y que se encuentre comúnmente en el mercado nacional.	15%
<b>P3</b>	Facilidad de Impresión	Facilidad del material para ser impreso, bajo las condiciones de funcionamiento de la impresora 3D.	15%
<b>P4</b>	Precio	Valor monetario del material en el mercado nacional. Este puede incrementarse en dependencia de las propiedades mecánicas y disponibilidad.	15%
<b>P5</b>	Densidad	Propiedad que define la relación entre masa y el volumen de un material; entre mayor sea la densidad del material, dará mayor rendimiento de este para la elaboración de piezas.	15%
<b>P6</b>	Punto de Fusión	Temperatura a la cual el material cambia de estado sólido a estado líquido, esto puede afectar directamente el acabado superficial y funcionalidad de la pieza.	10%
<b>P7</b>	Temperatura de Cama	Temperatura necesaria para que el material depositado pueda alojarse en la cama de la impresora, imposibilitando el movimiento de este al momento de imprimir.	10%
<b>P8</b>	Velocidad de Impresión	Relación entre la longitud extruida en relación con el tiempo, este factor influye tanto en el acabo superficial de la pieza, como en el tiempo invertido para la impresión.	5%

*Nota.* Fuente: Autores

## **P1 - Propiedades Mecánicas**

Resistencia mecánica a la flexión: Es la capacidad que puede soportar el material, es decir cargas o fuerzas aplicadas perpendicularmente en su eje longitudinal (AIMPLAS, 2019). Por ende, se darán un valor de uno (1) al material cuya resistencia mecánica a la flexión este en un rango de cero (0) a cinco (5) kilo libras por pulgada cuadrada [Kpsi], una valoración de dos (2) para aquellos materiales que estén en un valor de cinco (5) a trece (13) Kpsi y para un valor de tres (3) es para aquellos materiales que su resistencia mecánica a la flexión sea de trece (13) Kpsi o mayor.

Resistencia mecánica a la tracción: Se puede observar que tanto el material puede soportar un máximo esfuerzo de tracción antes de romperse y se dará un puntaje de uno (1) para los materiales que tengan un valor de tracción de cero (0) a cinco (5) kilo libras por pulgada cuadrada [Kpsi], para obtener un puntaje de dos (2) el material debe tener una tracción de cinco (5) a doce (12) Kpsi y para una puntuación de tres (3) es que los materiales tienen una resistencia mecánica a la tracción mayor a doce (12) Kpsi.

Con las dos características anteriormente nombradas, se observan valores correspondientes a los materiales que se nombran en la Tabla 11, se realiza una tabla de decisión adicional para saber los valores adecuados para cada propiedad mecánica de cada uno de los materiales.

**Tabla 13**

*Matriz pugh para las propiedades mecánicas del material.*

<b>Propiedades Material</b>	<b>Resistencia mecánica a la flexión 50%</b>	<b>Resistencia mecánica a la tracción 50%</b>	<b>Total</b>
<b>PLA</b>	3	3	3
<b>PLA+</b>	3	3	3
<b>PETG</b>	2	2	2
<b>ASA</b>	3	2	2,5 ≈ 2
<b>NYLON</b>	3	2	2,5 ≈ 2
<b>ABS</b>	3	2	2,5 ≈ 2

*Nota.* Tomada y adaptada. Fuente: Matweb

### **P2 - Disponibilidad**

Se da una calificación de uno (1) para materiales que son de difícil adquisición en el mercado nacional y conlleva un prolongado tiempo en tramites e importación de este, se califica con dos (2) a materiales que tengan poca disponibilidad en el mercado nacional, pero que son de fácil y corta importación y se evalúa con tres (3) a materiales que son de fácil acceso en el mercado nacional.

### **P3 - Facilidad de impresión**

Se evaluará con una calificación de uno (1) a los materiales que conlleven un extenso método de impresión, puedan ser impresos por medio de una impresora 3D convencional y sean fácilmente afectados por el cambio en las condiciones ambientales al momento de imprimir. Se

dará una calificación de dos (2) a los materiales que a su vez no ameriten un proceso de impresión tan compleja o que son afectados por cambios atmosféricos mínimos. Por otro lado, se dará una calificación de tres (3) a los materiales que tienen un proceso de fácil impresión para una impresora 3D convencional.

#### **P4 - Precio**

Se da una calificación de uno (1) a los materiales que cuesten de doscientos mil pesos (200000 COP) en adelante. Se otorgará una calificación de dos (2) a los materiales que tengan un precio entre ochenta mil (80000 COP) y doscientos mil (200000 COP), y con una calificación de tres (3) a los materiales que tengan un precio entre cero pesos y ochenta mil (80000 COP).

#### **P5 - Densidad**

En un material, la densidad entre más alto tenga su valor numérico más pesado será, pero también conlleva una relación entre el peso y volumen del objeto, por ende se dará una calificación de uno (1) a los materiales cuya densidad sea dos (2) gramos sobre centímetro cubico [ $\text{g/cm}^3$ ] o mayor, para los materiales que se calificaran con dos (2) serán aquellos que su densidad este entre uno punto cinco (1.5) y dos (2) gramos sobre centímetro cubico y por último se dará una calificación de tres (3) a los materiales cuya densidad este entre cero punto cinco (0.5) y uno punto cinco (1.5) gramos sobre centímetro cubico.

#### **P6 - Punto de Fusión**

Se da una calificación de uno (1) a los materiales cuyo punto de fusión sea igual o mayor a trescientos cincuenta grados centígrados ( $350\text{ }^\circ\text{C}$ ). Los materiales que obtienen una calificación

de dos (2) serán aquellos cuya temperatura de fusión varía entre los doscientos treinta (230 °C) hasta trescientos cincuenta grados Celsius (350 °C) y para los materiales cuya calificación será de tres (3) son los que su punto de fusión este entre los ciento cincuenta (150 °C) y doscientos treinta grados Celsius (230 °C) lo cual es óptimo para poder imprimir con estos materiales en la impresora Ender 3-V2 la cual es la que se utilizara.

### **P7 – Temperatura de Cama**

Para ciertos materiales es necesario que la cama de la impresora tenga una temperatura mínima para que el material tenga adherencia a la cama después de que este salga del extrusor, por tal motivo los materiales que tengan una calificación de uno (1) serán los que su temperatura este de cien grados Celsius (100 °C +) o más. Los materiales que cuentan con una calificación de dos (2) son aquellos a los cuales su temperatura de cama se encuentra entre cincuenta y cien grados Celsius (50°C - 100°C) y finalmente se les da una calificación de tres (3) para una temperatura de cero a cincuenta grados Celsius (0°C - 50°).

### **P8 - Velocidad de impresión**

Para una velocidad de impresión ideal, se considera el rango de velocidades a la cual la impresora trabaja. En este caso los materiales que tienen una calificación de uno (1) son aquellos cuya velocidad sea de doscientos milímetros sobre segundo (200 mm/s) en adelante, los que tienen una calificación de dos (2) serán los que la velocidad de impresión va de cien (100 mm/s) a doscientos milímetros sobre segundo (200 mm/s) y para los que se les da una calificación de tres (3) son los que la velocidad de impresión va de cero (0 mm/s) a cien milímetros sobre segundo (100mm/s).

**Tabla 14**

*Matriz de procedimiento pugh.*

<b>Propiedades</b>	<b>P1</b>	<b>P2</b>	<b>P3</b>	<b>P4</b>	<b>P5</b>	<b>P6</b>	<b>P7</b>	<b>P8</b>	<b>Total</b>
	<b>15%</b>	<b>15%</b>	<b>15%</b>	<b>15%</b>	<b>15%</b>	<b>10%</b>	<b>10%</b>	<b>5%</b>	
<b>Material</b>									
<b>PLA</b>	3	3	3	3	3	3	2	3	2,9
<b>PLA+</b>	3	2	3	2	3	3	2	3	2,6
<b>PETG</b>	2	2	2	2	3	2	2	3	2,2
<b>ASA</b>	2	1	2	2	1	2	2	1	1,65
<b>NYLON</b>	2	2	2	2	3	2	2	3	2,2
<b>ABS</b>	2	3	1	3	1	2	1	1	1,85

*Nota.* Fuente: Autores

Por lo nombrado anteriormente, se puede decir que la mayoría de los materiales brindan una buena fiabilidad, pues son los más indicados a la hora de seleccionar el óptimo para la impresión de la nariz del cohete, por lo tanto, se seleccionó el PLA-PLUS debido a la comparación que se realizó y que dio muy buenos resultados en la matriz pugh. Este material brinda un buen acabado superficial a la pieza impresa y adherencia a la cama (John, 2020), además se escogió por tener buenas propiedades mecánicas y su baja densidad; por lo tanto, esto ayuda a una disminución del peso para el cohete. El PLA-PLUS es un material muy maleable que facilita la impresión; adicionalmente, brinda mejores propiedades que las del PLA estándar, entre ellas: el PLA-PLUS tiende a mostrar mejores resultados en las pruebas de rigidez y resistencia a temperaturas altas; aunque en un índice muy bajo, sin embargo la rigidez que el PLA-PLUS proporciona a las piezas es mucho más apropiada, ya que las piezas fabricadas con PLA estándar no tienen tendencia a flexionarse, sino que se rompen rápidamente bajo presión

(Vacodir, 2021), a pesar que el precio del PLA-PLUS es más alto, muchos fabricantes prefieren asumir este sobrecosto precisamente por los beneficios que representa.

Dado que se desea realizar la manufactura con materiales disponibles en el mercado nacional, en el Anexo D se presenta un tabulado de los proveedores y materiales disponibles, ver Tabla 23. Cabe aclarar que esa tabulación de proveedores es realizada en el 2021, por lo que dichos precios pueden sufrir variaciones, por lo tanto, se recomienda realizar cotizaciones con el fin de conocer precios actualizados.

## **2.5 Revisión impresora**

A la hora de realizar un proceso de manufactura por deposición fundida, uno de los aspectos más importantes es realizar una revisión de la máquina que se dispone, por lo que se debe tener en cuenta las siguientes características.

- Dimensiones de la cama: Esta característica limita el tamaño de la pieza a imprimir y va en dependencia de la máquina de impresión seleccionada.
- Temperaturas de operación: Las temperaturas de operación de la máquina deben estar en el rango de operación del material seleccionado y entre estas se tiene la temperatura de cama y la temperatura de extrusión.
- Diámetro de boquilla: El diámetro de la boquilla debe ser tomado en cuenta a la hora de adquirir un filamento.

Es de vital importancia garantizar que la impresora esté correctamente calibrada y con su extrusor correctamente centrado, por lo que en el Anexo B se presenta el documento del

protocolo de calibración de la impresora, con el fin de que el usuario pueda realizar dicho proceso en su impresora.

## 2.6 Configuración de parámetros

Los programas Slicer, son herramientas que permiten al usuario pasar de un archivo de CAD a códigos G, estos códigos G le permiten a la máquina leer los parámetros de la impresión para llevar a cabo la manufactura. Los parámetros utilizados para la obtención del prototipo final son mostrados en la Tabla 22 del Anexo C.

- **Velocidad de deposición:** Es la velocidad con la cual el material es depositado en la cama de la impresora; En las primeras capas de la impresión es necesario realizar la deposición a bajas velocidades, con el fin de garantizar una buena adherencia a la cama.

### Figura 37

*Impresión con velocidades bajas izquierda vs Impresión con velocidades altas derecha.*

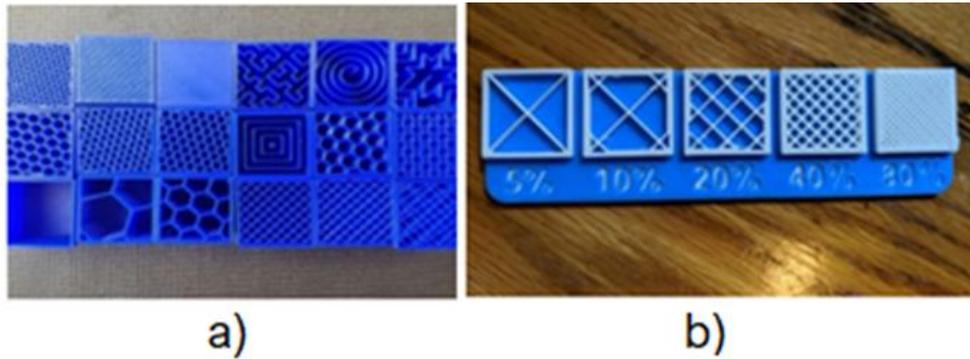


*Nota.* Tomada. Fuente: (All3DP, 2021b).

- **Tamaño:** El tamaño de la pieza influye a la hora de imprimir, pues no se puede imprimir una pieza cuyas dimensiones sean mayores o iguales a los que ofrece la impresora. Pero se puede construir un elemento más grande, por medio de la unión de múltiples piezas impresas.
- **Diámetro del filamento:** La importancia del diámetro de filamento recae directamente en la característica de funcionamiento de la impresora, debido a que, si la boquilla con la que cuenta la impresora no soporta el tamaño del filamento, éste presentará dificultad para la impresión o simplemente no podrá ser extruido.
- **Temperatura extrusión:** Esta temperatura depende directamente del material y de la impresora en uso. Pues no se realizará una impresión con un material cuyas características requieran una temperatura de extrusión mayor a la que puede soportar la impresora empleada para la construcción de la pieza.
- **Patrón y porcentaje de relleno:** Este parámetro afecta principalmente la resistencia y el peso de la pieza impresa. Entre mayor porcentaje de relleno posea cada pieza, mayor será su resistencia mecánica. Por otro lado, un beneficio que tiene el patrón de relleno es servir como soporte a capas superiores que requieran ser sustentadas.

**Figura 38**

(a) *Patrones de relleno* (b) *Porcentaje de relleno.*



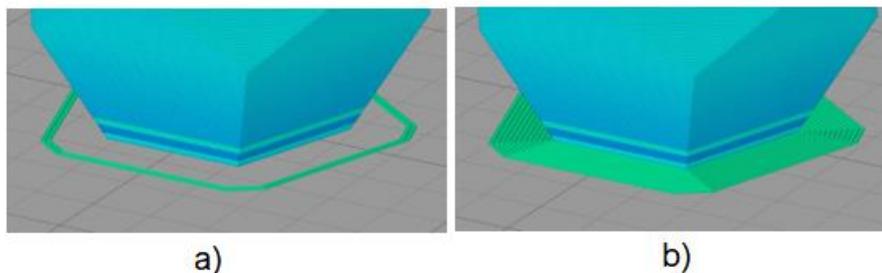
*Nota.* Tomado y adaptado. Fuente: (All3DP, 2021a).

- **Falda y Balsa:** Estas opciones son presentadas en el programa Slicer, como un método de adhesión de la pieza a la cama. La Falda es un contorno que no tiene contacto con la pieza a imprimir y una de sus funciones es permitir la observación de la operación del extrusor y nivelación de cama en los primeros momentos de la impresión, logrando generar un ahorro en los costos de material y en el proceso de impresión, si la impresión ha tenido fallas desde un principio.

La Balsa a diferencia de la falda si tiene contacto directo con la pieza y se usa como método de solución a algunos inconvenientes como el despegue de piezas al momento de la impresión.

**Figura 39**

(a) Falda y (b) Balsa.



*Nota.* Tomada y adaptada. Fuente : (Simplify3D Software, 2019b)

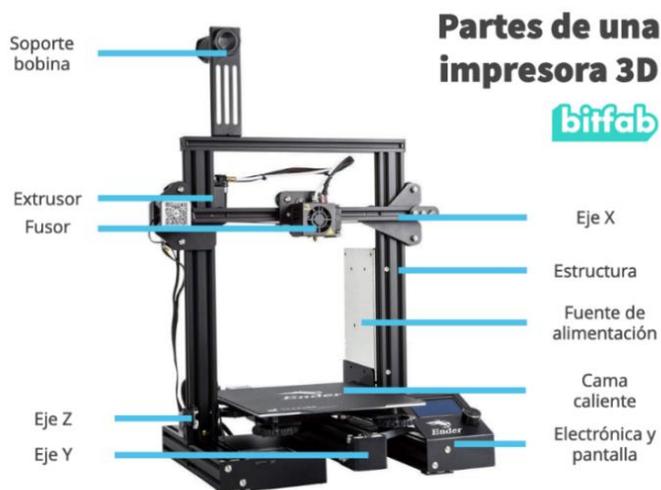
## Capítulo 3 – Muestra de resultados

### 3.1 Impresión 3D

La impresión 3D se basa en la construcción de objetos tridimensionales por medio de la adición de capas de material, el cual es presentado en forma de filamento y/o resina.

Actualmente en el mercado existen múltiples impresoras tridimensionales con distintas utilidades y beneficios, donde la elección de ésta depende de las necesidades y gustos de cada usuario.

Fundamentalmente una impresora 3D, es una máquina que realiza piezas por medio de una programación y automatización de movimientos, su funcionamiento es similar al de una máquina robotizada. Una impresora 3D generalmente debe contener elementos como estructura, extrusor, resistencias, sensores de contacto, tarjetas para la programación y pantalla que indique los valores en que la máquina se encuentra operando, entre otras cosas.

**Figura 40***Partes de una Impresora 3D*

*Nota.* Fuente: (Bitfab, 2020)

### 3.2 Problemas en la Impresión 3D

Imprimir en 3D conlleva un sin de desafíos tanto en el diseño de piezas, configuración del código G como en la calibración y funcionalidad de la impresora. Existen múltiples factores que pueden afectar la impresión 3D, como son los siguientes:

#### 3.2.1 Pandeo

Este es uno de los problemas más frecuentes en la impresión 3d. se basa en el despliegue de las capas iniciales que se encuentran en contacto con la base de la impresora.

**Figura 41**

*Pandeo o Warping.*



*Nota.* Tomada. Fuente: (Kivelä, 2021)

**Soluciones:**

- Utilizar una mayor temperatura de cama al momento de la impresión.
- Utilizar Balsa o Falda para la elaboración del código G.
- Verificar que la temperatura en la cama es la misma que se muestra en el display o pantalla de la impresora.
- Si se utiliza ABS, es recomendable realizar la impresión en un lugar cerrado, en donde no pueda ingresar ráfagas de aire que generen variación en la temperatura de la máquina.
- Si la cama de su impresora no adhiere correctamente el material, se puede aplicar en el vidrio productos como pegamento en barra, fijador en aerosol para cabello y magigoo, antes de que la cama sea calentada. Para retirar los residuos dejados por algunos de los productos anteriores se recomienda después de cada impresión realizar la limpieza de la cama con un pañuelo y alcohol.

### 3.2.2 Separación de Capas

La separación de las capas en la impresión es dada por la diferencia de temperatura con el que el material es depositado, si la temperatura al momento de alojar el material no es lo suficientemente caliente, el material no podrá adherirse a la capa inferior. Por otro lado, la velocidad de impresión también influye, debido a que la adhesión entre capas del material presenta dificultades para altas velocidades de impresión.

**Figura 42**

*Separación de capas.*



*Nota.* Tomada. Fuente: (Simplify3D Software, 2019a)

#### **Soluciones:**

- Verificar las temperaturas y velocidades en el programa Slicer.
- Verificar las temperaturas de extrusión en la impresora 3D.
- Incrementar la temperatura del Slicer en intervalos de 10 °C, hasta que considere que el problema se ha solucionado.

### 3.2.3 Impresión sin material de soporte

Uno de los principales actuantes en la impresión 3D, es el material de soporte. Pues gracias a este se pueden soportar el filamento depositando en impresión cuando se requiere. Aunque en muchos casos, este afecta principalmente el acabado superficial de la pieza y su funcionalidad. Por tal motivo es recomendable utilizar lo menos posible el material de soporte o simplemente utilizar en áreas donde se requieran necesariamente. Como una desventaja se tiene el incremento en tiempos de post-procesamiento de pieza y aumentos en los costos por mayor cantidad de material usados, entre algunos otros.

#### Figura 43

*Impresión sin material de Soporte.*



*Nota.* Fuente: (Prusa, 2021)

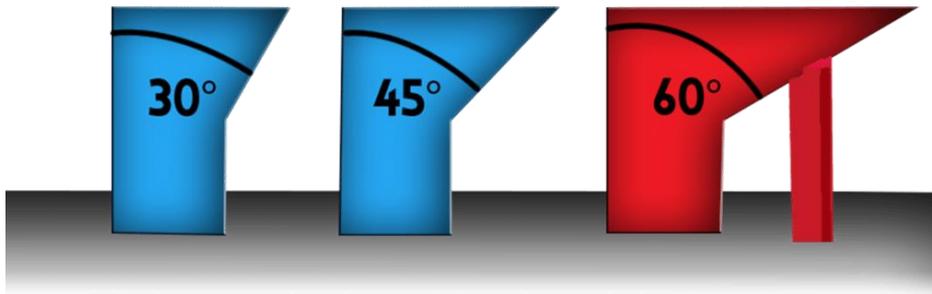
#### Solución:

- Para geometrías con necesidad de material de soporte es recomendable utilizar inclinaciones con ángulos menores y hasta de  $45^\circ$  para la elaboración de las piezas, como se puede observar en la Figura 44.

- PrusaSlicer permite utilizar el material de soporte en secciones específicas de la pieza al momento de generar el código G.
- Utilizar como material de soporte, un material soluble en agua para facilitar la eliminación de este. Para este caso es necesario que la impresora implementada contenga la funcionalidad de doble extrusor.

**Figura 44**

*Ángulos e Inclinaciones en Impresión 3D*



*Nota.* Tomada. Fuente: (Chakravorty, 2021)

### **3.2.4 Extrusión de material y altura de primera capa.**

Entre los problemas más comunes a la hora de la extrusión de material, se encuentra la baja altura de capas, este problema se debe principalmente a la calibración de la impresora y a la configuración de capa en el Slicer.

#### **Soluciones:**

- Aumentar en el Slicer, el valor de capa inicial para la obtención de código G.

- Verificar al momento de imprimir que la boquilla del extrusor no haga contacto directo con el vidrio o placa de alojamiento de material que se encuentra en la cama.
- Verificar que en la boquilla del extrusor no se encuentre material añadido, si es el caso, se puede quitar el exceso del material con una aguja.

### **3.2.5 Acabados superficiales finales**

En muchos casos existe un leve problema al imprimir piezas en 3D con porcentaje bajo de relleno, como se explicó anteriormente el porcentaje de relleno también sirve como mecanismo de soporte. Por lo que en ocasiones la densidad que tenga este, influye directamente en los acabados superficiales en las zonas superiores donde se finaliza la impresión de la pieza.

#### **Soluciones:**

- Colocar un patrón de relleno en caso de que no se posea.
- Aumentar la densidad del patrón de relleno.

## **3.3 Impresiones 3D de la Sección de Nariz**

### **3.3.1 Prototipo I**

Para llevar a cabo la impresión del prototipo final, fue necesario realizar una impresión inicial (Prototipo I), realizando todos los procedimientos anteriores, aunque algunos de los elementos imprimen de manera correcta y con la menor cantidad de fallas de impresión presentes, es necesario rectificar realizando ensambles previos para determinar si el dimensionamiento obtenido es el esperado.

Para el prototipo I, se tomó como base la nariz que actualmente presenta el USB Rocket I – Replica I, con el fin de realizar una réplica exterior con modificaciones en el interior para lograr disminuir el peso de la nariz. Para este caso las medidas fueron tomadas directamente con esta sección de nariz para determinar sus valores de radio y largo.

### **Figura 45**

*Sección de Nariz de USB Rocket I*



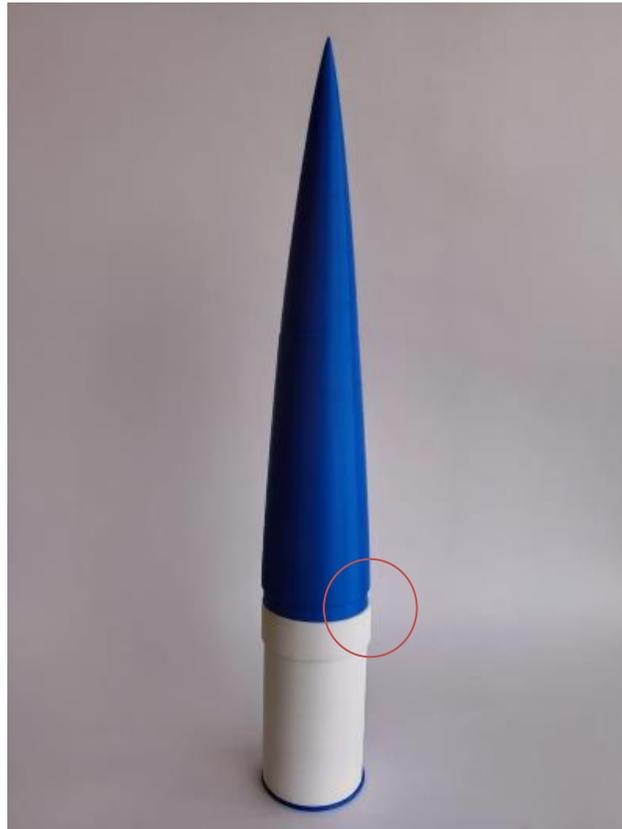
*Nota.* Fuente: Autores.

### **3.3.2 Resultados de la Impresión inicial.**

Luego de imprimir todas las piezas que componen la sección de nariz, se ensamblan cada una de ellas para comprobar la interacción entre las mismas. Se resalta que la impresión en las Piezas 1, 2 y 4, se realizó mediante la impresora Creality Ender 3 V2 y PrusaSlicer. Mientras que para la pieza 3, se realizó un experimento de compatibilidad de piezas, para esto se usó una maquina Artillery Genius y un material de diferente color y el Slicer Cura.

**Figura 46**

*Impresión inicial de la sección de nariz.*



*Nota.* Fuente: Autores.

Como se observa en la Figura 46 existe un problema asociado al ensamble de las piezas, pues las piezas realizadas con la misma impresora y Slicer, pueden ensamblarse de manera fácil y sencilla a diferencia de la pieza 3 realizada con la impresora Artillery Genius, que presenta dificultades para el ensamble con las otras 3 piezas restantes.

### 3.3.3 Revisión de piezas

Para confirmar la dimensionalidad con que las piezas fueron impresas, fue necesario realizar la toma de medidas de cada una de las piezas, midiendo sus valores dimensionales como largo y diámetros de ensamble, analizando que en la mayoría de las piezas existe una desproporción de medidas. Por otro lado, también fue necesario determinar la veracidad del Slicer, teniendo en cuenta factores como el peso determinado y tiempo de impresión entre algunos otros datos entregados por PrusaSlicer y Cura.

**Tabla 15**

*Tabla de partes prototipo 1.*

Pieza	Imagen	Observación
1		<p>Pieza con tamaño inferior al necesario para el ensamble con el cohete USB Rocket I.</p> <p>Pieza realizada con PLA genérico de color azul.</p> <p>En la punta se observa una deformidad, debido a problemas de velocidad y temperatura en su código G.</p> <p>Ensambla adecuadamente con la pieza 2.</p> <p>Acabado superficial (Capa por Capa) poco notable.</p> <p>Valores Obtenidos <b>Largo 19.2 cm; Peso 34.7 gramos.</b></p>

---

**2**

Pieza con tamaño inferior al necesario para el ensamble con el cohete USB Rocket I.

Pieza realizada con PLA genérico de color azul.

Acabado superficial (Capa por Capa) poco notable.

Ensambla adecuadamente con la pieza 1, pero no con la pieza 3.

El interior es muy pequeño para contener en su interior el dispositivo Multitronix Kate 1.0

Valores Obtenidos: **Largo 18.15 cm; Peso: 103.5 gramos.**

---

**3**

Pieza impresa en maquina Artillery Genius, muestra un tamaño más reducido con respecto a las demás piezas.

Pieza realizada con PLA genérico color blanco.

Pieza con tamaño inferior al necesario, para el ensamble con el cohete USB Rocket I.

No ensambla adecuadamente con la pieza 3 y con la pieza 4.

Se observan hilos de filamento despegados en la zona interna de la rosca.

Acabado superficial (Capa por Capa) notable.

Valores Obtenidos: **Largo 13.01 cm; Peso: 97.7 gramos.**

---

4



Pieza con tamaño inferior al necesario para el ensamble con el cohete USB Rocket I.

Pieza realizada con PLA genérico color azul.

No enrosca con la pieza 3.

Acabado superficial (Capa por Capa) poco notable.

El interior es muy pequeño para sostener el dispositivo Multitronix Kate 1.0.

Valores Obtenidos: **Largo 15.6 cm; Peso: 105 gramos.**

*Nota.* Fuente: Autores.

**Tabla 16**

*Parámetros de configuración Prototipo I.*

Característica	Pieza 1 (Punta)	Pieza 2 (Centro)	Pieza 3 (Hombro)	Pieza 4 (Tubo Rosca)
Material de impresión	PLA	PLA	PLA	PLA
Diámetro de filamento (mm)	1.75	1.75	1.75	1.75
Temperatura de extrusión (°C)	210	210	210	210
Temperatura de cama (°C)	85	85	65	65
Altura primera capa (mm)	0.173	0.150	0.150	0.150

Velocidad de impresión inicial (mm/s)	20	10	20	5
Patrón de relleno	Panal de Abeja 3D			
Porcentaje de relleno	15%	15%	15%	20%
Velocidad máxima de impresión (mm/s)	35	35	35	35
Velocidad de impresión final (mm/s)	5	10	5	20
Tiempo de impresión	15h13min	1d9h30min	15h15min	15h36min

*Nota.* Fuente: Autores.

### 3.3.4 Prototipo final

La obtención de la pieza final se llevó a cabo con los parámetros mostrados en el Anexo C.

Inicialmente se realizó una corrección en el diseño interno, con base a los resultados obtenidos por la impresión del prototipo de prueba, mejorando la geometría en las respectivas áreas de ensamble, disminuyendo considerablemente las zonas de soporte que contuvieran ángulos mayores a 30 grados y realizando disminuciones en el área roscada para tener una menor probabilidad de errores en la impresión.

Tabla 17

*Tabla de partes, prototipo final.*

Pieza	Imagen	Observación
1		<p>Pieza con tamaño necesario para el ensamble con el cohete USB Rocket I.</p> <p>Pieza realizada con PLA+ Es un color azul cielo.</p> <p>Ensambla adecuadamente con la pieza 2.</p> <p>Se observan hilos de filamento despegados externamente.</p> <p>Acabado Superficial (Capa por Capa) poco notable.</p> <p>Valores Obtenidos: <b>Largo 18 cm; Peso: 42 gramos.</b></p>
2		<p>Pieza con tamaño necesario para el ensamble con el cohete USB Rocket I.</p> <p>Pieza realizada con PLA+ Es un color azul cielo.</p> <p>Ensambla adecuadamente con la pieza 1 y la pieza 3.</p> <p>Acabado Superficial (Capa por Capa) poco notable.</p> <p>Valores Obtenidos: <b>Largo 18 cm; Peso: 105.4 gramos</b></p>
3		<p>Pieza con el tamaño necesario para el ensamble con el cohete USB Rocket I.</p> <p>Pieza realizada con PLA+ Es un color azul cielo.</p> <p>Ensambla adecuadamente con la pieza 2, pero no enrosca de manera correcta con la pieza 4.</p> <p>Acabado Superficial (Capa por Capa) poco notable.</p> <p>Valores Obtenidos: <b>Largo 13.4 cm; Peso: 124.1 gramos</b></p>

4



Pieza con el tamaño necesario para el ensamble con el cohete USB Rocket I.

Pieza realizada con PLA+ Esun color azul celeste.

No enrosca adecuadamente en la pieza 3.

Acabado Superficial (Capa por Capa) poco notable.

Valores Obtenidos: **Largo 17.2 cm; Peso: 89.4 gramos.**

*Nota.* Fuentes: Autores

### 3.4 Costos y Presupuestos

La tabla de costos de la elaboración de la sección de nariz está basada a precios existentes en el año 2021, por tal motivo se recomienda realizar una cotización individual de cada uno de los elementos, debido al constante cambio en los precios que se está presentando actualmente en el mercado colombiano. Inicialmente se realiza una compra general de todos los elementos necesarios para este caso filamento PLA y elementos de medición. Si ya se cuenta con algunos elementos de medición y material es posible omitir estos valores en el presupuesto de elaboración de la nariz.

#### Ecuación 6

*Densidades y longitudes en filamentos de impresión 3D.*

$$\rho = \frac{m}{v} = \frac{m}{s * l} = \frac{m}{(\pi x r^2) * l} \quad (4)$$

*Nota.* Tomada. Fuente: (Filament2Print, 2016)

**Tabla 18**

*Costos y presupuesto.*

<i>TABLA DE COSTOS</i>	
<i>Elemento</i>	<i>Precio (COP)</i>
<b>1</b> Material de impresión (filamento PLA+)	\$ 130.000
<b>2</b> Calibrador pie de rey	\$ 88.000
<b>4</b> Gramera	\$ 42.000
<b>5</b> Nivelador	\$ 5.000
<b>6</b> Pegamento cianocrilato	\$ 3.000
<i>TOTAL</i>	\$ 268.000

*Nota.* Fuente: Autores.

Por otro lado, en la Tabla 19 se presentan los costos relacionados al Slicer, donde se cuenta con los tiempos empleados para la elaboración de las piezas, consumo energético de la impresora y cantidad de material utilizado. A diferencia de la Tabla 18, la cual se basa en los elementos necesarios para realizar la impresión y ensamble de la nariz, en la Tabla 19, se muestran los precios con relación a material utilizado, en este caso esta será la tabla que defina el valor de la impresión de la sección de nariz del USB Rocket I – Replica I, cabe aclarar que para esta tabla no se contará con los gastos incurridos en la impresión de prueba, debido a que esta se considera como un prototipo experimental.

**Tabla 19**

*Costos relacionados a impresión 3D.*

<b>CONSUMO IMPRESION 3D</b>			
<b>Pieza</b>	<b>Tiempo (horas)</b>	<b>Cantidad de material (gramo)</b>	<b>Costo total (COP)</b>
<b>1</b>	5,366	45,49	\$ 6.622,69
<b>2</b>	11,75	115,78	\$ 16.603,89
<b>3</b>	13,9	134,58	\$ 19.331,96
<b>4</b>	9,483333	96,65	\$ 13.817,50
<b>TOTAL COP</b>			\$ 56.376,05
Valor de material	130 COP / gramo		
Valor kW.h	587,23 COP / kW.h		
Consumo Ender 3	0,225 kW.h		132,12675 COP/ h

*Nota.* Fuente: Autores.

Cabe resaltar que la cantidad de material contenido en la Tabla 19, es mayor a los respectivos pesos de cada una de las piezas obtenidas, esto es debido a que el Slicer tiene en cuenta la adición de material de soporte para la elaboración de cada pieza.

### **3.5 Revisión bajo normativa Trípoli**

A continuación, se realiza la revisión del prototipo bajo la normativa Trípoli, para esto se reúnen los requisitos que plantea Trípoli Rocketry Asociation en su página oficial (Tripoli Rocketry Association Inc, 2020). Según los requisitos planteados en los tres tipos de certificaciones, se define que la normativa tipo II es la que se adapta al prototipo desarrollado.

La normativa trípoli en sus tres niveles, busca que los desarrolladores de cohetes puedan certificar sus prototipos como cohetes de alta potencia, además de que esta certificación garantiza varios aspectos de seguridad enumerados a continuación.

En la siguiente tabla 12 se muestran las características principales que son tenidas en cuenta por la prefectura a la hora de la evaluación, por lo que el incumplimiento de éstos hará que la certificación de alta potencia nivel 2 sea negada.

**Tabla 20**

*Criterios para lograr la certificación Trípoli nivel II*

<b>Criterio</b>	<b>Nivel II</b>
Estructura	El cohete debe tener un diseño convencional y tener marcado el centro de presiones calculado.
Recuperación	El cohete debe contener un paracaídas convencional, no se permiten otros métodos de recuperación
Motor	Debe contener un motor tipo J, K o L, además el impulso total debe estar entre 640.01 y 5120 Ns.
Electrónica	Para nivel II no se requiere de electrónica.
Vuelo de certificación	El lanzamiento debe ser realizado en presencia de un miembro certificador, el cual revisará un ascenso estable y un descenso controlado por el sistema de recuperación.

---

Inspección post-vuelo      Posterior al vuelo se revisan los daños causados durante el lanzamiento, los siguientes aspectos son causantes de rechazo de la certificación.

- Cato del motor.
- Daños excesivos.
- No tiene sistema de recuperación o no eyectó de forma correcta.
- El cohete vuela fuera del rango especificado
- Los componentes no están bien conectados al sistema de recuperación.
- Violaciones del código de seguridad a la prefectura encargada.
- Otros aspectos que la prefectura considere que no merece la certificación.

---

*Nota.* Tomado y adaptado. Fuente: (Trípoli Rocketry Association Inc, 2021b)

Para el caso de este proyecto, se presenta una problemática asociada al lanzamiento del cohete USB Rocket I, debido a que actualmente no se cuenta con el motor propelente J270W Aerotech para llevar a cabo la prueba. Sin embargo, se muestran en la Tabla 21, algunos de los requisitos aplicables y evaluables en el prototipo desarrollado con base a la normativa Trípoli nivel II.

Teniendo en cuenta la problemática anteriormente descrita, se puede verificar el cumplimiento del requisito necesario de estructura, puesto que la geometría Von Karman, es comúnmente usada en narices para cohetes experimental, debido a su ecuación geométrica que permite la disminución de arrastre generado en vuelo (Crowell Sr, 1996).

**Tabla 21**

*Requisitos aplicables al prototipo.*

<b>Criterio</b>	<b>Nivel II</b>	<b>Cumplimiento</b>
Estructura	El cohete debe tener un diseño convencional y tener marcado el centro de presiones calculado.	<i>Si cumple</i> <b>El cohete cuenta con un diseño convencional.</b>
Recuperación	El cohete debe contener un paracaídas convencional, no se permiten otros métodos de recuperación	<i>Si cumple</i> <b>Cuenta con un sistema de recuperación por paracaídas.</b>
Motor	Debe contener un motor tipo J, K o L, además el impulso total debe estar entre 640.01 y 5120 Ns.	<i>Si cumple</i> <b>Cuenta con un motor de J270W.</b>
Electrónica	Para nivel II no se requiere de electrónica.	<i>Si cumple</i> <b>Cuenta con electrónica Kate 1.0</b>

*Nota.* Fuente:(Cramton, 2016; Tripoli Rocketry Association Inc, 2021b)

### 3.6 Análisis de resultados

En el desarrollo del proyecto se obtienen resultados aceptables, pues la nariz obtenida mediante la creación del protocolo de manufactura anteriormente planteado contiene las dimensiones y acabados superficiales necesarios para ser implementados en el cohete USB Rocket I – Replica I, además de cumplir con uno de los requisitos que era la posibilidad de contener en su interior un dispositivo de telemetría.

Inicialmente la elaboración de la nariz de prueba permitió conocer las cualidades de la impresora y fallos presentes, logrando realizar un protocolo mediante procedimientos de prueba y error. De esta manera fue posible conocer y corregir acciones que dificultan la obtención de la nariz requerida. Pues este tipo de fallos afectan el tiempo de elaboración y costos en el prototipo.

En el proceso de manufactura del prototipo final, se usó el material PLA+, el cual tiene un diámetro inferior al del PLA convencional. Para el desarrollo de las piezas que componen el prototipo final, la temperatura de extrusión se disminuyó en 5°C, al igual que la temperatura de cama, la cual se disminuyó en 25°C. Las piezas de este prototipo se desarrollaron con el mismo patrón de relleno que el prototipo de prueba, el cual corresponde al panel de abeja; por otro lado, el porcentaje de relleno también presentó una disminución al 10%, esta disminución del porcentaje de relleno disminuyó la densidad de las piezas finales y a su vez se logró que el tiempo de impresión disminuyera considerablemente, lo que resulta en un promedio de disminución de 6 horas. La variación de los parámetros y el cambio del material permitió que el desarrollo de la nariz se diera satisfactoriamente, además de que, con la parametrización geométrica se logró obtener una superficie suavizada de una forma más sencilla.

Al desarrollar la parametrización geométrica por programa, el proceso de replicación de la nariz se puede realizar de forma más sencilla, usando también los parámetros del protocolo de manufactura, ya que usando dichos parámetros se logró que la obtención de la pieza final no presentara problemas mayores.

Después de realizar la manufactura de todas las piezas del prototipo final, se vio claramente que el uso del PLA+ fue mucho mejor, ya que este material presentó un mejor acabado superficial, además que no tuvo deformaciones, lo que hace que el PLA+ sea un material fácil de manejar, por lo que resulta más conveniente para personas principiantes en la manufactura aditiva.

#### **Figura 47**

*Nariz 3D impresa y ensamblada en el cohete USB Rocket I.*



*Nota.* Fuentes: AUTORES

## CONCLUSIONES

- Mediante la elaboración de este tipo de protocolo, se puede determinar que la manufactura aditiva es una solución eficiente y rápida ante el impedimento de acceder a este tipo de piezas, logrando piezas con menor peso inclusive si se aumenta el espesor de estas.
- Por medio de simulaciones en CFD o RockSim, es posible determinar el tipo de nariz más adecuada para un cohete experimental. Para el caso de este estudio, se evidenció que la nariz tipo cónica presenta la mayor altitud de vuelo, el mayor número mach y el mayor tiempo de apogeo, por lo que esta resulta ser la que presenta las mejores propiedades, sin embargo, el prototipo dispone de un equipo de telemetría; por lo que, este diseño no podría ser aplicado. El que se adapta mejor y es recomendado para la electrónica del cohete es la geometría Von Karman.
- A la hora de realizar un proceso por manufactura aditiva, se pueden presentar varios problemas de impresión. De manera que variar los parámetros más críticos como lo son la velocidad de impresión, la temperatura del extrusor y porcentaje de relleno resulta decisivo a la hora de entregar una pieza con buena calidad, por lo que, el protocolo de impresión adaptado a la sección de nariz permite obtener una pieza con un acabado óptimo.
- La manufactura aditiva, permitió desarrollar una pieza a escala real con un costo más bajo que la original, obteniendo una sección de nariz a un costo cercano a los 268.000 COP, en comparación a los 650.000 COP que puede llegar a costar la nariz que presenta el cohete originalmente, esto sin contar los costos de importación y envío. Lo que equivale a una reducción cercana de un 58% en el presupuesto, además que este prototipo

presentó un peso menor que el de la pieza original, por lo que se tendría que estudiar en un futuro el efecto de esta disminución de peso en la dinámica de vuelo del cohete; en caso de que se requiriera una pieza con mayor peso, se debe aumentar el porcentaje de relleno y patrones en la impresión.

- Al realizar el proceso de manufactura de varias piezas, es aconsejable usar el mismo tipo de impresora, debido a que al utilizar una impresora de otro fabricante o referencia, hace que se muestren inconsistencias en la impresión de la nariz y por ende, los ensambles presenten problemas como se observó en el prototipo I.
- Para evaluar el prototipo por normativa Trípoli nivel II, se restringieron varios de los criterios, en vista que para la mayoría de ellos resulta necesario realizar el lanzamiento del cohete, por lo que el alcance de la tesis no lo permitía. Se sugiere plantear un proyecto donde se realice la prueba de este prototipo en un modelo impreso totalmente en 3D. Lo cual daría lugar a una investigación de la funcionalidad del prototipo, donde sería posible estudiar el rendimiento del cohete en un lanzamiento real. Por otro lado, resultaría interesante poder realizar diferentes impresiones de narices bajo el protocolo y parametrización planteados, para probar diferentes diseños en vuelo.
- Realizar el prototipo por método de manufactura aditiva, permite reducir la generación de residuos en comparación con métodos tradicionales de manufactura. Por otro lado, este método de manufactura ofrece una alta precisión en las dimensiones de las piezas desarrolladas.
- Una desventaja presentada para la impresión 3D, es su característico acabado superficial capa por capa, debido que esta condición afecta la geometría de la nariz, disminuyendo la eficiencia aerodinámica de esta. Para este caso, se propone realizar estudios

aerodinámicos en túnel de viento o pruebas reales de los diferentes acabados superficiales, en narices para cohetes experimentales de alta potencia como el USB Rocket I por medio de impresión tridimensional.

## Bibliografía

- 3D, D. (2021). *Las ventajas del PLA para su utilización en impresión 3D*.  
<https://dynapro3d.com/impresion-3d/impresion-3d-pla/>
- Acevedo, F. (2016). *Estudio sobre la aplicación de las tecnologías de fabricación aditiva al sector aeronáutico y espacial. Impresión 3D*. 367.
- AIMPLAS. (2019). *Ensayos de Resistencia a la flexión de plásticos*.  
<https://www.aimplas.es/tipos-ensayos/propiedades-mecanicas-de-los-materiales-plasticos/ensayo-de-flexion/>
- Air, P., & Base, F. (2020). *Terran 1 Launch Program Cape Canaveral Air Force Station*.
- All3DP. (2021a). *3D printing infill: The basics – simply explained*. [https://all3dp.com.translate.google/2/infill-3d-printing-what-it-means-and-how-to-use-it/?\\_x\\_tr\\_sl=en&\\_x\\_tr\\_tl=es&\\_x\\_tr\\_hl=es&\\_x\\_tr\\_pto=nui](https://all3dp.com.translate.google/2/infill-3d-printing-what-it-means-and-how-to-use-it/?_x_tr_sl=en&_x_tr_tl=es&_x_tr_hl=es&_x_tr_pto=nui)
- All3DP. (2021b). *Best 3D print speed settings for PLA & more*. <https://all3dp.com/2/3d-printing-speed-optimal-settings/>
- All3DP. (2021c). *Los Mejores Filamentos Pla – Guía de compra*.  
<https://all3dp.com/es/1/filamento-pla-impresion-3d/#section-todas-las-variedades-de-filamento-pla>
- ASTM52900-15, I. /. (2015). *Terminología estándar para la fabricación aditiva - Principios generales - Terminología 1,2*. <https://doi.org/10.1520 / ISOASTM52900-15>
- Bitfab. (2020). *Las partes de una impresora 3D ¿Qué componentes elegir?*  
<https://bitfab.io/es/blog/partes-impresora-3d/>
- blog-ingenius. (2018). *Material Jetting, Inyección de Material*.
- Cardona Angela, R. F. (2020). *FABRICACIÓN Y PRUEBA DE LA ESTRUCTURA DEL ALA DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA APLICANDO TÉCNICAS DE MANUFACTURA ADITIVA* (pp. 22–25).
- Chakravorty, D. (2021). *3D Printing Supports – The Ultimate Guide*. <https://all3dp.com/1/3d-printing-support-structures/>
- Christoph, R., Muñoz, R., & Hernández, Á. (2016). *Manufactura Aditiva; Additive manufacturing*. N°43, 43, 97–109.
- Components, A. (2021). *RockSim Information : Apogee Rockets, Model Rocketry Excitement Starts Here*. [https://www.apogeerockets.com/RockSim/RockSim\\_Information](https://www.apogeerockets.com/RockSim/RockSim_Information)
- Contreras, L. (2019). *3Dnatives, el sitio web de la impresión 3D*.
- Cramton, J. (2016). *Southern Arizona Rocketry Association - 10 Steps to High Power Certification*. <https://www.sararocketry.org/articles/10580854>
- Crowell Sr, G. A. (1996). *The Descriptive Geometry of Nose Cones. Technical Data*, 15.
- Defense, D. of. (1990). *Military Handbook Design of Aerodynamically Stabilized Free Rockets. Contract*, 762(July), 716.
- Descubrearduino. (2020). *Petg en impresión 3D: Propiedades, cómo usar y las Mejores marcas*.  
<https://descubrearduino.com/petg-impresion-3d/>
- Díaz, D. T. (2016). *Tecnologías de Fabricación Digital Aditiva , ventajas para la construcción de modelos , prototipos y series cortas en el proceso de diseño de productos. Iconofacto*, 12(January), 118–143. <https://doi.org/10.18566/iconofac.v12n18.a07>
- Elaplas, elastómeros y plásticos. (2016). *PTFE Politetrafluoroetileno*.

- Elaplas, elastómeros y plásticos. (2020a). *PVC flexible*.
- Elaplas, elastómeros y plásticos. (2020b). *PVC rígido*.
- ESSS, E. S. and S. S. (2020). *ANSYS Software - Simulación Computacional*.  
[https://www.esss.co/es/ansys-simulacion-computacional/?gclid=CjwKCAiAgvKQBhBbEiwAaPQw3Kuhcf6Op5HIH7GIAp0fvQKXkbJ9TtA1MXNccJJo651docyKJ6htahoChsEQAvD\\_BwE](https://www.esss.co/es/ansys-simulacion-computacional/?gclid=CjwKCAiAgvKQBhBbEiwAaPQw3Kuhcf6Op5HIH7GIAp0fvQKXkbJ9TtA1MXNccJJo651docyKJ6htahoChsEQAvD_BwE)
- Filament2Print. (2016). *Densidades y longitudes en filamentos de impresión 3D*.  
[https://filament2print.com/es/blog/16\\_densidades-longitudes-filamentos-impresion-3D.html](https://filament2print.com/es/blog/16_densidades-longitudes-filamentos-impresion-3D.html)
- Filament2Print. (2018). *¿Qué es el Asa en la impresión 3D?*  
[https://filament2print.com/es/blog/43\\_asa-impresion-3d.html](https://filament2print.com/es/blog/43_asa-impresion-3d.html)
- Filament2Print. (2019). *¿Qué es el petg?* [https://filament2print.com/es/blog/49\\_petg.html](https://filament2print.com/es/blog/49_petg.html)
- Gaget, L. (2020). *Tecnología de impresión 3D de metales: inyección de aglutinante*.  
<https://www.sculpteo.com/es/materiales/materiales-binder-jetting/>
- Gil, A. O. (2019). *LAS IMPRESORAS 3D COMO HERRAMIENTAS CIENTÍFICAS*. 1–8.
- Hernández, M. D. (2015). *Comportamiento Frente a Impacto De Polímeros Termoplásticos En Aplicaciones Aeronáuticas : Caracterización Mecánica del PEEK*. Universidad Carlos III de Madrid.
- HXX. (2014). *Tecnologías de impresión 3D (I): Fotopolimerización*.
- HXX. (2015). *Tecnologías de impresión 3D (VI): Laminación de hojas*.
- IMPRESORAS3D.COM. (2018). *Imprimir en 3D: 10 técnicas y hábitos que necesitas conocer*.  
<https://www.impresoras3d.com/imprimir-en-3d-10-tecnicas-y-habitos-que-necesitas-conocer/>
- Informática, T. (2020). *Impresoras 3D ¿Qué son? ¿Cómo funcionan? Todo sobre impresión 3D*.
- Italy, D. R. (2020). *Principales tipos de termoplásticos*.
- Jiménez Santana, R. L. (2014). *PROPIEDADES DE MATERIALES TERMOPLÁSTICOS Y DISEÑO DE MOLDE DE INYECCIÓN MEDIANTE EL SOFTWARE INVENTOR*. UNIVERSIDAD CENTRAL “MARTA ABREU” DE LAS VILLAS.
- John, B. (2020). *PLA vs PLA +: ¿Es el filamento PLA Plus mejor para la impresión 3D?*  
<https://3dbuilders.pro/pla-vs-pla-es-el-filamento-pla-plus-mejor-para-la-impresion-3d/>
- Kivelä, L. (2021). *3 soluciones fáciles contra el warping (PLA, PETG, ABS)*.  
<https://all3dp.com/es/2/warping-impresion-3d-soluciones/>
- López Parada, J. (2019). *Fabricación aditiva y transformación logística: la impresión 3D*. *Oikonomics*, 9, 58–69. <https://doi.org/10.7238/o.n9.1805>
- Loughborough, U. de. (2020). *Extrusión de materiales: Grupo de investigación de fabricación aditiva*.
- Marchante, A. (2020). *¿Qué características tiene el nylon en la impresión 3D?*  
<https://www.3dnatives.com/es/caracteristicas-tiene-nylon-en-impresion-3d-120320202/#!>
- Montoya, A. N. (2020). *SÁNDWICH CON NÚCLEO EN HONEYCOMB BAJO CARGAS DE FLEXIÓN*. David Felipe Blanco Murillo. Universidad de San Buenaventura.
- Multitronix. (2021a). *Kate-1 TelemetryPro*. <https://www.multitronix.com/kate-1-transmitter.html>
- Multitronix. (2021b). *Transmitter*. <https://www.multitronix.com/kate-1-transmitter.html>
- Newlands, R. (2016). *Rocketry aerodynamics*. 1–56.  
[http://www.aspirespace.org.uk/downloads/Rocketry\\_aerodynamics.pdf](http://www.aspirespace.org.uk/downloads/Rocketry_aerodynamics.pdf)
- P.M, B., J, C., D, B., & M, P. (2009). *CARACTERIZACIÓN DE TI-6AL-4V FABRICADO MEDIANTE FUSIÓN POR HAZ DE ELECTRONES*. *Researchgate.Net*, 509–514.

- Printers, P. (2019). *What are perimeters good for?* [https://blog.prusaprinters.org/what-are-perimeters-good-for\\_3963/](https://blog.prusaprinters.org/what-are-perimeters-good-for_3963/)
- Prusa, K. (2021). *Prusa knowledge base*. [https://help.prusa3d.com/en/article/poor-bridging\\_1802](https://help.prusa3d.com/en/article/poor-bridging_1802)
- Resinex. (2020). *ABS: Tipos de Polímeros*. <https://www.resinex.es/tipos-de-polimeros/abs.html>
- Reyes R., G., Hernandez C., L. A., & Urrego P., J. A. (2019). Diseño Y Caracterización De Un Dispositivo De Adquisición De Datos De Vuelo Para El Cohete Usb - Rocket I. *La Investigación y El Desarrollo Tecnológico En Los Sectores Productivos Del País*, 1(1), 319–328. [https://www.ecci.edu.co/es/Bogota/la-investigacion-y-el-desarrollo-tecnologico-en-los-sectores-productivos-del-pais-2391?language\\_content\\_entity=es](https://www.ecci.edu.co/es/Bogota/la-investigacion-y-el-desarrollo-tecnologico-en-los-sectores-productivos-del-pais-2391?language_content_entity=es)
- Rocket Lab. (2020). *Rocket Lab | Frequent and reliable access launch is now a reality | Rocket Lab*.
- Science learn. (2011). *Rocket aerodynamics*.
- Sebastián, G., Gonzalo, L., Majid, A., Folch, E., Mehta, H., Jantz, M., & Fernandez, S. (2019). *Aplicaciones de la impresión 3D en la vía aérea central*.
- Siemens. (2016). *Siemens Digital Industries Software Online Store*. [https://www.plm.automation.siemens.com/plmapp/education/solid-edge/es\\_es/free-software/student](https://www.plm.automation.siemens.com/plmapp/education/solid-edge/es_es/free-software/student)
- Simplify3D Software. (2019a). *Layer Separation and Splitting*. <https://www.simplify3d.com/support/print-quality-troubleshooting/layer-separation-and-splitting/>
- Simplify3D Software. (2019b). *Rafts, Skirts, and Brims Tutorial | Simplify3D*. <https://www.simplify3d.com/support/articles/rafts-skirts-and-brims/>
- Space, R. (2020). *Relativity Space - Terran 1*. Terran 1.
- Tripoli Rocketry Association Inc. (2020). *Tripoli Rocketry Association Inc*. <https://www.tripoli.org/>
- Tripoli Rocketry Association Inc. (2021a). *Level 1 Certification allows flyers to fly High Power Rockets with a total installed impulse up to 640 newton-seconds*. <https://www.tripoli.org/Level1>
- Tripoli Rocketry Association Inc. (2021b). *Level 2 Certification allows flyers to fly High Power Rockets with a total installed impulse between 640.01 and 5120.00 N-sec*. <http://www.tripoli.org/Level2>
- Tripoli Rocketry Association Inc. (2021c). *Level 3 Certification allows flyers to fly High Power Rockets with a total installed impulse greater than 5120 N-sec*. <https://www.tripoli.org/Level3>
- Twenergy. (2020). *Todo lo que debes saber acerca del plástico pla*. <https://twenergy.com/ecologia-y-reciclaje/que-es-plastico-pla/>
- Urrego, A. (2020). Design and Construction of a Flight Data Acquisition System Adapted to an Experimental Rocket Model. *Tecciencia*, 14(27), 63–73. <https://doi.org/10.18180/tecciencia.2019.27.8>
- Urrego, A., Calderón, S., Herrera, N., & Rivera, S. (2019). *Análisis de las características operacionales de la réplica del cohete USB Rocket – I construido por métodos de manufactura aditiva Fase II*. 1–12.
- Urrego Peña, J. A., & Calderón Herrera, S. (2019). *ANÁLISIS DE LAS CARACTERÍSTICAS OPERACIONALES DEL COHETE USB ROCKET CONSTRUIDO POR MEDIO DE MANUFACTURA ADITIVA*.

- Vacodir. (2021). *Filamento PLA+: ¿qué es? y ¿vale la pena?* [https://www.vacodir.com.uy/hello-world/#:~:text=En comparación con PLA&text=La mayoría de los filamentos,imprime a 205-225 °C](https://www.vacodir.com.uy/hello-world/#:~:text=En%20comparaci3n%20con%20PLA&text=La%20mayor3a%20de%20los%20filamentos,imprime%20a%20205-225%20C)
- Wasee. (2021). *How to Verify Mesh Quality in ANSYS Workbench.* <https://featips.com/2021/05/07/how-to-verify-mesh-quality-in-ansys-workbench/>
- Whitfield, M., By, A., McClurg, J., & Hurlen, E. (2019). *Advanced Design and Manufacturing of Composite High-Powered Rockets.*

## **ANEXOS**

**ANEXO A**

Para este apartado se presenta el programa de diseño de narices CAD para cohetes experimentales Solidnoser, el cual se enlaza directamente con el programa CAD SolidEdge 2021.

Para el funcionamiento correcto de Solidnoser es necesario contar con las siguientes aplicaciones instaladas en el ordenador:

- ✓ SolidEdge 2021
- ✓ Matlab R2018, R2019, R2020, R2021.

**GUIA DE INSTALACIÓN**

Requisitos mínimos del Sistema  
Sistema operativo: Windows 10 Home  
Procesador: Intel Core 2.6 GHz  
Memoria RAM: 8 GB  
Tarjeta de video: 2 GB  
Espacio mínimo de almacenamiento: 1 GB

Para la instalación del programa Solidnoser, siga los siguientes pasos:

1. Abra y ejecute en la carpeta de Solidnoser el archivo MyAppInstaller\_web.exe ➤

**Figura 48**

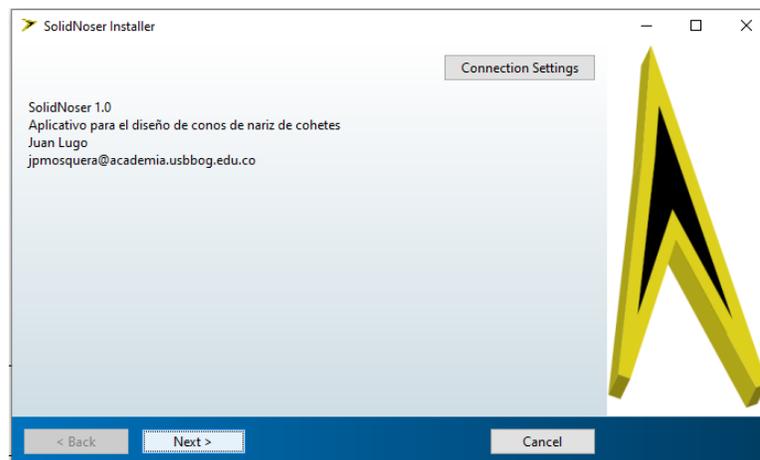
*MyAppInstaller\_web de Solidnoser.*



2. Ya ejecutado el programa, se abrirá el instalador de Solidnoser, haga clic en Next para continuar.

**Figura 49**

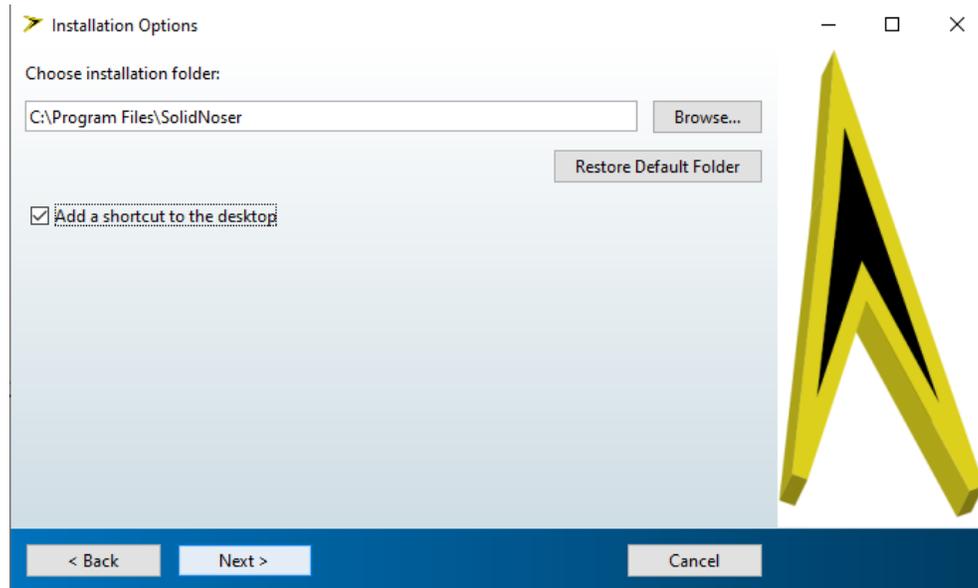
*Instalador de Solidnoser.*



3. Seleccione la carpeta de ubicación del programa y de clic izquierdo en Next para continuar.  
Si desea crear un acceso directo en el escritorio del ordenador, seleccione la casilla add a shortcut to the desktop.

**Figura 50**

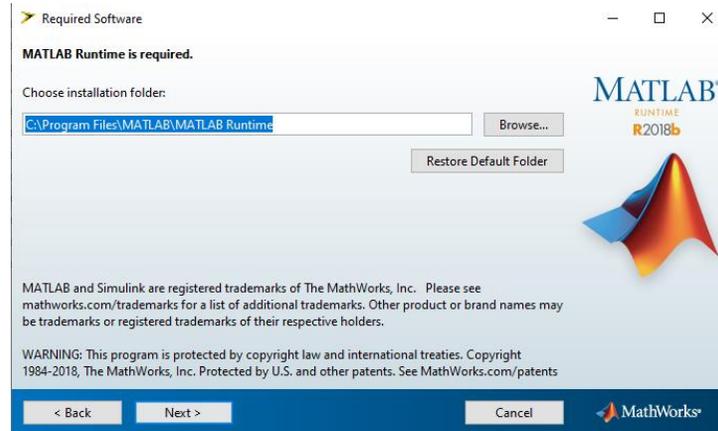
*Opciones de Instalación.*



4. Seleccione la carpeta de Matlab en el ordenador, para la instalación de los complementos necesarios para la ejecución del programa y presione clic izquierdo en el botón Next.

**Figura 51**

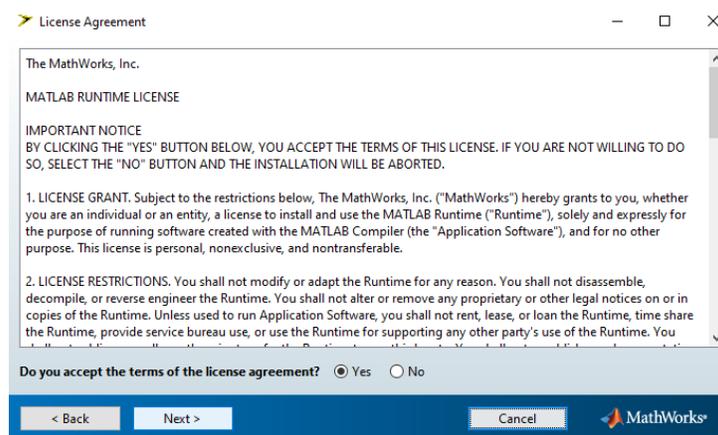
*Requerimientos del programa.*



5. Acepte términos y condiciones y de clic izquierdo en el botón Next.

**Figura 52**

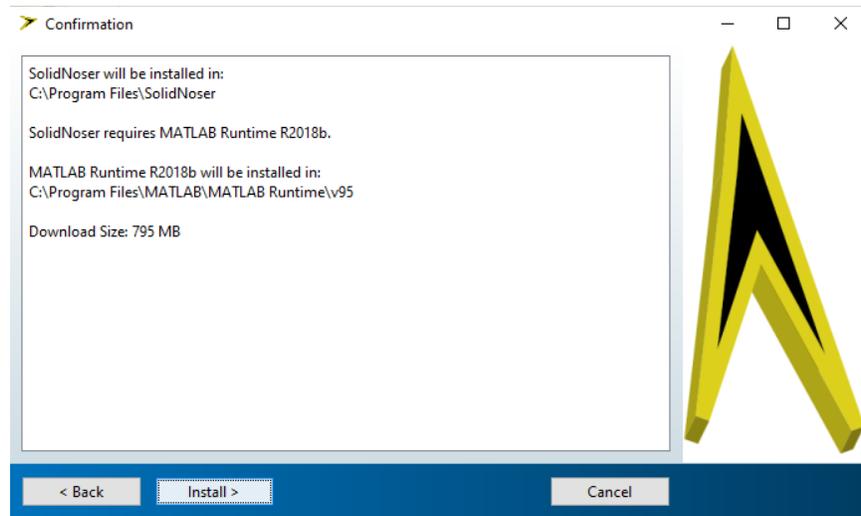
*Términos y Condiciones.*



6. Para confirmar el inicio de proceso de instalación, proceda a dar clic izquierdo en el botón Install.

### Figura 53

*Confirmación de Instalación.*



7. Finalmente, cuando se hayan descargados todos los complementos y archivos necesarios, finalice la instalación y ejecute el programa.

## ANEXO B

Documento 01	<b>Proceso:</b> Calibración impresora	<b>Fecha elaboración:</b>
	<b>Recurso:</b> Ender 3-V2 o similar	<b>Fecha revisión:</b>

**Propósito:** Calibrar la máquina para obtener fiabilidad de las medidas obtenidas, dar un acabado superficial óptimo y una pieza de calidad.

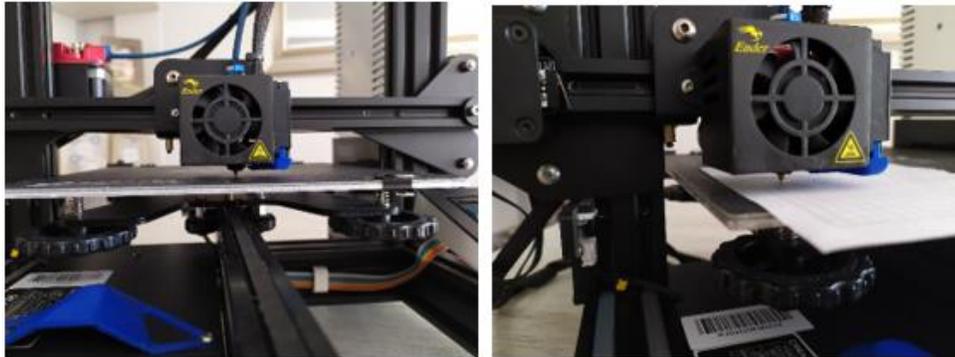
**Alcance:** Este proceso se aplica a impresoras para modelado por deposición fundida (FDM).

**Procedimiento:**

1. **Realizar Autohome:** La impresora calibra los ejes coordenados de la cama, ubicándolos automáticamente en la posición tridimensional (0,0,0) mm. Para este paso es necesario encender la impresora y buscar en su interfaz la opción de configuraciones.
2. **Rectificación de altura de boquilla respecto a cama:** Se verifica que la holgura entre la boquilla y la cama tengan la misma longitud en los cuatro extremos de la cama de impresión, para eso se recomienda utilizar una hoja de papel situándola encima de la cama y moviendo la boquilla del extrusor en cada uno de los cuatro extremos, para garantizar el espaciamiento entre estos, como se puede observar en la Figura 54.

**Figura 54**

*Rectificación de cama con respecto a boquilla.*



*Nota.* Fuentes: AUTORES

3. **Calentamiento de boquilla extrusor:** Verificar el rango de temperaturas bajo las cuales el material es fundido por la máquina, es recomendable usar temperaturas entre el rango entregado por el fabricante del material. Para este caso se recomienda el uso de un dispositivo Termostato.
4. **Impresión de calibración:** Para verificar el correcto funcionamiento de la máquina, se recomienda imprimir una pieza de calibración que no tenga una geometría compleja y que sus dimensiones puedan ser verificables de manera sencilla, un claro ejemplo para esto es un cubo como el que se puede evidenciar en la Figura 55, el cual es fácil de medir y además tiene las letras de los ejes coordenados, lo cual permite verificar la calidad de la impresión. Si se desea tener un mayor control en la precisión con la cual la impresora imprime las piezas, es recomendable imprimir varias piezas de calibración con la misma configuración de código G y comparar el valor de mediciones entre estas.

**Figura 55**

*Cubo de calibración impreso en 3D.*



*Nota.* Fuentes: AUTORES

5. **Verificación de medidas:** Luego de obtenida la pieza de calibración, se debe rectificar las dimensiones de esta, por medio de una herramienta como lo puede ser un calibrador pie de rey u otro elemento de medición, esto con el objetivo de conocer la precisión y las medidas con la que la máquina realiza la impresión.

**Resultados:**

- Posicionar correctamente el punto (0,0,0) en la impresora.
- Verificar óptima separación entre la cama y la boquilla del extrusor.
- Corroborar las temperaturas de impresión y poder seleccionar un material adecuado para la impresora.
- Rectificar una correcta impresión verificando los dimensionamientos de la pieza y su acabado superficial.

## ANEXO C

Documento 02	<b>Proceso:</b> Generación códigos G e impresión	<b>Fecha elaboración:</b> <b>07-08-2021</b>
	<b>Recurso:</b> Slicer Prusa o similar, impresora Ender 3-V2 o similar	<b>Fecha revisión:</b>

**Propósito:** Obtener códigos G para ser leídos por la máquina de impresión FDM y realizar manufactura por deposición fundida.

**Alcance:** Este proceso se aplica al Slicer Prusa y la impresora Ender 3-V2.

**Procedimiento:**

1. **Configuración inicial de impresora:** Se debe seleccionar en el Slicer la impresora que se va a utilizar.
2. **Cargar archivo STL:** Importar el archivo STL al Slicer.
3. **Configuración para la impresión:** Se deben configurar los siguientes parámetros de impresión.

**1.1. Velocidades de impresión:**

- **Velocidades bajas:** Una baja velocidad de impresión permite mayor precisión en la deposición del material, pero aumenta el tiempo empleado para la obtención de la pieza. Mientras que para velocidades altas de impresión ocurre lo contrario, se disminuye el tiempo, pero no se obtienen acabados finos en las piezas (IMPRESORAS3D.COM, 2018).

- **Velocidades altas:** Manejar altas velocidades permite lograr un ahorro de tiempo, pero menor calidad de impresión. Aunque generalmente este tipo de velocidades se usan comúnmente en el interior para realizar patrones de relleno, debido a que estos no necesitan tener una buena estética al no ser visibles exteriormente.
- **Patrón de relleno:** Permite determinar la estructura de relleno interna de la pieza. El Slicer ofrece varios patrones de relleno, en los cuales se debe tener en cuenta la aplicabilidad del elemento y resistencia que se requiera en este.

**1.2. Densidad de relleno:** El porcentaje usado para imprimir suele ser entre 10% y 15%, de requerirse una pieza con mayor peso se aumenta dicho porcentaje o de requerirse una pieza más liviana se debe disminuir la densidad de relleno, hay que tener en cuenta que si se desea una mayor resistencia a la compresión el porcentaje de relleno se debe aumentar.

### **1.3. Temperaturas de máquina**

- **Temperatura boquilla:** La temperatura en esta pieza de la impresora, permite que el material sea fundido y pueda ser extruido a través de esta.
- **Temperatura cama:** Esta temperatura permite que el material extruido pueda ser adherido a la cama, logrando que la pieza se mantenga fija durante el proceso de impresión.

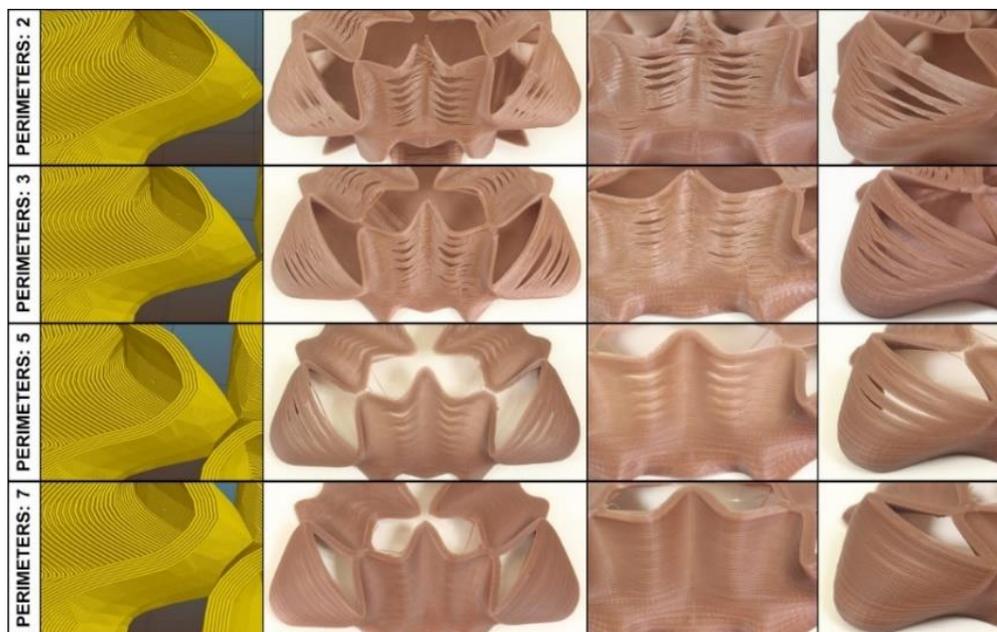
**1.4. Altura de capa:** La altura de capa afecta principalmente la cantidad de capas presentes en la pieza, por lo que un valor bajo de esta altura permite al sistema imprimir más capas, aumentando del mismo modo el tiempo de impresión. Prusa recomienda trabajar con alturas de capa superiores a 0,10 mm.

**1.5. Altura de la primera capa:** Es recomendable usar una altura de primera capa alta para mejorar la adhesión de las siguientes capas, el valor de la altura de primera capa por lo general se configura en 0.20 mm.

**1.6. Perímetros:** Esta característica determina la cantidad de capas para elaborar el espesor que contenga el elemento a imprimir, lo que también coincide considerablemente en el peso y resistencia de la pieza.

**Figura 56**

*Comparación de diferentes perímetros en Impresión 3D.*



*Nota.* Tomada. Fuente: (Printers, 2019)

**1.7.Material de soporte:** El material de soporte se requiere en algunas ocasiones para poder sostener la pieza, ya que en muchos casos estas no se pueden soportar correctamente en la cama, esto debido a que pueden ser geometrías más complejas, como por ejemplo la siguiente imagen.

- 2. Preparación de impresión:** Se debe almacenar en una tarjeta SD, el código G obtenido con los parámetros definidos anteriormente, para luego ser importados en la impresora.
- 3. Impresión:** Se selecciona la pieza a imprimir dentro de interfaz de la impresora, posteriormente la máquina procede a realizar el respectivo proceso de acuerdo con los parámetros que el usuario establece en el programa Slicer.

En la siguiente Tabla 22 se pueden apreciar la configuración de parámetros en el Slicer, para la obtención del código G. Los parámetros utilizados para la elaboración del código G del prototipo final:

**Tabla 22**

*Parámetros de Código G para el prototipo final.*

<b>Característica</b>	<b>Pieza 1</b>	<b>Pieza 2</b>	<b>Pieza 3</b>	<b>Pieza 4</b>
	<b>(Punta)</b>	<b>(Centro)</b>	<b>(Hombro)</b>	<b>(Tubo Rosca)</b>
Material de impresión	PLA+	PLA+	PLA+	PLA+
Diámetro de filamento (mm)	0.20	0.20	0.20	0.20
Temperatura de extrusión (°C)	205	205	205	205
Temperatura de cama (°C)	60	60	60	60

Altura primera capa (mm)	0.2	0.2	0.2	0.2
Velocidad de impresión inicial (mm/s)	17.5	20.0	20.0	20.0
Patrón de relleno	Panal de Abeja 3D			
Porcentaje de relleno	10%	10%	10%	10%
Velocidad máxima de impresión (mm/s)	100	100	100	100
Velocidad de impresión final (mm/s)	15.0	23.0	29.0	38.0
Tiempo de impresión	5h:22m	11h:45m	13h:54m	9h:29m

### Resultados:

- Se obtiene un archivo Código G para que la impresora FDM lo pueda leer correctamente.
- Se consigue una pieza fabricada por manufactura aditiva.

## ANEXO D

En la siguiente Tabla 23, se encuentra una lista de varios proveedores de filamento para impresión FDM a nivel nacional, la lista se basa en filamentos de 500 y 1000 gramos respectivamente y todos los precios son tomados de las páginas web que proporcionan cada uno de los proveedores.

**Tabla 23**

*Proveedores de Filamentos para Impresión 3D en Colombia.*

Proveedor/Comercializadora	Ciudad	Material	Peso	Valor (COP)
<b>MakeR</b>	Barranquilla	PLA+	1000 gr	89.000
<b>MakeR</b>	Barranquilla	ASA	1000 gr	170.000
<b>MakeR</b>	Barranquilla	NYLON	1000 gr	159.900
<b>MakeR</b>	Barranquilla	PETG	1000 gr	109.000
<b>Centro 3D</b>	Bogotá	PLA	1000 gr	70.000
<b>Zuluprints</b>	Bogotá	PLA	500 gr	40.000
<b>Zuluprints</b>	Bogotá	PLA	1000 gr	70.000
<b>Zuluprints</b>	Bogotá	PLA+	1000 gr	75.000
<b>Zuluprints</b>	Bogotá	PETG	1000 gr	70.000
<b>Zuluprints</b>	Bogotá	ABS	1000 gr	65.000
<b>Zuluprints</b>	Bogotá	TPU	1000 gr	120.000
<b>3D Bots</b>	Bogotá	PLA	500 gr	52.000
<b>3D Bots</b>	Bogotá	PLA	1000 gr	89.000
<b>3D Bots</b>	Bogotá	ABS	1000 gr	75.000
<b>3D Bots</b>	Bogotá	NYLON	1000 gr	130.000
<b>3D Bots</b>	Bogotá	PETG	1000 gr	112.000
<b>Print3d</b>	Bucaramanga	PLA+	1000 gr	142.000
<b>Abka3D</b>	Cali	PLA	1000 gr	70.000
<b>Abka3D</b>	Cali	PLA+	1000 gr	75.000
<b>Abka3D</b>	Cali	PETG	1000 gr	89.000
<b>Universo 3D</b>	Medellín	PLA	1000 gr	94.000
<b>Didácticas Electrónicas</b>	Medellin	PLA	1000 gr	78.540
<b>Didácticas Electrónicas</b>	Medellin	ABS	1000 gr	66.640
<b>Didácticas Electrónicas</b>	Medellin	NYLON	1000 gr	147.540
<b>Dualtrónica</b>	Pereira	PLA+	1000 gr	130.000

*Nota.* Los valores presentes en esta tabla son aquellos existentes hasta mayo de 2021.



