

**Universidad Nacional de Mar del Plata.
Facultad de Ingeniería.
Departamento de Ingeniería Eléctrica.**

PROYECTO FINAL

**DISEÑO PRELIMINAR Y ANÁLISIS DE
FACTIBILIDAD TÉCNICO-ECONÓMICA DE
FABRICACIÓN DE HÉLICE PARA VELERO
CON IMPRESIÓN 3D FDM**

Autor:

Juan Cruz Magliotti Mendiburu
(juancruzmagliotti@gmail.com)

Matrícula:

14243
(DNI 42256456)

Director:

Ing. Ricardo Zucal

Codirector:

Ing. David Crovo

Carrera: INGENIERÍA ELECTROMECAÁNICA (2003)

Mar del Plata, día 9 de septiembre del año 2024

DEDICATORIA:

Dedico este trabajo final de grado a mis padres, a mis hermanos y a Dios. Pilares fundamentales sin los cuales este proceso no hubiese sido igual. Quienes me brindaron y brindan su apoyo incondicional durante la carrera y forman parte de esta etapa de formación profesional y personal.

AGRADECIMIENTO:

Mis más profundos agradecimientos a Ricardo Zucal y David Crovo, mis directores de proyecto, quienes me brindaron orientación y opiniones de criterio a lo largo del desarrollo del trabajo.

ÍNDICE GENERAL:

0. RESUMEN	11
0.1. OBJETIVOS.	11
1. FABRICACIÓN ADITIVA E IMPRESIÓN 3D	14
1.1. TECNOLOGÍAS DE IMPRESIÓN 3D	14
2. HÉLICES PARA EMBARCACIONES.	26
2.1. SERIES SISTEMÁTICAS.	30
3. EMBARCACIÓN SELECCIONADA.	33
4. SELECCIÓN DEL MATERIAL.	36
5. CÁLCULO DE HÉLICE PROPUESTA.	43
5.1. OBTENCIÓN DEL MODELO 3D.	52
5.2. SIMULACIÓN DE LAS PALAS A FLEXIÓN.	55
6. FABRICACIÓN DEL MODELO.	66
5.1. LAMINADO E IMPRESIÓN DEL MODELO.	70
6. ANÁLISIS DE COSTOS	87
7. PROPUESTA DE CONTINUACIÓN	94
8. CONCLUSIONES	98
BIBLIOGRAFÍA	100

ÍNDICE DE IMÁGENES:

Imagen 1: Hélice de velero original - disparador inicial (elaboración propia).	12
Imagen 2: Modelo 3D hélice de velero original (elaboración propia).	13
Imagen 3: Representación de impresión SLA (Créditos: Wikipedia)	14
Imagen 4: Piezas finalizadas en impresora SLA (Créditos: tecnobro 3D service)	15
Imagen 5: Carcasa fabricada por SLA (Créditos: Protolabs)	15
Imagen 6: Modelo prototipo porta filtro de aire fabricado por SLA (Créditos: tth)	16
Imagen 7: Representación de impresora SLS (Créditos: Muhamad Damanhuri, Amir Abdullah & Hariri, Azian & Alkahari, Mohd Rizal & Bin Md Fauadi, Muhammad Hafidz Fazli & Zainal Bakri, Siti. (2019))	16
Imagen 8: Capa sinterizada por SLS (Créditos: facfox3D)	17
Imagen 9: Colector de admisión fabricado por SLS (Créditos: formlabs)	17
Imagen 10: Representación de impresora FDM (Créditos: wikipedia)	18
Imagen 12: Pieza fabricada por FDM (Créditos: MakeitQuick Manufacturing)	19
Imagen 13: Impresora FDM bajo costo (Créditos: ENDER)	21
Imagen 14: Impresora FDM uso profesional (Créditos: CreaBot)	21
Imagen 15: Esquema de materiales utilizados en impresión 3D (Créditos: elaboración propia)	22
Imagen 16: Representación del fenómeno de warping (Créditos: Sebastián Romo)	23
Imagen 17: Distribución de presiones típica en perfil de pala de hélice (Créditos: Spence, Jesse & Fischer, Ray & Bahtiarian, Mike & Boroditsky, Leo & Jones, Nathan & Dempsey, Ron.)	26
Imagen 18: Representación de parámetros de hélice (Créditos: ricepropulsion)	27
Imagen 19: Diámetro de hélice	28
Imagen 20: Paso de hélice (Créditos: Kleber Cervantes)	28
Imagen 21: Tipos de área de paleta definidos (Créditos: HydroComp Technical Report 135)	29
Imagen 22: ACCENT 26 (Créditos: sailboatdata)	33
Imagen 23: Transmisión por línea de eje (Créditos: barcosnews.es)	33
Imagen 24: Dimensiones características de embarcación y esquema lateral ACCENT 26 (Créditos: nauticoformacion.es)	34
Imagen 25: Orientación de las fibras de impresión.	37
Imagen 26: Tensión - deformación orientación 90° (elaboración propia en base a trabajo citado).	38
Imagen 27: Tensión - deformación orientación 90° (elaboración propia en base a trabajo citado).	38
Imagen 28: Tensión - deformación orientación 90° (elaboración propia en base a trabajo citado).	39
Imagen 29: Evolución de la temperatura en ensayo de tracción (elaboración propia en base a trabajo citado).	41
Imagen 30: Hélice propuesta vista lateral (Créditos: elaboración propia)	53

Imagen 31: Hélice propuesta vista superior (Créditos: elaboración propia)	54
Imagen 32: Hélice propuesta vista en perspectiva (Créditos: elaboración propia)	54
Imagen 33: Carga de empuje aplicada a paletas de hélice (Créditos: elaboración propia)	55
Imagen 34: Restricciones aplicadas en hélice (Créditos: elaboración propia)	56
Imagen 35: Modelo mallado (Créditos: elaboración propia)	57
Imagen 36: Resultado FEA, estado tensional (Créditos: elaboración propia)	58
Imagen 37: Resultado FEA, estado tensional (Créditos: elaboración propia)	58
Imagen 38: Resultado FEA, desplazamientos (Créditos: elaboración propia)	59
Imagen 39: Resultado FEA, desplazamientos (Créditos: elaboración propia)	60
Imagen 40: Resultado FEA, desplazamientos (Créditos: elaboración propia)	60
Imagen 41: Segundo modelo hélice (Créditos: elaboración propia)	61
Imagen 42: Resultado FEA, tensiones (Créditos: elaboración propia)	62
Imagen 43: Resultado FEA, desplazamientos (Créditos: elaboración propia)	62
Imagen 44: Resultado FEA, desplazamientos (Créditos: elaboración propia)	63
Imagen 45: Resultado FEA, tensiones (Créditos: elaboración propia)	64
Imagen 46: Resultado FEA, desplazamientos ABS (Créditos: elaboración propia)	64
Imagen 47: Resultado FEA, desplazamientos PETG (Créditos: elaboración propia)	65
Imagen 48: Tipos de relleno en impresión 3D (Créditos: Márton Tamás Biroosz, Dániel Ledenyák, Mátyás Andó,	67
Effect of FDM infill patterns on mechanical properties)	67
Imagen 49: Tiempo de impresión y masa del modelo en función del porcentaje de relleno (Créditos: Márton Tamás Biroosz, Dániel Ledenyák, Mátyás Andó,	67
Effect of FDM infill patterns on mechanical properties)	67
Imagen 50: Resultados de ensayo de flexión para cada tipo de relleno (Créditos: Márton Tamás Biroosz, Dániel Ledenyák, Mátyás Andó,	68
Effect of FDM infill patterns on mechanical properties)	68
Imagen 51: Resumen de ensayos efectuados sobre cada tipo de relleno (Créditos: Márton Tamás Biroosz, Dániel Ledenyák, Mátyás Andó,	69
Effect of FDM infill patterns on mechanical properties)	69
Imagen 52: Modelo a laminar primera orientación (Créditos: elaboración propia)	70
Imagen 53: Modelo laminado primera orientación (Créditos: elaboración propia)	71
Imagen 54: Primera capa de impresión primera orientación (Créditos: elaboración propia)	72
Imagen 55: Modelo a laminar segunda orientación (Créditos: elaboración propia)	73
Imagen 56: Modelo laminado segunda orientación (Créditos: elaboración propia)	73
Imagen 57: Detalle primer modelo fabricado superior (Créditos: elaboración propia)	74
Imagen 58: Detalle primer modelo fabricado lateral (Créditos: elaboración propia)	75
Imagen 59: Detalle laminado sin expansión horizontal (Créditos: elaboración propia)	76
Imagen 60: Detalle laminado con expansión horizontal (Créditos: elaboración propia)	76
Imagen 61: Detalle segundo modelo fabricado superior (Créditos: elaboración propia)	77
Imagen 62: Detalle segundo modelo fabricado lateral (Créditos: elaboración propia)	77

Imagen 63: Impresora Stratasys F170 planta IMA MAISA (Créditos: elaboración propia)	78
Imagen 64: Detalle modelo final fabricado en Stratasys superior (Créditos: elaboración propia)	79
Imagen 65: Detalle modelo final fabricado en Stratasys (Créditos: elaboración propia)	80
Imagen 66: Modelo laminado en PETG (Créditos: elaboración propia)	81
Imagen 67: Laminado previo al ajuste del valor de skin removal width (Créditos: elaboración propia)	82
Imagen 68: Laminado posterior al ajuste del valor de skin removal width (Créditos: elaboración propia)	82
Imagen 69: Detalle modelo final fabricado en PETG (Créditos: elaboración propia)	83
Imagen 70: Detalle modelo final fabricado en PETG (Créditos: elaboración propia)	83
Imagen 71: Detalle modelo final fabricado en PETG (Créditos: elaboración propia)	84
Imagen 72: Detalle modelo final hélice (Créditos: elaboración propia)	85
Imagen 73: Detalle modelo final hélice, núcleo alivianado (Créditos: elaboración propia)	86
Imagen 74: Modelo final laminado (Créditos: elaboración propia)	87
Imagen 75: Pieza impresa en 3D con material reforzado con fibras de carbono (Créditos: 9Tlabs)	95
Imagen 76: Pieza fabricada en Nylon con fibra de carbono (Créditos: fillamentum)	95
Imagen 77: Cuadro de bicicleta fabricado por impresión 3D con adhesión de fibras continuas (Créditos: AREVO)	96
Imagen 78: Proceso de diseño generativo (Créditos: edstechnologies)	97

ÍNDICE DE TABLAS:

Tabla 1: Características generales de impresión 3D FDM (Protolabs)	19
Tabla 2: Características ACCENT 26 (elaboración propia)	34
Tabla 3: Características YANMAR YSB8 (elaboración propia)	35
Tabla 4: Características generales PLA/ ABS/ PETG (elaboración propia)	36
Tabla 5: Propiedades mecánicas en función de la orientación (elaboración propia en base a trabajo citado)	39
Tabla 6: Variación de propiedades mecánicas PLA/ ABS/ PETG (elaboración propia en base a trabajo citado)	40
Tabla 7: Tensión límite PLA/ ABS/ PETG (elaboración propia)	41
Tabla 8: Características generales ABS & PETG (elaboración propia)	42
Tabla 9: Resumen de datos iniciales hélice (elaboración propia)	44
Tabla 10: Desarrollo de serie polinómica para K_t (elaboración propia)	45
Tabla 11: Desarrollo de serie polinómica para K_q (elaboración propia)	46
Tabla 12: Eficiencias calculadas (elaboración propia)	47
Tabla 13: Relación de áreas mínima criterio de Keller (elaboración propia)	48
Tabla 14: Características generales de hélices posibles (elaboración propia)	48
Tabla 15: Cálculo de coeficientes de corrección por Reynolds (elaboración propia)	51
Tabla 16: Resumen de características hélice propuesta (elaboración propia)	51
Tabla 17: Costos fijos y variables (elaboración propia)	91
Tabla 18: Cuadro de fuentes y usos (elaboración propia)	92

0. RESUMEN

En el presente trabajo se evalúa la factibilidad técnico-económica de fabricación de una hélice para un velero de mediano tamaño mediante impresión 3D FDM.

Se lleva adelante un análisis de los materiales utilizados en esta tecnología a escala hogareña/ de sobre mesa (ABS/PLA/PETG) y se selecciona el de mejores propiedades mecánicas para esta aplicación. Luego, se lleva adelante la selección de la hélice propuesta mediante las Series B del canal de Wageningen para un velero ACCENT 26. Se verifica la flexión de las palas mediante FEA con el empuje resultante del cálculo como solicitud. Luego, se fabrican algunos modelos a escala con el objetivo de verificar la factibilidad técnica de fabricación.

Para sacar conclusiones acerca de la factibilidad económica de ingreso al mercado de estas hélices, se propone un proyecto de inversión y se establecen objetivos de producción. Se verifica la rentabilidad del proyecto mediante el valor presente de los flujos de caja resultantes y el tiempo de repago, como método de verificación dinámico y estático respectivamente.

Por último, se proponen líneas de continuación del proyecto o temáticas de interés relacionadas a la manufactura aditiva con objetivo de poder continuar la investigación y el desarrollo de proyectos en esta área.

0.1. OBJETIVOS.

La impresión 3D, como tecnología de manufactura aditiva, se encuentra en constante expansión. De esta manera, se inicia el trabajo con un disparador vinculado a la necesidad de estudio de las capacidades técnicas de fabricación de la impresión 3D FDM y de la evaluación de nichos con potencial desarrollo para esta tecnología de manufactura. La motivación personal viene dada por la familiaridad con esta tecnología y el deseo de encontrar nuevas aplicaciones que no estén siendo aprovechadas.

Se elige, como nicho, la fabricación de hélices de propulsión para embarcaciones. Esto se debe a que se cuenta con una hélice de velero, fabricada en bronce, que falló y que se detectó poca o nula disponibilidad en el mercado nacional, sumado a que los metales como el cobre que componen la aleación se encuentran al alza como commodities, aumentando su valor y por consecuencia el costo de utilizarlos para fundir una hélice. En la ciudad de Mar del Plata no existe ningún fundidor de hélices para embarcaciones pequeñas/medianas y a escala nacional existen aproximadamente dos proveedores artesanales de muy baja productividad. La idea inicial resultó en evaluar la factibilidad de fabricar un reemplazo de la hélice plegable original que falló. Esto debido a la flexibilidad que caracteriza a la manufactura aditiva y las posibilidades que presentaría potencialmente para la fabricación de hélices de similares tamaños pero diferentes características sin problemas. Adecuándose así a todo tipo de embarcaciones de características similares cuyas hélices no son idénticas en cuanto a parámetros que las definen se refiere. Las dimensiones de la hélice en cuestión son 495 mm de diámetro, con las palas abiertas, y una altura de 152 mm, en las mismas condiciones.



Imagen 1: Hélice de velero original - disparador inicial (elaboración propia).

Para esto, se digitaliza el modelo de manera manual en el software SolidWorks debido a no tener acceso a tecnologías de escaneo 3D que logren resultados aceptables. La falta de documentación acerca de métodos de cálculo de este tipo de dispositivos de dos palas plegables o normativa aplicable para la verificación, en conjunto con la falta de antecedentes en la fabricación de hélices con impresión 3D, deviene en la decisión de plantear los objetivos del trabajo alineados a el análisis de factibilidad de fabricación de una hélice genérica (de paso fijo, no plegable) aplicando esta tecnología. Esto, ya que se cuenta con mayor disponibilidad de información y métodos de selección y cálculo para este tipo de propulsores. Se pretende abrir un canal de desarrollo relacionado a la aplicación de la impresión 3D como método de manufactura alternativo a otros más tradicionales. Por otra parte, se desea evaluar el potencial y las características obtenidas en piezas fabricadas en una impresora 3D de bajo costo.

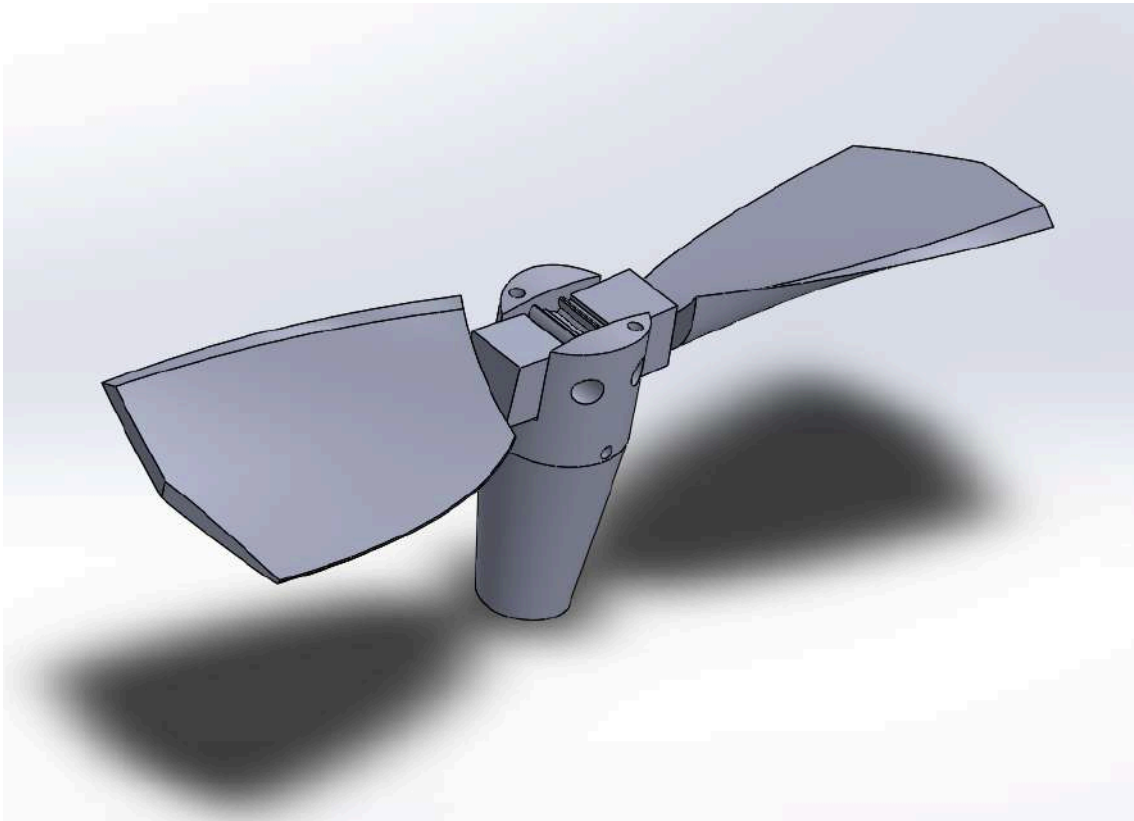


Imagen 2: Modelo 3D hélice de velero original (elaboración propia).

Para llevar adelante este análisis, se plantea como objetivo principal la evaluación de factibilidad técnico-económica de fabricación de una hélice. Como el tamaño y tipos de hélices para embarcaciones/ vehículos acuáticos es muy grande, se elige llevar adelante el análisis para una hélice de propulsión de un velero mediano (mismo tipo de embarcación que generó el disparador) con un motor de pequeña potencia. De esta manera, se busca generar conclusiones acerca de la factibilidad de fabricación de hélices hasta dicho tamaño.

La idea principal, es hacer foco en la factibilidad técnica de las impresoras de bajo costo más difundidas y de menor dificultad de acceso. El tamaño de los modelos y/o prototipos fabricados, así como, los materiales evaluados se eligen de tal modo que puedan fabricarse en una Geetech A10 (impresora 3D FDM china, gama de entrada) con un volumen de impresión de 220x220x260mm.

Para poder cumplir el objetivo del trabajo, se debe llevar adelante el diseño preliminar de una hélice que se utiliza como modelo para verificar la factibilidad de fabricación. De esta manera, como objetivo accesorio se define la obtención de una hélice aplicable al velero seleccionado que permita llevar adelante la conclusiones necesarias para la evaluación de factibilidad técnico-económica de su fabricación.

Para estar en condiciones de llevar adelante decisiones vinculadas al método de fabricación, así como para comprender los distintos tipos de materiales que se utilizan en cada tecnología de fabricación aditiva, se describen dichas tecnologías en el próximo apartado.

1. FABRICACIÓN ADITIVA E IMPRESIÓN 3D

Se conoce como impresión 3D a los procesos de manufactura aditiva más difundidos en la actualidad. La aparición de esta tecnología se remonta a 1987 cuando *3D Systems* lanzó su primera impresora que hacía uso del proceso de *estereolitografía (SLA)*. Recién en la década de los 90-00 surgen las tecnologías de *deposición de material fundido (FDM)* y de *sinterización láser selectiva (SLS)*. Estos procesos de fabricación surgieron como tecnologías de alto costo que se utilizaban para el prototipado rápido en la industria.

1.1. TECNOLOGÍAS DE IMPRESIÓN 3D

Se desarrollan los conceptos básicos de funcionamiento de las tecnologías listadas. Luego, se hace mayor énfasis en la de deposición por material fundido. Esto, porque es la tecnología más difundida a pequeña escala y de la que se hace uso para la fabricación del modelo de hélice propuesto.

1.1.1. Impresión 3D SLA.

Esta tecnología aprovecha el proceso de polimerización de resinas mediante la exposición a rayos ultravioleta. El modelo a fabricar se imprime en pequeñas capas que representan secciones transversales de la pieza final solidificadas mediante la polimerización de la resina de una cuba.

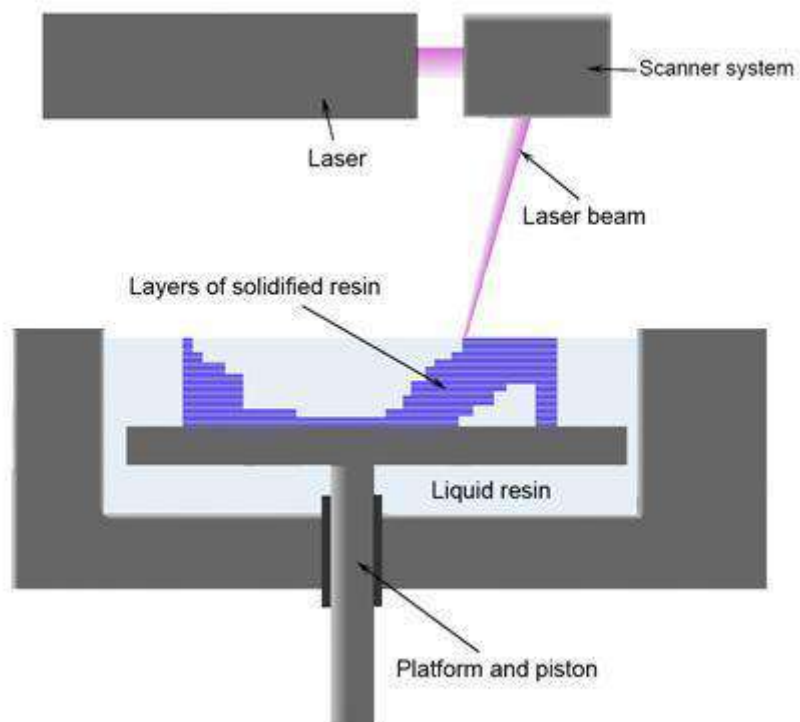


Imagen 3: Representación de impresión SLA (Créditos: Wikipedia)

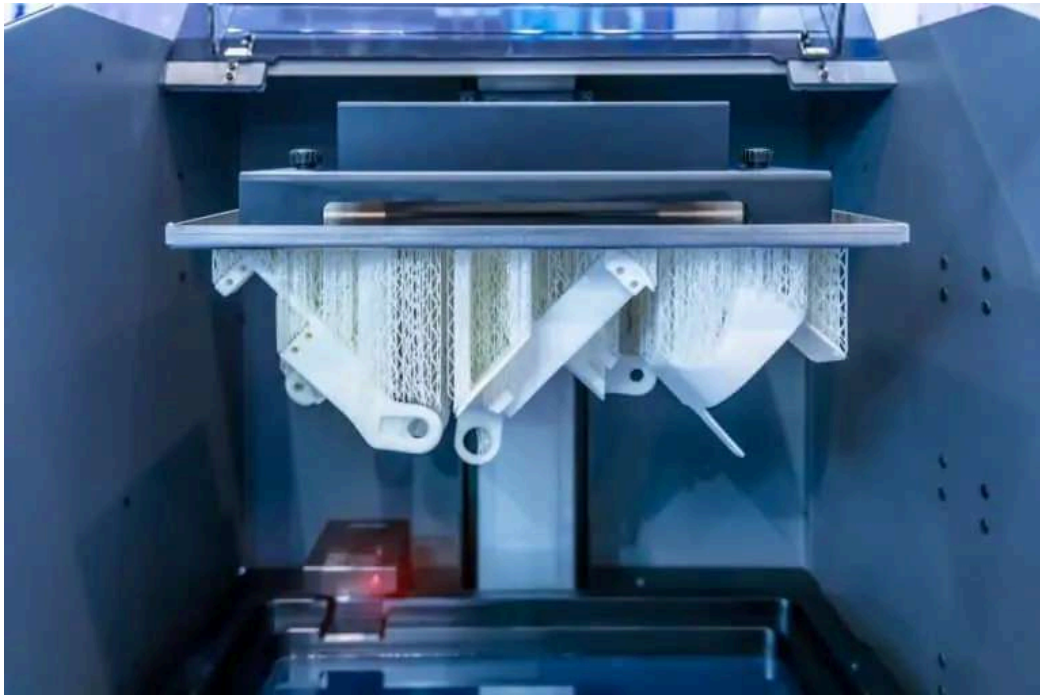


Imagen 4: Piezas finalizadas en impresora SLA (Créditos: tecnobro 3D service)

Una vez curada la capa, la plataforma que soporta el modelo desciende (o sube dependiendo de la orientación de fabricación del equipo en particular) el equivalente a la altura de una de estas capas y una nueva capa es polimerizada sobre la anterior. El rango de aplicación de esta tecnología es muy amplio y pueden fabricarse tanto piezas finales como prototipos o moldes para procesos de fabricación por inyección o de joyería y aplicaciones de reducido tamaño en general. Algunos de los inconvenientes, además de su alto costo, es que las piezas fabricadas mediante esta tecnología continúan curándose con los rayos UV naturales por lo que las piezas se vuelven cada vez más frágiles conforme envejecen. La impresión 3D SLA resulta la primera opción cuando la resolución y el acabado superficial son prioritarios por sobre el costo. A continuación, se muestran algunas aplicaciones de impresión 3D SLA aplicada en la industria, mayormente relacionada a aplicaciones de precisión o en el ámbito médico.

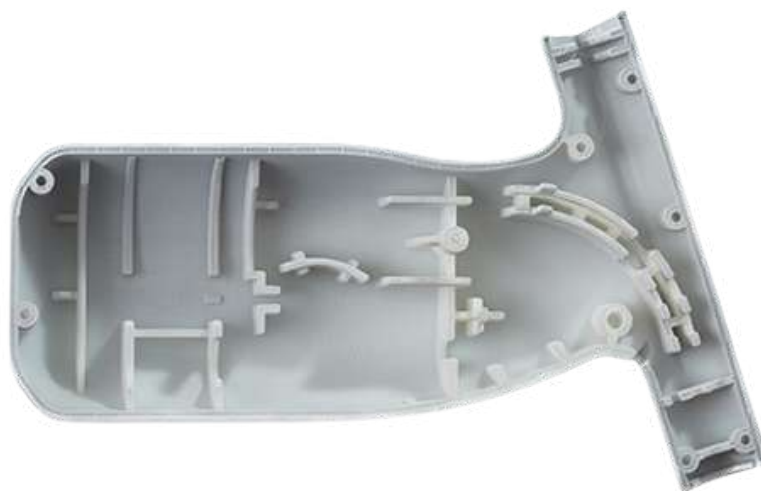


Imagen 5: Carcasa fabricada por SLA (Créditos: Protolabs)



Imagen 6: Modelo prototipo porta filtro de aire fabricado por SLA (Créditos: tth)

1.1.2. Impresión 3D SLS.

La impresión por sinterización láser selectiva, a priori, posee un principio de funcionamiento análogo al SLA. En este caso, se utiliza un láser como fuente de poder y calor para sinterizar una capa de polvo de la cámara en los puntos seleccionados. El depósito de polvo es precalentado a unos grados por debajo del punto de fusión del mismo. Luego, la energía del láser es utilizada para que el material se funda y solidifique en los puntos requeridos por la geometría del modelo.

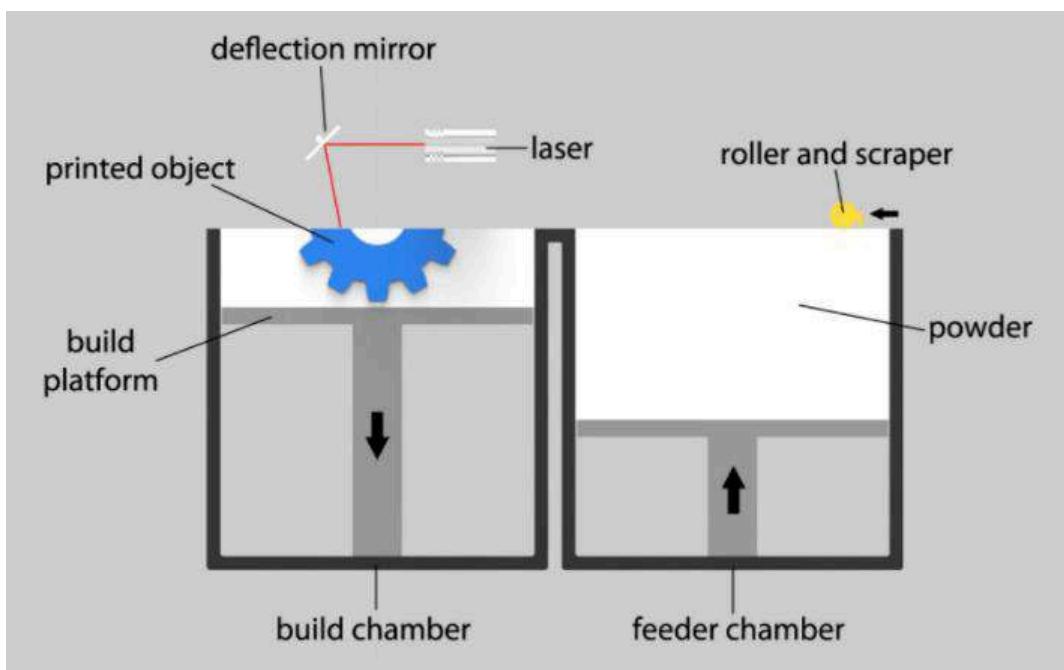


Imagen 7: Representación de impresora SLS (Créditos: Muhamad Damanhuri, Amir Abdullah & Hariri, Azian & Alkahari, Mohd Rizal & Bin Md Fauadi, Muhammad Hafidz Fazli & Zainal Bakri, Siti. (2019))

La capa de polvo a sintetizar es colocada por un rodillo que la transfiere directamente de la cámara de alimentación donde es almacenado.

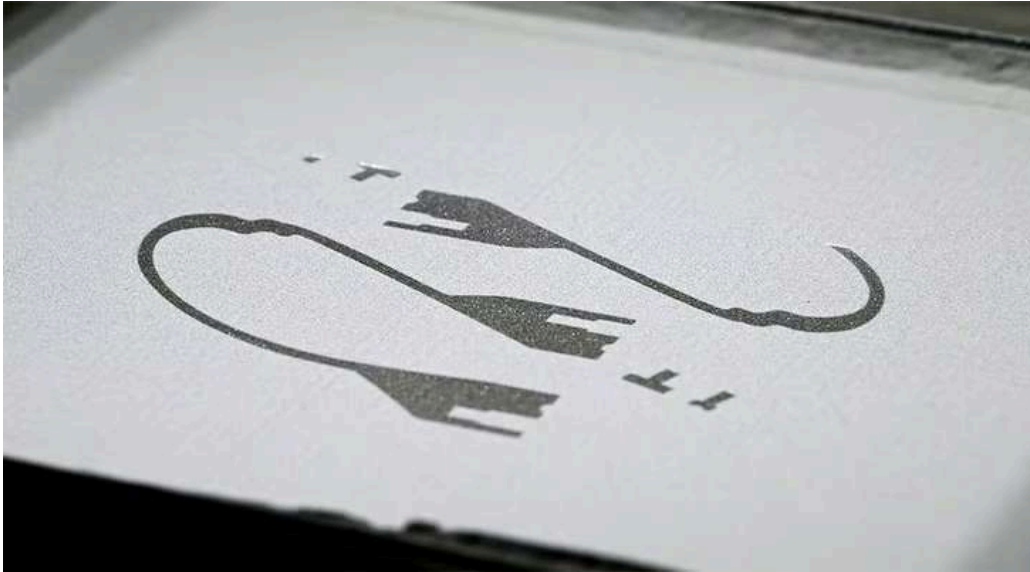


Imagen 8: Capa sinterizada por SLS (Créditos: facfox3D)

Este proceso de fabricación es capaz de solidificar una amplia variedad de polvos. Los materiales que pueden utilizarse van desde polímeros como el nylon, polímeros con adhesión de fibras, y metales como el titanio. Su amplia flexibilidad solo se ve contrastada por sus costos de utilización, aún algo altos, y por la porosidad superficial de las piezas fabricadas. Aunque existen tratamientos posteriores que permiten mejorar la terminación. Esta tecnología es la más utilizada para la fabricación de piezas con funcionalidad mecánica en industrias como la automovilística, aeroespacial, etc. A continuación, se muestra una imagen ilustrativa de un colector de admisión automotriz fabricado con esta tecnología:



Imagen 9: Colector de admisión fabricado por SLS (Créditos: formlabs)

1.1.2. Impresión 3D FDM.

La impresión 3D por deposición de material fundido es la tecnología, en general, más difundida, tanto a escala industrial como hobbista.

Este proceso de fabricación, también materializa el modelo final mediante la generación de sucesivas capas transversales al mismo. Para esto, se deposita material fundido por un cabezal que es controlado, en su trayectoria, con control numérico. Se utilizan polímeros termoplásticos que se almacenan, generalmente, en rollos. Es la tecnología de menor costo de acceso en la actualidad y se utiliza tanto para la generación de prototipos rápidos como la producción en pequeña escala. La constante disminución de los costos permite que los lotes económicos de producción con esta tecnología aumenten en cantidad. Apareciendo en la actualidad sectores de la industria que producen series completas de productos, o partes, mediante esta tecnología de fabricación aditiva.

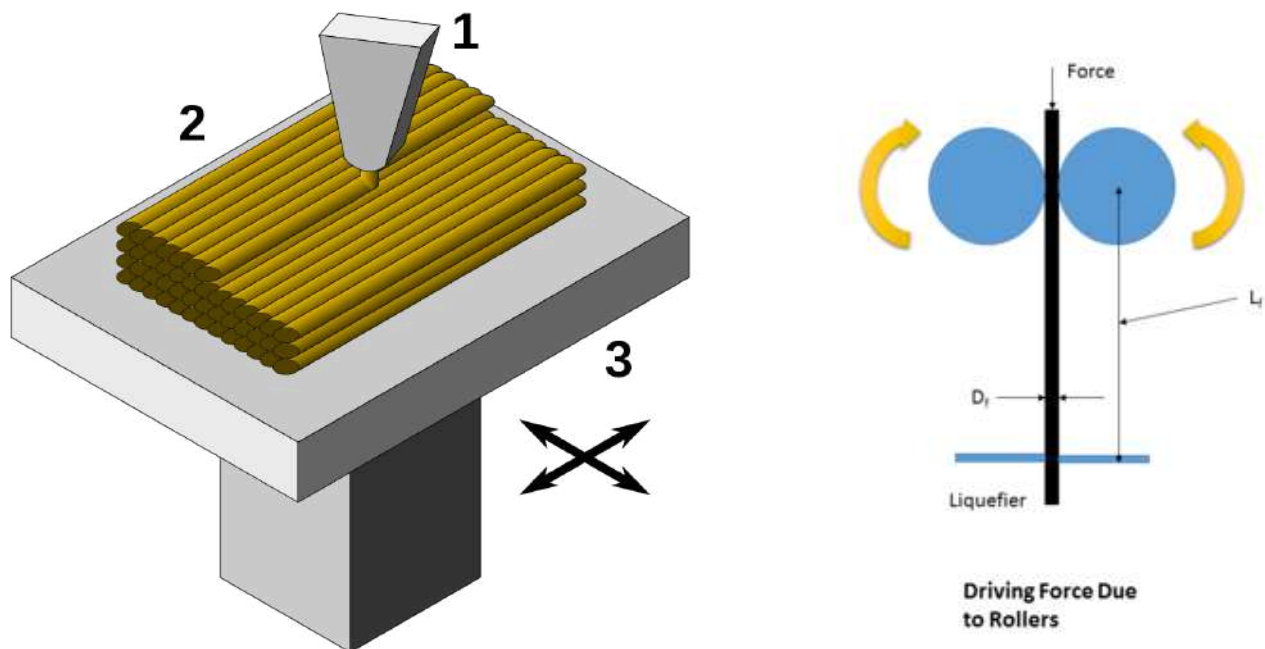


Imagen 10: Representación de impresora FDM (Créditos: wikipedia)

En el proceso de extrusión, un filamento termoplástico se introduce por presión mecánica de rodillos en un fusor (*liquefier* en la imagen anterior), donde se funde y se extruye. La geometría del fusor, el método de calentamiento y el comportamiento del flujo fundido son críticos. Los rodillos son el único mecanismo de propulsión, generando tensiones de tracción y compresión en el filamento. La fuerza compresiva impulsa la extrusión, superando la caída de presión en el sistema, dependiente de las propiedades viscosas del material y la geometría del arreglo. La temperatura de fusión debe ser controlada, así se regula mediante resistencias eléctricas, ajustando continuamente la potencia según la diferencia de temperatura sensada, estableciendo un control de temperatura de lazo cerrado tipo PID.

El proceso de impresión 3D FDM genera una unión mecánica entre las capas que conforman el modelo, fundiendo una capa sobre la anterior ya solidificada.

FDM	
Materials	Thermoplastics (PLA, ABS, PETG, PC, PEI etc)
Dimensional Accuracy	$\pm 0.5\%$ (lower limit ± 0.5 mm) - desktop $\pm 0.15\%$ (lower limit ± 0.2 mm) - industrial
Typical Build Size	200 × 200 × 200 mm - desktop 900 × 600 × 900 mm - industrial
Common layer thickness	50 to 400 microns
Support	Not always required (dissolvable available)

Tabla 1: Características generales de impresión 3D FDM (Protolabs)

Esta tecnología es la de menor costo por lo que sus aplicaciones son las más heterogéneas. Es utilizada para la fabricación de decoraciones en diseños arquitectónicos o de interiores, para prototipos de ingeniería y para piezas finales con propiedades específicas. A continuación, se muestra una pieza final que actúa como soporte en un ensamble fabricada con esta tecnología:



Imagen 12: Pieza fabricada por FDM (Créditos: MakeitQuick Manufacturing)

Debido a que la tecnología evaluada en el trabajo es la impresión 3D FDM, es necesario desarrollar acerca de los materiales utilizados. En la siguiente sección, se explican los materiales utilizados y su aplicación en función del tipo de equipo utilizado.

1.1.2.1. Materiales de impresión 3D FDM.

Debido a que los modelos son generados a partir de sucesivas capas de filamento fundido, las características termoplásticas del material utilizado son de vital importancia. Esto, porque definen la capacidad del material para crear adherencia entre una capa de material en estado semilíquido y la anterior ya solidificada. De esta manera, no solo la composición del material influye en las propiedades finales del modelo sino que también lo hacen diversos parámetros de impresión como son: la temperatura de impresión, la altura de capa, el ancho de línea y la orientación del material, entre otros.

Existe una gran diversidad de materiales desarrollados para esta tecnología de impresión 3D. Los polímeros utilizados se pueden dividir en dos grupos, los polímeros puros y los polímeros compuestos. La diferencia radica en que las propiedades mecánicas alcanzadas con los polímeros puros, en ciertas ocasiones no cumplen con las necesidades. Así, sus propiedades son mejoradas de diversas maneras. En algunos casos, mediante aditivos en la formulación del polímero y en otras, utilizando el polímero como matriz donde se añaden, por ejemplo, nanotubos de carbono que actúan como refuerzos en el material incrementando sus propiedades mecánicas.

En general, se puede distinguir entre dos grandes grupos de materiales. Por un lado los materiales de fácil impresión, con un punto de fusión relativamente bajo y propiedades mecánicas bajas y por otro, los materiales de ingeniería o de alta performance. En general los primeros son utilizados en impresoras de tipo sobremesa mientras que los segundos en impresoras del tipo industrial, donde se tiene un mayor control sobre el proceso de impresión.

Las impresoras de sobremesa de bajo costo y fácil acceso suelen ser abiertas, soportar una temperatura máxima de impresión en torno a los 250°C y solo controlar la temperatura de la plataforma de impresión y del fusor. Por otro lado, las máquinas industriales tienen mucho mayor control sobre el proceso. Estas suelen ser cerradas con el objetivo de evitar cualquier interferencia de la atmósfera ambiente sobre el proceso de impresión, su fusor puede alcanzar hasta los 450°C y pueden controlar la temperatura de la cámara de impresión para materiales que así lo necesiten.



Imagen 13: Impresora FDM bajo costo (Créditos: ENDER)



Imagen 14: Impresora FDM uso profesional (Créditos: CreaBot)

Los materiales más difundidos dentro de la manufactura aditiva por FDM pueden dividirse en tres grupos.



Imagen 15: Esquema de materiales utilizados en impresión 3D (Créditos: elaboración propia)

Por un lado los materiales de alta performance, que destacan por sus excelentes propiedades mecánicas y/o térmicas pero resultan los más costosos tanto económicamente como técnicamente para imprimirlos. Entre estos se pueden destacar:

- PEEK:

Es un polímero semi-cristalino perteneciente a la familia de *polyketone* y es considerado el mejor polímero termoplástico con resistencia a altas temperaturas. Posee una excelente relación resistencia mecánica - peso. Las características que lo hacen tan atractivo para aplicaciones de alta performance además de su buen ratio resistencia/peso son su elevada resistencia a la temperatura conservando propiedades mecánicas hasta los 260°C, resistencia a líquidos y gases corrosivos, biocompatible y esterilizable.

Dicha conjunción de propiedades lo convierten en un material muy utilizado en industrias como la aeroespacial o la médica.

Este material debe imprimirse a 400°C, en una cámara a 120°C y una cama caliente a 230°C aproximadamente. Es un material muy susceptible al fenómeno de *warping* que no es más que el efecto de un enfriamiento/solidificación del material mal controlado induciendo tensiones entre capas sucesivas de la pieza que generan deformaciones en la misma usualmente manifestadas como bordes que se deforman y despegan de la plataforma de impresión.

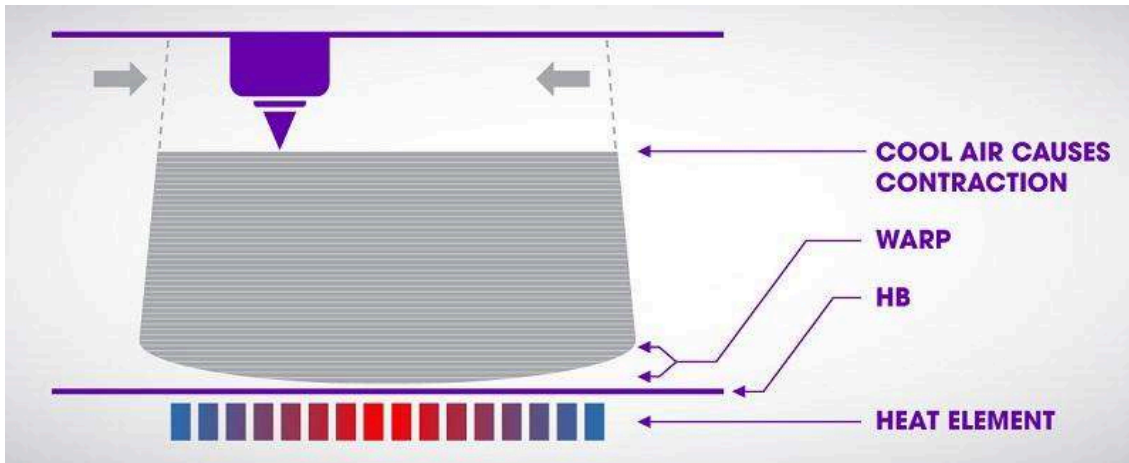


Imagen 16: Representación del fenómeno de warping (Créditos: Sebastián Romo)

- PEI:

También conocido por su nombre comercial como Ultem, este polímero amorfo es caracterizado por su elevada resistencia a la temperatura manteniendo las propiedades mecánicas hasta los 170°C y por su elevada resistencia a agentes abrasivos. Si bien las propiedades mecánicas son inferiores a las del PEEK, su costo es aproximadamente un 60% menor. Esto lo convierte en una alternativa de alta performance por un costo más accesible.

Este material debe imprimirse a 360°C, con una cámara de impresión entre 80°C y 100°C y con una plataforma de impresión en torno a los 150°C, dependiendo del fabricante. Este material también es susceptible al warping, como la mayoría de polímeros que se imprimen a una temperatura media/alta.

Las aplicaciones industriales también están relacionadas a la industria aeroespacial y automotriz. Solo existe una variante de este material que es biocompatible y puede utilizarse en la industria médica.

Dentro de los denominados materiales de ingeniería se encuentran aquellos que poseen características específicas que los hacen excelentes para aplicaciones específicas dentro de la industria o el diseño. Estos suelen ser menos costosos que los materiales de alta performance pero más costosos económica y técnicamente que los de uso hobbista. Se detallan algunos de los materiales de ingeniería más utilizados en la actualidad.

- ASA:

Este material posee propiedades comparables al ABS. Posee una buena resistencia al impacto pero supera al ABS en su resistencia a la degradación por rayos UV. Otra característica, que hace que en el campo de la ingeniería reemplace en muchas ocasiones al ABS es que su coeficiente de contracción térmica es considerablemente menor por lo que es menos propenso al warping.

Se debe imprimir a una temperatura de 250°C con una plataforma de impresión en torno a los 100°C. No es excluyente contar con una cámara de impresión calefaccionada, pero varios fabricantes la recomiendan.

- NYLON:

Las poliamidas (Nylon) están disponibles en diferentes grados como pueden ser PA6 o PA12. Si bien cuentan con diferencias en sus propiedades mecánicas, en general son utilizadas por las características que tienen en común. Son caracterizadas por su flexibilidad y resistencia al desgaste. Por esto es que se utilizan en general para la fabricación de componentes que deben resistir fricción y deformación.

Las poliamidas se imprimen en torno a los 260°C, con una plataforma de impresión a 110°C y una cámara calefaccionada para reducir los efectos de warping que limitan su impresión en impresoras abiertas.

- PC:

El policarbonato, es naturalmente transparente por lo que encuentra buena parte de sus aplicaciones en torno a aplicaciones en iluminación u óptica. Es un material que, según algunas fuentes, es considerado de alta performance. Puede ser coloreado en su proceso de fabricación y las características por las que destaca son su dureza y resistencia a la temperatura.

Debe ser impreso a 280°C, con una plataforma de impresión a 100°C. Su impresión es factible en impresoras sin cámara calefaccionada.

- PETG:

Es un derivado del PET. Si bien tiene características de resistencia mecánica algo inferiores a las del ABS, su facilidad de impresión debido a su excelente adherencia entre capas, su poca susceptibilidad al warping y su mayor resistencia a los rayos UV hacen que en la actualidad sea elegido por sobre él para la fabricación de modelos y otras aplicaciones industriales.

Su impresión es factible en casi cualquier impresora, incluso de sobremesa, a una temperatura de 235°C y una plataforma de impresión a 75°C.

Por último, los materiales estándar más utilizados en la impresión 3D son el PLA y el ABS. Aunque en la actualidad, debido a su facilidad de impresión y accesibilidad, el PETG puede considerarse dentro de este grupo. Estos materiales son los más difundidos debido a su relativa facilidad de impresión y la factibilidad de utilización en máquinas de sobremesa. Un análisis entre los materiales estándar incluyendo al PETG se lleva adelante en la sección de selección de material donde se busca definir la mejor alternativa desde el punto de vista de propiedades mecánicas para, luego, verificar la resistencia de la hélice.

2. HÉLICES PARA EMBARCACIONES.

El elemento encargado de transformar la potencia rotativa del motor en un empuje para la embarcación es la hélice. Se encuentra formada por una serie de dispositivos que se denominan palas o álabes, dispuestos de forma concéntrica sobre un eje y que giran alrededor de éste en un mismo plano. Gracias a sus álabes pueden transmitir su energía cinética, creada al girarlos, a un fluido de manera que se crea una fuerza de reacción que impulsa la embarcación.

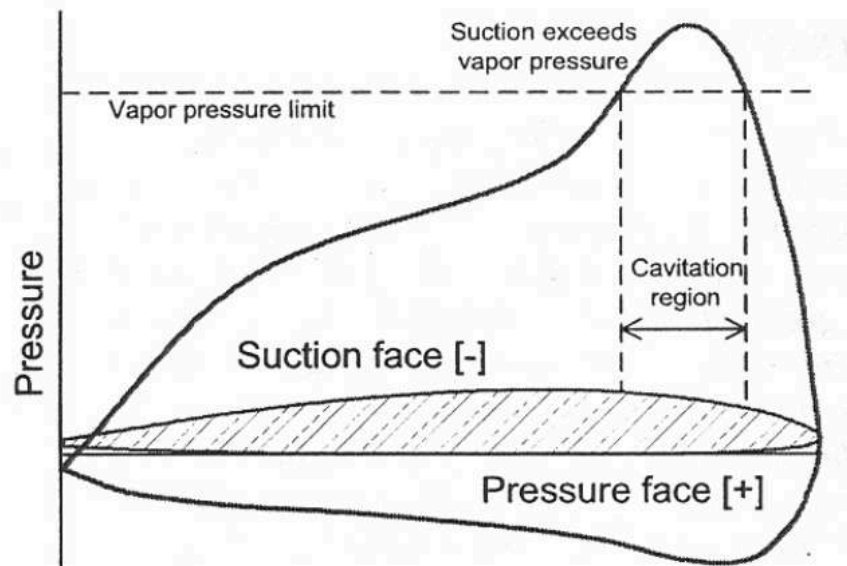


Imagen 17: Distribución de presiones típica en perfil de pala de hélice (Créditos: Spence, Jesse & Fischer, Ray & Bahtiarian, Mike & Boroditsky, Leo & Jones, Nathan & Dempsey, Ron.)

El empuje generado por la hélice es logrado gracias a la diferencia de presión entre la cara activa (mayor presión) y la cara pasiva (menor presión) de las palas como se vé en la imagen anterior donde se muestra un ejemplo de distribución de presiones en ambas caras. Esta diferencia de presión depende del perfil de la paleta, su sección y su ángulo de ataque al fluido y puede ocasionar cavitación cuando la presión en la cara pasiva queda por debajo de la presión de vapor en determinadas condiciones. De esta manera, cada paleta produce un empuje en la dirección del avance de la embarcación gracias a la rotación del conjunto.

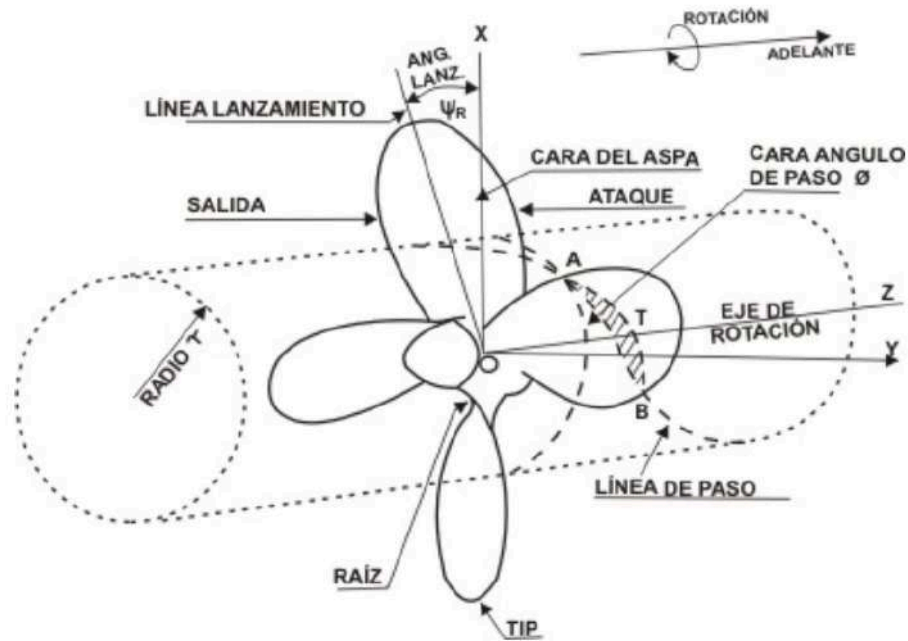


Imagen 18: Representación de parámetros de hélice (Créditos: ricepropulsion)

Los elementos que componen a la hélice se listan a continuación:

- **NÚCLEO:**

Es el cuerpo central donde convergen las paletas y donde la hélice se vincula con el eje motor del conjunto.

- **CAPACETE:**

Cuerpo de naturaleza cónica que actúa como tapa bloqueando la cavidad central del núcleo donde se aloja el eje.

- **PALA:**

Elementos que se disponen de manera radial y salientes al núcleo. Son las encargadas de generar la fuerza de empuje induciendo una diferencia de presión en sus caras mediante el giro del conjunto.

Para poder caracterizar una hélice, es necesario definir, al menos, los siguientes conceptos:

- **SENTIDO DE GIRO:**

Las hélices pueden ser dextrógiras si giran a derechas o levógiras si giran a izquierda vistas desde popa a proa.

- **DIÁMETRO (Diameter):**

Se refiere al diámetro de la circunferencia circunscrita a los puntos extremos de las palas.

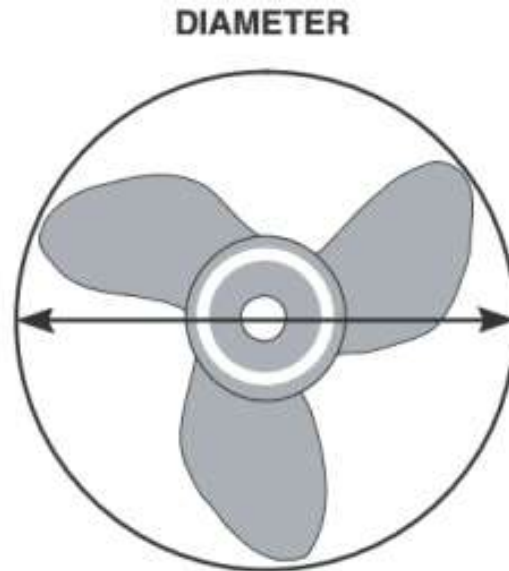


Imagen 19: Diámetro de hélice

- **AVANCE (Pitch):**

Distancia medida entre un punto de la hélice y el mismo al girar la hélice una revolución avanzando en un medio sin resbalamiento (cómo si se tratase de un tornillo).

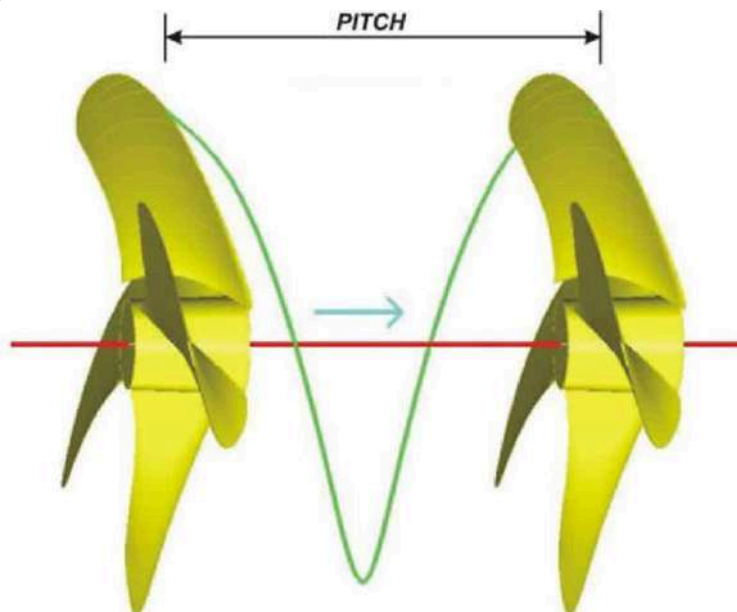


Imagen 20: Paso de hélice (Créditos: Kleber Cervantes)

- **NÚMERO DE PALAS** (*Blade number*):

Establece el número de palas de la hélice, depende de un gran número de variables, como puede ser velocidad objetivo, resistencia mecánica, vibraciones, etc. Puede resultar de una decisión de compromiso en el proceso de diseño del sistema de propulsión.

- **ÁREA DE PALA** (*Blade area*):

El área de las palas, está principalmente limitado por la cavitación. Este parámetro es crucial ya que la superficie de la pala es la que transfiere el empuje generado a la embarcación con las consecuentes solicitaciones mecánicas que esto implica. La necesidad de balancear el empuje generado principalmente por el perfil de la sección de la pala y las solicitaciones asociadas hacen que los diseñadores se mantengan dentro de los diseños estandarizados por series sistemáticas que aseguran el funcionamiento y el ensayo de los propulsores.

Se puede distinguir entre área proyectada (sobre el plano perpendicular al eje de giro de la hélice), área desarrollada (el área proyectada si se rota la pala sobre sí misma llevándola a avance o pitch cero) y área expandida (área proyectada si al área desarrollada se la desenvuelve haciendo las cuerdas de cada sección planas). Esto se representa en la siguiente imagen:

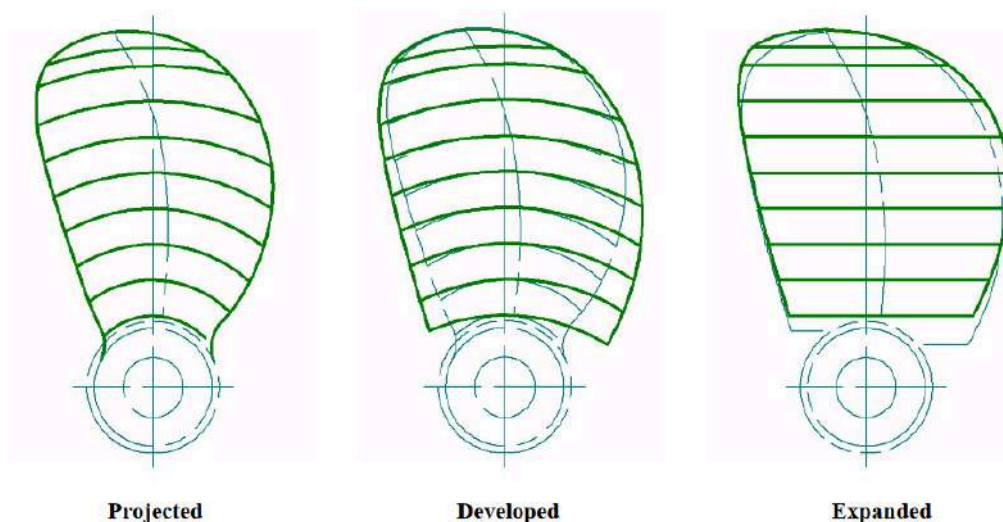


Imagen 21: Tipos de área de paleta definidos (Créditos: HydroComp Technical Report 135)

Un método ampliamente utilizado para el diseño preliminar de hélices para aguas abiertas, es la utilización de las conocidas “Series sistemáticas”, si bien son métodos algo antiguos, comparados a herramientas de cálculo computacional actuales, siguen teniendo aplicaciones en la actualidad por lo que se seleccionan como el método para el cálculo/ selección de la hélice evaluada.

A continuación, se desarrolla acerca de las series sistemáticas y la seleccionada para el cálculo.

2.1. SERIES SISTEMÁTICAS.

Las series sistemáticas de propulsores son conjuntos de hélices de una forma específica o cuya forma responde a ciertos parámetros que se varían sistemáticamente para que su rendimiento y comportamiento sea adecuado. De esta manera, se dispone de los resultados de los ensayos de propulsores específicos y de sus parámetros geométricos.

El procedimiento de creación de las series sistemáticas puede resumirse en los siguientes pasos:

1. Diseño de una hélice patrón a partir de teoría de fluidos, contorno y perfiles fluidodinámicos, etc.
2. Se varían sistemáticamente los parámetros geométricos tomando como referencia los del modelo original.
3. Se fabrican propulsores diferentes que corresponden a elementos de la serie sistemática y se ensayan bajo determinadas condiciones.
4. Se presentan los resultados de eficiencia, coeficientes característicos y se presentan de manera que puedan utilizarse para la aplicación en proyectos de diseño.

Existen diversas series sistemáticas que tienen aplicaciones específicas o que fueron realizadas por diferentes institutos de investigación, instituciones de clasificación naval, etc. Entre ellas se encuentran:

- Series MAU de Japón.
- Series de Gwan.
- Series del Canal de Wageningen.

Una de las más utilizadas son las Series B del Canal de Wageningen y son las que se utilizan a lo largo del trabajo.

2.1.1. Serie sistemática del canal de Wageningen.

También conocida como serie de Troost, fue presentada por él en una serie de papers a finales de la década de 1940. Luego, fue desarrollada por el Maritime Research Institute of Netherlands (MARIN) en la ciudad de Wageningen. Es la serie de propulsores más ampliamente utilizada para el diseño de hélices de paso fijo no entubadas.

Esta serie abarca una gran variedad de hélices con un número de palas entre 2 y 7, relaciones de área entre 0.3 y 1.5 y con relaciones de paso/diámetro (P/D) de 0.6 a 1.4 por lo que incluye un gran abanico de posibles diseños. Los resultados experimentales se encuentran plasmados en los diagramas de coeficiente de empuje (Kt) y de coeficiente de torque (Kq) en función del coeficiente de avance (J). Estos, son únicos para cada número de palas y relación de áreas posible.

Debido a ciertos errores incluidos y con el objetivo de obtener el desarrollo analítico de las curvas representadas, en 1993 se desarrollaron las expresiones polinómicas de los diagramas. Esto facilita el cálculo de los parámetros geométricos de las hélices y reduce los errores por lectura de los gráficos. De esta manera la expresión de ambos coeficientes resulta:

$$K_T = \sum_{s,t,u,v} C_{s,t,u,v}^T (J)^S (P/D)^t (A_E/A_O)^u (Z)^v$$

$$K_Q = \sum_{s,t,u,v} C_{s,t,u,v}^Q (J)^S (P/D)^t (A_E/A_O)^u (Z)^v$$

Siendo C_n una serie de coeficientes tabulados. Estos coeficientes fueron calculados con referencia a un número de Reynolds de 2×10^6 . Para poder abarcar diseños que trabajen en otros valores, se desarrollaron correcciones a ambos coeficientes. Los coeficientes corregidos quedan expresados de la siguiente manera:

$$\begin{Bmatrix} K_T(R_n) \\ K_Q(R_n) \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} K_T(R_n = 2 \times 10^6) \\ K_Q(R_n = 2 \times 10^6) \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} \Delta K_T(R_n) \\ \Delta K_Q(R_n) \end{Bmatrix}$$

En base a estos coeficientes, se calcula luego la eficiencia resultante de la hélice. El procedimiento de diseño se desarrolla en el apartado de cálculo de la hélice propuesta. Para ello, se utilizan una serie de símbolos asociados a variables o características que se detallan a continuación:

- A_E : Área expandida de la hélice en m^2
- A_O : Área del disco que define la hélice en m^2
- $C_{0.75R}$: Longitud de la cuerda a 75% del radio total en m
- D : Diámetro de la hélice en m
- DHP : Potencia al eje de la hélice
- J : Coeficiente de avance
- K_Q : Coeficiente de torque
- K_T : Coeficiente de empuje
- n : Velocidad angular de la hélice en rps
- P : Avance de la hélice en m
- P_S : Potencia en el eje por hélice en kW
- P_o : Presión estática en el centro de la hélice en Pa
- P_v : Presión de vapor en Pa
- R_n : Número de Reynolds
- S_c : Esfuerzo admisible del material en MPa

- T : Empuje en N
- THP : Potencia aprovechada por la hélice
- t : Espesor máximo de la sección de la hélice en m
- V_A : Velocidad de avance en m/s
- ΔK_Q : Corrección del coeficiente de torque
- ΔK_T : Corrección de coeficiente de empuje
- η : Eficiencia de la hélice
- ρ : Densidad del agua en kg/m^3
- ν : Viscosidad cinemática del agua en m^2/s
- Z : Número de palas

3. EMBARCACIÓN SELECCIONADA.

Las embarcaciones a vela o veleros suelen, en su mayoría, contar con un sistema de propulsión del tipo mecánico o eléctrico de respaldo. Este, entra en juego cuando no están dadas las condiciones climáticas para navegar a vela o para realizar maniobras específicas con la embarcación.

Es preciso contar con una embarcación de la cual se conozcan todos sus parámetros para poder llevar adelante el diseño de la hélice. La embarcación seleccionada es un velero ACCENT 26 de mediano tamaño cuyo sistema de propulsión es la tradicional línea de eje con su hélice emplazada debajo del casco de la embarcación y no detrás del mismo.



Imagen 22: ACCENT 26 (Créditos: sailboatdata)

Este sistema de propulsión se trata de un eje que une directamente el motor con la hélice propulsora. Es uno de los sistemas de propulsión más antiguos y sencillos. El eje de rotación del conjunto propulsor no es horizontal por lo que resulta menos eficiente que alternativas más modernas.

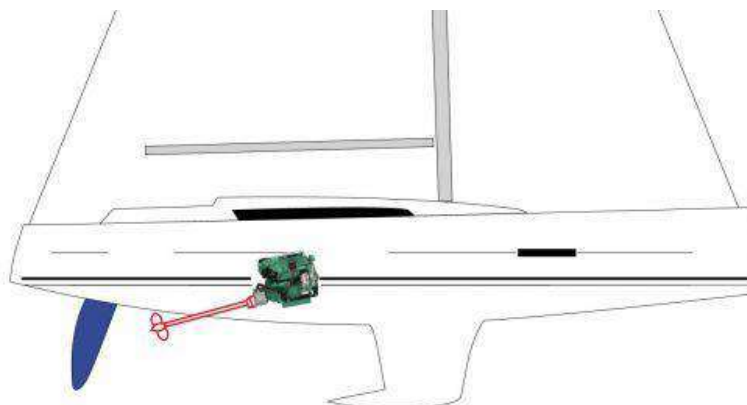


Imagen 23: Transmisión por línea de eje (Créditos: barcosnews.es)

En el siguiente diagrama se expresa la nomenclatura de diseño y caracterización de embarcaciones que se utiliza en el cálculo de la hélice.

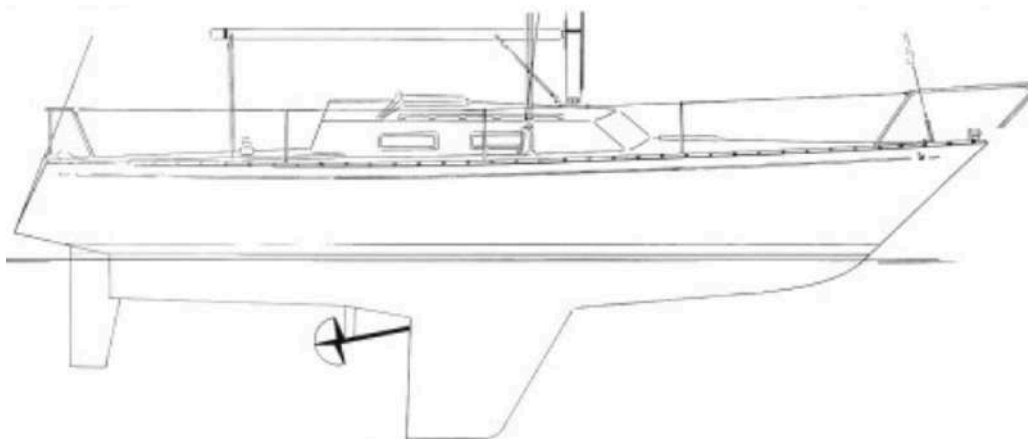
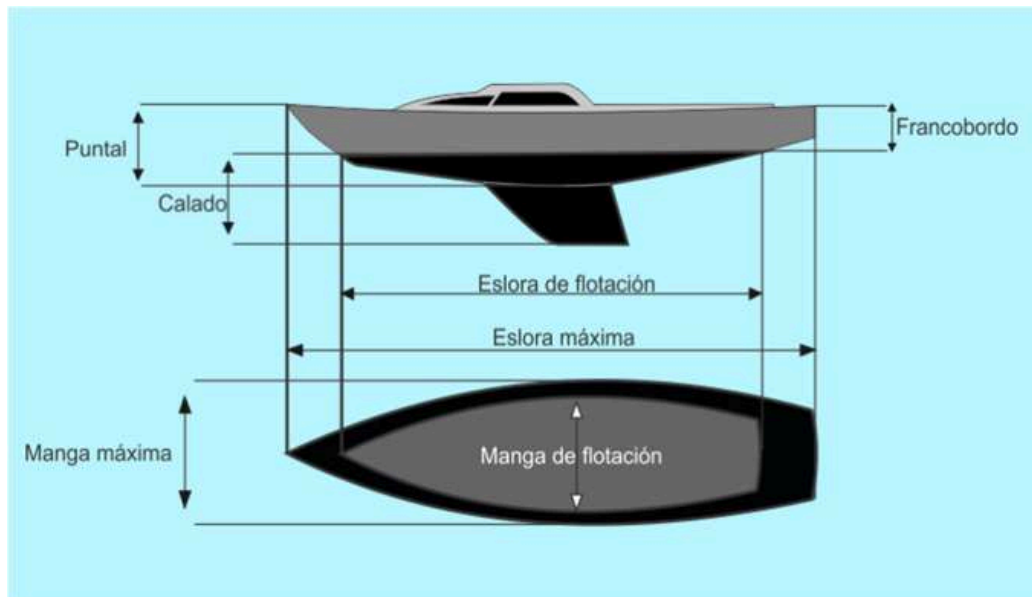


Imagen 24: Dimensiones características de embarcación y esquema lateral ACCENT 26 (Créditos: nauticoformacion.es)

Luego, se detallan los datos característicos por ficha técnica del ACCENT 26 en la siguiente tabla.

Tipo	Fibra
Modelo	ACCENT 26
Δ Desplazamiento	2500 kg
Eslora	8,05 m
L Eslora de flotación	6,25 m
B Manga	2,77 m
T Calado	1,54 m
Clasificación	Quarter Ton Class

Tabla 2: Características ACCENT 26 (elaboración propia)

Luego, es importante conocer también los datos característicos del motor que equipa la embarcación. Por ficha técnica, se obtienen los siguientes datos:

Marca	Yanmar
Modelo	YSB8
Combustible	Diesel
Tipo	A borda
Potencia	6 HP (nom)
Transmisión	0,66 Reducción
Hélices	Fija

Tabla 3: Características YANMAR YSB8 (elaboración propia)

4. SELECCIÓN DEL MATERIAL.

Se lleva adelante un análisis breve y detalle de las propiedades mecánicas de los tres materiales estándar más utilizados en impresoras de bajo costo (ABS/PLA/PETG). Esto debido a que una de las limitaciones técnicas del trabajo es la utilización de una impresora 3D abierta de sobremesa y no un equipo de impresión 3D industrial, inicialmente. Luego, teniendo en cuenta las propiedades mecánicas, la disponibilidad del material, la factibilidad de impresión y el costo del mismo se elegirá el, o los materiales con mejores características para verificar el diseño de la hélice propuesta.

En general, el PLA es utilizado ampliamente para la fabricación de prototipos y modelos que no son sometidos a cargas o sollicitaciones mecánicas. Si bien es el material más utilizado en la impresión 3D FDM, por su facilidad de impresión, post procesado y costo, es un material con muy baja resistencia a la temperatura (35°C), al impacto y con una elevada rigidez. Es en los casos donde la resistencia al impacto, y propiedades mecánicas más equilibradas son objetivo, donde el ABS y PETG toman lugar. El ABS es el material con mayor resistencia a la temperatura de los tres (100°C), posee una buena resistencia al impacto y durabilidad. Fue el material más utilizado para aplicaciones donde fuera importante la resistencia mecánica y la resistencia a la temperatura hasta que el PETG comenzó a ganar lugar gracias a su disminución de costos y mayor disponibilidad. El ABS es el más difícil de imprimir de los tres materiales que se comparan en este apartado, no tanto por los parámetros de impresión necesarios, sino por su elevado coeficiente de contracción térmica y débil adherencia intercapa que genera una mayor tendencia a presentar los fenómenos de warping o cracking. Por parte del PETG, tiene considerable resistencia a la temperatura (80°C), y es similar en cuanto a resistencia mecánica al ABS, aunque es más flexible. El PETG tiene mucho mejor adherencia entre capas y buena resistencia a factores ambientales como rayos UV. Por ello, es utilizado por sobre el ABS muchas veces cuando la resistencia a la temperatura no es una limitante excluyente.

En la siguiente tabla se muestran los parámetros de impresión recomendados para cada uno de los materiales:

	PLA	ABS	PETG
Temperatura fusor [°C]	200	260	240
Temperatura plataforma [°C]	40	90	60
Velocidad de impresión [mm/s]	60	60	60
Costo por kg [USD]	20	22	20

Tabla 4: Características generales PLA/ ABS/ PETG (elaboración propia)

Las temperaturas de impresión necesarias para los tres materiales son alcanzables por cualquier impresora de bajo costo, aunque los 260°C de fusor recomendados para el ABS pueden resultar en los límites de trabajo de las mismas propiciando o acelerando la degradación de algunos componentes del hotend. En el caso de la Geeetech utilizada, esto no resulta un problema ya que la misma es modificada con un hotend tipo E3D v6 *all metal* capaz de soportar hasta 300°C. De todas maneras, es posible imprimir ABS a temperaturas de hasta 20°C menos a las recomendadas en función del fabricante del filamento. Respecto al costo, algunas fuentes internacionales indican al PETG con un

costo promedio por kilo aún superior a sus dos contrincantes, pero tomando como referencia el mercado local argentino, el ABS resulta el de mayor costo.

Las propiedades mecánicas de una pieza fabricada mediante impresión 3D FDM resultan anisotrópicas. Es decir, que no poseen las mismas propiedades mecánicas en todas las direcciones. De esta manera, diversos estudios han caracterizado y medido las propiedades mecánicas de los materiales mediante ensayos de tracción normalizados con probetas donde el ángulo de las líneas de filamento toman valores diferentes. El estudio en el que se basa el análisis (*D'Andrea, Danilo & Risitano, Giacomo & Raffaele, Marcello & Cucinotta, Filippo & Santonocito, Dario. (2022). Damage assessment of different FDM-processed materials adopting Infrared Thermography. Frattura ed Integrita Strutturale. 16. 75-90. 10.3221/IGF-ESIS.62.06.*) consiste en el ensayo de tracción de probetas estándar tipo 1 ASTM D638 de los tres materiales bajo análisis y las tres orientaciones de impresión que se muestran en la imagen, siendo:

- 0°: Las líneas de filamento son perpendiculares a la dirección de aplicación de la carga de tracción.
- 90°: Las líneas de filamento comparten dirección con la carga de tracción aplicada.

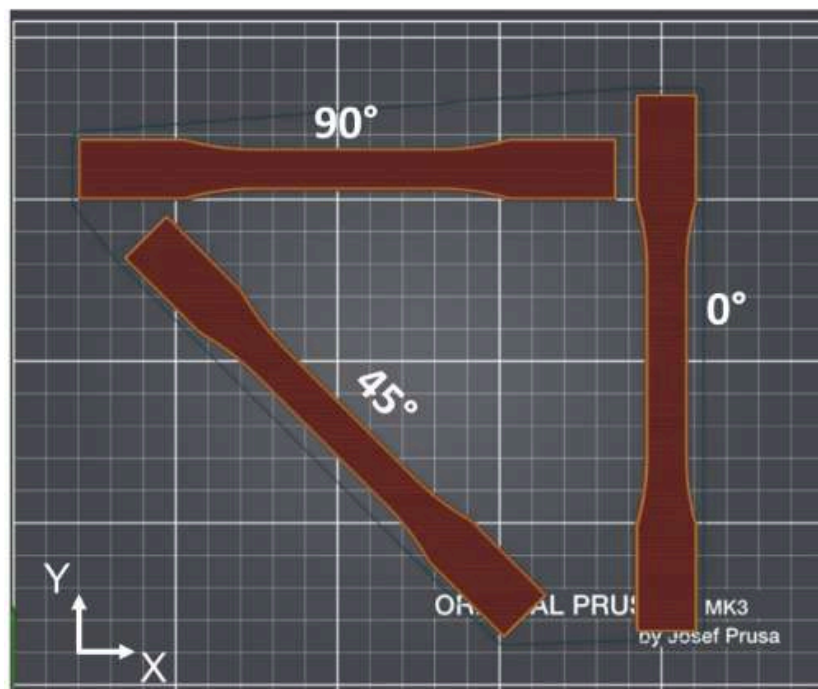


Imagen 25: Orientación de las fibras de impresión.

Estos ensayos se llevan adelante para comprender la influencia de los parámetros de impresión de estos materiales y para caracterizar las propiedades mecánicas que se obtienen con este método de fabricación. Los valores resultantes de este ensayo se toman como referencia a pesar de no poder replicar las condiciones de fabricación o utilizar los mismos equipos y materiales. A continuación las curvas características de cada orientación:

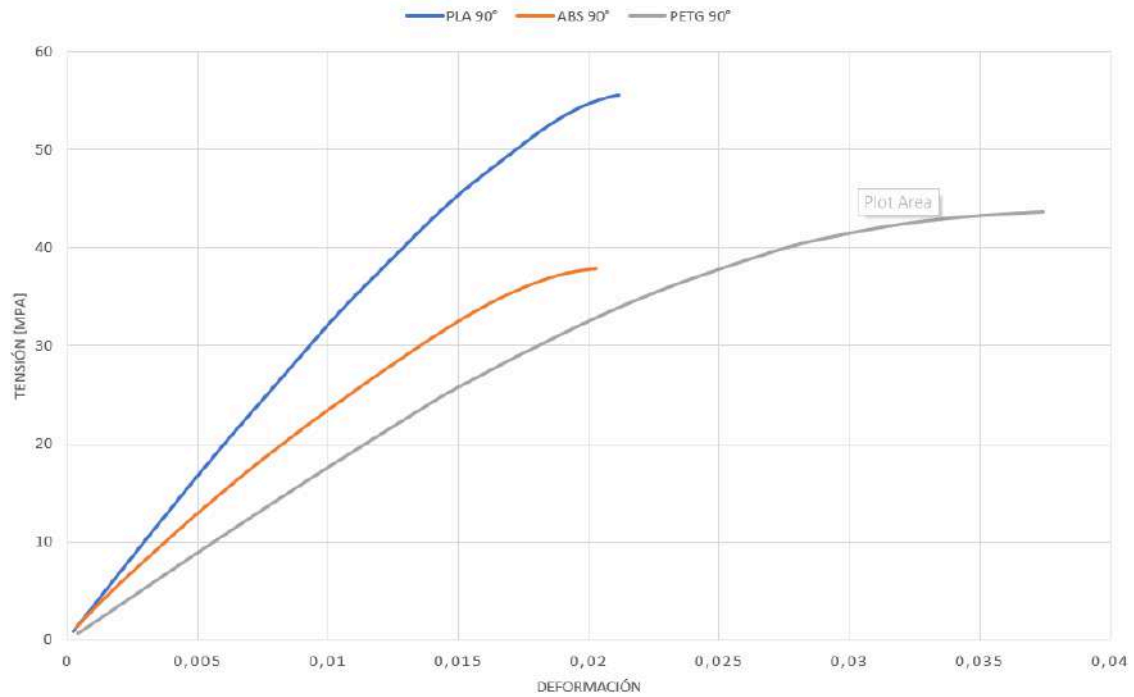


Imagen 26: Tensión - deformación orientación 90° (elaboración propia en base a trabajo citado).

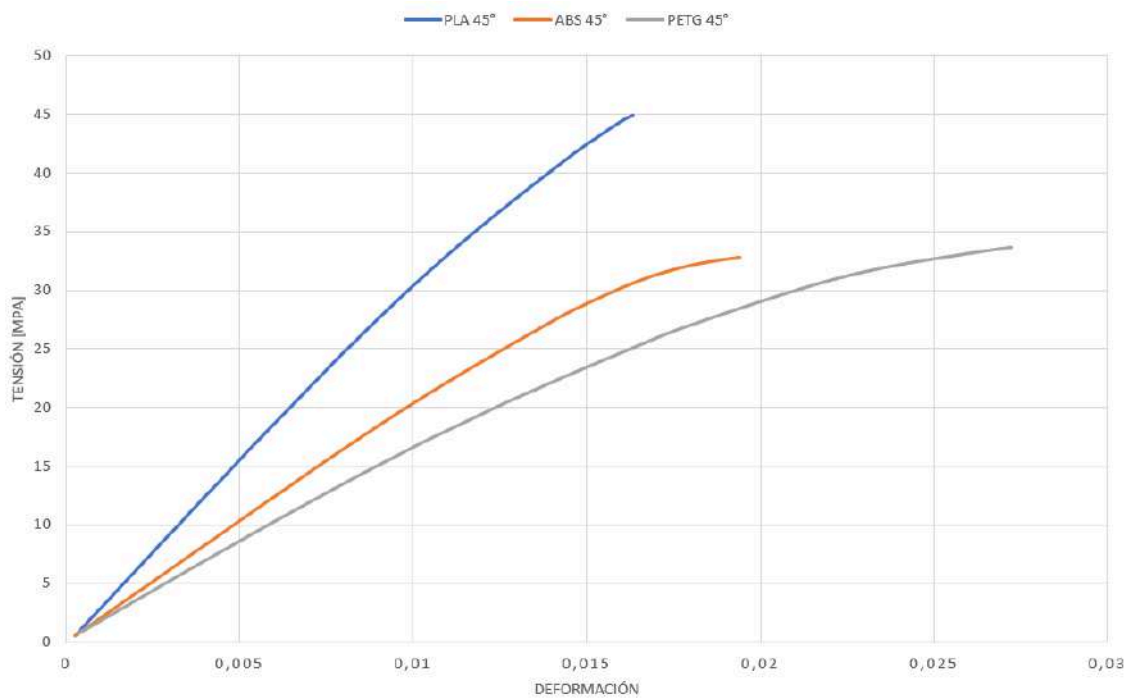


Imagen 27: Tensión - deformación orientación 90° (elaboración propia en base a trabajo citado).

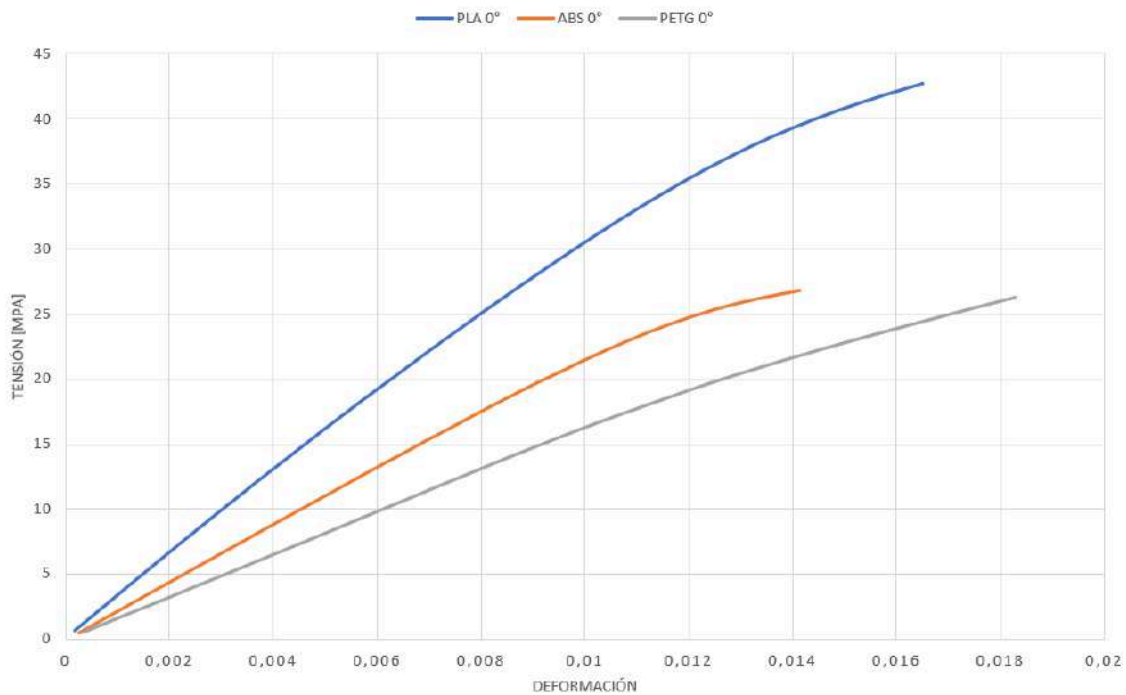


Imagen 28: Tensión - deformación orientación 90° (elaboración propia en base a trabajo citado).

El PETG resulta ser el material que mayor energía absorbe a la rotura de los tres. El ABS posee un módulo de Young intermedio al PLA y el PETG. En general, las propiedades de resistencia del ABS y el PETG resultan similares, aunque este último presenta mayor deformación final. En la única orientación donde el PETG supera al ABS en propiedades mecánicas es con las fibras totalmente alineadas a la carga (90°). Luego, las propiedades mecánicas para cada uno de los materiales en las diversas orientaciones se plasman en la siguiente tabla:

		E	σ_U	ϵ
		Módulo de young [Mpa]	Resistencia a la tracción [Mpa]	Deformación a la rotura
0°	PLA	3021	41,9	0,017
	ABS	2276	23,8	0,013
	PETG	1633	23,4	0,016
45°	PLA	3161	45,5	0,019
	ABS	2190	31,6	0,018
	PETG	1727	30,3	0,024
90°	PLA	2565	55,2	0,021
	ABS	2403	38,7	0,020
	PETG	1803	45,2	0,039

Tabla 5: Propiedades mecánicas en función de la orientación (elaboración propia en base a trabajo citado)

Se evidencia la anisotropía de características en todos los materiales. En general, las mejores propiedades se presentan cuando la carga está alineada con las fibras de material mientras que las peores se dan cuando las fibras son perpendiculares a la misma.

El PLA es el que presenta mayor variación en su módulo de young, mientras que es el que menor variabilidad presenta en cuanto a resistencia final y deformación a la rotura. Por su contraparte, el ABS y PETG son los que menos variación presentan en su módulo de Young mientras que el PETG supera en variación de las demás propiedades al ABS. En la siguiente tabla se resumen las variaciones porcentuales en cada propiedad.

	E	σ_U	ϵ
PLA	19%	24%	20%
ABS	9%	39%	37%
PETG	9%	48%	59%

$$\text{Delta} = (\text{Max} - \text{Min}) / \text{Max}$$

Tabla 6: Variación de propiedades mecánicas PLA/ ABS/ PETG (elaboración propia en base a trabajo citado)

Observando la temperatura superficial del material durante un ensayo de tracción uniaxial es posible observar tres fases diferentes en su evolución que se relacionan con los mecanismos de deformación que están actuando. La primera fase está relacionada al esfuerzo puramente elástico y la temperatura muestra un decremento lineal. Cuando esta pendiente cambia el material entra en la segunda fase donde comienza a tener pequeñas áreas con deformación plástica, es decir que se activan mecanismos de daño irreversible que pueden llevar al material a fallar si se aplican los ciclos de carga necesarios. Luego, se genera una meseta donde la deformación plástica toma predominancia y la temperatura comienza a subir hasta llegar a la rotura. Con el objetivo de diseñar de manera conservadora la hélice se decide utilizar como parámetro de diseño el valor de tensión límite de la fase uno con el objetivo de que trabaje únicamente bajo deformación plástica. En el siguiente gráfico se aprecian las tres fases y el valor de tensión mencionado:

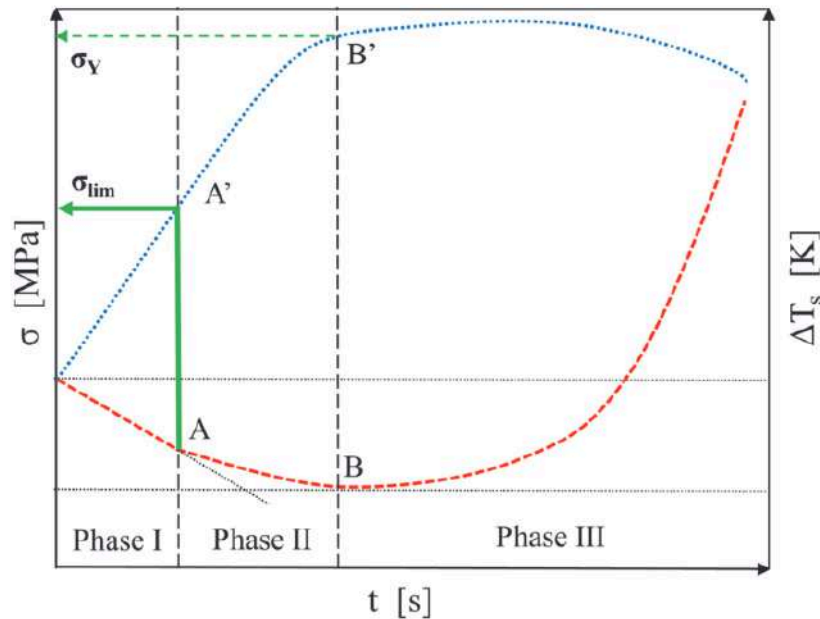


Imagen 29: Evolución de la temperatura en ensayo de tracción (elaboración propia en base a trabajo citado).

Durante el mismo estudio, se determinaron las tensiones límite para los tres materiales:

	PLA	ABS	PETG
σ_{lim} [Mpa]	33,7	25,3	34,3

Tabla 7: Tensión límite PLA/ ABS/ PETG (elaboración propia)

El objetivo es que la hélice como componente mecánico no falle de manera frágil, por otra parte la misma no debe deformarse excesivamente al recibir la sollicitación asociada al empuje generado. Esto, debido a que su funcionamiento óptimo está vinculado directamente a su geometría.

Detalladas las propiedades de los materiales factibles de utilizar para la fabricación de la hélice propuesta, se decide adoptar al ABS y PETG para la etapa de cálculo y prueba de manufactura. Esto con el objetivo de verificar el motivo por el cual el PETG ha reemplazado al ABS en la mayoría de aplicaciones y poder comprobar la capacidad técnica del equipo de sobremesa. El PLA se descarta por su fragilidad para este tipo de aplicaciones. Si bien se decide optar por el análisis de factibilidad de fabricación en ambos materiales, el PETG se considera una opción superior al ABS por los siguientes motivos:

- Buena tenacidad.
- Resistencia mecánica comparable al ABS (incluso superior con la sollicitación alineada a las fibras).
- Mejor adherencia interlaminar.
- Mayor facilidad de impresión.
- Mejor comportamiento ante rayos UV y condiciones ambientales.
- Menor costo.

De esta manera, se utiliza el valor de tensión límite (de los mecanismos de deformación elástica) del ABS para verificar el diseño de la hélice propuesta, ya que son inferiores a los del PETG. Las propiedades de ambos materiales que se tendrán en cuenta para evaluar la fabricación se resumen en las siguientes tablas (se toman como referencia los valores con orientación 45°):

ABS		
E	σ_{lim}	ϵ
Módulo de young [Mpa]	Tensión admisible [Mpa]	Deformación a la rotura
2190	25,3	0,018

PETG		
E	σ_{lim}	ϵ
Módulo de young [Mpa]	Tensión admisible [Mpa]	Deformación a la rotura
1727	34,3	0,024

Tabla 8: Características generales ABS & PETG (elaboración propia)

5. CÁLCULO DE HÉLICE PROPUESTA.

El objetivo del diseño es maximizar la eficiencia de propulsión de la hélice. Para esto es preciso calcular la eficiencia de los modelos de hélices posibles mediante la serie de Wageningen. La expresión para calcularla propuesta en la ecuación 4 del *Anexo 1* es:

$$\eta_o = \frac{J}{2\pi} \frac{K_T}{K_Q}$$

Por lo que la eficiencia depende de los coeficientes de empuje, torque y avance (K_T , K_Q , J). Éstos, a su vez, son función de diversos parámetros que se detallan en las expresiones 3, 5 y 6 del *Anexo 1*:

$$J = \frac{V_A}{nD}$$

$$K_T = f_T\left(J, \frac{P}{D}, \frac{A_E}{A_O}, Z, Re, \frac{t}{c}\right)$$

$$K_Q = f_Q\left(J, \frac{P}{D}, \frac{A_E}{A_O}, Z, Re, \frac{t}{c}\right)$$

De esta manera, existen diversos modos de abordar el diseño preliminar de una hélice mediante las series de Wageningen, debido a todas las variables en juego. Esto depende, principalmente, de qué parámetros se adopten inicialmente como fijos o establecidos. Existen procedimientos iterativos para los casos donde no existen más que rangos aceptables para los valores geométricos que buscan optimizar la eficiencia del propulsor.

En este caso, la ficha técnica del motor solicita un diámetro y paso específicos de la hélice que se debe instalar relacionados a la velocidad de diseño de la embarcación por especificación. Por otra parte, teniendo en cuenta que en este tipo de embarcaciones los números de palas (Z) más utilizados son 4 y 3, se decide optar por una hélice de tres palas teniendo como criterio la disminución del drag debido a ser una embarcación a vela. Los datos para iniciar el cálculo de la hélice se muestran a continuación:

	Número de palas	3
	Velocidad de diseño	6 kn 3,1 m/s
BHP	Potencia motor	6 Hp
	Régimen	2200 rpm
	Rendimiento reducci	0,985
DHP	Pot. Hélice	5,91 Hp
	Paso	0,22 m
	Diámetro	0,33 m

Tabla 9: Resumen de datos iniciales hélice (elaboración propia)

Las series de Wageningen proponen cuatro valores de A_e/A_o (relación de áreas) para este número de palas y estos son 0.35, 0.5, 0.65 y 0.8. Se calcula la eficiencia resultante de los cuatro propulsores posibles y optar por el de mayor valor.

Conociendo las expresiones polinómicas de los coeficientes de empuje y avance (K_t y K_q) dadas por las ecuaciones 7 y 8 del Anexo 1:

$$K_T = \sum_{s,t,u,v} C_{s,t,u,v}^T (J)^S (P/D)^t (A_E/A_O)^u (Z)^v$$

$$K_Q = \sum_{s,t,u,v} C_{s,t,u,v}^Q (J)^S (P/D)^t (A_E/A_O)^u (Z)^v$$

Se debe llevar adelante el cálculo de cada uno de estos para las relaciones de áreas nombradas. Primeramente, se debe calcular el coeficiente de avance (J) dado por la ecuación 3 del Anexo 1:

$$J = \frac{V_A}{nD}$$

Donde:

* V_A : Velocidad de avance en m/s (se considera igual a la velocidad de diseño por no estar la hélice detras del casco del velero.)

* n : Revoluciones por segundo de la hélice.

* D : Diámetro de la hélice.

Así:

$$J = 0.388179$$

Luego, se debe conocer la relación entre el paso y el diámetro que resulta:

$$P/D = 0.6667$$

Una vez conocidos estos parámetros, utilizando los coeficientes (Tabla 1 *Anexo I*) de las expresiones polinómicas del coeficiente de torque, se calcula cada uno de los términos de la sumatoria y se calcula Kt para cada relación de áreas evaluadas. En la siguiente tabla se desarrolla el cálculo:

n	Cs,t,u,v	s(J)	t(P/D)	u(AE/AC)	v(Z)	Ae/Ao			
						0,35	0,5	0,65	0,8
1	0,00880496	0	0	0	0	0,00880496	0,00880496	0,00880496	0,00880496
2	-0,204554	1	0	0	0	-0,079403631	-0,079403631	-0,079403631	-0,079403631
3	0,166351	0	1	0	0	0,110900667	0,110900667	0,110900667	0,110900667
4	0,158114	0	2	0	0	0,070272889	0,070272889	0,070272889	0,070272889
5	-0,147581	2	0	1	0	-0,007783291	-0,011118987	-0,014454683	-0,017790379
6	-0,481497	1	1	1	0	-0,043611674	-0,062302392	-0,080993109	-0,099683827
7	0,415437	0	2	1	0	0,064623533	0,092319333	0,120015133	0,147710933
8	0,0144043	0	0	0	1	0,0432129	0,0432129	0,0432129	0,0432129
9	-0,0530054	2	0	0	1	-0,023961067	-0,023961067	-0,023961067	-0,023961067
10	0,0143481	0	1	0	1	0,0286962	0,0286962	0,0286962	0,0286962
11	0,0606826	1	1	0	1	0,04711146	0,04711146	0,04711146	0,04711146
12	-0,0125894	0	0	1	1	-0,01321887	-0,0188841	-0,02454933	-0,03021456
13	0,0109689	1	0	1	1	0,004470795	0,00638685	0,008302905	0,01021896
14	-0,133698	0	3	0	0	-0,039614222	-0,039614222	-0,039614222	-0,039614222
15	0,00638407	0	6	0	0	0,000560467	0,000560467	0,000560467	0,000560467
16	-0,00132718	2	6	0	0	-1,75569E-05	-1,75569E-05	-1,75569E-05	-1,75569E-05
17	0,168496	3	0	1	0	0,003449489	0,004927842	0,006406194	0,007884547
18	-0,0507214	0	0	2	0	-0,006213372	-0,01268035	-0,021429792	-0,032461696
19	0,0854559	2	0	2	0	0,001577404	0,003219192	0,005440434	0,008241131
20	-0,0504475	3	0	2	0	-0,000361471	-0,000737695	-0,001246704	-0,001888499
21	0,010465	1	6	2	0	4,36878E-05	8,91588E-05	0,000150678	0,000228246
22	-0,00648272	2	6	2	0	-1,05054E-05	-2,14395E-05	-3,62327E-05	-5,48851E-05
23	-0,00841728	0	3	0	1	-0,007482027	-0,007482027	-0,007482027	-0,007482027
24	0,0168424	1	3	0	1	0,005811441	0,005811441	0,005811441	0,005811441
25	-0,00102296	3	3	0	1	-5,31867E-05	-5,31867E-05	-5,31867E-05	-5,31867E-05
26	-0,0317791	0	3	1	1	-0,009886831	-0,014124044	-0,018361258	-0,022598471
27	0,018604	1	0	2	1	0,00265397	0,005416266	0,009153489	0,013865641
28	-0,00410798	0	2	2	1	-0,00067097	-0,001369327	-0,002314162	-0,003505476
29	-0,000606848	0	0	0	2	-0,005461632	-0,005461632	-0,005461632	-0,005461632
30	-0,0049819	1	0	0	2	-0,017404835	-0,017404835	-0,017404835	-0,017404835
31	0,0025983	2	0	0	2	0,003523681	0,003523681	0,003523681	0,003523681
32	-0,000560528	3	0	0	2	-0,000295078	-0,000295078	-0,000295078	-0,000295078
33	-0,00163652	1	2	0	2	-0,002541053	-0,002541053	-0,002541053	-0,002541053
34	-0,000328787	1	6	0	2	-0,000100842	-0,000100842	-0,000100842	-0,000100842
35	0,000116502	2	6	0	2	1,38705E-05	1,38705E-05	1,38705E-05	1,38705E-05
36	0,000690904	0	0	1	2	0,002176348	0,003109068	0,004041788	0,004974509
37	0,00421749	0	3	1	2	0,003936324	0,00562332	0,007310316	0,008997312
38	5,65229E-05	3	6	1	2	9,14291E-07	1,30613E-06	1,69797E-06	2,08981E-06
39	-0,00146564	0	3	2	2	-0,000478776	-0,000977093	-0,001651288	-0,002501359
						0,143270111	0,141450313	0,138359483	0,133997621

Tabla 10: Desarrollo de serie polinómica para Kt (elaboración propia)

Luego, el procedimiento es análogo para el cálculo del coeficiente de torque (Kq). En este caso la expresión polinómica posee más términos. Se calculan cada uno de ellos para las cuatro relaciones de áreas analizadas y se realiza la sumatoria. En la siguiente tabla se muestra el desarrollo:

n	Cs,t,u,v	s (J)	t (P/D)	u (AE/AO)	v (Z)	Ae/Ao			
						0,35	0,5	0,65	0,8
1	0,00379368	0	0	0	0	0,00379368	0,00379368	0,00379368	0,00379368
2	0,00886523	2	0	0	0	0,001335841	0,001335841	0,001335841	0,001335841
3	-0,032241	1	1	0	0	-0,008343526	-0,008343526	-0,008343526	-0,008343526
4	0,00344778	0	2	0	0	0,001532347	0,001532347	0,001532347	0,001532347
5	-0,0408811	0	1	1	0	-0,009538923	-0,013627033	-0,017715143	-0,021803253
6	-0,108009	1	1	1	0	-0,009782934	-0,01397562	-0,018168306	-0,022360992
7	-0,0885381	2	1	1	0	-0,003112947	-0,004447067	-0,005781188	-0,007115308
8	0,188561	0	2	1	0	0,029331711	0,041902444	0,054473178	0,067043911
9	-0,00370871	1	0	0	1	-0,004318934	-0,004318934	-0,004318934	-0,004318934
10	0,00513696	0	1	0	1	0,01027392	0,01027392	0,01027392	0,01027392
11	0,0209449	1	1	0	1	0,016260754	0,016260754	0,016260754	0,016260754
12	0,00474319	2	1	0	1	0,001429438	0,001429438	0,001429438	0,001429438
13	-0,00723408	2	0	1	1	-0,001144557	-0,001635081	-0,002125606	-0,00261613
14	0,00438388	1	1	1	1	0,001191212	0,001701732	0,002212251	0,00272277
15	-0,0269403	0	2	1	1	-0,01257214	-0,0179602	-0,02334826	-0,02873632
16	0,0558082	3	0	1	0	0,001142518	0,001632169	0,00212182	0,002611471
17	0,0161886	0	3	1	0	0,001678818	0,002398311	0,003117804	0,003837298
18	0,00318086	1	3	1	0	0,000128048	0,000182925	0,000237803	0,00029268
19	0,015896	0	0	2	0	0,00194726	0,003974	0,00671606	0,01017344
20	0,0471729	1	0	2	0	0,002243164	0,004577886	0,007736627	0,011719388
21	0,0196283	3	0	2	0	0,000140642	0,000287025	0,000485072	0,000734784
22	-0,0502782	0	1	2	0	-0,004106053	-0,0083797	-0,014161693	-0,021452032
23	-0,030055	3	1	2	0	-0,000143568	-0,000292997	-0,000495164	-0,000750071
24	0,0417122	2	2	2	0	0,000342201	0,00069837	0,001180245	0,001787826
25	-0,0397722	0	3	2	0	-0,001443584	-0,002946089	-0,00497889	-0,007541988
26	-0,00350024	0	6	2	0	-3,76432E-05	-7,68228E-05	-0,000129831	-0,000196666
27	-0,0106854	3	0	0	1	-0,001875034	-0,001875034	-0,001875034	-0,001875034
28	0,00110903	3	3	0	1	5,76618E-05	5,76618E-05	5,76618E-05	5,76618E-05
29	-0,000313912	0	6	0	1	-8,26764E-05	-8,26764E-05	-8,26764E-05	-8,26764E-05
30	0,0035985	3	0	1	1	0,000221008	0,000315726	0,000410443	0,000505161
31	-0,00142121	0	6	1	1	-0,000131009	-0,000187155	-0,000243302	-0,000299448
32	-0,00383637	1	0	2	1	-0,000547281	-0,0011169	-0,00188756	-0,002859263
33	0,0126803	0	2	2	1	0,002071116	0,004226767	0,007143236	0,010820523
34	-0,00318278	2	3	2	1	-5,22222E-05	-0,000106576	-0,000180113	-0,000272834
35	0,00334268	0	6	2	1	0,000107846	0,000220094	0,000371959	0,000563441
36	-0,00183491	1	1	0	2	-0,004273645	-0,004273645	-0,004273645	-0,004273645
37	0,000112451	3	2	0	2	2,631E-05	2,631E-05	2,631E-05	2,631E-05
38	-2,97228E-05	3	6	0	2	-1,37367E-06	-1,37367E-06	-1,37367E-06	-1,37367E-06
39	0,000269551	1	0	1	2	0,000329597	0,000470854	0,00061211	0,000753366
40	0,00083265	2	0	1	2	0,000395219	0,000564599	0,000733978	0,000903358
41	0,00155334	0	2	1	2	0,002174676	0,00310668	0,004038684	0,004970688
42	0,000302683	0	6	1	2	8,37049E-05	0,000119578	0,000155452	0,000191326
43	-0,0001843	0	0	2	2	-0,000203191	-0,000414675	-0,000700801	-0,001061568
44	-0,000425399	0	3	2	2	-0,000138964	-0,000283599	-0,000479283	-0,000726014
45	8,69243E-05	3	3	2	2	1,6609E-06	3,38959E-06	5,72841E-06	8,67735E-06
46	-0,0004659	0	6	2	2	-4,50945E-05	-9,20296E-05	-0,00015553	-0,000235596
47	5,54194E-05	1	6	2	2	2,08221E-06	4,24942E-06	7,18151E-06	1,08785E-05
						0,016347137	0,016660016	0,017023725	0,017438265

Tabla 11: Desarrollo de serie polinómica para Kq (elaboración propia)

Una vez obtenidos los coeficientes característicos de las cuatro hélices posibles se procede a calcular la eficiencia. La expresión propuesta en la ecuación 4 del *Anexo 1* para calcular la eficiencia es:

$$\eta_o = \frac{J}{2\pi} \frac{K_T}{K_Q}$$

La eficiencia de las cuatro posibilidades expresada en porcentaje se resume en la siguiente tabla:

	Ae/Ao			
	0,35	0,5	0,65	0,8
η_o	54%	52%	50%	47%

Tabla 12: Eficiencias calculadas (elaboración propia)

La cavitación puede afectar el desempeño de la hélice por lo que se debe considerar en el proceso de diseño. Una manera de evitar la cavitación es aumentar la relación de áreas (Ae/Ao). Keller propuso una ecuación para calcular la mínima relación de áreas que evite los efectos negativos de la cavitación. La expresión propuesta por Keller se presenta en la ecuación 7 del *Anexo 2*:

$$\left[\frac{A_E}{A_O} \right]_{\min} = \frac{(1.3 + 0.3Z)T}{(P_O - P_V)D^2} + K$$

Donde:

$$T = \frac{THP}{V_A} \quad \eta_o = \frac{THP}{DHP} \rightarrow THP = DHP \cdot \eta_o$$

$$P_O = P_A + \rho \cdot g \cdot h$$

P_o 27425,925 kg/m²

P_v 248,8 kg/m²

h 1,7 m

P_a 10332 kg/m²

g 9,81 m/s²

ρ 1025 kg/m³

K 0,2 Barcos de un eje

P_o Presión estática en la línea central de la hélice.

P_v Presión de vapor del agua de mar a 20°C.

h Profundidad de la línea central de la hélice.

P_a Presión atmosférica.

g Gravedad.

ρ Densidad del agua.

K Coeficiente en función del número de hélices.

Los cálculos de empuje (T), potencia aprovechada por la hélice (THP) y relación de áreas mínima según criterio de Keller para cada una de las hélices analizadas resultan:

	Ae/Ao			
	0,35	0,5	0,65	0,8
THP[kW]	2,4000216	2,325036	2,225643	2,104239
T[kg]	78,945227	76,4787	73,20931	69,21589
[Ae/Ao]min	0,2586837	0,25685	0,25442	0,251451

Tabla 13: Relación de áreas mínima criterio de Keller (elaboración propia)

De esta manera, se resumen los datos de las cuatro posibles hélices en la siguiente tabla:

D[m]	P[m]	Ae/Ao	THP[kW]	T[kg]	[Ae/Ao]min	η_o
0,33	0,22	0,35	2,40	78,95	0,26	0,54
0,33	0,22	0,5	2,33	76,48	0,26	0,52
0,33	0,22	0,65	2,23	73,21	0,25	0,50
0,33	0,22	0,8	2,10	69,22	0,25	0,47

Tabla 14: Características generales de hélices posibles (elaboración propia)

La opción de con relación de áreas 0.35 resulta la de mayor eficiencia (54%) y cumple con el criterio de Keller para verificar su comportamiento frente a la cavitación ya que la relación de áreas mínima (0.26) es menor que la relación de áreas de la hélice (0.35). De esta manera, se selecciona esta opción por sobre las demás.

Se procede con la verificación de resistencia mecánica propuesta por el método del Anexo 2. El material que se desea verificar es el ABS, seleccionado como primera opción anteriormente. Se debe verificar la siguiente inequación (Ecuación 10 Anexo 2):

$$\left[\frac{t}{D} \right]_{0.7R} \geq \left[\frac{t_{\min}}{D} \right]_{0.7R}$$

Donde:

$$t \quad \text{Espesor} \quad | \quad D \quad \text{Diámetro}$$

$$\left[\frac{t}{D} \right]_{0.7R} = \begin{cases} 0.0171 & \text{for } Z = 3 \\ 0.0156 & \text{for } Z = 4 \\ 0.0141 & \text{for } Z = 5 \end{cases}$$

(Valores en (9) Anexo 2)

De esta manera, se calcula la relación de t_{min}/D con la siguiente ecuación (Ecuación 8 Anexo 2):

$$\left[\frac{t_{min}}{D}\right]_{0.7R} = 0.0028 + 0.21 \sqrt[3]{\frac{[3183.87 - 1508.15(P/D)]P_s}{1266652.04nD^3(S_C + 20.9D^2n^2)}}$$

Donde:

<i>P_s</i>	1,4775 kW		<i>P_s</i>	<i>Potencia por paleta en kW</i>
<i>S_c</i>	25,3 Mpa		<i>S_c</i>	<i>Estrés admisible del material en Mpa</i>

El cálculo resulta:

$$\left[\frac{t_{min}}{D}\right]_{0.7R} = 0.0028 + 0.21 \sqrt[3]{\left\{\frac{[3183.87 - 1508.15(0.667)] * 1.47}{1266652.04(24,2)(0.66^3)[25.3 + 20.9(0.33^2)(24.2^2)]}\right\}}$$

$$\left[\frac{t_{min}}{D}\right]_{0.7R} = 0.00551$$

Con lo que se verifica la inecuación de resistencia:

$$0.00551 < 0.0171$$

Luego, es preciso verificar la necesidad de correcciones en los coeficientes característicos debido al número de Reynolds. Para esto, si el número de Reynolds resulta superior a 2×10^6 se deben calcular los coeficientes de corrección para Kt y Kq. El cálculo del coeficiente de Reynolds al 75% del diámetro propuesto por la ecuación 5 del Anexo 2:

$$(\text{Rn})_{0.75R} = \frac{C_{0.75R} * \sqrt{[V_A^2 + (0.75\pi n D)^2]}}{v}$$

Donde:

V_a Velocidad de avance
 $C(0.75R)$ Largo de cuerda en 0.75*R (Parámetro geométrico de la hélice)
Viscosidad cinemática del agua a 20°C : 1E-6 m²/s

Primero se debe calcular el largo de cuerda ($C(0.75R)$). Su expresión y cálculo resulta:

$$c(r) = \frac{K(r) \cdot D \cdot \frac{A_E}{A_O}}{Z}$$

Donde:

$K(r)_{0.75}$ 2,247 | Coeficiente geométrico de la serie B de wageningen

Así, el largo de cuerda a 75% del diámetro resulta:

$$c(r) = 2.247 * 0.33 * 0.35/3 = 0.0865 \text{ m}$$

Una vez se conocen todos los parámetros para calcular el número de Reynolds, se reemplazan los valores en dicha ecuación y se obtiene el siguiente valor:

$$[\text{Rn}]_{0.75R} = 4920366 > 2000000$$

Por lo tanto, como resulta superior al número de Reynolds de referencia (2×10^6) se deben calcular los coeficientes de corrección para los coeficientes de Kt y Kq (tabla 2 Anexo 1). Sus expresiones son las siguientes:

$$\begin{aligned}
 \Delta K_T = & 0.000353485 \\
 & -0.00333758(A_E/A_O)J^2 \\
 & -0.00478125(A_E/A_O)(P/D)J \\
 & +0.000257792(\log R_n - 0.301)^2(A_E/A_O)J^2 \\
 & +0.0000643192(\log R_n - 0.301)(P/D)^6J^2 \\
 & -0.0000110636(\log R_n - 0.301)^2(P/D)^6J^2 \\
 & -0.0000276305(\log R_n - 0.301)^2z(A_E/A_O)J^2 \\
 & +0.0000954(\log R_n - 0.301)z(A_E/A_O)(P/D)J \\
 & +0.0000032049(\log R_n - 0.301)z^2(A_E/A_O)(P/D)^3J \\
 \Delta K_Q = & -0.000591412 \\
 & +0.00696898(P/D) \\
 & -0.0000666654z(P/D)^6 \\
 & +0.0160818(A_E/A_O)^2 \\
 & -0.000938091(\log R_n - 0.301)(P/D) \\
 & -0.00059593(\log R_n - 0.301)(P/D)^2 \\
 & +0.0000782099(\log R_n - 0.301)^2(P/D)^2 \\
 & +0.0000052199(\log R_n - 0.301)z(A_E/A_O)J^2 \\
 & -0.00000088528(\log R_n - 0.301)^2z(A_E/A_O)(P/D)J \\
 & +0.0000230171(\log R_n - 0.301)z(P/D)^6 \\
 & -0.00000184341(\log R_n - 0.301)^2z(P/D)^6 \\
 & -0.00400252(\log R_n - 0.301)(A_E/A_O)^2 \\
 & +0.000220915(\log R_n - 0.301)^2(A_E/A_O)^2
 \end{aligned}$$

De esta manera, los términos de cada una de las ecuaciones y los valores resultantes de los coeficientes de corrección se resumen en la siguiente tabla:

Término	ΔK_t	ΔK_q
1	0.000353485	-0,000591412
2	-0,000176021	0,004645987
3	-0,000433063	-8,88872E-05
4	0,000555315	0,001970021
5	5,43784E-06	-0,003996891
6	-5,97793E-06	-0,001692705
7	-0,000178558	0,001419765
8	0,001058805	5,27819E-06
9	0,00141174	-9,82536E-06
10		3,8743E-05
11		-1,98305E-05
12		-0,003133562
13		0,001105347
SUMA	0,002237679	-0,000347973

Tabla 15: Cálculo de coeficientes de corrección por Reynolds (elaboración propia)

De esta manera, teniendo en cuenta las correcciones introducidas, los parámetros característicos de la hélice propuesta son:

D[m]	P[m]	Ae/Ao	THP[kW]	K_t'	K_q'	T[kg]	[Ae/Ao]min	η_o
0,33	0,22	0,35	2,49	0,145508	0,015999164	81,92207	0,26	0,561877

Tabla 16: Resumen de características hélice propuesta (elaboración propia)

5.1. OBTENCIÓN DEL MODELO 3D.

Inicialmente, para llevar adelante el dibujo de la hélice resultante para su posterior fabricación se utilizaban las ecuaciones que brinda la serie B de Wageningen para calcular los parámetros geométricos que describen la hélice y permiten generar planos y secciones detalladas de la misma. Si se desea, se puede interiorizar más en la definición de la geometría de estas hélices en la sección 8 del capítulo 6 de “*Principles of naval architecture (Volume II) - The society of naval architects & marine engineers*”. En la actualidad existen herramientas de modelado paramétrico que generan la geometría 3D de la hélice en cuestión de segundos con solo informar los parámetros principales.

Para obtener el modelo 3D de la hélice propuesta se utiliza la herramienta web de diseño paramétrico basada en CAESSES 5 y provista por FRIENDSHIP SYSTEMS AG. Este software no hace más que realizar los cálculos de las secciones y largos de cuerda a distintos radios de la hélice con las tablas y ecuaciones de las series de Wageningen para poder generar las superficies que conforman el modelo 3D de la hélice. Los parámetros que se deben informar a esta herramienta para definir el modelo de la hélice son:

- Diámetro (D)
- *Altura*
- Relación de área expandida (Ae/Ao)
- Relación paso/ diámetro (P/D)
- Número de palas
- Ángulo de arrastre (15° por defecto en series Wageningen)
- Diámetros del núcleo
- Largo del núcleo
- Espesor máximo de la pala en la raíz y en el extremo

Se poseen todos los parámetros del apartado anterior excepto los espesores en la raíz y el núcleo. Así, se debe calcular el espesor máximo en la raíz (root) de la pala y en extremo (tip) para informarlo al software como parámetro ya que permite modificar los mismos a criterio del diseñador pero se decide respetar los parámetros propuestos por la serie. Para esto se utiliza la ecuación de espesor máximo de la serie B. El espesor máximo en la raíz se calcula al 20% del diámetro y el del extremo al 100% del diámetro como convención. La ecuación utiliza dos parámetros (A_r y B_r) que se encuentran tabulados y que se muestran a continuación con la ecuación y los resultados:

$$\frac{t_{max}}{D} = A_r - B_r \cdot Z$$

r/R	A_r	B_r
0,2	0,0526	0,004
1	0,003	0

Así, los espesores resultan:

$$t_{\max(0.2R)} = 0.013398; t_{\max(R)} = 0.0001$$

Respecto al núcleo, en este tipo de propulsores suelen utilizarse rangos entre 16% y 25% del diámetro total. Se decide utilizar 25% del diámetro total (0.0825m) en el lado de proa y 20% (0.066m) en el de popa. Esto, en busca de mejorar el drag asociado al núcleo y acompañar la conicidad del acoplamiento que se diseña en función al eje original de la embarcación con las especificaciones dadas en la ficha técnica del motor/transmisión original.

De esta manera, los parámetros que se utilizan por el software para calcular la geometría 3D de la hélice propuesta son:

- Diámetro : 0,33 m
- Altura: 0,13 m
- Relación de áreas : 0,35
- Relación diámetro/paso : 0,66
- Número de palas : 3
- Ángulo de arrastre : 15°
- Diámetros del núcleo : 0,0825 m - 0,066 m
- Espesor máximo de pala en la raíz y el núcleo : 0,013 m - 0,0001 m

Luego, se exporta el archivo 3D de la hélice propuesta en formato STP. A continuación, se observa el modelo de hélice propuesta en el software SolidWorks:

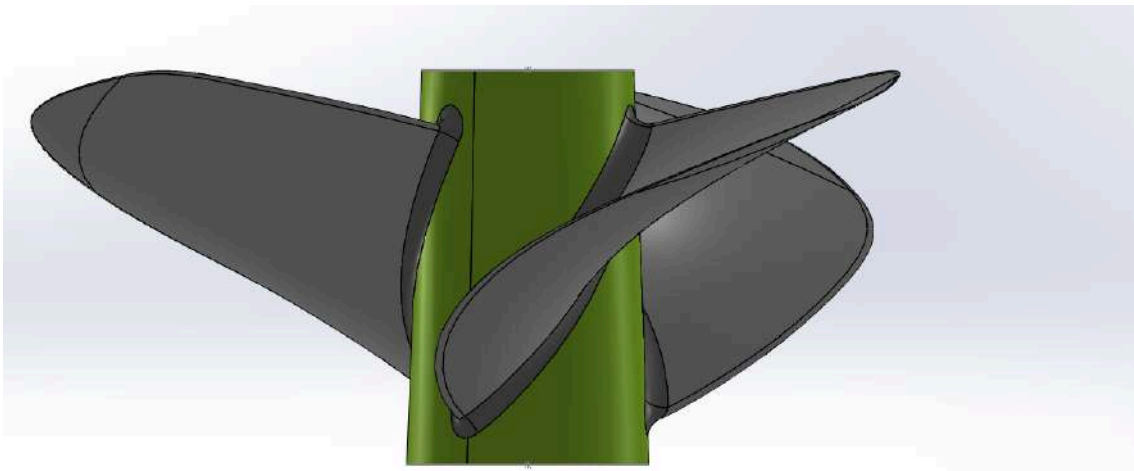


Imagen 30: Hélice propuesta vista lateral (Créditos: elaboración propia)

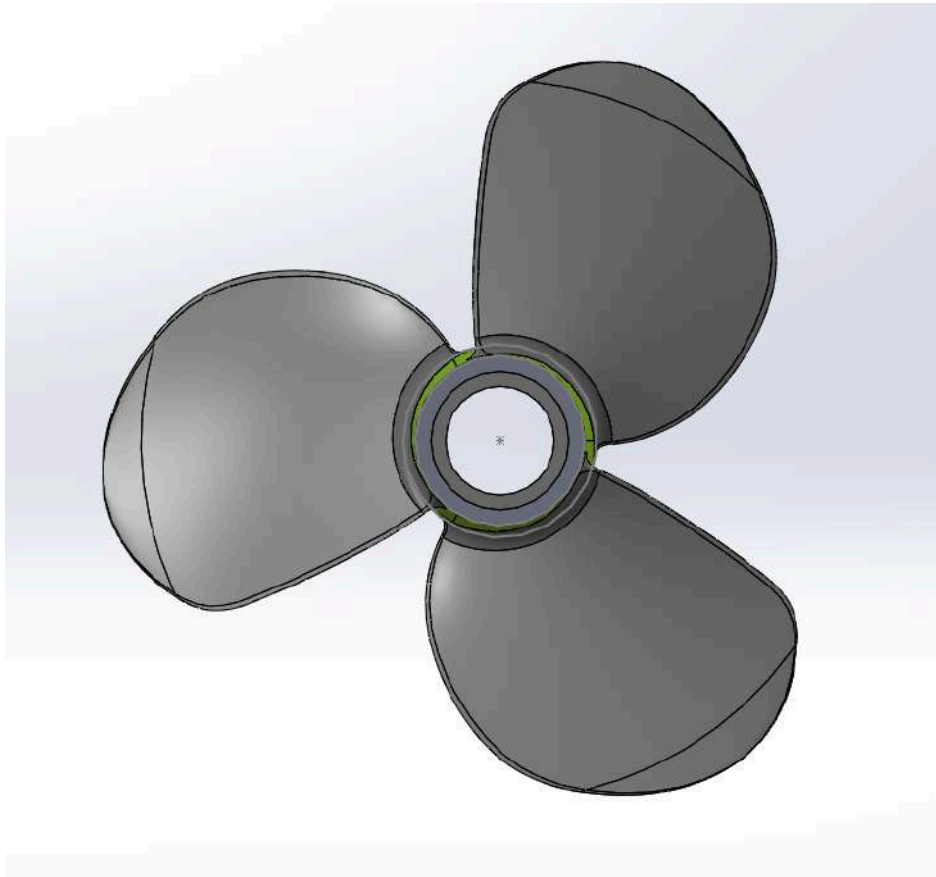


Imagen 31: Hélice propuesta vista superior (Créditos: elaboración propia)

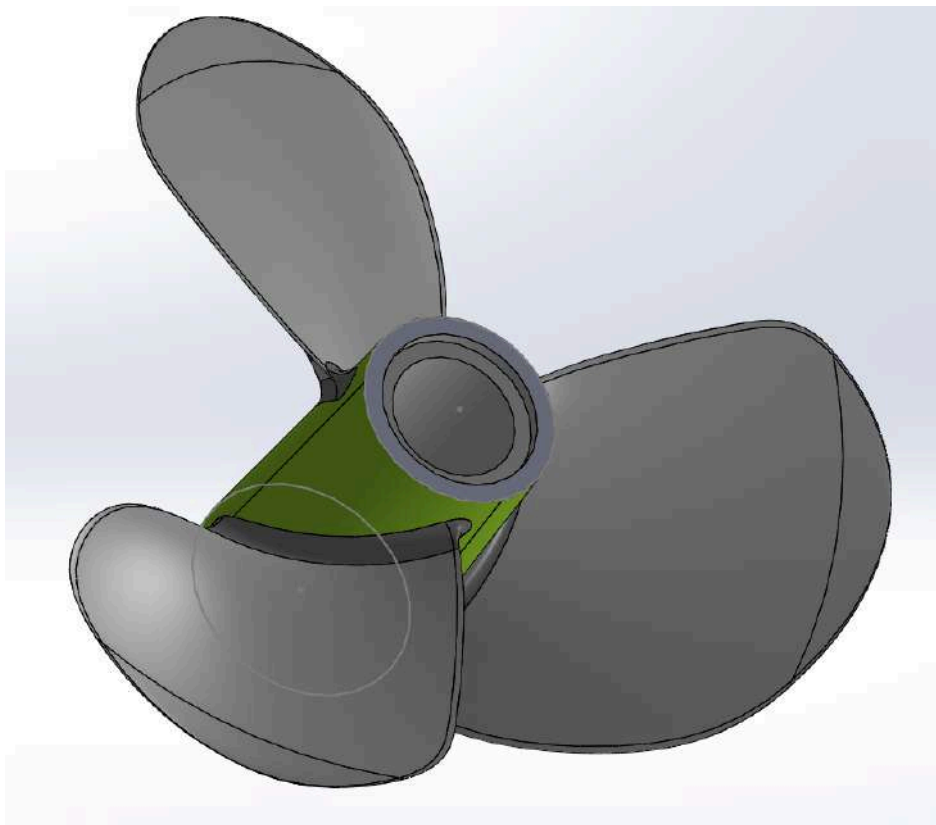


Imagen 32: Hélice propuesta vista en perspectiva (Créditos: elaboración propia)

5.2. SIMULACIÓN DE LAS PALAS A FLEXIÓN.

Se lleva adelante una simulación por elementos finitos de la hélice. Esto, enfocándose en la resistencia de las palas a la flexión generada por el empuje inducido sobre las mismas que se asume como el esfuerzo crítico en las palas. Para esto se vale de la suite de simulación de SolidWorks. Debido a que no se puede simular en la actualidad una pieza fabricada mediante impresión 3D con los softwares de FEA comerciales, ya que estas suelen contar con un número finito de capas tipo *shell* que componen la geometría del modelo y un relleno que respeta un patrón geométrico definido que pueden generar propiedades mecánicas distintas a una pieza fabricada por inyección, como se explicó en apartados anteriores. Se espera obtener una idea del comportamiento de la pieza fabricada en los materiales bajo análisis sin tener en cuenta las capas y relleno, así se simula la pieza como si fuese sólida en un 100 %. Luego, en la fabricación se busca propiciar la mayor coincidencia posible de las propiedades obtenidas respecto a una pieza inyectada.

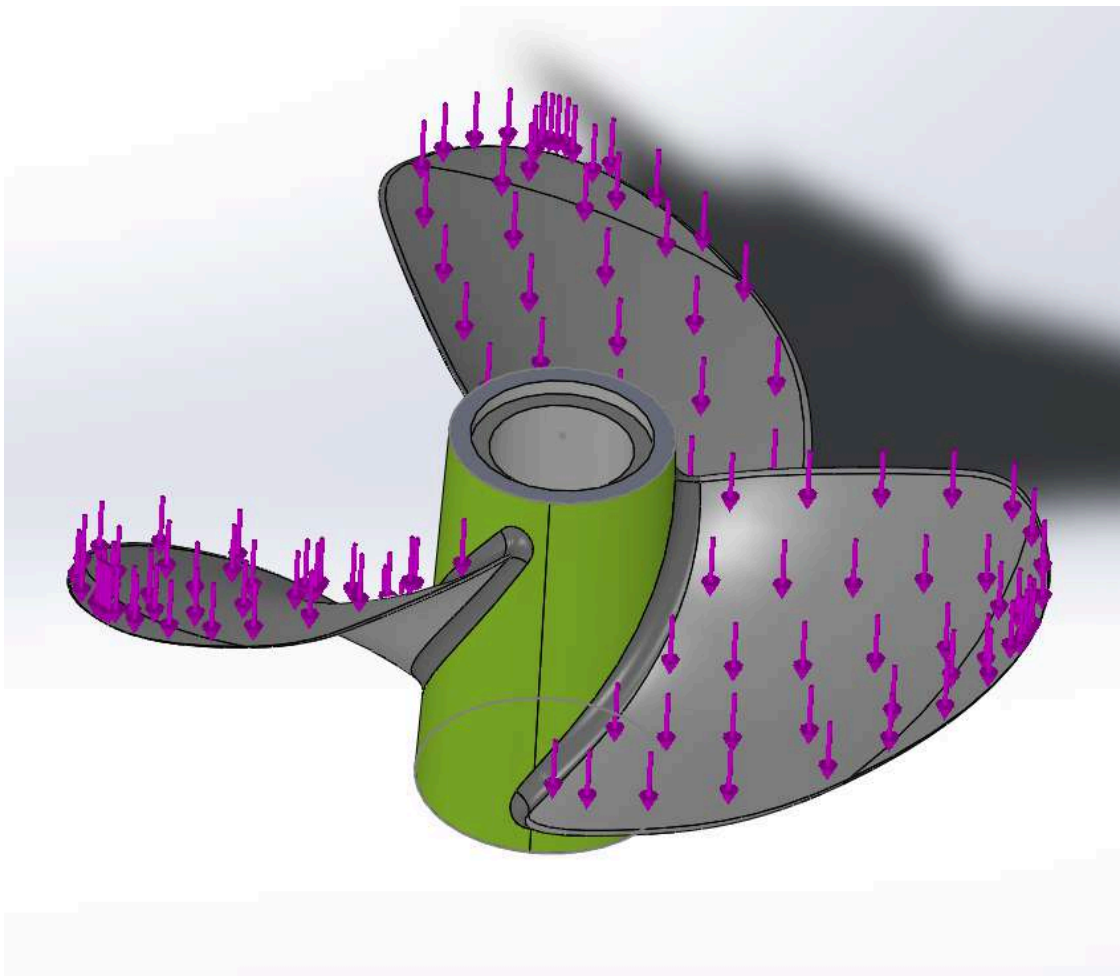


Imagen 33: Carga de empuje aplicada a paletas de hélice (Créditos: elaboración propia)

Se lleva adelante un análisis estático con el objetivo de realizar otra verificación de resistencia previa a la fabricación para testeo. Se carga el modelo anteriormente mostrado con un factor de seguridad de 3 para contemplar las diferencias entre el estado de carga real y el asumido por las consideraciones iniciales. Así, se genera una carga en sentido axial que representa el empuje inducido de $3 \times 802 \text{ N} = 2406 \text{ N}$ (245 kg) siendo 802 N el empuje calculado en el apartado de diseño. Si bien la sollicitación generada por el empuje inducido en las palas es función del campo de presiones resultante de la interacción del perfil de las mismas con el fluido, se supone uniforme para este trabajo. De esta manera, la carga se distribuye uniformemente sobre la cara activa de las palas como se ve en la imagen anterior.

Una vez que se especifica la carga del elemento bajo ensayo, es igual de importante aplicar las restricciones necesarias. Las restricciones, o sujeciones en la suite de simulación de SolidWorks reducen los grados de libertad para que sea factible el análisis estático de la pieza.

Se fijan las geometrías del cono interior donde la hélice se acopla al eje y la cara plana donde la hélice hace tope. Estas restricciones de geometría fija se observan en la siguiente imagen:

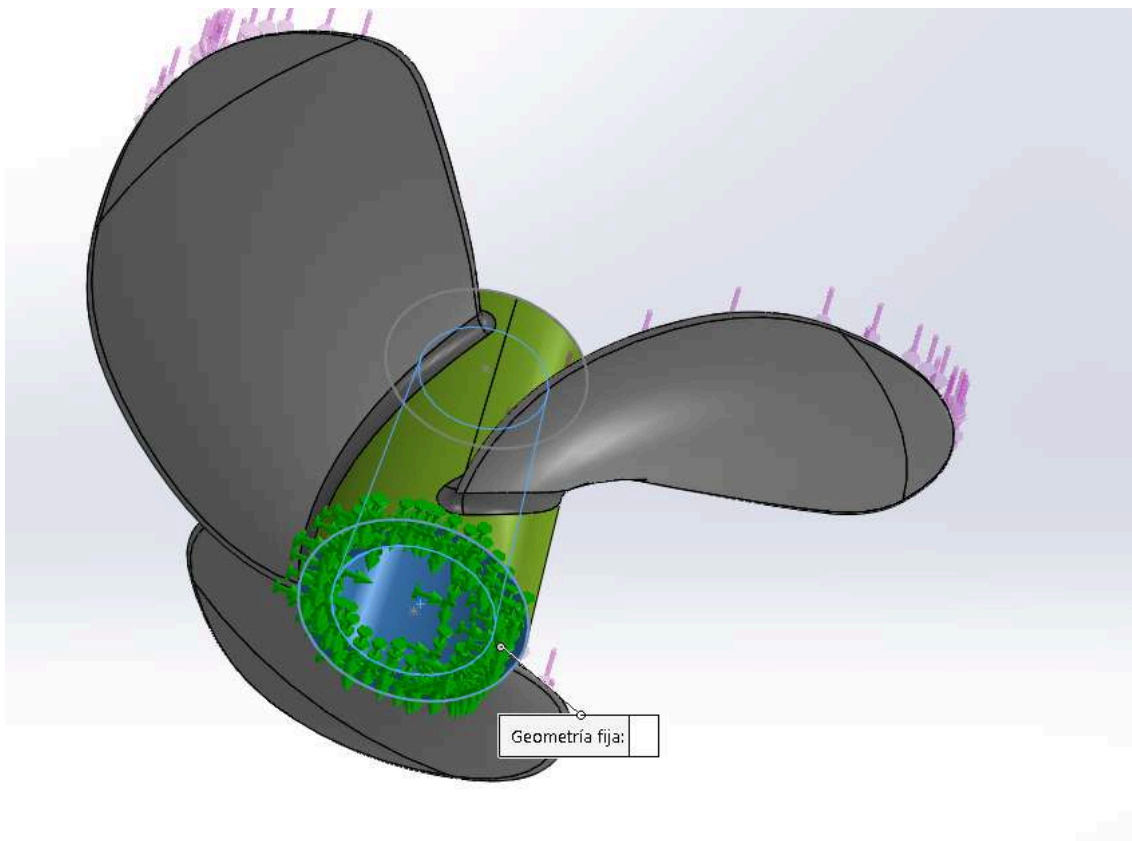


Imagen 34: Restricciones aplicadas en hélice (Créditos: elaboración propia)

El siguiente paso es la discretización del dominio continuo para que el software pueda calcular las solicitaciones y desplazamientos en cada uno de los nodos. Este proceso se denomina mallado. Es un paso crítico para la precisión de la simulación. Cuanto más densa sea la malla, un mayor número de nodos entra en juego por lo que los resultados que se obtienen tienen mayor precisión. De todas maneras, debe tenerse en cuenta que a mayor número de nodos, mayor es el poder de procesamiento requerido por el ordenador que corre la simulación ya que el número de ecuaciones a resolver aumenta. Se decide llevar adelante un mallado de una buena precisión estableciendo los siguientes parámetros:

- Tamaño del elemento: 6mm
- Tolerancia: 0.3mm

Así el modelo mallado con las solicitaciones y sujeciones aplicadas se muestra a continuación:

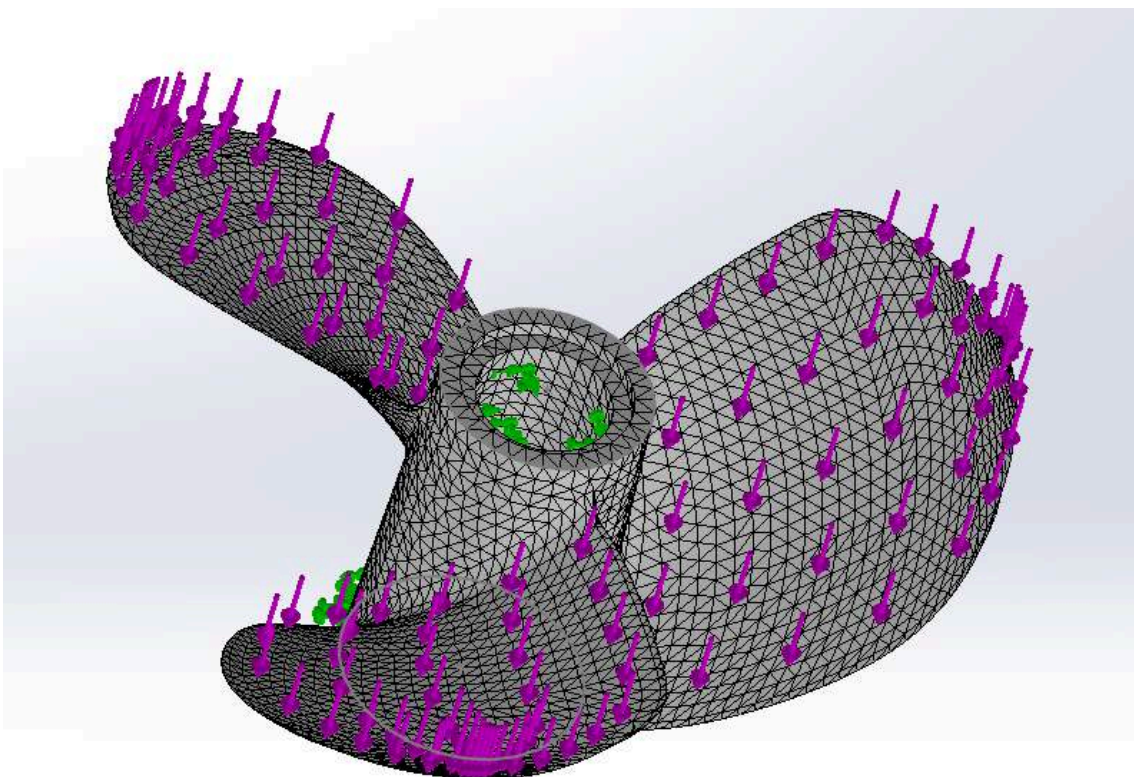


Imagen 35: Modelo mallado (Créditos: elaboración propia)

Una vez definidos todos estos parámetros, se selecciona y aplica el ABS como material del modelo. El solver utilizado es FFE Plus, un solver del tipo iterativo que aproxima la solución de las ecuaciones cuantificando el error e itera hasta alcanzar un nivel de error aceptable. Este tipo de solver, a diferencia de por ejemplo el Direct Sparse no resuelve directamente las ecuaciones sino que las aproxima. La elección se lleva adelante debido a que este requiere una menor potencia de procesamiento y los tiempos de resolución

son considerablemente menores, factor crucial para poder llevar adelante el análisis en un ordenador portátil de modestas características de hardware.

Se ejecuta la simulación y se analizan los resultados de tensiones y desplazamientos. Se puede observar en las imágenes que las tensiones alcanzadas se dan en la unión entre la pala y el núcleo y alcanzan un valor máximo de 34.4 Mpa, considerablemente superior al valor de tensión admisible de 25.3 Mpa.

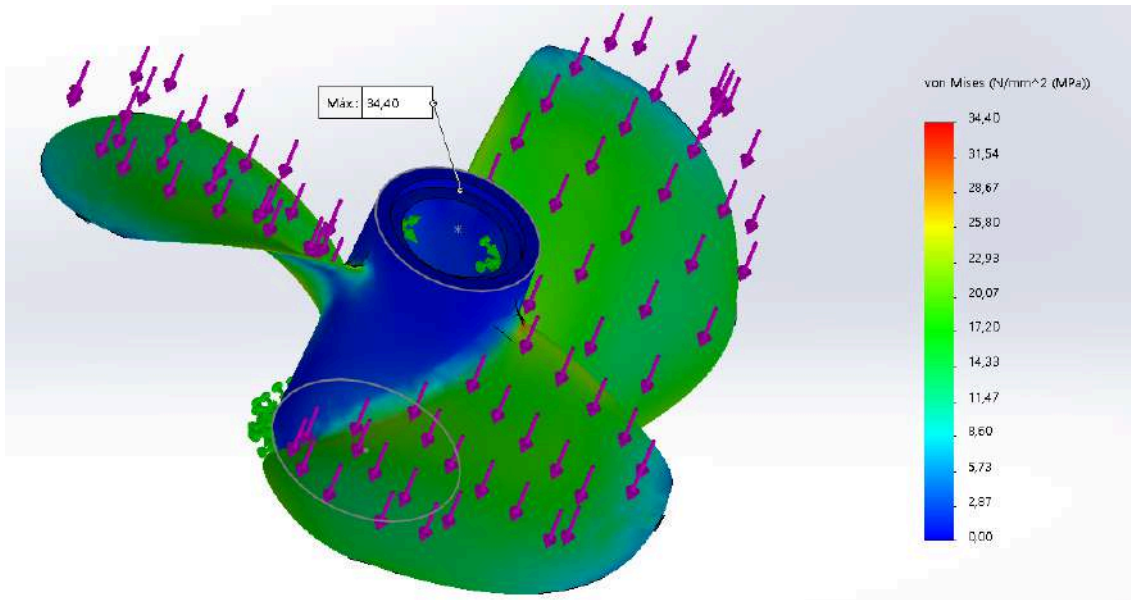


Imagen 36: Resultado FEA, estado tensional (Créditos: elaboración propia)

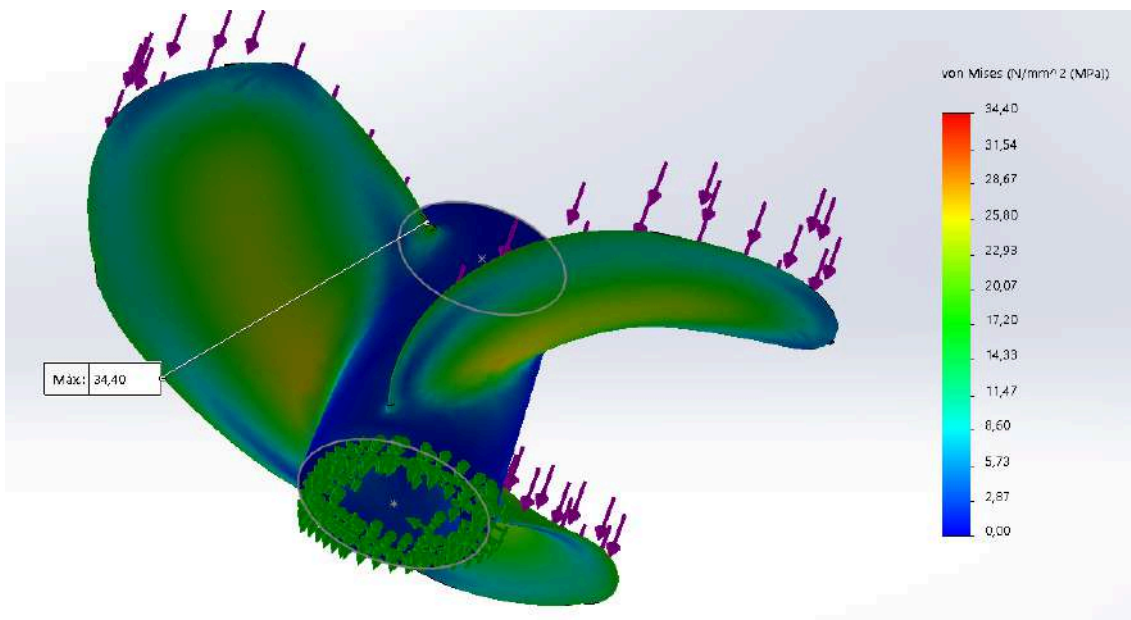


Imagen 37: Resultado FEA, estado tensional (Créditos: elaboración propia)

Respecto a los desplazamientos, el desplazamiento máximo se da en en el extremo de las paletas como es de esperarse en un elemento solicitado a flexión. El valor máximo calculado es de 25,2 mm.

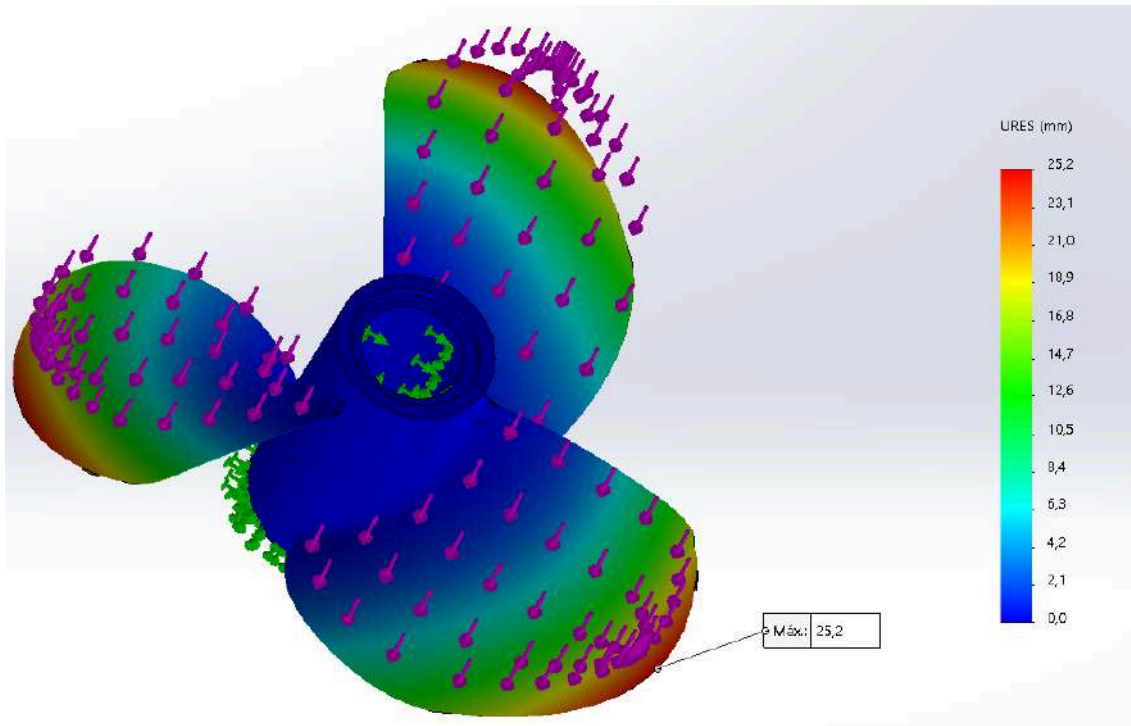


Imagen 38: Resultado FEA, desplazamientos (Créditos: elaboración propia)

Debido a que no resulta representativo el desplazamiento en el diámetro exterior, se decide utilizar como criterio de aceptación el desplazamiento medido al 80% del diámetro, se establece que el mismo debe ser menor a 2 mm. Este criterio se toma con el objetivo de limitar el desplazamiento en las zonas de mayor eficiencia de la hélice, sin tener tanta consideración sobre el extremo de las palas que suelen tener un rendimiento menor debido a ser el área más propensa al desarrollo de fenómenos de cavitación por presentar la mayor velocidad tangencial del conjunto propulsor. El desplazamiento resulta en 13,3 mm por lo que no se considera aceptable.

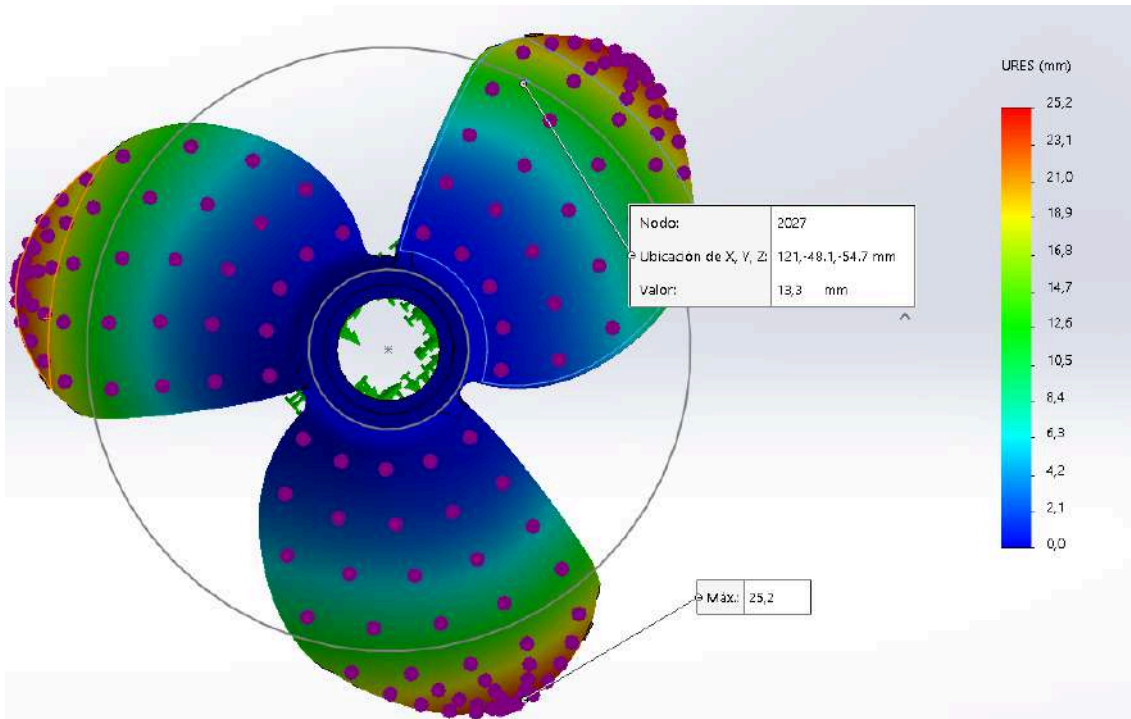


Imagen 39: Resultado FEA, desplazamientos (Créditos: elaboración propia)

Se lleva adelante el mismo análisis para la hélice simulada con el perfil de material para el PETG. En la imagen se observa que el desplazamiento en el 80% del diámetro calculado resulta 12,2 mm; mientras que el desplazamiento máximo en la punta resulta dos décimas inferior. De esta manera, tampoco se consideran aceptables las deformaciones.

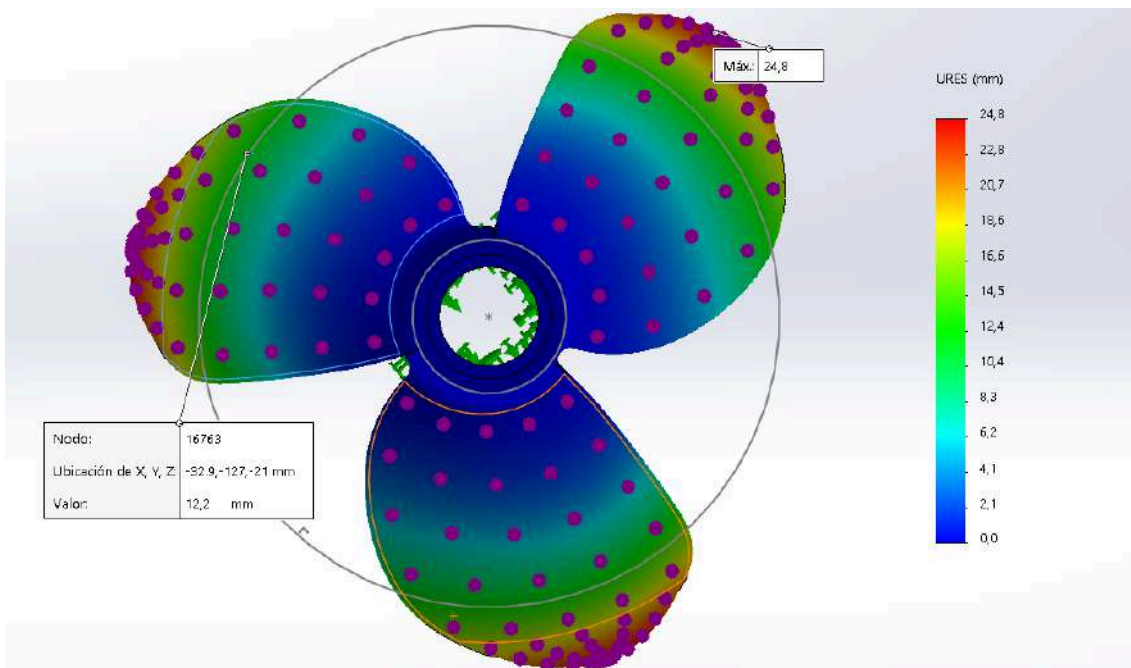


Imagen 40: Resultado FEA, desplazamientos (Créditos: elaboración propia)

Como el modelo generado de la hélice es puramente teórico a partir de las ecuaciones generatrices de las series B de Wageningen, resulta con espesores en las palas demasiado pequeños. Es por esto que se genera un nuevo modelo, respetando los parámetros de la hélice calculada pero modificando los espesores máximos de las secciones que definen a las palas. De esta manera, se busca obtener una mayor resistencia a la flexión de las mismas y reducir los desplazamientos, a la vez de simplificar su manufactura que se complejiza cuando se trata de elementos en voladizo de muy poco espesor. Los espesores máximos por sección se aumentaron en aproximadamente un 50% (para igualar los espesores máximos por sección de hélices de diámetros similares que van en torno a los 16 mm en la base y los 4 mm en radios cercanos al extremo en referencia a la hélice original plegable) y el radio de acuerdo entre las palas y el núcleo se estableció en 25 mm, obteniéndose el siguiente modelo:

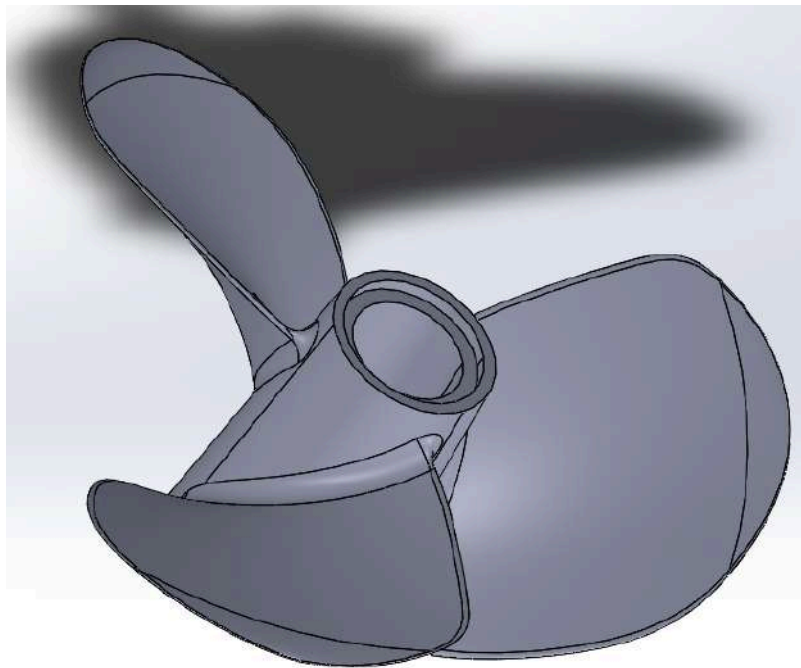


Imagen 41: Segundo modelo hélice (Créditos: elaboración propia)

Luego, se procede a simular la hélice bajo las mismas condiciones ya mencionadas tanto de fijaciones como de solicitaciones, mallado y materiales. Los resultados tensionales que se obtienen son los siguientes, siendo el máximo valor alcanzado en el orden del 30% de la tensión de diseño adoptada para el ABS y el PETG.

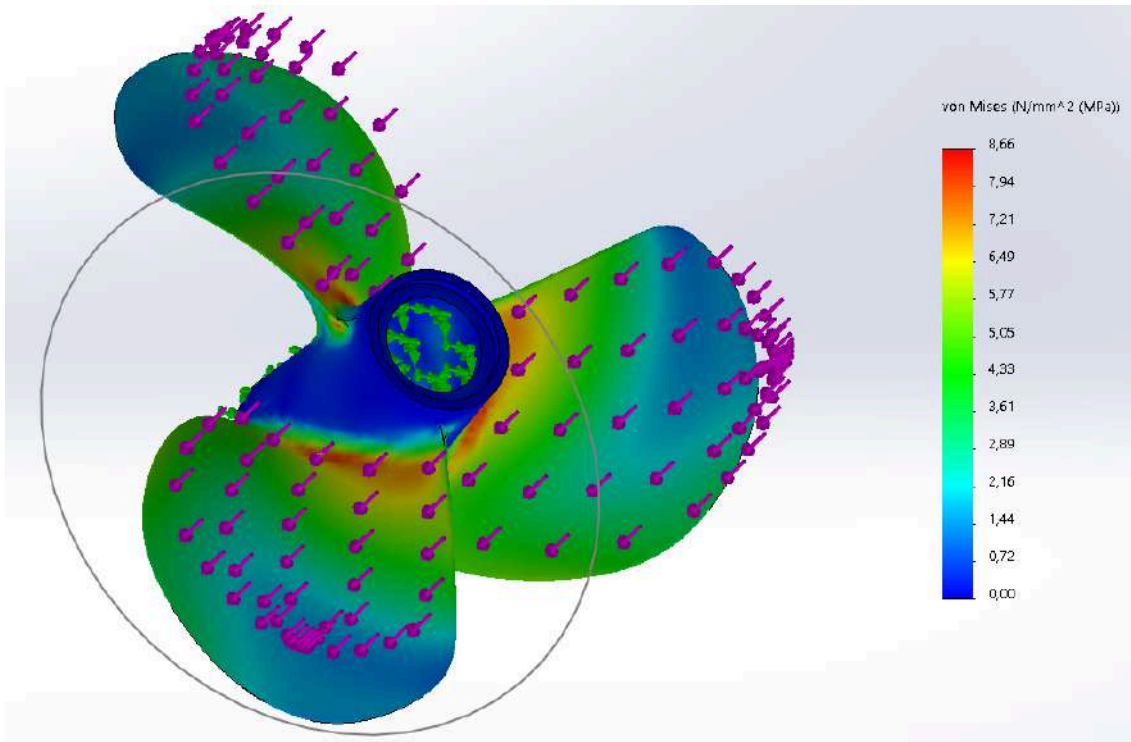


Imagen 42: Resultado FEA, tensiones (Créditos: elaboración propia)

Respecto a las deformaciones simuladas para la hélice en ABS, se obtiene un desplazamiento de 1,8 mm a 80% del diámetro de la hélice. De esta manera el ABS pasa a considerarse válido para la fabricación de este modelo.

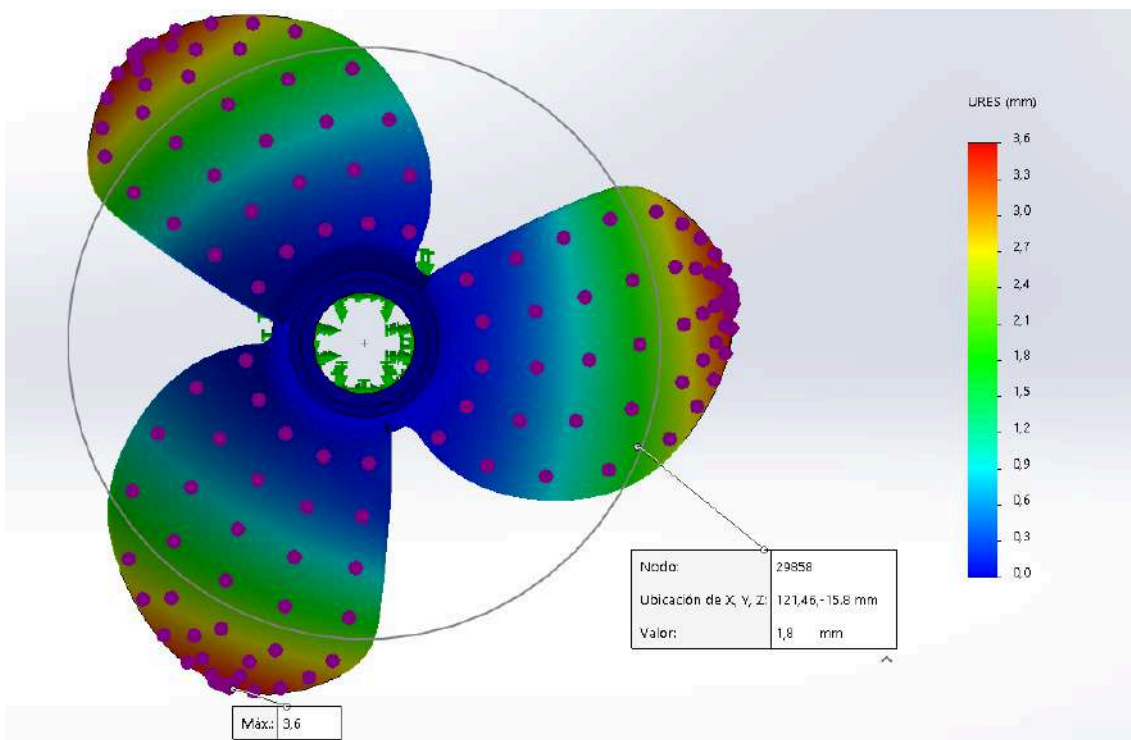


Imagen 43: Resultado FEA, desplazamientos (Créditos: elaboración propia)

Respecto al PETG, se obtiene desplazamiento máximo dos décimas de milímetro menor mientras que el medido a 80% del diámetro resulta igual. De esta manera, ambos materiales se mantienen como una opción factible para fabricar este modelo, teniendo en cuenta que alguno puede descartarse al momento de las pruebas de fabricación del modelo.

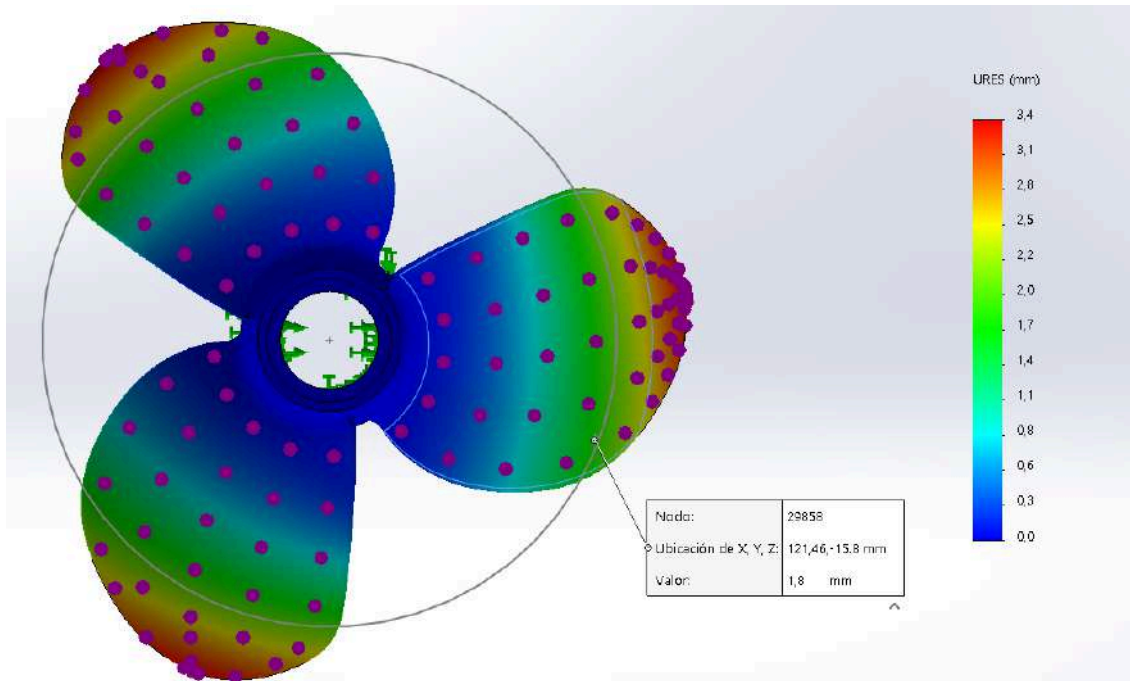


Imagen 44: Resultado FEA, desplazamientos (Créditos: elaboración propia)

Habiéndose generado un modelo que verifica el criterio de máximo desplazamiento propuesto en ambos materiales, se procede a realizar las pruebas de fabricación pertinentes para poder verificar la factibilidad de manufactura. Se realizan pruebas en ABS y PETG, debido a la posibilidad de descartar uno ante la imposibilidad de obtención de un modelo satisfactorio.

Las simulaciones anteriores, se utilizan para verificar la resistencia de la hélice bajo los criterios de aceptación planteados. Es necesario, luego, simular el modelo final adoptado para el desarrollo del proyecto de negocio con el objetivo de que la simulación sea lo más representativa posible del producto a fabricar. De esta manera, luego del cálculo de los elementos de transmisión (eje - chaveta) y de la consideración de ahorro de material en el núcleo por ser el sector menos solicitado con el agregado de ranuras, se obtiene el modelo final. A continuación, se observan los resultados tensionales y de desplazamiento simulados en ambos materiales donde el desplazamiento a 80% del diámetro resulta en 1,9 mm y las tensiones máximas continúan en torno al 30% de las tensiones de diseño adoptadas:

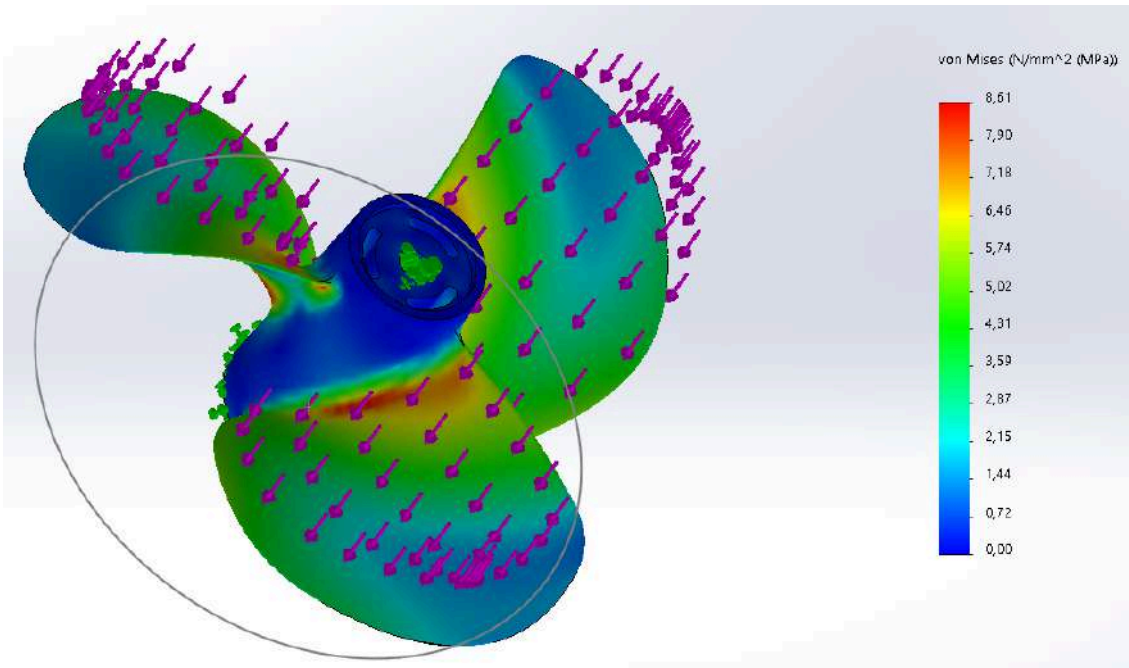


Imagen 45: Resultado FEA, tensiones (Créditos: elaboración propia)

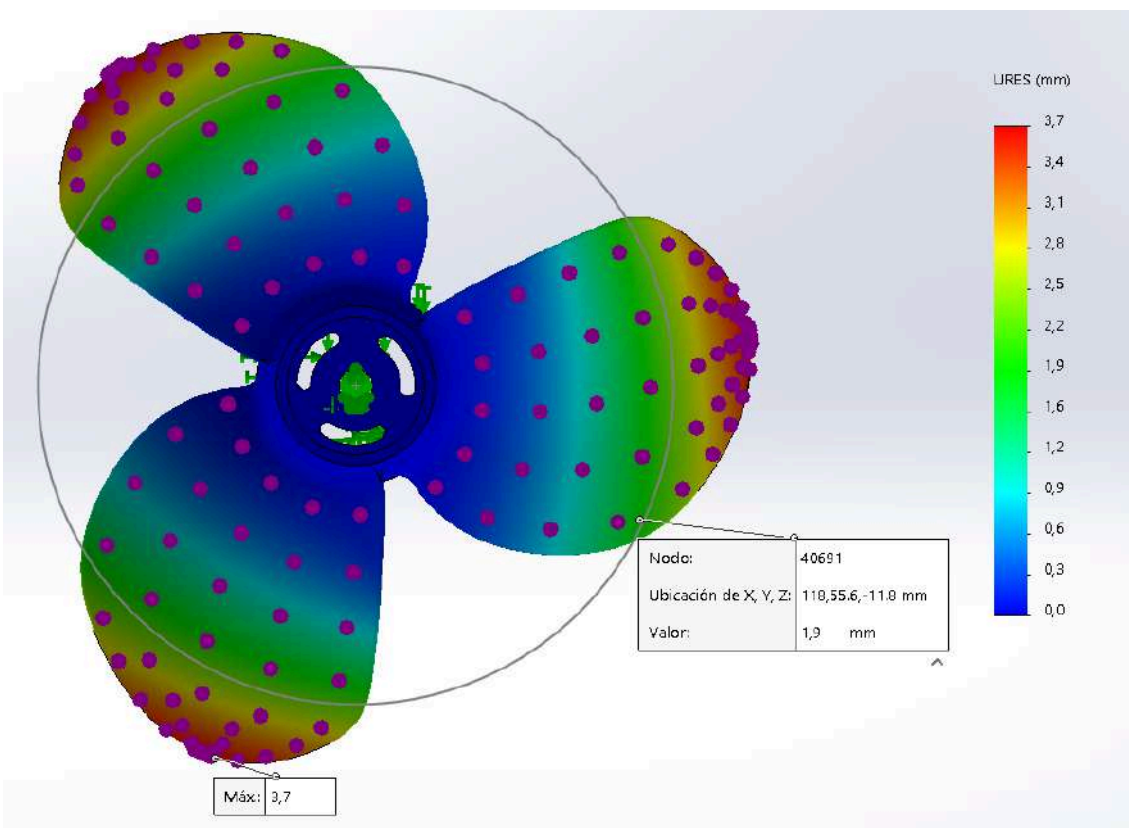


Imagen 46: Resultado FEA, desplazamientos ABS (Créditos: elaboración propia)

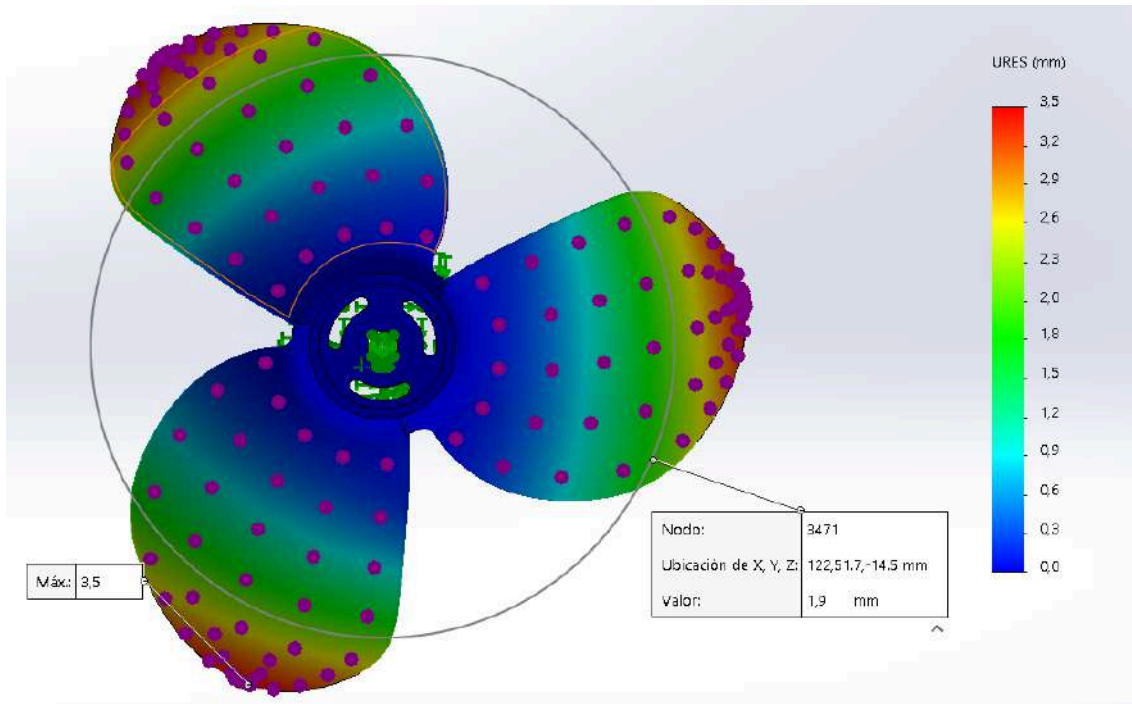


Imagen 47: Resultado FEA, desplazamientos PETG (Créditos: elaboración propia)

De esta manera, se verifica la factibilidad teórica de fabricación de la hélice en ambos materiales. Luego, pudiéndose descartar alguno debido a la factibilidad técnica de fabricación en impresoras 3D de sobremesa.

6. FABRICACIÓN DEL MODELO.

Una vez diseñada la hélice y verificada su resistencia teóricamente y mediante simulación se procede con la fabricación de un modelo en los materiales seleccionados para verificar la factibilidad de fabricación.

Para poder llevar adelante la fabricación del modelo propuesto se debe contar con una impresora que sea capaz de imprimir un volumen de 286x305x130mm. Como la impresora con que se cuenta no alcanza dichas dimensiones, la factibilidad de fabricación se verifica con la impresión de un modelo a aproximadamente 65% de escala.

Los pasos para poder imprimir un modelo en 3D son los siguientes:

- Obtención del modelo 3D de la pieza a fabricar.
- Conocer parámetros de impresión del material a utilizar.
- Laminación del modelo mediante software slicer para obtener el GCODE.
- Calibrar la impresora de ser necesario.
- Ejecutar GCODE y controlar el proceso de impresión.

En este caso, ya se cuenta con el modelo en 3D, se escala al 65% para poder imprimirlo por las limitaciones técnicas ya presentadas. Este archivo STP que contiene el sólido 3D de la hélice se carga en un software slicer, en este caso *Cura Slicer*. Para generar el GCODE que lee el controlador de la impresora y que almacena las coordenadas y movimientos a realizar por el cabezal fusor para generar las geometrías necesarias que componen el modelo.

Dentro del proceso de laminado (generación del código G o archivo GCODE) se deben establecer los parámetros de impresión, de los cuales depende el resultado de la impresión.

Los parámetros relacionados al material son los recomendados por el fabricante:

- ABS:
 - Temperatura de fusor: 255°C
 - Temperatura de cama: 80°C
 - Velocidad de impresión en torno a los 60 mm/s
- PETG:
 - Temperatura de fusor: 235°C
 - Temperatura de cama: 65°C
 - Velocidad de impresión en torno a los 60 mm/s

Otro parámetro de suma importancia es el tipo y porcentaje de relleno que se utilice para fabricar la pieza. Al laminar el modelo 3D se genera un *Shell* o superficie de líneas de filamento paralelas que define en el espacio el objeto o pieza a fabricar, mientras que en el interior se completa el volumen con material en función de los parámetros de relleno seleccionados. Existen diferentes geometrías disponibles de relleno que generan a su vez, diferentes propiedades o características. Algunas pueden resultar mejores para reducir los tiempos de impresión gracias a minimizar los cambios de trayectoria del

cabezal fusor, mientras que otras pueden brindar una mayor resistencia mecánica a la pieza fabricada (a porcentaje de relleno constante). Las geometrías de relleno más conocidas y utilizadas son las que se observan en la siguiente imagen:

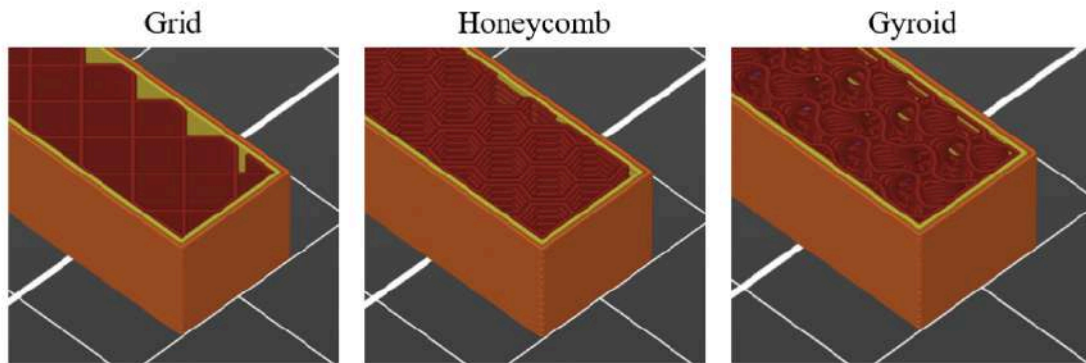


Imagen 48: Tipos de relleno en impresión 3D (Créditos: Márton Tamás Biroz, Dániel Ledenyák, Mátyás Andó, *Effect of FDM infill patterns on mechanical properties*)

Respecto a los tiempos de impresión el relleno tipo *Grid* es el más rápido de las tres alternativas, como se observa en el gráfico que relaciona el tiempo de impresión con la densidad del relleno para cada uno. Respecto a la masa de filamento utilizada por cada uno, hay pequeñas diferencias que se observan en el gráfico masa vs. densidad de relleno, principalmente causadas por la superposición de líneas de filamento en los cambios de trayectoria generados en una misma capa de relleno.

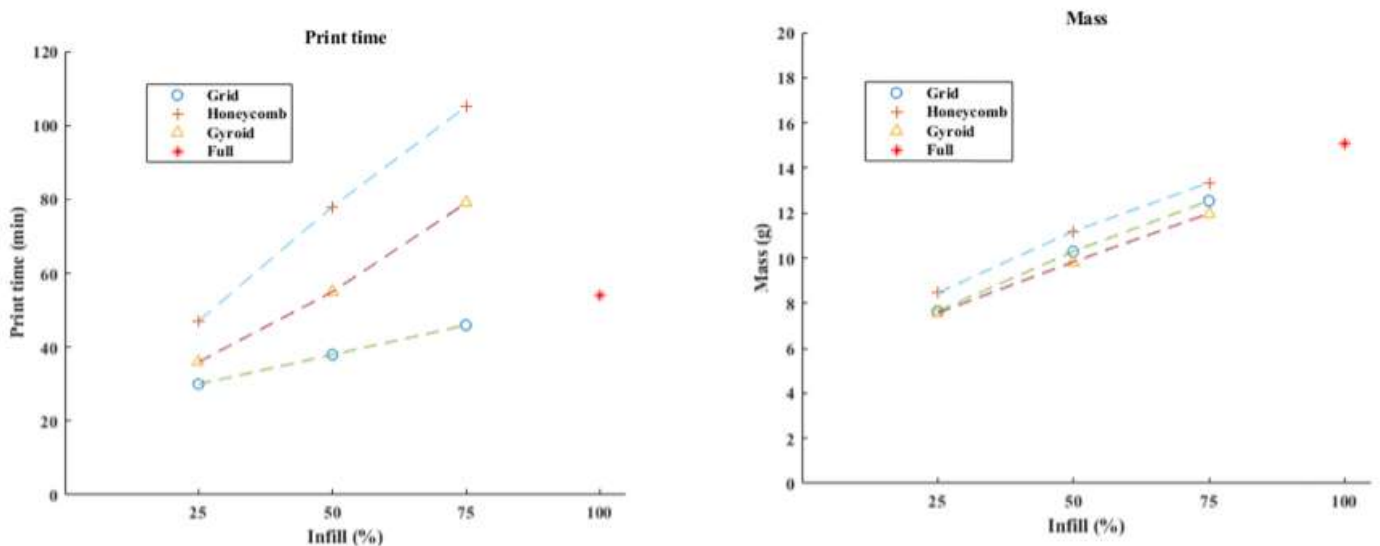


Imagen 49: Tiempo de impresión y masa del modelo en función del porcentaje de relleno (Créditos: Márton Tamás Biroz, Dániel Ledenyák, Mátyás Andó, *Effect of FDM infill patterns on mechanical properties*)

Luego, es necesario analizar la resistencia mecánica asociada a cada tipo de relleno. Para esto se evalúa el resultado de pruebas de flexión llevadas adelante para distintos porcentajes de densidad de relleno. Los siguientes gráficos muestran la relación entre la carga aplicada y la deformación para cada caso:

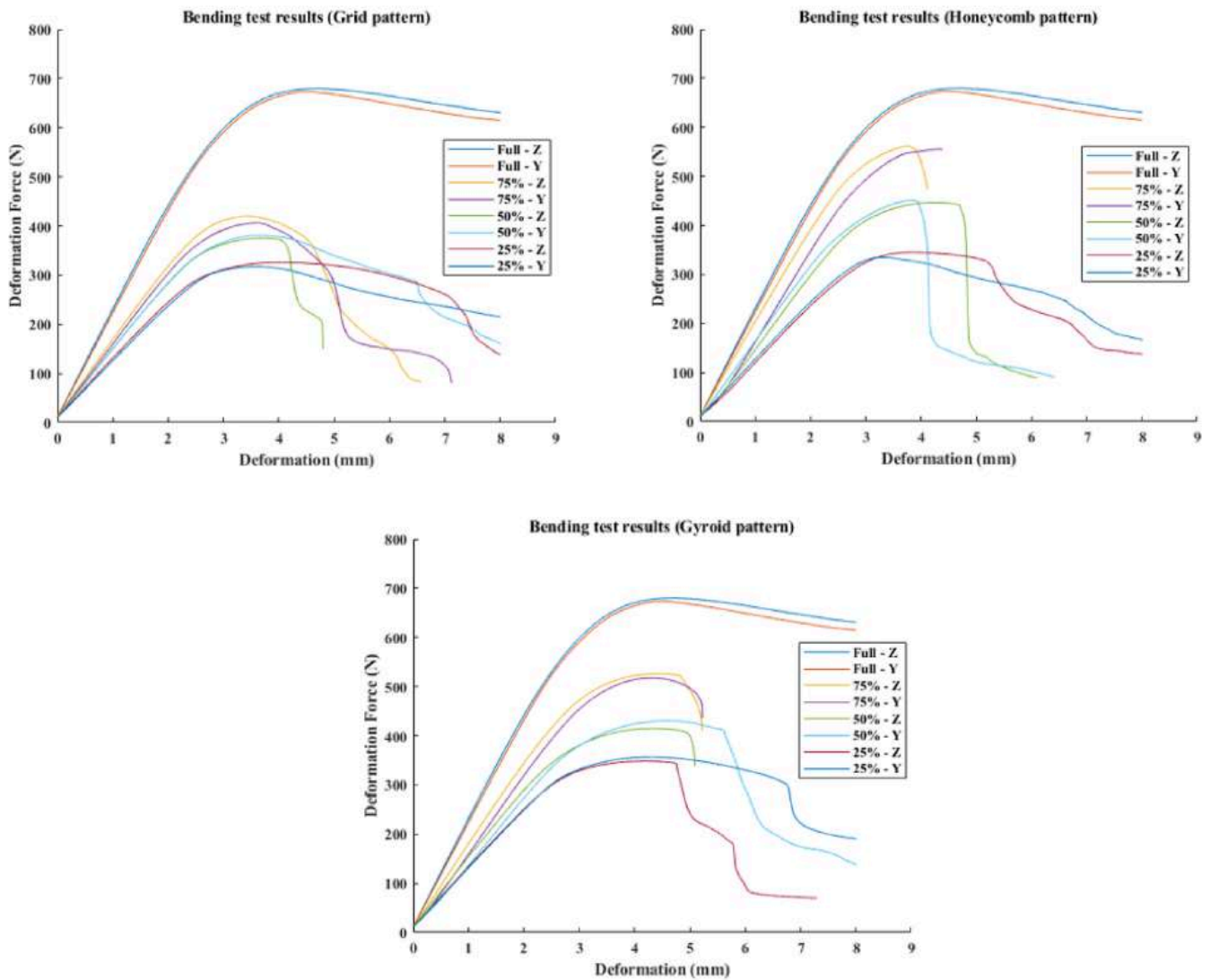


Imagen 50: Resultados de ensayo de flexión para cada tipo de relleno (Créditos: Márton Tamás Biroosz, Dániel Ledenyák, Mátyás Andó, Effect of FDM infill patterns on mechanical properties)

En general, se observa que las piezas sólidas, es decir, con un 100% de densidad de relleno resultan con la mayor resistencia mecánica. A mayor porcentaje de relleno las probetas ensayadas soportaron una mayor carga para alcanzar la misma deformación. En el siguiente gráfico de barras se resume la resistencia en función de la densidad de relleno y el tipo de configuración, si bien en el estudio se utilizaron probetas de PLA. Así, se tienen en cuenta las tendencias mas no los valores de resistencia ya que espera que el comportamiento de la resistencia en función del tipo de relleno sea comparable en los materiales que se utilizan para fabricar los modelo:

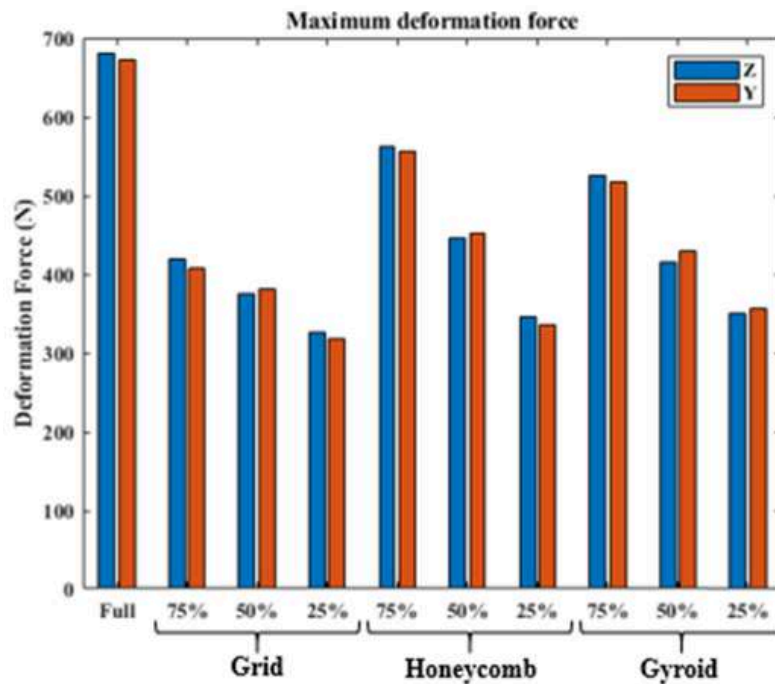


Imagen 51: Resumen de ensayos efectuados sobre cada tipo de relleno (Créditos: Márton Tamás Birosz, Dániel Ledenyák, Mátyás Andó, *Effect of FDM infill patterns on mechanical properties*)

De esta manera, para obtener las máximas propiedades en la etapa de testeo del prototipo bajo carga debe fabricarse la hélice con 100% de relleno (como se comenta en el apartado de simulación) y como alternativa, con configuraciones en una densidad superior al 50% buscando maximizar la relación entre propiedades mecánicas y porcentaje de relleno utilizado. Debido a la cercanía en propiedades mostrada por el relleno tipo *gyroid* respecto al *honeycomb* y teniendo en cuenta que el primero no puede ser obtenido en todos los laminadores (no se encuentra disponible en *Cura Slicer* utilizado en el trabajo) resulta de buen criterio realizar dichos ensayos de prototipo con modelos fabricados en *gyroid*. Este mismo es el utilizado en el apartado de verificación de factibilidad técnica de fabricación.

La fabricación del prototipo para ensayo excede los tiempos y el alcance del desarrollo del trabajo, por lo que se lleva adelante la fabricación de un modelo para verificar la factibilidad técnica de fabricación con un porcentaje de relleno menor al 100%.

5.1. LAMINADO E IMPRESIÓN DEL MODELO.

El primer paso para llevar adelante la fabricación del modelo es realizar el laminado. Para esto, como primera opción se opta por imprimir la hélice con su cara posterior hacia la cama de la impresora. Si bien la disposición de fabricación es paralela al eje de rotación de la hélice, con el objetivo de minimizar los esfuerzos en la dirección de menor resistencia que es dada por la unión entre capas. Para esto se exporta el modelo de la hélice desde SolidWorks en formato STL, la malla se exporta con la resolución angular de 10° , este parámetro genera que sean visibles pequeñas facetas en las caras del modelo que lo hacen parecer de baja resolución. Este parámetro puede ser reducido hasta $0,5^\circ$ aumentando la resolución del modelo al igual que el peso del archivo, por lo que no se considera pertinente para las pruebas a llevar adelante.

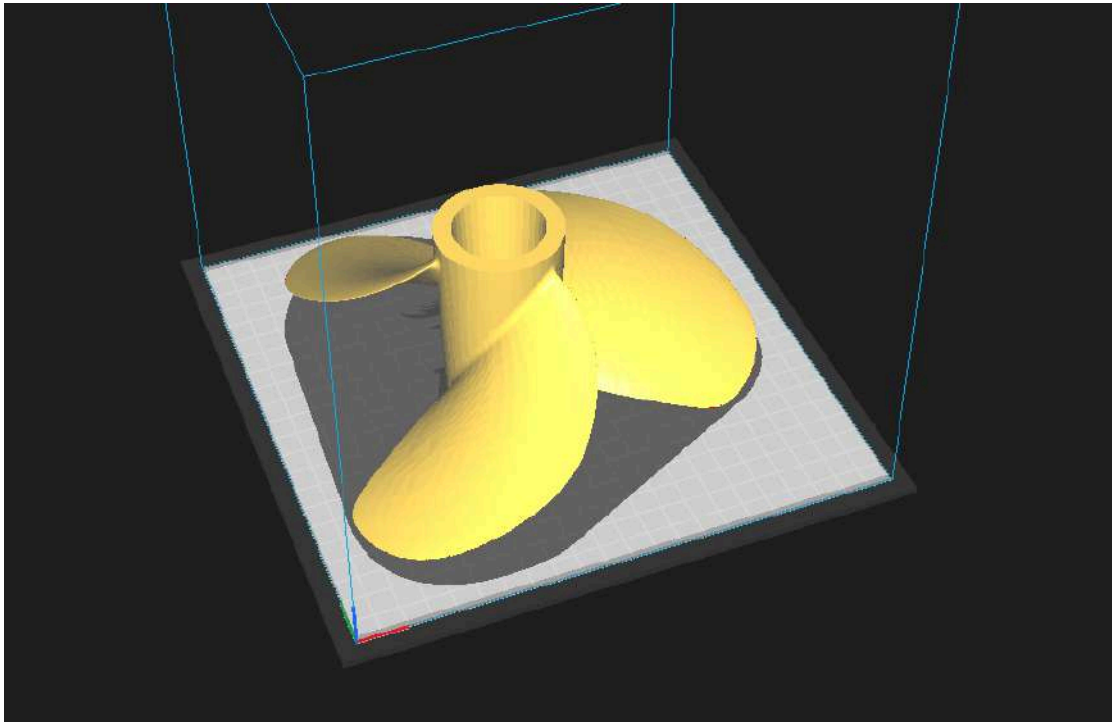


Imagen 52: Modelo a laminar primera orientación (Créditos: elaboración propia)

Debido a ser un modelo con muchas superficies en voladizo, se realiza la impresión de soportes que dan sustento a las mismas para poder ser impresas por deposición de filamento fundido. El modelo laminado con una altura de capa de 0,2mm, cuenta con 422 capas, 208g de material ABS, un tiempo de impresión de 32,2 horas y se ve de la siguiente manera:

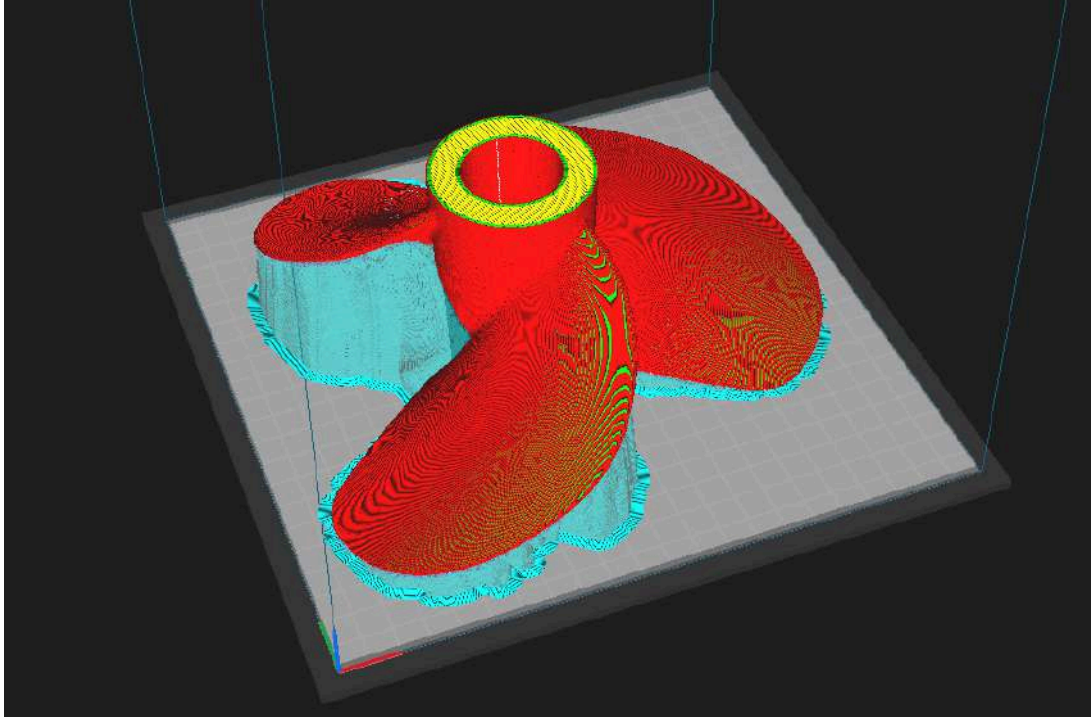


Imagen 53: Modelo laminado primera orientación (Créditos: elaboración propia)

La impresión no se puede completar debido a que el modelo bajo impresión se desprende de la base a las 10 horas de impresión. Esto se debe a que el modelo tiene muy poca superficie de apoyo sobre la cama de impresión por lo que su adherencia a la misma no es significativa a pesar de haber utilizado spray adherente para maximizarla. En la imagen se puede ver la dimensión de los puntos de apoyo de las paletas en la primera capa de impresión. En color turquesa, por otra parte, se observa la primera capa de soporte.

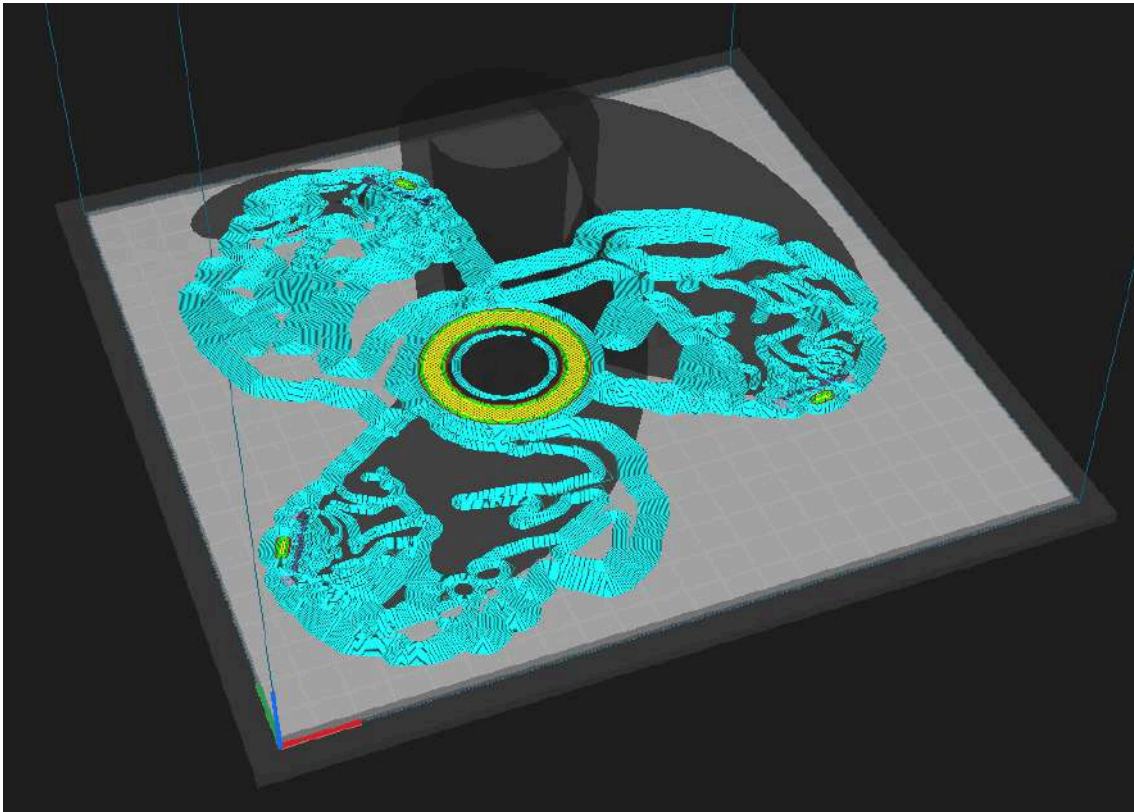


Imagen 54: Primera capa de impresión primera orientación (Créditos: elaboración propia)

Como la superficie de apoyo es dependiente del modelo, sumado a que se decide que la cara pasiva de la hélice sea la que esté en contacto con los soportes para obtener la mejor terminación posible en la cara activa, el modelo se lamina en el sentido opuesto. Se decide fabricar el modelo de manera que la fabricación inicie únicamente con el núcleo y ,que de este, vayan surgiendo las palas a medida que las capas avancen. Los parámetros de impresión no se modifican. De esta manera, el modelo dispuesto en la cama de impresión y el laminado resultan como se ven en las siguientes imágenes. Esta disposición reduce la utilización de material de soporte dando como resultado las mismas 422 capas pero 197g de material ABS utilizado y 29,5 horas de impresión estimadas.

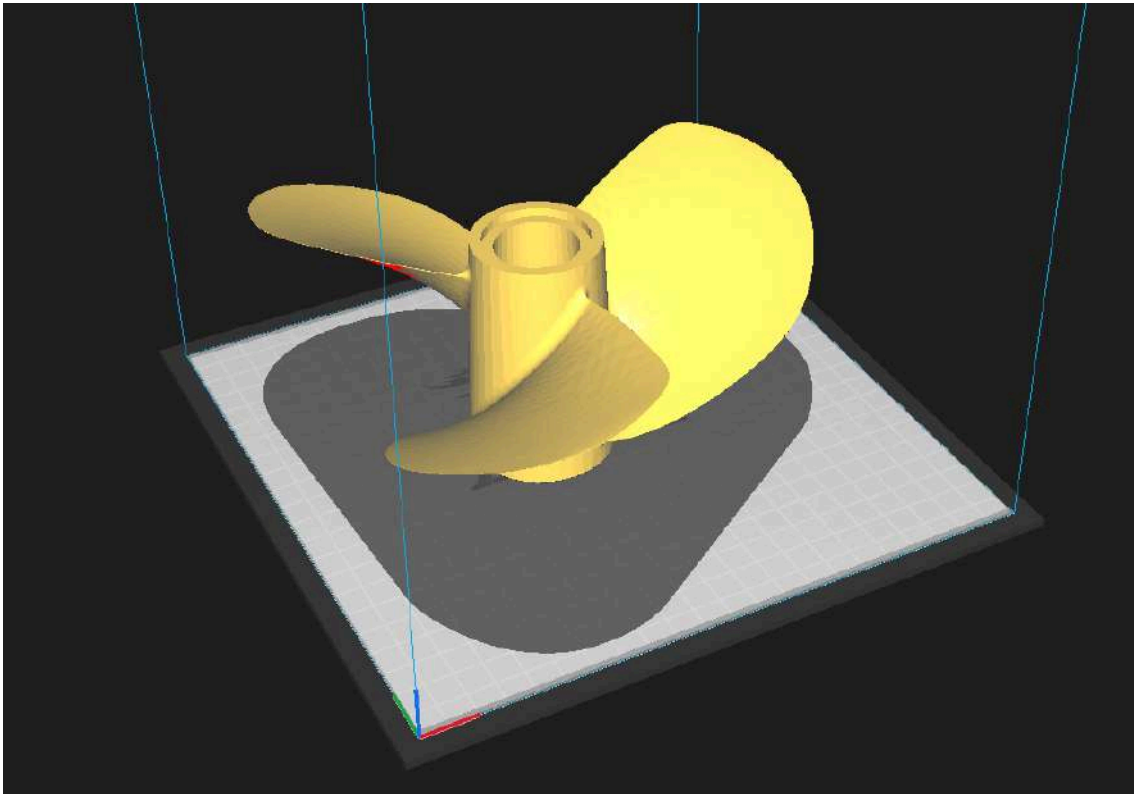


Imagen 55: Modelo a laminar segunda orientación (Créditos: elaboración propia)

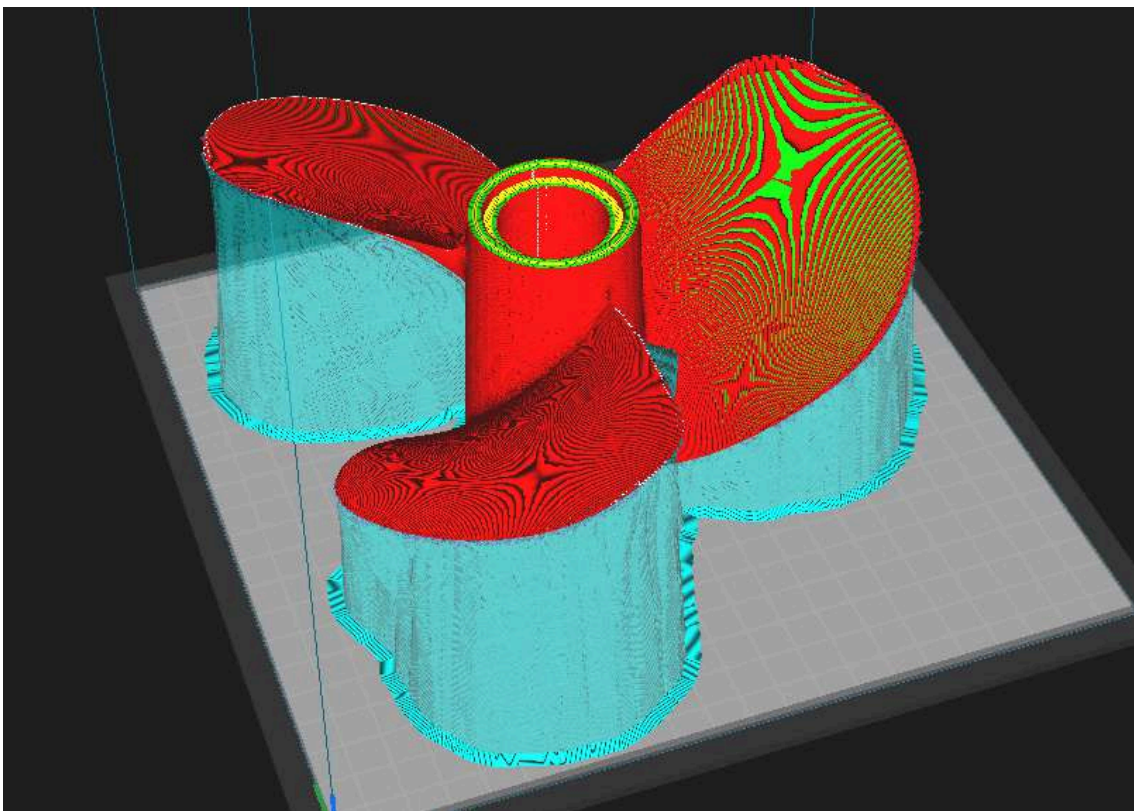


Imagen 56: Modelo laminado segunda orientación (Créditos: elaboración propia)

Una vez fabricado el modelo con estos parámetros se detectan una serie de inconvenientes. Por un lado, la contracción de material genera que las superficies que definen los bordes de las palas resulten con un espesor demasiado bajo, incluso generando roturas y muy malas terminaciones debido a ser definidas por solo una capa de filamento en algunos casos.



Imagen 57: Detalle primer modelo fabricado superior (Créditos: elaboración propia)

Por otra parte, se evidencia el fenómeno de cracking. El ABS es muy susceptible a este fenómeno al igual que al warping, como se mencionó con anterioridad. Esto se debe a que por su coeficiente de contracción térmica se inducen tensiones que terminan por deformar capas de la impresión imposibilitando o debilitando la unión entre capas. Esto se mitiga manteniendo el volumen de impresión a una temperatura elevada para que las capas no se enfríen de manera rápida y se evite la aparición de estos fenómenos. Se verifica el origen ya que el cracking aparece a partir de los 40 mm de altura donde deja de percibirse influencia de la cama caliente en el aire circundante. La cama calefaccionada mantiene a temperatura controlada las primeras capas del modelo, pero conforme se aleja de esta la impresión, este fenómeno toma mayor relevancia y aparición.

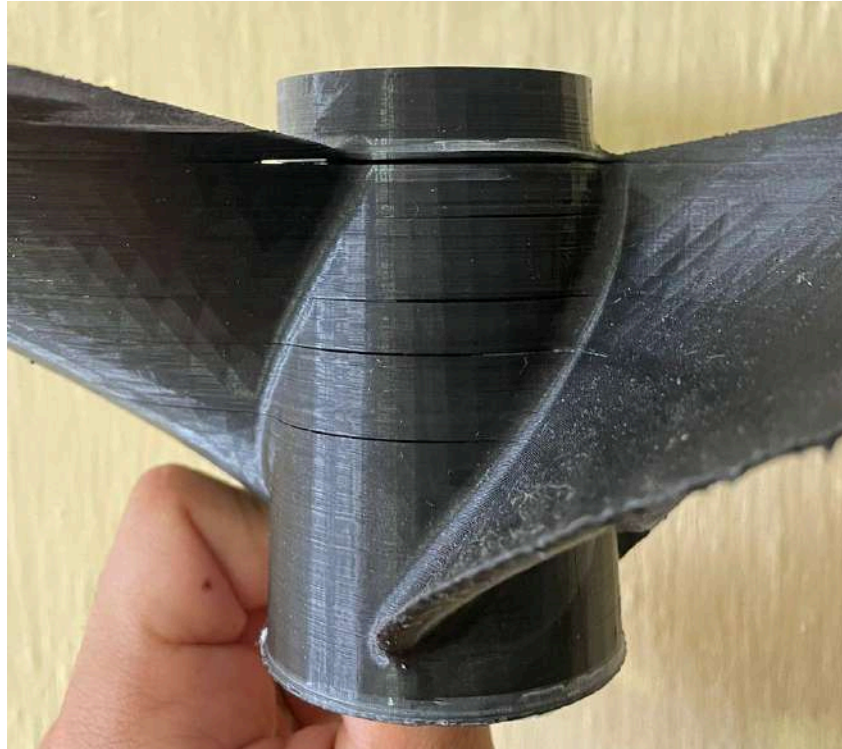


Imagen 58: Detalle primer modelo fabricado lateral (Créditos: elaboración propia)

El problema generado por las superficies de muy poco espesor se busca mitigar aplicando una función a la etapa de laminado llamada *expansión horizontal*. Esta función se utiliza para contrarrestar la contracción dimensional del material una vez que es extruido y desciende su temperatura. Elementalmente, esta función genera un offset en cada una de las capas del modelo, de esta manera aumentando su dimensión en los sucesivos planos paralelos a la base que componen a la pieza final. La geometría de las palas, a escala real, no es tan delgada aunque si se presentara este mismo problema puede mitigarse ajustando el diseño de la hélice en función del método de manufactura. Para esto es necesario verificar que este tipo de tecnología y equipo tenga la capacidad técnica de fabricar la geometría de la hélice. De este modo, aplicando esta función se busca generar un mayor solapamiento de las capas que componen las palas y ajustar su espesor en los sectores donde el grosor del modelo generaba las fallas comentadas. Como se está buscando verificar la capacidad de fabricación de la pieza, se hace foco en mejorar la terminación de las palas que resultaron ser los elementos más difíciles de fabricar para este equipo, es por esto que no se busca mantener la dimensión del orificio central, por ejemplo, que se ve reducido por la expansión horizontal ya que esto se tendría en cuenta al fabricar el modelo final. En la imagen se observa el antes y después del modelo laminado con expansión horizontal en la capa 388/422.

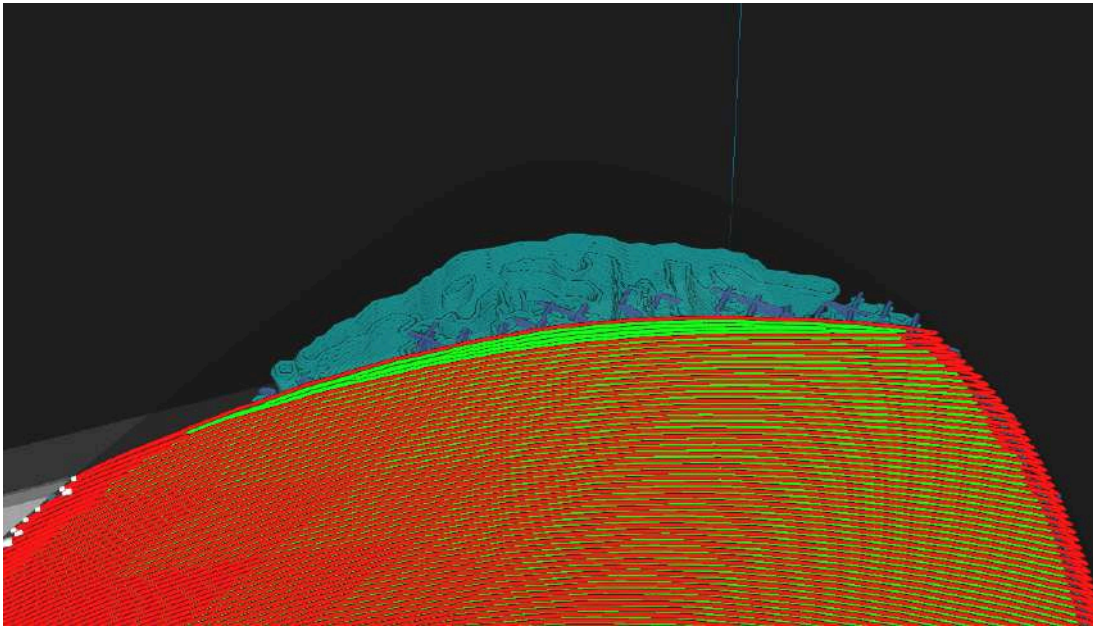


Imagen 59: Detalle laminado sin expansión horizontal (Créditos: elaboración propia)

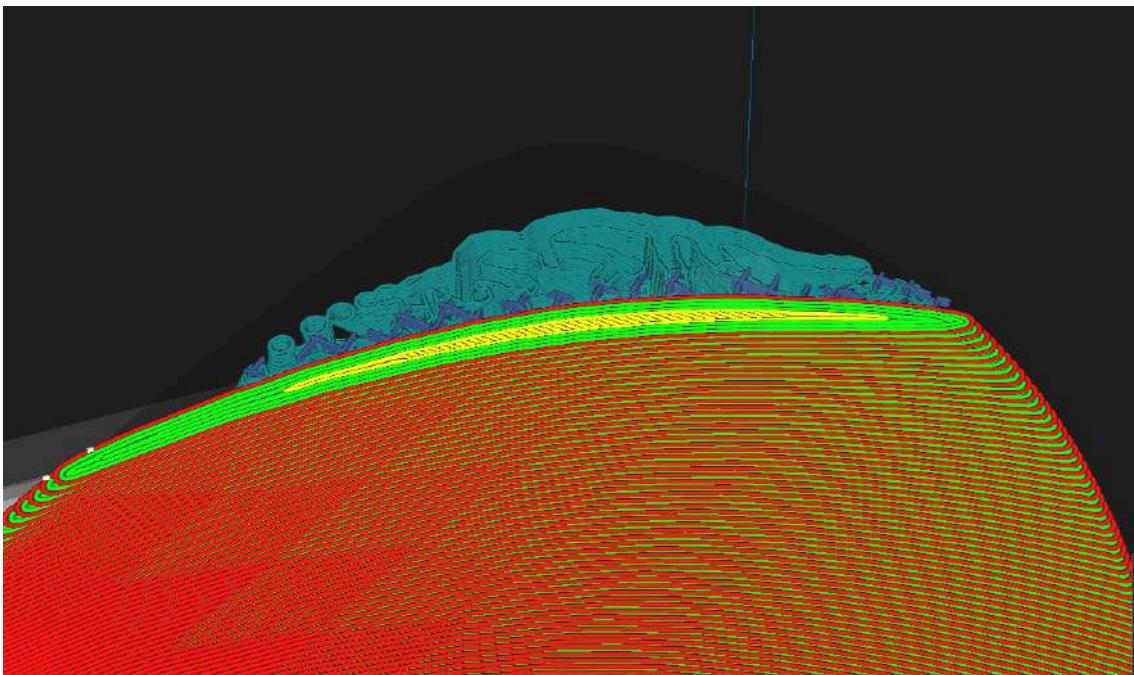


Imagen 60: Detalle laminado con expansión horizontal (Créditos: elaboración propia)

Los demás parámetros se mantienen constantes. Para mitigar el cracking, aunque se debería buscar mantener un ambiente más cálido se cubre la impresora con una estructura de cartón buscando aislar de corrientes de aire que puedan provocar la contracción del material. El modelo laminado con expansión horizontal resulta en un tiempo de impresión de 33 horas y 221g de material ABS.

La pieza final que se obtuvo luego de dos piezas fallidas a mitad del proceso de impresión, no presenta problemas de espesor en las paletas. Aunque, aún se evidencia cracking debido a no poder aislar el volumen de impresión correctamente. En las siguientes imágenes se observa el modelo fabricado satisfactoriamente a excepción del cracking en el núcleo discutido anteriormente.



Imagen 61: Detalle segundo modelo fabricado superior (Créditos: elaboración propia)



Imagen 62: Detalle segundo modelo fabricado lateral (Créditos: elaboración propia)

Si bien se considera que este modelo no verifica en su totalidad la factibilidad de fabricación, si se mitiga el cracking aislando la impresora de manera correcta con una cámara completamente cerrada es probable que resulte un modelo satisfactorio. Se decide llevar adelante la fabricación del modelo en una impresora profesional, aprovechando la posibilidad de acceder a un recurso de estas características, con el objetivo de poseer un modelo sin ningún tipo de falla o error en este material.

Para esto se lleva adelante la fabricación del modelo en una impresora *Stratasys F170*. Este equipo cuenta con un volumen de impresión de 10x10x10 pulgadas, cama calefaccionada y cámara de impresión aislada y calefaccionada y soporta materiales tales como ABS, ASA, ABS-CF, PLA, TPU y utiliza el material soluble QSR para la generación de soportes.



Imagen 63: Impresora Stratasys F170 planta IMA MAISA (Créditos: elaboración propia)

El software de laminado utilizado por este equipo es únicamente *GrabCAD* debido a que el producto ofrecido no es open-source y solo puede utilizarse con el software provisto y el material comercializado por dicha compañía.

La mayor superficie utilizable permite que el modelo fabricado sea en escala de 80% del modelo real, resultando en un 15% superior a los modelos anteriores. Los parámetros de impresión no pueden ser alterados y ya están establecidos por el fabricante. De esta manera, se fabrica en 14 horas el modelo de hélice a 80% de escala sobre el modelo real. Este cuenta con una excelente terminación superficial y no cuenta con ninguno de los errores anteriormente encontrados en la impresora de uso doméstico sin cerramiento. En las imágenes se aprecia el prototipo de hélice:

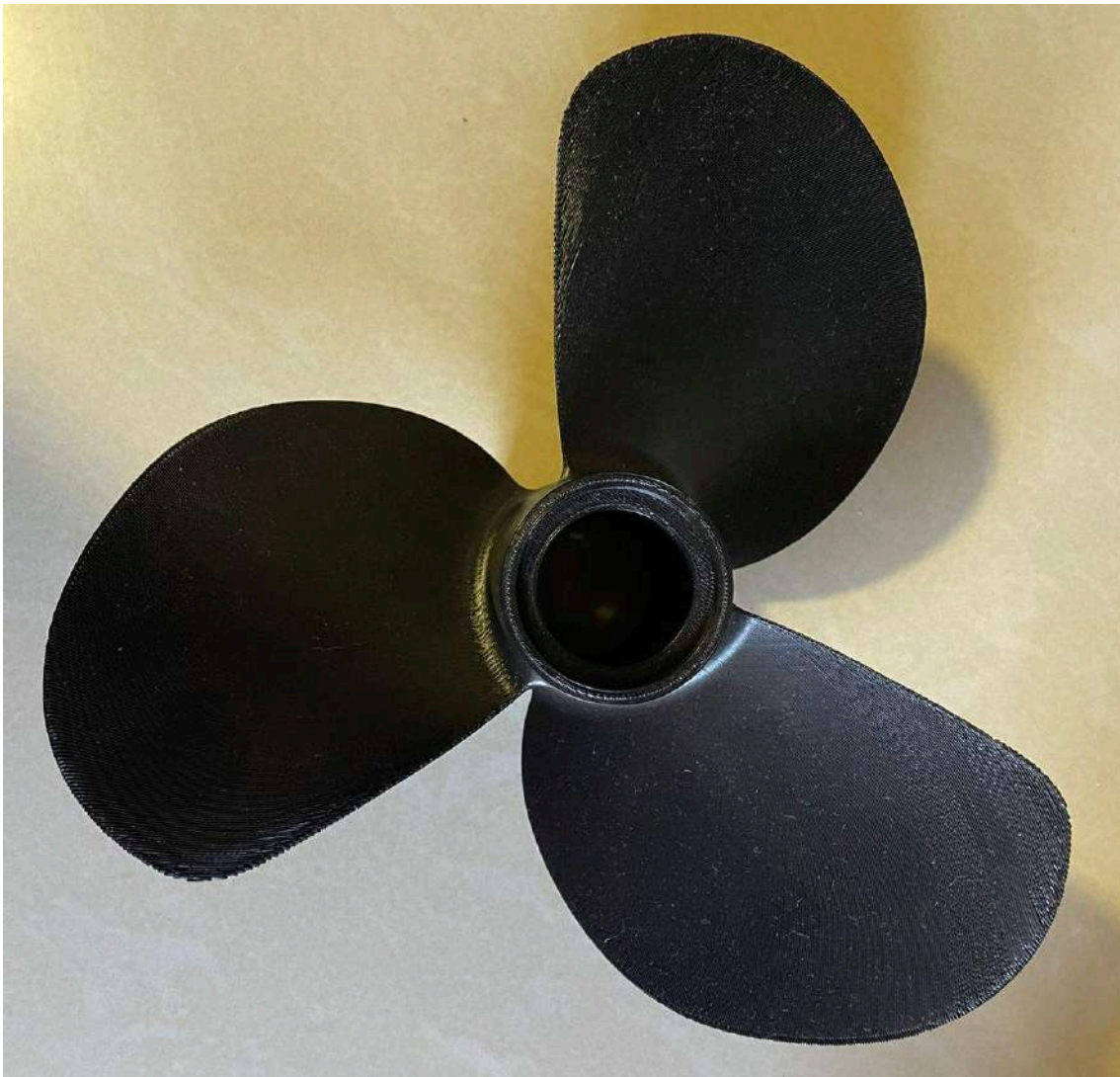


Imagen 64: Detalle modelo final fabricado en Stratasys superior (Créditos: elaboración propia)

De esta manera, se obtiene un modelo en el material y con las características necesarias para verificar la factibilidad de fabricación mediante impresión 3D FDM en ABS, más la impresión en la impresora Geetech o similar no quedó totalmente verificada. Así, se detecta la necesidad de trabajar en el aislamiento de las impresoras abiertas para poder atacar el problema de cracking y fabricar el modelo de manera correcta en ABS.

La impresora abierta muestra que esta es la causa de dicha falla al no presentarla en los primeros 40 mm de la pieza donde la temperatura se encuentra controlada de manera indirecta por la plataforma calefaccionada de impresión.



Imagen 65: Detalle modelo final fabricado en Stratasys (Créditos: elaboración propia)

Luego, se procede con la fabricación del modelo en PETG. Teniendo en cuenta los resultados obtenidos con el ABS, que si bien no verificaron totalmente la factibilidad de fabricación debido al cracking, fueron buenos; se espera que la fabricación en este material resulte satisfactoria. Esto, debido a que el PETG no presenta el problema de cracking al ser extruído en impresoras abiertas.

Al igual que con los demás modelos fabricados en la impresora Geeetech, se debe laminar el modelo en el software Cura slicer. Los parámetros de impresión que se utilizan son los recomendados por el fabricante expresados en el inicio de la sección. Esto resulta en un modelo de 422 capas con 34 hs de impresión y 240g de material PETG consumido aproximadamente entre el modelo y soportes.

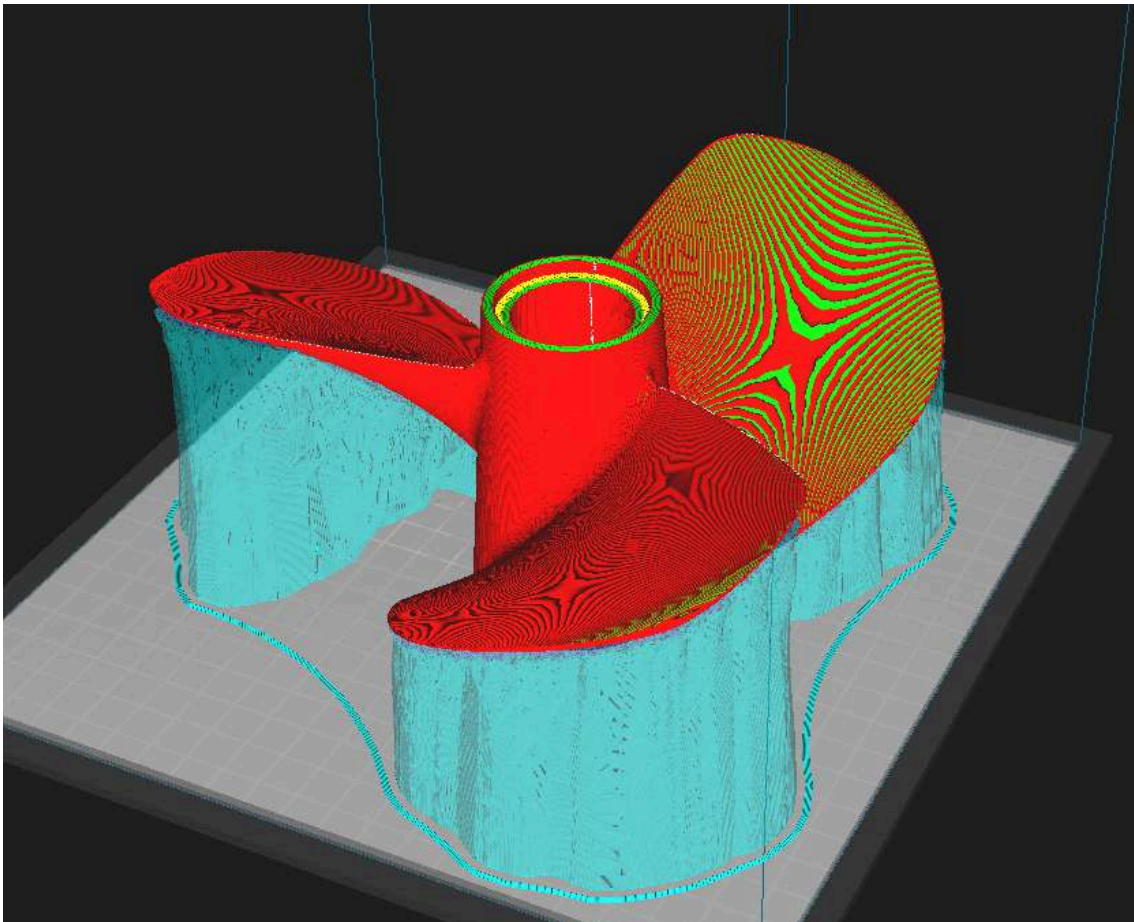


Imagen 66: Modelo laminado en PETG (Créditos: elaboración propia)

En este caso, se buscó pulir el laminado del modelo con el objetivo de ahorrar material utilizado innecesariamente y que el modelo resultase balanceado en su disposición de masa en función del radio en cada una de las palas. Para esto se buscó eliminar las capas superiores que se generaban dentro del modelo y que se ven en color amarillo en la imagen.

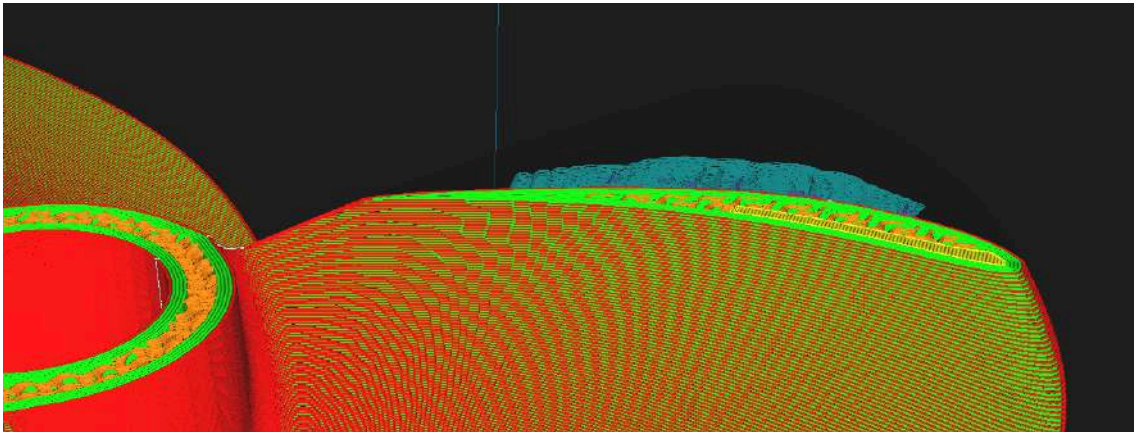


Imagen 67: Laminado previo al ajuste del valor de skin removal width (Créditos: elaboración propia)

Para esto se utilizó la función *skin removal width* en un valor de 6 mm, logrando en la misma sección un laminado como el que se ve en la imagen. Donde solo se observan paredes exteriores y relleno gyroid y desaparecen las capas superiores innecesarias dentro del modelo que se veían en color amarillo.

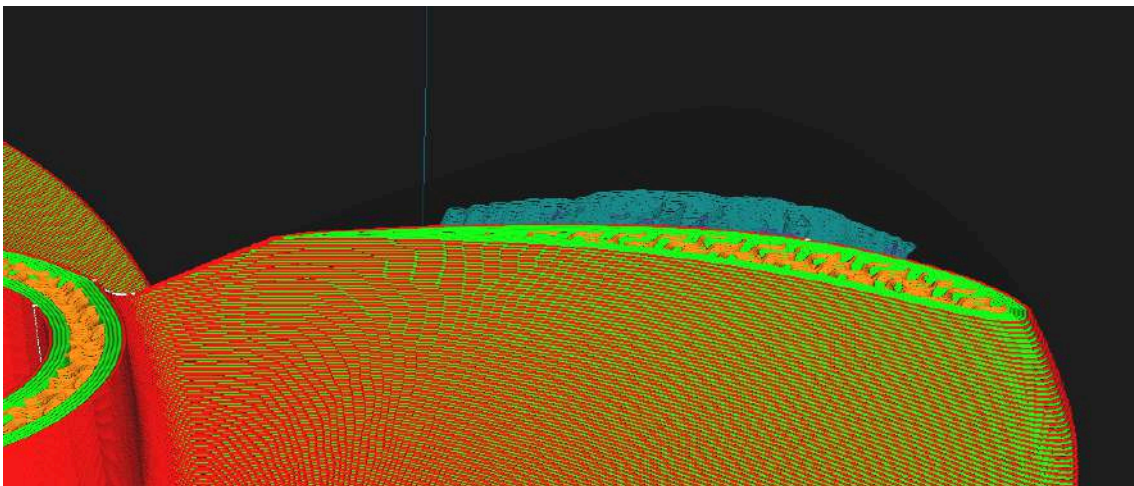


Imagen 68: Laminado posterior al ajuste del valor de skin removal width (Créditos: elaboración propia)

Luego de calibrar la impresora Geeetech, con las pruebas pertinentes para pasar a imprimir en PETG, se procede con la fabricación del modelo antes laminado. La manufactura del modelo resulta satisfactoria en la primera prueba, mostrando la mayor facilidad de impresión de este material. El modelo obtenido no presenta ninguna falla de manufactura como si presentó cuando se fabricó con ABS en el mismo equipo. El modelo fabricado se puede apreciar en las siguientes imágenes:



Imagen 69: Detalle modelo final fabricado en PETG (Créditos: elaboración propia)



Imagen 70: Detalle modelo final fabricado en PETG (Créditos: elaboración propia)



Imagen 71: Detalle modelo final fabricado en PETG (Créditos: elaboración propia)

Se considera que este modelo verifica la factibilidad técnica de manufactura en una impresora de sobremesa abierta tipo Geeetech A10. La hélice debe contar con un sistema de fijación al eje para estar en condiciones de transmitir potencia, es por esto que debe calcularse y verificarse un acoplamiento por chaveta paralela que se verifique con la resistencia mecánica del PETG. En el *Anexo III* se lleva adelante el cálculo y verificación de la chaveta que resulta de 5x5 mm con un largo de 100 mm para un eje de diámetro 14 mm, ambos fabricados en acero 1020.

El modelo final con alojamiento que resulta de la adición del orificio del eje adoptado y el chavetero se aprecia en la imagen.

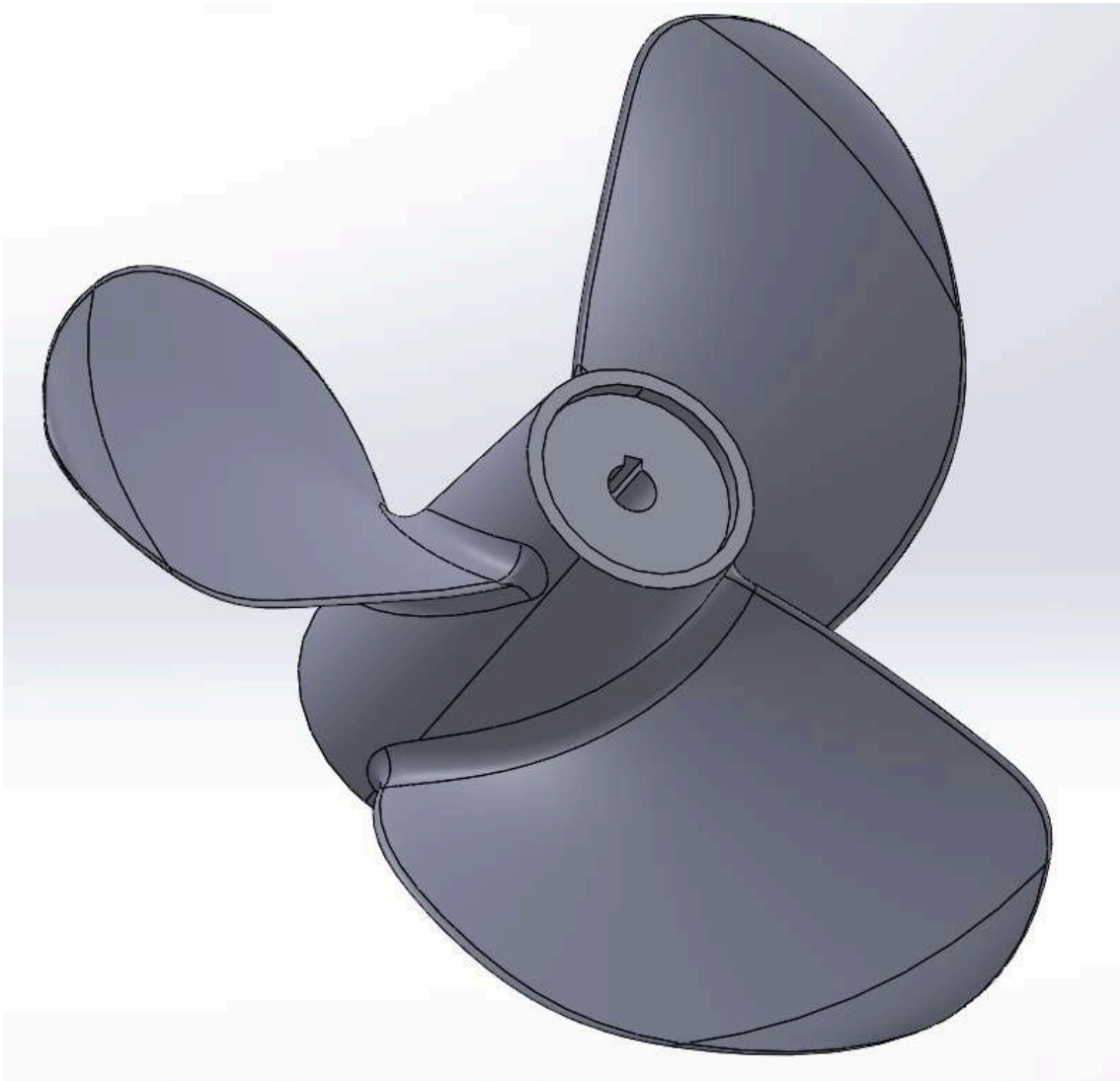


Imagen 72: Detalle modelo final hélice (Créditos: elaboración propia)

Si bien, la manufactura final se estableció en un 100% de relleno, se debe analizar el caso del núcleo ya que resulta el elemento de mayor volumen y por consiguiente el elemento con mayor consumo de plástico. Se evalúa reducir el relleno en este elemento aumentando las capas de pared para no perder resistencia, por sobre todo en la zona del chavetero donde se concentran esfuerzos, o alivianar el núcleo desde el diseño. Se decide esta última opción como en la mayoría de hélices comerciales con un arreglo de ranuras adicionadas al núcleo. Esto se considera como la mejor alternativa ya que reducir el relleno en el núcleo reduciría de manera global la resistencia del mismo mientras que agregar las ranuras al diseño además de reducir el uso de material, agrega capas de perímetros a la sección que agregarían resistencia mecánica en comparación a la presencia de líneas de relleno en la misma zona. El modelo final adoptado se ve en la siguiente imagen:

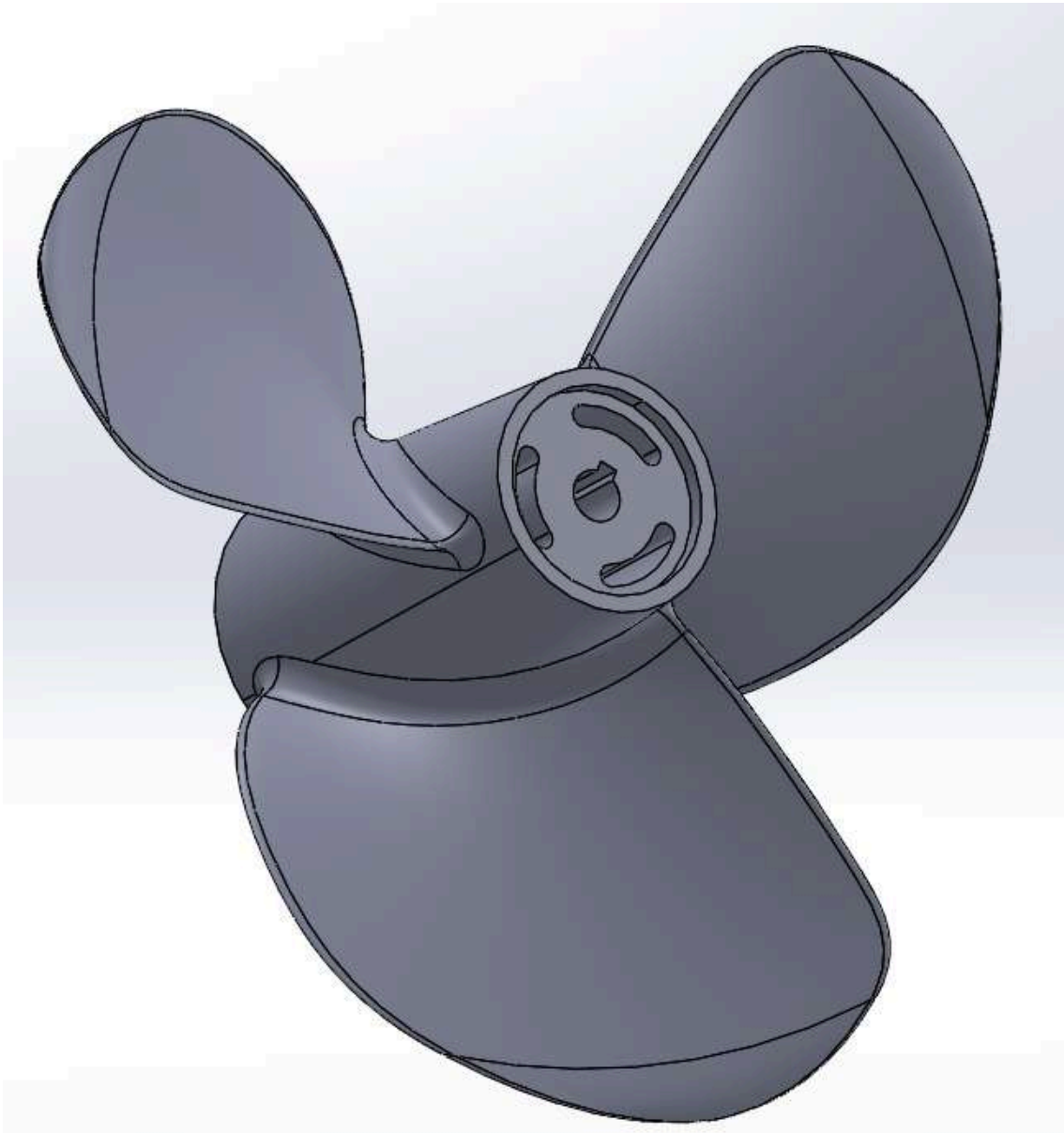


Imagen 73: Detalle modelo final hélice, núcleo alivianado (Créditos: elaboración propia)

Una vez que se obtiene el modelo final con la fijación al eje y verificada la factibilidad técnica de fabricación en PETG, habiéndose simulado mediante FEA, se procede con el análisis de costos pertinente a la verificación de factibilidad económica. Este se lleva adelante con los siguientes supuestos:

- Material PETG
- Costo PETG de 20 USD/kg
- Impresora abierta con volumen mínimo 300x300x130
- Modelo en escala real con núcleo alivianado propuesto
- Modelo impreso con 100% de relleno

6. ANÁLISIS DE COSTOS

Es preciso analizar la rentabilidad de fabricar la hélice por impresión 3D FDM como un producto para el mercado. Se deben establecer algunos parámetros con el objetivo de proceder con el análisis de rentabilidad. Este se lleva adelante con un método estático y uno dinámico. La diferencia entre ambos radica en que el método dinámico tiene en cuenta el valor temporal del dinero, es decir, tiene en consideración que una unidad monetaria recibida hoy tiene mayor valor que una recibida en el futuro. De esta manera, deben verificarse ambos métodos para considerar rentable el proyecto.

El análisis se enmarca en un proyecto de corta duración, con una vida estimada de 3 años y una producción anual de 96 hélices. Esto se traduce en la fabricación de 8 hélices mensuales a tamaño real. Realizando el laminado con los parámetros utilizados para el PETG y una densidad de relleno del 100%, mediante el software *Cura Slicer* se estima un tiempo de impresión máximo de 122 hs y el consumo de 1448 g de material PETG por unidad fabricada.

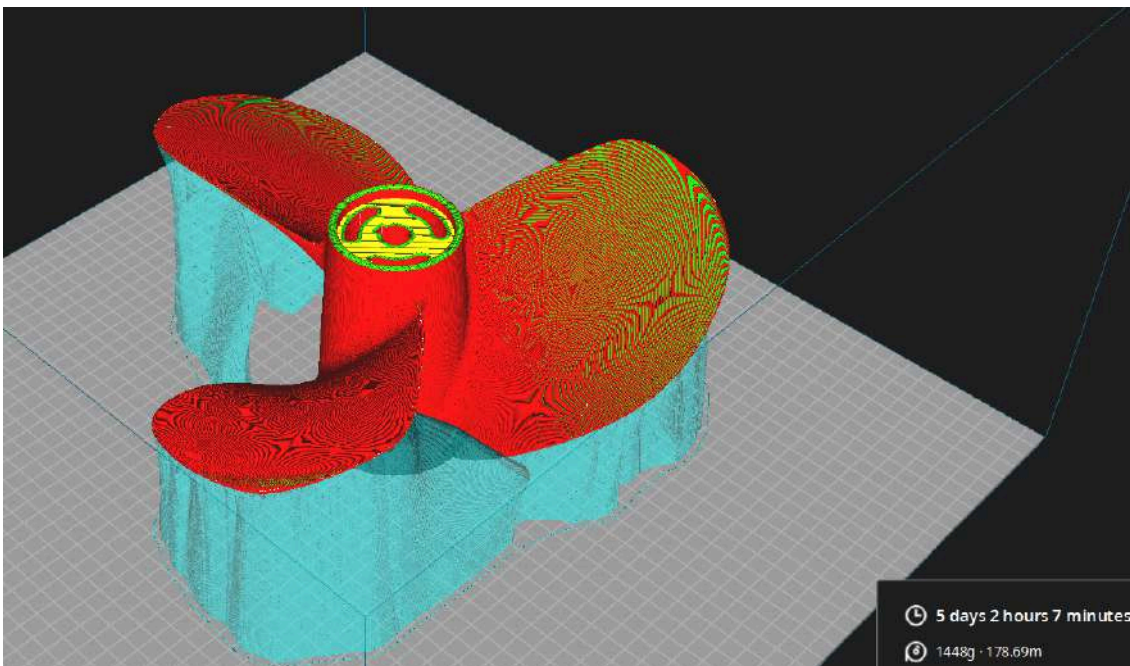


Imagen 74: Modelo final laminado(Créditos: elaboración propia)

Debido a ser impresiones de tanta duración, se tiene en cuenta un tiempo de manufactura un 25% superior al estimado con el objetivo de tener en cuenta la tasa de fallos y el consumo energético en modelos no finalizados. Por otra parte, el material PETG se encuentra disponible en bobinas de 5 kg lo que resulta en el no aprovechamiento de 0,65 kg por bobina. Para tener esto en consideración, se estima el material utilizado por hélice en 1,66 kg, pudiendo fabricarse 3 hélices por bobina y teniendo en cuenta en el costo de materia prima el material no aprovechado.

Se realiza una estimación de la inversión total cuya expresión viene dada por:

$$I_T = I_W + I_F$$

Donde:

$$I_T \rightarrow \text{Inversión total}$$

$$I_F \rightarrow \text{Inversión fija}$$

$$I_W \rightarrow \text{Inversión en capital de trabajo}$$

Siendo la inversión fija el costo de los equipos instalados y la inversión en capital de trabajo es el monto necesario para producir durante un mes. Este último se estima con los costos sin depreciación que se detallan más adelante. Así, la inversión fija resulta de la compra de dos *Crealty ENDER 5 Plus*, impresoras FDM open source tipo core XY con un volumen de impresión de 350x350x400, con una alimentación de 550 W. La inversión total resulta:

$$I_T = 2 * 760 + 545 = 2065 \text{ USD}$$

Luego, se estiman los costos de producción. Dentro de estos, se dividen los costos fijos de los variables.

Respecto a los costos variables se tienen en consideración los siguientes:

- Costo por materia prima:

Se calcula en base al costo por kilo del material PETG y el consumo de material por hélice:

$$C_{MP} = 1,66 \left[\frac{kg}{ud} \right] * 20 \left[\frac{USD}{kg} \right] * 96 \left[\frac{ud}{año} \right] = 3187,2 \left[\frac{USD}{año} \right]$$

- Costo de mano de obra:

Es necesario contar con un técnico que controle las impresiones a simple turno. Se estima con el ingreso mínimo de referencia utilizado para operarios CNC por el sindicato de trabajadores metalúrgicos. El costo anual resulta:

$$C_{MO} = 4200 \left[\frac{USD}{año} \right]$$

- Costo de servicios:

Se tiene en cuenta la potencia de alimentación de ambos equipos de impresión 3D y las horas que se utilizan para imprimir las unidades anuales previstas. El valor del kWh se toma de referencia el T1R CV5 del cuadro tarifario EDEA B.O. 30/05/2023.

$$C_{\text{Servicios}} = 0,550[kW] * 153 \left[\frac{hs}{ud} \right] * 96 \left[\frac{ud}{año} \right] * 0,032 \left[\frac{USD}{kWh} \right] = 258 \left[\frac{USD}{año} \right]$$

- Costo de mantenimiento:

Se estima como una fracción (7%) de la inversión fija, anualmente.

$$C_{\text{Mantenimiento}} = 7\% * I_F = 0,07 * 1520 \left[\frac{USD}{año} \right] = 106 \left[\frac{USD}{año} \right]$$

Por otra parte, se tienen en cuenta los costos fijos.

- Costo de depreciación:

El costo de depreciación se calcula con el método que está considerado legalmente en Argentina, el de la línea recta. De esta manera, el valor anual del costo de depreciación se calcula según la siguiente expresión:

$$\text{Valor depreciado anual} = e * (I_F - L)$$

Donde:

I_F : Inversión fija

L: Valor residual = 10%* I_F

n : años de vida del proyecto

$$e = \frac{1}{n} = \frac{1}{3}$$

De esta manera, el costo de depreciación anual resulta:

$$\text{Valor depreciado anual} = 0,33 * (1520 \text{ USD} - 152 \text{ USD}) = 451 \left[\frac{USD}{año} \right]$$

- Costo por impuestos:

Se estima su costo anual como el 2% de la inversión fija.

$$C_{\text{Impuestos}} = 2\% * I_F = 30 \left[\frac{\text{USD}}{\text{año}} \right]$$

- Costo por seguros:

Se estima su costo anual como el 0,75% de la inversión fija.

$$C_{\text{Seguros}} = 0,75\% * I_F = 11 \left[\frac{\text{USD}}{\text{año}} \right]$$

- Costo de ventas:

Se estima su costo anual como el 2,5% de la inversión fija.

$$C_{\text{Ventas}} = 2,5\% * I_F = 38 \left[\frac{\text{USD}}{\text{año}} \right]$$

- Costo I+D:

Se estima su costo anual como el 2,5% de la inversión fija.

$$C_{\text{I+D}} = 2,5\% * I_F = 38 \left[\frac{\text{USD}}{\text{año}} \right]$$

De esta manera, los costos totales (en *USD/año*) se resumen en las siguientes tablas:

COSTOS VARIABLES	
Materia prima	3187
Mano de obra	4200
Servicios	258
Mantenimiento	106

COSTOS FIJOS	
Depreciación	451
Impuestos	30
Seguros	11
Ventas	38
I+D	38

Tabla 17: Costos fijos y variables (elaboración propia)

Así, teniendo en cuenta la producción anual de 96 unidades costos variables y fijos por unidad resultan:

CFu	6 <i>USD/ud</i>
CVu	81 <i>USD/ud</i>

De esta manera, esperando una ganancia del 45% sobre los costos totales de producción se establece el precio de venta:

VALOR VENTA	126 <i>USD/ud</i>
--------------------	-------------------

Este, resulta en la sexta parte del valor comercial de una hélice en fundición de bronce comparable a la diseñada en dimensiones y aplicación (Michigan 3B13DJ355) que tiene un valor de 625 USD. De esta manera, la hélice resulta con un valor de venta considerablemente competitivo.

Luego, se debe analizar la rentabilidad del proyecto. Para esto, se confecciona el cuadro de fuentes y usos para los tres años de vida del proyecto. Algunas consideraciones previas son:

$$TRMA = 20\%$$

$$\text{Impuestos} = 40\% \text{ sobre ventas}$$

Luego, se confecciona el cuadro de fuentes y usos considerando el primer año del proyecto a un 80% de capacidad con el objetivo de considerar la barrera de entrada al mercado:

	AÑO 1	AÑO 2	AÑO 3
OPERACIÓN	80%	100%	100%
UNIDADES	77	96	96
FUENTES			
CAPITAL PROPIO (IT)	2065		
VENTAS NETAS	9652	12065	12065
TOTAL (a)	11717	12065	12065
USOS			
ACTIVO FIJO (IF)	1538		
ACTIVO DE TRABAJO (IW)	158		
COSTOS DE PRODUCCIÓN	6787	8321	8321
TOTAL (b)	8483	8321	8321
BNAI (a)-(b)	3234	3744	3744
IMPUESTOS	1294	1498	1498
Beneficio Neto	1941	2247	2247
DEPRECIACIÓN INTERNA	451	451	451
FC	2392	2698	2698

Montos expresados en USD

Tabla 18: Cuadro de fuentes y usos (elaboración propia)

Donde:

$$\text{Flujo de caja: } FC = V - C - t * (V - C - e(If - L))$$

V: Ingreso total por ventas

C: Costos totales sin depreciación

t: Tasa impositiva (considerada 40%)

e: Factor de depreciación legal

If: Inversión fija

L: Valor residual

Para evaluar la rentabilidad se utiliza como método dinámico, el del valor presente (VP) que compara los valores presentes de todos los flujos de caja del proyecto con la inversión inicial y como método estático el tiempo de repago (nR) que calcula el periodo de tiempo necesario para recuperar la inversión inicial depreciable en forma de flujo de caja del proyecto. El criterio para considerar rentable al proyecto es que el VP resulte mayor a cero y que el nR resulte menor a la mitad de la vida del proyecto (1,5 años).

Las expresiones que definen al valor presente y tiempo de repago son:

$$VP = -I_T + \sum_{k=1}^n \frac{FC_K}{(1+i)^K}$$

$$n_R = \frac{I_F - L}{FC_P}$$

(Donde FCp es el flujo de caja promedio)

Los valores calculados resultan:

$$VP = 3362 \text{ USD} > 0 \text{ USD}$$

$$nR = 0,53 \text{ Años} < 1,5 \text{ Años}$$

De esta manera, el proyecto resulta rentable ya que se verifican ambos criterios.

7. PROPUESTA DE CONTINUACIÓN

El alcance del trabajo se ve limitado en un campo de trabajo muy extenso como lo es la manufactura aditiva. Esta tecnología se encuentra en auge tanto desde el punto de vista de las capacidades técnicas de los equipos de impresión 3D como del desarrollo de soluciones de ingeniería de materiales. Se proponen algunos puntos a desarrollar en trabajos posteriores.

En primera instancia, queda abierta a desarrollo la etapa de testeo de prototipos de hélices impresas en 3D. Para esto se debe fabricar una plataforma de ensayos para estas, teniendo en cuenta la posibilidad de ensayo de otro tipo de propulsores distintos a los diseñados. A su vez, se propone ensayar hélices con distintas configuraciones de densidad de relleno y sólidas para sacar conclusiones de la incidencia en las propiedades mecánicas y en la resistencia de la hélice. Esto permite sacar las últimas conclusiones acerca de la factibilidad de fabricación previas al inicio del proyecto propuesto en el análisis económico.

Por otra parte, se considera de gran valor el desarrollo de trabajos en torno a los siguientes ítems:

- Diseño de banco de pruebas para hélices pequeñas/ medianas:

La etapa de testeo de los dispositivos propulsores de embarcaciones acuáticas es un punto fundamental en el proceso iterativo de diseño y optimización. Es por esto que resulta de interés contar con una plataforma de ensayos que permita el análisis del desempeño de hélices para su posterior comparación, modificación y/o verificación en un ambiente controlado sin necesidad de proceder con una prueba en una embarcación, con los costos asociados que esto supone. El diseño de un dispositivo de pruebas para hélices de tamaño pequeño/ mediano permitiría avanzar con el testeo de las hélices fabricadas mediante manufactura aditiva impulsando el desarrollo de esta temática, siendo un paso indispensable antes de poder introducir las o proponerlas como una alternativa en el mercado de hélices.

- Impresión de materiales compuestos:

Los materiales compuestos surgen de la unión de, al menos, dos materiales. Donde uno actúa como matriz y el resto como materiales de refuerzo. El objetivo de los materiales de refuerzo es adicionar propiedades al material matriz con el objetivo de mejorar su desempeño en cierto tipo de aplicación. De esta manera, los materiales compuestos han cobrado mucha relevancia en la fabricación de piezas de bajo peso y altas propiedades mecánicas. Los materiales de refuerzo pueden caracterizarse por su geometría, por la que se pueden distinguir materiales compuestos de partículas, de fibras (cortas, largas o continuas), estratificados, entre otros.



Imagen 75: Pieza impresa en 3D con material reforzado con fibras de carbono (Créditos: 9Tlabs)

Los materiales compuestos de fibras resultan de mucho interés gracias a poder mejorar las propiedades en direcciones específicas. Las más conocidas y utilizadas son la fibra de carbono, la fibra de vidrio y el kevlar. Estos materiales son de reciente aplicación en la impresión 3D FDM. Como materiales matriz se utilizan principalmente Nylon, ABS y PC, pero también hay registros de PLA o PETG con adición de fibras.

La adhesión de fibras cortas, que son segmentos de longitud menor a un milímetros dentro de una matriz de termoplástico convencional aumenta considerablemente la resistencia del material conservando la capacidad del material de ser extruido mediante un proceso de impresión FDM convencional.



Imagen 76: Pieza fabricada en Nylon con fibra de carbono (Créditos: fillamentum)

Por otra parte, los mejores resultados desde el punto de vista de propiedades mecánicas se dan con los refuerzos de fibra continua para los cuales es necesario contar con dos cabezales de extrusión. Un cabezal es extruye el polímero matriz mientras que el otro extruye las fibras de manera continua y en la dirección necesaria a efectos de las propiedades objetivo de la pieza. Existen aplicaciones de esta tecnología en productos comerciales reemplazando a aleaciones de metal.



Imagen 77: Cuadro de bicicleta fabricado por impresión 3D con adhesión de fibras continuas (Créditos: AREVO)

Es de gran valor poder caracterizar los materiales compuestos de impresión 3D FDM, comprender las propiedades en función a los parámetros de fabricación y en comparación al material matriz puro. Por otro lado, se puede analizar la factibilidad de reemplazo de piezas metálicas por piezas impresas con fibras continuas y los requerimientos técnicos involucrados en el proceso de extrusión de este tipo de materiales.

- Diseño generativo para impresión 3D:

En la actualidad se han desarrollado nuevos métodos de diseño asistidos por algoritmos basados en inteligencia artificial. Estos métodos de diseño buscan optimizar al máximo la utilización de material y las propiedades de la pieza objetivo por lo que se vinculan directamente con la manufactura aditiva por la capacidad de generar geometrías que mediante métodos de fabricación por sustracción de material no serían posibles o económicas de generar. En la imagen se puede apreciar el proceso elemental de diseño generativo, donde se define el volumen, las funciones y restricciones para que el software optimice y genere la topología para poder, luego, validarla mediante FEA.



Imagen 78: Proceso de diseño generativo (Créditos: edstechnologies)

Es de interés generar conocimiento y aplicación de estas técnicas en busca de conocer su aplicabilidad y las posibilidades que abre en la optimización de diseños actuales de maquinaria o mecanismos mecánicos de toda índole.

8. CONCLUSIONES

El desarrollo del trabajo permite mostrar que la manufactura aditiva como se conoce en la actualidad aún no ha abarcado todos los nichos de fabricación y aplicación potenciales para la misma.

Con el objetivo de verificar la factibilidad de fabricación de una hélice para velero, se seleccionó el ACCENT 26, con una eslora de 8 m y un desplazamiento de 2500 kg, como embarcación modelo. Luego, se logró comprender el funcionamiento de las series sistemáticas de hélices como las MAU, o las series de Wageningen, utilizadas en el posterior desarrollo. De esta manera y atendiendo a las restricciones impuestas por las características de la embarcación modelo; como ser la potencia, velocidad de diseño, revoluciones por minuto del motor, etc; se logra llevar adelante el cálculo y caracterización de cuatro hélices que cumplen con las características necesarias. Se optó como criterio de selección la de mayor eficiencia de propulsión que resultó de 56%. La hélice propuesta, de esta manera es caracterizada por los siguientes parámetros:

- Diámetro: 0,33 m
- Paso: 0,22 m
- Relación de áreas (A_e/A_o): 0,35
- Coefficiente de empuje (K_t): 0,1456
- Coefficiente de torque (K_q): 0,0159
- Empuje (T): 81,9 kg
- Eficiencia: 56%

Calculada la hélice, se considera la flexión de las palas como el elemento crítico. Por esto, se simula mediante FEA para verificar la resistencia mediante la suite de simulación de SolidWorks. Se propone un criterio de aceptación en función a los desplazamientos resultantes que genera la necesidad de modificación del modelo original.

Una vez verificada la resistencia teórica de la hélice propuesta en material ABS y PETG, se procede con el proceso de fabricación de un modelo a escala. Para esto, se llevan adelante una serie de pruebas respecto a los parámetros para mitigar los defectos que se presentaron a la hora de la fabricación. Se logra obtener un modelo a escala de 65% en ABS que solo presenta el fenómeno de cracking por la incorrecta aislación de la cámara de impresión, que se confirma necesaria para la fabricación en ABS, por lo que la factibilidad técnica de fabricación de la hélice en este material en una impresora abierta no queda comprobada en su totalidad. A efectos de contar con un modelo a escala sin ningún tipo de falla en ABS, se obtiene el acceso a una impresora del tipo profesional *Stratasys F170*, cortesía de la empresa IMA MAISA de la ciudad de Mar del Plata. Así, se fabrica un modelo de hélice al 80% de escala sin ningún tipo de error, demostrando la factibilidad de fabricación de la hélice (en una impresora industrial más aún no en un equipo de sobremesa) y la importancia de una aislación (y calefacción) en la cámara de impresión para un material susceptible al cracking como el ABS. Luego, se procede con la verificación de factibilidad técnica de fabricación en PETG, para lo que se realiza el mismo procedimiento, obteniendo un resultado satisfactorio desde la primera prueba en el equipo de sobremesa Geeetech A10. Verificada la factibilidad de fabricación en material PETG, y teniendo en cuenta que la hélice debe ser capaz de

transmitir la potencia del eje, se diseña el acoplamiento al eje mediante chaveta paralela para completar el diseño.

La etapa de testeo de factibilidad técnica de fabricación permite comprender cómo el PETG ha desplazado al ABS en la mayoría de aplicaciones relacionadas a la impresión 3D. Esto, debido a su mayor facilidad de impresión, menor tasa de fallos, mejor adherencia intercapa y similar resistencia mecánica.

Una vez verificada la factibilidad técnica de fabricación y completado el diseño, se propone un proyecto para evaluar la rentabilidad de ingresar al mercado con la hélice como producto. Para esto, se desarrolla un análisis de costos y se establece un precio de venta de 126 USD que resulta, aproximadamente, una quinta parte del precio de mercado de hélices análogas fabricadas en fundición de bronce en el mercado internacional. Esto, teniendo en cuenta una tasa de fallos en la manufactura de un 25% y contemplando el material no aprovechado por el fraccionamiento de la materia prima disponible. Luego, se lleva adelante la proyección del proyecto con una vida estimada de sólo 3 años y se analiza la rentabilidad mediante el valor presente y el tiempo de repago. Estos resultan en 3362 USD y 0,53 años, respectivamente, por lo que se verifica la rentabilidad del proyecto y por consiguiente la factibilidad económica.

En resumen, se logra verificar tanto la factibilidad técnica como la factibilidad económica de introducir la impresión 3D FDM en la fabricación de hélices para este tipo de embarcaciones. Para esto, se desarrollaron conocimientos elementales en la dinámica y los parámetros que definen a una hélice como el elemento encargado de transformar el movimiento rotacional del motor de la embarcación en un empuje que genera el avance de esta. Por otra parte, se llevó adelante el cálculo preliminar y la selección del propulsor óptimo basándose en uno de los métodos tradicionales en la arquitectura e ingeniería naval como lo son las series sistemáticas de propulsores, aplicando los conocimientos como profesional y desarrollando la habilidad de investigación sobre tópicos y metodologías, quizá, no tan directamente relacionadas a la formación de grado.

Cómo último paso, se debe llevar adelante el testeo de hélices fabricadas con esta tecnología. Ensayos de vida útil, solicitudes máximas, entre otros; son necesarios para poder completar la etapa de desarrollo previa a la ejecución del proyecto económico que se analiza anteriormente. Esto queda pendiente debido al alcance del proyecto y se propone como línea de continuación, tanto para el estudio de hélices como para la caracterización de piezas fabricadas por manufactura aditiva.

BIBLIOGRAFÍA

- [] The society of naval architects & marine engineers. (1988). *Principles of Naval Architecture Second revision* (2.^a ed., Vol. 2). E.V. Lewis.
- [] Nawawi, K. (s. f.). *The Wageningen Propeller Series (G. Kuiper)*. Scribd. <https://es.scribd.com/document/402540817/The-Wageningen-Propeller-Series-G-Kuiper>
- [] Gaafary, M., El-Kilani, H., & Moustafa, M. M. (2011). Optimum design of B-series marine propellers. *Alexandria Engineering Journal*, 50(1), 13-18. <https://doi.org/10.1016/j.aej.2011.01.001>
- [] Ekinci, Serkan. (2011). A Practical Approach for Design of Marine Propellers with Systematic Propeller Series. *Brodogradnja*. 62. 123-129.
- [] Barczak, N. (2023, 17 abril). *Propellers By the Numbers: Propeller Dimensions*. DMS Marine Consultant. <https://www.dmsonline.us/propellers-by-the-numbers/>
- [] Baltazar, J., Rijpkema, D., & De Campos, J. F. (2021). Prediction of the Propeller Performance at Different Reynolds Number Regimes with RANS. *Journal Of Marine Science And Engineering*, 9(10), 1115. <https://doi.org/10.3390/jmse9101115>
- [] Tadros, Mina & Ventura, Manuel & Guedes Soares, Carlos. (2021). Design of Propeller Series Optimizing Fuel Consumption and Propeller Efficiency. *Journal of Marine Science and Engineering*. 9. 1226. [10.3390/jmse9111226](https://doi.org/10.3390/jmse9111226).
- [] *Apparatus for production of three-dimensional objects by stereolithography* (Patent N.º 4575330). (1984). Oficina de patentes de EEUU. <https://patents.google.com/patent/US4575330?q=US4575330>
- [] What is FDM (fused Deposition Modeling) 3D printing? (s. f.). *PROTOLABS NETWORK by Hubs*.
- [] Kristiawan, R. B., Imaduddin, F., Ariawan, D., Ubaidillah, U., & Arifin, Z. (2021). A review on the fused deposition modeling (FDM) 3D printing: Filament processing, materials, and printing parameters. *Open Engineering*, 11(1), 639-649. <https://doi.org/10.1515/eng-2021-0063>
- [] Çanti, E., Aydın, M., & Yıldırım, F. (2018). Production and Characterization of Composite Filaments for 3D Printing. *Politeknik Dergisi*. <https://doi.org/10.2339/politeknik.389591>
- [] JuggerBot3D. (2023, 10 agosto). *Acrylonitrile butadiene styrene (ABS) Filament Review*. JuggerBot 3D. <https://juggerbot3d.com/3d-printing-materials/abs-filament-review/>
- [] *Peek 3D printing: what is Peek and what is it used for? | Roboze*. (s. f.). <https://www.roboze.com/en/resources/peek-3d-printing-what-is-peek-and-what-is-it-used-for.html#:~:text=PEEK%20offers%20a%20unique%20combination,combustion%20and%20good%20dielectric%20performance>

- [] Magri, A. E., Vanaei, S., & Vaudreuil, S. (2021). An overview on the influence of process parameters through the characteristic of 3D-printed PEEK and PEI parts. *High Performance Polymers*, 33(8), 862-880. <https://doi.org/10.1177/09540083211009961>
- [] Birosz, Márton & Dániel, Ledenyák & Ando, Matyas. (2022). Effect of FDM infill patterns on mechanical properties. *Polymer Testing*, 113. 107654. 10.1016/j.polymertesting.2022.107654.
- [] D'Andrea, Danilo & Risitano, Giacomo & Raffaele, Marcello & Cucinotta, Filippo & Santonocito, Dario. (2022). Damage assessment of different FDM-processed materials adopting Infrared Thermography. *Frattura ed Integrità Strutturale*, 16. 75-90. 10.3221/IGF-ESIS.62.06.
- [] Hussain, Khaleed & Badruddin, Irfan & Saquib, Ahmad & Anqi, Ali & Tirth, Vineet & M.F. Addas, & O. Mahroogi, Faisal & Kamangar, Sarfaraz & T.M., Yunus Khan & Amro, Montaser & A.G. Haider, Amin. (2020). Finite Element Analysis of Nylon Based 3D Printed Autonomous Underwater Vehicle Propeller. *Materials Research*, 23. 10.1590/1980-5373-mr-2020-0236.
- [] sailboatdata. (2023, 17 noviembre). *ACCENT 26 (ALBIN) - sailboatdata*. Sailboatdata. <https://sailboatdata.com/sailboat/accent-26-albin/?units=metric#>
- [] Schwaar, C. (2023, 1 junio). *Metal filament 3D printing – The Ultimate guide*. All3DP Pro. <https://all3dp.com/1/3d-printing-metal-with-metal-filament/>
- [] Schwaar, C. (2023, 1 junio). *Metal filament 3D printing – The Ultimate guide*. All3DP Pro. <https://all3dp.com/1/3d-printing-metal-with-metal-filament/>
- [] Spence, Jesse & Fischer, Ray & Bahtiarian, Mike & Boroditsky, Leo & Jones, Nathan & Dempsey, Ron. Review of Existing and Future Potential Treatments for Reducing Underwater Sound from Oil and Gas Industry Activities.

ANEXO I

[Report] No. 237
May 1981

K_T , K_Q and Efficiency Curves for
the Wageningen B-Series Propellers

by

no lines
M.M. Bernitsas

D. Ray

P. Kinley



Department of Naval Architecture
and Marine Engineering
College of Engineering
The University of Michigan
Ann Arbor, Michigan 48109

ABSTRACT

The B-series propellers were designed and tested at the Netherlands Ship Model Basin in Wageningen. The open-water characteristics of 120 propeller models of the B-series were tested at N.S.M.B. and analyzed with multiple polynomial regression analysis [1]. The derived polynomials express the thrust and torque coefficients in terms of the number of blades, the blade area ratio, the pitch-diameter ratio and the advance coefficient. The Reynolds number effect and the effect of variation of blade thickness on the B-series propeller characteristics have also been evaluated at N.S.M.B. In this report the polynomials derived in [1] are used to plot the open water propeller characteristics for Reynolds number 2.0×10^6 and for the ranges of number of blades, blade area ratio and pitch-diameter ratio recommended by N.S.M.B. The extent of applicability of the regression polynomials is also discussed.

ACKNOWLEDGEMENTS

This report was prepared in fulfillment of the requirements for the design project in the graduate computer-aided design course, NA 574, of the Department of Naval Architecture and Marine Engineering of the University of Michigan. Computer funds were provided by the department. Thanks are due to Professor R.F. Beck for his constructive comments and Mrs. Paula Bousley for the excellent typing and editing of this report.

NOMENCLATURE

A_P/A_O	blade area ratio
$C_{S,t,u,v}^Q$	coefficient in the K_Q polynomial expression
$C_{S,t,u,v}^T$	coefficient in the K_T polynomial expression
D	propeller diameter
J	advance coefficient
K_Q	torque coefficient
K_T	thrust coefficient
n	propeller revolutions per second
P/D	pitch-diameter ratio
Q	propeller torque
Re	Reynolds number
T	propeller thrust
t/c	thickness to cord ratio for propeller blades
V_A	speed of advance
Z	number of blades

Greek Symbols

η	open-water propeller efficiency
ρ	fluid density

INTRODUCTION

The open-water propeller characteristics conventionally are presented in the form of the thrust and torque coefficients K_T and K_Q in terms of the advance coefficient J where

$$K_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (1)$$

$$K_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \quad (2)$$

$$J = \frac{V_A}{nD} \quad (3)$$

where

T is the propeller thrust,

Q is the propeller torque,

ρ is the fluid density,

n is the number of propeller revolutions per second,

D is the propeller diameter and

V_A is the speed of advance.

The open-water efficiency of the propeller is

$$\eta_o = \frac{J}{2\pi} \frac{K_T}{K_Q} \quad (4)$$

The thrust and torque coefficients can be written as:

$$K_T = f_T \left(J, \frac{P}{D}, \frac{A_E}{A_O}, Z, Re, \frac{t}{c} \right) \quad (5)$$

and

$$K_Q = f_Q \left(J, \frac{P}{D}, \frac{A_E}{A_O}, Z, Re, \frac{t}{c} \right) \quad (6)$$

where

P/D is the pitch diameter ratio

A_E/A_O is the blade area ratio

Z is the number of propeller blades

Re is the Reynolds number of a characteristic radius (0.75 R)
 t/c is the ratio of the maximum propeller blade thickness to the
length of the cord at a characteristic radius (0.75 R)

K_T and K_Q can be expressed in terms of polynomials of J , $\frac{P}{D}$, $\frac{A_E}{A_O}$,
and Z (see Table 1) [1].

The Reynolds number effect on the propeller characteristics has been
taken into account using Lerbs method [2]. The Reynolds number corrections
for K_T and K_Q are polynomial expressions of Re , P/D , A_E/A_O and J
(see Table 2).

Finally the effect of variation of blade thickness on propeller charac-
teristics can be represented as a change in the Reynolds number and need not
be formulated in a polynomial form [1].

K_T, K_Q POLYNOMIALS AND REYNOLDS NUMBER CORRECTIONS

The polynomials for K_T and K_Q derived with multiple regression analysis are

$$K_T = \sum_{s,t,u,v} C_{s,t,u,v}^T (J)^S (P/D)^t (A_E/A_O)^u (Z)^v \quad (7)$$

$$K_Q = \sum_{s,t,u,v} C_{s,t,u,v}^Q (J)^S (P/D)^t (A_E/A_O)^u (Z)^v \quad (8)$$

The coefficients C_{s,t,u,v}^T and C_{s,t,u,v}^Q and terms s,t,u,v are given in Table 1.

For Reynolds number greater than 2×10⁶ the open water propeller characteristics should be corrected. The corrections

$$\Delta K_T(\text{Re}, J, P/D, A_E/A_O, z) \quad (9)$$

and

$$\Delta K_Q(\text{Re}, J, P/D, A_E/A_O, z) \quad (10)$$

are given in Table 2.

TABLE 1

Coefficients and terms of the K_T and K_Q polynomials for the Wageningen B-screw
Series for $R_n=2 \times 10^6$. Reproduced from [1]

$$K_T = \sum_{s,t,u,v} C_{s,t,u,v}^T \cdot (J)^s \cdot (P/D)^t \cdot (A_E/A_O)^u \cdot (z^V)$$

$$K_Q = \sum_{s,t,u,v} C_{s,t,u,v}^Q \cdot (J)^s \cdot (P/D)^t \cdot (A_E/A_O)^u \cdot (z^V)$$

K_T	$C_{s,t,u,v}^T$	s	t	u	v	$C_{s,t,u,v}^Q$	s	t	u	v
		(J)	(P/D)	(A_E/A_O)	(Z)		(J)	(P/D)	(A_E/A_O)	(Z)
	+0.00880496	0	0	0	0	+0.00379368	0	0	0	0
	-0.204554	1	0	0	0	+0.00886523	2	0	0	0
	+0.166351	0	1	0	0	-0.032241	1	1	0	0
	+0.158114	0	2	0	0	+0.00344778	0	2	0	0
	-0.147581	2	0	1	0	-0.0408811	0	1	1	0
	-0.481497	1	1	1	0	-0.108009	1	1	1	0
	+0.415437	0	2	1	0	-0.0885381	2	1	1	0
	+0.0144043	0	0	0	1	+0.188561	0	2	1	0
	-0.0530054	2	0	0	1	-0.00370871	1	0	0	1
	+0.0143481	0	1	0	1	+0.00513696	0	1	0	1
	+0.0606826	1	1	0	1	+0.0209449	1	1	0	1
	-0.0125894	0	0	1	1	+0.00474319	2	1	0	1
	+0.0109689	1	0	1	1	-0.00723408	2	0	1	1
	-0.133698	0	3	0	0	+0.00438388	1	1	1	1
	+0.00638407	0	6	0	0	-0.0269403	0	2	1	1
	-0.00132718	2	6	0	0	+0.0558082	3	0	1	0
	+0.168496	3	0	1	0	+0.0161886	0	3	1	0
	-0.0507214	0	0	2	0	+0.00318086	1	3	1	0
	+0.0854559	2	0	2	0	+0.015896	0	0	2	0
	-0.0504475	3	0	2	0	+0.0471729	1	0	2	0
	+0.010465	1	6	2	0	+0.0196283	3	0	2	0
	-0.00648272	2	6	2	0	-0.0502782	0	1	2	0
	-0.00841728	0	3	0	1	-0.030055	3	1	2	0
	+0.0168424	1	3	0	1	+0.0417122	2	2	2	0
	-0.00102296	3	3	0	1	-0.0397722	0	3	2	0
	-0.0317791	0	3	1	1	-0.00350024	0	6	2	0
	+0.018604	1	0	2	1	-0.0106854	3	0	0	1
	-0.00410798	0	2	2	1	+0.00110903	3	3	0	1
	-0.000606848	0	0	0	2	-0.000313912	0	6	0	1
	-0.0049819	1	0	0	2	+0.0035985	3	0	1	1
	+0.0025983	2	0	0	2	-0.00142121	0	6	1	1
	-0.000560528	3	0	0	2	-0.00383637	1	0	2	1
	-0.00163652	1	2	0	2	+0.0126803	0	2	2	1
	-0.000328787	1	6	0	2	-0.00318278	2	3	2	1
	+0.000116502	2	6	0	2	+0.00334268	0	6	2	1
	+0.000690904	0	0	1	2	-0.00183491	1	1	0	2
	+0.00421749	0	3	1	2	+0.000112451	3	2	0	2
	+0.0000565229	3	6	1	2	-0.0000297228	3	6	0	2
	-0.00146564	0	3	2	2	+0.000269551	1	0	1	2
						+0.00083265	2	0	1	2
						+0.00155334	0	2	1	2
						+0.000302683	0	6	1	2
						-0.0001843	0	0	2	2
						-0.000425399	0	3	2	2
						+0.0000869243	3	3	2	2
						-0.0004659	0	6	2	2
						+0.0000554194	1	6	2	2

$$R_n = 2 \times 10^6$$

TABLE 2

Polynomials for Reynolds number effect (above $R_n = 2 \times 10^6$) on K_T and K_Q

$$\begin{aligned} \Delta K_T = & 0.000353485 \\ & -0.00333758(A_E/A_O)J^2 \\ & -0.00478125(A_E/A_O)(P/D)J \\ & +0.000257792(\log R_n - 0.301)^2(A_E/A_O)J^2 \\ & +0.0000643192(\log R_n - 0.301)(P/D)^6J^2 \\ & -0.0000110636(\log R_n - 0.301)^2(P/D)^6J^2 \\ & -0.0000276305(\log R_n - 0.301)^2z(A_E/A_O)J^2 \\ & +0.0000954(\log R_n - 0.301)z(A_E/A_O)(P/D)J \\ & +0.0000032049(\log R_n - 0.301)z^2(A_E/A_O)(P/D)^3J \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta K_Q = & -0.000591412 \\ & +0.00696898(P/D) \\ & -0.0000666654z(P/D)^6 \\ & +0.0160818(A_E/A_O)^2 \\ & -0.000938091(\log R_n - 0.301)(P/D) \\ & -0.00059593(\log R_n - 0.301)(P/D)^2 \\ & +0.0000782099(\log R_n - 0.301)^2(P/D)^2 \\ & +0.0000052199(\log R_n - 0.301)z(A_E/A_O)J^2 \\ & -0.00000088528(\log R_n - 0.301)^2z(A_E/A_O)(P/D)J \\ & +0.0000230171(\log R_n - 0.301)z(P/D)^6 \\ & -0.00000184341(\log R_n - 0.301)^2z(P/D)^6 \\ & -0.00400252(\log R_n - 0.301)(A_E/A_O)^2 \\ & +0.000220915(\log R_n - 0.301)^2(A_E/A_O)^2 \end{aligned}$$

LIMITATIONS OF APPLICABILITY OF THE REGRESSION POLYNOMIALS

The derived regression polynomials can be used to evaluate the thrust and torque coefficients for

$$2 < Z < 7 \quad , \quad (11)$$

$$0.30 < A_E/A_O < 1.05 \quad , \quad (12)$$

and

$$0.5 < P/D < 1.40 \quad (13)$$

However, at the extremes of the above ranges the results are not fully reliable. For instance the thrust coefficient K_T displays a local maximum for low values of J , high number of blades, low blade area ratio and high pitch-diameter ratio. This minor error is due to regression analysis.

96 open-water propeller characteristics curves are included in this report. For each set of blades between 2 and 7, sixteen graphs have been plotted for blade area ratio varying between 0.30 and 1.05 in steps of 0.05 and pitch diameter ratio varying between 0.50 and 1.40 in steps of 0.10. These graphs have been plotted with the aid of the Michigan Computer Center plotting routines which are included in the public file *PLOTSYS [3].

REFERENCES

1. Oosterveld, M.W.C. and P. Van Oosanen, "Further Computer-Analyzed Data of the Wageningen B-Screw Series," IV International Symposium on Ship Automation, Genova, Italy, Nov. 1974.
2. Lerbs, H.W., "On the Effect of Scale and Roughness on Free Running Propellers," Journal ASME, 1951.
3. MTS Volume 11: "Plot Description System," University of Michigan Computing Center, 1978.

ANEXO II



ORIGINAL ARTICLE

Optimum design of B-series marine propellers

M.M. Gaafary *, H.S. El-Kilani, M.M. Moustafa

Naval Architecture and Marine Eng. Dept., Faculty of Engineering, Port Said University, Egypt

Received 19 December 2009; accepted 24 July 2010

Available online 5 March 2011

KEYWORDS

Optimization;
Single objective;
B-Series propeller

Abstract The choice of an optimum marine propeller is one of the most important problems in naval architecture. This problem can be handled using the propeller series diagrams or regression polynomials. This paper introduces a procedure to find out the optimum characteristics of B-series marine propellers. The propeller design process is performed as a single objective function subjected to constraints imposed by cavitation, material strength and required propeller thrust. Although optimization software of commercial type can be adopted to solve the problem, the computer program that has been specially developed for this task may be more useful for its flexibility and possibility to be incorporated, as a subroutine, with the complex ship design process.

© 2011 Faculty of Engineering, Alexandria University. Production and hosting by Elsevier B.V. All rights reserved.

1. Introduction

Naval architects can easily design an optimized propeller with the theoretical propeller design methods (lifting-line/surface theories) using a computer without the geometry constraints seen in series propellers [1]. However, series propellers are still valuable; they are still widely used in the preliminary design of light or moderately loaded propellers [2]. Moreover, for those

who cannot afford lifting surface software, traditional series propellers are good choices. Among the propeller series, the B-series is one of the commonly used series.

In this study, a computer program has been specially developed to find the optimum characteristics of any B-series propeller. The propeller design process is handled as a single objective function subjected to several constraints such as cavitation, material strength and the required propeller thrust.

2. Optimization problem

The main difficulty in most optimization problems does not lie in the mathematics or methods involved. It lies in formulating the objective all the constraints.

The propeller design problem has been handled as a multi-objective constrained optimization problem [1–4]. There are two principal ways to handle ‘multi-objective’ problems, both leading to single objective optimization problems [5]:

- one objective is selected and the other objectives are formulated as constraints.

* Corresponding author.

E-mail address: hebaelkilani@gmail.com (M.M. Gaafary).

1110-0168 © 2011 Faculty of Engineering, Alexandria University. Production and hosting by Elsevier B.V. All rights reserved.

Peer review under responsibility of Faculty of Engineering, Alexandria University.

doi:10.1016/j.aej.2011.01.001



Nomenclature

A_E	propeller expanded area, m ²	si	exponent of (J) in K_T equation
A_O	propeller disk area, m ²	si'	exponent of (J) in K_Q equation
$C_{0.75R}$	blade chord length at $0.75R$, m	T	propeller thrust, N
C_{mi}	regression coefficient of torque coefficient	T_{Cal}	calculated propeller thrust, N
C_{si}	regression coefficient of thrust coefficient	T_R	required propeller thrust, N
D	propeller diameter, m	T	propeller blade thickness, m
H_{PAP}	height of propeller aperture, m	t_d	thrust deduction
J	advance coefficient	ti	exponent of (P/D) in K_T equation
K_Q	torque coefficient	ti'	exponent of (P/D) in K_Q equation
K_T	thrust coefficient	t_{min}	minimum thickness of propeller blade, m
N	propeller rotating speed, rpm $N = 60 * n$	ui	exponent of A_E/A_O in K_T equation
N_P	number of propellers	ui'	exponent of A_E/A_O in K_Q equation
n	propeller rotating speed, rps	V_A	speed of advance, m/sec
M	number of the design variables	V_S	ship speed, m/sec
P	propeller blade pitch, m	Vi	exponent of Z in K_T equation
P_{CL}	propeller immersion, m	Vi'	exponent of Z in K_Q equation
P_D	developed power, kW	w	wake fraction
P_S	shaft power per blade, kW	Z	number of propeller blades
P_O	static pressure at the centerline of the propeller shaft, Pa	ΔK_Q	correction of torque coefficient
P_V	vapor pressure, Pa	ΔK_T	correction of thrust coefficient
P	total number of constraints	η	propeller efficiency
q	number of inequality constraints	η_{max}	maximum propeller efficiency
Rn	Reynolds number	ρ	water density, kg/m ³
R_T	ship total resistance, N	ν	water kinematic viscosity, m ² /s
S_C	maximum allowable stress of the propeller material, MPa		

- a weighted sum of all objectives forms the optimization objective function.

The rather arbitrary choice of weight factors makes the optimization model obscure and the first option is mostly preferred [5]. In this study, the propeller design problem is handled as a constrained optimization problem according to the first option.

Any constrained optimization problem can be handled according to the optimization model shown in Fig. 1.

This optimization problem can be formulated as follows [6]:

$$Find X = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_m \end{pmatrix} \quad (1)$$

which maximizes an objective function called $f(X)$ subjected to the following constraints:

$$\left. \begin{aligned} g_j(X) &\leq 0, \quad j = 1, 2, \dots, q \\ \text{and} \\ \ell_j(X) &= 0, \quad j = q + 1, q + 2, \dots, p \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

where, $g_j(X)$ and $\ell_j(X)$ are the inequality and the equality constraints, respectively.

3. B-series propeller

B-series propellers were developed in the Netherlands Ship Model Basin, and the section of the blade was improved later.

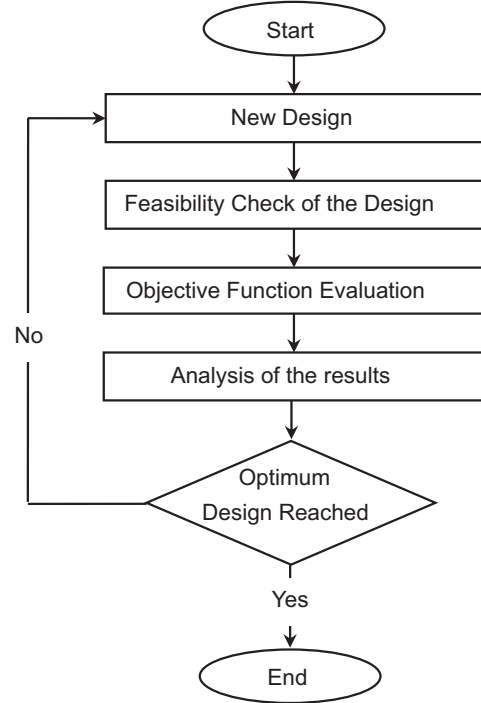


Figure 1 Optimization model for constrained problems.

For any B-series propeller, the thrust and torque coefficients can be expressed as functions of the blade number (Z), blade

area ratio (A_E/A_O), pitch ratio (P/D), and advance coefficient (J) as follows:

$$K_T = \sum_{i=1}^{39} C_{si} J^{si} \left(\frac{P}{D}\right)^{ti} \left(\frac{A_E}{A_O}\right)^{ui} Z^{vi} \quad (3)$$

and,

$$K_Q = \sum_{i=1}^{47} C_{mi} J^{si'} \left(\frac{P}{D}\right)^{ti'} \left(\frac{A_E}{A_O}\right)^{ui'} Z^{vi'} \quad (4)$$

where, C_{si} and C_{mi} are the regression coefficients of the thrust and torque coefficients, respectively. The values of the coefficients and exponents involved in Eqs. (3) and (4) are given in [7].

If Reynolds number of a propeller at $0.75R$ is greater than $2 * 10^6$, corrections to the thrust and torque coefficients must be taken into consideration [1].

$$(\text{Rn})_{0.75R} = \frac{C_{0.75R} * \sqrt{[V_A^2 + (0.75\pi n D)^2]}}{v} \quad (5)$$

where, $C_{0.75R}$ is the blade chord length at $0.75R$ and V_A is the advance velocity (m/s).

3.1. Objective function

The most common objective function, for the optimum marine propellers, is the propeller maximum efficiency (η_{\max}) [8]. The efficiency of marine propellers can be computed as follows:

$$\eta = \frac{J}{2\pi} \cdot \frac{K_T}{K_Q} \quad (6)$$

3.2. Constraints

3.2.1. Cavitation constraint

Cavitation could affect a propeller's performance and needs to be considered in the propeller design process. A simple way to avoid cavitation is to increase blade area ratio. The minimum blade area ratio required to avoid cavitation was suggested by Keller [1] as follows:

$$\left[\frac{A_E}{A_O}\right]_{\min} = \frac{(1.3 + 0.3Z)T}{(P_O - P_V)D^2} + K \quad (7)$$

where, $(A_E/A_O)_{\min}$ is the minimum expanded area ratio. The coefficient K equals 0.1 for twin-screws ships, and 0.2 for single-screw ships.

3.2.2. Strength constraint

To achieve adequate blade thickness and thus ensure material strength, the following formula can be used to determine the minimum ratio of blade thickness at $0.7R$ to the diameter [4]:

$$\left[\frac{t_{\min}}{D}\right]_{0.7R} = 0.0028 + 0.21 \sqrt[3]{\frac{[3183.87 - 1508.15(P/D)]P_s}{1266652.04nD^3(S_C + 20.9D^2n^2)}} \quad (8)$$

where, $(t_{\min}/D)_{0.7R}$ is the minimum propeller blade thickness ratio at $0.7R$.

According to the B-series propeller geometry [7], the ratio of maximum thickness of propeller blade at each section to the propeller diameter is given as shown in Table 1.

Table 1 Maximum blade thickness % of D for B-series propellers.

r/R	Max. blade thickness (% of D)		
	$Z = 3$	$Z = 4$	$Z = 5$
0.2	4.06	3.66	3.26
0.3	3.59	3.24	2.89
0.4	3.12	2.82	2.52
0.5	2.65	2.40	2.15
0.6	2.18	1.98	1.78
0.7	1.71	1.56	1.41
0.8	1.24	1.14	1.04
0.9	0.77	0.72	0.67
1.0	0.30	0.30	0.30

As shown in table 1, the ratio of maximum thickness of propeller blade at $0.7R$ to the diameter is given as follows:

$$\left[\frac{t}{D}\right]_{0.7R} = \begin{cases} 0.0171 & \text{for } Z = 3 \\ 0.0156 & \text{for } Z = 4 \\ 0.0141 & \text{for } Z = 5 \end{cases} \quad (9)$$

Using Eq. (8) and the geometry of B-series propellers, the required propeller blade thickness can be obtained as follows:

$$\left[\frac{t}{D}\right]_{0.7R} \geq \left[\frac{t_{\min}}{D}\right]_{0.7R} \quad (10)$$

3.2.3. Thrust constraint

The calculated propeller thrust (T_{CAL}) must be equal to the required thrust (T_R). The propeller thrust can be calculated as follows:

$$T_{CAL} = K_T \rho n^2 D^4 \quad (11)$$

$$T_R = \frac{R_T}{N_P * (1 - t_d)} \quad (12)$$

where, R_T is the ship total resistance, N_P is the number of propellers and t_d is the thrust deduction.

4. Developed computer program

A computer program has been specially developed to find the optimum characteristics of any B-series propellers. This program starts with an initial feasible point and proceeds towards the optimum point according to the steps shown in Fig. 1. The detailed procedure of this program is summarized in the flow chart shown in Fig. 2.

5. Case study

The problem is to find the optimum characteristics (D , A_E/A_O , P/D , J) of four bladed B-type propeller of a twin screw ship. The propeller diameter (D) is restricted at specified value to suit the ship lines and to provide acceptable hull clearances to avoid hull vibration. Ship speed (V_S) and corresponding resistance (R_T) are given for this design condition. Wake fraction (w) and thrust deduction (t_d) are given for this design condition. This problem can be formulated as follows:

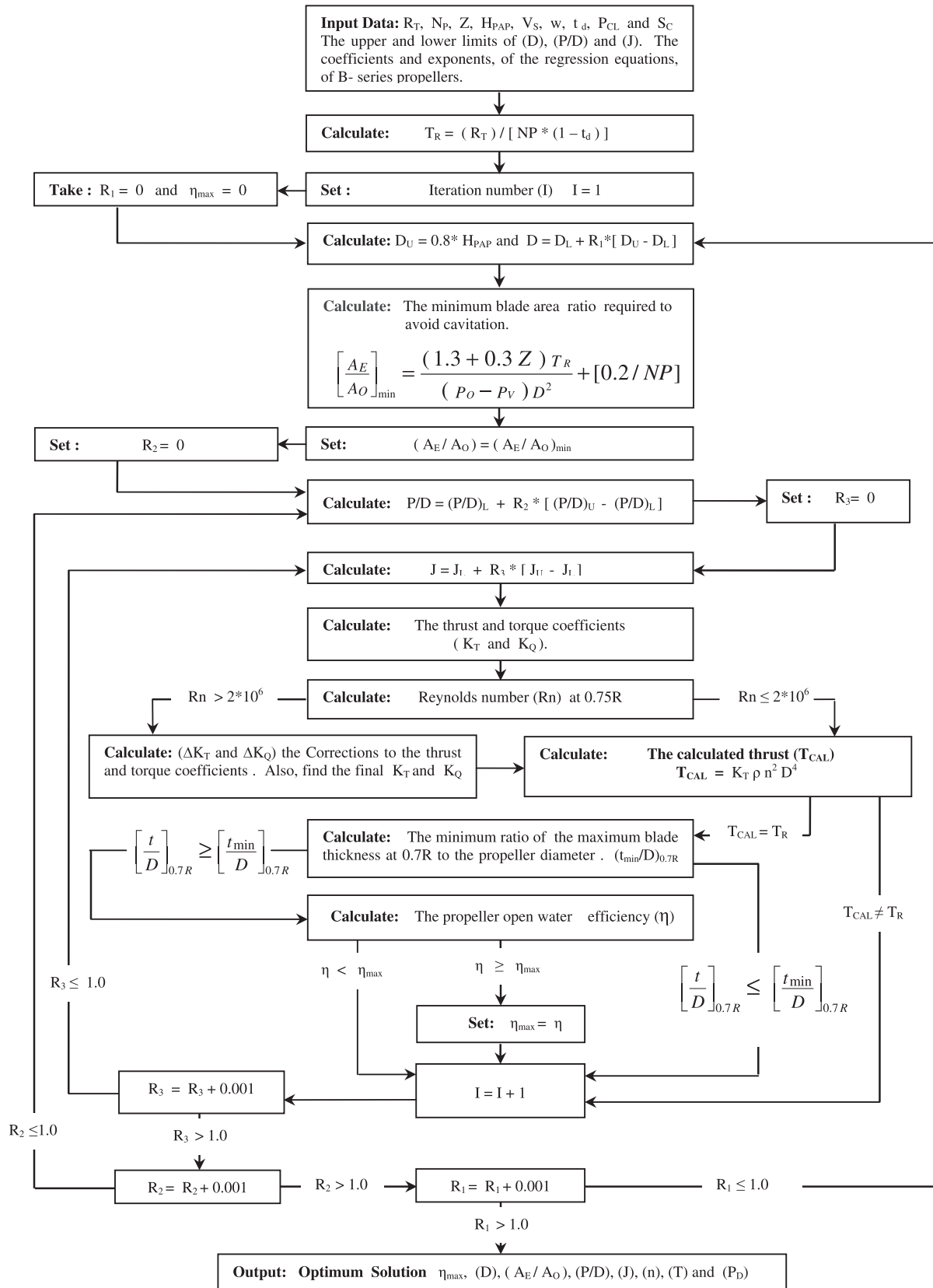


Figure 2 Flow chart for B-series marine propellers design process.

Table 2 Input data.

Ship total resistance (R_T)		35000.0
Ship speed (V_S)		10.289
Number of propellers (N_P)		2
Number of propeller blades (Z)		4
Height of propeller aperture (H_{PAP})		1.25
Propeller immersion (P_{CL})		2.0
Wake fraction (w)		0.20
Thrust deduction (t_d)		0.15
Max. allowable stress of propeller material (S_C)		260
Boundary constraint		
Design variable	Lower Limit	Upper Limit
Propeller diameter (D)	0.25	$0.8 * H_{PAP}$
Area ratio (A_E/A_O)	0.35	0.85
Pitch ratio (P/D)	0.7	1.5
Advance coeff. (J)	0.3	1.5

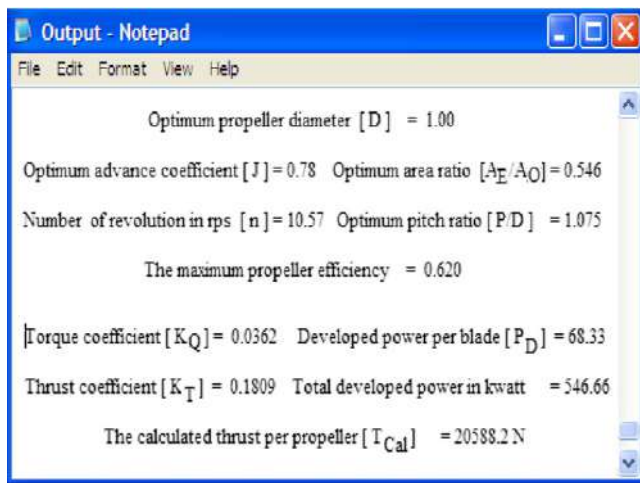


Figure 3 Output results of the developed computer program.

Use the input data which are shown in Table 2 to find (D , A_E/A_O , P/D , J) which maximize the propeller efficiency (η) when subjected to the following constraints:

- *Cavitation constraint*: the expanded area ratio should be larger than a minimum value in order to avoid cavitation, $(A_E/A_O) \geq (A_E/A_O)_{min}$ where $(A_E/A_O)_{min}$ can be calculated using Eq. (7).
- *Thrust constraint*: the calculated propeller thrust (T_{cal}) has to match the design requirement, as follows: $T_{cal} = T_{required}$.
- *Strength constraint*: to ensure adequate material strength, a minimum propeller blade thickness is required, as shown in Eq. (8).

$$\left[\frac{t}{D} \right]_{0.7R} > \left[\frac{t_{min}}{D} \right]_{0.7R}$$

- *Boundary constraint*: to obtain an optimum design point, the design variables must lie in an acceptable domain.

In this part, the problem under consideration is carried out in details by using the following techniques:

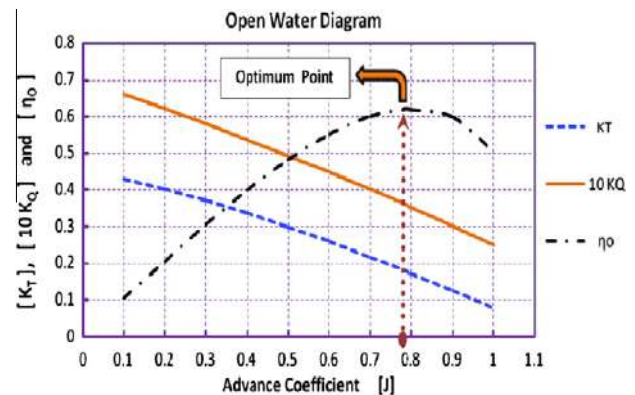


Figure 4 Open water diagram.

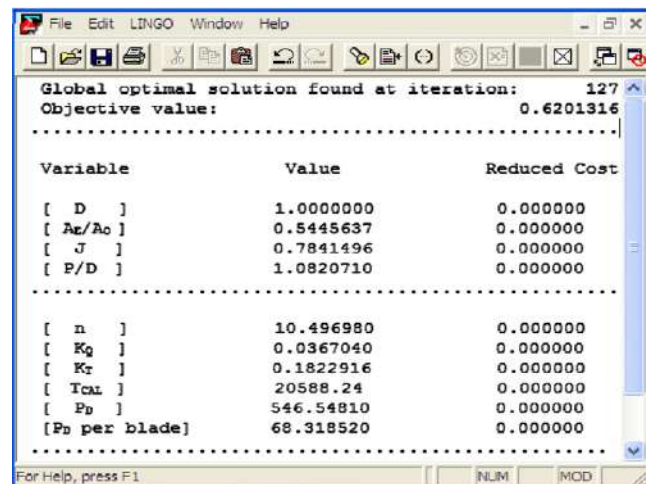


Figure 5 Output results of Lingo software.

- Using the developed computer program.
- Using a commercial software (Lingo).

Table 3 Output results.

Items	Developed program	Lingo
Objective: η_{\max} .	0.620	0.62013
<i>Design variables</i>		
D	1.00	1.00
A_E/A_O	0.546	0.54456
P/D	1.075	1.082
J	0.78	0.784
$[n]$ RPS	10.57	10.497
<i>Coefficients</i>		
K_T	0.1809	0.1823
K_Q	0.0362	0.0367
<i>Power in kwatt</i>		
P_D	546.66	546.548
P_D (Blade)	68.33	68.318

5.1. Using the developed computer program

The data which are shown in Table 2 are used to perform the problem under consideration by using the developed computer program. The output results of this program are shown in Fig. 3.

The obtained optimum point is plotted on the open water diagram for this design condition as shown in Fig. 4.

5.2. Using a commercial software (Lingo)

Lingo [9] is a comprehensive tool designed to make building and solving linear, nonlinear and integer optimization models. The problem under consideration is recalculated using LINGO software [9] and the output results are shown in Fig. 5.

5.3. Analysis of the results

The output results obtained by the presented solutions are shown in Table 3. It is clear that, the output results of Lingo software are found in a good agreement with those obtained by the developed program.

6. Conclusions

- The design process of a series propeller by traditional calculation or chart methods is a tedious job due to the multiple parameters and constraints involved.
- To handle the multi-objective constrained problem of the propeller design, one objective is selected and the other objectives are formulated as constraints.
- The developed computer program represents a tailored and simple tool to find the optimum characteristics of any B-series marine propeller. It is more flexible to use it as a subroutine in global ship design problems than to use commercial optimization software.

References

- [1] C. Jeng-Horng, S. Yu-Shan, Basic design of a series propeller with vibration consideration by genetic algorithm, *J. Mar. Sci. Technol.* 12 (2007) 119–129.
- [2] E. Benini, Multi-objective design optimization of B-screw series propellers using evolutionary algorithm design, *J. Mar. Sci. Technol.* 40 (2003) 229–238.
- [3] J.-B. Suen, J.-S. Kouj, Genetic algorithm for optimal series propeller design, in: *Proceeding of the Third International Conference on Marine Technology, ORDA 99, Poland, 1999.*
- [4] M.M. Karim, M. Ikehata, A genetic algorithm (GA)-based optimization technique for the design of marine propeller, in: *Proceeding of the Propeller/Shafting Symposium, Virginia Beach, USA, 2000.*
- [5] H. Schneekluth, V. Bertram, *Ship Design for Efficiency and Economy*, Butterworth, Heinemann, 1998.
- [6] S.S. Rao, *Optimization Theory and Applications*, second ed., Wiley Eastern Limited, India, 1991.
- [7] M.W.C. Oosterveld, V. Oossanen, *Further Computer Analyzed Data of The Wageningen B-series, I.S.P.*, vol. 23, July 1975.
- [8] M.M. Gaafary, Computerized method for propeller design of optimum diameter and rpm, in: *13th Congress of IMAM, Istanbul, Turkey, October 2009.*
- [9] Lindo Systems Inc., *Lingo Software, Version (9)*, <<http://www.lindo.com/>>, April 2006.

ANEXO III

CÁLCULO DE EJE

Con el objetivo de calcular y verificar la chaveta necesaria para poder transferir la potencia del eje a la hélice, se debe verificar el diámetro del mismo en primera instancia. Sabiendo que los ejes comercializados en los propulsores en el rango de 5,5 a 6,5 HP son, en general de aproximadamente 14 mm de diámetro (Referencia eje de 13mm *Yamaha Parsun Makara Outboard 6hp F5A F6C Outboard Motor 7 1/2 X 7*), se pretende verificar un diámetro mínimo a torsión pura a efectos de comprobar la elección. Para esto se plantean los siguientes supuestos:

- Potencia a transferir: 6 HP
- Régimen: 1452 rpm
- Material del eje: Acero 1020
- Tensión de fluencia: 343 MPa
- Coeficiente de seguridad: 2

Para comenzar el cálculo se debe conocer la sollicitación. Para esto, se calcula el momento torsor asociado:

$$P = 6 \text{ HP} \cong 4,5 \text{ kW}$$

$$n = 1452 \text{ rpm}$$

$$M_{TO} = 9550 \frac{P}{n} = 29,6 \text{ Nm}$$

Luego, conocida la ecuación de tensión torsional del eje:

$$\frac{T}{J} = \frac{\tau}{r}$$

Donde:

$J \rightarrow$ Momento polar de inercia

$T \rightarrow$ Momento torsor

$\tau \rightarrow$ Esfuerzo de corte

$r \rightarrow$ Distancia entre la fibra neutra y la mas externa

Así, se puede calcular el diámetro mínimo del eje sabiendo el momento polar de inercia de la sección, el esfuerzo de corte admisible y el coeficiente de seguridad antes definido:

$$J = \frac{\pi}{32} d^4$$

$$\tau_o (1020 \text{ Steel}) = 292 \text{ MPa}$$

$$CS = 2$$

El diámetro mínimo teórico del eje resulta:

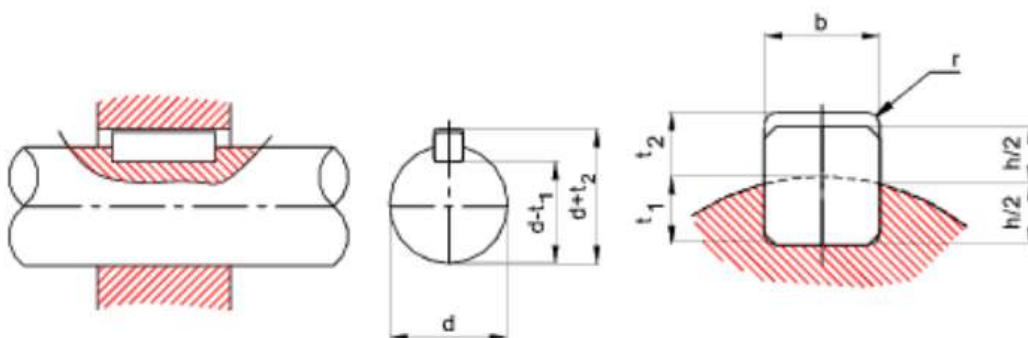
$$d = \sqrt[3]{\frac{16T}{\pi\tau}}$$

$$d = \sqrt[3]{\frac{16 * 29,6Nm}{\pi * \frac{292MPa}{2}}} = 10mm$$

De esta manera, se verifica que el diámetro de los ejes comercializados para este rango de potencias es correcto. Luego, se adopta un diámetro de 14 mm como estándar para el cálculo de la chaveta.

CÁLCULO DE CHAVETA

Para que la hélice sea capaz de transmitir la potencia necesaria, es preciso que la misma sea fijada al eje mediante algún elemento mecánico. Se decide evaluar la implementación de una chaveta paralela bajo estándar BS 4235-1:1972. Las dimensiones esquemáticas son las siguientes:



Luego, se asume que la chaveta también está fabricada en acero 1020, se utiliza el mismo coeficiente de seguridad que se eligió para calcular el eje ($CS = 2$). Los esfuerzos a verificar son:

- Aplastamiento en el eje.
- Aplastamiento en la hélice.
- Aplastamiento en la chaveta.
- Corte en la chaveta.

Los valores asociados a h y b son definidos por tabla en función del diámetro del eje. Para ejes de 14mm se utilizan chavetas de 5x5 mm. La ecuación que define la tensión por esfuerzo de aplastamiento en la hélice resulta:

$$\sigma_{Ap (Hélice)} = \frac{F}{\frac{h}{2} * L}$$

Así, conociendo la fuerza (F) relacionada al momento torsor y la tensión admisible por el PETG adoptada (35 MPa utilizada anteriormente), se puede despejar el largo mínimo de la chaveta (L). Se calcula la fuerza (F) con la ecuación que define al momento torsor como:

$$M_{TO} = F * \frac{d}{2} \rightarrow F = 2 * \frac{29,6 Nm}{14 mm} = 4228,6 N$$

Luego, la longitud de la chaveta resulta:

$$L = \frac{F}{\frac{h}{2} * \sigma_{adm (PETG)}} = \frac{4228,6 N}{\frac{5mm}{2} * \frac{35MPa}{2}} = 100 mm$$

Como el núcleo de la hélice es de 130 mm de largo, esta dimensión resulta aceptable. Luego, se verifica que la tensión de corte y aplastamiento en la chaveta resulten menor que las admisibles, mientras que no es necesario verificar la tensión de aplastamiento en el eje que resulta ser igual a la de la chaveta pero contando con una tensión admisible superior a esta debido a ser de acero 1020 y no de PETG como la hélice. La tensión de aplastamiento y corte en la chaveta se verifican a continuación:

$$\sigma_{Chaveta} = \frac{F}{\frac{h}{2} * L} = \frac{4228,6 N}{\frac{5mm}{2} * 100mm} \cong 17 MPa$$

$$\sigma_{Chaveta} = 17 MPa < \sigma_{Fluencia(1020)} = 343 MPa$$

$$\tau_{chaveta} = \frac{F}{b * L} = 8,45 \text{ MPa} < \tau_o (1020 \text{ Steel}) = 292 \text{ MPa}$$

Así, se adopta una chaveta de acero 1020 de 5x5 con largo de 100 mm para fijar la hélice de PETG al eje de acero 1020.