

Artículo original

# Estudio de la distorsión térmica en el proceso de fabricación de hélices

Rosa Illaquizze<sup>[1]</sup> - Francisco Paredes-Mera<sup>[1]</sup> 

[1] Facultad de Ingeniería, Industria y Arquitectura. Universidad Laica Eloy Alfaro de Manabí (ULEAM). Manta, Ecuador.



Autor para correspondencia: [francisco.parades@uleam.edu.ec](mailto:francisco.parades@uleam.edu.ec)

## Resumen

El enfriamiento después de la fundición de la hélice, a menudo se acompaña de deformaciones geométricas y errores causados por la corrección manual. Para hélices con geometría compleja, las ligeras diferencias pueden afectar el rendimiento de la hélice. En esta investigación se estudió la deformación térmica durante el proceso de fundición y se simula una corrección geométrica, con el objetivo de estudiar un método de predicción de la deformación térmica. Esta predicción de la deformación de la geometría puede utilizarse para ajustar la geometría fabricada y eliminar el proceso manual. Con este estudio se logró establecer que la deformación será diferente cuando la superficie de la hélice tenga diferentes coeficientes de intercambio de calor. Esto significa que, para el problema de enfriamiento y predicción de la deformación, se debe considerar la tasa de cambio de temperatura en diferentes lugares con el tiempo.

Palabras Clave: *hélices; deformación térmica; fundición; simulación.*

Article

## Study of thermal distortion in the propeller manufacturing process

### Abstract

Cooling after propeller casting is often accompanied by geometric deformations and errors caused by manual correction. For propellers with complex geometry, slight differences may affect propeller performance. In this research, thermal deformation during the casting process was studied and a geometric correction was simulated, with the aim of studying a method for predicting thermal deformation. This geometry deformation prediction can be used to fine-tune the manufactured geometry and eliminate the manual process. With this study it was established that the deformation will be different when the surface of the propeller has different heat exchange coefficients. This means that for the cooling and deformation prediction problem, the rate of temperature change at different locations with time must be considered.

Keywords: *propellers; thermal deformation; casting; simulation.*

## 1. Introducción

Durante el proceso de fabricación de las hélices marinas, el método Sand-Casting se utiliza a menudo para fabricar hélices más grandes o hélices a medida. El método de fundición a la cera perdida se utiliza generalmente para la fundición de hélices de precisión, especialmente para hélices de tamaño pequeño y mediano (menos de 700 mm) Rante et al. (2019).

Los errores geométricos debidos a la fundición y el corte a máquina a menudo resultan en defectos de desempeño; por lo tanto, normalmente es necesario un ajuste manual para corregir este problema y, por lo tanto, disminuye la eficiencia de fabricación (Márquez, 2014). A medida que se mejoran los métodos de diseño de hélices, la consistencia entre la geometría de diseño y la geometría fabricada se vuelve cada vez más importante.

En esta investigación se estudiará la deformación térmica durante el proceso de fundición y se simula una corrección geométrica. El propósito es desarrollar un método de predicción de la deformación térmica. La predicción de la deformación de la geometría puede así utilizarse para ajustar la geometría fabricada y eliminar el proceso manual. Se prevé que la calidad de los productos pueda mejorarse y el coste puede reducirse mediante este método de predicción. Debido a ello se analiza primero la deformación térmica, y para este análisis se utiliza el software comercial ANSYS. A continuación, se calcula la geometría inversa y se utiliza un programa de desarrollo propio en este cálculo. El modelado de la hélice y las condiciones de contorno se estudiarán en la tesis, y se demostrarán con varios ejemplos. Finalmente se establecerá un método de corrección de geometría a través de la predicción de deformación y cálculos de geometría inversa.

## 2. Background

menudo se acompaña de deformaciones geométricas y errores causados por la corrección manual. Según Babu et al. (2021), para hélices con geometría compleja, las ligeras diferencias pueden afectar el rendimiento de la hélice.

En el diseño de hélices primero se hace un modelo “positivo”, una versión de la hélice hecha con cera. Para garantizar la precisión geométrica de la hélice después de la fundición, debemos considerar la expansión térmica del patrón de cera (o cualquier otro material), la contracción del metal durante el moldeado, la posible deformación causada por el enfriamiento y la corrección manual en el método de fundición de precisión a la cera perdida.

En este estudio, el análisis de deformación térmica se realiza sin considerar la influencia del flujo del molde y el molde de arena. En la actualidad, debido a la evolución del cálculo y

la tecnología experimental, la precisión del diseño de la hélice es cada vez mayor, pero si el extremo de fabricación no puede cooperar, no importa cuán sofisticado sea el diseño, no se revelará. El control de la precisión de fabricación se puede dividir básicamente en los siguientes puntos clave:

- 1) Coherencia en la definición de la geometría de la hélice
- 2) Proceso de fundición
- 3) Mecanizado en torno

Al analizar e integrar las consideraciones de los tres puntos anteriores, nos enfocamos en discutir la deformación térmica generada después del enfriamiento del moldeado de la hélice, prediciéndola y ajustando los parámetros de diseño de la hélice, con la esperanza de corregir la cantidad de deformación durante el diseño del molde. El propósito es hacer que el final de la fabricación sea consistente con el diseñador, a fin de reducir el desperdicio de mano de obra y tiempo causado por las correcciones posteriores a la fundición, así como la incertidumbre de la calidad de los resultados, aumentar la eficiencia de fabricación de fundición de precisión, y mejorar relativamente la competitividad de los productos.

Para ello en esta investigación, el software de generación de redes GRIDGEN y el software de análisis de elementos finitos ANSYS se combinan para llevar a cabo una simulación de acoplamiento termo sólido, observar la posible deformación y la concentración de tensión térmica de la hélice durante el enfriamiento a alta temperatura y discutir las razones.

En la parte de cálculo geométrico inverso, se usará una curva *Spline* para definir la geometría de la sección de la pala de la hélice en diferentes radios no dimensionales, y calcular la altura y el grosor de la corona de diferentes secciones, y luego usar el programa escrito para calcular la deformación. Los parámetros finales del diseño de la hélice se comparan con el diseño original y se ajustan. Con los parámetros de la hélice ajustados, se genera la geometría de la hélice de acuerdo con el programa de generación de la hélice, y luego se realiza el análisis de acoplamiento termo sólido para observar si se ajusta al diseño original después del enfriamiento, de lo contrario, se ajusta y simula nuevamente hasta que se ajusta al diseño original.

### Definición geométrica de la hélice

Antes de realizar el proceso de cálculo inverso de la geometría de la hélice, primero se definen las coordenadas de la hélice. La definición de la geometría de la hélice se ilustra en la **Figura 1**. En la figura, la dirección positiva del eje X es la dirección aguas abajo del campo de flujo, la dirección positiva del eje Y es hacia arriba, y la dirección positiva del eje Z es el producto exterior de los ejes X e Y  $\vec{X} \times \vec{Y}$ .

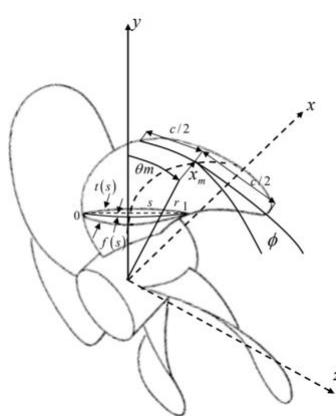


Figura 1: Geometría de una hélice X (Liviano & Rodríguez, 2020).

Si nos remitimos a la **Figura 2**, es posible definir la geometría de la sección de la hélice de la siguiente manera:

$$\begin{aligned} Z_T &= Z_R(r) + r\theta_s(r)\tan\phi \\ x &= Z_T(r) \\ \varphi &= \theta_s(r) \end{aligned} \quad (1)$$

$$s = (x - Z_T)\sin\phi(r) + r(\varphi - \theta_s)\cos\phi(r) \quad (2)$$

$$s \sin\phi(r) - f \cos\phi(r) = \xi - Z_T \quad (3)$$

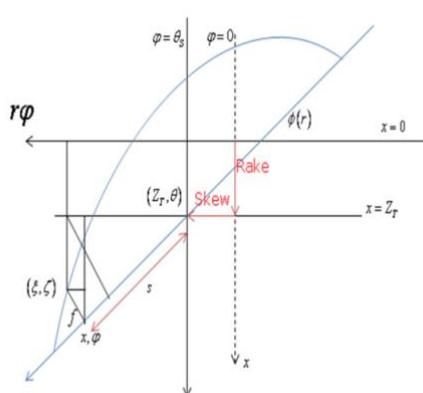


Figura 2: Definición general de la geometría de sección de hélice tradicional (Liviano & Rodríguez, 2020).

La Figura 2 es la definición geométrica de la hélice de forma antigua, y existe una relación entre las definiciones de hélice antigua y nueva para la inclinación (Rake) y el ángulo Skew de la siguiente manera:

$$\begin{aligned} \left( \frac{Z_T + Z_R}{D} \right)_{skew-induced} &= \frac{r}{2R} \cdot \frac{\theta_s \cdot \pi}{180} \cdot \tan\phi \\ &= \frac{\theta_s \cdot P/D}{360} \end{aligned} \quad (4)$$

Dónde:

- **r**: representa la posición de la superficie nodal
- **R**: radio de la hélice
- **Z<sub>T</sub>, θ<sub>s</sub>**: Indica inclinación y skew, respectivamente, donde el Skew se expresa en ángulo
- **Ø**: representa el ángulo de paso

Otros autores definen para el diseño de hélices que,  $Z_T = Z_R$ . Debido a que la inclinación y el ángulo skew de las hélices tradicionales recién definidas ajustan la posición del punto central respectivamente, son independientes y no se afectan entre sí.

En este estudio, el análisis de la hélice tradicional definida se muestra en la **Figura 1** y la ecuación de diseño de la hélice específicamente es la siguiente:

$$X = X_m + C \left[ S - \frac{1}{2} \right] \sin\phi - f \cos\phi \mp \frac{t}{2} \cos\phi \quad (5)$$

$$\theta = \theta_m + C \left[ S - \frac{1}{2} \right] \frac{\cos\phi}{r} - f \frac{\sin\phi}{r} \pm \frac{t}{2} \sin\phi + \delta_k \quad (6)$$

Dónde:

- **Y**=r cos θ
- **Z**=r sin θ
- **X<sub>m</sub>**= Inclinación
- **θ<sub>m</sub>**= ángulo de inclinación
- **C**= longitud de la cuerda
- **f**: altura del arco
- **ϕ**: ángulo de paso
- **S**= Coordenada local de la sección S = [0,1]
- **±** lado de baja presión / lado de presión positiva

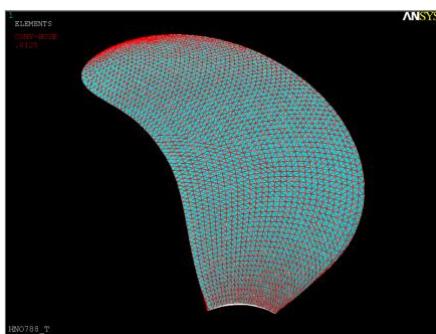
### 3. Metodología

#### 3.1. Importación GRIDGEN A ANSYS

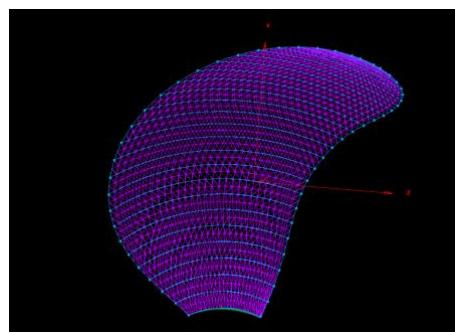
Al aplicar el método de acoplamiento secuencial para resolver el problema, primero se trata los problemas en diferentes campos por separado, se analiza un campo antes de pasar al siguiente y se usa los resultados del análisis del campo anterior como las condiciones de contorno del siguiente campo para calcular el efecto sobre el objeto.

Por lo tanto, el tipo de elemento que se puede convertir con éxito debe seleccionarse al resolver. Por ejemplo, en este estudio, el elemento Thermal Solid70 de ANSYS se usa para

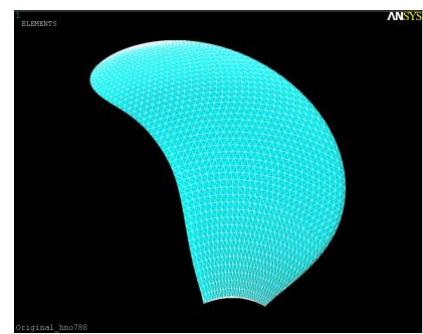
análisis térmico para resolver el campo de temperatura, y el elemento se convierte en elemento Solid185 para análisis térmico y deformación. Entre ellos, Solid70 es un elemento de transferencia de calor tridimensional, cada elemento puede tener 8 nodos, y cada nodo solo puede tener un grado de libertad de temperatura, que es adecuado para el análisis de estado estable o transitorio, mientras que Solid185 es un tridimensional elemento de campo de estructura, cada elemento también tiene 8 nodos, y cada nodo tiene un grado de libertad de temperatura.



*Figura 1. Cuadrícula generada por ANSYS, número de nodos en la superficie correspondientes a diferentes r/R de la hélice.*



*Figura 2. Cuadrícula generada por GRIDGEN.*



*Figura 3. GRIDGEN importado a la red de ANSYS, el número de nodos de superficie es el mismo en la sección de la hélice con diferentes r/R*

Al usar el software ANSYS para la división de elementos, los puntos en la superficie no son los mismos en las secciones transversales con diferentes radios (como se muestra en la Figura 3), por lo que causará problemas en la disposición de los datos al realizar la inversión geométrica, debido a ello se usará la cuadrícula de propósito general producida el software Gridgen y el programa de geometría de hélice de desarrollo propio para el diseño de la cuadrícula (como se muestra en la Figura 4).

Su ventaja es que el diseño de la cuadrícula depende totalmente de la elección del usuario, y la acción de encriptación de la cuadrícula se puede realizar donde sea necesario de acuerdo con las necesidades de ingeniería, solo se debe tomar en cuenta la influencia de la densidad de la cuadrícula en los resultados del cálculo. En consecuencia, a esto Figura 5 es la cuadrícula importada a ANSYS por GRIDGEN.

### 3.2. Condiciones de contorno de ANSYS

La hélice calculada en esta investigación es de acero inoxidable, guarda las siguientes características (Tabla 2) y (Tabla 3), la temperatura inicial se establece en 1400 grados según la situación real, porque el punto de fusión de diferentes tipos de acero inoxidable varía de 1400 grados a 1600 grados.

### Creación de la cuadrícula

El software ANSYS en sí proporciona la función de corte de elementos en el dominio de la solución, y el usuario puede leer la geometría del modelo y luego organizar los elementos. Sin embargo, la función de generación de cuadrícula ANSYS no se usa en este estudio, porque es necesario obtener correctamente los datos de puntos de superficie de la hélice en diferentes radios cuando se realiza el cálculo inverso de la geometría de la hélice (Figura 3, 4 y 5).

*Tabla 1: Propiedades térmicas del material.*

Coefficiente de transferencia de calor	Densidad (g/cm³)	Calor específico (J/g·°C)	Intercambio de calor superficial
0.19	7.805	0.45	0.00125

*Tabla 2: Propiedades mecánicas del material*

Coefficiente de Young (Gpa)	Coefficiente de Poisson	Coefficiente de expansión térmica
200	0.333	1.37e-5

### Condición límite del análisis térmico

Para establecer fácilmente las condiciones de contorno y los puntos en la superficie de la hélice, se empleará el elemento de caparazón (Shell57), por lo que se deben establecer algunas condiciones para el elemento de caparazón durante el proceso de análisis.

En primer lugar, se supone que el elemento de la carcasa es una capa exterior muy delgada sobre la superficie de la hélice y que la influencia de la carcasa delgada sobre la hélice es muy pequeña. En términos de configuración del material, además de establecer el coeficiente de transferencia de calor,

el grosor de la capa delgada también se controla en aproximadamente 0,01 mm, y el elemento de la capa y el elemento Solid70 están acoplados por nodos (como se muestra en la Figura 6).

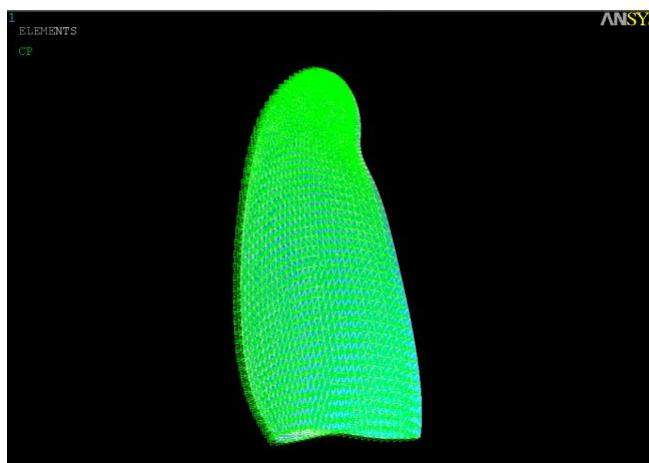


Figura 4. Acoplamiento de nodos entre Shell57 y Solid70.

El propósito es hacer que los cambios de temperatura de los dos elementos sean exactamente iguales. Luego se configura el coeficiente de transferencia de calor y la temperatura ambiente en el elemento de la carcasa, y se configura la condición adiabática en la superficie de la raíz de la hélice para realizar el análisis térmico.

En la actualidad, se conoce que el tiempo real de enfriamiento de la fundición de la hélice es de varias horas, y la temperatura se puede enfriar de 1600 grados a aproximadamente 100 grados, por lo que se utiliza el coeficiente de intercambio de calor apropiado para el cálculo en la investigación.

#### Condiciones de contorno estructural

En el establecimiento de condiciones de contorno estructural, en primer lugar, los elementos de análisis térmico Solid70 y Shell57 se transforman en elementos de análisis estructural Solid185 y Shell41 utilizando la función de conversión de elementos ANSYS, y luego la distribución del campo de temperatura obtenida del análisis térmico (Figura 7) se utiliza como el límite de la condición de análisis estructural. Las condiciones de contorno del desplazamiento se pueden dividir en las siguientes discusiones, comparando el tamaño de la deformación bajo diferentes condiciones y decidiendo en qué condiciones de contorno el análisis está más cerca de la situación real de enfriamiento de la hélice.

1. En el caso de una hélice completa, establecer un lado del cubo de la hélice para que su desplazamiento a lo largo de la dirección X se establezca en 0, y discutir la situación de enfriamiento.

2. Para modelo de una hélice de una sola pala con una parte del cubo, se configura un lado del cubo para que el desplazamiento a lo largo de la dirección X se establezca en 0, y la línea central del cubo no tenga desplazamiento en direcciones y e z.
3. Cuando no se analiza la contracción del cubo del tornillo, el desplazamiento de la superficie de la raíz de la hélice (la interfaz entre la pala y el cilindro) a lo largo de la dirección Y se establece en 0
4. Igual que la condición 3, la deformación en la dirección  $r\theta$  de la interfaz se fija en el sistema de coordenadas cilíndricas;
5. Igual que la condición 3, configure la interfaz sin ningún desplazamiento

Las condiciones 1 a 4 anteriores consideran el caso en el que la hélice y el cubo se enfrián juntos, mientras que la condición 5 es el caso en el que las palas se enfrián primero.

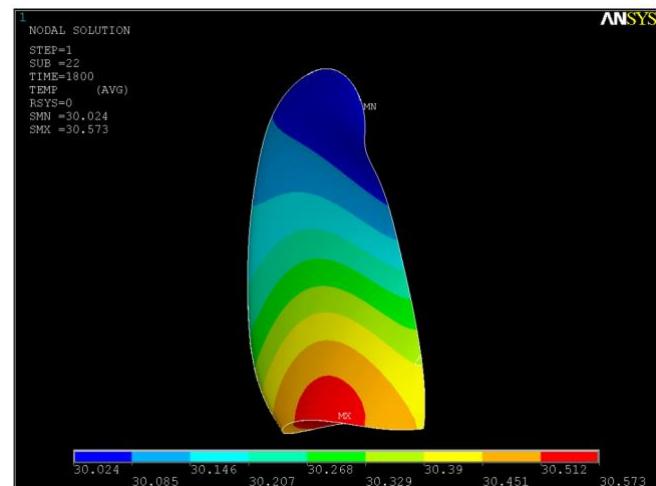


Figura 5. Distribución del campo de temperatura calculada por ANSYS

#### 3.3. Superficie de la hélice antes del procesamiento

Debido a que los datos deben ordenarse de acuerdo con el cálculo inverso y los nodos generados por GRIDDEN no tienen un orden determinado (como se muestra en la Figura 8), los datos de los puntos de superficie deben organizarse de acuerdo con las coordenadas cilíndricas primero.

En primer lugar, es posible captar el número y las coordenadas de los nodos de la superficie a través de los elementos de la cubierta, y luego reducir los datos de los puntos geométricos de acuerdo con el número y la posición de la geometría original de la hélice, y filtrar por diferentes radios (como se muestra en la Figura 9).

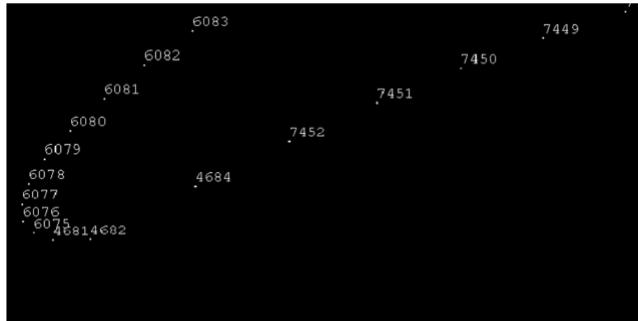


Figura 6. Puntos de sección de hélice con números de nodo no continuos

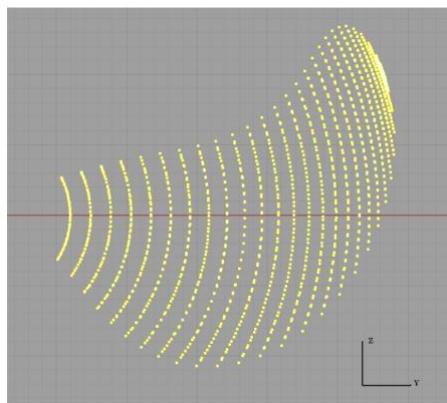


Figura 7. Datos de punto de superficie de la hélice

Los puntos interceptados están a lo largo de las direcciones del eje Z y están ordenados de menor a mayor. Pero en una hélice con paso pequeño, el extremo de la sección de la raíz puede no ser el lugar marcado con un círculo en el extremo (como se muestra en la Figura 10) en el eje Z, por lo que debe confirmarse manualmente.

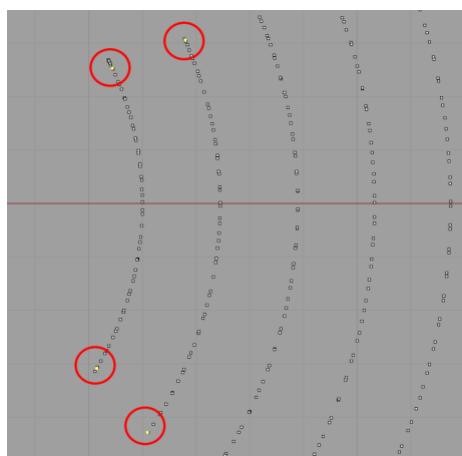


Figura 8. Puntos finales de la sección no son máximos a lo largo del eje Z

Después de organizar el tamaño en la dirección Z, se puede determinar el punto final de cada sección. En este momento, el diseño de la sección se puede dividir para distinguir las superficies aerodinámicas superior e inferior de la primera parte.

La segunda parte es distinguir manualmente la sección con una gran altura de arco. En la Figura 11, se puede encontrar que los puntos en el perfil aerodinámico inferior pueden no estar necesariamente en el otro lado de la línea, por lo que este paso también consume más tiempo en todo el cálculo de ingeniería inversa. Despues de distinguir todas las superficies aerodinámicas de sección transversal, finalmente se organizan de acuerdo con los valores de X en diferentes posiciones. Despues de terminar la clasificación de los datos de punto de sección transversal (Figura 12), se puede realizar el cálculo de la parte posterior de la hélice.



Figura 9. Puntos del perfil aerodinámico inferior están más altos que la línea límite

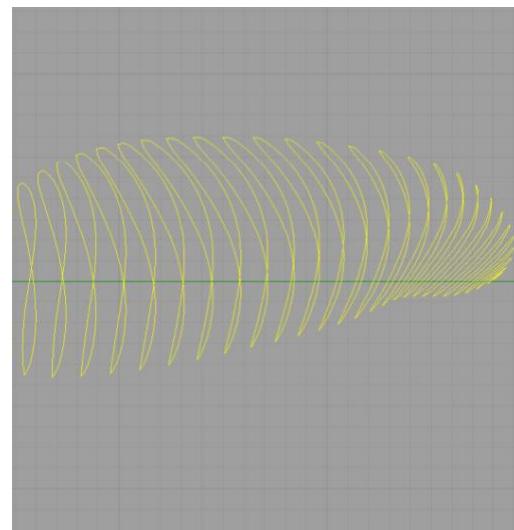


Figura 10. Puntos de superficie ordenados.

### 3.4. Retroceso de la hélice

Después de ordenar los datos del nodo, de acuerdo con los puntos finales determinados de la sección, se resuelven la inclinación y el ángulo skew de las diferentes secciones de

la hélice, y se lleva a cabo el proceso de solución iterativa de la altura y el espesor de la corona de acuerdo con la forma del sistema de coordenadas cilíndricas, el diagrama esquemático se muestra en la Figura 13.

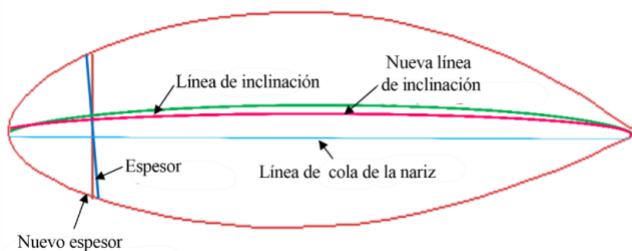


Figura 11. Diagrama de inclinación y espesor de arco

Los pasos de iteración de la altura y el espesor del arco son los siguientes:

- Se usó el programa *Spline* para construir la ecuación geométrica de la sección y obtener los puntos de los perfiles aerodinámicos superior e inferior en cada posición de x/C (Figura 11 Espesor)
- Luego se conectó los dos puntos y se tomó el valor de la mediana como la altura del arco
- Usando el programa *Spline* se conectaron las alturas de la copa en cada posición x/C para generar la ecuación de la línea de inclinación

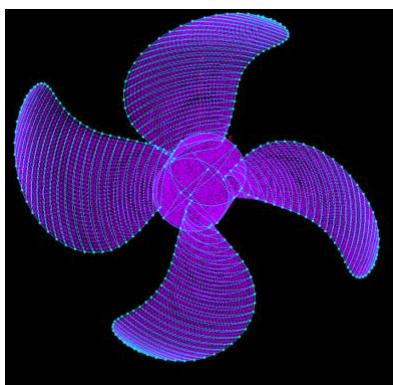


Figura 12. Modelo completo de hélice

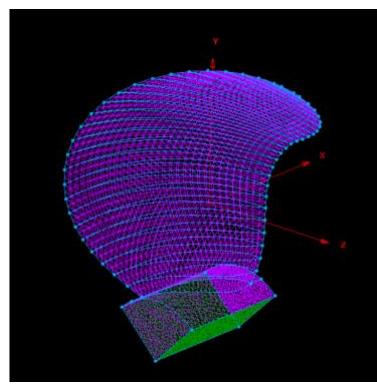


Figura 13. Hélice mono pala con buje parcial

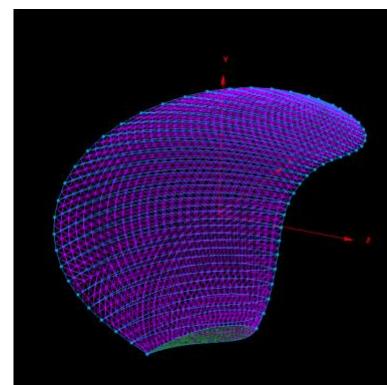


Figura 14. Modelo de hélice de pala única

## 4.2. Resultados modelo 1

Del modelo 1 (Figura 12), se fijó el lado del buje de la hélice para que el desplazamiento a lo largo de la dirección x sea 0. Los resultados del análisis de deformación térmica se muestran en la Figura 15 donde la hélice se encoge casi en el punto central cuando se enfriá, y la contracción es de aproximadamente 1,84 % cuando se ve desde el radio de la hélice.

- Se encuentra el vector normal en cada posición x/C de acuerdo con la ecuación, y se usa el vector para obtener los nuevos puntos aerodinámicos superior e inferior (Figura 11 Nuevo espesor)
- Regrese al paso 2 y realice iteraciones hasta que el cambio de la posición de la altura de la inclinación sea menor al error, que es la inclinación de la corona que requerimos, por lo que también se puede obtener el espesor.

## 4. Análisis de resultados

A partir de las condiciones de contorno estructurales asumidas en el último capítulo, en este capítulo se el estudio, primero se usará el código de ejemplo HNO788 para analizar y discutir, y descartar las condiciones de contorno razonables.

### 4.1. Condiciones de configuración

Sin considerar la influencia de la gravedad, suponiendo que una hélice "HNO788" con un radio de 30 cm, primero se establece tres modelos de hélice como se muestra en la Figura 12 a la Figura 14. El Modelo 1 (Figura 12) es una hélice completa, el Modelo 2 (Figura 13) es una hélice de una pala y su correspondiente buje parcial, y el Modelo 3 (Figura 14) es una hélice de una sola pala.

Luego, se realiza el cálculo de la parte posterior de la hélice para comparar la diferencia en los parámetros de diseño antes y después de la deformación, como En la Figura 16 a la Figura 18 se muestran las relaciones de inclinación, skew y paso, respectivamente. Como se muestra en la figura, se puede encontrar que bajo el establecimiento de tales condiciones límite, la deformación causada por el enfriamiento de la hélice es solo contracción y no ocurrirá ninguna otra deformación.

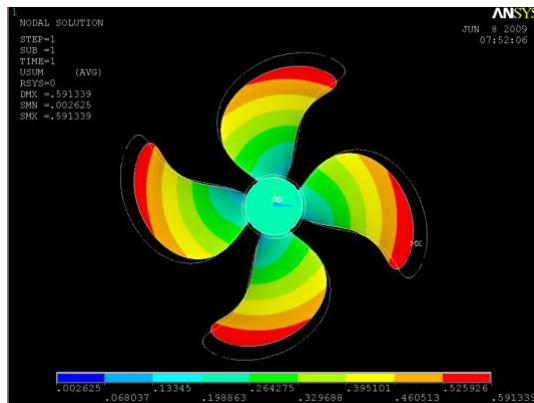


Figura 15. Resultados del análisis de deformación térmica del modelo 1 calculados por ANSYS

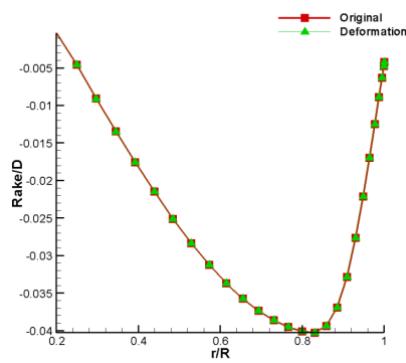


Figura 16. Deformación de inclinación después del enfriamiento MODO I

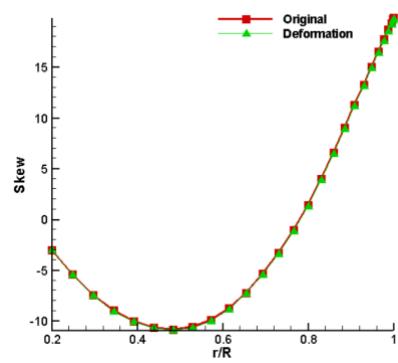


Figura 17. Deformación en ángulo de skew después de enfriar MODO I

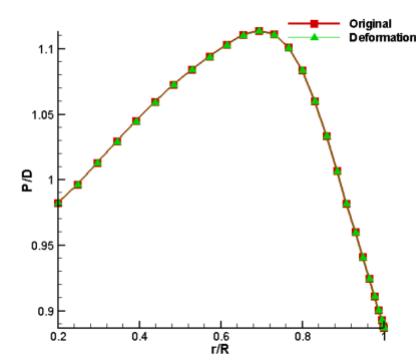


Figura 18. Deformación de paso de la pala después de enfriar MODO I

#### 4.3. Resultados modelo 2

Igual que el modo de cálculo 1, se fija la hélice del modelo 2 (Figura 15) en un lado del cubo del tornillo para que el desplazamiento en la dirección X sea 0, y la línea central no produzca desplazamientos en la Y y las direcciones Z.

Los resultados del análisis de deformación se muestran en la Figura 21. Del diagrama de desplazamiento de deformación, se puede encontrar que cuando la hélice se enfria, se encoge hacia el centro del cubo, y la contracción del radio de la hélice es 1.88%.

Luego observando los cambios de los parámetros geométricos de la hélice como se muestra en la Figura 22 a la Figura 24, y se encuentra que casi no hay cambio en los parámetros geométricos, lo que indica que la hélice no tiene otra deformación excepto la contracción. Sin embargo, la diferencia entre el modo de 1 y el modo 2 es solo la diferencia en el cálculo de la hélice completa y la hélice de una sola pala.

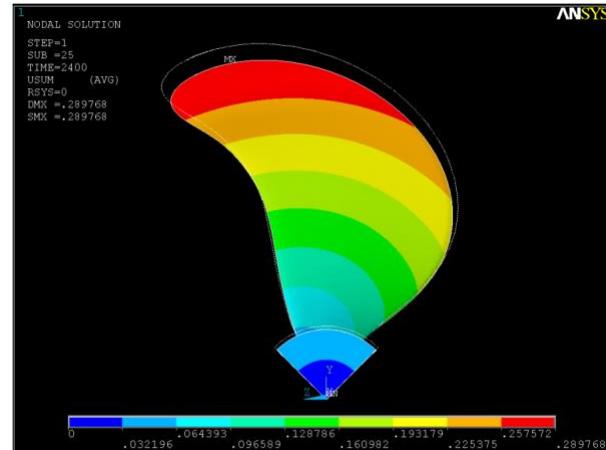


Figura 19. Resultados del análisis de deformación térmica del modelo 2 calculados por ANSYS

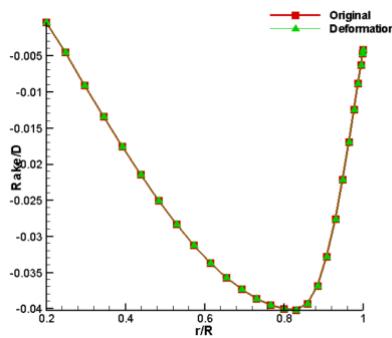


Figura 20. Deformación de inclinación después del enfriamiento MODO II

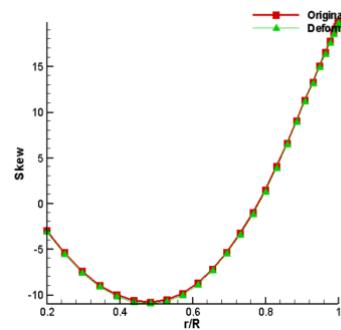


Figura 21. Deformación en ángulo de skew después de enfriar MODO II

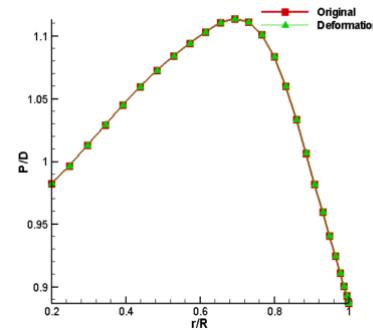


Figura 22. Deformación de paso de la pala después de enfriar MODO II

#### 4.4. Resultados modelo 3

Se fija la raíz de la hélice en el modelo 3 (Figura 21) y se simula el desplazamiento en la dirección Y.

Los resultados del análisis de deformación térmica se muestran en la Figura 25. Debido a que solo se fija el desplazamiento en la dirección Y de la superficie de la raíz, se puede observar que el paso cambiará cuando la hélice se enfrie, el comportamiento rotacional se produce como (Figura 26), bajo el cual la contracción de la hélice es de 1.73%.

De la Figura 27, se puede encontrar que bajo el establecimiento de tales condiciones límite, la deformación de la hélice debido al enfriamiento es mayor que la de los modos se simulación 1 y 2, y el desplazamiento de la inclinación de la punta de la pala con la deformación más grande es aproximadamente 0,04117 cm, aunque la cantidad de deformación todavía está dentro de la tolerancia de 0,43

mm correspondiente al tamaño, la precisión requerida del diseño de la hélice aún debe discutirse. Además, la deformación en el ángulo del *skew* aún se encuentra en un estado leve, como se muestra en la Figura 28.

En términos de deformación de la altura y el espesor de la copa, casi no hay cambio incluso en la deformación más severa de la punta de la pala; pero el porcentaje de deformación para la relación de paso puede alcanzar el 11%, en comparación con el modo de simulación 1 y 2 es significativamente mayor (Figura 34).

Para resumir los resultados del análisis anterior, la deformación de la hélice estará dominada por la relación de inclinación y paso; las otras deformaciones son relativamente pequeñas. Sin embargo, este modo todavía tiene un grado de libertad de rotación en la superficie de la raíz, que es diferente del fenómeno físico real.

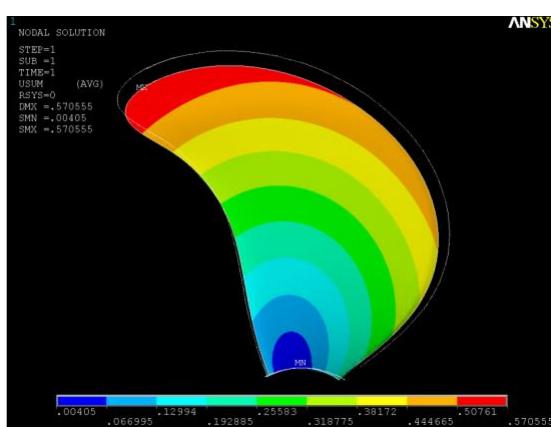


Figura 23. A) Resultados del análisis de deformación térmica del modelo 3 calculados por ANSYS

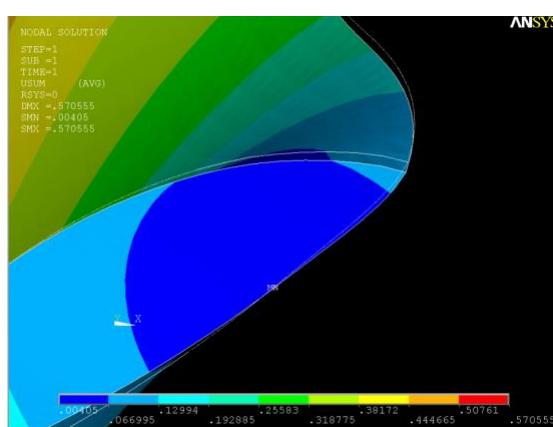


Figura 24. B) Rotación de álabes por deformación térmica en modo 3

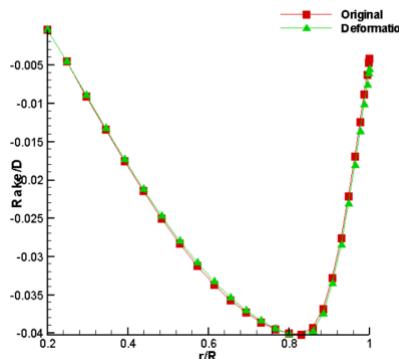


Figura 25. Deformación de inclinación después del enfriamiento MODO III

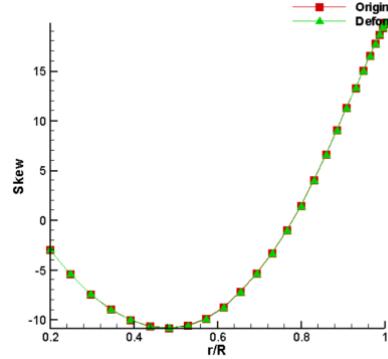


Figura 26. Deformación en ángulo de skew después de enfriar MODO III

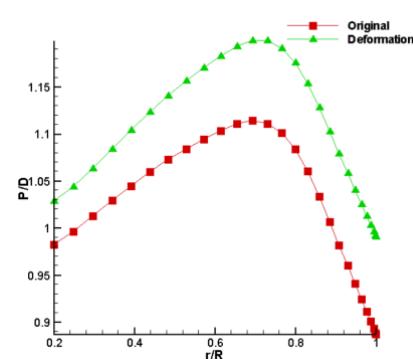


Figura 27. Deformación de paso de la pala después de enfriar MODO III

#### 4.5 Síntesis Comparativa de Datos

La Tabla 3 muestra un resumen de los resultados.

Tabla 3: Resumen de Resultados.

Parámetro Evaluado	Modelo 1 (Hélice Completa)	Modelo 2 (Pala + Buje)	Modelo 3 (Restricción Raíz)
Condición de Borde	$U_x = 0$ (Cara Buje)	Simetría Cíclica + $U_x = 0$	Raíz Fija en Y ( $U_y = 0$ )
Contracción Radial (%)	1.84%	1.88%	1.73%
Modo de Deformación	Contracción Isotrópica	Contracción Isotrópica	Contracción + Rotación
Estabilidad del Rake	Alta (Cambio de escala)	Alta (Cambio de escala)	Baja (Desplazamiento punta)
Desviación del Paso (\$P/D\$)	Despreciable	Despreciable	~ 11% (Crítica)
Implicación Industrial	Escalado simple del molde	Escalado simple del molde	Requiere compensación geométrica compleja

La evidencia numérica sugiere que la deformación térmica en hélices no es un simple problema de contracción de volumen que pueda resolverse sobredimensionando el molde uniformemente. La aparición de una desviación del 11% en el paso en el Modelo 3 demuestra que la interacción mecánica en la raíz induce un cambio de forma (shape change) que altera los ángulos de ataque de los perfiles aerodinámicos. Si esta deformación no se predice y compensa en el diseño "negativo" del molde, la hélice resultante tendrá características de propulsión ( $K_t/J$ ) radicalmente diferentes a las esperadas, obligando a costosas correcciones manuales mediante calentamiento y doblado, o rectificado excesivo que podría comprometer el espesor de la pala.

#### 5. Conclusiones

Existen dos métodos principales de fabricación de hélices marinas: uno es utilizar moldes de arena para fabricar hélices grandes o que no se producen en masa, y el otro es la fundición a la cera perdida, que es la fundición de precisión. Una vez enfriado y sacado del molde de arena, el primero debe someterse a un pulido manual para corregir la geometría de la superficie de la hélice; el segundo se utiliza principalmente para la fundición de hélices pequeñas y medianas. Sin embargo, el enfriamiento después de la fundición de la hélice, a menudo se acompaña de deformaciones geométricas y errores causados por la corrección manual. Para hélices con geometría compleja, las ligeras diferencias pueden afectar el rendimiento de la hélice.

Cuando el objeto se enfria de manera más desigual, la deformación del objeto será mayor. La razón principal es la diferencia en la tensión interna causada por un enfriamiento no uniforme de la temperatura. Por tanto, la velocidad de

enfriamiento es una cuestión muy importante para la calidad de la fundición de precisión.

A partir de los resultados, se encontró que la deformación será diferente cuando la superficie de la hélice tenga diferentes coeficientes de intercambio de calor. Esto significa que, para el problema de enfriamiento y predicción de la deformación, se debe considerar la tasa de cambio de temperatura en diferentes lugares con el tiempo. Esta investigación destaca los aportes significativos que resaltan la interrelación entre el diseño del parque y las experiencias sensoriales de los visitantes, junto con su impacto en el bienestar y la calidad de vida de la comunidad local.

La investigación establece de manera concluyente que la deformación final de una hélice de fundición es una función directa de la heterogeneidad en los coeficientes de transferencia de calor locales. La geometría compleja de la hélice, con variaciones drásticas de espesor entre el borde de salida, el borde de ataque y el núcleo, provoca velocidades de enfriamiento dispares. Esta asincronía térmica, acoplada con las restricciones mecánicas impuestas por la propia geometría (como se demostró en el Modelo 3), es el motor de las tensiones residuales que curvan la pala. Por tanto, cualquier modelo predictivo que asuma un enfriamiento uniforme fallará en capturar la rotación del paso, limitándose a predecir solo la contracción escalar.

El estudio ha permitido establecer una jerarquía de vulnerabilidad en los parámetros de diseño de la hélice frente a la distorsión térmica:

1. Parámetros Críticos (Alta Sensibilidad): El Paso ( $P/D$ ) y el Rake son las variables más afectadas. La desviación del 11% en el paso bajo condiciones de restricción de raíz es inaceptable para estándares de propulsión modernos (ISO 484), donde las tolerancias son estrictas. Esto dicta que la estrategia de compensación geométrica inversa debe priorizar la "pre-deformación" de estos ángulos en el molde.
2. Parámetros Robustos (Baja Sensibilidad): El Skew y los espesores de perfil demostraron una mayor estabilidad, comportándose mayoritariamente bajo un régimen de contracción isométrico predecible.

La metodología híbrida implementada, que vincula la generación de mallas estructuradas de alta fidelidad (GRIDGEN) con la simulación termo-estructural (ANSYS) y algoritmos propios de reconstrucción geométrica, ha demostrado ser una herramienta viable para la "ingeniería de moldes virtuales". Al simular el enfriamiento y obtener la geometría deformada ("forma fría"), es posible calcular matemáticamente la geometría inversa ("forma caliente") requerida en el molde. La implementación industrial de este flujo de trabajo digital promete reducir significativamente la dependencia del rectificado manual artesanal, disminuyendo

tiempos de ciclo y variabilidad en la calidad del producto final.

Si bien el Modelo 3 ofrece una aproximación superior a los modelos libres, la condición de raíz fija sigue siendo una idealización. En la realidad industrial, el molde de arena no es un vacío pasivo ni un anclaje infinitamente rígido; posee propiedades reológicas (colapsabilidad, expansión térmica de la sílice) que interactúan dinámicamente con el metal en enfriamiento. Se recomienda que futuras líneas de investigación integren modelos constitutivos del molde de arena en la simulación para capturar la resistencia friccional distribuida sobre la superficie de la pala, lo cual podría refinar aún más la predicción de la torsión en las puntas de las palas.

## Referencias

- Babu, R., Junghans, E., Andersen, I., & Lim, Y. (2021). Additive manufactured marine component – Ni Al bronze propeller. Procedia Structural Integrity, 34, 20-25.
- Baquero, A. (2011). Introducción a la resistencia y propulsión del buque. Madrid: Universidad Politécnica de Madrid.
- Carlton, J. (2018). Marine Propellers and Propulsion (4th Edition). Butterworth-Heinemann.
- Cruz, C., Vargas, B., & Gámez, H. (2021). On the manufacture of naval propellers by using self-hardening sand molds made by robotic arms. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 116, 1751-1761.
- Liviano, J. (2020). Granelero 50.000 TPM. Trabajo Fin de Grado. Universidad Politécnica de Madrid.
- Márquez, C. (2014). Modelado y simulación mecánica de un sistema de propulsión de un buque. Tesis de Grado. Universidad Veracruzana.
- Rante, M., Syahid, M., & Sutresman, O. (2019). The Corrosion Erosion of Ship Propeller Al 7075 Produced by Gravity Sand Casting. EPI International Journal of Engineering, 2(2), 172-177.
- Suthar, J., Persis, J., & Gupta, R. (2023). Predictive modeling of quality characteristics - A case study with the casting industry. Computers in Industry, 146(C), 103855.

## Contribución de los autores (CRediT)

**Illaquize, R.:** Conceptualización, Curación de contenidos y datos, Metodología, Administración de proyecto, Validación, Redacción – borrador original, Redacción – revisión y edición. **Paredes-Mera, F.:** Conceptualización, Curación de contenidos y datos, Análisis formal de datos, Adquisición de fondos, Investigación, Metodología,



Administración de proyecto, Recursos materiales, Software, Validación, Visualización, Redacción – borrador original, Redacción – revisión y edición.

Todos los autores han leído y aceptado la versión publicada del manuscrito.

#### **Disponibilidad de datos**

Los datos que respaldan los hallazgos de este estudio están disponibles a solicitud razonable al autor de correspondencia.

#### **Conflicto de intereses**

Los autores han declarado que no existe conflicto de intereses en esta obra.

#### **Declaración sobre el uso de IA generativa y tecnologías asistidas por IA**

El manuscrito no incluye una declaración específica respecto al uso de herramientas de inteligencia artificial durante su proceso de redacción. La autoría, así como la responsabilidad total del contenido, recaen exclusivamente en los autores.

#### **Nota del Editor**

**Descargo de responsabilidad:** Los datos, declaraciones, opiniones contenidas en el documento son responsabilidad únicamente de los autores y no de la *Revista Científica FINIBUS – Ingeniería, Industria y Arquitectura*. La Revista y sus editores renuncian a toda responsabilidad por daño a persona o propiedad resultante de los métodos, instrucciones, producto o idea mencionado en el contenido.



Derechos de autor 2026.

Esta obra está bajo una licencia:  
Internacional Creative Commons  
Atribución-NoComercial-CompartirIgual  
.4.0



Revista Científica *FINIBUS* - ISSN: 2737-6451.