

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIA E INGENIERÍA



PONTIFICIA
UNIVERSIDAD
CATÓLICA
DEL PERÚ

“Análisis aerodinámico de una hélice bipala 17x5 (17" de diámetro y 5" de paso de avance) de un Vehículo Aéreo No Tripulado del tipo cuadricóptero para incrementar la eficiencia de vuelo vertical”

Tesis para optar el Título de Ingeniero Mecánico, que presenta el bachiller:

JULIO MANUEL RAMÍREZ SÁNCHEZ

ASESOR: Carlos Saito Villanueva

Lima, julio de 2018

RESUMEN

En el presente trabajo de tesis se realiza el análisis aerodinámico de una hélice 17x5 de un Vehículo Aéreo No Tripulado (VANT) del tipo cuadricóptero para precisar el efecto de la modificación del ángulo de paso en las fuerzas aerodinámicas con el objetivo de incrementar la eficiencia de vuelo vertical. En primer lugar, el estudio aerodinámico se realiza a partir de cálculos analíticos bajo la formulación de la teoría del Impulsor del Elemento Pala o también llamada *Blade Element Momentum Theory (BEMT)* por sus siglas en inglés. El cálculo analítico se realiza en el *software* JBLADE el cual emplea el código *BEMT* para la resolución de problemas aerodinámicos de hélices. Los resultados se verifican que tengan un correcto sentido físico con tendencias y valores numéricos acordes con el estudio y experimentación de hélices; estos resultados forman punto de partida para el posterior análisis. Luego, el análisis aerodinámico se realiza a partir de la simulación computacional mediante el uso del *software* ANSYS Fluent. El paquete de ANSYS Fluent proporciona un análisis basado en el uso de volúmenes finitos. En específico, se enfoca la resolución del problema mediante el método del Marco de Referencia Móvil (*MRF - Moving Reference Frame*); el método resuelve los campos de flujos que involucran superficies rotatorias bajo un enfoque estacionario. El método *MRF* proporciona una solución físicamente correcta, simple y con menor uso de recurso computacional. En seguida, los resultados de la simulación se verifican frente a los cálculos analíticos a manera de validar los resultados. La tendencia de la respuesta muestra una correcta similitud con respecto a los cálculos analíticos. Sin embargo, existe un error promedio de 17,0% entre los valores numéricos de ambos métodos; esto debido a las simplificaciones realizadas en la configuración del modelo y en el proceso general de simulación. Finalmente, en la presente tesis se concluye que se logra obtener un aumento de la fuerza de empuje a partir de un cambio en el ángulo de paso; cabe resaltar que este aumento representa un impulso del 17,8% del peso total del cuadricóptero, con solo incrementar el ángulo de paso de cero a dos grados, lo cual resulta en un beneficio aerodinámico.



PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA

TEMA DE TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO DE INGENIERO MECÁNICO

TÍTULO : ANALISIS AERODINÁMICO DE UNA HÉLICE BIPALA 17x5 (17" DE DIÁMETRO Y 5" DE PASO DE AVANCE) DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO DEL TIPO CUADRICÓPTERO PARA INCREMENTAR LA EFICIENCIA DE VUELO VERTICAL.

AREA : Energía #409

PROPUESTO POR : Ing. Carlos Saito Villanueva

ASESOR : Ing. Carlos Saito Villanueva

TESISTA : Julio Manuel Ramírez Sánchez

CÓDIGO : 20100920

FECHA : 21 de junio de 2016



DESCRIPCIÓN Y OBJETIVOS:

Los vehículos aéreos no tripulados (VANT) comúnmente referidos como drones, están ganando gran interés por su amplia variedad de aplicaciones. Un modelo que destaca por su práctico diseño es el cuadricóptero, un pequeño helicóptero multirotor de cuatro rotores. A pesar de que estas aeronaves son sencillas de operar y tienen un alto potencial aplicativo, se ven limitadas por el poco tiempo de vuelo y baja eficiencia aerodinámica (Leishman, 2006)¹.

En el estudio aerodinámico de las hélices un parámetro crítico es el ángulo de paso, el cual es aquel medido entre el plano de rotación y la cuerda de cada perfil.

En el presente trabajo de tesis se realiza el análisis aerodinámico de una hélice bipala 17x5 de un cuadricóptero para determinar las fuerzas aerodinámicas a partir de la modificación del ángulo de paso con el objetivo de incrementar la eficiencia de vuelo. El alcance del estudio aerodinámico comprende el análisis cuantitativo y cualitativo por simulación numérica. Este análisis es complementado con cálculos analíticos con el propósito de comparar y validar los resultados obtenidos. Finalmente, se dan las conclusiones respectivas del beneficio aerodinámico resultado del análisis.

¹ LEISHMAN, J. Gordon (2006) *Principles of helicopter Aerodynamic*.



PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA

TEMA DE TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO DE INGENIERO MECÁNICO

**ANÁLISIS AERODINÁMICO DE UNA HÉLICE BIPALA 17x5 (17" DE
 DIÁMETRO Y 5" DE PASO DE AVANCE) DE UN VEHÍCULO
 AÉREO NO TRIPULADO DEL TIPO CUADRICÓPTERO PARA
 INCREMENTAR LA EFICIENCIA DE VUELO VERTICAL**

Introducción

1. Estado del arte
2. Análisis aerodinámico por cálculo analítico
3. Análisis aerodinámico por simulación computacional
4. Evaluación y comparación de resultados

Conclusiones

Observaciones y recomendaciones

Bibliografía

Anexos

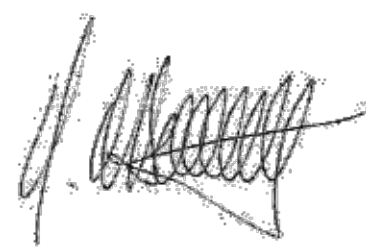
Máximo: 100 páginas



 Ing. Carlos Saito Villanueva
 Asesor









DEDICATORIA

Mi tesis la dedico a mis padres y hermanos por su total apoyo y constante confianza en mi persona a lo largo de mi formación universitaria.

AGRADECIMIENTOS

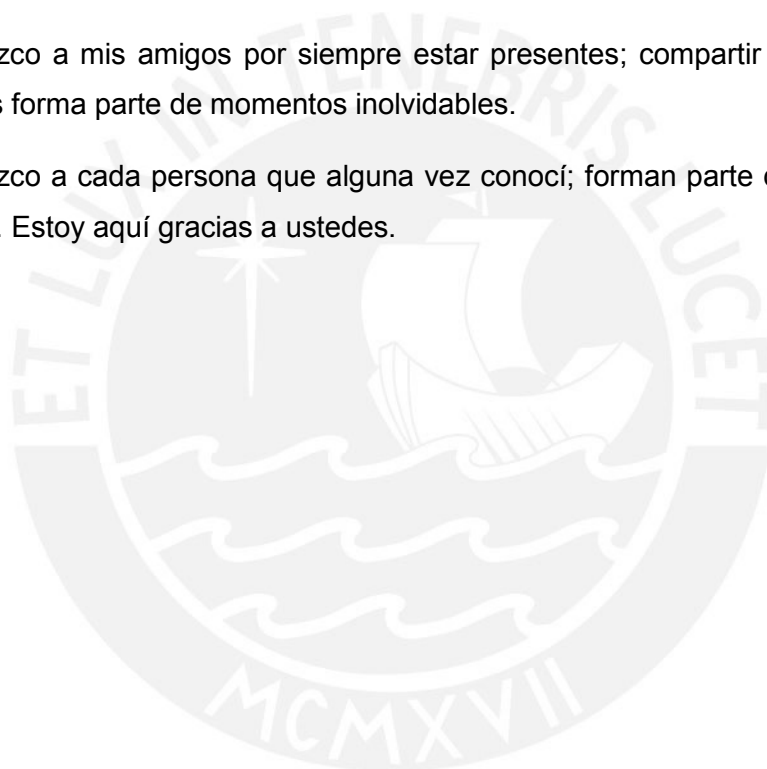
Agradezco a mi asesor Carlos Saito Villanueva por el constante apoyo en el desarrollo de mi trabajo de tesis; su dedicada labor académica es un soporte fundamental para mi desarrollo profesional.

Agradezco a mis padres y hermanos por el soporte emocional; su entera confianza e incondicional amor es la fuerza que me motiva para seguir adelante.

Agradezco a mis abuelos por ser la base del amor y la unión de la gran familia que ahora tengo, su cariño y amor trasciende generaciones.

Agradezco a mis amigos por siempre estar presentes; compartir experiencias con ustedes forma parte de momentos inolvidables.

Agradezco a cada persona que alguna vez conocí; forman parte de mi experiencia de vida. Estoy aquí gracias a ustedes.



ÍNDICE DE CONTENIDO

| | |
|---|----|
| INTRODUCCIÓN..... | 1 |
| CAPÍTULO 1 ESTADO DEL ARTE..... | 4 |
| 1.1. Vehículos Aéreos No Tripulados (VANT)..... | 4 |
| 1.1.1. Clasificación..... | 5 |
| 1.2. VANT del tipo cuadricóptero..... | 8 |
| 1.3. Aerodinámica del rotor..... | 9 |
| 1.4. Caracterización de hélices..... | 10 |
| 1.4.1. Geometría de la hélice..... | 12 |
| 1.4.2. Campo de velocidades..... | 13 |
| 1.4.3. Fuerzas resultantes..... | 15 |
| 1.5. Curvas características de las hélices..... | 16 |
| 1.6. Efecto de la modificación del ángulo de paso..... | 16 |
| 1.7. Métodos de análisis..... | 17 |
| 1.7.1. Método experimental..... | 17 |
| 1.7.2. Método por cálculos analíticos..... | 18 |
| 1.7.3. Método por simulación computacional..... | 20 |
| CAPITULO 2 ANÁLISIS AERODINÁMICO POR CÁLCULOS ANALÍTICOS..... | 24 |
| 2.1. Descripción y discusión de los métodos de análisis..... | 24 |
| 2.2. Desarrollo de la teoría analítica..... | 26 |
| 2.3. Metodología del cálculo..... | 30 |
| 2.3.1. Procedimiento de iteración..... | 31 |
| 2.4. Caracterización geométrica de la hélice de estudio..... | 34 |
| 2.4.1. Identificación y digitalización de los perfiles..... | 34 |
| 2.4.2. Parámetros geométricos de la hélice..... | 41 |
| 2.5. Distribución del número de Reynolds y número de Mach..... | 45 |
| 2.6. Desarrollo del cálculo analítico..... | 47 |
| 2.6.1. Ejemplo de cálculo manual..... | 48 |
| 2.6.2. Cálculo en <i>software</i> JBLADE..... | 53 |
| CAPÍTULO 3 ANÁLISIS AERODINÁMICO POR SIMULACIÓN COMPUTACIONAL..... | 57 |
| 3.1. Definición del problema..... | 57 |
| 3.2. Metodología de simulación..... | 58 |
| 3.3. Modelado 3D de la hélice en <i>software</i> CAD..... | 59 |
| 3.4. Construcción de los dominios..... | 60 |
| 3.5. Mallado..... | 62 |

| | | |
|---|--|----|
| 3.6. | Configuración del modelo de simulación..... | 65 |
| 3.6.1. | Enfoque estacionario..... | 65 |
| 3.6.2. | Modelo de turbulencia | 66 |
| 3.6.3. | Material | 67 |
| 3.6.4. | Condiciones de elementos | 68 |
| 3.6.5. | Condiciones de borde..... | 68 |
| 3.7. | Solución de la simulación | 70 |
| 3.8. | Estudio de independencia de malla | 72 |
| 3.9. | Post-procesamiento..... | 74 |
| 3.10. | Casos de análisis..... | 75 |
| CAPÍTULO 4 EVALUACIÓN Y COMPARACIÓN DE RESULTADOS | | 77 |
| 4.1. | Resultados del cálculo analítico..... | 77 |
| 4.2. | Resultados de la simulación computacional | 78 |
| 4.2.1. | Estudio de independencia de malla | 78 |
| 4.2.2. | Resultados gráficos del campo de flujo | 85 |
| 4.3. | Comparación de resultados | 88 |
| 4.4. | Efecto de la modificación del ángulo de paso | 92 |
| 4.4.1. | Efecto en la fuerza de empuje | 92 |
| 4.4.2. | Efecto en la distribución de presiones | 93 |
| CONCLUSIONES | | 96 |
| RECOMENDACIONES..... | | 97 |
| BIBLIOGRAFÍA..... | | 97 |

ÍNDICE DE TABLAS

| | |
|--|----|
| Tabla 2.1. Tabla de las características geométricas de los perfiles identificados | 38 |
| Tabla 2.2. Características geométricas de la hélice..... | 43 |
| Tabla 2.3. Condiciones Atmosféricas Estándar..... | 45 |
| Tabla 2.4. Distribución del Número De Reynolds y Mach | 46 |
| Tabla 2.5. Datos de entrada de la hélice..... | 48 |
| Tabla 2.6. Características geométricas de la sección 24 | 49 |
| Tabla 2.7. Condiciones atmosféricas estándar | 49 |
| Tabla 2.8. Valores calculados de la última iteración para la sección #24 | 52 |
| Tabla 3.1. Características de la malla | 65 |
| Tabla 3.2. Casos de análisis | 76 |
| Tabla 4.1. Características de mallas utilizadas del refinamiento del tamaño de elementos | 79 |
| Tabla 4.2. Tabla resumida de las características de malla..... | 80 |
| Tabla 4.3. Resultados del refinamiento de malla por tamaño del elemento..... | 80 |
| Tabla 4.4. Características de las mallas con modificaciones de las capas prismáticas | 82 |
| Tabla 4.5. Tabla resumida de características de malla | 83 |
| Tabla 4.6. Resultados de la modificación de las capas prismáticas | 83 |
| Tabla 4.7. Diferencia numérica entre ambos métodos para el caso 1 | 89 |
| Tabla 4.8. Diferencia relativa promedio para los casos de análisis | 91 |



ÍNDICE DE FIGURAS

| | |
|--|----|
| Figura 1.1 General Atomics MQ-1 Predator..... | 5 |
| Figura 1.2 Inspección de turbinas eólicas. | 5 |
| Figura 1.3. Nasa Global Hawk. | 6 |
| Figura 1.4. Pionner Short Range (SR) UAV. | 6 |
| Figura 1.5 AeroVironment RQ-11 Raven. | 7 |
| Figura 1.6 Ejemplos de micro y mini VANT..... | 7 |
| Figura 1.7. AeroQuad 32. | 8 |
| Figura 1.8. Dinámica de vuelo de un cuadricóptero. | 9 |
| Figura 1.9 Mecanismos de movimiento de un rotor..... | 10 |
| Figura 1.10 Ángulo de paso (θ)..... | 10 |
| Figura 1.11 Hélice 17x5 de Fibra de carbón. | 11 |
| Figura 1.12 Paso de avance o paso geométrico. | 11 |
| Figura 1.13 Partes típicas de una hélice. | 12 |
| Figura 1.14 Forma típica de la pala de una hélice en función de la posición radial. | 13 |
| Figura 1.15 Campo de velocidades: (a) Velocidad relativa; (b) Velocidades componentes para cada sección de perfil. | 14 |
| Figura 1.16 Ángulos aerodinámicos..... | 15 |
| Figura 1.17 Descomposición de fuerzas aerodinámicas. | 15 |
| Figura 1.18 Curvas características de la hélice APC Slow Flyer 11x4.7. | 16 |
| Figura 1.19 Influencia de la modificación del ángulo de paso en el Coeficiente de empuje (CT)..... | 17 |
| Figura 1.20 Configuración experimental en túnel de viento - UIUC. | 18 |
| Figura 1.21 Volumen de control por el paso de una hélice – Estela. | 19 |
| Figura 1.22 BET: (a) Vista Superior; (b) Vista de cada elemento perfil. | 19 |
| Figura 1.23 Método por volúmenes finitos. | 21 |
| Figura 1.24 Ecuaciones de conservación de masa y momento. | 21 |
| Figura 1.25 Esquema del procedimiento general del método por volúmenes finitos. | 22 |
| Figura 2.1 Elemento pala de una hélice..... | 26 |
| Figura 2.2 Componentes locales de velocidad y ángulos aerodinámicos para una sección..... | 27 |
| Figura 2.3 Diagrama de fuerzas resultantes..... | 28 |
| Figura 2.4 Metodología para el cálculo analítico..... | 31 |
| Figura 2.5 Hélice 17x5. Hélice de estudio..... | 34 |
| Figura 2.6 Envolver el perfil mediante un alambre de soldadura..... | 35 |
| Figura 2.7 Forma del perfil calcado en una hoja..... | 35 |
| Figura 2.8 Formato escaneado del perfil. Definición de los ejes coordenados..... | 36 |
| Figura 2.9 Puntos extraídos del software de digitalización de puntos. | 36 |
| Figura 2.10 Herramienta spline foil para generar la forma del perfil en el XFLR5.... | 37 |
| Figura 2.11 Distribución de ambos perfiles a lo largo de la pala. | 37 |
| Figura 2.12 Perfil 25. | 37 |
| Figura 2.13 Perfil 75. | 38 |
| Figura 2.14 Coeficiente de sustentación (CL) para perfil 25..... | 39 |
| Figura 2.15 Coeficiente de arrastre (CD) para perfil 25..... | 39 |
| Figura 2.16 Coeficiente de sustentación (CL) para perfil 75..... | 40 |
| Figura 2.17 Coeficiente de arrastre (CD) para perfil 75..... | 40 |
| Figura 2.18 Banco de medición de los parámetros de hélice. | 41 |
| Figura 2.19 Relación geométrica para calcular el ángulo de torsión (β)..... | 42 |

| | |
|--|----|
| Figura 2.20 Modelo virtual de la hélice de estudio | 43 |
| Figura 2.21 Distribución de cuerda local c/R | 44 |
| Figura 2.22 Distribución del ángulo de torsión geométrico (β) | 44 |
| Figura 2.23 Distribución del Número De Reynolds..... | 47 |
| Figura 2.24 Distribución del Número de Mach | 47 |
| Figura 2.25 Comparación del ángulo de entrada de flujo (ϕ)..... | 53 |
| Figura 2.26 Comparación del Factor de Prandtl (F) | 54 |
| Figura 2.27 Comparación del factor de inducción axial (aa)..... | 54 |
| Figura 2.28 Comparación de la fuerza axial local (dFa) | 55 |
| Figura 3.1. Metodología para la simulación <i>CFD</i> | 58 |
| Figura 3.2 Hélice 17x5 en físico..... | 59 |
| Figura 3.3 Modelo 3D de la hélice generado en <i>software</i> Autodesk Inventor | 60 |
| Figura 3.4 Dominios estático y rotatorio (vista isométrica 180°)..... | 60 |
| Figura 3.5 Esquema de las extensiones del dominio para las condiciones de borde | 61 |
| Figura 3.6 Mallado del dominio rotatorio y estático (vista isométrica 180°) | 63 |
| Figura 3.7 Coincidencia de nodos y periodicidad del dominio..... | 63 |
| Figura 3.8 Detalle de las capas de elementos prismático | 64 |
| Figura 3.9 Nivel de resolución de las capas según enfoque de tratamiento de capa límite: (a) funciones de pared; (b) subcapa viscosa | 67 |
| Figura 3.10 Condiciones de borde: (a) Vista Frontal; (b) Vista Lateral | 69 |
| Figura 3.11. Condiciones de borde: Vista de detalle | 69 |
| Figura 3.12. Monitoreo de los Residuales..... | 70 |
| Figura 3.13. Convergencia gradual de los Coeficientes de Fuerza y Momento..... | 71 |
| Figura 3.14. Convergencia de Flujo de Masa..... | 71 |
| Figura 3.15 Control del tamaño de elemento superficial en la hélice..... | 72 |
| Figura 3.16 Capas prismáticas para captar la capa límite..... | 73 |
| Figura 3.17 Gráfica de contorno y^+ de la malla refinada..... | 74 |
| Figura 3.18 Fuerza de Empuje (T) vs Velocidad de libre flujo (V) | 74 |
| Figura 3.19 Gráfico de contorno de la distribución de presiones..... | 75 |
| Figura 4.1. Resultados del cálculo analítico por la formulación BEMT | 78 |
| Figura 4.2. Fuerza de empuje vs Cantidad de Elementos..... | 81 |
| Figura 4.3. Error relativo vs Cantidad de Elementos | 81 |
| Figura 4.4. Fuerza de empuje vs Cantidad de Elementos para el caso de modificación de las capas prismáticas | 84 |
| Figura 4.5. Error relativo vs Cantidad de Elementos para el caso de modificación de las capas prismáticas | 84 |
| Figura 4.6. Distribución de presiones en un plano medio..... | 86 |
| Figura 4.7. Distribución de presiones en las superficies de la hélice..... | 86 |
| Figura 4.8. Estela formada por el giro de la hélice en vuelo vertical..... | 87 |
| Figura 4.9. Gráfica de vectores en la punta de la hélice. Flujo tridimensional. | 88 |
| Figura 4.10. Comparación gráfica de fuerza de empuje..... | 89 |
| Figura 4.11. Comparación de fuerza para los casos de análisis | 90 |
| Figura 4.12 Curva obtenida de la simulación de la fuerza de empuje | 91 |
| Figura 4.13 Curva experimental de la fuerza de empuje de una hélice 17x12 | 92 |
| Figura 4.14. Efecto de la modificación del ángulo de paso en la fuerza de empuje..... | 93 |
| Figura 4.15. Evolución de la distribución de presiones por aumento del ángulo de paso..... | 95 |

LISTA DE SÍMBOLOS

| | | |
|----------------|---|----------------------|
| a_a | Factor de inducción axial | [-] |
| a_t | Factor de inducción tangencial | [-] |
| B | Número de palas | [-] |
| c | Longitud de cuerda de perfil local | [mm] |
| C_a | Coeficiente de fuerza axial | [-] |
| C_D | Coeficiente de arrastre | [-] |
| C_L | Coeficiente de sustentación | [-] |
| C_P | Coeficiente de potencia | [-] |
| C_t | Coeficiente de fuerza tangencial | [-] |
| C_T | Coeficiente de fuerza de empuje | [-] |
| D | Diámetro nominal | [mm] |
| dL | Fuerza local de sustentación | [N/mm] |
| dD | Fuerza local de arrastre | [N/mm] |
| dT | Fuerza local de empuje | [N/mm] |
| dQ/r | Torque local | [Nmm/mm] |
| F | Factor de Prandtl | [-] |
| dF_a | Fuerza local axial | [N/mm] |
| dF_t | Fuerza local tangencial | [N/mm] |
| J | Parámetro de avance | [-] |
| Ma | Número de Mach | [-] |
| n | Velocidad de rotación en RPS | [rev/s] |
| P | Potencia | [W] |
| Q | Torque | [Nm] |
| r | Distancia de radio local | [mm] |
| R | Radio de la hélice | [mm] |
| Re | Número de Reynolds | [-] |
| T | Fuerza de empuje | [N] |
| V | Velocidad de libre flujo | [m/s] |
| V_a | Velocidad axial inducida | [m/s] |
| V_s | Velocidad del sonido | [m/s] |
| V_t | Velocidad tangencial inducida | [m/s] |
| V_{tip} | Velocidad local en la punta de pala | [m/s] |
| W | Velocidad relativa local | [m/s] |
| W_a | Velocidad relativa axial | [m/s] |
| W_t | Velocidad relativa tangencial | [m/s] |
| α | Ángulo de ataque | [°] |
| η | Eficiencia | [-] |
| θ | Ángulo de paso | [°] |
| $\Delta\theta$ | Modificación del ángulo de paso | [°] |
| β | Ángulo de torsión geométrico | [°] |
| μ | Viscosidad dinámica del fluido | [kg/ms] |
| ρ | Densidad del fluido | [kg/m ³] |
| ϕ | Ángulo de entrada de flujo | [°] |
| Ω | Velocidad de rotación en RPM | [RPM] |
| Ωr | Velocidad tangencial debido a la rotación | [m/s] |

INTRODUCCIÓN

En la industria aeronáutica, los vehículos aéreos no tripulados (*Unmanned Aerial Vehicles*, UAV por sus siglas en inglés), comúnmente referidos como drones, están ganando gran interés por parte de distintos usuarios por la variedad de aplicaciones en las que estas aeronaves pueden ser empleadas. Es importante destacar que un dron se define como toda aeronave propulsada que no tiene tripulación a bordo y que es operado de manera remota o mediante un sistema de navegación autónomo.

Un modelo que destaca por la simpleza de su diseño y buen desempeño de vuelo es el cuadricóptero, un helicóptero multirotor que es sustentado e impulsado por cuatro rotores. El rotor de un helicóptero es el sistema conformado por la hélice y el motor propulsor; la principal función del rotor es generar las fuerzas aerodinámicas de sustentación y empuje que contrarresten las fuerzas de peso y arrastre de la aeronave.

Se plantea el problema, que como principal limitación, para generar mayor fuerza de empuje se debe emplear mayor giro en los motores lo cual se traduce en mayor exigencia del rotor. Esta acción produce un mayor consumo de la batería del dron y reduce el tiempo de vuelo.

Esto genera una cuestión, si es posible generar mayor fuerza de empuje sin aumentar las revoluciones del motor. Sí es posible, en principio, y la respuesta se encuentra en los mecanismos que presentan los rotores de la mayoría de helicópteros de hoy en día.

En el rotor de un helicóptero, la modificación del ángulo de paso tiene una estrecha relación con la variación de las fuerzas aerodinámicas. El ángulo de paso (θ) es aquel medido entre la cuerda del perfil y el plano de rotación. Entonces, obtener un control independiente del ángulo de paso en cada hélice puede llegar a mejorar la performance del dron para distintos momentos de vuelo. Por tanto, es necesario realizar el estudio aerodinámico para justificar el diseño de un mecanismo que resuelva el problema.

En el presente trabajo de tesis se realiza el análisis aerodinámico de una hélice bipala 17x5 (17" de diámetro y 5" de paso de avance) de un cuadricóptero para determinar las fuerzas aerodinámicas a partir de la modificación del ángulo de paso en base a distintos momentos de vuelo con el objetivo de determinar dentro de que rango esto es favorable para la performance del vuelo. La hélice pertenece al cuadricóptero del Grupo de Sistemas de Aeronaves No Tripuladas.

El análisis aerodinámico a desarrollar en el presente trabajo se enfoca en dos métodos: el método por cálculos analíticos y el método por volúmenes finitos. El primero consiste en resolver ecuaciones de manera analítica, mientras que el segundo consiste en resolver ecuaciones de manera numérica, por lo que es importante el uso de recursos computacionales. La ventaja de este último, es que, además de brindar información cuantitativa, se puede visualizar valiosa información cualitativa tales como: líneas de flujo y gráficas de contorno.

Ambos métodos se complementan entre sí con el objetivo de agregar mayor solidez y confiabilidad a los resultados obtenidos. La evaluación y comparación de los resultados se desarrollará en el capítulo final del trabajo.

Finalmente, queda resaltar que el presente trabajo de tesis suma al desarrollo de estudios en el campo de los UAV, debido a que, en base a los resultados del análisis aerodinámico se puede proceder a diseñar el sistema mecánico de paso variable frente al convencional modelo de paso fijo. Incluso, en futuras investigaciones, se le puede asociar a un control electrónico con el objetivo de darle aún mayor autonomía y mejorar el vuelo para explotar el potencial de este tipo de vehículos muy empleados hoy en día.

OBJETIVOS

Objetivo General

Evaluar el beneficio aerodinámico de la modificación del ángulo de paso para una hélice bipala 17 x 5 de un cuadricóptero para incrementar la eficiencia de vuelo vertical mediante simulación numérica.

Objetivos Específicos

- Medir parámetros iniciales mediante un ensayo en un banco de pruebas.
- Obtener las curvas aerodinámicas de los perfiles identificados.
- Interpretar las curvas aerodinámicas de los perfiles.
- Caracterizar el modelo geométrico de la hélice (distribución de cuerda, ángulo de torsión a lo largo de cada pala).

- Aplicar la teoría analítica *BEMT* para obtener las curvas aerodinámicas de la hélice.
- Construir el modelo geométrico de la hélice en un software *CAD*.
- Emplear una metodología estándar para el análisis de Dinámica de Fluidos Computacional (*CFD*) de superficies giratorias.
- Constatar el modelo simulado comparando los resultados globales de la simulación con los obtenidos de la teoría analítica.
- Analizar las relaciones entre distintos parámetros, sobretodo la influencia de la variación del ángulo de paso, en las fuerzas aerodinámicas.
- Examinar los resultados de la simulación (líneas de flujos, mapa de presiones)

Alcances

En el presente trabajo de tesis se logra como producto un método de análisis aerodinámico de la hélice para la evaluación de la modificación del ángulo de paso en la mejora de la eficiencia de vuelo mediante cálculos analíticos y simulación numérica; respectiva comparación y validación de resultados entre ambos métodos; y evaluación del beneficio aerodinámico.



CAPÍTULO 1 ESTADO DEL ARTE

1.1. Vehículos Aéreos No Tripulados (VANT)

El campo de los Vehículos Aéreos No Tripulados (VANT) es amplio. Si bien es cierto se ha dado una serie de esfuerzos para estandarizar un mismo lenguaje en lo que respecta a definiciones y clasificaciones sobre los VANT, actualmente, hay mucha pluralidad y confusiones sobre este tema.

Sin embargo, la definición más oficial y exacta la brinda el Departamento de Defensa de los Estados Unidos, la cual define a un Vehículo Aéreo No Tripulado (VANT) como toda aeronave propulsada que no tiene tripulación a bordo el cual es operado de manera remota o mediante un sistema de navegación autónomo, puede poseer una carga letal o no letal y es recuperable [1].

Usualmente, dentro del ámbito público se suele utilizar el término “dron”, el cual es empleado con frecuencia para referirse de manera abreviada a los VANT. La palabra dron se encuentra en el diccionario de la Real Academia Española y proviene de la palabra en inglés *drone*.

En los últimos años, el creciente desarrollo de esta tecnología ha conllevado a estar presente en un amplio rango de aplicaciones. A pesar de que su principal desarrollo tecnológico fue en el ámbito militar (Figura 1.1), hoy en día, los drones están tomando presencia en usos civiles.



Figura 1.1 General Atomics MQ-1 Predator.
(Fuente: <http://www.imgmob.net/general-atomics-mq-1-predator.html>)

Se presenta algunas aplicaciones civiles en las que drones del tipo multirrotor pueden ser utilizados: Búsqueda y rescate, Inspección (Figura 1.2), Seguridad Civil, Vigilancia, Investigación científica, Video y fotografía aérea, Agrimensura y Transporte de paquete [2].



Figura 1.2 Inspección de turbinas eólicas.
(Fuente: <https://www.aibotix.com/en/industry.html>)

1.1.1. Clasificación

Tal como se mencionó no existe un acuerdo oficial para una clasificación estándar de estos vehículos aéreos. No obstante, dentro de la comunidad ya se adopta ciertas características comunes para obtener algún tipo de clasificación. La clasificación más común no estándar pero conveniente es según el tamaño. A continuación se presenta la clasificación según Fahlstrom y Gleason, el cual clasifica estas aeronaves en cuatro

grupos: VANT de tamaño grande, VANT de tamaño medio, VANT de tamaño pequeño, y micro-VANT mini VANT [3].

VANT de tamaño grande

Dentro de este grupo se consideran a aquellas aeronaves que son particularmente más grandes que un típico avión ligero; logran volar grandes distancias, de uso general para misiones militares de reconocimiento y vigilancia (Figura 1.3).



Figura 1.3. Nasa Global Hawk.
(Fuente: <https://www.e-education.psu.edu/geog892/node/>)

VANT de tamaño medio

Son aquellas aeronaves consideradas como muy grandes para ser cargadas por una sola persona pero al mismo tiempo más pequeñas que un avión ligero (Figura 1.4). Se caracterizan por tener una envergadura de entre 5 a 10 m y por la posibilidad de transportar una carga útil entre 100 a 200 kg.



Figura 1.4. Pioneer Short Range (SR) UAV.
(Fuente: <http://www.globalsecurity.org/intell/systems/pioneer-pics.htm>)

VANT de tamaño pequeño

Dentro de este grupo se denominan a aquellas aeronaves con alguna dimensión por encima de los 50 cm y llegan hasta uno o dos metros. La configuración usual para este grupo de VANT es del tipo de ala fija.



Figura 1.5 AeroVironment RQ-11 Raven.

(Fuente: https://en.wikipedia.org/wiki/AeroVironment_RQ-11_Raven)

Mini-VANT y Micro-VANT

Involucra las aeronaves de tamaño insecto hasta dimensiones de entre 30-50 cm. Dentro de este grupo son característicos dos tipos de aeronaves: aeronaves impulsadas por el batimiento o aleteo de sus alas, también llamados ornitópteros; y aeronaves del tipo de alas giratorias. La motivación de este tipo de aeronaves se debió a la necesidad de los soldados militares de obtener, desde una altura no accesible, un rápido panorama amplio del lugar; por ejemplo, una vista desde lo alto sobre un bosque forestal o una vista del techo de un edificio. Particularmente, los micro-VANT, aeronaves del tamaño de un ave e incluso de tamaños miniaturas como las de un insecto, son para trabajos de inteligencia y vigilancia, ya que por su diminuto tamaño, logran escabullirse por pasajes estrechos y pasan por desapercibidas.

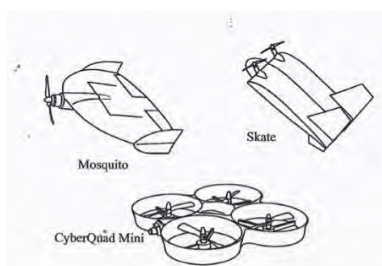


Figura 1.6 Ejemplos de micro y mini VANT (Fuente: Fahlstrom y Gleason, 2012: pág. 19)

1.2. VANT del tipo cuadricóptero

Un multirrotor o helicóptero multirrotor es un tipo de aeronave el cual emplea más de un rotor para su sustentación y avance. Al igual que los helicópteros, los multirrotos se clasifican como aeronaves de despegue y aterrizaje vertical (*Vertical Take-Off And Landing VTOL* por sus siglas en inglés) [4]; estas aeronaves poseen la ventaja de mantener vuelo en un punto fijo (*hover*) a diferencia de las aeronaves de tipo ala fija.

Los modelos usuales de multirrotos poseen entre 2, 4, 6 hasta 8 rotores. Un modelo que destaca por su práctico diseño y alto potencial aplicativo son los cuadricópteros (Figura 1.7), un helicóptero multirrotor que es sustentado e impulsado por cuatro rotores.



Figura 1.7. AeroQuad 32. (Fuente: <http://aeroquad.com/content.php>)

Los cuadricópteros emplean un mecanismo de vuelo distinto a sus similares, los helicópteros. Un helicóptero posee hasta dos rotores: un rotor principal el cual provee el impulso y maniobrabilidad; y un rotor de cola que brinda la estabilidad de la aeronave.

El control de vuelo de un cuadricóptero (o un multirrotor general) se consigue variando la velocidad de cada rotor para obtener una fuerza de empuje (*thrust*) de manera independiente cuya resultante en el eje central del cuadricóptero tengan un módulo y una dirección determinada que dirige la trayectoria del dron.

Un cuadricóptero debe ser capaz de elevarse y ganar altura de vuelo, así como para mantener vuelo en un punto fijo. Como se observa en la figura 1.8, un cuadricóptero debe ser capaz de realizar movimientos de rotación: giros alrededor de su propio eje vertical (*yaw*), giros laterales (*roll*) y giros axiales (*pitch*) para realizar distintas maniobras durante el vuelo. Asimismo, en la misma figura, se observa que los rotores son dispuestos de tal manera que dos de ellos giren en sentido horario (flechas de color

verde) y los otros dos en sentido anti horario (flechas de color azul). Esta configuración se realiza con el objetivo de compensar el momento torsor resultante generado por los rotores, además de lograr un control del giro alrededor del eje vertical.

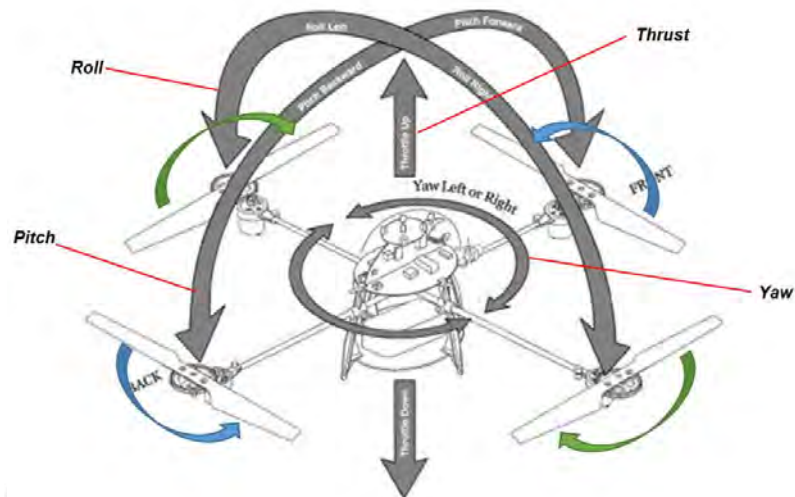


Figura 1.8. Dinámica de vuelo de un cuadricóptero.
(Fuente: Adaptado de <http://www.quadrotors.net/quadrotors-introduction/>)

1.3. Aerodinámica del rotor

El rotor de un helicóptero es el sistema conformado por la hélice y el motor propulsor; la principal función del rotor es generar las fuerzas aerodinámicas de sustentación y empuje que contrarresten las fuerzas de peso y arrastre de la aeronave. El movimiento que principalmente proporciona el rotor es el giro a través del eje principal. Sin embargo, además del giro principal, el rotor puede presentar hasta tres giros necesarios según el requerimiento de vuelo: batimiento (*flapping*), arrastre (*lagging*) y paso (*feathering*), como se puede apreciar en la figura 1.9.

El batimiento (*flapping*) es el movimiento que la pala realiza fuera del plano de rotación. El arrastre (*lagging*) es el movimiento donde la pala se desplaza dentro del plano de rotación. El paso (*feathering*) es el movimiento rotacional que hace girar a la pala en su eje longitudinal [5].

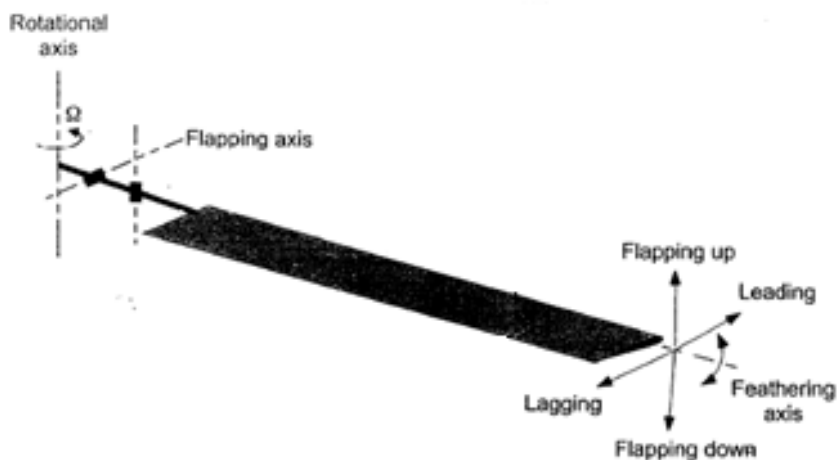


Figura 1.9 Mecanismos de movimiento de un rotor
(Fuente: Adaptado de Leishman, 2006: pág. 172)

En especial, destaca el mecanismo de giro del paso (*feathering*) que realiza la modificación del ángulo de paso de la hélice del rotor. El ángulo de paso (θ) es aquel medido entre la cuerda del perfil y el plano de rotación (Figura 1.10). La modificación del ángulo de paso tiene una estrecha relación con la variación de las fuerzas aerodinámicas.



Figura 1.10 Ángulo de paso (θ)
(Fuente: Adaptado de Leishman, 2006: pág. 116)

1.4. Caracterización de hélices

La hélice es el componente encargado de la interacción aerodinámica entre la aeronave y el medio fluido (aire) que genera las fuerzas aerodinámicas necesarias para el vuelo. La denominación de las hélices suele clasificarse por su diámetro y paso de avance (o paso geométrico). Por ejemplo, una hélice 17x5 significa que la hélice posee un diámetro

de 17 pulgadas de diámetro y 5 pulgadas de paso de avance. En la figura 1.11 se muestra una imagen real de la hélice.



Figura 1.11 Hélice 17x5 de Fibra de carbón. (Fuente: <http://www.aliexpress.com/w/wholesale-1755-17x5.5-carbon-fiber-propeller.html>)

El paso de avance o paso geométrico es la distancia de avance que brinda la hélice al realizar una completa revolución o giro de 360 grados. La idea es análoga al paso de avance de un perno. El paso de avance (o paso geométrico) representa en promedio la torsión general de la hélice. Como se observa en la figura 1.12, el paso de avance es igual a la tangente del ángulo de torsión geométrico (β) multiplicado por dos veces el radio (r) por la velocidad de rotación (n) de la hélice (Ecuación 1.1).

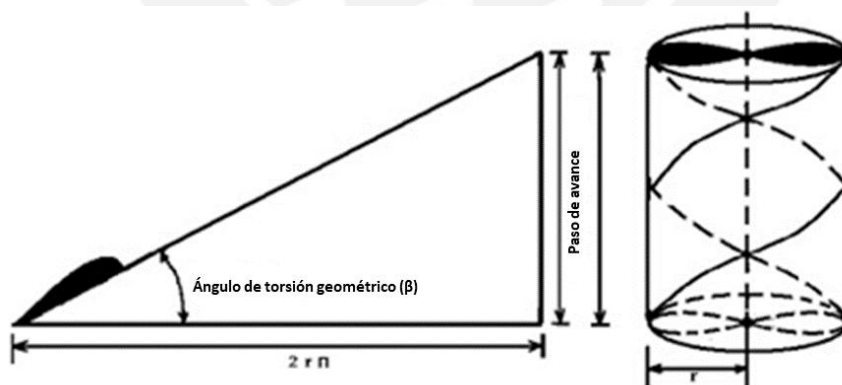


Figura 1.12 Paso de avance o paso geométrico. (Fuente: Adaptado de <http://www.enocasioneshagoclick.com/2009/08/la-reversa-de-un-motor-de-avion.html>)

$$\text{Paso de avance} = (2rn)\tan(\beta) \quad (1.1)$$

Es importante no confundir el ángulo de torsión geométrico (β) con el ángulo de paso (θ). Ambos en esencia representan lo mismo: un ángulo medido entre la cuerda del perfil y el plano de rotación. Sin embargo, la diferencia se encuentra que el primero representa la configuración geométrica por defecto de la hélice, es decir, una torsión natural de la hélice como producto de su fabricación, mientras que el segundo representa el ángulo ya modificado por algún mecanismo en el interior del rotor. Para efectos de la tesis, se hablará de ángulo de torsión geométrico (β) cuando se analice la hélice sin haber aplicado una modificación del ángulo de paso ($\Delta\theta = 0^\circ$); y se hablará de ángulo de paso (θ) cuando se aplique una modificación a este ($\Delta\theta \neq 0^\circ$). En la ecuación 1.2 se resume lo explicado.

$$\theta = \beta + \Delta\theta \quad (1.2)$$

1.4.1. Geometría de la hélice

Una hélice está conformada por dos o más palas y estas a la vez están conformadas por una serie de secciones o perfiles. En la figura 1.13 se observa las principales partes de una hélice típica: el extremo de la pala más alejado del centro de rotación se denomina punta de pala (*tip*); las diferentes palas que conforman una hélice, se unen al eje de rotación por medio de un elemento denominado cabeza o cubo (*hub*); y la parte de la pala cercana al eje de rotación se denomina raíz (*root*). Además, se diferencia el borde de ataque (*leading edge*), borde donde se enfrenta al flujo; y el borde de salida (*trailing edge*), borde donde se desprende el flujo de aire.



Figura 1.13 Partes típicas de una hélice. (Fuente: http://www.thaitechnics.com/propeller/prop_intro.html)

Desde un punto de vista aerodinámico, el flujo involucrado en los perfiles de cada sección de pala, es más complejo que alrededor de un perfil o ala fija, debido a la rotación de la hélice. Para tener en cuenta los efectos del giro, las secciones aerodinámicas de las palas presentan una variación de la inclinación de la cuerda respecto el plano de rotación, la cual se denomina torsión geométrica (β) [6]. Las hélices usualmente presentan una un ángulo de torsión geométrica (o torsión natural) que va de aumento desde la punta hasta la raíz de la pala. Además, en la figura 1.14 se observa la distribución común de parámetros geométricos de una hélice en función de su posición radial. Por un lado, la distribución de espesor (t) disminuye hacia la punta de la pala siendo los aspectos estructurales los que justifica esta distribución. Por otro lado, la distribución de cuerda (c) es variable a lo largo de la pala, suele presentar un máximo entre la raíz y mitad de pala [7].

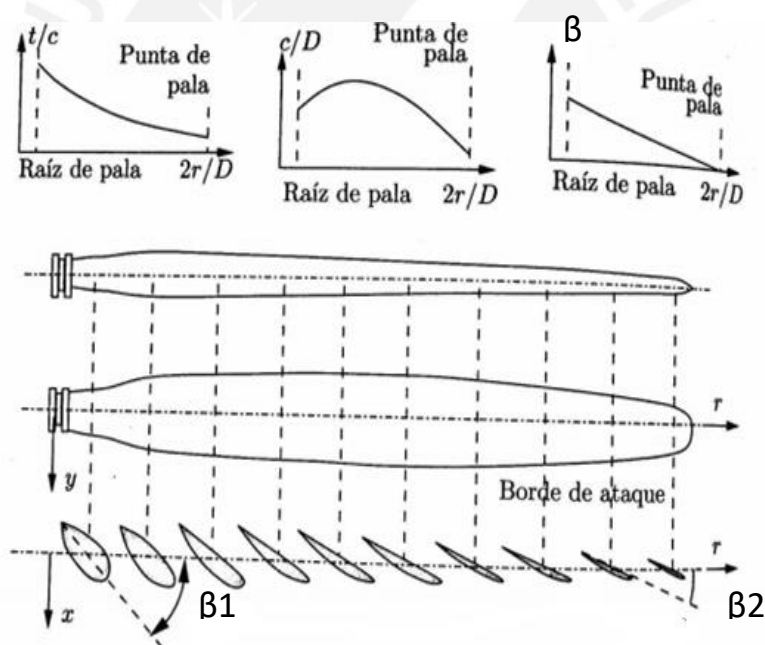


Figura 1.14 Forma típica de la pala de una hélice en función de la posición radial. (Fuente: Adaptado de Franchinni & López, 2008: pág. 224)

1.4.2. Campo de velocidades

El campo de velocidades es la sumatoria de todos los efectos de velocidad, de distinta naturaleza, para cada sección de perfil a lo largo de la pala. En la figura 1.15, se observa

el triángulo de velocidad relativa resultante para una sección de perfil a una distancia radial r desde el eje de rotación.

En términos generales, la velocidad relativa resultante se compone de una velocidad tangencial (W_t) y una velocidad axial (W_a) (Figura 1.15 a). La velocidad tangencial se representa principalmente por el giro de la hélice (Ωr), mientras que la velocidad axial se conforma a partir de la velocidad relacionada con el movimiento de avance (o velocidad de libre flujo) (V). Adicionalmente, se encuentran los términos inducidos. Las velocidades inducidas u y v son velocidades producto del giro de la hélice (Figura 1.15 b). Estos términos se adicionan en sus componentes respectivos y deben ser considerados al momento del cálculo.

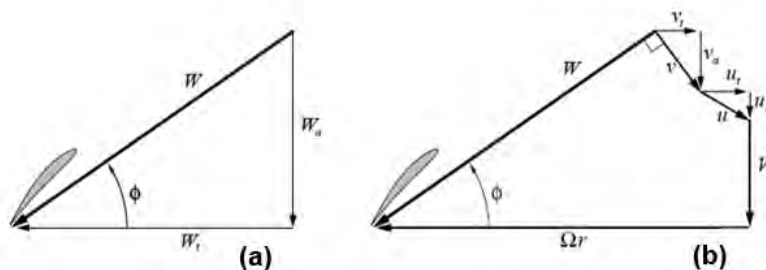


Figura 1.15 Campo de velocidades: (a) Velocidad relativa; (b) Velocidades componentes para cada sección de perfil. (Fuente: Drela, 2006: pág. 2)

Por consiguiente, la velocidad relativa total en cada perfil de hélice posee los siguientes componentes [8]

- Velocidad relacionada con el movimiento de avance (V)
- Velocidad de rotación de la pala (Ωr)
- Velocidad inducida no perturbada por la presencia de las hélices (inducida por medios externos) (u)
- Velocidad inducida por el giro del rotor (v)

El ángulo resultante de las componentes de la velocidad relativa resultante es el ángulo de entrada de corriente (ϕ). Si no se consideran los efectos inducidos el ángulo de entrada de corriente resulta la ecuación 1.3.

$$\tan(\phi) = \frac{V}{\Omega r} \quad (1.3)$$

Finalmente, el ángulo de ataque en cada sección vendrá a ser $\alpha = \beta - \phi$. Donde α es el ángulo de ataque [9] (Figura 1.16).

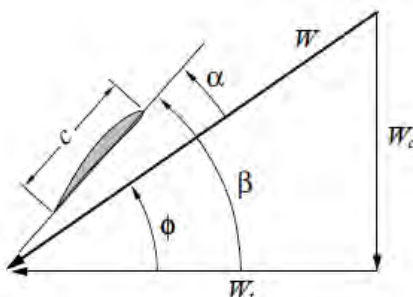


Figura 1.16 Ángulos aerodinámicos. (Fuente: Drela, 2006: pág. 4)

1.4.3. Fuerzas resultantes

En el punto anterior se obtiene el ángulo de entrada de corriente (ϕ) y luego el ángulo de ataque (α). Según la teoría de perfiles aerodinámicos, se sabe que las fuerzas locales de sustentación (dL) y arrastre (dD) están en función del ángulo de ataque (α). En el análisis de hélices conviene proyectar estas fuerza en su componente axial (en dirección de avance) resultando en la fuerza local de empuje (dT), y en el plano de rotación (dirección tangencial) resultando en el torque local (dQ/r), como se puede apreciar en la figura 1.17. Estos valores de fuerza se dan por unidad de longitud.

Un paso final es integrar estas fuerzas locales para todo el largo de la pala y obtener una fuerza de empuje (T) y torque total (M) para la hélice completa. En el caso específico para aeronaves siempre se busca maximizar la fuerza de empuje (T) y disminuir el torque (M) [10].

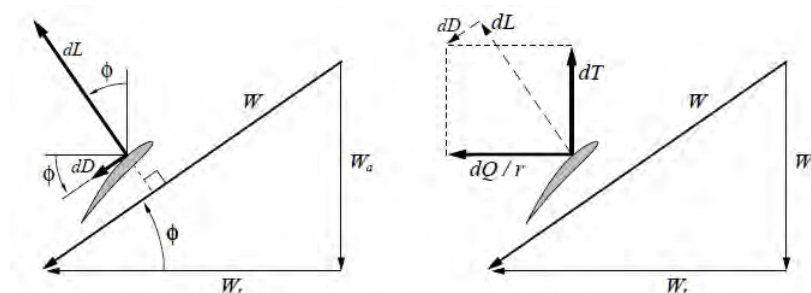


Figura 1.17 Descomposición de fuerzas aerodinámicas. (Fuente: Fuente: Drela, 2006: pág. 7)

1.5. Curvas características de las hélices

Un perfil aerodinámico se caracteriza por sus curvas de sustentación (C_l), arrastre (C_d) y de eficiencia, mientras que una hélice se caracteriza por sus curvas de empuje (C_T), potencia (C_P) y eficiencia (η). En la figura 1.18, se muestra un ejemplo de estas curvas características de una hélice [11]. En la misma figura, se observa que su eje horizontal se define una variable llamada parámetro de avance (J).

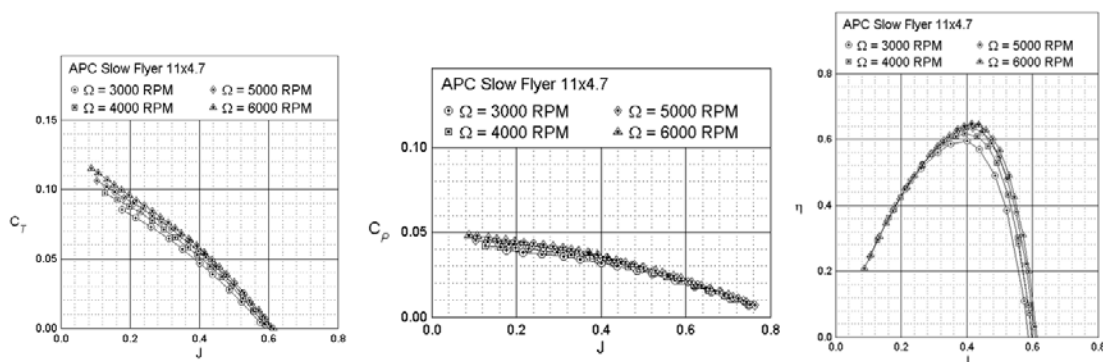


Figura 1.18 Curvas características de la hélice APC Slow Flyer 11x4.7. (Fuente: <http://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-1/propDB-volume-1.html>)

El parámetro de avance (*advance ratio*) es la proporción entre la velocidad de libre flujo (V) y la velocidad en la punta de la pala (V_{tip}). En otras palabras, cuando se viaja a altas velocidades y/o la hélice gira lentamente, el parámetro de avance es un número alto; por otro lado, si se viaja a velocidades bajas y/o la hélice gira a velocidades altas, el parámetro de avance es bajo. El parámetro de avance (ecuación 1.4) es una importante variable adimensional utilizada en el análisis de hélices [12].

$$J = \frac{V}{nD} \quad (1.4)$$

1.6. Efecto de la modificación del ángulo de paso

En la figura 1.19, se muestra la influencia del cambio del ángulo de paso (θ) en la curva característica del coeficiente de empuje. En general, al aumentar el ángulo de paso, el coeficiente de la fuerza de empuje se desplaza hacia la derecha superior; en otras palabras, el coeficiente de fuerza de empuje aumenta su valor.

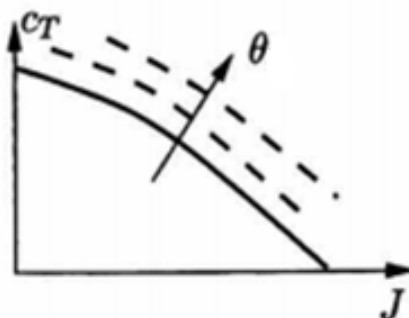


Figura 1.19 Influencia de la modificación del ángulo de paso en el Coeficiente de empuje (C_T)
(Fuente: Adaptado de Franchinni & López, 2008: pág. 246)

1.7. Métodos de análisis

Existen dos métodos fundamentales para diseñar y analizar sistemas de ingeniería relacionados con el flujo de fluidos: experimentación y cálculo. El método experimental consiste en la construcción de prototipos que son probados en túneles de viento u otros tipos de instalaciones, mientras que el método de cálculo consiste en resolver ecuaciones diferenciales ya sea de manera analítica o computacional [13]. A continuación se presenta una descripción general de los métodos de análisis.

1.7.1. Método experimental

El método experimental es el método de análisis por excelencia para todo problema de ingeniería debido a que brinda los resultados reales y exactos de una correspondiente solución. Dentro del ámbito de la aerodinámica es muy utilizado el túnel de viento para las respectivas pruebas. Actualmente, poca información se encuentra registrada en lo que respecta a hélices de pequeña escala, a pesar de que su rendimiento se torna importante para el estudio del diseño de vehículos aéreos no tripulados. Una de las escasas fuentes de información la proporciona la base de datos de la UIUC.

La UIUC (*University of Illinois at Urbana-Champaign*) proporciona una completa base de datos de varias hélices utilizadas dentro del ámbito de los pequeños vehículos aéreos no tripulados y el aeromodelismo [14]. La base de datos de la UIUC se basa en la data experimental obtenida por Brandt y Selig en su trabajo para registrar un aproximado de 80 hélices de 9 a 11 pulgadas de diámetro. La configuración experimental, empleada por Brandt y Selig, se basa en un túnel de viento subsónico de 75 m/s de velocidad de

viento máximo [15]. En la figura 1.20, se muestra la hélice montada dentro del túnel para su experimentación correspondiente.



Figura 1.20 Configuración experimental en túnel de viento - UIUC.
(Fuente: Brandt & Selig, 2011: pág. 2)

1.7.2. Método por cálculos analíticos

Existen distintas teorías analíticas para resolver un problema relacionado con el giro de una hélice. Estas teorías o cálculos analíticos se dividen por el grado de complejidad. Se presentan las teorías en orden ascendente de complejidad: la teoría de cantidad de movimiento, la teoría del elemento pala (*BET*) y la teoría del impulsor del elemento pala (*BEMT*).

A continuación se presenta solo una descripción general de las tres teorías analíticas; ya en el capítulo dos, se realiza una comparación de los alcances de cada teoría, y se presenta la formulación de la teoría escogida para efectos del presente trabajo de tesis.

Teoría de cantidad de movimiento

La teoría de cantidad movimiento se considera un análisis de primer nivel al abordar un problema relacionado con el giro de una hélice. Este método resuelve las 3 ecuaciones de conservación (masa, momento y energía) desde una perspectiva unidireccional y tomando como único volumen de control la estela, cuya forma se puede observar en la figura 1.21.

La teoría de cantidad de movimiento al ser método más sencillo emplea una serie de simplificaciones que se deben tener en consideración al realizar este cálculo. En primer lugar, se considera al disco rotor como un disco de espesor despreciable lo cual conlleva a asumir que se tratan de un número infinito de palas [16]. En otras palabras, bajo este cálculo, no se considera ni el número ni la geometría de las palas de la hélice.

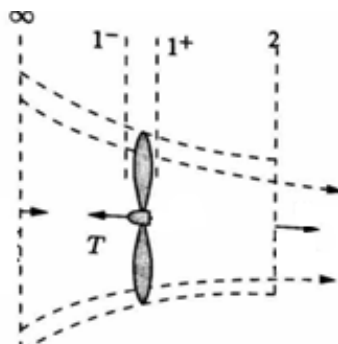


Figura 1.21 Volumen de control por el paso de una hélice – Estela.
(Fuente: Adaptado de Franchinni & López, 2008: pág. 235)

Teoría del elemento pala (BET)

La teoría del elemento pala (o *Blade Element Theory* – *BET* por sus siglas en inglés) proporciona a mayor detalle resultados acerca de la distribución de las fuerzas aerodinámicas a lo largo de toda la hélice. *BET* asume que cada sección de perfil de la pala actúa como una casi perfil 2D capaz de producir fuerzas aerodinámicas (y momento). En la figura 1.22a, se muestra una vista superior de la pala de la cual se extrae una sección de perfil o elemento pala (dy). Este elemento pala, el cual se observa en la figura 1.22b, experimenta fuerzas locales aerodinámicas axiales (dF_z) y tangenciales (dF_x) cuya resultante (dR) se descompone de las fuerzas locales de sustentación (dL) y de arrastre (dD).

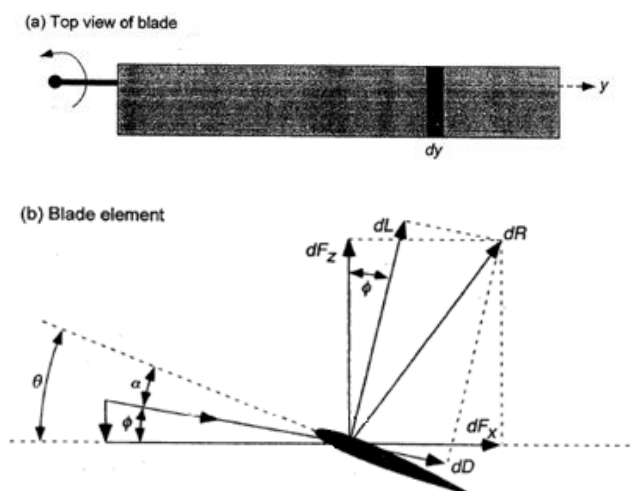


Figura 1.22 BET: (a) Vista Superior; (b) Vista de cada elemento perfil.
(Fuente: Adaptado de Leishman, 2006: pág. 116)

El rendimiento total del rotor se puede calcular integrando las fuerzas de cada sección de perfil a lo largo de la pala. Por tanto, el BET puede ser utilizado para efectos de diseño de la torsión de las palas, la distribución y también el diseño de los perfiles, a diferencia de la simple teoría de cantidad de movimiento [17]. El principal supuesto dentro de esta teoría es asumir que no hay influencia mutua en secciones continuas, son idealizadas como perfiles 2D.

Teoría del impulsor del elemento pala (*BEMT*)

La teoría del impulsor del elemento pala (o *Blade Element Momentum Theory – BEMT* por sus siglas en inglés) es un método híbrido entre las teorías de la cantidad de movimiento y del elemento pala (*BET*). La teoría potencia lo mejor de ambos métodos, ya que combinados proporciona la ventaja de calcular las velocidades inducidas y obtener a mayor detalle la distribución del ángulo de entrada de corriente (ϕ) a lo largo de la pala de la hélice [18].

Asimismo, al código clásico del *BEMT* se le añade factores de corrección los cuales son simplificaciones asumidas de los métodos ya mencionados. Por ejemplo, modelos de corrección de efectos tridimensionales son agregados gracias a la formulación de Prandtl [19]. En el capítulo dos se explica a mayor detalle la teoría de del impulsor del elemento pala.

1.7.3. Método por simulación computacional

La Dinámica de Fluidos Computacional (*CFD* por sus siglas en inglés) es el método de estudio que se dedica a resolver las ecuaciones de gobierno de flujo de fluidos de manera computacional. *CFD* resuelve las ecuaciones de conservación como son las ecuaciones de conservación de masa, momento y energía.

En el presente trabajo, la simulación computacional se realiza en el software *ANSYS Fluent*. El paquete de *CFD ANSYS Fluent* proporciona un análisis basado en el método por volúmenes finitos. El método de los volúmenes finitos es un método numérico que consiste en dividir un dominio en un número finito de pequeños volúmenes de control (Figura 1.23), en los que se aplica las ecuaciones de conservación: masa, momento y energía [20]. En la figura 1.24, se observan las ecuaciones de conservación de masa y momento, en sus formas diferenciales e integrales. En el método de los volúmenes

finitos se utiliza la forma integral para obtener las ecuaciones algebraicas de cada volumen finito o elemento.

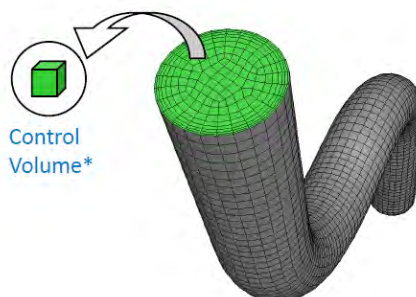


Figura 1.23 Método por volúmenes finitos.
(Fuente: ANSYS® v16.0, 2015: Intro to CFD Methodology: diapositiva 4)

| | Differential Form | Integral Form |
|--------------------------|--|---|
| Conservation of mass | $\nabla \cdot \vec{V} = 0$ | $\int_S \vec{V} \cdot \hat{n} dS = 0$ |
| Conservation of momentum | $\rho(\vec{V} \cdot \nabla)\vec{V} = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{V}$ | $\int_S \rho \vec{V} (\vec{V} \cdot \hat{n}) dS = - \int_S p \hat{n} dS + \vec{F}_{visc}$ |

Figura 1.24 Ecuaciones de conservación de masa y momento.
(Fuente: CornellX: ENGR2000X Module 4.2 CFD Big Ideas)

En la figura 1.25, se muestra un esquema del procedimiento general que sigue el método por volúmenes finitos. Primero se aplica las ecuaciones de conservación en su forma integral a cada elemento. Como resultado de este proceso, se obtiene un sistema de ecuaciones algebraicas que relaciona variables de interés dentro del dominio. Estas variables de interés son presiones y velocidades, los cuales representan las incógnitas del sistema. La magnitud de ecuaciones e incógnitas del sistema son directamente proporcional a la magnitud del número de elementos presentes. Esto produce que los resultados sean dependientes del refinamiento de malla, en otras palabras, el proceso de aplicar las ecuaciones a cada elemento conlleva un error asociado al nivel de refinamiento de malla, llamado error de discretización.

El sistema de ecuaciones algebraicas tiene solución debido a que el número de incógnitas se reduce gracias a que se especifica condiciones de borde. Sin embargo, este sistema de ecuaciones algebraicas es de naturaleza no lineal [21]. Por tanto, se debe pasar por un proceso de linealización de las ecuaciones, el cual conlleva otro error,

llamado error de linealización. Este error de linealización representa la diferencia entre el valor exacto real y el valor estimado por el solucionador.

Este error se puede observar en el balance de las ecuaciones de conservación. En el balance que se aplica a cada elemento no siempre resulta en cero, sino que resultan en un valor distinto a cero, llamado valor residual. Este valor residual es el que se busca minimizar en cada iteración. Es decir, se busca que el balance resulte en cero. Sin embargo, nunca resulta exactamente en cero, por lo que se trata de minimizar los valores residuales por debajo de una tolerancia preestablecida. Una que vez que los valores residuales de las ecuaciones de conservación se encuentren debajo de cierta tolerancia, se puede afirmar que la solución convergió, es decir, los resultados son considerados aceptables para la solución final.

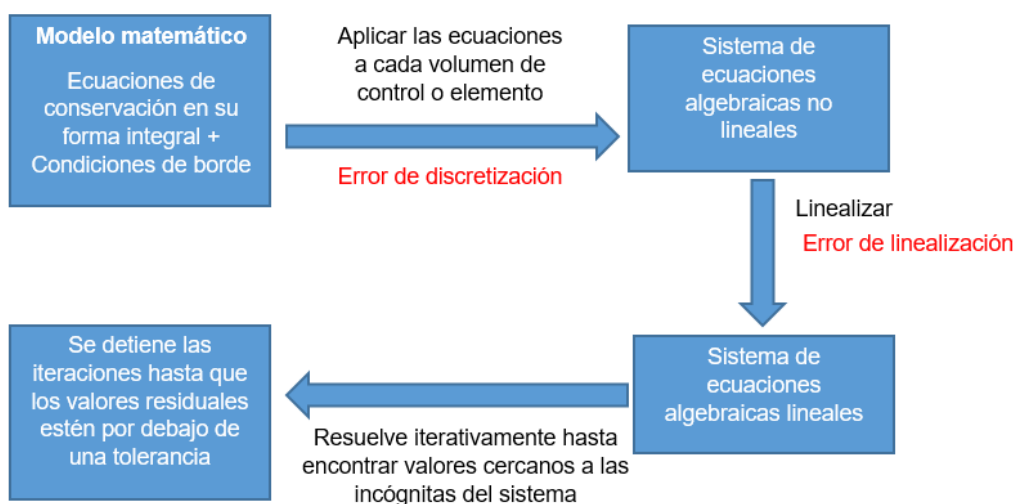


Figura 1.25 Esquema del procedimiento general del método por volúmenes finitos.
(Fuente: Adaptado de CorneliX: ENGR2000X Module 4.2 CFD Big Ideas)

Los resultados del sistema son las velocidades y presiones de cada elemento, estos resultados pueden ser post procesados dentro del dominio. Por ejemplo, se puede graficar el campo de velocidades logrando observar la distribución espacial de las velocidades dentro del dominio de flujo. Asimismo se puede graficar o cuantificar otras variables de interés, como por ejemplo: fuerzas, presiones, esfuerzos de pared, entre otras variables.

Referencias

- [1] Gundlach, 2012: página 2
- [2] Microdrones, 2005
- [3] Fahlstrom & Gleason, 2012: página 17
- [4] Selah, 2014. URL: <http://uav-society.blogspot.pe/2014/06/quadcopter-mechanics.html>
- [5] Leishman, 2006: página 171
- [6] Franchinni & López, 2008: página 223
- [7] Franchinni & López, 2008: página 224
- [8] Drela, 2006: página 2
- [9] Franchinni & López, 2008: página 226
- [10] Drela, 2006: página 7
- [11] UIUC. URL: <http://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-1/propDB-volume-1.html>
- [12] MIT. URL: <http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node86.html>
- [13] Cengel & Cimbala, 2012: página 854
- [14] UIUC. URL: <http://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-1/propDB-volume-1.html>
- [15] Brandt & Selig, 2011: página 1
- [16] Leishman, 2006: página 60
- [17] Leishman, 2006: página 115
- [18] Leishman, 2006: página 125
- [19] Morgado y otros, 2014: página 3
- [20] ANSYS® v16.0, 2015: Intro to CFD Methodology: diapositiva 4
- [21] CornellX: ENGR2000X Module 4.2 CFD Big Ideas, página 7

CAPITULO 2

ANÁLISIS AERODINÁMICO POR CÁLCULOS ANALÍTICOS

El análisis por el método de cálculo consiste en resolver ecuaciones diferenciales de manera analítica. Existen tres teorías de cálculo analítico: la teoría de la cantidad de movimiento, la teoría del elemento pala y la teoría del impulsor del elemento pala.

En el presente capítulo se inicia con una discusión entre los métodos de análisis, se compara entre métodos, sus alcances respectivos para finalmente seleccionar el método óptimo para efectos de la tesis. Luego se describe la metodología a seguir para obtener los resultados del cálculo analítico. Después, se extraen los parámetros geométricos de la hélice de estudio; los perfiles identificados y parámetros geométricos de distribución de cuerda y ángulo de torsión geométrico, a lo largo de toda la pala. En seguida, se calcula la distribución del número de Reynolds y número de Mach locales para enfocar la configuración del problema. Asimismo, se describe la herramienta de *software* utilizada para el cálculo. Finalmente, se ejecuta la solución y se presentan los resultados de fuerza para un determinado rango de velocidades.

2.1. Descripción y discusión de los métodos de análisis

Existen tres teorías de cálculo analítico los cuales consisten en resolver ecuaciones diferenciales de manera analítica: la teoría de la cantidad de movimiento, la teoría del

elemento pala y la teoría del impulsor del elemento pala. En primer lugar se pasa a describir los alcances de las dos primeras teorías. Luego se realiza una discusión de ambas. Finalmente se describe la teoría híbrida del impulsor del elemento pala y las ventajas para efectos del presente trabajo de tesis.

La teoría de la cantidad de movimiento, afirma una pérdida de presión, y de momento, debido al giro del rotor causado por el trabajo hecho por el paso del flujo a través del plano rotor. A partir de ello, se logra calcular las velocidades inducidas en las direcciones axiales y tangenciales del flujo. Estas velocidades inducidas afectan la distribución del ángulo de entrada del flujo y por ende influye directamente en las fuerzas resultantes.

La teoría *BET*, asume que la pala se puede dividir en un número finito de secciones que operan como perfiles aerodinámicos bidimensionales los cuales actúan de manera independiente de sus vecinos y cuyas fuerzas logran ser calculadas a partir de condiciones locales de flujo. Estas fuerzas se suman a lo largo de toda la hélice por lo que se logra calcular una fuerza total que define la performance total del rotor.

En el presente trabajo de tesis se requiere un enfoque al nivel de interacción aerodinámica de las superficies de las palas; es decir, la geometría particular de la hélice en análisis es importante en el cálculo de las fuerzas aerodinámicas. Por ende, la teoría de la cantidad de movimiento queda insuficiente, ya que esa asume un disco de un número infinito de palas e ignora la forma de las palas. Por otro lado, se podría pensar que la teoría *BET* resulte en la teoría óptima de análisis, debido a que esta teoría capta la geometría de las palas. Sin embargo, la teoría resulta limitada al asumir un flujo bidimensional en cada sección de pala y obvia los efectos tridimensionales de flujo al tratarse de una superficie giratoria. Estos efectos inducidos de flujo se obtienen de la teoría de cantidad de movimiento. Por tanto, ambas teorías convergen en el método híbrido *BEMT*.

La teoría del impulsor del elemento pala (o *Blade Element Momentum Theory* – *BEMT* por sus siglas en inglés) es un método que combina entre las teorías de la cantidad de movimiento y del elemento pala (*BET*). En los últimos años del siglo XIV, los pioneros inicios de la teoría se atribuyen a los trabajos de Rankine y Froud. A pesar de ello, la teoría define su base a partir de la labor de Betz y Glauert (1935) integrando el método híbrido entre las teorías de la cantidad de movimiento y del elemento pala (*BET*) [1]. El acoplamiento de ambas teorías enfoca el problema como un proceso iterativo para determinar las fuerzas aerodinámicas resultantes. En el presente trabajo de tesis se

sigue los lineamientos de esta teoría. La formulación de la teoría *BEMT* se describen a continuación.

2.2. Desarrollo de la teoría analítica

La formulación de la teoría del impulsor del elemento pala (*BEMT*) es descrito por Morgado en su trabajo llamado “*Validation of New Formulations for Propeller Analysis*” [2], el cual consiste en la validación de la formulación clásica de la teoría. A continuación, primero, se describe la formulación de la teoría *BEMT*.

Formulación clásica de la teoría

En primer lugar, la pala de la hélice se divide en un conjunto de secciones, también llamados elementos pala, como se representa en la figura 2.1. Se toma a una distancia local (r) una sección, en la cual se analiza los componentes locales de velocidad y fuerzas resultantes.

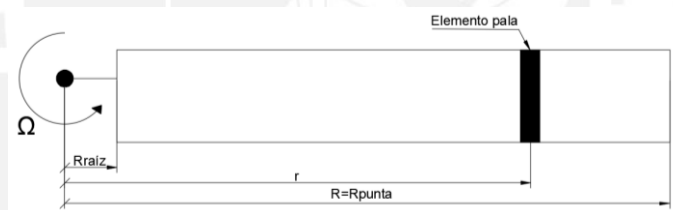


Figura 2.1 Elemento pala de una hélice

En la figura 2.2, se muestra el campo de velocidades y los ángulos aerodinámicos para una sección. El ángulo de entrada de flujo (ϕ) se define a partir de los componentes de velocidad relativa axial (W_a) y velocidad relativa tangencial (W_t).

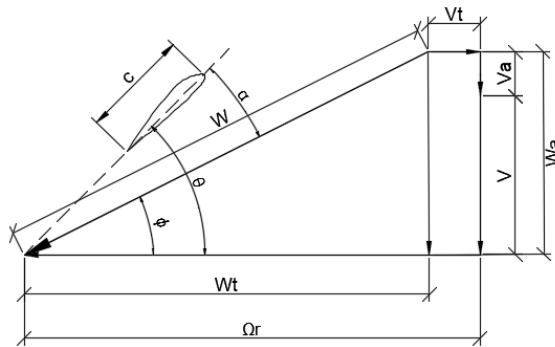


Figura 2.2 Componentes locales de velocidad y ángulos aerodinámicos para una sección

La velocidad relativa axial resulta de la suma de la velocidad de flujo libre (V) más la velocidad axial inducida (V_a) (ver ecuación 2.1); mientras que, la velocidad relativa tangencial se compone de la velocidad debido al giro de la hélice (Ωr) y la velocidad tangencial inducida (V_t) ver ecuación 2.3).

$$W_a = V + V_a \quad (2.1)$$

$$V_a = V(a_a) \quad (2.2)$$

$$W_t = \Omega r - V_t \quad (2.3)$$

$$V_t = \Omega r(a_t) \quad (2.4)$$

$$W = \sqrt{W_a^2 + W_t^2} \quad (2.5)$$

$$\tan(\phi) = \frac{W_a}{W_t} \quad (2.6)$$

Las velocidades inducidas axial (V_a) y tangencial (V_t) se obtienen a partir de los factores de inducción axial (a_a) y tangencial (a_t). Estos factores de inducción son los valores de iteración que se monitorean una vez que se proceda a calcular.

Reordenando las ecuaciones (2.1) y (2.2) se obtiene el factor de inducción axial (a_a) el cual se muestra en la ecuación (2.7); de igual manera, reordenando las ecuaciones (2.3) y (2.4) se obtiene el factor de inducción tangencial (a_t) el cual se muestra en la ecuación (2.8).

$$a_a = \frac{W_a - V}{V} \quad (2.7)$$

$$a_t = \frac{\Omega r - W_t}{\Omega r} \quad (2.8)$$

Se necesita conocer todos los valores de velocidad para hallar un valor de ángulo de entrada de flujo (ϕ). Una vez calculado el ángulo de entrada de flujo (ϕ) se calcula el ángulo de ataque (α) ya que se conoce el ángulo de paso (θ) (ver ecuación 2.9).

$$\alpha = \theta - \phi \quad (2.9)$$

Tal como se mencionó en el punto 1.4, el ángulo de paso es la suma del ángulo de torsión geométrico (β) más la modificación del ángulo de paso ($\Delta\theta$) (ver ecuación 2.10); es decir, si no existe modificación del ángulo de paso, el ángulo de paso es igual al ángulo de torsión geométrico.

$$\theta = \beta + \Delta\theta \quad (2.10)$$

Una vez que se conoce el ángulo de ataque (α) se puede obtener los coeficientes de sustentación (C_L) y de arrastre (C_D), a partir de las curvas características de cada perfil identificado. En la figura 2.3, se muestra las fuerzas resultantes de cada sección local. Las fuerzas locales de sustentación (dL) y arrastre (dD) se pueden calcular ya que se conocen sus coeficientes respectivos. Luego, se puede hallar la fuerza resultante (dR). Posterior a eso, se descompone la fuerza resultante en los componentes de fuerza local axial (dFa) y fuerza local tangencial (dFt).

Sin embargo, antes de calcular las fuerzas, se puede trabajar con los coeficientes. Es decir, previo a calcular las fuerzas, se proyecta los coeficientes de C_L y C_D en las direcciones axial y tangencial para obtener los coeficientes de fuerza axial (C_a) y de fuerza tangencial (C_t), tal como se muestra en las ecuaciones (2.11) y (2.12).

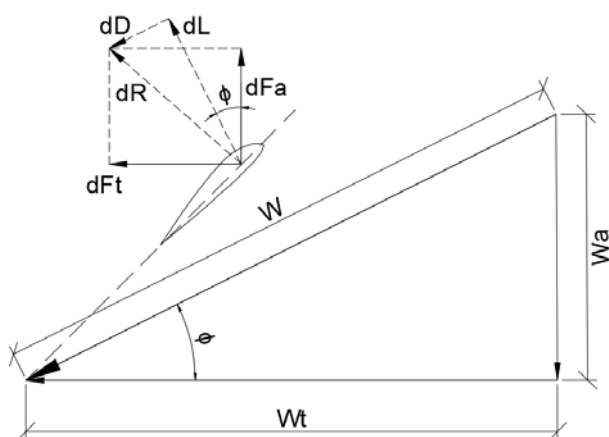


Figura 2.3 Diagrama de fuerzas resultantes

$$C_a = C_L \cos(\phi) - C_D \sin(\phi) \quad (2.11)$$

$$C_t = C_L \sin(\phi) + C_D \cos(\phi) \quad (2.12)$$

Una vez que se obtengan los coeficientes C_a y C_t , se calculan las fuerzas locales de componente axial (dF_a) y tangencial (dF_t) de cada sección perfil local, tal como se muestra en las ecuaciones (2.13) y (2.14)

$$dF_a = \frac{1}{2} \rho W^2 c C_a \quad (2.13)$$

$$dF_t = \frac{1}{2} \rho W^2 c C_t \quad (2.14)$$

Luego, se calcula la fuerza de empuje (T) y el torque (Q) total integrando a lo largo de toda la pala de la hélice, desde la raíz hasta la punta. Para ello el valor integral de cada pala se le multiplica por el número de palas de la hélice (B), tal como se muestra en las ecuaciones (2.15) y (2.16).

$$T = B \int_{R_{raíz}}^{R_{punta}} dF_a dr \quad (2.15)$$

$$Q = B \int_{R_{raíz}}^{R_{punta}} dF_t r dr \quad (2.16)$$

Para efectos del presente trabajo de tesis, es de mayor importancia la fuerza de empuje resultante. Sin embargo, también se puede calcular la potencia necesaria (P). Tal como se muestra en la ecuación 2.17, el torque (Q) se multiplica por la velocidad de giro (Ω) de la hélice (en rad/s) para obtener la potencia necesaria (P) para el giro.

$$P = \Omega Q \quad (2.17)$$

Como se menciona en el punto 2.1, la teoría del impulsor del elemento pala es un método que combina entre las teorías de la cantidad de movimiento y del elemento pala (BET). Debido a esta integración entre ambas teorías, se obtienen las ecuaciones (2.18) y (2.19) para calcular los factores de inducción axial (a_a) y tangencial (a_t).

$$a_a = \left(\frac{4F (\sin \phi)^2}{\sigma_r C_a} - 1 \right)^{-1} \quad (2.18)$$

$$a_t = \left(\frac{4F \sin \phi \cos \phi}{\sigma_r C_t} + 1 \right)^{-1} \quad (2.19)$$

Donde el valor de σ_r es la razón de solidez, el cual es una relación entre el área del elemento pala y la sección circular del elemento de rotación, tal como se muestra en la ecuación 2.20.

$$\sigma_r = \frac{cB}{2\pi r} \quad (2.20)$$

Por otro lado, el valor de F representa un valor de que considera los efectos de pérdida de flujo causado por vórtices en la punta (ver ecuación 2.21). Este factor de corrección es definido por Prandtl [3].

$$F = \frac{2}{\pi} \text{acos}(e^{-f}) \quad (2.21)$$

Donde

$$f = \frac{B}{2} \left(1 - \frac{r}{R}\right) \frac{1}{g} \quad (2.22)$$

$$g = \frac{r}{R} \tan(\phi) \quad (2.23)$$

2.3. Metodología del cálculo

En la figura 2.4, se muestra la metodología para el análisis aerodinámico mediante cálculo analítico que se emplea en el presente trabajo. La metodología es una adaptación del trabajo de Carvalho, cuyo trabajo consiste en un estudio aerodinámico para hélices de bajo número de Reynolds [4].

En primer lugar, se procede a identificar y digitalizar los perfiles presentes en la hélice, este procedimiento se describe en el punto 2.4.1. Una vez que se obtienen los perfiles, se procede a obtener sus curvas características, tales como coeficiente de sustentación (C_L) y arrastre (C_D) versus el ángulo de ataque. Usualmente, estas curvas características se obtienen de un procedimiento experimental en túnel de viento. Sin embargo, para efectos de la tesis, las curvas se obtienen de un *software* que simula un flujo a través de un perfil aerodinámico, el cual se llama XFLR5 [5]. El *software* XFLR5 es un código de análisis de perfiles aerodinámicos. El programa entrega las curvas características de sustentación, arrastre, entre otras para un determinado perfil.

Luego, se procede a la caracterización de los parámetros geométricos de la hélice, es decir, se extraen los parámetros geométricos como la distribución de cuerda (c) y la distribución de la torsión geométrica (β) a lo largo de la pala de la hélice, este paso forma parte de la caracterización física de la hélice. Este procedimiento se describe en el punto 2.4.2.

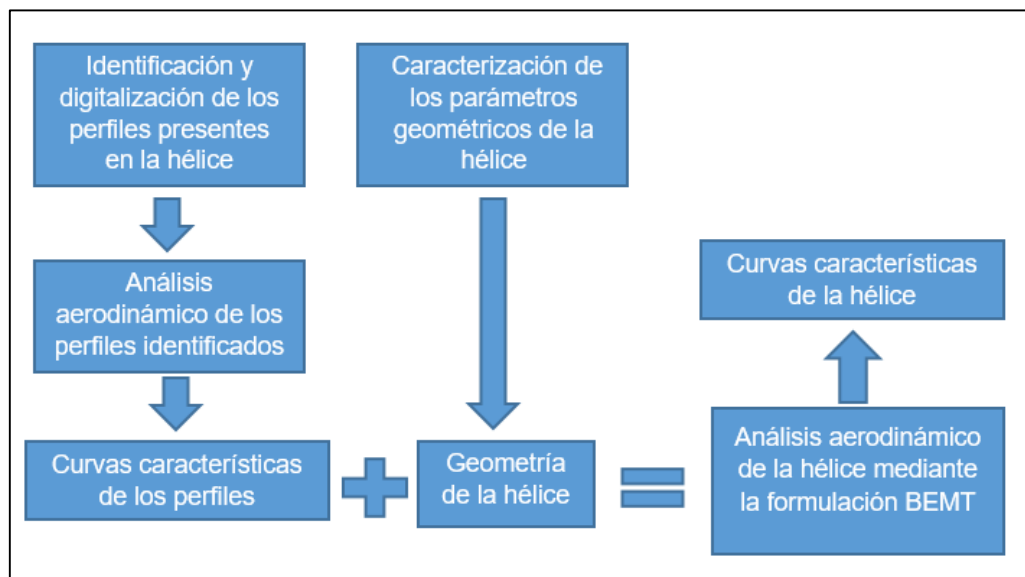


Figura 2.4 Metodología para el cálculo analítico (Adaptación de la metodología de Carvalho [4])

Posteriormente, con la información de las curvas características de los perfiles y la geometría de la hélice, se procede a realizar el cálculo analítico mediante la teoría *BEMT*, cuya formulación se describe en el punto 2.2. El procedimiento de cálculo se explica en el punto 2.3.1. Finalmente, los resultados que se obtienen son curvas características de la performance de la hélice. Para efectos del presente trabajo, solo se mostrará la curva de fuerza de empuje vs velocidad.

2.3.1. Procedimiento de iteración

El procedimiento iterativo de la teoría *BEMT* consiste en reducir el error absoluto entre los valores de los factores de inducción al inicio y final de cada iteración. Una vez que el error absoluto se encuentre por debajo de un valor aceptable se puede decir que la solución converge. Este proceso iterativo se realiza para cada sección o elemento pala. En otras palabras, una vez que la solución converja para una sección, se debe proceder a la siguiente, y así continuamente hasta completar toda la pala.

Se inicia dividiendo la pala en N secciones la cual se toma la sección “ i ”. La sección “ i ” se encuentra a una distancia local (r), tiene una distancia de cuerda (c), y tiene un ángulo de paso (θ). Además, se sabe que la hélice gira con una velocidad de rotación (Ω), y asciende a una velocidad de libre flujo (V). Entonces, se procede con los siguientes pasos:

1. Se asume un valor inicial para los factores de inducción axial $(a_a)_{i,j}$ y tangencial $(a_t)_{i,j}$. Cuanto más cercano sean los factores de inducción a sus valores finales, menor será la cantidad de iteraciones necesarias para la convergencia.
2. La iteración “j” inicia con el cálculo de las velocidades relativas axial (W_a) y tangencial (W_t) a partir de los factores de inducción respectivos (ver ecuaciones 2.24 y 2.25). Asimismo, se puede obtener la velocidad relativa resultante (W) (ver ecuación 2.26).

$$(W_a)_{i,j} = V(1 + (a_a)_{i,j}) \quad (2.24)$$

$$(W_t)_{i,j} = \Omega r_i(1 - (a_t)_{i,j}) \quad (2.25)$$

$$(W)_{i,j} = \sqrt{(W_a)_{i,j}^2 + (W_t)_{i,j}^2} \quad (2.26)$$

3. Se calcula el ángulo de entrada de flujo (ϕ) (ver ecuación 2.27) a partir de las velocidades relativas axial y tangencial. Asimismo, se calcula el ángulo de ataque (α) (ver ecuación 2.28).

$$\phi_{i,j} = \text{atan}\left(\frac{(W_a)_{i,j}}{(W_t)_{i,j}}\right) \quad (2.27)$$

$$\alpha_{i,j} = \theta_i - \phi_{i,j} \quad (2.28)$$

4. Una vez que se tenga el ángulo de ataque, se extrae de las curvas características del perfil, sus valores de coeficiente de sustentación $(C_L)_{i,j}$ y coeficiente de arrastre $(C_D)_{i,j}$.
5. A partir de los coeficientes de sustentación y arrastre, se calcula los coeficientes de fuerza axial $(C_a)_{i,j}$ y tangencial $(C_t)_{i,j}$ (ver ecuaciones 2.29 y 2.30).

$$(C_a)_{i,j} = (C_L)_{i,j} \cos(\phi_{i,j}) - (C_D)_{i,j} \sin(\phi_{i,j}) \quad (2.29)$$

$$(C_t)_{i,j} = (C_L)_{i,j} \sin(\phi_{i,j}) + (C_D)_{i,j} \cos(\phi_{i,j}) \quad (2.30)$$

6. Asimismo, se calcula la razón de solidez local $(\sigma_r)_i$ (ver ecuación 2.31) y el factor de Prandtl (F) (ver ecuación 2.32), donde B es el número de palas.

$$(\sigma_r)_i = \frac{c_i B}{2\pi r_i} \quad (2.31)$$

$$F_{i,j} = \frac{2}{\pi} \text{acos}(e^{-f_{i,j}}) \quad (2.32)$$

$$f_{i,j} = \frac{B}{2} \left(\frac{R-r_i}{r_i} \right) \frac{1}{\tan(\phi_{i,j})} \quad (2.33)$$

7. A partir de los valores obtenidos en el paso 5 y 6, se calcula los nuevos valores de los factores de inducción axial $(a_a)_{i,j+1}$ y tangencial $(a_t)_{i,j+1}$ (ver ecuaciones 2.34 y 2.35).

$$(a_a)_{i,j+1} = \left(\frac{4F_{i,j} (\text{sen}(\phi_{i,j}))^2}{(\sigma_r)_i (C_a)_{i,j}} - 1 \right)^{-1} \quad (2.34)$$

$$(a_t)_{i,j+1} = \left(\frac{4F_{i,j} \text{sen}(\phi_{i,j}) \cos(\phi_{i,j})}{(\sigma_r)_i (C_t)_{i,j}} + 1 \right)^{-1} \quad (2.35)$$

8. Luego, se calcula el error absoluto entre los factores de inducción $(a)_{i,j}$ y $(a)_{i,j+1}$, tanto para el factor axial como para el factor tangencial (ver ecuaciones 2.36 y 2.37). Si el error absoluto se encuentra por debajo de una tolerancia igual a $1e-03$ se puede decir que el valor es aceptable; por ende, se procede con el paso 9. De lo contrario, se tiene que iniciar nuevamente desde el paso 2 con la iteración $j=j+1$.

$$(\Delta E_a)_{i,j} = |(a_a)_{i,j+1} - (a_a)_{i,j}| \leq 0.001 \quad (2.36)$$

$$(\Delta E_t)_{i,j} = |(a_t)_{i,j+1} - (a_t)_{i,j}| \leq 0.001 \quad (2.37)$$

9. Una vez que el proceso iterativo culmina, se procede a calcular las fuerzas locales de componente axial (dF_a) y tangencial (dF_t) de la sección "i" (ver ecuaciones 2.38 y 2.39). Luego proceder a la siguiente sección $i=i+1$.

$$(dF_a)_i = \frac{1}{2} \rho (W)_{i,j}^2 c_i (C_a)_{i,j} \quad (2.38)$$

$$(dF_t)_i = \frac{1}{2} \rho (W)_{i,j}^2 c_i (C_t)_{i,j} \quad (2.39)$$

10. Repetir del paso 1 al 9 para cada sección "i" a lo largo de la pala. Finalmente se calcula la fuerza de empuje (T) resultante para un hélice que gira a una velocidad de rotación (Ω) y asciende a una velocidad de libre flujo (V) (ver ecuación 2.40).

$$T = B \sum_{i=R_{raiz}}^N (dF_a)_i \quad (2.40)$$

2.4. Caracterización geométrica de la hélice de estudio

En este punto se describe los parámetros geométricos de la hélice de estudio. La hélice a analizar es una hélice 17x5, la cual significa 17 pulgadas de diámetro y 5 pulgadas de paso de avance (Figura 2.5).



Figura 2.5 Hélice 17x5. Hélice de estudio.

En una primera parte, se describe el proceso de digitalización de los perfiles identificados. Dos perfiles son identificados a lo largo de toda la pala de la hélice. Un tipo de perfil para las secciones cercanas a la raíz y otro tipo de perfil para las secciones medias hasta la punta de la pala. En una segunda parte, se procede a extraer los parámetros geométricos de la hélice: distribución de cuerda y de torsión geométrica.

El proceso de digitalización de los perfiles y medición de los parámetros geométricos de la hélice se realiza de manera manual. Es decir, se emplea instrumentos de medición básicos, alambres, hoja y lápiz. A continuación se explica el proceso seguido.

2.4.1. Identificación y digitalización de los perfiles

El proceso consiste en una serie de pasos simples: identificación de perfiles, extracción de los puntos de los perfiles, digitalización posterior y análisis en *software* de perfiles XFLR5. El método para identificar los perfiles y extraer los puntos es una adaptación del proceso seguido por Drela [6] en la caracterización de hélices de pequeña escala. Los pasos son los siguientes:

- 1) Envolver con un alambre de soldadura (estaño) la forma del perfil (Figura 2.6)

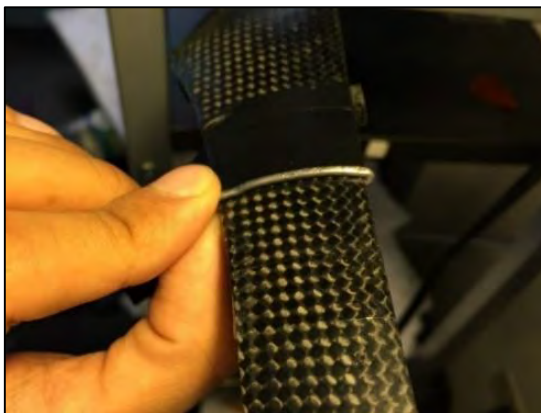


Figura 2.6 Envolver el perfil mediante un alambre de soldadura.

- 2) Extraer cuidadosamente el alambre sin modificar la forma del perfil y en una hoja calcar la forma del perfil replicado. (Figura 2.7)

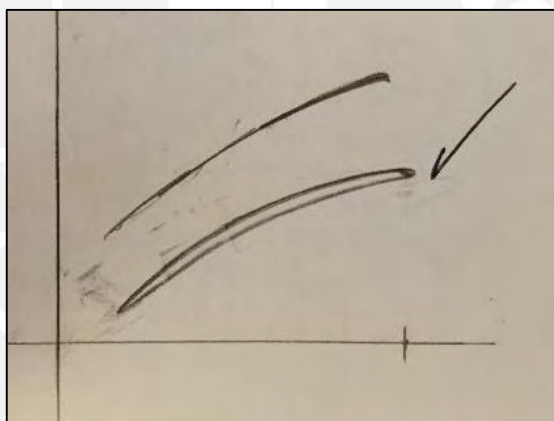


Figura 2.7 Forma del perfil calcado en una hoja

- 3) Escanear la hoja y guardar el perfil escaneado como imagen. En un software CAD dibujar un cuadrado de lado de la misma longitud de la cuerda del perfil escaneado (Figura 2.8) y guardar todo el dibujo como imagen formato “.png”.
- 4) Abrir el software de digitalización de puntos Engauge [7] e importar la imagen del dibujo. En el digitalizador se indica tres puntos que definen el eje de coordenadas del perfil. Estos puntos son $(0,0)$; $(1,0)$ y $(0,-1)$. Esto resulta que la cuerda del perfil sea la unidad. Además, se definen los bordes de entrada $(0,0)$ y borde de salida $(1,0)$. (Figura 2.8).

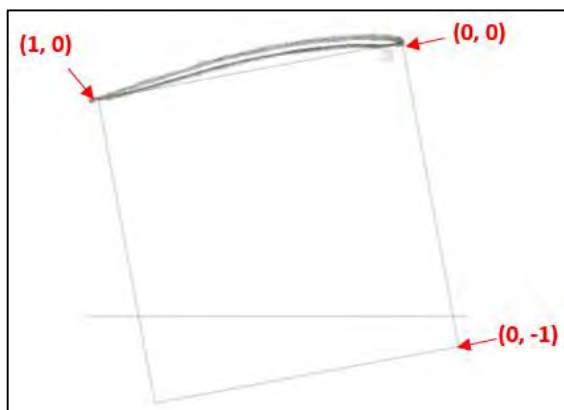


Figura 2.8 Formato escaneado del perfil. Definición de los ejes coordenados

- 5) Una vez definido los ejes de coordenadas se procede a extraer manualmente cada punto del perfil. Estos puntos luego son exportados en un formato .csv o .xsl (formatos para la hoja de cálculos Excel) (Figura 2.9). En el Excel se importa los puntos y se reordenan de tal manera que los puntos vayan de 1 a 0 (extradós) y de 0 a 1 (intradós).

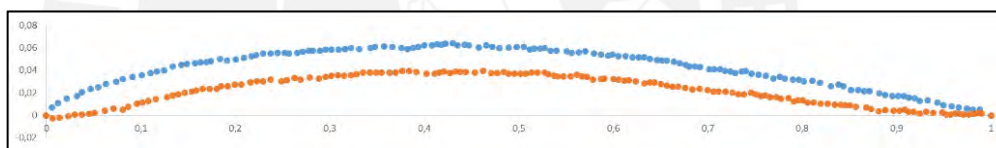


Figura 2.9 Puntos extraídos del software de digitalización de puntos.

- 6) Este archivo de puntos reordenado en Excel se guarda en la extensión .txt. La extensión del archivo luego se modifica a la extensión .dat. La extensión .dat es un archivo de entrada para el *software* XFLR5.
- 7) Abrir el *software* XFLR5. En el módulo de diseño de perfil (*Direct Foil Design*) importar los puntos del archivo .dat. Los puntos generados son imprecisos (Figura 2.9) y generar una curva a partir de estos puntos resultaría en una superficie no uniforme para su posterior tratamiento.
- 8) Por ende, con la herramienta *spline foil* del módulo se procede a ajustar la curva para que se asemeje a la silueta de los puntos del perfil importado (Figura 2.10).

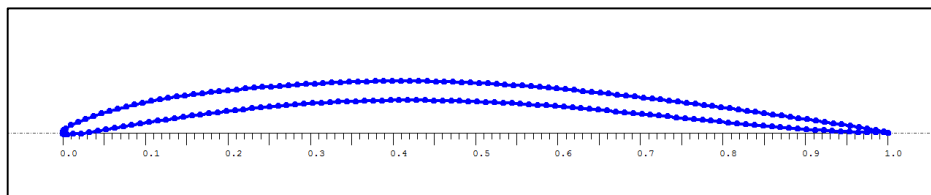


Figura 2.10 Herramienta spline foil para generar la forma del perfil en el XFLR5.

- 9) Finalmente, el perfil generado del *spline* se exporta como un archivo .dat y se realiza el proceso inverso para obtener los puntos en el Excel. Este perfil generado basado en los puntos extraídos es una forma de perfil más suave y de mejor tratamiento para el análisis.

A lo largo de toda la pala se identifica dos tipos de perfiles. Un tipo de perfil para todas las secciones cercanas a la raíz (hasta el 40% de la pala) y otro tipo de perfil para las secciones restantes (40% hasta la punta de la pala), como se puede observar en la figura 2.11.



Figura 2.11 Distribución de ambos perfiles a lo largo de la pala.

Al primer grupo de perfiles se le asigna el nombre de perfil 25. Este perfil se caracteriza por presentar un pico de máxima curvatura en el centro de este; es decir, entre el borde de ataque y el borde de salida, como se observa en la figura 2.12.

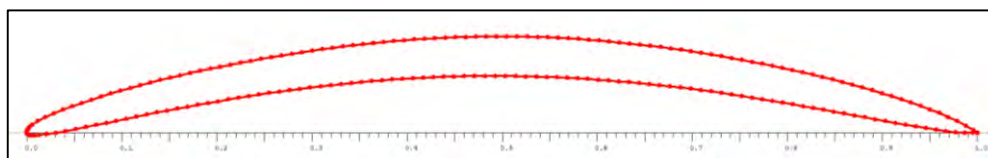


Figura 2.12 Perfil 25.

Por otro lado, el nombre perfil 75 se le asigna al segundo grupo de perfiles. Este tipo de perfil posee un espesor menor. Asimismo, a diferencia del anterior perfil, este tiene un máximo espesor a una posición más cercana al borde de ataque, como se observa en la figura 2.13.

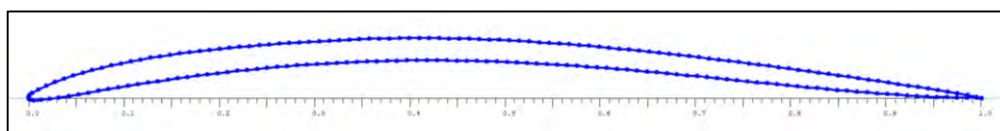


Figura 2.13 Perfil 75.

En la tabla 2.1 se muestra los datos geométricos de ambos perfiles.

Tabla 2.1. Tabla de las características geométricas de los perfiles identificados

| Perfil | Máximo Espesor (%) | | Máxima Curvatura (%) | |
|-----------|--------------------|----------|----------------------|----------|
| | Espesor | Posición | Curvatura | Posición |
| Perfil 25 | 4,14 | 53,8 | 7,98 | 49,4 |
| Perfil 75 | 2,56 | 14,9 | 5,08 | 41,8 |

Una vez digitalizado los perfiles se procede a realizar el análisis en el *software* XFLR5 de análisis de perfiles. Este análisis se realiza como un primer paso importante para la formulación *BEMT*, ya que es necesario obtener las curvas características de sustentación y de arrastre para el cálculo iterativo.

Los parámetros de ingreso para el *software* son el número de Reynolds y el número de Mach. Como se identifica dos tipos de perfiles se realizan dos análisis con un rango de número de Reynolds para ambos perfiles. Para el perfil 25 se analiza con un número de Reynolds en un rango entre 10 000 y 100 000, mientras que para el perfil 75 se analiza dentro de un rango entre 100 000 y 150 000. Asimismo, el número de Mach se mantiene en cero a manera de simplificación. La explicación de estos valores se muestra en el punto 2.5. Finalmente, una vez configurado el análisis, se analiza los perfiles para un rango entre -5 a 20 grados de ángulo de ataque. Como resultado se obtienen los coeficientes de sustentación (C_L) y arrastre (C_D) para el perfil 25 (ver figuras 2.14 y 2.15), y para el perfil 75 (ver figuras 2.16 y 2.17).

Para el perfil 25: ($Re = [10\ 000 - 100\ 000]$)

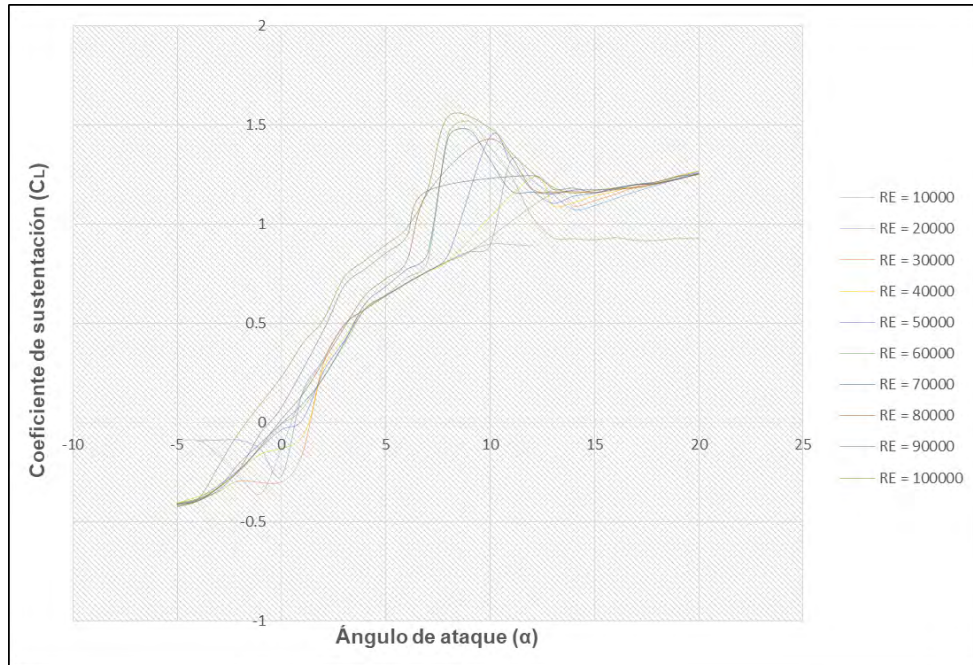


Figura 2.14 Coeficiente de sustentación (C_L) para perfil 25

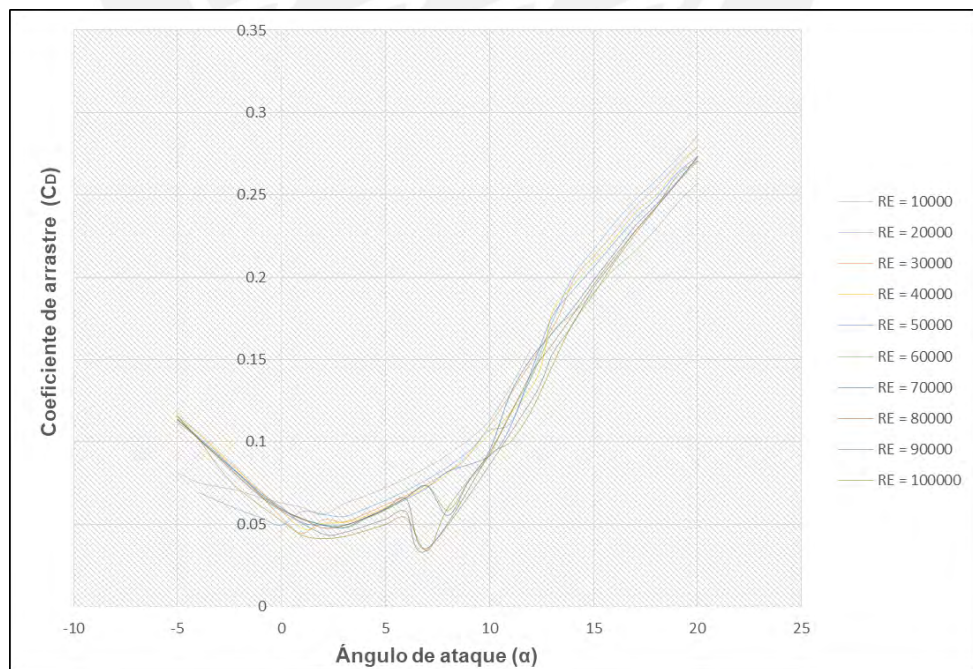


Figura 2.15 Coeficiente de arrastre (C_D) para perfil 25

Para el perfil 75: (Re = [100 000 – 150 000])

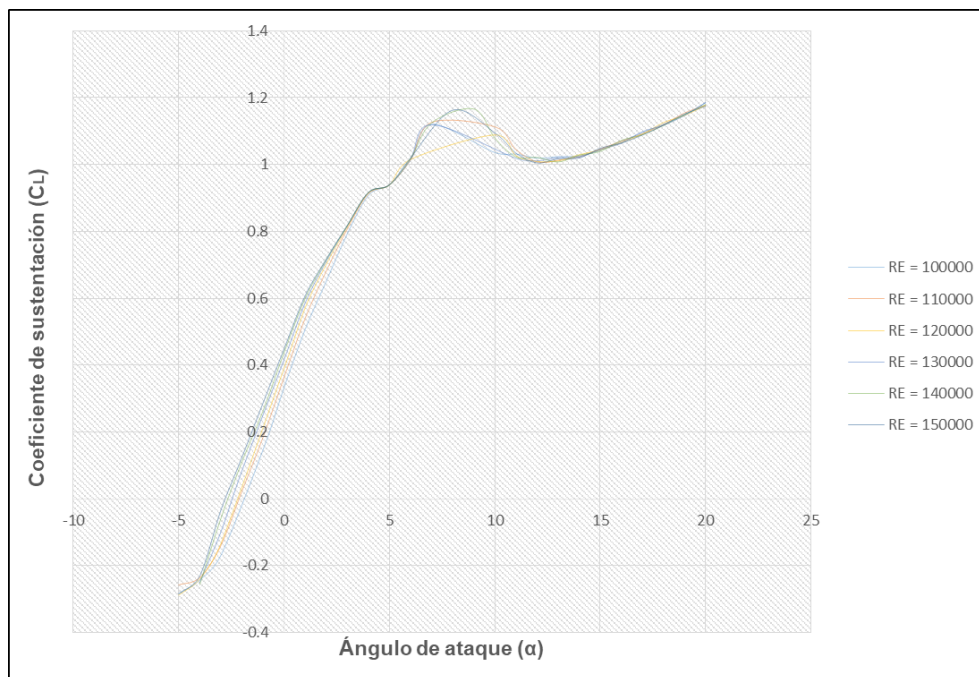


Figura 2.16 Coeficiente de sustentación (C_L) para perfil 75

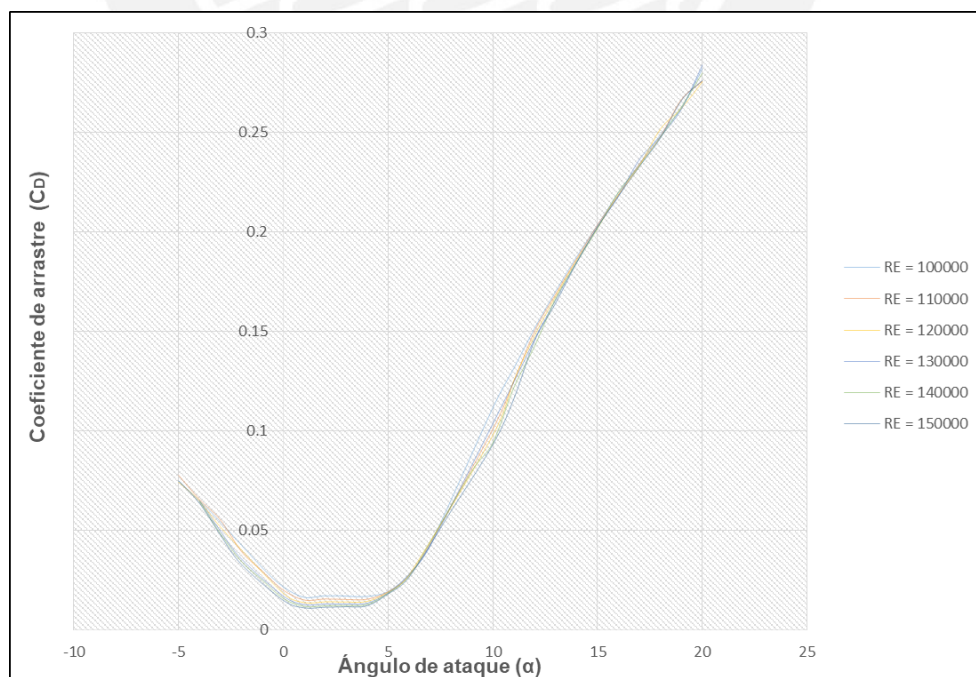


Figura 2.17 Coeficiente de arrastre (C_D) para perfil 75

2.4.2. Parámetros geométricos de la hélice

En el punto anterior se obtiene las curvas características de las secciones de perfil de pala. Sin embargo, para completar un análisis de la hélice son necesario los parámetros geométricos tales como la distribución de cuerda (c) y torsión geométrica (β). El procedimiento seguido se basa en mediciones manuales, el cual se describe a continuación en una serie de pasos a seguir. En la figura 2.18 se observa el banco de medición empleado.



Figura 2.18 Banco de medición de los parámetros de hélice.

- 1) Para la medición de cada sección de perfil se marca, a lo largo de la pala, con cinta adhesiva, con el objetivo de medir valores exactos a cada cierta distancia de radio local (r).
- 2) A una determinada distancia de radio local, se mide la cuerda del perfil (c) la cual es la distancia medida entre el borde de ataque y el borde de salida (ver figura 2.19)
- 3) Luego, para la medición del ángulo de torsión geométrico (β) se mide la altura desde la base de madera hasta cada borde del perfil, es decir, una altura para el borde de ataque (h_a) y otro para el borde de salida (h_s), tal como se muestra en la figura 2.19. Con los dos datos de altura más la longitud de cuerda se realiza una relación geométrica lo cual se logra calcular el ángulo de torsión local (β) de cada sección de perfil (ver ecuación 2.41).

$$\beta = \arcsen\left(\frac{h_a - h_s}{c}\right) \quad (2.41)$$

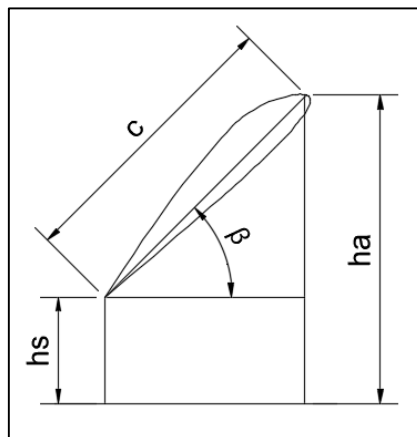


Figura 2.19 Relación geométrica para calcular el ángulo de torsión (β)

- 4) Se repite los pasos del 1 al 3 a lo largo de la pala. Se mide los parámetros de 30 secciones a lo largo de la pala, con mayor concentración en las secciones cercanas a la raíz.

En la tabla 2.2 se muestra la caracterización geométrica de la presente hélice de estudio. En la segunda columna de la tabla 2.2, se muestra el tipo de perfil identificado para cada sección. De la tercera a la quinta columna, se muestra los parámetros medidos de radio local (r), longitud de cuerda local (c) y ángulo de torsión geométrico local (β) para cada sección de la pala. Finalmente las dos últimas columnas representan la distribución de radio relativo local (r/R) y longitud relativa de cuerda local (c/R). Estos dos últimos valores se obtienen de dividir el radio local (r) y longitud de cuerda (c) entre el radio de la hélice (R).

Como se menciona en el título del presente trabajo, la hélice de estudio es una hélice 17x5 (17 pulgadas de diámetro y 5 pulgadas de paso de avance). Sin embargo, al realizar las mediciones correspondientes, se nota que el radio real de la hélice es 17,12 pulgadas (217,4 mm). Este radio real de la hélice se considerará para los cálculos ya mencionados en el párrafo anterior.

En la tabla 2.2, la primera sección inicia a un radio de 33 mm. Esto quiere decir que la secciones previas a esta primera sección (llámese sección cero) no ingresa al cálculo analítico, ya que estas secciones no aportan sustentación al ser parte central del rotor (*hub*). La figura 2.20 muestra la geometría de la hélice la cual se genera a partir de la tabla 2.2, como se observa, el modelo virtual imita al modelo real con un alto grado de precisión.

Tabla 2.2. Características geométricas de la hélice.

| Sección | Tipo Perfil | r (mm) | c (mm) | β (grados) | r/R | c/R |
|---------|-------------|--------|--------|------------------|-------|-------|
| 1 | Perfil 25 | 33.00 | 16.21 | 12.24 | 0.152 | 0.075 |
| 2 | Perfil 25 | 37.00 | 22.66 | 16.62 | 0.170 | 0.104 |
| 3 | Perfil 25 | 41.00 | 35.72 | 19.56 | 0.189 | 0.164 |
| 4 | Perfil 25 | 45.00 | 43.82 | 21.06 | 0.207 | 0.202 |
| 5 | Perfil 25 | 49.00 | 47.11 | 21.11 | 0.225 | 0.217 |
| 6 | Perfil 25 | 51.69 | 47.58 | 20.62 | 0.238 | 0.219 |
| 7 | Perfil 25 | 53.50 | 47.46 | 20.32 | 0.246 | 0.218 |
| 8 | Perfil 25 | 56.00 | 46.78 | 20.03 | 0.258 | 0.215 |
| 9 | Perfil 25 | 58.50 | 45.71 | 19.74 | 0.269 | 0.210 |
| 10 | Perfil 25 | 61.00 | 44.50 | 19.45 | 0.281 | 0.205 |
| 11 | Perfil 25 | 63.50 | 43.15 | 19.16 | 0.292 | 0.198 |
| 12 | Perfil 25 | 66.00 | 41.84 | 18.87 | 0.304 | 0.192 |
| 13 | Perfil 25 | 68.50 | 40.71 | 18.59 | 0.315 | 0.187 |
| 14 | Perfil 25 | 71.00 | 39.64 | 18.31 | 0.327 | 0.182 |
| 15 | Perfil 25 | 73.50 | 38.60 | 18.03 | 0.338 | 0.178 |
| 16 | Perfil 25 | 76.00 | 37.65 | 17.76 | 0.350 | 0.173 |
| 17 | Perfil 25 | 81.00 | 35.84 | 17.22 | 0.373 | 0.165 |
| 18 | Perfil 75 | 84.50 | 34.81 | 16.84 | 0.389 | 0.160 |
| 19 | Perfil 75 | 97.00 | 31.59 | 15.55 | 0.446 | 0.145 |
| 20 | Perfil 75 | 109.00 | 29.03 | 14.31 | 0.501 | 0.134 |
| 21 | Perfil 75 | 121.50 | 26.94 | 13.14 | 0.559 | 0.124 |
| 22 | Perfil 75 | 134.00 | 25.41 | 12.04 | 0.616 | 0.117 |
| 23 | Perfil 75 | 146.00 | 24.35 | 10.99 | 0.672 | 0.112 |
| 24 | Perfil 75 | 158.50 | 23.64 | 10.01 | 0.729 | 0.109 |
| 25 | Perfil 75 | 171.00 | 23.09 | 9.09 | 0.787 | 0.106 |
| 26 | Perfil 75 | 183.00 | 22.56 | 8.23 | 0.842 | 0.104 |
| 27 | Perfil 75 | 196.00 | 21.20 | 7.44 | 0.902 | 0.098 |
| 28 | Perfil 75 | 208.00 | 17.40 | 6.70 | 0.957 | 0.080 |
| 29 | Perfil 75 | 215.00 | 10.00 | 6.70 | 0.989 | 0.046 |
| 30 | Perfil 75 | 217.40 | 5.00 | 6.70 | 1.000 | 0.023 |

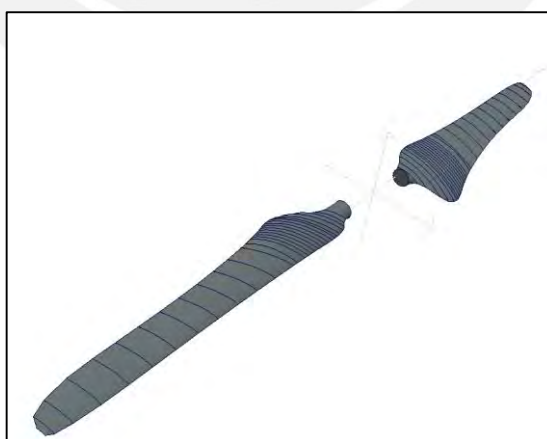


Figura 2.20 Modelo virtual de la hélice de estudio

En la figura 2.21, se observa la gráfica de distribución de cuerda local de la hélice de estudio. La hélice posee una máxima longitud de cuerda en las cercanías de la raíz y

desciende su longitud a medida que se aleja de la raíz. En la figura 2.22, se muestra la gráfica de distribución del ángulo de torsión. Se observa que el ángulo de torsión posee un máximo en la posición de máxima longitud de cuerda y disminuye a medida que se acerca a la punta de la hélice.

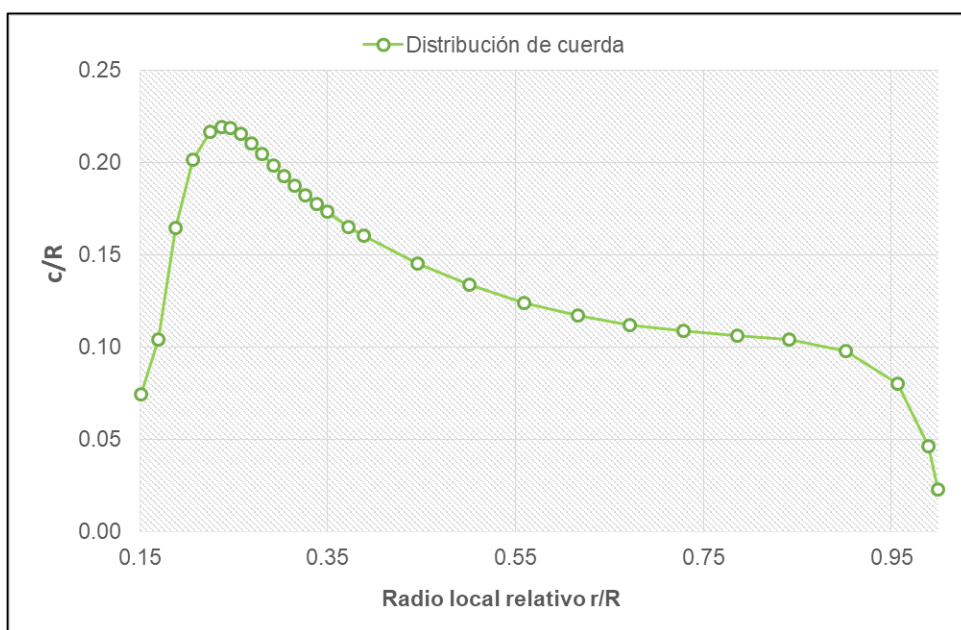


Figura 2.21 Distribución de cuerda local c/R

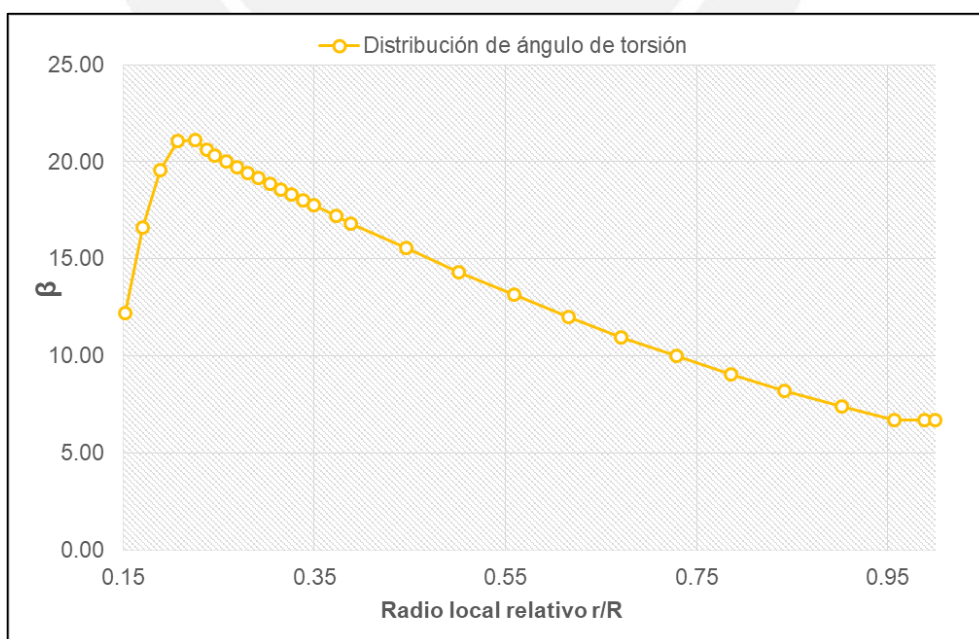


Figura 2.22 Distribución del ángulo de torsión geométrico (β)

2.5. Distribución del número de Reynolds y número de Mach

Para cada sección de la tabla 2.2 se calcula el número de Reynolds y el número de Mach. Esto se realiza con el objetivo de estimar las condiciones de flujo que se somete la hélice. Primero, para calcular el número de Reynolds (Re) se emplea la ecuación 2.42.

$$Re = \frac{\rho Wc}{\mu} \quad (2.42)$$

Donde el valor de W representa la velocidad relativa local de la sección de perfil. En el punto 2.2 se explica que este valor de velocidad se compone de un conjunto de velocidades. Sin embargo, para un primer cálculo del número de Reynolds, solo se considera el componente del giro o rotación de la hélice (Ω), es decir, la velocidad resultante se obtiene de multiplicar la velocidad de giro (Ω) por el radio local (r), tal como se muestra en la ecuación 2.43. El giro de la hélice (Ω) es 471,2 rad/s (4500 RPM), este valor se determina a partir de las prestaciones de vuelo del dron al cual pertenece la hélice de estudio.

$$W = \Omega r \quad (2.43)$$

Las condiciones del flujo densidad (ρ) y viscosidad dinámica (μ) se determinan para una altura sobre el nivel del mar; es decir, condiciones atmosféricas estándar. En la tabla 2.3 se muestra las condiciones atmosféricas estándar.

Tabla 2.3. Condiciones Atmosféricas Estándar.

| Condiciones Estandar | | |
|----------------------|----------|-------------------|
| Densidad | 1.225 | kg/m ³ |
| Viscosidad Dinamica | 1.79E-05 | kg/ms |
| Velocidad del sonido | 340.3 | m/s |

Como se observa en la tabla 2.3, la velocidad del sonido (V_s) es 340,3 m/s a condiciones estándar sobre el nivel del mar. Los vuelos del dron no sobrepasan los 100 msnm por lo que podemos asumir este valor de velocidad del sonido para el cálculo del número de Mach, tal como se muestra en la ecuación 2.44.

$$Ma = \frac{W}{V_s} \quad (2.44)$$

El número de Mach determina si el flujo es considerado como flujo subsónico incompresible o compresible. Para valores por debajo de 0,3 es considerado flujo incompresible. Finalmente, se presenta en la tabla 2.4 la distribución final del número de Reynolds y el número de Mach a lo largo de toda la pala.

Tabla 2.4. Distribución del Número De Reynolds y Mach

| Sección | Tipo Perfil | r/R | c/R | W (m/s) | Re | Ma |
|---------|-------------|-------|-------|---------|----------|------|
| 1 | Perfil 25 | 0.152 | 0.075 | 15.55 | 1.73E+04 | 0.05 |
| 2 | Perfil 25 | 0.170 | 0.104 | 17.44 | 2.71E+04 | 0.05 |
| 3 | Perfil 25 | 0.189 | 0.164 | 19.32 | 4.73E+04 | 0.06 |
| 4 | Perfil 25 | 0.207 | 0.202 | 21.21 | 6.36E+04 | 0.06 |
| 5 | Perfil 25 | 0.225 | 0.217 | 23.09 | 7.45E+04 | 0.07 |
| 6 | Perfil 25 | 0.238 | 0.219 | 24.36 | 7.94E+04 | 0.07 |
| 7 | Perfil 25 | 0.246 | 0.218 | 25.21 | 8.19E+04 | 0.07 |
| 8 | Perfil 25 | 0.258 | 0.215 | 26.39 | 8.45E+04 | 0.08 |
| 9 | Perfil 25 | 0.269 | 0.210 | 27.57 | 8.63E+04 | 0.08 |
| 10 | Perfil 25 | 0.281 | 0.205 | 28.75 | 8.76E+04 | 0.08 |
| 11 | Perfil 25 | 0.292 | 0.198 | 29.92 | 8.84E+04 | 0.09 |
| 12 | Perfil 25 | 0.304 | 0.192 | 31.10 | 8.91E+04 | 0.09 |
| 13 | Perfil 25 | 0.315 | 0.187 | 32.28 | 9.00E+04 | 0.09 |
| 14 | Perfil 25 | 0.327 | 0.182 | 33.46 | 9.08E+04 | 0.10 |
| 15 | Perfil 25 | 0.338 | 0.178 | 34.64 | 9.15E+04 | 0.10 |
| 16 | Perfil 25 | 0.350 | 0.173 | 35.81 | 9.23E+04 | 0.11 |
| 17 | Perfil 25 | 0.373 | 0.165 | 38.17 | 9.37E+04 | 0.11 |
| 18 | Perfil 75 | 0.389 | 0.160 | 39.82 | 9.49E+04 | 0.12 |
| 19 | Perfil 75 | 0.446 | 0.145 | 45.71 | 9.89E+04 | 0.13 |
| 20 | Perfil 75 | 0.501 | 0.134 | 51.37 | 1.02E+05 | 0.15 |
| 21 | Perfil 75 | 0.559 | 0.124 | 57.26 | 1.06E+05 | 0.17 |
| 22 | Perfil 75 | 0.616 | 0.117 | 63.15 | 1.10E+05 | 0.19 |
| 23 | Perfil 75 | 0.672 | 0.112 | 68.80 | 1.15E+05 | 0.20 |
| 24 | Perfil 75 | 0.729 | 0.109 | 74.69 | 1.21E+05 | 0.22 |
| 25 | Perfil 75 | 0.787 | 0.106 | 80.58 | 1.27E+05 | 0.24 |
| 26 | Perfil 75 | 0.842 | 0.104 | 86.24 | 1.33E+05 | 0.25 |
| 27 | Perfil 75 | 0.902 | 0.098 | 92.36 | 1.34E+05 | 0.27 |
| 28 | Perfil 75 | 0.957 | 0.080 | 98.02 | 1.17E+05 | 0.29 |
| 29 | Perfil 75 | 0.989 | 0.046 | 101.32 | 6.94E+04 | 0.30 |
| 30 | Perfil 75 | 1.000 | 0.023 | 102.45 | 3.51E+04 | 0.30 |

En las figuras 2.23 y 2.24, se muestran de manera gráfica los valores de la tabla 2.4. En la figura 2.23, se observa la gráfica de distribución de los números de Reynolds locales para cada sección de perfil. Se observa que el número de Reynolds se incrementa a medida que se aleja de la raíz y se acerca a la punta de la pala. El valor máximo de Reynolds es de aprox. 130 000 y se encuentra a un 90% del total de la pala. En la figura 2.24, se observa la gráfica de distribución del número de Mach a lo largo de la pala. Se observa que el número de Mach se incrementa de manera lineal desde la raíz hasta la punta. Por ende, el valor máximo se encuentra en la punta de la hélice, el cual, en este caso es un valor al límite compresible de 0,3.

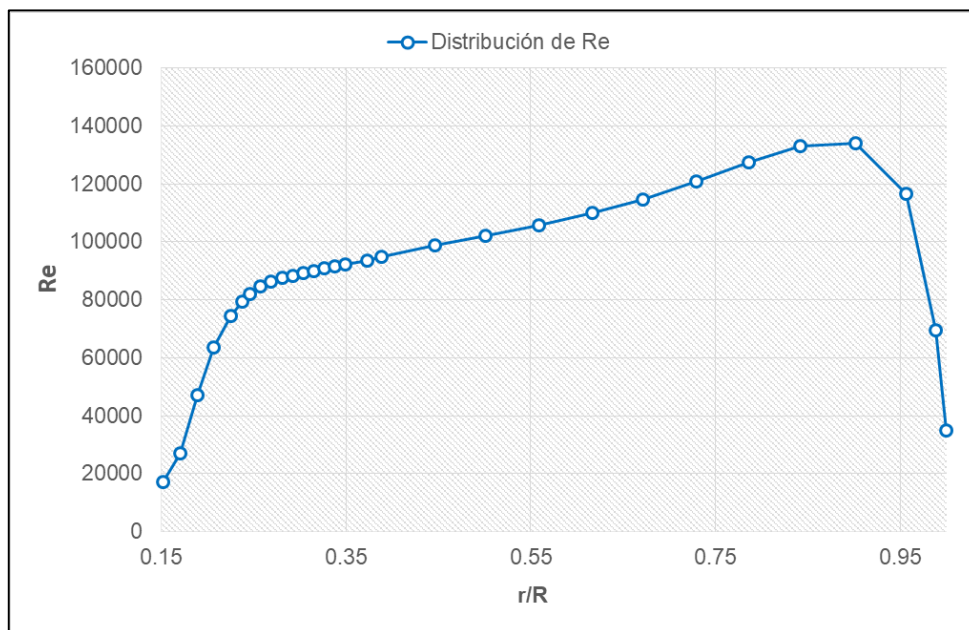


Figura 2.23 Distribución del Número De Reynolds

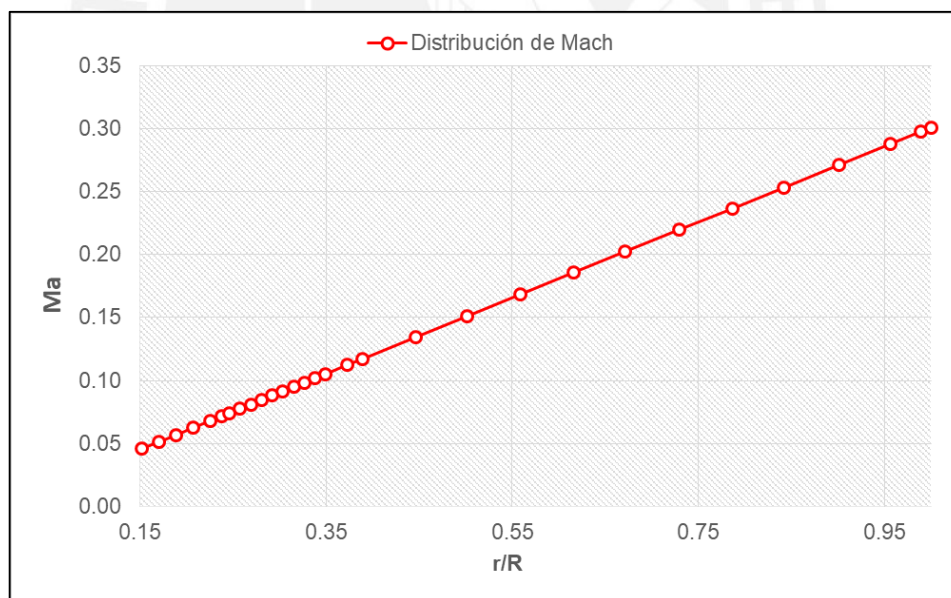


Figura 2.24 Distribución del Número de Mach

2.6. Desarrollo del cálculo analítico

El desarrollo del cálculo analítico sigue el procedimiento de iteración explicado en el punto 2.3.1. En primer lugar, se debe establecer las condiciones de vuelo del dron para

definir los distintos casos de análisis. Dos parámetros importantes a establecer son la velocidad de giro (Ω) y la velocidad de libre flujo (V). Por un lado, la hélice gira a una velocidad de 471,2 rad/s (4500 RPM), la cual representa una velocidad de giro a una potencia media del rotor. Este valor se mantendrá constante para los diferentes casos. Por otro lado, la velocidad de libre flujo se considera entre 2,5 a 15 m/s, estos valores se definen a partir de velocidades comunes de ascenso para drones de calibre similar al del presente estudio. En segundo lugar, otro parámetro importante para definir los casos de análisis es el ángulo de paso (θ). Es importante definir este parámetro ya que es el tema principal de este trabajo de tesis. Un caso de análisis será el caso que no se aplique una modificación del ángulo de paso ($\Delta\theta = 0^\circ$); en otras palabras, el ángulo de paso (θ) es igual al ángulo de torsión geométrica (β), según la ecuación 2.10.

Primero, se realizará un ejemplo de cálculo manual donde se mostrará paso a paso el proceso iterativo que se muestra en el punto 2.3.1. Sin embargo, al ser un proceso iterativo para cada sección de pala no se realiza un cálculo manual para todos los casos de análisis, ya que tomaría bastante tiempo. Por ello, luego, se utiliza un *software* que ayude a calcular este proceso en cuestión de segundos. Este *software* es JBLADE [2]. El *software* JBLADE es un código de análisis basado en la teoría analítica del impulsor del elemento pala (*BEMT*) para diseño y análisis de hélices. Los resultados que se obtienen para una determinada configuración de hélice, son las curvas características de fuerza de empuje (T), torque (Q), entre otros resultados.

2.6.1. Ejemplo de cálculo manual

Para ejemplo de este cálculo se considera una velocidad de libre flujo (V) igual a 12,5 m/s. En la tabla 2.5, se muestra estos datos de entrada que serán útiles para proceder con el cálculo.

Tabla 2.5. Datos de entrada de la hélice

| Descripción | Símbolo | Valor | Unidad |
|--------------------------|----------|--------------|------------|
| Velocidad de rotación | Ω | 417,5 (4500) | rad/s(RPM) |
| Velocidad de libre flujo | V | 12.5 | m/s |
| Radio de la hélice | R | 217.40 | mm |
| Número de palas | B | 2 | - |

Asimismo, para este ejemplo de cálculo, se centra en la condición que no hay modificación del ángulo de paso, es decir $\theta = \beta$.

La sección arbitraria que se toma como ejemplo es la sección número 24 de la tabla 2.2. Los datos de entrada de la sección #24 se resumen en la tabla 2.6.

Tabla 2.6. Características geométricas de la sección 24

| Descripción | Símbolo | Valor | Unidad |
|------------------------------|---------|-----------|--------|
| Número de sección | - | #24 | - |
| Tipo de perfil | - | Perfil 75 | - |
| Radio local | r | 158.5 | mm |
| Longitud de cuerda local | c | 23.64 | mm |
| Ángulo de torsión geométrico | β | 10.01 | grados |

Asimismo se tiene en cuenta las condiciones atmosféricas estándar de operación que se muestran en la tabla 2.7.

Tabla 2.7. Condiciones atmosféricas estándar

| Descripción | Símbolo | Valor | Unidad |
|----------------------|---------|-----------|-------------------|
| Densidad | ρ | 1.225 | kg/m ³ |
| Viscosidad Dinamica | μ | 1.789E-05 | kg/ms |
| Velocidad del sonido | Vs | 340.3 | m/s |

Una vez se tengan todos los datos de entrada ya mencionados se procede con el procedimiento iterativo. A continuación se realiza el desarrollo de cálculo para la sección escogida:

1. Se asumen valores para los factores de inducción axial y tangencial.

$$(a_a)_{24,1} = 0,15000$$

$$(a_t)_{24,1} = 0,01000$$

2. Se inicia la iteración con $j=1$. Se calculan las velocidades relativas axial y tangencial. Asimismo se calcula la velocidad resultante. Recordar usar unidades del sistema internacional (SI), la velocidad de giro debe ser en rad/s y las unidades de distancia en metros.

$$(W_a)_{24,1} = V(1 + (a_a)_{24,1}) = 12,5(1 + 0,15) = 14,38 \text{ m/s}$$

$$\begin{aligned} (W_t)_{24,1} &= \Omega r_{24}(1 - (a_t)_{24,1}) = \left(\frac{4500\pi \text{ rad}}{30 \text{ s}}\right) \left(\frac{158,5}{1000} \text{ m}\right) (1 - 0,01) \\ &= \left(417,5 \frac{\text{rad}}{\text{s}}\right) (0,1585 \text{ m})(1 - 0,01) = 74,69(1 - 0,01) \\ &= 73,94 \text{ m/s} \end{aligned}$$

$$(W)_{24,1} = \sqrt{14,38^2 + 73,94^2} = 75,33 \text{ m/s}$$

3. Se calcula el ángulo de entrada de flujo y el ángulo de ataque.

$$\phi_{24,1} = \operatorname{atan}\left(\frac{(W_a)_{24,1}}{(W_t)_{24,1}}\right) = \operatorname{atan}\left(\frac{14,38}{75,33}\right) = 11,00^\circ$$

$$\alpha_{24,1} = \theta_{24} - \phi_{24,1} = 10,01^\circ - 11,00^\circ = -0,99^\circ$$

4. Se extraen los coeficientes de sustentación y arrastre a partir del ángulo de ataque. En el caso del perfil tipo 75 se extraen estos valores de la gráfica 2.16 y 2.17.

$$(C_L)_{24,1} = 0,2209$$

$$(C_D)_{24,1} = 0,0158$$

5. Se calculan los coeficientes de fuerza axial y tangencial.

$$\begin{aligned} (C_a)_{24,1} &= (C_L)_{24,1} \cos(\phi_{1,1}) - (C_D)_{24,1} \operatorname{sen}(\phi_{1,1}) \\ &= 0,2209 \cos(11,00^\circ) - 0,0158 \operatorname{sen}(11,00^\circ) = 0,2138 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} (C_t)_{24,1} &= (C_L)_{24,1} \operatorname{sen}(\phi_{1,1}) + (C_D)_{24,1} \cos(\phi_{1,1}) \\ &= 0,2209 \operatorname{sen}(11,00^\circ) + 0,0158 \cos(11,00^\circ) = 0,0577 \end{aligned}$$

6. Luego se calcula la razón de solidez local y el factor de Prandtl.

$$(\sigma_r)_{24} = \frac{c_{24} B}{2\pi r_{24}} = \frac{23,64 \times 2}{2\pi \times 158,5} = 0,047$$

$$f_{1,1} = \frac{B}{2} \left(\frac{R - r_{24}}{r_{24}} \right) \frac{1}{\tan(\phi_{24,1})} = \frac{2}{2} \left(\frac{217,4 - 158,5}{158,5} \right) \frac{1}{\tan(11,00^\circ)} = 1,9115$$

$$F_{24,1} = \frac{2}{\pi} \operatorname{acos}(e^{-f_{24,1}}) = \frac{2}{\pi} \operatorname{acos}(e^{-1,9115}) = 0,9055$$

7. Ahora se calcula los nuevos factores de inducción axial y tangencial.

$$\begin{aligned} (a_a)_{24,2} &= \left(\frac{4F_{24,1} (\operatorname{sen}(\phi_{24,1}))^2}{(\sigma_r)_{24} (C_a)_{24,1}} - 1 \right)^{-1} \\ &= \left(\frac{4 \times 0,9055 (\operatorname{sen}(11,00^\circ))^2}{0,047 \times 0,2138} - 1 \right)^{-1} = 0,08335 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}(a_t)_{24,2} &= \left(\frac{4F_{24,1} \sin(\phi_{24,1}) \cos(\phi_{24,1})}{(\sigma_r)_{24} (C_t)_{24,1}} + 1 \right)^{-1} \\ &= \left(\frac{4 \times 0,9055 \sin(11,00^\circ) \cos(11,00^\circ)}{0,047 \times 0,0577} + 1 \right)^{-1} = 0,00402\end{aligned}$$

8. Luego se calcula el error absoluto entre los valores iniciales y finales de la iteración. Si el error absoluto es menor a $1e-03$ se procede con el paso 9, pero si ese no fuese el caso, debe repetirse desde el paso 2 con $j=2$, asumiendo como valores iniciales los factores de inducción $(a_a)_{1,2}$ y $(a_t)_{1,2}$.

$$(\Delta E_a)_{24,2} = |(a_a)_{24,2} - (a_a)_{24,1}| = |0,08335 - 0,15000| = 6,66e - 02 \geq 1e - 03$$

$$(\Delta E_t)_{24,2} = |(a_t)_{24,2} - (a_t)_{24,1}| = |0,00402 - 0,01000| = 5,98e - 03 \geq 1e - 03$$

Como se puede observar, ambos errores absolutos no son menores a $1e-03$, por tanto, se debe repetir el proceso desde el paso 2 hasta el 8, hasta que se cumpla la condición de convergencia. En este ejemplo de cálculo resulta un total de 7 iteraciones para obtener una convergencia. A continuación solo se muestra los últimos valores de factores de inducción y su error absoluto de las dos últimas iteraciones. En el anexo 1, se muestra los resultados parciales de las iteraciones para la sección de este ejemplo de cálculo.

$$(a_a)_{24,7} = 0,10542 ; (a_t)_{24,7} = 0,00442$$

$$(a_a)_{24,8} = 0,10466 ; (a_t)_{24,8} = 0,00440$$

$$\begin{aligned}(\Delta E_a)_{24,7} &= |(a_a)_{24,8} - (a_a)_{24,7}| \\ &= |0,10466 - 0,10542| = 7,65e - 04 \leq 1e - 03\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}(\Delta E_t)_{24,7} &= |(a_t)_{24,8} - (a_t)_{24,7}| \\ &= |0,00440 - 0,00442| = 1,29e - 05 \leq 1e - 03\end{aligned}$$

9. Una vez que el proceso iterativo culmina, se procede a calcular las componentes de fuerza axial y tangencial. En la tabla 2.8, se muestran los valores calculados

de la última iteración de la sección #24, bajo las condiciones de flujo mencionadas en la parte inicial del ejemplo de cálculo.

$$\begin{aligned}(dF_a)_{24} &= \frac{1}{2} \rho (W)_{24,7}^2 c_{24} (C_a)_{24,7} \\ &= \frac{1}{2} \times 1,225 \times 75,57^2 \times \frac{23,64}{1000} \times 0,2434 \\ &= 20,16 \text{ N/mm}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}(dF_t)_{24} &= \frac{1}{2} \rho (W)_{24,8}^2 c_{24} (C_t)_{24,8} \\ &= \frac{1}{2} \times 1,225 \times 75,57^2 \times \frac{23,64}{1000} \times 0,0611 \\ &= 5,06 \text{ N/mm}\end{aligned}$$

Tabla 2.8. Valores calculados de la última iteración para la sección #24

| Descripción | Símbolo | Valor | Unidad |
|--------------------------------------|--------------|----------|--------|
| Número de iteraciones | N | 7 | - |
| Factor de inducción axial | aa | 0.10542 | - |
| Factor de inducción tangencial | at | 0.00442 | - |
| Velocidad relativa axial | Wa | 13.82 | m/s |
| Velocidad relativa tangencial | Wt | 74.36 | m/s |
| Velocidad relativa | W | 75.63 | m/s |
| Ángulo de entrada de flujo | ϕ | 10.53 | ° |
| Ángulo de ataque | α | -0.52 | ° |
| Coefficiente de Sustentación | CL | 0.2505 | - |
| Coefficiente de Arrastre | CD | 0.0157 | - |
| Coefficiente de Fuerza axial | Ca | 0.2434 | - |
| Coefficiente de Fuerza tangencial | Ct | 0.0611 | - |
| Factor f para Factor de Prandtl | f | 1.9998 | - |
| Factor de Prandtl | F | 0.9136 | - |
| Nuevo Factor de inducción axial | aa | 0.10466 | - |
| Nuevo Factor de inducción tangencial | at | 0.00440 | - |
| Error relativo axial | ΔE_a | 7.65E-04 | - |
| Error relativo tangencial | ΔE_t | 1.29E-05 | - |
| Fuerza local axial | dFa | 20.16 | N/mm |
| Fuerza local tangencial | dFt | 5.06 | N/mm |

10. Finalmente, se repite el procedimiento desde el paso 1 al 9 para cada sección hasta completar las 30 secciones de la pala según la tabla 2.2. Los resultados finales para cada sección se muestran en el anexo 2.

2.6.2. Cálculo en software JBLADE

A continuación se muestra una descripción general que se procede para el cálculo en el software JBLADE. Ver anexo 3 para mayor detalle en el uso del software.

El primer paso es importar los perfiles de la pala. Luego, definir un análisis para los perfiles aerodinámicos, a partir del número de Reynolds y número de Mach. Luego se extrapola las curvas características del perfil para rango completo de 360 grados. Luego, se ingresan los datos geométricos de la pala (datos de la tabla 2.2). Finalmente, se configura una simulación de la hélice a partir de la formulación *BEMT* y se obtienen las curvas características de la hélice.

Finalmente, a manera de validar el ingreso de datos de entrada al software, se procede a comparar los resultados del software con los resultados obtenidos del cálculo manual (de la tabla 2.9). A continuación, se muestra la comparación de forma gráfica:

Comparación del Ángulo de entrada de flujo (ϕ)

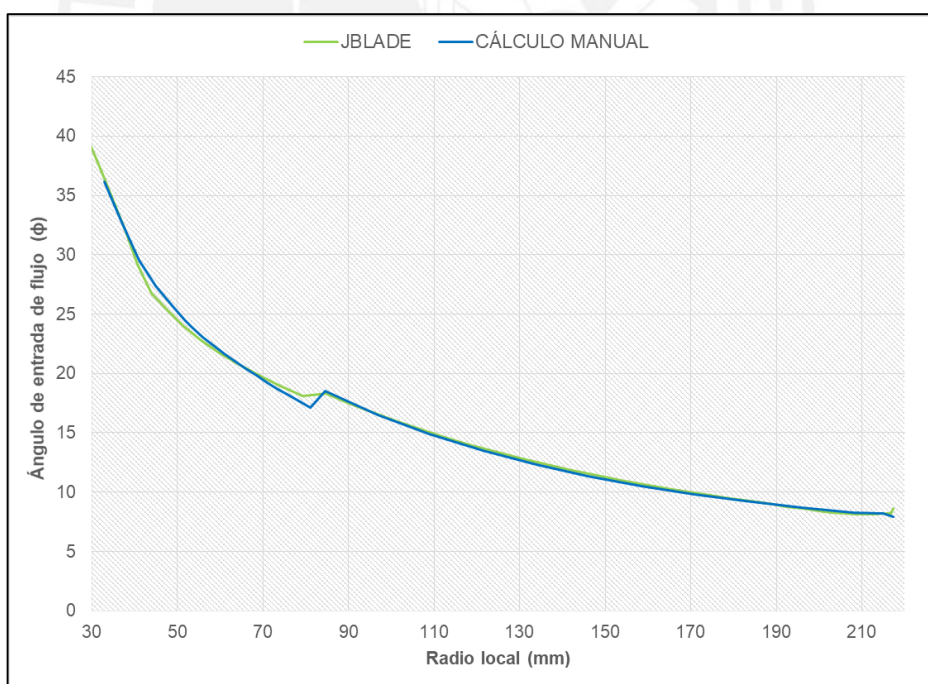


Figura 2.25 Comparación del ángulo de entrada de flujo (ϕ)

Comparación del Factor de Prandtl (F)

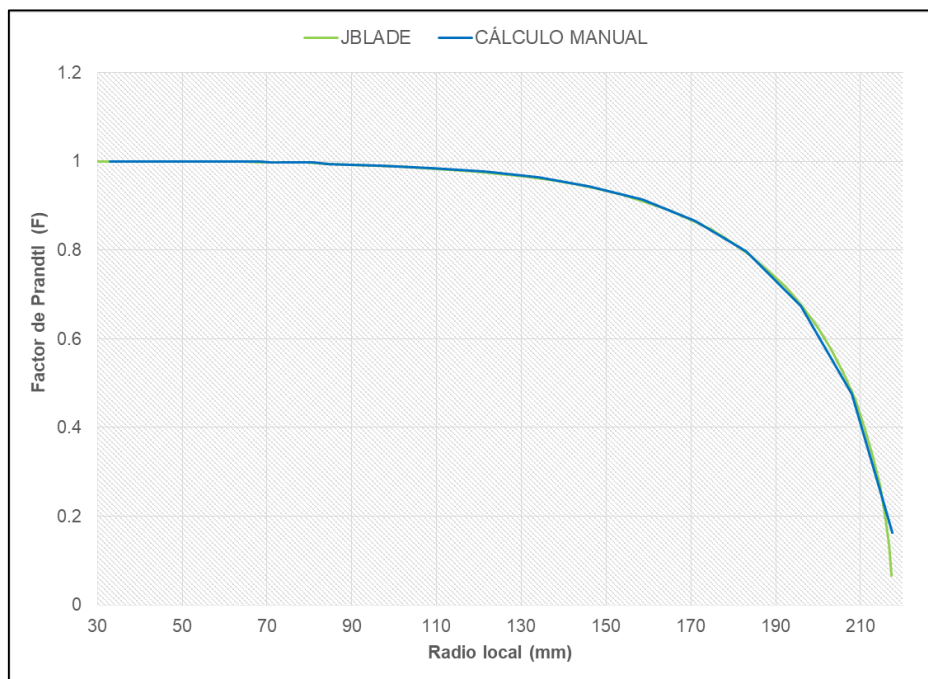


Figura 2.26 Comparación del Factor de Prandtl (F)

Comparación del Factor de inducción axial (a_a)

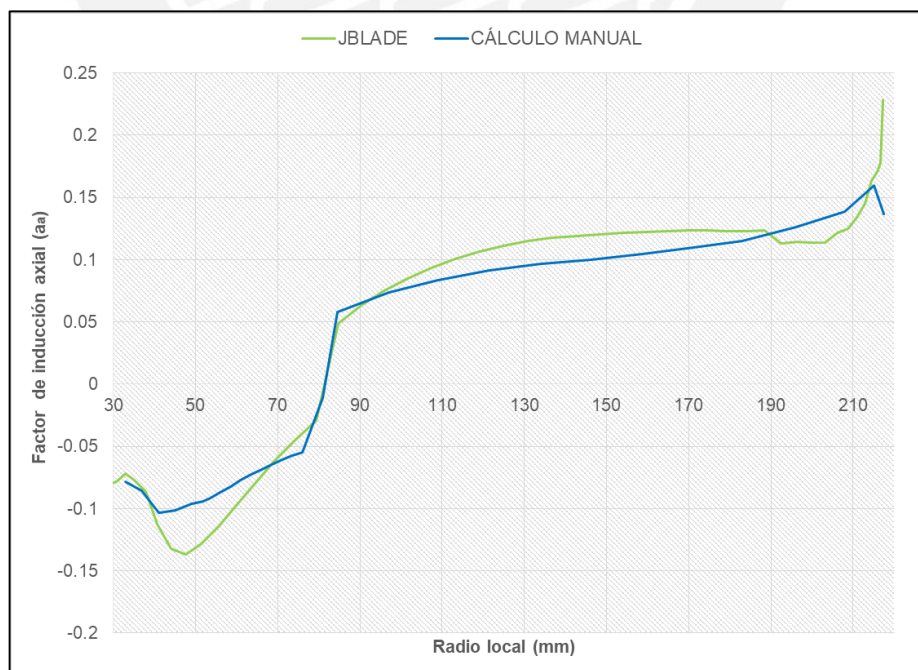


Figura 2.27 Comparación del factor de inducción axial (a_a)

Comparación de la Fuerza axial local (dFa)

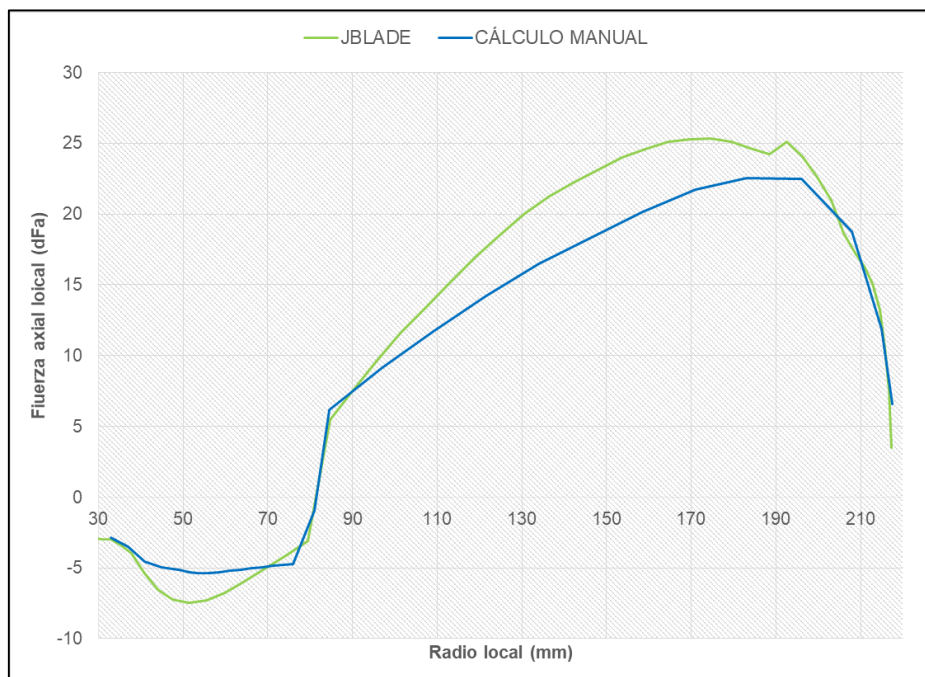


Figura 2.28 Comparación de la fuerza axial local (dFa)

Se observa en las gráficas de las figuras 2.25 hasta la 2.28 que existe, en general, una buena correlación entre los cálculos manuales y el cálculo en *software* JBLADE.

Por un lado, el ángulo de entrada de flujo (ϕ) y el Factor de Prandtl (F) presentan resultados similares entre el cálculo manual y el cálculo del *software*, tal como se muestra en las figuras 2.25 y 2.26.

Sin embargo, por otro lado, hay una diferencia sutil entre los cálculos para el factor de inducción axial (a_a), tal como se observa en la figura 2.27. Esta diferencia se extiende para la gráfica de la fuerza axial (dFa), tal como se ve en la figura 2.28. Este error se puede deber al momento de extraer los coeficientes de sustentación (C_L) y arrastre (C_D) a partir del ángulo de ataque (α), ya que, mientras en uno se realiza de manera manual, en el otro se extraen los parámetros directamente de las curvas características del módulo de perfiles dentro del *software*.

Finalmente, se valida el ingreso de datos en el *software* JBLADE, el cual se utilizará para obtener las curvas características de la hélice de estudio, y posteriormente, comparar los resultados de este cálculo analítico con los resultados de la simulación computacional que se presenta en el capítulo siguiente.

Referencias

[1] Moriarty & Hansen, 2005: página 2

[2] Morgado y otros, 2014: página 2

[3] Morgado y otros, 2014: página 2

[4] Carvalho, 2013: página 17

[5] XFOIL. URL: <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>

[6] Drela, 2005: página 1

[7] ENGAUGE. URL: <http://digitizer.sourceforge.net/>

[8] JBLADE. URL: <https://sites.google.com/site/joamorgado23/Home>



CAPÍTULO 3

ANÁLISIS AERODINÁMICO POR SIMULACIÓN COMPUTACIONAL

La Dinámica de Fluidos Computacional (*CFD* por sus siglas en inglés) es el método de estudio que se dedica a resolver ecuaciones diferenciales relacionadas con el comportamiento de fluidos de manera computacional. Estas ecuaciones son las de continuidad y Navier-Stokes.

El presente capítulo comprende la metodología empleada para el análisis aerodinámico por simulación numérica. En el presente trabajo, la simulación numérica se realiza en el paquete *CFD ANSYS Fluent*, el cual permite realizar un análisis basado en el método por volúmenes finitos.

3.1. Definición del problema

El objetivo general del presente trabajo es evaluar el beneficio aerodinámico que se obtiene a partir de la modificación del ángulo de paso de la hélice; para analizar este efecto, se calcula la fuerza de empuje (T) para diferentes casos de análisis.

Para el presente trabajo, se emplea el método *MRF (Moving Reference Frame)*, el cual se incluye dentro del paquete *CFD* del *software ANSYS Fluent*. El método *MRF* resuelve los campos de flujos que involucran superficies rotatorias bajo un enfoque estacionario. Este método proporciona una solución físicamente correcta, simple y con menor uso de recurso computacional [1].

3.2. Metodología de simulación

En la figura 3.1, se presenta un diagrama de flujo que muestra la metodología de simulación seguida para el presente trabajo. Primero, se inicia con la preparación del modelo geométrico: modelado 3D de la hélice en *software CAD* y construcción de los dominios de estudio. Posterior a la construcción de los dominios, se procede a realizar el mallado de todo el sistema, el cual consiste en dividir los dominios en pequeños volúmenes finitos. Después, se configura el modelo de simulación, el cual consiste, principalmente, en definir materiales y condiciones de borde. Luego, se procede a ejecutar la solución; en esta etapa, el *software* aplica el procedimiento numérico para resolver el modelo de simulación (el procedimiento general se explica en el punto 1.7.3). Luego de este punto, se verifica que el modelo de simulación entregue resultados físicamente coherentes; si el resultado tiene sentido físico se procede con el siguiente paso: estudio de independencia de malla. Si el resultado no tiene sentido físico, se retorna a la configuración del modelo de simulación. Si el estudio de independencia de malla indica que el error relativo es mayor o igual al 1%, se refina la malla y se repite el estudio de independencia de malla. Si el error relativo es menor al 1%, se seleccionan los parámetros de malla escogidos, se realiza la simulación de cada caso de análisis y se procede al post-procesamiento, finalizando el proceso.

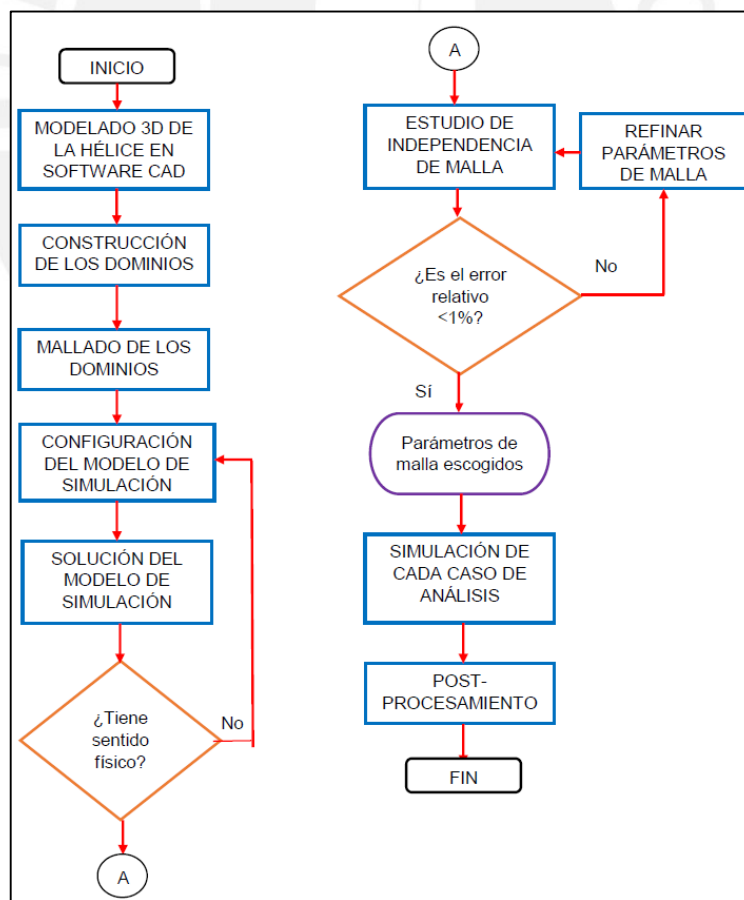


Figura 3.1. Metodología para la simulación CFD

Es importante recordar que el proceso de simulación es iterativo. No se puede asumir como resultados finales a los obtenidos después de la primera iteración. Una buena práctica es realizar un estudio de independencia de malla, el cual consiste en obtener resultados independientes del nivel de refinamiento de malla. Si el resultado de una malla más fina no varía críticamente (error relativo menor al 1%) con respecto al resultado de una anterior malla menos fina, entonces no conviene seguir refinando la malla, por lo que se asume aceptable los resultados últimos obtenidos.

Luego del estudio de independencia de malla, se procede a realizar el análisis de los varios casos de análisis, los cuales se especifican en el punto 3.8. Finalmente, se realiza un proceso de post procesamiento para estudiar los resultados finales.

3.3. Modelado 3D de la hélice en *software* CAD

Se procede a realizar el modelado 3D de la hélice estudio 17x5, la cual se muestra en la figura 3.2. El procedimiento consiste en, primero, digitalizar los perfiles identificados de la hélice (tal como se explica en el punto 2.4.1) y, luego, con la ayuda de un *software* CAD generar la hélice completa, la cual se muestra en la figura 3.3.



Figura 3.2 Hélice 17x5 en físico (fotografía propia)

El proceso de modelado se realizó en el *software* Autodesk Inventor. En líneas generales, la estrategia de modelado consiste en posicionar cada sección de pala según su radio local (según tabla 2.2) para luego realizar un proceso de barrido a lo largo de la pala y obtener el modelo geométrico final; para mayor detalle del proceso de modelado se describe en el anexo 4.

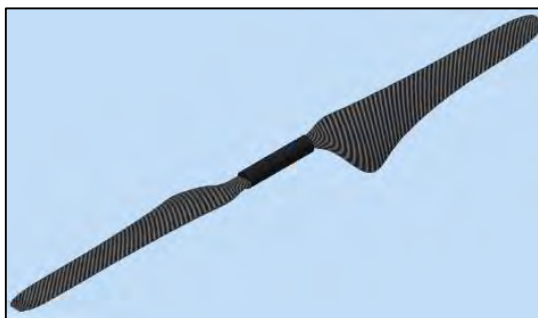


Figura 3.3 Modelo 3D de la hélice generado en *software* Autodesk Inventor

3.4. Construcción de los dominios

Una vez obtenido el modelo 3D de la hélice se procede a la construcción de los dominios. Para ello, se emplea el módulo ANSYS DesignModeler.

Según el método *MRF*, la construcción del dominio total se divide en dos: estático y rotatorio (ambos de forma cilíndrica), tal como se muestra en la figura 3.4. Por un lado, el dominio exterior es estático; por otro lado, el dominio interior es rotatorio, el cual es asignado una velocidad angular.

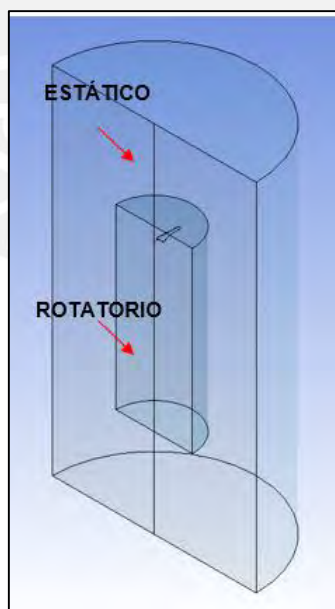


Figura 3.4 Dominios estático y rotatorio (vista isométrica 180°)

Una simplificación, que se aplica al dominio total, es la condición de periodicidad cíclica de 180°, tal como se observa en la figura 3.4, ya que la hélice de estudio presenta solo

dos palas. Esto ayuda a reducir el número de elementos a la mitad, por lo que se logra minimizar el tiempo de procesamiento.

La extensión de los dominios es una adaptación del trabajo de Turner. Turner realizó una simulación computacional *CFD* para el diseño y optimización de hélices de micro vehículos aéreos [2]. En la figura 3.5, se observa que Turner dimensiona para el dominio rotatorio un diámetro igual a 1,5 veces el diámetro de la hélice (D) y un largo igual a $3,5D$; y para el dominio estático, recomienda un diámetro y largo igual al doble de las dimensiones del dominio rotatorio. Sin embargo, se configura el diámetro del dominio estático igual a $2D$ (no $4D$) pues se ve innecesario obtener un dominio tan grande que resulte posteriormente impráctico mallar.

Las otras dimensiones son asumidas para efectos del presente trabajo. Por un lado, los límites del dominio exterior que representan las condiciones de borde son colocados a $2D$ para la entrada (*inlet*) y $5D$ para la salida (*outlet*), respecto a la hélice, tal como se muestra en la figura 3.5, pues estas zonas deben estar lo suficientemente alejadas del dominio rotatorio con el objetivo de no interferir en los resultados. De igual manera, se coloca la hélice a una distancia prudente de $0,25D$ respecto a la entrada del dominio rotatorio. Para revisar las dimensiones exactas del dominio revisar el anexo 5.

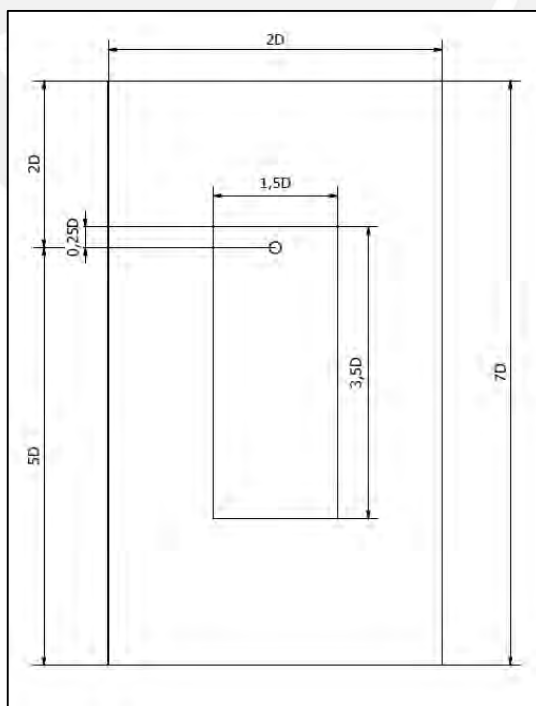


Figura 3.5 Esquema de las extensiones del dominio para las condiciones de borde

3.5. Mallado

El mallado es el proceso por el cual los dominios son divididos en una cantidad de pequeños volúmenes finitos (o elementos). Para ello, se emplea el módulo ANSYS Mesh.

En principio existen dos estrategias de mallado: mallado estructurado y no estructurado. La diferencia se encuentra en el tipo de elemento. Las mallas estructuradas están constituidas por elementos hexaédricos, mientras que las mallas no estructuradas, por elementos tetraédricos.

Cada una posee sus ventajas. La malla estructurada utiliza menor cantidad de recursos computacionales; sin embargo, su uso se dificulta para geometrías complejas. Por su lado, la malla no estructurada tiene la ventaja de adaptarse a geometrías complejas; sin embargo, una desventaja es el aumento de la cantidad de elementos, lo cual resulta en un aumento de recurso computacional. Para el presente trabajo, se emplea la malla no estructurada, debido a la complejidad geométrica de la hélice de estudio.

Debido a la necesidad de realizar varios puntos de análisis se utilizará una primera malla para obtener rápidos resultados; esta malla es la que se muestra en la figura 3.6. Esta malla se utiliza para confirmar que nuestro modelo de simulación resulta en una respuesta físicamente coherente. Esta primera malla considera las siguientes configuraciones de mallado:

- En la construcción de ambos dominios fluidos no es necesario considerar la hélice como objeto sólido, debido a que, para cuestiones aerodinámicas, solo es importante el análisis en la interacción entre superficies. Por tanto, el mallado solo se realiza para los dominios fluidos.

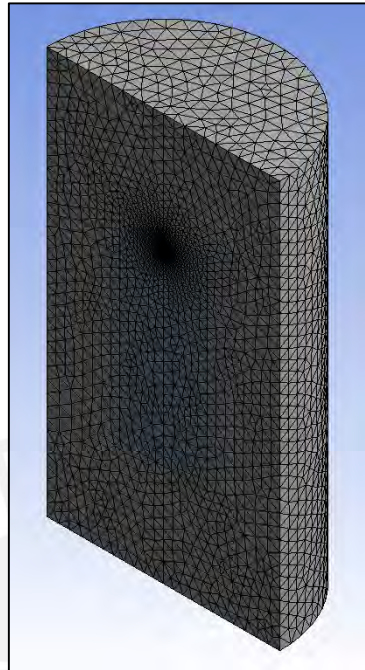


Figura 3.6 Mallado del dominio rotatorio y estático (vista isométrica 180°)

- Los nodos entre ambos dominios deben coincidir, tal como se muestra en la figura 3.7. El método *MRF* exige que exista coincidencia exacta entre los nodos contiguos del dominio estático y rotatorio, debido a que debe existir una óptima transferencia de las condiciones de flujo.

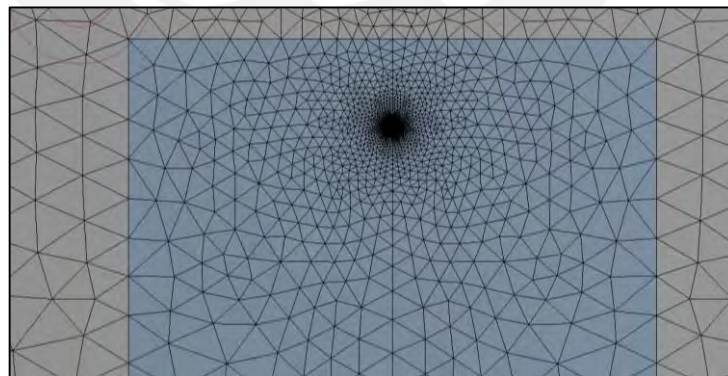


Figura 3.7 Coincidencia de nodos y periodicidad del dominio

- Es importante especificar la condición de periodicidad entre los elementos de las superficies que se encuentran a 180°, tal como se muestra en la figura 3.7, los elementos de una superficie se reflejan en la otra superficie a 180°.

Adicionalmente, es importante definir el tratamiento de malla en las superficies de la hélice con el objetivo de captar la capa límite. La capa límite es la zona del flujo inmediata a la superficie aerodinámica donde los efectos viscosos no son despreciados. Por ende, su correcta predicción influye directamente en las fuerzas aerodinámicas resultantes.

Para asegurar que el modelo de simulación capte efectivamente la capa límite, se utiliza como indicador el valor del y^+ (también llamado *yplus*). Se define al valor de y^+ como un parámetro adimensional del espesor de la capa límite, el cual se define en de la teoría de la capa límite según la “Ley de la pared” [6]. El valor del y^+ se refleja en la altura de la primera capa (y), según se muestra en la ecuación 3.1 [7].

$$y = \frac{y^+ \mu}{\rho u_*} \quad (3.1)$$

Donde “ μ ” es la viscosidad dinámica y “ u_* ” es la velocidad de fricción en la superficie de la hélice. Para mayor detalle del cálculo de la altura de primera capa (y) revisar el anexo 7. Según el modelo de turbulencia y la exactitud requerida del problema, se exige que el valor de y^+ sea menor a 1 [8] para una buena captación de la capa límite y correcta solución de las fuerzas aerodinámicas. Para captar la capa límite, en la configuración de malla se emplea el método llamado *Inflation*, el cual consiste en capas de elementos prismáticos que envuelven la superficie aerodinámica de la hélice, como se puede apreciar en la figura 3.8

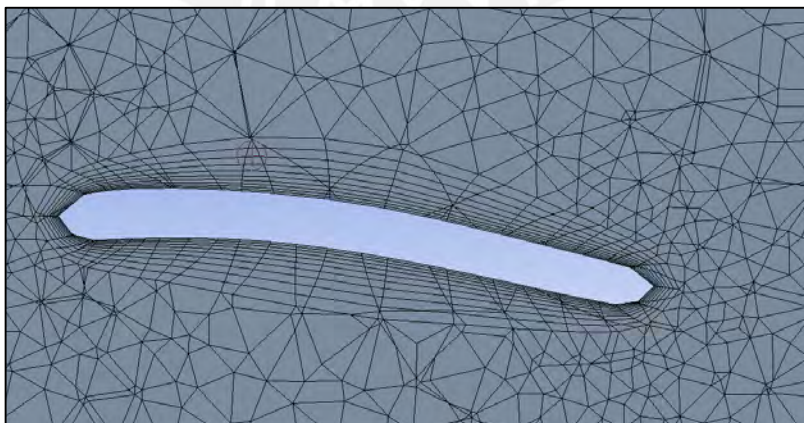


Figura 3.8 Detalle de las capas de elementos prismático

En función a las consideraciones mencionadas de mallado se define una malla para un primer análisis. Este primer análisis se realiza para verificación del sentido físico del modelo simulado; en otras palabras, para verificar que los resultados son físicamente coherentes. Finalmente, los resultados estadísticos de la malla se muestran en la tabla 3.1.

Tabla 3.1. Características de la malla

| Descripción | Malla |
|--------------------------------------|---------|
| # Nodos | 122 669 |
| # Elementos (o Celdas) | 483 618 |
| <i>Skewness (Promedio)</i> | 0,28166 |
| <i>Orthogonal Quality (Promedio)</i> | 0,81396 |
| <i>Max. Aspect Ratio</i> | 181,75 |

3.6. Configuración del modelo de simulación

En esta etapa se definen los parámetros de simulación: el enfoque de simulación, el modelo de turbulencia, el material, las condiciones de los elementos y las condiciones de borde. Para ello, se utiliza el módulo ANSYS Fluent, para realizar la configuración y posterior solución del modelo de simulación.

En el presente modelo de simulación se realiza bajo un enfoque estacionario, incompresible utilizando el modelo de turbulencia k-w SST. Así también, se aplica condiciones de borde de velocidad en la entrada y de presión estática a la salida; además, se aplica condiciones de pared de no deslizamiento en las superficies de la hélice. La configuración del modelo es ajustado y validado para una velocidad angular de 4500 RPM, dentro de un rango de velocidades de 2,5 a 10 m/s. A continuación se procede a detallar cada paso de la configuración de la simulación.

3.6.1. Enfoque estacionario

En el presente modelo simulado se requiere predecir las fuerzas aerodinámicas bajo ciertos parámetros de la hélice: RPM, velocidad de libre flujo a la entrada y ángulo de paso. Estos parámetros son impuestos al modelo como condiciones constantes; en otras palabras, no varían a medida que las iteraciones avanzan. Por tanto, se puede afirmar que la simulación se ejecuta a partir de parámetros independientes del tiempo,

es decir, bajo un enfoque estacionario. En consecuencia, se orienta el proceso de simulación en función al método *MRF*, como se menciona en el punto 3.1, método el cual resuelve los campos de flujos que involucran superficies rotatorias bajo un enfoque estacionario.

El problema, al tratarse de una superficie giratoria, se debería simular desde una perspectiva transitoria; sin embargo, al emplear el método *MRF*, la simplificación es adecuada, debido a que, un campo de flujo transitorio visto desde un marco de referencia estático se convierte en un campo de flujo estacionario visto desde un marco de referencia móvil [9].

3.6.2. Modelo de turbulencia

El campo de flujo es de naturaleza turbulenta: las vórtices originados por el movimiento rotatorio, los efectos de separación de la capa límite, como los vórtices formados en la punta de la hélice, son claros fenómenos que afirman un flujo turbulento [10]. Entre los distintos modelos de turbulencia destacan los modelos de dos ecuaciones, tales como el modelo *Realizable $k-\varepsilon$* y *Shear Stress Transport SST $k-\omega$* , los cuales se utilizan en la mayoría de casos, ya que destacan por su versatilidad, rapidez sin dejar de lado exactitud. En el anexo 6 se explica a mayor detalle la formulación de estos modelos de turbulencia.

Para el presente trabajo de tesis, se decide por el modelo de turbulencia *SST $k-\omega$* por la ventaja que posee al resolver con precisión detalles como la separación de flujo, lo cual es crítico para obtener resultados precisos de las fuerzas aerodinámicas. En otros trabajos similares, se presenta la tendencia de seleccionar los modelos de turbulencia de dos ecuaciones. Por ejemplo, en el trabajo hecho por Morgado [11], en el diseño de una hélice para vuelos de gran altura, escoge el modelo *SST $k-\omega$* para obtener un ahorro computacional para simular la turbulencia. Otro ejemplo, es en el trabajo de Turner [12], en el diseño y optimización de una hélice de un Micro Vehículo Aéreo, en el cual selecciona el modelo *Realizable $k-\varepsilon$ EWT (Enhanced Wall Treatment)* que es un modelo igualmente aplicable para los casos en que se utiliza el modelo *SST $k-\omega$* .

Tratamiento de la capa límite

Se define el enfoque para resolver la capa límite, en el cual se tiene dos opciones: usar funciones de pared (*Wall Functions*) o resolver la subcapa viscosa (*Viscous Sublayer*). La primera, si el enfoque se centra en la importancia del mezclado del dominio, se decide por usar funciones de pared. Por el contrario, si el enfoque general del problema se centra en obtener resultados exactos de fuerzas y performance, se decide resolver la subcapa viscosa [13].

Asimismo, se debe obtener una resolución adecuada de la malla en las inmediaciones de la superficie según sea el enfoque del tratamiento de la capa límite. Según se muestra en la figura 3.9, el enfoque de resolver la subcapa viscosa (figura 3.9 b) exige mayor tratamiento que el enfoque de funciones de pared (figura 3.9 a).

Para el presente trabajo, se realiza el enfoque en la subcapa viscosa, ya que permite obtener resultados más precisos.

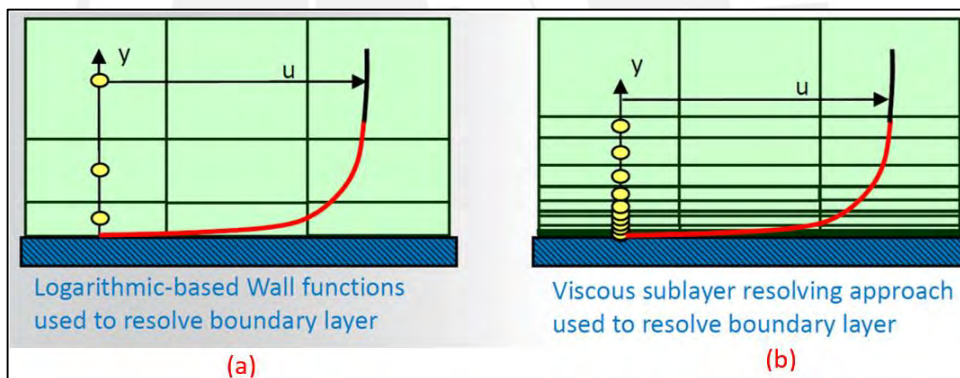


Figura 3.9 Nivel de resolución de las capas según enfoque de tratamiento de capa límite: (a) funciones de pared; (b) subcapa viscosa (ANSYS 2015, L7, p.15)

3.6.3. Material

El material es el medio fluido, en este caso aire, en condiciones estándar. Asimismo, se demuestra en el punto 2.5 que la distribución del número de Mach no sobrepasa el valor de 0,3; esto quiere decir que se considera el medio fluido en régimen incompresible; es decir, sin variación significativa de la densidad.

3.6.4. Condiciones de elementos

Una condición de elemento son las propiedades asignadas a un elemento (o volumen finito) o grupo de elementos de un dominio fluido. Para el grupo de elementos del dominio rotatorio, se asigna la condición de marco de referencia móvil de movimiento rotatorio en su eje de rotación de velocidad de giro de 4500 RPM; sin embargo, se inicia con una velocidad de 100 RPM, el cual se incrementa gradualmente hasta la velocidad final de 4500 RPM, como estrategia para facilitar la convergencia de la solución [14].

3.6.5. Condiciones de borde

Las condiciones de borde o de frontera definen un problema para que la simulación *CFD* resulte en una única solución [15]. Definir una condición de borde involucra identificar donde se sitúa la condición, el tipo de condición e ingresar los *inputs* necesarios. La decisión depende de la geometría, cantidad de información sobre la condición y finalmente el grado de exactitud que se requiere para la solución final [16]. Las condiciones de borde del presente trabajo son las siguientes:

- Se aplica la condición de velocidad a la entrada del flujo y de presión estática a la salida del flujo, tal como se muestra en la figura 3.10 a. Por un lado, la velocidad a la entrada es la velocidad de entrada de libre flujo (V) que simula la velocidad de ascenso de la hélice. Esta velocidad se define en el rango entre 2,5 a 10 m/s. Por otro lado, la presión estática a la salida es la presión atmosférica.
- Se aplica la condición de pared a las paredes laterales del cilindro del dominio estático, como se observa en la figura 3.10 a.
- Se asigna la condición de borde interior en la interface entre ambos dominios, tal como se observa en la figura 3.10 b. Esta condición permite una libre transferencia de flujo entre ambos dominios.
- Se asigna condición de borde de pared para las superficies de la hélice, como se aprecia en la figura 3.10 a. La condición de pared de la hélice se considera estacionaria relativa al marco de referencia móvil del dominio rotatorio.
- Se asigna la condición de borde de periodicidad cíclica a las superficies que se encuentran a separadas a 180° , tal como se aprecia en la figura 3.11. De esta manera, el modelo de simulación interpreta la hélice completa a pesar de analizar solo la mitad del dominio.

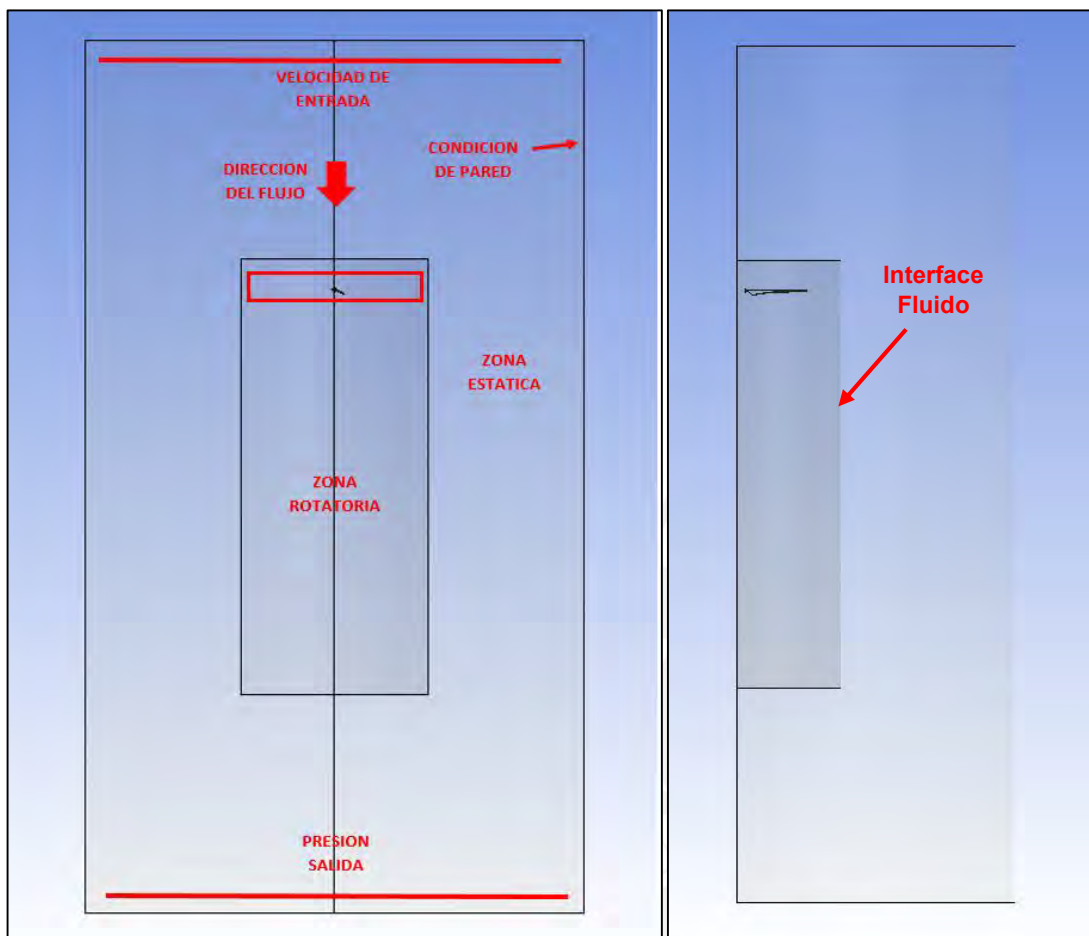


Figura 3.10 Condiciones de borde: (a) Vista Frontal; (b) Vista Lateral

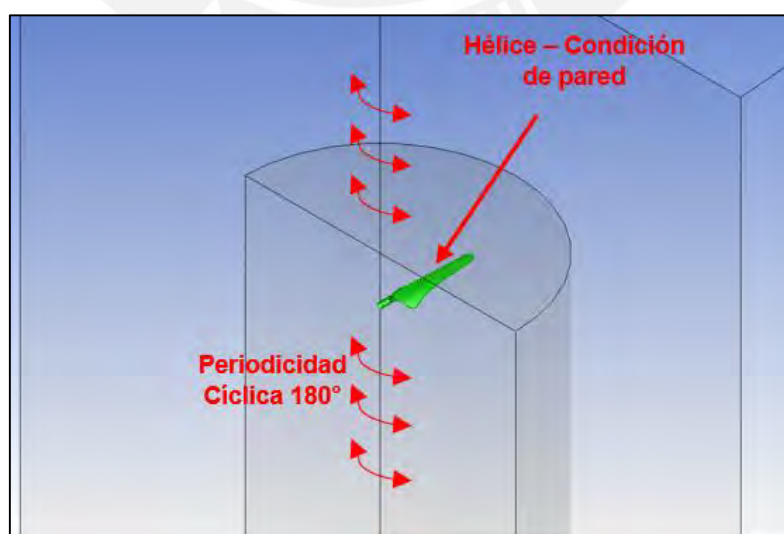


Figura 3.11. Condiciones de borde: Vista de detalle

3.7. Solución de la simulación

Durante la marcha de la simulación, se espera la convergencia de todas las ecuaciones de conservación (continuidad, cantidad de movimiento y turbulencia) a medida que las iteraciones avanzan. La convergencia se monitorea a través de la visualización de los residuales. Los residuales de cada ecuación representan el error numérico de cada solución. Los residuales idealmente deberían ser cero, sin embargo, es casi imposible obtener un valor nulo de error; por ende, se espera que los valores residuales alcancen valores mínimos que aseguren una correcta solución numérica. En este caso, valores por debajo de 10^{-4} son adecuados para considerar una convergencia. En la figura 3.12, se observa el patrón escalado que representa el proceso de incremento gradual de las RPM. En cada incremento gradual solo las ecuaciones de cantidad de movimiento cumplen la condición de convergencia (por debajo de 10^{-4}); sin embargo, se procede con la simulación considerando una convergencia cuando se cumple una cierta cantidad de iteraciones (en este caso 100 iteraciones por cada paso gradual).

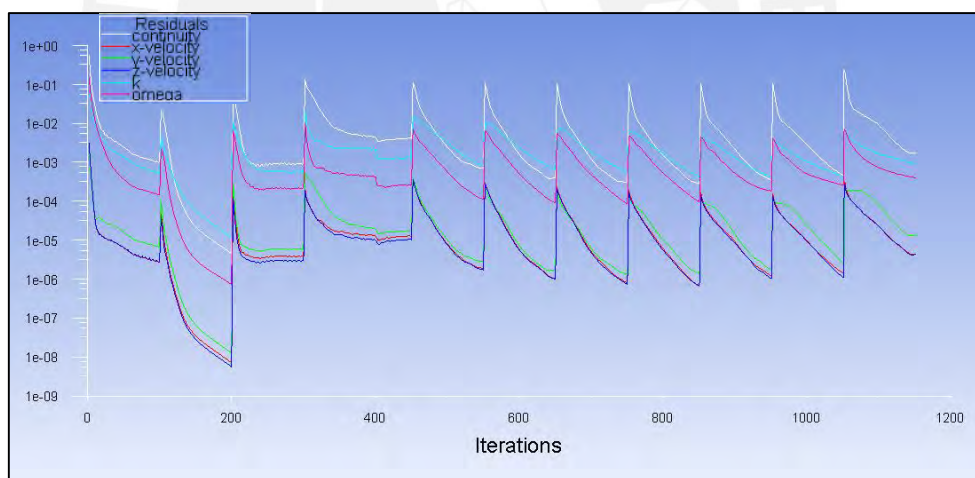


Figura 3.12. Monitoreo de los Residuales.

Durante la marcha de la simulación, también se monitorean los siguientes parámetros: coeficiente de fuerza axial, coeficiente de momento y el balance general del flujo de masa. Para los dos primeros, la convergencia de los coeficientes de fuerza (Cl) y momento (Cd), se espera que lleguen a valores constantes, tal como se observa en la figura 3.13. Por otro lado, se espera que el flujo de masa, llegue a un valor mínimo por debajo del 1% dentro del dominio analizado, cercano a cero [17], tal como se aprecia en la figura 3.14

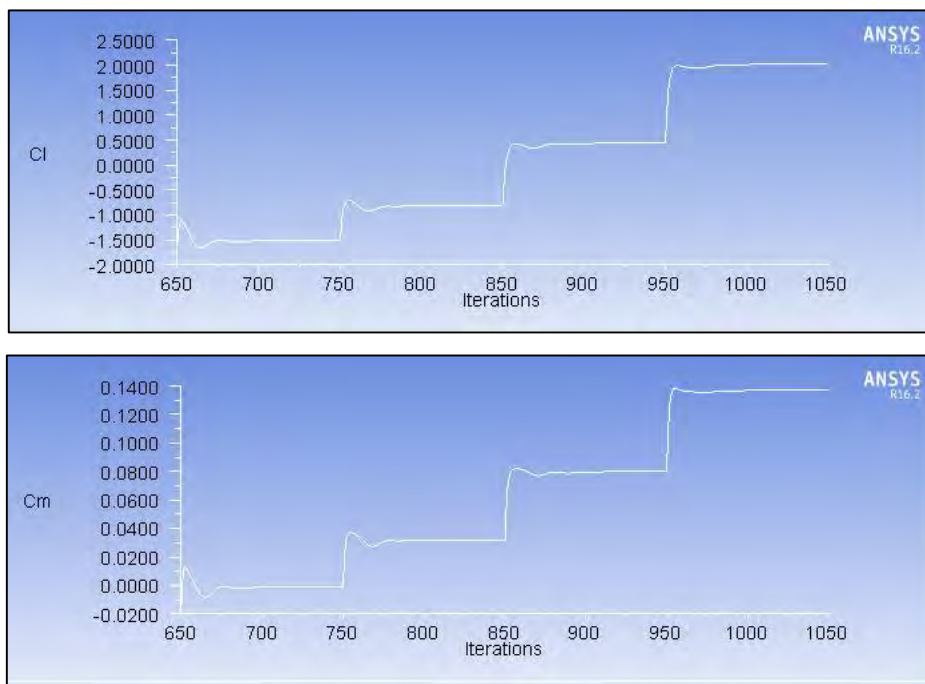


Figura 3.13. Convergencia gradual de los Coeficientes de Fuerza y Momento

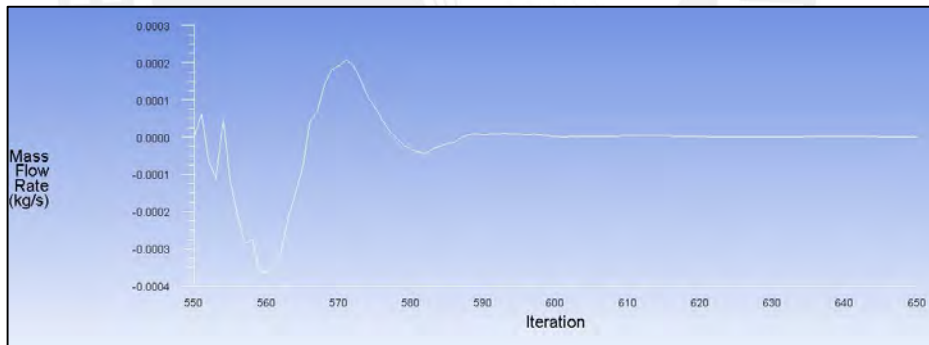


Figura 3.14. Convergencia de Flujo de Masa

Una vez finalizado la simulación se procede a obtener el resultado final de la fuerza de empuje (T). Dicho resultado es extraído y colocado en una hoja de cálculo. Finalmente se procede a realizar el mismo procedimiento simulado para un rango de velocidades de libre flujo y completar la gráfica de fuerza de empuje vs la velocidad de libre flujo. Es importante mencionar que esta fuerza de empuje se debe multiplicar por dos, ya que el resultado mostrado solo representa la mitad del flujo completo, debido a la simplificación realizada por periodicidad.

3.8. Estudio de independencia de malla

Todo método de fraccionamiento o “discretización” conlleva un error en la solución final, y el método de volúmenes finitos no es la excepción. Por consiguiente, se realiza un estudio de independencia de malla para asegurar que la solución final dependa mínimamente de la malla.

En el presente trabajo se refina el tamaño de los elementos en la superficie de la hélice; y se modifica la altura y número de capas de los elementos prismáticos inmediatos a la hélice. El método seguido en el presente trabajo consiste en dos pasos. Primero, se refina el tamaño de los elementos cercanos a la superficie de la hélice. Segundo, se procede a modificar la altura y número de capas de los elementos inmediatas a la hélice, verificando el valor del y^+ .

Los resultados del estudio de independencia de malla se muestran en el punto 4.2.1 del capítulo 4. A continuación, se describe los parámetros de malla que se analizan para el estudio de malla.

Tamaño del elemento de la superficie de la hélice

Primero, se configura el tamaño del elemento en la superficie de la hélice. El tamaño de las celdas se reduce a 0,5 mm. La cantidad de celdas aumenta considerablemente a $2,6 \times 10^6$, el cual resulta en la malla que se observa en la figura 3.15.

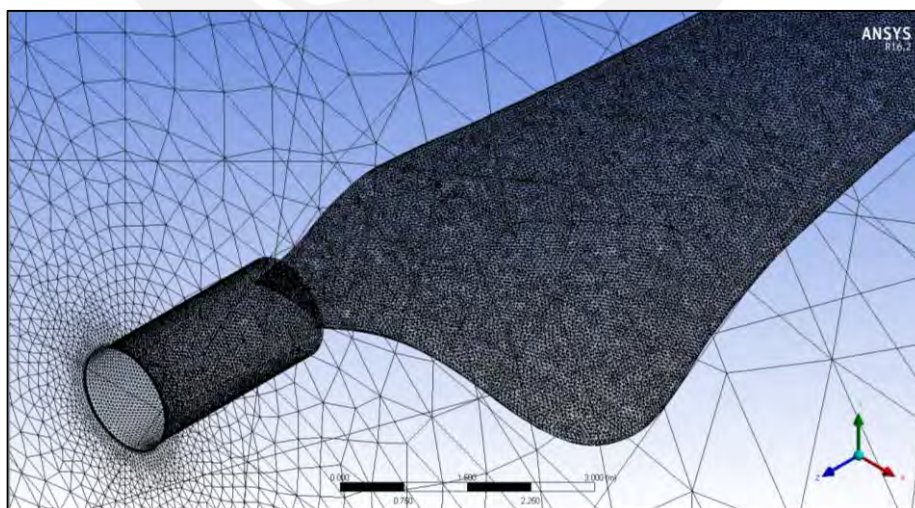


Figura 3.15 Control del tamaño de elemento superficial en la hélice

Se refina la malla hasta obtener un error aproximado o menor que 1 %. Es decir, una vez obtenido una diferencia menor de 1 % para la nueva malla con respecto a la malla anterior, se puede asegurar que la malla anterior es lo suficientemente fina y no necesita refinarse más ya que los resultados no varían en más de 1 %.

Altura y número de capas prismáticas en la superficie de la hélice

Una vez obtenido una malla fina en el proceso anterior, se procede a modificar la altura de la primera capa y el número de capas de los elementos prismáticos en las superficies de la hélice.

Por un lado, la altura de la primera se calcula a partir de la formulación definida por la “Ley de la pared”. Tal como se menciona en el punto 3.5, la altura de la primera capa se relaciona con el valor del y^+ . Según el modelo de turbulencia y el enfoque del tratamiento de la capa límite, se exige que el valor de y^+ sea menor que 1 para una buena captación de la capa límite y correcta solución de las fuerzas aerodinámicas. Para el cálculo de la altura de la primera capa se procede con la formulación descrita en el anexo 7. La altura resulta en $3,3 \times 10^{-3}$ mm. Por otro lado, el número de capas, se recomienda usar un valor entre 10 a 15 capas [18]. El resultado de malla es el que se muestra en la figura 3.16.

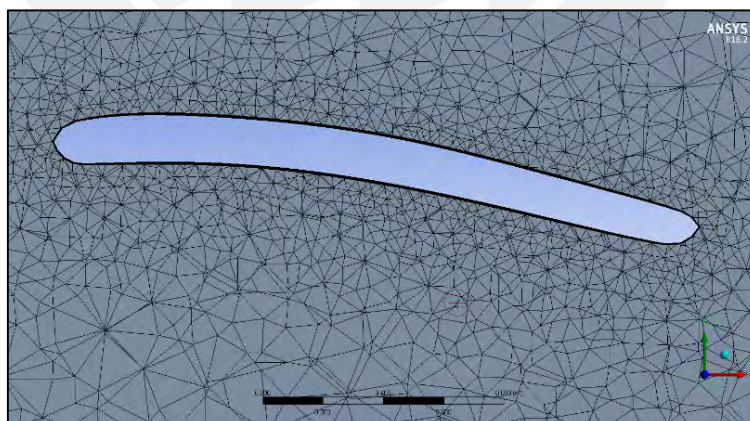


Figura 3.16 Capas prismáticas para captar la capa límite

Luego de la convergencia, se verifica que el valor de y^+ se encuentre por debajo de 1. En la figura 3.17, se muestra una gráfica de contorno del valor de y^+ a lo largo de la superficie. Se observa que los valores de y^+ resultan dentro del rango adecuado.

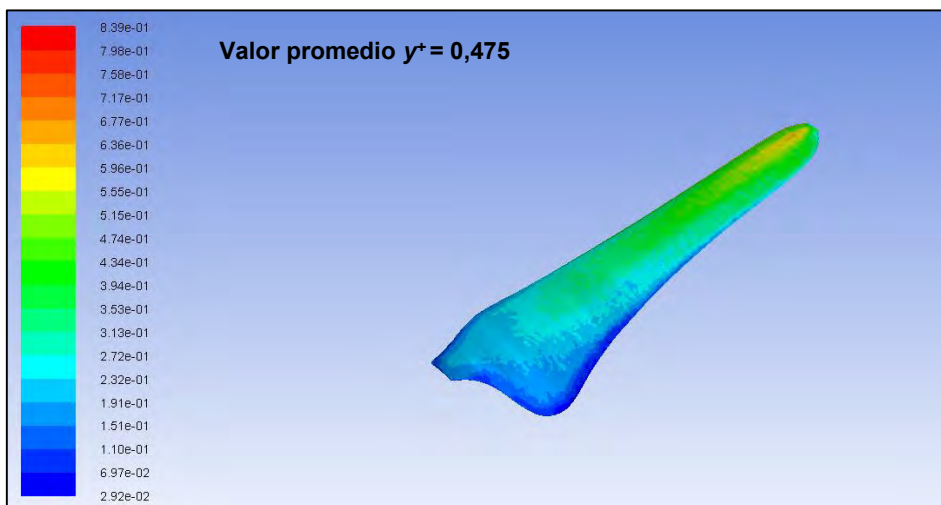


Figura 3.17 Gráfica de contorno y^+ de la malla refinada

3.9. Post-procesamiento

Dentro del proceso de simulación se obtiene dos tipos de data como resultado para el análisis aerodinámico: los resultados cuantitativos de los aspectos globales, por ejemplo, la fuerza de empuje; y los resultados cualitativos tales como los gráficos de contornos de presiones y líneas de flujo. En la figura 3.18, se muestra la gráfica de fuerza de empuje vs velocidad de libre flujo para la solución de la primera simulación.

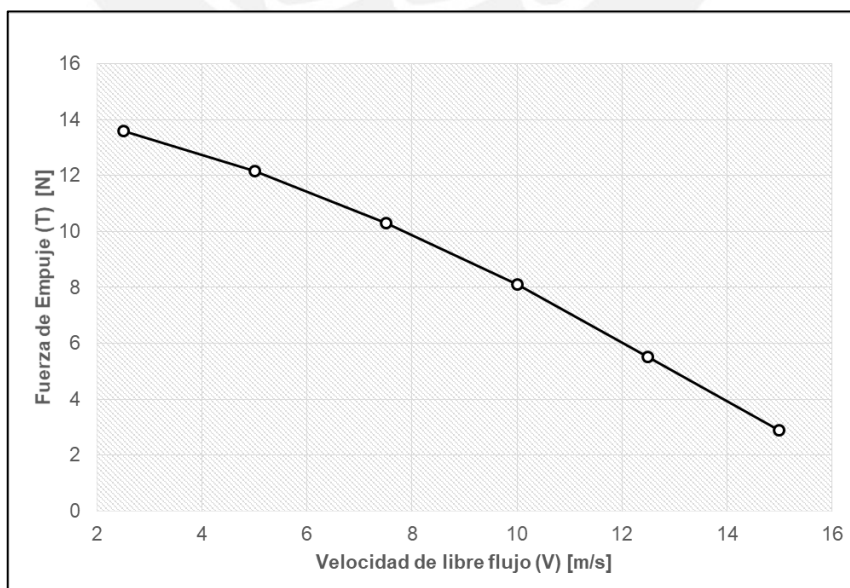


Figura 3.18 Fuerza de Empuje (T) vs Velocidad de libre flujo (V)

Por otro lado, también se puede representar los resultados a un mayor enfoque en el flujo en vez de características globales. En la figura 3.19, se observa una gráfica de contorno del mapa de presiones.

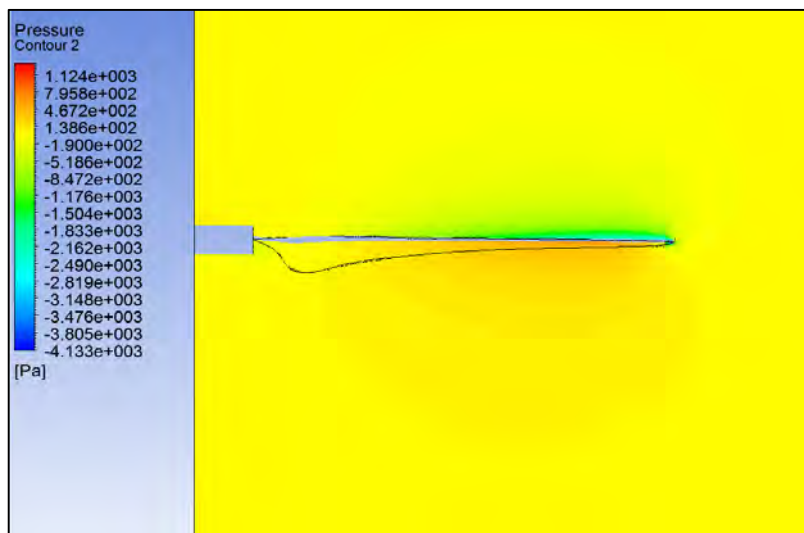


Figura 3.19 Gráfico de contorno de la distribución de presiones

3.10. Casos de análisis

Una vez validado el modelo simulado y la independencia de malla, se procede al análisis de varios casos. Los casos de análisis se dividen por ángulo de paso. La elección de estos parámetros es debido a que se requiere verificar el efecto del cambio en las fuerzas aerodinámicas para distintas prestaciones de vuelo. Los resultados son representados como variable global de fuerza de empuje. Este parámetro se presenta, principalmente, tal como se suele caracterizar luego de una experimentación real en túnel de viento: fuerza de empuje vs velocidad libre de viento. Cada caso de análisis, se analiza dentro de un rango de velocidades de entre 2,5 a 10 m/s, las cuales corresponden a velocidades de ascenso de la aeronave. Recordar que se mantiene fijo la velocidad de rotación elegida igual a 4500 RPM. En la tabla 3.2, se muestran los casos de análisis.

Tabla 3.2. Casos de análisis

| Casos de análisis | Ángulo de paso (θ) [°] | Velocidad de rotación (Ω) [RPM] | Rango de velocidades de libre flujo o velocidad de ascenso (V) [m/s] | | | |
|-------------------|---------------------------------|--|--|---|-----|----|
| Caso 1 | 0 | 4500 | 2,5 | 5 | 7,5 | 10 |
| Caso 2 | 2 | 4500 | 2,5 | 5 | 7,5 | 10 |
| Caso 3 | 4 | 4500 | 2,5 | 5 | 7,5 | 10 |
| Caso 4 | 6 | 4500 | 2,5 | 5 | 7,5 | 10 |
| Caso 5 | 8 | 4500 | 2,5 | 5 | 7,5 | 10 |

Referencias

- [1] Smith, 2013
- [2] Turner, 2010: página 14
- [3] ANSYS® v16.0, 2015: WS 7a: Mixing Tank: diapositiva 37
- [4] ANSYS® v16.0, 2015: Best Practice Guidelines: diapositiva 8
- [5] Morgado y otros, 2015: página 4
- [6] CFD Online, 2016
- [7] ANSYS® v16.0, 2015: Lecture 7: Turbulence Modeling: diapositiva 15
- [8] ANSYS® v16.0, 2015: Turbulence Modeling: diapositiva 14
- [9] ANSYS® v16.0, 2015: AP: Moving Zones and Dynamic Mesh: diapositiva 5
- [10] ANSYS® v16.0, 2015: AP: Moving Zones and Dynamic Mesh: diapositiva 5
- [11] Turner, 2010: página 16
- [12] ANSYS® v16.0, 2015: Turbulence Modeling: diapositiva 13
- [13] Morgado y otros, 2015: página 6
- [14] Morgado y otros, 2015: página 7
- [15] Cengel & Cimbala, 2012: página 863
- [16] ANSYS® v16.0, 2015: L3: Cell Zone and Boundary Conditions: diapositiva 10
- [17] ANSYS® v16.0, 2015: Lecture 5: Solver Settings: diapositiva 17
- [18] ANSYS® v16.0, 2015: Best Practice Guidelines: diapositiva 15

CAPÍTULO 4

EVALUACIÓN Y COMPARACIÓN DE RESULTADOS

La evaluación y comparación de resultados de ambos métodos se presenta a continuación. En primer lugar, se realiza un análisis de los resultados obtenidos mediante el cálculo analítico, en este caso: mediante la formulación *BEMT*. Estos resultados sirven de punto de partida para el posterior análisis mediante simulación numérica. Los resultados cuantitativos de la simulación numérica se comparan con los resultados analíticos. Finalmente, se presentan los resultados de fuerza de empuje para determinar el efecto de la modificación del ángulo de paso.

4.1. Resultados del cálculo analítico

A continuación se presentan los resultados que se obtienen del cálculo analítico mediante la formulación *BEMT*. En la figura 4.1, se presenta la curva característica de fuerza de empuje (T) vs la velocidad de libre flujo (V) para cada ángulo de paso. Se observa que la fuerza de empuje disminuye a medida que aumenta la velocidad. Asimismo, se muestra una clara tendencia de incremento de la fuerza de empuje a medida que el ángulo de paso aumenta.

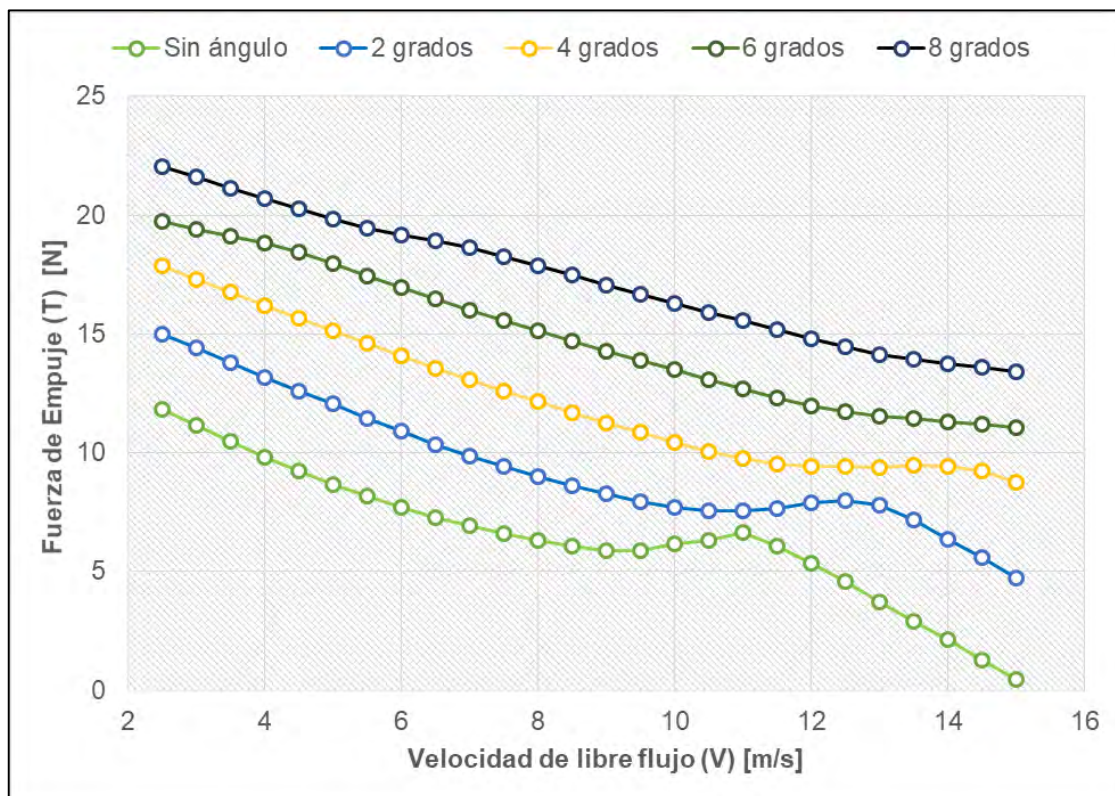


Figura 4.1. Resultados del cálculo analítico por la formulación BEMT

4.2. Resultados de la simulación computacional

A continuación se presentan los resultados de la simulación computacional. En primer lugar, se muestran los resultados del estudio de independencia de malla. Luego, se muestran resultados gráficos que describen características del campo de flujo del dominio analizado.

4.2.1. Estudio de independencia de malla

Tamaño del elemento de la superficie de la hélice

Se refina el tamaño de los elementos cercanos a la superficie a un tamaño de 0,5 mm. Las características de malla se presentan en la tabla 4.1. En la tabla 4.1, la diferencia entre la malla de refinado 1 (malla R1) y la malla R2 es el ratio de crecimiento de los elementos (*grow rate*); un *grow rate* de 1,1 tiene mayor nivel de refinamiento en los elementos cercanos a la superficie de hélice, y por ende, mayor cantidad de elementos.

Tabla 4.1. Características de mallas utilizadas del refinamiento del tamaño de elementos

| Descripción | Malla inicial | Malla R1 | Malla R2 |
|---------------------------|------------------|---|--|
| Control local | Sin modificación | Tamaño Elemento: 0,5mm Grow Rate: 1,2 | Tamaño Elemento: 0,5 mm Grow Rate: 1,1 |
| # Nodos | 122 669 | 807 338 | 1 074 788 |
| # Elementos | 483 618 | 2 605 227 | 4 192 395 |
| Skewness | | | |
| Valor mínimo | 1,60E-05 | 3,78E-05 | 3,06E-05 |
| Valor máximo | 0,81643 | 0,86601 | 0,83988 |
| Promedio | 0,28166 | 0,23199 | 0,21813 |
| Desviación Estandar | 0,15163 | 0,13355 | 0,12473 |
| Orthogonal Quality | | | |
| Valor mínimo | 4,31E-02 | 0,12552 | 0,11939 |
| Valor máximo | 0,9964 | 0,99995 | 0,99998 |
| Promedio | 0,81396 | 0,8725 | 0,87401 |
| Desviación Estandar | 0,13417 | 0,10482 | 9,61E-02 |
| Aspect Ratio | | | |
| Valor mínimo | 1,1591 | 1,1608 | 1,1607 |
| Valor máximo | 181,75 | 109,6 | 132,97 |
| Promedio | 4,95 | 5,7171 | 4,2247 |
| Desviación Estandar | 7,1498 | 6,27 | 5,3115 |

Asimismo, en la tabla 4.1, se muestra los parámetros de malla que se utilizan como indicadores para asegurar una buena calidad. Estos son *Skewness*, *Orthogonal Quality* y *Aspect Ratio*. En términos generales, para asegurar una buena calidad de malla, el *Skewness* debe ser preferible un valor cercano a 0. Por otro lado, para el *Orthogonal Quality*, se prefiere un valor cercano a 1. Finalmente, para el caso del *Aspect Ratio*, se prefiere un valor que no sobrepase de 100 para asegurar una buena convergencia. Para mayor información sobre los indicadores de malla revisar el anexo 8.

En la tabla 4.2, se muestran la misma información de la tabla 4.1 de manera resumida. En esta tabla, se muestra la cantidad de nodos y elementos; los valores promedios para el *Skewness*, *Orthogonal Quality*; y el valor máximo para el *Aspect Ratio*.

Tabla 4.2. Tabla resumida de las características de malla

| Descripción | Malla inicial | Malla R1 | Malla R2 |
|--------------------------------------|---------------|-----------|-----------|
| # Nodos | 122 669 | 807 338 | 1 074 788 |
| # Elementos | 483 618 | 2 605 227 | 4 192 395 |
| <i>Skewness (Promedio)</i> | 0,28166 | 0,23199 | 0,21813 |
| <i>Orthogonal Quality (Promedio)</i> | 0,81396 | 0,8725 | 0,87401 |
| <i>Max. Aspect Ratio</i> | 181,75 | 109,6 | 132,97 |

Los resultados de fuerza de empuje para cada malla se observan en la tabla 4.3. En la misma tabla, también se muestra el error relativo, cuyo valor se define como el error del resultado de una malla con respecto a una malla anterior. El cálculo de error relativo se muestra en la ecuación 4.1.

$$\text{Error Relativo (\%)} = \frac{|F_{\text{Malla R2}} - F_{\text{Malla R1}}|}{F_{\text{Malla R1}}} \times 100 \quad (4.1)$$

Tabla 4.3. Resultados del refinamiento de malla por tamaño del elemento

| Caso1: Sin ángulo Punto: 10 m/s 4500 RPM | | | |
|--|---------------|----------|----------|
| Descripción | Malla inicial | Malla R1 | Malla R2 |
| Fuerza de empuje (T) [N] | 7,4917 | 7,8656 | 7,9000 |
| Error relativo [%] | - | 4,99% | 0,44% |

En la figura 4.2, se muestra de manera gráfica los resultados de la tabla 4.3. La pendiente de incremento ya no es crítico cuando se refina la malla de R1 a R2. Asimismo, en la figura 4.3, se observa como disminuye el error relativo al refinar la malla. Se puede afirmar que resultado no muestra mayor diferencia al refinar la malla R1 a la malla R2 lo cual se concluye que la malla R1 es adecuada y suficiente para proceder.

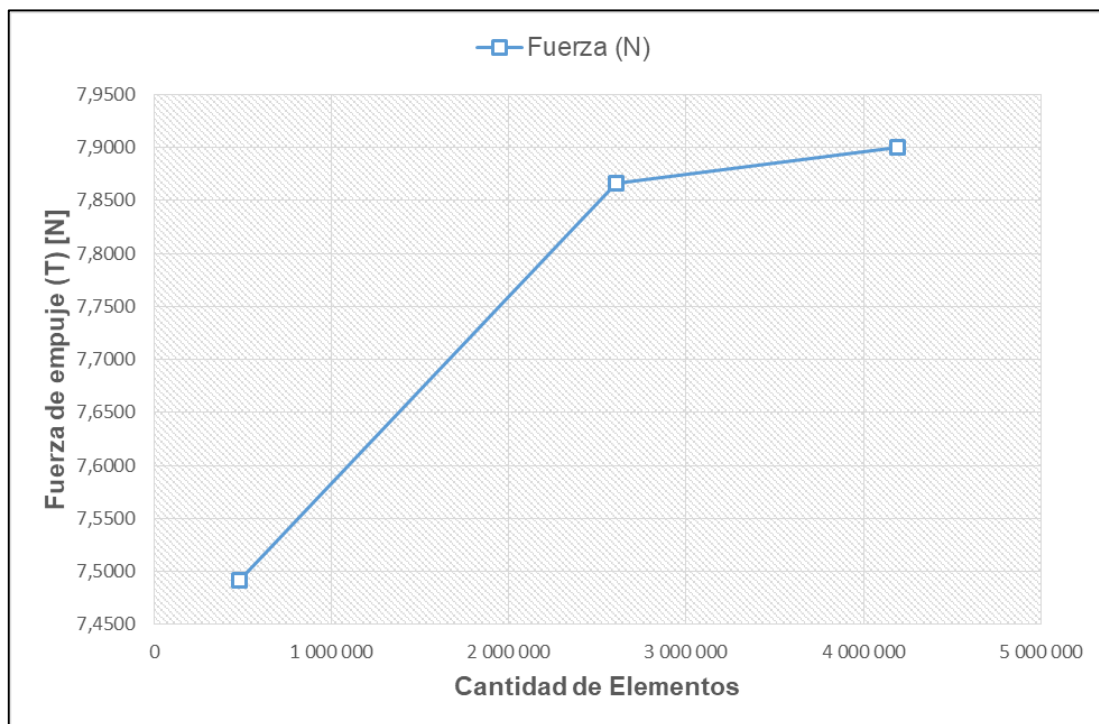


Figura 4.2. Fuerza de empuje vs Cantidad de Elementos.

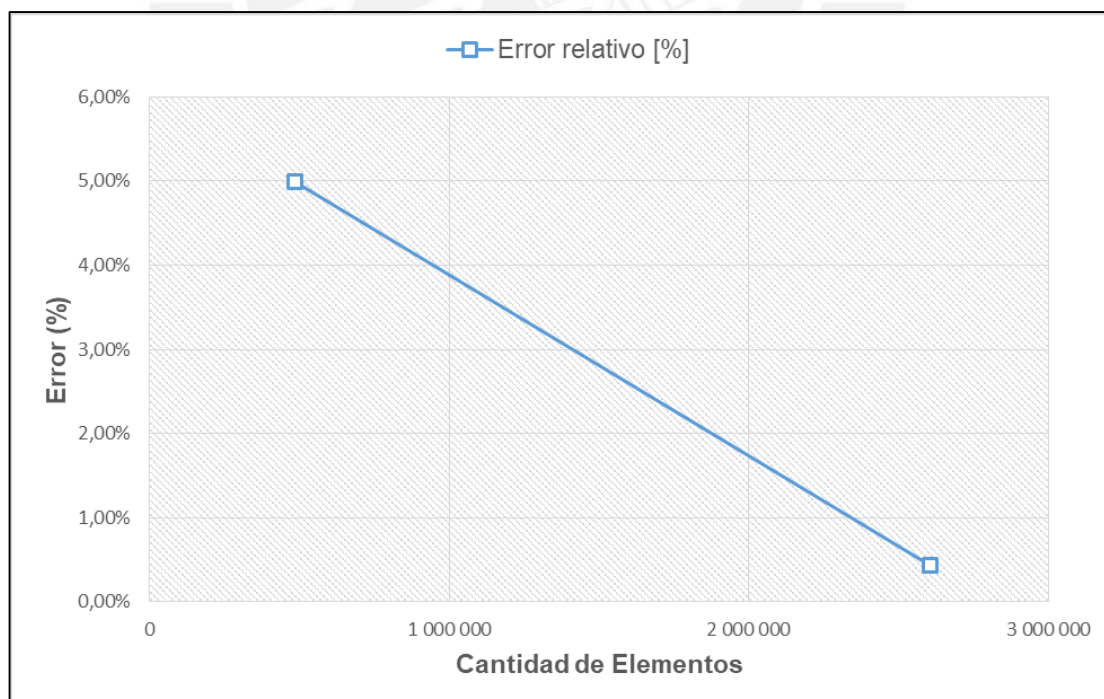


Figura 4.3. Error relativo vs Cantidad de Elementos

A partir de la malla escogida (malla R1) para esta primera parte de estudio de independencia de malla, se procede a realizar la segunda modificación: el tamaño y número de capas de los elementos prismáticos de la superficie a la hélice.

Altura y número de capas prismáticas en la superficie de la hélice

En esta parte se realizan dos modificaciones: la altura de la primera capa prismática y el número de capas utilizadas. Para el caso de la modificación de la altura de la primera capa, se calcula bajo la formulación definida por la “La ley de la Pared”, tal como se explica en el punto 3.5. Las características de malla se muestran en la tabla 4.4. Al igual que el apartado anterior, en la tabla 4.4, también se muestran los indicadores de calidad de malla.

Tabla 4.4. Características de las mallas con modificaciones de las capas prismáticas

| Descripción | Malla R1 | Malla R1-I1 | Malla R1-I2 |
|---------------------------|-----------------|-------------|-------------|
| Tamaño de primera capa | Sin especificar | 3,3E-01 mm | 3,3E-01 mm |
| Número de capas | 10 capas | 10 capas | 15 capas |
| Valor y^+ (promedio) | 8,21 | 0,475 | 0,381 |
| # Nodos | 807 338 | 840 024 | 1 085 861 |
| # Elementos | 2 605 227 | 2 799 476 | 3 241 761 |
| <i>Skewness</i> | | | |
| Valor mínimo | 3,78E-05 | 9,75E-08 | 1,30E-05 |
| Valor máximo | 0,86601 | 0,82136 | 0,83424 |
| Promedio | 0,23199 | 0,23036 | 0,23146 |
| Desviación Estandar | 0,13355 | 0,1328 | 0,13639 |
| <i>Orthogonal Quality</i> | | | |
| Valor mínimo | 0,12552 | 1,62E-02 | 1,62E-02 |
| Valor máximo | 0,99995 | 0,99997 | 0,99997 |
| Promedio | 0,8725 | 0,84161 | 0,84687 |
| Desviación Estandar | 0,10482 | 0,16897 | 1,69E-01 |
| <i>Aspect Ratio</i> | | | |
| Valor mínimo | 1,1608 | 1,1577 | 1,1593 |
| Valor máximo | 109,6 | 756,73 | 498,26 |
| Promedio | 5,7171 | 36,544 | 35,035 |
| Desviación Estandar | 6,27 | 55,957 | 52,056 |

De igual manera, en la tabla 4.5, se muestran los resultados de la tabla 4.4 de manera resumida. En la tabla 4.5, también se muestra el valor promedio de y^+ .

Tabla 4.5. Tabla resumida de características de malla

| Descripción | Malla R1 | Malla R1-I1 | Malla R1-I2 |
|--------------------------------------|-----------|-------------|-------------|
| # Nodos | 807 338 | 840 024 | 1 085 861 |
| # Elementos | 2 605 227 | 2 799 476 | 3 241 761 |
| <i>Skewness (Promedio)</i> | 0,23199 | 0,23036 | 0,23146 |
| <i>Orthogonal Quality (Promedio)</i> | 0,8725 | 0,84161 | 0,84687 |
| <i>Max. Aspect Ratio</i> | 109,6 | 756,73 | 498,26 |
| Valor y^+ (<i>Promedio</i>) | 8,21 | 0,475 | 0,381 |

Es importante recordar que este valor debe ser alrededor de 1 para el grado de precisión que se requiere. Se puede afirmar que el resultado reflejado en el valor promedio de y^+ de 0,475 y 0,381 para las mallas R1-I1 y R1-I2, respectivamente, indican una buena configuración de los parámetros de malla.

De igual manera, los resultados de fuerza se observan en la tabla 4.6. En la misma tabla, también se muestra el error relativo, cuyo valor se calcula según la ecuación 4.1.

Tabla 4.6. Resultados de la modificación de las capas prismáticas

| Caso1: Sin ángulo Punto: 10 m/s 4500 RPM | | | |
|--|----------|-------------|-------------|
| | Malla R1 | Malla R1-I1 | Malla R1-I2 |
| Fuerza de empuje (T) [N] | 7,8656 | 7,7582 | 7,7772 |
| Error relativo [%] | 4,99% | 1,37% | 0,24% |

En la figura 4.4, se muestra de manera gráfica los resultados de la tabla 4.6. En la figura, se observa que entre la malla R1-I1 y R1-I2 la variación es menor que la variación entre las mallas R1 y R1-I1. De igual forma, en la figura 4.5 se observa como disminuye el error relativo al refinar la malla. Se puede afirmar que la fuerza de empuje no muestra mayor diferencia al refinar la malla R1-I1 a la malla R1-I2 lo cual se concluye que la malla R1-I1 es adecuada por lo que se escoge como malla final. Finalmente, con la malla seleccionada R1-I1 se procede a realizar el análisis de todos los casos definidos en el punto 3.10.

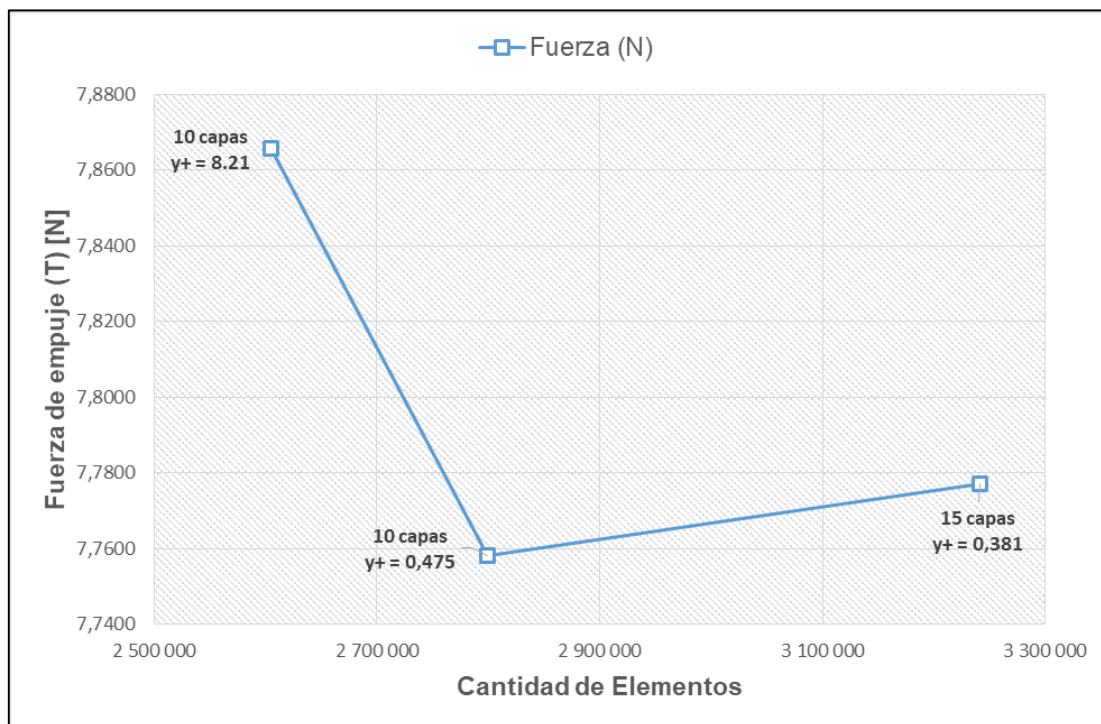


Figura 4.4. Fuerza de empuje vs Cantidad de Elementos para el caso de modificación de las capas prismáticas

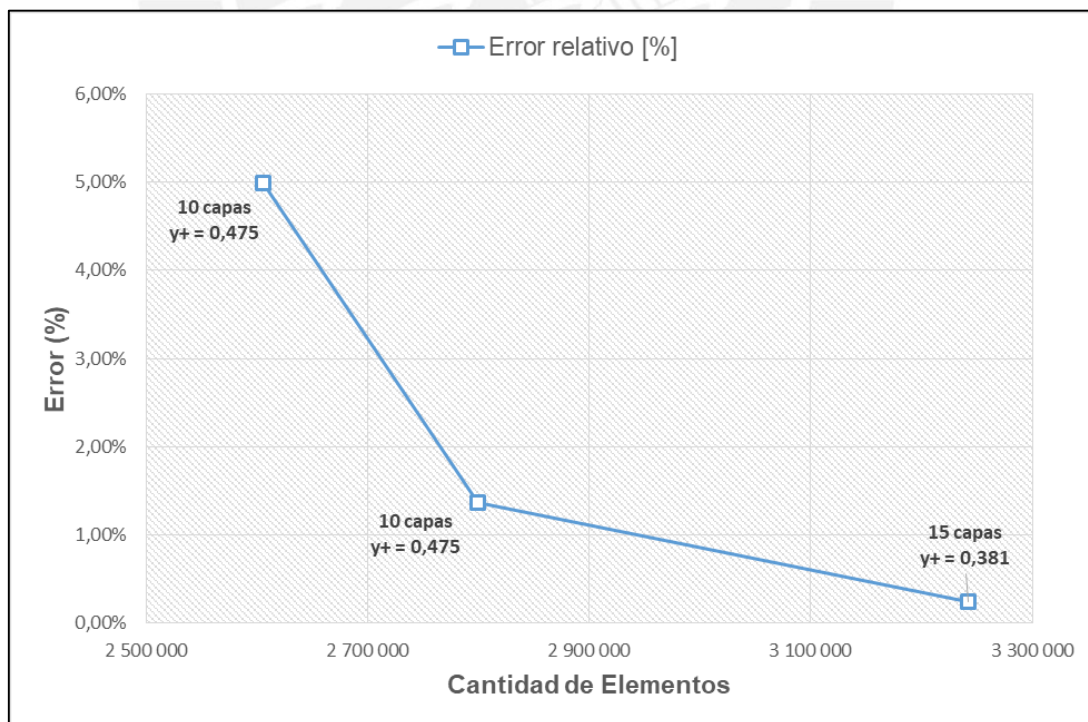


Figura 4.5. Error relativo vs Cantidad de Elementos para el caso de modificación de las capas prismáticas

4.2.2. Resultados gráficos del campo de flujo

Además de los resultados globales que brinda la simulación, se adiciona los resultados cualitativos o también llamados resultados gráficos. Estos resultados gráficos representan los detalles del flujo mediante gráficos de contorno y/o líneas de flujo, entre otros. Se presentan estos resultados a manera de observar fenómenos y/o efectos relacionados con el giro de una hélice. Asimismo, a partir de estos resultados se puede validar el modelo verificando si estos son físicamente correctos.

Los resultados, presentados en este punto, son para el caso 1, según la tabla 3.2. El caso 1 es el caso sin modificación alguna del ángulo de paso. El punto analizado es para una velocidad de libre flujo de $V = 10\text{m/s}$.

En primer lugar se muestra una gráfica de contorno de la distribución de presiones en un plano medio del dominio interno, tal como se muestra en la figura 4.6. Se puede afirmar que el modelo es físicamente correcto ya que reproduce el efecto de una diferencia de presiones en ambas zonas divididas por la hélice: zona de succión (o de baja presión) y la zona de presión (o de alta presión). Esta diferencia de presiones es el fenómeno que afirma que existe una fuerza de sustentación a lo largo de la hélice. Es decir, una fuerza de empuje total en la dirección positiva del eje de rotación, tal como se espera que ocurra en la vida real.

De la misma manera, se presenta una gráfica de contorno de la distribución de presiones desde otra perspectiva: en este caso, para las superficies de la hélice, tal como se muestra en la figura 4.7. En la figura 4.7a, se muestra para la zona de succión o parte superior (extradós), mientras que en la figura 4.7b se muestra para la zona de presión o parte inferior (intradós). Se puede reafirmar el efecto de sustentación por una diferencia de presiones mencionado en el párrafo anterior.

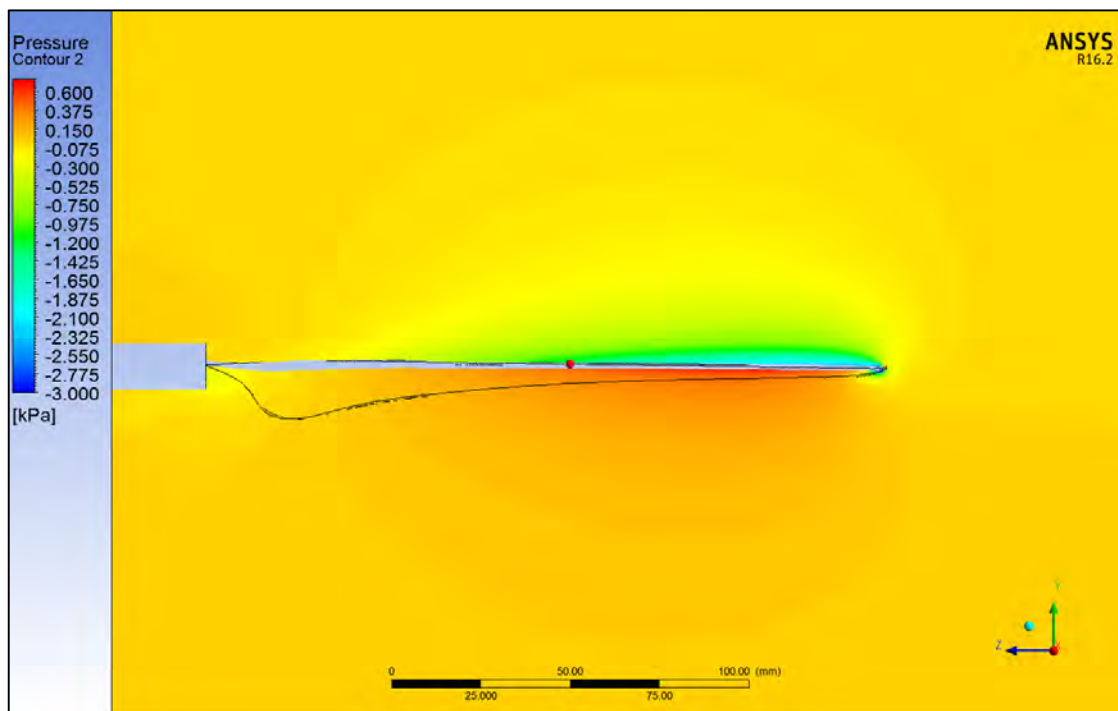


Figura 4.6. Distribución de presiones en un plano medio

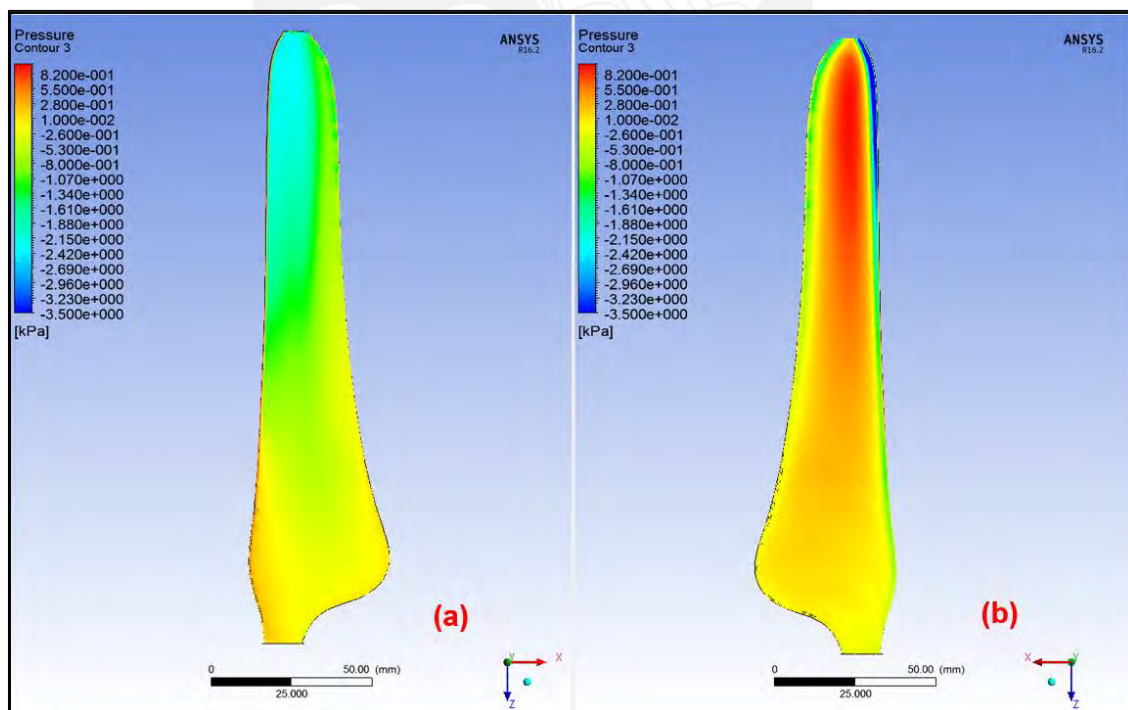


Figura 4.7. Distribución de presiones en las superficies de la hélice: (a) Zona de succión (extradós); (b) Zona de Presión (intradós)

En segundo lugar, se presenta la forma de la estela resultante del giro de la hélice, tal como se muestra en la figura 4.8. Se puede observar que la estela acorta su diámetro al pasar por las superficies de la hélice. Este efecto sucede en el ascenso o vuelo vertical de una aeronave. La forma de la estela, que se muestra en la figura 4.8, se asemeja a al comportamiento real según la teoría analítica de la cantidad de movimiento [1], por lo que, se puede afirmar que el modelo simulado predice correctamente este fenómeno real.

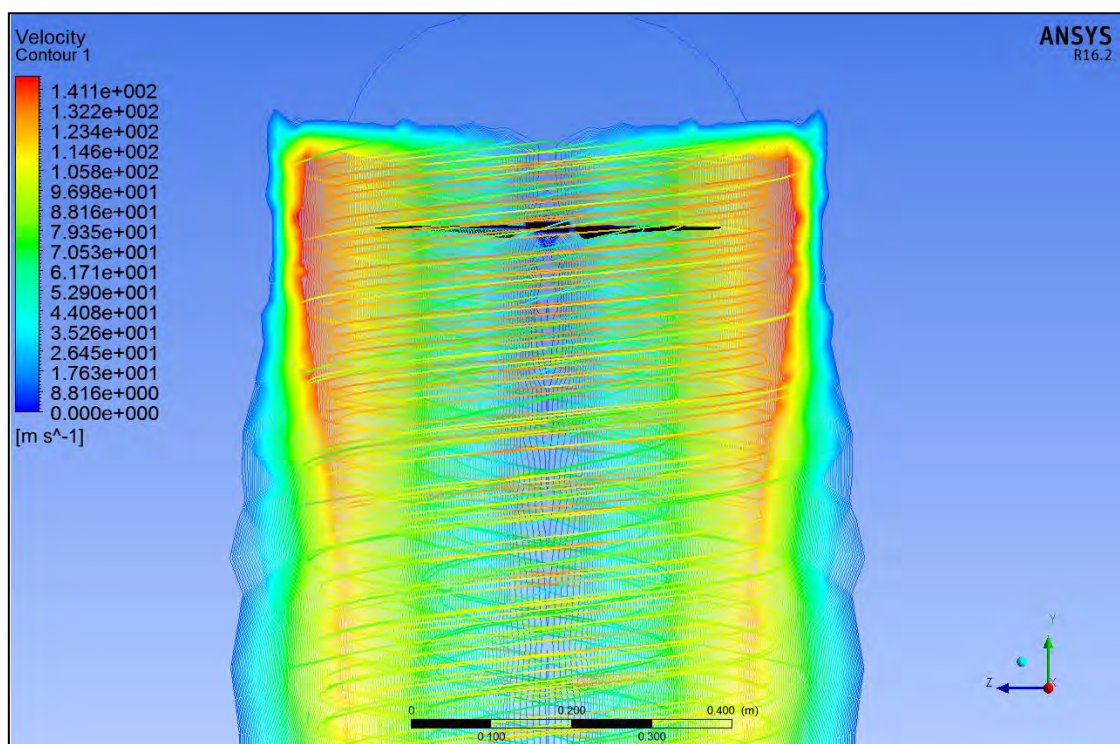


Figura 4.8. Estela formada por el giro de la hélice en vuelo vertical

Finalmente, se presenta un gráfico de vectores de velocidad cercano a la punta de la hélice, tal como se observa en la figura 4.9. Los vectores de velocidad tienden hacia una dirección desde la punta hasta la raíz de la hélice, lo cual demuestra la naturaleza tridimensional del flujo producto del giro de la hélice. Es importante recordar que en el método analítico se consideró una formulación bidimensional del flujo, lo cual representa una simplificación que influye significativamente en los resultados. Esta simplificación representa una de las principales diferencias entre los resultados del método analítico y el método por simulación computacional, diferencias que se verán más adelante en la comparación de resultados.

Usualmente, en el método analítico, se emplean factores de corrección para aproximar la naturaleza tridimensional del flujo; sin embargo, estos factores, usualmente, no son precisos [2].

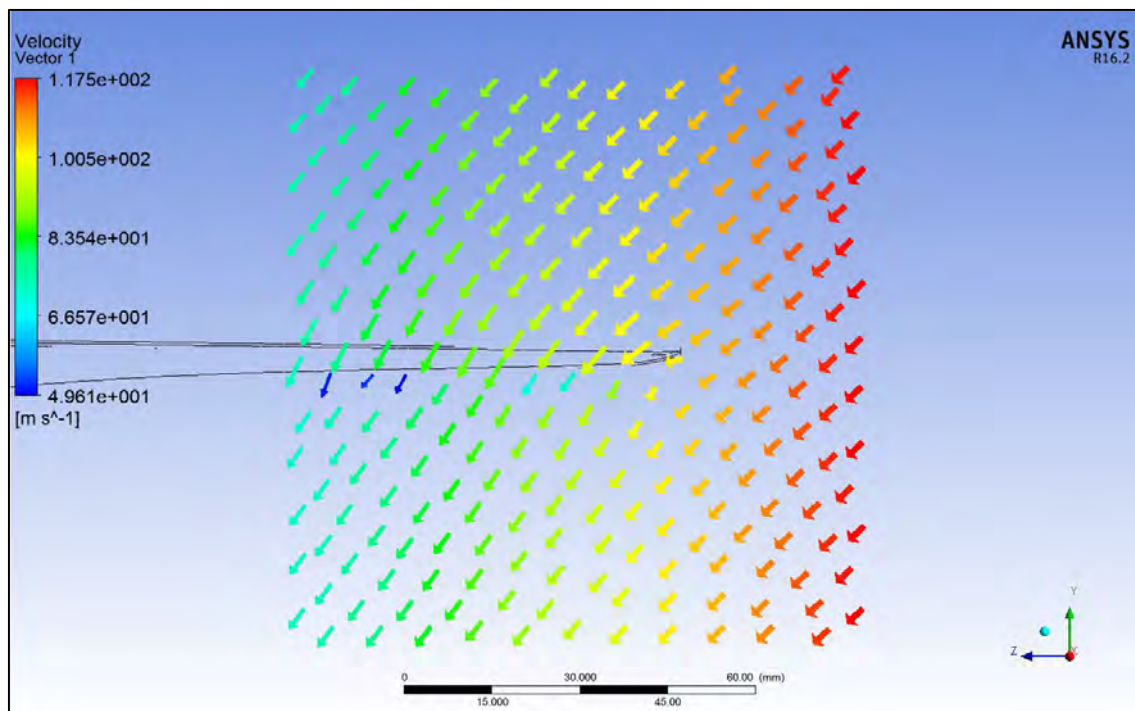


Figura 4.9. Gráfica de vectores en la punta de la hélice. Flujo tridimensional.

4.3. Comparación de resultados

A continuación se presenta la comparación de resultados. Primero, se presenta la comparación de resultados entre el método analítico y la simulación computacional. A partir de ello, se estima una diferencia relativa entre los resultados numéricos de ambos métodos. Segundo, se realiza una comparación de forma entre la curva de fuerza de empuje de la simulación y la curva experimental de una hélice similar, ya que no se cuenta con información experimental de la presente hélice de estudio.

4.3.1. Comparación de resultados entre el método analítico y la simulación computacional

En este punto, se comparan los resultados de fuerza de empuje de la simulación numérica con los resultados obtenidos del cálculo analítico. En la figura 4.10, se

muestra la comparación gráfica de los resultados de fuerza de empuje entre el cálculo analítico (*BEMT*) y la simulación *CFD*, correspondiente al caso 1 (caso sin modificación del ángulo paso) para un rango de velocidades entre 2,5 a 15 m/s.

En la figura 4.10, se observa que ambos métodos predicen la tendencia a una disminución de la fuerza de empuje a medida que aumenta la velocidad de libre flujo. Sin embargo, la precisión numérica no es exacta; existe una diferencia numérica entre ambos métodos. En la tabla 4.7, se muestra la diferencia relativa que existe entre ambos métodos; la diferencia relativa promedio resulta igual a 32,8% para el caso 1.

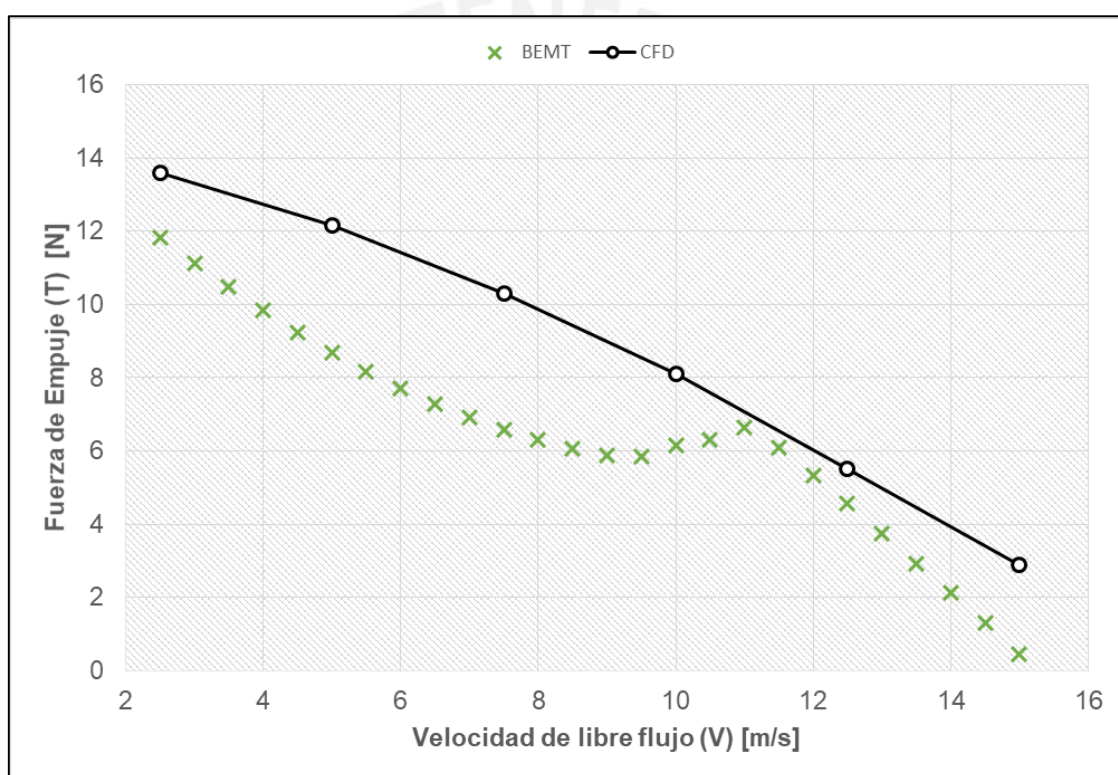


Figura 4.10. Comparación gráfica de fuerza de empuje

Tabla 4.7. Diferencia numérica entre ambos métodos para el caso 1

| Velocidad (m/s) | Fuerza de Empuje (N) | | Diferencia (%) |
|-------------------------|----------------------|---------|----------------|
| | BEMT | CFD | |
| 2,5 | 11,8179 | 13,5967 | 15,05% |
| 5 | 8,6759 | 12,1642 | 40,21% |
| 7,5 | 6,5907 | 10,2969 | 56,23% |
| 10 | 6,1519 | 8,1160 | 31,93% |
| 12,5 | 4,5700 | 5,5095 | 20,56% |
| Diferencia promedio (%) | | | 32,80% |

De la misma manera, se gráfica los resultados de fuerza de empuje y se calcula la diferencia relativa promedio para los demás casos de análisis. En la figura 4.11, se muestra la comparación de resultados para todos los casos de análisis. Las líneas solidas con los marcadores circulares representan los resultados de la simulación *CFD*, mientras que los marcadores en forma de "x" sin línea sólida representan los resultados del cálculo analítico *BEMT*. Cada color representa un caso de análisis; por ejemplo, el color celeste representa el caso con ángulo de paso 6 grados. En la figura 4.11, se observa que ambos métodos predicen correctamente que existe un incremento de fuerza por aumento del ángulo de paso.

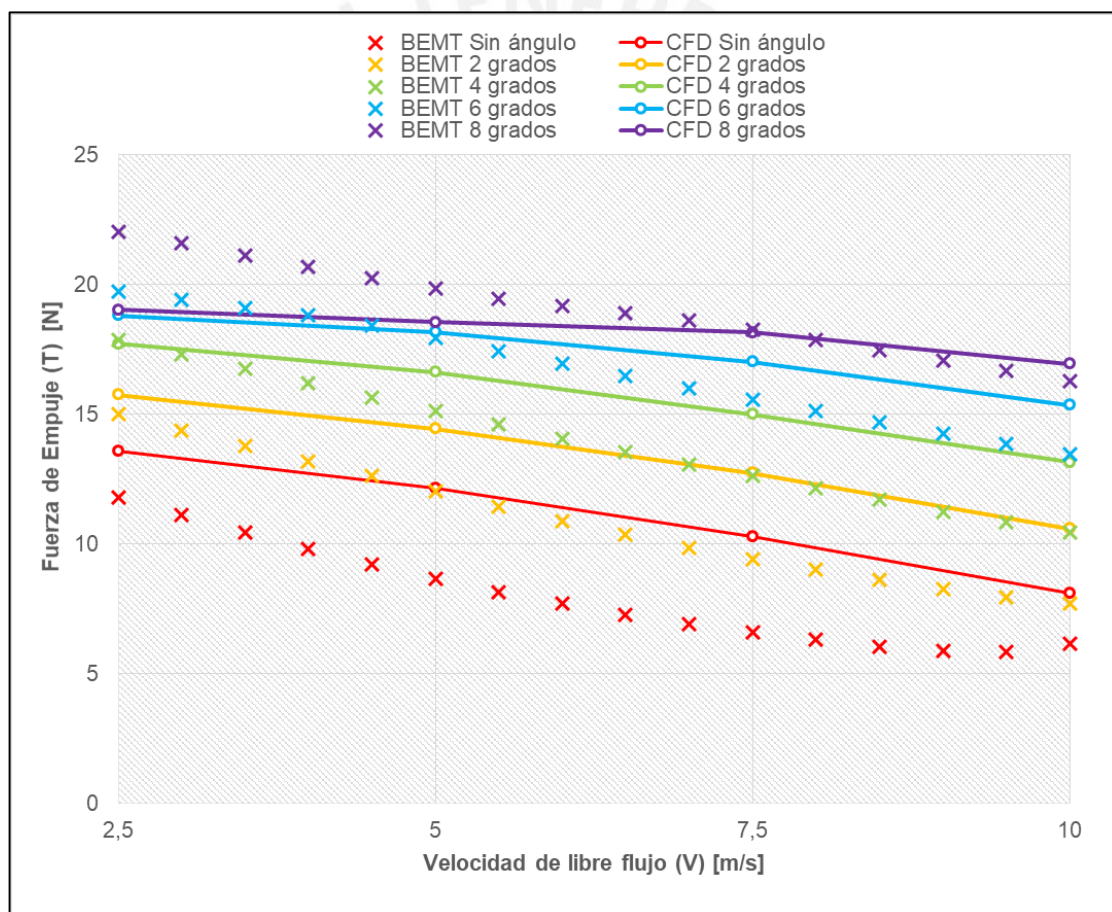


Figura 4.11. Comparación de fuerza para los casos de análisis

Sin embargo, en la figura 4.11, se observa que la precisión numérica no es coincidente; existe una diferencia entre los resultados de ambos métodos, el cual disminuye a medida que se aumenta el ángulo de paso, tal como se muestra en la tabla 4.8. Se

utiliza el promedio de los las diferencias relativas como indicador de la precisión final de los resultados entre ambos métodos; este valor promedio resulta igual a 16,96%.

Tabla 4.8 Diferencia relativa promedio para los casos de análisis

| Casos de análisis | Diferencia relativa promedio |
|--------------------|------------------------------|
| Caso 1: Sin ángulo | 32,80% |
| Caso 2: 2 grados | 24,48% |
| Caso 3: 4 grados | 13,95% |
| Caso 4: 6 grados | 7,33% |
| Caso 5: 8 grados | 6,23% |
| Promedio | 16,96% |

4.3.2. Comparación de la simulación computacional frente a información experimental

La curva de fuerza de empuje de la presente hélice de estudio, obtenida de la simulación, se asemeja, en forma, a la curva de fuerza de una hélice similar, obtenida de experimentación en un túnel de viento. Debido a que no se obtiene información experimental de la presente hélice de estudio (17x5) se compara con otra hélice similar que se obtiene de la base de datos de la UIUC [3]. En la figura 4.12, se muestra la curva de fuerza de empuje de la simulación, mientras que, en la figura 4.13, se muestra la curva de fuerza de empuje de una hélice similar (17x12).

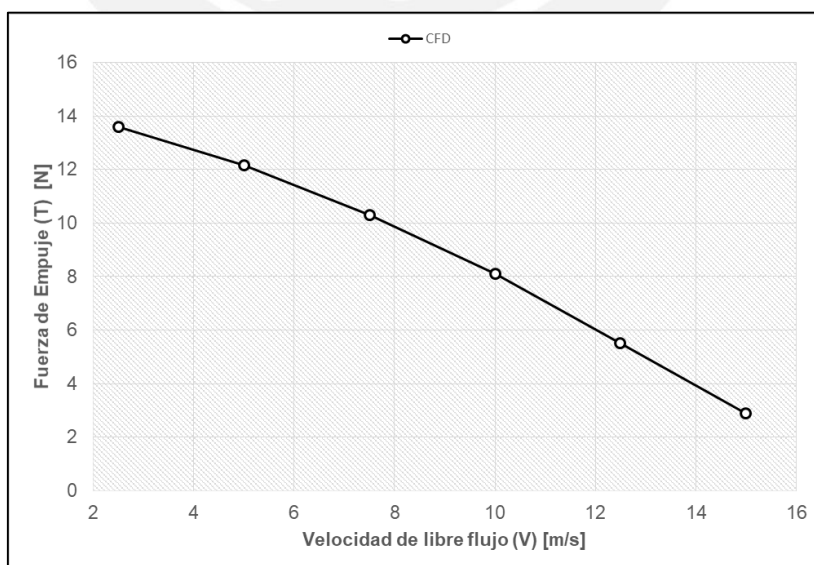


Figura 4.12 Curva obtenida de la simulación de la fuerza de empuje

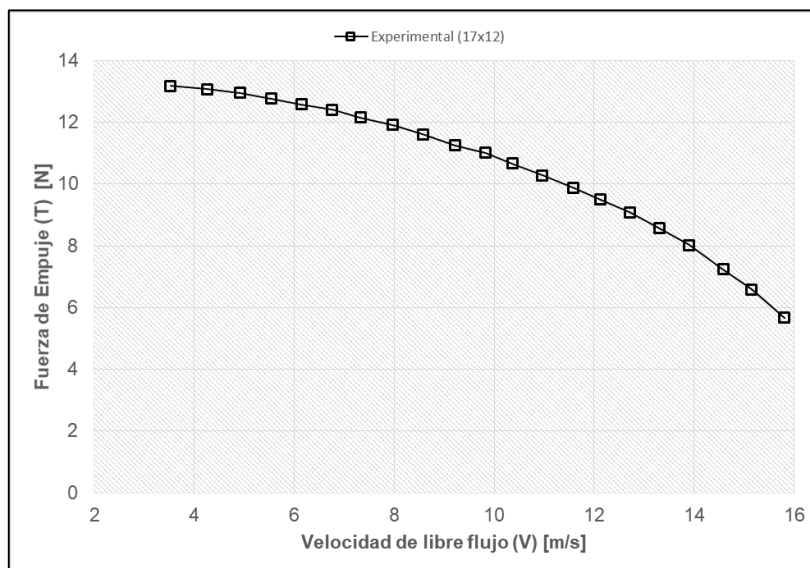


Figura 4.13 Curva experimental de la fuerza de empuje de una hélice 17x12 (Adaptado de UIUC [3])

En ambas figuras, se observa que la tendencia curva es similar, por lo que se puede afirmar que la forma de la curva de fuerza de empuje de la simulación se asemeja más a un comportamiento real que la forma de la curva de fuerza de empuje obtenida del cálculo analítico.

4.4. Efecto de la modificación del ángulo de paso

En el presente trabajo de tesis se tiene como objetivo predecir el efecto que conlleva la modificación del ángulo de paso en las fuerzas aerodinámicas, en este caso, para la fuerza de empuje. En primer lugar, se muestra una gráfica de la fuerza de empuje vs la velocidad de libre flujo para los distintos ángulos de paso. Luego, se muestra una visualización gráfica de la distribución de presiones al aumentar el ángulo de paso.

4.4.1. Efecto en la fuerza de empuje

En la figura 4.14, se observa que la fuerza de empuje se incrementa a medida que se aumenta el ángulo de paso. Tal incremento es uniforme, sin embargo, para ángulos mayores la curva de fuerza es menos pronunciada (o menos curva) frente ángulos

menores. Asimismo, el incremento de fuerza es menor para velocidades bajas cuando se aumenta a ángulos mayores.

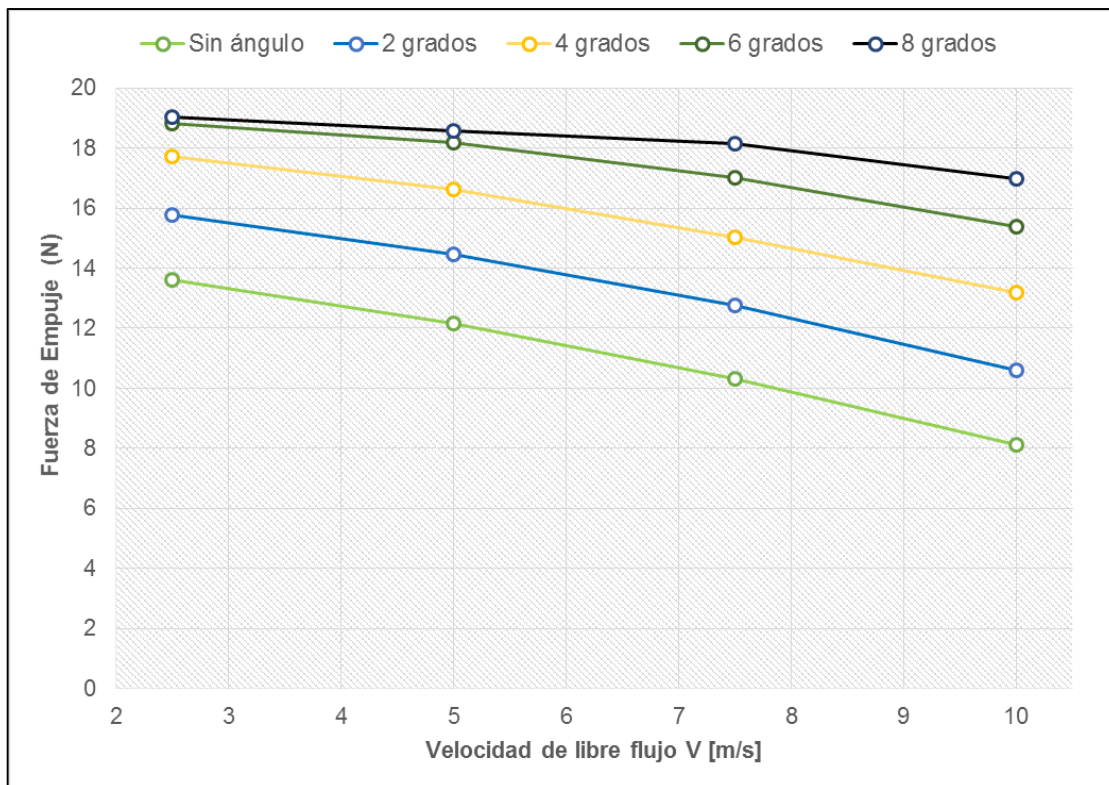


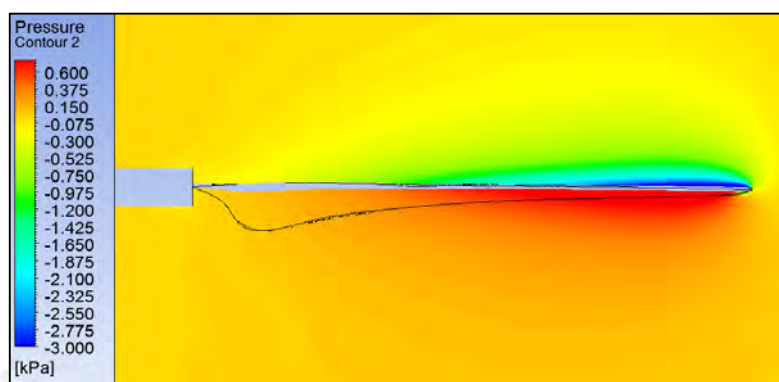
Figura 4.14. Efecto de la modificación del ángulo de paso en la fuerza de empuje

Por ejemplo, en la figura 4.14, se observa que existe un aumento aproximado de 2 N (~200 g) de fuerza de empuje al momento de modificar el ángulo de paso de 0 a 2 grados. Este aumento podría parecer insignificante; sin embargo, para el orden de peso en gramos, que se maneja en estas pequeñas aeronaves, es crucial un impulso de esta magnitud. Incluso, no son solo 200 g, ya que al tratarse de un cuadricóptero, la fuerza se debe multiplicar por cuatro (cuatro rotores) lo cual resulta en un total de 800 g. En otras palabras, un impulso de 800 g para un cuadricóptero de 4,5 kg de peso es un impulso extra de 20% para elevar vuelo y solo modificando el ángulo de paso a dos grados cada rotor del cuadricóptero, lo cual resulta en un claro beneficio aerodinámico.

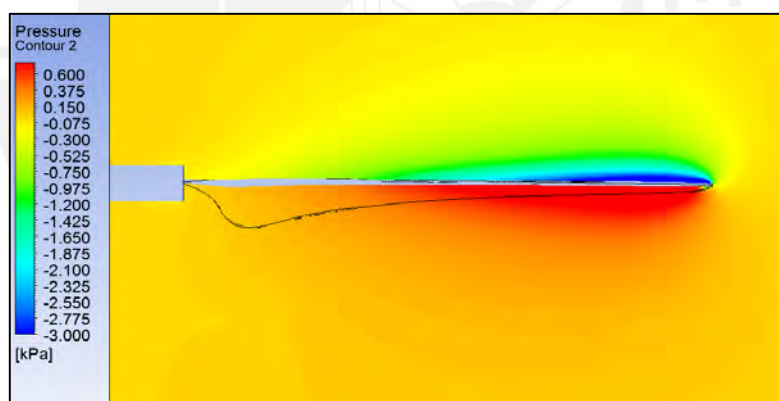
4.4.2. Efecto en la distribución de presiones

La modificación del ángulo de paso posee un efecto directo en la distribución de presión del campo de flujo. En la figura 4.15, se muestra la evolución de la gráfica de contorno

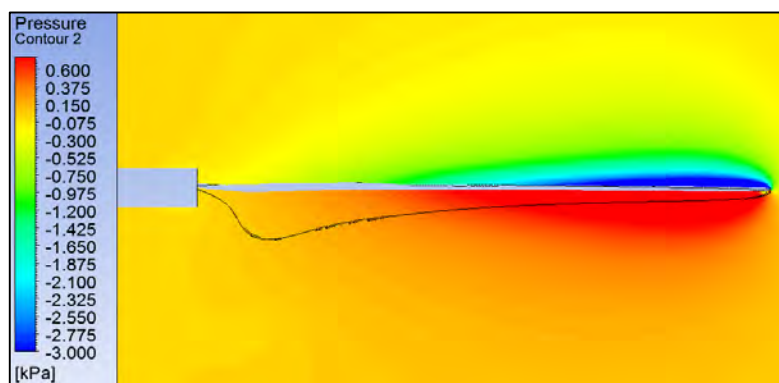
de distribución de presión a medida que se aumenta el ángulo de paso. En la figura, Se observa que la gráfica de contorno de la distribución de presiones no muestra mayor diferencia cuando se incrementa a ángulos mayores. Asimismo, se observa que la disminución de presión en la punta de la hélice es más crítico, tal como se puede observar para ángulos mayores, la zona azul (baja presión) aumenta y la zona roja (alta presión) aumenta también, por lo que la diferencia se incrementa.



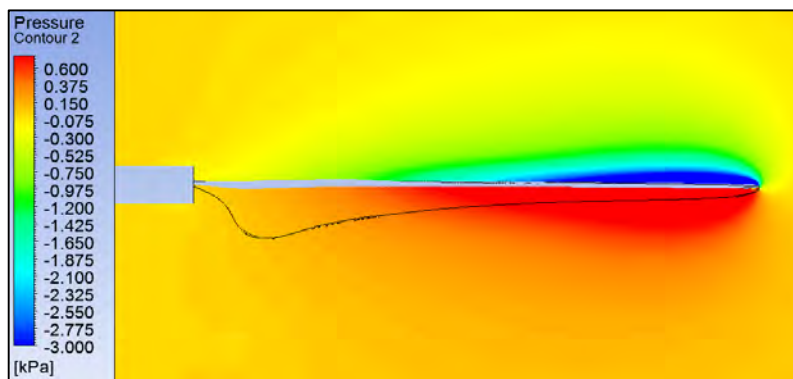
(a) Caso 1: Sin ángulo



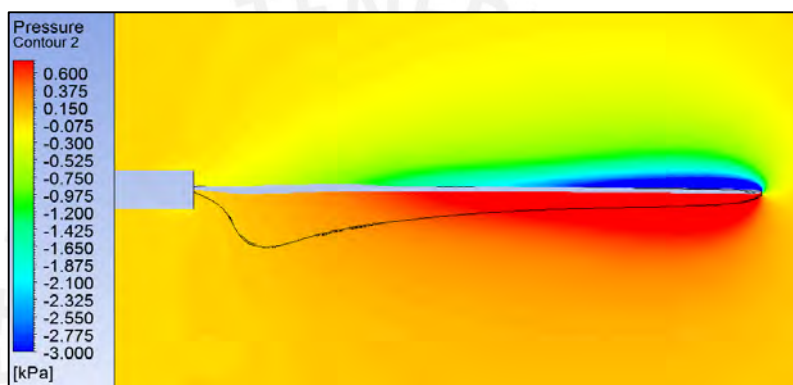
(b) Caso 2: 2 grados



(c) Caso 3: 4 grados



(d) Caso 4: 6 grados



(e) Caso 5: 8 grados

Figura 4.15. Evolución de la distribución de presiones por aumento del ángulo de paso.

Referencias

[1] Leishman, 2006: página 85

[2] Carroll & Marcum, 2014: página 3

[3] UIUC. URL: <http://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-1/propDB-volume-1.html>

CONCLUSIONES

- Se logra obtener un aumento de la fuerza de empuje a partir de la modificación del ángulo de paso. Por ejemplo, para una velocidad de 2,5 m/s, al modificar el ángulo de paso de cero a dos grados, la fuerza de empuje aumenta 2 N (~ 200 g). Un aumento de 200 g multiplicado por cuatro (por ser un cuadricóptero) resulta en un impulso de 800 g. Dentro de la magnitud de estas pequeñas aeronaves de peso 4,5 kg, una fuerza de 800 g representa un 17,8 % de impulso extra que se obtiene con solo incrementar el ángulo de paso de cero a dos grados.
- Se agrega un grado de control extra en el sistema aéreo al incluir la modificación del ángulo de paso en el aumento de la fuerza de empuje. Por consecuente, se obtiene la posibilidad de variar la fuerza de empuje ya sea empleando mayor giro en cada rotor y/o modificando el ángulo de paso. Por tanto, si se logra obtener el mismo efecto de aumento de fuerza, es posible que resulte conveniente modificar el ángulo de paso, ya que se espera que este represente menor consumo energético para el sistema aéreo, lo cual resultaría en un beneficio aerodinámico.
- Los resultados de la simulación se comparan con los resultados del cálculo analítico. Se realizan dos comparaciones entre ambos métodos: exactitud numérica y tendencia de resultados. La primera comparación consiste en la exactitud numérica, en la que se obtiene una diferencia promedio de 17,0 %. La diferencia se puede deber a las simplificaciones realizadas a lo largo de cada decisión en la configuración del modelo de simulación; por ejemplo, el proceso manual que se empleó en el modelado 3D de la hélice influye en la diferencia numérica que se refleja en los resultados.
- La segunda comparación consiste en la tendencia de los resultados. La forma de la curva de la fuerza de empuje obtenida del método *CFD* se asemeja más a un comportamiento real que la forma de la curva de la fuerza de empuje obtenida del método *BEMT*. La diferencia se puede deber a la simplificación bidimensional del flujo que se asume en el método *BEMT*, ya que el comportamiento real del flujo es tridimensional según se verifica en los resultados gráficos de la simulación *CFD*. A pesar de ello, ambos métodos predicen la misma tendencia de la curva de fuerza de empuje vs la velocidad de libre flujo. Asimismo, ambos métodos predicen de igual manera la tendencia de aumento de la fuerza al incrementar el ángulo de paso.

- El presente análisis aerodinámico entrega una familia de curvas de fuerza de empuje para distintos ángulos de paso, las cuales se pueden implementar en el control del sistema aéreo con el objetivo de optimizar el vuelo vertical, ya que se puede conocer la magnitud de fuerza que se obtiene al modificar el ángulo de paso.

RECOMENDACIONES

- Se recomienda emplear el método experimental de la hélice en un túnel de viento. Esto resulta en los valores realmente correctos con los cuales se debería realmente comparar los resultados analíticos y simulados.
- Se recomienda emplear un método alternativo para el modelado 3D de la hélice. Por ejemplo, un método alternativo que se recomienda es el escaneo digital de la pieza 3D en escáneres laser, los cuales brindan un archivo de puntos que logran representar con mayor precisión el prototipo digital.
- Se recomienda realizar el proceso de simulación bajo un método transitorio. En otras palabras, con variables dependientes del tiempo, tal como la velocidad de rotación de la hélice. Este enfoque permite eliminar la simplificación de un flujo estacionario por lo que minimizaría el error entre los valores experimentales y los valores simulados.
- Se recomienda realizar un análisis CFD utilizando un tipo de malla estructurada. Este tipo de malla es más complicado de configurar sin embargo resulta en valores más exactos.
- En la configuración del tipo de material se considera valores constantes, los cuales representan una simplificación correcta. Sin embargo, para disminuir el error de simulación se recomienda configurar la densidad del aire como dependiente de la presión, para mayor exactitud de resultados y afinidad con los modelos de turbulencia.

BIBLIOGRAFÍA

ANSYS, Inc. v14.5

2013 Lecture 4: Single Rotating Frame Modeling - Part1. Advance Rotating Machinery. [diapositiva].

2013 Lecture 4: Single Rotating Frame Modeling – Part2. Advance Rotating Machinery. [diapositiva].

ANSYS, Inc. v16.0

2015 Lecture 5: Global Mesh Controls. Introduction to ANSYS Meshing [diapositiva].

2015 Workshop 7a: Mixing Tank. Introduction to ANSYS Meshing [diapositiva].

2015 Lecture 2: Introduction to the CFD Methodology. Introduction to ANSYS Fluent [diapositiva].

2015 Lecture 3: Cell Zone and Boundary Conditions. Introduction to ANSYS Fluent [diapositiva].

2015 Lecture 5: Solver Settings. Introduction to ANSYS Fluent [diapositiva].

2015 Lecture 7: Turbulence Modeling. Introduction to ANSYS Fluent [diapositiva].

2015 Lecture 9: Best Practice Guidelines. Introduction to ANSYS Fluent [diapositiva].

2015 Appendix: Advance Physics: Moving Zones and Dynamic Mesh. Introduction to ANSYS Fluent [diapositiva].

BRANDT, John y Michael SELIG

2011 “Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers”. *UIUC Propeller Database*. Urbana: University of Illinois at Urbana Champaign. Consulta: 11 de abril de 2016.
<http://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>

CARROLL, Joseph and David MARCUM

2014 “Comparing Blade-Element Momentum Modeling to 3-D CFD”. En *Nasa – Tech Briefs*. SAE International technical paper. Consulta: 21 de mayo de 2016
<http://www.techbriefs.com/component/content/article/19754?start=2>

CARVALHO, Isa Diana de Sousa Baptista Morais

2013 *Low Reynolds Propellers for Increased Quadcopters Endurance*. Trabajo de tesis para la obtención del grado de maestría en Ingeniería Aeronáutica. Covilhã, Portugal: Universidade Da Beira Interior.

CENGEL, Yunus y John CIMBALA

2012 *Mecánica de fluidos: Fundamentos y aplicaciones*. Segunda Edición. México: McGraw – Hill / Interamericana Editores S.A.

CFD Online

Dimensionless wall distance (y plus). Consulta: 05 de abril de 2016
[http://www.cfd-online.com/Wiki/Dimensionless_wall_distance_\(y_plus\)](http://www.cfd-online.com/Wiki/Dimensionless_wall_distance_(y_plus))

Y plus Wall Distance Estimation. Consulta: 12 de abril de 2016
http://www.cfd-online.com/Wiki/Y_plus_wall_distance_estimation

CORTEZ, Martín

2014 *Análisis aerodinámico de la hélice de un aerogenerador de 3kW mediante simulación numérica*. Tesis de licenciatura en Ciencias e Ingeniería con mención en Ingeniería Mecánica. Lima: Pontificia Universidad Católica del Perú, Facultad de Ciencias e Ingeniería.

DRELA, Mark

2005 “Propeller Characterization for QPROP”. *QPROP: Propeller/Windmill Analysis and Design*. Material de enseñanza. Massachusetts: Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT). Consulta: 2 de abril de 2015.
http://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/prop_measure.pdf

2006 “QPROP Formulation”. *QPROP: Propeller/Windmill Analysis and Design*. Material de enseñanza. Massachusetts: Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT). Consulta: 2 de abril de 2015.
http://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/qprop_theory.pdf

FAHLSTROM, Paul y Thomas GLEASON

2012 *Introduction to UAV Systems*. Cuarta Edición. West Sussex: Wiley.

FRANCHINNI, Sebastián y Óscar LÓPEZ

2008 *Introducción a la Ingeniería Aeroespacial*. Madrid: Universidad Politécnica de Madrid.

GUNDLACH, Jay

2012 *Designing Unmanned Aircraft Systems - A Comprehensive Approach*. Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University Blacksburg.

LEISHMAN, J. Gordon

2006 *Principles of helicopter Aerodynamics*. Segunda edición. Nueva York: Cambridge University Press.

MASSACHUSETTS INSTITUTE OF TECHNOLOGY (MIT)

Performance of Propellers. Consulta: 11 de octubre de 2015.

<http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node86.html>

MICRODRONES

Microdrones - Applications. Consulta: 19 de octubre de 2015.

<https://www.microdrones.com/en/applications/>

MORGADO, J. y otros

2015 "High altitude propeller design and analysis". Artículo en *Aerospace Science And Technology*. Portugal: University of Beira Interior. Consulta: 10 de mayo de 2016.

<http://www.sciencedirect.com.ezproxybib.pucp.edu.pe:2048/science/article/pii/S1270963815001881>

MORGADO, J., M. SILVESTRE y J. PÁSCOA

2014 "Validation of New Formulations for Propeller Analysis". Artículo en *Journal of Propulsion and Power*. Portugal: University of Beira Interior.

MORIARTY, P. & A. HANSEN

2005 "AeroDyn Theory Manual". NREL: National Renewable Energy Laboratory [Technical Report]. Colorado, USA. Consulta: 10 de mayo de 2016.

<http://www.nrel.gov/docs/fy05osti/36881.pdf>

SELAH

2014 "Quadcopter Mechanics". En *UAV Society*. Consulta: 2 de junio de 2015.

<http://uav-society.blogspot.com/2014/06/quadcopter-mechanics.html>

SMITH, Richard

2013 "Moving Reference Frame for Computational Fluid Dynamics". En *Symscape: Computational Fluid Dynamics Software for All*. Consulta: 05 de abril de 2016

<http://www.symscape.com/blog/moving-reference-frame-for-cfd>

TURNER, Ryan

2010 *Design and Optimization of a Propeller for a Micro Air Vehicle Using Computational Fluid Dynamics*. Final Thesis Report. Sydney: University of New South Wales at the Australian Defense Force Academy.

UIUC APPLIED AERODYNAMICS GROUP

UIUC Propeller Data Site. Consulta: 07 de abril de 2016

<http://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>