

## RAE

1. TIPO DE DOCUMENTO: Trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERONÁUTICO.
2. TITULO: EVALUACIÓN DE UN MODELO SIMPLIFICADO DE HÉLICE PARA SIMULACIONES NUMÉRICAS CON ANSYS FLUENT.
3. AUTOR: Carlos G. Silva Gómez.
4. LUGAR: Bogotá, D.C.
5. FECHA: Abril de 2014.
6. PALABRAS CLAVE: Ángulo de ataque, coeficiente de empuje, coeficiente de potencia, eficiencia de la hélice, FAN, rotor, UAV.
7. DESCRIPCION DEL TRABAJO: En la presente investigación se utilizó la hélice 14x10E para realizar dos tipos de simulaciones en ANSYS FLUENT cuyos resultados fueron validados con los resultados publicados por el fabricante de la hélice (APC Propellers). El primer tipo de simulaciones utiliza una geometría compuesta por la hélice y un fuselaje esbelto representativo de aviones (monomotor) de una sola hélice ubicada en la parte delantera de la estructura, cada simulación de este primer grupo se realizó con un modelo de turbulencia RANS diferente (Spalart-Allmaras,  $k-\epsilon$ ,  $k-\omega$  y SST  $k-\omega$ ); el segundo tipo de simulación se realizó con un modelo simplificado de la geometría implementando la teoría del disco actuador y utilizando el modelo de turbulencia que más se destacó en la simulación del modelo complejo.
8. LINEAS DE INVESTIGACIÓN: Línea de investigación de la universidad, energía y vehículos. Núcleo temático, propulsión y energías.
9. METODOLOGÍA: Es de carácter empírico analítico, con enfoque en la investigación de energías y vehículos.
10. CONCLUSIONES: El modelo simplificado a pesar de no ser exacto en su predicción tiene una muy buena precisión con un error del 21,7% en  $C_p$ , 0,1 % en  $C_T$  y 25% para la eficiencia, comparado con los datos publicados por el fabricante de la hélice.

**EVALUACIÓN DE UN MODELO SIMPLIFICADO DE  
HÉLICE PARA SIMULACIONES NUMÉRICAS CON ANSYS  
FLUENT**

**CARLOS GIOVANNY SILVA GÓMEZ**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA SEDE BOGOTÁ  
FACULTAD DE CIENCIAS BÁSICAS E INGENIERÍA  
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA**

**BOGOTÁ D.C.**

**2015**

# **EVALUACIÓN DE UN MODELO SIMPLIFICADO DE HÉLICE PARA SIMULACIONES NUMÉRICAS CON ANSYS FLUENT**

**CARLOS GIOVANNY SILVA GÓMEZ**

*Trabajo presentado como requisito para la optar por el título profesional de  
Ingeniero Aeronáutico*

**Asesor: M.Sc. Ing. Jaime Alberto Escobar Gómez**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA SEDE BOGOTÁ  
FACULTAD DE CIENCIAS BÁSICAS E INGENIERÍA  
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA**

**BOGOTÁ D.C.**

**2015**

**Nota De Aceptación**

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

**Firma Del Presidente Del  
Jurado**

---

**Firma del Jurado**

---

**Firma del Jurado**

---

**Firma Asesor Metodológico**

**Bogotá D.C. 2015**

## **DEDICATORIA**

El esfuerzo para realizar este proyecto y los resultados que esto representa van dedicados a mis padres quienes siempre me han apoyado a lo largo de mi vida, a mi tío Jairo Gómez quien ha hecho posible que muchas de las cosas buenas que me han sucedido hayan sido posibles, a todos los seres que amo y amare durante mi existencia así como también a la fuerza de la vida quien es la que siempre me impulsa a superar los momentos difíciles que surgen en mi diario vivir.

**CARLOS GIOVANNY SILVA GÓMEZ**

## **AGRADECIMIENTOS**

El autor de la presente investigación expresa su agradecimiento a todas las personas que de una forma u otra influyeron de manera positiva para que este proyecto pudiese ser completado exitosamente. Se expresa un agradecimiento especial al ingeniero Pedro Jiménez quien dono la hélice estudiada en la presente investigación así como también al ingeniero Jaime Escobar por rescatar mi interés en la investigación y por encaminarme por el campo de la dinámica de fluidos computacional ya que a partir de esto pude adquirir un conocimiento que será de gran utilidad para mi vida.

## CONTENIDO

TABLA DE FIGURAS.....	9
LISTA DE TABLAS .....	11
NOMENCLATURA.....	12
GLOSARIO .....	13
RESUMEN.....	14
INTRODUCCIÓN .....	15
1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA .....	17
1.1 ANTECEDENTES.....	17
1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROYECTO .....	19
1.3 JUSTIFICACIÓN.....	19
1.4 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN .....	20
1.4.1 Objetivo General .....	20
1.4.2 Objetivos Específicos .....	20
1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES.....	21
1.5.1 Alcances.....	21
1.5.2 Limitaciones .....	21
2 MARCO TEÓRICO.....	22
2.1 ECUACIONES DE NAVIER-STOKES .....	22
2.2 CFD .....	25
2.3 CONDICIONES DE FRONTERA.....	27
2.3.1 Condición de frontera FAN .....	28
2.3.2 Condición de frontera “Pressure Farfield” .....	28
2.3.3 Condición de frontera “Pressure Farfield” .....	28
2.4 ELABORACIÓN DE MALLAS.....	29
2.4.1 Definición de Malla.....	29
2.4.2 Clasificación de las Mallas .....	29
2.4.3 Herramienta para Generación de Mallas en ICEM.....	31
2.5 MODELOS DE TURBULENCIA.....	32

2.5.1	Modelo Spalart-Allmaras .....	33
2.5.2	Modelo $K-\epsilon$ estándar .....	34
2.5.3	Modelo $K-\omega$ .....	37
2.5.4	(Shear Stress Transport) SST $K-\omega$ .....	38
2.6	CUERPOS ESBELTOS .....	39
2.7	HÉLICES .....	41
2.8	FUERZAS QUE ACTÚAN EN LA HÉLICE .....	44
2.9	ESTELA DE LA HÉLICE.....	45
3	METODOLOGÍA.....	46
4	DESARROLLO DE INGENIERÍA .....	48
4.1	PREPROCESAMIENTO .....	48
4.1.1	Construcción de la Geometría.....	48
4.1.2	Descripción de la Hélice.....	48
4.1.3	Fuselaje.....	51
4.2	GENERACIÓN DE LA MALLA.....	52
4.2.1	Descripción del $Y+$ .....	52
4.2.2	Elección De La Malla Para El Modelo Complejo .....	56
4.2.3	Elección de la Malla para el Modelo Simplificado .....	58
4.3	PROCESAMIENTO EN ANSYS FLUENT .....	60
4.3.1	Solución del Modelo Complejo.....	61
4.3.2	Solución del modelo simplificado .....	63
4.4	ANÁLISIS DE RESULTADOS .....	66
4.4.1	Resultados del Fabricante de la Hélice .....	66
4.4.2	Post – Procesamiento de los Resultados del Modelo Complejo .....	68
4.4.3	Post – Procesamiento De Los Resultados Del Modelo Simplificado..	83
5	CONCLUSIONES.....	91
5.1	RECOMENDACIONES.....	92
6	BIBLIOGRAFÍA .....	94
7	ANEXOS .....	97
7.1	Diagramas Y Figuras Ilustrativas .....	97
7.2	ILUSTRACION CONDICIONES DE FRONTERA.....	101

7.2.1	Modelo Complejo .....	101
7.2.2	Modelo Simplificado .....	102
7.3	CONFIGURACIÓN DEL PROCESAMIENTO EN ANSYS FLUENT .....	103
7.3.1	Solución Del Modelo Complejo .....	104
7.3.2	Solución Del Modelo Simplificado .....	107
7.4	PLANOS DE LA HÉLICE .....	109

## TABLA DE FIGURAS

Figura 1. Elemento de fluido infinitesimal. ....	23
Figura 2. Sinergia de los tres métodos para solución de problemas aerodinámicos. .....	26
Figura 3. Malla estructurada en 2D (izquierda); malla estructura multi-bloque en 3D (derecha) .....	30
Figura 4. Factores de corrección para el momento no estable en cuerpos de revolución. ....	40
Figura 5. Fuselaje esbelto en un flujo ideal (+ presión positiva) (- presión negativa). .....	40
Figura 6. Fuerzas actuando sobre una sección de la pala de la hélice en condiciones de flujo simétrico. ....	41
Figura 7. Vectores de velocidad a diferentes ángulos de ataque de la hélice. ....	43
Figura 8. Velocidad circunferencial inducida por la estela de hélice en el plano $x=0$ y el plano $x= \infty$ . ....	43
Figura 9. Avance de la lámina de vórtices hasta volverse un filamento de vórtice en la punta de la pala.....	45
Figura 10. Diagrama de flujo – Proceso lógico de la investigación. ....	47
Figura 11. Comparación de la representación computacional de la hélice y la geometría real.....	49
Figura 12. Planos de corte a lo largo de la envergadura – pala derecha.....	50
Figura 13. Cambio de la cuerda y ángulo de ataque local en cada plano de corte. .....	50
Figura 14. Elaboración del cuerpo esbelto.....	52
Figura 15. Imagen plano de corte de la malla. ....	56
Figura 16. Imagen del dominio computacional. ....	57
Figura 17. Imagen dominio de la hélice. ....	57
Figura 18. Física del funcionamiento del disco actuador. Fuente: (Lino, 2010) ....	64
Figura 19. Comparación de la variación del “ $C_T$ ” con respecto a “ $J$ ” para la hélice 11x8E.....	66
Figura 20. Comparación de la variación del “ $C_T$ ” con respecto a “ $J$ ” para la hélice 14x12E.....	67
Figura 21. Comparación de la variación del “ $C_T$ ” con respecto a “ $J$ ” para la hélice 17x12E.....	67
Figura 22. Comparación de resultados de presión total; a) Spalart-Allmaras; b) $k-\epsilon$ ; c) $k-\omega$ ; d) SST- $k\omega$ . ....	70
Figura 23. Comparación de resultados de la magnitud de velocidad; a)Spalart- Allmaras; b) $k-\epsilon$ ; c) $k-\omega$ ; d) SST- $k\omega$ .....	72

Figura 24. Comparación de resultados de la velocidad en el eje “y”; a)Spalart-Allmaras; b)k-ε; c)k-ω; d) SST-kω.....	74
Figura 25. Comparación de resultados de líneas de corriente para la magnitud de la velocidad; a)Spalart-Allmaras; b)k-ε; c)k-ω; d) SST-kω.....	76
Figura 26. Cambio de $C_T$ y $C_P$ con la velocidad – datos a 8000 RPM. ....	77
Figura 27. Convergencia empuje, a) S-A; b) K-ε; c) K-ω; d) SST. ....	78
Figura 28. Convergencia del arrastre, a) K-ε; b) S-A; c) K-ω; d) SST.....	78
Figura 29. Convergencia del momento, a) S-A; b) SST; c) K-ε; d) K-ω. ....	79
Figura 30. Contornos de Presión estática.....	84
Figura 31. Contornos de la magnitud de la velocidad.....	85
Figura 32. Contornos de la componente de la velocidad en la dirección del eje “y”. .....	86
Figura 33. Comparación- Resultados computacionales vs. APC; $C_T$ .....	89
Figura 34. Comparación- Resultados computacionales vs. APC; $C_P$ .....	90
Figura 35. Representación del sistema coordenado en FLUENT.....	97
Figura 36. Detalle de calidad de malla en la zona del fuselaje y la hélice. ....	98
Figura 37. Detalle de calidad de malla en la zona del fuselaje y el disco actuador. .....	99
Figura 38. Comparación de la variación del “ $C_P$ ” con respecto a “J” para la hélice 11x8E.....	99
Figura 39. Comparación de la variación del “ $C_P$ ” con respecto a “J” para la hélice 14x12E.....	100
Figura 40. Comparación de la variación del “ $C_P$ ” con respecto a “J” para la hélice 17x12E.....	100
Figura 41. Descripción de la configuración inicial de ANSYS Fluent. ....	103
Figura 42. Creación de la interface definitiva.....	103
Figura 43. Ilustración de la activación de la energía y el modelo de turbulencia. ....	104
Figura 44. Configuración de la condición de frontera “Pressure Far Field”.....	104
Figura 45. Configuración de la condición de frontera “Wall” para la hélice.....	105
Figura 46. Configuración de las condiciones de movimiento para el aire que rodea la hélice.....	106
Figura 47. Elección de los métodos de solución. ....	106
Figura 48. Monitores de los coeficientes de momento y de empuje. ....	107
Figura 49. Monitor del coeficiente de arrastre.....	107
Figura 50. Configuración de la condición de frontera FAN. ....	108

## LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Recopilación de medidas para 4 aeronaves significativas. ....	51
Tabla 2. Dimensiones máximas posibles para el fuselaje utilizado en la simulación de Fluent. ....	51
Tabla 3. Parámetros de entrada para el cálculo de la malla. ....	53
Tabla 4. Tamaño de la malla. ....	56
Tabla 5. Calidad de la malla compleja en términos de la cantidad de elementos..	58
Tabla 6. Calidad de la malla simplificada. ....	59
Tabla 7. Número de nodos y elementos para cada malla. ....	59
Tabla 8. Especificaciones técnicas de los computadores utilizados para la simulación. ....	60
Tabla 9. Condiciones de frontera. ....	62
Tabla 10. Variables de entrada para resolver las ecuaciones 32 hasta la 36. ....	65
Tabla 11. Resultados experimentales proporcionados por el fabricante. ....	77
Tabla 12. Convergencia últimos 100 pasos de tiempo – Empuje. ....	79
Tabla 13. Convergencia últimos 100 pasos de tiempo – Momento. ....	79
Tabla 14. Convergencia últimos 100 pasos de tiempo – Arrastre. ....	80
Tabla 15. Precisión en la predicción de resultados. ....	80

## NOMENCLATURA

$\vec{a}$	Vector de aceleración.
CD	Coeficiente de arrastre.
C <sub>T</sub>	Coeficiente de empuje.
C <sub>P</sub>	Coeficiente de potencia.
$\vec{F}$	Vector de fuerza.
J	Distancia avanzada por la hélice en una revolución.
$k$	Energía cinética turbulenta.
$m$	Masa.
$p$	Presión.
P	Potencia.
P <sub>A</sub>	Potencia disponible o útil ofrecida por un dispositivo de propulsión.
P <sub>E</sub>	Potencia generada en el eje del motor.
Re	Número de Reynolds.
$V_{local\ aire}$	Velocidad del aire en el MAC de la hélice.
$\vec{v}$	Vector de velocidad.
Y	Distancia desde la pared hasta el centroide de la primera celda de la malla.
$\rho$	Densidad.
$\varepsilon$	Disipación de la turbulencia.
$\ell$	Escala de longitud de la turbulencia.
$\vartheta$	Escala de velocidad de la turbulencia.
$\tau$	Esfuerzo cortante.
$\eta_{pr}$	Eficiencia de la hélice.
$\Delta t$	Paso de tiempo.
$\omega$	Velocidad angular (a no ser que se indique de otra forma).

## GLOSARIO

Azimut	Ángulo en el sentido de las agujas del reloj desde un punto norte.
Body Force	Fuerza que actúa sobre el volumen de un cuerpo (e.j. gravedad)
CAD	Diseño asistido por computador.
CFD	Dinámica de fluidos computacional.
Cluster (PC)	Grupo de computadores conectados en paralelo para procesar información.
Discretizar	Dividir un elemento en una cantidad finita de secciones.
Eddy	Vórtices formados en un fluido.
Exacto	Se refiere a cuan cerca del valor real se encuentra un valor medio.
MAC	Mean Aerodynamic Chord (cuerda media aerodinámica).
Momentum	Cantidad de movimiento de un cuerpo (o partícula).
Precisión	Dispersión del conjunto de valores obtenidos al medir varias veces una magnitud
RANS	Ecuaciones de Navier-Stokes promediadas en el tiempo.
UDF	Función definida por el usuario.

## RESUMEN

En los últimos años las aeronaves pequeñas propulsadas por hélices han recobrado popularidad en la industria de la aviación por su uso como aeronaves no tripuladas para diversas aplicaciones y por ello desarrollar métodos eficientes para mejorar su aerodinámica es de alta importancia. En la presente investigación se utilizó la hélice 14x10E, empleada en aeromodelos, para realizar dos tipos de simulaciones en ANSYS FLUENT cuyos resultados fueron validados con los resultados publicados por el fabricante de la hélice (APC Propellers). El primer tipo de simulaciones utiliza una geometría compuesta por la hélice y un fuselaje esbelto representativo de aviones (monomotor) de una sola hélice ubicada en la parte delantera de la estructura, cada simulación de este primer grupo se realizó con un modelo de turbulencia RANS diferente (Spalart-Allmaras,  $k-\varepsilon$ ,  $k-\omega$  y SST  $k-\omega$ ); el segundo tipo de simulación se realizó con un modelo simplificado de la geometría implementando la teoría del disco actuador y utilizando el modelo de turbulencia que más se destacó en la simulación del modelo complejo. Los resultados indican que los métodos utilizados predicen de buena manera el coeficiente de empuje de la hélice ( $C_T$ ) pero no logran buenos resultados calculando el coeficiente de potencia ( $C_P$ ).

## INTRODUCCIÓN

Actualmente los motores recíprocos y turborreactores que utilizan hélices no pueden ser aprovechados al máximo ya que pese a su elevada eficiencia no logran producir un empuje elevado (en comparación con los motores jet o cohete) debido a las limitaciones estructurales de las palas las cuales al alcanzar una velocidad en las puntas igual o superior a la velocidad del sonido durante su rotación generaran ondas de choque que producen vibraciones, las cuales eventualmente conllevarán a la ruptura de las palas.

Ya que la hélice puede ser considerada como un tipo de ala convencional que está en rotación (Anderson J. J., 1999) esta experimentará los mismos fenómenos producidos por las fuerzas de arrastre y sustentación que un ala fija. Estos efectos aerodinámicos no permiten que toda la potencia generada en el eje del motor (potencia en el eje;  $P_E$ ) sea convertida en empuje por la hélice, también llamada potencia disponible ( $P_A$ ; producto entre el empuje y la velocidad de vuelo). Parte de la energía suministrada por el motor se pierde en la componente de fuerza aerodinámica que se opone a la rotación de la hélice.

Por esta y otras razones que son presentadas en este documento se han generado varias soluciones a lo largo de la historia para aliviar las desventajas aerodinámicas de las hélices y de esta forma mejorar una característica muy importante de estos dispositivos conocida como la “eficiencia aerodinámica de la hélice” ( $\eta_{pr}$ ) para diferentes etapas del vuelo. Ejemplos de estas soluciones son las hélices de paso variable y las de velocidad constante, desarrolladas entre 1930 y 1940.

Ahora las hélices recobran poco a poco su importancia en la industria aeroespacial debido a la demanda a favor la eficiencia en el uso de las energías que propulsan a las aeronaves, y el creciente número de aeronaves no tripuladas que emplean estos sistemas de propulsión.

La investigación mediante los códigos de dinámica de fluidos computacional (CFD por sus siglas en inglés) es importante ya que permite predecir resultados muy cercanos a la realidad, disminuyendo la complejidad y costos de los métodos experimentales y con ello reduciendo los costos de diseño y producción. El problema radica en que el análisis y predicción de las propiedades físicas del flujo que interactúa con la hélice y el fuselaje es considerablemente complejo de lograr con la confiabilidad requerida por la industria. Por ello internacionalmente se trabaja en la concepción de alternativas que brinden soluciones para facilitar el

análisis y predicción de las características que tiene el aire durante el proceso de interacción con la hélice descrito con anterioridad.

Esta investigación pretende aportar una nueva forma de estudiar este fenómeno de una manera simplificada que permita predecir de manera adecuada el comportamiento de la corriente de aire al interactuar con una hélice y un fuselaje cilíndrico esbelto tras ella; la intención con estos métodos es disminuir el tiempo y complejidad de la investigación obteniendo resultados confiables y acertados.

# 1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

## 1.1 ANTECEDENTES

A lo largo de la historia en el mundo se han llevado a cabo múltiples estudios aerodinámicos con el fin de aprender acerca de las propiedades que tenían diferentes aeronaves al desplazarse por el aire, también se pretendía mejorar su eficiencia con el fin de obtener ciertos beneficios como son por ejemplo reducir costos operativos, aumentar la carga paga, mejorar rango y autonomía, entre otros. Estos estudios han sido en su mayoría de tipo experimental como el desarrollado en Estados Unidos por el departamento de sistemas de datos federales situado en Ohio titulado “High Altitude Propeller Design and Overview” (Colozza, 1998), debido a que solo en las últimas décadas la capacidad computacional ha sido lo suficientemente buena como para atreverse a llevar a cabo estos casos de investigación con el uso de software de dinámica de fluidos computacional obteniendo resultados cada vez más confiables.

Cuando se hace referencia a los análisis computacionales documentados en la aviación para hélices son muy escasos los ejemplares que están a disposición del público, (uno de estos documentos es la investigación de la universidad de Illinois titulada “Modeling of Propeller Aerodynamics and Slip Stream on Small UAVs in Real Time” (Selig, 2010)) ya que al parecer la mayoría de las investigaciones se han publicado para hélices que impulsan barcos, submarinos y para turbinas eólicas. Existe un denominador común en estos proyectos y es el hecho de que por lo general se trabaja con modelos complejos en los que se cuenta con una geometría muy detallada y por esta razón se elaboran mallas con un gran número de nodos y elementos. Los anteriores son factores que limitan las posibilidades de investigadores y académicos para trabajar en estos temas por los altos requerimientos de recursos computacionales necesarios para la resolución de cada caso; además, si el rotor (hélice o generador) forma parte de un sistema más complejo los costos computacionales para simular el flujo alrededor del mismo y el tiempo de solución aumentan dramáticamente volviéndose extrema e imprácticamente altos.

En la Universidad de San Buenaventura no se ha trabajado en profundidad con este tema debido a que en años anteriores no se contaba con buenos equipos de cómputo. Recientemente la capacidad computacional ha mejorado ejemplo de esto es la adquisición de un cluster de alto desempeño con el cual se han

desarrollado proyectos como el “High Lift Prediction Workshop” que demandaba un alto poder computacional para la solución de los casos propuestos, esto es alentador ya que durante el tiempo de desarrollo de las diferentes investigaciones realizadas en este campo el conocimiento colectivo en la materia ha crecido y con esto pueden resolverse casos más complejos

En la última década el método de análisis numérico de la dinámica de fluidos (CFD) se ha convertido en una herramienta de alta trascendencia para el desarrollo de nuevas tecnologías que permitan llevar a cabo un vuelo más eficiente, esto se debe a un mejor entendimiento de la dinámica del aire que es perturbado por el avance de la aeronave. Estas técnicas se convierten en una herramienta indispensable para optimizar la integración de la hélice con el sistema del avión ya que permite a los ingenieros comprender los fenómenos físicos y así elaborar hélices más eficientes y capaces de propulsar a los aviones en diferentes fases de vuelo.

ANSYS FLUENT se posiciona en la industria como un software líder en la predicción de estos fenómenos debido al notable nivel de precisión que tienen los resultados obtenidos con el uso de los modelos que se resuelven a través de este medio computacional. Cada método para realizar la simulación puede ser tan complejo como se crea conveniente pero si se logra obtener resultados cercanos a la realidad a partir de un modelo simple se tiene entonces una técnica que puede llegar a ser muy útil en la industria ya que este avance representará ahorro en costos de producción y tiempo de análisis. Para llevar a cabo este objetivo se debe utilizar un procedimiento compuesto por tres niveles básicos los cuales se conocen como pre-procesamiento, solución o procesamiento y post-procesamiento. Para obtener resultados de buena calidad se debe tener cuidado en cada paso mencionado anteriormente. En el pre-procesamiento se genera la geometría del objeto a evaluar (en este caso la hélice y el fuselaje) la cual se importa al módulo de enmallado en CFD (en este caso se utilizó ANSYS ICEM) que permite discretizar el espacio alrededor de la geometría; posteriormente se realiza el procesamiento que obtiene la solución de las incógnitas que determinan las propiedades físicas del fluido alrededor del objeto de interés y por último en el post-procesamiento se crean las gráficas que ilustran los resultados obtenidos.

## 1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROYECTO

En términos generales al plantear un modelo para determinar las características aerodinámicas de una aeronave con el método numérico de CFD, utilizando todo el conjunto del avión (incluyendo la hélice y despreciando las superficies de control), se genera un caso de estudio bastante complejo debido a que la creación del dominio computacional que discretiza el entorno de la aeronave debe convertirse en un entorno dinámico que se acople a la forma de la hélice en cada instante de tiempo durante la rotación, lo cual hace que la creación de la malla pueda demorarse y demanda una gran capacidad computacional para la solución del caso.

De esta forma surge la pregunta que rige el proyecto a desarrollar ¿Es posible modelar la hélice de un avión en ANSYS FLUENT de manera simplificada obteniendo resultados válidos para la asimilación en un avión completo?

## 1.3 JUSTIFICACIÓN

El desarrollo de esta investigación tiene un impacto importante en el campo investigativo aeronáutico del país ya que las técnicas de solución en CFD son relativamente nuevas en Colombia y hay mucho que aprender de ellas.

Cabe anotar que el proceso de diseño se mejoraría en gran medida mediante la implementación de las simulaciones computacionales de la dinámica de fluidos y también de los módulos de análisis estructural ya que permiten conocer con antelación el comportamiento de la aeronave bajo ciertas condiciones de interés, esto brinda al investigador más conocimiento acerca de las condiciones operativas de la aeronave y muy seguramente tendrá en cuenta esta información durante el proceso de diseño del prototipo experimental, causando así una mayor probabilidad de éxito en las primeras pruebas y una menor cantidad de revisiones al diseño.

En el caso particular de este proyecto al validar la información aerodinámica más relevante ( $C_T$ ,  $C_P$ ,  $\eta_{Pr}$ ) de una hélice perteneciente a un avión monomotor, de la cual se tengan todos los datos aerodinámicos experimentales pertinentes para desarrollar el proyecto, se puede mejorar la técnica de análisis para CFD utilizada en la Universidad San Buenaventura enriqueciendo el semillero de investigación de dinámica de fluidos computacional, así como también se puede hacer un

importante aporte a la industria aeroespacial ya que si se valida un modelo simplificado para el análisis de la hélice los investigadores reducirán el tiempo de diseño preliminar en aeronaves de hélice y también se facilitará el estudio del flujo de aire que interactúa con la hélice y el resto del avión.

Ya se tiene experiencia en el uso de este tipo de software debido a que se han realizado diversos proyectos (e.g. (AIAA, 2013)) en la universidad con esta herramienta, este hecho reduce el tiempo de desarrollo del proyecto porque no hay que aprender acerca de las capacidades del software desde cero.

Al contar con licencias de ANSYS y equipos capaces de llevar a cabo los procesos de simulación se pueden desarrollar estas tareas en las instalaciones de la universidad y así mismo se puede contar con la asesoría de los docentes del área de dinámica de fluidos que tienen experiencia en estos temas. Por todo esto se puede decir que el desarrollo de este proyecto es factible.

## 1.4 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN

### 1.4.1 Objetivo General

Evaluar la exactitud de un modelo simplificado de una hélice para la simulación del flujo de aire alrededor de un cuerpo cilíndrico en ANSYS FLUENT.

### 1.4.2 Objetivos Específicos

- Determinar de manera cualitativa y cuantitativa las características físicas de presiones, vorticidad, sustentación y arrastre del aire en la estela de la hélice obtenidas a partir del modelo detallado y simplificado.
- Cuantificar las diferencias en los coeficientes aerodinámicos de empuje, potencia, eficiencia de la hélice y la física del flujo en la estela obtenidos por medio de una simulación numérica detallada de la hélice, una simulación del modelo simplificado y datos del fabricante de la hélice.

- Proponer recomendaciones sobre el uso del modelo simplificado de la hélice en la simulación de una aeronave completa.

## 1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES

### 1.5.1 Alcances

- Obtención de los coeficientes aerodinámicos  $C_T$  y  $C_P$  así como la eficiencia de la hélice para cada modelo (i.e. detallado y simplificado) durante la fase de crucero.
- Se utilizará ANSYS ICEM para generar la malla del dominio computacional y ANSYS FLUENT como solucionador.
- Las imágenes y resultados se obtendrán mediante las herramientas de post-procesamiento de ANSYS CFD con la intención de obtener una ilustración cualitativa de los resultados en el flujo que genera la estela de la hélice.
- Las mallas desarrolladas serán dejadas a disposición de la Universidad.

### 1.5.2 Limitaciones

- El proyecto se limita al estudio de una única hélice perteneciente a un avión monomotor.
- El fuselaje se modelará como un cuerpo cilíndrico esbelto.
- No se modelará el fuselaje de un avión en específico.
- El modelo simplificado se limita a las opciones de condiciones de frontera disponibles en ANSYS FLUENT.
- No se crearán funciones definidas por el usuario (UDF) específicas para este caso así como tampoco se realizará análisis de convergencia de mallas, esto último se omite por cuestiones de tiempo y recursos computacionales ya que estudiará la solución de 4 modelos turbulentos.

## 2 MARCO TEÓRICO

El presente estudio involucra el análisis numérico del funcionamiento de una hélice (perteneciente a un avión monomotor) unida a un cuerpo cilíndrico esbelto, que emula la presencia de un fuselaje, así como del comportamiento y propiedades físicas del flujo de aire que interactúa con estos elementos durante la fase de vuelo denominada como crucero. Para esto fue necesario aplicar todos los conocimientos en dinámica computacional de fluidos (enmarcados dentro de las limitaciones del proyecto) así como los conocimientos aerodinámicos aplicables al estudio del rendimiento de las hélices.

### 2.1 ECUACIONES DE NAVIER-STOKES

Las ecuaciones de Navier-Stokes son las ecuaciones diferenciales parciales que describen el comportamiento de los fluidos aplicando la segunda ley de Newton a su comportamiento en el espacio, esta ley está basada en el principio de la conservación del momentum.

$$\sum \vec{F} = m \vec{a}$$
$$\sum \vec{F} = D \frac{(m\vec{v})}{Dt} = \frac{\delta(m\vec{v})}{\delta t} + \frac{\delta(m\vec{v})}{\delta x} \frac{\delta x}{\delta t} + \frac{\delta(m\vec{v})}{\delta y} \frac{\delta y}{\delta t} + \frac{\delta(m\vec{v})}{\delta z} \frac{\delta z}{\delta t}$$

*Ecuación 1.*

Por cuestiones de simplicidad se asumirá que la segunda ley de Newton expuesta en la Ecuación 1 (Anderson Jr., 1984) solo se evalúa en la dirección del eje "x", en este caso " $\vec{F}_x$ " corresponde a la suma de todas las fuerzas que actúan sobre un elemento diferencial de fluido en la dirección de dicho eje del sistema coordenado. Si se ignoran las cargas de cuerpo (body forces) la fuerza neta que se ejerce en el cuerpo infinitesimal de fluido en movimiento se deberá solamente a la distribución de esfuerzos generados por la presión y la viscosidad sobre la superficie del elemento como lo muestra la Figura 1.

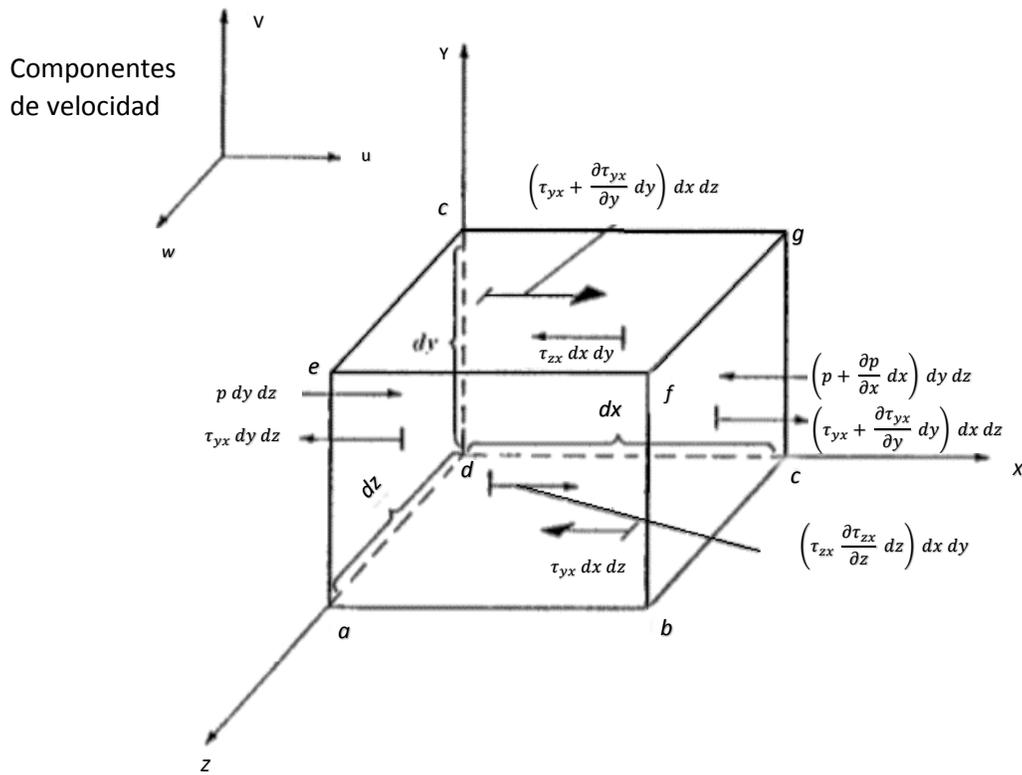


Figura 1. Elemento de fluido infinitesimal. (Anderson Jr., 1984)

Al observar la base de este elemento infinitesimal de fluido se puede percibir que la única fuerza que allí aparece va en el sentido negativo del eje “x” y como se mencionó antes se debe al esfuerzo cortante “ $\tau_{yx} \, dx \, dz$ ” producido por las fuerzas viscosas que a su vez generan una variación de la velocidad del fluido a medida que el observador se desplaza a lo largo del eje “y”. Por convención se asume que en el sentido positivo de los ejes coordenados aumenta la velocidad, por ello se ha situado el incremento de la fuerza “ $(\tau_{yx} + \frac{\delta \tau_{yx}}{\delta y} dy) \, dx \, dz$ ” en la cara “efgh” del elemento infinitesimal ya que esa capa de fluido avanza más rápidamente que la capa correspondiente a la base del cubo. Ese mismo tipo de convención y efecto con las fuerzas viscosas y de presión se repite en las otras caras del elemento. Hay que agregar que en las caras perpendiculares al eje “x” no se tienen en cuenta los esfuerzos tangenciales solamente los normales junto con la fuerza en la dirección de este eje que resulta de la presión que el fluido ejerce sobre estas dos caras (“bcfg” y “adeh”).

De lo anterior se tiene que la fuerza neta “ $\vec{F}_x$ ” ejercida sobre el elemento infinitesimal de fluido se puede expresar de la siguiente manera:

$$\vec{F}_x = \left[ p - \left( p + \frac{\delta p}{\delta x} dx \right) \right] dydz + \left[ \left( \tau_{xx} + \frac{\delta \tau_{xx}}{\delta x} dx \right) - \tau_{xx} \right] dydz + \left[ \left( \tau_{yx} + \frac{\delta \tau_{yx}}{\delta y} dy \right) - \tau_{yx} \right] dx dz + \left[ \left( \tau_{zx} + \frac{\delta \tau_{zx}}{\delta z} dz \right) - \tau_{zx} \right] dx dy$$

*Ecuación 2.*

Por la segunda ley de Newton la Ecuación 2 (Anderson Jr., 1984) es equivalente a “ $m\vec{a}_x$ ”. Considerando que la masa se puede definir como “ $m = \rho dx dy dz$ ” y que la aceleración de un elemento de fluido corresponde a la tasa de cambio en el tiempo de la velocidad, se tiene que la componente de aceleración en la dirección “x” denotada por “ $\vec{a}_x$ ” es simplemente la tasa de cambio en el tiempo de la velocidad “u”. Ya que se está siguiendo una partícula de fluido en movimiento, esta tasa de cambio en el tiempo está dada por la derivativa substancial, por lo tanto se tiene (Ecuación 3, (Anderson Jr., 1984)):

$$\vec{a}_x = \frac{D u}{D t}$$

*Ecuación 3.*

Lo que lleva a definir la siguiente expresión.

$$\rho \frac{D u}{D t} = -\frac{\delta p}{\delta x} + \frac{\delta \tau_{xx}}{\delta x} + \frac{\delta \tau_{yx}}{\delta y} + \frac{\delta \tau_{zx}}{\delta z}$$

*Ecuación 4.*

La anterior expresión (Ecuación 4, (Anderson Jr., 1984)) corresponde a la descripción de la fuerza neta o la Ecuación de momentum en la dirección del eje “x” que experimenta un flujo viscoso. Siguiendo el mismo razonamiento se pueden determinar los compontes para los ejes “y” y “z” (Ecuación 5, (Anderson Jr., 1984)).

$$\rho \frac{D u}{D t} = -\frac{\delta p}{\delta y} + \frac{\delta \tau_{xy}}{\delta x} + \frac{\delta \tau_{yy}}{\delta y} + \frac{\delta \tau_{zy}}{\delta z}$$

$$\rho \frac{D v}{D t} = -\frac{\delta p}{\delta z} + \frac{\delta \tau_{xz}}{\delta x} + \frac{\delta \tau_{yz}}{\delta y} + \frac{\delta \tau_{zz}}{\delta z}$$

*Ecuación 5.*

Estas son las ecuaciones de momentum correspondientes a cantidades escalares, también se les conoce como las ecuaciones de Navier-Stokes en honor al francés M. Navier y el inglés G. Stokes. La forma general de estas ecuaciones para flujos no estacionarios, compresibles, viscosos y en tres dimensiones se presenta en la Ecuación 6 (Anderson Jr., 1984).

$$\begin{aligned}
\rho \frac{\delta u}{\delta t} + \rho u \frac{\delta u}{\delta x} + \rho v \frac{\delta u}{\delta y} + \rho w \frac{\delta u}{\delta z} &= -\frac{\delta p}{\delta x} + \frac{\delta}{\delta x} \left( \lambda \nabla \cdot \mathbf{V} + 2\mu \frac{\delta u}{\delta x} \right) + \frac{\delta}{\delta y} \left[ \mu \left( \frac{\delta v}{\delta x} + \frac{\delta u}{\delta y} \right) \right] + \frac{\delta}{\delta z} \left[ \mu \left( \frac{\delta u}{\delta z} + \frac{\delta w}{\delta x} \right) \right] \\
\rho \frac{\delta v}{\delta t} + \rho u \frac{\delta v}{\delta x} + \rho v \frac{\delta v}{\delta y} + \rho w \frac{\delta v}{\delta z} &= -\frac{\delta p}{\delta y} + \frac{\delta}{\delta x} \left[ \mu \left( \frac{\delta v}{\delta x} + \frac{\delta u}{\delta y} \right) \right] + \frac{\delta}{\delta y} \left( \lambda \nabla \cdot \mathbf{V} + 2\mu \frac{\delta v}{\delta y} \right) + \frac{\delta}{\delta z} \left[ \mu \left( \frac{\delta w}{\delta y} + \frac{\delta v}{\delta z} \right) \right] \\
\rho \frac{\delta w}{\delta t} + \rho u \frac{\delta w}{\delta x} + \rho v \frac{\delta w}{\delta y} + \rho w \frac{\delta w}{\delta z} &= -\frac{\delta p}{\delta z} + \frac{\delta}{\delta x} \left[ \mu \left( \frac{\delta v}{\delta z} + \frac{\delta w}{\delta x} \right) \right] + \frac{\delta}{\delta y} \left[ \mu \left( \frac{\delta w}{\delta y} + \frac{\delta v}{\delta z} \right) \right] + \frac{\delta}{\delta z} \left( \lambda \nabla \cdot \mathbf{V} + 2\mu \frac{\delta w}{\delta z} \right)
\end{aligned}$$

Ecuación 6.

$$\frac{D(\delta m)}{Dt} = \frac{D\rho}{Dt} + \rho (\mathbf{V} \cdot \nabla) = 0$$

Ecuación 7.

Para analizar fluidos incompresibles y no viscosos el grupo de expresiones reunidas en la Ecuación 6 junto con la ecuación de continuidad (Ecuación 7, (Anderson Jr., 1984)) son suficientes; sin embargo si se quiere analizar un flujo compresible se debe agregar una Ecuación extra conocida como la Ecuación de la energía. Si además de esto se quiere analizar un flujo turbulento las variables de flujo en la Ecuación 6 pueden asumirse como valores promedio en el tiempo a lo largo de fluctuaciones turbulentas y el término “ $\mu$ ” (coeficiente de transporte de momento y energía molecular) puede remplazarse con “ $\mu + \varepsilon$ ” en donde épsilon corresponde a la viscosidad de eddy (Anderson Jr., 1984).

## 2.2 CFD

La dinámica de fluidos computacional está regida por las mismas ecuaciones básicas que describen los aspectos físicos que gobiernan a los fluidos “conservación de la masa, la segunda ley de Newton o ley de la conservación del momentum y la conservación de la energía”, estos principios fundamentales pueden ser expresados en términos de ecuaciones matemáticas las cuales en su forma más general son ecuaciones diferenciales parciales no lineales.

“La dinámica de fluidos computacional consiste en reemplazar las derivativas integrales o parciales en estas ecuaciones mediante formas algebraicas discretizadas, las cuales son resueltas con el fin de obtener números para las variables de un campo de flujo en puntos discretos en el tiempo y/o espacio. El producto final de CFD es un rango de números ofrecidos como respuesta a diferencia de una solución analítica” ( Anderson J. , 1995).

La dinámica de fluidos computacional constituye una nueva aproximación a la búsqueda de soluciones en el estudio y desarrollo de toda la disciplina de la dinámica de fluidos. Durante los años 1600 y 1700 las bases de la dinámica de fluidos experimental se dieron en Francia e Inglaterra. En los años 1800 y 1900 comenzó a verse la evolución de los fundamentos teóricos de la dinámica de fluidos, principalmente en Europa. Como resultado, a lo largo del siglo XX el estudio y práctica de este conocimiento involucraban el uso de la teoría pura así como de la práctica experimental por separado. Esta evolución continuó hasta que durante la década de 1960 estos dos métodos se integraron a estas investigaciones al mismo tiempo que la tecnología digital combinada con el desarrollo de algoritmos para computadores, lo que permitió resolver problemas numéricos relativamente simples de dinámica de fluidos. Esta evolución continúa hoy día en donde se cuenta con una avanzada tecnología de procesamiento y algoritmos mejorados que permiten predecir fenómenos naturales complejos alcanzando un rango de precisión cada vez más alto.

CFD surge como una tercera herramienta (Figura 2) para el estudio de los fluidos con una validez equiparable a los métodos puramente experimentales y teóricos, lo cual ha causado que se alcance un proceso más completo al momento de brindar soluciones a problemas aerodinámicos que surgen cotidianamente en las diferentes industrias que utilizan los fluidos como medio de desarrollo.

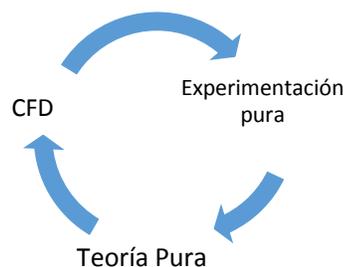


Figura 2. Sinergia de los tres métodos para solución de problemas aerodinámicos. ( Anderson J. , 1995).

Estas tres aproximaciones trabajan en una sinergia para lograr la resolución de los casos de estudio que los investigadores se plantean. CFD entonces ayuda a interpretar y entender los resultados teóricos y experimentales. Los resultados de estos programas computacionales son directamente análogos a los resultados

obtenidos en un túnel de viento de laboratorio, estos presentan información acerca de un flujo de aire dado bajo diferentes configuraciones de número Mach, número de Reynolds, etc. Sin embargo a diferencia del túnel de viento, asociado generalmente a muy altos costos de instalación, mantenimiento y operación así como complejidad de los modelos de prueba, el software de CFD es algo que puede ser portado en las manos del usuario dentro de su computador o puede ser de acceso remoto a través de un servidor, es como tener un túnel de viento portátil.

Hay que tener claro que las investigaciones realizadas en estos programas son experimentos numéricos basados en principios como el de las diferencias finitas que brindan una aproximación al comportamiento real de un fenómeno. Esta aproximación presenta un determinado porcentaje de error que depende de la calidad de los métodos numéricos que se utilicen para llegar a la solución correspondiente a cada caso.

Dar validez a los resultados obtenidos numéricamente en CFD que pueden cambiar acorde al tipo de análisis que se realice, (e.g. utilización de diferentes modelos de turbulencia) mediante la comparación con resultados experimentales obtenidos en un túnel de viento es importante con el fin de brindar confianza en los resultados obtenidos.

La precisión de los resultados en CFD puede cambiar de acuerdo a los datos de entrada o condiciones de frontera que se ingresen al caso, factores como la calidad de la malla que segmenta el dominio computacional, activación de las ecuaciones para flujo compresible o incompresible; asumir un flujo viscoso o no viscoso, laminar o turbulento incide de manera importante en los resultados de la simulación en el software de CFD.

## 2.3 CONDICIONES DE FRONTERA

Una condición de frontera es un parámetro que el software encargado de llevar acabo la simulación necesita en su algoritmo matemático, este dato es usado como punto de partida para encontrar los valores de las variables físicas a analizar en todo el volumen de control que está siendo estudiado.

En primera instancia para la simulación que se ha llevado a cabo en este proyecto se investigaron varios tipos de condiciones de frontera para el modelo de hélice complejo y el simplificado; al final se determinó que las más convenientes eran la condición de frontera “Moving Wall” para la hélice del modelo complejo y “FAN”

para el simplificado. A continuación se explica de manera general el funcionamiento de la condición “FAN” que introduce en puntos específicos del dominio variables del flujo con base en las características de desempeño del mismo dadas por el usuario.

### 2.3.1 Condición de frontera FAN

Este es un modelo de parámetros agrupados que puede usarse para determinar el efecto de un ventilador, con características conocidas, en algunos campos de fluido ya sean simples o complejos (ANSYS, Fan Boundary Conditions). Esta condición de frontera permite ingresar una función empírica que gobierne la relación entre el aumento de presión y la tasa de flujo que pasa a través del ventilador. Además se pueden especificar las componentes radiales y tangenciales de la velocidad del fluido en rotación. Se debe tener en cuenta que esta condición no provee una descripción completa del flujo cuando se pretende obtener información detallada de la corriente de aire que pasa por las palas del ventilador; en lugar de ello puede indicar la cantidad de flujo que pasa por este.

### 2.3.2 Condición de frontera “Pressure Farfield”

Es usada para modelar una corriente de aire libre en las lejanías de las superficies estudiadas incorporando información del número Mach y condiciones estáticas especificadas por el usuario. Esta condición de frontera es conocida como una "condición de frontera característica" ya que utiliza propiedades características del flujo para determinar las variables del fluido en los alrededores.

### 2.3.3 Condición de frontera “Pressure Farfield”

Utilizada para diferenciar las regiones sólidas de las que son parte del fluido. En flujos viscosos la activación de la condición "non-slip" permite a FLUENT tener en cuenta el rozamiento que existe entre el aire y las paredes para obtener un desarrollo de la capa límite más cercano a la realidad.

La condición de pared puede ser estacionaria o móvil; cuando es estacionaria la superficie se considera como una pared fija mientras que la condición móvil se puede usar para especificar una velocidad (o sus componentes) translacional o rotacional de la pared.

## 2.4 ELABORACIÓN DE MALLAS

### 2.4.1 Definición de Malla

Una malla es la representación discretizada de un elemento que se desea analizar (dominio geométrico). Esencialmente se compone de celdas de diferentes tamaños que son utilizadas para resolver un problema como lo es en este caso la obtención de las propiedades del fluido que rodea a la hélice y geometría simplificada del fuselaje en la fase de vuelo de crucero. Algunas partes de la malla pueden ser agrupadas en regiones para lograr un modelo más ordenado, estas regiones también pueden ser usadas para asignar condiciones de frontera que sirven para la posterior solución del caso. Debido a que estas celdas son utilizadas en la programación interna del software para solucionar ecuaciones diferenciales parciales y ordinarias por medio de métodos numéricos es importante lograr una buena calidad en su elaboración. Estas mallas pueden emplearse en diferentes tipos de estudios abarcando campos tan diversos como el geográfico y el estructural para solucionar problemas de diseño de gran complejidad.

### 2.4.2 Clasificación de las Mallas

- *Mallas Estructuradas*

Una malla estructurada se caracteriza por una conectividad regular (en donde sus vértices son topológicamente similares), en forma de cuadrícula que se puede clasificar en arreglos bidimensionales y tridimensionales, esto restringe la elección del tipo de elementos utilizados para la construcción dependiendo de si el análisis será “2D” o “3D”. En la primera situación se podrán implementar elementos con forma de cuadrilátero para mallas estructuradas y en el caso de problemas en tercera dimensión se podrán usar hexaedros. Este tipo de mallas permiten al usuario un alto nivel de control ya que son muy eficientes cuando se distribuyen en un espacio soportando grandes relaciones de elongación o de compresión antes de que su deformación pueda generar errores en la solución del caso. Sin embargo si la geometría es muy complicada estas mallas no se adaptan

adecuadamente y debido a los ángulos tan amplios que en algunos casos deben deformarse en los vértices de las celdas perderán las proporciones de su Figura y provocarán una solución errónea.

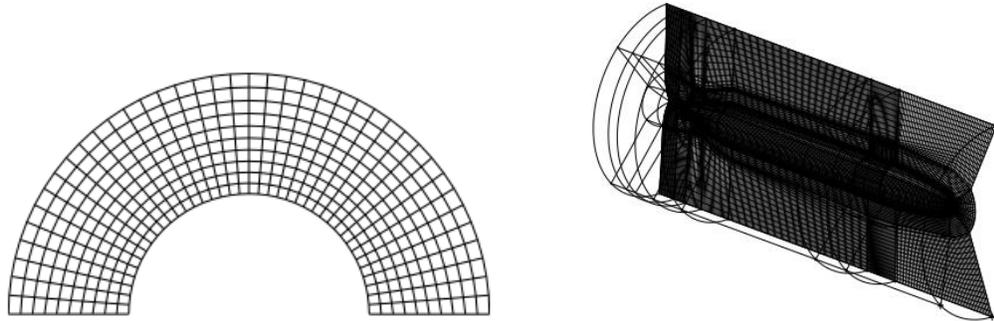


Figura 3. Malla estructurada en 2D (izquierda); malla estructura multi-bloque en 3D (derecha). (Bern & Plassmann, s.f.).

Dentro de la clasificación de la distribución estructurada del espacio se cuenta también con la opción de las mallas multibloque (Figura 3) las cuales están compuestas por pequeños grupos de mallas estructuradas. Están consideradas en sí mismas, globalmente, como un conjunto de mallas estructuradas que como resultado producen elementos de gran calidad, ofrecen un desempeño más eficientemente cuando el caso se soluciona con procesadores en paralelo y también si se tiene una superficie complicada para enmallar varios grupos de mallas estructuradas pueden adaptarse mejor a la geometría. En este caso el usuario debe suministrar la topología de la malla pero el resto del proceso de creación es automatizado por el algoritmo interno del sistema.

- *Mallas No Estructuradas*

Una malla no estructurada se caracteriza por una conectividad irregular presentándose así una variación arbitraria de las formas de los elementos en las zonas donde se presentan vértices, generalmente utilizan elementos triangulares en casos de 2 dimensiones y tetraedros en problemas de 3 dimensiones. Lo anterior permite que esta clase de mallas se adapten a geometrías complejas en una mejor manera que la estructuradas; sin embargo, la generación de estas celdas puede escapar al control del usuario en ciertas áreas ya que los elementos tetraédricos no se elongan de una buena manera y esto puede generar un porcentaje de error importante en los resultados; por lo anterior es importante contar con una buena geometría o modelo en CAD ya que pequeños defectos en la Figura pueden inducir estos errores por adaptación. Las mallas no estructuradas

requieren un mayor recurso en memoria de computador ya que la ubicación de nodos y su conectividad debe ser guardada explícitamente en un archivo.

- *Mallas Híbridas*

Una malla híbrida es una composición de zonas estructuradas y no estructuradas distribuidas eficientemente, de tal forma que las partes de la geometría que son complejas pueden discretizarse con elementos no estructurados mientras que las zonas regulares pueden enmallarse con elementos estructurados. Se componen de triángulos y cuadriláteros en problemas de 2 dimensiones así como de prismas, tetraedros y pirámides para casos de tres dimensiones.

#### 2.4.3 Herramienta para Generación de Mallas en ICEM

ICEM ofrece la capacidad de crear mallas paramétricamente a partir de las superficies pertenecientes a la geometría en varios estilos, por ejemplo, mallas no estructuradas con hexaedros, elementos prismáticos y piramidales así como mallas superficiales con cuadriláteros y triángulos. En general los módulos de mallado en ICEM se refieren a mallas compuestas por tetra-, hexa- y prismas así como a las del tipo híbrido y las de superficie con elementos “Shell”.

Mallas del tipo Hexa-: Este módulo de ICEM CFD es semiautomático y presenta una rápida generación de multibloques estructurados o volúmenes hexaédricos. Los bloques pueden ser ajustados a la geometría CAD interactivamente manejando el espaciado entre nodos y capas de celdas. El sistema puede generar mallas que se agrupan sus bloques de celdas en forma de “O” automáticamente para adaptarse mejor al cuerpo del elemento que se está mallando.

Mallas del tipo Tetra: Es una herramienta que trabaja desde la superficie del objeto y a partir de ella avanza hasta las fronteras del volumen de control subdividiendo en pequeños elementos todo el espacio que encuentra a su paso utilizando el método Octree. Para mayor información acerca de este y otros métodos de mallado se recomienda referirse a (MORCILLO, 2000).

Este método es apropiado particularmente para geometrías complejas conformadas por elementos no regulares y ángulos agudos y ofrece herramientas para hacer un refinamiento mediante adaptación local de regiones o también para

volver la malla más gruesa en otras partes del volumen de control aumentando el tamaño de los elementos que la componen.

Malla del tipo híbrido: Crea mallas híbridas conformadas por capas de prismas cerca a las superficies que el usuario determine convenientes mientras que las zonas que vayan a ser utilizadas como interiores pueden ser discretizadas con el uso de elementos tetraédricos mediante la opción de creación de prismas. En comparación a las mallas completamente hechas de tetraedros, las mallas híbridas que tienen capas de prismas cerca a la superficie permiten un modelamiento más adecuado del espacio para captar la física del campo de flujo cerca a las paredes, lo cual resulta en modelos de análisis más pequeños, mejor convergencia en la solución y una optimización en los resultados.

## 2.5 MODELOS DE TURBULENCIA

Los flujos turbulentos se caracterizan por tener campos de velocidad fluctuantes; estas fluctuaciones integran cantidades transportadas por el flujo tales como el momentum, energía y concentración de sustancias (o partículas) por lo cual estas propiedades también van cambiando en el tiempo. Debido a que estas fluctuaciones pueden ser de pequeña escala y alta frecuencia, requieren un alto recurso computacional para poder ser simuladas directamente en flujos de uso común en ingeniería. En lugar de esto las ecuaciones que gobiernan la física de los fluidos son promediadas en el tiempo o manipuladas matemáticamente para remover escalas de fluctuaciones pequeñas lo cual resulta en grupos de ecuaciones modificadas que exigen menos a los computadores en los cuales se llevan a cabo las simulaciones para llegar a una solución de las propiedades del flujo. Sin embargo estas ecuaciones contienen variables adicionales y desconocidas, por esto los modelos de turbulencia son necesarios para calcular estas variables en términos de cantidades conocidas. La explicación de los modelos de turbulencia se extrae de la ayuda del software ANSYS FLUENT (ANSYS Fluent Manual, s.f.).

### 2.5.1 Modelo Spalart-Allmaras

Es un modelo turbulento relativamente sencillo que resuelve una Ecuación de transporte modelada para la viscosidad cinemática de eddy “ $\nu$ ” y se representa por la Ecuación 8 (ANSYS Fluent Manual, s.f.), en ella  $G_\nu$  es el término de producción de viscosidad turbulenta y  $Y_\nu$  representa la destrucción del mismo fenómeno que ocurre en la región cercana a las paredes debido al amortiguamiento viscoso;  $\sigma_{\tilde{\nu}}$  y  $C_{b2}$  son constantes mientras que  $S_{\tilde{\nu}}$  es un término que define el usuario. Ya que la energía cinética turbulenta “ $k$ ” no se calcula en este modelo el último término de la Ecuación 9 (ANSYS Fluent Manual, s.f.) se ignora cuándo se calculan los esfuerzos de Reynolds (“ $\overline{u'_i u'_j}$ ”, son los cambios instantáneos de la velocidad promediados en el tiempo).

$$\frac{\delta}{\delta t}(\rho\tilde{\nu}) + \frac{\delta}{\delta x_i}(\rho\tilde{\nu}u_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}}\left[\frac{\delta}{\delta x_j}\left\{(\mu + \rho\tilde{\nu})\frac{\delta\tilde{\nu}}{\delta x_j}\right\} + C_{b2}\rho\left(\frac{\delta\tilde{\nu}}{\delta x_j}\right)^2\right] - Y_\nu + S_{\tilde{\nu}}$$

*Ecuación 8.*

$$-\rho\overline{u'_i u'_j} = \mu_t\left(\frac{\delta u_i}{\delta x_j} + \frac{\delta u_j}{\delta x_i}\right) - \frac{2}{3}\left(\rho k + \mu_t\frac{\delta u_j}{\delta x_j}\right)\delta_{ij}$$

*Ecuación 9.*

Este modelo representa una clase relativamente nueva de modelos de una Ecuación en los que no es necesario calcular una escala de longitud relacionada al espesor local de la capa de esfuerzos cortantes. Spalart-Allmaras fue diseñado específicamente para aplicaciones aeroespaciales que involucran flujos unidos a las paredes (Wall-bounded flow) y a lo largo del tiempo ha mostrado buenos resultados simulando flujos en los que la capa límite enfrenta gradientes de presión adversos, también ha ganado popularidad en aplicaciones para turbomaquinaria (ANSYS Fluent Manual, s.f.).

En su forma original este es un modelo para números bajos de Reynolds, por lo que requiere que las regiones de mayor viscosidad de la capa límite tengan una resolución de malla apropiada. No obstante en FLUENT se le han incorporado funciones de pared que se activan cuando la malla no es lo suficientemente fina; este hecho hace del Spalart-Allmaras una muy buena opción en simulaciones que hacen uso de mallas gruesas donde el cálculo acertado del flujo turbulento no es un factor crítico; además las magnitudes de los gradientes cercanos a la pared dadas por la variable de transporte en este modelo son mucho menores que los gradientes de las variables de transporte en los modelos “ $k$ - $\epsilon$ ” o “ $k$ - $\omega$ ”. Esto

contribuye a que el modelo sea menos sensible al error numérico cuando se emplean mallas que no utilizan capas de celdas para refinar el modelo cerca a las superficies.

Hay que aclarar que el Spalart-Allmaras es relativamente nuevo y no se ha confirmado que sea completamente confiable para todos los tipos de modelos complejos a los que se enfrenta la ingeniería (i.e. no se puede asegurar que prediga la disminución de la turbulencia viscosa). Los modelos compuestos de una Ecuación son criticados frecuentemente por su inhabilidad para acomodar rápidamente cambios en la escala de longitudes, como puede llegar a ser necesario cuando el flujo cambia abruptamente de una condición de adhesión a las paredes hacia una condición de flujo de cortante libre. Para más información acerca de las ecuaciones de este modelo se sugiere a lector referirse a la ayuda de ANSYS FLUENT (ANSYS Fluent Manual, s.f.).

Spalart-Allmaras es acertado y computacionalmente económico en los siguientes aspectos:

- Flujos que no se han separado de las superficies.
- Flujos con separación y recirculación leve.

Spalart-Allmaras presenta debilidades al predecir los siguientes flujos:

- Flujos masivamente separados de las paredes.
- Flujos de libre cortante.
- Flujos en donde disminuye la turbulencia.

### 2.5.2 Modelo $K-\epsilon$ estándar

En capas de cortante delgadas de dos dimensiones los cambios en la dirección del flujo son lo suficientemente lentos como para que la turbulencia se pueda ajustar a si misma a las condiciones locales. Si la convección y la difusión de las propiedades de la turbulencia pueden ser despreciadas es posible expresar la influencia de la turbulencia en el flujo medio en términos de la longitud del vórtice (mixing length). Si la convección y la difusión no son despreciables, (como en los flujos con recirculación) una descripción algebraica compacta de la longitud de mezcla no es conveniente. El modelo de longitud de mezcla carece de este tipo de generalidad y por lo tanto es conveniente considerar métodos que tengan en cuenta la dinámica de la turbulencia. El modelo “ $k-\epsilon$ ” se enfoca en los mecanismos que afectan a la energía cinética turbulenta.

La energía cinética turbulenta  $k(t)$  de un flujo turbulento es la suma de la energía cinética promedio y la energía cinética turbulenta (Malalasekera, 1995). El modelo estándar de “k-ε” tiene dos ecuaciones, una para  $k$  y otra para  $\epsilon$ , “ $k$ ” es la energía cinética turbulenta y se define como la varianza en las fluctuaciones de la velocidad, sus dimensiones son “ $L^2T^{-2}$ ”; “ $\epsilon$ ” por otro lado es la disipación de la turbulencia de Eddy (la tasa a la que las fluctuaciones de la velocidad se disipan), sus dimensiones son “ $L^2T^{-3}$ ”. Este modelo introduce dos variables nuevas al sistema de ecuaciones, entonces la ecuación de la continuidad se convierte en lo expresado por la Ecuación 10 (ANSYS Fluent Manual, s.f.):

$$\frac{\delta \rho}{\delta t} + \frac{\delta(\rho u_j)}{\delta x_j} = 0$$

*Ecuación 10.*

La Ecuación de momentum se convierte en la Ecuación 11 en donde “ $u'_i u'_j$ ” representan los cambios instantáneos de la velocidad (ANSYS Fluent Manual, s.f.):

$$\frac{\delta \rho u_i}{\delta t} + \frac{\delta}{\delta x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\delta p'}{\delta x_i} + \frac{\delta}{\delta x_j} \left[ \mu_{eff} \left( \frac{\delta u_i}{\delta x_j} + \frac{\delta u_j}{\delta x_i} \right) \right] + S_M$$

*Ecuación 11.*

Donde  $S_M$  es la suma de las fuerzas de cuerpo (body forces),  $\mu_{eff}$  es la viscosidad efectiva teniendo en cuenta la turbulencia y  $p'$  es la presión modificada. K-ε se utiliza para definir la escala de velocidad “ $\vartheta$ ” y la escala de la longitud “ $\ell$ ” que representa la escala turbulenta como expresa la Ecuación 12 (ecuaciones 12 y 13 extraídas de (Malalasekera, 1995)):

$$\vartheta = k^{\frac{1}{2}} \quad \ell = \frac{k^{\frac{3}{2}}}{\epsilon}$$

*Ecuación 12.*

Usar la variable “ $\epsilon$ ” para definir la escala de los eddies es válido debido a que a altos números de Reynolds la tasa a la cual los eddies más grandes extraen energía del flujo medio es precisamente igual a la tasa de transferencia de energía a lo largo del espectro (energético) hacia los eddies pequeños y disipativos; si ese no fuera el caso la energía en algunas escalas de turbulencia podría crecer o disminuir sin límite, esto no ocurre en la práctica y justifica el uso de “ $\epsilon$ ” en la definición de “ $\ell$ ”. Aplicando el mismo enfoque que en el modelo de longitud de mezcla la viscosidad de eddy se especifica en la Ecuación 13:

$$\mu_t = C \rho \vartheta \ell = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}$$

*Ecuación 13.*

Donde “ $C_\mu$ ” es una constante adimensional. El modelo contiene cinco constantes ajustables  $C_\mu$ ,  $\sigma_k$ ,  $\sigma_\varepsilon$ ,  $C_{1\varepsilon}$  y  $C_{2\varepsilon}$ . El modelo “k-ε” estándar emplea valores para estas constantes que son obtenidos por datos experimentales a partir de un amplio rango de flujos turbulentos, los valores de estas variables se presentan en la Ecuación 16. La energía cinética turbulenta “k” y su tasa de disipación “ε” se obtienen de las Ecuaciones 14 y 15 respectivamente (ANSYS Fluent Manual, s.f.).

$$\frac{\delta}{\delta t}(\rho k) + \frac{\delta}{\delta x_i}(\rho k u_i) = \frac{\delta}{\delta x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\delta k}{\delta x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k$$

*Ecuación 14.*

$$\frac{\delta}{\delta t}(\rho \varepsilon) + \frac{\delta}{\delta x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\delta}{\delta x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\delta \varepsilon}{\delta x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon$$

*Ecuación 15.*

$$C_\mu = 0,09 ; \sigma_k = 1 ; \sigma_\varepsilon = 1,30 ; C_{1\varepsilon} = 1,44 ; C_{2\varepsilon} = 1,92$$

*Ecuación 16.*

Ventajas de este modelo turbulento (Bakker, 2002):

- Relativamente simple para implementar.
- Conlleva a cálculos estables que convergen relativamente fácil.
- Predicciones razonables para la mayoría de flujos.

Desventajas de este modelo turbulento (Bakker, 2002):

- Dificultades para predecir flujos rotatorios y con vorticidad, flujos con una gran separación de capa límite, ciertos flujos no confinados y flujos totalmente desarrollados en ductos no circulares.
- Válido solamente para flujos completamente turbulentos.
- Requiere implementación de funciones de pared.

### 2.5.3 Modelo K- $\omega$

El modelo “k- $\omega$ ” estándar en FLUENT está basado en el modelo “k- $\omega$ ” de Wilcox que incorpora modificaciones para efectos de bajo número de Reynolds, compresibilidad y dispersión del flujo cortante. El modelo de Wilcox predice tasas de dispersión del flujo de córtate libre que son bastante cercanas a mediciones experimentales para estelas lejanas, capas de mezcla, así como también en flujos jet planos, redondos y radiales (i.e. aquellos en toberas de escape); por ello es aplicable a flujos unidos a las paredes y de cortante libre. Una variación de este modelo es el “SST k- $\omega$ ” el cual se describirá posteriormente.

El modelo “k- $\omega$ ” estándar es de naturaleza empírica basado en ecuaciones de transporte para la energía cinética turbulenta (k) y la tasa de disipación específica ( $\omega$ ); “k- $\omega$ ” ha sido modificado a través de los años y como consecuencia se le han agregado términos de producción (de turbulencia) a la Ecuación de “k” también a la de “ $\omega$ ” lo cual ha mejorado la precisión del modelo para predecir flujos de cortante libre.

$$\frac{\delta}{\delta t}(\rho k) + \frac{\delta}{\delta x_i}(\rho k u_i) = \frac{\delta}{\delta x_j} \left( \Gamma_k \frac{\delta k}{\delta x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k$$

*Ecuación 17.*

$$\frac{\delta}{\delta t}(\rho \omega) + \frac{\delta}{\delta x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\delta}{\delta x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\delta \omega}{\delta x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega$$

*Ecuación 18.*

Las Ecuaciones 17 y 18 definen el término “k” y la tasa de disipación específica “ $\omega$ ” respectivamente;  $G_k$  representa la generación de energía cinética turbulenta a causa de los gradientes promedio de velocidad,  $G_\omega$  representa la generación de “ $\omega$ ”,  $\Gamma_k$  y  $\Gamma_\omega$  representan la difusividad efectiva de “k” y “ $\omega$ ”, respectivamente,  $Y_k$  y  $Y_\omega$  representa la disipación de “k” y “ $\omega$ ” debida a la turbulencia,  $S_k$  y  $S_\omega$  son términos definidos por el usuario ( $S_k = S_{K1} + S_{K2}$ ;  $S_\omega = 1.2 * S_K * \frac{\omega}{K}$  (Jha & Bombardelli, 2009)). Mayor información sobre el modelo matemático de estas variables puede ser encontrada en (ANSYS Fluent Manual, s.f.).

## 2.5.4 (Shear Stress Transport) SST K- $\omega$

El modelo de transporte de esfuerzos cortantes fue desarrollado por Menter (Menter., 1994) para unir la formulación acertada y robusta del modelo “k- $\omega$ ” en las regiones cercanas a las paredes con las ventajas ofrecidas por el modelo “k- $\epsilon$ ” en los lugares más lejanos a las superficies. Para lograr esto el modelo “k- $\epsilon$ ” se ha tornado en una formulación del “k- $\omega$ ”, por esto se considera que el modelo de transporte de esfuerzos “SST k- $\omega$ ” y el modelo “k- $\omega$ ” estándar son similares, la diferencia radica en que el SST contiene las siguientes mejoras:

- El modelo estándar “k- $\omega$ ” y el modelo “k- $\epsilon$ ” transformado son ambos multiplicados por una función matemática que sirve para unirlos. Esta función de combinación está diseñada para activar el “k- $\omega$ ” cerca a las paredes y el “k- $\epsilon$ ” cuando se aleja de la capa límite y las superficies.
- Este modelo incorpora una derivativa amortiguada de difusión-cruzada en la Ecuación de “ $\omega$ ”.
- La definición de viscosidad turbulenta se modifica para tener en cuenta el transporte del esfuerzo cortante turbulento.
- Las constantes modeladoras son diferentes.

Estas características hacen del “SST k- $\omega$ ” un modelo más acertado y confiable para un rango más amplio de flujos (e.g., flujos con gradientes de presión adversos, perfiles aerodinámicos, ondas de choque transónicas) en comparación al modelo “k- $\omega$ ”.

$$\frac{\delta}{\delta t}(\rho k) + \frac{\delta}{\delta x_i}(\rho k u_i) = \frac{\delta}{\delta x_j} \left( \Gamma_k \frac{\delta k}{\delta x_j} \right) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k$$

*Ecuación 19.*

$$\frac{\delta}{\delta t}(\rho \omega) + \frac{\delta}{\delta x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\delta}{\delta x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\delta \omega}{\delta x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega$$

*Ecuación 20.*

Las Ecuaciones 19 y 20 conforman la descripción del modelo “SST k- $\omega$ ” en donde  $\tilde{G}_k$  representa la generación de la energía cinética turbulenta debida a los gradientes de velocidad media,  $D_\omega$  representa el término de difusión-cruzada (GONZÁLEZ, 2012) y las demás variables tienen la misma representación que en las ecuaciones del modelo “k- $\omega$ ”. En la ayuda teórica de ANSYS FLUENT (ANSYS

Fluent Manual, s.f.) se puede encontrar más información sobre los modelos matemáticos completos de cada variable.

A cambio de las ventajas nombradas anteriormente para usar este modelo de turbulencia se debe contar con muy buenos recursos computacionales ya que los cálculos de las propiedades del flujo requieren de 2 a 3 veces más capacidad de la CPU (unidad procesadora de cómputo) que los modelos expuestos anteriormente.

## 2.6 CUERPOS ESBELTOS

La representación del fuselaje se ha decidido hacer mediante el uso de un cuerpo esbelto generado por revolución, esta aproximación es válida en contexto de diseño preliminar de una aeronave o más aún para llevar a cabo un estudio cuyos resultados representen el comportamiento del flujo de aire alrededor de un fuselaje de forma genérica con una hélice en configuración de tracción.

El fundamento más importante de esta simplificación está dada por el estudio publicado en los memorandos técnicos del comité aeronáutico norteamericano como reporte NACA en 1941 (Multhopp, 1941). Esta investigación se basó en trabajos experimentales, llevados a cabo en túneles de viento, que emitieron ecuaciones empíricas las cuales permitían analizar los fenómenos físicos provocados en el aire por la interacción entre el fuselaje y el resto de componentes de las aeronaves. Las fuerzas resultantes podían llegar a generar momentos en el fuselaje cambiando su estabilidad y la distribución de presiones en el espacio circundante al avión, un ejemplo de las formas de determinar estos momentos se describe a continuación (Multhopp, 1941).

$$\frac{1}{q} \frac{dM}{d\alpha} = -2 \text{ volumen} \quad \text{a.)}$$

$$\frac{1}{q} \frac{dM}{d\alpha} = -\frac{\pi}{2} (K_2 - K_1) \int_0^l b_R^2 dx \quad \text{b.)}$$

*Ecuación 21.*

La Ecuación 21 a.) es utilizada para determinar el cambio del momento en el eje longitudinal del fuselaje con respecto al ángulo de ataque para fuselajes extremadamente esbeltos de acuerdo a lo expuesto por “Munk” en su investigación (Munk, 1924); sin embargo, es sabido que los aviones convencionales tienen una longitud finita y por ello se debe obtener un factor de

corrección que el mismo Munk denominó como “K2-K1” (Figura 4) en la Ecuación 21 b.) el cual depende de la relación de esbeltez “ $l/D$ ” entre la longitud y el radio del cuerpo analizado. De esta forma se tiene que “K2” es la proporción existente entre el volumen de aire y el volumen del fuselaje durante su movimiento en la dirección transversal, así como “K1” proviene de este mismo concepto pero en un desplazamiento longitudinal en el fuselaje.

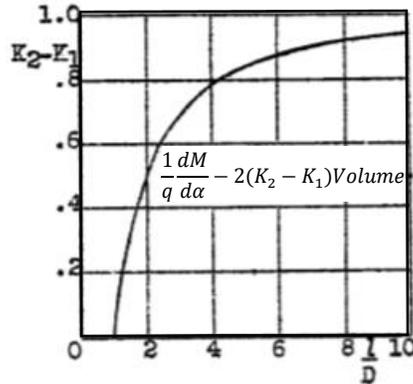


Figura 4. Factores de corrección para el momento no estable en cuerpos de revolución.

Fuente: (Multhopp, Aerodynamics of fuselaje, 1941)

Los momentos que se producen en el fuselaje son consecuencia de la presión negativa localizada en la parte superior de la nariz del fuselaje y en la parte baja de la cola así como de la región de presión positiva presente en la parte baja de la nariz en la zona delantera y la parte superior del final del fuselaje como lo muestra la Figura 5.



Figura 5. Fuselaje esbelto en un flujo ideal (+ presión positiva) (- presión negativa). (Multhopp, Aerodynamics of fuselaje, 1941)



En este último caso ilustrado en la Figura 7, el flujo tiene una componente normal al eje de la hélice (tangencial al plano de rotación), que se suma vectorialmente a la velocidad tangencial, de tal manera que el valor de esta última varía con la posición de la pala en rotación. La variación de la velocidad tangencial con la posición azimut de la pala altera la magnitud y dirección de la velocidad relativa y por lo tanto la magnitud del empuje local.

El vector de velocidad total “V” (incluye la velocidad inducida) que llega a la hélice por efecto del movimiento de la aeronave tiene una componente en el plano del disco de la hélice correspondiente a lo expresado en la Ecuación 22:

$$V_z = V \sin\alpha_p$$

*Ecuación 22.*

El cambio de la velocidad tangencial en cada sección depende del ángulo azimut “ $\vartheta$ ” de la pala de referencia. La velocidad tangencial resultante experimentada por dicha pala corresponde entonces con la siguiente expresión (Ecuación 23):

$$V_t = (\omega r) + (V \sin\alpha_p \sin\vartheta)$$

*Ecuación 23.*

Esta velocidad varía con la magnitud de “ $\vartheta$ ” lo que a su vez produce una variación del ángulo de ataque experimentado por la pala junto con las fuerzas y momentos asimétricos que actúan en dicho elemento. Una situación similar surge en el caso de un derrape (sideslip); este problema puede ser visualizado rotando 90° la configuración descrita anteriormente.

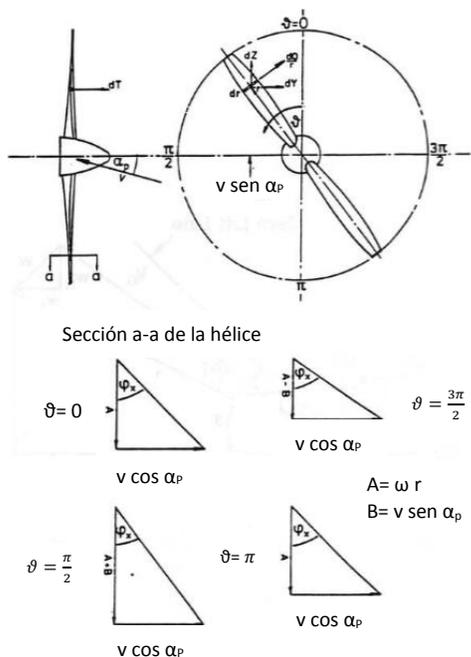


Figura 7. Vectores de velocidad a diferentes ángulos de ataque de la hélice. (Zondervan, 1998)

La estela de una hélice con cargas aerodinámicas leves (la cual presenta una estructura helicoidal ordenada) induce una distribución de velocidad circunferencial en las secciones transversales paralelas al plano de la hélice como se ilustra en la Figura 8. La distribución de la velocidad inducida del aire en el plano de la hélice (z,y) tiene una magnitud y movimiento constante en la dirección de la circunferencia; sin embargo en la dirección radial se produce una variación del ángulo de ataque en cada sección transversal. Si las palas de la hélice soportan cargas altas se producirán efectos de naturaleza no lineal haciendo que la estructura helicoidal ordenada de la estela se destruya. Lo anterior conduce a una distribución de velocidad continuamente variable en el plano de la hélice y por ello se produce también una variación del ángulo de ataque y de la carga sobre las palas durante la rotación.

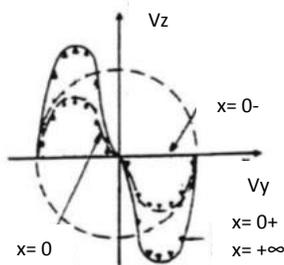


Figura 8. Velocidad circunferencial inducida por la estela de hélice en el plano  $x=0$  y el plano  $x= \infty$ . (Zondervan, 1998)

Otra fuente importante de velocidades inducidas es la proximidad de otras palas, usualmente denominado “efecto de cascada”. Este efecto es más evidente en la raíz de la pala donde el borde fuga está más cerca al borde de ataque. En métodos de análisis para hélices que utilizan datos obtenidos de secciones aerodinámicas en dos dimensiones (2D) se debe aplicar esta teoría de corrección por efecto cascada. En estas teorías el flujo alrededor del perfil aerodinámico afectado se compara con aquel que se produce en un perfil situado en una larga fila del mismo tipo de elementos espaciados uno del otro a cierta distancia (una cascada de perfiles). Un ejemplo de este tipo de correcciones puede ser encontrado en (Black, 1974).

## 2.8 FUERZAS QUE ACTÚAN EN LA HÉLICE

Las fuerzas que actúan en hélices se dividen en dos categorías, fuerzas de presión y de fricción (por efecto de la viscosidad del aire). El ángulo de ataque local determina las condiciones operativas de un elemento diferencial de la pala, lo que resulta en una determinada distribución de presión alrededor de la sección. En condiciones normales, en donde existe un empuje positivo, la presión disminuye en la parte superior del perfil y aumenta en la parte inferior. La integración de la distribución de la presión sobre la superficie del perfil conlleva a la fuerza resultante (similar a lo que sucede en un ala convencional), los componentes del arrastre y la sustentación pueden ser transformados en componentes del torque y empuje.

La fuerza de fricción se debe a los efectos viscosos en la capa límite generada en la pala de la hélice. Esta fuerza actúa en la dirección del flujo de aire local en la superficie. Debido a las fuerzas centrífugas y de Coriolis el desarrollo de la capa límite en la pala puede llegar a tener condiciones altamente tridimensionales. Una forma acertada de calcular la fuerza de fricción requiere información detallada del desarrollo de la capa límite. Usualmente se piensa en la fuerza de fricción actuando en la dirección del flujo local justo fuera de la capa límite.

Ya que las palas tienen una longitud finita y a causa de que la fuerza centrífuga es dominante en el sistema, el flujo fuera de la capa límite en las puntas de la hélice no puede tratarse con métodos de análisis en dos dimensiones, estas técnicas requieren correcciones correspondientes a distribuciones de la sustentación y arrastre a lo largo de la envergadura, estos factores son funciones de la relación entre la cuerda y el radio de la pala, la ubicación radial y el número Mach de la punta. Este método solo es válido para hélices de palas rectas. Si se estudian

hélices con secciones variables se deben incluir otros factores de corrección como por ejemplo la teoría del flujo cónico “ ( Egolf T.A. et al, 1979)”.

## 2.9 ESTELA DE LA HÉLICE

La hélice también produce una estela que resulta en corrientes de aire que se mueven a una velocidad relativa al fluido del ambiente que la rodea y comparable a la del desplazamiento del avión (slipstream). Estas corrientes consisten de “filamentos” o secciones de vorticidad que se originan desde que el flujo se separa de la pala en el borde de salida. El aire que fluye a través del plano de la hélice experimenta repentinamente un incremento de la presión estática así como una aceleración tangencial mientras que los componentes de las velocidades axiales y radiales se mantienen sin cambiar, por esto es que la estela tiene inicialmente una forma helicoidal. Estas secciones helicoidales del flujo (Figura 9) pueden ser distorsionadas rápidamente por los alrededores o incluso completamente deshechas bajo ciertas condiciones. En la condición de despegue la velocidad que lleva el avión hacia adelante es “baja” y la carga del empuje en las palas es alta, en esta situación el ángulo de ataque es alto lo cual resulta en una alta vorticidad en el flujo de aire que deja atrás la hélice (slipstream), estas acciones terminan destruyendo la forma helicoidal de la estela.

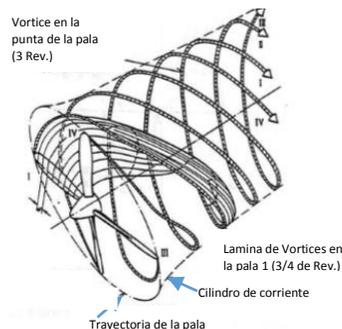


Figura 9. Avance de la lámina de vórtices hasta volverse un filamento de vórtice en la punta de la pala. (Zondervan, 1998)

La hélice tiene la capacidad de aumentar la presión a la salida del disco de rotación; a medida que la estela se aleja de la hélice el flujo se expande y la presión estática se reduce gradualmente transformando sus componentes de velocidad en axiales y tangenciales. Finalmente cuando ya se ha alejado bastante de la zona de rotación la presión estática se iguala a la del ambiente. Esta reducción es particularmente significativa para hélices con alta carga aerodinámica.

### 3 METODOLOGÍA

Para llevar a cabo este proyecto se decidió hacer una búsqueda de publicaciones o reportes de investigaciones en los que hubiesen llevado a cabo simulaciones con hélices (de preferencia en el sector aeroespacial) con el fin de recolectar información que ayudara a crear una idea general sobre las medidas y la forma del volumen de control que contendría al modelo hélice-fuselaje; tamaño de la malla, modelos de turbulencia más usados así como también datos obtenidos en el post-procesamiento.

Posteriormente se procedió a conseguir las medidas de los elementos que serán estudiados en la simulación (hélice y fuselaje). El fuselaje está basado en varias medidas de aviones con un solo motor encontradas en las páginas de internet de los fabricantes de las aeronaves para construir una estructura genérica en un modelador CAD que representase a un rango común de aviones; la hélice analizada pertenece a la aeronave KADET, un UAV del semillero Aerotech y fue donada por parte del ingeniero Pedro Jiménez, de allí se obtuvieron las medidas de las palas y la forma de los perfiles aerodinámicos a lo largo de las mismas.

Con esta información el siguiente paso consistió en emplear el software Solid Edge para construir los volúmenes que representan a la hélice y el fuselaje, una vez se obtuvo la forma deseada de cada elemento se guardó este archivo en formato .STEP para poder ser importado en el programa ANSYS ICEM.

Debido a que este trabajo pretende establecer un procedimiento de simulación aerodinámica para aviones de una sola hélice en configuración tractor (aeromodelos con medidas en el rango de lo expuesto en la Tabla 2) que dé como resultado predicciones acertadas de las magnitudes de los coeficientes aerodinámicos reales que describen el rendimiento de la hélice, se creó una malla que contiene el volumen del fuselaje y la hélice (modelo complejo); así como también una malla simplificada que incluye el volumen del fuselaje y una simplificación de la hélice (modelo simplificado) la cual estará basada en la teoría del disco actuador (Lino, 2010). Las dos mallas fueron empleadas en ANSYS FLUENT para encontrar la solución del flujo a través de la hélice, el modelo complejo se simuló con cuatro modelos de turbulencia diferentes y aquel que ofreció la predicción más cercana a los resultados experimentales se utilizó para simular el modelo simplificado.

El post-procesamiento se realizó en FLUENT y Excel. En la Figura 10 se plasma un diagrama de flujo sencillo con el fin de resumir el proceso anteriormente mencionado.

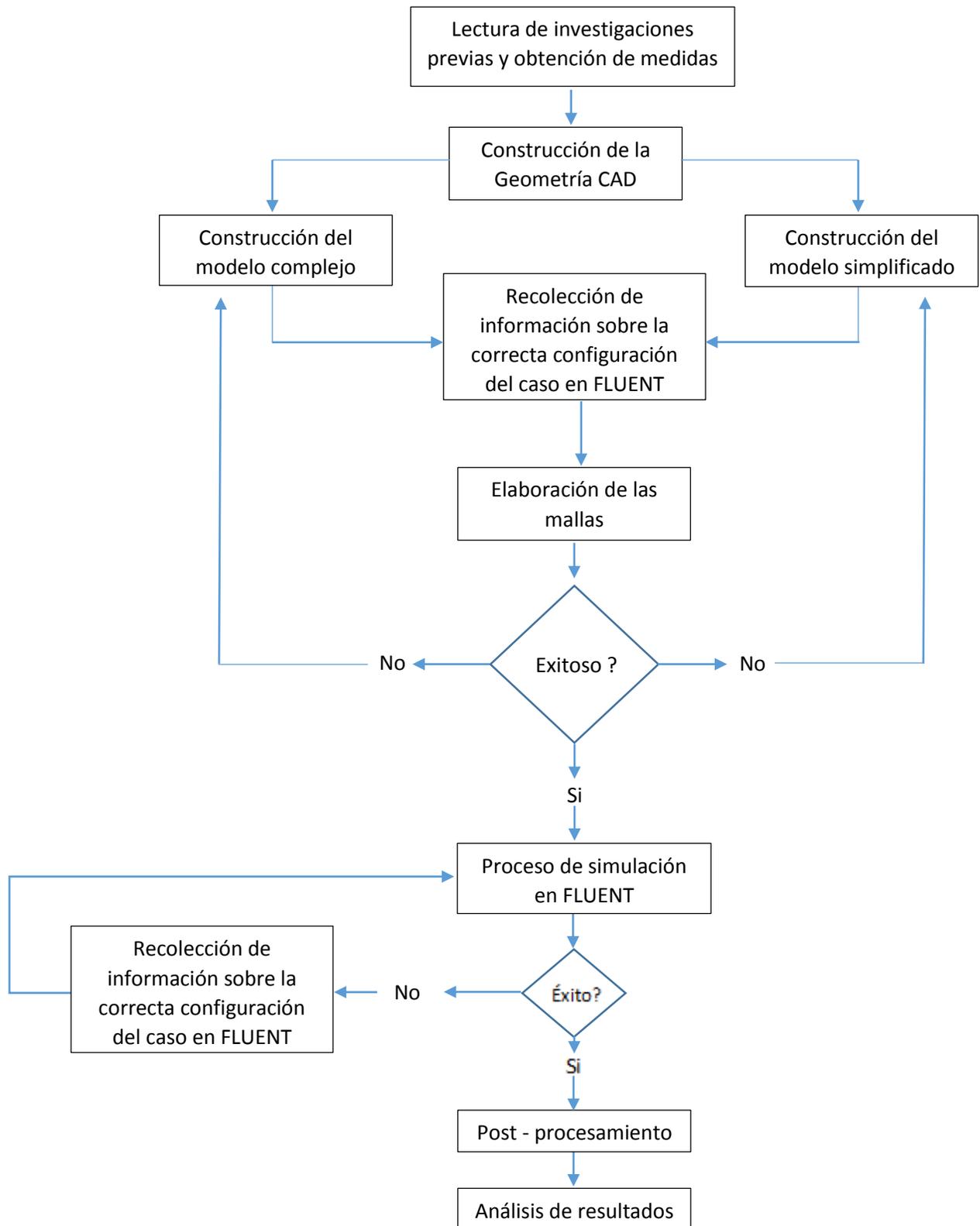


Figura 10. Diagrama de flujo – Proceso lógico de la investigación.

## 4 DESARROLLO DE INGENIERÍA

### 4.1 PREPROCESAMIENTO

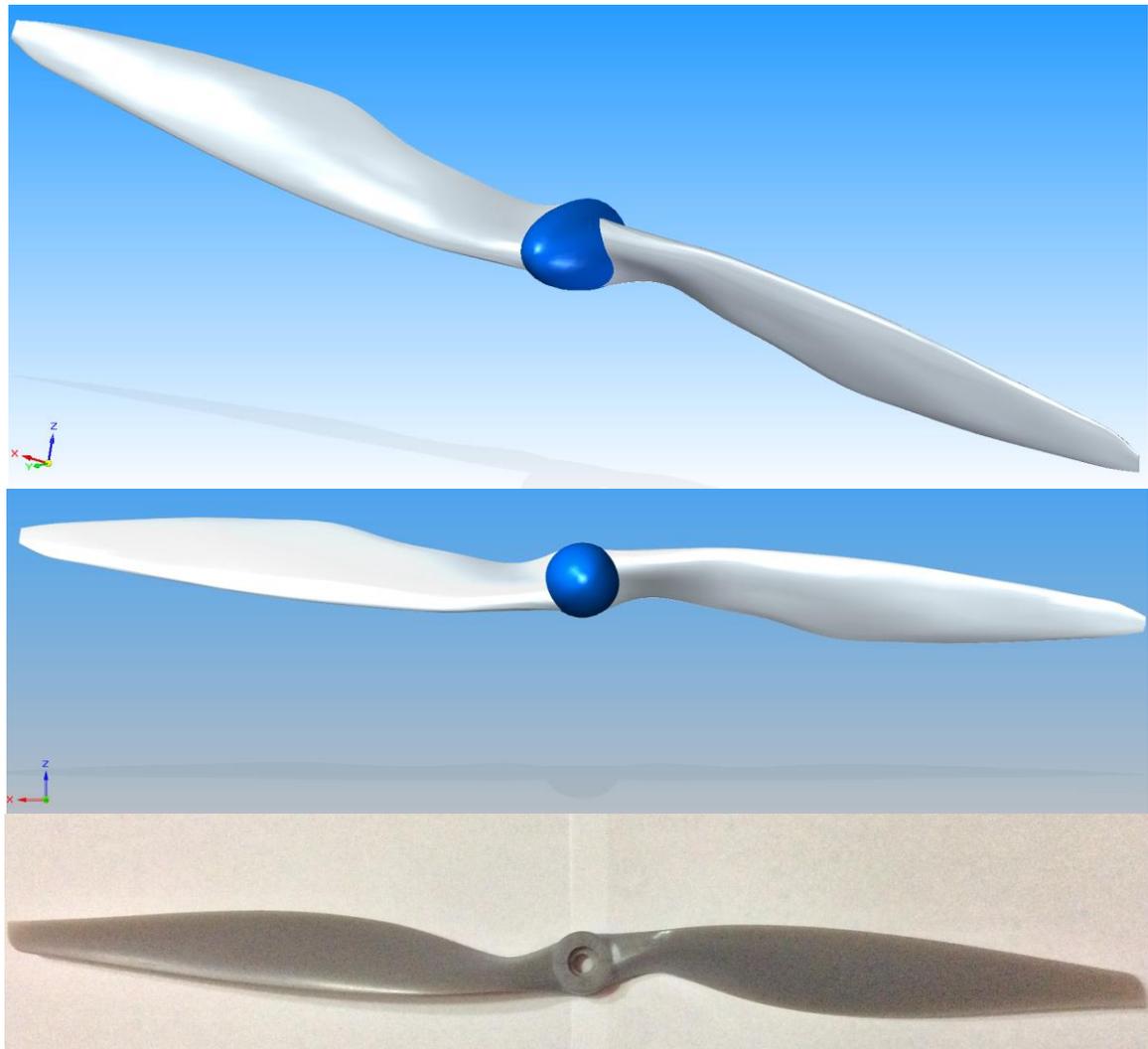
#### 4.1.1 Construcción de la Geometría

Por facilidad de manejo y acceso se empleó el modelador de CAD Solid Edge para crear el modelo 3D de la hélice y el cuerpo elíptico tras ella. Para poder tener un referente confiable se decidió utilizar la hélice de la KADET (el cual es un UAV perteneciente al grupo de investigación Aerotech de la Universidad de San Buenaventura) para comparar cierta información como las medidas del fuselaje que se obtuvieron a través de un método que se explicará posteriormente. Sin embargo, para que el método de análisis sea lo más general posible y así pueda ser aplicado en futuras investigaciones para otras aeronaves, el fuselaje no representa exactamente la forma del KADET sino que se ha generado un “slender body” o cuerpo esbelto como forma representativa genérica siguiendo el método de estudio utilizado por la NASA (Multhopp, 1941).

#### 4.1.2 Descripción de la Hélice

El KADET usa una hélice distribuida por el fabricante APC Propellers con la denominación 14x10E que indica un diámetro de 14 pulgadas (0.35 metros), paso de 10 pulgadas (0.254m) y debe ser usada en aviones que usen motores eléctricos. Las secciones transversales a lo largo de la envergadura de cada pala cambian de forma, posición y ángulo.

Para obtener la geometría detallada de la hélice, se buscaron diferentes entidades que tuviesen posesión de una máquina capaz de realizar escaneos en 3D; desafortunadamente no se contó con la disposición por parte de estas organizaciones para realizar esta labor de manera ágil, por lo cual se decidió medir la geometría de este elemento cortando una de las palas en 12 secciones y con base en esto generar el volumen en Solid Edge por medio de interpolación entre las secciones. El modelo tridimensional de la hélice se presenta en la Figura 11.



*Figura 11. Comparación de la representación computacional de la hélice y la geometría real.*

Por simplificación se le incorporó un carenado (spinner) a la hélice con un diámetro en la base de “24.21 milímetros” correspondiente a la medida del núcleo de la hélice. Con los diferentes planos de corte generados a lo largo de la envergadura de una pala se obtuvo la variación de la cuerda y el ángulo de incidencia de las secciones transversales a lo largo de la hélice (Figuras 12 y 13).

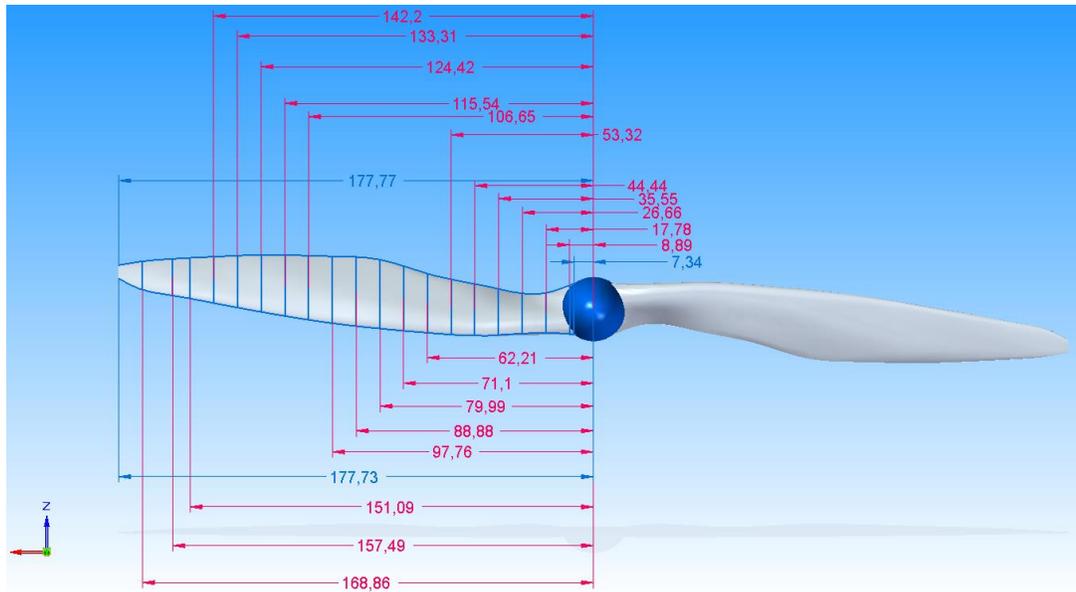


Figura 12. Planos de corte a lo largo de la envergadura, unidades en milímetros – pala derecha.

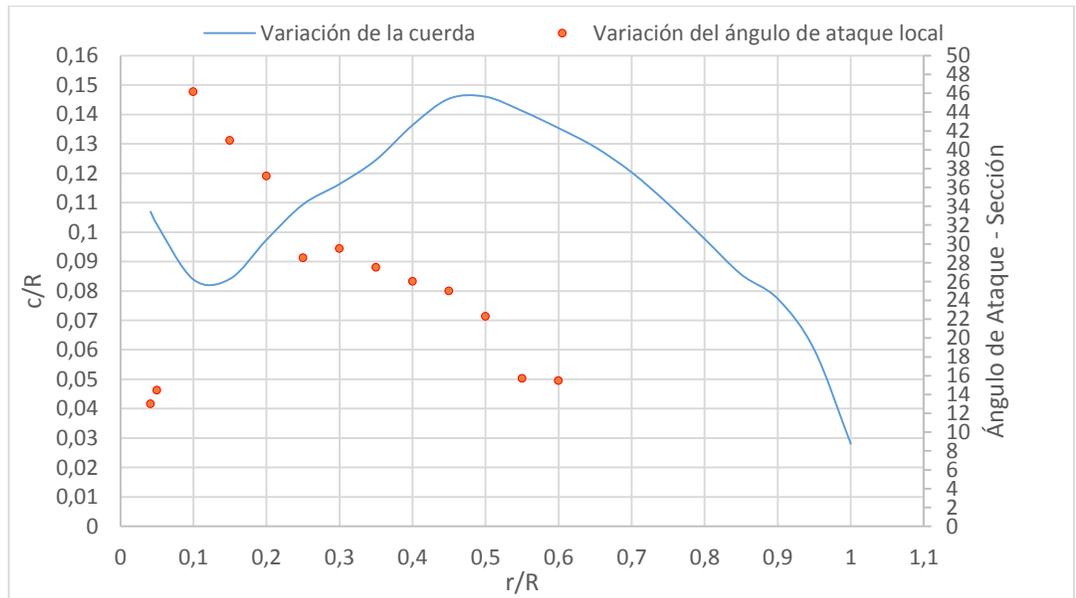


Figura 13. Cambio de la cuerda y ángulo de ataque local en cada plano de corte.

Como se puede ver en la Figura 13 el ángulo de incidencia a lo largo de la mayor parte de la pala varía de forma relativamente constante; la cuerda por otro lado cambia con la posición radial: los cambios más bruscos en las secciones se localizan alrededor del 12% de la longitud de la pala en donde la cuerda comienza a aumentar hasta alcanzar su máximo valor cerca al 48% y después vuelve a decrecer hasta la punta.

### 4.1.3 Fuselaje

Para cumplir con el fin de generar una forma de fuselaje representativa de la mayoría de aeronaves comerciales que operen con un solo motor se han recopilado una serie de datos pertenecientes a aeronaves con motor a pistón tipo tractor con el fin de buscar una relación entre el diámetro de la hélice y las dimensiones del fuselaje que es propulsado por la misma (Tabla 1).

Tabla 1. Recopilación de medidas para 4 aeronaves significativas.

	Ancho Fuselaje $W_f$ [m]	Alto Fuselaje $H_f$ [m]	Diámetro Hélice $\varnothing_P$ [m]	Longitud Fuselaje $l_f$ [m]	$\frac{H_f}{W_f}$	$\frac{\varnothing_p}{W_f}$	$\frac{\varnothing_p}{H_f}$	$\frac{\varnothing_p}{l_f}$
<u>Cessna Turbo Skyline</u>	1,1	1,54	1,545	8,68	1,4	1,4	1	0,17
<u>Cessna SkyHawk 172S</u>	1,11	1,15	1,86	8,28	1,03	1,6	1,6	0,22
<u>Cessna StationAir - TC</u>	1,28	1,46	2	8,61	1,14	1,5	1,3	0,23
<u>Cessna TTx</u>	1,26	1,52	2	7,72	1,2	1,6	1,3	0,26
<u>Promedio</u>				8,32	1,2	1,5	1,3	0,22

Con base en estas relaciones se establece que las dimensiones máximas de fuselaje que puede ser desplazado por la hélice elegida para esta investigación son como las muestra la Tabla 2. Sabiendo que el KADET tiene una longitud de fuselaje aproximado de 1.50 metros, una hélice de 35,5 centímetros y conociendo la información del análisis de medidas descrito anteriormente es razonable acoplarse a las dimensiones del avión real (KADET) de modo que se realice un análisis útil para un rango amplio de aeronaves ya que este avión se acerca bastante a las proporciones obtenidas en la Tabla 2.

Tabla 2. Dimensiones máximas posibles para el fuselaje utilizado en la simulación de FLUENT.

	Diámetro Hélice $\varnothing_P$ [m]	Alto Fuselaje $H_f$ [m]	Ancho Fuselaje $W_f$ [m]	Longitud $l_f$ [m]
Fuselaje final	0,35	0,226	0,266	1,575

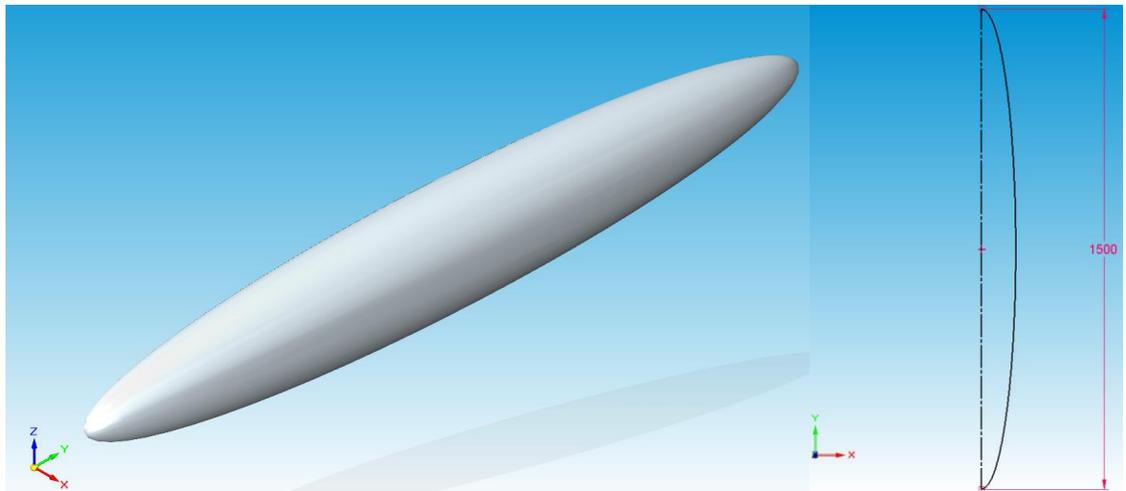


Figura 14. Elaboración del cuerpo esbelto.

La unión entre el fuselaje y la hélice se representa mediante un espacio de 3 centímetros para reducir la complejidad y número de elementos de la malla que se creó. Con base en los resultados que se obtengan al final de la investigación se determina si esta simplificación es válida o si se recomienda utilizar para investigaciones futuras la creación de la estructura que realiza la unión entre estos dos elementos.

## 4.2 GENERACIÓN DE LA MALLA

### 4.2.1 Descripción del Y+

Para el modelo de turbulencia elegido (explicado con más detalle posteriormente) existe un criterio de elaboración para la malla; este se basa en la distancia entre los centroides de la primera capa de celdas de la malla y la superficie del objeto. Es importante tener este detalle en cuenta debido a que cada modelo de turbulencia tiene ecuaciones diferentes para resolver los problemas y se comportan diferente a medida que se alejan del objeto de estudio en el dominio computacional, algunos inclusive tienen implícitos términos en las ecuaciones diferenciales que los componen para representar esta distancia y de ello dependerá el resultado final.

La distancia adimensional “Y+” en este proyecto se calculó para la hélice y el fuselaje por aparte, se calcula primero el número de Reynolds al cual opera una sección característica de la pala de la hélice (sección localizada alrededor del 70% de la longitud de la pala), para el fuselaje se hace el mismo proceso. Sabiendo que se simula una condición de vuelo de crucero y que el elemento rotor es el que tiene mayor influencia en la perturbación del aire se determinó la velocidad local del fluido al interactuar con la hélice; para el Reynolds del fuselaje se utiliza una velocidad del aire con una magnitud de 18  $m/s$ . A continuación se listan las variables requeridas para determinar el número de Reynolds y demás parámetros que determinan el factor de crecimiento de los prismas en la malla que capturarán la capa límite (Tabla 3).

Tabla 3. Parámetros de entrada para el cálculo de la malla.

Densidad [kg/m <sup>3</sup> ]	1,225
Long. Referencia [m] (hélice)	0,02887
Long. Referencia [m] (fuselaje)	1,5
Radio Rotor [m]	0,177
Viscosidad Dinámica [N s/m <sup>2</sup> ]	1,84E-05
Vel. Aire [m/s]	18
Vel. de Giro del Rotor [RPM]	8000
Y + propuesto	30

De este modo se tiene que la velocidad local del aire es:

$$V_{local\ aire} = \sqrt{(velocidad\ rotor * radio\ del\ rotor)^2 + (vel.\ aire)^2}$$

$$V_{local\ aire} = 149,912 \left[ \frac{m}{s} \right]$$

Ecuación 24.

Hay que remarcar que la velocidad del rotor utilizada en la Ecuación 24 debe tener unidades de  $\left[ \frac{rad}{s} \right]$  y también que el valor propuesto de “Y+” que aparece en la Tabla 3 se ha escogido con base en la revisión bibliográfica encontrada para estudios de aviación como por ejemplo la publicación “Experimental and numerical investigation of the power-on effect for a propeller-driven UAV” (Quin E, 1998) uno de los pocos análisis publicados enfocado en hélices para UAVs y también en la documentación ofrecida en la página web de “Code Saturne” el cual es un programa de CFD de código libre y se referencia en la bibliografía (EDF), para este valor de “Y+” también se debe tener en cuenta el modelo de turbulencia que utilizar la simulación, ya que se trabajó con 4 de estos modelos el “Y+” elegido debe ser apropiado para cada uno de ellos.

Las magnitudes de la densidad y la viscosidad dinámica utilizadas para calcular el número de Reynolds corresponden a los valores de la atmósfera estándar ISA (Cavcar, 2005) al nivel del mar, esto se debe a que los datos que el fabricante de la hélice pone a disposición de las personas en su página web se calcularon en estas condiciones.

$$Re = \frac{\rho * V_{local\ aire} * \bar{C}}{\mu}$$

$$Re = \frac{1.225 * 149,912 * 0,02887}{1,84 \times 10^{-5}}$$

$$Re = 2,88 \times 10^5$$

*Ecuación 25.*

$$Re = \frac{\rho * V_{aire} * \bar{C}}{\mu}$$

$$Re = \frac{1.225 * 18 * 0,226}{1,84 \times 10^{-5}}$$

$$Re = 2,71 \times 10^5$$

*Ecuación 26.*

En las Ecuaciones 25 y 26 la densidad tiene unidades de  $\left[\frac{kg}{m^3}\right]$ , la velocidad del aire  $\left[\frac{m}{s}\right]$ , la longitud de referencia  $[m]$  y la viscosidad dinámica  $[Pa \cdot s]$ . Al conocer este parámetro se puede continuar a desarrollar las ecuaciones propias del procedimiento de estimación de la distancia  $Y^+$ . A continuación se presenta el procedimiento con el cual se determinó el coeficiente de fricción para el Reynolds calculado (Ecuación 27 Coeficiente de fricción del aire para a) hélice; b) fuselaje).

$$C_f = \frac{0,66}{\sqrt{Re}}$$

$$C_f = 0,0012 \quad \text{a)}$$

$$C_f = 0,000047 \quad \text{b)}$$

*Ecuación 27.*

En el estudio de la capa límite el número de Reynolds es fundamental para determinar si un flujo es turbulento, laminar o está en etapa de transición. Por experimentación se sabe que para el aire que pasa sobre una capa delgada de superficie casi lisa si " $Re \leq 1 \times 10^5$ " el flujo será laminar, en el rango de " $1 \times 10^5 \leq Re \leq 3 \times 10^6$ " se sitúa el régimen de transición y para " $3 \times 10^6 \leq Re$ " se da el régimen turbulento (Cengel, 2006); sin embargo por defectos en las superficies

para los casos comunes de ingeniería la zona de transición puede producirse antes de lo mencionado; por este motivo los investigadores han definido un número de Reynolds crítico “ $Re_{Cr} = 5 \times 10^5$ ” en donde valores por debajo de este número se consideran laminares y los que tengan una magnitud mayor se consideran turbulentos. La relación elegida en esta investigación (Ecuación 27) para obtener el coeficiente de fricción “ $C_f$ ” es aquella que se usa en flujos “laminares”, la razón por la cual se considera apropiado el uso de esta expresión se debe a que el número de Reynolds para la hélice y el fuselaje se encuentra por debajo del “ $Re_{Cr}$ ” (sin embargo los modelos de turbulencia en FLUENT asumen el flujo como turbulento desde el comienzo del proceso).

$$\tau_w = C_f \frac{1}{2} \rho V_{local\ aire}^2$$

$$\tau_w = 4,71 \times 10^{-3} (0,5) (1,225) (149,912)^2$$

$$\tau_w = 17,02 [Pa] \quad a)$$

$$\tau_w = 0,094 [Pa] \quad b)$$

*Ecuación 28.*

El paso siguiente fue calcular el esfuerzo cortante en las paredes, descrito por la Ecuación 28 (a. hélice; b. fuselaje; para el fuselaje  $V_{local\ aire}$  es igual a  $18 \frac{m}{s}$ ), y a partir de esta información se puede calcular la velocidad de fricción que es la velocidad característica del fluido cerca a la superficie de contacto. Este parámetro está definido por la Ecuación 29 (a. hélice; b. fuselaje).

$$u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$$

$$u_* = 3,727 \frac{m}{s} \quad a)$$

$$u_* = 0,278 \frac{m}{s} \quad b)$$

*Ecuación 29.*

La distancia “ $Y$ ” está dada por la Ecuación 30, medida desde las superficies de la hélice y el fuselaje hasta los centroides de la primer capa de celdas de la malla basados en el parámetro  $Y^+$  explicado y referenciado con anterioridad.

$$Y = \frac{Y^+ \mu}{u_* \rho}$$

$$Y = 12 \times 10^{-4} [m] \quad a)$$

$$Y = 16,1 \times 10^{-3} [m] \quad b)$$

*Ecuación 30.*

De esta forma se definió la altura de la primera capa de prismas que contiene la malla híbrida del modelo complejo (y el simplificado solo en el fuselaje) de manera que se logren capturar adecuadamente las propiedades de la capa límite. Sin este parámetro no se tendría una referencia apropiada para capturar estos efectos y se producirían errores en los cálculos de FLUENT debido a que no todos los modelos de turbulencia están diseñados para calcular en detalle la capa límite.

#### 4.2.2 Elección De La Malla Para El Modelo Complejo

Debido a que la hélice tiene palas con torsión geométrica y secciones transversales variables a lo largo de su envergadura se eligió utilizar una malla híbrida compuesta por pirámides y tetraedros para llenar el volumen “ocupado por el aire” en la lejanía de las superficies y prismas cerca de las paredes logrando mejor control de la resolución y calidad de la malla en las zonas en las que se genera la capa límite (Figura 15).

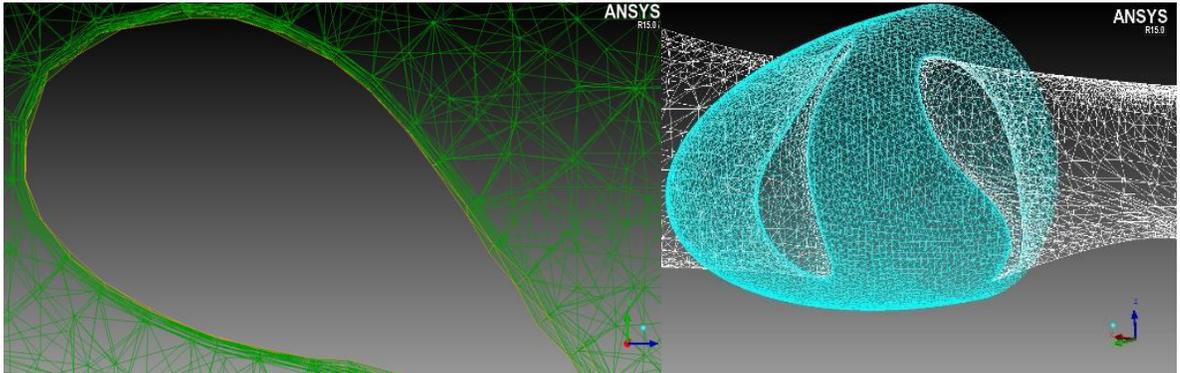


Figura 15. Imagen plano de corte de la malla.

El dominio analizado que contiene a los objetos de interés tiene forma cilíndrica, con longitud equivalente a 6 veces la longitud del fuselaje hacia adelante y atrás del origen del sistema coordenado global (situado en la cara posterior del cubo de la hélice), también tiene un radio que corresponde a 4 veces la longitud del fuselaje elíptico. Las dimensiones más importantes del dominio computacional se encuentran en la Tabla 4 y se ilustran en las Figuras 16 y 17.

Tabla 4. Tamaño de la malla.

Tipo de Dominio de Aire	Radio [mm]	Profundidad [mm]
Cilindro de Aire Externo	1500 * 4	1500*12
Disco de Aire Interno	190	70

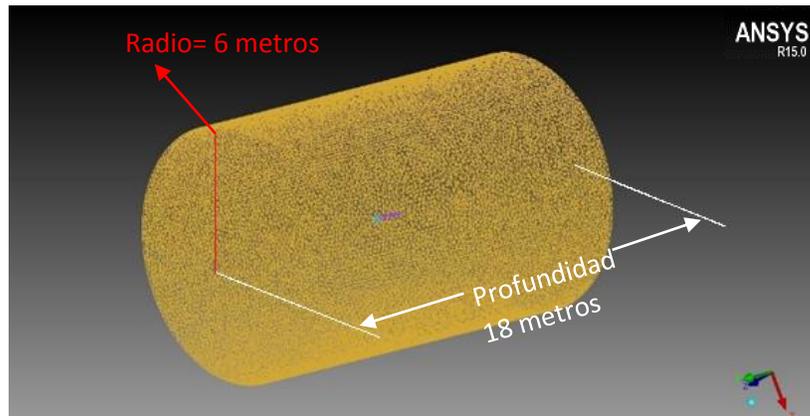


Figura 16. Imagen del dominio computacional.

La hélice está contenida en un espacio delimitado por dos discos superpuestos (disco 1 y disco 2) que poseen las mismas dimensiones de diámetro y profundidad. Al disco número 1 se le sustrajo el volumen para encerrar al disco número 2 que contiene los elementos de la malla que rotan con la hélice, mientras que la superficie del disco número 1 se comporta como la interface entre los elementos externos y los de dentro del disco de la hélice. Este proceso se realiza ya que FLUENT requiere de las superficies de estos dos discos para unirlos y generar la interface definitiva. Una interface es básicamente una pared de espesor no finito compuesto por grupos de celdas en las dos caras que lo forman. Estas proveen al sistema de un medio para introducir cambios en cada paso de tiempo para las propiedades del flujo y generalmente se usan para implementar modelos físicos que representen ventiladores, membranas delgadas porosas y radiadores.

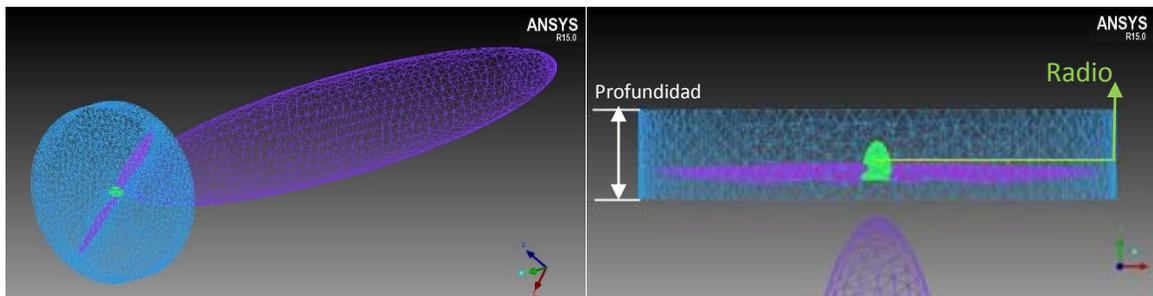


Figura 17. Imagen dominio de la hélice.

A simple vista la malla se acopla de buena manera a las superficies del avión; sin embargo, para confirmar que la mayoría de elementos tienen una disposición apropiada de nodos a lo largo del espacio y determinar la cantidad de elementos que tienen su geometría deformada (algo usual en mallas no estructuradas) se verifica la calidad de la malla en ICEM.

Como se ve en la Figura 36 (anexos, sección 7.1) un porcentaje muy bajo de los elementos de la malla presentan baja calidad, de hecho al hacer una revisión detallada de la información que presenta la Tabla 5 se hace evidente que el 62,14% de elementos tiene una calidad superior al 70% (0.7 en la columna de índice de calidad) por lo cual se prevé que FLUENT lea la malla sin ningún tipo de inconveniente y que la simulación arroje buenos resultados ya que el algoritmo tendrá fuentes de información (nodos y elementos) correctamente distribuidos a lo largo del dominio para realizar sus cálculos iterativos.

Indice de calidad	Cantidad de elementos	Porcentaje representativo
0.95 -> 1.0	87660	5,84%
0.90 -> .95	299511	19,94%
0.85 -> 0.9	186820	12,44%
0.80 -> .85	144617	9,63%
0.75 -> 0.8	114795	7,64%
0.7 -> 0.75	100136	6,67%
0.65 -> 0.7	85310	5,68%
0.6 -> 0.65	78856	5,25%
0.5 -> 0.6	73005	4,86%
0.5 -> 0.55	81339	5,41%
0.4 -> 0.5	110945	7,39%
0.4 -> 0.45	56509	3,76%
0.35 -> 0.4	34481	2,30%
0.3 -> 0.35	22016	1,47%
0.25 -> 0.3	16361	1,09%
0.2 -> 0.25	6765	0,45%
0.0 -> 0.2	3242	0,18%

*Tabla 5. Calidad de la malla compleja en términos de la cantidad de elementos*

#### 4.2.3 Elección de la Malla para el Modelo Simplificado

Esta malla es muy parecida a la del modelo descrito anteriormente, su diferencia radica en que para esta ocasión no se incorpora una hélice dentro del modelo computacional, en su lugar esta es remplazada por una condición de frontera que genera efectos similares de adición de momentum y presión al aire. Las dimensiones son iguales a las de la malla del modelo complejo aunque este modelo simplificado tiene menos elementos en su dominio.

Como en el modelo anterior aquí también se verifica la calidad de la malla. Al no poseer una hélice dentro del dominio interno el algoritmo de crecimiento que usa ICEM para crear la malla utiliza menos elementos ya que solo debe refinar el espacio alrededor del fuselaje. Dicho refinamiento tiene prismas con características alrededor del fuselaje determinadas por la Ecuación 30 en el espacio que se denominó como el dominio de aire externo (elementos que no tienen contacto directo con la hélice o su representación simplificada), también se buscó una distribución uniforme con la menor deformación posible en los elementos que rodean a la representación simplificada de la hélice.

Como lo muestra la Figura 37 (anexos, sección 7.1) el estándar de calidad de la malla es alto, según la barra de calidad que tiene un rango entre 0 y 1 los elementos sin deformación se califican con 1 (azul) y los totalmente dañados o deformados se califican con 0 (rojo). Haciendo un análisis más detallado (Tabla 6), similar al realizado con el modelo complejo, se determina que el 68,27% de elementos tienen un índice de calidad mayor a 0.7 indicando que los elementos de la malla tienen deformaciones muy pequeñas que no afectan en gran medida la solución del caso.

Indice de calidad	Cantidad de elementos	Porcentaje representativo
0.95 -> 1.0	47866	5,15%
0.90 -> .95	286199	30,78%
0.85 -> 0.9	101841	10,95%
0.80 -> 0.85	85968	9,25%
0.75 -> 0.8	57775	6,21%
0.7 -> 0.75	54228	5,83%
0.65 -> 0.7	36872	3,97%
0.6 -> 0.65	37458	4,03%
0.5 -> 0.6	33242	3,58%
0.5 -> 0.55	56991	6,13%
0.4 -> 0.5	93155	10,02%
0.4 -> 0.45	25604	2,75%
0.35 -> 0.4	9780	1,05%
0.3 -> 0.35	2817	0,30%

Tabla 6. Calidad de la malla simplificada.

El número de nodos y elementos obtenidos en el modelo complejo y simplificado se resume en la Tabla 7 a manera de comparación.

Tabla 7. Número de nodos y elementos para cada malla.

Malla	Número de Nodos	Número de Elementos
Modelo Complejo	406.083	1'506.322
Modelo Simplificado	181.288	930.914

### 4.3 PROCESAMIENTO EN ANSYS FLUENT

El solucionador comercial ANSYS FLUENT V15.0 fue empleado para resolver los casos de investigación registrados en este documento. Por los requerimientos especiales de desempeño que debe tener el computador se decidió utilizar un procesamiento en paralelo que ayuda a realizar los cálculos más rápido pero exige bastante a la memoria RAM y los procesadores del computador. Estas simulaciones (geometría compleja y simplificada) se llevaron a cabo en los computadores de la sala de sistemas 302 de la Universidad de San Buenaventura que presentan las características resumidas en la Tabla 8.

*Tabla 8. Especificaciones técnicas de los computadores utilizados para la simulación.*

PROCESADOR	NUCLEOS	MEMORIA RAM	SOFTWARE	DISCO DURO
INTEL XEON (2,6 GHz)	12	8 GB	ANSYS 15	500 GB

Sin embargo por restricciones en la licencia académica de la universidad solamente se pueden utilizar 4 procesadores para el análisis en paralelo sin poder aprovechar al máximo las características mostradas en la Tabla 8.

El algoritmo de solución SIMPLEC fue utilizado para solucionar las ecuaciones que gobiernan el comportamiento de los fluidos, SIMPLEC es la corrección del algoritmo SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure-Linkage Ecuations) el cual es uno de los esquemas más populares para vincular la presión a la velocidad en un flujo incompresible (Jiyuan Tu, 2013), fue desarrollado por Patankar & Spalding en 1972 para soluciones prácticas de ingeniería. En este esquema un campo de presiones estimado se utiliza para resolver las ecuaciones de momentum, luego una Ecuación de corrección de presión, deducida a partir de la Ecuación de continuidad, se resuelve para obtener un campo de presión corregido que de hecho se utiliza para actualizar los campos de velocidad y presión; estos campos estimados son mejorados progresivamente mediante un proceso iterativo. Con SIMPLEC la corrección de presión por los factores de relajación en las ecuaciones ayudan a lograr una mejor convergencia. Sin embargo en algunos problemas que presentan mallas con alta deformación en sus elementos es recomendable utilizar un factor de relajación bajo (menor a 1) o elegir el algoritmo SIMPLE.

SIMPLEC (SIMPLE - Corrected) busca mitigar los efectos de disminución de velocidad en las celdas vecinas asumiendo que las velocidades que ha calculado en la celda local son similares a las de sus alrededores; tiene la misma Ecuación

que su predecesor, la diferencia radica en que los coeficientes para derivar la Ecuación de fluctuación de presión “ $p$ ” son diferentes.

Para la discretización de las ecuaciones se optó por la formulación “Green-Gauss Node Based”. Con este método los valores de las propiedades en las caras de los elementos fueron determinados a través de las magnitudes obtenidas en cada nodo. Se hizo uso de la discretización espacial de segundo orden (second order upwind) para obtener los términos de convección en la densidad, presión, momentum, viscosidad turbulenta modificada y la energía

Hasta este punto el procedimiento para la geometría compleja y la simplificada fue el mismo. En adelante se describe en detalle el proceso de solución para los dos casos por aparte con el fin de especificar con claridad las propiedades de cada sistema.

#### 4.3.1 Solución del Modelo Complejo

- *Selección de los modelos de turbulencia a utilizar*

En el proceso de simulación del modelo complejo se decidió utilizar cuatro modelos de turbulencia diferentes de la familia RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) con el fin de determinar cuál modelo se aproxima más a los resultados que ha publicado el fabricante para la hélice seleccionada. El modelo más acertado se utilizó para simular el caso simplificado.

Existen análisis realizados por universidades y entes privados sobre casos similares al evaluado en esta investigación (Cho, 2014), la mayoría de estos trabajos se relacionan con hélices marinas y unas pocas con aviones analizados con software diferente a ANSYS; sin embargo al consultar estos trabajos se evidenció que la mayoría tienen en común el uso de los modelos de turbulencia “ $k-\epsilon$ ” y “ $k-\omega$ ”, razón por la cual en las siguientes secciones se hace una comparación entre estos dos modelos con el fin de determinar cuál es el más útil en la resolución del caso de interés para este proyecto.

Para esta comparación también se utilizan los modelos SA (Spalart-Allmaras) y “SST  $k-\omega$ ” ya que son modelos más nuevos que a nivel mundial están siendo probados en diferentes situaciones de ingeniería para verificar la exactitud de sus

predicciones (Bakker, 2002), hasta el momento han ganado una fama considerable en la dinámica de fluidos por lo cual a manera de contribución se desea verificar que tan acertados son calculando las propiedades de flujos como los que se estudian en este trabajo.

- *Condiciones de frontera*

Para activar las condiciones de frontera se debe tener en cuenta la función que va a tener cada elemento que constituye el dominio computacional durante la operación del avión; por ejemplo la hélice actúa como una superficie que rota mientras que el fuselaje es una superficie que permanece estática (el flujo de aire se traslada sobre él), por esto se elige la condición de frontera “Wall” ya que el aire no atraviesa estos elementos. La Tabla 9 muestra las condiciones de frontera utilizadas para el caso complejo (en las figuras 41 y 42 de los anexos, sección 7.2, se ilustran las condiciones de frontera para los modelos complejo y simplificado respectivamente).

*Tabla 9. Condiciones de frontera.*

Elemento	Condición de Frontera
Hélice	Wall “non-slip cond.”
Fuselaje	Wall “non-slip cond.”
Disco Interno	Interface
Disco Externo	Interface
Cilindro Circundante	Pressure Far Field
Aire Interno	Interior
Aire Externo	Interior

En la condición de frontera “pressure far field” se determinó la presión de referencia con un valor de “101325 Pa” y un número Mach de “0.05” teniendo en cuenta que las condiciones de prueba son a nivel del mar, así mismo se especifica que el flujo de aire ingresa al dominio en la dirección negativa del eje coordenado “y”. En la sección 7.1 de los anexos se incluye una imagen que muestra la configuración de los ejes coordenados en el modelo para orientar al lector.

Para la condición de frontera “Rotational Wall” que se le dio a la hélice se especifica la velocidad de giro de este elemento durante el crucero con una magnitud de “8000 RPM” lo que representa “ $837.758 \frac{rad}{s}$ ”; esta rotación se produce en sentido horario (vista desde el asiento del piloto).

Por último se definió el “Time-Step” o paso de tiempo más conveniente para la simulación, en este caso se hace un cálculo especial ya que el comportamiento del elemento rotor es diferente a un elemento que solo se traslada longitudinalmente a través del espacio. En la sección del manual de ayuda de ANSYS FLUENT (ANSYS, s.f.) se encontró un método aconsejado para determinar qué tan grande debe ser este espacio de tiempo entre cada movimiento que realicen las palas (Ecuación 31).

$$\Delta t_{rot} = \frac{0,1}{\omega}$$
$$\Delta t_{rot} = 1,1936 \times 10^{-4}$$

*Ecuación 31.*

Es decir que cada segundo la hélice da 133,33 vueltas lo que implica que una sola vuelta será completada cada 0,0075 segundos que corresponderían a 63 pasos de tiempo (aproximadamente). Para lograr que el flujo de aire se desarrolle atrás del fuselaje en un tiempo razonable se deben simular al menos 0,08 segundos de todo el proceso de esta manera el flujo de aire, que viaja a 18 m/s, habrá recorrido todo el fuselaje. Para que el aire viaje 1,2 veces la longitud del fuselaje se simularon 0,1 segundos de funcionamiento de la hélice; en ese tiempo la hélice realiza 15 giros aproximadamente.

#### 4.3.2 Solución del modelo simplificado

A partir del análisis de la malla compleja se determinó que el modelo de turbulencia más adecuado para este caso es el Spalart-Allmaras debido a que con él se obtuvieron los resultados más cercanos a los datos de rendimiento de la hélice publicados por el fabricante; posteriormente en la sección de análisis de resultados se explica con más detalle este hecho.

Para representar el efecto que la hélice tiene sobre el flujo de aire se implementa una condición de frontera llamada “FAN”. La velocidad tangencial que pide el sistema como dato de entrada varía a lo largo del radio de la hélice y se expresa como el producto entre la velocidad angular y la distancia que hay entre determinada sección transversal de la pala y el eje de giro, igualmente se especifica que la representación del carenado del cubo de la hélice tiene un radio de 0.012 metros. Este procedimiento se hace con el fin de remplazar a la hélice utilizando la teoría del disco actuador desarrollada por Rankine en 1865.

En la teoría del disco actuador (actuator disk) se modela a la hélice como un disco de espesor infinitesimal y se cumplen las siguientes condiciones:

- El aire es un fluido incompresible no viscoso.
- La hélice actúa como un disco con un número infinito de palas.
- El flujo a través del disco actuador es uniforme y no hay movimiento rotacional en la corriente de aire que deja atrás (estela).
- La hélice produce un salto de presión en la superficie circular formada por la rotación de las palas (disco actuador) que es igual al empuje por unidad de área.

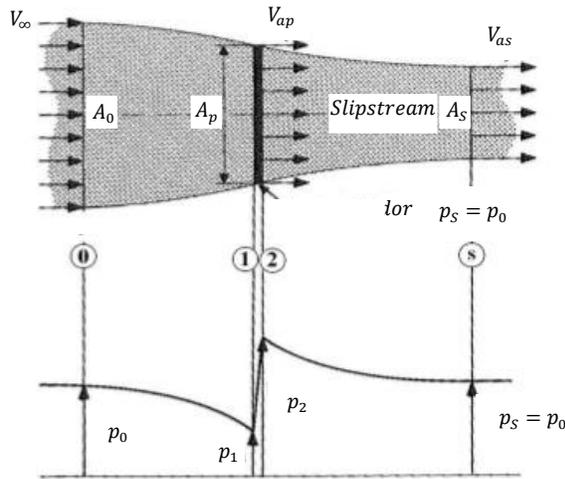


Figura 18. Física del funcionamiento del disco actuador.  
Fuente: (Lino, 2010)

La Figura 18 muestra cómo cambian las propiedades del flujo de aire en función de su cercanía con el disco actuador, al aplicar el teorema de Bernoulli y los principios sobre los cuales se modela el disco actuador (mencionados anteriormente) se hace posible determinar las presiones y velocidades del fluido en las lejanías adelante del avión, justo en frente y atrás del disco actuador así como aguas abajo en las lejanías del fuselaje en donde la presión de la estela “ $p_s$ ” se iguala con la presión ambiente. Las ecuaciones 32 a la 37 indican los valores teóricos de estas propiedades:

$$\Delta p = (p_2 - p_1) = \frac{T}{S} = 318,96 \text{ Pa}$$

Ecuación 32.

$$V_i = \sqrt{\frac{V_\infty^2}{4} + \frac{T}{2\rho S}} - \frac{V_\infty}{2} = 5,532 \frac{m}{s}$$

Ecuación 33.

$$V_{ap} = V_{\infty} + V_i = 23,5326 \quad \frac{m}{s}$$

Ecuación 34.

$$p_1 = p_0 + \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 - \frac{1}{2} \rho V_{ap}^2 = 101184,25 \text{ Pa}$$

Ecuación 35.

$$p_2 = \frac{T}{S} + p_1 = 101503,165 \text{ Pa}$$

Ecuación 36.

$$V_{as} = \sqrt{p_2 + \frac{1}{2} \rho V_{ap}^2 - p_s - \frac{1}{2} \rho} = 29,063 \quad \frac{m}{s}$$

Ecuación 37.

En las anteriores ecuaciones “ $V_{ap}$ ” es la velocidad del aire desde “ $p_1$ ” hasta “ $p_2$ ”, “ $V_i$ ” es la velocidad inducida por el disco actuador, “ $V_{as}$ ” es la velocidad de la estela en un punto lejano atrás del avión, “ $p_s$ ” es la presión la estela en el mismo punto donde se mide “ $V_{as}$ ”, “ $S$ ” es la superficie del disco y “ $V_{\infty}$ ” es la velocidad del aire en un lugar lejano frente al avión. En la Tabla 10 se listan las magnitudes de las variables utilizadas para encontrar “ $\Delta p, V_i, V_d, p_1$  y  $p_2$ ”.

Tabla 10. Variables de entrada para resolver las ecuaciones 32 hasta la 36.

Variable	Magnitud
$p_0 = p_0$ (Pa)	101325
$V_{\infty}$ (m/s)	18
$\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	1,225
$T$ (N)	31,5
$S$ (m <sup>2</sup> )	0,0987

Haciendo uso de estas cantidades es posible verificar si los resultados de la solución numérica obtenidos en FLUENT se encuentran próximos a los obtenidos por la teoría del momento axial (ecuaciones 32 hasta la 37) y los datos experimentales obtenidos por el fabricante de la hélice, este tema se tratará con más detalle en la sección 4.5.3 de este capítulo.

Este caso se estudió como un proceso transiente utilizando el mismo paso de tiempo (time step) del modelo complejo (Ecuación 31) durante 0,1 segundos de funcionamiento de la hélice.

## 4.4 ANÁLISIS DE RESULTADOS

### 4.4.1 Resultados del Fabricante de la Hélice

A finales del mes de Enero de 2015 “APC propellers” hizo una actualización de los datos de rendimiento para cada modelo de hélice registrados en su página de internet; esta actualización fue realizada mediante la utilización del software “NASA TAIR code” que se basa en la teoría del vórtice (vortex theory) para calcular las cargas en las palas, por lo cual el fabricante afirma que la información expuesta como resultado de esta actualización puede distar de los resultados obtenidos por pruebas en el túnel de viento realizada por Selig (Ananda, 2015).

Debido a que esta página de internet (APC) no tiene datos experimentales para la hélice 14x10E estudiada en este trabajo se decidió tomar 3 hélices cuya relación “paso / diámetro” es similar a la 14x10E ( $P/D = 0,7143$ ) y con base en esto se realizó una comparación entre los datos experimentales de Selig y las predicciones de APC.

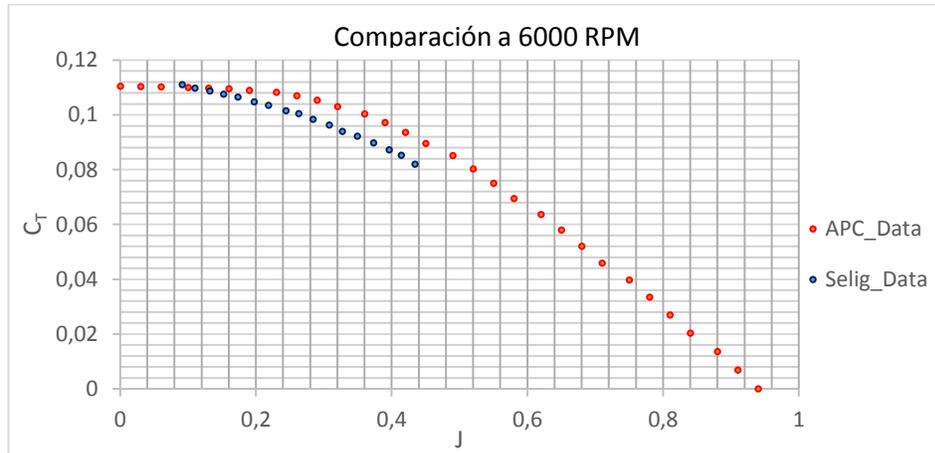


Figura 19. Comparación de la variación del “ $C_T$ ” con respecto a “ $J$ ” para la hélice 11x8E.

En la Figura 19 queda claro que para la hélice 11x8E ( $P/D = 0,7273$ ) existe una diferencia entre los datos de APC y los de Selig. Para el “ $J$ ” que interesa a esta investigación (0,39) existe una diferencia entre el coeficiente de empuje que predice APC y el medido por Selig correspondiente a 0,01 unidades de “ $C_T$ ” (error = 102,8%), mientras que en el caso de “ $C_P$ ” (Figura 38 del anexo 7.1) la diferencia es de 0,0083 unidades (error = 136,5%).

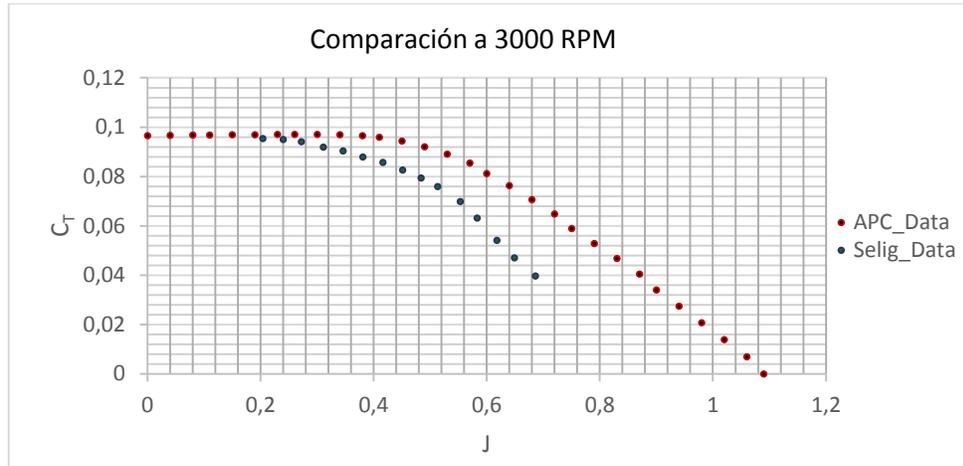


Figura 20. Comparación de la variación del “C<sub>T</sub>” con respecto a “J” para la hélice 14x12E.

La comparación realizada para la Figura 19 también se hace para la Figura 20 que corresponde a la hélice 14x12E ( $P/D = 0,8571$ ) en donde los resultados indican que diferencia en el “C<sub>T</sub>” entre APC y Selig, para una relación de avance “J = 0,38”, es equivalente a 0,0087 unidades (error = 90%); en el caso de “C<sub>P</sub>” (Figura 39 del anexo 7.1) la diferencia es de 0,0082 unidades (error = 128,93%).

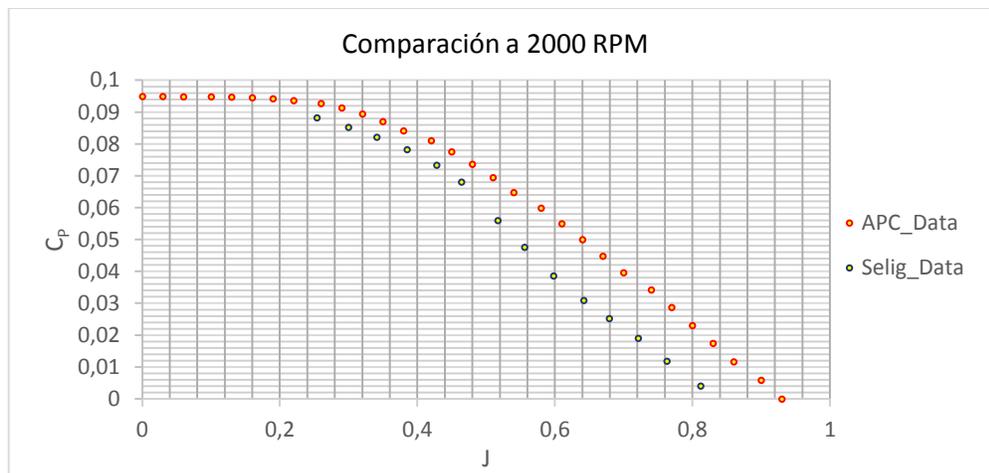


Figura 21. Comparación de la variación del “C<sub>T</sub>” con respecto a “J” para la hélice 17x12E.

De manera similar en la Figura 21 correspondiente a la hélice 17x12E ( $P/D = 0,7059$ ) existe una diferencia entre los datos de APC y Selig correspondiente a 0,0059 unidades (error = 70%) para “C<sub>T</sub>” y 0,0042 unidades (error = 81%) para “C<sub>P</sub>” (Figura 40 del anexo 7.1). De esta manera se hace evidente que el programa de computador utilizado por APC tiende a sobre estimar los valores de los coeficientes de empuje “C<sub>T</sub>” y de potencia “C<sub>P</sub>” por lo que se espera que los datos que expone el fabricante para la hélice 14x10E también sigan esta tendencia en

sus coeficientes. Las mediciones de las Figuras 19 a la 21 fueron realizadas variando el valor de la relación de avance “J” (advance ratio) para un mismo valor de RPMs.

El método utilizado para calcular el error en las diferencias de los coeficientes en los casos de las Figuras 19 a la 21 esta expresado por la Ecuación 38:

$$Error[\%] = \left( \frac{Resultado APC - Resultado Selig}{Resultado APC} \right) * 100$$

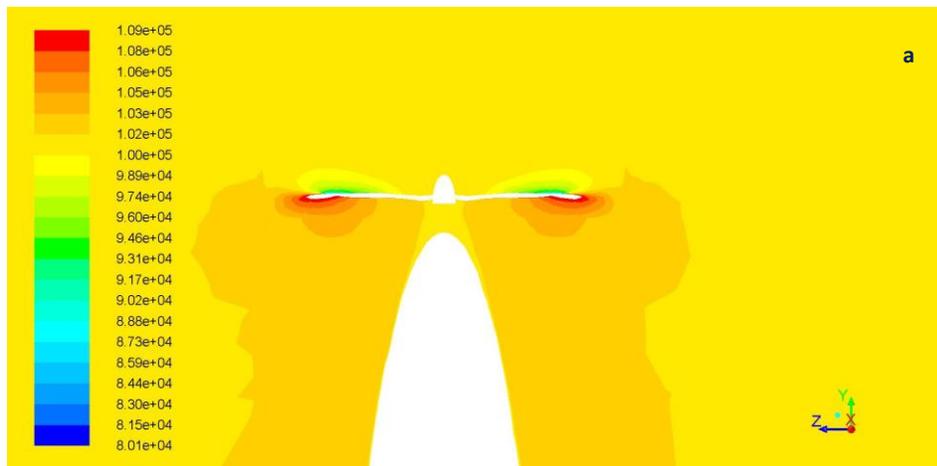
*Ecuación 38.*

Cabe anotar que al comenzar esta investigación el fabricante de la hélice nunca aclaro si los resultados publicados en su página para las hélices eran obtenidos experimentalmente o a través de medios computacionales.

#### 4.4.2 Post – Procesamiento de los Resultados del Modelo Complejo

- *Análisis cualitativo*

El análisis en esta sección se realiza por medio de un método comparativo entre los resultados de los cuatro modelos de turbulencia seleccionados. La Figura 22 muestra la perturbación del fluido generada por el movimiento de la hélice la cual produce un aumento en la presión total a la salida de la hélice. El aumento en esta propiedad se debe a que el aire está siendo acelerado hacia la parte posterior del fuselaje en el sentido negativo del eje “y”, y como se espera de la teoría de momentum, la presión dinámica aumenta con el cuadrado de la velocidad, la presión estática incrementa a través del disco de la hélice y por lo tanto la presión total muestra valores más elevados que los establecidos en sus alrededores.



Contours of Total Pressure (pascal) (Time=1.2175e-01)

Feb 17, 2015  
ANSYS Fluent 14.5 (3d, dp, pbns, dynamesh, S-A, transient)



Contours of Total Pressure (pascal) (Time=1.2187e-01)

Feb 14, 2015  
ANSYS Fluent 14.5 (3d, dp, pbns, dynamesh, rngke, transient)

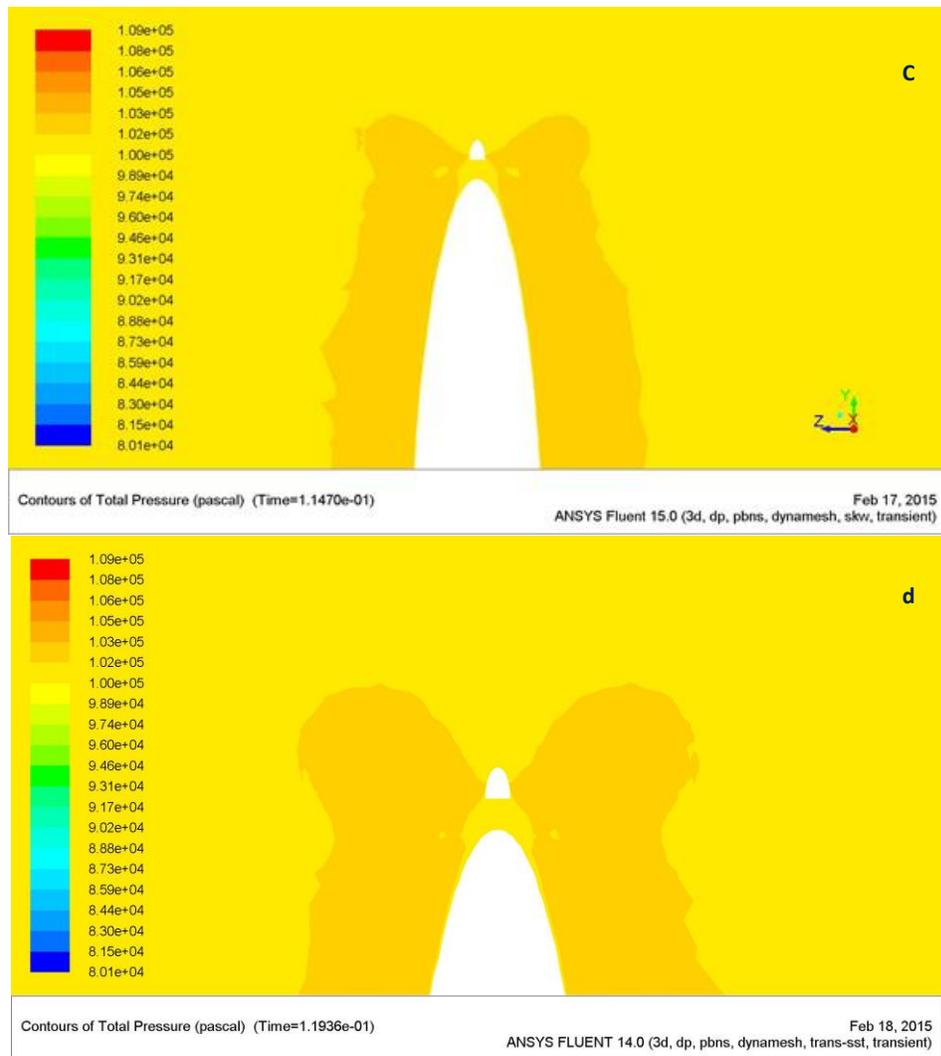
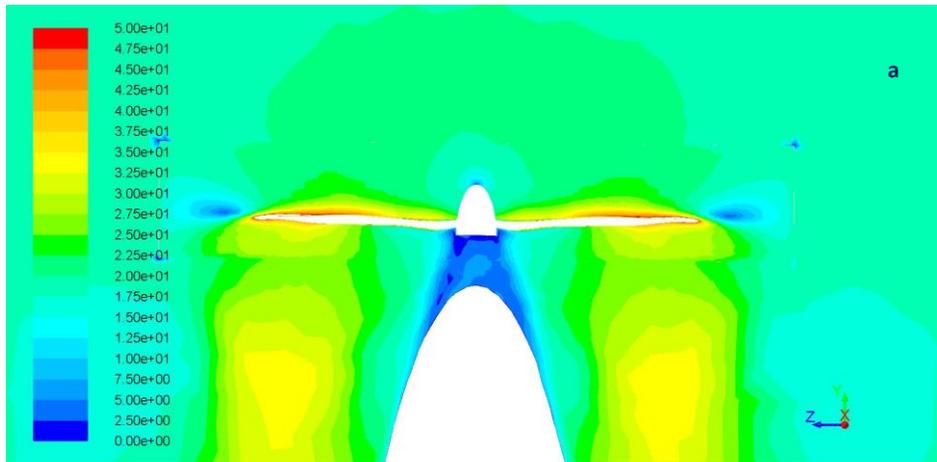


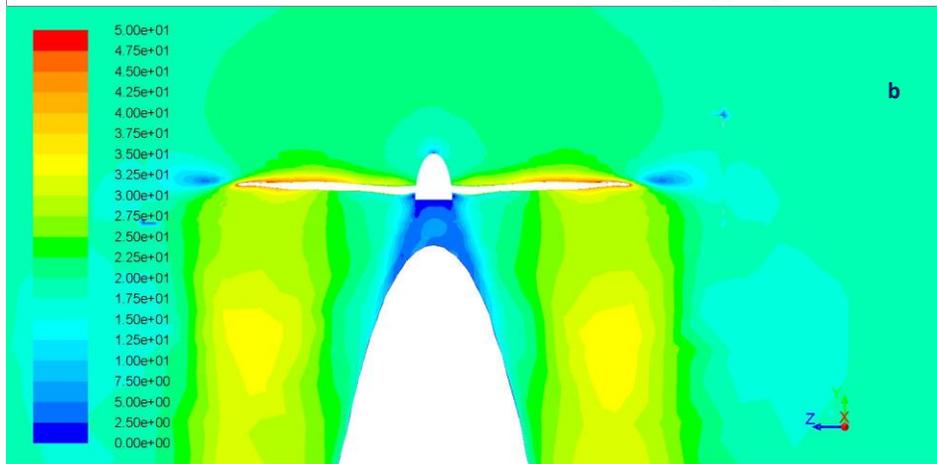
Figura 22. Comparación de resultados de presión total; a) Spalart-Allmaras; b)  $k-\epsilon$ ; c)  $k-\omega$ ; d) SST- $k\omega$ .

El aumento en la velocidad axial es aún más notorio en la Figura 23 en donde la rapidez del flujo comienza a hacerse mayor justo frente a la hélice; este es el efecto que se espera por el aumento en el momentum en las partículas de aire el cual se hace máximo justo al salir de las palas; además de esto existen ciertas zonas localizadas cerca a las puntas de las palas y que se marcan con color azul y rojo indicando que hay presencia de vórtices (recirculación).



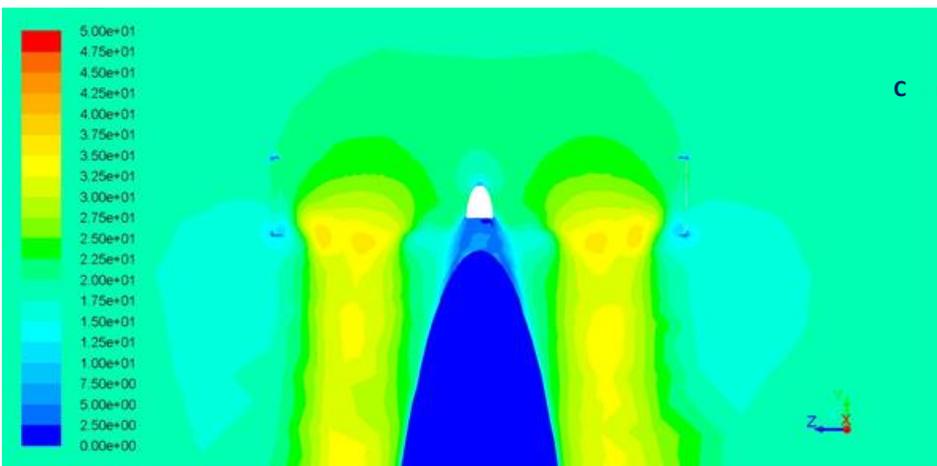
Contours of Velocity Magnitude (m/s) (Time=1.2175e-01)

Feb 14, 2015  
ANSYS Fluent 14.5 (3d, dp, pbns, dynamesh, S-A, transient)



Contours of Velocity Magnitude (m/s) (Time=1.2187e-01)

Feb 14, 2015  
ANSYS Fluent 14.5 (3d, dp, pbns, dynamesh, rngke, transient)



Contours of Velocity Magnitude (m/s) (Time=1.1470e-01)

Feb 12, 2015  
ANSYS Fluent 15.0 (3d, dp, pbns, dynamesh, skw, transient)

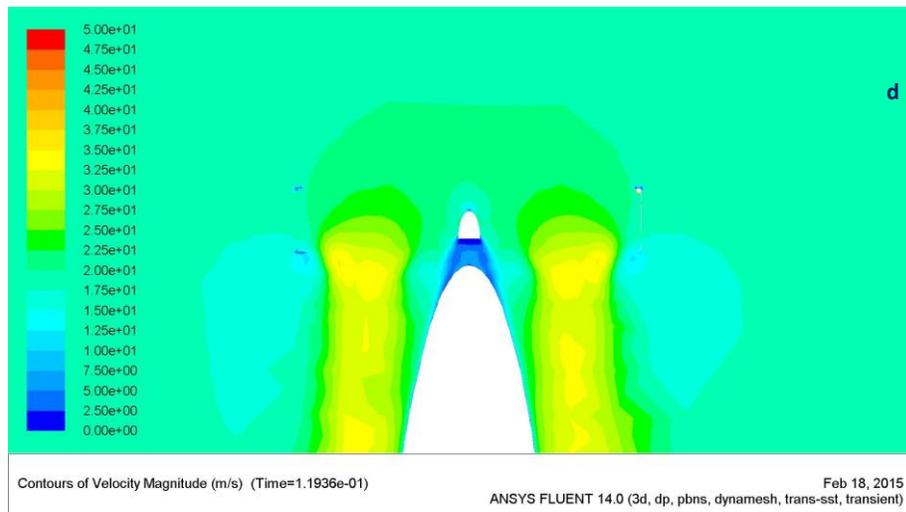
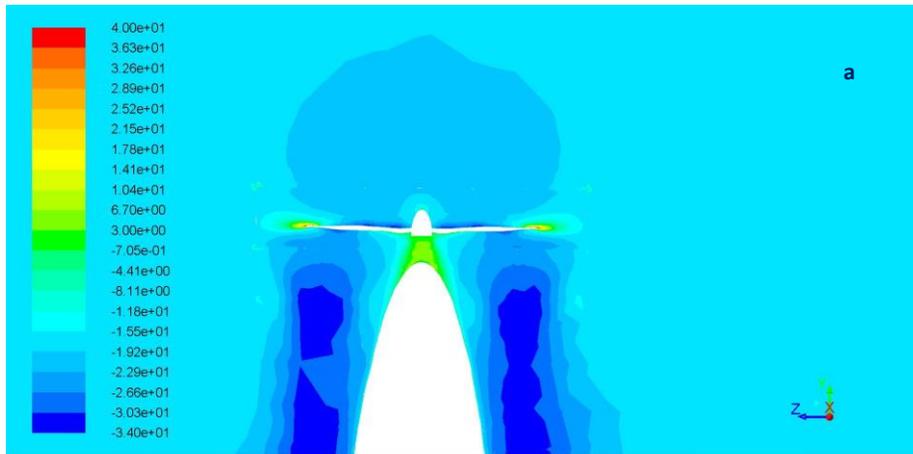


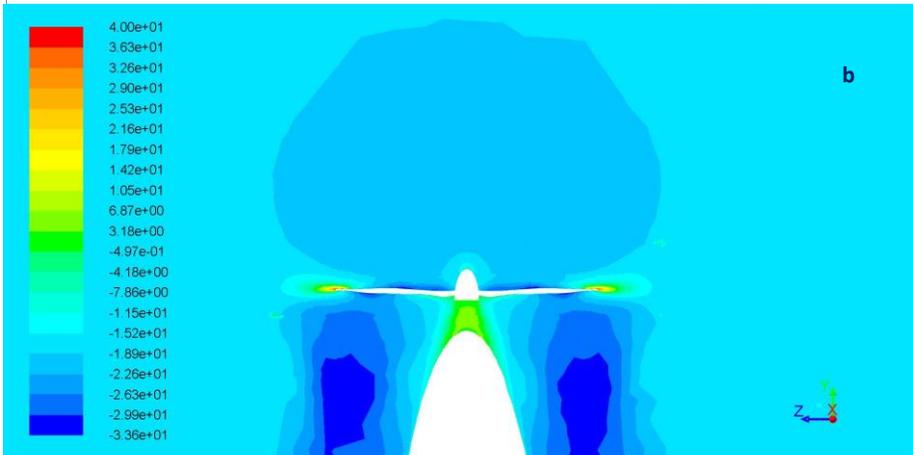
Figura 23. Comparación de resultados de la magnitud de velocidad; a) Spalart-Allmaras; b)  $k-\epsilon$ ; c)  $k-\omega$ ; d) SST- $k\omega$ .

Al observar la estela de la hélice en la Figura 24 es claro que la velocidad a lo largo del recorrido del aire no está uniformemente distribuida; se aprecian sectores (indicados con diferentes tonos de azul) en los que la velocidad del aire en el centro de la estela, que avanza en el sentido negativo del eje “y”, difiere de la parte exterior de la misma lo que indica que el aire en el núcleo de la estela tiende a ir más rápido que el aire que está más hacia la zona externa. El aire en la región externa de la estela poco a poco comienza a expandirse y a tomar las propiedades del ambiente que rodea al avión (con una velocidad axial menor). El rango de velocidades del aire en la zona de giro de la hélice concuerda con la predicción teórica de la Ecuación 34 basada en la teoría del momentum. (Por la elección del sistema coordinado la velocidad dirigida hacia aguas abajo tiene un valor negativo mientras que la velocidad en dirección aguas arriba tiene un valor positivo). Como la Figura solamente muestra la magnitud de la velocidad en la dirección axial, la presencia de recirculación y vórtices se manifiesta por componentes axiales de la velocidad negativos, o en dirección opuesta al flujo.



Contours of Y Velocity (m/s) (Time=1.2175e-01)

Feb 14, 2015  
ANSYS Fluent 14.5 (3d, dp, pbns, dynamesh, S-A, transient)



Contours of Y Velocity (m/s) (Time=1.2187e-01)

Feb 14, 2015  
ANSYS Fluent 14.5 (3d, dp, pbns, dynamesh, mgke, transient)

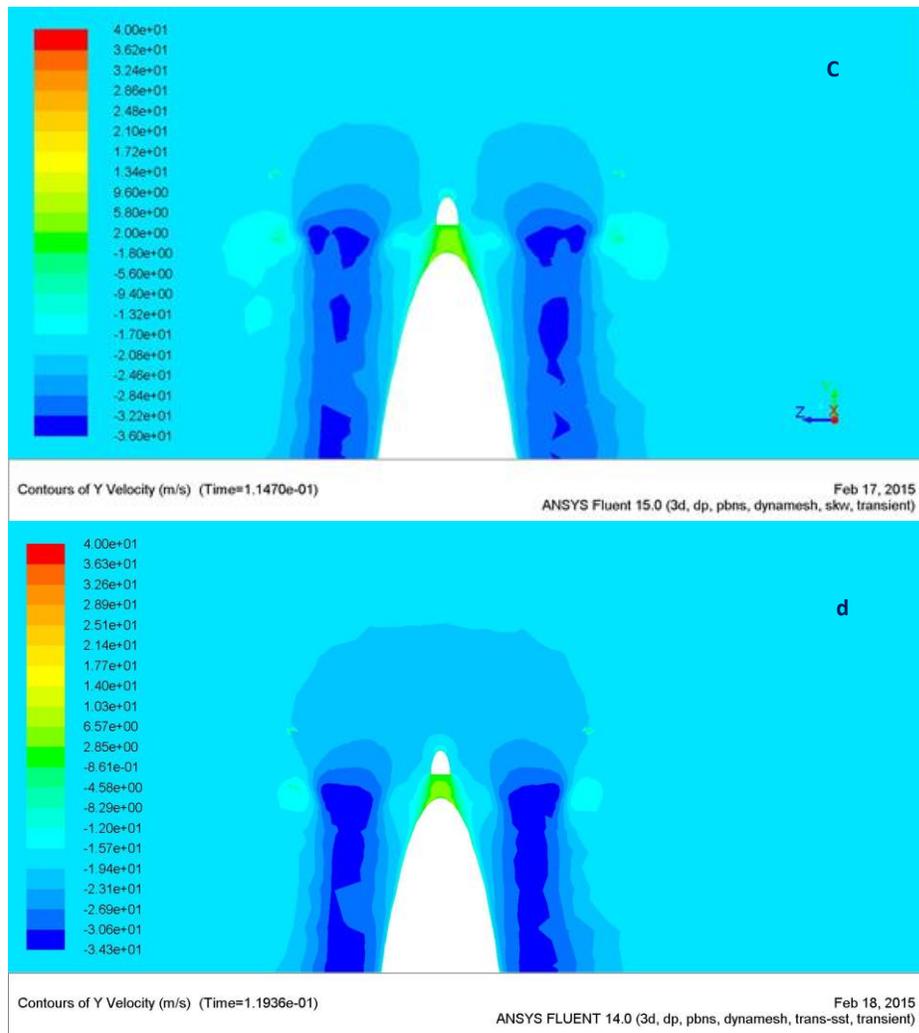
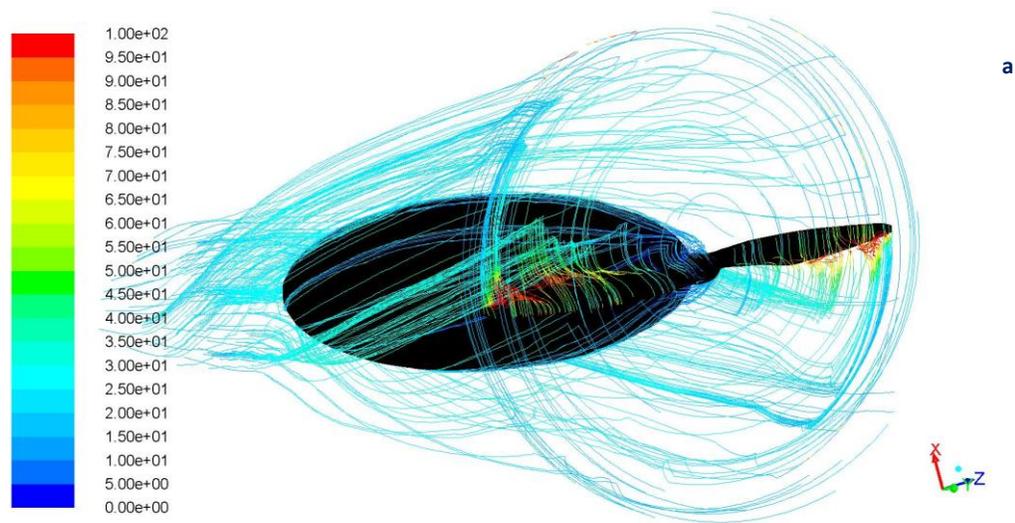


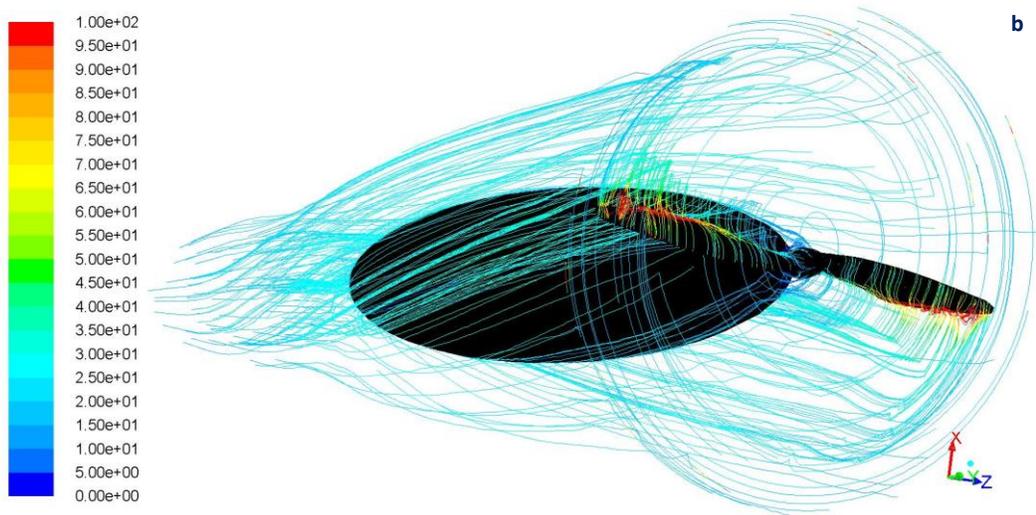
Figura 24. Comparación de resultados de la velocidad en el eje "y"; a) Spalart-Allmaras; b)  $k-\epsilon$ ; c)  $k-\omega$ ; d) SST- $k\omega$ .

Las imágenes de la Figura 25 son particularmente interesantes ya que muestran la dinámica rotacional que se espera ver en el aire que interactúa con la hélice y sale de ella. Se ve claramente que el fuselaje recibe un flujo de aire perturbado por la hélice provocando una estela helicoidal alrededor del fuselaje, también se capta la vorticidad del aire que abandona las puntas de la hélice. Como lo indica la teoría de aerodinámica para hélices (Figura 9) a medida que las líneas de corriente se alejan de las palas van agrupándose en la parte externa de la estela.



Pathlines Colored by Velocity Magnitude (m/s) (Time=1.2175e-01)

Feb 14, 2015  
ANSYS Fluent 14.5 (3d, dp, pbns, dynamesh, S-A, transient)



Pathlines Colored by Velocity Magnitude (m/s) (Time=1.2187e-01)

Feb 14, 2015  
ANSYS Fluent 14.5 (3d, dp, pbns, dynamesh, rngke, transient)

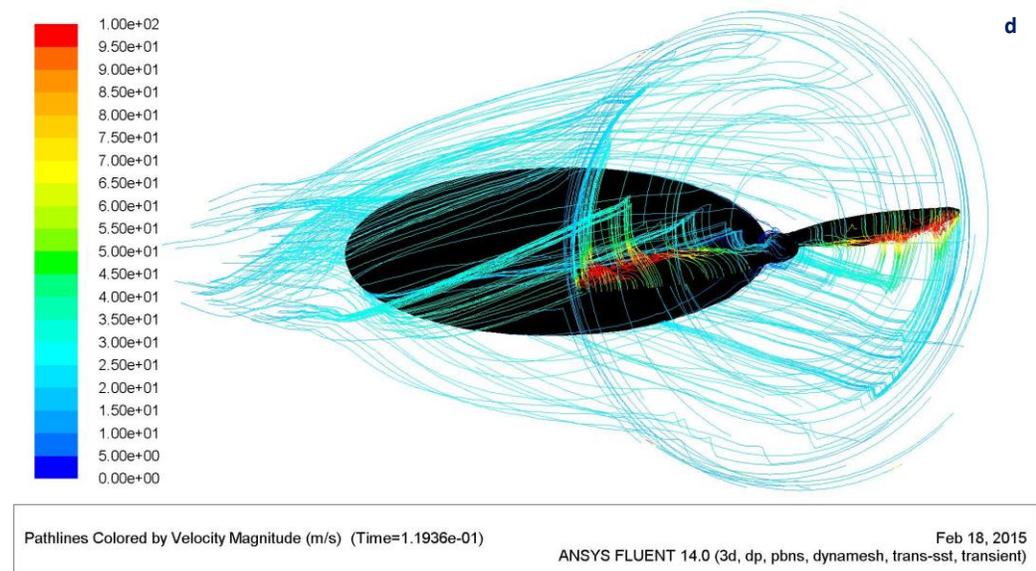
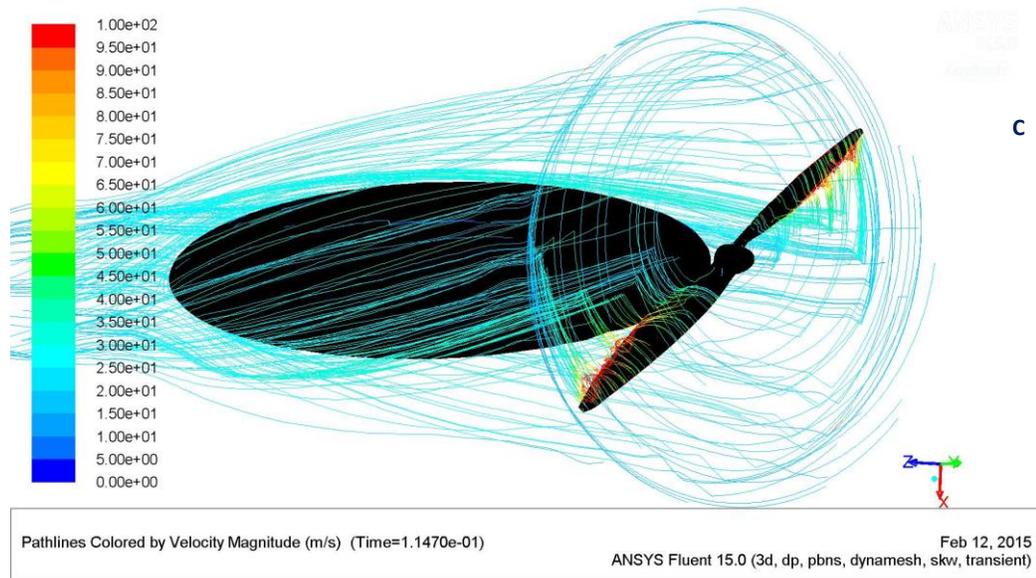


Figura 25. Comparación de resultados de líneas de corriente para la magnitud de la velocidad; a) Spalart-Allmaras; b)  $k-\epsilon$ ; c)  $k-\omega$ ; d) SST- $k\omega$ .

- *Análisis cuantitativo*

Uno de los objetivos de este trabajo es determinar la magnitud del coeficiente de empuje, del coeficiente de potencia y la eficiencia de la hélice, por lo que se acude a la página web del fabricante de la hélice ya que allí se exponen los valores de cada uno de estos coeficientes para una condición de vuelo dada, así como también brindan las ecuaciones para calcular por cuenta propia estos términos. A continuación se exponen estos datos calculados para diferentes velocidades del aire a 8000 RPM (esta es la velocidad de giro del eje del motor durante la fase de crucero). A través de la Tabla 11 y la Figura 26 se pretende dar a entender mejor estos datos.

Tabla 11. Resultados experimentales proporcionados por el fabricante.

Fuente: Fabricante de la Hélice-APC Propellers.

V (m/s)	J	Eficiencia	C <sub>t</sub>	C <sub>p</sub>	Momento N · m	Empuje N
0	0	0	0,1007	0,0891	1,75	35,07
1,519	0,03	0,0373	0,1007	0,0869	1,712	35,08
3,039	0,06	0,076	0,1007	0,0845	1,667	35,078
4,559	0,1	0,11	0,1006	0,0822	1,62	35,051
13,724	0,29	0,427	0,098	0,0663	1,306	34,126
15,244	0,32	0,489	0,0961	0,0632	1,246	33,49
16,763	0,35	0,549	0,0936	0,0603	1,189	32,618
18,283	0,39	0,602	0,0906	0,058	1,143	31,569
19,803	0,42	0,65	0,0872	0,0561	1,105	30,37
21,368	0,45	0,69	0,0833	0,0543	1,069	29,029

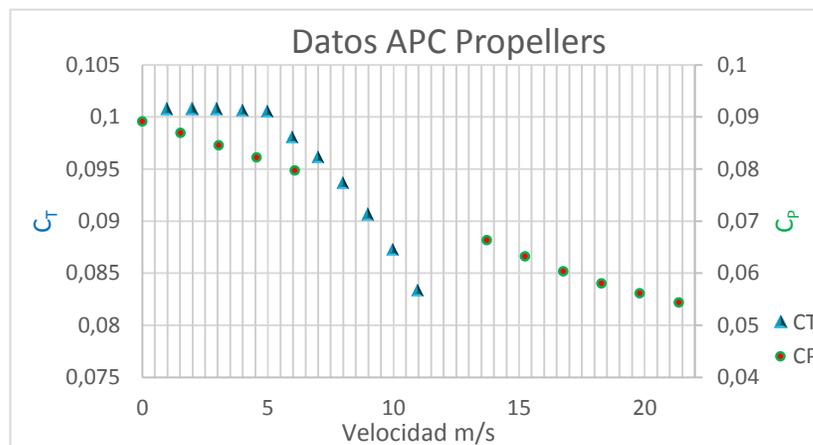


Figura 26. Cambio de C<sub>T</sub> y C<sub>P</sub> con la velocidad – datos a 8000 RPM.

Se realizó una simulación para cada modelo de turbulencia utilizado con el fin de determinar cuál era el más acertado al predecir la información mostrada en la Tabla 11 (resaltada con color azul), por este motivo para cada simulación se obtuvo el empuje, el torque, el coeficiente de potencia ( $C_P$ ), el coeficiente de empuje ( $C_T$ ) y la eficiencia de la hélice ( $\eta_{pr}$ ), luego se comparó esta información con los datos del fabricante. En FLUENT (sección 4.3.1) se estableció un tiempo de simulación mínimo pertinente (0,1 segundos) para lograr un correcto desarrollo de las propiedades del flujo en la estela de la hélice (en el cual el aire recorre una distancia equivalente a 1,2 veces el fuselaje) durante este tiempo se evaluó la convergencia en la solución de cada modelo de turbulencia, este análisis se presenta desde la Figura 27 hasta la 29.

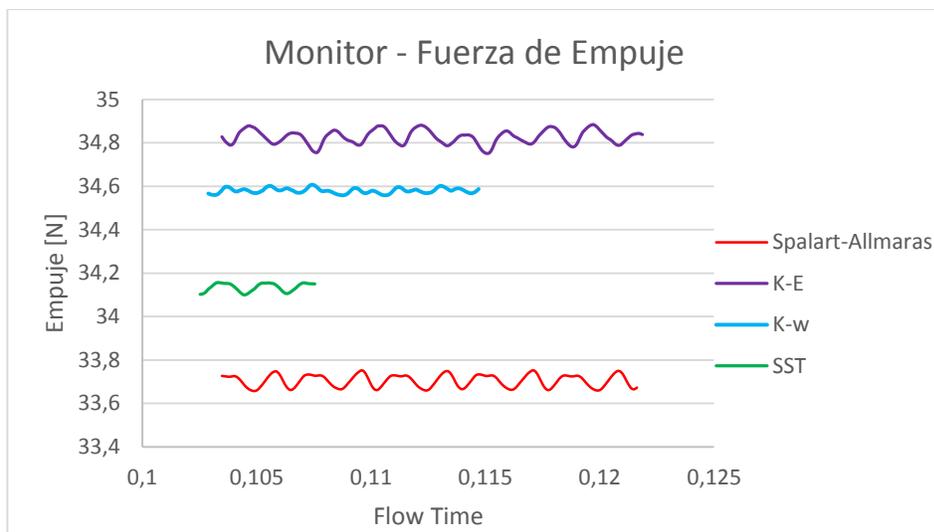


Figura 27. Convergencia empuje, a) S-A; b) K-ε; c) K-ω; d) SST.

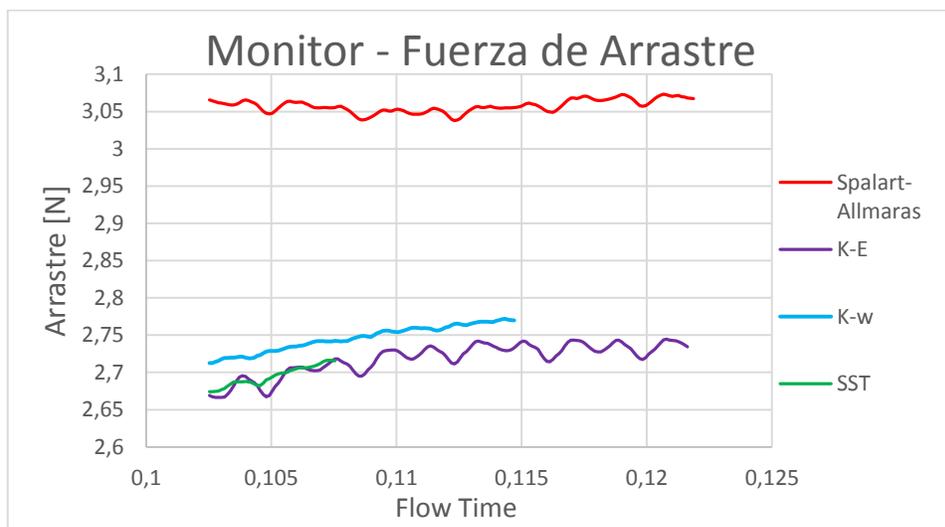


Figura 28. Convergencia del arrastre, a) S-A; b) K-ε; c) K-ω; d) SST.

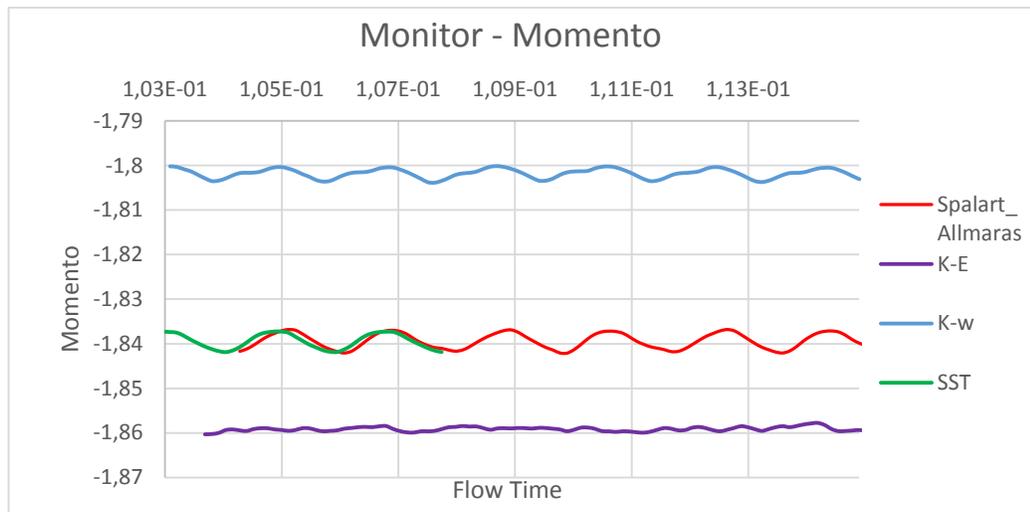


Figura 29. Convergencia del momento, a) S-A; b) K-ε; c) K-ω; d) SST.

Las anteriores Figuras (27, 28 y 29) se encuentran ajustadas para que se vea claramente el detalle de convergencia durante los últimos 100 pasos de tiempo (time steps) de cada modelo de turbulencia, cada uno alcanzo diferentes “time steps” debido a que había modelos que tomaban más tiempo entre iteraciones (e.g. SST K – ω) y por causa de los tiempos de entrega del proyecto no se pudo esperar a que los modelos que tomaban más tiempo avanzaran tanto como se quería. Al revisar cada uno de los datos es posible darse cuenta que los resultados del momento alrededor del eje y de las fuerzas de empuje y arrastre (en el fuselaje) no distan mucho entre cada modelo de turbulencia. Las Tablas 12, 13 y 14 exponen las diferencias entre el dato máximo y el dato mínimo obtenidos durante los últimos 100 pasos de tiempo para cada variable analizada.

Tabla 12. Convergencia últimos 100 pasos de tiempo – Empuje.

Empuje [N]				
Variable	SA	K - ε	K - ω	SST K - ω
Dato Mayor	33,7526	34,8841	34,6073	34,1577
Dato Menor	33,6597	34,7513	34,5586	34,1
Diferencia	9,29E-02	1,33E-01	4,87E-02	5,77E-02

Tabla 13. Convergencia últimos 100 pasos de tiempo – Momento.

Momento [N*m]				
Variable	SA	K - ε	K - ω	SST K - ω
Dato Mayor	-1,83681	-1,85769	-1,80013	-1,83725
Dato Menor	-1,84212	-1,85996	-1,80385	-1,84193
Diferencia	5,31E-03	2,27E-03	3,72E-03	4,68E-03

Tabla 14. Convergencia últimos 100 pasos de tiempo – Arrastre.

Arrastre (Fuselaje) [N]				
Variable	SA	$K - \epsilon$	$K - \omega$	SST $K - \omega$
Dato Mayor	2,74447	3,07315	2,77173	2,71653
Dato Menor	2,71144	3,03788	2,7156	2,61007
Diferencia	3,30E-02	3,53E-02	5,61E-02	1,06E-01

Al comparar estos resultados con los de “APC propellers” se determinó el modelo que produjo los resultados más cercanos. La comparación de los resultados numéricos con los publicados por APC propellers se presenta en la Tabla 15.

Tabla 15. Precisión en la predicción de resultados.

Modelo de Turbulencia	Tiempo por $\Delta t$ [min.]	Empuje [N]	Momento [N*m]	Error Predicción- Empuje [%]	Error Predicción- Momento [%]
SA	2	33,69	1,839	6,7	60,89
$K - \omega$	3,1	34,58	1,802	9,5	57,65
$K - \epsilon$	3	34,82	1,85	10,2	61,85
SST $K - \omega$	4,2	34,13	1,84	8,1	60,97
APC Propellers	N/A	31,569	1,143		

El modelo más acertado prediciendo la fuerza de empuje fue el Spalart-Allmaras (SA) con un error del “6,7%” (diferencia de 2,1 N) respecto al dato indicado por el fabricante, sin embargo al predecir el momento el error es bastante más alto y el modelo que mejor lo ha predicho fue el “k –  $\omega$ ” con un error del “57,65%”(diferencia de 0,657 N\*m), a pesar de ello se decide continuar a simular el modelo simplificado con el modelo “S-A” debido a que el tiempo de simulación es más rápido que el de los otros modelos turbulentos (2 minutos por time step) y su predicción del momento es la segunda más cercana al dato experimental (cada paso de tiempo comprendía 21 iteraciones).

Al saber la fuerza de empuje que produce la hélice se pudo calcular el coeficiente de empuje de la misma en la Ecuación 39.

$$C_T = \frac{\text{Empuje}}{\rho n^2 D^4}$$

$$C_T = \frac{(33,69 [N])}{(1,225[\frac{kg}{m^3}]) (133,333[\frac{rev}{s}])^2 (0,355[m])^4}$$

$$C_T = 0,097$$

Ecuación 39.

Con este resultado se calculó el nivel de error que tiene la predicción del modelo computacional con respecto a los datos obtenidos en el software de la NASA por

parte del fabricante para la condición de vuelo especificada para esta investigación.

$$Error[\%] = \left( \frac{Resultado\ APC - Predicción\ Computacional\ SA}{Resultado\ APC} \right) * 100$$

$$Error[\%] = 7,5\%$$

*Ecuación 40.*

Se tiene entonces que la predicción es cercana a la del fabricante (0,0906), sin embargo el porcentaje de error (Ecuación 40) se muestra algo alto.

Para obtener el “C<sub>P</sub>” es necesario saber cuál es la magnitud de la potencia que la hélice requiere por parte del eje del motor. Utilizando el momento calculado en ANSYS es posible determinar cuál es la potencia en el eje del motor (Ecuación 41) que se ha predicho haciendo uso del concepto de par motor el cual enuncia que la potencia del motor puede ser expresada como el producto entre el torque que produce el giro del eje y la velocidad angular.

$$P = \omega M$$

$$P = 837,758 \left[ \frac{rad}{s} \right] * 1,83 [Nm]$$

$$P = 1507,9644 [watts]$$

*Ecuación 41.*

El paso siguiente es determinar el valor del coeficiente de potencia con el procedimiento de la Ecuación 42.

$$C_p = \frac{P}{\rho n^3 D^5}$$

$$C_p = \frac{1507,9644 [watts]}{(1,225 \left[ \frac{kg}{m^3} \right]) (133,33 \left[ \frac{rev}{s} \right])^3 (0,355[m])^5}$$

$$C_p = 0,092$$

*Ecuación 42.*

$$Error[\%] = 58\%$$

*Ecuación 43.*

La Ecuación 43 expone un nivel de error considerable respecto a lo predicho por APC Propellers, este coeficiente tiene estrecha relación con la fuerza de arrastre en las palas de la hélice. Anteriormente se aclaró al construir la malla que el valor de la variable “Y<sup>+</sup>” (sección 4.2.1) se elegía de forma tal que fuese conveniente para los 4 modelos de turbulencia, ya que se sabe que el modelo que mejor

funciono fue el “Spalart-Allmaras” se podría reducir este número y volver más fina la malla para mejorar la predicción del momento. A consecuencia de tener un error alto en la predicción de “CP” el error de la eficiencia de la hélice (Ecuación 45) también se incrementa.

$$\eta_{pr} = J \frac{C_T}{C_P} = \frac{V}{n D} \frac{C_T}{C_P}$$

$$\eta_{pr} = 0,38 * \frac{0,097}{0,092} = 0,4$$

*Ecuación 44.*

$$Error[\%] = 33,33\%$$

*Ecuación 45.*

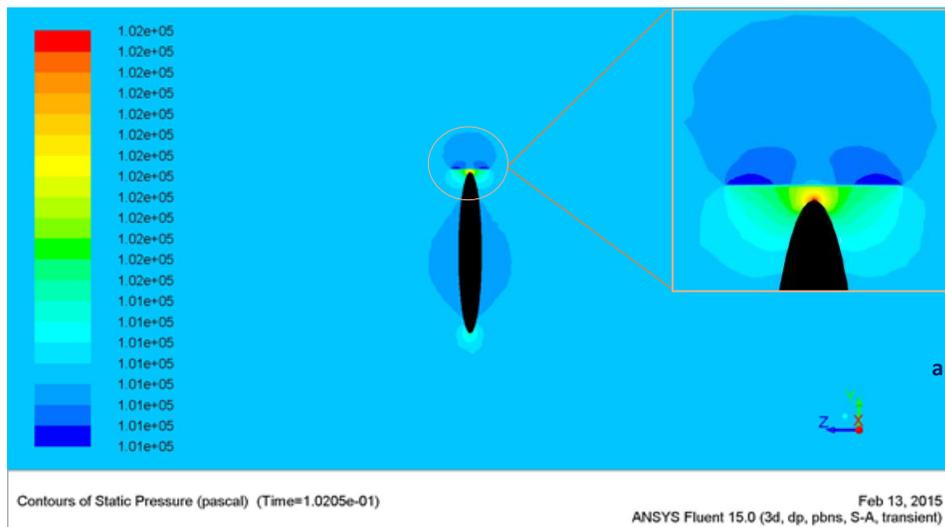
Se considera que la diferencia entre los resultados del modelo complejo y los de APC se deben a los siguientes factores:

- El método utilizado para modelar la hélice en Solid Edge no permite reproducir con exactitud la geometría de la hélice real (física), estas pequeñas diferencias pueden influir en las características aerodinámicas de la hélice. Desafortunadamente es muy difícil comprobar cuáles son las diferencias entre el modelo computacional y la pieza real puesto que para ello se requieren herramientas como comparadores de caratula.
- Debido a que el “Y+” fue definido de manera general para que los 4 modelos de turbulencia no tuviesen problemas en la solución de los casos, la malla pudo no ser lo suficientemente fina en las zonas cercanas a la hélice y en las que captan la estela. En los casos en los que las mallas tienen un valor de Y+ superior a 1 FLUENT no resuelve los gradientes de velocidad en cada celda (y por ello esfuerzos cortantes) en cada una de las celdas ubicadas dentro de la capa límite sino que utiliza ecuaciones para modelar estos gradientes cerca a la pared (funciones de pared). De acuerdo con las recomendaciones y buenas prácticas de la industria aeroespacial predicciones adecuadas del “CD” se pueden lograr con modelos de turbulencia RANS (e.g. Spalart-Allmaras) en mallas con “Y+” igual a 1 (AIAA, 2013) (Vassberg, 2011)
- El fabricante no calcula los coeficientes a una velocidad de aire de 18 m/s, lo hace a 18, 283 m/s, estas pequeñas cantidades decimales tienen un gran efecto en el resultado. También se debe tener en cuenta que “CT” y “CP” tienden a disminuir a medida que aumenta la velocidad del aire como se muestra en la Figura 26.

#### 4.4.3 Post – Procesamiento De Los Resultados Del Modelo Simplificado

- *Análisis cualitativo*

Según la teoría expuesta en la sección 4.4 la presión estática del fluido va disminuyendo a medida que se acerca al disco actuador, esta presión “ $p_1$ ” de 101184,25 (Pa) es muy cercana a la predicha por FLUENT que justo a la entrada del disco indica una presión “ $p_1 = 101197 Pa$ ”; a la salida del disco actuador el aire interactúa con el fuselaje y en la punta de este volumen se genera una zona de alta presión que afecta a la estela que se desplaza en el sentido negativo del eje “y”, sin embargo la predicción de FLUENT (102000 Pa) una vez más se acerca al valor teórico (101503,165 Pa). Como se ve en la Figura 30 (b) para la malla compleja simulada con el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras este proceso también ocurre y presenta magnitudes muy cercanas a lo expresado en las ecuaciones 35 y 36, sin embargo las zonas de menor presión causadas por las palas de la hélice (extrados) no pueden ser emuladas por el modelo del disco actuador ya que la condición de frontera FAN no puede tener en cuenta esta información (sección 2.4).



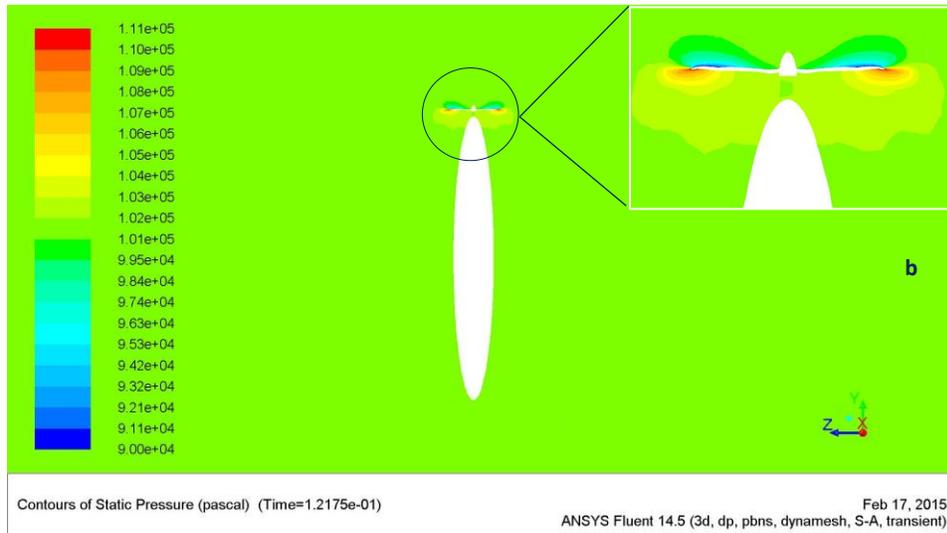


Figura 30. Contornos de Presión estática.

Mientras más se aleja el aire del fuselaje la presión se va igualando con la presión ambiente aunque según la teoría del disco actuador y el principio de Bernoulli en las lejanías tras el fuselaje la velocidad del aire será un poco mayor que la que tenía en las lejanías antes de entrar al disco actuador (18 m/s), este fenómeno se muestra en la Figura 31.

En el espacio delimitado por el diámetro del disco actuador (Figura 31 a) las fluctuaciones de la velocidad son pequeñas, oscilando entre 18,7 m/s y 20 m/s lo cual no dista mucho del valor teórico (Ecuación 34) " $V_d = 23,5326 \left(\frac{m}{s}\right)$ ", una vez más se nota que la nariz del fuselaje tiende a crear una zona en el fluido que influencia la disminución de la velocidad; el flujo se está acelerando hacia la parte trasera del fuselaje ayudado por el impulso que le da el disco actuador y la curvatura del fuselaje. En la imagen del modelo complejo (Figura 31 b) la magnitud en la misma zona es más alta debido a que se tiene en cuenta la componente rotacional del fluido.

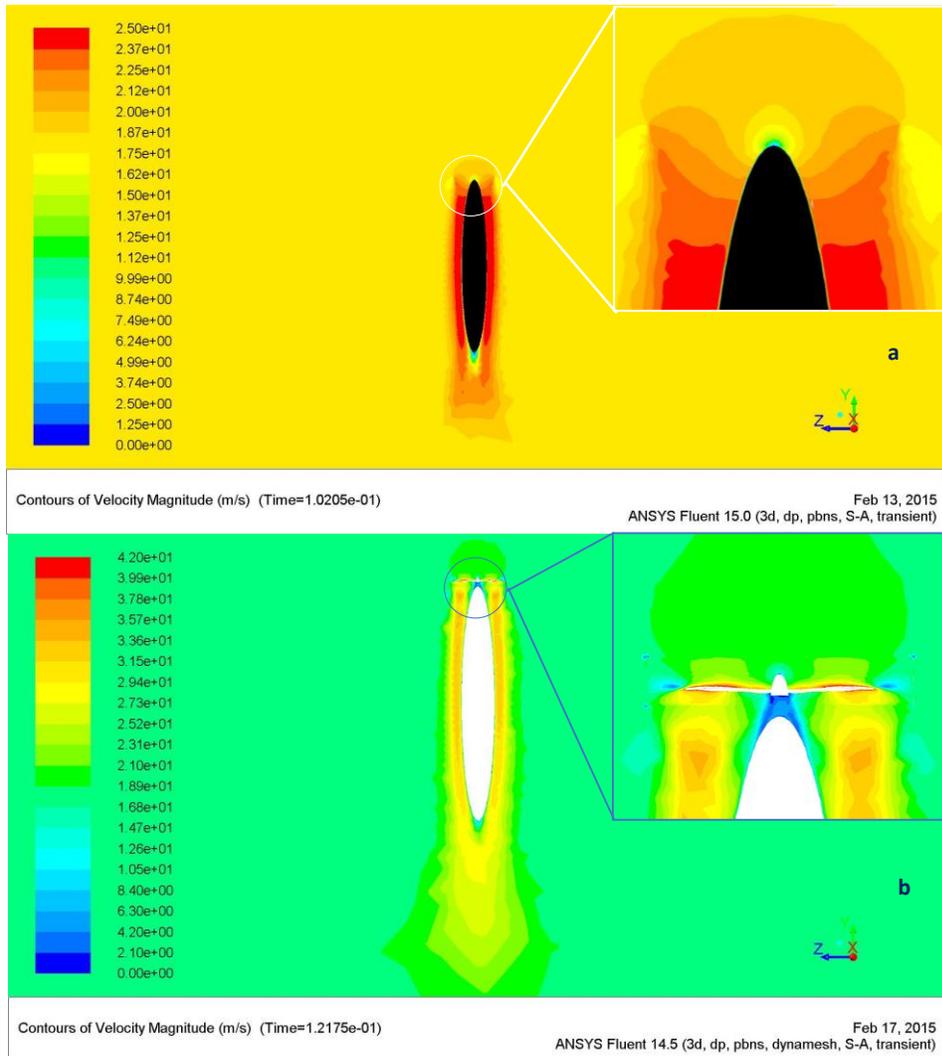


Figura 31. Contornos de la magnitud de la velocidad.

A medida que el fluido se aleja del fuselaje su velocidad decrece (Figura 32), pero aun en la distancia que ha logrado avanzar en 0,102 segundos la estela en su parte más alejada aún tiene una velocidad un poco más alta que el aire del ambiente que la rodea, lo cual está acorde con la teoría expuesta anteriormente

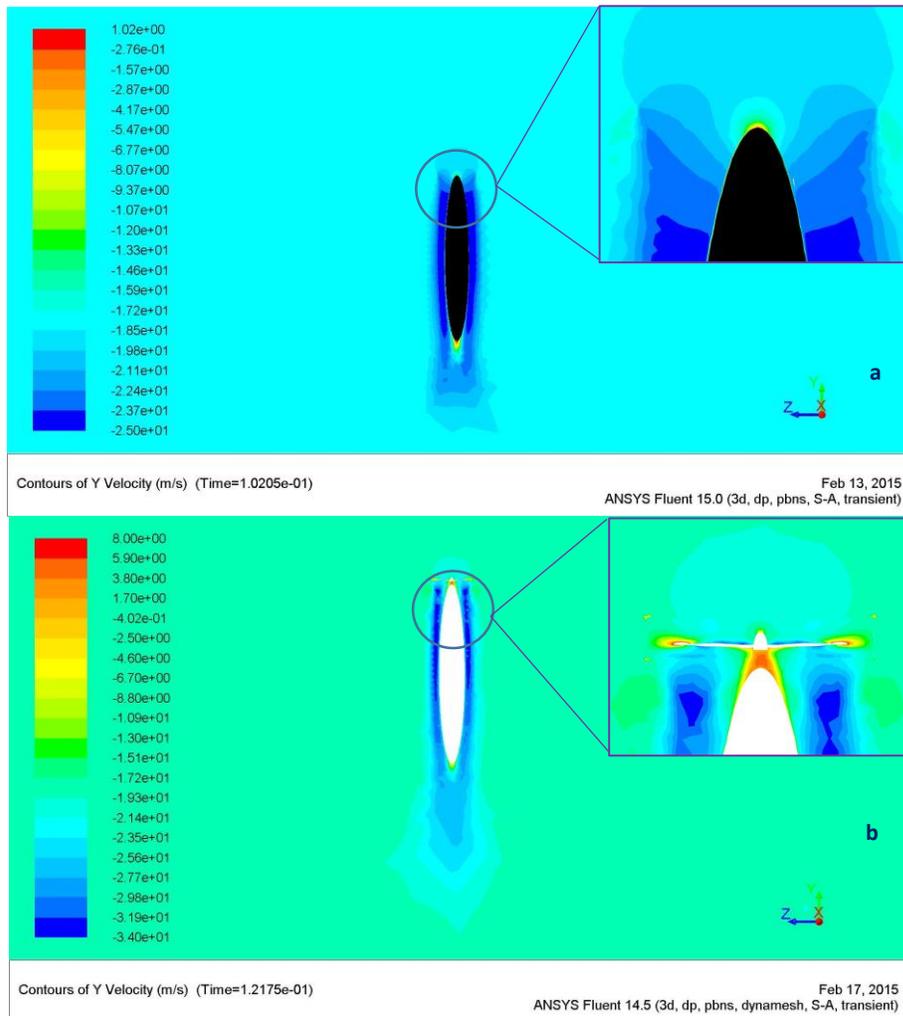


Figura 32. Contornos de la componente de la velocidad en la dirección del eje “y”.

De acuerdo a la Ecuación 37 la velocidad de la estela en el punto más lejano atrás del fuselaje debe tener una magnitud de “ $29,063 \frac{m}{s}$ ”, debido a que la teoría del momento no tiene en cuenta la vorticidad generada por la hélice real este valor es algo “ideal”, sin embargo la Figura 32.b) (modelo complejo) refleja que de hecho la parte más lejana de la estela tiene una magnitud (entre  $23,5$  y  $25,6 \frac{m}{s}$ ) muy cercana a el resultado de la Ecuación 37. Por otro lado la Figura 32.a) muestra una estela con una longitud más corta con rangos de valores un poco más lejanos a los calculados para “ $V_s$ ” (Ecuación 37) por lo que se deduce que se debe correr unos 200 a 300 pasos de tiempo para que la velocidad de la estela aumente un poco más en la parte posterior (en futuras investigaciones).

- *Análisis cuantitativo*

Para obtener el coeficiente de arrastre, empuje y momento de manera explícita en FLUENT existe una gran dificultad ya que las fuerzas solo pueden ser medidas en superficies que tengan la condición de frontera “Wall” y en el modelo simplificado la hélice se reemplaza por la condición de frontera “Fan” por lo cual la primera alternativa que se tiene es activar dichos monitores de fuerzas en zonas cercanas al dominio de la hélice corriendo el riesgo de que los resultados no sean tan precisos como se desea.

Otra opción es emplear la “teoría del disco actuador” (actuator disk theory) la cual está a su vez basada en la teoría del momentum (Zondervan, 1998) y fue descrita brevemente en la sección 4.4; a partir de ella se entiende que al conocer las presiones antes y después del fan así como las velocidades del aire en estas zonas es posible conocer el valor del empuje de la siguiente manera (Ecuación 46 y 47):

$$T = \rho V_{as} A_s (V_{as} - V_{\infty})$$

*Ecuación 46.*

$$T = A_s (P_2 - P_1)$$

*Ecuación 47.*

De las anteriores ecuaciones se tiene que “ $A_s$ ” representa el área transversal del cilindro helicoidal que deja atrás la hélice en una sección lejana del elemento rotor, “ $V_{as}$ ” es la velocidad axial del flujo en esa zona, “ $V_{\infty}$ ” es la velocidad que tiene el flujo de aire antes de ser influenciado por la hélice, “ $P_1$ ” y “ $P_2$ ” son las presiones a la entrada y a la salida de la hélice respectivamente. Aplicando la ley de Bernoulli a la Figura 18 se obtiene una expresión bastante útil para obtener el empuje de la hélice (Ecuación 48).

$$T = \frac{1}{2} \rho S (V_{as}^2 - V_{\infty}^2)$$

*Ecuación 48.*

Con ayuda de la Ecuación 48 es posible conocer el empuje producido sabiendo el área del disco de la hélice “ $S$ ” y la velocidad del flujo en un lugar lejano en el dominio del aire después de haber pasado por la hélice “ $V_{as}$ ” (velocidad de la estela en las lejanías), el área del disco actuador y la velocidad del aire “ $V_{\infty}$ ” se conocen, ( $S = 0,113 \text{ m}^2$ ,  $V_{\infty} = 15 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ ) “ $V_{as}$ ” puede obtenerse a partir de la Figura 34 en donde según la escala de contornos “ $V_{as} = 25 \left(\frac{\text{m}}{\text{s}}\right)$ ”. Por lo cual la fuerza de empuje tiene una magnitud de:

$$T = 31,3 [N]$$

*Ecuación 49.*

A partir de la Ecuación 49 y la Ecuación 33 se puede calcular la potencia requerida por la hélice haciendo uso de la misma teoría del momentum por medio de la siguiente expresión.

$$P = 2 \rho S V_i (V + V_i)^2$$

$$P = 783,27 \text{ watts}$$

*Ecuación 50.*

Con ello finalmente se puede proceder a calcular los coeficientes de empuje y potencia con sus respectivos errores porcentuales respecto a los datos experimentales de la siguiente manera.

$$C_T = 0,0904$$

*Ecuación 51.*

$$Error[\%] = 0,1\%$$

*Ecuación 52.*

De las Ecuaciones 51 y 52 queda claro que la predicción con el método del disco actuador es bastante acertada para el coeficiente de empuje. En la Ecuación 53 y 54 se verifica la precisión en el cálculo del coeficiente de potencia.

$$C_p = 0,0453$$

*Ecuación 53.*

$$Error[\%] = 21,7\%$$

*Ecuación 54.*

Se percibe una gran mejora en la predicción de este coeficiente a comparación del modelo complejo y esto se logró con menos elementos en la malla de los que tiene el modelo con la hélice. La diferencia es atribuible al cambio de la condición de frontera ya que está a pesar de no tener en cuenta la condición geométrica de las palas y la perturbación que este factor produce en el flujo si puede acercarse bastante a ciertos aspectos de la realidad al basarse en la teoría del disco actuador. También se logró una mejora (respecto al modelo complejo) en la predicción de la eficiencia de la hélice como lo muestran las ecuaciones 55 y 56.

$$\eta_{pr} = J \frac{C_T}{C_p} = \frac{V}{n D} \frac{C_T}{C_p}$$

$$\eta_{pr} = 0,38 * \frac{0,0904}{0,0453} = 0,75$$

Ecuación 55.

$$Error[\%] = 25\%$$

Ecuación 56.

Al ver las Figuras 33 y 34 queda claro que a pesar de que en los casos experimental y simplificado los porcentajes de error son relativamente grandes los puntos de los datos de APC y los resultados computacionales obtenidos en esta investigación en las gráficas de “CT” y “CP” no están tan distantes entre sí, de hecho la diferencia entre los resultados es considerablemente más baja que aquellos mostrados en la sección 4.5.1 entre APC Propellers y Selig.

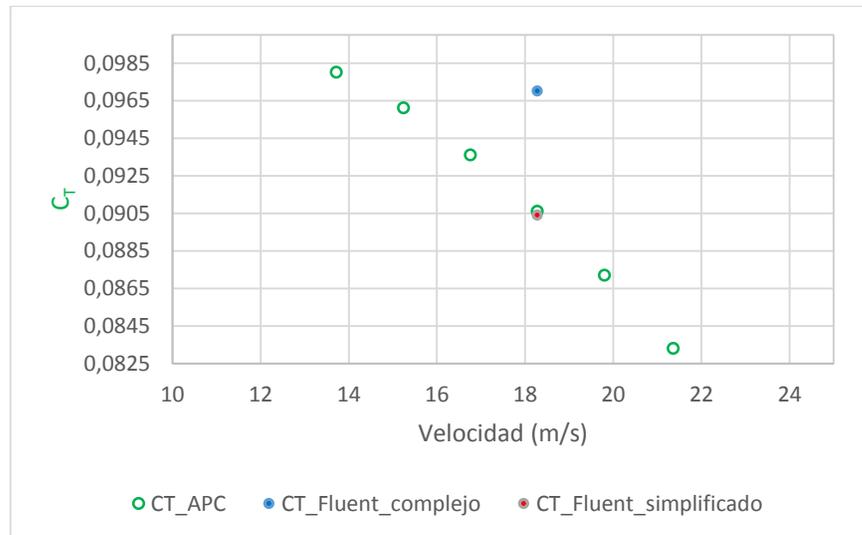


Figura 33. Comparación- Resultados computacionales vs. APC;  $C_T$

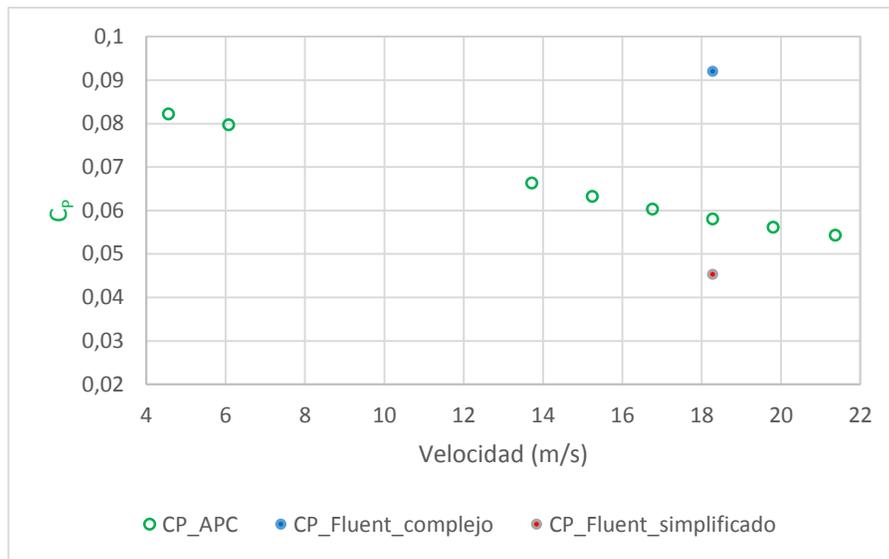


Figura 34. Comparación- Resultados computacionales vs. APC;  $C_p$

De las Figuras 33 y 34 se entiende que el modelo simplificado ha logrado una precisión bastante sobresaliente. Recordando de la sección 4.5.1. que los datos experimentales para diferentes hélices obtenidos por Selig siempre estaban por debajo de la predicción de “APC Propellers”; debido a esto se consideró que un resultado final satisfactorio en los coeficientes sería aquel que se localizara por debajo de la predicción de “APC”, lo cual es logrado por la solución del modelo simplificado.

## 5 CONCLUSIONES

- El modelo simplificado a pesar de no ser exacto en su predicción tiene una muy buena precisión con un error del 21,7% en  $C_p$ , 0,1 % en  $C_T$  y 25% para la eficiencia, comparado con los datos publicados por el fabricante de la hélice.
- Se logró observar el salto de presiones antes y después del disco de rotación de la hélice tanto en el modelo simplificado como en el modelo detallado y la magnitud de los resultados concuerdan con la estimación realizada por medio de la teoría general de momentum. Se aprecian algunas diferencias entre los resultados del modelo simplificado y el detallado, particularmente en las magnitudes de la presión, debido a que el modelo simplificado promedia las variables del flujo en el área del disco actuador mientras que en el modelo detallado las presiones se calculan en las regiones aledañas a las pala.
- El modelo del disco actuador no captura la vorticidad en la zona en donde se sitúa la hélice, a diferencia del modelo complejo. Esto se debe a que la fuente primaria de estos vórtices son las puntas de las palas y el modelo simplificado no cuenta con estos detalles.
- A pesar de que los resultados del modelo simplificado son muy próximos a los de APC, los errores del modelo complejo tienen una magnitud más alta mostrando valores de 58% en  $C_p$ , 7,5 % en  $C_T$  y 33,33% para la eficiencia.
- La estela predicha por los 4 modelos de turbulencia analizados tienen las mismas características de trayectoria de partículas y velocidades, esto además concuerda con los fenómenos observados experimentalmente y la teoría de estela de hélices; sin embargo en el presente trabajo no fue posible hacer una comparación con información experimental de una configuración similar de hélice fuselaje; esto requeriría realizar visualización del flujo en un túnel de viento.
- Ya que las magnitudes de vorticidad en la capa límite de las palas eran las más grandes (alrededor de  $8 \times 10^5$  1/s) y estas eran mucho mayores a las mediciones en la estela (4400 1/s) se hacía difícil visualizar correctamente esta propiedad, por ello se optó por usar los contornos de velocidad para visualizar con mayor claridad el fenómeno.

- Para el uso del modelo simplificado en la simulación de un avión monomotor completo (hélice en configuración tractor) se recomienda utilizar el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras con una malla más fina cerca de la superficie de la hélice y el fuselaje con un  $Y^+$  igual o inferior a 1; no modelar de manera detallada la unión hélice-avión (e.g. dibujando un eje) ya que esto no contribuye al movimiento de la hélice y si aumenta la complejidad del mallado; utilizar una mayor densidad de malla en la zona de la estela de la hélice.
- Esta investigación fue satisfactoria ya que se demostró que al usar el modelo más simplificado para representar los efectos aerodinámicos del funcionamiento de una hélice se pueden obtener resultados de buena calidad y también porque se ha mostrado cual es el modelo de turbulencia más conveniente para llevar a cabo este tipo de simulaciones.
- El modelo turbulento Spalart-Allmaras se consideró como el mejor ya que sus resultados fueron los más cercanos a los datos publicados por APC propellers en la simulación del modelo cuya geometría incluía la hélice (complejo) y también por ser el modelo que menos tiempo consumió en la solución del caso evaluado.

## 5.1 RECOMENDACIONES

- Para futuras investigaciones dirigidas a la simulación de un avión con todas sus superficies propulsado por una hélice (en configuración tractor) se recomienda utilizar una malla con un mayor refinamiento cerca a las paredes en lo posible utilizando un “ $Y^+$ ” no mayor a 1, haciendo uso del modelo de turbulencia Spalart-Allmaras y de utilizar información experimental para verificar los resultados obtenidos se aconseja tener plena seguridad de la confiabilidad de la fuente que provee estos datos y del método que utilizo para obtener los mismos.
- Debido a que no se debe modelar la estructura interna de la aeronave para simulaciones en CFD, se aconseja crear la geometría virtual en un modelador CAD como Solid Edge (licencia academica) o CATIA (a disposición de los estudiantes en la Universidad de San buenaventura) en lugar de utilizar un escáner 3D ya que acceder a estas máquinas puede requerir de mucho tiempo de espera, lo cual no es conveniente epara el

proyecto y los defectos en las superficies pueden ser más difíciles de arreglar que en un volumen creado en un software CAD.

- ANSYS FLUENT ofrece buenas herramientas para la visualización de resultados y puede ser más fácil obtener imágenes de las variables del flujo en este software que en CFD post; por ejemplo para esta investigación se utilizó FLUENT ya que en CFD post la información del sentido de rotación de la hélice no se importó de manera correcta lo cual generaba una visualización incorrecta de las líneas de corriente, en FLUENT no se produjo este inconveniente.

## 6 BIBLIOGRAFÍA

- Anderson, J. (1995). *Computational Fluid Dynamics- the basics with applications*. New York: McGraw-Hill.
- Egolf T.A. et al. (1979). An analysis for high speed propeller nacelle aerodynamic performance prediction. *NASA CR-169450-Vol. 1*.
- AIAA. (Marzo de 2013). *High Lift Prediction Workshop*. Obtenido de <http://hiliftpw.larc.nasa.gov/Workshop2/GriddingGidelines-HiLiftPW2-v2.pdf>
- Ananda, G. (03 de Febrero de 2015). *UIUC Propeller Data Base*. Obtenido de <http://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>
- Anderson Jr., J. (1984). Fundamental of Aerodynamics. En J. Anderson, *Fundamental of Aerodynamics* (págs. 499-501). McGraw-Hill.
- Anderson, J. J. (1999). Aircraft Performance. En J. Anderson, *Aircraft Performance- Capítulo 3 The Propeller- Página 156* (págs. 155-156). McGraw-Hill.
- ANSYS. (s.f.). ANSYS. Obtenido de 20.6.1. Automatic Pseudo Transient Time Step: // Theory Guide :: 0 // 20. Solver Theory // 20.6. Pseudo Transient Under-Relaxation // 20.6.1. Automatic Pseudo Transient Time Step
- ANSYS. (s.f.). *Fan Boundary Conditions*. Obtenido de ANSYS Help: // User's Guide :: 2 // 6. Cell Zone and Boundary Conditions // 6.3. Boundary Conditions // 6.3.18. Fan Boundary Conditions
- ANSYS Fluent Manual*. (s.f.). Obtenido de <http://aerojet.engr.ucdavis.edu/fluenthelp/html/ug/node462.htm>
- ANSYS Fluent Manual*. (s.f.). Obtenido de <http://aerojet.engr.ucdavis.edu/fluenthelp/html/ug/node469.htm>
- Bakker, A. (2002). Obtenido de <http://www.bakker.org/dartmouth06/engs150/10-rans.pdf>
- Bern, M., & Plassmann, P. (s.f.). *Mesh Generation*. Obtenido de <http://www.cs.berkeley.edu/~jrs/meshpapers/BernPlassmann.pdf>
- Black. (1974). Cascade corrections to isolated airfoil data internal correspondence. *Hamilton Standart*, AR1401.
- Cavcar, M. (2005). *The International Standard Atmosphere (ISA)*. Eskisehir, Turkey: Andalou University.
- Cengel, S. (2006). *Fluid Mechanics, Fundamentals and Applications*. New York: McGraw Hill.

- Cho, J.-H. (2014). *Experimental and Numerical Investigation of the Power-On Effect for a Propeller-Driven UAV*. Deajeon: ELSEIVER.
- Colozza, A. (March de 1998). High Altitude Propeller Design. Cleveland, Ohio, United States.
- Design, H. A. (1998). *Anthony Colozza*. Cleveland Ohio: Federal Data Systems.
- EDF. (s.f.). *Code saturne*. Obtenido de [http://code-saturne.org/cms/sites/default/files/file\\_attach/BPG/BPG-3-Cell-Size-At-The-Wall.pdf](http://code-saturne.org/cms/sites/default/files/file_attach/BPG/BPG-3-Cell-Size-At-The-Wall.pdf)
- GONZÁLEZ, F. A. (2012). *ANÁLISIS COMPUTACIONAL DEL TORQUE EN FUNCIÓN DE LA TASA*. SANTIAGO DE CHILE.
- Jha, S. K., & Bombardelli, F. A. (2009). Two-phase modeling of turbulence in dilute sediment-laden, open-channel flows. *UC Davis Previously Published Works*, 247.
- Jiyuan Tu, G. H. ( 2013). Computational Fluid Dynamics A Practical Aproach. En G. H. Jiyuan Tu, *Computational Fluid Dynamics A Practical Aproach* (págs. 160-166). Copyright © 2013 Elsevier Ltd.
- Lino, M. (2010). *Numerical investigation of propeller-wing interaction effects for a large military transport aircraft*. Amsterdam: Delft University of Technology.
- Malalasekera, H. V. (1995). An Introduction To Computational Fluid Dynamics the finite volume method . En H. V. Malalasekera, *An Introduction To Computational Fluid Dynamics the finite volume method* (págs. 67 - 70). New York: Longman Scientific and Technical.
- Menter, F. (1994.). Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIAA Journal*, vol. 32, no. 8, 1598-1605.
- Menter., F. R. ( 1994). Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models For Engineering Applications. *AIAA Journal*, 32(8):1598-1605.
- MORCILLO, A. D. (2000). *MÉTODOS DE MALLADO Y ALGORITMOS ADAPTATIVOS EN DOS Y TRES DIMENSIONES PARA LA RESOLUCIÓN DE PROBLEMAS ELECTROMAGNÉTICOS CERRADOS MEDIANTE EL MÉTODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS*. Valencia: UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA.
- Multhopp, H. (1941). Aerodynamics of fuselaje. *Technical Memorandums Natonal Advisory Committee for Aeronautics- N°1036-Vol 18, N°2-3*.
- Multhopp, H. (1941). N°1036 Aerodynamics of Fuselaje. *Technical Memorandums National Advisory Committee for Aeronautics*, Vol. 18, N° 2-3.
- Munk, M. M. (1924). The Aerodynamic Forces on Airship Hulls. *NACA*, Rep. N°. 184.
- Mustafa Cavcar\*, A. U. (s.f.). Obtenido de <http://home.anadolu.edu.tr/~mcavcar/common/ISAweb.pdf>

- Quin E, G. Y. (1998). *Experimental and numerical investigation of the power on effect for a propeller driven UAV*. Journal of Aircraft.
- Schlichting, D. H. (1979). Theory, Boundary Layer. En D. H. Schlichting, *Theory, Boundary Layer* (pág. 602). Brawnschweig, Germany: McGraw-Hill.
- Selig, M. S. (2-5 de Aug de 2010). *ae.illinois.edu*. Obtenido de *ae.illinois.edu*: <http://m-selig.ae.illinois.edu/pubs/Selig-2010-AIAA-2010-7638-PropAeroSim.pdf>
- Vassberg, J. C. (2011). A Unified Baseline Grid About the Common Research Model Wing-Body for the Fifth AIAA CFD Drag Prediction Workshop. *Applied Aerodynamics Conference* . Honolulu : AIAA.
- Zondervan, G. (1998). *A Review of Propeller Modelling Techniques Based on Euler Methods*. Mekelweg-Netherlands: Delft University.

## 7 ANEXOS

### 7.1 Diagramas Y Figuras Ilustrativas

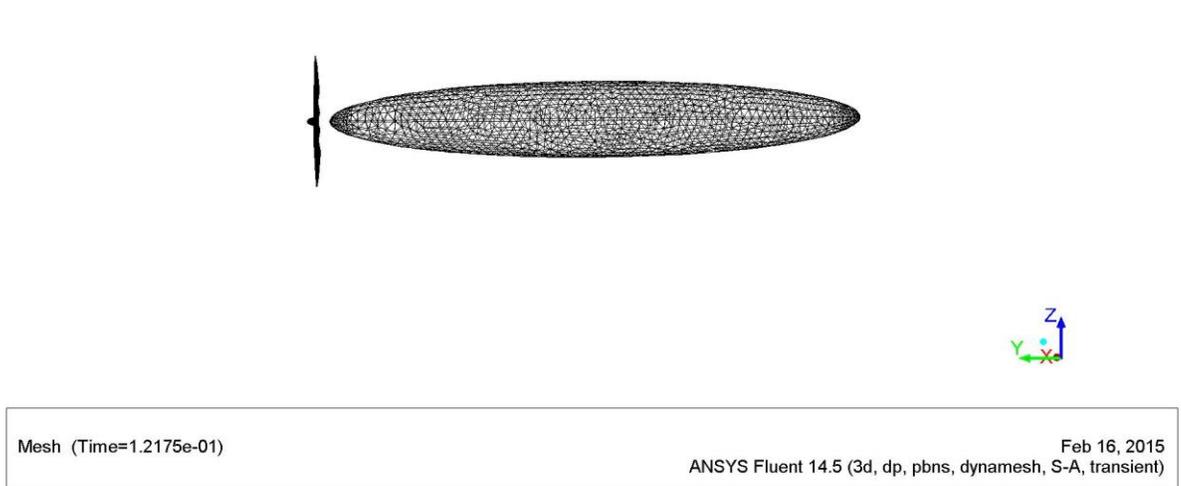
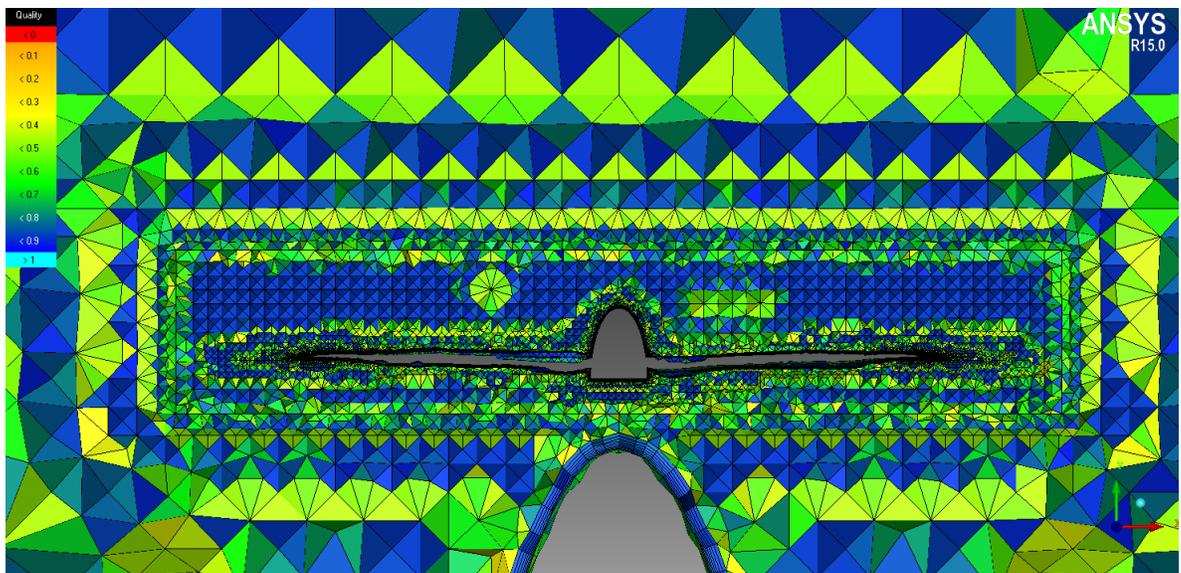


Figura 35. Representación del sistema coordinado en FLUENT.



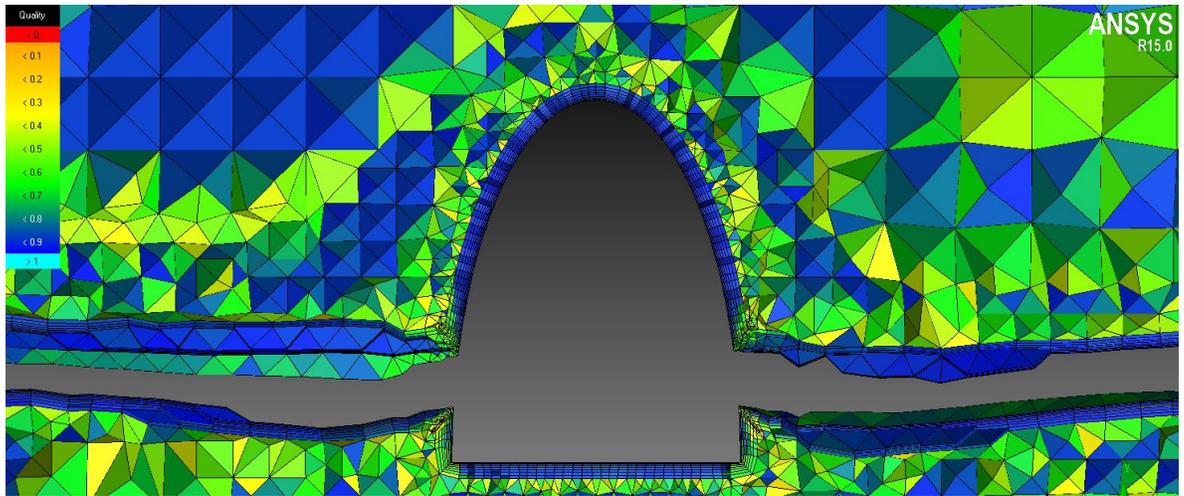
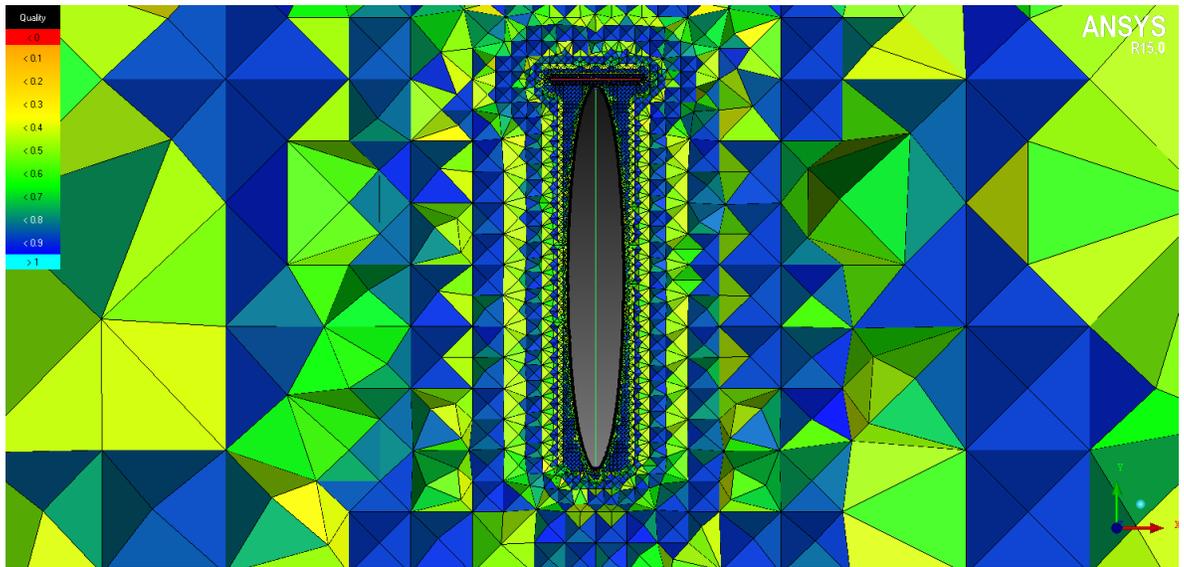


Figura 36. Detalle de calidad de malla en la zona del fuselaje y la hélice.



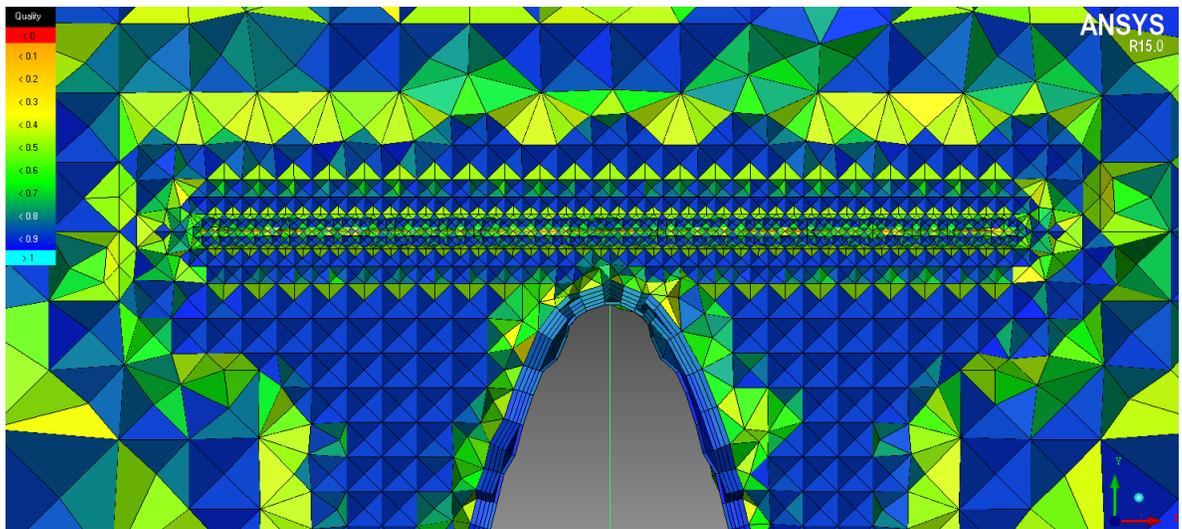


Figura 37. Detalle de calidad de malla en la zona del fuselaje y el disco actuador.

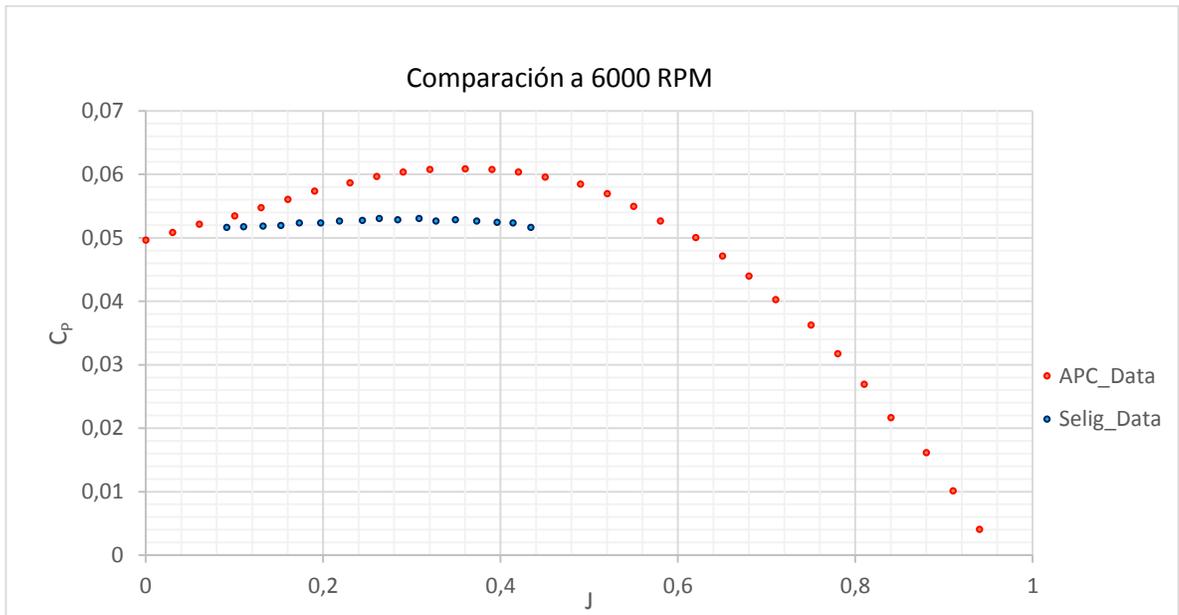


Figura 38. Comparación de la variación del "Cp" con respecto a "J" para la hélice 11x8E.

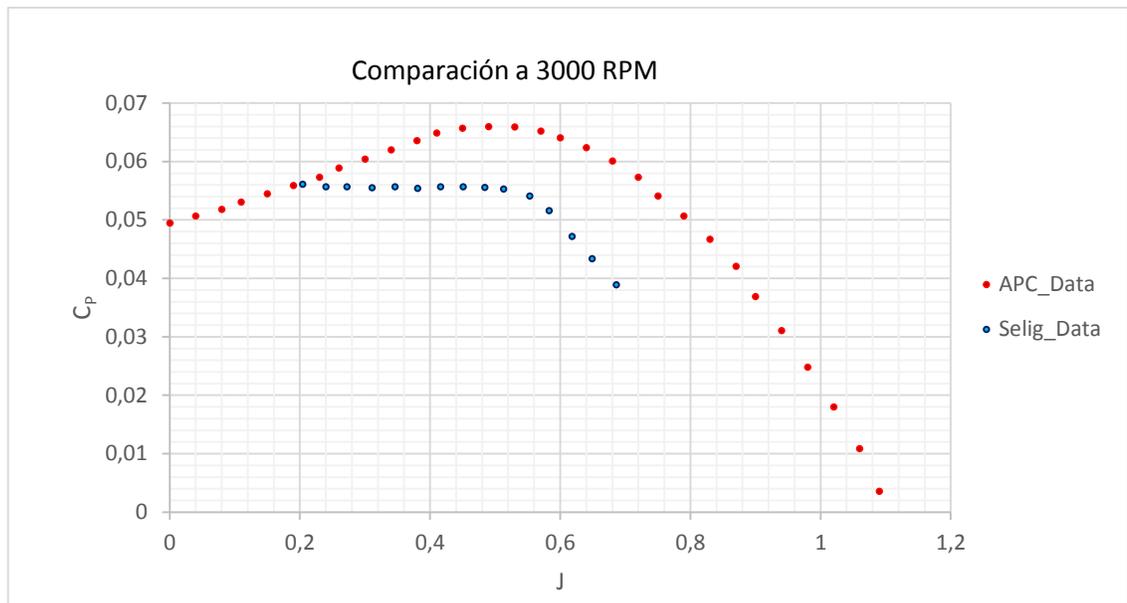


Figura 39. Comparación de la variación del "C<sub>p</sub>" con respecto a "J" para la hélice 14x12E.

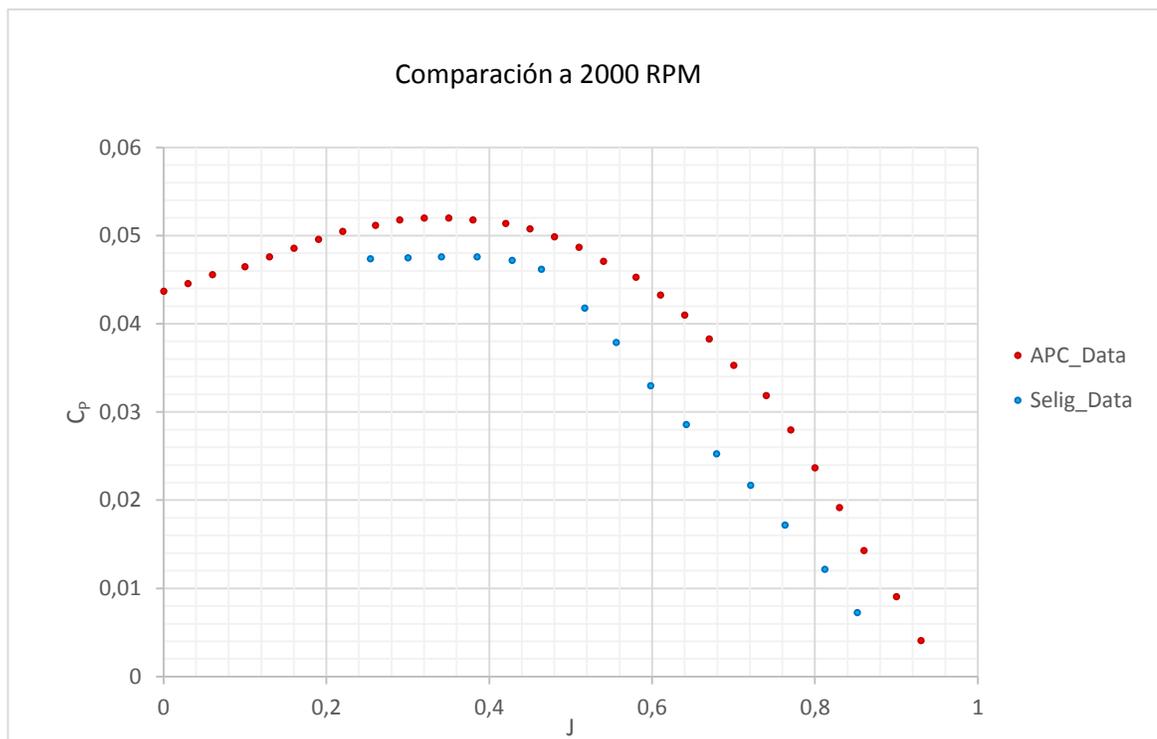


Figura 40. Comparación de la variación del "C<sub>p</sub>" con respecto a "J" para la hélice 17x12E.

## 7.2 ILUSTRACION CONDICIONES DE FRONTERA

### 7.2.1 Modelo Complejo

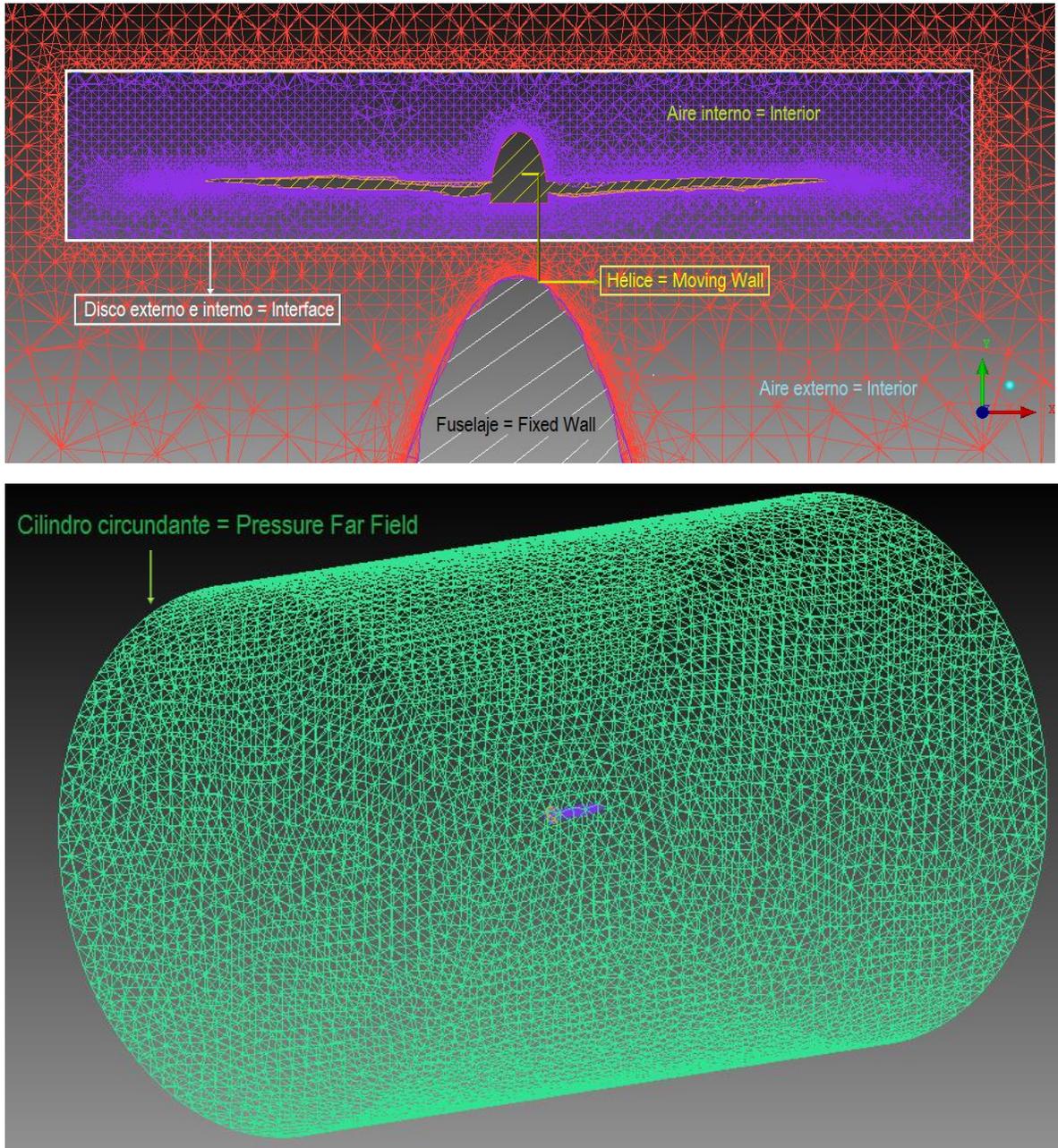


Figura 41. Diagrama para las condiciones de frontera utilizadas

### 7.2.2 Modelo Simplificado

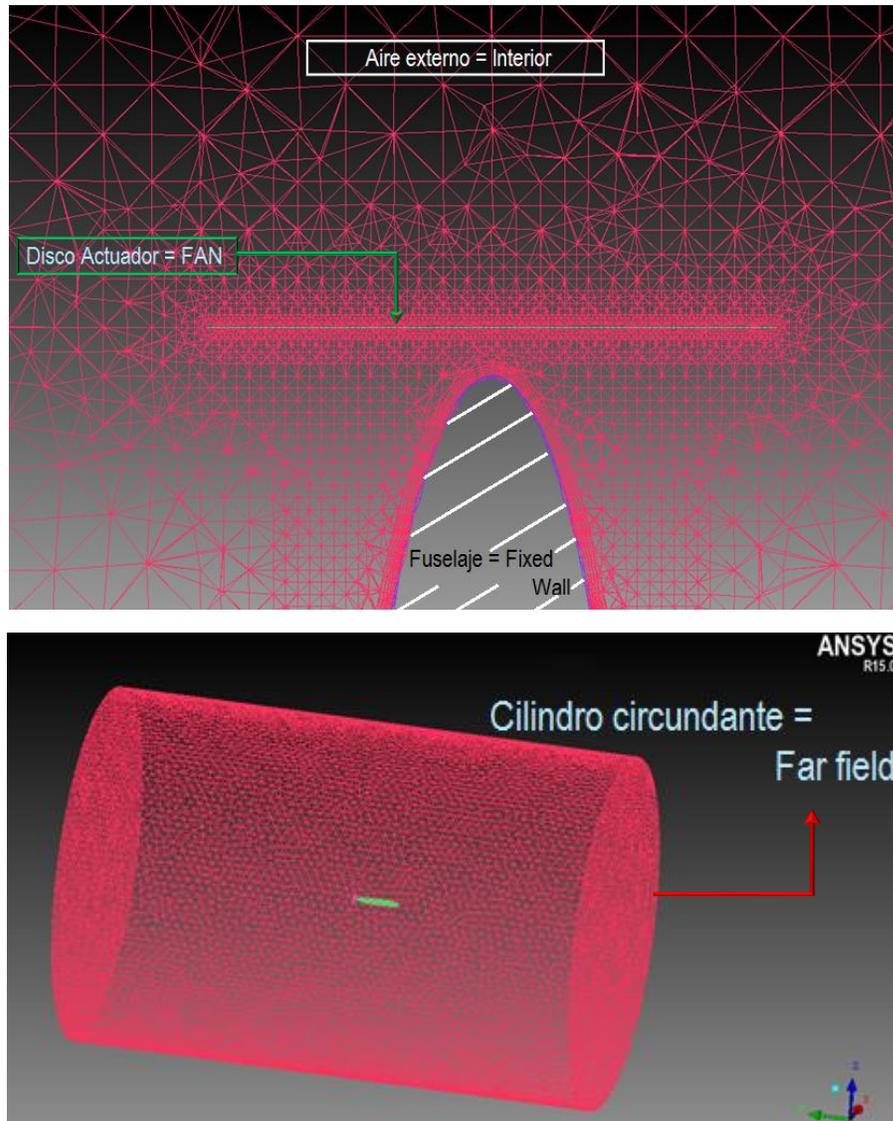


Figura 42. Diagrama para las condiciones de frontera utilizadas

### 7.3 CONFIGURACIÓN DEL PROCESAMIENTO EN ANSYS FLUENT

Este es un caso de simulación en 3D por lo cual se activa el respectivo comando en la ventana de inicio al abrir FLUENT. Para hacer un proceso de simulación más preciso de la forma más rápida posible se activan las opciones “double precision” y proceso en paralelo (se activan 4 procesadores solamente debido a la limitación de la licencia académica)

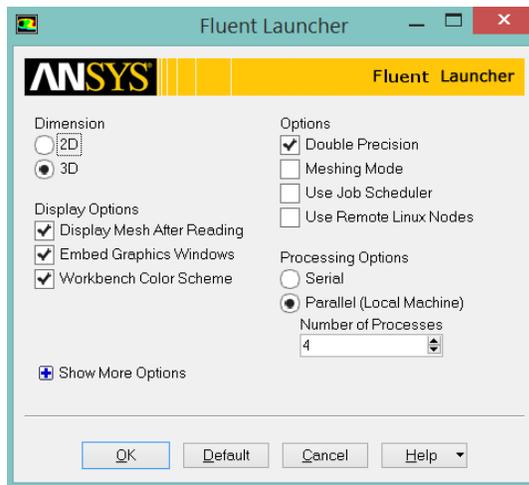


Figura 43. Descripción de la configuración inicial de ANSYS FLUENT.

En el menú de FLUENT se abre la ventana de interface y se le da un nombre, luego se unen las dos superficies en forma de disco que rodean a la hélice (sección 4.2.2.) y se crea la interface.

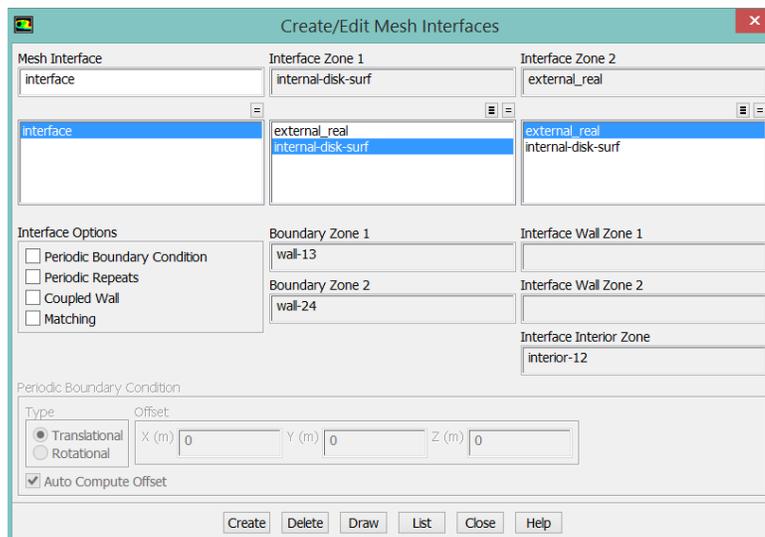


Figura 44. Creación de la interface definitiva.

### 7.3.1 Solución Del Modelo Complejo

Para tener en cuenta el principio de conservación de la energía se activa la “Ecuación de energía” y se da click en “ok”, en la misma ventana de opciones se encuentra la opción de modelo viscoso donde se selecciona el modelo de turbulencia pertinente.

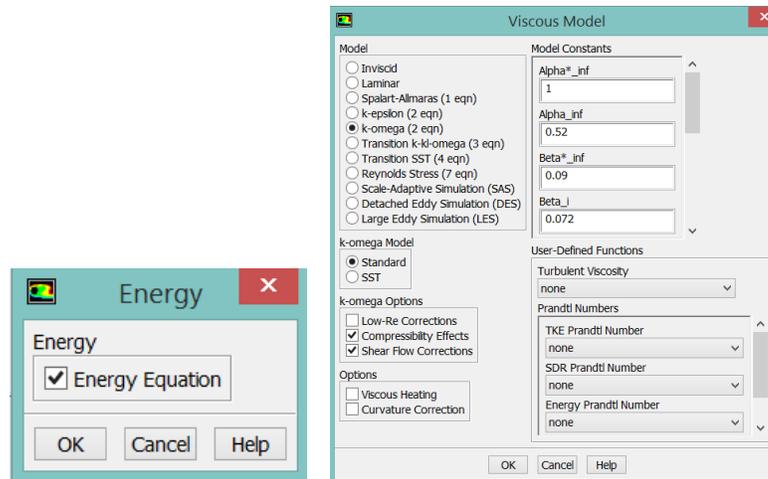


Figura 45. Ilustración de la activación de la energía y el modelo de turbulencia.

Debido a que este análisis se realizó teniendo en cuenta la atmosfera estándar a nivel del mar la presión ingresada fue de 101325 Pa, la velocidad a la que opera el avión corresponde a un número MACH de 0,05 y el flujo ingresa en la dirección negativa del eje “y” (ver Figura 35).

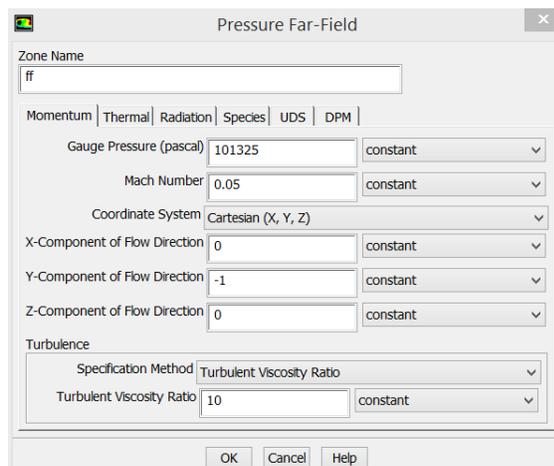


Figura 46. Configuración de la condición de frontera “Pressure Far Field”.

La hélice se modela como una pared en movimiento (rotativo), el origen del eje de rotación se toma en el centro del cubo de la hélice (0,005 m), por regla de la mano derecha el sentido del eje de rotación apunta en el sentido positivo del eje “y” (la hélice gira en sentido horario vista desde el “asiento del piloto”) y por ello se ingresa el número 1 en el campo de la coordenada “y” (Figura 47).

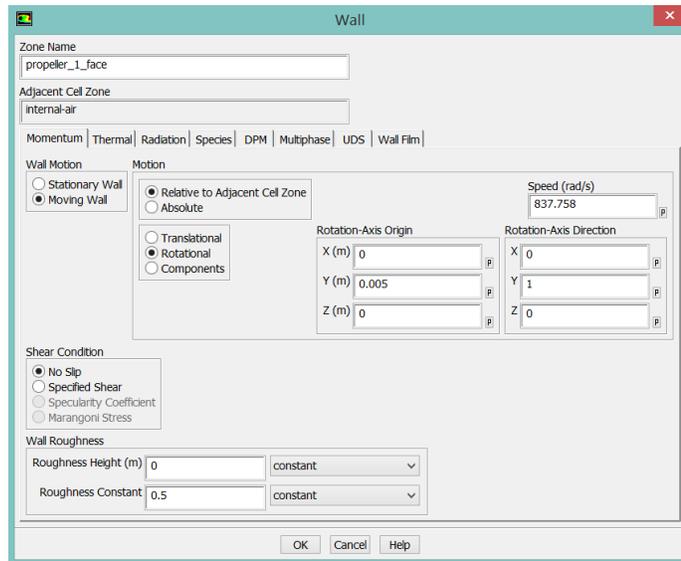


Figura 47. Configuración de la condición de frontera “Wall” para la hélice.

Así como el volumen de la hélice los elementos de la malla que la rodean también rotan por ello en la ventana “Fluid” se ingresan los parámetros mostrados en la Figura 47, con el mismo razonamiento descrito en la explicación de la Figura 46.

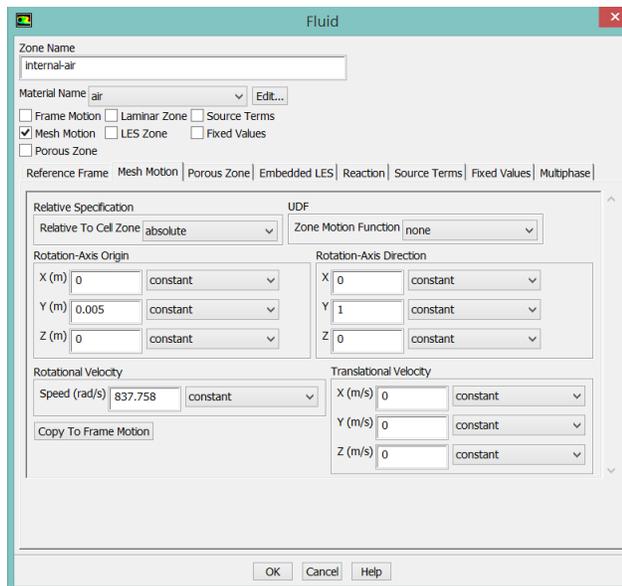


Figura 48. Configuración de las condiciones de movimiento para el aire que rodea la hélice.

La Figura 48 ejemplifica el procedimiento de la sección 4.3, para las primeras iteraciones la opción “transient formulation” se dejó en primer orden implícito, luego de esto se cambió a segundo orden. Estas opciones de la Figura 48 se habilitan debido a que al inicio del proceso en Fluent se seleccionó que las ecuaciones (que gobiernan la física de los fluidos) se solucionarían con un algoritmo basado en presión y en un proceso transiente.

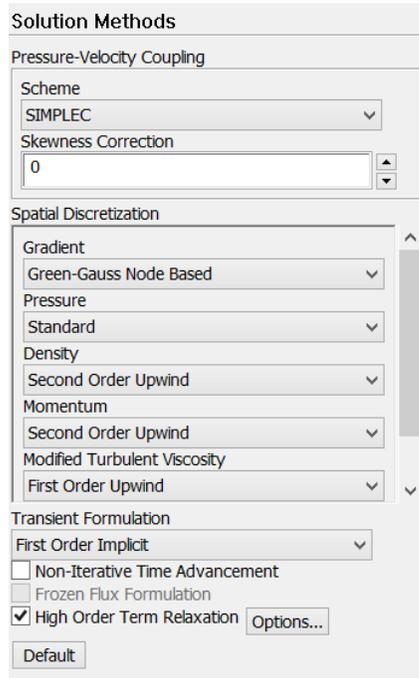


Figura 49. Elección de los métodos de solución.

Las Figuras 50 y 51 muestran la forma adecuada de activar los monitores en las superficies de interés.

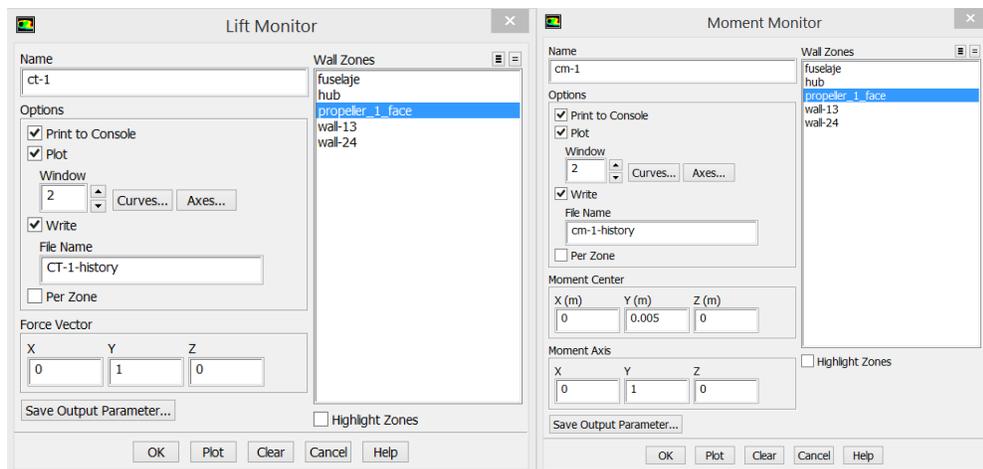


Figura 50. Monitores de los coeficientes de momento y de empuje.

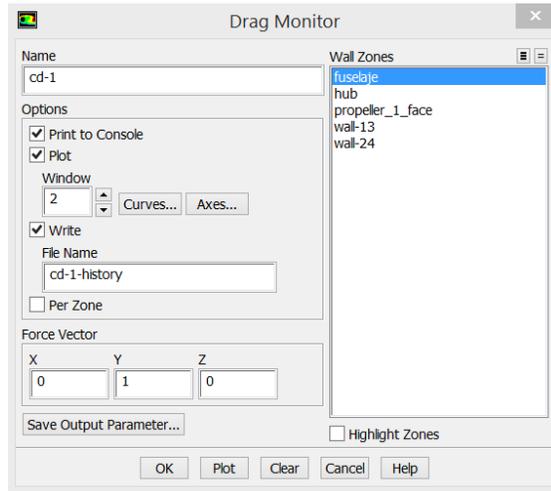


Figura 51. Monitor del coeficiente de arrastre.

### 7.3.2 Solución Del Modelo Simplificado

Este proceso (del modelo simplificado) es igual en su mayoría al del modelo complejo, la diferencia radica en que al configurar el caso, ya que no se cuenta con el volumen que representa detalladamente la hélice, se utiliza la condición de frontera FAN en donde el origen y el sentido del eje de giro se configuran según se explicó con anterioridad, en la opción “FAN hub radio” se ingresa el radio de la base del spinner de la hélice.

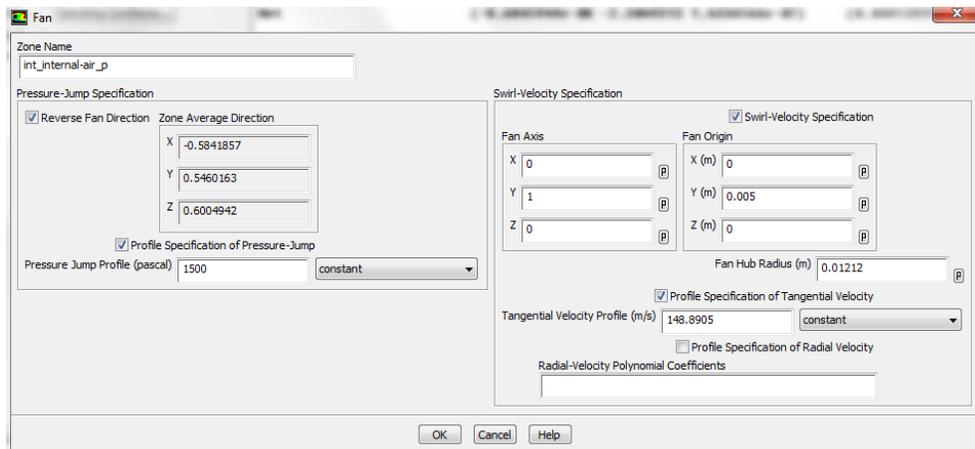
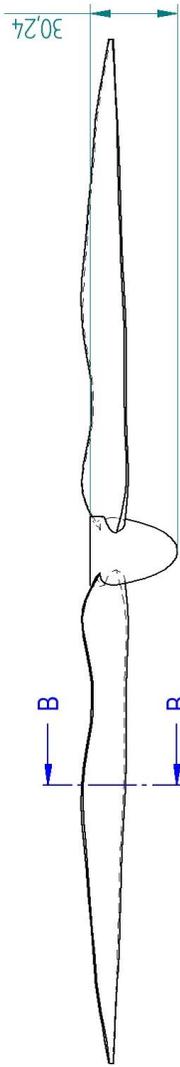
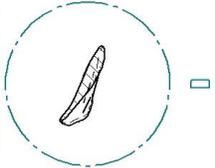


Figura 52. Configuración de la condición de frontera FAN.

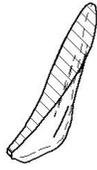
## 7.4 PLANOS DE LA HÉLICE

REVISION HISTORY		DATE	APPROVED
REV	DESCRIPTION		

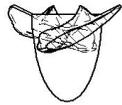
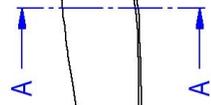
SECTION B-B



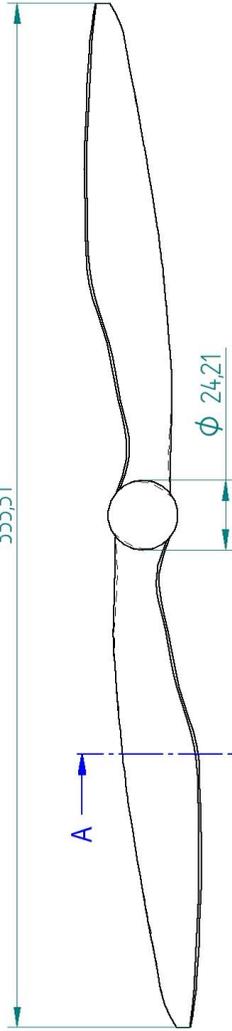
DETAIL D



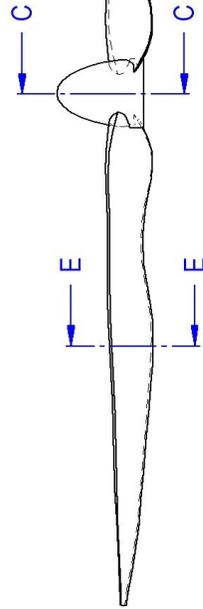
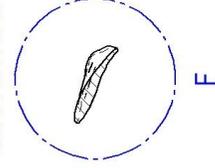
355.51



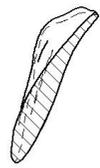
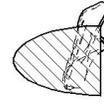
SECTION A-A



SECTION E-E



SECTION C-C



DETAIL F

DRAWN	DESIGNED	DATE	
CHECKED	03/28/15		
ENG APPR			
MGR APPR			
UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS ANGLES °X'X"			
2 PL. 40X3 PL. 40X4		SCALE	1/1
Solid Edge		TITLE	PHOTOS-HILITE 4x40E
		SIZE	A4
		FILE NAME	PHOTOS-HILITE 4x40E.DWG
		SCALE	1/1
		TWEIGHT	SHEET 1 OF 1