



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO
PROGRAMA DE MAESTRÍA Y DOCTORADO EN INGENIERÍA
INGENIERÍA MECÁNICA – DISEÑO MECÁNICO

ANÁLISIS DE LOS EFECTOS AERODINÁMICOS DEL POSICIONAMIENTO
DE MOTORES A REACCIÓN HÍBRIDOS EN UNA AERONAVE
REGIONAL DE ALA FIJA CON PROPULSIÓN DISTRIBUIDA

TESIS
QUE PARA OPTAR POR EL GRADO DE:
MAESTRO EN INGENIERÍA

PRESENTA
DANIEL OLIVOS LARA

TUTORES PRINCIPALES
DR. JORGE ALFREDO FERRER PÉREZ, FACULTAD DE INGENIERÍA
DR. CARLOS ROMO FUENTES, FACULTAD DE INGENIERÍA

Querétaro, noviembre 2021



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

JURADO ASIGNADO:

Presidente: Dr. Ascanio Gasca Gabriel
Secretario: Dr. Ramírez Aguilar José Alberto
Vocal: Dr. Ferrer Pérez Jorge Alfredo
1^{er}. Suplente: Dr. Romo Fuentes Carlos
2^{do}. Suplente: Dr. Chávez Moreno Rafael Guadalupe

Lugar donde se realizó la tesis: Facultad de Ingeniería, Unidad de Alta Tecnología, UNAM
Campus Juriquilla.

TUTORES DE TESIS:

DR. JORGE ALFREDO FERRER PÉREZ

FIRMA

DR. CARLOS ROMO FUENTES

FIRMA

Dedicatorias:

Dedico este trabajo a todas aquellas personas que han sido parte de mi vida.

A mi madre, que me guía a diario.

A mi padre, que gracias a su apoyo he podido alcanzar mis metas.

A mis hermanos, en quienes más confié.

Y a ti, que estás leyendo esto, pues eres mi motivo para ser mejor cada día.

Agradecimientos:

A la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México, por ofrecerme las oportunidades de expandir mi conocimiento y ayudar a la sociedad.

A la Unidad de Alta Tecnología que me abrió sus puertas para desarrollarme en el campo que me apasiona.

A mis asesores, el Dr. Jorge Alfredo Ferrer Pérez y el Dr. Carlos Romo Fuentes, por su paciencia a lo largo del desarrollo de la tesis, por motivarme e inspirarme.

A mis profesores, que me apoyaron y presionaron a lo largo del posgrado.

A mi familia y amigos, por confiar en mí.

A todas aquellas personas que han tocado de alguna forma mi vida, porque gracias a ellas, soy quien soy.

Resumen

Se realizaron diversos análisis en los efectos aerodinámicos a una aeronave regional de ala fija en la que se modificó el posicionamiento y la distribución de la propulsión aprovechando las ventajas de los motores a reacción híbridos.

Los análisis se llevaron a cabo en el programa ANSYS Fluent, mientras que las geometrías y sus respectivas modificaciones se realizaron en el programa SolidWorks. Las simulaciones modelaron el vuelo en etapa de crucero de un avión ATR 42-500, en el que se modificó el tamaño y la posición de sus motores a reacción, manteniendo los parámetros ambientales, la potencia, y el resto de la geometría como constantes.

Se estudiaron cuatro configuraciones distintas: la distribución de motores convencional, la distribución en el fuselaje, la distribución en alas y la distribución en fuselaje y alas al mismo tiempo, esto con la finalidad de identificar que configuración es aerodinámicamente más eficaz para contribuir en el diseño futuro de este tipo de aeronaves.

Los resultados muestran que, al distribuir la propulsión en distintas zonas del avión, se pueden obtener distintas ventajas como el aumento de sustentación, la reducción de arrastre o la mejora de la eficiencia aerodinámica.

Índice General

Nomenclatura.....	VIII
Lista de ilustraciones.....	XII
Lista de tablas.....	XV
Capítulo 1 Introducción	1
1.1 Antecedentes	1
1.1.1 Fuerzas en una aeronave	3
1.1.2 Motores de reacción.....	3
1.1.3 Motores de reacción híbridos	5
1.2 Objetivo	9
1.2.1 Objetivos específicos.....	9
1.3 Hipótesis	9
1.4 Justificación.....	9
Capítulo 2 Definición de la misión	10
2.1 Características de aeronaves regionales.....	10
2.2 Estudio de aeronaves en situaciones similares	11
2.2.1 Caso 1: STARC - ABL.....	11
2.2.2 Caso 2: NASA N3 - X.....	11
2.2.3 Caso 3: NASA X - 57.....	12
2.2.4 Caso 4: Eco - 150.....	13
Capítulo 3 Parámetros de diseño y efectos aerodinámicos	14
3.1 Aerodinámica.....	14
3.2 Efectos aerodinámicos en la distribución en el fuselaje.....	16
3.3 Efectos aerodinámicos en la distribución a lo largo del ala.....	18

Capítulo 4 Relación de motores a reacción híbridos para la misión.....	19
4.1 Simplificaciones y suposiciones en motores.....	19
4.2 Características de motores para las simulaciones.....	20
Capítulo 5 Simulaciones computacionales.....	22
5.1 Modelo del fenómeno.....	22
5.1.1 Características del fluido.....	22
5.1.2 Ecuaciones de gobierno.....	25
5.2 Descripción del método numérico.....	26
5.2.1 Método de solución.....	26
5.2.2 Discretización.....	27
5.2.3 Modelo de turbulencia.....	31
5.2.4 Teoremas integrales.....	31
5.3 Validación de las simulaciones.....	33
5.4 Detalles de simulaciones.....	42
5.5 Descripción de las simulaciones realizadas.....	45
Capítulo 6 Discusión de resultados.....	57
6.1 Resultados obtenidos.....	57
6.2 Comparación de tipos de distribuciones y sus efectos aerodinámicos.....	63
Capítulo 7 Conclusiones.....	65
7.1 Trabajo a futuro.....	66
7.1.1 Pruebas de viento.....	66
Apéndice A.....	69
Referencias.....	81

Nomenclatura

\vec{A}	Superficie de área
\vec{A}_f	Área de la superficie f
a_{nb}	Coefficiente linealizado
a_p	Coefficiente linealizado
c	Velocidad del sonido
C_D	Coefficiente de arrastre
C_L	Coefficiente de sustentación
ci	Centroide de celda
c_p	Calor específico a presión constante
c_v	Calor específico a volumen constante
c_0	Centroide de celda
D	Fuerza de arrastre
Dim_{me1}	Dimensiones motor eléctrico uno
Dim_{me2}	Dimensiones motor eléctrico dos
Dim_{me3}	Dimensiones motor eléctrico tres
Dim_{me4}	Dimensiones motor eléctrico cuatro
Dim_{mt}	Dimensiones motor térmico
E_{bat}	Energía proporcionada por baterías
E_{Tot}	Energía total
fe	Factor de escalamiento
\vec{g}	Constante gravitacional
GH_E	Grado de hibridación de energía

GH_P	Grado de hibridación de potencia
G_v	Producción de viscosidad turbulenta
h	Entalpía
h_{comb}	Poder calorífico del combustible
I	Tensor identidad
J	Matriz de coeficientes
k	Coefficiente de conductividad térmica
L	Fuerza de sustentación
L_c	Longitud característica
Ma	Número de Mach
n	Vector unitario normal
nb	Referencia a celdas vecinas
N_{caras}	Número de superficies que encierran a la celda
p	Presión estática
P_{BLI}	Energía utilizada con succión de capa límite
P_E	Potencia eléctrica
$PFEI$	Intensidad de energía de combustible de carga útil
P_{me}	Potencia del motor eléctrico
P_{me1}	Potencia motor eléctrico uno
P_{me2}	Potencia motor eléctrico dos
P_{me3}	Potencia motor eléctrico tres
P_{me4}	Potencia motor eléctrico cuatro
P_{mt}	Potencia motor térmico
P_{noBLI}	Energía utilizada sin succión de capa límite
PSC	Coefficiente de ahorro de energía

P_{Tot}	Potencia total
q_{∞}	Presión dinámica de corriente libre
R	Rango de la aeronave, Constante específica del gas
\vec{r}	Vector de desplazamiento
Re	Número de Reynolds
S	Superficie de referencia, constante de Sutherland
S_{ϕ}	Fuente de ϕ por unidad de volumen
\mathbf{T}	Campo vectorial de temperatura del fluido
T	Temperatura
t	Tiempo
u	Velocidad del flujo
V	Volumen de celda
\mathbf{V}	Campo vectorial de velocidad del fluido
\vec{v}	Vector velocidad
V_{∞}	Velocidad de corriente libre
W_{comb}	Peso del combustible
W_{cu}	Peso de la carga útil
Y_v	Destrucción de viscosidad turbulenta
δ_{ij}	Delta de Kronecker
Γ_{ϕ}	Coefficiente de difusión para ϕ
γ	Relación de calores específicos
λ	Viscosidad de volumen
μ	Viscosidad dinámica
μ_t	Viscosidad turbulenta

ν	Viscosidad cinemática
$\tilde{\nu}$	Variable de la ecuación de transporte en el modelo de turbulencia
ρ	Densidad del fluido
ρ_∞	Densidad de corriente libre
$\bar{\tau}$	Tensor de esfuerzos
ϕ	Función de disipación viscosa, Cantidad escalar del centro de la celda
ϕ_f	Valor convectivo de ϕ a través de la superficie f
∇	Operador nabla

Lista de Figuras

Figura 1 Campos disciplinarios de la ingeniería aeroespacial [2].....	1
Figura 2 PIB de la fabricación de equipo aeroespacial [4]	2
Figura 3 Fuerzas a las que se somete una aeronave [7]	3
Figura 4 Componentes del motor a reacción [8].....	4
Figura 5 Ciclo termodinámico Brayton [8]	4
Figura 6 Arquitecturas de aeronaves [11]	7
Figura 7 ATR 42 - 500 [15].....	10
Figura 8 STARC - ABL [16]	11
Figura 9 NASA N3 - X [18]	12
Figura 10 NASA X - 57 [19].....	12
Figura 11 Eco - 150 [20].....	13
Figura 12 Arrastre de forma [24]	15
Figura 13 Vórtices en punta de ala [6].....	16
Figura 14 Succión de capa límite [26]	17
Figura 15 Distribución de sustentación en un ala soplada y no soplada [27]	18
Figura 16 Algoritmo solucionador acoplado con base en la presión [33]	27
Figura 17 Volumen de control [33]	28
Figura 18 Evaluación en el centro de la celda [33].....	30
Figura 19 Flujo de Couette bidimensional [23]	33
Figura 20 Perfil de velocidades flujo de Couette [23]	34
Figura 21 Gráfica del perfil de velocidades en función de la altura [23]	34
Figura 22 Curva polar de perfil NACA 4412 [39]	36
Figura 23 Malla no estructurada [23].....	38
Figura 24 Malla estructurada [23].....	38

Figura 25 Malla mixta [23]	38
Figura 26 Variación de C_l con respecto al número de elementos [23]	41
Figura 27 Variación de C_d con respecto al número de elementos [23]	41
Figura 28 Variación de Y^+ al rededor del perfil aerodinámico [23]	42
Figura 29 Variación de C_l con respecto al ángulo de ataque [23]	43
Figura 30 Variación de C_d con respecto al C_l [23]	44
Figura 31 Geometría y dimensiones ATR 42 - 500, vista frontal [15]	44
Figura 32 Geometría y dimensiones ATR 42 - 500, vista lateral [15]	45
Figura 33 Geometría - propulsión convencional [23]	46
Figura 34 Geometría - propulsión en el fuselaje [23]	46
Figura 35 Geometría - propulsión en las puntas del ala [23]	47
Figura 36 Geometría - propulsión en ala y fuselaje [23]	47
Figura 37 Dimensiones del dominio de trabajo [23]	48
Figura 38 Vista frontal del dominio de trabajo - extrusión [23]	49
Figura 39 Herramientas de mallado [23]	49
Figura 40 Dominios para mallado [23]	50
Figura 41 Detalles Inflation [23]	50
Figura 42 Mallado de forma perpendicular a la pared del avión [23]	51
Figura 43 Malla final [23]	51
Figura 44 Opciones de Setup [23]	52
Figura 45 Parámetros de solucionador [23]	52
Figura 46 Modelo de turbulencia [23]	53
Figura 47 Fluido de trabajo [23]	53
Figura 48 Condiciones de contorno [23]	54
Figura 49 Condiciones de contorno en la geometría [23]	55

Figura 50 Método de solución [23]	55
Figura 51 Reportes solicitados al programa [23]	56
Figura 52 Criterio de convergencia [23]	56
Figura 53 Distribución de presión - propulsión convencional [23]	58
Figura 54 Líneas de corriente - propulsión convencional [23]	59
Figura 55 Turbulencia viscosa - propulsión convencional [23]	60
Figura 56 Y+ a lo largo del fuselaje - propulsión convencional [23]	61
Figura 57 Y+ a lo largo de la envergadura - propulsión convencional [23].....	61
Figura 58 Geometría - propulsión convencional [23].....	69
Figura 59 Distribución de presión - propulsión convencional [23]	69
Figura 60 Líneas de corriente - propulsión convencional [23]	70
Figura 61 Turbulencia viscosa - propulsión convencional [23]	70
Figura 62 Y+ a lo largo del fuselaje - propulsión convencional [23]	71
Figura 63 Y+ a lo largo de la envergadura - propulsión convencional [23].....	71
Figura 64 Geometría - propulsión en el fuselaje [23].....	72
Figura 65 Distribución de presión - propulsión en el fuselaje [23]	72
Figura 66 Líneas de corriente - propulsión en el fuselaje [23].....	73
Figura 67 Turbulencia viscosa - propulsión en el fuselaje [23].....	73
Figura 68 Y+ a lo largo del fuselaje - propulsión en el fuselaje [23]	74
Figura 69 Y+ a lo largo de la envergadura - propulsión en el fuselaje [23].....	74
Figura 70 Geometría - propulsión en las puntas del ala [23].....	75
Figura 71 Distribución de presión - propulsión en las puntas del ala [23]	75
Figura 72 Líneas de corriente - propulsión en las puntas del ala [23]	76
Figura 73 Turbulencia viscosa - propulsión en las puntas del ala [23]	76
Figura 74 Y+ a lo largo del fuselaje - propulsión en el ala [23].....	77

Figura 75 Y+ a lo largo de la envergadura - propulsión en el ala [23]	77
Figura 76 Geometría - propulsión en ala y fuselaje [23]	78
Figura 77 Distribución de presión - propulsión en ala y fuselaje [23]	78
Figura 78 Líneas de corriente - propulsión en ala y fuselaje [23]	79
Figura 79 Turbulencia viscosa - propulsión en ala y fuselaje [23]	79
Figura 80 Y+ a lo largo del fuselaje - propulsión en ala y fuselaje [23]	80
Figura 81 Y+ a lo largo de la envergadura - propulsión en ala y fuselaje [23]	80

Lista de Tablas

Tabla 1 Tipos de aeronaves acorde a su grado de hibridación [9]	6
Tabla 2 Ventajas y desventajas de arquitecturas [12]	8
Tabla 3 Parámetros de misión [15].....	10
Tabla 4 Resultados de prototipos [23].....	13
Tabla 5 Características reales de los motores PW127E y hFan+ [15], [29], [30] ..	19
Tabla 6 Características de motores de las diferentes distribuciones [23].....	21
Tabla 7 Características del modelo [23]	24
Tabla 8 Valores analíticos y CFD de flujo de Coutte [23]	35
Tabla 9 Variación tipos de malla [23]	39
Tabla 10 Variación métodos de solucionador [23].....	39
Tabla 11 Variación de modelos de turbulencia [23].....	39
Tabla 12 Variación condiciones ambientales [23]	40
Tabla 13 Variación elementos alrededor del perfil [23]	40
Tabla 14 Variación número capas de Y+ [23]	40
Tabla 15 Parámetros para simulación [23]	42
Tabla 16 Comparación de coeficientes CFD y pruebas experimentales [23]	43
Tabla 17 Parámetros de calidad de malla [23]	62
Tabla 18 Resultados [23]	63

Capítulo 1 Introducción

1.1 Antecedentes

Cuando una persona piensa en tecnología aeroespacial, comúnmente vienen a su mente imágenes de las asombrosas y lejanas galaxias, o de los poderosos cohetes con los que el ser humano ha incursionado en los viajes al espacio. Sin embargo, la RAE define la palabra aeroespacial como: “Pertenciente o relativo a la atmósfera terrestre y al espacio exterior próximo” [1], esto conlleva objetos de estudio dentro y fuera de nuestro planeta. En la figura 1, extraída del libro Introducción a la Ingeniería Aeroespacial [2], se muestran cómo se interrelacionan algunos campos de conocimiento con otros.

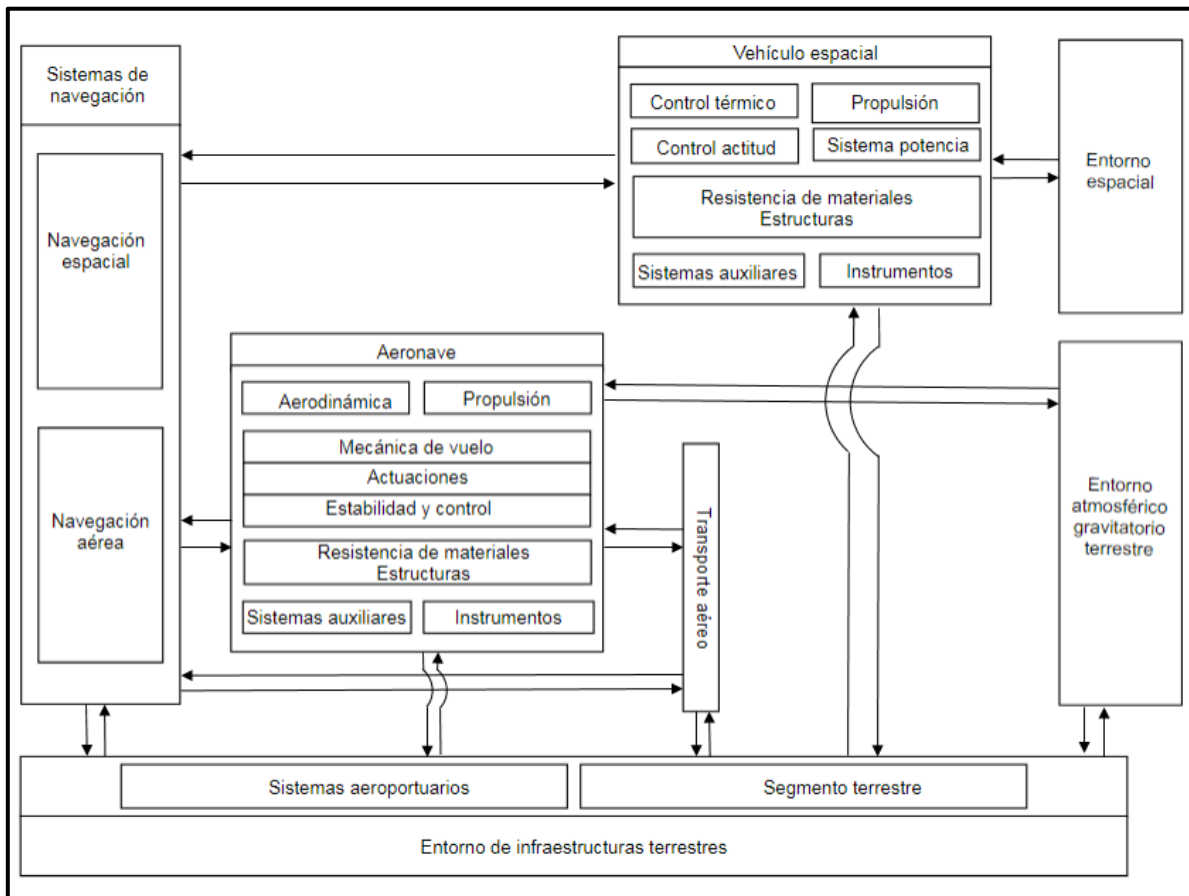


Figura 1 Campos disciplinarios de la ingeniería aeroespacial [2]

La industria aeroespacial ha crecido ampliamente en los últimos años, creando diversas áreas de oportunidades y desarrollo tecnológico, que va desde los globos aerostáticos y los drones, hasta los cohetes espaciales, satélites e infraestructura de telecomunicaciones. Esto ha generado un incremento económico y tecnológico en los sectores gubernamentales, privados, sociales y académicos.

En el comunicado No. 040 la Secretaría de Economía de México, la Dra. Graciela Márquez precisó que: “en los últimos diez años en el ámbito aeroespacial mexicano, crecieron 179.4% las exportaciones de productos; se duplicó el superávit comercial; creció el PIB en 145% en términos reales y el empleo creció 2.3 por ciento” [3]. En la figura 2 se puede apreciar un crecimiento del PIB en la fabricación de equipo aeroespacial en México después de la crisis económica hasta el 2017. Cabe destacar que la industria aeroespacial en México se enfoca principalmente al sector aeronáutico más que al espacial.

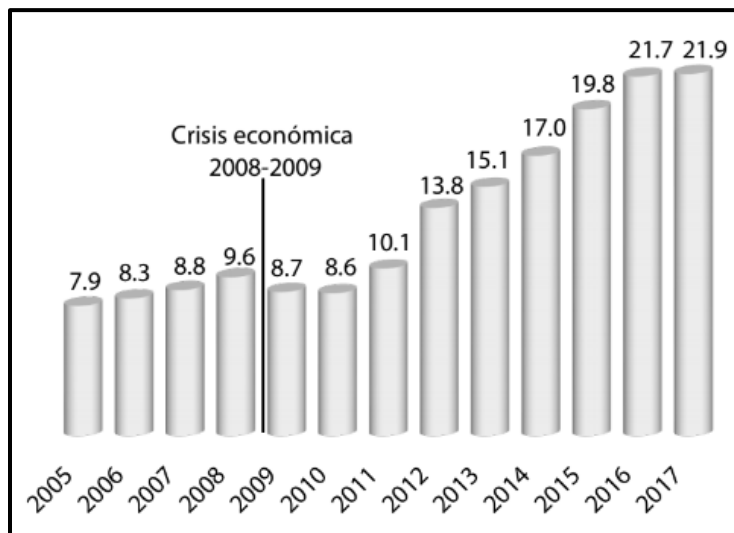


Figura 2 PIB de la fabricación de equipo aeroespacial [4]

Debido al constante crecimiento del sector aeroespacial, se han generado diversos retos para la ingeniería, y uno de ellos es la disminución de la contaminación por el uso de combustibles fósiles en los motores de reacción.

Actualmente se están desarrollando nuevos motores a reacción híbridos y otros completamente eléctricos que puedan ayudar a la disminución de gases contaminantes, sin embargo, al tener distintos y/o nuevos componentes comparados con los motores a reacción actuales, se requiere de nuevas metodologías de diseño que contemplen estas actualizaciones.

1.1.1 Fuerzas en una aeronave

Antes de realizar el análisis y/o diseño aerodinámico de una aeronave es conveniente conocer los principales parámetros que controlan el comportamiento de un avión.

Las fuerzas principales que afectan a una aeronave son cuatro y están equilibradas entre sí: sustentación, resistencia, peso y empuje, un desequilibrio en cualquiera de estas fuerzas provocará un cambio en el comportamiento de la aeronave [5]. En la figura 3 están ilustradas estas fuerzas. El peso está determinado por la masa de la aeronave, el combustible, la carga útil y la atracción de estos elementos por la gravedad. El empuje se debe a la propulsión generada por los motores a reacción; la sustentación y el arrastre son fuerzas aerodinámicas surgidas a partir de la distribución de presión y de esfuerzos cortantes sobre la superficie del cuerpo [6].



Figura 3 Fuerzas a las que se somete una aeronave [7]

1.1.2 Motores de reacción

Un factor crucial en el diseño de una aeronave es el empuje necesario para vencer la resistencia y que la aeronave pueda volar, V. Sáinz define a los motores de reacción de la siguiente forma: “Se denomina motor de reacción al motor térmico en el que la energía liberada en la combustión se transforma en energía cinética de la corriente del gas que sale del motor. La fuerza de reacción que se obtiene de dicha corriente (empuje) sirve para impulsar la aeronave” [8].

Los elementos básicos que poseen todo tipo de motores a reacción (tradicionales) son el difusor de entrada, compresor, cámara de combustión, turbina y tobera de escape, los cuales se pueden observar en la figura 4. Es importante destacar que, a diferencia de un motor de turbina de gas que se compone solamente de un compresor, una cámara de combustión y una turbina, para un motor a reacción, se requiere un elemento propulsor, que es la tobera.

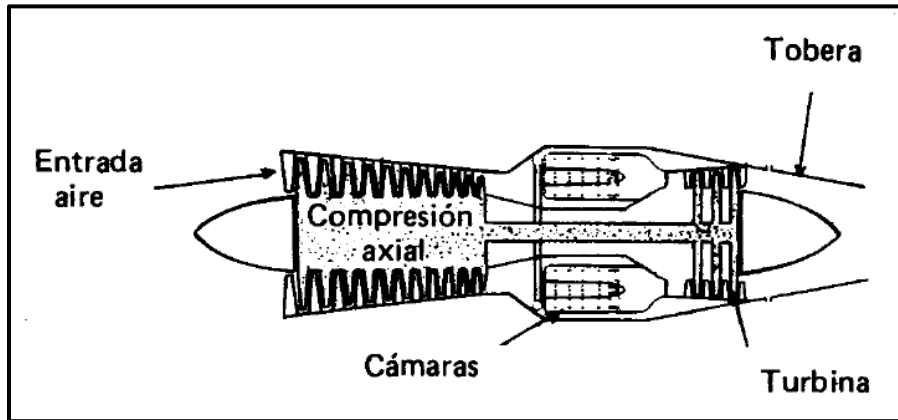


Figura 4 Componentes del motor a reacción [8]

El funcionamiento de un motor a reacción comienza cuando el aire entra por la tobera, aumenta su presión en el compresor, pasa a la cámara de combustión donde es mezclado y quemado junto con el combustible añadido en la cámara, dicha combustión hace girar a la turbina para que la presión del fluido caiga y finalmente es expulsado mediante el difusor a una gran velocidad, provocando un empuje.

El proceso antes mencionado puede describirse mediante el ciclo termodinámico Brayton, el cual consta de cinco fases principales, en la figura 5 puede observarse la relación presión-volumen del ciclo.

- 0-1 Compresión de admisión
- 1-2 Compresión en el compresor
- 2-3 Combustión en cámaras
- 3-4 Expansión en turbinas
- 4-5 Expansión en tobera

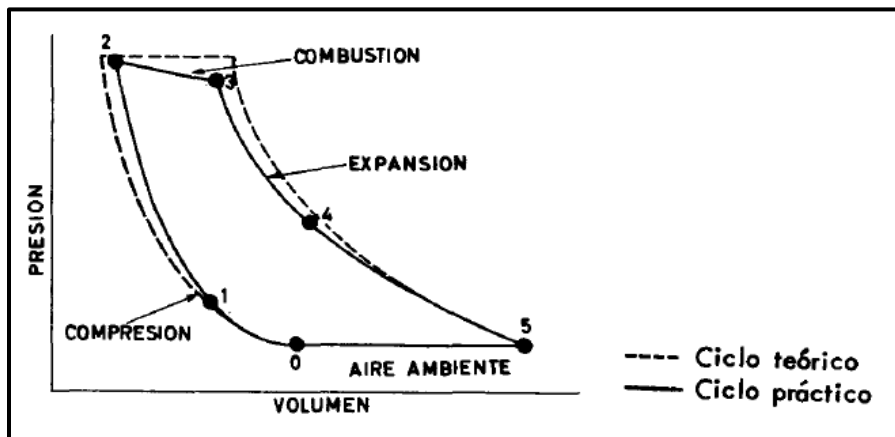


Figura 5 Ciclo termodinámico Brayton [8]

1.1.3 Motores de reacción híbridos

La principal característica de un motor a reacción híbrido es que la energía total utilizada proviene de la combinación del uso de combustibles y de energía extraída de baterías, sin embargo, como resultado de la electrificación surgen variaciones en los motores híbridos que deben de tomarse a consideración para nuevos diseños, algunos de estos efectos se explican en el artículo *Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches* [9].

1.1.3.1 Grado de hibridación

Para poder clasificar a los motores a reacción es necesario poder caracterizarlos. El grado de hibridación ayuda a identificar la relación de la energía eléctrica utilizada con respecto a la energía total, siendo el valor del grado de hibridación igual a uno cuando el motor es completamente eléctrico, y cero cuando el motor es completamente térmico. Los motores a reacción híbridos tienen un valor de grado de hibridación entre cero y uno.

Existen dos grados de hibridación que ayudan a clasificar a los motores de reacción, el de potencia y el de energía, esto se debe a que tanto la obtención de energía, como la salida de potencia puede ser por una combinación de fuentes eléctricas y térmicas o bien de solo una de ellas [9].

$$GH_P = \frac{P_{me}}{P_{Tot}} \quad (1.1)$$

Donde:

- GH_P = Grado de hibridación de potencia
- P_{me} = Potencia del motor eléctrico
- P_{Tot} = Potencia total, es la suma de la potencia del motor eléctrico y la del motor de turbina de gas

$$GH_E = \frac{E_{bat}}{E_{Tot}} \quad (1.2)$$

Donde:

- GH_E = Grado de hibridación de energía
- E_{bat} = Energía proporcionada por baterías (puede ser otra fuente de energía eléctrica)
- E_{Tot} = Energía total, es la suma de la energía proporcionada por la fuente eléctrica y la del combustible

En la tabla 1 se encuentran las aeronaves caracterizadas por su grado de hibridación, se puede observar cómo se relacionan la energía de entrada y de salida.

Tabla 1 Tipos de aeronaves acorde a su grado de hibridación [9]

Tipo de aeronave	GHP	GHE
Convencional	0	0
Totalmente eléctrico	1	1
Turbo eléctrico	> 0	0
Hibrido serie	1	< 1
Hibrido paralelo	< 1	< 1

1.1.3.2 Nuevos componentes

Los principales elementos que requiere un sistema de propulsión eléctrica son los siguientes [9]:

- Almacenamiento de energía: baterías (o tecnología alternativa) diseñadas para una alta tasa de energía y potencia específica.
- Generador: convierte la energía del eje mecánico en energía eléctrica de corriente alterna.
- Rectificador: convierte la energía de corriente alterna en energía eléctrica de corriente continua.
- Motor: convierte la corriente alterna o continua en potencia del eje mecánico.
- Inversor: convierte la energía eléctrica de corriente continua en energía de corriente alterna.
- Bus: conductor eléctrico que transfiere energía eléctrica desde la fuente al destino.
- Controlador de motor: herramientas que se utilizan para controlar la velocidad, el par y el suministro de potencia de los motores.
- Limitador de corriente de falla: evita grandes corrientes durante eventos de cortocircuito.

1.1.3.3 Tipos de arquitectura

Debido a la mezcla de componentes y de energías utilizadas en los motores híbridos, se han definido diversos arreglos que engloban las principales características de los motores. Como definición general, una arquitectura se define en serie cuando solo se puede identificar una fuente de energía mecánica que impulsa la hélice, mientras que en una arquitectura paralela están presentes múltiples fuentes de energía [10]. En la figura 6 se observan los esquemas de los posibles tipos arquitecturas, en la tabla 2 se resaltan las principales ventajas y desventajas de estas.

- **Motor híbrido serie:** Un motor eléctrico es el que acciona la transmisión, este es alimentado por una batería o un generador alimentado por un motor térmico.
- **Motor híbrido paralelo:** Existe un motor eléctrico alimentado por baterías y un motor térmico, estos están desacoplados.
- **Motor híbrido serie - paralelo:** El avión es impulsado por un motor eléctrico alimentado por una batería o un generador, y por un motor térmico; las dos líneas están conectadas por un generador, lo que hace que esta solución sea más compleja y pesada.
- **Motor turbo eléctrico:** Similar al motor híbrido serie, pero sin baterías, el generador es alimentado solo por un motor térmico.
- **Motor parcialmente turbo eléctrico:** Similar al motor turbo eléctrico, pero en este caso el motor térmico no entrega toda la potencia al generador, sino que genera un empuje adicional al ser también un turbopropulsor.

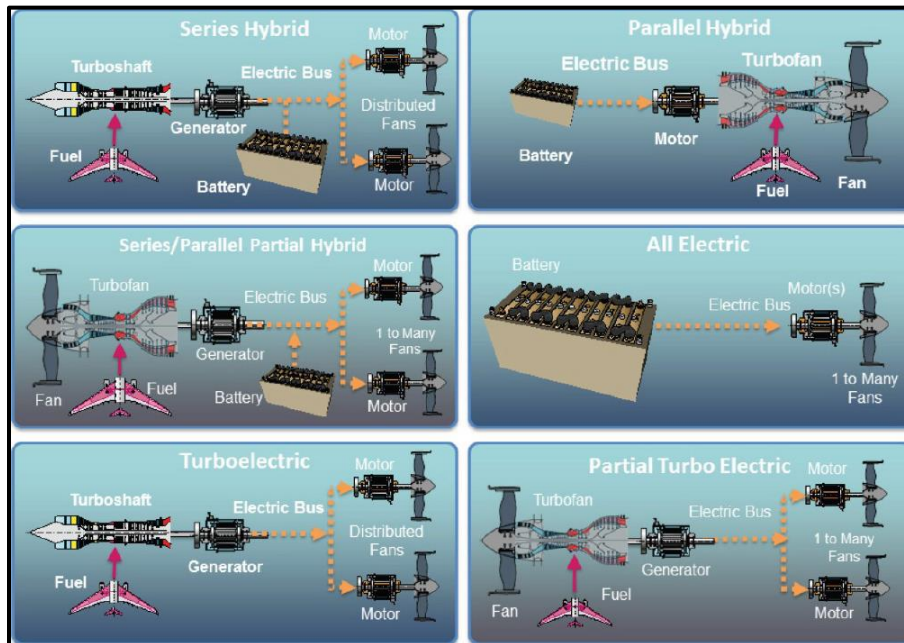


Figura 6 Arquitecturas de aeronaves [11]

Tabla 2 Ventajas y desventajas de arquitecturas [12]

Arquitectura	Ventajas	Desventajas
Serie	<ul style="list-style-type: none"> • El motor desacoplado puede funcionar a RPM óptimas durante toda la misión. • Alta libertad de diseño para la integración de aviones de propulsión. • La división de potencia entre la fuente de energía convencional y eléctrica es ajustable en vuelo. • Las baterías se pueden recargar en vuelo. 	<ul style="list-style-type: none"> • Peso elevado y baja eficiencia. • Necesita un generador, lo que provoca peso extra. • Dependería de los avances en la tecnología de materiales de conducción de temperatura.
Paralelo	<ul style="list-style-type: none"> • No necesita un generador, lo hace más ligero. • Menos conversiones de energía, más eficiente. • La división de potencia entre la fuente de energía convencional y eléctrica es ajustable en vuelo. • El motor podría reducirse para proporcionar solo una potencia continua promedio. 	<ul style="list-style-type: none"> • Podría necesitar una caja de cambios compleja. • La división de los cambios de potencia está restringida debido al riesgo de que el motor no funcione. • El motor no está desacoplado del empuje y no puede funcionar a las RPM óptimas. • Principalmente limitado a configuraciones convencionales para integración de aviones con motor.
Serie - paralelo	<ul style="list-style-type: none"> • Mejor libertad de diseño en comparación con la configuración paralela. • Las baterías se pueden recargar en vuelo. 	<ul style="list-style-type: none"> • El generador adicional aumenta el peso. • Estrategia de control compleja. • El motor no está completamente desacoplado de la hélice.
Turbo eléctrico	<ul style="list-style-type: none"> • No depende de los avances de las tecnologías de almacenamiento de energía. • Alta libertad de diseño para la integración de aviones de propulsión. 	<ul style="list-style-type: none"> • Alto peso y baja eficiencia. • El motor de turbina de gas está dimensionado para condiciones de máxima potencia. • Dependerá de los avances en la tecnología de materiales de conducción de temperatura.
Parcialmente turbo eléctrico	<ul style="list-style-type: none"> • No depende de los avances de las tecnologías de almacenamiento de energía. • Buena libertad de diseño para la integración de aviones con motores eléctricos. 	<ul style="list-style-type: none"> • Dependiendo del grado de hibridación puede ser pesado e ineficiente. • El motor de turbina de gas no está desacoplado de la generación de empuje.

1.2 Objetivo

Analizar los efectos aerodinámicos del uso de motores a reacción híbridos en una aeronave regional de ala fija, modificando la propulsión distribuida con la finalidad de mejorar el desempeño futuro de este tipo de aeronaves.

1.2.1 Objetivos específicos

- Definir la misión.
- Estudiar diseños de aeronaves en situaciones similares.
- Determinar los parámetros de diseño y los efectos aerodinámicos a analizar.
- Obtener una relación motores para los diferentes escenarios de la misión.
- Configurar un método para validar las simulaciones computacionales.
- Realizar simulaciones computacionales modificando la distribución de la propulsión de los motores a reacción híbridos.

1.3 Hipótesis

Es posible mejorar el desempeño aerodinámico de una aeronave con motores a reacción híbridos si se modifica la ubicación del sistema de propulsión distribuida.

1.4 Justificación

Las emisiones producidas por la aviación contribuyen de manera significativa al calentamiento global, por esta razón, se han comenzado a desarrollar aeronaves con motores a reacción híbridos.

Los motores híbridos presentan una mejora en la eficiencia del combustible, producen menos emisiones, reducen el ruido, son de bajo costo operativo y la eficiencia de sus componentes eléctricos es más alta en comparación con los motores actuales.

Sin embargo, debido a que la mayoría de estos motores se encuentran en etapa de desarrollo, sus nuevos componentes alteran los diseños comúnmente utilizados. Por ello en esta tesis se presenta un análisis de los efectos aerodinámicos provocados por la propulsión distribuida con la intención de mejorar el desempeño aerodinámico en aviones regionales de ala fija.

Capítulo 2 Definición de la misión

Los sistemas de propulsión híbrida tienen grandes cualidades, sin embargo, los requerimientos de gran cantidad de energía en vuelos de larga duración y altas velocidades hacen que la hibridación se considere viable en aviones de mediano y corto alcance [13], por ellos se delimitó a las aeronaves regionales de ala fija como objetivo de estudio. En el libro *General aviation aircraft design* [14], se define a la misión como la lista de expectativas que el nuevo diseño debe de cumplir.

2.1 Características de aeronaves regionales

Se establecen las características del ATR 42 - 500 [15] como parámetros de la misión debido a los limitados datos de aeronaves regionales de propulsión híbrida distribuida disponibles en la literatura, y a que en diversos artículos se ha utilizado como avión de referencia para a validación de datos. En la tabla 3 se pueden observar las condiciones de la misión y en la figura 7 se muestra una imagen del avión real.

Tabla 3 Parámetros de misión [15]

Parámetro	Valor
Alcance	1326 km
Velocidad de crucero	556 km/h
Altitud	7620 m
Capacidad	30 a 50 pasajeros
Longitud	22.67 m
Envergadura	24.57 m
Altura	7.59 m
Superficie alar	54.5 m ²
Perfil alar	RA 1843 (NACA 43018 mod)
Peso máximo de despegue	18 600 kg



Figura 7 ATR 42 - 500 [15]

2.2 Estudio de aeronaves en situaciones similares

Con la finalidad de recolectar información útil acerca del estado del arte, se realizó una investigación de aeronaves prototipo en las que la propulsión distribuida ha sido objeto de estudio.

2.2.1 Caso 1: STARC - ABL

El STARC - ABL [16] es una aeronave de transporte comercial con propulsión turbo-eléctrica para 150 pasajeros con una forma tradicional de un avión de ala fija. Cuenta con dos motores a reacción tradicionales ubicados debajo de las alas que también contienen generadores eléctricos. La energía eléctrica se envía a la cola de la aeronave, donde un propulsor totalmente eléctrico aprovecha un beneficio aerodinámico conocido como ingesta de capa límite. La idea de colocar el propulsor detrás es la de reducir la resistencia causada por el aire de movimiento lento que se acumula alrededor del avión y mejorar la eficiencia del combustible. La figura 8 muestra claramente la ubicación del motor detrás del fuselaje y bajo el empenaje.



Figura 8 STARC - ABL [16]

2.2.2 Caso 2: NASA N3 - X

En el artículo *Turboelectric Distributed Propulsion in a Hybrid Wing Body Aircraft* [17], se analizó el rendimiento del N3 - X, un avión de cuerpo de ala híbrido de 300 pasajeros con propulsión turbo-eléctrica distribuida, los resultados muestran que es posible la reducción de quema de combustible del 70% en comparación de un B777 - 200LR.

Los propulsores se ubicaron en una góndola continua que cubren todo el tramo de 60 pies del cuerpo central cerca del borde posterior de la superficie superior del avión, esto maximizó la cantidad de capa límite ingerida por el sistema. En la figura 9 se puede visualizar la combinación de configuraciones de distribución de propulsión.



Figura 9 NASA N3 - X [18]

2.2.3 Caso 3: NASA X - 57

El X - 57 Maxwell de NASA [19] es un avión experimental eléctrico con un sistema de propulsión distribuida de alta potencia que incluye una batería de 460 voltios para alimentar 14 motores y hélices.

El ala se ha reducido un 42% del tamaño original con el objetivo de disminuir significativamente la resistencia, al avión cuenta con hélices de punta de ala para reducir los vórtices en la fase de crucero. A bajas velocidades, las hélices distribuidas casi duplican la elevación del ala, lo que permite que el X-57 aterrice lentamente. La figura 10 muestra la distribución de propulsión a lo largo de la envergadura del avión.



Figura 10 NASA X - 57 [19]

2.2.4 Caso 4: Eco - 150

El concepto de ECO - 150 [20] es un ejemplo de una arquitectura turbo eléctrica que utiliza generadores eléctricos en los motores montados en las alas para alimentar los ventiladores eléctricos. Este avión distribuye motores y ventiladores más pequeños a lo largo del ala en un ala dividida. La figura 11 muestra la distribución de propulsión solo hasta la mitad de la envergadura de la aeronave.



Figura 11 Eco - 150 [20]

En la tabla 4 se resumen los resultados positivos de las investigaciones de las aeronaves prototipo con propulsión distribuida.

Tabla 4 Resultados de prototipos [23]

Aeronave	Resultados
STARC – ABL	Reducción de quema de combustible aproximada del 10% en comparación de una configuración convencional.
NASA N3 – X	Reducción de quema de combustible del 70% en comparación de un B777 - 200LR.
NASA X – 57	Reducción del ala en un 42% en sí mismo.
Eco – 150	Reducción de quema de combustible del 59% en comparación de un 737-700.

Capítulo 3 Parámetros de diseño y efectos aerodinámicos

Los sistemas de propulsión distribuida presentan el enfoque útil de usar motores accionados que están conectados eléctricamente a fuentes o dispositivos de generación de energía. Como resultado, los propulsores se pueden colocar, dimensionar y operar con mayor flexibilidad proporcionando un rendimiento mejorado en comparación con los diseños convencionales.

3.1 Aerodinámica

El posicionamiento de los propulsores puede modificar el comportamiento aerodinámico de un avión, haciéndolo más o menos eficiente. Por ello es importante identificar cómo reaccionan las fuerzas aerodinámicas ante las distintas configuraciones de propulsión distribuida.

Sustentación es la fuerza que eleva un cuerpo, se deriva de la distribución de presiones y esfuerzos cortantes alrededor de la superficie y es perpendicular al flujo de corriente libre.

Arrastre es la fuerza que se opone al avance de un cuerpo, se deriva de la distribución de presiones y esfuerzos cortantes alrededor de la superficie y es paralela al flujo de corriente libre. Está compuesto por el arrastre parásito y el arrastre inducido.

La sustentación y el arrastre se describen mediante las siguientes ecuaciones:

$$L = C_L q_\infty S \quad (3.1)$$

$$D = \left(C_D + \frac{C_L^2}{\pi A R e} \right) q_\infty S \quad (3.2)$$

Donde:

- L es la fuerza de sustentación
- C_L es el coeficiente de sustentación
- D es la fuerza de arrastre
- C_D es el coeficiente de arrastre
- q_∞ es la presión dinámica de corriente libre
- S es la superficie de referencia
- e es el factor de eficiencia de Oswald

A su vez la presión dinámica está definida por la ecuación:

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \quad (3.3)$$

Donde:

- ρ_{∞} es la densidad del aire en corriente libre
- V_{∞} es la velocidad de corriente libre

Arrastre parásito

Se le llama arrastre parásito debido a que es un tipo de lastre que no está relacionado con la generación de sustentación, es originado por tres tipos de fenómenos; resistencia por forma, resistencia por interferencia y resistencia por fricción [24]. Tiene la característica de aumentar conforme aumenta la velocidad.

El arrastre de forma se origina cuando el aire tiene que separarse para moverse alrededor de un objeto en movimiento y volver a unirse después de pasar sobre el cuerpo. Tal y como se observa en la figura 12, no solo importa el tamaño del área frontal del objeto si no también la forma de este.

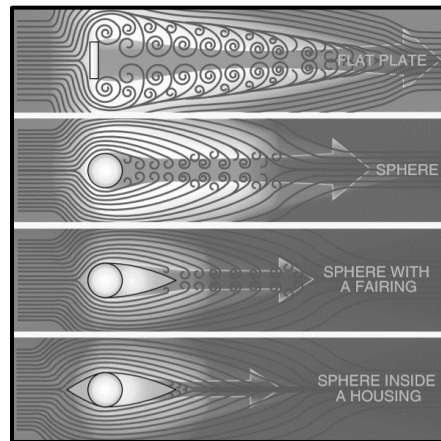


Figura 12 Arrastre de forma [24]

La resistencia de interferencia se origina en las intersecciones o juntas de partes de la aeronave debido a que el encuentro de diferentes corrientes crea flujos turbulentos. Entre más cerrado sea el ángulo de intersección mayor será la cantidad de arrastre de interferencia.

La resistencia por fricción es producida por el rozamiento del aire con la superficie de la aeronave, dependerá de que tan lisa es la superficie de contacto.

Arrastre inducido

A diferencia del arrastre parásito, el arrastre inducido se origina por factores que contribuyen a la producción de sustentación.

La resistencia inducida se crea cuando en las proximidades de las puntas de las alas se encuentran los flujos provenientes de la parte superior e inferior con velocidades distintas, este fenómeno forma vórtices que a su vez generan arrastre. Estos vórtices no sólo se generan en las puntas de las alas, pero es ahí donde tienen un mayor efecto, tal y como se visualiza en la figura 13.

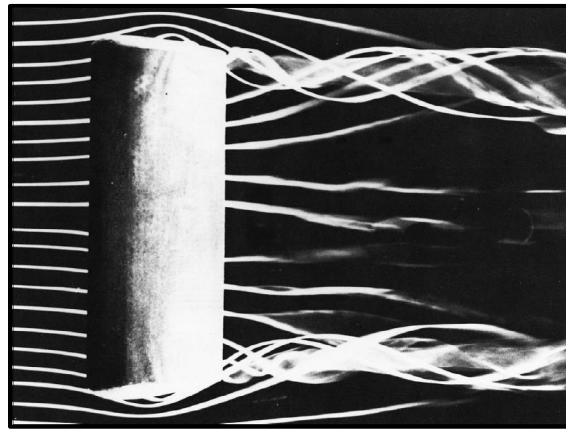


Figura 13 Vórtices en punta de ala [6]

3.2 Efectos aerodinámicos en la distribución en el fuselaje

Posiblemente el mayor beneficio de colocar motores de reacción en el fuselaje es poder aprovechar el efecto denominado como succión de capa límite, comúnmente abreviado como BLI (por sus siglas en inglés: Boundary Layer Ingestion), el cual es de utilidad para integrar mejor el sistema de propulsión con el resto del vehículo.

Al posicionar el motor propulsor en el fuselaje se le permite succionar y energizar el aire de la capa límite generada por la superficie del vehículo, esto tiene la finalidad de mejorar la eficiencia general del combustible. Al ingerir la capa límite de la superficie del vehículo en el motor, se producen una serie de cambios en el sistema aerodinámico y de propulsión de la aeronave, en el reporte *A Review of Boundary Layer Ingestion Modeling Approaches for use in Conceptual Design* [25], se destacan los siguientes:

1. Aumento en la eficiencia de propulsión. Al colocar los motores de manera que succionen la capa límite, se reduce la velocidad de flujo que ingresa a la entrada, lo que también reduce la velocidad necesaria en la salida de la tobera para producir empuje.
2. Una disminución en la resistencia de la góndola y el pión para algunos conceptos de vehículos. Se espera que la integración del sistema de propulsión con el fuselaje reduzca la superficie y las pérdidas asociadas.
3. Una disminución en el arrastre debido a la succión y llenado de la estela con el flujo de salida del propulsor.
4. Una reducción en la eficiencia del sistema de propulsión debido a una menor recuperación de la presión total de entrada y una menor eficiencia del ventilador debido a la distorsión de la entrada.
5. Cambios en la fuerza de arrastre en el fuselaje como resultado de la interacción entre el sistema de propulsión y la aerodinámica del vehículo.

En la figura 14 se observa la unión de un motor al fuselaje para producir el efecto de la succión de capa límite y mejorar el empuje.

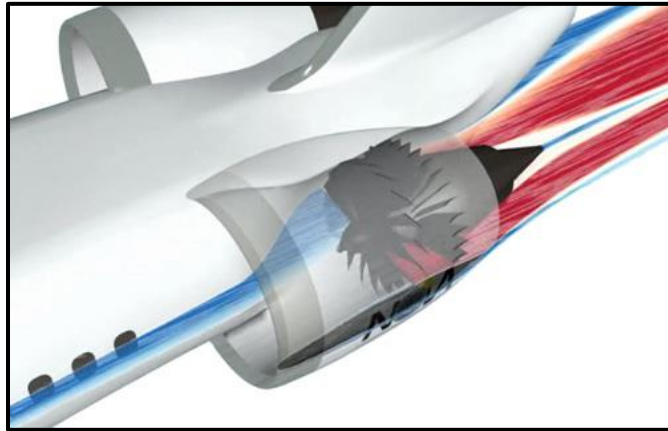


Figura 14 Succión de capa límite [26]

De acuerdo con estudios realizados por la NASA y otras instituciones, los beneficios previstos de la tecnología de succión de capa límite han variado desde 4% al 18% [25]. La métrica que se recomienda utilizar para identificar si existe una mejora en los nuevos diseños es el coeficiente de ahorro de energía:

$$PSC = \frac{P_{noBLI} - P_{BLI}}{P_{BLI}} \quad (3.4)$$

Donde:

- PSC es el coeficiente de ahorro de energía
- P_{BLI} es la energía utilizada con succión de capa límite
- P_{noBLI} es la energía utilizada sin succión de capa límite

Además del coeficiente de ahorro de energía, también se puede utilizar como media de comparación la intensidad de energía de combustible de carga útil PFEI (por sus siglas en inglés: Payload Fuel Energy Intensity):

$$PFEI = \frac{W_{comb} h_{comb}}{W_{cu} R} \quad (3.5)$$

Donde:

- $PFEI$ es la intensidad de energía de combustible de carga útil
- W_{comb} es el peso del combustible
- W_{cu} es el peso de la carga útil
- h_{comb} es el poder calorífico del combustible
- R es el rango de la aeronave

3.3 Efectos aerodinámicos en la distribución a lo largo del ala

Uno de los mejores ejemplos en los que se ha utilizado la propulsión distribuida en la superficie alar es proyecto SCEPTOR. Este prototipo posee una gran cantidad de hélices distribuidos a lo largo de la envergadura del ala, los cuales además de proporcionar empuje, funcionan como dispositivos hipersustentadores en etapas de baja velocidad. Con la finalidad de reducir el arrastre, las hélices se pueden contraer en la etapa de crucero. Adicional a esto, la aeronave cuenta con dos hélices en las puntas de las alas, las cuales producen empuje a lo largo de toda la misión, estas también actúan para reducir el arrastre inducido producido por los vórtices generados en las puntas de las alas [27]. A modo de explicación, la Figura 15 muestra el efecto en la sustentación de un ala con hélices en las alas.

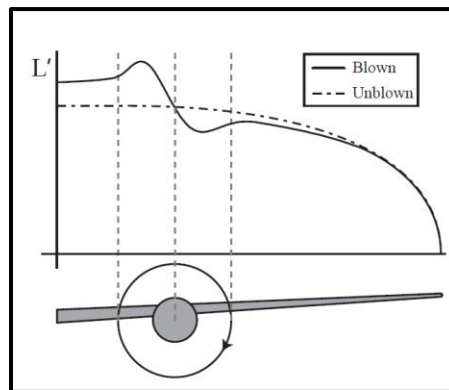


Figura 15 Distribución de sustentación en un ala soplada y no soplada [27]

Este tipo de distribución nos permite la optimización del tamaño de las alas, pues al reducir el arrastre inducido producido por vórtices en las puntas, y al aumentar la sustentación, se puede reducir el tamaño de las alas, haciéndola más ligeras.

Capítulo 4 Relación de motores a reacción híbridos para la misión

Durante los últimos años el diseño y posicionamiento de los motores a reacción en una aeronave ha sido mediante relaciones de estimación empíricas, esto proporciona parámetros para tomar decisiones en el diseño conceptual, sin embargo, en los motores a reacción híbridos y en la propulsión distribuida, las opciones de arquitectura se combinan fuertemente con el rendimiento, el peso, la seguridad de vuelo y la aerodinámica.

4.1 Simplificaciones y suposiciones en motores

Debido a la falta de datos certeros acerca de todas las características de los motores híbridos reales y a que no es el objetivo de esta tesis el desarrollar estos datos, se llevaron a cabo una serie de supuestos para poder analizar los efectos aerodinámicos que se presentan al montar motores híbridos en las diferentes secciones de un avión.

Las principales características requeridas para poder realizar las simulaciones son la potencia y las dimensiones de los motores. Se partió del supuesto que, a mayor cantidad de empuje producido, mayor será el peso, y más grandes serán las dimensiones del motor, y lo mismo, pero en sentido opuesto para una menor cantidad de propulsión. Para obtener los datos requeridos para realizar las simulaciones se realizó un escalamiento lineal con las características del motor térmico PW127E que utiliza hélices Hamilton Standard 568F, el cual es utilizado en el avión ATR 42 [15], y el motor eléctrico hFan+, el cual fue candidato para el proyecto *Boeing Subsonic Ultra Green Aircraft Research* [28]. Las características para realizar el escalamiento se muestran en la tabla 5.

También se realizó la suposición de una partición de 60% de empuje producido por motores térmicos y 40% por motores eléctricos, esto con la finalidad de que el gasto de combustible sea equivalente en todas las configuraciones y que los parámetros a analizar sean únicamente los efectos aerodinámicos.

Tabla 5 Características reales de los motores PW127E y hFan+ [15], [29], [30]

Característica	PW127E	hFan+
Potencia	1589.8 kW	1491.4 kW
Dimensiones	2.13 x 3.93 m	3.27 x 2 m

4.2 Características de motores para las simulaciones

Evidentemente para realizar el diseño y selección de un motor involucra tareas mucho más complejas que las mencionadas en este trabajo, sin embargo, debido a que el diseño de los motores eléctricos está más allá del alcance del presente proyecto, se idealizó que medida que aumentan los requisitos de potencia de las hélices, el diámetro del motor y el tamaño de la góndola también aumentará. Tal enfoque permitió capturar las tendencias generales de aumento de los requisitos de potencia y desarrollar un modelo simple cuya única entrada fuera el nivel de potencia requerido.

Potencia requerida

La potencia para la etapa de crucero en la misión y la velocidad alcanzada es la equivalente a la proporcionada por los dos motores PW12E.

$$P_{Tot} = 2 \times 1589.8 = 3180 \text{ kW}$$

Motores térmicos

Tomando en consideración la reducción de potencia de un 40% en los motores térmicos, las nuevas características se obtienen multiplicando sus actuales características por un factor de 0.6.

$$P_{mt} = 0.6 \times 1589.8 = 953.88 \approx 954 \text{ kW}$$

$$Dim_{mt} = 0.6 \times (2.13 \times 3.93) = 1.278 \times 2.358 \approx 1.28 \times 2.36 \text{ m}$$

Motores eléctricos

La potencia que se requiere de los motores eléctricos es equivalente al 40% de la potencia total.

$$P_E = 0.4 \times 3180 = 1272 \text{ kW}$$

El factor de escala se obtiene de la relación de la potencia eléctrica requerida y la potencia del motor eléctrico.

$$f_e = \frac{PotE}{Pot hFan +} = \frac{1272}{1491.4} \approx 0.85$$

Con el factor de escala lineal se obtienen las características para el uso de uno, dos o tres motores eléctricos (los diferentes casos de simulación), para la combinación de tres motores se realizó una relación de dos a uno para el motor central en comparación de los motores en las alas. En la tabla 6 se encuentran los resultados que fueron utilizados para las simulaciones, en el caso de las distribuciones se debe de agregar la potencia de los motores térmicos reducidos.

Para el caso de un motor eléctrico

$$P_{me1} = 1491.4 \times 0.85 = 1272 \text{ kW}$$

$$Dim_{me1} = (3.27 \times 2) \times 0.85 = 2.779 \times 1.7 \approx 2.78 \times 1.7 \text{ m}$$

Para el caso de dos motores eléctricos

$$P_{me2} = 1272 \times 0.5 = 636 \text{ kW}$$

$$Dim_{me2} = (2.78 \times 1.7) \times 0.5 = 1.39 \times 0.85 \approx 1.4 \times 0.85 \text{ m}$$

Para el caso de tres motores eléctricos

$$P_{me3} = 1272 \times 0.25 = 318 \text{ kW}$$

$$P_{me4} = 318 \times 2 = 636 \text{ kW}$$

$$Dim_{me3} = (2.78 \times 1.7) \times 0.25 = 0.695 \times 0.425 \approx 0.7 \times 0.43 \text{ m}$$

$$Dim_{me4} = (0.7 \times 0.425) \times 2 = 1.4 \times 0.85 \text{ m}$$

Tabla 6 Características de motores de las diferentes distribuciones [23]

Característica Distribución	Número de motores requeridos	Potencia por motor [kW]	Dimensiones por motor [m]
Motores térmicos	2	954	2.36 x 1.28
Fuselaje	1	1272	2.78 x 1.7
Superficie alar	2	636	1.4 x 0.85
Superficie alar y fuselaje	2 1	318, 636	0.7 x 0.43, 1.4 x 0.85

Capítulo 5 Simulaciones computacionales

Para realizar los análisis aerodinámicos mediante simulaciones computacionales con el uso del programa ANSYS Fluent se requiere la geometría, la descripción del fenómeno y las condiciones bajo las cuales estará sometido el avión, estos parámetros fueron obtenidos de la misión.

5.1 Modelo del fenómeno

En esta sección se describen las ecuaciones que gobiernan al modelo, dichas ecuaciones las resuelve el programa ANSYS Fluent mediante un método de volúmenes finitos. El programa soluciona las ecuaciones de conservación de masa y movimiento para todos los fluidos, mientras que para fenómenos que involucran compresibilidad o transferencia de calor el programa resuelve también la ecuación de conservación de energía.

5.1.1 Características del fluido

Para las simulaciones se considera al flujo de trabajo como externo, en estado estacionario, compresible y viscoso.

Estado estacionario

Con la finalidad de agilizar los cálculos matemáticos y debido a la periodicidad del fenómeno, se puede considerar que las variables permanecen invariantes con el tiempo, por lo que se puede considerar un estado estacionario.

Compresibilidad

Los efectos de compresibilidad en un fluido gaseoso se pueden encontrar en flujos de alta velocidad, si el flujo se aproxima o excede la velocidad del sonido entonces la densidad del fluido cambiará, lo que provocará cambios en los campos de presión y temperatura.

Los flujos compresibles pueden ser evaluados por el número de Mach:

$$Ma = \frac{V}{a} \quad (5.1)$$

Donde:

- Ma es el número de Mach
- a es la velocidad del sonido en el fluido
- V es la velocidad del fluido

Los flujos se pueden clasificar como [31]:

- $Mach < 0.3$: flujo incomprensible, los cambios de la densidad son despreciables.
- $0.3 < Mach < 0.8$: flujo subsónico, los efectos de la densidad son importantes, pero no aparecen ondas de choque.
- $0.8 < Mach < 1.2$: flujo transónico, aparecen ondas de choque.
- $1.2 < Mach < 3.0$: flujo supersónico, las ondas de choque están presentes y no hay región subsónica.
- $3.0 < Mach$: flujo hipersónico, las ondas de choque y otros cambios en el flujo son muy fuertes.

Flujo viscoso

Los efectos de la viscosidad se pueden eliminar para flujos con números de Reynolds altos. En estos fenómenos las fuerzas inerciales tienden a dominar las fuerzas viscosas. En análisis aerodinámicos suele ser útil esta consideración para realizar una rápida estimación de las fuerzas que actúan sobre el cuerpo.

$$Re = \frac{\rho V L_c}{\mu} \quad (5.2)$$

Donde:

- Re es el número de Reynolds
- V es la velocidad del fluido
- ρ es la densidad del fluido
- μ es la viscosidad dinámica
- L_c es la longitud característica

Sin embargo, al incrementar la temperatura la viscosidad aumenta, por lo que la viscosidad dependiente de la temperatura puede ser obtenida mediante la ley de Sutherland [31]:

$$\frac{\mu}{\mu_0} \approx \frac{\left(\frac{T}{T_0}\right)^{3/2} (T_0 + S)}{T + S} \quad (5.3)$$

Donde:

- μ es la viscosidad a temperatura T
- μ_0 es la viscosidad de referencia
- T es la temperatura
- T_0 es la temperatura de referencia
- S es la constante de Sutherland

Con base en los detalles de la misión y utilizando el modelo de la atmosfera estándar internacional [32], se obtuvo la tabla 7, la cual muestra los parámetros en los que se diseñó el modelo.

Tabla 7 Características del modelo [23]

Condición	Valor
Fluido de trabajo	Aire
Altitud	7620 m
Temperatura de referencia	238.62 K
Densidad	variable - gas ideal
Viscosidad dinámica variable	variable - ley de Sutherland
Velocidad en dirección del flujo	556 km/h
Número de Mach	0.498 \approx 0.50
Número de Reynolds	12,124,185.93

5.1.2 Ecuaciones de gobierno

La teoría que desarrolla el modelo matemático del fenómeno y su solución se puede encontrar con mayor detalle en el libro *ANSYS Fluent Theory Guide* [33], mientras que las elecciones para el desarrollo de las simulaciones fueron guiadas por las recomendaciones de los manuales *ANSYS Fluent Tutorial Guide* [34] y *ANSYS Fluent User's Guide* [35]. Finalmente, el desarrollo de las ecuaciones de gobierno fueron obtenidas del libro *Viscous Fluid Flow* [36].

La ecuación de conservación de masa se puede escribir de la siguiente forma:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{V} = 0 \quad (5.4)$$

Donde:

- \mathbf{V} es el campo vectorial de velocidad del fluido
- ρ es la densidad del fluido
- t es el tiempo

La ecuación de conservación de movimiento para un sistema de referencia inercial se describe del siguiente modo:

$$\rho \frac{D\mathbf{V}}{Dt} = \rho \mathbf{g} - \nabla p + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) + \delta_{ij} \lambda \nabla \cdot \mathbf{V} \right] \quad (5.5)$$

Donde:

- $\rho \mathbf{g}$ es la fuerza gravitacional
- p es la presión estática
- μ es la viscosidad dinámica
- λ es la viscosidad de volumen
- δ_{ij} es la delta de Kronecker

La ecuación de conservación de energía es descrita con la siguiente expresión:

$$\rho \frac{Dh}{Dt} = \frac{Dp}{Dt} + \nabla \cdot (k \nabla T) + \phi \quad (5.6)$$

Donde:

- h es la entalpía
- k es coeficiente de conductividad térmica
- T es el campo vectorial de temperatura del fluido
- ϕ es la función de disipación viscosa

5.2 Descripción del método numérico

ANSYS Fluent tiene diversas opciones para resolver las ecuaciones de conservación de masa y movimiento, y en caso de ser requerido, también la conservación de energía. En esta sección se describe brevemente la forma de solución del método numérico.

5.2.1 Método de solución

El programa permite realizar el análisis mediante dos tipos de método numéricos: el solucionador con base en la presión y el solucionador con base en la densidad. Históricamente las soluciones con base en la presión fueron desarrolladas para flujos incompresibles de baja velocidad, mientras que para flujos compresibles de alta velocidad las soluciones con base en la densidad son más usadas.

La técnica de volumen de control consiste en lo siguientes pasos:

- División del dominio en volúmenes de control discretos usando una malla computacional.
- Integración de las ecuaciones que rigen los volúmenes de control individuales para construir ecuaciones algebraicas y obtener las variables discretas dependientes.
- Linealización de las ecuaciones discretizadas y solución del sistema de ecuaciones lineales resultantes para obtener valores de las variables dependientes.

El método de solución que se eligió emplea un algoritmo que pertenece a una clase general de métodos llamados método de proyección y dado que las ecuaciones de gobierno no son lineales y están acopladas entre sí, el proceso de solución implica iteraciones en las que todo el conjunto de ecuaciones de gobierno se resuelve repetidamente hasta que la solución converge.

En el algoritmo de solución acoplado las ecuaciones de continuidad y movimiento son resueltas de un sistema conectado, las ecuaciones restantes se resuelven de forma desacopladas, esto resulta en una convergencia en la solución significativamente mayor al método segregado, sin embargo, esto conlleva en un mayor consumo de recursos computacionales. En la figura 16 se observa el diagrama de flujo del proceso general que realiza el algoritmo para resolver las ecuaciones.

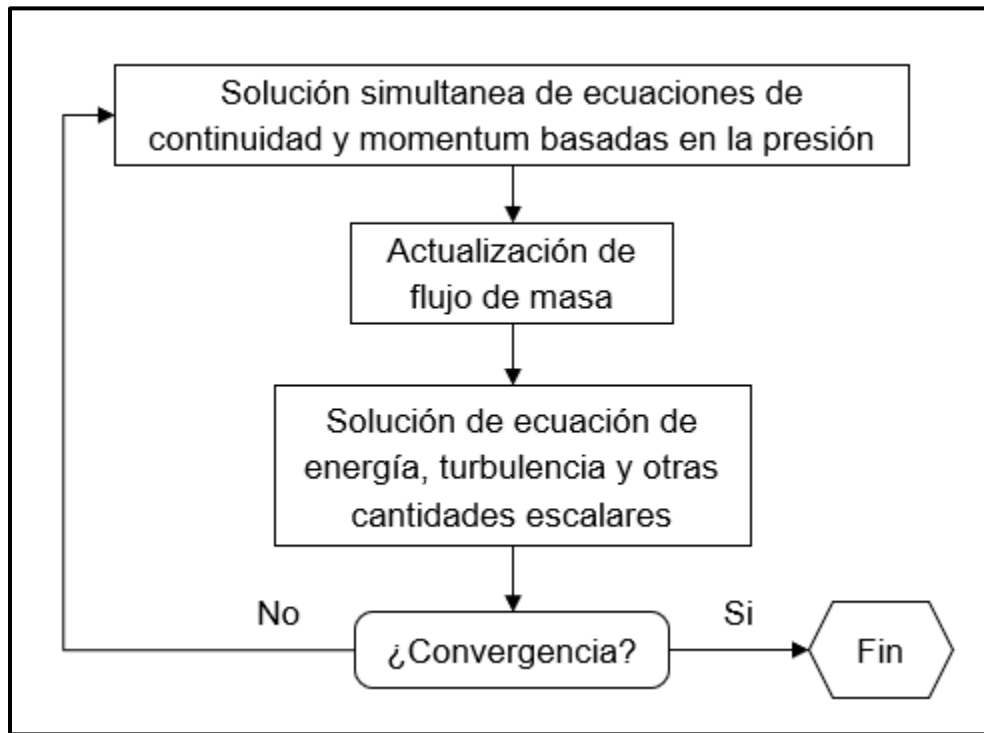


Figura 16 Algoritmo solucionador acoplado con base en la presión [33]

5.2.2 Discretización

ANSYS utiliza una técnica que consiste en integrar las ecuaciones de transporte sobre cada uno de los volúmenes de control, produciendo una ecuación discreta que expresa las leyes de conservación sobre los volúmenes de control.

La discretización para la cantidad escalar ϕ , puede ilustrarse mediante la siguiente ecuación descrita de forma integral para un volumen de control arbitrario:

$$\int_V \frac{\partial \rho \phi}{\partial t} dV + \oint \rho \phi \vec{v} \cdot d\vec{A} = \oint \Gamma_\phi \nabla \phi \cdot d\vec{A} + \int_V S_\phi dV \quad (5.7)$$

Donde:

- ρ es la densidad
- \vec{v} es el vector velocidad
- \vec{A} es la superficie de área
- Γ_ϕ es coeficiente de difusión para ϕ
- $\nabla \phi$ es el gradiente de ϕ
- S_ϕ es la fuente de ϕ por unidad de volumen

La ecuación 5.7 es aplicada a cada volumen de control en la malla computacional del dominio. La figura 17 muestra un volumen de control en dos dimensiones utilizado para ilustrar la discretización de una ecuación de transporte escalar de la siguiente forma:

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} V + \sum_f^{N_{caras}} \rho_f \vec{v}_f \phi_f \cdot \vec{A}_f = \sum_f^{N_{caras}} \Gamma_f \nabla \phi_f \cdot \vec{A}_f + S_f V \quad (5.8)$$

Donde:

- N_{caras} son el número de superficies que encierran la celda
- ϕ_f es el valor convectivo de ϕ a través de la cara f
- $\rho_f \vec{v}_f \cdot \vec{A}$ es el flujo de masa a través de la cara f
- \vec{A}_f es el área de la superficie f
- $\nabla \phi_f$ es el gradiente de ϕ en la superficie f
- V es el volumen de la celda
- $\frac{\partial \rho \phi}{\partial t}$ es definido en la discretización temporal

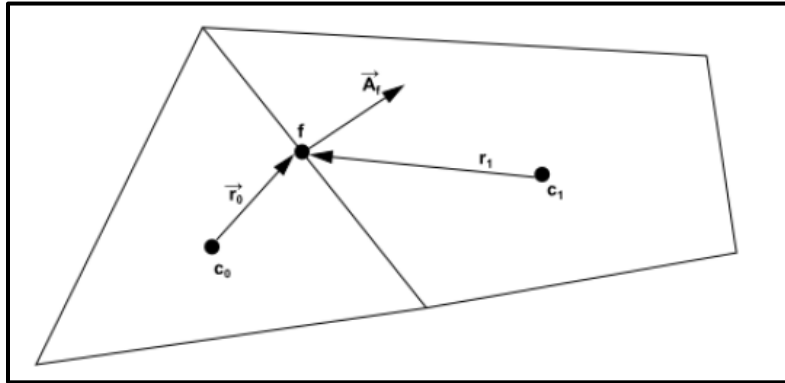


Figura 17 Volumen de control [33]

La ecuación 5.8 contiene la variable escalar desconocida ϕ en el centro de la celda, así como también los valores de las variables desconocidas de su alrededor. La forma linealizada de la ecuación 5.8 puede ser escrita de la siguiente manera:

$$a_p \phi = \sum_{nb} a_{nb} \phi_{nb} + b \quad (5.9)$$

Donde:

- nb hace referencia a las celdas vecinas
- a_p y a_{nb} son los coeficientes linealizados de ϕ y ϕ_{nb}

Una ecuación similar a la 5.9 es escrita para cada una de las celdas en la malla, esto resultará en un sistema de ecuaciones algebraicas con una matriz de coeficientes dispersos.

El método evalúa los valores de ϕ en el centro de las celdas por defecto, sin embargo, se requieren los valores convectivos ϕ_f , estos deben interpolarse con los valores del centro de la celda.

Para obtener los valores de las caras de las celdas se utiliza la siguiente expresión:

$$\phi_{f,SO} = \phi + \nabla\phi \cdot \vec{r} \quad (5.10)$$

Donde:

- $\phi_{f,SO}$ es el valor de la superficie de la celda obtenida mediante el esquema de segundo orden
- ϕ es el valor en el centro de la celda
- $\nabla\phi$ es el gradiente en dirección contra flujo de la celda
- \vec{r} es el vector de desplazamiento desde el centro de la celda hasta el centro de la superficie en dirección contraflujo

5.2.2.1 Evaluación de gradientes

Los gradientes son necesarios para construir los valores de las cantidades escalares en las caras de las celdas, se utilizan también para calcular los términos de difusión y las derivadas de velocidad. Los valores de los gradientes se pueden obtener de distintas formas, una de ellas el método de evaluación de gradientes basado en mínimos cuadrados de celdas. En este método se asume que la solución varía linealmente. En la figura 18 se observa el cambio en los valores de la celda entre a celda c_0 y c_i a través del vector δr_i del centroide de la celda c_0 a la celda c_i , se puede expresar de la siguiente forma:

$$(\nabla\phi)_{c_0} \cdot \Delta r_i = (\phi_{c_i} - \phi_{c_0}) \quad (5.11)$$

Si se escriben ecuaciones similares para las celdas alrededor de la celda c_0 , se obtiene un sistema escrito de forma compacta:

$$[J](\nabla\phi)_{c_0} = \Delta\phi \quad (5.12)$$

Donde:

- J es la matriz de coeficientes la cual es función únicamente de la geometría

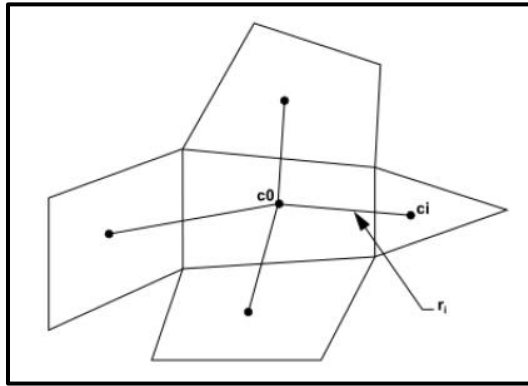


Figura 18 Evaluación en el centro de la celda [33]

El objetivo es determinar el gradiente de la celda $(\nabla\phi_0 = \phi_x\hat{i} + \phi_y\hat{j} + \phi_z\hat{k})$, y dado que el sistema de ecuaciones es lineal sobredeterminado puede resolverse mediante una descomposición de la matriz, esta descomposición produce una matriz de pesos para cada celda. Por lo tanto, para el esquema centrado en la celda los tres componentes de peso $(W^x_{i0}, W^y_{i0}, W^z_{i0},)$ se producen para cada una de las superficies de la celda c_0 .

El gradiente en el centro de la celda se puede calcular multiplicando los factores de peso por el vector de diferencia $\Delta\phi = (\phi_{ci} - \phi_{c0})$.

$$\begin{aligned}
 (\phi_x)_{c0} &= \sum_{i=1}^n W^x_{i0} \cdot \phi_{ci} - \phi_{c0} \\
 (\phi_y)_{c0} &= \sum_{i=1}^n W^y_{i0} \cdot \phi_{ci} - \phi_{c0} \\
 (\phi_z)_{c0} &= \sum_{i=1}^n W^z_{i0} \cdot \phi_{ci} - \phi_{c0}
 \end{aligned}
 \tag{5.13}$$

Los limitadores de gradiente se utilizan para evitar oscilaciones que de lo contrario aparecerían en el campo de flujo cerca de las discontinuidades o donde existen cambios abruptos en el campo de flujo. El limitador de gradiente prohíbe que la variable de campo reconstruida exceda los valores máximos o mínimos de las celdas vecinas.

El limitador que utiliza el programa por defecto utiliza la función de módulo mínimo para limitar y recortar los sobreimpulsos y subimpulsos de la solución reconstruida en las caras de las celdas.

5.2.3 Modelo de turbulencia

El modelo Spalart-Allmaras utiliza una ecuación de transporte adicional para resolver la viscosidad cinemática turbulenta. Ese modelo fue diseñado para aplicaciones aeroespaciales con las que se han obtenido buenos resultados para fenómenos que involucran flujos limitados por paredes.

La variable de la ecuación de transporte en el modelo $\tilde{\nu}$ es idéntica a la viscosidad cinemática turbulenta, solo cambia en la región cercana a la pared. La ecuación de transporte para $\tilde{\nu}$ es:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\tilde{\nu}u_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}}\left[\frac{\partial}{\partial x_j}\left\{(\mu + \rho\tilde{\nu})\frac{\partial\tilde{\nu}}{\partial x_j}\right\} + C_{b2}\rho\left(\frac{\partial\tilde{\nu}}{\partial x_j}\right)^2\right] - Y_\nu + S_{\tilde{\nu}} \quad (5.14)$$

Donde:

- G_ν es la producción de viscosidad turbulenta
- Y_ν es la destrucción de viscosidad turbulenta
- $\sigma_{\tilde{\nu}}$ y C_{b2} son constantes
- ν es la viscosidad cinemática molecular
- $S_{\tilde{\nu}}$ es un término de fuente definido por el usuario

5.2.4 Teoremas integrales

Las ecuaciones resultantes del modelado son ecuaciones diferenciales que deben resolverse para cada uno de los volúmenes de control, para ello los teoremas integrales suelen ser útiles al poder transformar integrales de línea en integrales de superficie, o integrales de superficie e integrales de volumen y viceversa.

5.2.4.1 Teorema de Green

“Sea R una región cerrada y acotada en el plano cuya frontera C se compone de un número finito de curvas suaves. Sean $F_1(x, y)$ y $F_2(x, y)$ funciones que son continuas y tienen derivadas parciales $\partial F_1/\partial y$ y $\partial F_2/\partial x$ continuas en cualquier parte de un dominio que contiene a R . Entonces” [37]:

$$\iint_R \left(\frac{\partial F_2}{\partial x} - \frac{\partial F_1}{\partial y} \right) dx dy = \oint_C (F_1 dx + F_2 dy) \quad (5.15)$$

5.2.4.2 Teorema de la divergencia de Gauss

“Sea T una región cerrada y acotada en el espacio cuya frontera es una superficie S suave por secciones y orientable. Sean $F(x, y, z)$ una función vectorial que es continua y tiene primeras derivadas parciales continuas en algún dominio que contiene a T. Entonces” [37].

$$\iiint_T \nabla \cdot \mathbf{F} dV = \iint_S \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dA \quad (5.16)$$

Donde \mathbf{n} es el vector unitario normal exterior a S.

5.2.4.3 Teorema de Stokes

“Sea S una superficie orientada y suave por secciones en el espacio y sea la frontera de S una curva cerrada simple y suave por secciones C. Sea $F(x, y, z)$ una función vectorial continua con primeras derivadas parciales continuas en un dominio del espacio que contiene a S. Entonces” [37].

$$\iint_S (\nabla \times \mathbf{F}) \cdot \mathbf{n} dA = \oint_C \mathbf{F} \cdot \mathbf{r}'(s) ds \quad (5.17)$$

Donde \mathbf{n} es el vector unitario normal a S y \mathbf{r}' es el vector unitario tangente y s es la longitud del arco C.

5.2.4.3 Teorema del transporte de Reynolds

“El ritmo de crecimiento de la propiedad p(t) en aquella parte del medio continuo que ocupa instantáneamente el volumen V, es igual a la suma de la cantidad de propiedad creada dentro de V por unidad de tiempo más el flujo neto saliente a través de la superficie de V” [38].

$$\frac{dB}{dt} = \frac{d}{dt} \int_{V_c} \frac{dB}{dm} \rho dV + \int_{S_c} \frac{dB}{dm} \rho \mathbf{V} \cdot d\mathbf{A} \quad (5.18)$$

5.3 Validación de las simulaciones

Con la finalidad de comprobar la veracidad de los datos obtenidos por el programa ANSYS Fluent, se realizó una comparación de simulaciones contra un modelo analítico simple y contra datos experimentales publicados en el reporte No. 824 de la antigua NACA [39].

Para el modelo analítico se desarrolló el perfil de velocidades para un flujo de Couette. El fenómeno consiste en la descripción de un flujo bidimensional que se encuentra entre dos placas planas paralelas, una de las placas se mantiene fija y la otra mantiene una velocidad unidireccional constante, el fluido de trabajo es viscoso, incompresible, unidireccional e independiente del tiempo, en la figura 19 se muestra esquematizado el fenómeno.

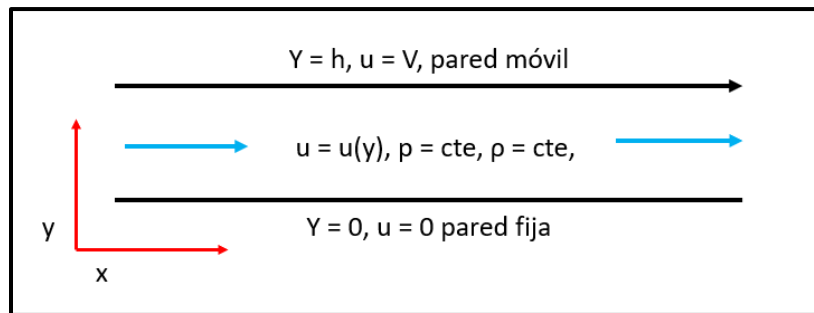


Figura 19 Flujo de Couette bidimensional [23]

Dadas las consideraciones las ecuaciones de continuidad y movimiento en coordenadas cartesianas se reducen respectivamente a:

$$0 = \frac{\partial u}{\partial x} \quad (5.19)$$

$$0 = \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \quad (5.20)$$

Si se resuelve la ecuación diferencial la solución general es:

$$u(y) = C_1 y + C_2 \quad (5.21)$$

Colocando las condiciones de frontera en la parte superior e inferior del flujo se puede obtener la solución particular del perfil de velocidades:

$$u(0) = 0; u(h) = V \quad (5.22)$$

$$u(y) = \frac{Vy}{h} \quad (5.23)$$

Se realizó una simulación en la que se trabajó con un fluido viscoso e incompresible, con un modelo de turbulencia laminar, se introdujeron como condiciones de contorno una velocidad de 0.001 m/s en la placa superior y una pared fija en la placa interior. Se obtuvo el perfil de velocidades mostrado en la figura 20, la comparación de los resultados obtenidos mediante el método analítico y el método de simulación computacional se observan en la figura 21 y en la tabla 8, el promedio del error entre ambos métodos fue de 0.5%.

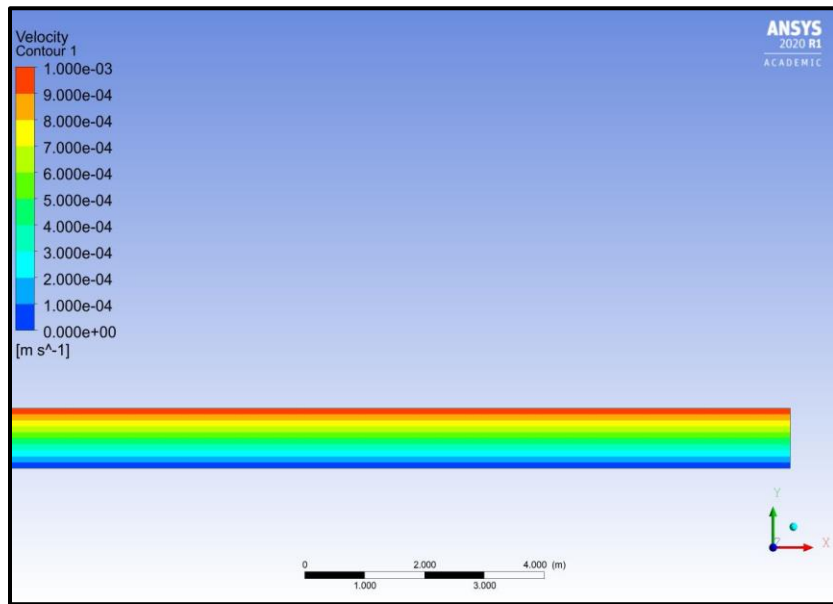


Figura 20 Perfil de velocidades flujo de Couette [23]

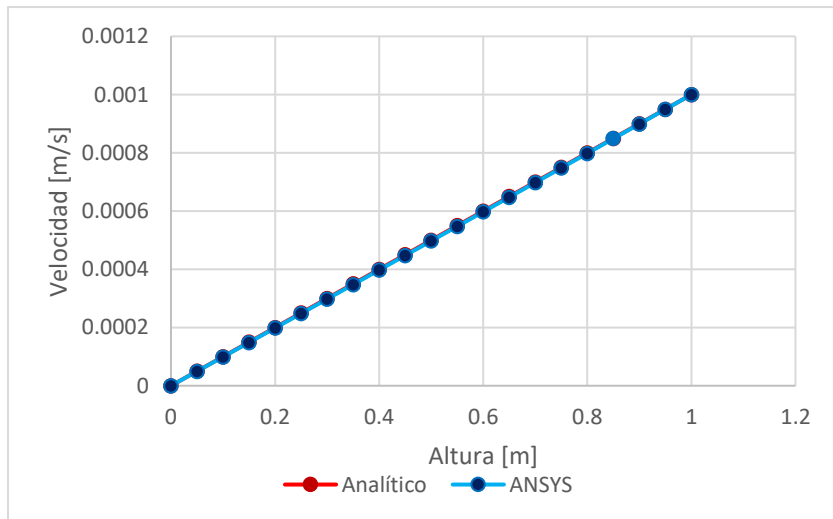


Figura 21 Gráfica del perfil de velocidades en función de la altura [23]

Tabla 8 Valores analíticos y CFD de flujo de Coutte [23]

Analítico – u [m/s]	CFD – u [m/s]	% error
0	0	-
0.00005	4.95E-05	1.0032
0.0001	9.90E-05	0.9505
0.00015	1.49E-04	0.898
0.0002	0.00019831	0.845
0.00025	0.00024802	0.7924
0.0003	0.00029778	0.73966667
0.00035	0.0003476	0.68685714
0.0004	0.00039746	0.634
0.00045	0.00044739	0.58111111
0.0005	0.00049736	0.5284
0.00055	0.00054738	0.47563636
0.0006	5.97E-04	0.42283333
0.00065	6.48E-04	0.37
0.0007	0.00069778	0.31714286
0.00075	7.48E-04	0.26426667
0.0008	7.98E-04	0.2115
0.00085	8.49E-04	0.15858824
0.0009	0.00089905	0.10566667
0.00095	0.0009495	0.05284211
0.001	1.00E-03	0

Una vez corroborado que el programa arroja valores certeros en cuanto a flujos simples se refiere, se procedió a realizar una validación más realista comparando los análisis con los datos experimentales publicados en el reporte de NACA del perfil aerodinámico 4412, los resultados de dichas pruebas experimentales se observan en la figura 22, debido a que los casos de estudio de la tesis se enfocan en la etapa de crucero, se eligió el ángulo de ataque cero como primer punto de comparación de los coeficientes de sustentación y arrastre, una vez seleccionados los parámetros con los que se realizarían las simulaciones, se prosiguió a mantener fijos dichos parámetros y a modificar el ángulo de ataque del perfil para verificar que efectivamente los resultados fueran adecuados.

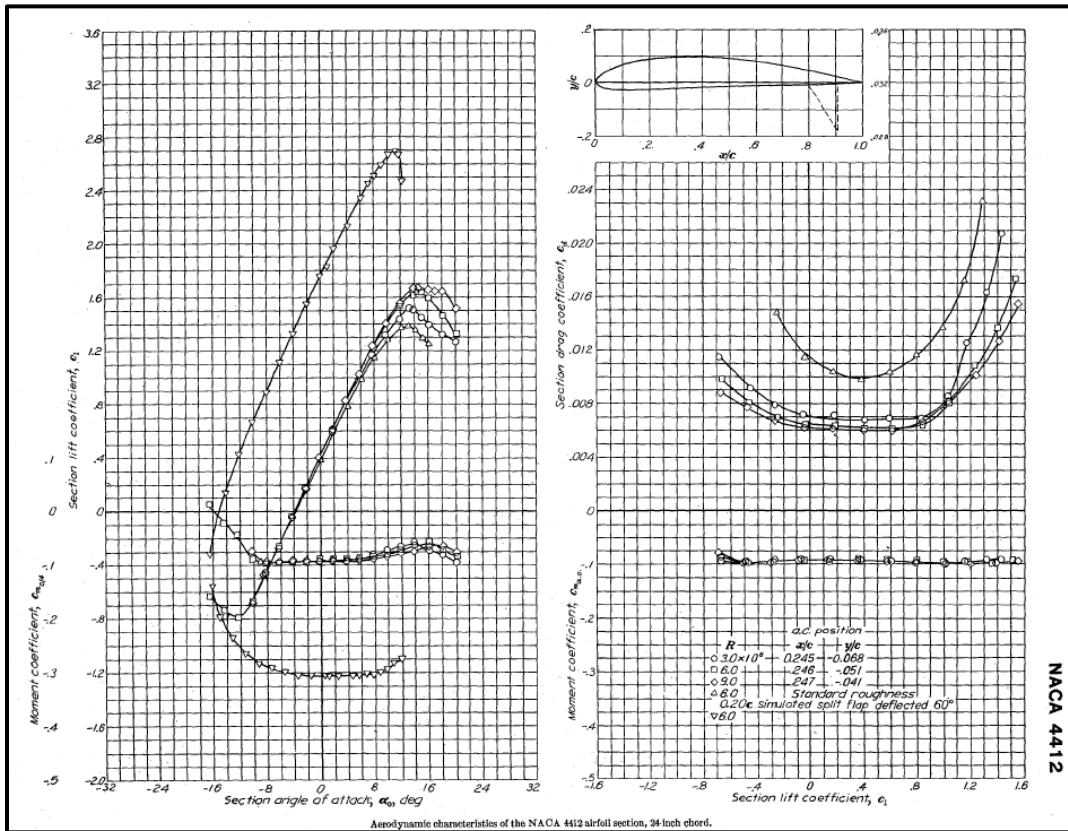


Figura 22 Curva polar de perfil NACA 4412 [39]

El perfil 4412 de NACA a un ángulo de ataque igual a cero y a un número de Reynolds igual a 3 000 000, tiene aproximadamente un $C_l = 0.4$ y un $C_d = 0.068$. Variando los parámetros de las simulaciones con la intención de reducir el porcentaje de error entre los datos experimentales y los datos obtenidos por ANSYS, se logró establecer las características de las simulaciones.

La primera variación que se realizó fue el tipo de malla, como método general se recomienda comenzar con un tamaño de malla grande e ir reduciendo su tamaño hasta obtener resultados que estén dentro del margen de error aceptable.

Se probaron tres tipos de mallas distintas: la maña no estructurada, malla estructurada y malla mixta. La ventaja de la malla no estructurada es que ofrece resultados rápidos y el consumo de recursos computacionales es bajo, pero esto se traduce en resultados poco fiables.

La malla estructurada permite tener un mejor control sobre el número de elementos y el lugar donde se coloca estos para el análisis, sin embargo, el proceso de realizar el mallado puede complicarse debido a los cambios en las geometrías de análisis, además el análisis consume mayor cantidad de recursos computacionales y las simulaciones suelen ser más tardadas.

La malla mixta es una mezcla de las otras dos configuraciones, ofrece tiempos de análisis relativamente cortos, y se puede especificar superficialmente el lugar donde se requiere una malla más fina, además los recursos computacionales suelen ser menores a los de una malla estructurada, por tales motivos fue que se seleccionó esta malla para realizar los demás análisis. En las figuras 23, 24 y 25 se observan los mallados realizados y los resultados de sus perfiles de velocidad respectivamente.

Posterior al tipo de malla a utilizar se modificaron los métodos de solucionador, ANSYS ofrece la posibilidad de utilizar el solucionador basado en la presión o en la densidad. Históricamente las soluciones con base en la presión fueron desarrolladas para flujos incompresibles de baja velocidad, mientras que para flujos compresibles de alta velocidad las soluciones con base en la densidad son más utilizadas, pero debido a que el tiempo de solución basado en la densidad se acrecentó en gran medida y a que la disminución del error no es representativa se decidió utilizar el solucionador basado en la presión.

Se utilizaron distintos tipos de modelos de turbulencia: Spalart-allmaras, K-épsilon y K-omega, resultando Spalart-allmaras más efectivo para el caso de validación. Adicional a modificar los modelos de turbulencia, también se modificaron los parámetros dentro de los mismos métodos, es decir, se habilitaron las funciones de tratamiento de pared y los efectos de compresibilidad de cada método de turbulencia.

Posterior a definir el modelo de turbulencia se procedió a variar cuatro situaciones en las que se modificaron los parámetros ambientales: viscosidad y densidad constantes, viscosidad constante y densidad variable, viscosidad variable y densidad constante y viscosidad y densidad variables, los mejores resultados fueron para el escenario en que ambos parámetros ambientales fueron variables.

Se realizó un refinamiento de malla dividiendo el cuerpo del perfil en diferentes números de elementos hasta que los resultados dejaron de variar. Finalmente se variaron el número de capas en las que se dividió la zona cercana a la pared, mejor conocida por ser la región afectada por la viscosidad.

Uno de los parámetros más importantes para las simulaciones en las que se involucran los esfuerzos viscosos es el tamaño del Y^+ , este parámetro permite dividir la zona cercana a las paredes de forma perpendicular a la superficie, esto permite analizar de una mejor forma los esfuerzos cortantes, para el caso específico de análisis en fuerza de arrastre este parámetro es altamente importante. En el artículo "*Influencia del Y Plus en el Valor del Esfuerzo Cortante de Pared a través Simulaciones empleando Dinámica Computacional de Fluidos*" [40] se habla acerca

de la importancia de este parámetro. La recomendación general es utilizar una primera capa con un valor de Y^+ menor o igual a 1, o bien utilizar algún tipo de función de pared con un valor de Y^+ mayor 30, en la figura 28 se observa la gráfica de variación de Y^+ alrededor del perfil aerodinámico.

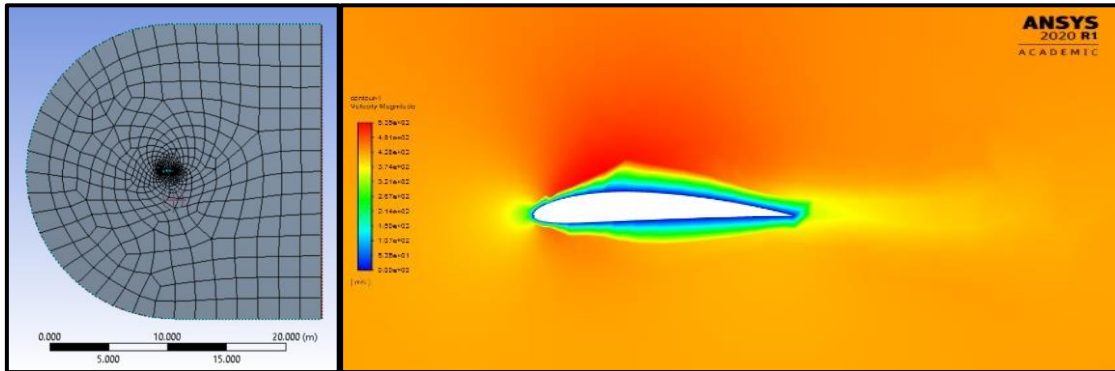


Figura 23 Malla no estructurada [23]

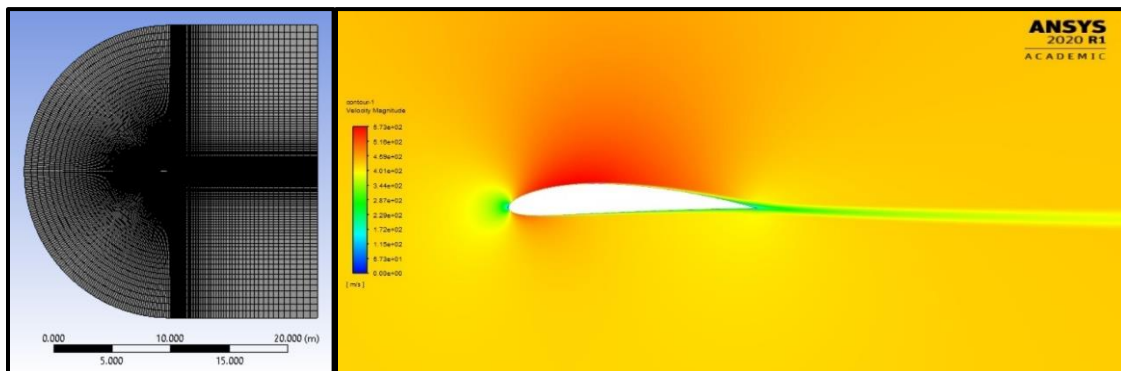


Figura 24 Malla estructurada [23]

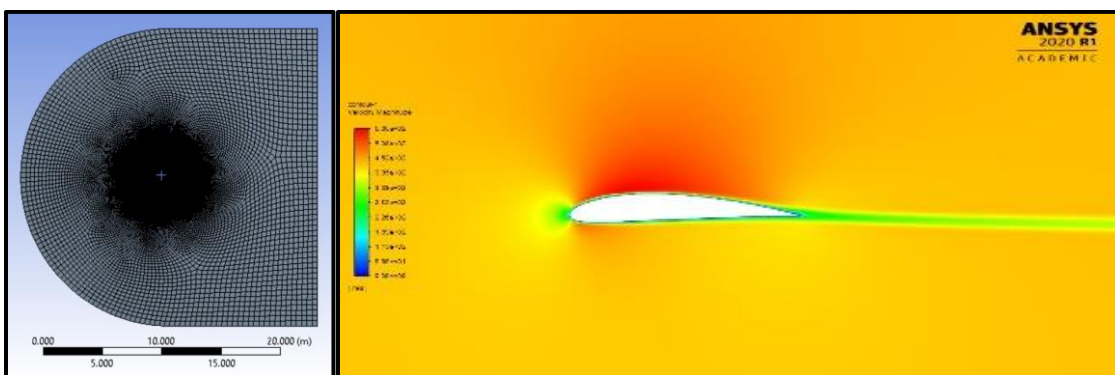


Figura 25 Malla mixta [23]

En las tablas 9, 10, 11, 12, 13 y 14 se observan las variaciones del porcentaje de error comparando los datos obtenidos mediante CFD contra los datos publicados por NACA. En cada tabla se describe brevemente las características de la simulación.

Tabla 9 Variación tipos de malla [23]

Variación tipo de malla (basado en presión, Spalart-Allmaras, condiciones constantes, sin elementos alrededor del perfil, sin y+)	CI ANSYS	CI NACA	% error	Cd ANSYS	Cd NACA	% error
No estructurada	0.38724883	0.4	3.187793	0.022935738	0.0068	237.2902647
Mixta	0.40985861	0.4	2.464653	0.017341375	0.0068	155.0202206
Estructurada	0.42804962	0.4	7.012405	0.013337599	0.0068	96.14116176

Tabla 10 Variación métodos de solucionador [23]

Variación método de solucionador (mallado mixto, Spalart-Allmaras, condiciones constantes, sin elementos alrededor del perfil, sin y+)	CI ANSYS	CI NACA	% error	Cd ANSYS	Cd NACA	% error
Basado en presión	0.40985861	0.4	2.464653	0.017341375	0.0068	155.0202206
Basado en densidad	0.45575276	0.4	13.93819	0.015244027	0.0068	124.1768676

Tabla 11 Variación de modelos de turbulencia [23]

Variación modelo de turbulencia (mallado mixto, basado en la presión, condiciones constantes, sin elementos alrededor del perfil, sin y+)	CI ANSYS	CI NACA	% error	Cd ANSYS	Cd NACA	% error
Spalart-Allmaras	0.40985861	0.4	2.464653	0.017341375	0.0068	155.0202206
K-Epsilon	0.44088773	0.4	10.22193	0.016208765	0.0068	138.3641912
K-Omega	0.4453402	0.4	11.33505	0.016305991	0.0068	139.7939853

Tabla 12 Variación condiciones ambientales [23]

Variación condiciones ambientales (mallado mixto, basado en la presión, Spalart-Allmaras, sin elementos alrededor del perfil, sin y+)	CI ANSYS	CI NACA	% error	Cd ANSYS	Cd NACA	% error
condiciones constantes	0.40985861	0.4	2.464653	0.017341375	0.0068	155.0202206
densidad variable	0.39507179	0.4	1.232053	0.016766792	0.0068	146.5704706
viscosidad variable	0.40980035	0.4	2.450087	0.017349595	0.0068	155.1411029
densidad y viscosidad variables	0.39503074	0.4	1.242315	0.016774008	0.0068	146.6765882

Tabla 13 Variación elementos alrededor del perfil [23]

Variación elementos alrededor del perfil (mallado mixto, basado en la presión, Spalart-Allmaras, condiciones variables, sin y+)	CI ANSYS	CI NACA	% error	Cd ANSYS	Cd NACA	% error
200	0.39503074	0.4	1.242315	0.016774008	0.0068	146.6765882
400	0.41164302	0.4	2.910755	0.010474833	0.0068	54.04166176
800	0.41597469	0.4	3.993672	0.009905227	0.0068	45.66510147
1600	0.41608541	0.4	4.021352	0.009740589	0.0068	43.24395294
2000	0.41597564	0.4	3.99391	0.009752857	0.0068	43.42437206

Tabla 14 Variación número capas de Y+ [23]

Variación número de capas de y+ (mallado mixto, basado en la presión, Spalart-Allmaras condiciones variables, 2000 elementos alrededor del perfil)	CI ANSYS	CI NACA	% error	Cd ANSYS	Cd NACA	% error
5	0.42868553	0.4	7.171382	0.010017633	0.0068	47.31813235
10	0.42251751	0.4	5.629377	0.011274663	0.0068	65.80386765
25	0.42889114	0.4	7.222785	0.010310171	0.0068	51.62016176
30	0.42879089	0.4	7.197722	0.010470217	0.0068	53.97377941

En las figuras 26 y 27 se observan las variaciones de C_i y C_d como función del número de elementos alrededor del perfil, se corrobora que a partir de los 1600 elementos los valores dejan de cambiar significativamente.

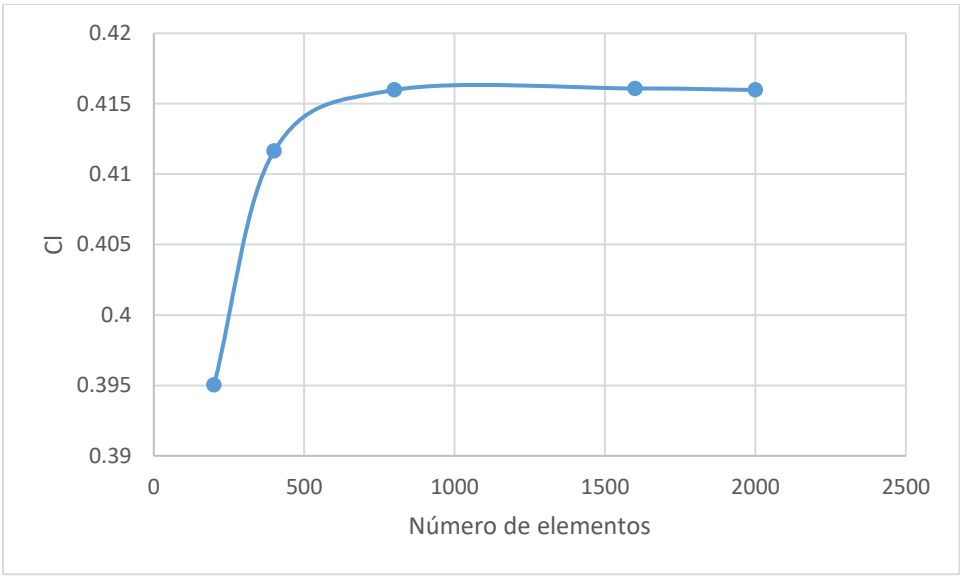


Figura 26 Variación de C_i con respecto al número de elementos [23]

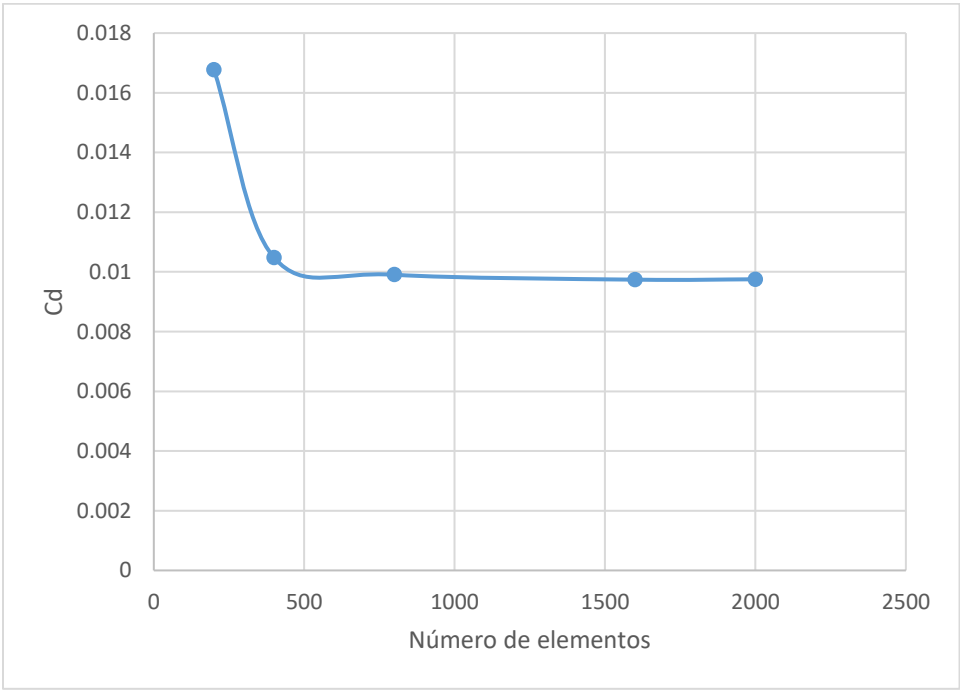


Figura 27 Variación de C_d con respecto al número de elementos [23]

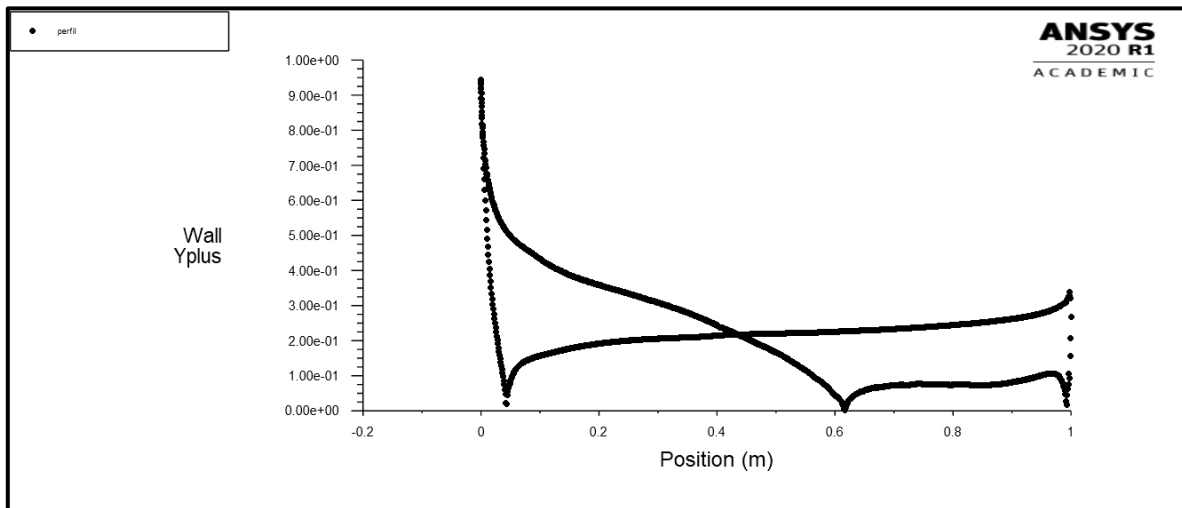


Figura 28 Variación de Y+ al rededor del perfil aerodinámico [23]

5.4 Detalles de simulaciones

De las múltiples simulaciones realizadas para validación, se escogieron los parámetros en los cuales existiese una buena relación entre un margen de error pequeño y que no consumiesen demasiados recursos computacionales. En la tabla 15 se observan las condiciones de las simulaciones. Estos parámetros se utilizaron en las simulaciones para la variación de ángulo de ataque del perfil 4412, los resultados se observan en la tabla 16 y en las figuras 28 y 29.

La geometría utilizada para las simulaciones en 3D se realizó en el programa Solid Works, y está basado en la geometría original del avión ATR 42 – 500, las superficies se refinaron ligeramente para que los análisis fueran más sencillos de realizar, pues una de las recomendaciones básicas para realizar análisis CFD es evitar geometrías demasiado complejas para evitar errores en el mallado, las dimensiones utilizadas se muestran en las figuras 30 y 31.

Tabla 15 Parámetros para simulación [23]

Parámetro	Configuración
Tipo de malla	Mixta
Tipo de solucionador	Basado en la presión
Modelo de turbulencia	Spalart-Almaras
Parámetros ambientales	Densidad y viscosidad variables
Fluido de trabajo	Aire
Temperatura de referencia	238.62 K
Densidad variable	Gas ideal
Viscosidad dinámica variable	Ley de Sutherland
Velocidad en dirección del flujo	155 m/s
Número de Reynolds	123 662 161

Tabla 16 Comparación de coeficientes CFD y pruebas experimentales [23]

Variación ángulo de ataque	CI ANSYS	CI NACA	% error	Cd ANSYS	Cd NACA	% error
-8	-0.43658707	-0.5	12.68259	0.012681648	0.0095	33.49103158
-4	-0.007822155	-0.05	84.35569	0.010094801	0.0073	38.28494521
0	0.41237846	0.4	3.094615	0.009800947	0.0068	44.13157206
4	0.85582996	0.8	6.978745	0.012702238	0.007	81.46054286
8	1.2500987	1.2	4.174892	0.017715311	0.013	36.27162308
12	1.5718068	1.45	8.400469	0.027444304	0.019	44.44370526
14	1.6693142	1.5	11.28761	0.036438077	0.02	82.190385
16	1.7079273	1.45	17.78809	0.051895941	-	-
20	1.5168537	1.3	16.68105	0.12441707	-	-

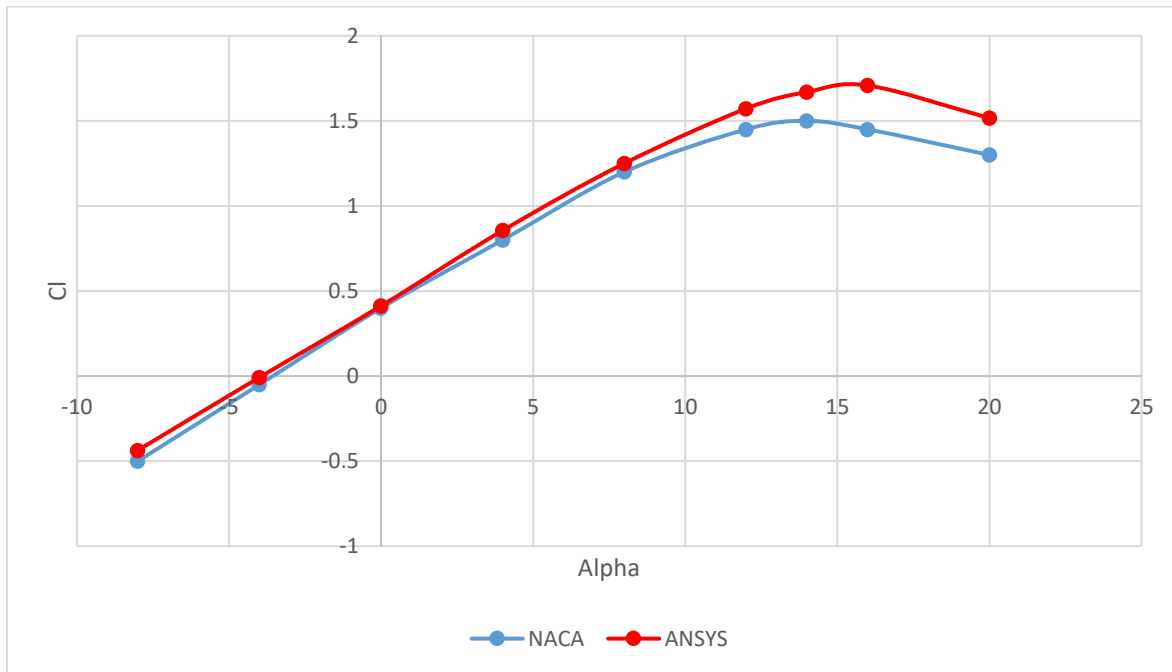


Figura 29 Variación de Cl con respecto al ángulo de ataque [23]

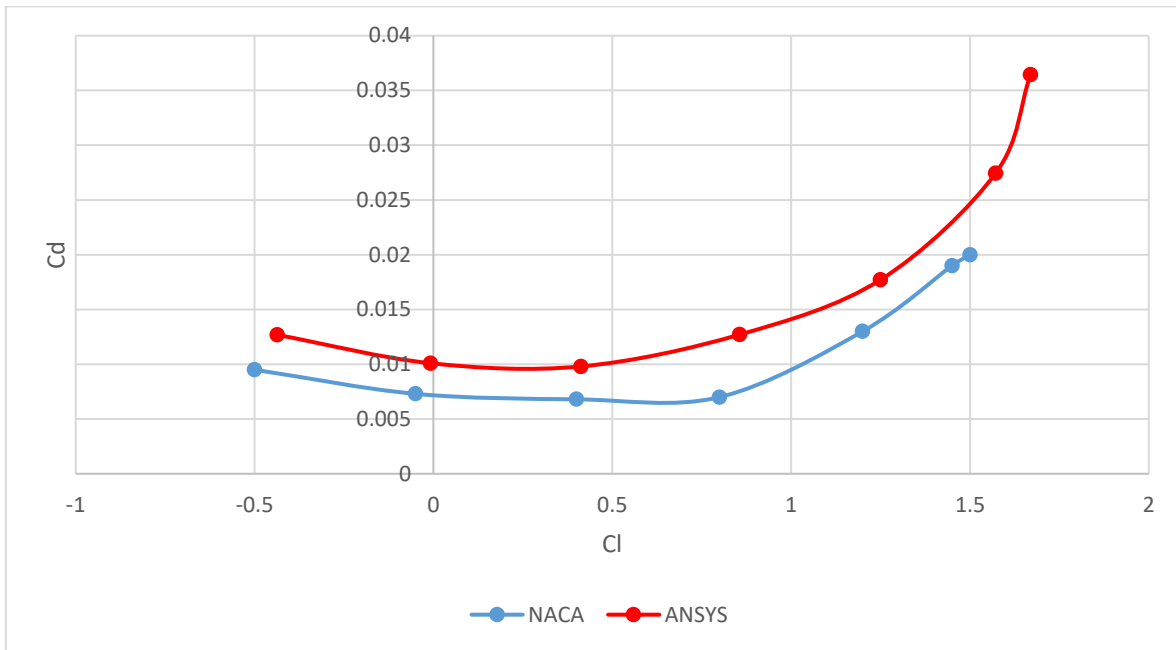


Figura 30 Variación de Cd con respecto al Cl [23]

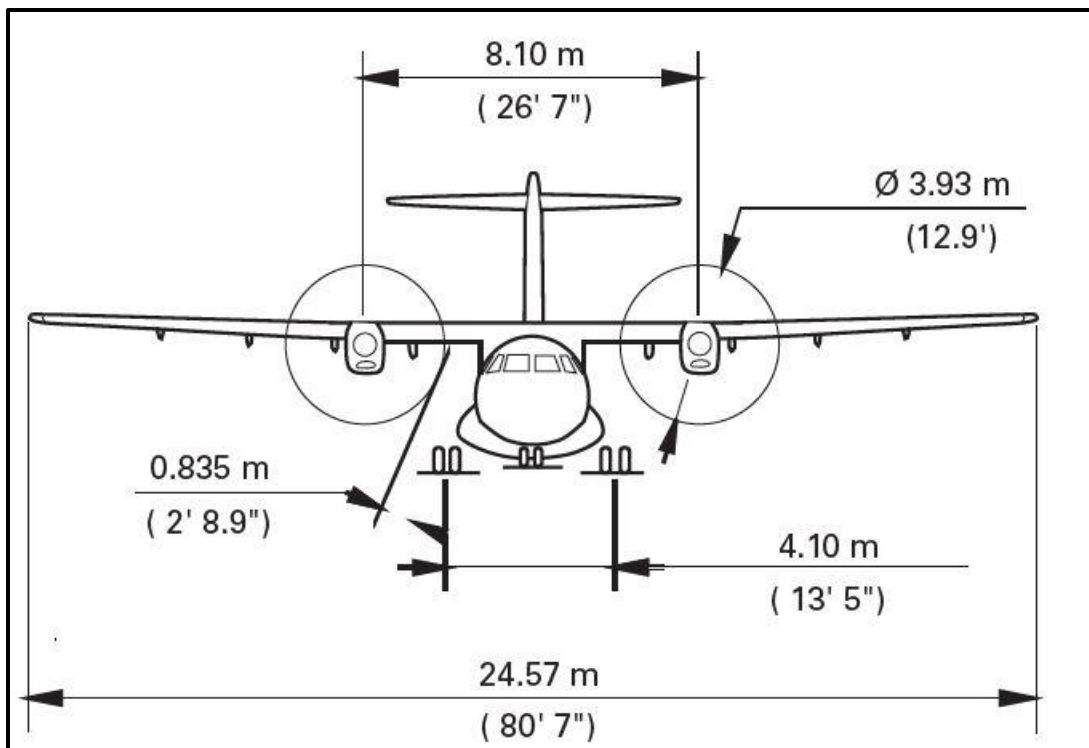


Figura 31 Geometría y dimensiones ATR 42 - 500, vista frontal [15]

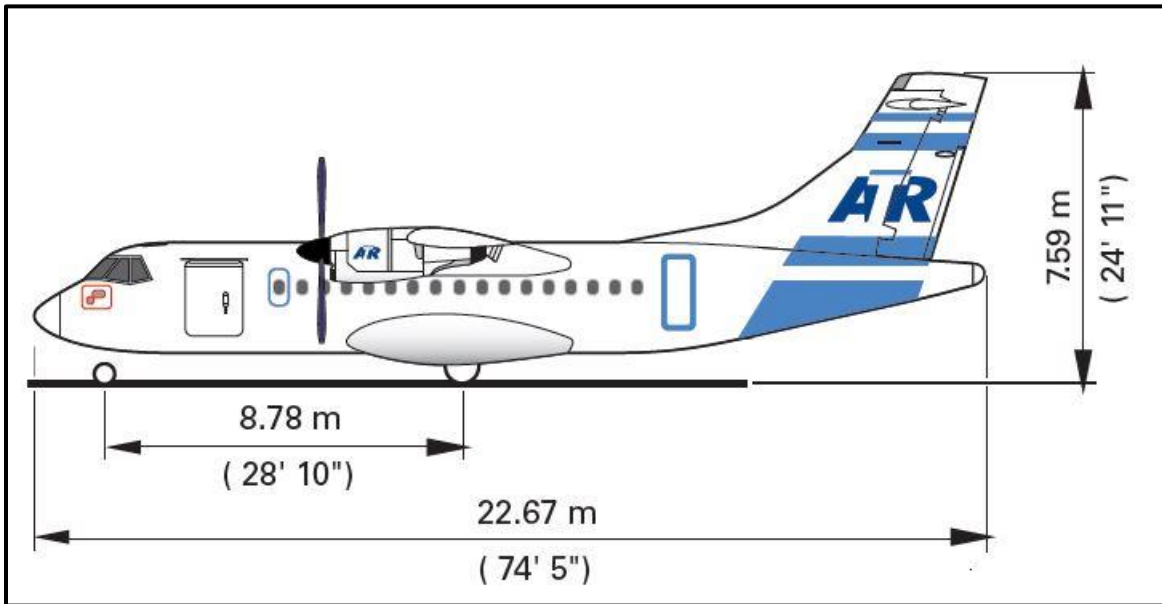


Figura 32 Geometría y dimensiones ATR 42 - 500, vista lateral [15]

5.5 Descripción de las simulaciones realizadas

En este apartado se detalla la metodología desarrollada para realizar las simulaciones. Este proceso se realizó de manera idéntica para todos los casos de estudio, modificando sólo la geometría y las condiciones de contorno en los motores de acuerdo con las relaciones obtenidas previamente para mantener la misma potencia en todos los escenarios.

En las figuras 33, 34, 35 y 36 se muestran todas las geometrías de los casos de estudio: la distribución con propulsión convencional, la distribución de propulsión en el fuselaje, la distribución de propulsión en las puntas del ala y la distribución de propulsión en el ala y el fuselaje respectivamente. El proceso se describirá con la configuración de propulsión convencional. Esta distribución se utilizó como base de comparación para todos los demás escenarios.

Se puede observar que la configuración base del avión se mantiene fija (fuselaje, ala, y empenaje), modificando únicamente el tamaño de los motores y sus posiciones.



Figura 33 Geometría - propulsión convencional [23]



Figura 34 Geometría - propulsión en el fuselaje [23]



Figura 35 Geometría - propulsión en las puntas del ala [23]



Figura 36 Geometría - propulsión en ala y fuselaje [23]

Una vez finalizada la geometría en el programa Solid Works, se procedió a importar el documento al programa ANSYS Fluent. Se utilizó la herramienta Geometry - DesignModeler para poder agregar un dominio de trabajo. Adicional a esto se creó un dominio menor que apenas pudiese envolver al avión, este dominio menor se utilizó en el mallado como un cuerpo de influencia. En la figura 37 se observan las dimensiones del dominio de trabajo y del dominio que se utilizó como cuerpo de influencia.

Ambos dominios se extruyeron para poder realizar un análisis en tercera dimensión, el dominio mayor se extruyó 20 metros y el dominio menor solo 14. En la figura 38 se ve que solo se envuelve la mitad del avión, esto se debe que se utilizó una condición de contorno de simetría con la finalidad de ahorrar recursos computacionales en los análisis.

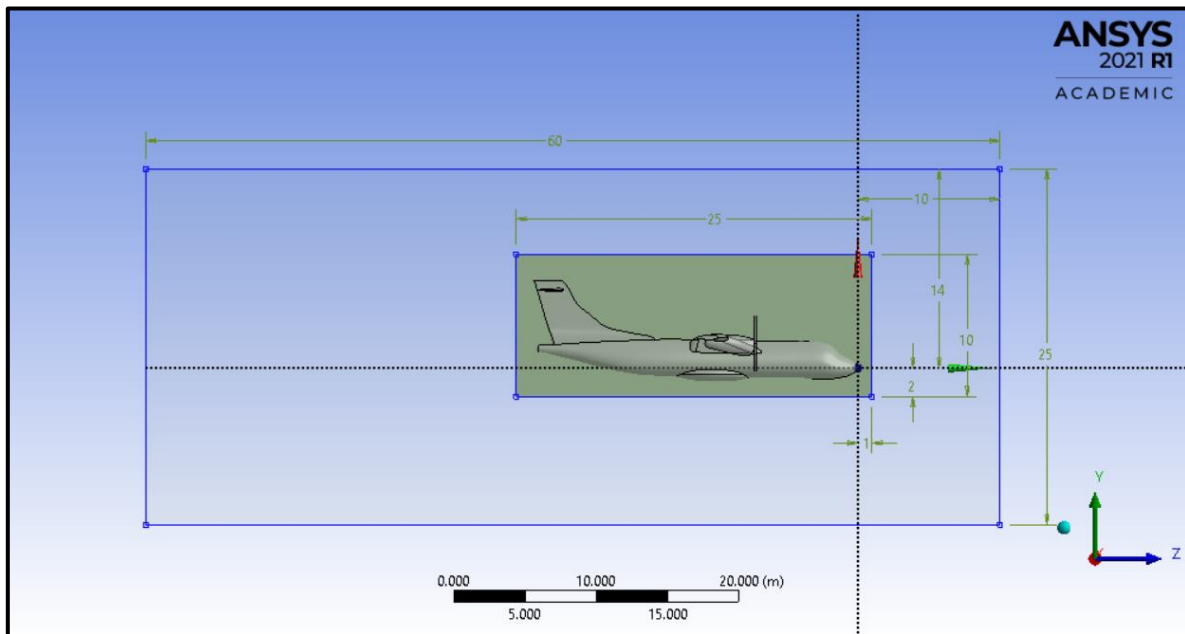


Figura 37 Dimensiones del dominio de trabajo [23]

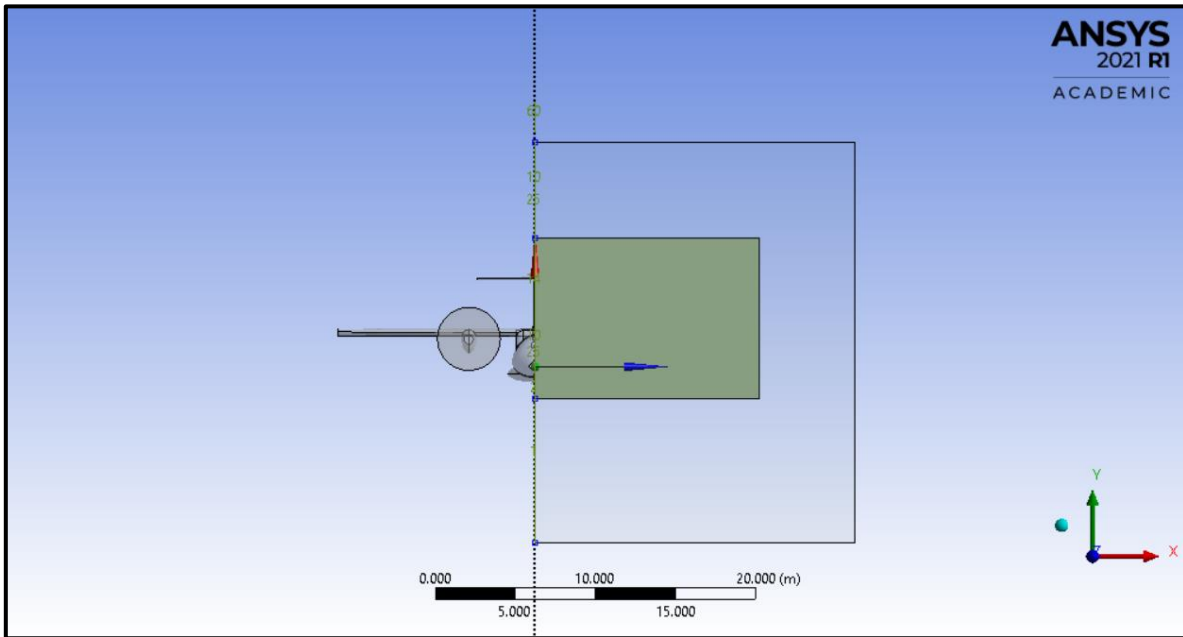


Figura 38 Vista frontal del dominio de trabajo - extrusión [23]

Posterior a crear el dominio de trabajo, se realizó el mallado computacional. Las características de este mallado fueron fuertemente influenciadas por la validación realizada para el perfil aerodinámico en dos dimensiones, sin embargo, al ser estos análisis en tres dimensiones con geometrías mucho más complejas, no se logró realizar una malla tan fina y detallada como la de la validación.

ANSYS tiene diversas herramientas para poder realizar un mallado adecuado. Para la situación de la tesis se utilizaron dos de ellas para poder realizar un refinamiento lo más adecuado permitido y alcanzar un valor de Y^+ aproximado de 1. En la figura 39 se observan dichas herramientas: *Body Sizing* e *Inflation*.

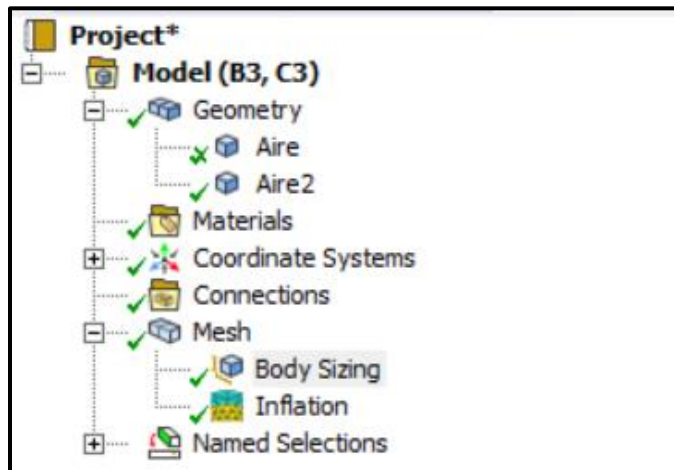


Figura 39 Herramientas de mallado [23]

Body Sizing es una herramienta que permite determinar un tamaño de malla en dentro de ese dominio, este dominio fue el de menor tamaño realizado en DesignModeler. En la figura 40 se observan el rectángulo utilizado como cuerpo de influencia cuyo tamaño de elementos es de 0.5 m.

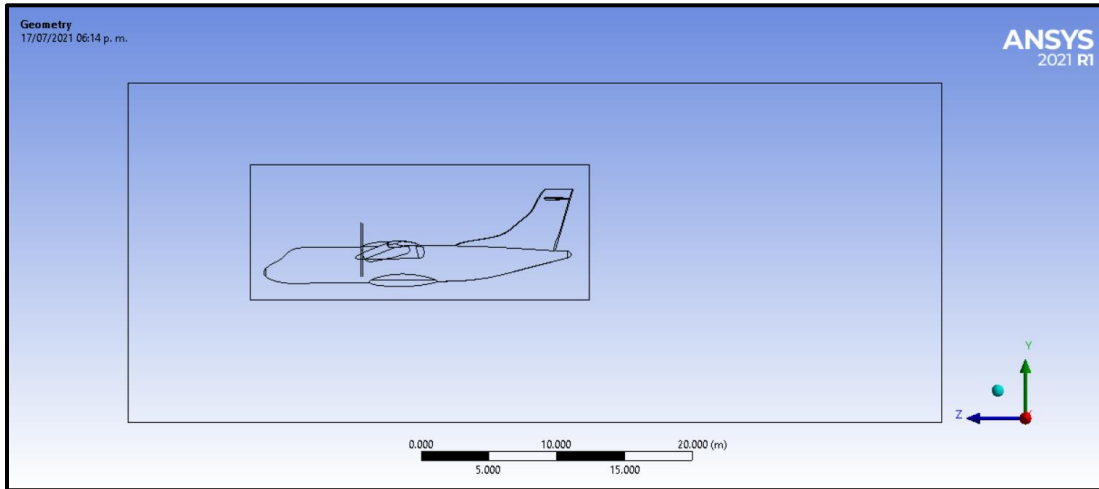


Figura 40 Dominios para mallado [23]

En la figura 41 se observan los detalles de la herramienta Inflation, esta herramienta nos permite dividir el dominio de manera a perpendicular a una pared, esto tiene la finalidad de realizar un mallado en “capas” que permita realizar un mejor análisis en la subcapa viscosa.

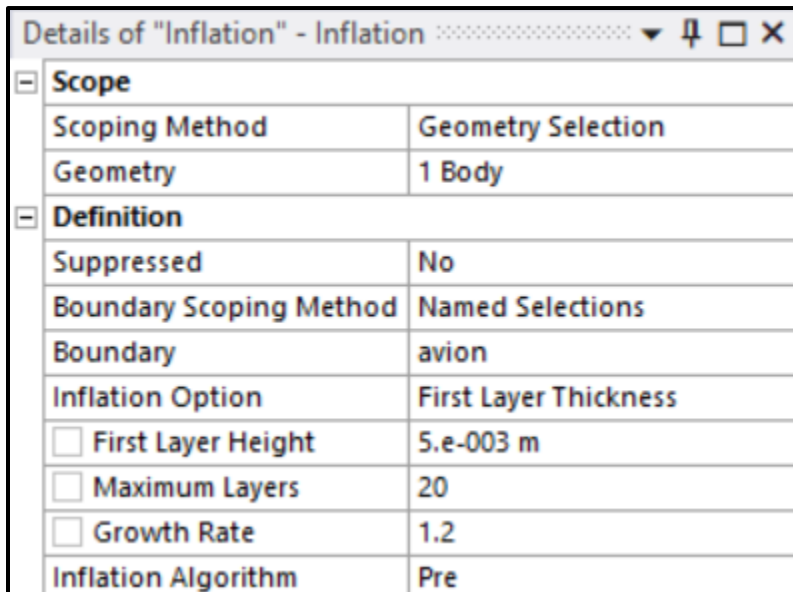


Figura 41 Detalles Inflation [23]

En la figura 42 se visualiza un acercamiento al mallado para observar las divisiones realizadas por la herramienta Inflation. En la figura 43 se muestra la malla finalizada, claramente se logra ver un mallado más fino en las zonas cercanas al avión.

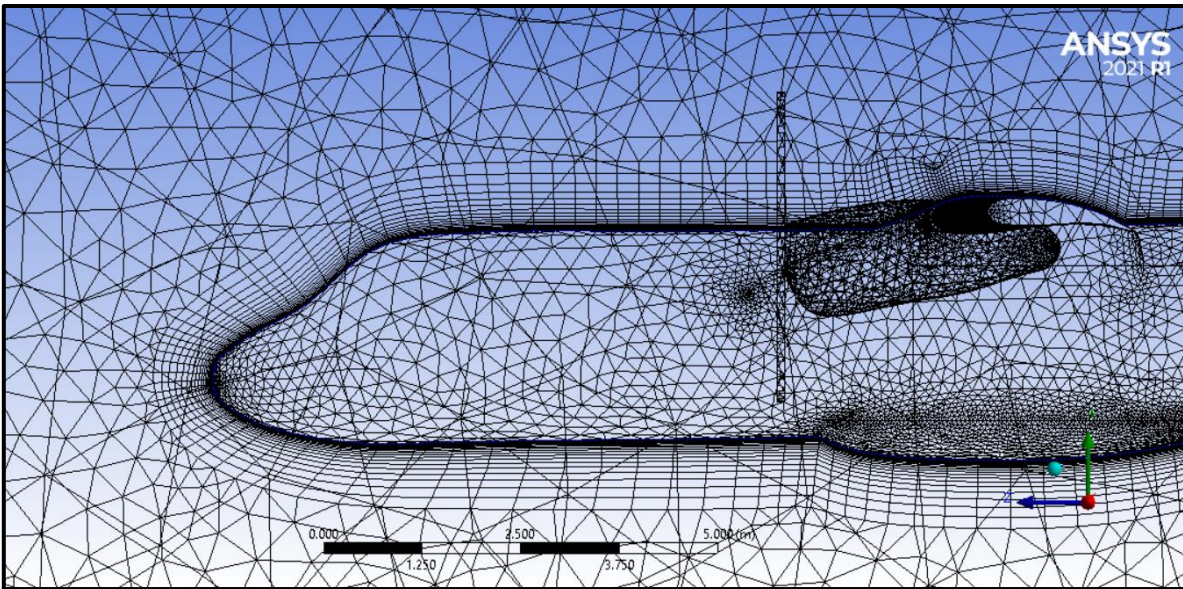


Figura 42 Mallado de forma perpendicular a la pared del avión [23]

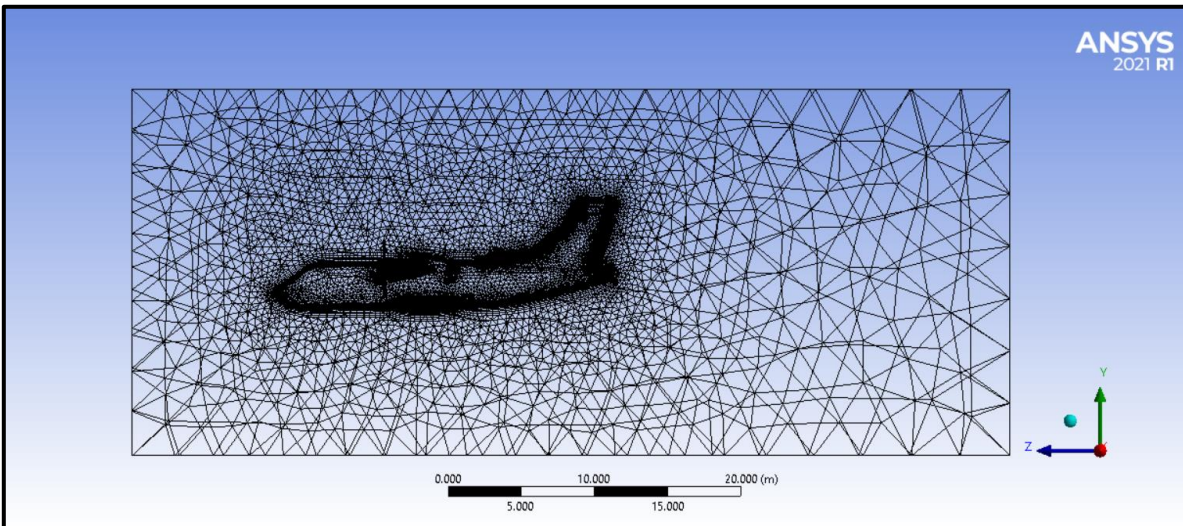


Figura 43 Malla final [23]

Posterior a realizar el mallado se seleccionaron las opciones en el setup de Fluent para después colocar los parámetros de los análisis. Tal y como se observa en la figura 44, se utilizó la doble precisión y dos procesadores para las simulaciones.

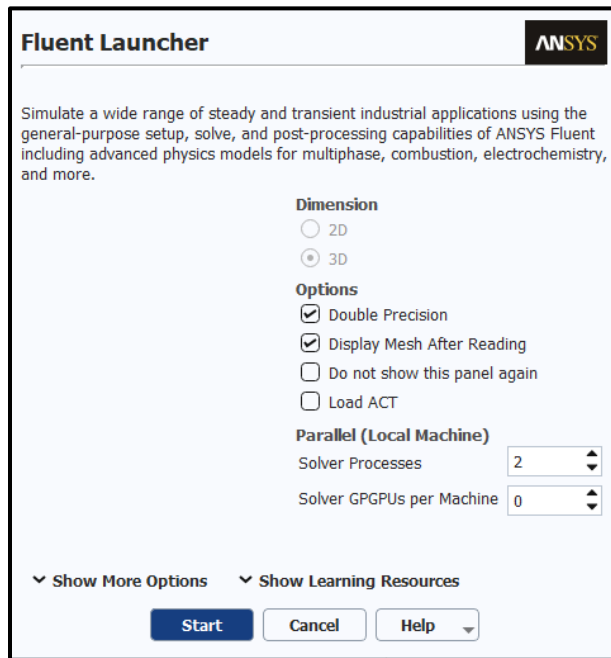


Figura 44 Opciones de Setup [23]

En las imágenes subsecuentes se muestran las opciones seleccionadas para cada uno de los parámetros de las simulaciones. En la figura 45 se observan las opciones generales, el solucionador es basado en la presión, y debido a que se espera que en la etapa de crucero las condiciones se mantengan constantes se selecciona el tiempo como estacionario.

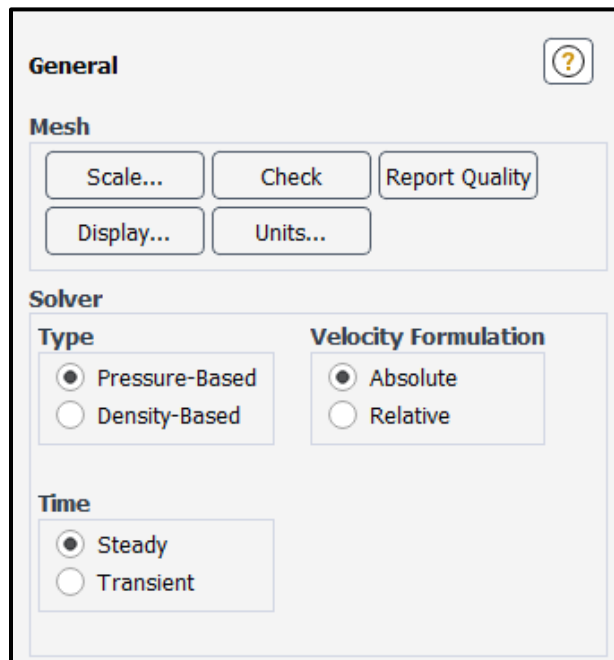


Figura 45 Parámetros de solucionador [23]

El modelo de turbulencia seleccionado fue Spalart-Allmaras con la opción de Strain/vorticity-based. El fluido de trabajo seleccionado fue aire, con la opción en densidad como gas ideal y la viscosidad modelada mediante la ley de Sutherland con 3 coeficientes. Ambas configuraciones se muestran en las figuras 46 y 47.

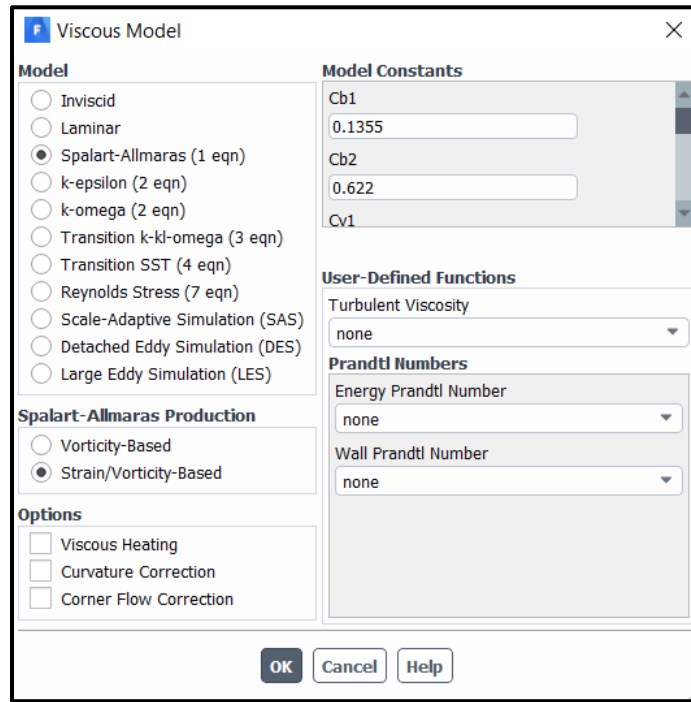


Figura 46 Modelo de turbulencia [23]

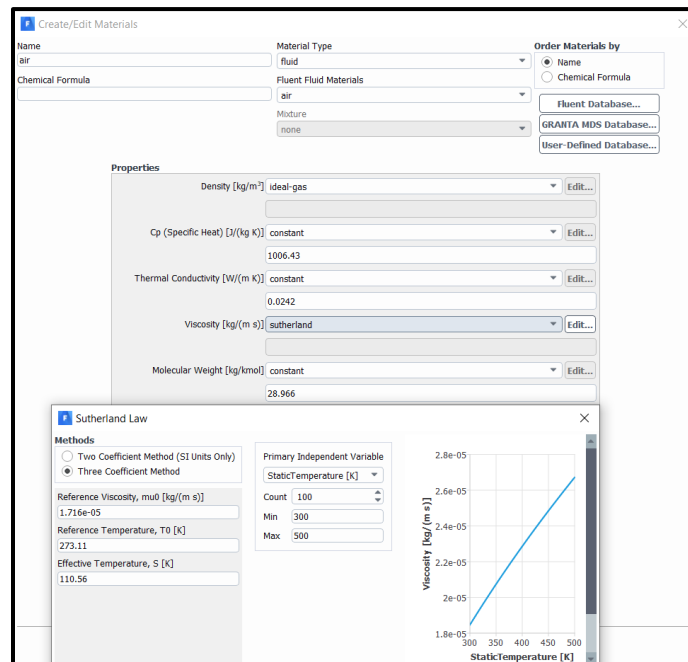


Figura 47 Fluido de trabajo [23]

Se utilizaron las condiciones de contorno que se muestran en la figura 48, dichas condiciones se ilustran en la figura 49, las condiciones de entrada son una velocidad inicial (zona azul del lado izquierdo) y una en la parte frontal del motor de tipo entrada de ventilador, las condiciones de salida son presiones para expulsar el fluido (zona roja del lado derecho) y otra para dimensionar la potencia adecuada del motor, se utiliza la condición de simetría (zona verde) para reducir los gastos computacionales, y la condición de pared en el avión y las zonas aledañas.

En las demás configuraciones a estudiar se utilizan los motores como discos actuadores, es decir, se coloca las geometrías de cilindros con sus respectivas condiciones de entrada tipo ventilador y con sus respectivas presiones de salida.

Se destaca que la dirección de las flechas en la ilustración 49 no denota la dirección del flujo, solo se representa el tipo de condición, la dirección se especifica al momento de colocar el valor de la condición.

En la figura 50 se muestra la selección para el método de solución, se selecciona la opción de acoplamiento para agilizar los cálculos, mientras que las ecuaciones de transporte se resuelven con un método de segundo orden.

Los reportes solicitados al programa son las fuerzas de sustentación y arrastre para el avión, y se especificó un criterio de convergencia simple con un valor de $10e-6$, ambas características se muestran en las figuras 51 y 52 respectivamente.

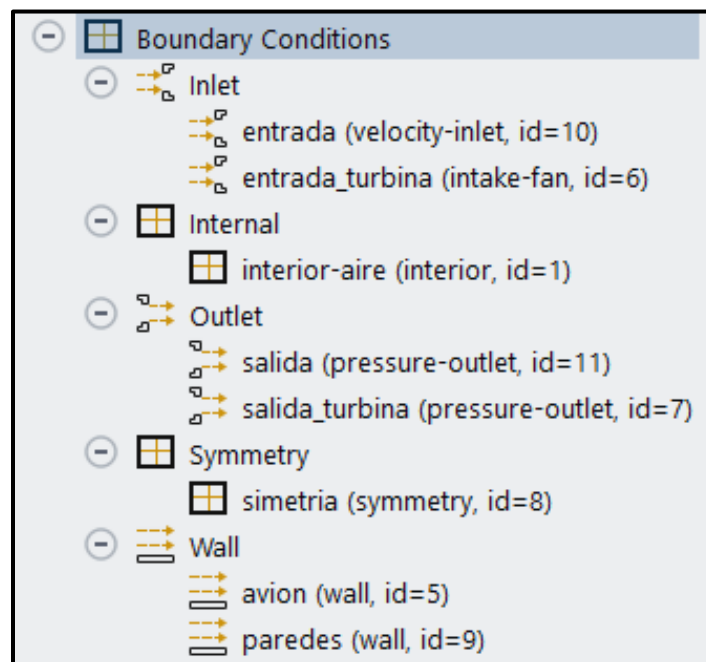


Figura 48 Condiciones de contorno [23]

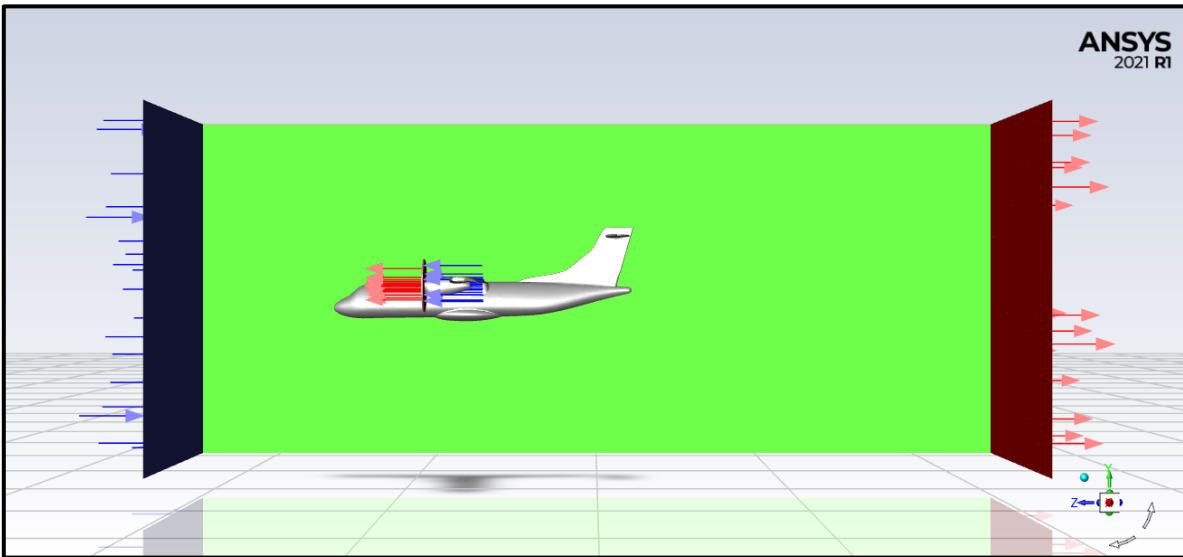


Figura 49 Condiciones de contorno en la geometría [23]

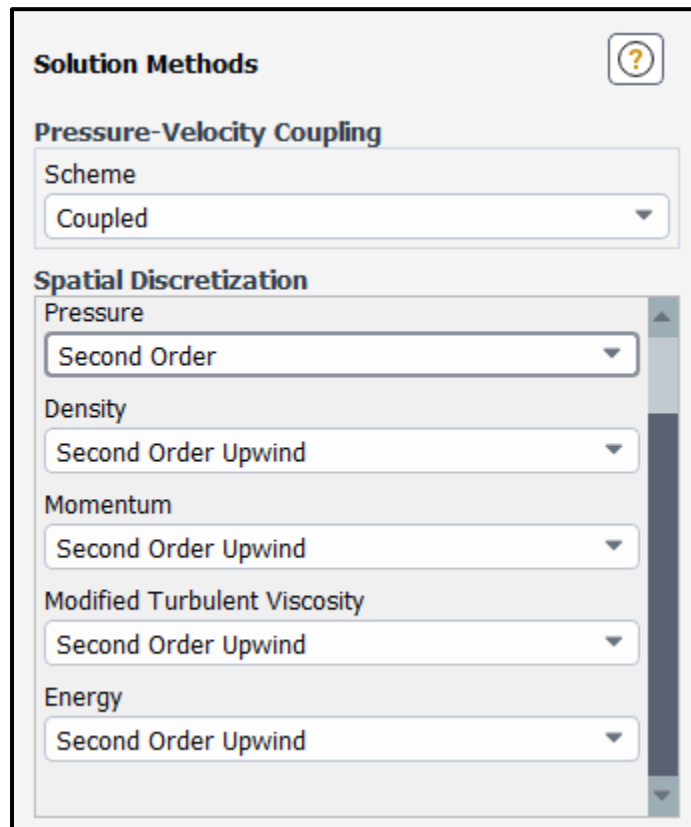


Figura 50 Método de solución [23]

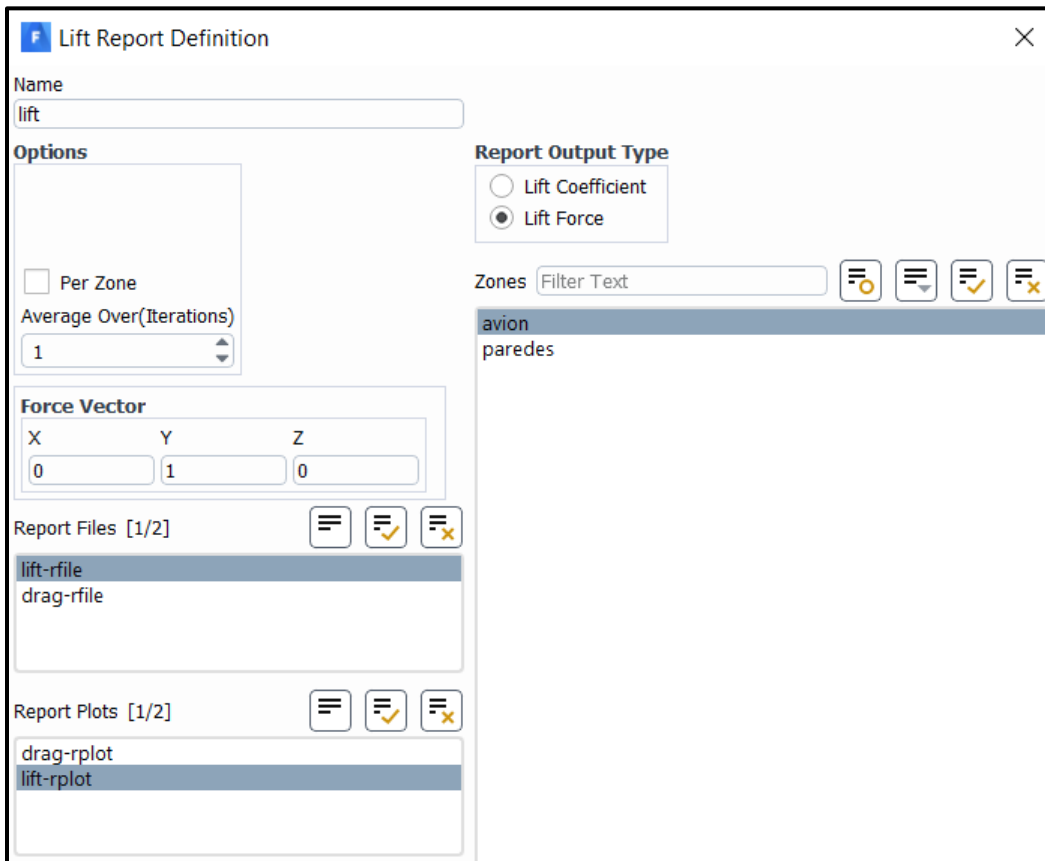


Figura 51 Reportes solicitados al programa [23]

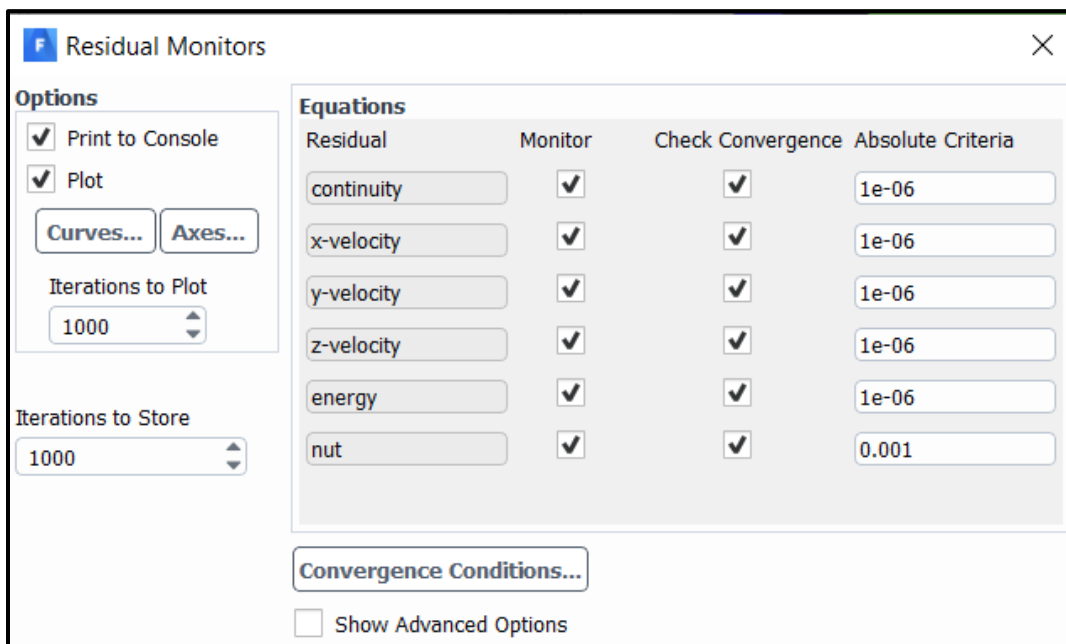


Figura 52 Criterio de convergencia [23]

Capítulo 6 Discusión de resultados

La implementación en nuevas geometrías, distintos tamaños y diversas localizaciones, de motores eléctricos o híbridos, pueden generar ahorros en el uso de combustibles y por lo tanto reducir los gases contaminantes producidos por las aeronaves.

En este apartado se explicarán los resultados obtenidos de las simulaciones computacionales, adicionalmente se comparan los beneficios y desventajas de las distintas configuraciones.

6.1 Resultados obtenidos

Al igual que en el apartado 5.5, solo se explicarán los resultados obtenidos para una de las configuraciones analizadas (la distribución de propulsión convencional), esto debido a que gráficamente, los cambios no son muy notorios entre los distintos casos de estudio, sin embargo, es de gran importancia analizarlos para corroborar que las simulaciones hayan sido realizadas correctamente. Los resultados gráficos obtenidos de todas las configuraciones se muestran en el apéndice A.

Los resultados están divididos en dos secciones: los reportes cualitativos que están conformados por un grupo de imágenes y gráficas, y los resultados cuantitativos, con los que se comparan la sustentación y la resistencia aerodinámica de cada configuración.

La fuerza aerodinámica puede englobarse enormemente en la sustentación y en el arrastre, los fenómenos que se involucran en estas dos fuerzas no son del todo obvias, como ya se ha mencionado antes, estas fuerzas son el resultado de la distribución de presiones y de esfuerzos cortantes ejercidos sobre el avión (o cualquier otro objeto en movimiento inmerso en aire, si se trata de aerodinámica), esta distribución de presiones y esfuerzos cortantes están influenciadas por las características del fluido, la velocidad, y la geometría del objeto, por ello es importante definir una buena geometría para poder mejorar la sustentación y reducir la resistencia aerodinámica.

El principal factor para que una aeronave vuele, es la diferencia de presiones que se logra obtener entre el intrados y el extrados de un ala, este es la mayor aportación a la sustentación, sin embargo, si la diferencia de presiones se desarrolla entre la parte frontal y la parte trasera del avión, esta contribuirá al arrastre de forma.

Es importante identificar que la presión efectivamente se desarrolle en los lugares donde se espera sea máxima y mínima para que la aeronave pueda volar. En la figura 53 se puede observar que la máxima presión se desarrolla en el borde de entrada del intrados y la mínima se encuentra extrados. Los otros dos lugares donde se encuentra una mayor presión es en la nariz del avión y en el borde de entrada del estabilizador horizontal, estas secciones del avión tienen contacto directo con la corriente de fluido libre de manera perpendicular, por lo que aportan un aumento al arrastre de forma.

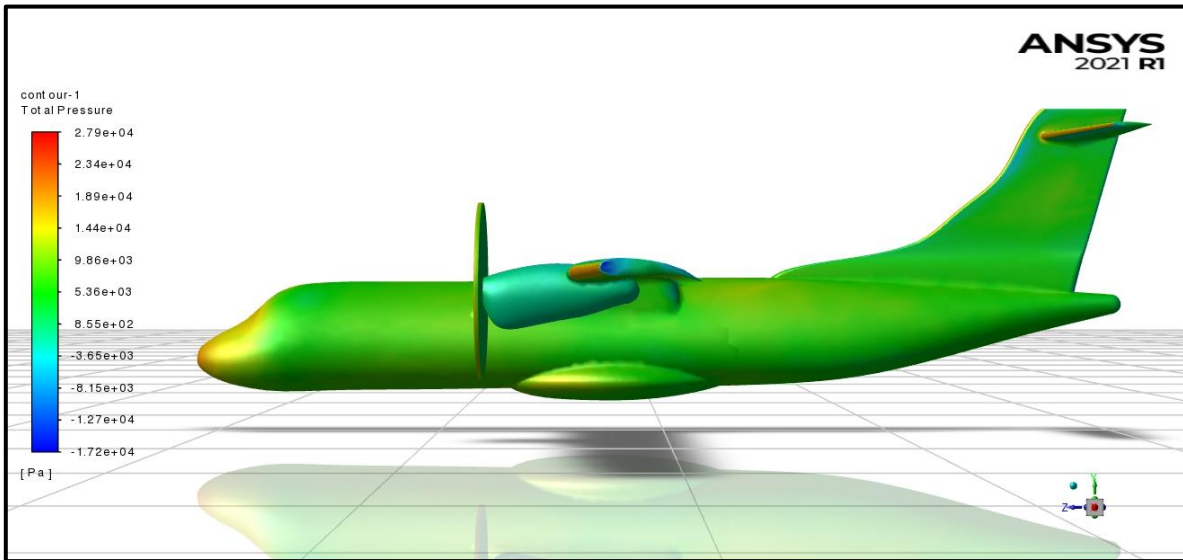


Figura 53 Distribución de presión - propulsión convencional [23]

La velocidad es un factor crucial para que un avión vuele, esta al relacionarse íntimamente con la presión, afecta directamente a la sustentación y al arrastre. En la figura 54 se muestran las líneas de corriente. Se puede observar que la velocidad se modifica precisamente donde debería, es decir, al existir una menor distribución de presiones en el extrados, la velocidad del fluido es mayor en la misma zona. También se puede observar como el flujo es acelerado por el motor, además los vórtices en las puntas del ala también son visibles, estos vórtices son los principales contribuyentes a la resistencia inducida.

Se optó por visualizar las líneas de corriente y no la distribución del campo de velocidades del avión debido a que este es igual a cero en todos los puntos sobre el avión debido a la condición de no deslizamiento producida por la viscosidad del fluido.

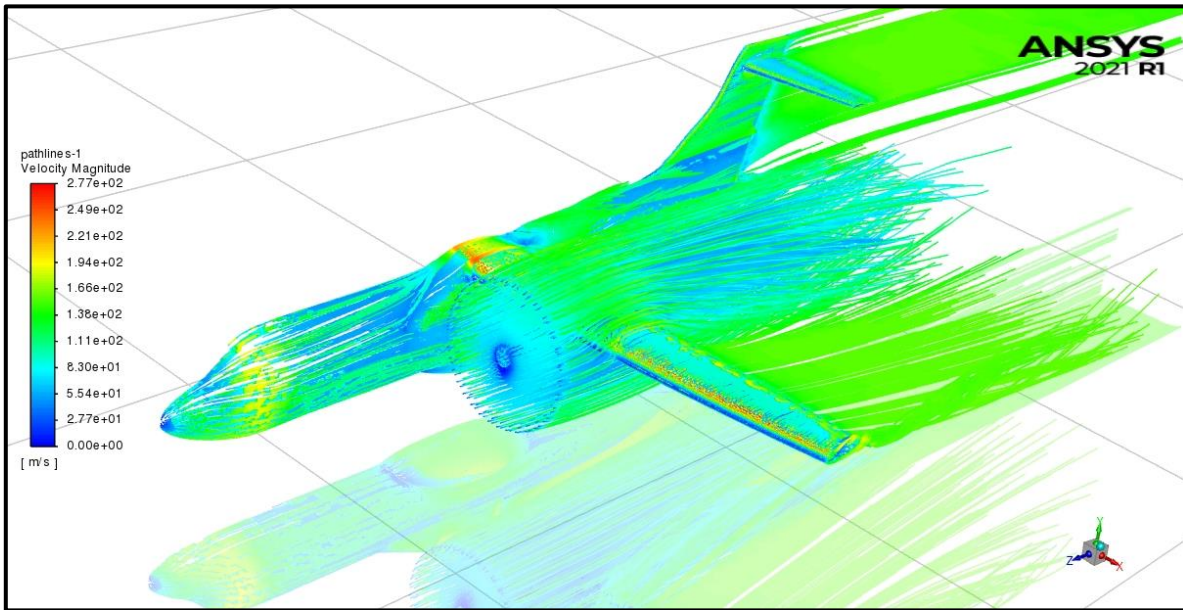


Figura 54 Líneas de corriente - propulsión convencional [23]

Mientras que los esfuerzos cortantes intervienen tanto en la sustentación como en la resistencia, tienen un impacto mucho mayor en arrastre. El arrastre está constituido por la suma de la resistencia parásita y la resistencia inducida. La resistencia parásita es aquella que no está relacionada con la producción de la sustentación, esta dividida en la resistencia de forma, que depende del tamaño y la forma del objeto, la resistencia de interferencia que se produce en la capa límite turbulenta formada en secciones muy anguladas del avión y la resistencia por fricción.

La resistencia por fricción es un fenómeno que se desarrolla debido a la viscosidad. Al avanzar dentro del aire, el avión aparta las moléculas del fluido, pero debido a que el aire posee cierta viscosidad, estas moléculas provocan una oposición a la deformación, por lo que se crea una capa límite, y dependiendo del número de Reynolds esta será laminar o turbulenta.

Desde el punto de vista de la reducción de arrastre aerodinámico, conviene que la capa límite sea laminar y lo más delgada posible, debido a que esta tiene la cualidad de tener un menor grado de esfuerzos cortantes, sin embargo en aeronáutica es usual que el régimen a lo largo del fuselaje se vuelva turbulento, este fenómeno se puede observar en la figura 55. Adicional a esto, se puede observar como en las imágenes del apéndice A para los resultados de las configuraciones de distribución de propulsión en las que se involucra el fuselaje, la turbulencia viscosa es interrumpida por la colocación del motor.

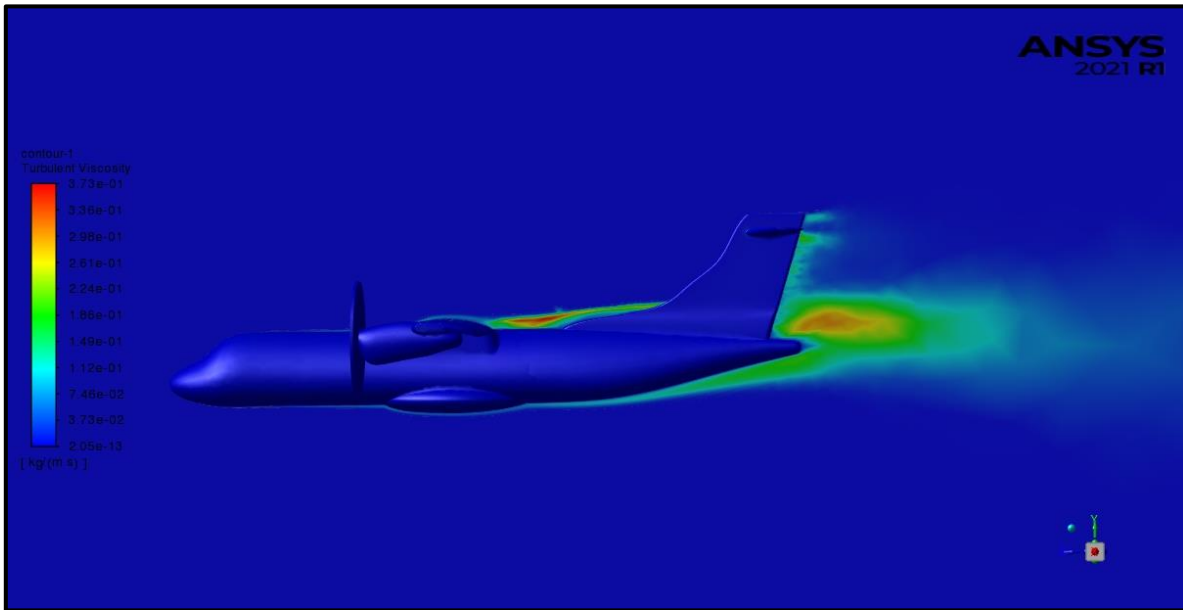


Figura 55 Turbulencia viscosa - propulsión convencional [23]

Adicionalmente se colocan las gráficas del parámetro Y^+ a lo largo del fuselaje y a lo largo de la envergadura. Se recuerda que este parámetro es de gran importancia para asegurarnos de realizar un análisis adecuado en la capa límite. Los resultados para la configuración de propulsión convencional se pueden observar en las figuras 56 y 57, se logrará identificar que hay ciertas regiones en las que el Y^+ está lejos de tener un valor cercano a 1, esto es de esperarse debido a que la geometría del avión tienen elementos difíciles de mallar, y a que debido a los recursos computacionales con los que se contó, no se logró realizar un mallado tan refinado, sin embargo, es fácil detectar que la gran mayoría de los puntos del mallado tienen un valor de Y^+ aproximadamente de 1.

Finalmente en la tabla 17 se muestran las características de las respectivas mallas, se comparan los parámetros de calidad de elemento, relación de aspecto, asimetría y ortogonalidad. De acuerdo con el manual *ANSYS Meshing User's Guide* [41], los parámetros para calificar la calidad del mallado se describen la siguiente forma:

La calidad del elemento hace referencia a la relación entre el volumen y la longitud del borde de un elemento, sus valores oscilan entre 0 y 1, siendo los más cercanos a 1 los elementos de mayor calidad.

La relación de aspecto es una medida del estiramiento de la celda. La recomendación general es evitar cambios grandes de las relaciones de aspecto en áreas donde el flujo muestra los mayores gradientes.

La asimetría se define como la diferencia entre la forma de la celda y la forma de una celda equilátera de volumen equivalente. Las celdas muy sesgadas pueden disminuir la precisión y desestabilizar la solución. Sus valores se encuentran entre 0 y 1, siendo los más cercanos a 0 los elementos de mayor calidad.

La calidad ortogonal se calcula con el vector normal de la cara, el vector del centroide de la celda al centroide de cada una de las celdas adyacentes, y el vector del centroide de la celda a cada una de las caras. Sus valores se encuentran entre 0 y 1, siendo los más cercanos a 1 los elementos de mayor calidad.

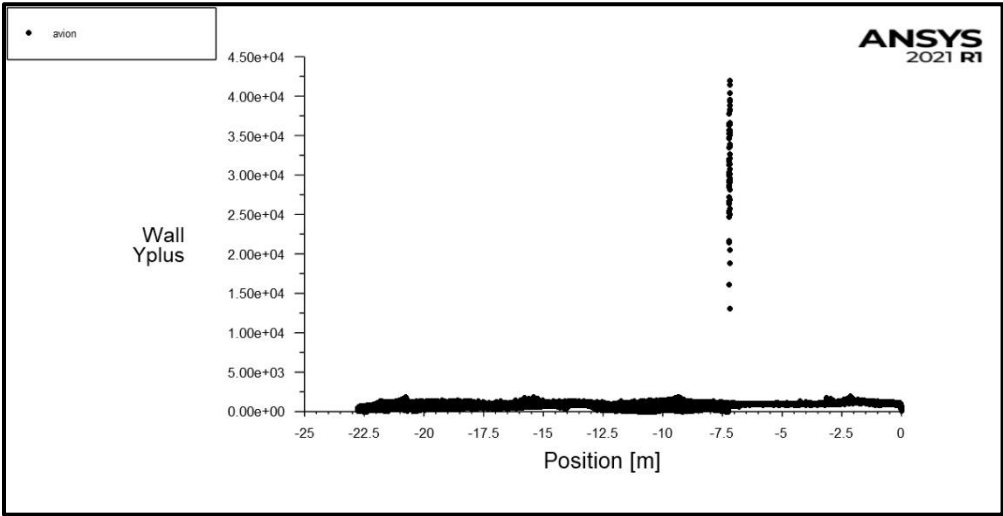


Figura 56 Y+ a lo largo del fuselaje - propulsión convencional [23]

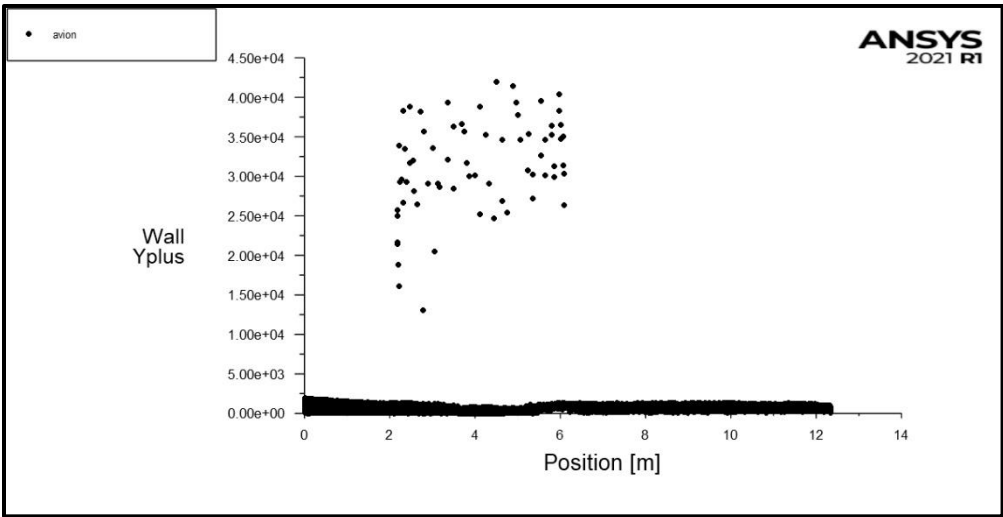


Figura 57 Y+ a lo largo de la envergadura - propulsión convencional [23]

Tabla 17 Parámetros de calidad de malla [23]

	Parámetro	Máximo	Mínimo	Promedio
Distribución convencional	Calidad de elemento	0.99986	7.8979e-004	0.59566
	Relación de aspecto	4284.1	1.1658	7.0757
	Asimetría	0.95452	2.6443e-004	0.32733
	Ortogonalidad	0.99335	3.6774e-003	0.66763
Distribución en fuselaje	Calidad de elemento	0.99973	-7.7646e-002	0.60299
	Relación de aspecto	2934.5	1.1704	8.4717
	Asimetría	1	4.581e-004	0.32049
	Ortogonalidad	0.99444	0	0.67178
Distribución en alas	Calidad de elemento	0.9997	5.079e-004	0.59983
	Relación de aspecto	3099.8	1.1705	8.4814
	Asimetría	0.99991	4.3723e-004	0.31989
	Ortogonalidad	0.99403	9.2651e-005	0.67201
Distribución en alas y fuselaje	Calidad de elemento	0.99967	0	0.60068
	Relación de aspecto	3004.1	1.1656	8.5576
	Asimetría	1	4.4002e-004	0.3191
	Ortogonalidad	0.99444	0	0.67178

6.2 Comparación de tipos de distribuciones y sus efectos aerodinámicos

Una vez finalizadas todas las simulaciones, se capturaron los datos de fuerzas de sustentación y arrastre que a su vez se dividen en fuerzas de presión y viscosas para la cada una de las configuraciones, adicional a esto también se comparó el número de celdas, caras y nodos utilizados.

En la tabla 18 se observan los resultados cuantitativos obtenidos. Lo primero que se observa es que, en cuanto al número de elementos a analizar, la variación no es mucha, esto es porque el método de mallado fue el mismo, y si existe alguna diferencia, es porque las geometrías a analizar cambiaron ligeramente por la posición y tamaño de los cilindros actuadores.

Tabla 18 Resultados [23]

Parámetro	Motores térmicos	Distribución en fuselaje	Distribución en alas	Distribución en fuselaje y alas
Celdas	1074552	1058900	1075931	1078032
Caras	2447210	2395414	2441751	2442749
Nodos	377353	360478	371896	370085
Fuerzas Presión L	400366.67	539611.24	513089.88	532206.44
Fuerzas Viscosas L	78.161982	111.62709	142.0271	130.85861
Fuerzas Presión D	41171.574	41028.609	39463.244	41471.195
Fuerzas Viscosas D	5600.7839	5909.5547	5745.1603	5800.3623
Sustentación	400444.83	539722.87	513231.9	532337.3
Arrastre	46772.358	46938.163	45208.404	47271.557
L/D	8.56157028	11.4985938	11.3525773	11.26126013

De los principales resultados a destacar es que, en casi todos los parámetros a analizar, la configuración de motores convencionales es la peor evaluada, a excepción por las fuerzas de arrastre viscosas, esta disminución en las fuerzas de arrastre viscosas se debe a que las demás configuraciones poseen cilindros actuadores que aumentan el área de exposición a esfuerzos cortantes.

Como se ha mencionado antes, la diferencia de presiones es la principal característica para producir sustentación, y a pesar de que no es la función principal del fuselaje la de producirla, el colocar un motor integrado al fuselaje logró mejorar esta diferencia de presiones, esto es notorio pues los resultados muestran que la configuración con mayor fuerzas de presión verticales, es también la opción con mayor grado de sustentación, que a su vez posee la mayor eficiencia aerodinámica pese a no ser la opción con menor arrastre.

La configuración con propulsión en las alas mostró el mejor desempeño para el aumento de la sustentación por fuerzas viscosas y reducción en el arrastre por fuerzas de presión, esto debido a que al acelerar el fluido en las puntas de las alas, el aire del intradós posee una mayor fricción, y del mismo modo, al acelerar el fluido en el borde de salida, se evita el desprendimiento en el perfil, evitando así un aumento en la diferencia de presiones horizontales, sin embargo al no ser las fuerzas viscosas las mayores contribuyentes a la sustentación, no es la opción con mejor elevación.

En la literatura se pueden encontrar prototipos muy eficientes que distribuyen la propulsión en el fuselaje y a lo largo del ala, sin embargo, para la geometría presentada en esta tesis, no fue la mejor opción, quedando en segunda opción hablando de sustentación y en tercera en cuanto a la resistencia, por otro lado, aun así, resultó estar mejor calificada que la opción convencional con respecto a la sustentación y la eficiencia aerodinámica.

Capítulo 7 Conclusiones

El estudio de la mecánica de fluidos puede ser dividida en métodos analíticos, computacionales y experimentales. Cada uno de estos métodos tiene sus bondades y sus desventajas. La principal fortaleza de los métodos computacionales mejor conocidos como Dinámica de Fluidos Computacional o CFD (del inglés Computational Fluid Dynamics), es una rápida solución a los análisis a un bajo costo (en comparación con los métodos experimentales), logrando obtener resultados de diversos fenómenos en relativamente poco tiempo, esto permite realizar cambios a las geometrías analizar sin invertir un mayor costo económico.

Pese a las bondades que tiene la implementación del CFD, es clave realizar una validación y una verificación del método utilizado. La AIAA [42] define la validación y la verificación de la siguiente forma:

Verificación: El proceso de determinar que la implementación de un modelo adecuado representa con precisión la descripción conceptual y la solución al modelo.

Validación: El proceso de determinar el grado en que un modelo es una representación precisa del mundo real desde la perspectiva de los usos previstos del modelo.

La verificación de los resultados se realizó al analizar los datos arrojados de las simulaciones, y comparándolos con los fenómenos involucrados en la aerodinámica, mientras que la validación de los resultados de las simulaciones en tres dimensiones se deja como trabajo a futuro.

Con ayuda del uso de herramientas CFD, se realizaron el estudio de distintas configuraciones para analizar los efectos aerodinámicos de la propulsión distribuida, esto con el fin de arrojar propuestas de diseño que exploten las bondades de los motores híbridos que se están investigando actualmente para que los diseños de las aeronaves puedan llegar a reducir los gases contaminantes producidos por los motores a reacción.

El diseño de una aeronave conlleva diversos parámetros, en esta tesis se plantea que la integración de los motores afecte lo menos posible a las configuraciones actuales de las aeronaves con la finalidad de que no sea tan difícil implementarlos en aviones de tipo regionales.

Se tiene presente que el proyecto del diseño y producción de un avión se compone de un equipo multidisciplinario, en el que se deben de evaluar los diversos

parámetros de diseño y de acuerdo con los objetivos y de la misión a realizar, estos parámetros deben de ser ponderados para realizar una correcta selección de la configuración.

Estudiando solamente un tipo de avión, manteniendo el fuselaje y empenaje constantes, en este proyecto se plantean opciones que califican la aerodinámica de diversas opciones de propulsión distribuida, resultando la propulsión en fuselaje la que posee mejor sustentación y eficiencia aerodinámica, la propulsión en alas con menor arrastre, y la combinación de propulsión en fuselaje y alas como una mejora a la propulsión convencional.

Se destaca que con el fin de calificar solamente la aerodinámica, se mantuvieron constantes todos los demás parámetros, por lo que cada uno de los diseños se puede volver más eficiente o mejorar acorde a las necesidades de la misión si se entiende la física que existe detrás de los diseños.

Finalmente se concluye respondiendo afirmativamente a la hipótesis, es posible mejorar el desempeño aerodinámico de una aeronave con motores a reacción híbridos si se modifica la ubicación del sistema de propulsión distribuida.

7.1 Trabajo a futuro

Si bien se alcanzaron resultados verificados por lo que se espera de la teoría, hace falta realizar una validación mediante pruebas experimentales. Así mismo es posible mejorar las geometrías de los propulsores para conseguir mejores resultados, y adicional a esto, también es necesario realizar un refinamiento de malla para obtener datos más precisos en las zonas críticas del avión, en la tabla 17 se muestran los parámetros con los que se suele calificar la calidad de un mallado, y si bien las estadísticas de las mallas no son malas, estas se pueden mejorar si se contara con un sistema de cómputo con mayor potencia.

7.1.1 Pruebas de viento

El desarrollo de pruebas experimentales en aeronaves comúnmente se desarrolla en túneles de viento que permitan simular los parámetros ambientales de la misión del avión.

Las pruebas en túnel de viento pueden llegar a ser muy costosas dependiendo del equipamiento del laboratorio donde se realicen, pero nos permiten cuantificar la velocidad, dirección y frecuencia del fluido de trabajo. Generalmente podemos identificar las siguientes partes en los túneles de viento:

- Sección de prueba.
- Ventiladores con motores
- Cono de contracción
- Difusor
- Mecanismo regulador de la velocidad del viento.
- Instrumentos de medición (anemómetros, manómetros, termómetros, etc.)
En el caso específico de solicitar medir fuerzas aerodinámicas, se requiere de una balanza aerodinámica preferiblemente de 6 ejes.

Para poder tener confianza en las pruebas experimentales es importante que las pruebas experimentales posean tres tipos de similitud:

- Similitud geométrica: El modelo debe de tener la misma forma que el prototipo, esto se logra mediante un escalamiento lineal.
- Similitud cinemática: la velocidad en cualquier punto del flujo del modelo debe de ser proporcional a la velocidad del prototipo.
- Similitud dinámica: las fuerzas en el flujo del modelo deben ser proporcionales a las fuerzas en el flujo del prototipo en magnitud, dirección y sentido.

En los artículos *Analysis of the Aerodynamic Benefit from Boundary Layer Ingestion for Transport Aircraft* [43] y *Preliminary Experimental Assessment of the Boundary Layer Ingestion Benefit for the D8 Aircraft* [44] se describe el desarrollo de pruebas experimentales para motores con ingesta de capa límite. Para los ensayos se utilizó una balanza aerodinámica de seis ejes que permite medir las fuerzas aerodinámicas de todo el modelo.

Se realizaron tres tipos de ensayos acorde a los tipos de configuraciones estudiadas en el artículo, una aeronave sin propulsión para medir las características aerodinámicas, una aeronave con propulsión convencional y una con BLI integrada al fuselaje. Las geometrías de las aeronaves son similares a excepción por la sección del fuselaje donde se colocan los motores con BLI.

Los motores fueron diseñados de tal forma que todos los componentes pertenezcan a una sola pieza removible. Las configuraciones de los modelos no BLI y BLI están impulsadas por las mismas dos unidades propulsoras, cada una de las cuales consiste en una etapa del ventilador (rotor y estator), motor eléctrico, cuerpo central, carcasa de aluminio, boquilla y electrónica de potencia.

En las mediciones se eliminó el peso del modelo con la finalidad de medir las fuerzas aerodinámicas, incluidas las fuerzas de los propulsores, además en experimentos previos se caracterizó la entrada de energía eléctrica y salida de potencia mecánica de flujo de los motores eléctricos y de los ventiladores.

En los experimentos se modificaron la velocidad de corriente libre, el ángulo de ataque y la potencia de propulsión diversas ocasiones para lograr un intervalo de confianza en los datos.

Se puede resumir en que para realizar las pruebas experimentales se requiere de:

- Un laboratorio que permita simular y medir las condiciones del fenómeno.
- Prototipos que cuenten con los tres tipos de similitud.
- Realizar diversas pruebas para cerciorar la veracidad de los datos (al menos 12 veces de acuerdo con los artículos consultados).
- Medir y caracterizar los motores previamente.

Apéndice A

A continuación se muestran los resultados obtenidos para cada una de las configuraciones estudiadas. Para cada caso de estudio se presenta la geometría, la distribución presiones, las líneas de corriente, la turbulencia viscosa y la grafica de Y+ a lo largo del fuselaje y de la envergadura.



Figura 58 Geometría - propulsión convencional [23]

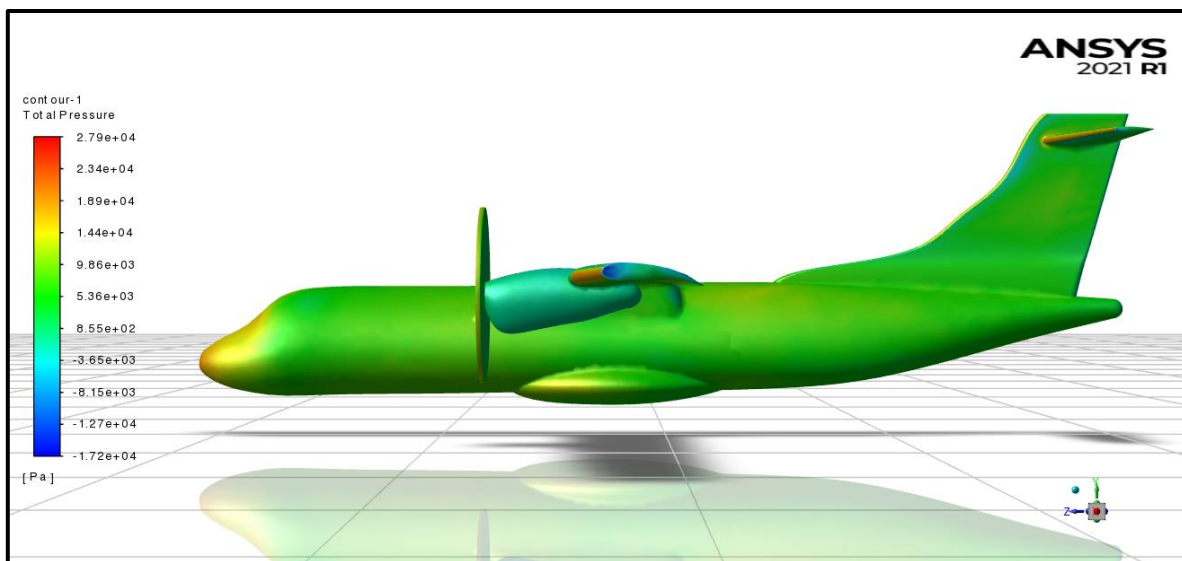


Figura 59 Distribución de presión - propulsión convencional [23]

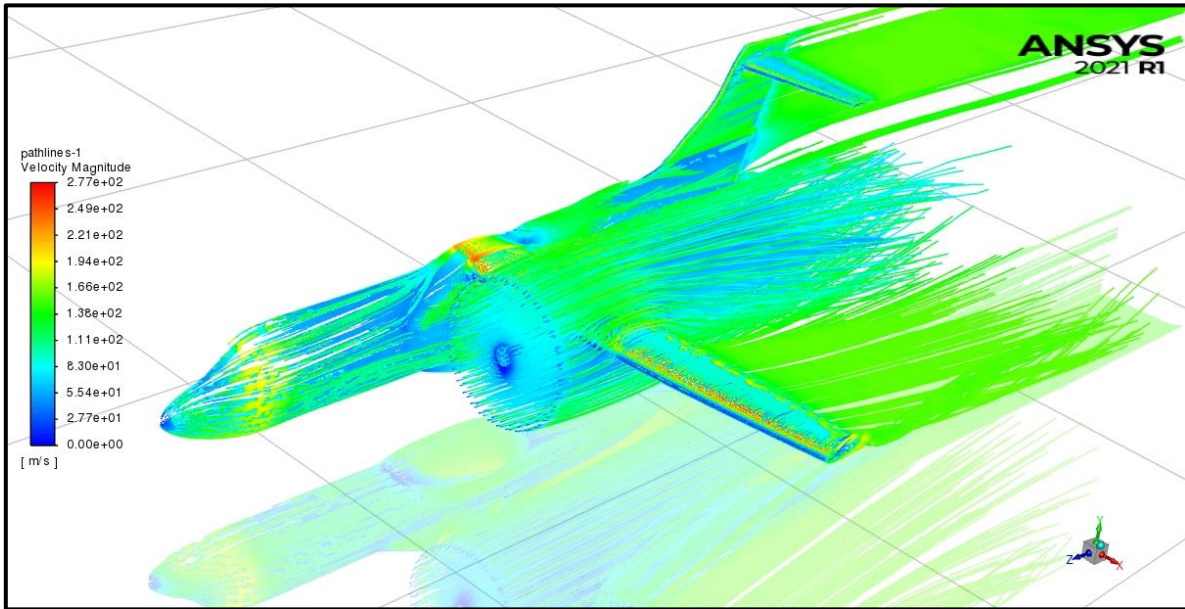


Figura 60 Líneas de corriente - propulsión convencional [23]

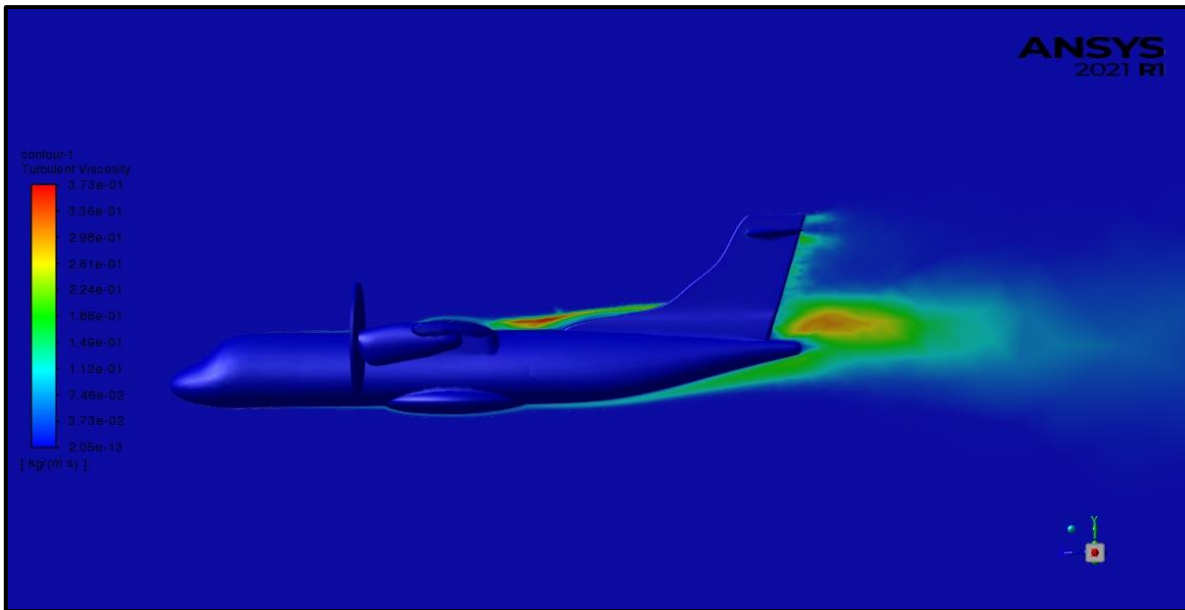


Figura 61 Turbulencia viscosa - propulsión convencional [23]

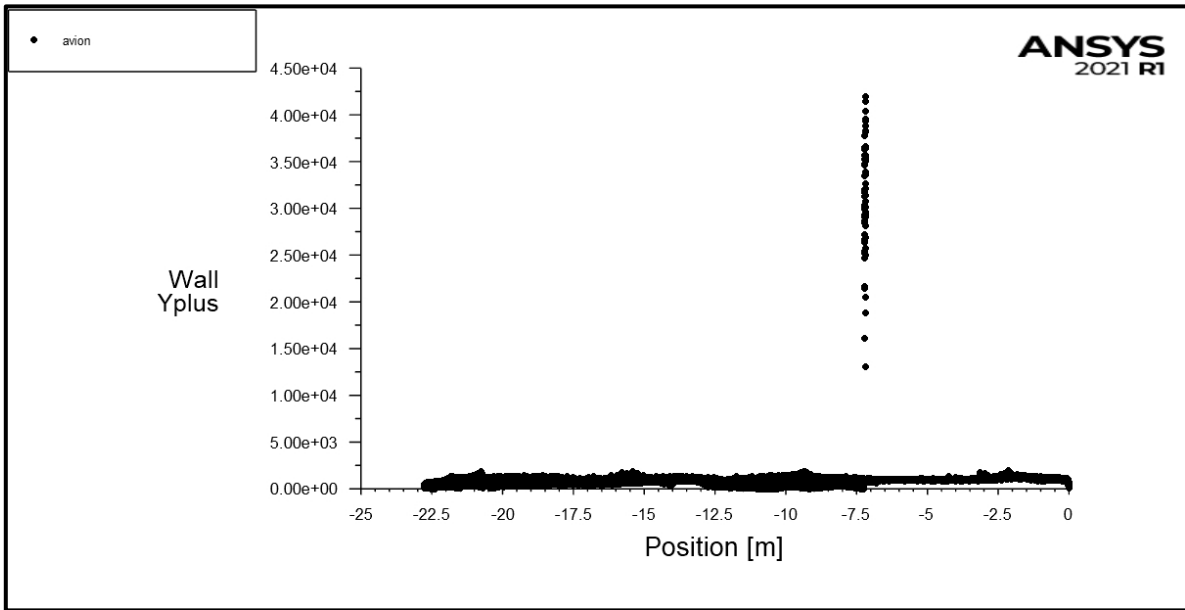


Figura 62 Y+ a lo largo del fuselaje - propulsión convencional [23]

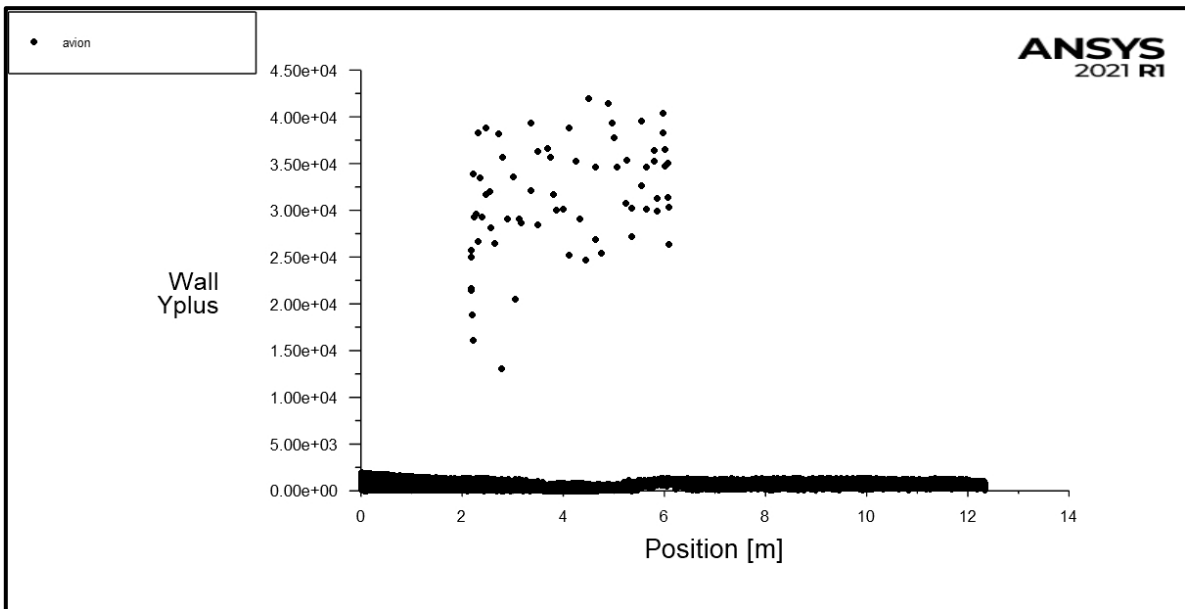


Figura 63 Y+ a lo largo de la envergadura - propulsión convencional [23]



Figura 64 Geometría - propulsión en el fuselaje [23]

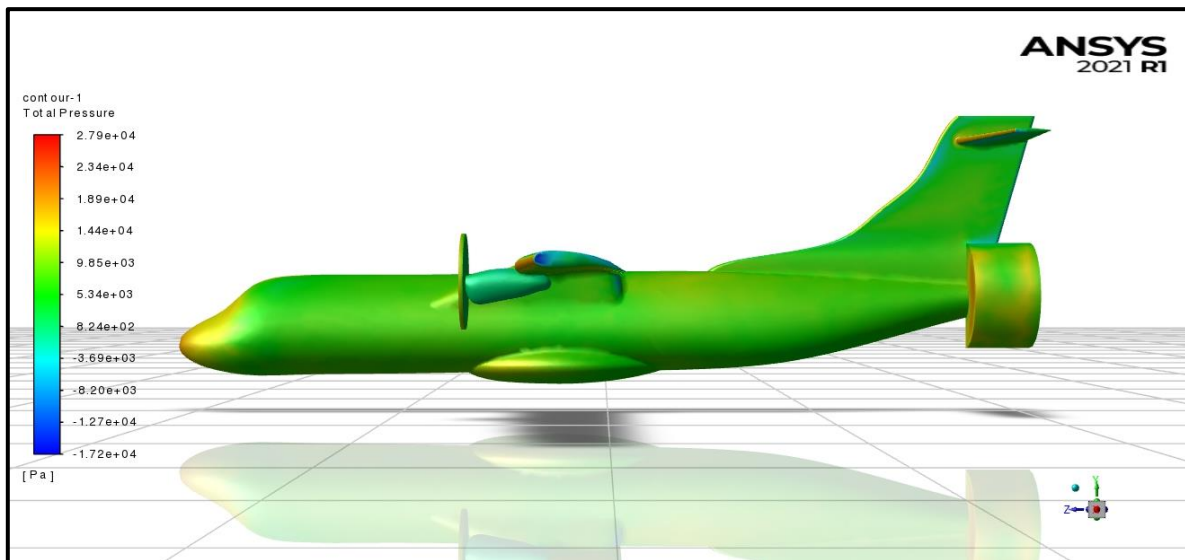


Figura 65 Distribución de presión - propulsión en el fuselaje [23]

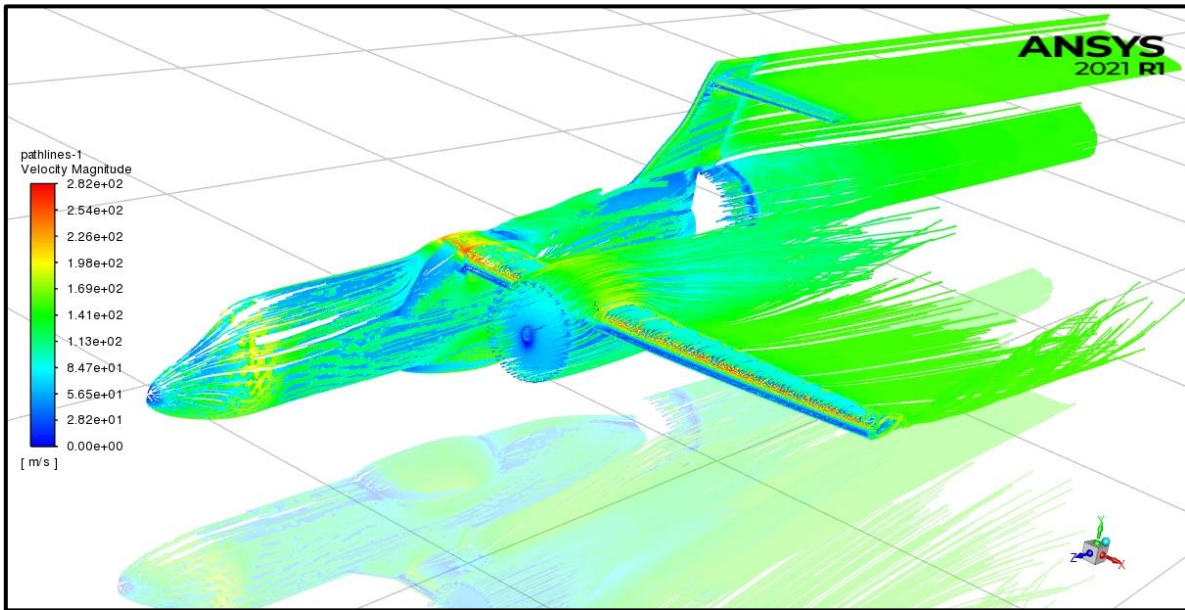


Figura 66 Líneas de corriente - propulsión en el fuselaje [23]

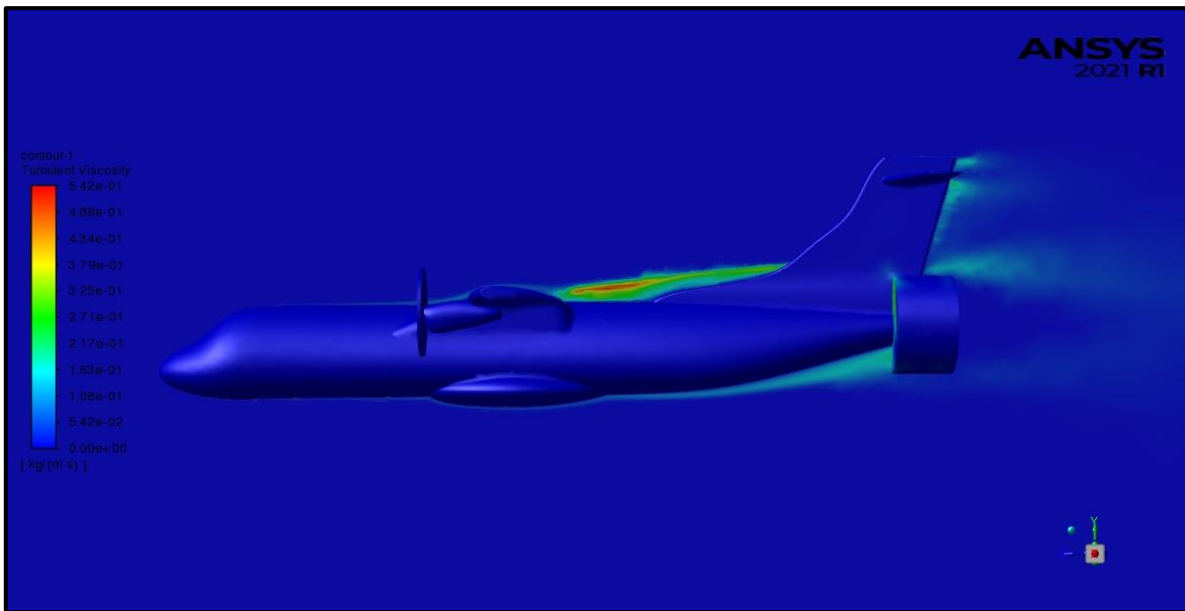


Figura 67 Turbulencia viscosa - propulsión en el fuselaje [23]

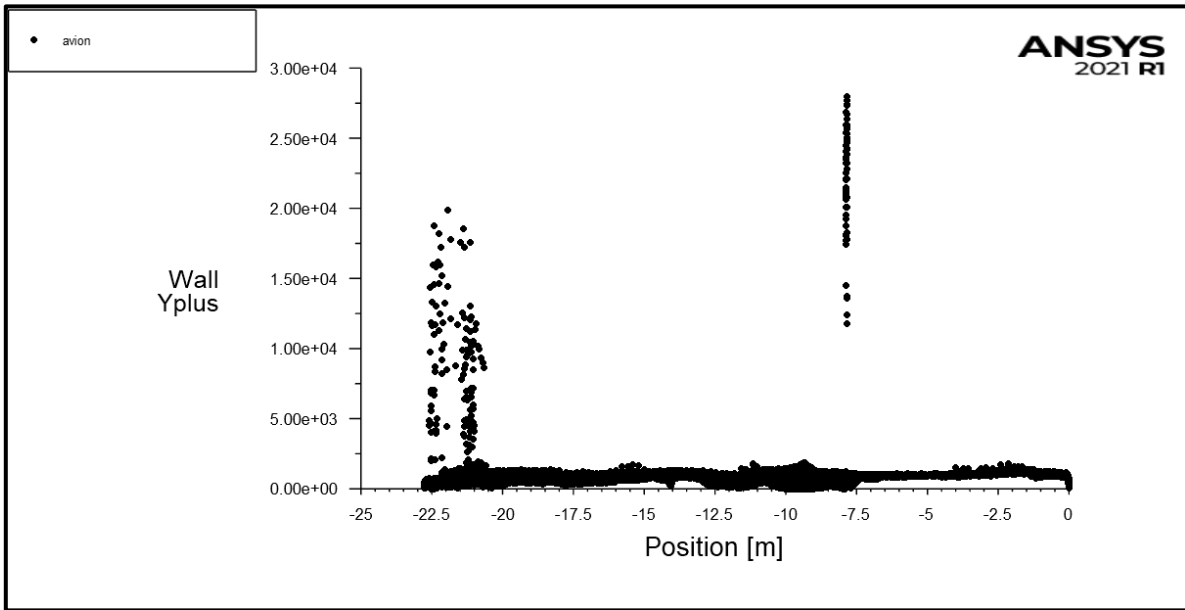


Figura 68 Y+ a lo largo del fuselaje - propulsión en el fuselaje [23]

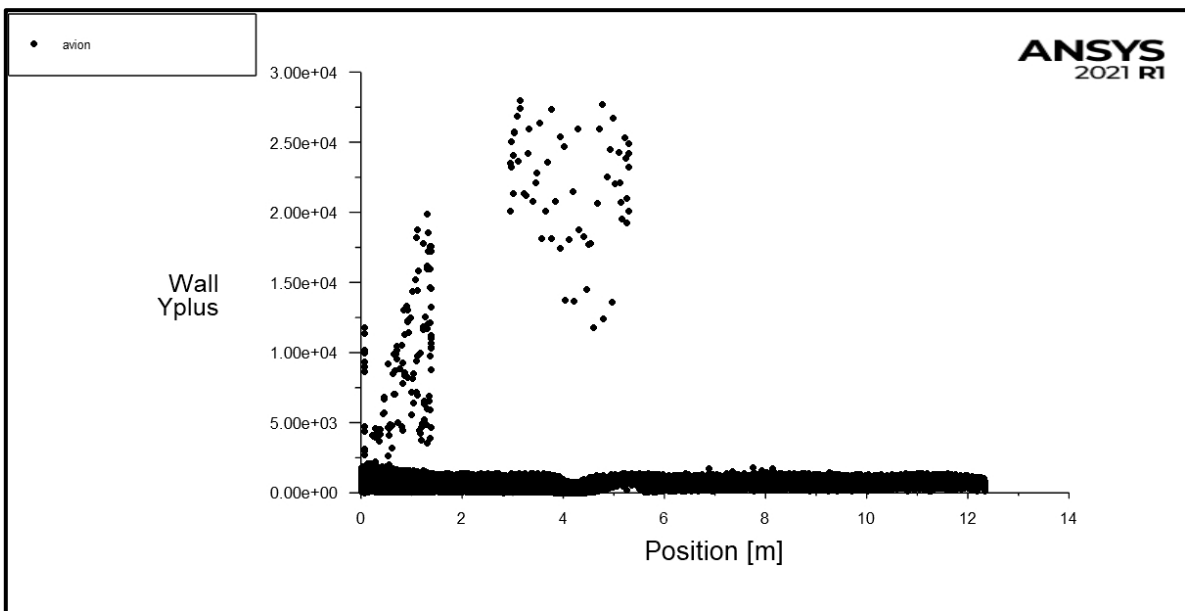


Figura 69 Y+ a lo largo de la envergadura - propulsión en el fuselaje [23]



Figura 70 Geometría - propulsión en las puntas del ala [23]

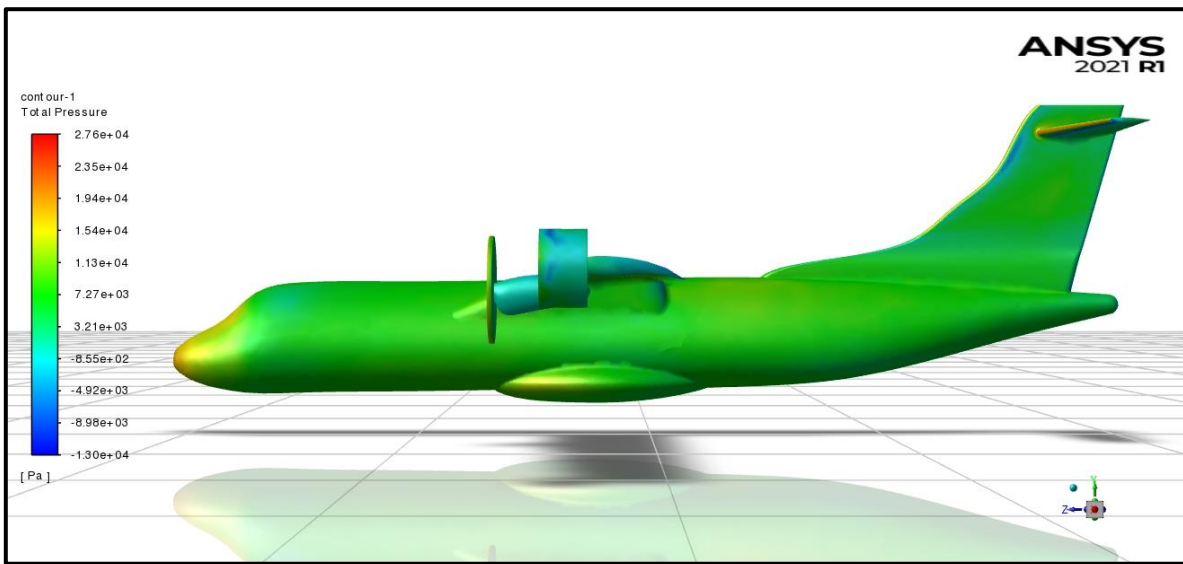


Figura 71 Distribución de presión - propulsión en las puntas del ala [23]

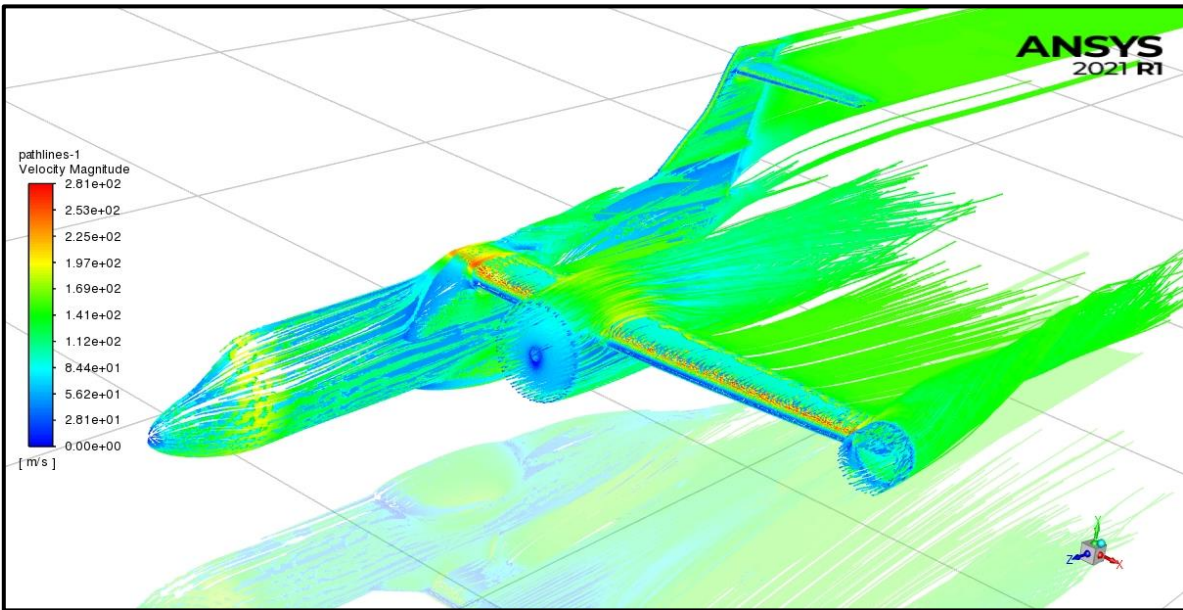


Figura 72 Líneas de corriente - propulsión en las puntas del ala [23]

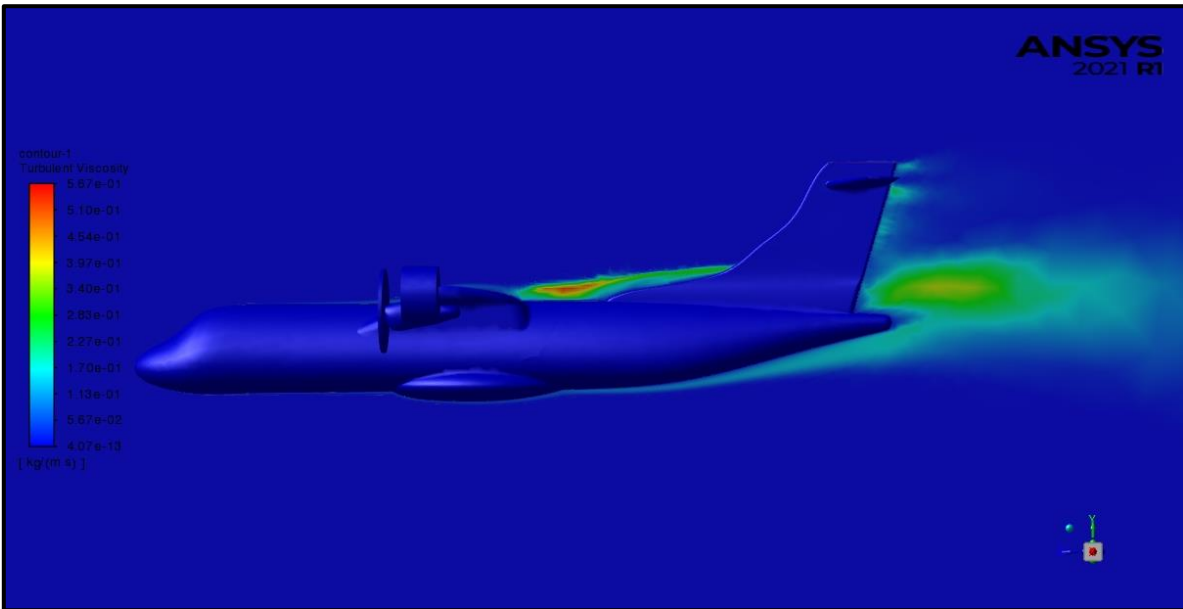


Figura 73 Turbulencia viscosa - propulsión en las puntas del ala [23]

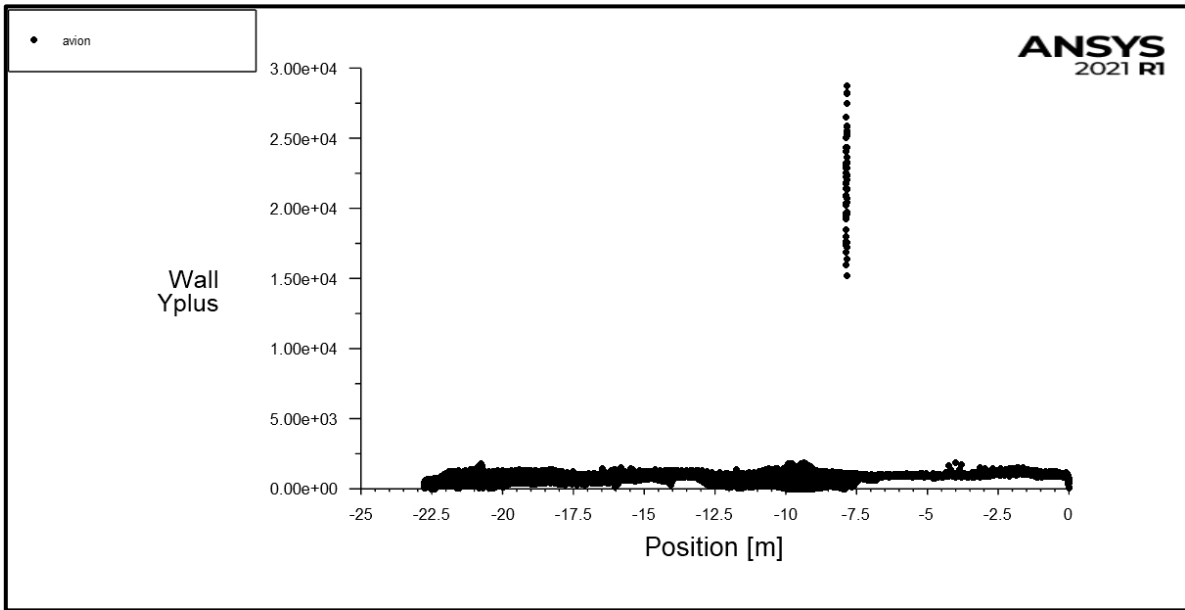


Figura 74 Y+ a lo largo del fuselaje - propulsión en el ala [23]

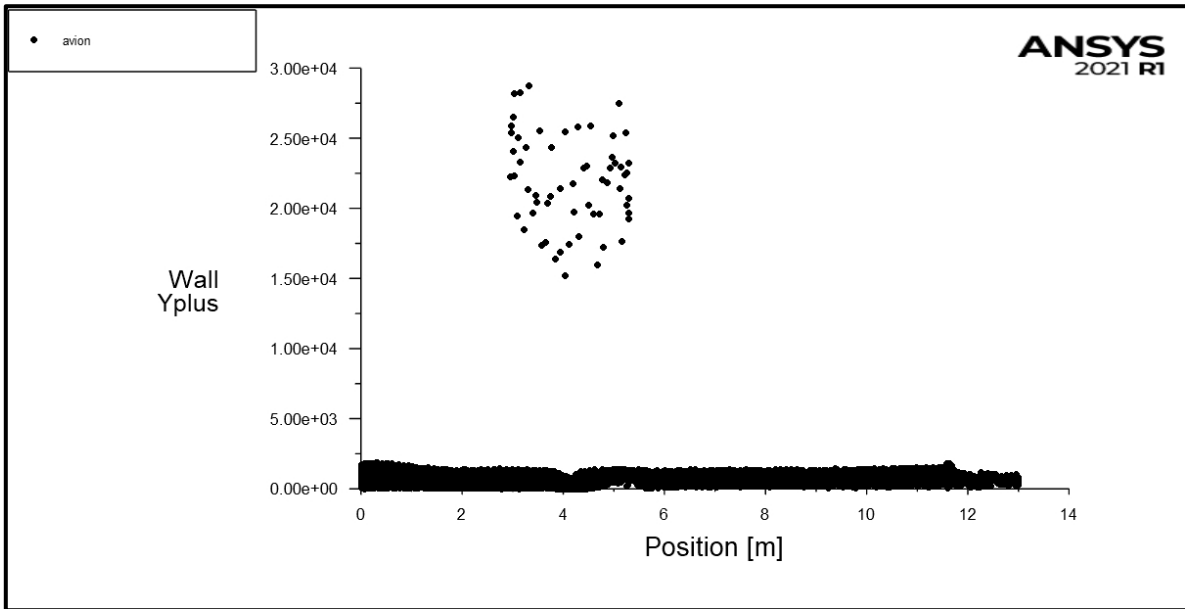


Figura 75 Y+ a lo largo de la envergadura - propulsión en el ala [23]

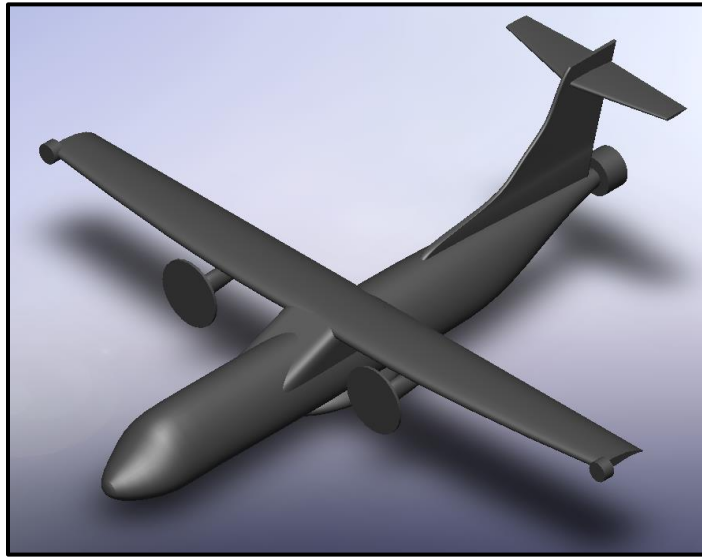


Figura 76 Geometría - propulsión en ala y fuselaje [23]

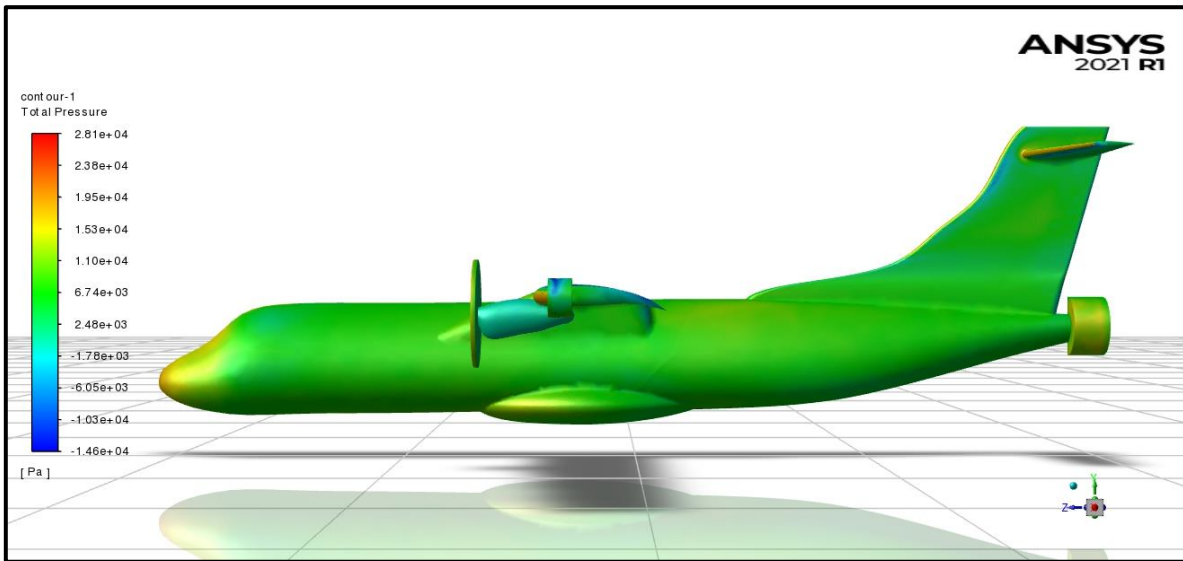


Figura 77 Distribución de presión - propulsión en ala y fuselaje [23]

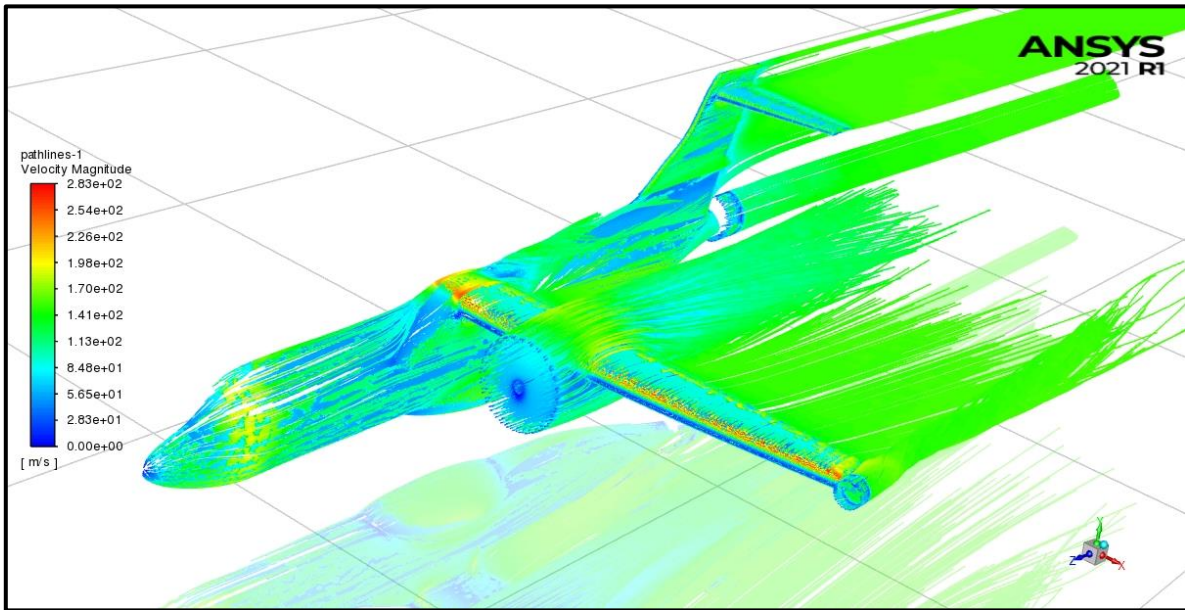


Figura 78 Líneas de corriente - propulsión en ala y fuselaje [23]

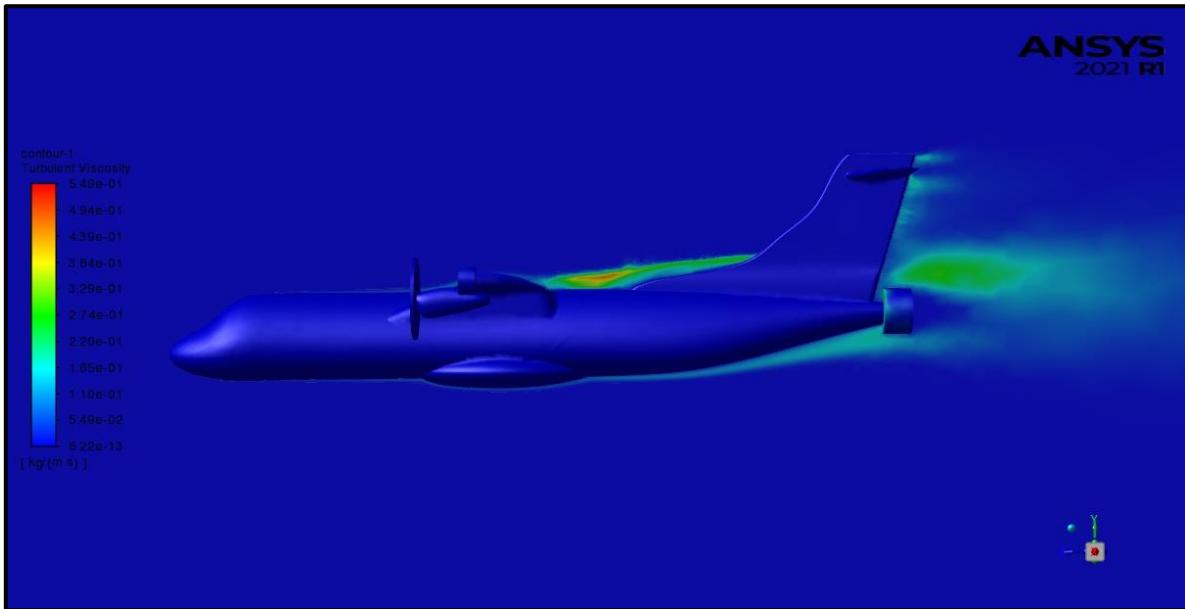


Figura 79 Turbulencia viscosa - propulsión en ala y fuselaje [23]

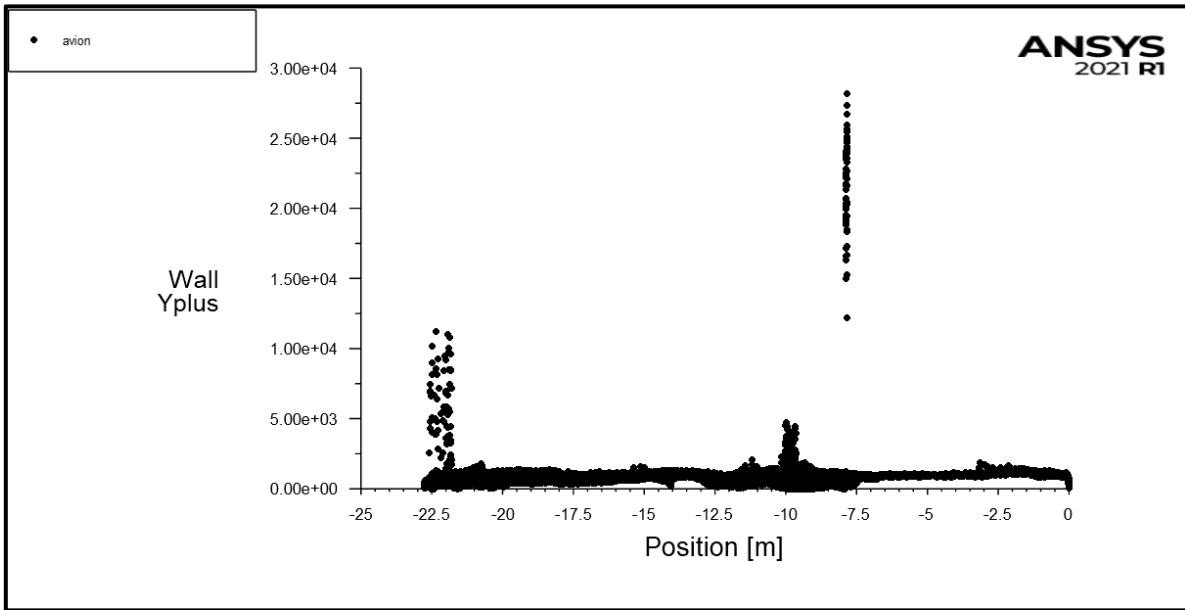


Figura 80 Y+ a lo largo del fuselaje - propulsión en ala y fuselaje [23]

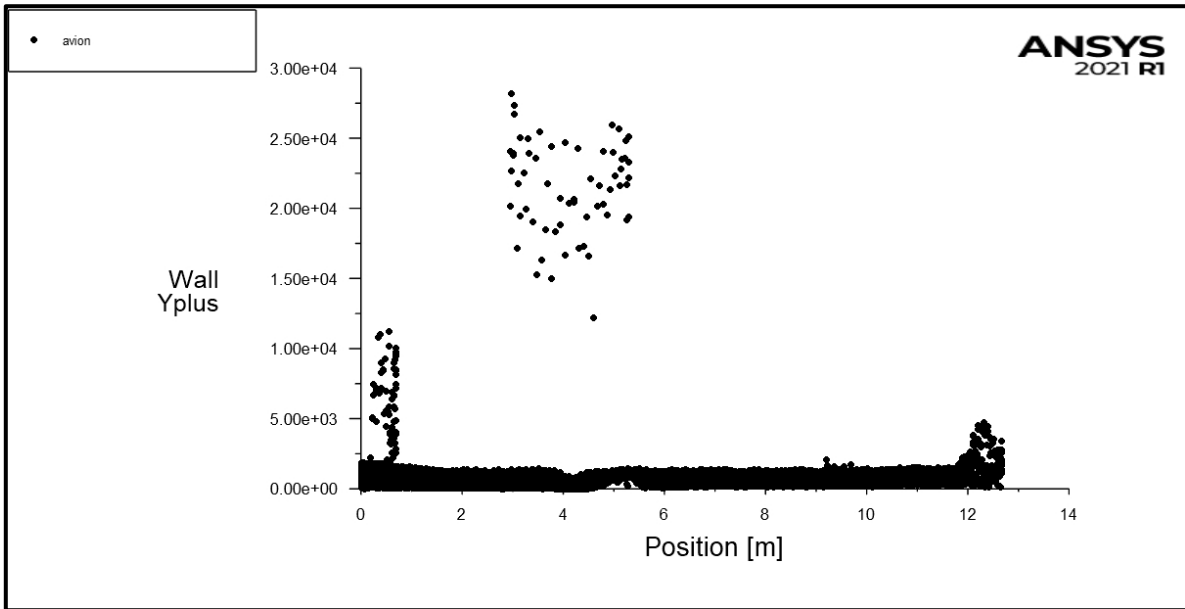


Figura 81 Y+ a lo largo de la envergadura - propulsión en ala y fuselaje [23]

Referencias

- [1] Real Academia Española, «Diccionario de la lengua española,» Real Academia Española, [En línea]. Available: <https://dle.rae.es/srv/search?m=30&w=aeroespacial>. [Último acceso: 1 Septiembre 2019].
- [2] S. Franchini y O. López García, Introducción a la Ingeniería Aeroespacial, México: Alfaomega, 2013.
- [3] Secretaría de Economía, «Comunicado No. 040,» Santa Lucía, Estado de México, 2019.
- [4] Instituto Nacional de Estadística y Geografía, «Femia,» 2018. [En línea]. Available: https://docs.google.com/viewer?url=http://femia.com.mx/themes/femia/ppt/Conociendo_la_Industria_Aeroespacial.pdf. [Último acceso: 7 Septiembre 2019].
- [5] W. Phillips, Mechanics of flight, New Jersey: John Wiley & Sons, 2004.
- [6] J. D. J. Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, New York: McGraw-Hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering, 2007.
- [7] Clases Aerodinámica, «Aerodinámica,» 29 01 2013. [En línea]. Available: <http://clasesaerodinamica.blogspot.mx/>. [Último acceso: 11 09 2015].
- [8] V. Sáinz, El motor de racción y sus sistemas auxiliares, Madrid: THOMSON PARANINFO, 2004.
- [9] B. J. Brelje y J. R. Martins, «Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches,» *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 104, pp. 1-19, 2019.
- [10] F. Gaspari, L. Trainelli, A. Rolando y I. Perkon, «MAHEPA,» 13 Noviembre 2017. [En línea]. Available: <https://mahepa.eu/wp-content/uploads/2017/12/D1.1-Concept-of-Modular-Architecture-fro-Hybrid-Electric-Propulsion-of-Aircraft.pdf>. [Último acceso: 8 Septiembre 2019].
- [11] D. Scholz, «Hamburg University of Applied Sciences,» 8 y 9 Noviembre 2018. [En línea]. Available: <https://www.fzt.haw->

hamburg.de/pers/Scholz/Aero/SCHOLZ_DIETER-
2018_PRE_EHA2018_EvaluatingAircraftWithHybridPropulsion_18-11-08.pdf.
[Último acceso: 31 Diciembre 2019].

- [12] Z. J., «A METHOD FOR THE CONCEPTUAL DESIGN OF HYBRID ELECTRIC AIRCRAFT,» TuDelft, Delft, 2018.
- [13] S. Elmousadik, V. Ridard, N. Secrieru, A. Joksimovic, C. Maury y X. Carbonneau, «New Preliminary Sizing Methodology for a Commuter Airplane with Hybrid-Electric Distributed Propulsion,» *AEGATS18*, pp. 1-11, 2018.
- [14] S. Gudmundsson, *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*, Oxford: Elsevier, 2014.
- [15] ATR, «ATR 42-500,» ATR, Septiembre 2014. [En línea]. Available: http://www.atraircraft.com/datas/download_center/34/fiches_500_septembre2014_34.pdf. [Último acceso: 15 Marzo 2020].
- [16] NASA, «Single-aisle Turboelectric Aircraft with Aft Boundary-Layer Propulsion,» ASAB Projects, [En línea]. Available: <https://sacd.larc.nasa.gov/asab/asab-projects-2/starc-abl/>. [Último acceso: 15 Marzo 2020].
- [17] J. L. Felder, G. V. Brown, H. DaeKim y J. Chu, «Turboelectric Distributed Propulsion in a Hybrid Wing Body Aircraft,» de *20th International Society for Airbreathing Engines*, Gothenburg, 2011.
- [18] L. Gipson, «Hybrid Wing Body Goes Hybrid,» NASA, 7 Agosto 2017. [En línea]. Available: <https://www.nasa.gov/content/hybrid-wing-body-goes-hybrid>. [Último acceso: 15 Marzo 2020].
- [19] NASA, «X-57 Maxwell,» ASAB Projects, [En línea]. Available: <https://sacd.larc.nasa.gov/x57maxwell/>. [Último acceso: 15 Marzo 2020].
- [20] NASA, «Glenn Research Center,» NASA, [En línea]. Available: <https://www1.grc.nasa.gov/aeronautics/hep/airplane-concepts/#eco150>. [Último acceso: 08 Abril 2020].
- [21] J. L. Felder, «NASA Electric Propulsion System Studies,» de *Systems Analysis & Integration Advanced Air Transport Technology Project NASA Glenn Research Center*, Cleveland, 2015.

- [22] NASA, «X-57 Maxwell,» 26 Junio 2019. [En línea]. Available: https://sacd.larc.nasa.gov/files/2019/08/X-57_Litho_2_Sasha_06-26-2019-2.pdf. [Último acceso: 08 Abril 2020].
- [23] A. Propia, Ciudad de México, 2022.
- [24] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION U.S. Department of Transportation, Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, Oklahoma: United States Department of Transportation, 2016.
- [25] E. S. Hendricks, «A Review of Boundary Layer Ingestion Modeling Approaches for use in Conceptual Design,» NASA, Cleveland, 2018.
- [26] ONERA, «ONERA The French Aerospace Lab,» ONERA, 15 06 2015. [En línea]. Available: <https://www.onera.fr/en/news/nova-nextgen-onera-versatile-aircraft>. [Último acceso: 16 Junio 2020].
- [27] M. D. Patterson, J. M. Derlaga y N. K. Borer, «High-Lift Propeller System Configuration Selection for NASA's SCEPTOR Distributed Electric Propulsion Flight Demonstrator,» NASA, Washington, 2016.
- [28] M. K. Bradley y C. K. Droney, «Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase 2. Volume 2; Hybrid Electric Design Exploration,» NASA, California, 2015.
- [29] European Union Aviation Safety Agency, «TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET No. IM.E.041 for Engine PW100 series engines,» 08 Marzo 2018. [En línea]. Available: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA%20IM.E.041%20TCDS%20Issue%204.pdf>. [Último acceso: 05 Mayo 2020].
- [30] M. K. Bradley y C. K. Droney, «Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase II – Volume II – Hybrid Electric Design Exploration,» NASA, Hampton, 2015.
- [31] F. M. White, Fluid Mechanics, New York: McGraw-Hill, 2008.
- [32] C. Mustafa, «The international standard atmosphere (isa),» *Anadolu University, Turkey*, vol. 30, nº 9, 2000.
- [33] ANSYS, ANSYS Fluent Theory Guide, Canonsburg : ANSYS, Inc., 2013.
- [34] ANSYS, ANSYS Fluent Tutorial Guide, Canonsburg: ANSYS, Inc., 2017.

- [35] ANSYS, ANSYS Fluent User's Guide, Canonsburg: ANSYS, Inc., 2013.
- [36] W. F. M., *Viscous Fluid Flow*, New York: McGraw-Hill, 2006.
- [37] E. Kreyszig, *Matemáticas avanzadas para ingeniería*, Columbus: Limusa Wiley, 2003.
- [38] X. Ayneto Gubert, *Mecánica del medio continuo en la ingeniería*, Barcelona: Edicions UPC, 2006.
- [39] I. H. Abbott, A. E. Von Doenhoff y L. S. Stivers Jr, «Report No. 824 Summary of Airfoil Data,» NACA, Virginia , 1945.
- [40] E. . F. Barrera, F. . A. Aguirre, S. Vargas y E. D. Martínez, «Influencia del Y Plus en el Valor del Esfuerzo Cortante de Pared a través Simulaciones empleando Dinámica Computacional de Fluidos,» *Información Tecnológica*, vol. 29, nº 4, pp. 291-302, 2018.
- [41] ANSYS, Inc., ANSYS Meshing User's Guide, Canonsburg: ANSYS, 2010.
- [42] AIAA, «Guide for the Verification and Validation of Computational Fluid Dynamics Simulations,» American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston (Virginia), 2002.
- [43] A. Uranga, M. Drela, D. K. Hall y E. M. Greitzer, «Analysis of the Aerodynamic Benefit from Boundary Layer Ingestion for Transport Aircraft,» *AIAA JOURNAL*, pp. 1-11, 2018.
- [44] A. Uranga, M. Drela, E. . M. Greitzer, D. K. Hall, N. A. Titchener, M. K. Lieu,, N. M. Siu, C. Casses, A. C. Huang, G. M. Gatlin y J. . A. Hannon, «Boundary Layer Ingestion Benefit of the D8 Transport Aircraft,» *AIAA JOURNAL*, pp. 1-16, 2017.
- [45] M. D. Patterson, J. M. Derlaga y N. K. Borer, «High-Lift Propeller System Configuration Selection for NASA's SCEPTOR Distributed Electric Propulsion Flight Demonstrator,» NASA, Washington, 2016.