

Modelación computacional del comportamiento mecánico del perfil alar de la aeronave A-29B Súper Tucano en operaciones de vuelo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana

Muñoz Anda, Paúl Andrés

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Ingeniería Mecánica

Trabajo de titulación, previo a la obtención del título de Ingeniero Mecánico

Ing. Sánchez Sánchez, Xavier Rolando, PhD

04 de septiembre del 2023



Alcance

- Modelar computacionalmente el comportamiento aerodinámico y mecánico del perfil alar del A-29B Súper Tucano en diferentes operaciones de vuelo, como despegue, aterrizaje y vuelo nivelado.
- La modelación aerodinámica se realizará en CFD en ANSYS Fluent, utilizando el modelo RANS k-omega SST.
- Modelación estructural-mecánica se llevará a cabo en Autodesk Inventor-Nastran aplicando análisis de tensión y resistencia.



Figura 1. *Avión A-29B Súper Tucano*

JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA

Estudiar el comportamiento aerodinámico y estructural del perfil alar del avión Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, con el fin de comprender a profundidad su funcionamiento durante diferentes maniobras y operaciones de vuelo.

La modelación computacional aporta al análisis técnico a través de simulaciones confiables, permitiendo verificar variables clave sin necesidad de realizar pruebas físicas costosas.

Los resultados pueden servir para evaluar mejoras de diseño que optimicen el comportamiento del ala.

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

- Realizar la modelación computacional del comportamiento mecánico del perfil alar de la aeronave A-29B Super Tucano en operaciones de vuelo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Analizar mediante simulación numérica CFD el comportamiento aerodinámico del perfil alar del A-29B Super Tucano en distintas condiciones de vuelo.
- Validar los resultados obtenidos de las simulaciones CFD mediante datos experimentales.
- Realizar un análisis estructural del perfil alar sometido a las cargas aerodinámicas calculadas para comprobar su resistencia mecánica.

DESARROLLO AERODINÁMICO

Perfil aerodinámico

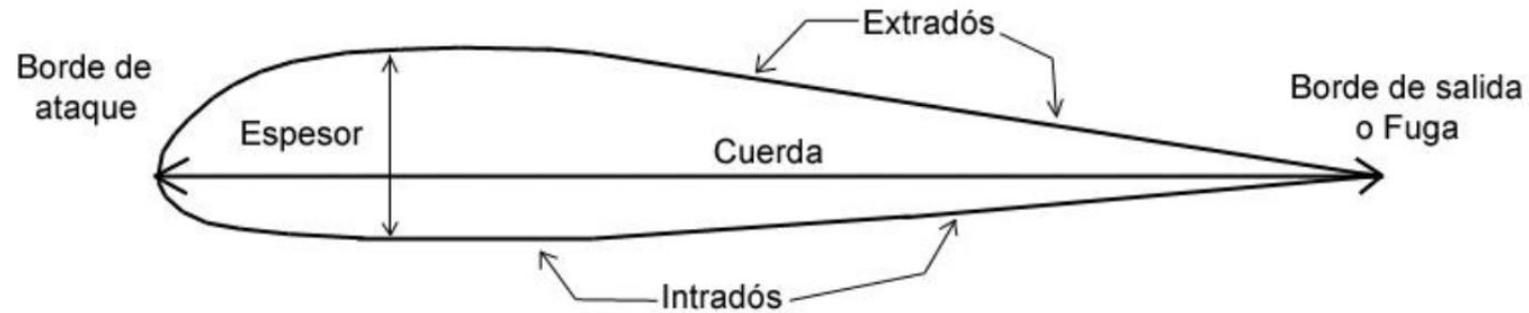


Figura 2. Partes del perfil aerodinámico

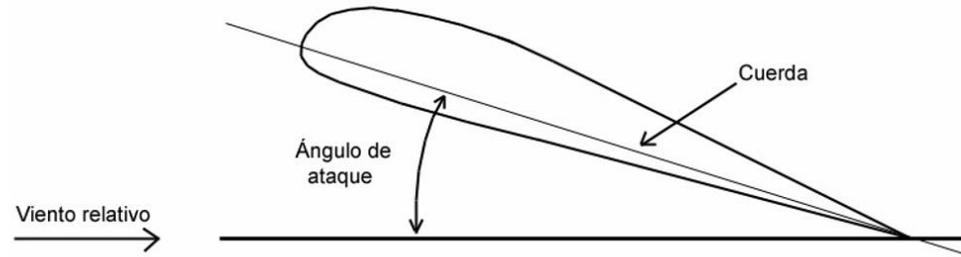


Figura 3. Ángulo de ataque

Nota: Ángulo entre la dirección del viento relativo que incide en el perfil y la línea de la cuerda

Perfil aerodinámico de 4 dígitos (NACA MPXX)

NACA 2412 **M** es el punto de curvatura máxima, siendo el 0,02 o el 2 % de la cuerda aerodinámica.

P es la posición de la curvatura máxima, siendo el 0,04 o el 4 % de la cuerda aerodinámica.

XX es el grosor, siendo el 0,12 o el 12 % de la cuerda aerodinámica.

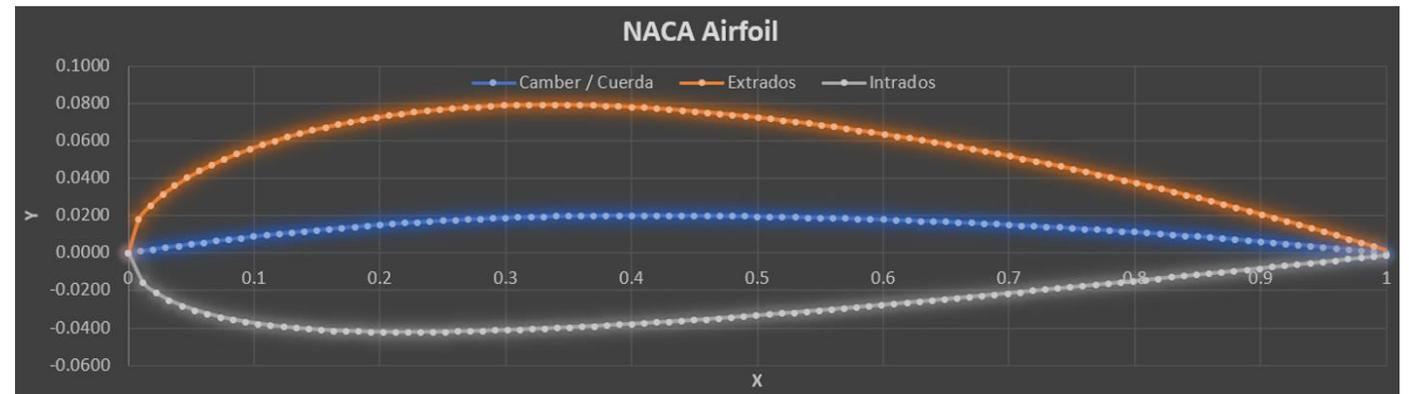


Figura 4. Perfil aerodinámico NACA 2412

Fuerzas que actúan en el ala de un avión

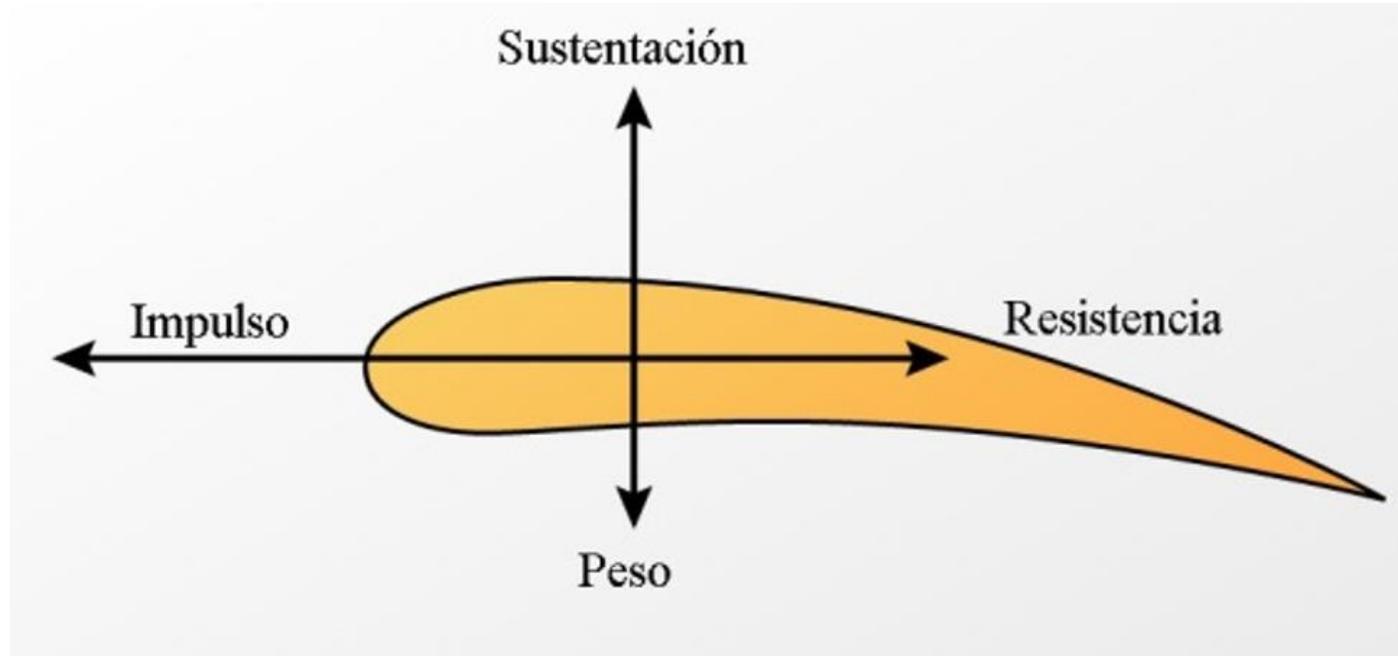


Figura 5. Principales fuerzas que actúan en el ala de un avión

Modelo de turbulencia: Modelo k-omega SST: Shear-Stress-Transport

k - ω
SST

Robustez del
modelo k - ϵ

Precisión del
modelo k - ω

Amplia variedad
de flujos

ω : tasa específica de disipación de energía cinética

ϵ : tasa de disipación de energía cinética turbulenta



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

Modelo geométrico y dominio computacional

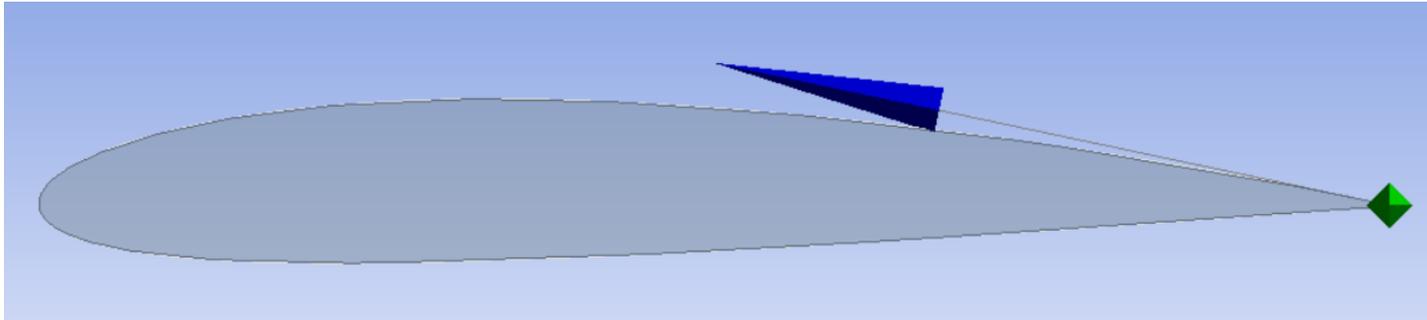


Figura 6. Geometría en ANSYS
Fluent del perfil alar NACA 2412

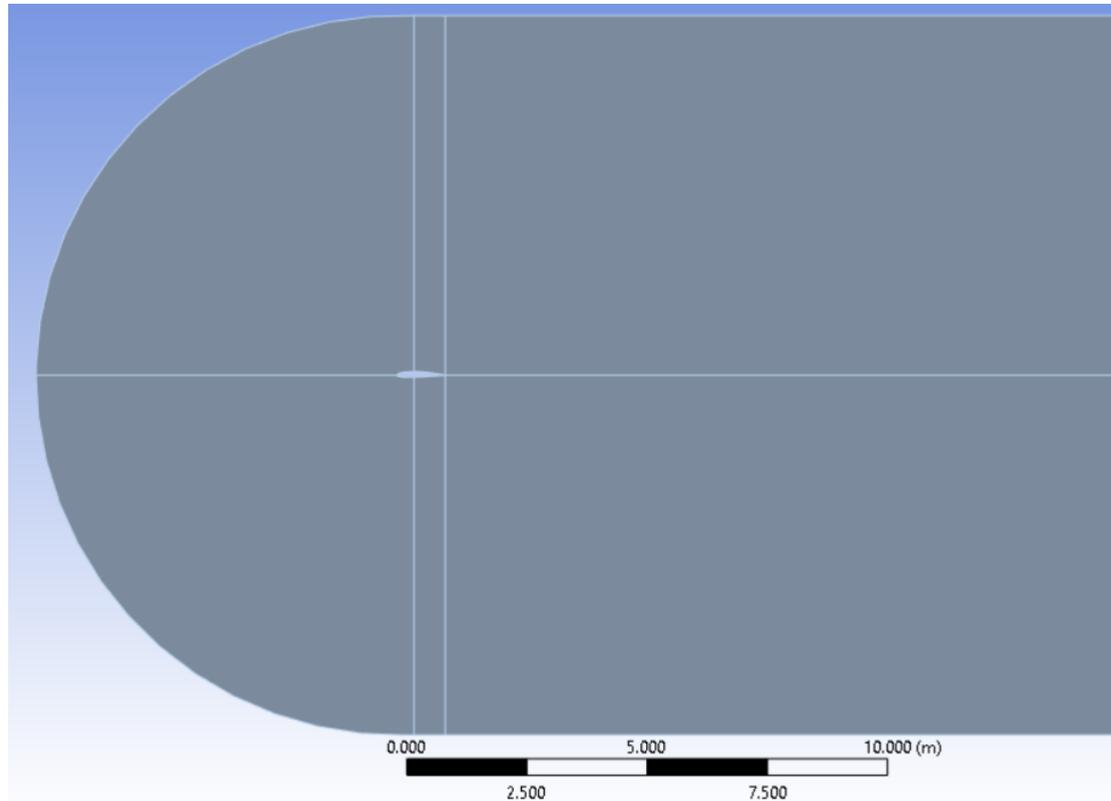


Figura 7. Volumen de control

Malla computacional

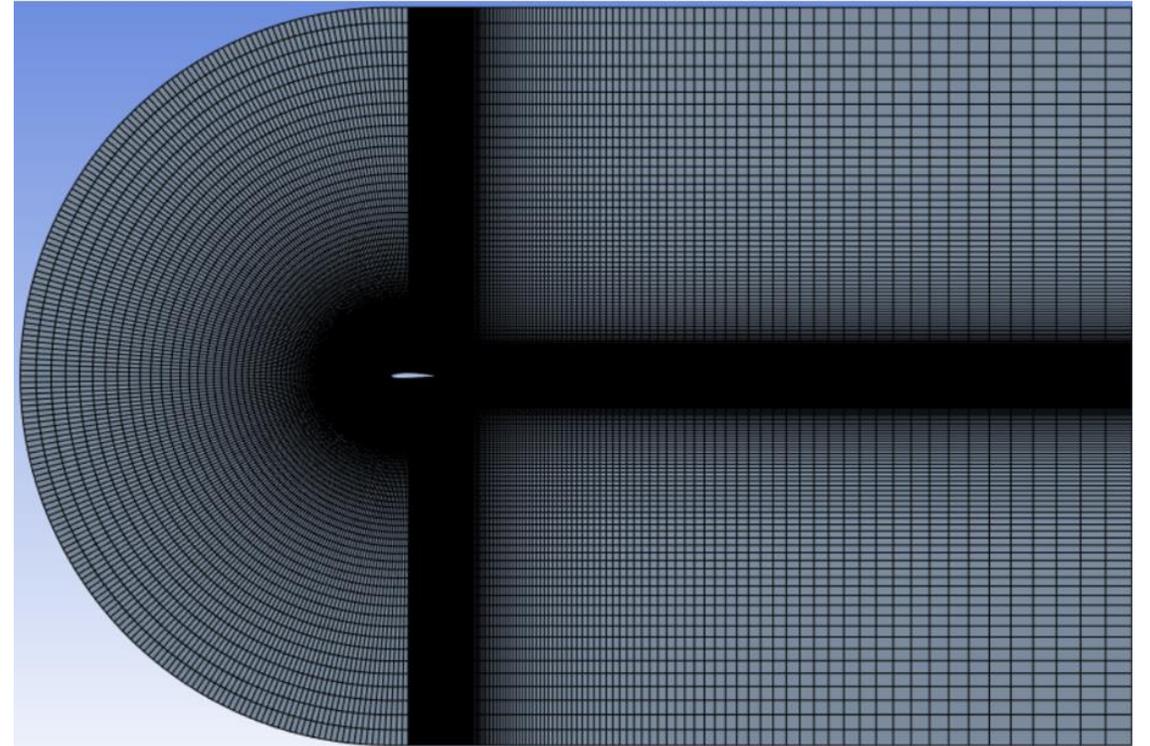
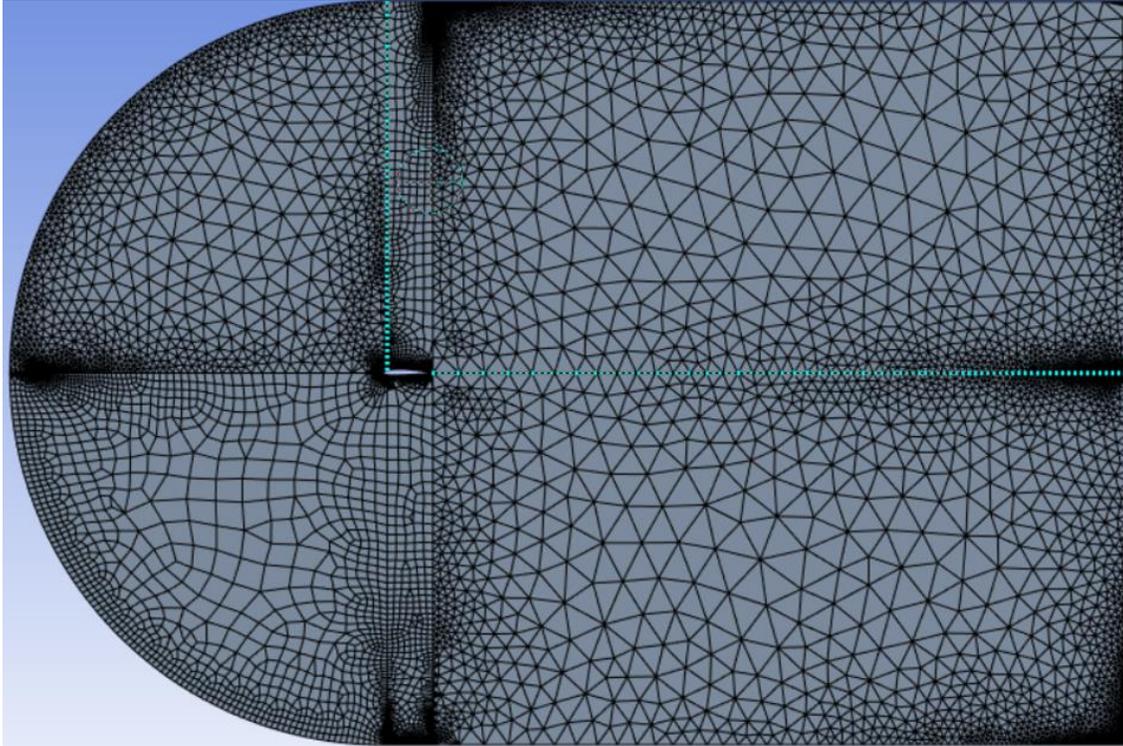
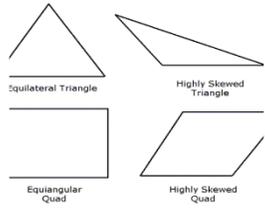


Figura 8. *Malla no estructurada y estructurada*

Análisis de convergencia

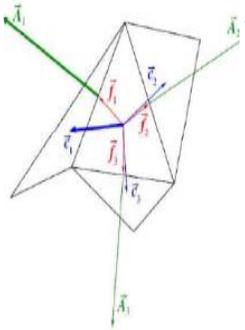
Tabla 1. *Convergencia de mallas*

| Malla | Número de elementos | Coefficiente de sustentación [C_L] | Coefficiente de resistencia [C_D] |
|---------|---------------------|--|---------------------------------------|
| Malla 1 | 100182 | 0.22446576 | 0.0078873634 |
| Malla 2 | 151800 | 0.22372849 | 0.0078875711 |
| Malla 3 | 182400 | 0.22331452 | 0.0078911537 |
| Malla 4 | 200000 | 0.22316514 | 0.0078954376 |



Oblicuidad

- Métrica para determinar la similitud en una cara o celda a un volumen de control ideal.



Ortogonalidad

- Métrica que verifica la calidad ortogonal de las dos caras del volumen de control.

Tabla 2. Valores de oblicuidad

| Valor de oblicuidad | Calidad de la celda |
|---------------------|---------------------|
| 0.95 - 1 | Inaceptable |
| 0.95 - 0.97 | Mala |
| 0.80 - 0.94 | Aceptable |
| 0.50 - 0.80 | Buena |
| 0.25 - 0.5 | Muy buena |
| 0 - 0.25 | Excelente |
| 0 | Ideal |

Tabla 3. Valores de ortogonalidad

| Valor de ortogonalidad | Calidad de la celda |
|------------------------|---------------------|
| 0 - 0.001 | Inaceptable |
| 0.001 - 0.14 | Mala |
| 0.15 - 0.20 | Aceptable |
| 0.20 - 0.69 | Buena |
| 0.70 - 0.95 | Muy buena |
| 0.95 - 1 | Excelente |
| 1 | Ideal |

Calidad de la malla

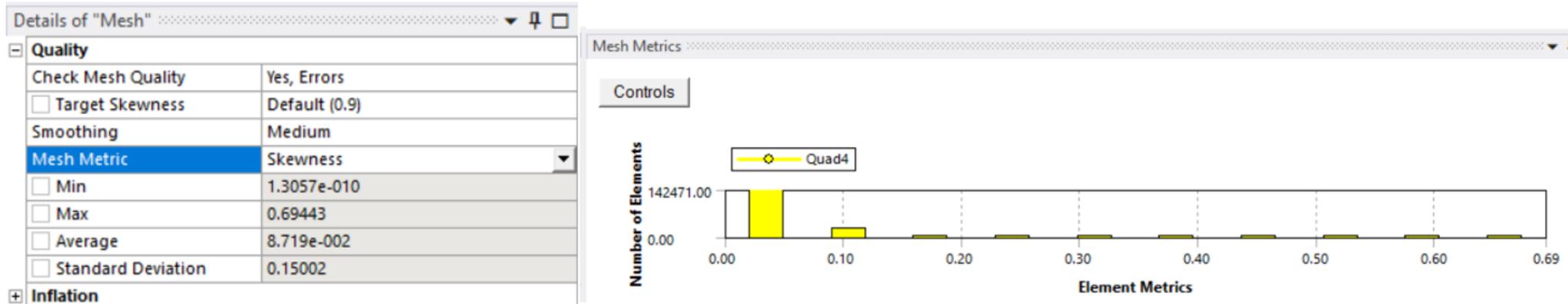


Figura 8. Valores de oblicuidad

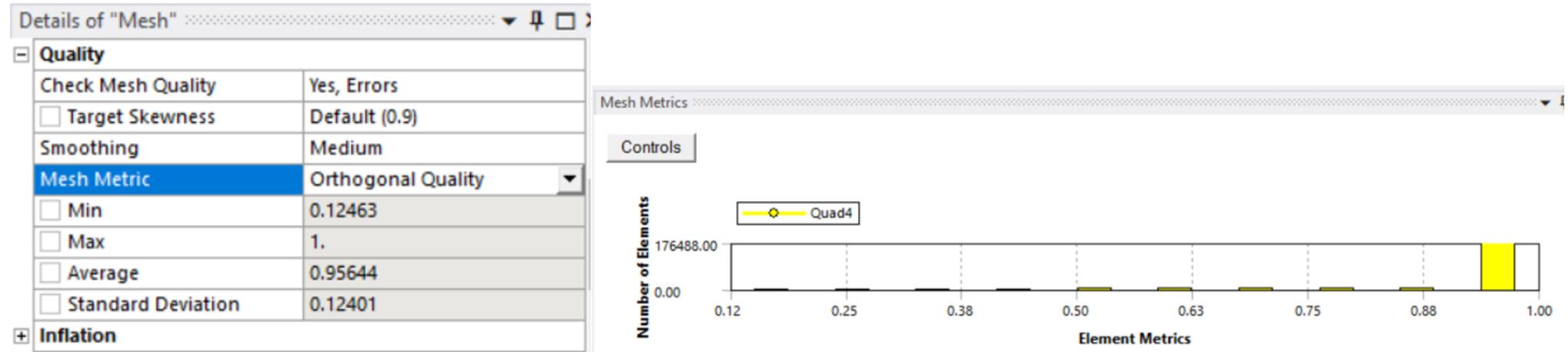


Figura 9. Valores de ortogonalidad

Condiciones de frontera

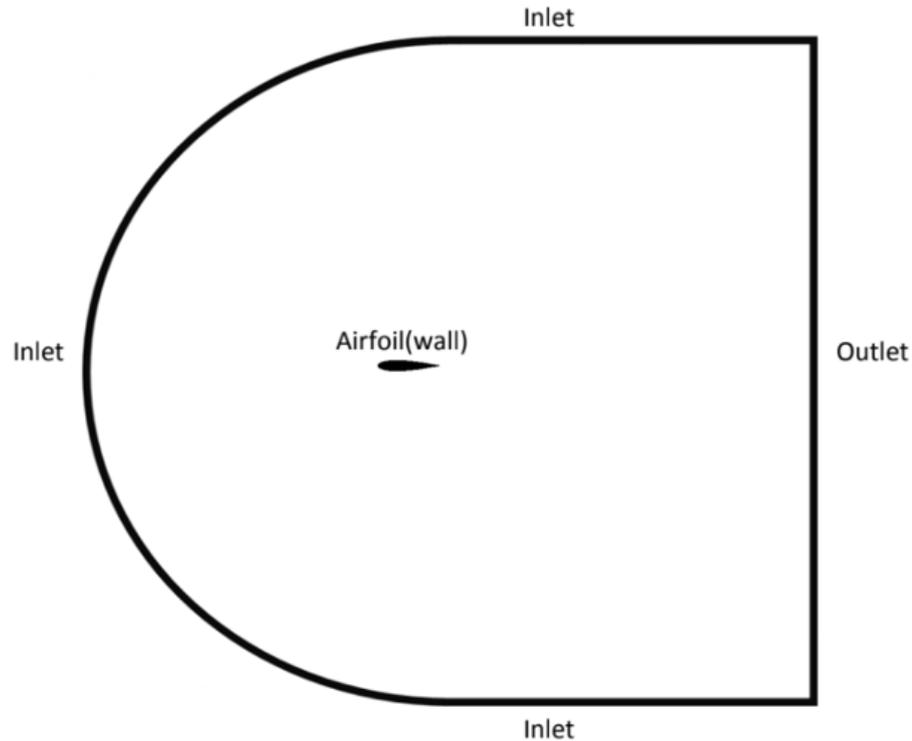


Figura 10. *Condiciones de frontera*

Entrada o Inlet

- Velocidad de entrada

Salida u Outlet

- Presión de salida 0

Superficie de ala o Wall

- Velocidad en toda esa superficie es cero

Convergencia en la solución

| Residual | Monitor | Check Convergence | Absolute Criteria |
|------------|-------------------------------------|-------------------------------------|-------------------|
| continuity | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | 1e-06 |
| x-velocity | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | 1e-06 |
| y-velocity | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | 1e-06 |
| k | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | 1e-06 |
| omega | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | 1e-06 |

Figura 11. Criterios de convergencia

```
iter  continuity  x-velocity  y-velocity  k  omega  sustentaci  arrastre_c  time/iter
386  7.8465e-11  6.7903e-13  4.1003e-14  1.1204e-07  1.0154e-06  2.2340e-01  7.8456e-03  0:09:07  614
387  7.7987e-11  6.7724e-13  4.0872e-14  1.1207e-07  1.0035e-06  2.2340e-01  7.8456e-03  0:09:19  613
388  7.7473e-11  6.7549e-13  4.0699e-14  1.1210e-07  9.9180e-07  2.2340e-01  7.8456e-03  0:07:27  612
388  solution is converged
```

Figura 12. Convergencia de la simulación

RESULTADOS AERODINÁMICOS

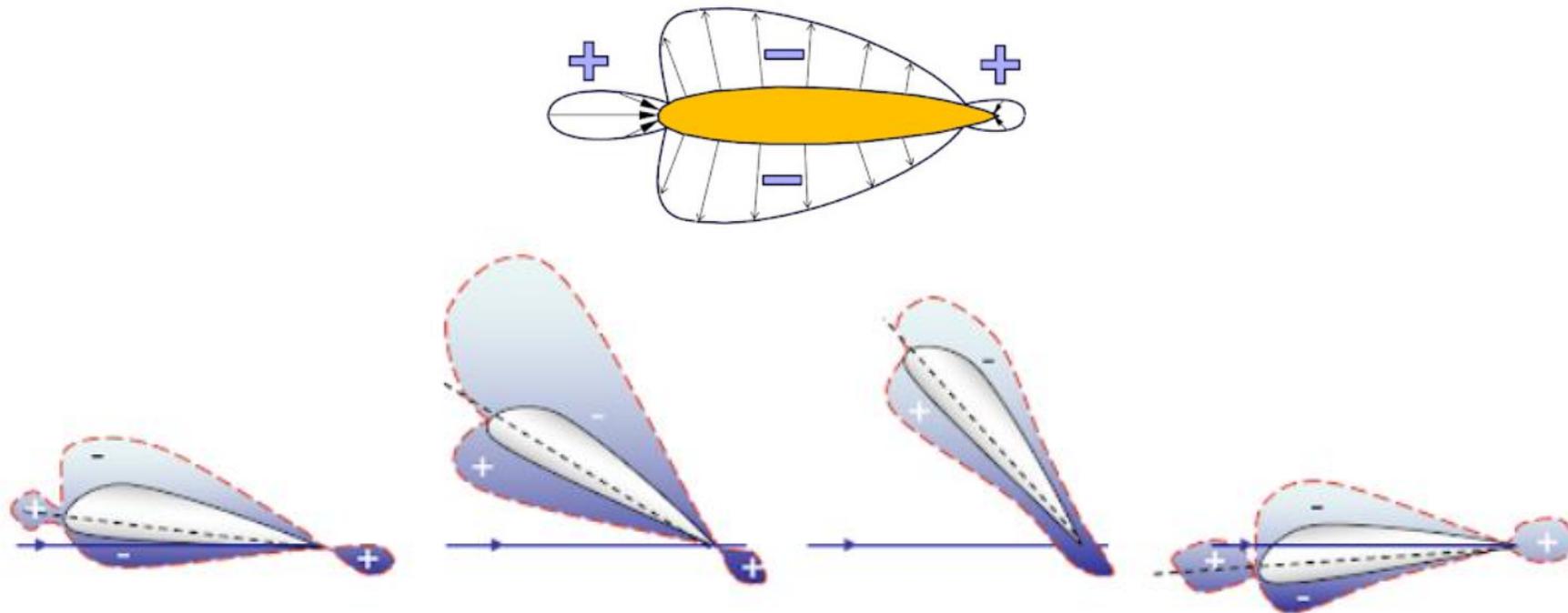


Figura 13. *Distribución de presión estática alrededor de un perfil aerodinámico en varios ángulos de ataque.*

Simulaciones del comportamiento aerodinámico del perfil alar en operaciones de despegue

Tabla 4. *Parámetros de vuelo en condiciones de despegue*

| Parámetros | Valor | Unidad |
|-----------------------|----------|-----------------------------|
| Velocidad | 82,31 | [<i>m/s</i>] |
| Ángulo de ataque | 7,5 | [<i>o</i>] |
| Temperatura | 288,15 | [<i>K</i>] |
| Densidad | 1,225 | [<i>kg/m³</i>] |
| Presión | 101325 | [<i>Pa</i>] |
| Viscosidad cinemática | 1,470e-5 | [<i>m²/s</i>] |
| Viscosidad dinámica | 1,802e-5 | [<i>kg/m * s</i>] |
| Número de reynolds | 5.5954e9 | - |
| Rugosidad | 5.94e-7 | [<i>m</i>] |

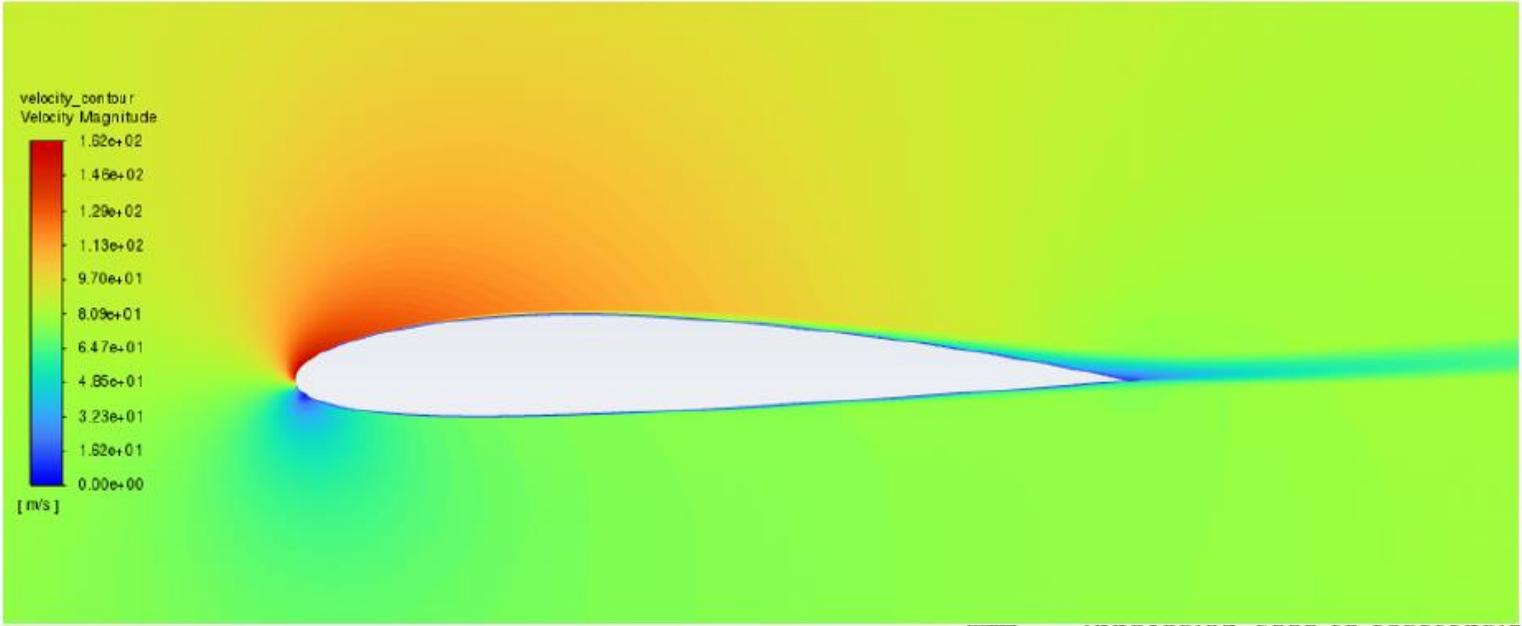
Nota: “Los parámetros de ingreso para la simulación CFD en condiciones de despegue fueron tomados del Manual de Fase para el avión A-29B, entregada por el CICTE, en su capítulo 6, literal E, ‘Operaciones en vuelo - ascenso’.”

Presión y velocidad a 7.5 grados



Figura 14. Campo de presiones a 7.5 grados

Figura 15. Campo de velocidades a 7.5 grados



Coeficiente de resistencia

Generado por el fluido al pasar por el perfil aerodinámico.

$$C_d = 0.012705582$$

Coeficiente de sustentación

Perpendicular a la dirección del flujo relativo y con sentido hacia la zona donde la presión estática es menor.

$$C_L = 1.0120112$$



Validación de la simulación con el Coeficiente de sustentación a 7.5 grados

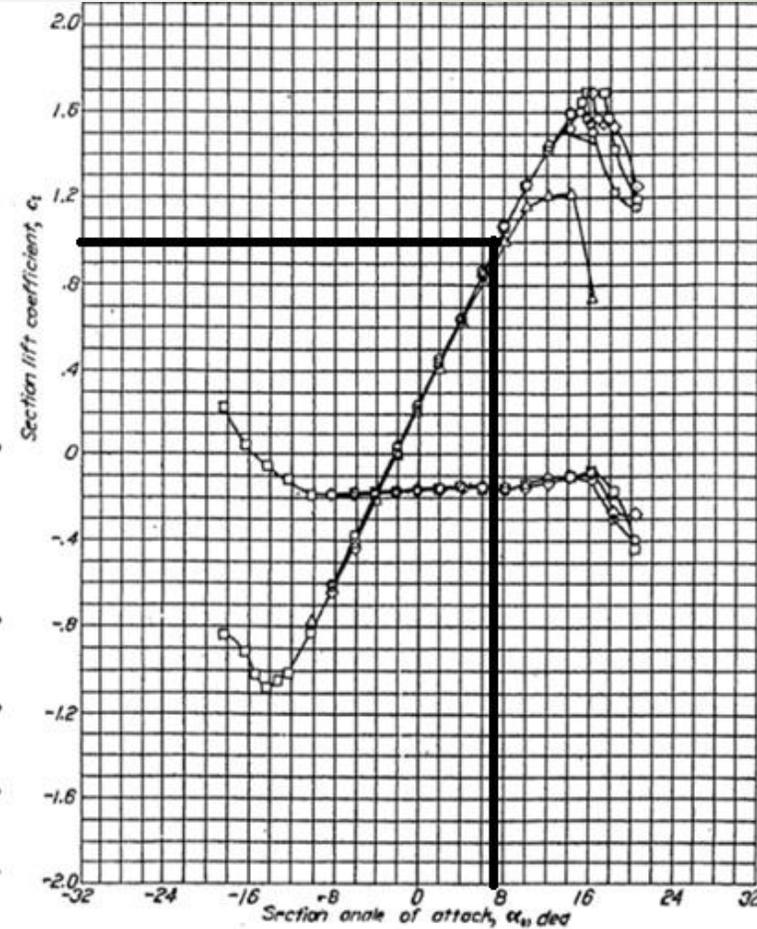


Figura 16. Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque a 7.5 grados en túnel de viento

Tabla 5. Validación de la simulación en operaciones de despegue

| Operación | Resultado experimental [C_L] | Resultado de simulación [C_L] | Error [%] |
|-----------|----------------------------------|-----------------------------------|-----------|
| Despegue | 1 | 1.0120112 | 1.19 |

Tabla 6. *Parámetros de vuelo en condiciones de aterrizaje*

| Parámetros | Valor | Unidad |
|-----------------------|----------|-----------------------------|
| Velocidad | 56.59 | [<i>m/s</i>] |
| Ángulo de ataque | -3 | [<i>o</i>] |
| Temperatura | 288,15 | [<i>K</i>] |
| Densidad | 1,225 | [<i>kg/m³</i>] |
| Presión | 101325 | [<i>Pa</i>] |
| Viscosidad cinemática | 1,470e-5 | [<i>m²/s</i>] |
| Viscosidad dinámica | 1,802e-5 | [<i>kg/m * s</i>] |
| Número de reynolds | 3.847e9 | - |
| Rugosidad | 5.94e-7 | [<i>m</i>] |

Nota: “Los parámetros de ingreso para la simulación CFD en condiciones de despegue fueron tomados del Manual de Fase para el avión A-29B, entregada por el CICTE, en su capítulo 6, literal K, ‘Operaciones en vuelo - aterrizaje’.”

Presión y velocidad a -3 grados

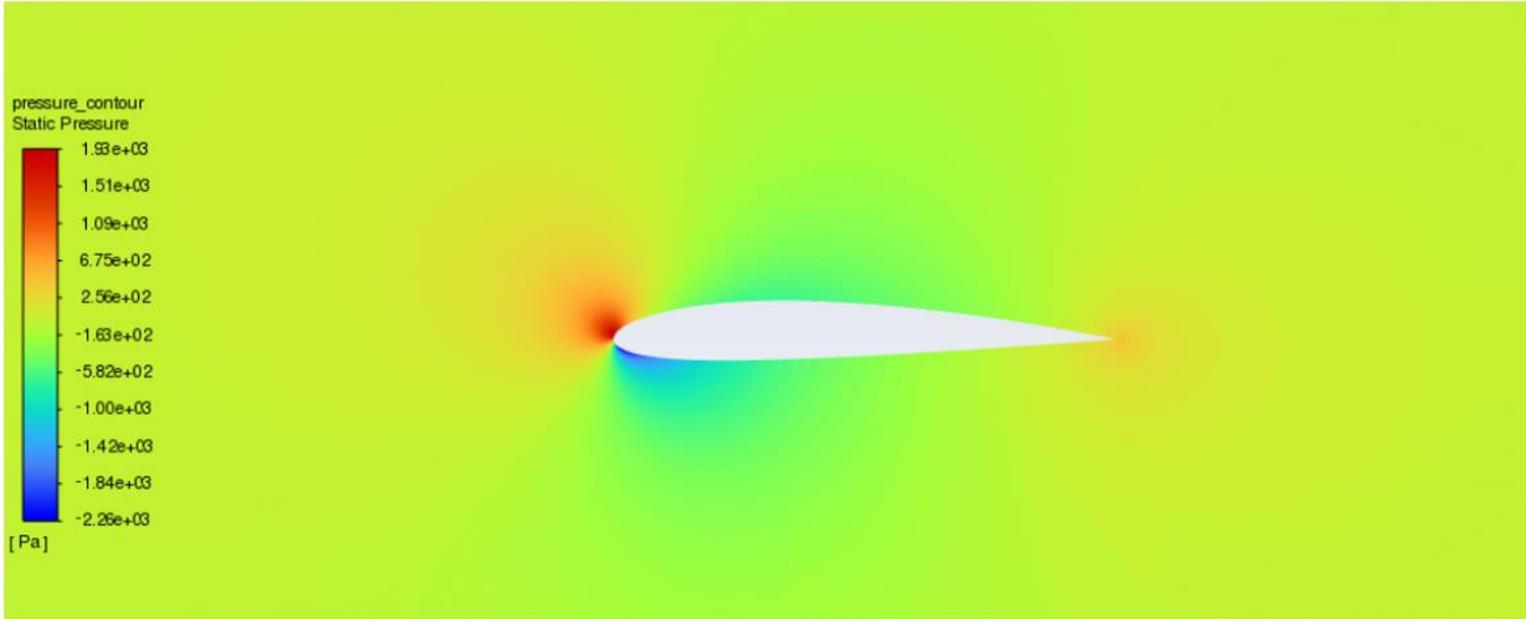
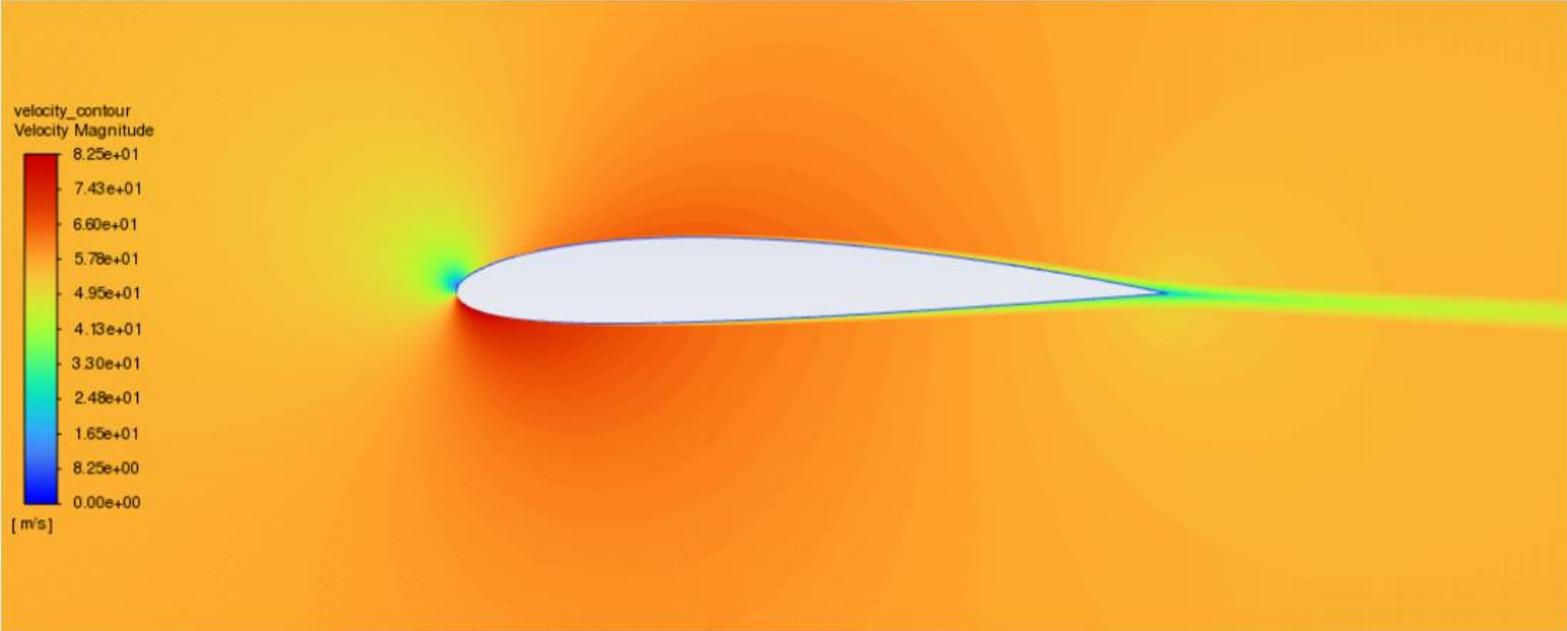


Figura 17. Campo de presiones a -3 grados

Figura 18. Campo de velocidades a -3 grados



Coeficiente de resistencia

Generado por el fluido al pasar por el perfil aerodinámico.

$$C_d = 0.0090161849$$

Coeficiente de sustentación

La parte superior del ala experimentará una disminución en la presión, lo que a su vez disminuirá la sustentación.

$$C_L = -0.10412964$$



Validación de la simulación con el Coeficiente de sustentación a -3 grados

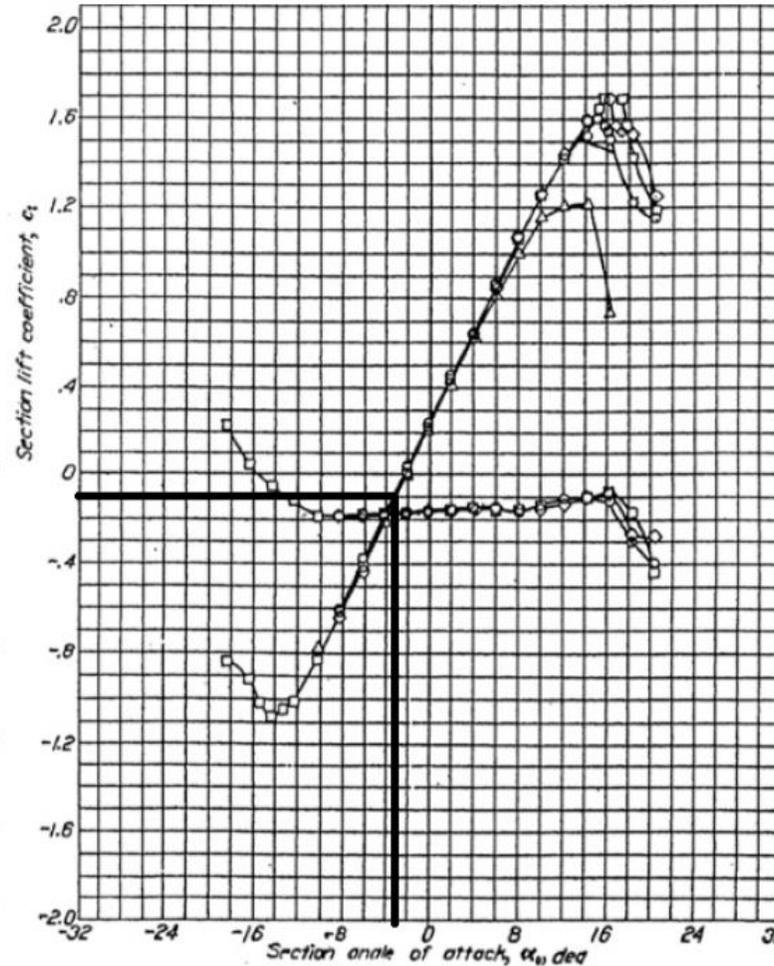


Figura 19. Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque a -3 grados en túnel de viento

Tabla 7. Validación de la simulación en operaciones de aterrizaje

| Operación | Resultado experimental [C_L] | Resultado de simulación [C_L] | Error [%] |
|------------|----------------------------------|-----------------------------------|-----------|
| Aterrizaje | -0.10 | -0.10412964 | 3.97 |

Tabla 8. *Parámetros de vuelo en condiciones de vuelo recto-nivelado*

| Parámetros | Valor | Unidad |
|---------------------|------------|----------------|
| Velocidad | 144 | [m/s] |
| Ángulo de ataque | 0 | [$^{\circ}$] |
| Temperatura | 278,25 | [K] |
| Densidad | 1,05598 | [kg/m^3] |
| Presión | 84307 | [Pa] |
| Viscosidad dinámica | 1,74128e-5 | [$kg/m * s$] |
| Número de reynolds | 8.733e11 | - |
| Rugosidad | 5.94e-7 | [m] |

Nota: “Para el análisis aerodinámico en el régimen de vuelo recto y nivelado se ha considerado como parámetros de ingreso para la simulación CFD al Manual de Vuelo de la aeronave A-29B TO 1A-29B(STD)-1, en su capítulo 5.2, “Speed limitations”. Cuya velocidad máxima estructural con almacenamiento externo está establecida en 280 KCAS (Knots Indicated Air Speed)”

Presión y velocidad a 0 grados

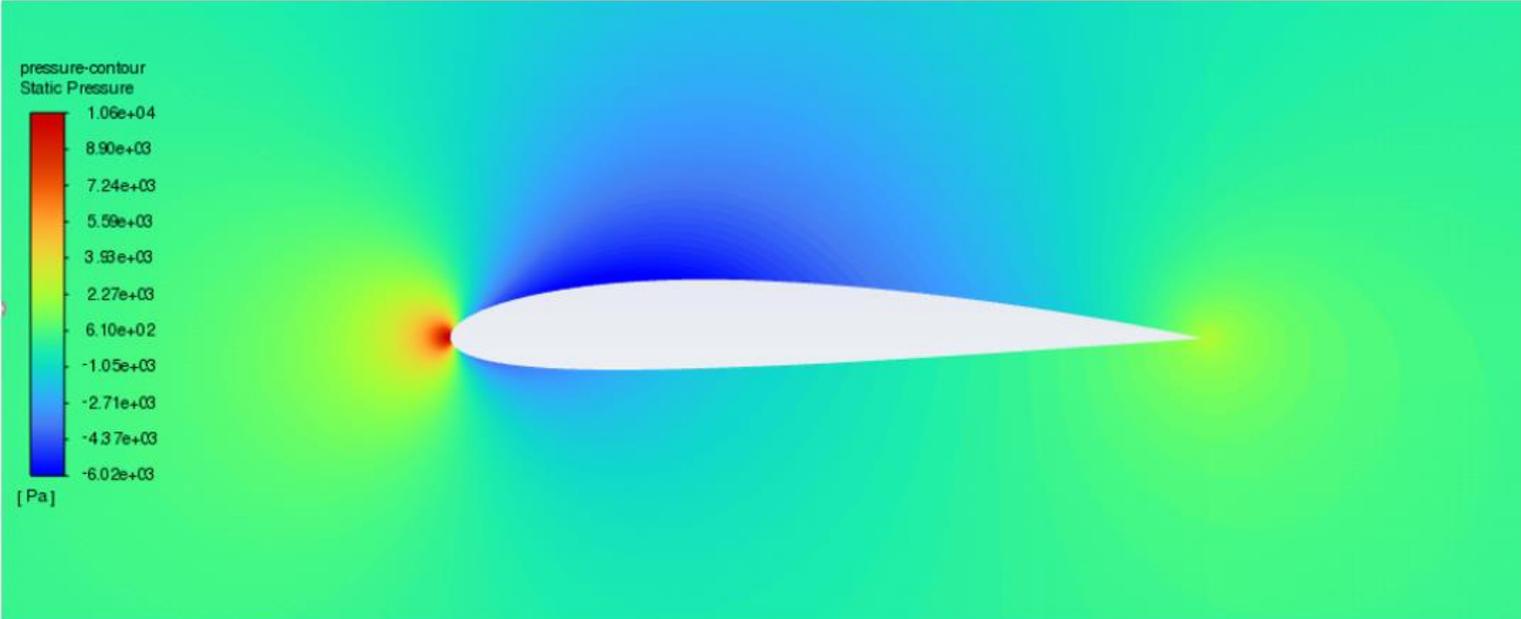


Figura 20. Campo de presiones a 0 grados

Figura 21. Campo de velocidades a 0 grados



Coeficiente de resistencia

El perfil alar no genera resistencia

$$C_d = 0.0078954247$$

Coeficiente de sustentación

No genera sustentación significativa, ya que no hay diferencias notables de presión

$$C_L = 0.22316514$$



Validación de la simulación con el Coeficiente de sustentación a 0 grados

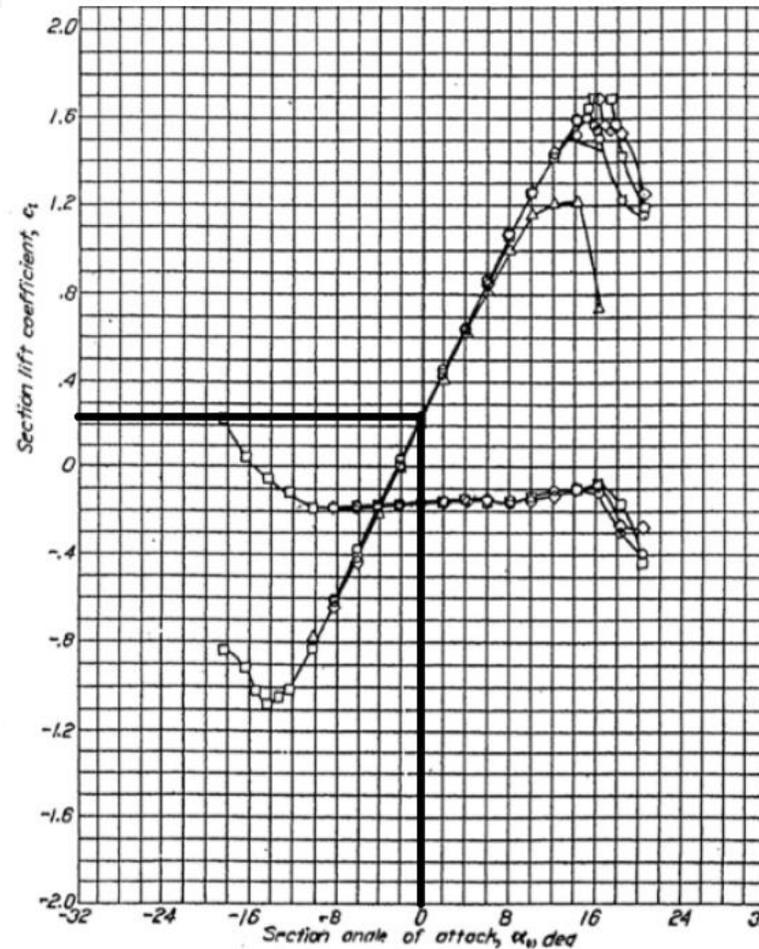


Figura 22. Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque a 0 grados en túnel de viento

Tabla 9. Validación de la simulación en operaciones de vuelo recto-nivelado

| Operación | Resultado experimental [C_L] | Resultado de simulación [C_L] | Error [%] |
|----------------|----------------------------------|-----------------------------------|-----------|
| Recto-nivelado | 0.22 | 0.22316514 | 1.42 |

ANÁLISIS TENSIONAL

Tabla 10. Propiedades mecánicas del material compuesto del componente reparado

| Propiedad | Valor |
|--|---------------------------|
| Módulo de elasticidad longitudinal (E_l) | $2,36 \times 10^4 [MPa]$ |
| Módulo de elasticidad transversal (E_t) | $2,36 \times 10^4 [MPa]$ |
| Coefficiente de Poisson (ν) | 0,26 |
| Módulo de Cizallamiento (G_{lt}) | $3,945 \times 10^3 [MPa]$ |
| Resistencia a la tracción (S) | $320 [MPa]$ |
| Resistencia a la tracción en dirección transversal (Y_t) | $47,081 [MPa]$ |
| Resistencia a la compresión en dirección transversal (Y_c) | $294,4 [MPa]$ |

Nota: Adaptado de REPARACIÓN DE LOS DAÑOS EN LOS COMPONENTES WING TIP LEADING EDGE Y WING CENTER LEADING EDGE DE LA AERONAVE A- 29B SÚPER TUCANO APLICANDO EL MÉTODO DE LAMINACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS, (Avila y Vasquez, 2023)

Figura 23. Propiedades de nuevo material

The screenshot shows a software interface for defining material properties. The 'Material' section includes a 'Select Material' button, a name field containing 'material compuest', an ID field with '3', a 'Type' dropdown set to 'Orthotropic 2D', and a 'Sub Type' dropdown set to 'Neo-Hookean'. Under 'Idealizations', 'Solid 1' is selected. A 'Save New Material' button is at the bottom. The 'General' section contains fields for density (1.8125), GE, and T_REF. The 'Structural' section contains fields for E1 (2.36e+10), E2 (2.36e+10), G12 (3.945e+9), G22, G12, nu12 (0.26), and alpha1. The 'Allowables' section contains fields for XT, XC, YT (4.7081e+7), YC (2.944e+8), and S (3.2e+8). There is also a 'Rigid' checkbox and a 'Coordinate System' dropdown set to 'Part 1'.

Diseño alar

A-29B

La cuerda conectada al fuselaje es de 2696,8 mm.

La cuerda en la punta del ala es de 1062,22 mm.

El grosor en la punta del ala es de 132,67 mm.

La longitud total del ala es de 4750 mm.

La superficie alar de 19,4 m².

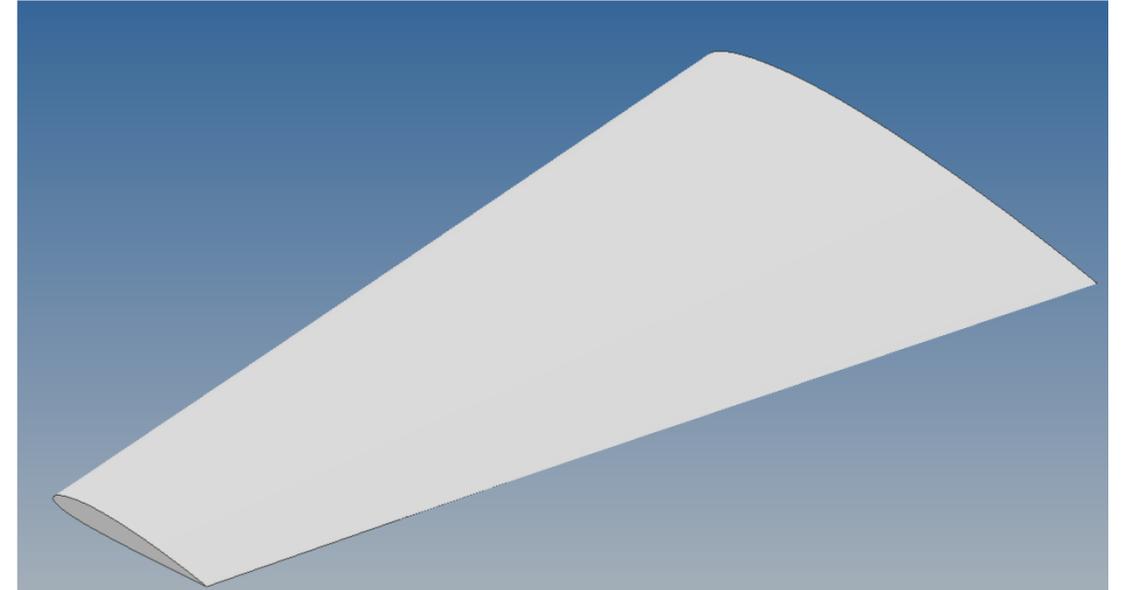


Figura 24. Modelo CAD del ala del A-29B Super Tucano

$$\% = \frac{132,67mm}{1062,22mm}$$

Perfil NACA 2412

$$\% = 0,12$$

Fuerzas del A-29B

Fuerza de resistencia

$$F_D = \frac{1}{2} \rho v_{\infty}^2 S C_D$$

$$F_D = \frac{1}{2} * 1,05598 \frac{kg}{m^3} * 144^2 \frac{m^2}{s^2} * 19,4m^2 * 0,0078954247$$

$$F_D = 1676,98N$$

$$F_D = 2515,47N$$

Máximo peso de despegue

$$MTOW = \frac{1}{2} * 3020kg * 9,81m/s^2$$

$$MTOW = 14813,1N$$

Fuerza de sustentación

$$F_L = \frac{1}{2} \rho v_{\infty}^2 S C_L$$

$$F_L = \frac{1}{2} * 1,05598 \frac{kg}{m^3} * 144^2 \frac{m^2}{s^2} * 19,4m^2 * 0,22316514$$

$$F_L = 47400,05N$$

$$F_L = 71100,08N$$

Empuje

$$T = \frac{P}{V}$$

$$T = \frac{1193000kg.m^2/s^2}{144m/s}$$

$$T = 8284,72N$$



Configuración del modelo

Tabla 11. Cargas a las que se somete el ala

| Fuerza | Eje de aplicación | Valor (N) |
|------------------------|-------------------|-----------|
| Fuerza de sustentación | F_y | 71100.08 |
| Fuerza de resistencia | F_x | 2515.47 |
| Peso | $-F_y$ | 14813.1 |
| Empuje | $-F_x$ | 14813.1 |

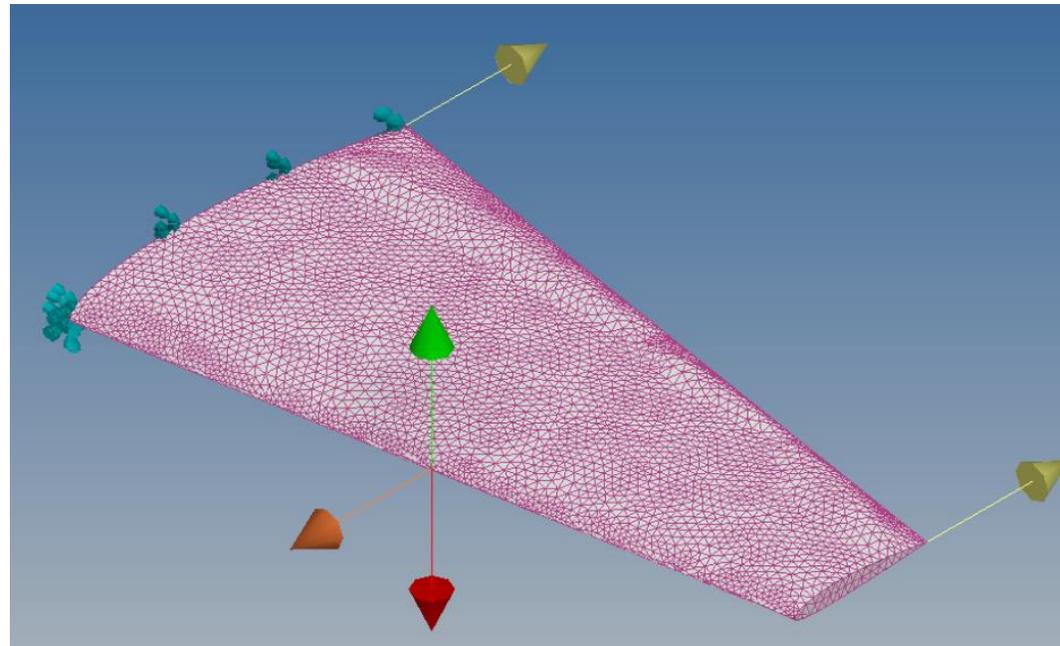


Figura 25. Configuración del modelo

Deformación total

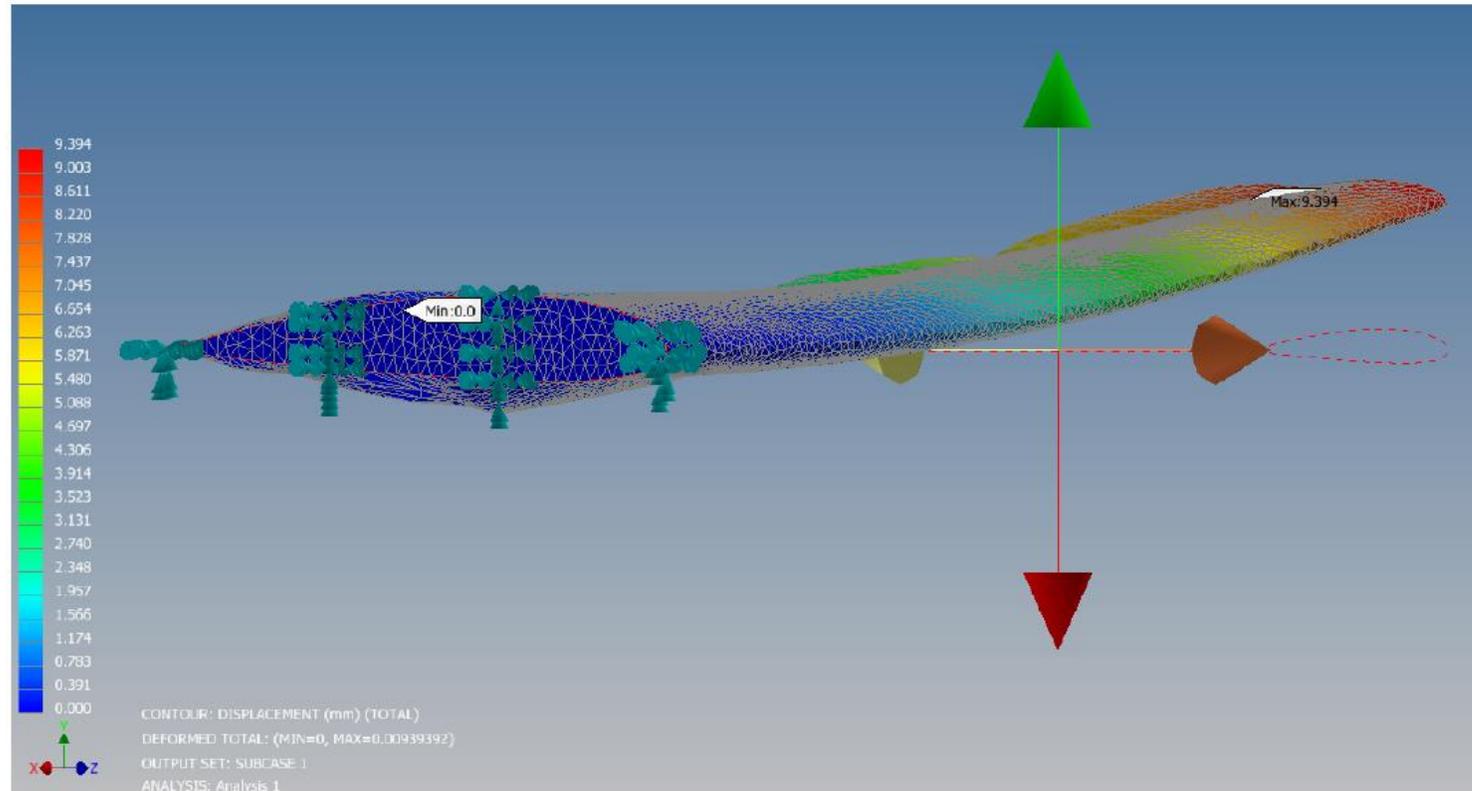


Figura 26. *Deformación total*

El resultado es una deformación máxima de 9.324 mm en el extremo de la punta del ala.

Esfuerzo equivalente en el ala

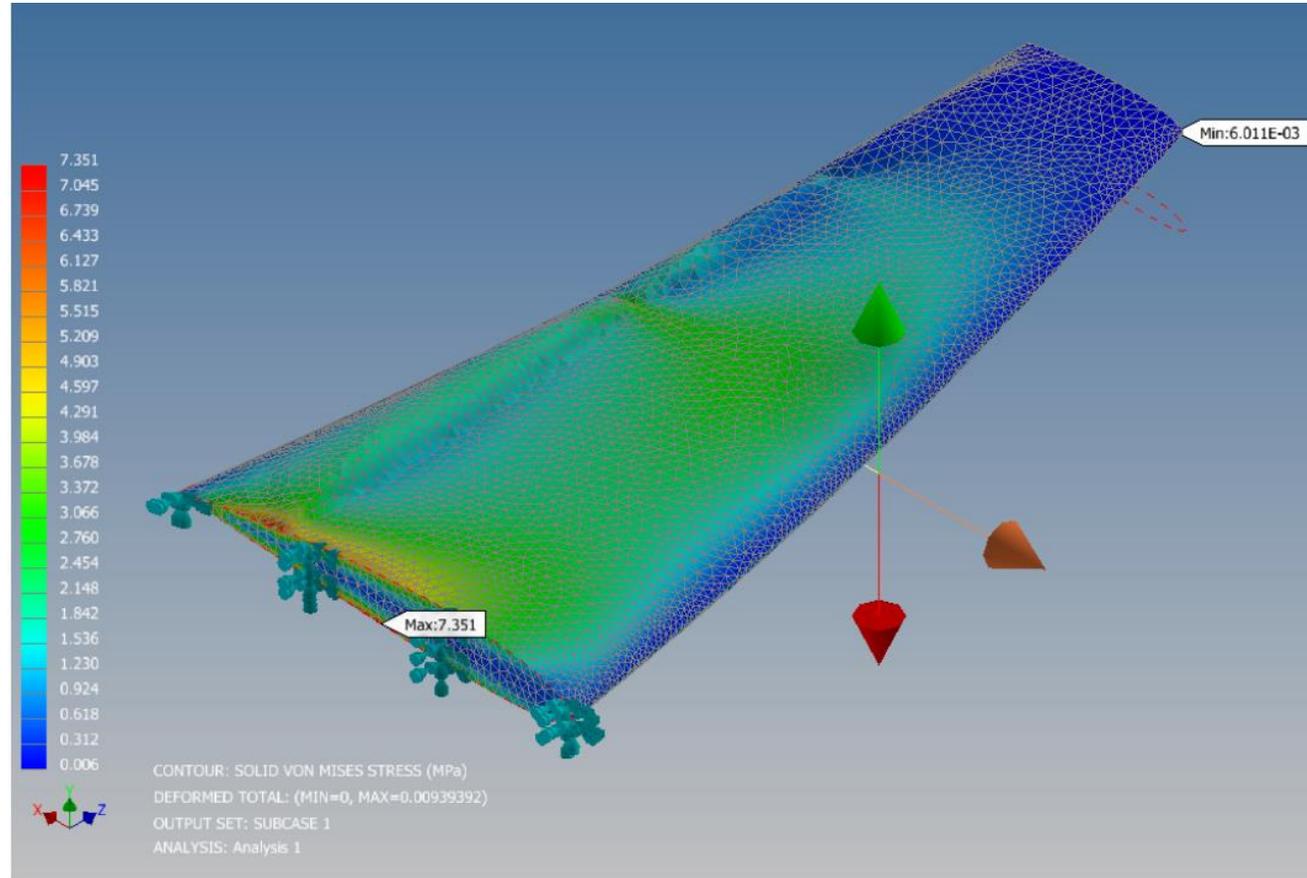


Figura 27. Esfuerzos equivalentes en la superficie del ala

El resultado de una distribución de esfuerzos equivalentes dio un valor máximo de 7.351 Mpa.

Factor de carga (seguridad)

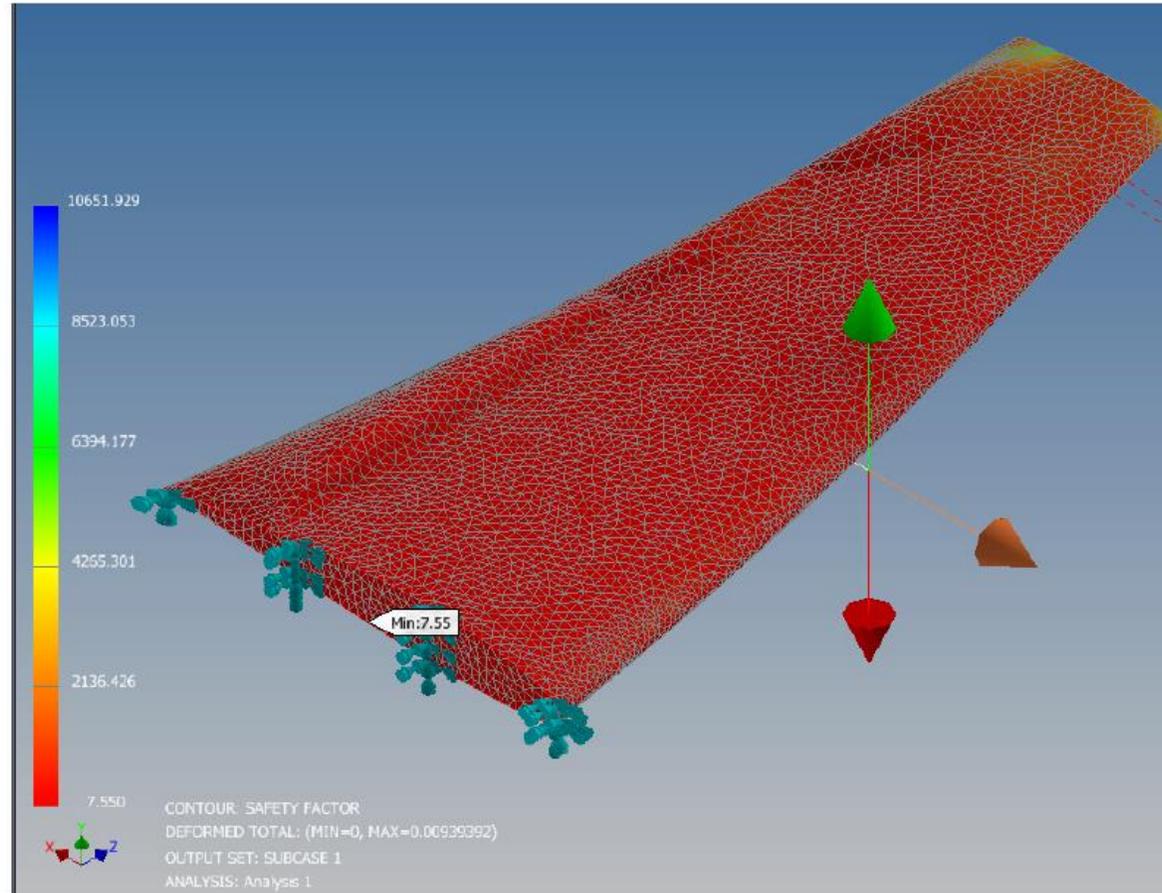


Figura 27. Factor de seguridad del ala de 7,55.

Nota: La Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) establece que este tipo de aeronaves debe tener un factor mínimo de 6 para garantizar la seguridad y la capacidad de soportar las condiciones requeridas.

CONCLUSIONES

- Se logró modelar con éxito el perfil aerodinámico NACA 2412 que tiene el ala del Super Tucano y realizar simulaciones aerodinámicas estacionarias en ANSYS Fluent para condiciones de despegue, aterrizaje y vuelo recto-nivelado.
- En las simulaciones de despegue, el coeficiente de sustentación aumentó a 1.012 y el coeficiente de resistencia disminuyó a 0.012 con el incremento del ángulo de ataque, tal como era de esperarse. Se observaron mayores presiones en la superficie inferior del ala y una mayor velocidad en la superficie superior del ala.
- Durante el aterrizaje, se notaron tendencias inversas para los coeficientes y presiones, ya que con una disminución de presión también disminuirá la sustentación a -0.1041 y un coeficiente de resistencia a 0.009.

CONCLUSIONES

- Para vuelo recto-nivelado, los coeficientes de sustentación de 0.223 y resistencia de 0.007. Los patrones de flujo como líneas de corriente y contornos de presión son simétricos y concordaron con la teoría aerodinámica.
- Los coeficientes de sustentación en todas las condiciones de vuelo coincidieron con los datos de referencia del túnel de viento para un perfil NACA 2412, validando el análisis.
- Los coeficientes de resistencia son relativamente pequeños, esto nos indica que al ser una aeronave pequeña y también su envergadura, no genera mayor resistencia aerodinámica.
- El análisis de tensiones del ala bajo las cargas operacionales mostró máximos esfuerzos de Von Mises de 7.351 MPa dentro del límite de fluencia del material compuesto.

CONCLUSIONES

- Las pruebas mecánicas arrojaron que el material compuesto escogido cumple con los requerimientos estructurales para soportar las cargas máximas de vuelo.
- El factor de seguridad de la simulación fue de 7.55, lo cual fue ampliamente superior al valor mínimo requerido de 6 según la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA), indicando la adecuación estructural del diseño.

RECOMENDACIONES

- El modelo computacional desarrollado permitió visualizar fenómenos complejos de mecánica de fluidos y de sólidos tridimensionales en el ala. Puede ser afinado aún más para futuros análisis de optimización, trabajos de mejoramiento aerodinámico y estructural.
- Realizar simulaciones transitorias para analizar el comportamiento aerodinámico del ala durante maniobras dinámicas de vuelo como giros, picados, etc. Esto permitirá caracterizar mejor las cargas.
- Contrastar los resultados con pruebas experimentales en túnel de viento para validar las predicciones numéricas.

TRABAJOS FUTUROS

- Mejorar el modelamiento computacional implementando otros modelos matemáticos como LES o DNS para capturar con mayor detalle los efectos de la turbulencia. Esto permitiría comprar los resultados obtenidos.
- Realizar estudios de optimización del diseño del perfil alar del Super Tucano. Esto implicaría la búsqueda de configuraciones que mejoren el rendimiento aerodinámico y la resistencia estructural del ala, con el objetivo de mejorar la eficiencia y desempeño de la aeronave.

GRACIAS POR SU ATENCIÓN