

Análisis aerodinámico-estructural de un micro turborreactor SR-30 para UAVs

José de Jesús González Moreno, Diana Valeria Rodríguez Martínez, Luis Arturo Reyes Osorio, Patricia Zambrano-Robledo, Luis Amezcuita Brooks

Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, San Nicolás de los Garza, NL, México

jgonzalezmn637@uanl.edu.mx; diana.rodriguezmrtnz@uanl.edu.mx;

luis.amezquitabr@uanl.edu.mx; patricia.zambranor@uanl.edu.mx.

Autor de correspondencia: luis.reyessr@uanl.edu.mx

RESUMEN

El rendimiento limitado del micro-turborreactor SR-30 exige modelos de simulación validados para optimizar su diseño. Este estudio analizó el comportamiento aerodinámico e integridad estructural del motor mediante análisis numérico FSI, evaluando velocidades de flujo libre de 5 a 25 m/s con tres modelos de turbulencia RANS. Los resultados CFD confirmaron que la fuerza de arrastre aumenta con la velocidad, y un refinamiento de malla a 5 mm garantizó valores convergentes. El modelo Spalart-Allmaras, aplicado al análisis FSI del difusor, cuantificó esfuerzo y desplazamiento máximos correlacionados con la carga de presión. Este trabajo establece un marco numérico validado y los límites operativos estructurales del difusor.

PALABRAS CLAVE

Microturbina, CFD, turborreactor, fluidos, resistencia al arrastre.

ABSTRACT

The limited performance of the SR-30 micro-turbojet engine demands validated simulation models to optimize its design. This study analyzed the aerodynamic behavior and structural integrity of the engine through FSI numerical analysis, evaluating free-flow velocities from 5 to 25 m/s with three RANS turbulence models. CFD results confirmed that drag force increases with velocity, and a 5 mm mesh refinement ensured convergent values. The Spalart-Allmaras model, applied to the FSI analysis of the diffuser, quantified maximum stress and displacement correlated with pressure loading. This work establishes a validated numerical framework and the structural operational limits of the diffuser.

KEYWORDS

Microturbine, CFD, turbojet, fluids, drag.

INTRODUCCIÓN

El rendimiento y la maniobrabilidad de una aeronave están directamente determinados por las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre ella, siendo el empuje y el arrastre los factores predominantes que gobiernan su desempeño. En este contexto, el análisis detallado de dichas fuerzas en sistemas de propulsión a reacción resulta fundamental, ya que estos motores constituyen la base del transporte aéreo comercial y de numerosas aplicaciones en el ámbito de la defensa, al proporcionar los elevados niveles de empuje requeridos por la aviación moderna. En años recientes, la relevancia de la propulsión a reacción se ha extendido hacia el desarrollo y la integración de micro-turborreactores, los cuales desempeñan un papel clave en vehículos aéreos no tripulados (UAVs), drones de alta velocidad y plataformas de uso estratégico. Esta tendencia se debe principalmente a su diseño

compacto, relativa simplicidad estructural y costos operativos reducidos, características que los convierten en una solución atractiva para aplicaciones donde el tamaño, el peso y el desempeño aerodinámico son restricciones críticas.¹

Dada la complejidad física inherente a los turborreactores, los cuales involucran flujos compresibles, altos gradientes de viscosidad y regímenes de turbulencia intensa, el análisis tanto de sus componentes internos (compresor, la turbina y la tobera) como de su interacción externa con el aire ambiente representa un desafío de ingeniería considerable. Esta complejidad se ve amplificada por las condiciones operativas extremas, caracterizadas por altas temperaturas, así como por variaciones significativas en la velocidad, presión y densidad del flujo. En este contexto, la evaluación precisa del rendimiento aerodinámico y termodinámico de estos sistemas requiere la aplicación rigurosa de herramientas de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), las cuales permiten capturar de manera detallada los fenómenos físicos dominantes y analizar su impacto en el desempeño global del motor.²

En la actualidad, existen diversas investigaciones relacionadas con el turborreactor SR-30 que emplean herramientas de CFD. Estos estudios se han centrado principalmente en el análisis del comportamiento interno del motor, abordando, por ejemplo, la dinámica del flujo y los procesos de combustión dentro de la cámara de combustión, con el objetivo de caracterizar la formación de determinadas especies o partículas.³ De manera complementaria, otros trabajos han analizado el desempeño del compresor bajo condiciones operativas, evaluando la distribución de velocidad, presión y eficiencia aerodinámica mediante simulaciones numéricas.⁴

Los estudios de interacción fluido–estructura (FSI, por sus siglas en inglés) se centran en la simulación del comportamiento de sistemas en los que el flujo de un fluido induce deformaciones, vibraciones o movimientos en una estructura, y dichas respuestas estructurales modifican a su vez el campo de flujo.⁵

En el ámbito de los turbomotores, el análisis FSI desempeña un papel fundamental, ya que los álabes del compresor y la turbina operan bajo condiciones de flujo altamente no estacionarias, las cuales pueden inducir fenómenos de fatiga, vibraciones forzadas y autoexcitadas, e incluso fallas estructurales prematuras. En este contexto, la FSI se emplea para el estudio de fenómenos complejos como la interacción rotor–estator, la separación de flujo, la cavitación y los efectos de aeroelasticidad. Para capturar de manera fiel la física del problema, es indispensable el uso de un acoplamiento en el cual el fluido influye sobre la respuesta estructural y esta, a su vez, retroalimenta al flujo en un proceso iterativo continuo, permitiendo una representación más realista del comportamiento del sistema.⁶

Para contrarrestar esta inestabilidad, comúnmente asociada con el efecto de masa añadida y la rigidez inducida por la presión, es necesario emplear esquemas de acoplamiento fuertemente acoplados, ya sea implícitos o simultáneos. Estos enfoques resuelven de manera iterativa las ecuaciones del fluido y de la estructura dentro de cada paso de tiempo, hasta alcanzar la convergencia del sistema acoplado. Si bien los métodos de acoplamiento fuerte conllevan un costo computacional significativamente mayor, ofrecen una estabilidad numérica superior y resultan indispensables para la simulación precisa de interacciones con fluidos densos o incompresibles. En contraste, los esquemas de acoplamiento débil (también denominados segregados o explícitos), que no realizan iteraciones dentro del mismo paso de tiempo, suelen presentar altos niveles de inestabilidad numérica en problemas dominados por fluidos incompresibles, lo que limita su aplicabilidad en análisis FSI complejos.⁷

En la literatura revisada no se identificaron investigaciones que abordaran el estudio CFD de un turborreactor como el SR-30 sometido a condiciones de túnel de viento. No obstante, aunque los antecedentes específicos sobre análisis de interacción fluido–estructura (FSI) en turborreactores son limitados, este tipo de metodología ha sido ampliamente aplicada en diversos escenarios del campo aeronáutico, proporcionando un sólido estado del arte que sustenta el enfoque adoptado en este trabajo.⁸ En este contexto, el motor SR-30, un micro turborreactor ampliamente utilizado en entornos académicos y en el desarrollo de vehículos aéreos no tripulados (UAVs), presenta desafíos de

rendimiento, lo que refuerza la pertinencia de su análisis aerodinámico y estructural mediante herramientas numéricas avanzadas.

A pesar de los avances significativos en la optimización de componentes internos y en la validación termodinámica de micro turborreactores, la integración y el análisis del comportamiento aerodinámico externo completo del modelo SR-30, bajo condiciones de túnel de viento simuladas, continúa presentando vacíos relevantes en la literatura. En particular, la determinación precisa de la fuerza de arrastre total y de sus coeficientes aerodinámicos, así como su validación bajo condiciones operacionales realistas y mediante modelos numéricos consistentes, sigue siendo limitada o insuficientemente documentada. Esta carencia dificulta la comparación directa con futuros resultados experimentales y resalta la necesidad de estudios específicos que aborden este problema de manera integral. En este contexto, el vacío identificado en el análisis aerodinámico externo del motor justifica y motiva el enfoque de la presente investigación.

En concordancia con el vacío identificado en el análisis aerodinámico externo del motor SR-30, el objetivo principal de este trabajo es determinar de manera numérica las fuerzas de arrastre que actúan sobre un micro turborreactor SR-30 cuando es sometido a diferentes velocidades de flujo dentro de un túnel de viento virtual, así como validar la metodología CFD empleada mediante la comparación de las tendencias obtenidas con la teoría aerodinámica establecida y datos de referencia disponibles. Para alcanzar este objetivo, se desarrolló e implementó un modelo CFD utilizando el software ANSYS, a partir del cual se realizaron simulaciones en un rango representativo de condiciones operativas. La contribución principal de esta investigación radica en el establecimiento de un marco numérico robusto y validado que permite predecir con mayor precisión la resistencia aerodinámica del micro turborreactor SR-30, proporcionando información de alto valor para el diseño de su integración estructural en plataformas UAV y para el desarrollo y validación de bancos de pruebas académicos y experimentales.

ECUACIONES GOBERNANTES

La simulación numérica del comportamiento aerodinámico del micro turborreactor SR-30 se fundamenta en la resolución del sistema de ecuaciones de Navier–Stokes promediadas por Reynolds (RANS), el cual describe la conservación de la masa, el momento y la energía para un flujo compresible, viscoso y transitorio. La aplicación del promedio de Reynolds a las ecuaciones instantáneas introduce términos adicionales asociados a las fluctuaciones turbulentas del flujo, los cuales representan el transporte adicional de cantidad de movimiento y energía debido a la turbulencia. Estos términos se agrupan en el tensor de esfuerzos de Reynolds, lo que hace que el sistema de ecuaciones resulte matemáticamente abierto y requiera el uso de modelos de cierre de turbulencia.⁹

La ecuación de continuidad se expresa de la siguiente manera:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho (\nabla \cdot \vec{V}) = 0 \quad (1)$$

En donde ρ es la densidad, $\vec{V}$ la velocidad y el gradiente ∇ se define como:

$$\nabla = \hat{i} \frac{\partial}{\partial x} + \hat{j} \frac{\partial}{\partial y} + \hat{k} \frac{\partial}{\partial z} \quad (2)$$

La ecuación de conservación del momento, derivada de la segunda ley de Newton, describe el equilibrio entre las fuerzas inerciales, de presión, viscosas y de cuerpo que actúan sobre un elemento diferencial de fluido. Para un flujo newtoniano, compresible y transitorio, esta ecuación se expresa en forma vectorial como:

$$\rho \left(\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} \right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{V} + \rho \vec{g} \quad (3)$$

donde ρ es la densidad del fluido, $\vec{V}$ representa el vector velocidad, p es la presión estática, μ corresponde a la viscosidad dinámica del fluido y $\vec{g}$ es el vector de aceleración debido a las fuerzas de cuerpo, como la gravedad. El término del lado izquierdo de la ecuación representa la variación temporal y convectiva del momento, mientras que los términos del lado derecho corresponden a las fuerzas de presión, fuerzas viscosas y fuerzas volumétricas, respectivamente. Cuando se aplica el promedio de Reynolds a esta ecuación para modelar flujos turbulentos, surgen términos adicionales asociados a las fluctuaciones de velocidad, los cuales se agrupan en el tensor de esfuerzos de Reynolds, dando lugar a la formulación RANS.⁹ Dado que el flujo alrededor del micro turborreactor SR-30 se desarrolla en un régimen altamente turbulento, el cierre del sistema de ecuaciones RANS requiere la incorporación de modelos de turbulencia, los cuales permiten aproximar los efectos de las fluctuaciones turbulentas sobre el campo medio del flujo. En este trabajo se consideran los modelos k - ε , k - ω y Spalart-Allmaras, ampliamente utilizados en simulaciones aerodinámicas externas.

El modelo k - ε es un modelo de dos ecuaciones que resuelve el transporte de la energía cinética turbulenta k y de su tasa de disipación ε .^{10, 11} La ecuación de transporte para k se expresa como:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho k \vec{V}) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \rho \varepsilon \quad (4)$$

donde P_k representa el término de producción de energía cinética turbulenta asociado a los gradientes de velocidad, μ_t es la viscosidad turbulenta y σ_k es el número de Prandtl turbulento para k .

La ecuación de transporte para la disipación ε se escribe como:

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \varepsilon \vec{V}) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right] + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (5)$$

donde $C_{\varepsilon 1}$ y $C_{\varepsilon 2}$ son constantes empíricas del modelo. Este modelo es robusto y eficiente para flujos completamente desarrollados, aunque presenta limitaciones en la predicción del flujo cercano a la pared.

El modelo k - ω también es un modelo de dos ecuaciones, pero emplea la frecuencia específica de disipación ω , lo que mejora la resolución de la capa límite. La ecuación de transporte para k se expresa como:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho k \vec{V}) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta^* \rho k \omega \quad (6)$$

Mientras que la ecuación para ω se define como:

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \omega \vec{V}) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 \quad (7)$$

En estas expresiones, α , β y β^* son constantes del modelo, y σ_ω es el número de Prandtl

turbulento para ω . El modelo $k-\omega$ es particularmente adecuado para flujos con fuertes gradientes cercanos a la pared.

El modelo Spalart–Allmaras es un modelo de una sola ecuación, diseñado específicamente para aplicaciones aerodinámicas externa.¹¹ Este modelo resuelve el transporte de una viscosidad turbulenta modificada $\tilde{\nu}$, cuya ecuación general se expresa como:

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla \tilde{\nu} = \text{Producción} + \text{Difusión} - \text{Disipación} \quad (8)$$

donde el término de producción modela la generación de turbulencia asociada a la tasa de deformación del flujo, el término de difusión representa el transporte viscoso y turbulento, y el término de disipación controla el amortiguamiento de la turbulencia, particularmente en la región cercana a la pared a través de la distancia normal a la superficie sólida. Este modelo destaca por su bajo costo computacional y su buen desempeño en flujos aerodinámicos con capas límite adheridas.

Dada la necesidad de un modelado preciso del flujo compresible y turbulento en la simulación del microturborreactor SR-30, la presente investigación seleccionará un modelo de turbulencia que equilibre la precisión requerida para capturar el arrastre aerodinámico con la eficiencia computacional.

Para garantizar la viabilidad del estudio y optimizar el tiempo de ejecución de las múltiples simulaciones requeridas, se aplicarán activamente técnicas de reducción del costo computacional, incluyendo mallas optimizadas y estrategias de modelado que aprovechen la eficiencia del método RANS, preparando el marco de trabajo para futuras integraciones de ML o la realización de simulaciones de alta fidelidad con un coste gestionable.¹²

METODOLOGÍA

El presente estudio aplica la simulación CFD de un turborreactor SR30 dentro de una cámara de pruebas de túnel de viento con el fin de evaluar la fuerza de resistencia al avance, así como también valorar mediante FSI cómo es que la carga generada debido al flujo de viento alrededor de dicho turborreactor afecta su estructura, específicamente en el difusor. Para la evaluación de resultados de este estudio, se considera la variación de la velocidad de flujo libre y el refinamiento de la malla alrededor de la superficie del turborreactor, empleando tres tipos de modelos de turbulencia; $k-\omega$, Spalart–Allmaras y $k-\epsilon$.

Para comenzar con el desarrollo de la simulación, se inicia con el diseño de la geometría del micro-turborreactor empleando el software SolidWorks, ver figura 1.

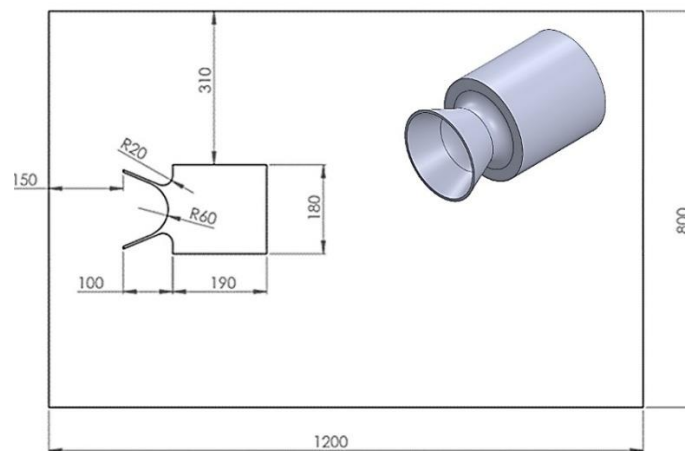


Fig. 1. Modelo geométrico de un micro turborreactor SR-30 (unidades en mm)

En primera instancia, se elaboró el croquis del motor representando únicamente su mitad longitudinal, lo que permitió aprovechar la simetría axial del modelo y facilitar su revolución alrededor del eje central para generar el sólido tridimensional correspondiente. Entre las consideraciones adoptadas para la definición de las condiciones de frontera y del volumen de control, se estableció que las paredes superiores y laterales se modelaron como paredes de esfuerzo cortante nulo (*zero-shear walls*), mientras que las superficies central e inferior se definieron como planos de simetría. Asimismo, la distancia de entrada del dominio computacional se fijó en $5H$, y la distancia de salida en $10H$, considerando que un valor ideal corresponde a $15H$. En este contexto, H representa la altura o el diámetro característico de la estructura analizada, ver figura 2.

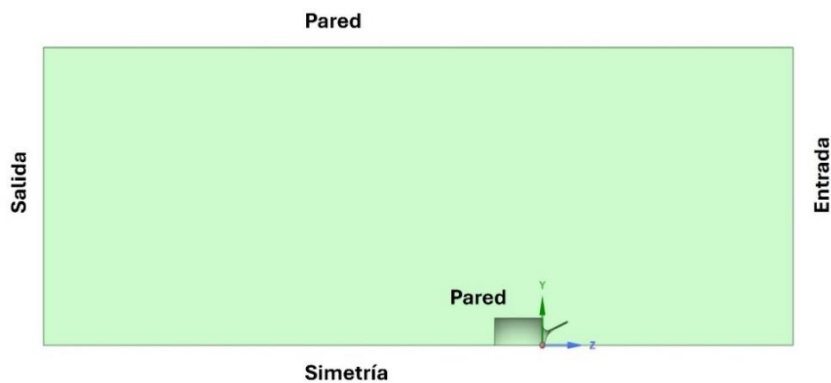


Fig. 2. Dominio computacional del micro turborreactor SR-30.

Posteriormente, se aplicó una operación booleana de sustracción para eliminar el volumen ocupado por el motor dentro del bloque, de modo que el resultado final correspondiera al dominio fluido con la forma del micro turborreactor en su interior. Se empleó simetría del modelo. Esta simplificación se considera justificada debido a la simetría geométrica del sistema y a la presunción de un campo de flujo igualmente simétrico, sin que ello implique una pérdida significativa de precisión. Se definieron las condiciones para generar una malla adecuada al tipo de análisis propuesto como se observa en la figura 3.

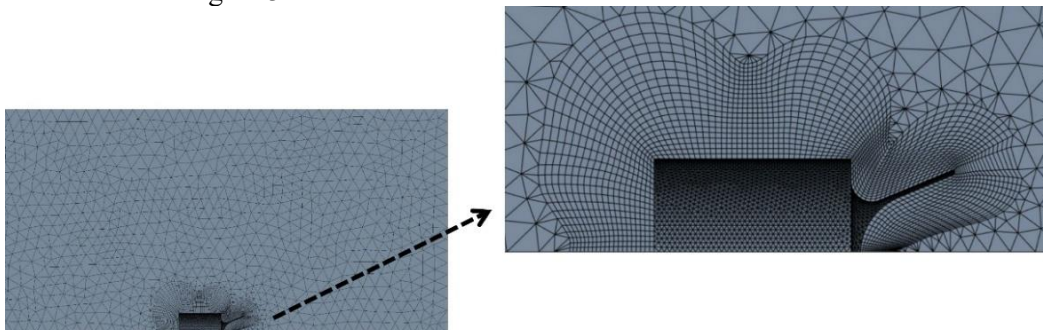


Fig. 3. Mallado del dominio computacional con refinamiento variable en las superficies del micro turborreactor.

El mallado del modelo fue establecido con una malla general de 20 mm, mientras que en la región alrededor del micro turborreactor se aplicó una definición por caras como parámetro de entrada variable, ajustado entre 15 mm y 5 mm en pasos de 5 mm para controlar con precisión la resolución local. La cantidad de celdas totales fue de 428,000. La resolución de la sub capa viscosa permite simular el comportamiento real del cizallamiento del fluido describiendo adecuadamente los gradientes de velocidad en las proximidades de la pared. Se recomienda evitar la región de transición o *buffer* ($6 < y^+ < 12$) para obtener mejores resultados; en este caso, dado que el interés principal

se centra en el flujo cercano a la pared, el valor de y^+ se mantuvo por debajo de 5, condición que fue satisfactoriamente alcanzada.

El fluido de trabajo se consideró como aire en condiciones atmosféricas estándar, con una densidad de 1.225 kg/m^3 y una viscosidad dinámica de $1.7894 \times 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$. La velocidad de flujo libre fue considerada como parámetro de entrada variable, establecida en un rango de 5 a 25 m/s, incrementándose en pasos de 5 m/s para evaluar sistemáticamente la influencia de esta condición sobre el comportamiento aerodinámico del sistema.

Se definió la fuerza de resistencia al avance como control para monitorear y cuantificar este parámetro durante cada tamaño de malla, modelo de turbulencia, y velocidad de flujo libre, considerándose como un parámetro de salida. Para su cálculo, se estableció un número de iteraciones de 300.

Posteriormente, la carga de presión generada por el fluido alrededor del microturborreactor es importada al módulo estructural, donde dicha presión es aplicada directamente sobre la superficie externa del motor como carga distribuida. Este proceso permite trasladar los efectos aerodinámicos obtenidos en la simulación de flujo hacia un análisis estructural, garantizando que las solicitaciones inducidas por el campo de presión se consideren de manera realista sobre la geometría del micro turborreactor. Se estableció el material acero inoxidable 316 para el micro turborreactor SR-30. Una vez incorporada la carga de presión, se procede a resolver el modelo estructural con el fin de determinar las respuestas mecánicas clave del sistema. En particular, se obtiene el valor del esfuerzo equivalente von-Mises, lo cual permite identificar las zonas críticas donde el material experimenta mayores tensiones y, por lo tanto, donde existe mayor probabilidad de falla. De igual forma, se evalúa el desplazamiento máximo, que identifica posibles deformaciones excesivas que puedan comprometer el desempeño o la integridad del difusor. Estos dos valores se consideran como parámetros de salida.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Los resultados de la magnitud de la velocidad para condiciones de flujo de 5 m/s y 25 m/s se presentan en la figura 4, donde se muestran los contornos de velocidad alrededor de la geometría analizada. En ambos casos, se observa un flujo predominantemente uniforme en la región alejada de la estructura, mientras que en las proximidades de la superficie sólida se desarrollan gradientes de velocidad significativos. El comportamiento descrito corresponde a la formación clásica de la capa límite: la velocidad es prácticamente cero en la pared y crece hasta cerca de la velocidad libre en unas distancias cortas.¹³

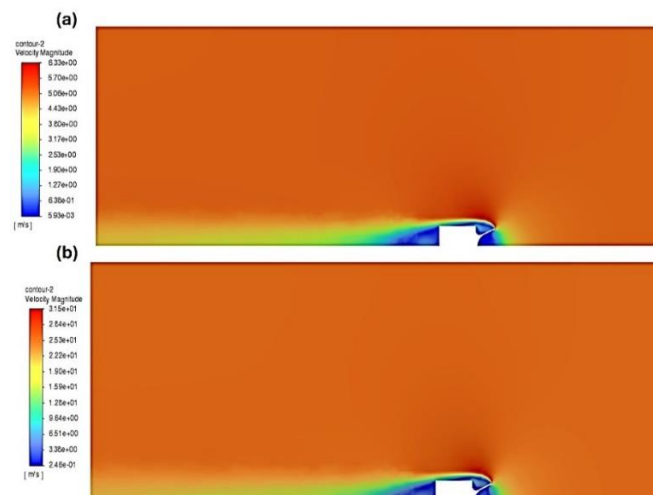


Fig. 4. Resultados numéricos de velocidad en micro turborreactor SR-30.

A mayores velocidades, particularmente a 25 m/s, se intensifican las regiones de aceleración local del flujo y se evidencian zonas de baja velocidad y posible separación en la estela aguas abajo de la estructura, lo cual tiene un impacto directo en el comportamiento aerodinámico y en la generación de fuerzas de arrastre. Estas distribuciones permiten identificar claramente las regiones críticas del flujo y sirven como base para el análisis comparativo con los resultados experimentales y la evaluación del desempeño del modelo numérico.

Los resultados de presión estática obtenidos para velocidades de 5 m/s y 25 m/s se presentan en la figura 5, donde se muestran los contornos correspondientes a los casos (a) y (b), respectivamente.

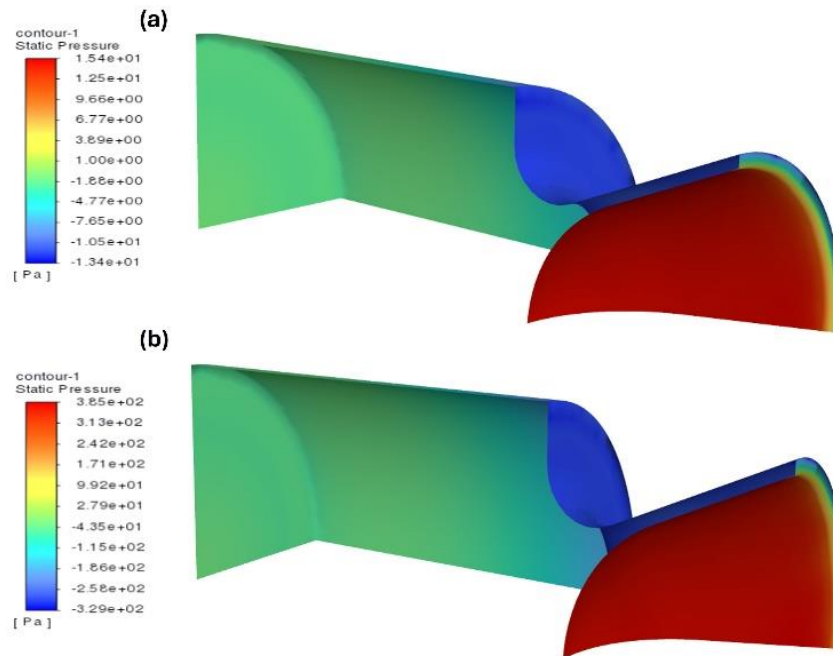


Fig 5. Resultados numéricos de presión estática obtenidos para velocidades de (a) 5 m/s y (b) 25 m/s.

Para la condición de 5 m/s (a), se observa una distribución de presión moderada, con valores positivos concentrados en la región frontal de la geometría, asociados al punto de estancamiento del flujo, y una disminución gradual de la presión a lo largo de la superficie y en la zona posterior, donde se identifican regiones de presión negativa relacionadas con la aceleración del flujo y la formación de la estela. En contraste, a 25 m/s (b) la magnitud de la presión estática se incrementa de forma significativa, manteniendo el mismo patrón espacial, pero con gradientes más pronunciados. En este caso, las zonas de alta presión en la región de impacto directo del flujo son considerablemente mayores, mientras que las regiones de baja presión aguas abajo se intensifican, lo que sugiere un aumento en los efectos de separación del flujo y, consecuentemente, en las fuerzas aerodinámicas actuantes. Esta comparación evidencia la fuerte dependencia cuadrática de la presión dinámica con la velocidad del flujo y su impacto directo en el comportamiento aerodinámico de la estructura analizada.

Al comparar los modelos de turbulencia en la malla más fina, las formulaciones de SST $k-\epsilon$ realizables, $k-\epsilon$ estándar y $k-\omega$ ofrecen cargas aerodinámicas globales muy similares, ver figura 8. La diferencia entre ellas se hace más evidente a nivel estructural, donde cada modelo produce variaciones en el campo de presión local que, en última instancia, influyen en la distribución de tensiones en las regiones delgadas del motor.

Varios estudios comparativos muestran que diferentes modelos RANS producen tendencias globales muy similares en cargas aerodinámicas, aunque difieren en detalles locales. Por ejemplo,

Wang *et al.* simularon la distribución de presión de viento sobre una estructura usando tres variantes $k-\epsilon$ y encontraron que las presiones predichas por los tres modelos muestran una tendencia global similar.¹⁴ Es decir, las fuerzas totales (cargas globales) coinciden bien, pero cada modelo da valores pico de presión diferentes, lo que provoca variaciones locales en el campo de presión que influirán en las tensiones estructurales.

La tabla I presenta la comparación de los valores de arrastre obtenidos mediante distintos modelos de turbulencia $k-\epsilon$, Spalart-Allmaras y $k-\omega$ frente a los resultados experimentales, para un rango de velocidades entre 5 y 25 m/s.

Tabla I. Comparación de los valores de arrastre obtenidos mediante diferentes modelos de turbulencia y resultados experimentales a distintas velocidades de flujo.

Velocidad	$k-\epsilon$	Spalart-Allmaras	$k-\omega$	Experimental
5 m/s	0.394	0.356	0.38	0.549
10 m/s	1.587	1.426	1.528	1.663
15 m/s	3.6	3.208	3.434	3.531
20 m/s	6.432	5.708	6.102	5.964
25 m/s	10.086	8.916	9.536	8.844

En general, se observa que los modelos numéricos reproducen adecuadamente la tendencia creciente del arrastre con el incremento de la velocidad, mostrando una buena concordancia con los datos experimentales, particularmente en el intervalo intermedio de velocidades. No obstante, a velocidades bajas y altas se aprecian discrepancias más notables, lo que pone de manifiesto la sensibilidad de la predicción del arrastre al modelo de turbulencia empleado y resalta la importancia de una adecuada selección y validación del modelo numérico, ver figura 6.

Por ejemplo, un estudio CFD comparó curvas de coeficiente de arrastre frente al ángulo de ataque (análogas al cambio de velocidad) y concluyó que todos los modelos capturan muy bien la tendencia general del arrastre, con predicciones consistentes a bajas velocidades, pero aparecen discrepancias más allá del punto de estancamiento, o sea, en velocidades altas.¹⁵

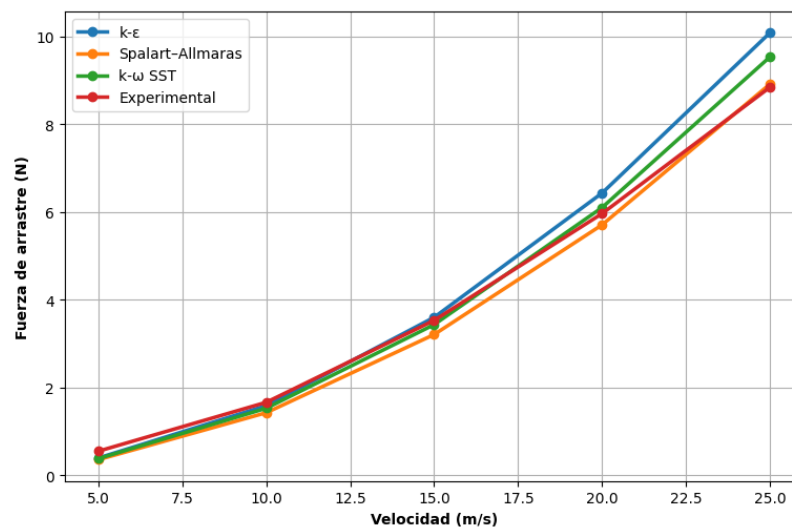


Fig. 6. Fuerza de arrastre en función de la velocidad del flujo: modelos de turbulencia vs. resultados experimentales.

Para cuantificar el desempeño de cada modelo de turbulencia, se evaluó el error del arrastre predicho respecto al valor experimental en el rango de 5–25 m/s. La figura 7 presenta el error en función de la velocidad:

$$\Delta D = D_{\text{modelo}} - D_{\text{exp}} \quad (9)$$

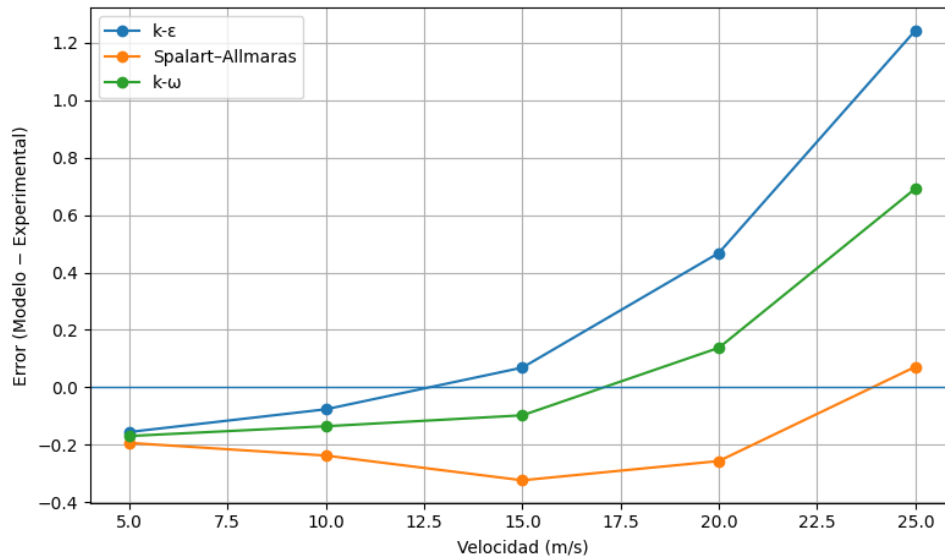


Fig. 7. Error del arrastre predicho respecto al experimental ($D_{\text{modelo}} - D_{\text{exp}}$) para los modelos k-ε, k-ω y Spalart-Allmaras en función de la velocidad.

Se observa que Spalart-Allmaras mantiene los errores más cercanos a cero y con menor dispersión global, mientras que k-ω muestra una tendencia a sobreestimar el arrastre a velocidades altas. Por su parte, k-ε presenta el mayor sesgo positivo a 20–25 m/s, indicando una sobrepredicción más marcada en el régimen de mayor velocidad.

El modelo Spalart-Allmaras suele predecir el arrastre con menor error que los modelos k-ε o k-ω, especialmente en flujos con capa límite desarrollada, lo que se traduce en una predicción más cercana a los datos experimentales. Un análisis sobre el alerón NACA 0010 muestra que todos los modelos RANS sobrestiman el arrastre (debido a la suposición de turbulencia completa), pero Spalart-Allmaras obtuvo valores mucho más cercanos a los datos experimentales. En el caso del arrastre, el modelo Spalart-Allmaras proporciona un valor más cercano al experimento para pequeños ángulos de ataque. Esto indica que Spalart-Allmaras mantiene errores menores y capta mejor el efecto de la capa límite, mientras que k-ω y k-ε tienden a sobreestimar el arrastre a velocidades altas.¹⁶

Los resultados estructurales revelan que la región del difusor concentra casi la totalidad de las tensiones y desplazamientos medibles, ver figura 8. La distribución de esfuerzos y desplazamientos a lo largo del motor sigue el mismo patrón cualitativo que los campos de velocidad obtenidos en el análisis de fluidos. En ambos casos, las magnitudes más altas se encuentran en o cerca de la misma región del difusor.

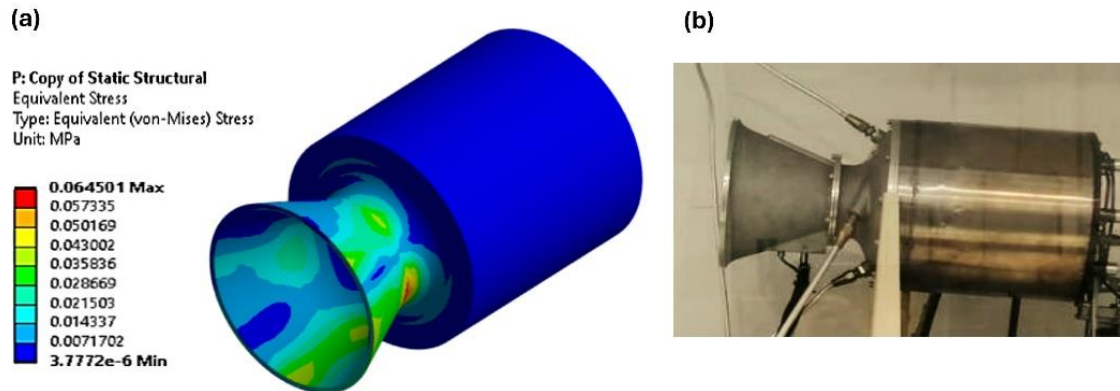


Fig. 8. (a) concentración de esfuerzos en el difusor del SR-30 y (b) modelo físico de micro turborreactor.

En estudios FSI de difusores (como en turbomáquinas), las máximas tensiones y desplazamientos se concentran en la región del difusor, coincidiendo con altas velocidades del flujo. Por ejemplo, Xu *et al.* realizaron simulación FSI de un difusor de bomba y observaron que el esfuerzo de von-Mises en los nodos cercanos al borde fue mayor que en otros nodos. Asimismo, se encontró una gran zona de deformación cerca de la entrada en el centro de las palas.¹⁷ Esto confirma que en la región del difusor se concentran las tensiones y desplazamientos máximos, en correlación con los campos de velocidad obtenidos.

CONCLUSIÓN

En este trabajo se llevó a cabo un análisis numérico del comportamiento aerodinámico de la geometría estudiada, evaluando la distribución de velocidad y presión, así como la fuerza de arrastre, para un rango de velocidades comprendido entre 5 y 25 m/s. Los resultados mostraron una clara dependencia de las variables aerodinámicas con la velocidad del flujo, evidenciando el incremento no lineal de la fuerza de arrastre y la intensificación de los gradientes de presión y velocidad a medida que aumenta la velocidad incidente.

La comparación entre los resultados numéricos y los datos experimentales permitió validar el modelo CFD empleado, observándose una concordancia razonable en la tendencia general del arrastre para todos los modelos de turbulencia analizados. No obstante, se identificaron diferencias cuantitativas que ponen de manifiesto la influencia del modelo de turbulencia en la precisión de las predicciones. El modelo Spalart–Allmaras mantiene errores más cercanos a cero con menor dispersión global, mientras que $k-\omega$ muestra una tendencia a sobreestimar el arrastre a velocidades altas.

Los contornos de velocidad y presión confirmaron la correcta captura de los fenómenos de aceleración, estancamiento y regiones de baja presión asociadas a la geometría, lo cual respalda la validez de las condiciones de frontera, el dominio computacional y la estrategia de mallado adoptados. Asimismo, el control del parámetro y^+ por debajo de valores críticos permitió una adecuada resolución del flujo cercano a la pared, aspecto clave para la correcta predicción del arrastre.

En conjunto, los resultados obtenidos confirman que una adecuada selección del modelo de turbulencia, junto con una correcta definición de las condiciones de frontera y parámetros numéricos, es esencial para reproducir de manera confiable el comportamiento aerodinámico real. Este estudio proporciona una base sólida para futuras investigaciones orientadas a la optimización geométrica y al análisis aerodinámico de configuraciones similares mediante herramientas CFD.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen a la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (FIME) de la Universidad Autónoma de Nuevo León (UANL) por el apoyo institucional brindado para el desarrollo de este trabajo, así como por las facilidades de infraestructura y recursos académicos proporcionados.

REFERENCIAS

1. Frigioescu, T.-F., Badea, G. P., Dombrovski, M., Condruz, M. R., Crunțeanu, D.-E., & Cican, G. (2023). The Design and Development of a UAV's Micro-Turbogenerator System and the Associated Control Testing Bench. *Electronics*, 12(24), 4904. <https://doi.org/10.3390/electronics12244904>
2. Rapp, B. E. (2023). Computational fluid dynamics. En Elsevier eBooks (pp. 653–666). Elsevier. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-824022-9.00049-8>
3. Bering, R., & Buskov, K. (2012). Numerical investigation of the soot-initiated formation of ultrafine particles in a jet turbine engine using conventional jet fuel (Reporte técnico / Tesis de maestría). Aalborg University, Denmark.
4. Chong, C. (2013). CFD simulations on the compressor of a mini jet engine-I (Tesis de licenciatura). Nanyang Technological University, Singapore.
5. Boustani, J., Cadieux, F., Kenway, G. K. W., Barad, M. F., Kiris, C. C., & Brehm, C. (2022). Fluid–structure interaction simulations of the ASPIRE SR01 supersonic parachute flight test. *Aerospace Science and Technology*, 126, 107596. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107596>
6. Fluid–structure interaction study of the serpentine nozzle for turbofan. (2022). *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 15(4). <https://doi.org/10.47176/jafm.15.05.1165>
7. Rossi, R., Idelsohn, S., Oñate, E., Cotela, J., & Pin, F. D. (2011). Mejora de la solución fuertemente acoplada de problemas FSI mediante una aproximación de la matriz tangente de presión. *Revista Internacional de Métodos Numéricos para Cálculo y Diseño en Ingeniería*, 27(3), 165–179.
8. Dufuor, G., Garcia Rosa, N., & Duplaa, S. (2015). Validation and flow structure analysis in a turbofan stage at windmill. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 229(6). <https://doi.org/10.1177/095765091558714>
9. Wendt, J. F. (Ed.). (2009). *Computational Fluid Dynamics: An Introduction* (3.^a ed.). Springer-Verlag Berlin Heidelberg.
10. Wilcox, D. C. (2006). *Turbulence Modeling for CFD* (3.^a ed.). DCW Industries.
11. Pope, S. B. (2000). *Turbulent Flows*. Cambridge University Press. <https://doi.org/10.1017/CBO9780511840531>
12. Kochkov, D., Smith, J. A., Alieva, A., Wang, Q., Brenner, M. P., & Hoyer, S. (2021). Machine learning–accelerated computational fluid dynamics. *Proceedings of the National Academy of Sciences*, 118(21). <https://doi.org/10.1073/pnas.2101784118>
13. Anzoátegui, D. A., & Ordosgoitia, E. A. (2004). Capa límite, su importancia en el flujo de fluidos y el diseño de tuberías. Repositorio institucional de la Universidad Tecnológica de Bolívar. <https://repositorio.utb.edu.co/entities/publication/471f7385-2a06-496c-a42a-fa7a65a67b73>
14. Wang, J., Zhou, S., Liu, H., Zhao, S., He, F., & Zhao, L. (2025). Study on the wind pressure distribution in complicated spatial structure based on k- ϵ turbulence models. *Buildings*, 15(11), 1877. <https://doi.org/10.3390/buildings15111877>
15. Giacomini, E., & Westerberg, L.-G. (2025). CFD analysis of transition models for low-Reynolds number aerodynamics. *Applied Sciences*, 15(18), 10299 (p. 1). <https://doi.org/10.3390/app151810299>

16. Panday, S., Khan, N. A., Rasel, M., Faisal, K. M., & Salam, M. A. (2017). Comparative assessment of turbulence model in predicting airflow over a NACA 0010 airfoil. AIP Conference Proceedings, 1851, 020045. <http://dx.doi.org/10.1063/1.4984674>
17. Xu, H., Liu, H., Tan, M., & Cui, J. (2013). Fluid-structure interaction study on diffuser pump with a two-way coupling method (p. 1). International Journal of Fluid Machinery and Systems, 6(2), 87-93 (pp. 1, 7). <http://dx.doi.org/10.5293/IJFMS.2013.6.2.087>