



ANÁLISIS DEL EFECTO EN LA SUSTENTACIÓN DE UN PERFIL ALAR CON UN CUERPO ROMO ROTANDO EN ÉL

Presentado por:

Autor: Ing. Brayan Manuel Guerrero Martinez

Director: Guillermo Andrés Jaramillo Pizarro PhD.

Una Tesis para optar por el Título de
Magíster en Ingeniería con énfasis en Ingeniería Aeroespacial



**IMPETUS
INDOMITUS**

Research Team in energy conversion
& propulsion revolution

IMPETUS INDOMITUS

Research Team in energy conversion and propulsion revolution

Escuela de Ingeniería Mecánica

Universidad del Valle

Julio 2024

Resumen

El presente estudio se centra en el análisis del efecto de cuerpos romos rotando en perfiles alares, con un enfoque particular en la fuerza de sustentación (L) y arrastre (D). A partir de investigaciones previas, se diseñaron y adaptaron experimentos para superar las limitaciones tecnológicas, evaluando dos propuestas de cuerpos romos: el cilindro y el triángulo redondeado. Mediante comparación experimental con el perfil NACA 0018 sin modificaciones se demostró que los cuerpos romos inducen efectos aerodinámicos significativos a $Re=51\times 10^3$. El uso de celdas de carga y una balanza aerodinámica es un método no utilizado antes en investigaciones de este tipo y permitió obtener mediciones, a pesar de los desafíos tecnológicos que supone. Los resultados experimentales revelaron para los AOA mayores a 20° el cuerpo romo cilíndrico obtuvo un aumento promedio en el C_L del 21 % y el cuerpo romo triangular un 6 % a la velocidad de $U = 1.6$. Las simulaciones en CFD permitieron la visualización del flujo y su comportamiento con cada cuerpo romo. Las diferencias entre los resultados experimentales y de CFD subrayan la necesidad de continuar investigando y mejorando los métodos de medición y simulación para una comprensión más precisa de estos fenómenos aerodinámicos.

Palabras clave: Fuerzas aerodinámicas, coeficientes aerodinámicos, cuerpos romos, perfil NACA 0018, balanza aerodinámica, registro experimental, simulación CFD, RANS, $k-\omega$ SST.

Copyright

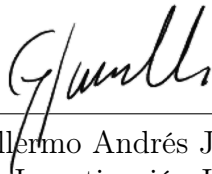
El autor asegura que el contenido de este proyecto es desarrollo intelectual propio y no constituye un plagio total o parcial de diferentes obras.

Autor:



Ing. Brayan Manuel Guerrero Martinez
Equipo de Investigación Impetus Indomitus
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad del Valle

Director:



PhD. Guillermo Andrés Jaramillo Pizarro
Equipo de Investigación Impetus Indomitus
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad del Valle



**Universidad
del Valle**

Copyright © Universidad del Valle

Agradecimientos

Al profesor Guillermo Jaramillo Pizarro, quien no solo ha sido un maestro académico, sino también un maestro de vida. El profesor Guillermo educa de la manera más poderosa que he conocido, a través del ejemplo propio. Mis mejores deseos de bienestar y salud, que la vida le recompense y apremie todas las buenas obras que hace para la comunidad en general.

A mi papá y mamá, por darme el mayor regalo: la vida, por toda una vida de apoyo, amor y consejos sabios. Tengo la fortuna de tener unos padres ejemplares que me han educado con todos sus valores y fortalezas. A mi hermano, por ser el motor que impulsa mi constante mejora y esfuerzo.

A Juliana, la mujer que amo, por todos los años de compañía, amor y constante apoyo. Gracias por estar en mi vida, permitirme ser parte de la tuya y por todo el crecimiento que hemos tenido juntos.

Al equipo Impetus Indomitus, un lugar de constante crecimiento y desarrollo. Trabajar junto a grandes personas y compañeros ha sido una experiencia enriquecedora en muchos aspectos.

A la Universidad del Valle, mi alma mater, por brindarme una de las mejores etapas de mi vida. Aquí he aprendido, crecido y forjado amistades y recuerdos imborrables.

Índice general

Resumen	2
Índice de figuras	7
Índice de tablas	8
1. Introducción	9
1.1 Antecedentes	9
1.2 Planteamiento del problema	10
1.3 Estado del arte	10
1.4 Justificación	11
1.5 Marco teórico	12
1.5.1 Patrones de flujo	12
1.5.2 Flujo potencial	12
1.5.3 Flujo viscoso y capa límite	14
1.5.4 Simulación computacional de fluidos CFD	15
1.5.5 Métodos de medición y registro experimental	17
1.6 Objetivos	18
1.6.1 Objetivo general	18
1.6.2 Objetivo específico	18
1.7 Metodología	18
2. Dimensionamiento del modelo experimental	21
2.1 Análisis de modelos y experimentos previos	21
2.2 Dimensionamiento de experimentos: Perfil aerodinámico y cuerpos romos	22
2.2.1 Selección y dimensionamiento del perfil aerodinámico	22
2.2.2 Dimensionamiento de cuerpos romos rotativos	23
2.3 Planteamiento de experimentos	24
3. Montaje experimental y simulación numérica	26
3.1 Balanza aerodinámica	26
3.1.1 Dimensionamiento CAD y construcción	26
3.1.2 Montaje de celdas de carga y motor	28
3.1.3 Calibración y puesta a punto	30
3.2 Simulación numérica CFD	31
3.2.1 Dominio y enmallado CFD	32
3.2.2 Simulación RANS y modelos de turbulencia	34

4. Resultados experimentales y numéricos	37
4.1 Registro de fuerzas experimentales (Sustentación y arrastre)	37
4.1.1 Registro experimental para diferentes ángulos de ataque y velocidades angulares	37
4.1.2 Cálculo de coeficientes aerodinámicos C_L y C_D	38
4.2 Resultados obtenidos por simulación CFD	40
4.2.1 Cálculo de fuerzas y coeficientes aerodinámicos	40
4.2.2 Líneas de corriente y escala cromatografía de velocidades	41
5. Discusión de resultados	47
5.1 Análisis y comparación de los diferentes modelos	47
5.2 Discusión sobre los resultados de simulación CFD	49
5.3 Comparación de los resultados con otras investigaciones	55
6. Conclusiones	57
6.1 Recomendaciones y trabajos futuros	58
Referencias	59
A Código Arduino IDE	63
B Datos de registro experimental y simulación CFD	66

Índice de figuras

1.1	Flujo alrededor de un cilindro.	13
1.2	Flujo viscoso y capa límite.	14
1.3	Diagrama de flujo para la metodología del proyecto.	20
2.4	Configuración del perfil aerodinámico con los diferentes cilindros rotativos	24
3.5	Túnel de viento y balanza aerodinámica	27
3.6	Diagrama de fuerzas en la balanza aerodinámica y su funcionamiento	27
3.7	Montaje experimental y celdas de carga	28
3.8	Esquema simplificado del circuito eléctrico	29
3.9	Fotografía de los dispositivos electrónicos	30
3.10	Malla para simulación CFD	33
3.11	Análisis de convergencia de malla para simulación CFD	34
3.12	Comparación de modelos de turbulencia mediante la sustentación obtenida	35
4.13	Coefficientes experimentales de sustentación C_L para perfil NACA 0018 con los cuerpos romos	39
4.14	Coefficientes experimentales de arrastre C_D para perfil NACA 0018 con los cuerpos romos	39
4.15	Coefficientes C_L y C_D obtenidos a partir de simulación CFD para los cuerpos romos	41
4.16	Líneas de corriente CFD a 10° AOA sin rotación	42
4.17	Líneas de corriente CFD a 10° AOA con rotación	43
4.18	Líneas de corriente CFD a 20° AOA con rotación	44
4.19	Líneas de corriente CFD a 30° AOA con rotación	46
5.20	Comparación de los coeficientes C_L y C_D experimentales del perfil NACA 0018 con los cuerpos romos	48
5.21	Desempeño aerodinámico C_L/C_D para el cilindro y el triángulo redondeado	49
5.22	Comparación de C_L experimental y de simulación CFD para el perfil NACA 0018 con los cuerpos romos	50
5.23	Flujo alrededor del cuerpo romo circular a diferentes AOA	51
5.24	Flujo alrededor del cuerpo romo triangular a diferentes AOA	52
5.25	Secuencia y comportamiento de flujo a través del tiempo para el cuerpo romo circular	54
5.26	Fuerzas aerodinámicas CFD que aportan los cuerpos romos al sistema	55
5.27	Comparativa del C_L entre resultados propios y reportes previos para el perfil NACA 0018	56

Índice de tablas

1.1	Metodología de ejecución del proyecto	19
2.2	Constantes experimentales	25
3.3	Datos experimentales para calibración de las mediciones	31
3.4	Condiciones de enmallado	32
3.5	Métricas para el análisis de convergencia de malla	33
B.1	Registro experimental para perfil NACA 0018 sin modificar	66
B.2	Registro experimental para perfil NACA 0018 con el cilindro	66
B.3	Registro experimental del perfil NACA 0018 con el triángulo redondeado	67
B.4	Coefficientes aerodinámicos experimentales del perfil NACA 0018 sin modificar . . .	67
B.5	Coefficientes aerodinámicos experimentales del perfil NACA 0018 con el cilindro . . .	67
B.6	Coefficientes aerodinámicos experimentales del perfil NACA 0018 con el triángulo redondeado	68
B.7	Coefficientes aerodinámicos CFD del perfil NACA 0018 sin modificar	68
B.8	Coefficientes aerodinámicos CFD para el perfil NACA 0018 con los cuerpos romos .	68
B.9	Fuerzas aerodinámicas CFD que aportan los cuerpos romos al sistema	68

1. Introducción

En este capítulo se presentan los antecedentes, el planteamiento del problema, el estado del arte y la justificación que motivan la realización de este proyecto. Así mismo se presenta el marco teórico, los objetivos y la metodología para el cumplimiento de los mismos. Este trabajo consiste en evaluar como se ve afectada la sustentación en un perfil alar cuando se le añade un cuerpo como que rota, tanto en el estado del arte como en el planteamiento del problema se ejemplifica los resultados obtenidos por investigaciones previas y lo que se espera obtener de esta investigación.

1.1 Antecedentes

El efecto Magnus es un fenómeno físico que experimenta un cuerpo giratorio sometido al flujo cruzado de un fluido, dicho efecto produce fuerzas en el cuerpo que se pueden utilizar para sustentar y mejorar su rendimiento. Se le denomina efecto Magnus en honor a Heinrich Gustav Magnus (1802-1870) quien fue el primer investigador en estudiar dicho fenómeno en 1852 [1], sin embargo, Isaac Newton en 1671 [2], [3] y Benjamin Robins en 1805 [4] ya habían descrito que los cuerpos que rotan y se desplazan al mismo tiempo tenían un movimiento diferente al descrito por un cuerpo sin rotar.

Seifert en 2012 [5] realizó una revisión detallada del Efecto Magnus a través de la historia y los usos de dicho efecto en la aeronáutica. Como hechos históricos se destaca el estudio experimental de Lafay en 1912 [6] donde demostró que cilindros rotatorios pueden obtener más sustentación que una superficie plana de igual área proyectada, además, sus mediciones mostraron la distribución de presiones alrededor de los cuerpos rotatorios. En 1920 Anton Flettner, Ludwig Prandtl y el grupo de investigación de Göttingen [7] en un intento por aprovechar las fuerzas generadas por el efecto Magnus, remplazaron la vela de una embarcación con rotores, lo que resultó en un aumento en el empuje y en la eficiencia del mismo. Thom en su tesis doctoral [8] y en sus reportes [9], [10], [11], [12] y [13] a lo largo de nueve años (1925 a 1934), realizó un trabajo experimental muy completo sobre el efecto Magnus en cilindros rotatorios, en sus estudios describió los efectos del número de Reynolds (R_e), las condiciones superficiales, la relación de aspecto y los efectos de los discos y placas con respecto al efecto Magnus, además, obtuvo información sobre los coeficientes de sustentación (C_L), arrastre (C_D) y momento (C_m) en cada una de sus pruebas experimentales. Posteriormente, Zdravkovich realizó y publicó dos libros haciendo una revisión completa de cilindros rotatorios bajo el efecto Magnus y sus posibles usos [14] y [15].

1.2 Planteamiento del problema

La industria aeronáutica se ha caracterizado por mejorar el desempeño aerodinámico de las aeronaves para avanzar en su desarrollo y de esta manera, disminuir los costos de operación y el uso de recursos naturales. Esta industria, también ha sido de gran ayuda en la comunicación y transporte de personas y alimentos a zonas de difícil acceso. En Colombia, hay 13 municipios (4 capitales) que no cuentan con vías terrestres. Por esta razón, el transporte aéreo es clave para el desarrollo de estas comunidades [16]. No obstante, Colombia cuenta con: el aeropuerto Internacional El Dorado, uno de los aeropuertos de carga más importantes de América Latina; 96 talleres aeronáuticos que prestan el servicio de Mantenimiento, Reparación y Revisión (MRO por sus siglas en inglés) y varias empresas proveedoras de la industria aeronáutica internacional certificadas con la norma AS 9100, capaces de diseñar y fabricar aeronaves, piezas y partes para la Industria [17].

Dado lo anterior, se puede decir que Colombia tiene la necesidad y la capacidad de incrementar el desarrollo aeronáutico con el fin de suplir las necesidades de la industria, disminuir los costos de operación y mejorar el transporte de las zonas con difícil acceso. Es por ello que organizaciones públicas como la Corporación de la Industria Aeronáutica Colombiana (CIAC) y la Fuerza Aérea Colombiana (FAC) realizan investigaciones y desarrollos aeronáuticos para la región, principalmente se realizan avances en temas de infraestructura aérea como aeropuertos y sistemas de comunicación para reducir los costos de transporte y mejorar la comunicación con zonas de difícil acceso. Sin embargo, dentro de los desarrollos planteados aún no se han explorado los posibles usos y beneficios que pueda tener el efecto Magnus en la geografía colombiana.

Como se evidencia más adelante, en el estado de arte, actualmente se realizan diversas investigaciones sobre el efecto Magnus. Se ha demostrado que combinar el efecto Magnus con un perfil alar mejora el desempeño aerodinámico y que algunos cuerpos romos en rotación (diferentes a un cilindro) obtienen un mejor C_L a causa de un aumento del C_D , debido a las recirculaciones y vórtices generados aguas abajo del cuerpo. Lo anterior permite que se plantee la siguiente pregunta: ¿Cómo se afecta la fuerza de sustentación de un perfil alar cuando hay un cuerpo romo rotando en él? Puesto que es probable que al ubicar cuerpos romos dentro de un perfil alar, los beneficios de aumento en el C_L y retraso del en el ángulo de ataque en pérdida *AOA Stall* descritos por Al Garni [18] sigan presentes y que además sea probable evitar las zonas de recirculación descritas en [19] y [20]. De ser así, ambos beneficios se potenciarían y se obtendría un aumento en el desempeño aerodinámico del perfil alar.

1.3 Estado del arte

A pesar de que el efecto Magnus era un fenómeno conocido desde el siglo XIX, no tenía relevancia en comparación con la creciente industria de las turbinas de gas y las alas aerodinámicas en la aeronáutica. Con la crisis de los combustibles fósiles y las pretensiones de utilizar fuentes alternativas de energía para ayudar al medio ambiente, el efecto Magnus ha recuperado importancia debido a sus posibles usos en la industria marítima, en la sustentación de aeronaves y en la captación de energía eólica [5]. Tal es el caso que, desde 1963, Brooks probó la diferencia entre ubicar un cilindro en el borde de ataque o en el borde de salida de un perfil hidrodinámico [21].

Posteriormente, varios trabajos fueron desarrollados a partir de los primeros beneficios encontrados. La NASA, en 1971, equipó en la aeronave North American Rockwell Y OV-10 un cilindro rotatorio en los flaps con el fin de mejorar sus habilidades de STOL (*Short Take-Off and Landing*) e incrementar su C_L [22]. En 1975 se continuó con la investigación de cilindros rotatorios en las superficies de control que ayuden a controlar la capa límite [23] y en 1976 se estudió el mismo efecto, pero en este caso ubicando el cilindro rotatorio en el borde de salida [24]. Más adelante, en 1990 se estudió el efecto de ubicar dos cilindros rotatorios en distintas posiciones del perfil alar para lo cual se encontró que ubicar un cilindro rotativo en el borde de ataque y otro en el borde de salida puede significar en un aumento sustancial en la sustentación [25], luego de esto, en 1998 se estudió la diferencia de usar un cilindro rotativo en el borde de ataque, pero con diferentes superficies (Liso, rugoso, estriado) en donde se obtuvo que la forma de la superficie puede beneficiar la sustentación generada hasta en un 210 % [26].

Actualmente, se han desarrollado varios estudios sobre el uso del efecto Magnus en superficies alares y sobre cuerpos en rotación de varias formas geométricas. En el 2000 se llevó a cabo un estudio en donde se ubica un cilindro rotatorio en el borde de ataque (*Leading-edge*) de un perfil alar [18] obteniendo un incremento en el C_L del 92 % y un retraso en el AOA_{Stall} del 160 % con respecto a un perfil alar sin modificar. En el 2010 se estudió el efecto de poner un cilindro rotatorio en el borde de salida (*Trailing edge*) en un perfil NACA 0020 (*National Advisory Committee for Aeronautics*) para mejorar el desempeño del timón de un barco, y se demostró que el efecto Magnus generado por el cilindro puede mejorar la maniobrabilidad del barco [27]. En el 2012 se realizó un estudio numérico en donde se comparaba con estudios experimentales anteriores, los efectos de tener discos de mayor diámetro que el cilindro rotatorio, se demostró que el uso de estos discos disminuye el arrastre en el cilindro por lo que en temas de desempeño aerodinámico se mejora el coeficiente C_l/C_d [28]. Siguiendo con el ya demostrado beneficio del efecto Magnus, en el 2016 se estudió una superficie alar similar a una banda de transporte, este trabajo determinó que el uso de esta configuración aumenta considerablemente el rendimiento con respecto a la sustentación y el arrastre generado, además, retrasa el desprendimiento de la capa límite a lo largo de la superficie [29]. Pezzoti, en su tesis doctoral (2016) [19] y en su posterior artículo (2020) [20] llevó a cabo estudios experimentales sobre diferentes cuerpos romos en rotación donde encontró que los cuerpos con menos lados (triángulo, cuadrado, hexágono) tienen un mejor C_L sin un aumento considerable del C_D a velocidades de flujo bajas ($14\,000 < Re < 35\,000$). Finalmente, Al-Abdullah en 2019 [30] realizó un análisis sobre el efecto de distintas velocidades de rotación, este estudio permitió comprobar que a altas velocidades los beneficios continúan, no obstante, luego de cierta velocidad estos no representan un aumento considerable.

1.4 Justificación

Como se presentó anteriormente, el efecto Magnus tiene un gran potencial para mejorar el desempeño aerodinámico de un dispositivo. Por un lado, las investigaciones presentadas en el estado del arte coinciden en que ubicar cilindros rotativos dentro de un perfil alar (sin importar la posición y/o forma) mejoran el desempeño aerodinámico en general. Por otro lado, todos los trabajos relacionados con el efecto Magnus en cuerpos romos, descritos en las secciones anteriores, demuestran que hay un amplio rango de investigación en cuanto a forma, tamaño y superficie, y que de ello dependen ciertos beneficios y fenómenos presentados en estos cuerpos. En conclusión, se ha evidenciado a lo largo de varios años que existe un potencial para mejorar el desempeño

aerodinámico de perfiles alares por medio de la ubicación de cuerpos romos giratorios dentro de estos, y que tanto la configuración del perfil como del cuerpo romo juegan un papel importante en el desempeño, por lo que es un deber seguir investigando este fenómeno para el avance y desarrollo aeronáutico.

1.5 Marco teórico

En este apartado se describen brevemente las herramientas matemáticas, físicas, analíticas y técnicas que se aplicaron durante el desarrollo del proyecto.

1.5.1 Patrones de flujo

Con el fin de conocer y visualizar el comportamiento del fluido se dibujan patrones de flujo. Las líneas de corriente más comunes son: las líneas de corriente (*streamlines*), que se dibujan a partir de líneas tangentes al vector velocidad en una sucesión de puntos en un instante dado; las líneas de trayectoria (*pathlines*), que son las líneas que describen la trayectoria real de una partícula a través del fluido: las líneas de traza (*streaklines*), son las líneas creadas a partir de las partículas que pasaron a través de un punto fijo en instantes sucesivos; y las líneas materiales o líneas de tiempo (*timelines*) las cuales se definen como las líneas generadas a partir de la posición de las partículas que en un instante anterior pasaron a través de una línea específica en un tiempo dado [31].

1.5.2 Flujo potencial

Es una herramienta matemática que permite describir el flujo aerodinámico como una función potencial basada en un campo de velocidades [32]. El principal requerimiento para usar esta herramienta es que se debe partir de la suposición de que el flujo es irrotacional (la tasa de deformación se desprecia) lo cual es improbable que ocurra en la realidad. La viscosidad del fluido, la condición de no deslizamiento y la capa límite inducen la existencia del tensor de tasa de deformación, el cual analíticamente en flujo potencial es abiertamente ignorado. No obstante, esta herramienta permite idear de forma rápida y efectiva una primera aproximación al comportamiento del flujo alrededor de cuerpos sólidos. Cabe destacar que aunque la herramienta de flujo potencial se puede aplicar para condiciones en 3 dimensiones, en la mayoría de los casos solo se utiliza para describir campos de velocidades en dos dimensiones. Con el fin de describir el flujo alrededor de los cuerpos mediante esta herramienta se disponen de ciertas condiciones de flujo como: flujo uniforme, fuente, sumidero, vórtice y combinaciones entre ellas.

1.5.2.1 Flujo alrededor de un cilindro

La herramienta del flujo potencial permite predecir el flujo alrededor de un cilindro mediante la imposición de un flujo uniforme y un flujo doblete (fuente-sumidero) en donde se observa que el flujo circula alrededor del cilindro de forma simétrica en ambos ejes cuando no hay circulación (Γ), figura 1.1A. Sin embargo, cuando el cilindro empieza a rotar ($\Gamma > 0$) la situación cambia, puesto que el flujo que pasa por arriba se acelera con respecto al flujo que pasa por debajo lo que ocasiona una diferencia de presión en ambos lados y resulta en una fuerza normal al sentido del flujo conocida como sustentación (*Lift*), figura 1.1B. A medida que la circulación aumenta, la fuerza de sustentación también aumenta hasta el límite de $\Gamma = 4\pi rU$ en donde los puntos de estancamiento S_p se encuentran en el mismo punto, figura 1.1C. a partir de este punto si la

circulación sigue aumentando el punto de estancamiento se ubicará cada vez más abajo creando una zona de confinamiento del flujo abajo del cilindro, figura 1.1 D.

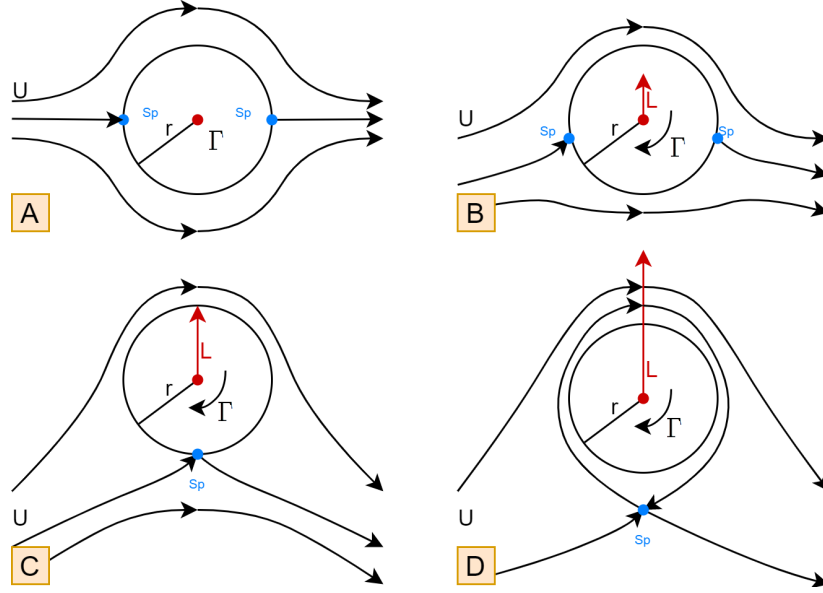


Figura 1.1: Flujo alrededor de un cilindro.

1.5.2.2 Teorema de Kutta-Joukowski

El teorema planteado por el alemán Martin Wilhelm Kutta y el ruso Nikolái Joukowski permite calcular la fuerza de sustentación (L') en un área cerrada con un cilindro o perfil alar por unidad de envergadura (b), mediante la velocidad del flujo (V_∞), la densidad del fluido (ρ_∞) y la circulación (Γ), ecuación 1.1. Este teorema es relevante porque permite conocer de forma analítica la sustentación en un perfil alar debido a la diferencia de presión entre la parte superior e inferior del perfil dada la diferencia de velocidades entre ambas superficies. No obstante, se deben tener en cuenta algunas implicaciones para que se cumpla este teorema: Una de ellas es que se debe imponer la condición de Kutta de forma que los flujos superior e inferior se encuentren suavemente aguas abajo del perfil alar, la otra es que se debe tener un flujo irrotacional y, por lo tanto, no se debe aplicar este teorema para ángulos de ataque (AOA) grandes ($\alpha > 10^\circ$) debido a que se empiezan presentar zonas de desprendimiento y turbulencias.

$$L' = \rho_\infty V_\infty \Gamma \quad (1.1)$$

1.5.2.3 Teoría de perfil delgado

A partir de las herramientas matemáticas anteriores se desarrolló la teoría de perfil delgado, la cual parte de un enfoque bidimensional (envergadura infinita) de un perfil alar sometido a un flujo uniforme a pequeños AOA [33]. Esta teoría permite desarrollar y estudiar analíticamente perfiles por medio de la línea de cuerda (c) y del camber de cada perfil. Esta herramienta demostró que el coeficiente de sustentación (C_L) para un perfil simétrico (camber igual a línea de cuerda) es igual a $2\pi\alpha$ y que para un perfil no simétrico (curvatura en el camber) se calcula mediante la ecuación 1.2 en donde A_0 y A_1 son propios de cada perfil alar y se calculan a partir de la pendiente (derivada) de la curva de camber. Así mismo, también se demostró que el centro de momento aerodinámico

(C_{Mac}) para un perfil alar simétrico está ubicado a $1/4$ de la cuerda y para los demás perfiles se calcula mediante la ecuación 1.3 ambos centros medidos desde el borde de ataque, nuevamente A_2 es propio de cada perfil alar.

$$C_L = \frac{L'}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 c} = \pi(2A_0 + A_1) \quad (1.2)$$

$$C_{Mac} = \frac{\pi}{2}(A_2 + A_1) \quad (1.3)$$

1.5.3 Flujo viscoso y capa límite

Como se menciona anteriormente, tener un flujo irrotacional en la práctica es improbable en la capa límite. En todos los flujos se presenta la condición de no deslizamiento para partículas adyacentes a las superficies sólidas y, así mismo, los flujos experimentan alteraciones que derivan en vorticidades, lo que resulta en la aparición de fuerzas que se oponen al flujo o más comúnmente conocida como la fuerza de arrastre (D) (*Drag* en inglés). Por esta razón, el flujo alrededor del cuerpo sólido se puede dividir en dos zonas: La zona de la capa o de transición, en donde los esfuerzos viscosos afectan considerablemente el flujo, y la zona de flujo libre más alejada al cuerpo sólido, en donde los efectos viscosos se pueden despreciar, figura 1.2.

La zona de la capa o transición va desde las partículas con velocidad cero (relativa al cuerpo sólido) que están adyacentes al cuerpo sólido hasta llegar al límite de la capa en donde las partículas alcanzan la velocidad de flujo libre. En esta zona los esfuerzos viscosos son altos, por lo que el perfil de velocidades incrementa gradualmente y es de carácter laminar, sin embargo, dependiendo del número de Re se puede presentar aguas abajo una capa turbulenta que derive en zonas de recirculación y desprendimiento de capa. La altura de esta zona depende del gradiente de presión (∇P), de la velocidad del flujo libre (V_∞) y de la viscosidad del fluido (μ). La zona más alejada al cuerpo se caracteriza porque el efecto de la viscosidad puede ser despreciable. En esta zona es muy probable tener regímenes de flujo turbulento debido a altas velocidades de flujo libre. Si las turbulencias en esta zona son lo suficientemente altas, puede presentarse un gradiente de presión que afecte a la zona de la capa límite, provocando un desprendimiento de esta con respecto al cuerpo sólido.

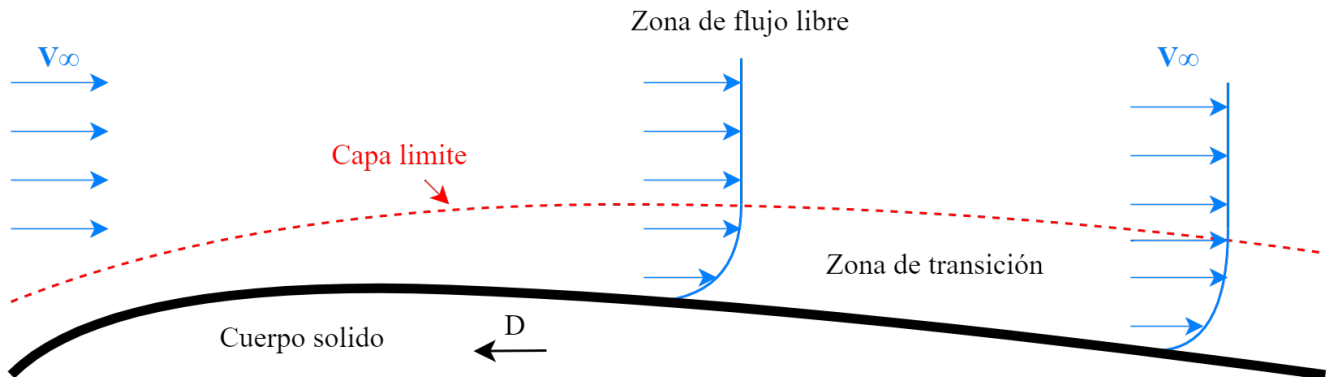


Figura 1.2: Flujo viscoso y capa límite.

1.5.4 Simulación computacional de fluidos CFD

La simulación computacional de fluidos o CFD (*Computational Fluid Dynamics*), es una herramienta que emplea métodos numéricos mediante un software para resolver las ecuaciones de gobierno de un fluido, conocidas también como las ecuaciones de *Navier-Stokes* (N-S). La ecuación 1.4 representa la ecuación de continuidad o conservación de masa y la ecuación 1.5 representa la ecuación de cantidad de movimiento que representa la interacción de un flujo con fuerzas exteriores, cabe resaltar que ambas ecuaciones están dadas bajo la condición de incompresibilidad (ρ constante) y en su forma vectorial por lo que dichas expresiones se cumplen en todas las dimensiones espaciales.

$$\nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (1.4)$$

$$\rho \left\{ \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} \right\} = -\nabla p + \rho \vec{g} + \mu \nabla^2 \vec{V} \quad (1.5)$$

1.5.4.1 Solución de ecuaciones de Navier-Stokes

Existen diferentes métodos numéricos de solución para las ecuaciones de N-S [34]. El método que quizá simula mejor la realidad es el conocido como simulación directa o DNS (*Direct Navier-Stokes Simulation*) dado que resuelve directamente las ecuaciones, sin utilizar aproximaciones en los modelos de turbulencia, luego está el método LES (*Large Eddy Simulation*) que se enfoca en resolver directamente las grandes turbulencias y simular las más pequeñas. Sin embargo, estos métodos requieren una capacidad computacional alta y costosa, por lo que en la mayoría de casos se opta por el método o conjunto de ecuaciones RANS (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*) el cual se ponderan en el tiempo las ecuaciones de N-S descomponiendo cada variable en un término medio o ponderado y otro alternante con el fin de modelar las turbulencias en el flujo.

Así mismo, el método RANS tiene diferentes versiones según la precisión que se desee en el modelado de las turbulencias y como se cierran estas para que puedan ser solucionadas numéricamente. Los modelos de turbulencia se dividen en modelos de primer orden y de segundo orden. Algunos modelos de primer orden agregan una ecuación para modelar la energía cinética turbulenta (k) para obtener las turbulencias debido a la viscosidad y así cerrar el sistema de ecuaciones RANS, uno de los métodos más conocido es el de *Spalart-Allmaras*. Otros métodos de primer orden agregan dos ecuaciones más al sistema de ecuaciones de RANS por lo que se obtienen mejores resultados, estas dos ecuaciones añadidas permiten cuantificar la turbulencia en el flujo por medio de dos variables: una variable se encarga de cuantificar la energía cinética turbulenta (k) y la otra cuantifica la tasa de disipación energética por lo que las turbulencias viscosas en el flujo se calculan a partir de estas dos y así se obtienen mejores resultados. Los modelos de dos ecuaciones más conocidos y usados son *k-Epsilon*, *k-Omega Standard* y *k-Omega SST* (*Shear Stress Transport* por sus siglas en inglés), cada uno con sus fortalezas y debilidades en cierto rango de Re . Por último, los modelos de turbulencia de segundo orden como *RSM* y *ASM* (*Reynolds Stresses Model* y *Algebraic Stress Model*) son más precisos, pero tienen un consumo de tiempo computacional más elevado, por lo que en la mayoría de casos se opta por los modelos de primer orden que tienen menor consumo computacional [34]. Finalmente, todos los métodos de solución de las ecuaciones N-S utilizan la teoría de la cascada de Kolmogorov para desarrollar aproximaciones y simplificaciones que permiten simular flujos turbulentos de manera más eficiente.

1.5.4.2 Cascada y escala de Kolmogorov

La cascada de Kolmogorov es un modelo teórico que describe el proceso de transferencia de energía en un flujo turbulento. La energía se transfiere desde las grandes escalas del flujo, donde se inyecta energía debido a fuerzas externas o condiciones de contorno, hacia escalas cada vez más pequeñas. En este proceso, la energía cinética de las grandes estructuras turbulentas es transferida a vórtices más pequeños y rápidos hasta alcanzar la escala de Kolmogorov, donde la viscosidad del fluido disipa la energía en forma de calor.

La escala de Kolmogorov es crucial para determinar la resolución espacial necesaria para capturar adecuadamente todos los aspectos de la turbulencia en el flujo. Si una simulación no resuelve adecuadamente dicha escala, puede no ser capaz de capturar con precisión la disipación de energía y otros fenómenos turbulentos importantes. Por lo tanto, esta escala representa como la energía cinética de las grandes estructuras turbulentas es disipada por la viscosidad del fluido. La escala de Kolmogorov, denotada como (η) , se calcula utilizando la tasa de disipación de energía por unidad de masa (ϵ) y la viscosidad cinemática del fluido (ν) , ver ecuación 1.6. El tamaño de malla mínimo necesario (Δx) para realizar DNS debe ser igual o menor a la escala de Kolmogórov, para el método RANS el tamaño mínimo puede estar de 1 a 2 órdenes de magnitud por encima de (η) [35].

$$\eta = \left(\frac{\nu^3}{\epsilon} \right)^{1/4} \quad (1.6)$$

La tasa de disipación de energía por unidad de masa ϵ se define como la cantidad de energía cinética turbulenta que se convierte en calor debido a la viscosidad del fluido, esta variable se puede aproximar mediante la ecuación 1.7. Sustituyendo esta aproximación y utilizando la definición del número de Reynolds (Re) en la ecuación 1.6, se obtiene la ecuación 1.8 en donde se puede calcular la escala mediante una longitud característica del flujo L y el número de Reynolds Re basado en la velocidad característica del flujo V [36].

$$\epsilon \approx \frac{V^3}{L} \quad (1.7)$$

$$\eta = \frac{L}{Re^{3/4}} \quad (1.8)$$

1.5.4.3 Estabilidad numérica en simulaciones CFD transitorias

La estabilidad numérica desempeña un papel crucial en las simulaciones CFD transitorias. La estabilidad se refiere a la capacidad de un método numérico para producir resultados precisos y consistentes a lo largo del tiempo. En el contexto de las simulaciones CFD transitorias, esto implica mantener la precisión y la estabilidad de la solución a medida que evoluciona en el tiempo. Existen varios métodos para garantizar la estabilidad numérica en simulaciones CFD transitorias como: Método de Euler Implícito, Método de Runge-Kutta y la Estabilidad de Courant-Friedrich Lewy (C_{FL}). La estabilidad C_{FL} se calcula a partir del paso de tiempo (Δt) , la velocidad del flujo V_∞ y la resolución o tamaño de la celda espacial (Δx) , ver ecuación 1.9. Un valor $C_{FL} < 1$ garantiza la estabilidad de la simulación transitoria. Esto asegura que la información no se propague demasiado rápido en comparación con la resolución espacial de la malla.

$$C_{FL} = \frac{V_\infty \Delta t}{\Delta x} < 1 \quad (1.9)$$

Otros parámetros importantes para garantizar la estabilidad numérica son los valores residuales, para el caso de las ecuaciones RANS con el modelo $k-\omega$ SST se tienen 6 valores residuales: Residual de continuidad, residual de velocidad para las tres direcciones (u, v, w), residual de turbulencia para la disipación cinética turbulenta (k) y residual de frecuencia de disipación (ω). Como criterio se asume convergencia en los residuales cuando estos alcanzan valores inferiores a 1×10^{-6} . Otro parámetro importante es el conocido como espesor de capa límite adimensional o (y^+) el cual es una medida adimensional y representa la relación entre la altura de la capa límite y el tamaño de la primera celda adyacente a la pared. Un valor de $y^+ < 30$ es crucial para capturar el comportamiento de la capa límite y la turbulencia cerca de una superficie sólida cuándo se utilizan aproximaciones por funciones de pared en una simulación CFD [37]. Para el cálculo del y^+ se utiliza la ecuación 1.10 donde: δ es la altura de la capa límite, Δx es el tamaño de malla adyacente a la superficie, y es la distancia desde la pared hasta el primer nodo de la malla, $u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$ es la velocidad de fricción, donde τ_w es la tensión cortante en la pared.

$$y^+ = \frac{\delta}{\Delta x} = \frac{yu_\tau}{\nu} \quad (1.10)$$

1.5.5 Métodos de medición y registro experimental

Las evaluaciones experimentales son relevantes dado que son estas las que reproducen el fenómeno físico real y permiten tener mediciones reales del mismo. Las instalaciones más comunes para la medición y visualización de fenómenos relacionados con fluidos son los túneles de viento y túneles de agua. Estos dispositivos, junto con un banco de pruebas, permiten medir la sustentación, el arrastre y los momentos que se presentan en los objetos sometidos a un flujo. Además, por medio de líneas de humo en los túneles de viento o de trazadores de tinta en los túneles de agua se puede visualizar el flujo alrededor de los objetos e identificar las zonas de desprendimiento de la capa límite y zonas de recirculaciones o vorticidad.

1.5.5.1 Túnel de viento

El túnel de viento, como su nombre lo indica, funciona a partir de un flujo continuo de viento (comúnmente aire) gracias a un ventilador que transporta el flujo a través de secciones geométricas (contracción y difusor) entregando un perfil de velocidades uniforme en la sección de pruebas. La Universidad del Valle cuenta con un túnel de viento subsónico y abierto que tiene una sección transversal de prueba de 16 cm x 16 cm y una longitud de 30 cm y que puede operar en un rango de 0 - 20 m/s V_∞ este túnel será utilizado para la evaluación experimental del prototipo planteado en este proyecto. Para ello se caracterizó mediante un tubo de Pitot estático a varias velocidades, obteniendo un perfil plano en todo su rango de operación y con una variación de 0,07 m/s. Actualmente, el túnel no cuenta con un sistema de humo para visualización de flujo.

1.5.5.2 Balanza para toma de datos experimentales

Una balanza de toma de datos experimentales es un instrumento de medición utilizado en conjunto con el túnel de viento o de agua que permite registrar las fuerzas y momentos ocasionados en un objeto sometido a un flujo [38]. Las fuerzas y momentos que puede registrar una balanza están dados por el grado de libertad de movimiento en ella, en este proyecto se utilizará una balanza

aerodinámica de dos grados de libertad con el fin de medir la sustentación y el arrastre del perfil, dicho arreglo deberá tener la posibilidad de ubicar un cuerpo rotatorio dentro del perfil alar por medio de un motor eléctrico. El registro de las fuerzas de sustentación y arrastre se realiza por medio de celdas de carga ubicadas dentro de la balanza, dichas celdas al ser sometidas a fuerzas presentan una deflexión que produce una diferencia de voltaje la cual es registrada por una tarjeta de adquisición de datos y luego de un procesamiento de dicha señal de voltaje se obtiene el valor de la fuerza o masa correspondiente.

1.6 Objetivos

1.6.1 Objetivo general

Analizar el efecto en la fuerza de sustentación de un perfil alar con un cuerpo romo que rota en él.

1.6.2 Objetivo específico

1. Dimensionar una propuesta de un cuerpo romo rotando en un perfil alar.
2. Registrar experimentalmente la fuerza de sustentación de la propuesta dimensionada.
3. Verificar resultados experimentales con revisión literaria, resultados analíticos o numéricos.

1.7 Metodología

Para el desarrollo y avance de los objetivos del proyecto se presenta en la tabla 1.1 la metodología que se llevará a cabo para el cumplimiento de cada objetivo y en la figura 1.3 se presenta un diagrama de flujo de la metodología.

Tabla 1.1: Metodología de ejecución del proyecto

Metodología			
Objetivos	Actividades	¿Cómo?	Entregable
G: Analizar el efecto en la fuerza de sustentación de un perfil alar con un cuerpo romo que rota en él.	Analizar el cambio en la sustentación de un perfil alar con un cuerpo romo rotando en él.	Por medio de la realización de experimentos para la propuesta planteada.	Documento final de trabajo de grado.
1: Dimensionar una propuesta de un cuerpo romo rotando en un perfil alar.	- Revisión y ajuste de los modelos teórico-matemáticos. - Identificar los parámetros y valores obtener durante la experimentación. - Dimensionar una propuesta de un perfil alar con un cuerpo romo rotando en él.	- Revisando la literatura disponible sobre el efecto Magnus. - Según las variables requeridas para el modelo matemático se identifican las variables relevantes en el experimento - Se diseña el montaje del experimento con base en los parámetros requeridos por medio de un software CAD	Dimensionamiento y diseño CAD de un cuerpo romo rotando en un perfil alar.
2: Registrar experimentalmente la fuerza de sustentación de la propuesta dimensionada.	- Construcción del experimento y puesta a punto de los instrumentos de medición - Realizar los experimentos y registrar los datos. - Procesar los resultados para obtener la fuerza de sustentación	- Se construye el modelo propuesto con impresión 3D y se monta el experimento con los instrumentos de medición. - Realizando el experimento para diferentes velocidades de rotación y de flujo - Por medio del modelo teórico planteado.	Datos e información obtenidos en la experimentación.
3: Verificar resultados experimentales con revisión literaria, resultados analíticos y/o numéricos.	Comparar resultados con los modelos teóricos y numéricos planteados.	Por medio del procesamiento de los resultados obtenidos en la experimentación.	Verificación del experimento y análisis de los resultados con simulación CFD.

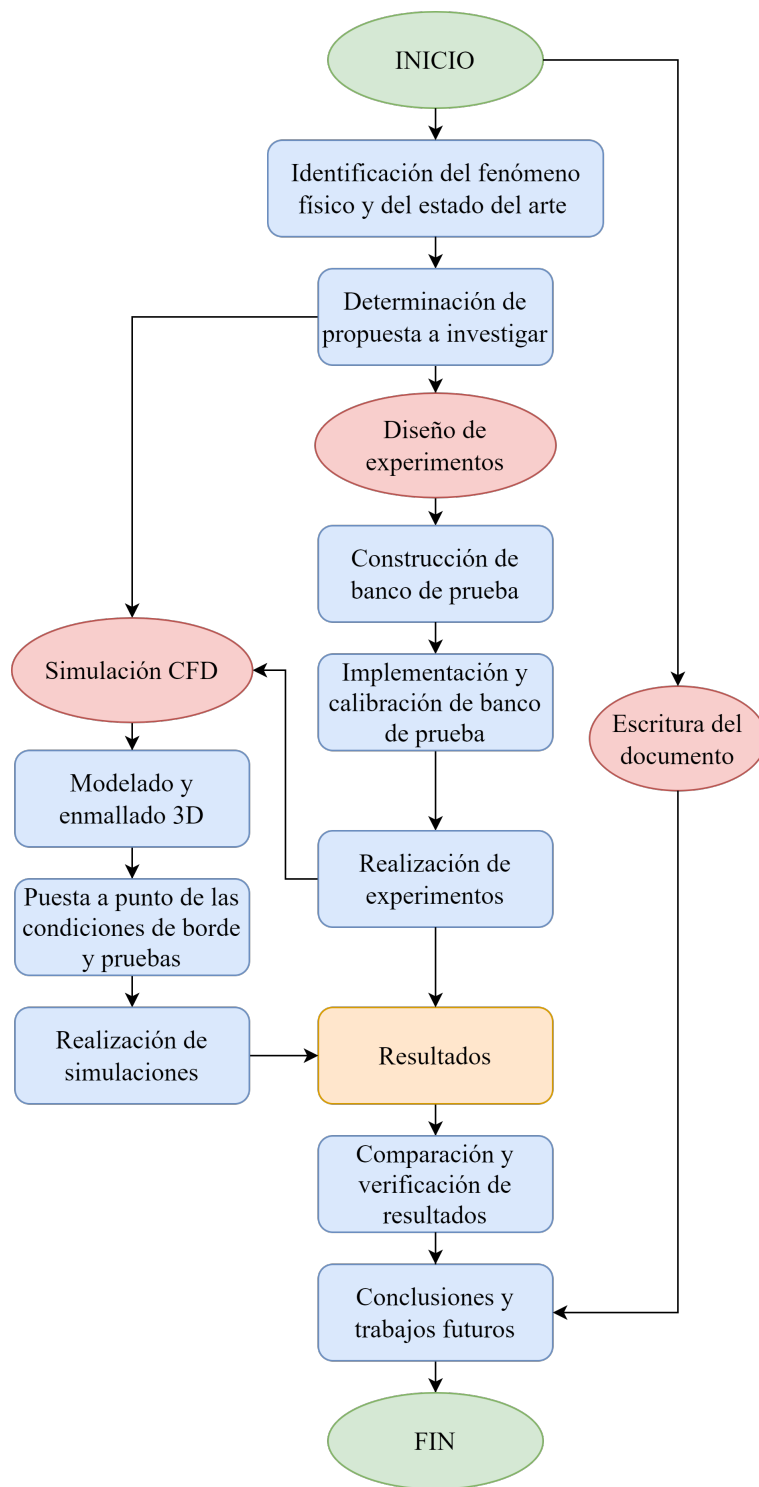


Figura 1.3: Diagrama de flujo para la metodología del proyecto.

2. Dimensionamiento del modelo experimental

En este capítulo se presenta el dimensionamiento y el planteamiento que llevó a la selección del perfil aerodinámico NACA 0018 y los diferentes cuerpos romos a estudiar, así mismo, se definen las condiciones de cada uno de los experimentos realizados con base en investigaciones previas y en las limitaciones tecnológicas locales. El propósito de dimensionar, construir y realizar experimentos es representar de manera directa y en tiempo real el fenómeno que se presenta en un perfil alar con cuerpos romos rotando, para cuantificar y estudiar el fenómeno se busca registrar la sustentación L y el arrastre D durante cada experimento

2.1 Análisis de modelos y experimentos previos

Distintas formas y combinaciones del Efecto Magnus con un perfil aerodinámico se han investigado. Como se menciona en el estado del arte, los primeros estudios se enfocaron en ubicar cilindros rotatorios en el borde de salida TE (*Trailing Edge*) de un perfil alar o en los flaps de las alas, esto debido a que Brooks [21] demostró que los beneficios de ubicar el cilindro en el borde de salida son mayores respecto a ubicarlos en el borde de ataque LE (*Leading Edge*). Sin embargo, distintas ubicaciones y configuraciones se siguieron investigando; una de ellas consistió en ubicar dos cilindros al mismo tiempo en diferentes ubicaciones y, a pesar de que algunas configuraciones presentaron ventajas, la construcción y mecánica requerida no compensan los beneficios [25]; otra investigación se centró en estudiar diferentes formas de cilindros rotatorios, demostrando que la forma del cilindro juega un papel importante en el comportamiento del flujo [26]. La mayoría de investigaciones consisten en configuraciones y montajes experimentales que puedan representar un estudio en solo dos dimensiones o 2D y solo registran las fuerzas de sustentación y arrastre.

Adicionalmente, todas las investigaciones tienen en común que los experimentos se centran en las variables de la velocidad de flujo libre (V_∞), la velocidad de rotación (ω) y el ángulo de ataque (AOA o α), ya que estos son los parámetros que pueden ser modificados en tiempo real durante los experimentos. Sin embargo, todos los estudios coinciden en que, para reducir el número de pruebas y hacerlas escalables, es necesario adimensionalizar los experimentos. Para ello, se usa el parámetro de Re calculado a partir de la ecuación 2.11, donde (c) representa la cuerda del perfil aerodinámico, (ρ_∞) es la densidad del fluido y (μ) es su viscosidad. Además, se emplea un coeficiente de velocidad relativa (U) que relaciona la velocidad del flujo libre (V_∞) con la velocidad tangencial del cilindro (V_t), esta última calculada a partir de la velocidad angular (ω) del cilindro y su radio máximo (r), según la ecuación 2.12. Estas ecuaciones permiten adimensionalizar las pruebas y compararlas de manera efectiva, independientemente de las condiciones específicas de cada experimento.

$$R_e = \frac{\rho_\infty V_\infty c}{\mu} \quad (2.11)$$

$$U = \frac{V_t}{V_\infty} = \frac{\omega r}{V_\infty} \quad (2.12)$$

El número de Reynolds R_e utilizado en los experimentos abarca un amplio rango, desde 40×10^3 hasta 3.5×10^6 , dependiendo de los objetivos y capacidades de cada investigación. Sin embargo, la mayoría de las investigaciones se centran en R_e bajos (40×10^3 - 150×10^3) debido a que en estos rangos los perfiles aerodinámicos pierden efectividad a altos Ángulos de Ataque (AOA). En cuanto al AOA, todos los experimentos llevan los perfiles aerodinámicos más allá de su ángulo normal de pérdida de sustentación (AOA_{stall}), que se encuentra entre 12° y 15° , con el fin de evaluar si los cilindros ayudan a retrasar dicho ángulo. Algunas investigaciones han extendido las pruebas hasta ángulos de 40° - 50° , coincidiendo todas en que a valores de α mayores a 30° los beneficios obtenidos empiezan a disminuir. Finalmente, las velocidades utilizadas en las investigaciones se recogen en el coeficiente de velocidad U . Se realizaron pruebas con valores de U desde 0 hasta 4, donde $U = 0$ corresponde a un cilindro sin rotación y $U = 4$ significa que la velocidad tangencial del cilindro V_t es cuatro veces mayor que la velocidad del flujo libre V_∞ . Los experimentos demostraron que a $U = 4$ se obtuvieron los mejores resultados y que, a valores de U mayores, los beneficios comienzan a ser despreciables en comparación al reto tecnológico que supone alcanzar dichas velocidades, en este trabajo solo se llegó a $U = 1.6$ dadas las limitaciones que se describen más adelante.

2.2 Dimensionamiento de experimentos: Perfil aerodinámico y cuerpos romos

En esta sección se lleva a cabo el dimensionamiento de los experimentos 2D con base en el análisis realizado en la sección anterior, en la instrumentación disponible, las restricciones tecnológicas y en los requerimientos propios de este trabajo.

2.2.1 Selección y dimensionamiento del perfil aerodinámico

En las investigaciones previas se han seleccionado perfiles aerodinámicos con base en sus requerimientos y necesidades, se utilizaron perfiles simétricos como el de Joukowsky, el NACA 0024, NACA 0015 y perfiles modificados. Para este trabajo se optó por modificar lo menos posible el perfil aerodinámico seleccionado, por lo que el cilindro se ubicó en el borde de ataque LE . Además, se seleccionó esta ubicación porque las alas de los aviones actuales tienen en el borde de salida TE complejos sistemas de flaps que complican bastante la futura implementación de cilindros rotatorios en esta zona.

Para el dimensionamiento del modelo se tuvieron en cuenta tres aspectos fundamentales: El primero, se debe elegir un perfil simétrico, ya que estos permiten medir de manera precisa el efecto de los cuerpos romos. El segundo, las dimensiones del túnel de viento disponible (sección transversal de 16×16 cm y 30 cm de longitud) limitan las dimensiones de la cuerda del perfil aerodinámico. La cuerda no debe ser superior a 10 cm, ya que a α mayores a 30° , el espacio libre entre el perfil y las

paredes del túnel es inferior a 0.5 veces la cuerda, lo que corresponde a un porcentaje de bloqueo de área mayor al 30 %. Según investigaciones previas, este nivel de bloqueo no es recomendable. El tercero, el perfil aerodinámico solo tiene espacio en el borde de ataque para ubicar un cilindro con un radio máximo de 5 mm. Para alcanzar velocidades relativas $U = 4$, sería necesario que el cilindro rotara a 61000 RPM. Sin embargo, alcanzar esta velocidad no es viable, ya que los rodamientos disponibles en el mercado soportan velocidades máximas de hasta 36000 RPM en condiciones ideales.

Finalmente, el perfil seleccionado es el perfil NACA 0018 con una cuerda $c = 100$ mm, espesor normal y redondeo en el TE de 0.2 mm. Este perfil tiene un mejor comportamiento en comparación a un NACA 0020 ante bajos Re y un espesor en el LE suficiente para ubicar el cilindro en esta zona. Ver figura 2.4 [39]. Para más información, Gerakopulos [40] y Timmer [41] presentan análisis detallados del perfil NACA 0018 a diferentes Re .

2.2.2 Dimensionamiento de cuerpos romos rotativos

En la mayoría de investigaciones previas el cilindro o perfil circular fue el único cuerpo romo estudiado. Solo el trabajo de Modi [26] planteó y estudió tres cuerpos romos distintos: un cilindro, un cilindro estriado y un cilindro estriado con cortes longitudinales, mediante los experimentos demostró que el cilindro estriado obtiene mejores resultados en comparación a un cilindro normal a $Re = 143 \times 10^3$. Recientemente, Pezzotti en su trabajo doctoral [19] y en su posterior artículo [20], evaluó cuerpos romos de diferentes secciones transversales y rugosidades a velocidades $U < 1$ y Re entre 14×10^3 - 35×10^3 , sin perfil alar anexo. En su trabajo encontró que los cuerpos romos rotativos con mejor coeficiente C_L/C_D son aquellos con mayor número de lados (octágono, decágono, cilindro). Sin embargo, también se evidenció que los cuerpos de menos lados (triángulo, cuadrado) generan incluso más sustentación que los de más lados, lastimosamente, estos beneficios se ven opacados por el aumento del arrastre dada la generación de vórtices corriente abajo del cuerpo.

Con base en lo presentado anteriormente, se plantean para este trabajo 2 cuerpos romos distintos: un cilindro y un triángulo redondeado. Ver figura 2.4. Todos los cuerpos romos se posicionan en el borde de ataque, con el eje de rotación de cada cuerpo a 5 mm ($0.05 c$) de la punta del LE y todos están circunscritos en un diámetro de 10 mm ($0.1 c$). Adicionalmente, el perfil tendrá un corte radial de 6 mm para obtener una holgura entre el cuerpo romo y el perfil aerodinámico de 1 mm ($0.01 c$). Por limitaciones en la construcción del perfil aerodinámico se realiza un redondeo en el borde de fuga de 0.2 mm conservando la cuerda original.

El primer cuerpo romo consiste en un cilindro de 10 mm de diámetro ($0.1 c$). El segundo cuerpo, el triángulo redondeado, consta de un triángulo equilátero con un redondeo en sus vértices de 3 mm. Finalmente, con el estudio del cilindro se comparan los resultados con investigaciones previas y con el triángulo redondeado se probará si el cuerpo romo y el perfil aerodinámico evitan la generación de vórtices corriente abajo y potencia la sustentación de todo el sistema. Estas configuraciones se plantean con base en los requisitos y limitaciones experimentales, el perfil NACA no se ve alterado en gran medida y los cuerpos romos permiten llegar a velocidades cercanas a $U = 2$, equivalentes a 30000 RPM. No se realizarán pruebas a mayor velocidad U debido a que se podría presentar una alta vibración que afectaría el registro de datos, generando un desgaste en el motor y los rodamientos; además supone un riesgo en la seguridad personal y de los equipos alrededor. Para alcanzar las velocidades U que reportan las investigaciones, es necesario un túnel de viento con una sección de prueba más grande que permita probar modelos y cuerpos romos con mayor diámetro

para reducir las RPM requeridas. Sin embargo, mediante la construcción e instrumentación de una balanza aerodinámica realizada en este trabajo, es posible evaluar de forma temprana los cuerpos romos planteados y posiciona las bases para realizar investigaciones futuras a mayor velocidad U , una vez se cuente con mejores dispositivos.

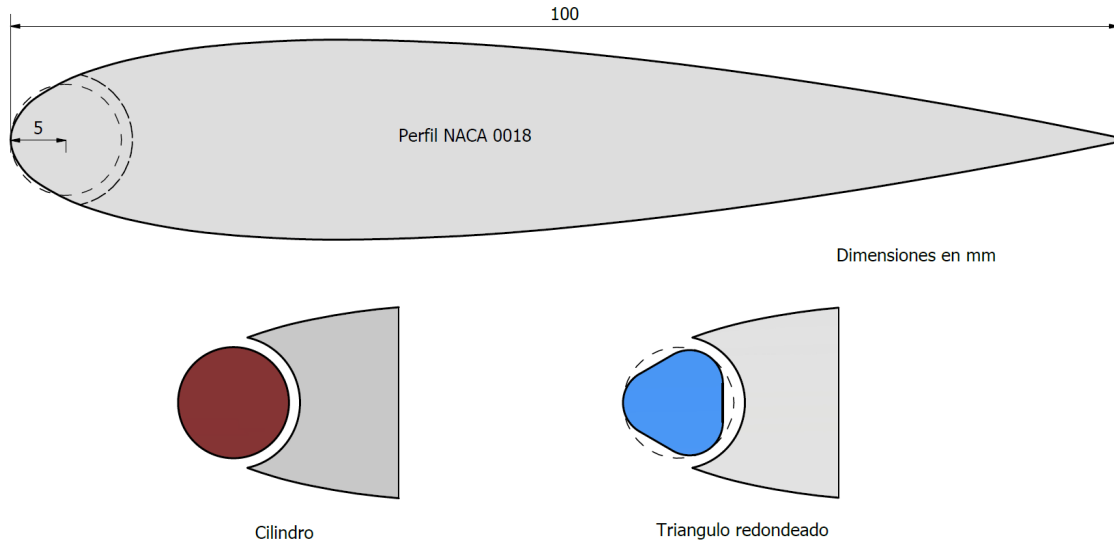


Figura 2.4: Configuración del perfil aerodinámico con los diferentes cilindros rotativos

2.3 Planteamiento de experimentos

Los experimentos se definen según los 3 modelos experimentales: El perfil aerodinámico simple (sin modificar y sin cuerpo romo) y el perfil aerodinámico con cada uno de los 2 cuerpos romos. Según las investigaciones previas, todas reportan velocidades U desde 1 hasta 4 y coinciden en que para $AOA > 30^\circ$ los beneficios disminuyen. Para este trabajo se realizarán experimentos a $U = [0, 0,7, 1 \text{ y } 1,6]$ y de $10^\circ < AOA < 30^\circ$ en intervalos de 5° siendo en total 46 pruebas experimentales a realizar. Todas las pruebas se realizarán a una velocidad de flujo libre $V_\infty = 8 \text{ m/s}$ lo que equivale a un $Re = 51 \times 10^3$, ecuación 2.11. A pesar de que el túnel de viento puede alcanzar una velocidad máxima mayor, a la velocidad seleccionada se garantiza que no sea necesario superar el límite de 30000 RPM, ecuación 2.12 para la máxima velocidad U , y que las fuerzas aerodinámicas sean lo suficientemente grandes para ser registradas por las celdas de carga disponibles, con base en lo esperado analíticamente por las ecuaciones 2.13 y 2.14. Finalmente, para que los experimentos representen una condición 2D, la envergadura S tanto del perfil como de los cuerpos romos se dimensionan de $S = 156 \text{ mm}$, dejando 2 mm de cada lado para evitar el contacto y atasco de los modelos con la sección de prueba. En cada uno de los experimentos se registrará la sustentación L y el arrastre D . El momento aerodinámico M no será registrado debido a su baja magnitud y a la alta incertidumbre experimental de las celdas de carga disponibles para la magnitud del momento. Las ecuaciones 2.13 y 2.14 describen el cálculo que posteriormente se realiza para obtener los coeficientes de sustentación C_L y arrastre C_D respectivamente, en la tabla 2.2 se presenta la nomenclatura y las constantes experimentales que se utilizaron durante el trabajo.

$$C_L = \frac{2L}{\rho_\infty V_\infty^2 A_s} \quad (2.13)$$

$$C_D = \frac{2D}{\rho_\infty V_\infty^2 A_f} \quad (2.14)$$

Tabla 2.2: Constantes experimentales

Constantes		Valor	Unidad
g	Gravedad	9.81	m/s ²
V_∞	Velocidad de flujo libre	8 ± 0.07	m/s
ρ_∞	Densidad de flujo libre	1.147	kg/m ³
μ	Viscosidad de flujo libre	1.789E-05	Pa·s
c	Cuerda	0.1	m
S	Envergadura	0.156	m
r	Radio máximo	0.005	m
A_s	Área superficial	0.0156	m ²
A_f	Área frontal	0.0028	m ²
RA	Relación de aspecto	1.6	
Re	Número de Reynolds	51000 ± 450	

3. Montaje experimental y simulación numérica

En este capítulo se lleva a cabo el diseño y montaje de los experimentos mediante la construcción y calibración de una balanza aerodinámica propia con el fin de medir sustentación y arrastre. También, se presenta el debido proceso para llevar a desarrollar las simulaciones computacionales de fluidos CFD con el dimensionamiento del dominio, la generación de malla y la selección del modelo de turbulencia.

3.1 Balanza aerodinámica

La balanza aerodinámica junto con el túnel de viento son quizás, los instrumentos más importantes para el desarrollo y la investigación aeronáutica. Existe una amplia variedad de balanzas aerodinámicas y cada una tiene un fin propio; hay balanzas capaces de medir fuerzas y momentos en los 3 ejes coordenados (6 grados de libertad) y se enfocan en aeronaves [38] y [42]; otras se enfocan en el estudio de perfiles aerodinámicos midiendo las fuerzas de sustentación, arrastre y momento de cabeceo (3 grados de libertad) [43] y [44]. Basado en los requerimientos propios de este trabajo y en las investigaciones previas, se diseñó y construyó una balanza aerodinámica capaz de medir las fuerzas aerodinámicas en dos ejes (sustentación L y arrastre D) además de permitir la variación del AOA. Adicionalmente, se planteó la posibilidad de registrar el momento aerodinámico M por medio de un brazo de palanca y una celda adicional, sin embargo, la fuerza analítica esperada está por debajo de la capacidad de lectura de las celdas, inclusive llevando al límite físico la longitud de la palanca.

3.1.1 Dimensionamiento CAD y construcción

El dimensionamiento de la balanza aerodinámica estuvo delimitado por las dimensiones del túnel de viento y su sección de prueba, ver figura 3.5. Se optó por un sistema de rieles con dos grados de libertad de desplazamiento mediante 8 rodamientos lineales LM8UU. El desplazamiento en el eje X permite registrar la sustentación en -X y el desplazamiento en Z permite la medición del arrastre corriente abajo del modelo en +Z. Los modelos experimentales están sujetos a la balanza aerodinámica mediante 3 ejes que atraviesan la totalidad de la envergadura del modelo y de la sección de prueba. La balanza está apoyada sobre la cara superior de la sección de prueba, y los modelos se posicionan verticalmente (eje Y) logrando así que las fuerzas registradas no sean alteradas por la gravedad g la cual se encuentra en dirección -Y. En la figura 3.6 se muestra el funcionamiento de la balanza mediante un diagrama de fuerzas. En color naranja se representan las fuerzas L y D y las reacciones R_L y R_D , las cuales corresponden a las reacciones registradas por las celdas de carga antes las fuerzas aerodinámicas. Estas celdas están montadas en una estructura que

restringe todo tipo de movimiento y momento. El movimiento permitido, resaltado en color verde, se limita a los dos grados de libertad mencionados anteriormente. Las líneas blancas con borde negro representan los movimientos y momentos restringidos en la balanza, por lo que el momento generado por la distancia o brazo entre las fuerzas aerodinámicas y las reacciones son absorbidas por los rodamientos lineales y los rieles, permitiendo solo el registro de las fuerzas aerodinámicas.

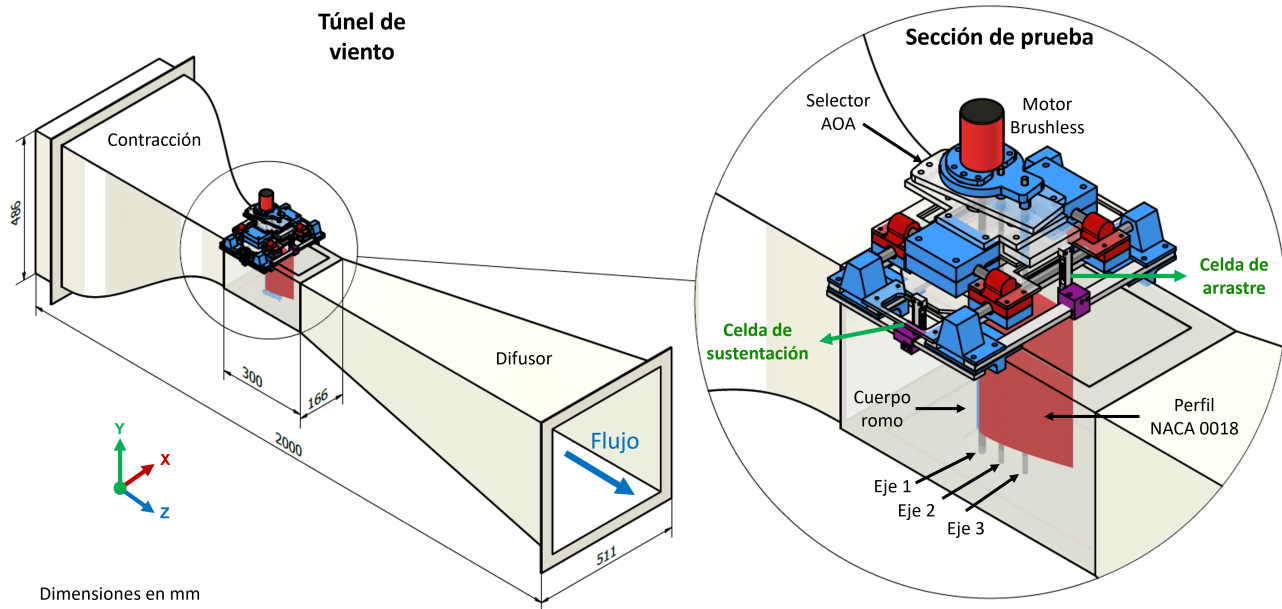


Figura 3.5: Túnel de viento y balanza aerodinámica

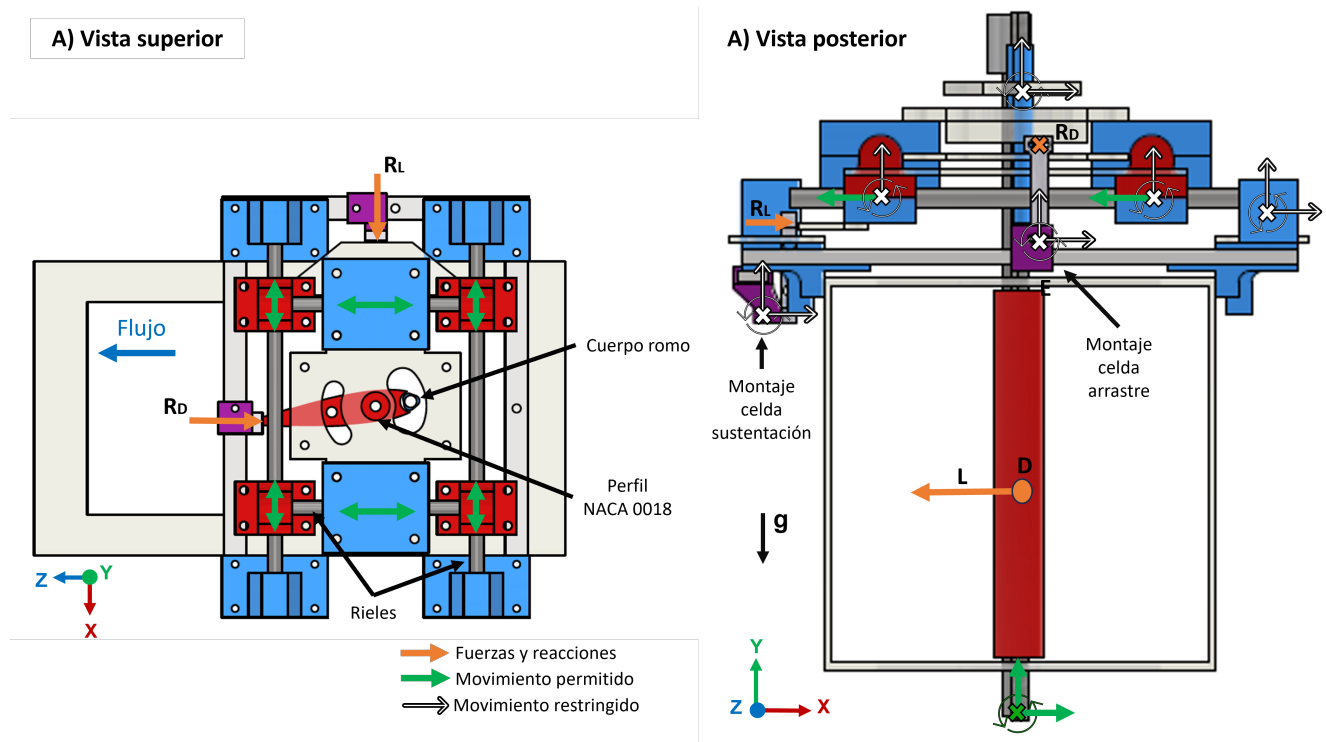


Figura 3.6: Diagrama de fuerzas en la balanza aerodinámica y su funcionamiento

El primero de los ejes ($\varnothing 1/4''$), ubicado en el *LE* del perfil, tiene acoplado el cuerpo romo a estudiar y un acoplamiento flexible que conecta con el Motor Brushless, debido a la alta velocidad de rotación se acoplaron 3 rodamientos de bolas NTN R4Z a lo largo del eje. El segundo eje, ubicado a $1/4 c$ permite la rotación del modelo y; el último eje, está ubicado a $1/2 c$ garantizando el AOA en cada experimento con ayuda de la placa selectora. El segundo y tercer eje son de varilla roscada de $3/16''$ de diámetro para asegurar la ubicación y conexión de los modelos experimentales y la balanza mediante contra tuerca. El perfil alar y los cuerpos romos fueron impresos en filamento 3D y se pulieron con lija grano 600 para lograr un acabado uniforme en la superficie. Las dimensiones de las demás piezas se diseñaron según la sección de prueba, el espacio libre fuera de ella y para que sean robustas y ligeras, algunas piezas se realizaron mediante corte láser en acrílico (polimetacrilato de metilo) y otras fueron impresas en filamento 3D con PLA (ácido poliláctico).

3.1.2 Montaje de celdas de carga y motor

Para el registro de las fuerzas aerodinámicas se instaló una celda de carga de 500 g (4.9 N) para medir la sustentación y otra de 100 g (0.9 N) para medir el arrastre. Dichas celdas envían una señal análoga a los convertidores HX711, los cuales transforman dicha señal a una señal digital mediante un factor de calibración y la envían posteriormente a un Arduino Mega 2560 para su registro y almacenamiento en un computador. Las celdas deben ser empotradas en uno de sus extremos y el otro extremo debe quedar en voladizo para que sea deformado por la fuerza a medir. Dichas celdas tienen en su interior una galga extensométrica o *Strain Gauge* la cual registra los cambios en su resistencia eléctrica debido a las deformaciones físicas que la fuerza causa. Todo este circuito funciona con 5V. En la figura 3.7 se presenta el montaje experimental construido, junto con las celdas de carga posicionadas.

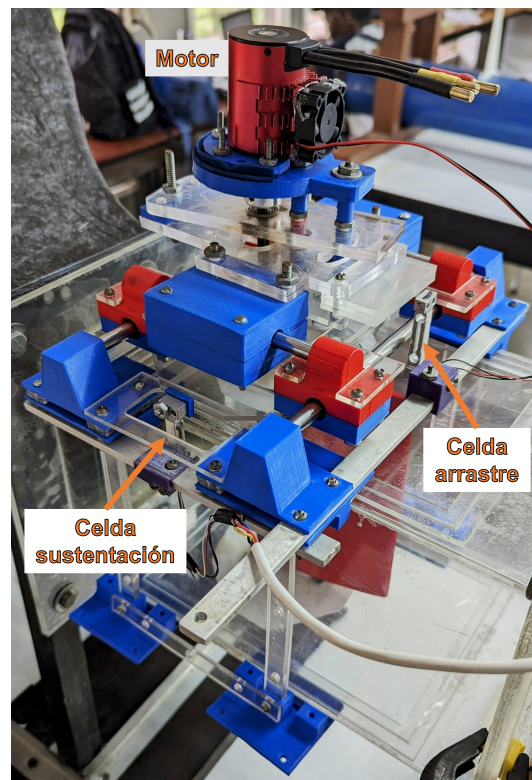


Figura 3.7: Montaje experimental y celdas de carga

Se utilizó un Motor Brushless (*Surpass Hobby 3660 2600KV*) de 1000 W y hasta 50000 RPM. En el eje 1 se conectó al motor mediante un acoplamiento flexible capaz de absorber desalineaciones y vibraciones. El motor funciona a 12V y consume hasta 60 A, por lo que para alimentarlo es necesario una fuente de poder DC con esta capacidad. El control de las RPM del motor se realiza mediante un regulador electrónico de velocidad (ESC) de 60 A, este dispositivo recibe una señal digital proveniente del Arduino, el cual a su vez recibe una señal análoga de un potenciómetro controlado por el usuario. Entre la fuente de poder y el ESC se acopla un dispositivo que permite la lectura en tiempo real de la potencia y amperaje consumido por el motor y el ESC. En la figura se presenta un esquema del circuito eléctrico 3.8 y en la figura 3.9 se presenta una fotografía del mismo. Todo el procesamiento y control de señales tanto para las celdas de carga como para el motor se realiza mediante un código modificado de las librerías propias de Arduino IDE, ver anexo A.

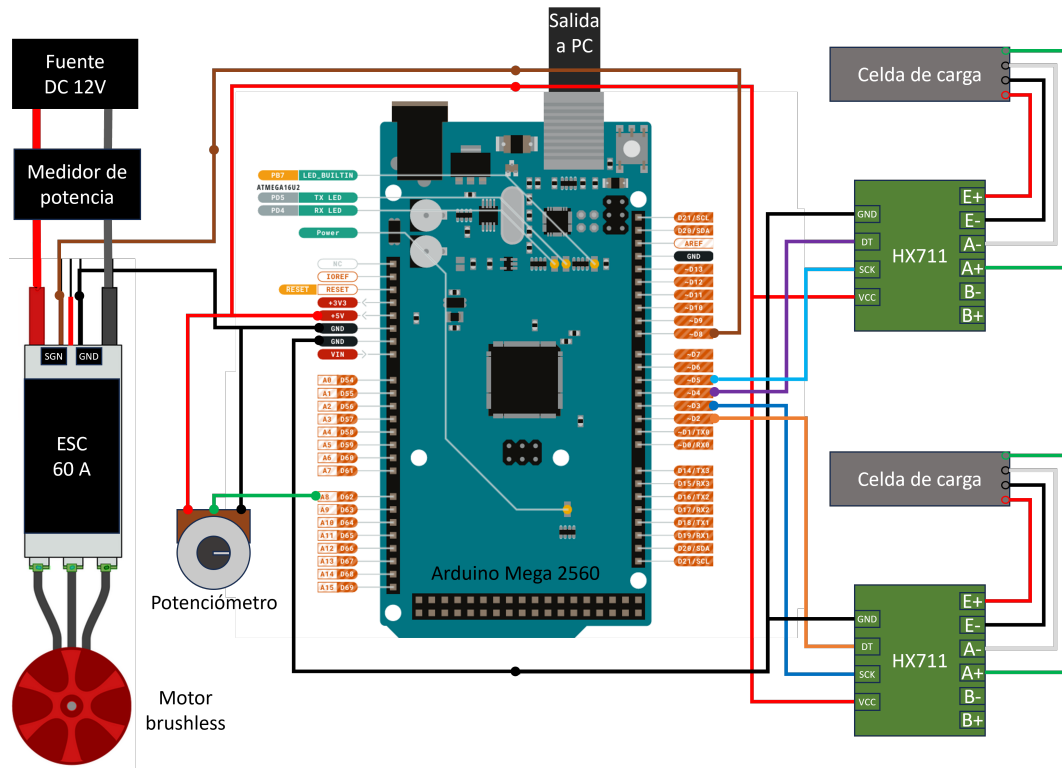


Figura 3.8: Esquema simplificado del circuito eléctrico para celdas de carga y control de motor

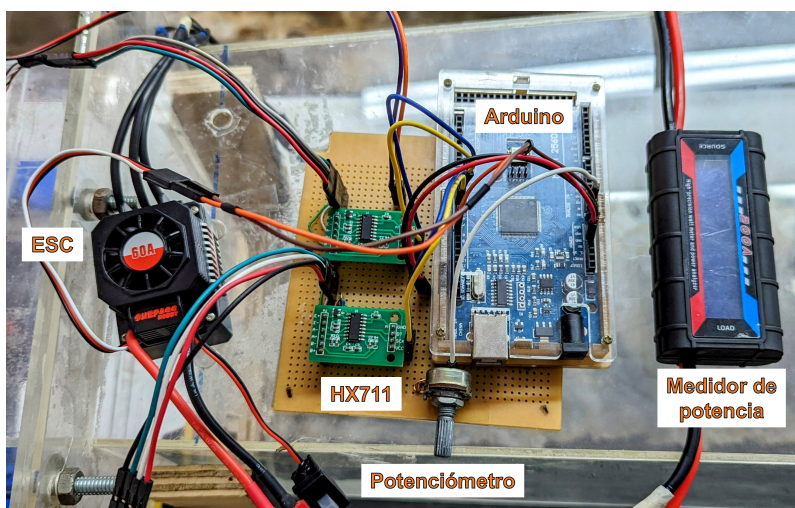


Figura 3.9: Fotografía de los dispositivos electrónicos

3.1.3 Calibración y puesta a punto

Las celdas de carga se calibraron por medio de un código de la librería de Arduino, en dicho código se obtiene un factor de calibración para cada celda mediante el uso de masas calibradas y una gramera de joyería con resolución de 0.01 g. Para verificar la calibración de las celdas de sustentación (500 g) y arrastre (100 g) se realizaron 3 ciclos de carga y descarga desde 63 hasta 322 g para la celda de 500 g y de 19 hasta 79 g para la celda de 100 g. El análisis de dichas pruebas arrojó un error de medición promedio de ± 0.4 g para la celda de sustentación y de ± 0.1 g para la celda de arrastre, los errores por histéresis en los ciclos de carga y descarga fueron de ± 0.03 g y ± 0.01 g para cada celda, respectivamente. El rango analítico esperado para la fuerza de sustentación es de 0 - 1.2 N (0 - 120 g) y para la fuerza de arrastre es de 0 - 0.49 N (0 - 50 g). Para el control de las RPM en el motor se utilizó un potenciómetro de 2k Ω permitiendo que con cada variación en la resistencia del mismo, la velocidad del motor cambie. La medición de las RPM durante los experimentos se hace mediante un tacómetro láser, cuya precisión es de ± 100 RPM.

Otro factor importante en la calibración del montaje es la repetibilidad de las mediciones en cada experimento. Se realizaron pruebas con cargas constantes para cada una de las celdas y se obtuvo una variación en las mediciones de alrededor del 30 %. El principal causante de este fenómeno fueron las desalineaciones en los rieles y ejes del montaje en general. Para corregir esto se añadieron piezas de acrílico cortadas en láser y se reimprimieron algunas piezas hasta conseguir el funcionamiento esperado. Un segundo causante fue la fricción entre los rieles y los rodamientos LM8UU, para reducir esto, se pulieron los rieles con lija hasta un acabado de grano 2000 y se utilizó un lubricante *Motorkote 100* en los rodamientos. Se obtuvo una fuerza de fricción equivalente a una masa de 6 g en el eje X y de 3 g en el eje Z.

Finalmente, Para validar los datos obtenidos, se optó por realizar pruebas de medición con masas constantes (inicialmente desconocidas). El experimento consistió en registrar la masa obtenida por las celdas de carga 15 veces, calcular el promedio de estos datos y luego compararlo con la medición obtenida utilizando una balanza de precisión de joyería. Los resultados de este experimento, junto con el error porcentual e incertidumbre experimental, se presentan en la tabla 3.3. Se obtuvo un error porcentual máximo de 9.5 % y un mínimo de 2.5 % con respecto al valor reportado por la

gramera, lo que indica que la medición se encuentra por debajo del 10 %.

Tabla 3.3: Datos experimentales para calibración de las mediciones

Prueba	Celda de 100 g [± 0.1]			Celda de 500 g [± 0.4]		
	Masa 1 [g]	Masa 2 [g]	Masa 3 [g]	Masa 4 [g]	Masa 5 [g]	Masa 6 [g]
1	36.75	19.46	55.45	38.56	13.01	34.88
2	39.46	18.32	60.24	38.15	17.75	36.34
3	40.52	17.35	60.14	39.26	13.41	39.47
4	38.14	17.93	62.53	39.01	16.38	38.80
5	38.62	17.62	60.05	41.25	15.49	38.12
6	38.58	17.47	59.68	35.02	14.53	40.27
7	37.67	17.62	60.95	40.70	14.57	38.84
8	38.76	18.22	62.28	36.51	14.19	39.11
9	42.62	18.58	61.71	36.72	15.84	43.03
10	40.17	18.11	62.70	35.99	13.90	41.61
11	39.44	18.93	61.14	35.56	13.24	39.46
12	41.74	18.04	61.30	38.53	14.20	41.03
13	37.63	19.44	57.56	37.31	17.83	40.82
14	39.12	17.78	61.45	39.22	14.44	42.15
15	41.21	18.64	58.71	37.30	15.38	38.92
Promedio	39.36	18.23	60.39	37.94	14.94	39.52
Medida gramera [± 0.1 g]	40.70	20.15	57.27	38.9	14.27	42.02
Error porcentual	3.3 %	9.5 %	5.5 %	2.5 %	4.7 %	5.9 %
Desviación estándar	1.64	0.67	1.96	1.82	1.50	2.13

3.2 Simulación numérica CFD

En esta sección se desarrolla las simulaciones en CFD. El propósito principal de estas simulaciones es visualizar el comportamiento del flujo alrededor de los cuerpos, identificando el desprendimiento de la capa límite y la turbulencia aguas abajo de los modelos. Todas las simulaciones se realizaron bajo condiciones de incompresibilidad y en régimen estacionario, excepto para las simulaciones con los cuerpos romos rotando, las cuales se realizaron bajo condiciones de incompresibilidad y en régimen transitorio. Debido a limitaciones de recurso computacional (procesador de 8 núcleos a 4.5 GHz y 24 GB de RAM), se realizaron simulaciones para todos los ángulos de ataque evaluados experimentalmente (10° , 15° , 20° , 25° y 30°), pero solo a dos velocidades de rotación $U = 0$ y 1.6. Inicialmente, se consideró el uso de *OpenFOAM V11* con el método de acoplamiento *Non-Conformal Coupling (NCC)* entre la malla dinámica y la estática. Sin embargo, esta herramienta aún no cuenta con la capacidad para simular mallas dinámicas en 2D con un solo elemento de espesor; lo que habría requerido la construcción de mallas en 3D con varios elementos de espesor como en el ejemplo propio de *OpenFOAM* [45], superando así la capacidad y el tiempo computacional disponible. Por esta razón, se optó por utilizar *ANSYS® Academic Research Fluent, Release 16.1*, la cual permite realizar simulaciones 2D con mallas que rotan y para la cual la Universidad del Valle cuenta con una licencia completa [46].

3.2.1 Dominio y enmallado CFD

Para la construcción de las mallas se exportaron los archivos CAD del perfil y de los cuerpos romos descritos anteriormente a la herramienta de *Design Modeler* de *ANSYS*. En este punto se define el dominio 2D de la simulación. Las dimensiones del dominio son de 30 cm de longitud y 16 cm de altura, esto con el fin de replicar las dimensiones de la sección de prueba experimental. Debido a la rotación de los cuerpos romos se divide el dominio en dos partes: Una parte estática y de mayor tamaño que cubre el perfil NACA y las partes externas y otra parte circular (11 mm de diámetro) que rodeará los cuerpos romos y permitirá imponer la rotación ($\omega = -2600$ rad/s) de los mismos mediante la herramienta de *Mesh Motion* de *ANSYS*. Adicionalmente, la parte estática del dominio se subdivide en partes con el objetivo de refinar las zonas cercanas al perfil y al cuerpo romo. El dominio, las condiciones de frontera y la malla con las condiciones de enmallado impuestas, se presentan en la figura 3.10.

Se implementó la generación de malla automática mediante volúmenes tetraédricos. Sin embargo, se emplearon herramientas y condiciones adicionales para el refinamiento de la malla. Mediante la subdivisión del dominio, se limitó y refinó el tamaño máximo de los elementos según lo reportado en la tabla 3.4 para cada una de las cinco zonas, con el fin de capturar el efecto viscoso en la capa límite, ver figura 3.10. Para garantizar la independencia de los resultados respecto a las condiciones de malla, se realizó un análisis de convergencia. Para el perfil NACA 0018 con el cilindro a un AOA = 30° en estado estacionario, se proponen tres mallas, duplicando la cantidad de elementos en cada una mediante la reducción del tamaño máximo de elemento permitido en cada zona. En cada malla, se buscaron valores de relación de aspecto, ortogonalidad y calidad de elemento cercanos a 1, y la desviación de un elemento con respecto a su forma ideal (*skewness*) cercano a 0. Además, se tuvo en cuenta la escala de Kolmogorov calculada mediante la ecuación 1.8 en donde se obtiene un $\eta = 0,002$ mm lo cual indica que el tamaño máximo en la pared del cuerpo romo está de 1 a 2 órdenes de magnitud por encima de η motivando al uso del método RANS en las simulaciones [47]. Las métricas de calidad de malla se reportan en la tabla 3.5. En la entrada del dominio se impuso una intensidad turbulenta de 10 % y un coeficiente de viscosidad turbulenta de 10.

Tabla 3.4: Condiciones de enmallado

Zona		Max tamaño de elemento [mm]		
		Malla 1	Malla 2	Malla 3
1	Superior e inferior	5	5	5
2	Aguas arriba y abajo	3	2	2
3	Alrededor del perfil	2	1	1
4	Pared del perfil e interfase de dominios	0.5	0.1	0.05
5	Pared del cuerpo romo	0.4	0.04	0.004

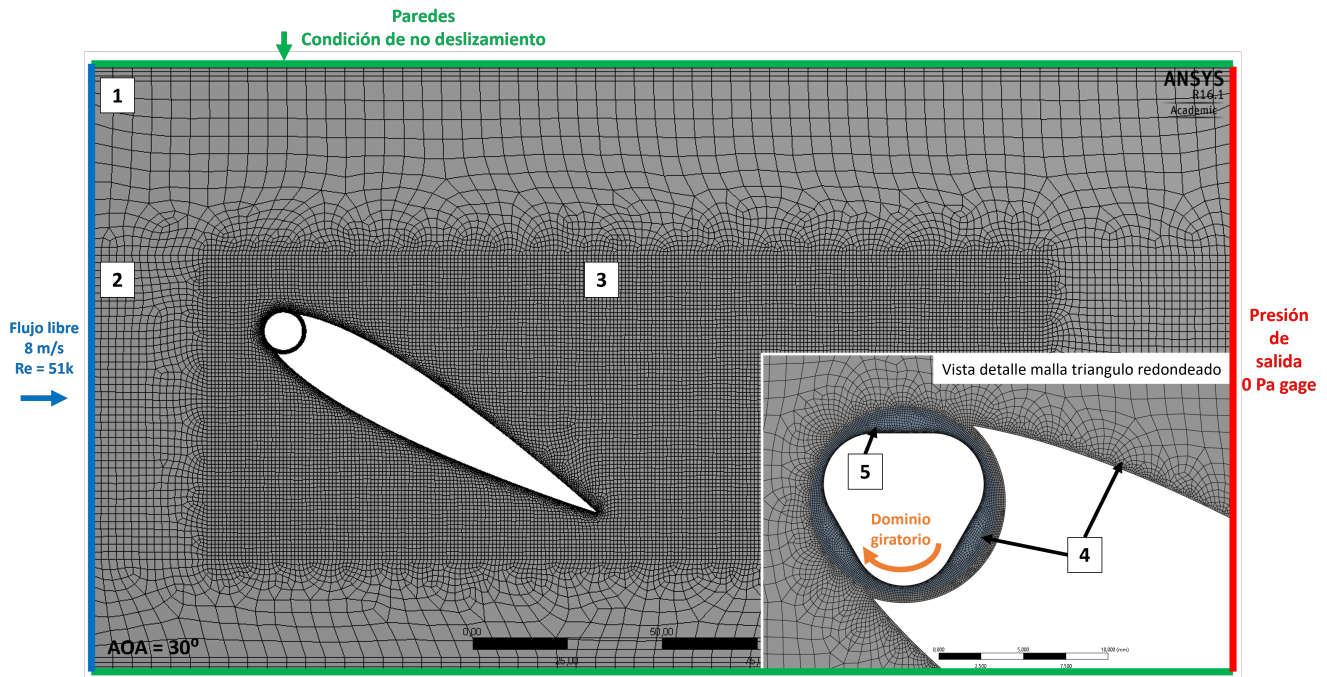


Figura 3.10: Malla 2 para simulación CFD del cilindro a 30° AOA con vista detalle del triángulo redondeado

Tabla 3.5: Métricas para el análisis de convergencia de malla

	Malla 1		Malla 2		Malla 3	
Elementos	11319		31697		115156	
Nodos	11826		32207		125009	
	Max	Promedio	Max	Promedio	Max	Promedio
Relación de Aspecto	5.30	1.32	6.74	1.21	5.30	1.25
Skenewss	0.74	0.09	0.77	0.13	0.83	0.21
	Min	Promedio	Min	Promedio	Min	Promedio
Ortogonalidad	0.46	0.98	0.30	0.98	0.43	0.96
Calidad de elemento	0.23	0.87	0.28	0.88	0.21	0.80
y^+	23.38		9.44		6.91	

Una vez construidas las tres mallas, se realiza la verificación en la convergencia de malla mediante la comparación del perfil de velocidades obtenido a 1.5c corrientes abajo del perfil NACA 0018 con el cilindro. Las simulaciones se realizaron con las condiciones de frontera presentadas anteriormente, el modelo de turbulencia $k-\omega$ SST para estado estacionario (ver sección 1.5.4) y se verificó, que se obtuviera un $y^+ < 30$ y residuales menores a 1×10^{-6} en cada malla. Como se observa en la figura 3.11 la malla 2 (con 31000 elementos) obtiene resultados y comportamiento similar al de la malla 3 con la mitad de elementos menos, incluso la malla 1 obtiene resultados similares; sin embargo, el y^+ en esta es mayor a 10, por lo que finalmente se escoge la malla 2. Las condiciones y herramientas de enmallado de la malla 2 se usan para el resto de mallas tanto para el perfil NACA 0018, como para el perfil con cada uno de los dos cuerpos romos a los diferentes AOA. La figura 3.10 presenta la malla del cilindro obtenida para el AOA de 30° con las condiciones de malla 2 y

un recuadro de detalle con la malla obtenida cuando se construye el triángulo redondeado con las mismas condiciones.

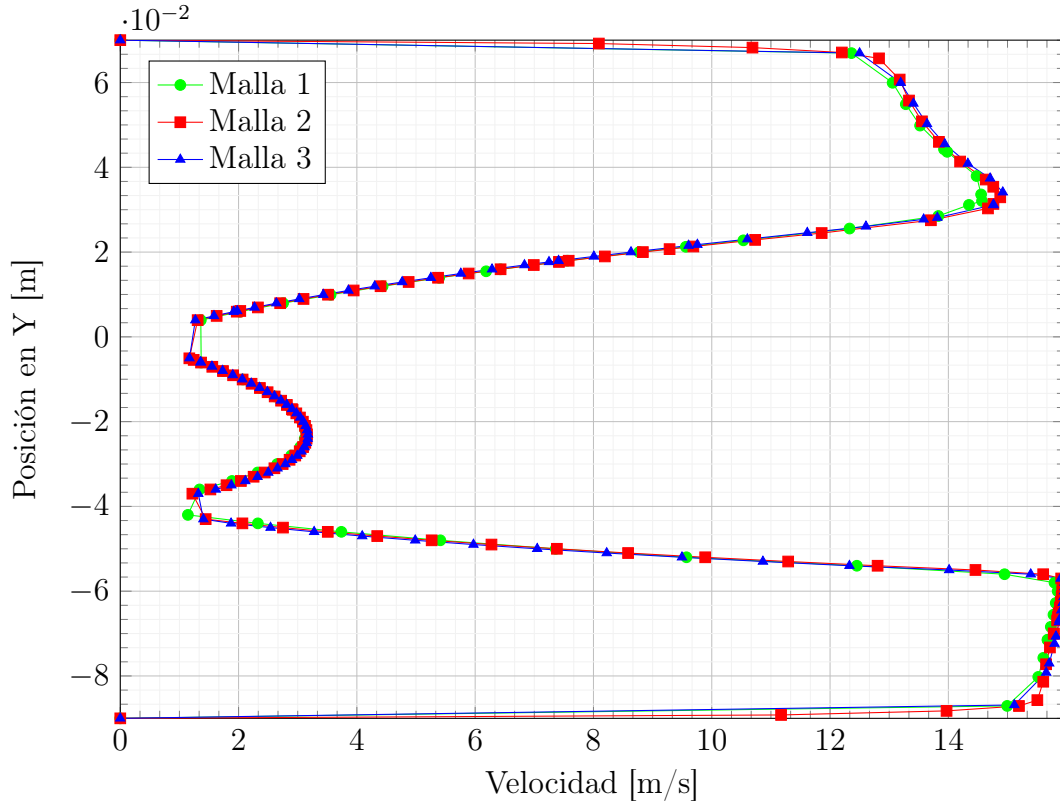


Figura 3.11: Análisis de convergencia de malla a partir del perfil de velocidades a $1.5c$ corriente abajo del perfil

El espacio temporal Δt utilizado es un parámetro a calcular previo a realizar las simulaciones en estado transitorio. Siguiendo las condiciones de enmallado y la ecuación 1.9, el espacio temporal Δt calculado es de $500 \mu s$, sin embargo, para este caso el cilindro gira más rápido que la velocidad V_∞ lo que impide tener una convergencia en los residuales y C_{FL} bajo. Por lo tanto, es necesario otro enfoque para el cálculo de Δt , dicho enfoque consiste en calcular el tiempo que tarda en girar 1° el cuerpo romo a la máxima velocidad angular ω el cual es de $10 \mu s$, siendo este valor de espacio temporal $\Delta t = 10 \mu s$ el que se impone para todas las simulaciones realizadas, con la condición de verificar que en cada una los residuales sean inferiores a 1×10^{-6} .

3.2.2 Simulación RANS y modelos de turbulencia

Para el proceso de simulación RANS se debe seleccionar el modelo de turbulencia, puesto que todos los modelos tienen ventajas y desventajas. Para este caso, dada la limitación en el recurso computacional, el análisis se realizó con el perfil NACA sin modificar en estado estacionario y con las condiciones de frontera mencionadas. Para la comparación de los modelos de turbulencia se toman los registros experimentales del perfil NACA obtenidos de este trabajo. En primer lugar, se realizó una simulación con el software gratuito *XFLR5* el cual utiliza el método de paneles de la teoría de flujo potencial, este método se basa en la división del perfil NACA en paneles discretos (200 para este caso) y a partir de ello se puede calcular el C_L y por consiguiente la fuerza de sustentación en el perfil según las condiciones de operación. Cabe resaltar que este método no tiene

en consideración la viscosidad y, por lo tanto, la turbulencia presente en un flujo, por lo que no representa el comportamiento real del mismo, solo una aproximación.

Posteriormente, se realizó la simulación transitoria para flujo Laminar y para tres modelos de turbulencia: *Spalart-Allmaras*, $k-\epsilon$ y $k-\omega$ *SST*. Este último se evaluó en lugar del modelo $k-\omega$ *Standard* debido a que el modelo *SST* combina elementos del modelo $k-\epsilon$ y $k-\omega$, siendo mejor en la simulación de flujos con separación y recirculación [30]. Para la simulación con flujo laminar, la condición de convergencia en los residuales ($<1 \times 10^{-6}$) no se cumple y tampoco se llega a una estabilidad numérica, por lo tanto, los valores de sustentación varían en gran medida e impide registrar un valor puntual. Las demás simulaciones, con los modelos de turbulencia, alcanzaron la estabilidad numérica y la convergencia en los residuales.

En la figura 3.12 se presenta el comportamiento de cada uno de los modelos para diferentes AOA. A pesar de las diferencias sustanciales entre los modelos de turbulencia, sobre todo a altos AOA, el modelo de turbulencia que más se acerca al comportamiento experimental es el modelo $k-\omega$ *SST*, por lo tanto, este es el modelo seleccionado para las simulaciones CFD de este trabajo. La diferencia entre los experimentos y las simulaciones puede estar relacionada con la condición 2D impuesta en las simulaciones [48], más adelante se discutirán estas diferencias. Finalmente, el esquema de acoplamiento utilizado fue *Coupled* el cual resuelve de manera simultánea las ecuaciones de continuidad y cantidad de movimiento; y los modelos de discretización usados para todas las simulaciones fueron los de segundo orden o *Second Order Upwind* los cuales se basan en una aproximación de segundo orden en las derivadas espaciales de las ecuaciones N-S mediante los valores de las variables en puntos de malla corriente arriba [36].

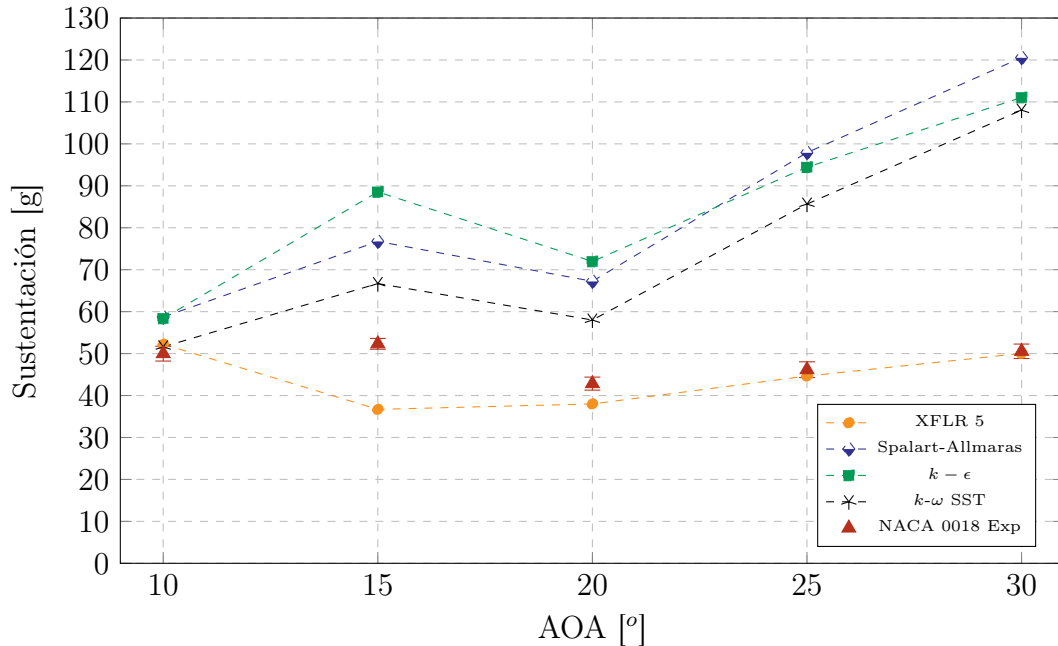


Figura 3.12: Comparación de modelos de turbulencia mediante la sustentación obtenida

Las dos ecuaciones adicionales a resolver para el modelo k - ω SST en simulaciones de flujo transitorio e incompresible son las siguientes: la ecuación 3.15 para la Energía cinética turbulenta (k) y la ecuación 3.16 para la Tasa específica de disipación turbulenta (ω) [36].

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \sigma_k \frac{k}{\omega} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (3.15)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha \frac{\omega}{k} \tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \sigma_\omega \frac{k}{\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \frac{\sigma_d}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (3.16)$$

A continuación se detalla el significado de cada término en estas ecuaciones y su implicación en el modelo.

- $\frac{\partial k}{\partial t}$ y $\frac{\partial \omega}{\partial t}$ representan la tasa de cambio temporal de k y ω , respectivamente.
- $U_j \frac{\partial k}{\partial x_j}$ y $U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j}$ estos términos describen cómo se trasladan k y ω en el espacio debido al movimiento del fluido.
- $\frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \sigma_k \frac{k}{\omega} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]$ y $\frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \sigma_\omega \frac{k}{\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right]$ representan la difusión de k y ω debido a la viscosidad molecular (ν) y la viscosidad turbulenta ($\sigma_k \frac{k}{\omega}$ y $\sigma_\omega \frac{k}{\omega}$, respectivamente). Este término modela cómo k y ω se dispersan en el fluido debido a efectos viscosos tanto laminares como turbulentos.
- τ_{ij} es el tensor de tensiones de Reynolds, que representa el efecto de las fluctuaciones turbulentas sobre el flujo promedio, y $\frac{\partial U_i}{\partial x_j}$ es el gradiente de velocidad en el espacio.
- $-\beta^* k \omega$ es la disipación de la energía cinética turbulenta k en energía térmica. Este término describe cómo la energía turbulenta se disipa debido a la viscosidad del fluido, reduciendo k .
- $\alpha \frac{\omega}{k} \tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j}$ corresponde a la producción de la tasa de disipación específica ω , análoga a la producción de k , pero ponderada por la relación $\frac{\omega}{k}$.
- $-\beta \omega^2$ representa la disipación de ω , describiendo cómo ω se disipa debido a los efectos viscosos y la interacción turbulenta, reduciendo la tasa de disipación específica.
- $\frac{\sigma_d}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}$ este término involucra la interacción entre los gradientes de la energía cinética turbulenta k y la tasa de disipación específica ω , ponderada por σ_d , un parámetro del modelo.
- σ_k , σ_ω , β^* , β y α son constantes del modelo k - ω SST que se utilizan para calibrar el modelo y asegurar su precisión en diversas condiciones de flujo.

4. Resultados experimentales y numéricos

En este capítulo se presentan los resultados experimentales y numéricos, para ambos escenarios se estiman los coeficientes aerodinámicos C_L y C_D y sus respectivas gráficas, además con los resultados numéricos CFD se observarán las líneas de corrientes. Los valores o magnitudes obtenidos de cada prueba se presentan mediante tablas en el anexo B.

4.1 Registro de fuerzas experimentales (Sustentación y arrastre)

Para el registro de los experimentos tanto del perfil NACA sin modificar, como con cada uno de los cuerpos romos, se tomó en cuenta lo descrito en la sección 3.1.3, Para mejorar la obtención de los resultados y evitar posibles errores de lectura en todos los experimentos, se conectó el módulo de Arduino a una hoja de cálculo para que este recibiera en tiempo real los datos enviados a una frecuencia de 100 ms (10 Hz) durante 1 minuto (600 datos en total) en donde se registra el promedio y la desviación estándar de los mismos. Este proceso se repite 10 veces por cada prueba, realizando entre cada toma una carga y descarga de las celdas. Finalmente, esto resulta en un registro en tiempo real de 10 minutos y 6000 datos en total por cada prueba, de los cuales solo se reportará el promedio total y se toma como incertidumbre experimental ($\pm$) la desviación estándar entre los datos.

Cabe destacar que el código y las celdas utilizadas proporcionan la medición en gramos (masa), por lo que en principio se reporta dicha medición junto con su respectiva incertidumbre o desviación estándar ($\pm$). Para el posterior cálculo de fuerzas y coeficientes aerodinámicos se utilizan las ecuaciones 2.13 y 2.14 y las constantes experimentales de la tabla 2.2.

4.1.1 Registro experimental para diferentes ángulos de ataque y velocidades angulares

En primer lugar, se llevó a cabo el registro de las fuerzas para el perfil NACA 0018 sin modificar y siguiendo el procedimiento descrito anteriormente. Dado que la fuerza de arrastre para los AOA de 0° y 5° es baja, esta no desplaza el montaje y, por lo tanto, no se obtuvieron registros de fuerza en estos ángulos. Posteriormente, se realizaron los experimentos para el perfil NACA modificado con cada uno de los cuerpos romos y para cada una de las 4 velocidades U planteadas [0, 0.7, 1 y 1.6], correspondientes a una velocidad de rotación $\omega = [0, 10\ 695, 12\ 223, 24\ 446\ \text{RPM}]$, respectivamente. Se realizó un constante monitoreo de las RPM del motor mediante el tacómetro láser para controlar la velocidad de giro desde el potenciómetro, el monitoreo permitió observar que el motor varía las RPM, alrededor de $\pm 500\ \text{RPM}$, los cuales representan una incertidumbre baja en el experimento teniendo en cuenta las altas velocidades de rotación. Adicionalmente, se registró el consumo energético del Motor y el ESC en cada una de las pruebas, mediante el medidor

de potencia, en donde se reporta un aumento constante en la potencia requerida a medida que la velocidad de giro incrementa, suponiendo un gasto energético a considerar en los montajes si en un futuro se utiliza esta tecnología en dispositivos aeronáuticos a mayor escala. En la tabla B.1 se presenta los datos para el perfil NACA 0018 sin modificar, en la tabla B.2 se reportan los datos obtenidos para el cuerpo romo cilíndrico y en la tabla B.3 se reportan para el cuerpo romo triangular redondeado. Las desviaciones en los registros, si bien son considerables, estas no representan una incertidumbre porcentual mayor al 10 %, salvo en algunos casos puntuales en el registro del arrastre a 10° y 15° AOA. La incertidumbre alrededor del 10 % de la medida es consecuente con el error porcentual de la verificación del montaje experimental descrito en la sección 3.1.3 y en la tabla 3.3. Estas incertidumbres plantean la necesidad a futuro de equipos, túneles de viento y montajes experimentales más grandes y robustos con el fin de reducir las variaciones en los registros experimentales.

4.1.2 Cálculo de coeficientes aerodinámicos C_L y C_D

Una vez registrados los datos experimentales, se procede a calcular y graficar los coeficientes aerodinámicos para cada una de las pruebas mediante las ecuaciones 2.13 y 2.14. El cálculo de la propagación de incertidumbre $\pm$ para cada uno de los coeficientes se realizó mediante el método de derivadas parciales para cada uno de los términos con incertidumbre, en este caso, la desviación de la fuerza y la incertidumbre de la velocidad de flujo libre V_∞ , obteniendo las ecuaciones 4.17 y 4.18 para el cálculo de incertidumbre de $\pm C_L$ y $\pm C_D$, respectivamente.

$$\pm C_L = \frac{2}{\rho_\infty V_\infty^2 A_s} \Delta L + \frac{4L}{\rho_\infty V_\infty^3 A_s} \Delta V_\infty \quad (4.17)$$

$$\pm C_D = \frac{2}{\rho_\infty V_\infty^2 A_f} \Delta D + \frac{4D}{\rho_\infty V_\infty^3 A_f} \Delta V_\infty \quad (4.18)$$

En la figura 4.13 se presentan los C_L obtenidos para el cuerpo romo circular, triangular y para el perfil NACA 0018 sin modificar. En la figura del cilindro se observa como el C_L aumenta a mayor velocidad U , pero solo sobrepasa el C_L del perfil NACA a velocidades $U > 1$ y luego de 20° AOA, también se observa que las $U < 1$ tiene comportamientos muy parecidos entre sí. En la figura del triángulo se observa que el C_L obtenido a la máxima velocidad U es ligeramente superior al obtenido con el perfil NACA, pero en comparación con el cilindro es menor, lo que indica que el triángulo obtiene menores beneficios que el cilindro. Sin embargo, ambos conservan el mismo comportamiento a las distintas velocidades. En ambas figuras se observa que las barras de error, referentes a la incertidumbre en cada medida, son mayores a las barras de error del perfil NACA 0018 sin modificar, esto se debe a que los cuerpos romos modifican el flujo en mayor medida provocando una variación en el mismo a través del tiempo. Los valores numéricos de los coeficientes se reportan en el anexo B en las tablas B.4, B.5 y B.6.

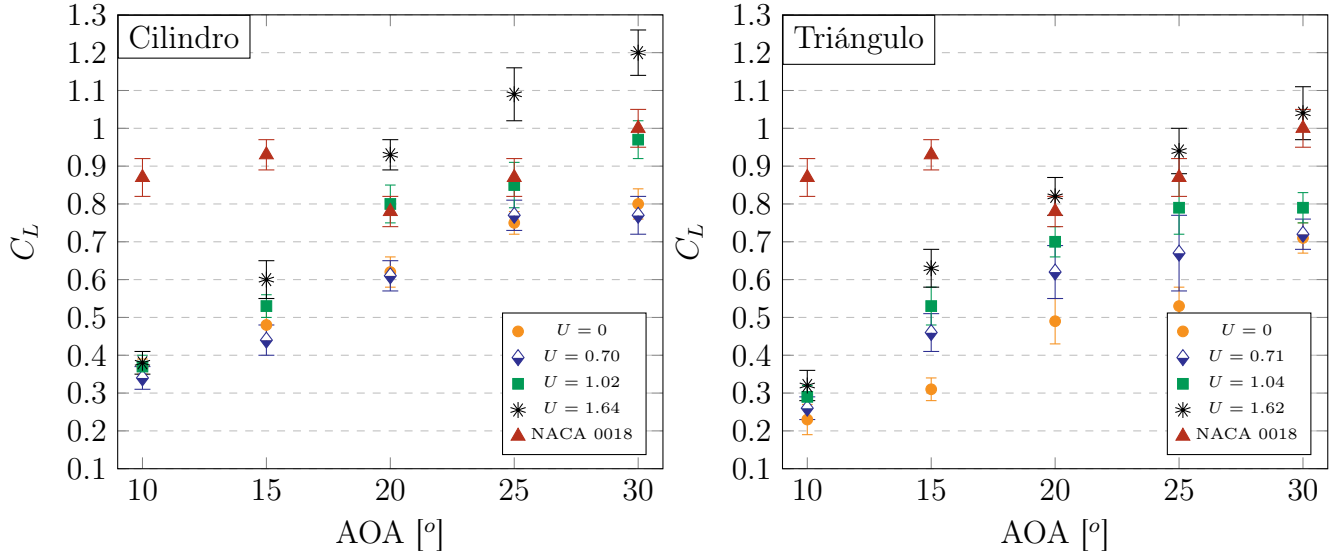


Figura 4.13: Coeficientes experimentales de sustentación C_L para perfil NACA 0018 con los cuerpos romos

En la figura 4.14 se presentan los coeficientes de arrastre C_D obtenidos para el perfil NACA 0018 con el cilindro y con el triángulo redondeado. En ambas gráficas se observa que a mayor velocidad U el coeficiente disminuye y esto se debe a que los cuerpos romos, como se observó durante los experimentos, generan una reacción en el sentido contrario al arrastre, lo que en definitiva reduce el arrastre total en el sistema. También se observa que el C_D generado por el cilindro es menor en comparación al generado por el triángulo.

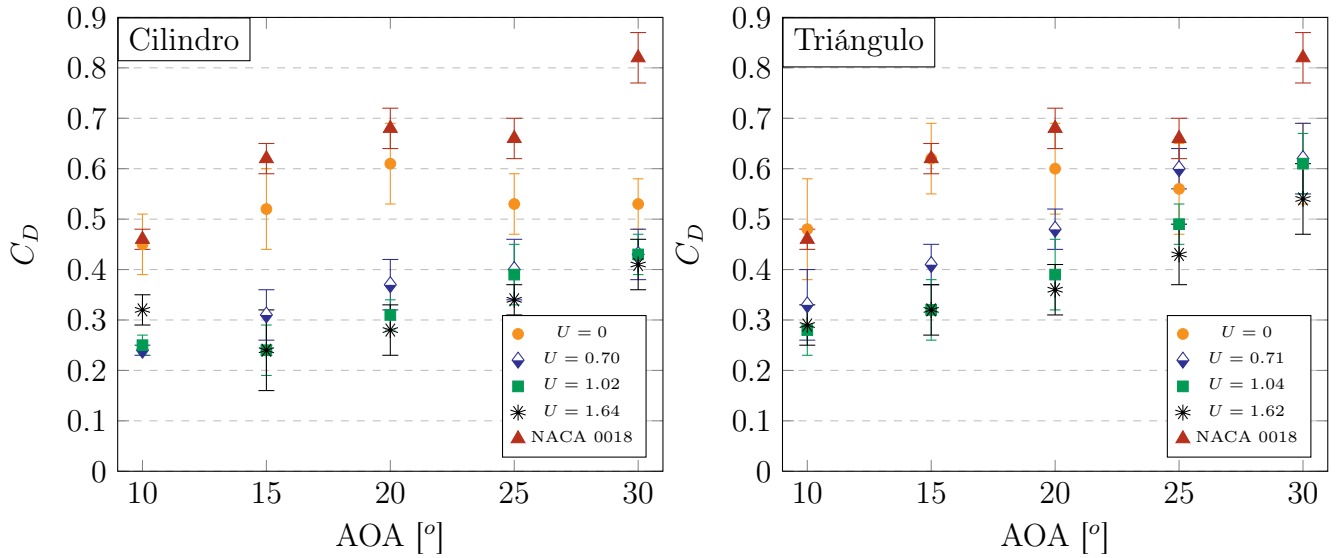


Figura 4.14: Coeficientes experimentales de arrastre C_D para perfil NACA 0018 con los cuerpos romos

4.2 Resultados obtenidos por simulación CFD

En esta sección se describe el proceso de postprocesamiento de las simulaciones CFD realizadas. Como se menciona anteriormente, dadas las limitaciones computacionales, solo se realizaron simulaciones 2D de flujo incompresible para el perfil NACA 0018 a AOA de 10°, 15°, 20°, 25° y 30° en estado estacionario. Para los cuerpos romos, se realizaron simulaciones a los mismos AOA para dos velocidades, $U = 0$ y 1.64, en estado estacionario y transitorio respectivamente, resultando en un total de 25 simulaciones. Todas las simulaciones se realizaron bajo las condiciones planteadas en el capítulo anterior y respetando los criterios de convergencia, logrando valores de $y^+ < 10$ en todos los casos. Una vez finalizadas las simulaciones, se tomaron las fuerzas aerodinámicas estimadas por el algoritmo, descrito en la siguiente sección, de *Ansys Fluent 16.1* para calcular los coeficientes aerodinámicos, y se obtuvieron las líneas de corriente para cada caso. Para alcanzar estabilidad en las fuerzas y que el flujo se desarrolle, el tiempo mínimo necesario simulado fue de aproximadamente 0.2 segundos. Por lo tanto, el tiempo total simulado fue de 0.6 segundos, suficiente para que el flujo se desarrollara completamente y los cuerpos romos completaran 250 giros, obteniendo al menos tres ciclos de oscilación en el flujo. No se simuló más tiempo debido a que cada simulación requirió un tiempo de cómputo de alrededor de 14 horas con el hardware personal disponible, el cual consta de un procesador *Intel Core i7* de 8 núcleos a 4.5 GHz, 24 GB de RAM y 500 GB de disco sólido.

4.2.1 Cálculo de fuerzas y coeficientes aerodinámicos

Para simulaciones 2D y 3D *Fluent* en *ANSYS 16.1* estima la fuerza resultante por presión (F_p) y la fuerza resultante por esfuerzos tangenciales (F_τ), mediante las ecuaciones 4.19 y 4.20, respectivamente. Este cálculo consiste en realizar una integral de superficie, en este caso línea, y multiplicar dicha ‘área’ por la presión o el esfuerzo de tangencial según corresponda y, posteriormente, entrega al usuario los valores de fuerza de sustentación L y de arrastre D según los ejes coordenados en el dominio. Tanto para el cilindro como para el triángulo redondeado dada la condición oscilante de las fuerzas, se tomó el promedio, una vez se visualiza una estabilidad en las oscilaciones, dicha estabilidad en los datos se alcanza a partir de los 0.2 s. Los datos de fuerza entregados por el software están dados por unidad de longitud, por lo cual deben ser multiplicados por la envergadura del perfil (0.156 m) para su comparación. En la figura 4.15 se grafican los coeficientes aerodinámicos para el perfil NACA 0018 sin modificar, para el cilindro (C) y para el triángulo (T) a cada una de las dos velocidades U . En las tablas B.7 y B.8 se reportan los valores de los coeficientes.

$$F_p = \int_{\text{Superficie}} (P - P_\infty) \cdot \hat{n} dA \quad (4.19)$$

$$F_\tau = \int_{\text{Superficie}} \tau \cdot \hat{t} dA \quad (4.20)$$

Donde:

P es la presión en la superficie del cuerpo.

P_∞ es la presión del fluido en el infinito (condición de referencia).

$\hat{n}$ es el vector normal a la superficie.

dA es el diferencial de área sobre la superficie.

τ es el tensor de esfuerzo de corte en la superficie del cuerpo.

$\hat{t}$ es el vector tangencial a la superficie.

dA es el diferencial de área sobre la superficie.

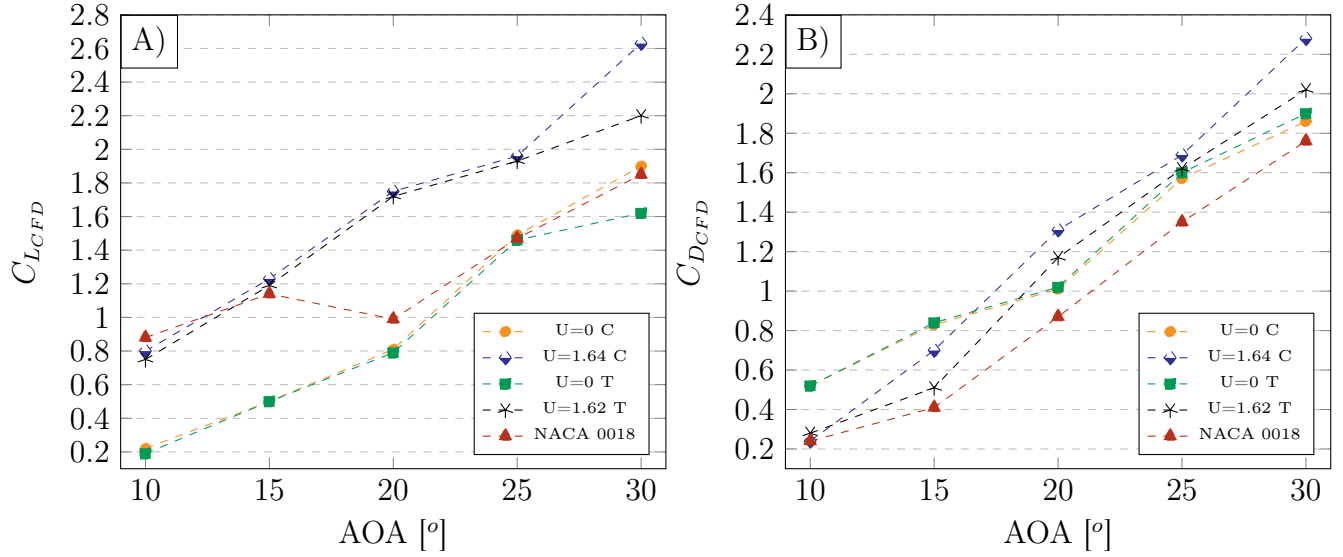


Figura 4.15: Coeficientes C_L y C_D obtenidos a partir de simulación CFD para los cuerpos romos

En la figura 4.15.A se observa que el cilindro, a mayor velocidad U , muestra un ligero aumento en el C_L en comparación con el triángulo redondeado, y ambos presentan un comportamiento creciente a medida que aumenta el AOA. Ambos cuerpos romos, a $U = 0$, obtienen un C_L casi idéntico e inferior en comparación con el perfil NACA 0018, lo que muestra que estos cuerpos romos sin rotación inducen un efecto negativo en el perfil. En la figura 4.15.B se observa que todos los modelos exhiben comportamientos similares, destacándose que, para mayores velocidades del flujo U , el C_D a 10° y 15° AOA es menor que a $U = 0$. Posteriormente, el C_D aumenta, superando los valores obtenidos para los modelos sin rotación $U = 0$. En general, todos los modelos presentan un C_D mayor en comparación con el perfil NACA 0018 sin modificar, lo cual es consistente con la alteración más significativa del flujo inducida por los cuerpos romos.

4.2.2 Líneas de corriente y escala cromatografía de velocidades

Uno de los principales objetivos y ventajas de las simulaciones CFD es que permiten la visualización del flujo y de diversas variables propias del fenómeno. Se visualizan las líneas de corriente junto con la velocidad y la dirección del flujo, ya que experimentalmente no se contaba con los equipos necesarios para hacerlo. Esta visualización es crucial para analizar el comportamiento del flujo y cómo influye el cuerpo romo en este. Todas las figuras fueron capturadas utilizando la herramienta de postprocesamiento de *Ansys Fluent*. Las visualizaciones incluyen líneas de corriente y vectores que indican la dirección del flujo, con una escala de velocidad entre 0 y 25 m/s y se tomaron a los 0.6 segundos de tiempo simulado. En las siguientes figuras, la X presente dentro de los cuerpos romos denota que estos no giran ($U=0$), la flecha negra indica cuando estos giran a máxima velocidad ($U=1.6$) y el sentido de giro, los círculos rojos denotan el desprendimiento de la capa límite y los asteriscos rojos marcan el centro de los vórtices.

En la figura 4.16 se presenta una comparación del flujo mediante líneas de corriente para los tres modelos a 10° AOA. En esta figura, los modelos con cuerpos romos B) y C) están sin rotación $U=0$. Se observa que los cuerpos romos causan un desprendimiento al inicio de la cuerda, demostrando así un efecto negativo por parte de los cuerpos romos a 10° AOA cuando estos no giran. Además,

se observa que el cuerpo romo triangular altera de mayor forma el flujo con respecto al cilíndrico en dirección vertical. La línea negra en la figura A) describe la cuerda del perfil aerodinámico y el ángulo de posición respecto a la dirección del flujo libre.

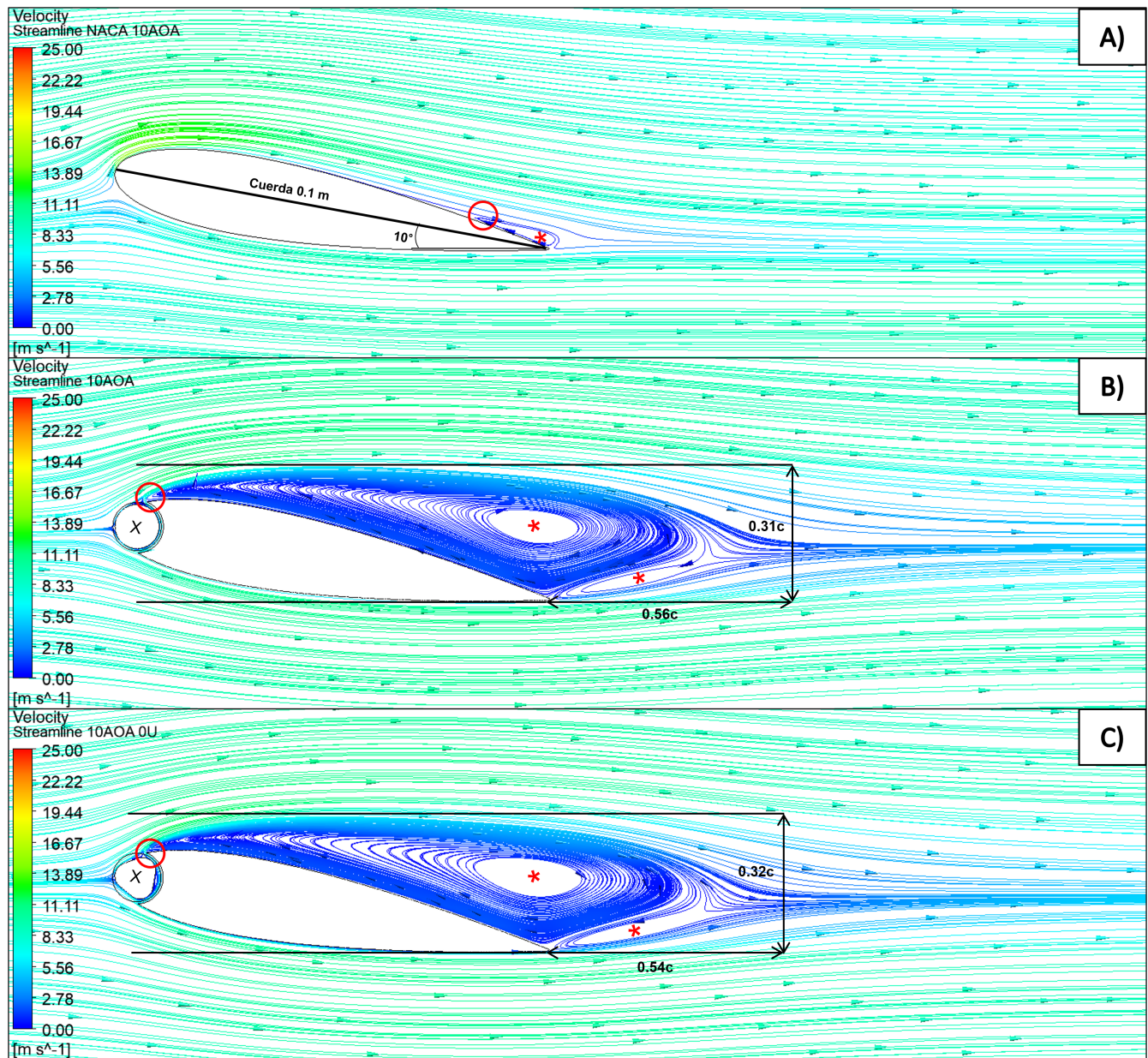


Figura 4.16: Líneas de corriente CFD en estado estacionario a 10° AOA para A) Perfil NACA 0018 sin modificar, B) con cilindro sin rotar y C) con triángulo sin rotar

En contraste, la figura 4.17 muestra los cuerpos romos rotando a máxima velocidad U . Se observa que la rotación ayuda a retrasar el desprendimiento de la capa límite y obtiene un comportamiento muy similar al del Perfil NACA 0018; sin embargo, el desprendimiento sigue ocurriendo de forma anticipada en comparación con el perfil NACA sin modificar, siendo consecuente con los resultados experimentales en donde a 10° AOA el perfil NACA sin modificar presenta mayor C_L comparado con los cuerpos romos. A su vez, los vórtices generados por los cuerpos romos en el borde de salida TE

son mayores con respecto al perfil NACA sin modificar, siendo el vórtice de la figura C) el más grande.

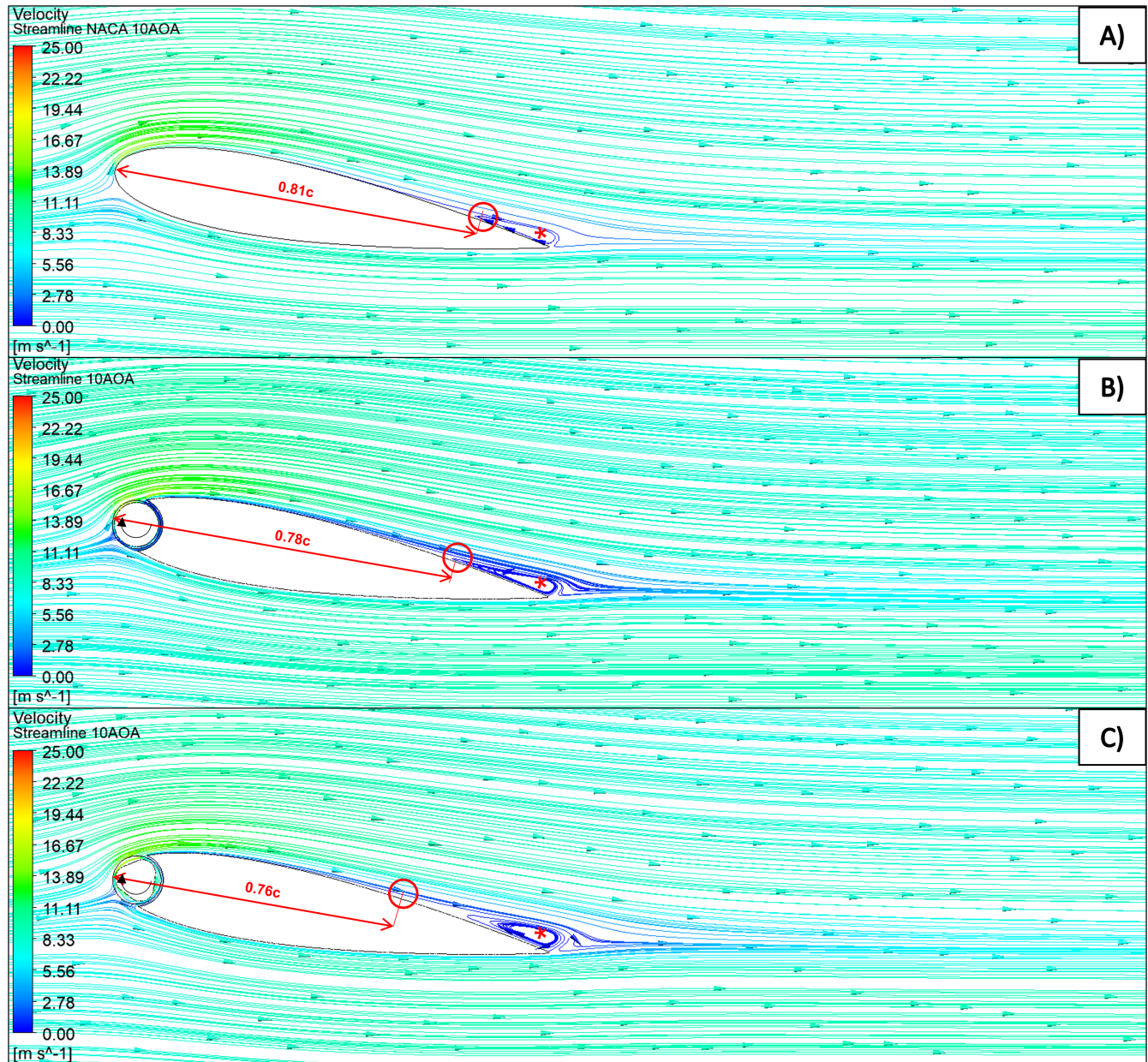


Figura 4.17: Líneas de corriente CFD a 10° AOA para A) Perfil NACA 0018 sin modificar, B) con cilindro y C) con triángulo a máxima velocidad U

En la figura 4.18 se presenta una comparación del flujo mediante líneas de corriente a un AOA de 20° y a máxima velocidad U para el perfil NACA y los cuerpos romos. En esta figura, es evidente cómo los cuerpos romos modifican sustancialmente el flujo. En la figura A) se observa que el perfil tiene una zona de recirculación y desprendimiento de la capa límite más grande a la de los cuerpos romos, los cuales reducen la zona de gradiente de presión adverso corriente abajo del perfil. Esta condición también ayuda a que el flujo se adhiriera en mayor medida al perfil, como se observa en las figuras B) y C). No obstante, cabe resaltar que las figuras B) y C) son una captura instantánea del flujo mediante líneas de corriente y que este cambia a través del tiempo, como se presentará

posteriormente en la figura 5.25 por lo que dicha adherencia cambia. Este fenómeno contribuye a un aumento del coeficiente de sustentación C_L , tal como se observa en las pruebas experimentales. El desprendimiento de la capa límite ocurre en una posición similar para los tres casos, por lo que más adelante, en la discusión de resultados, se realizará un análisis al comportamiento del flujo alrededor de los cuerpos romos, ver figuras 5.23 y 5.24. Es importante señalar que no se presentan las líneas de corriente para los cuerpos romos a velocidad $U = 0$, debido a que el flujo en estas condiciones es muy similar al que se observa en la figura 4.18 A) del perfil NACA 0018 sin modificaciones.

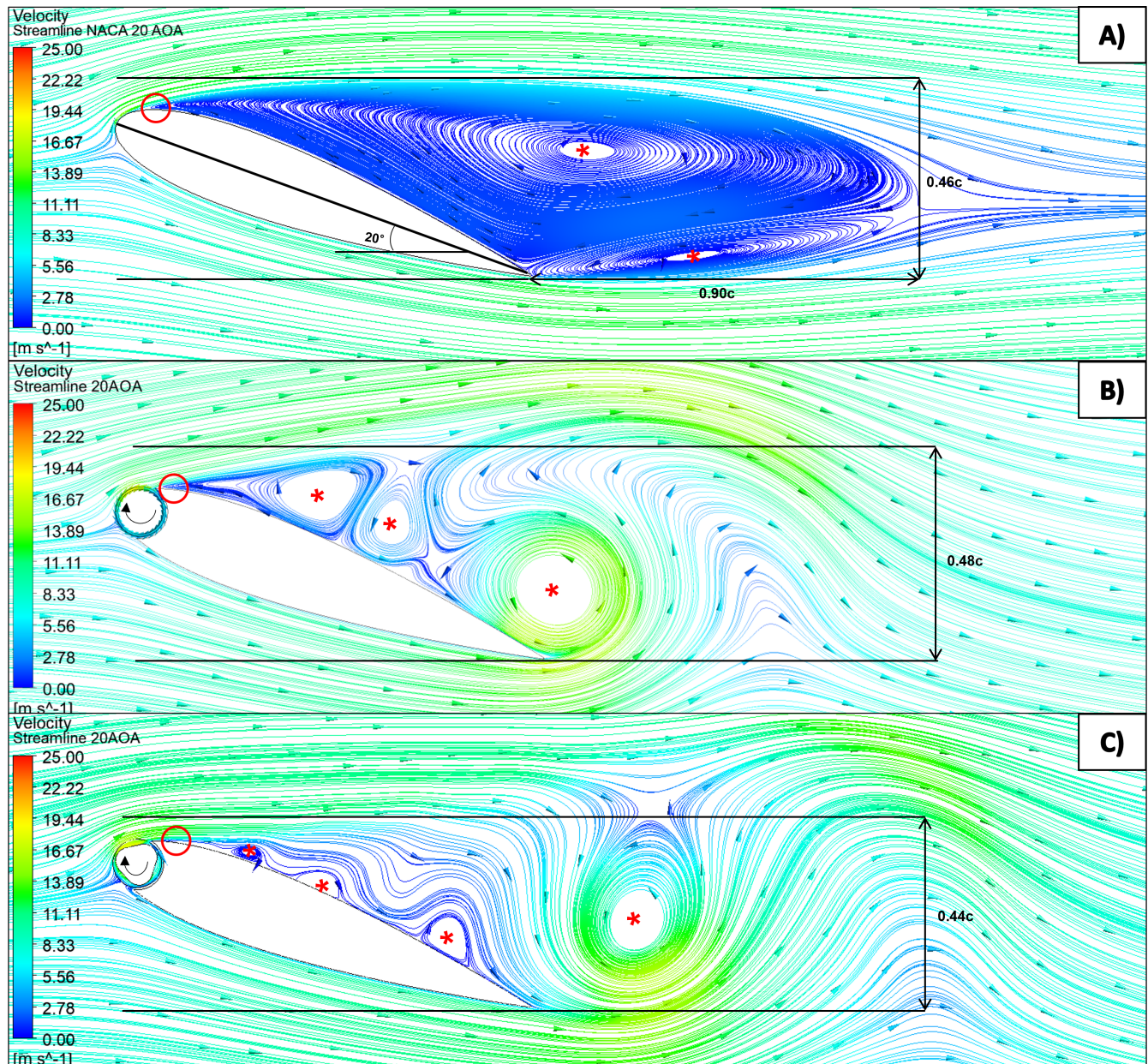


Figura 4.18: Líneas de corriente CFD a 20° AOA para A) Perfil NACA 0018 sin modificar, B) cilindro y C) triángulo a máxima velocidad U

Finalmente, en la figura 4.19 se presenta la comparación del flujo mediante líneas de corriente a un AOA de 30°. Se observa que, para este caso, el gradiente de presión adverso en el perfil NACA

0018 sin modificar es mayor que a 20° . Las recirculaciones incluso salen del dominio y son más grandes que la cuerda del perfil. Con la inclusión de los cuerpos romos rotando, el flujo se adhiere al perfil, aumentando el C_L . El desprendimiento de la capa límite a este AOA es más abrupto y marcado en comparación con AOA menores. Además, los cuerpos romos también inducen cambios y oscilaciones en el flujo a lo largo del tiempo, generando vorticidades y desprendimientos de la capa límite. Aunque todas las imágenes fueron capturadas a 0.6 s, se observa que en cada una el flujo se encuentra en un estado diferente de desarrollo y oscilación, lo que indica que el comportamiento del flujo y la frecuencia dependen no solo del tiempo, sino también del AOA y la forma del cuerpo romo. Esto sugiere la necesidad de futuros estudios sobre el desarrollo y la frecuencia del flujo en cada caso, utilizando el número de Strouhal St . Más adelante, en la discusión de resultados, se presenta el comportamiento del flujo a través del tiempo para el perfil cilíndrico, ver figura 5.25. No se presentaron líneas de corriente a $U = 0$ debido a que mantienen un comportamiento muy similar al del perfil NACA sin modificar.

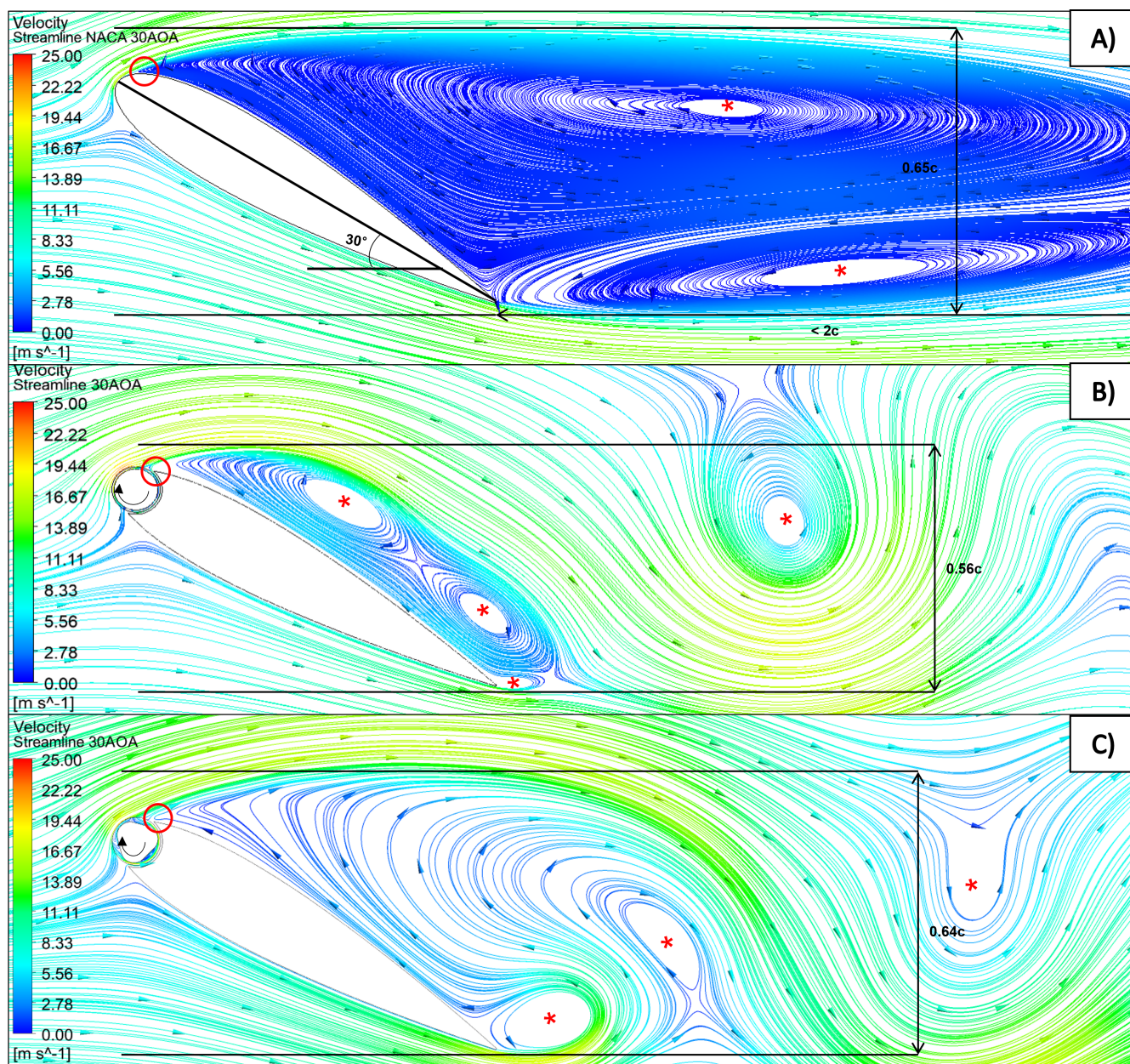


Figura 4.19: Líneas de corriente CFD a 30° AOA para A) Perfil NACA sin modificar, B) con cilindro y C) con triángulo a máxima velocidad U

5. Discusión de resultados

En este capítulo se discuten y analizan los resultados de la sección anterior. Se analiza los dos modelos de cuerpo romos estudiados y su efecto en el comportamiento aerodinámico, sus ventajas y desventajas, así como también cuál cuerpo romo obtuvo mejor desempeño. También se analizan los resultados de simulación CFD, el flujo alrededor de los cuerpos romos, los fenómenos encontrados y una comparación directa entre ambos métodos.

5.1 Análisis y comparación de los diferentes modelos

Los datos presentados en el capítulo anterior demuestran que efectivamente la rotación de un cuerpo romo induce un momento al flujo, obteniendo así un incremento en la fuerza de sustentación con respecto al perfil aerodinámico sin modificar. Esto coincide con las investigaciones previas [18], [25], [26] y [30] donde demostraron que a mayor velocidad U la fuerza de sustentación y el ángulo de entrada en pérdida AOA_{Stall} aumenta. Dada las restricciones tecnológicas y físicas de este estudio, no se llevaron a cabo pruebas a la velocidad U alcanzada en investigaciones previas. La máxima velocidad registrada fue de $U = 1.64$ (equivalente a 25000 RPM), lo cual impidió una validación directa de los modelos propuestos en este trabajo con respecto a los resultados reportados en las referencias. No obstante, en el marco de esta investigación, se logró analizar el comportamiento a velocidades $U < 1$, un rango que hasta ahora no ha sido objeto de análisis en la literatura científica.

En primer lugar, se demostró que la velocidad $U = 1.6$ arroja resultados superiores de C_L en comparación con $U = 1$ y con el perfil NACA 0018 sin modificar. Cuando la velocidad tangencial (V_t) es igual a la velocidad de flujo libre (V_∞), como ocurre en el caso de $U = 1$, los resultados son iguales o incluso inferiores a los obtenidos con el perfil NACA 0018 en términos de sustentación, ver figura 4.13. Las pruebas a $U = 0.7$ permitieron registrar un caso en el cual la velocidad V_t es menor que la velocidad V_∞ . Los resultados obtenidos evidencian que, para velocidades inferiores a $U < 1$, no se obtiene ningún beneficio al ubicar un cuerpo romo en el LE . Este fenómeno puede explicarse considerando que los beneficios de colocar un cuerpo romo en la punta del perfil provienen de su capacidad para acelerar el flujo en el extradós del perfil, obteniendo mayor sustentación. Sin embargo, en el caso específico de $U = 0.7$ la velocidad tangencial del cuerpo romo no es suficiente para acelerar el flujo; por el contrario, lo desacelera, ocasionando una sustentación más baja.

En segundo lugar, se observa que el coeficiente C_D para los dos cuerpos romos, así como para la mayoría de las velocidades U , disminuye en comparación con el perfil NACA 0018 sin modificaciones. Esto contrasta con los resultados presentados en investigaciones previas. El posible causante de este comportamiento reside en el método experimental empleado. En la mayoría de los estudios anteriores, las fuerzas aerodinámicas se miden mediante sensores que registran la presión en la superficie del perfil. Además, en esos casos, tanto el perfil como el cuerpo romo se encuentran en

una superficie fija sin posibilidad de movimiento, lo que absorbe las reacciones generadas. Esta investigación se diferencia por permitir el desplazamiento conjunto de todo el modelo. Durante los experimentos, se observó que los cuerpos romos, al girar, generan una reacción contraria al arrastre, lo que provoca una disminución en la medida. Incluso a máxima velocidad U , se observó cómo dicha reacción ocasiona que el modelo se despegue de la celda de arrastre en algunos casos y de forma oscilante, ver figura 4.14

Cada uno de los cuerpos romos obtuvo distintos resultados. Por un lado, el cilindro (C) obtuvo mejor desempeño general (mayor $\uparrow C_L$ y menor $\downarrow C_D$) en comparación con el triángulo redondeado (T). Para 20° , 25° y 30° AOA a máxima velocidad U el aumento porcentual promedio en el C_L para el cilindro con respecto al perfil NACA 0018 fue de un 21 % mientras que para el triángulo redondeado el aumento porcentual promedio fue de 6 %. Con los cuerpos romos sin rotación ($U=0$) el C_L es siempre inferior al del perfil NACA 0018 sin modificar, lo que demuestra que los cuerpos romos solo dan beneficios rotando a velocidades $U > 1$, de lo contrario los cuerpos inducen efectos negativos en el perfil, ver figura 5.20. Por otro lado, el cilindro obtuvo menos arrastre que el triángulo en cada una de las velocidades, puesto que el triángulo altera el flujo en mayor medida, generando vorticidades y recirculaciones, lo que induce un mayor arrastre en todo el conjunto. También se observa que los cuerpos romos en general obtienen menor arrastre que el perfil NACA 0018, esto se debe al fenómeno de oscilación en dirección del arrastre anteriormente mencionado, el cual afecta directamente la medición de dicha fuerza.

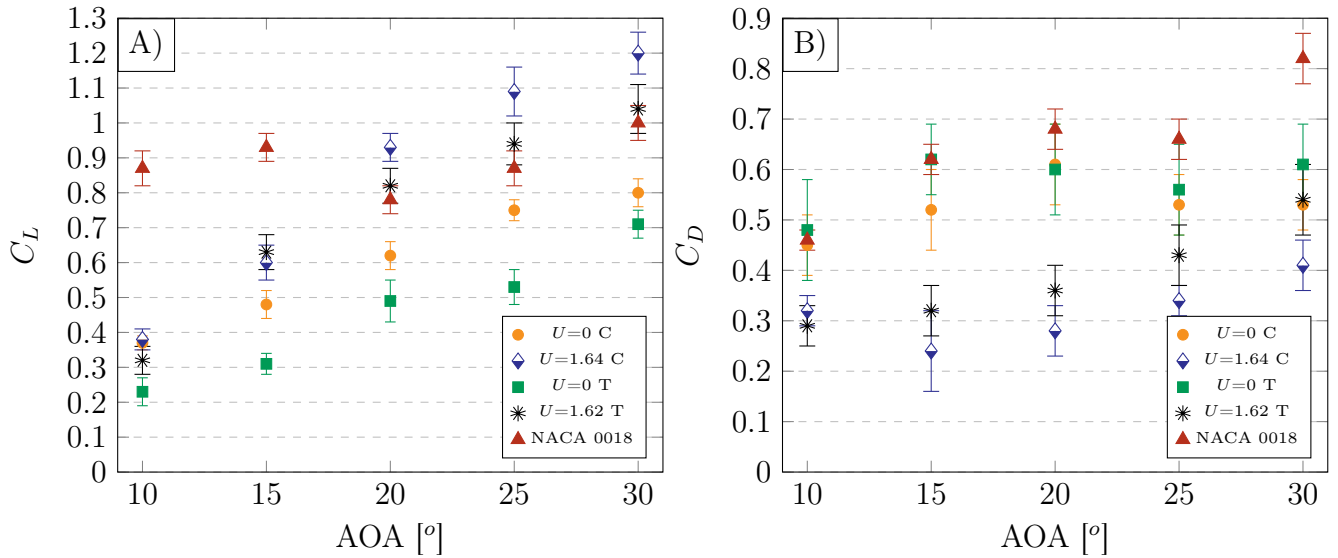


Figura 5.20: Comparación de los coeficientes C_L y C_D experimentales del perfil NACA 0018 con los cuerpos romos

Finalmente, la comparación más directa en cuanto al desempeño aerodinámico en general es la relación C_L/C_D , debido a que un valor más alto en la relación indica que el perfil genera más sustentación por unidad de arrastre. En la figura 5.21 se observa directamente cuál fue la configuración y velocidad U que obtuvo mejor resultado, demostrando así que el cilindro a mayor U es el más eficaz en el desempeño aerodinámico, seguido del triángulo a mayor U y posteriormente el perfil NACA 0018 sin modificar. Las configuraciones del modelo sin rotar o a velocidades $U < 1$ obtienen peor desempeño con respecto al perfil NACA 0018.

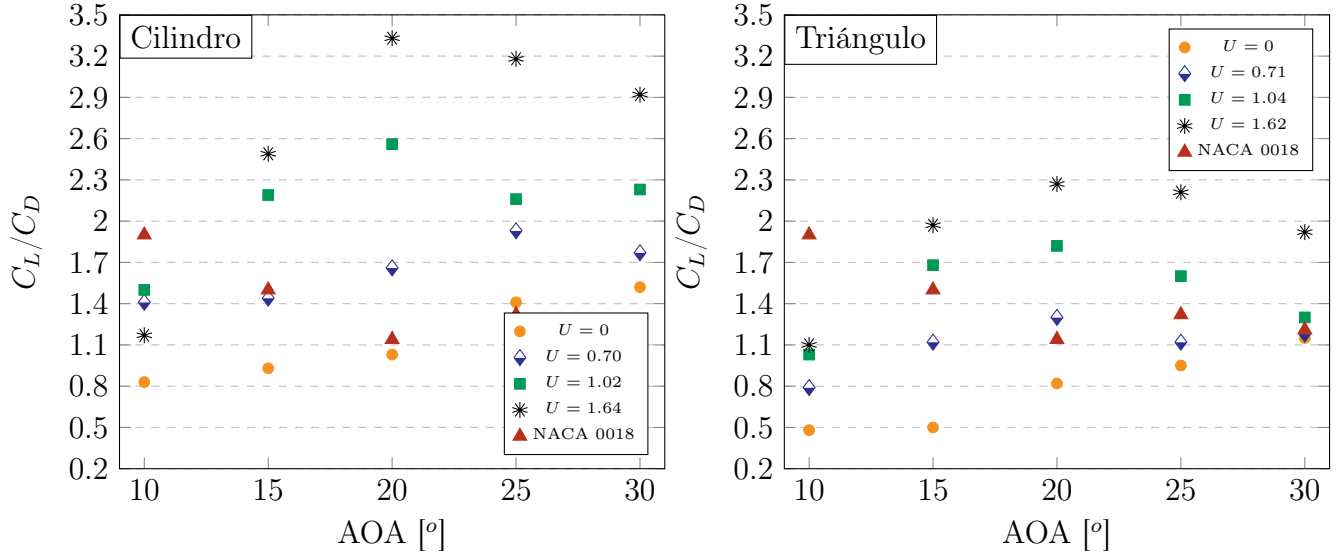


Figura 5.21: Desempeño aerodinámico C_L/C_D para el cilindro y el triángulo redondeado

5.2 Discusión sobre los resultados de simulación CFD

Los resultados de las simulaciones CFD tienen un comportamiento similar a los resultados experimentales, pero difieren en magnitud debido a dos causas principales:

La primera causa radica en el propio método de simulación CFD. Resolver las ecuaciones de Navier-Stokes implica imponer condiciones y suposiciones analíticas y/o numéricas para intentar reproducir la naturaleza del fenómeno, las cuales no dejan de ser aproximaciones. En este trabajo, las ecuaciones de *Navier-Stokes* se resolvieron mediante el método *RANS*, el cual promedia las N-S y no calcula el fenómeno real y aleatorio. Incluso, dentro del método *RANS* existen diferentes modelos de turbulencia que, como se observa en la figura 3.12, producen resultados que difieren entre sí, a pesar de emplear el mismo método. Por esta razón, se realizó un análisis de los distintos modelos de turbulencia y se seleccionó el que más se acercaba a los resultados experimentales. Tal vez un método más avanzado y de mayor demanda computacional, como el LES, podría haber arrojado mejores resultados; sin embargo, debido a las limitaciones computacionales, este método no fue utilizado.

La segunda causa es que las simulaciones obtienen los valores de fuerza bajo condiciones ‘ideales’. Esto significa que el software simula una condición 2D con un flujo perfecto y calcula los valores de L y D utilizando las ecuaciones 4.19 y 4.20, presentadas anteriormente. Esto difiere de lo que se realiza en las pruebas experimentales, en donde se busca representar una condición 2D; pero en su lugar, las pruebas siempre estarán influenciadas y limitadas por las condiciones físicas y tecnológicas de los equipos. Por ejemplo, no fue posible conseguir un sello totalmente hermético. Dado que el modelo debía desplazarse y la balanza aerodinámica está ubicada externamente, los tres ejes que conectan el modelo requieren un espacio o agujero suficiente para permitir el movimiento, lo que resulta en una pérdida de hermeticidad en la sección de prueba, modificando el flujo, aumentando la turbulencia y reduciendo la cantidad de flujo que choca con el perfil. Este efecto se evidencia más a partir de 20° AOA en adelante, puesto que a estos ángulos el flujo se obstruye más y

tiende a irse por los agujeros hasta el punto que incluso es perceptible por el ruido que genera el aire.

En la figura 5.22 se presenta una comparación detallada entre los coeficientes de sustentación C_L obtenidos experimentalmente y mediante simulación CFD. Los resultados de las simulaciones indican valores de C_L superiores en comparación con los obtenidos experimentalmente, lo cual se atribuye a las causas previamente discutidas. Ambos métodos, experimental y de simulación, muestran un comportamiento similar y creciente del coeficiente de sustentación hasta un ángulo de ataque de 30° , lo que coincide con investigaciones previas en la literatura. Además, se observa una diferencia significativa en los coeficientes de sustentación cuando los cuerpos romos no rotan y cuando rotan a su máxima velocidad, tanto en los resultados experimentales como en los de simulación. Esta diferencia destaca la influencia de la rotación del cilindro en la modificación del flujo y, por ende, en la sustentación generada.

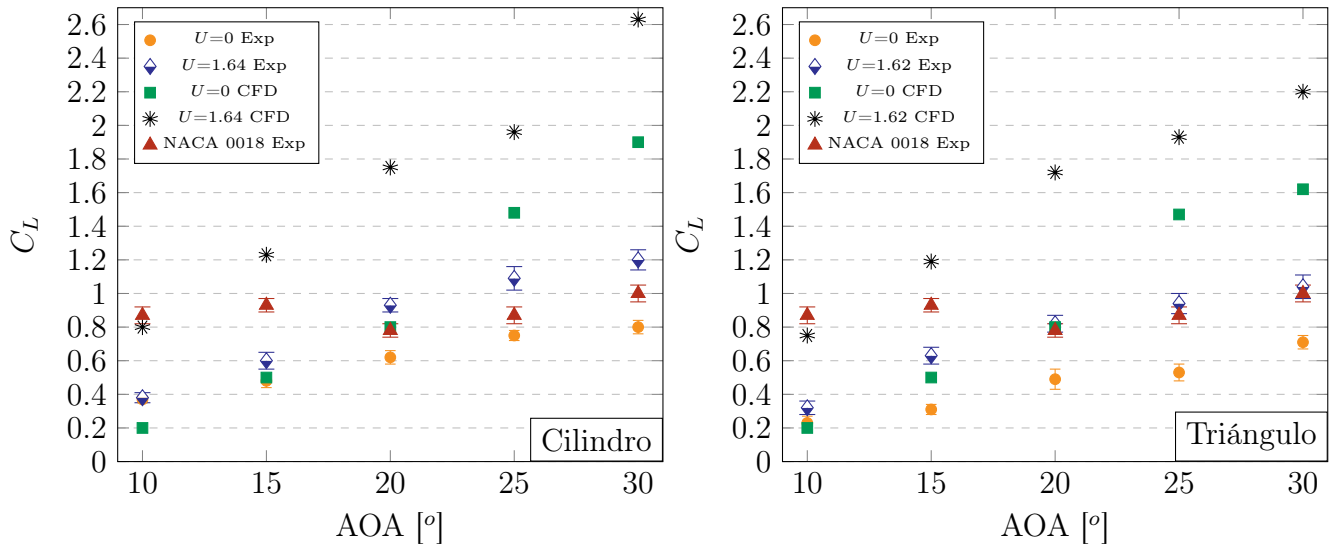


Figura 5.22: Comparación de C_L experimental y de simulación CFD para el perfil NACA 0018 con los cuerpos romos

Como se mencionó en el capítulo anterior, es fundamental analizar el flujo alrededor de los cuerpos romos. En las figuras 5.23 y 5.24, se presentan los vectores de velocidad que describen el flujo alrededor de los cuerpos romo circular y triangular, respectivamente. En ambas figuras, la columna izquierda muestra el flujo con los cuerpos romos sin rotar, mientras que la columna derecha presenta el flujo cuando estos giran. La X negra representa el cuerpo romo sin girar y la flecha negra indica la rotación a máxima U . Los círculos negros denotan los puntos de estancamiento Sp , los círculos rojos indican la zona de desprendimiento de la capa límite, la línea roja marca el borde de la capa límite y la línea azul muestra el sentido del flujo entre el cuerpo romo y el perfil. El primer punto a resaltar en ambas figuras es que, cuando los cuerpos romos giran, la ubicación del punto de estancamiento Sp cambia y se acerca al intradós del perfil, provocando una mayor presión en esta zona y, consecuentemente, un aumento en la sustentación L . Además, el desprendimiento y el borde de la capa límite son más abruptos y pronunciados cuando los cuerpos romos no giran en comparación con cuando lo hacen. Esto demuestra el efecto negativo de ubicar cuerpos romos sin rotación y subraya la necesidad de mantenerlos girando en todo momento.

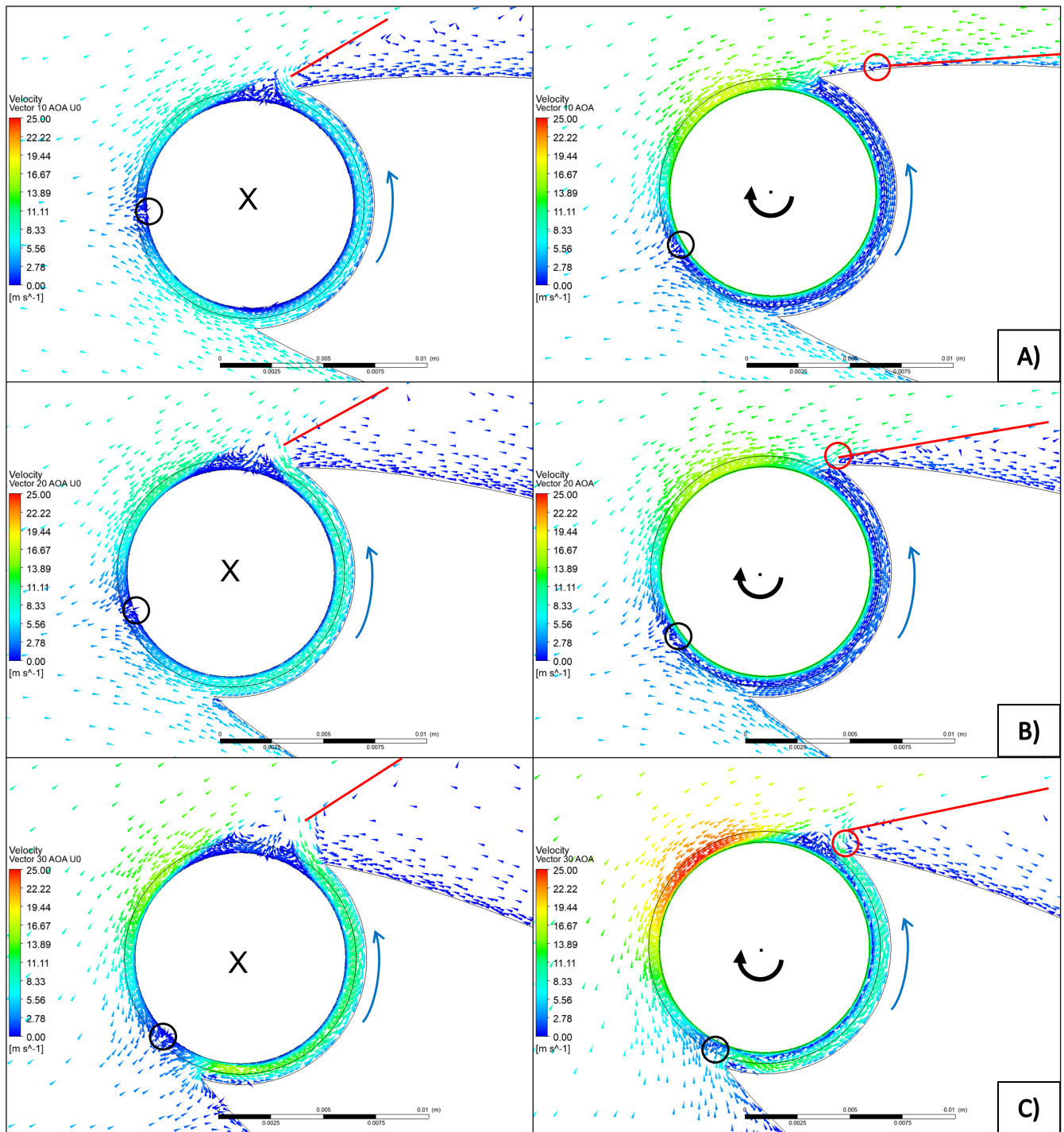


Figura 5.23: Flujo alrededor del cuerpo romo circular a A) 10° AOA, B) 20° AOA y C) 30° AOA

La figura 5.23 muestra el flujo alrededor del cilindro para 10°, 20° y 30° AOA. Se observa que cuando el cilindro gira, el comportamiento del flujo cambia, siendo acelerado por el cuerpo romo y reduciendo el espesor de la capa límite. Sin embargo, a medida que aumenta el AOA, el desprendimiento de la capa límite se acerca al borde de ataque *LE* del perfil y su espesor también aumenta, lo cual es negativo para el desempeño aerodinámico. Otro aspecto relevante, según se observa en la línea azul, es que el cilindro no es capaz de cambiar el sentido del flujo entre el perfil y el cuerpo romo, y este va en sentido contrario al que el cilindro gira. Esto indica que, a esta velocidad U , el cilindro no

altera de manera sustancial el flujo, lo que remarca la necesidad de alcanzar velocidades de U más altas.

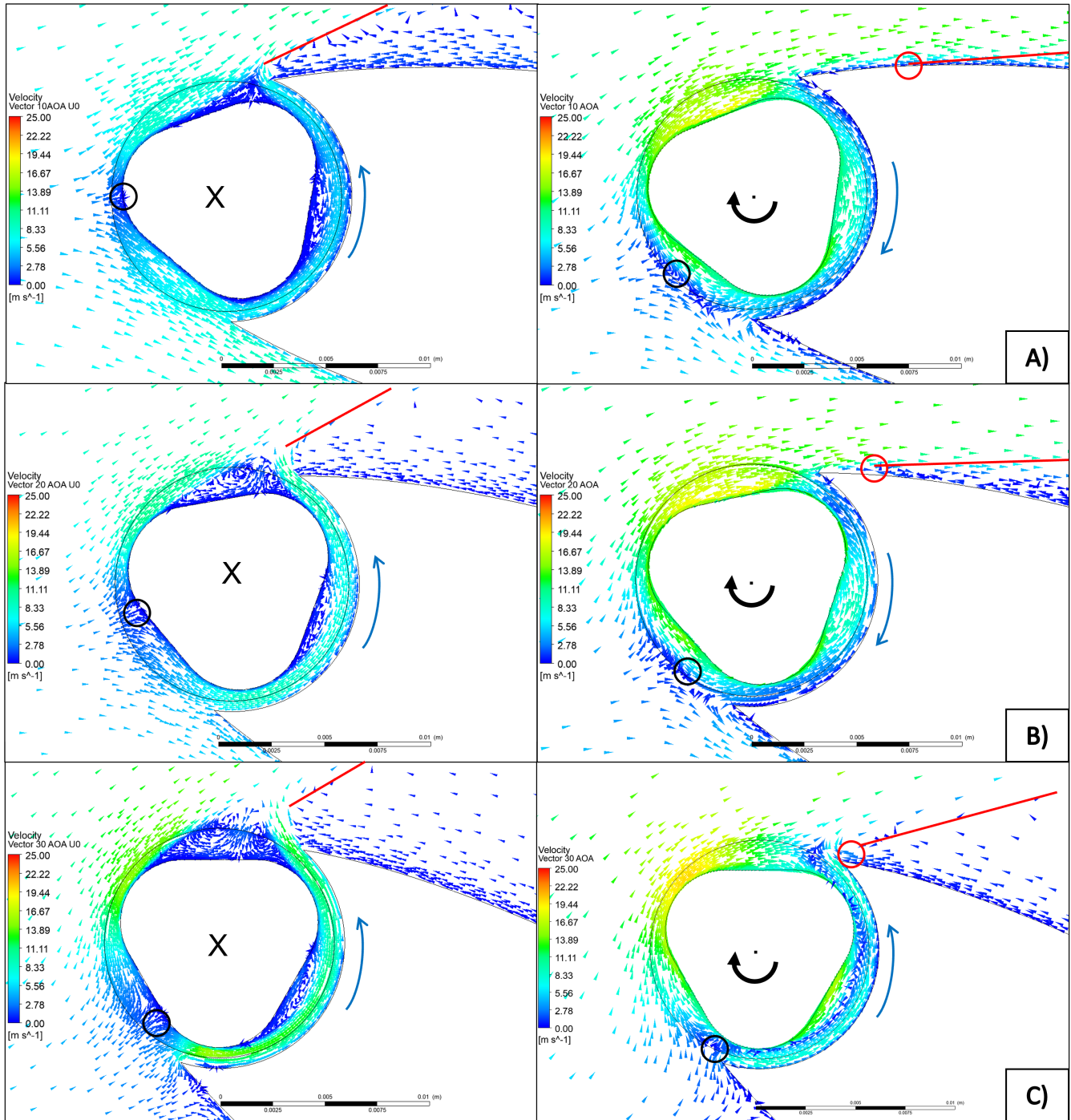


Figura 5.24: Flujo alrededor del cuerpo romo triangular a A) 10° AOA, B) 20° AOA y C) 30° AOA

El flujo alrededor del triángulo redondeado para 10°, 20° y 30° AOA se presenta en la figura 5.24. En ella se observa que el triángulo genera efectos similares a los del cilindro; sin embargo, altera el flujo de manera más significativa, logrando retrasar aún más el desprendimiento de la capa límite y obteniendo un espesor menor en la misma. Además, se puede apreciar que el triángulo cambia

la dirección del flujo entre el perfil y el cuerpo romo para ángulos de ataque de 10° y 20° , lo que indica un mayor impacto en el flujo en comparación con el cilindro. Es importante señalar que el comportamiento del flujo alrededor del triángulo también depende de su orientación angular durante el análisis. En este caso, se analizó el triángulo con una de sus aristas enfrentada al flujo. Es probable que, al cambiar la orientación, por ejemplo, con una de las caras planas respecto al flujo, el comportamiento sea diferente. Esto plantea un análisis en trabajos futuro que investiguen el desarrollo y la frecuencia del flujo en cada caso en particular.

Como se ha mencionado anteriormente, debido al comportamiento oscilante del flujo, tanto la sustentación L como el arrastre D varían con el tiempo. Aunque los datos de simulación reportados en este trabajo representan el promedio de estas fluctuaciones (desde 0.2 hasta 0.6 s), un mayor tiempo de simulación permitiría un análisis más detallado del comportamiento de las fuerzas, a costa de un mayor consumo computacional. En la figura 5.25, se muestra cómo cambia el flujo a lo largo del tiempo en 16 fotogramas, capturados cada 0.025 segundos, para un AOA de 30° , con el cuerpo romo cilíndrico rotando a $U = 1.64$. La secuencia de fotogramas inicia en la columna izquierda de arriba hacia abajo desde 0.225 s hasta 0.4 s, y continúa en la columna derecha desde 0.425 s hasta 0.6 s, también de arriba hacia abajo.

Esta secuencia ilustra el comportamiento del flujo y la generación de vorticidades en el perfil, que se desprenden del mismo a medida que avanza el tiempo. Se observa un fenómeno similar a la carretera de vórtices de von Kármán, donde se generan vórtices alternantes arriba y abajo del perfil, los cuales posteriormente se desprenden para dar paso al siguiente vórtice. Este comportamiento explica la oscilación en las fuerzas L y D . Cabe resaltar que, a partir de un AOA de 15° , todos los modelos presentan este comportamiento en el flujo, aunque con diferentes frecuencias y magnitudes. Por lo tanto, un análisis detallado del comportamiento y frecuencia de desprendimiento de estos vórtices sería un tema valioso para investigaciones futuras.

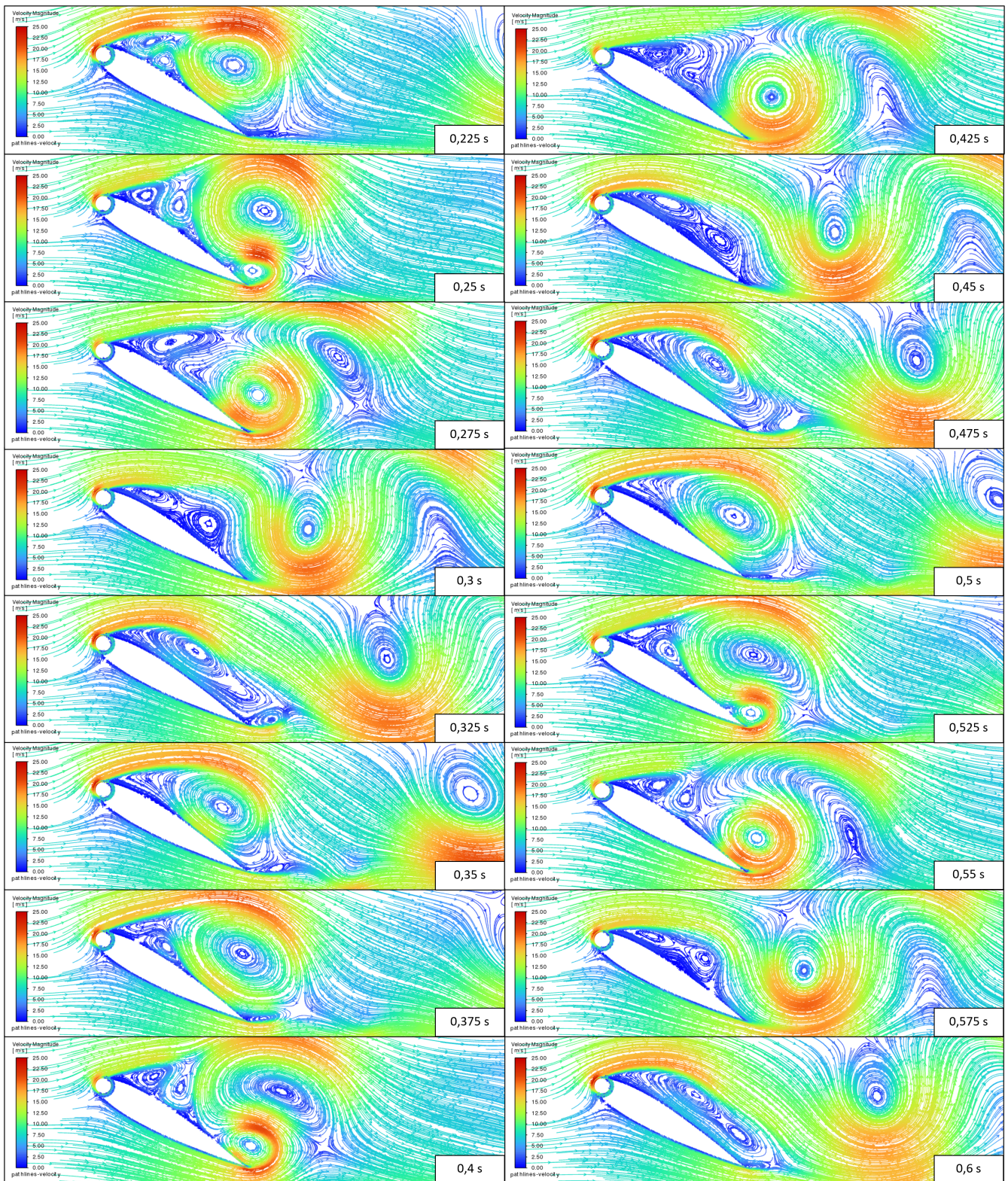


Figura 5.25: Secuencia y comportamiento de flujo a través del tiempo para el cuerpo romo circular

Otro de los fenómenos más relevantes que permitieron verificar las simulaciones CFD fue el aporte de los cuerpos romos a las fuerzas aerodinámicas. En la figura 5.26 y en la tabla B.9 se observa que los cuerpos romos contribuyen de manera significativa al sistema, con un incremento aproximado de un 25 % en la sustentación y lo que es aún más relevante es que los cuerpos romos generan una fuerza opuesta al arrastre, aproximadamente un 20 % en magnitud. Ambas fuerzas presentan un comportamiento oscilante, lo cual coincide con las observaciones de las pruebas experimentales, donde a la velocidad máxima U el modelo en ocasiones se separaba de la celda de arrastre de forma oscilante. Este hallazgo es uno de los aportes más valiosos registrados, gracias al montaje experimental aquí utilizado. Cabe destacar que el método con balanza aerodinámica no se había empleado previamente en investigaciones sobre cuerpos romos en perfiles alares, por lo que este comportamiento no había sido documentado hasta ahora y plantea un futuro análisis a detalle sobre este fenómeno.

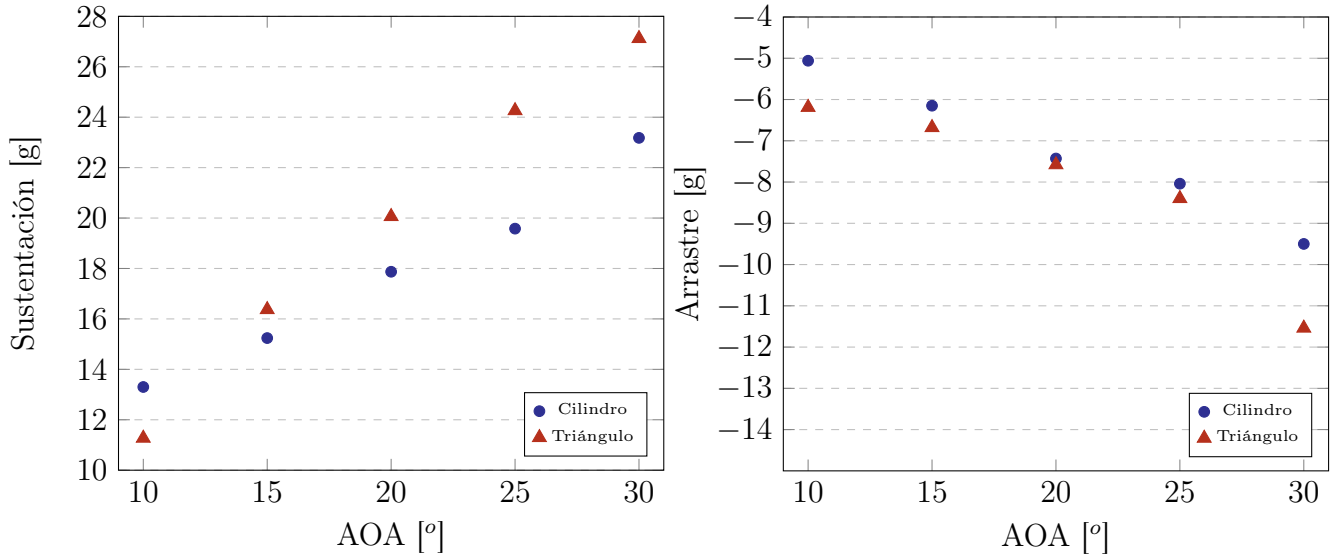


Figura 5.26: Fuerzas aerodinámicas CFD que aportan los cuerpos romos al sistema

5.3 Comparación de los resultados con otras investigaciones

La adimensionalización de las pruebas experimentales permite su replicación en diversos escenarios. Sin embargo, no se encuentran reportes en la literatura sobre pruebas experimentales en cuerpos romos que utilicen el perfil NACA 0018. Además, no se han documentado pruebas con este perfil a valores similares de número de Reynolds Re , salvo por el estudio y simulación de [39], obtenido a partir del método de paneles descrito anteriormente [40]. En la figura 5.27 se comparan los resultados experimentales y de CFD del C_L para el perfil NACA 0018 sin modificar, junto con los datos reportados por algunos autores a diferentes números de Re . En la figura, se observa que el perfil NACA 0018 presenta un comportamiento ligeramente similar entre 0° y 10° AOA, y el ángulo de entrada en pérdida (AOA_{Stall}) o zona de inestabilidad está entre 10° y 15° AOA, a pesar de las diferencias en el régimen de número de Reynolds Re . Los autores no presentan más resultados después de que el perfil entra en pérdida, ya que la mayoría de estudios, con excepción de [39], utilizan el método de diferencia de presión. Este método deja de ser efectivo cuando ocurre el fenómeno de pérdida, lo que limita la medición a partir de ese punto.

Los resultados experimentales y de simulación obtenidos en este trabajo son similares entre 0° y 10° AOA con respecto a las demás curvas. Sin embargo, a partir de 15° , las diferencias empiezan a ser notables. Por un lado, la parte experimental deja de ser comparable con las demás curvas, puesto que los autores no presentan información a ángulos mayores y el reporte de este trabajo demuestra que a pesar de una caída, el perfil aún sustenta. Por otro lado, los resultados de simulación se alejan de los demás, posiblemente porque a altos AOA el modelo de turbulencia 2D seleccionado $k-\omega$ SST no representa adecuadamente la turbulencia presente en el fenómeno [48]. Adicionalmente, a altos AOA la falta de sello hermético en la sección de prueba afecta sustancialmente las pruebas experimentales, reduciendo la medida de sustentación y arrastre.

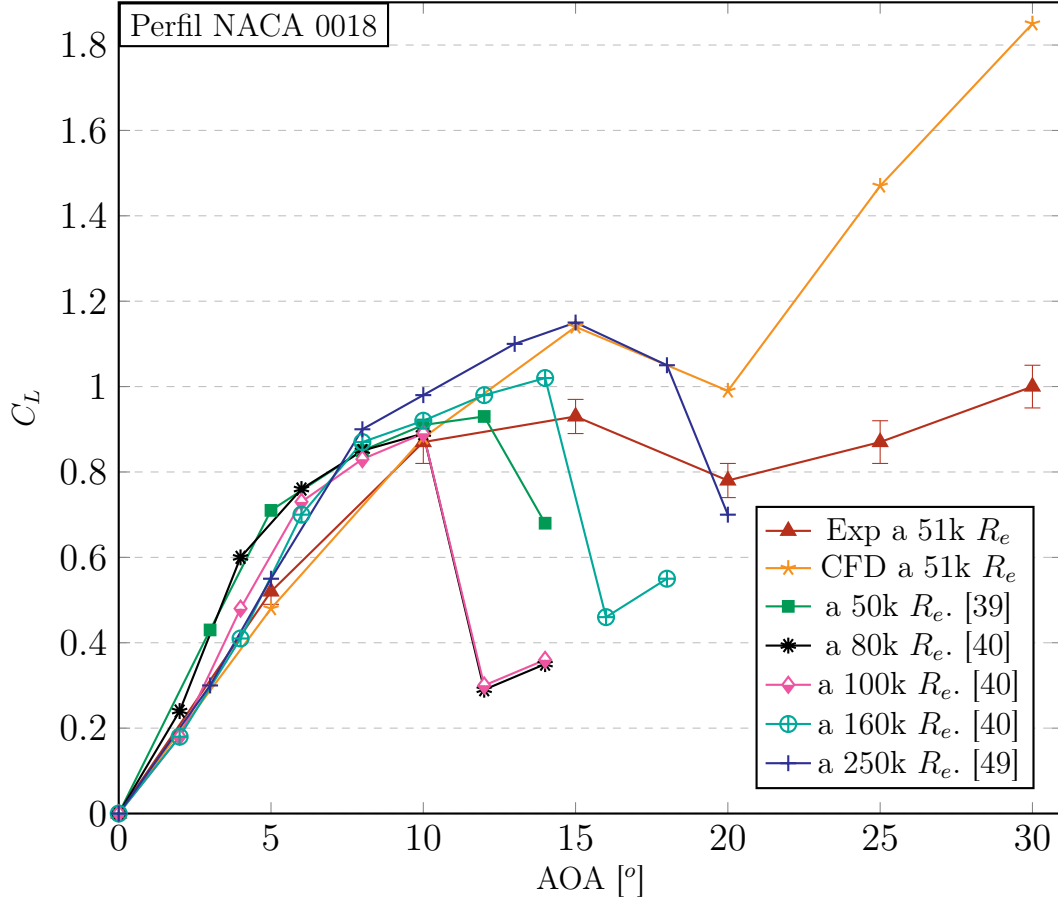


Figura 5.27: Comparación del C_L reportado en este trabajo para el perfil NACA 0018 vs. reportes de investigaciones previas

Finalmente, no se reportan en este trabajo comparaciones directas de este método de control de flujo, mediante cuerpos romos, con otros descritos en la literatura, como los de [18], [23], [25], [26] o [30], ya que cada uno estudió un perfil aerodinámico diferente y a valores de número de Reynolds R_e distintos. De manera similar, este método no es comparable con otros enfoques, como el actuador de plasma [50], los osciladores fluidicos [51], o incluso con el método de inyección de flujo de [49], que utilizó el mismo perfil NACA 0018, debido a que cada uno de estos métodos altera el flujo de manera diferente.

6. Conclusiones

En este capítulo se presentan las conclusiones sobre el trabajo realizado con base en los objetivos planteados al inicio del trabajo y con los resultados obtenidos. Se discuten a demás algunas recomendaciones basadas en la experiencia propia del autor y posibles investigaciones futuras.

El estudio realizado ha proporcionado una comprensión más profunda del efecto de cuerpos romos rotando en perfiles alares y su impacto en la fuerza de sustentación y arrastre. A través del proceso de diseño experimental, basado en investigaciones previas y adaptado a las limitaciones tecnológicas, se han evaluado dos formas distintas de cuerpos romos: el cilindro y el triángulo redondeado. Los resultados experimentales, verificados con la literatura y simulación, han revelado un aumento significativo en la fuerza de sustentación y una modificación del flujo aguas abajo del perfil en beneficio del rendimiento aerodinámico, especialmente con el cuerpo romo cilíndrico. También permitió conocer las reacciones que la implementación de cuerpos romos en perfiles alares generan y el reto que conlleva emplear esta tecnología en futuras aeronaves. Las discrepancias entre los resultados experimentales y los enfoques numéricos subrayan la necesidad de seguir investigando y refinando nuestros métodos de medición y simulación para obtener una comprensión más completa y precisa de estos fenómenos.

En el proceso de dimensionamiento de un cuerpo romo rotando en un perfil alar, se consideraron las investigaciones previas como punto de partida. Estas referencias contribuyeron significativamente al planteamiento y diseño experimental de este estudio. A pesar de las restricciones tecnológicas presentes (sección de prueba en el túnel de viento de 16 x 16 x 30 cm), se diseñaron experimentos adaptados a estas limitaciones, con el objetivo de enriquecer la investigación sobre cuerpos romos en superficies alares. El diseño de dos propuestas de cuerpos romos: el circular con un diámetro de 10 mm y el triángulo redondeado circunscrito en un círculo de igual diámetro y con bordes redondeados de 3 mm, permitió evaluar las diferencias en el comportamiento aerodinámico que pueden surgir al emplear cuerpos romos con distintas formas. Además, la evaluación experimental del perfil NACA 0018 sin modificaciones ($c = 10$ cm y $S = 15.6$ cm) proporcionó una comparativa directa de los beneficios (o la falta de ellos) al utilizar cuerpos romos en rotación.

Durante el proceso de registro experimental, surgieron varias implicaciones y consideraciones cruciales para garantizar mediciones precisas. La utilización de celdas de carga para medir las fuerzas aerodinámicas representa un enfoque diferente que no se había empleado previamente en investigaciones sobre cuerpos romos. Este método contrasta con la técnica tradicional basada en el registro de presiones en la superficie del perfil. La utilización de una balanza aerodinámica permitió explorar las reacciones y efectos que emergen cuando el modelo tiene la libertad de movimiento en dos grados de libertad. Sin embargo, durante el registro, se identificaron desafíos relacionados con desalineaciones y fricciones inherentes al sistema experimental debido a las limitaciones

tecnológicas. Para la verificación de este método, se llevó a cabo un experimento de medición de masas desconocidas y su posterior comparación con una gramera de joyería, obteniendo un error máximo del 9.5 %. Finalmente, la construcción de una balanza aerodinámica proporcionó mediciones directas y comparables de la fuerza de sustentación y el arrastre en los tres modelos estudiados. Los resultados demostraron que para los AOA mayores a 20° el cuerpo romo cilíndrico obtuvo un aumento promedio en el C_L del 21 % y el cuerpo romo triangular un 6 % a la velocidad de $U = 1.6$.

El registro experimental fue verificado y contrastado mediante la revisión literaria y los resultados de simulación CFD aquí realizados. Aunque el comportamiento del fenómeno es similar, los resultados difieren en magnitud, este proceso ha permitido abrir una discusión relevante sobre las posibles diferencias y efectos inherentes al método de registro empleado en este trabajo, en comparación con los métodos previamente documentados. Los resultados numéricos, obtenidos a través de simulaciones CFD, han proporcionado una valiosa visualización del comportamiento aerodinámico del flujo. Permitió la obtención directa de las fuerzas aerodinámicas involucradas, tanto para el sistema completo como para los cuerpos romos, evidenciando por ejemplo que estos pueden aportar a la sustentación un 25 % del total de la fuerza y generar una fuerza contrario al arrastre de alrededor del 20 %. Además, permitió conocer el comportamiento del flujo en los cuerpos romos a través del tiempo y plantear un futuro estudio sobre las frecuencias y comportamiento de la generación de vórtices aguas abajo del perfil. Sin embargo, es importante destacar que estas magnitudes se ven afectadas por el método de simulación 2D RANS y el modelo de turbulencia $k-\omega$ SST, debido a que están sujetas a suposiciones analíticas y numéricas. En particular, cuando se manejan flujos cercanos a un comportamiento laminar, se requiere el uso de modelos de turbulencia más avanzados como LES o DNS. Estos modelos, aunque más precisos, demandan recursos computacionales significativamente mayores [48].

6.1 Recomendaciones y trabajos futuros

Recomendaciones:

- Se recomienda a la Escuela de Ingeniería Mecánica y al programa de Maestría en Ingeniería con énfasis en Ingeniería Aeroespacial la necesidad sustancial de un túnel de viento aerodinámico más grande, el cual permita la construcción de pruebas experimentales más robustas y a mayor escala. Un túnel subsónico con una sección de prueba de 1 x 1 metro, permitiría la realización de estas investigaciones.
- Es necesario la obtención de múltiples estaciones de trabajo o un clúster con mayor capacidad de hardware, que permita realizar simulaciones CFD con mayor número de elementos y modelos de turbulencia más avanzados, así como también la obtención de la licencia actualizada de *ANSYS Academic* o de algún otro software similar aparte de *OpenFOAM*.
- Equipos de medición experimental son necesarios para evaluar a detalle el comportamiento aerodinámico, por ejemplo un escáner de presión de al menos 16 canales permitiría el registro de la capa límite alrededor de perfiles alares y dispositivos aeronáuticos.

Trabajos futuros:

- Evaluación de las fuerzas aerodinámicas con las mismas condiciones experimentales y modelos bajo el método de diferencia de presión.
- Evaluar el comportamiento aerodinámico de los modelos a mayor velocidad U , alcanzando las velocidades reportadas en las investigaciones previas. Trabajo supeditado a un túnel de viento más grande.
- Análisis del comportamiento oscilante en las reacciones de los cuerpos romos y la magnitud de la fuerza aportada al sistema.
- Análisis de la frecuencia y magnitud de las vorticidades y posterior desprendimiento de la capa límite para cada cuerpo romo.
- Propuesta de diferentes cuerpos romos para perfiles alares y su posterior evaluación experimental y numérica
- Aplicación de cuerpos romos al ala de un prototipo aeronáutico.

Referencias

- [1] G. Magnus, “On the deviation of projectiles; and on a remarkable phenomenon of rotating bodies,” *Memoirs of the Royal Academy*, pág. 210, 1852.
- [2] J. Thomson, “The Dynamics of a Golf Ball 1,” *Nature*, vol. 85, n.º 2147, págs. 251-257, dic. de 1910. DOI: 10.1038/085251b0.
- [3] I. Newton, “Letter to Oldenburg,” *Philosophical Transactions of the Royal Society*, n.º 80, págs. 3075-3087, feb. de 1671.
- [4] B. Robins, *New Principles of Gunnery*. London: F. Wingrave, 1805.
- [5] J. Seifert, “A review of the Magnus effect in aeronautics,” *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 55, págs. 17-45, 2012.
- [6] M. Lafay, “Contribution expérimentale à l’aérodynamique du cylindre,” *Revue de Mécanique*, págs. 417-425, 1912.
- [7] C. Wagner, “Die Segelmaschine,” *Hamburg: Kabel Verlag*, 1991.
- [8] A. Thom, “The aerodynamics of a rotating cylinder,” Tesis doct., University of Glasgow, 1926.
- [9] A. Thom, “Experiments on the flow past a rotating cylinder,” HM Stationery Office, inf. téc., 1931, Aeronautical Research Committee Reports and Memoranda; 1410.
- [10] A. Thom, “Experiments on the air forces on rotating cylinders,” HM Stationery Office, inf. téc., 1925, Aeronautical Research Committee Reports and Memoranda; 1018.
- [11] A. Thom, “The pressures around a cylinder rotating in an air current,” HM Stationery Office, inf. téc., 1926, Aeronautical Research Committee Reports and Memoranda; 1082.
- [12] A. Thom y S. Sengupta, “Air torque on a cylinder rotating in an air stream,” HM Stationery Office, inf. téc., 1932, Aeronautical Research Committee Reports and Memoranda; 1520.
- [13] A. Thom, “Effect of discs on the air forcer on a rotating cylinder,” HM Stationery Office, inf. téc., 1934, Aeronautical Research Committee Reports and Memoranda; 1623.
- [14] M. Zdravkovich, *Flow around circular cylinders*. New York: Oxford University Press, 1997, vol. 1: Fundamentals.
- [15] M. Zdravkovich, *Flow around circular cylinders*. New York: Oxford University Press, 2003, vol. 2: Applications.
- [16] C. Jimenez, “Así viven en la Colombia a la que no se puede llegar por carretera,” *El Tiempo*, nov. de 2016. dirección: <https://www.eltiempo.com/colombia/otras-ciudades/colombia-pueblos-sin-vias-de-comunicacion-46383>.
- [17] Pro Colombia, “¿Por qué invertir en el sector aeronáutico en Colombia?” *Invest In Colombia*, jul. de 2022. dirección: <https://investincolombia.com.co/es/sectores/manufacturas/aeronautica>.

- [18] Z. Al-Garni, M. Al-Garni, S. Ahmed y A. Sahin, "Flow control for an airfoil with leading-edge rotation: an experimental study," *Journal of Aircraft*, vol. 37, n.º 4, págs. 617-622, 2000.
- [19] S. Pezzotti, "Estudio experimental del efecto Magnus en cuerpos cilíndricos de secciones transversales diversas," Tesis doct., Universidad Nacional de La Plata, 2016.
- [20] S. Pezzotti, V. N. Mora, A. S. Andrés y S. Franchini, "Experimental study of the Magnus effect in cylindrical bodies with 4, 6, 8 and 10 sides," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 197, pág. 104 065, 2020.
- [21] J. D. Brooks, "The Effect of a Rotating Cylinder at the leading and Trailing Edges of a Hydrofoil," Naval Ordinance Test Station China Lake Ca, inf. téc., 1963.
- [22] D. Cichy, J. Harris y J. MacKay, "Flight tests of a rotating cylinder flap on a North American Rockwell YOY-10 aircraft," NASA, inf. téc., 1972.
- [23] W. Johnson, J. Tennant y R. Stamps, "Leading-edge rotating cylinder for boundary-layer control on lifting surfaces," *Journal of Hydronautics*, vol. 9, n.º 2, págs. 76-78, 1975.
- [24] J. Tennant, W. Johnson y A. Krothapalli, "Rotating cylinder for circulation control on an airfoil," *Journal of Hydronautics*, vol. 10, n.º 3, págs. 102-105, 1976.
- [25] V. Modi, F. Mokhtarian, M. Fernando y T. Yokomizo, "Moving surface boundary-layer control as applied to two-dimensional airfoils," *Journal of Aircraft*, vol. 28, n.º 2, págs. 104-112, 1991.
- [26] V. Modi, S. Munshi, G. Bandyopadhyay y T. Yokomizo, "High-performance airfoil with moving surface boundary-layer control," *Journal of Aircraft*, vol. 35, n.º 4, págs. 544-553, 1998.
- [27] J.-K. Oh y H.-C. Kim, "A study on the high lifting device equipped with the trailing edge rotor for the enhancement of circulation control," *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, vol. 47, n.º 4, págs. 533-542, 2010. DOI: 10.3744/SSAK.2010.47.4.533.
- [28] N. Thouault, C. Breitsamter, N. A. Adams, J. Seifert, C. Badalamenti y S. Prince, "Numerical analysis of a rotating cylinder with spanwise disks," *AIAA journal*, vol. 50, n.º 2, págs. 271-283, 2012. DOI: 10.2514/1.J050856.
- [29] S. A. Kazemi, M. Nili-Ahmadabadi, A. Sedaghat y M. Saghaian, "Aerodynamic performance of a circulating airfoil section for Magnus systems via numerical simulation and flow visualization," *Energy*, vol. 104, págs. 1-15, 2016.
- [30] A. Al-Abdullah, "Analysis of an Airfoil with Rotating Cylinder for Improved Performance," Tesis de maestría, University of Sharjah, 2019.
- [31] J. Anderson, *Fundamentals of aerodynamics*, 5.ª ed. New York: McGraw-Hill, 2011, ISBN: 9780073398105.
- [32] E. Houghton y P. Carpenter, *Aerodynamics for engineering students*, 5.ª ed. Elsevier, 2003.
- [33] I. Abbott y A. Von Doenhoff, *Theory of wing sections: including a summary of airfoil data*. Courier Corporation, 2012.
- [34] M. Tabatabaian, *CFD module: Turbulent Flow Modeling*. Mercury Learning e Information, 2015.
- [35] S. B. Pope, *Turbulent Flows*. Cambridge University Press, 2000.
- [36] D. C. Wilcox et al., *Turbulence modeling for CFD*. DCW industries La Canada, CA, 1998, vol. 2, cap. 1.

- [37] H. K. Versteeg, *An introduction to computational fluid dynamics the finite volume method*, 2/E. Pearson Education India, 2007.
- [38] M. Á. Aguirre, V. Astiz, H. M. Ferrandez y M. Meroniuc, “Desarrollo de Balanza Externa Para Túnel de Viento,” *Universidad Tecnológica Nacional*, págs. 90-91, 2016.
- [39] *Perfil aerodinámico NACA 0018*, Airfoil Tools, 2023. dirección: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0018-ils> (visitado 06-09-2023).
- [40] R. Gerakopulos, M. Boutilier y S. Yarusevych, “Aerodynamic characterization of a NACA 0018 airfoil at low Reynolds numbers,” en *40th Fluid dynamics conference and Exhibit*, 2010, pág. 4629.
- [41] W. Timmer, “Two-dimensional low-Reynolds number wind tunnel results for airfoil NACA 0018,” *Wind engineering*, vol. 32, n.º 6, págs. 525-537, 2008.
- [42] J. M. Sánchez López, “Diseño de una balanza para túnel de viento subsónico,” Tesis doct., Universitat Politècnica de València, 2017.
- [43] J. G. Bahamón, “Desarrollo de balanza aerodinámica para medición de perfiles alares,” Tesis de maestría, Universidad de Los Andes, 2014.
- [44] E. L. Gómez, D. A. R. Caballero, J. E. P. Villamil, J. S. G. López y E. Zuluaga, “Implementación de sistema para la medición de fuerzas aerodinámicas en un túnel de viento subsónico,” *Ciencia y Poder Aéreo*, vol. 13, n.º 1, págs. 106-113, 2018.
- [45] T. Holzmann, *Magnus Effect*, Accessed: 2024-05-31, 2021. dirección: <https://holzmann-cfd.com/community/training-cases/magnus-effect>.
- [46] Ansys Inc., *Ansys® Academic Research Fluent, Release 16.1*, Software, 2015. dirección: <https://www.ansys.com/>.
- [47] A. Pradhan y K. Duraisamy, “A unified understanding of scale-resolving simulations and near-wall modelling of turbulent flows using optimal finite-element projections,” *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 955, A6, 2023.
- [48] P. R. Spalart, “Strategies for turbulence modelling and simulations,” *International journal of heat and fluid flow*, vol. 21, n.º 3, págs. 252-263, 2000.
- [49] C. A. Eggert y C. L. Rumsey, “CFD study of NACA 0018 airfoil with flow control,” inf. téc., 2017.
- [50] L.-H. Feng, T. N. Jukes, K.-S. Choi y J.-J. Wang, “Flow control over a NACA 0012 airfoil using dielectric-barrier-discharge plasma actuator with a Gurney flap,” *Experiments in fluids*, vol. 52, págs. 1533-1546, 2012.
- [51] J. Gregory, M. Hall y M. Amitay, “Characterization of the microfluidics oscillator for flow control,” *AIAA Journal*, vol. 46, n.º 4, págs. 863-872, 2008.

Anexo A: Código Arduino IDE

En este anexo se presenta el código de Arduino utilizado para el registro de las fuerzas aerodinámicas y el control del Motor Brushless mediante un potenciómetro.

```
1 -----
2 // HX711_ADC.h
3 // Arduino master library for HX711 24-Bit Analog-to-Digital Converter for
4 Weigh Scales
5 // Olav Kallhovd sept2017
6 // Tested with      : HX711 asian module on channel A and YZC-133 3kg load
7 cell
8 // Tested with MCU  : Arduino Nano
9 -----
10
11 #include <Servo.h>
12 Servo esc;
13 #include <HX711_ADC.h>
14 #if defined(ESP8266) || defined(ESP32) || defined(AVR)
15 #include <EEPROM.h>
16 #endif
17
18 //pins:
19 // CELDA SUSTENTACION
20 const int HX711_dout_1 = 4; //mcu > HX711 no 1 dout pin
21 const int HX711_sck_1 = 5; //mcu > HX711 no 1 sck pin
22
23 // CELDA ARRASTRE
24 const int HX711_dout_2 = 2; //mcu > HX711 no 2 dout pin
25 const int HX711_sck_2 = 3; //mcu > HX711 no 2 sck pin
26
27 //HX711 constructor (dout pin, sck pin)
28 //HX711 1 // CELDA SUSTENTACION
29 HX711_ADC LoadCell_1(HX711_dout_1, HX711_sck_1);
30 //HX711 2 // CELDA ARRASTRE
31 HX711_ADC LoadCell_2(HX711_dout_2, HX711_sck_2);
32
33 const int calVal_eepromAddress_1 = 0; // eeprom adress for calibration
34 value load cell 1 (4 bytes)
35 const int calVal_eepromAddress_2 = 4; // eeprom adress for calibration
36 value load cell 2 (4 bytes)
```

```

37 unsigned long t = 0;
38
39 void setup() {
40   esc.attach(8); Canal de comunicaci n con Motor Brushless
41   esc.writeMicroseconds(1000);
42   Serial.begin(57600); delay(10);
43   Serial.println();
44   Serial.println("Starting...");
45
46   float calibrationValue_1; // calibration value load cell 1
47   float calibrationValue_2; // calibration value load cell 2
48
49   calibrationValue_1 = 4303.15; // CELDA SUSTENTACION
50   (Celda 100 gr = 18379.24)
51   (Celda 500 gr = 4303.15)
52   calibrationValue_2 = 18379.24; //
53   CELDA ARRASTRE 18044.50
54
55   LoadCell_1.begin();
56   LoadCell_2.begin();
57   //LoadCell_1.setReverseOutput();
58   //LoadCell_2.setReverseOutput();
59   unsigned long stabilizingtime = 3500; // tare preciscion can be improved
60   by adding a few seconds of stabilizing time
61   boolean _tare = true; //set this to false if you don't want tare to be
62   performed in the next step
63   byte loadcell_1_rdy = 0;
64   byte loadcell_2_rdy = 0;
65   while ((loadcell_1_rdy + loadcell_2_rdy) < 2) { //run startup,
66   stabilization and tare, both modules simultaneously
67     if (!loadcell_1_rdy) loadcell_1_rdy = LoadCell_1.startMultiple
68     (stabilizingtime, _tare);
69     if (!loadcell_2_rdy) loadcell_2_rdy = LoadCell_2.startMultiple
70     (stabilizingtime, _tare);
71   }
72   if (LoadCell_1.getTareTimeoutFlag()) {
73     Serial.println("Timeout, check MCU>HX711 no.1 wiring and pin
74     designations");
75   }
76   if (LoadCell_2.getTareTimeoutFlag()) {
77     Serial.println("Timeout, check MCU>HX711 no.2 wiring and pin
78     designations");
79   }
80   LoadCell_1.setCalFactor(calibrationValue_1); // user set calibration
81   value (float)
82   LoadCell_2.setCalFactor(calibrationValue_2); // user set calibration
83   value (float)
84   Serial.println("Startup is complete");
85 }
86

```

```

87 void loop() {
88     static boolean newDataReady = 0;
89     const int serialPrintInterval = 0; //increase value to slow down serial
90     print activity
91     int val;
92
93     val=analogRead(A0); Lectura analoga del potenciómetro
94     val=map(val,0, 1023, 2000,1400); Mapeo de velocidad para el
95     Motor Brushless
96     esc.writeMicroseconds(val); Escritura de se al PWM hacia el
97     Motor Brushless
98     // check for new data
99     //start next conversion:
100     if (LoadCell_1.update()) newDataReady = true;
101     LoadCell_2.update();
102
103     //get smoothed value from data set
104     if ((newDataReady)) {
105         if (millis() > t + serialPrintInterval) {
106             float a = LoadCell_1.getData();
107             float b = LoadCell_2.getData();
108             Serial.print(a);
109             Serial.print(",");
110             Serial.print(b);
111             Serial.print(",");
112             Serial.println(val);
113             newDataReady = 0;
114             t = millis();
115         }
116     }
117     // receive command from serial terminal, send 't' to initiate tare
118     operation:
119     if (Serial.available() > 0) {
120         char inByte = Serial.read();
121         if (inByte == 't') {
122             LoadCell_1.tareNoDelay();
123             LoadCell_2.tareNoDelay();
124         }
125     }
126     //check if last tare operation is complete
127     if (LoadCell_1.getTareStatus() == true) {
128         Serial.println("Tare load cell 1 complete");
129     }
130     if (LoadCell_2.getTareStatus() == true) {
131         Serial.println("Tare load cell 2 complete");
132     }
133 }

```


Anexo B: Datos de registro experimental y simulación CFD

En este anexo se presentan las tablas con los valores registrados durante las pruebas experimentales, además de los coeficientes aerodinámicos C_L y C_D estimados a partir de los resultados experimentales y de simulaciones CFD.

Tabla B.1: Registro experimental para perfil NACA 0018 sin modificar

AOA [°]	Sustentación [N]	±	Arrastre [N]	±
10	0.49	0.02	0.09	0.01
15	0.51	0.01	0.15	0.01
20	0.42	0.02	0.20	0.02
25	0.46	0.02	0.23	0.01
30	0.50	0.02	0.32	0.02

Tabla B.2: Registro experimental para perfil NACA 0018 con el cilindro

RPM	0				10690 ± 500			
U	0				0.70 ± 0.03			
PO [W]	0				22 ± 4			
AOA [°]	Sustentación [N]	±	Arrastre [N]	±	Sustentación [N]	±	Arrastre [N]	±
10	0.20	0.01	0.09	0.01	0.19	0.01	0.04	0.01
15	0.26	0.02	0.13	0.02	0.24	0.02	0.07	0.01
20	0.33	0.02	0.18	0.02	0.33	0.02	0.11	0.01
25	0.39	0.01	0.18	0.02	0.39	0.01	0.14	0.01
30	0.39	0.01	0.20	0.01	0.38	0.02	0.17	0.02

RPM	15626 ± 500				25034 ± 500			
U	1.02 ± 0.03				1.64 ± 0.03			
PO [W]	37 ± 4				54 ± 4			
AOA [°]	Sustentación [N]	±	Arrastre [N]	±	Sustentación [N]	±	Arrastre [N]	±
10	0.21	0.01	0.05	0.00	0.21	0.01	0.07	0.01
15	0.29	0.01	0.06	0.01	0.33	0.02	0.09	0.02
20	0.43	0.02	0.09	0.01	0.50	0.02	0.08	0.01
25	0.44	0.02	0.14	0.02	0.56	0.03	0.12	0.01
30	0.48	0.02	0.17	0.01	0.59	0.02	0.16	0.02

Tabla B.3: Registro experimental del perfil NACA 0018 con el triángulo redondeado

RPM	0				10820 $\pm$ 500			
U	0				0.71 $\pm$ 0.03			
PO [W]	0				21 $\pm$ 4			
AOA [°]	Sustentación [N]	$\pm$	Arrastre [N]	$\pm$	Sustentación [N]	$\pm$	Arrastre [N]	$\pm$
10	0.13	0.02	0.10	0.03	0.15	0.02	0.07	0.01
15	0.17	0.01	0.15	0.02	0.26	0.02	0.10	0.01
20	0.26	0.04	0.18	0.02	0.33	0.03	0.14	0.01
25	0.28	0.02	0.19	0.03	0.35	0.04	0.21	0.01
30	0.35	0.01	0.24	0.03	0.36	0.01	0.24	0.02

RPM	15820 $\pm$ 500				24780 $\pm$ 500			
U	1.04 $\pm$ 0.03				1.62 $\pm$ 0.03			
PO [W]	35 $\pm$ 4				52 $\pm$ 4			
AOA [°]	Sustentación [N]	$\pm$	Arrastre [N]	$\pm$	Sustentación [N]	$\pm$	Arrastre [N]	$\pm$
10	0.16	0.01	0.06	0.01	0.18	0.02	0.06	0.01
15	0.29	0.02	0.08	0.01	0.35	0.02	0.08	0.00
20	0.38	0.01	0.12	0.02	0.45	0.02	0.11	0.00
25	0.41	0.03	0.17	0.01	0.49	0.02	0.15	0.01
30	0.40	0.01	0.24	0.01	0.52	0.02	0.21	0.02

Tabla B.4: Coeficientes aerodinámicos experimentales del perfil NACA 0018 sin modificar

AOA [°]	C_L	$\pm$	C_D	$\pm$
10	0.87	0.05	0.46	0.02
15	0.93	0.04	0.62	0.03
20	0.78	0.04	0.68	0.04
25	0.87	0.05	0.66	0.04
30	1.00	0.05	0.82	0.05

Tabla B.5: Coeficientes aerodinámicos experimentales del perfil NACA 0018 con el cilindro

U	0				0.70				1.02				1.64			
AOA [°]	C_L	$\pm$	C_D	$\pm$	C_L	$\pm$	C_D	$\pm$	C_L	$\pm$	C_D	$\pm$	C_L	$\pm$	C_D	$\pm$
10	0.37	0.02	0.45	0.06	0.34	0.03	0.24	0.01	0.37	0.03	0.25	0.02	0.38	0.03	0.32	0.03
15	0.48	0.04	0.52	0.08	0.44	0.04	0.31	0.05	0.53	0.03	0.24	0.05	0.60	0.05	0.24	0.10
20	0.62	0.04	0.61	0.08	0.61	0.04	0.37	0.05	0.80	0.05	0.31	0.03	0.93	0.04	0.28	0.05
25	0.75	0.03	0.53	0.06	0.77	0.04	0.40	0.04	0.85	0.06	0.39	0.06	1.09	0.07	0.34	0.03
30	0.80	0.04	0.53	0.05	0.77	0.05	0.43	0.07	0.97	0.05	0.43	0.04	1.20	0.06	0.41	0.05

Tabla B.6: Coeficientes aerodinámicos experimentales del perfil NACA 0018 con el triángulo redondeado

U	0				0.71				1.04				1.62			
AOA [°]	C_L	$\pm$	C_D	$\pm$	C_L	$\pm$	C_D	$\pm$	C_L	$\pm$	C_D	$\pm$	C_L	$\pm$	C_D	$\pm$
10	0.23	0.04	0.48	0.13	0.26	0.03	0.33	0.07	0.29	0.03	0.28	0.05	0.32	0.04	0.29	0.07
15	0.31	0.03	0.62	0.07	0.46	0.05	0.41	0.04	0.53	0.05	0.32	0.06	0.63	0.05	0.32	0.02
20	0.49	0.08	0.60	0.09	0.62	0.07	0.48	0.04	0.70	0.04	0.39	0.07	0.82	0.05	0.36	0.02
25	0.53	0.05	0.56	0.09	0.67	0.10	0.60	0.04	0.79	0.07	0.49	0.04	0.94	0.06	0.43	0.02
30	0.71	0.04	0.61	0.08	0.72	0.04	0.62	0.07	0.79	0.04	0.61	0.03	1.04	0.07	0.54	0.05

Tabla B.7: Coeficientes aerodinámicos CFD del perfil NACA 0018 sin modificar

AOA [°]	C_L	C_D
10	0.88	0.24
15	1.14	0.41
20	0.99	0.87
25	1.47	1.35
30	1.85	1.76

Tabla B.8: Coeficientes aerodinámicos CFD para el perfil NACA 0018 con los cuerpos romos

Cuerpo romo	Cilindro				Triángulo redondeado			
U	0		1.64		0		1.62	
AOA [°]	C_L	C_D	C_L	C_D	C_L	C_D	C_L	C_D
10	0.20	0.52	0.80	0.24	0.20	0.52	0.75	0.28
15	0.50	0.83	1.23	0.70	0.50	0.84	1.19	0.51
20	0.80	1.01	1.75	1.31	0.80	1.02	1.72	1.17
25	1.48	1.57	1.96	1.69	1.47	1.60	1.93	1.62
30	1.90	1.86	2.63	2.28	1.62	1.90	2.20	2.02

Tabla B.9: Fuerzas aerodinámicas CFD que aportan los cuerpos romos al sistema

	Cilindro		Triángulo redondeado	
AOA [°]	Sustentación [N]	Arrastre [N]	Sustentación [N]	Arrastre [N]
10	0.13	-0.05	0.11	-0.06
15	0.15	-0.06	0.16	-0.07
20	0.18	-0.07	0.20	-0.07
25	0.19	-0.08	0.24	-0.08
30	0.23	-0.09	0.27	-0.11