

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN**

**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**



**TESIS**

**ESTUDIO AERODINÁMICO EXPERIMENTAL DE PERFILES Y  
PLACAS DELGADAS A NÚMERO DE REYNOLDS BAJO**

**POR**

**ING. MIGUEL ANGEL LOPEZ MORALES**

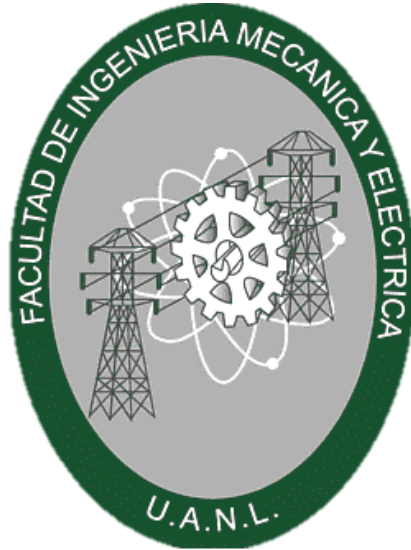
**EN OPCIÓN AL GRADO DE MAESTRO EN INGENIERÍA  
AERONÁUTICA**

**AGOSTO 2023**

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN**

**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**

**SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO**



**TESIS**

**ESTUDIO AERODINÁMICO EXPERIMENTAL DE PERFILES Y  
PLACAS DELGADAS A NÚMERO DE REYNOLDS BAJO**

**POR**

**ING. MIGUEL ANGEL LOPEZ MORALES**

**EN OPCIÓN AL GRADO DE MAESTRO EN INGENIERÍA  
AERONÁUTICA**

**SAN NICOLÁS DE LOS GARZA, NUEVO LEÓN, MÉXICO.**

**AGOSTO DE 2023**

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN**  
**Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica**  
**Posgrado**

Los miembros del Comité de Evaluación de Tesis recomendamos que la Tesis "Estudio Aerodinámico Experimental de Perfiles y Placas Delgadas A Número de Reynolds Bajo", realizada por el estudiante Miguel Ángel López Morales, con número de matrícula 2125671, sea aceptada para su defensa como requisito parcial para obtener el grado de Maestría en Ingeniería Aeronáutica con orientación en Dinámica de Vuelo.

**El Comité de Evaluación de Tesis**

Dr. Carlos Antonio Santana Delgado  
Director

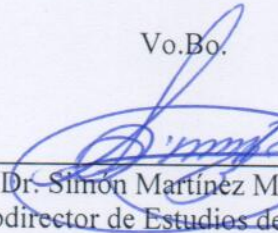
Dr. Luis Antonio Amézquita Brooks  
Co-Director

Dr. Octavio García Salazar  
Revisor

Dr. Luis Arturo Reyes Osorio  
Revisor

Dra. Diana Hernández Alcántara  
Revisor

Vo.Bo.

  
\_\_\_\_\_  
Dr. Simón Martínez Martínez  
Subdirector de Estudios de Posgrado



Institución 190001

Programa 563510

Acta Núm. 4405

Ciudad Universitaria, a 30 de agosto del 2024.

## Dedicatoria

---

*Dedico esta tesis a la memoria de todos los grandes científicos e ingenieros que cimentaron la ingeniería aeronáutica, cuya dedicación y excelencia en este campo ha sido una fuente constante de inspiración propia, a lo largo de mi carrera. Con la intención que esta tesis contribuya, de alguna manera, al conocimiento y avance en esta apasionante ciencia.*

## Agradecimientos

---

*Quiero agradecer a mi familia que ha sido mi principal fuente de apoyo durante esta etapa de mi vida. Agradezco a mis padres, hermanos y demás seres queridos por su amor, comprensión y aliento constante. Y también expresar mi gratitud a todos los profesores que me han impartido clases y compartido su sabiduría a lo largo de mi desarrollo académico. Puesto que sus enseñanzas, son inspiración para mi formación profesional. Finalmente, agradezco a todas las personas que, de una u otra manera, contribuyeron a mi desarrollo académico y personal durante esta etapa de mi vida.*

Dedicatoria

Agradecimientos

Índice General

Resumen

Capítulo 1. Introducción

1.1 Antecedentes sobre el estudio de la aerodinámica a bajo número de Reynolds

1.2 Marco teórico

1.2.1 Fundamentos básicos de aerodinámica

1.2.1.1 Fuerzas aerodinámicas

1.2.1.2 Coeficientes

1.2.1.3 Drag polar

1.2.1.4 Relación sustentación/arrastre (L/D)

1.2.1.5 Influencia de la geométrica del perfil en la curva  $Cl/\alpha$

1.2.1.6 Velocidad de pérdida

1.2.2 Aerodinámica de bajo número de Reynolds

1.2.2.1 Capa límite

1.2.2.2 Burbuja de separación laminar

1.2.3 Dispositivos Hipersustentadores

1.2.3.1 Slots

1.2.3.2 Flaps

1.2.4 Biplanos y alas en tándem

1.2.5 Aerodinámica tridimensional

1.2.5.1 Aproximaciones de sustentación, arrastre y momento a través de ecuaciones no lineales

1.3 Hipótesis

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivos Generales

1.4.2 Objetivos específicos

Capítulo 2. Desarrollo

2.1 perfiles estudiados

2.2 Simulación

## 2.2.1 Geometría

### 2.2.1.1 Geometría de referencia

### 2.2.1.2 Geometría y Configuración de múltiples elementos

## 2.1.2 Dominio

## 2.2.3. Condiciones iniciales

## 2.2.4 Mallado

## 3. Técnicas Experimentales

### 3.1 Instalaciones experimentales

### 3.2 Banco de pruebas

### 3.3 Fabricación

### 3.4 Experimentación

### 3.5 Resultados

#### 3.5.1 Resultados de simulaciones

##### 3.5.1.1 Resultados de simulación de referencia

##### 3.5.1.2 Resultados de simulación configuración biplano

##### 3.5.1.3 Resultados de simulación configuración biplano delta invertida

##### 3.5.1.4 Comparación de resultados entre simulaciones

#### 3.5.2 Predicción teórica de coeficientes

##### 3.5.2.1 Predicción teórica de coeficientes para ala recata a 100 000 Re.

##### 3.5.2.2 Predicción teórica de coeficientes para configuración de biplano de ala recata a 100 000 Re.

##### 3.5.2.3 Predicción teórica de coeficientes para configuración de biplano de ala delta invertida a 100 000 Re.

##### 3.5.2.4 Otros valores teóricos de la curva de elevación.

#### 3.5.6 Resultados experimentales

##### 3.5.6.1 Comparación de resultados experimentales contra simulaciones contra referencia

##### 3.5.6.2 Comparación de resultados experimentales contra simulaciones para configuración de biplano de ala recata

##### 3.5.6.3 Comparación de resultados experimentales contra simulaciones para configuración de biplano de ala delta invertida

##### 3.5.6.4 Comparación entre los resultados experimentales de cada configuración probada

### 3.6 Análisis de resultados

## 4. Conclusiones

## 5. Trabajos futuros

## 6. Referencias

### Apéndices

Apéndice A. Datos de simulación en SolidWorks *para referencia*

Apéndice B. Datos de simulación en SolidWorks para la *configuración biplano*

Apéndice C. Datos de simulación en SolidWorks para la *configuración biplano Delta invertida*.

Apéndice D. Datos de experimentales

Apéndice E. códigos de Matlab utilizados



La necesidad de reducir o eliminar “la burbuja de separación laminar”, para mejorar la eficiencia, reducir la resistencia, mantener la estabilidad y retrasar entrada en pérdida de la aeronave, ha llevado al desarrollo de técnicas para acelerar artificialmente la transición o inducir turbulencia en la capa límite. Un enfoque diferente consiste en dividir el flujo en varias capas límite cortas, lo cual favorece al retraso de la separación [7]. Sin embargo, para vuelo a bajo número de Reynolds, no queda del todo claro el efecto sobre el comportamiento de la burbuja de separación laminar que esta técnica tiene, es por ello, que en este trabajo se propone el uso de una configuración de una serie de alas simétricas de perfil delgado en tándem con el objetivo de conseguir un retraso de la entrada en pérdida y por ende un mayor rango de ángulo de maniobra de los vehículos aéreos no tripulados o UAV’S, por sus siglas en inglés, para sus misiones más críticas. Las pruebas fueron realizadas en el túnel de viento del Centro Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica (CIIIA) utilizando el banco de pruebas disponible. Para facilitar el proceso de fabricación y simplificar su análisis se utilizaron perfiles planos.

Se observó que la tendencia de los datos experimentales concuerda con lo esperado a partir de los resultados de la simulación en CFD y los valores calculados analíticamente. Por lo que, partiendo de estos, podemos concluir que el perfil de placa plana utilizado como referencia entra en pérdida a los 10° de ángulo de ataque, así como la configuración de biplano en delta invertida, en el caso de la configuración de biplano de ala recta, esta entra en pérdida a los 14° de ángulo de ataque. Consiguiendo así un aumento de 4° en el  $\alpha_{max}$ . Las ecuaciones no lineales ajustadas empíricamente a partir de las ecuaciones de [39] concuerdan bien con los resultados de la simulación en CFD particularmente para el primer caso de estudio. Además, también concuerdan con el modelo lineal obtenido de [48] para ángulos de ataque pequeños, validando tanto la simulación en CFD como el modelo no lineal presentado en este trabajo. Así mismo las ecuaciones no lineales desarrolladas para las configuraciones de biplano se podrían utilizar para predecir el efecto de los dispositivos hipersustentadores en una variedad de casos de estudio teniendo en cuenta las condiciones y rango de aplicación de estos modelos.

### **1.1 Antecedentes sobre el estudio de la aerodinámica a bajo número de Reynolds**

Con la aparición de grandes plataformas de vehículos aéreos no tripulados (UAV en inglés) como parte integral de las fuerzas armadas y el desarrollo de pequeños vehículos aéreos no tripulados en los últimos 20 años, se ha tenido un creciente interés científico en el desarrollo de estos. Uno de los problemas de este tipo de vehículos es por tener un tamaño reducido, así como volar a bajas velocidades. El desafío más importante de los UAV'S es la tendencia a la separación del flujo del perfil, característica de la aerodinámica a bajo número de Reynolds, entre 50,000 y 300,000, régimen en el que estos operan [1,2,3,4].

En los últimos años están siendo utilizados con mayor frecuencia por las industrias de la construcción, la agricultura, la minería, el entretenimiento y el medio ambiente. Sin embargo, en el actual conflicto en Europa oriental, el uso extensivo de drones tanto de vigilancia, como de ataque o incluso UAV'S kamikazes, ha hecho que este conflicto llegara a ser conocido como la “*guerra de los drones*”. Donde destacan los drones *Bayraktar*, y *el Shahed*, en todas sus variantes, por ser de ala fija a diferencia de los drones comerciales, e incluso estos han tenido un papel en este conflicto. En este contexto es necesario que México se posicione en la vanguardia de este tipo de tecnología, que cada vez es más utilizada en distintos aspectos de la vida civil y militar. Por lo que es necesario crear o tener una base de datos aerodinámicos e independiente, sobre el comportamiento de estos dispositivos.

La necesidad de eliminar la separación laminar a números de Reynolds bajos, ha llevado al desarrollo de técnicas para acelerar artificialmente la transición o inducir turbulencia en la capa límite. Los dispositivos que promueven la transición, llamados “turbuladores”, van desde simples obstáculos como cables o rejillas delante del flujo de aire, elementos de rugosidad mecánica en forma de estrías, tiras, protuberancias o crestas, cerca del borde de ataque del perfil aerodinámico, pasando por métodos de transpiración que usan chorros de aire emitidos desde orificios superficiales o incluso hacer vibrar mecánicamente el ala misma, hasta emitir ondas de sonido de frecuencias calculadas para causar transición en la superficie del ala [20,21,22].

Todos los métodos mencionados se han venido utilizando desde que publicara Carmichael [20] su trabajo en 1981. Existe una gran variedad de estos ejemplos en la literatura [21,23,24,25,26,27]. Además de estas técnicas también existen los llamados perfiles Kline-Fogleman o KF, que consisten en una serie de pasos simples o múltiples a lo largo del ala. [28,29,30]. Con el mismo propósito de antes, retrasar la pérdida y forzar la transición de la capa límite a turbulenta. Los objetivos y el desafío de todos estos métodos es forzar la transición para que ocurra en una ubicación cercana al punto de separación laminar en la mayor parte posible del rango operativo del perfil aerodinámico.

Durante las misiones típicas para un UAV, el vuelo posterior a la pérdida puede ser común ya sea por maniobras de alto ángulo de ataque o causada por ráfagas [5]. Ahora, si consideramos que el ángulo de ataque de entrada en pérdida de las alas individuales es más bajo respecto a las configuraciones de dos alas, [5,6], y sabiendo que cada elemento crea su propia circulación y comienza con una nueva capa límite en su borde de ataque, sin importar la cantidad de estos [7,8]. Se propone un nuevo enfoque al tratar de suprimir la separación laminar, al no inducir a la capa límite para que se vuelva turbulenta, sino más bien en dividir la capa límite en pequeñas secciones para mantener una capa límite laminar uniforme sobre la mayor parte de la superficie superior del perfil, el mayor tiempo posible.

En general para condiciones típicas de vuelo, en números de Reynolds superiores a 1,000,000, dividir un flujo en varias capas límite cortas favorece al retraso de la separación [7]. Sin embargo, para vuelo a bajo Reynolds, donde los efectos de la burbuja de separación laminar son dominantes, el efecto que tiene dividir la capa límite sobre el comportamiento de la burbuja de separación laminar, en su mayoría ha pasado desapercibido por los investigadores, que se han centrado principalmente en el diseño de los turbuladores.

Es por ello, que en este trabajo se propone el uso de una configuración de una serie de alas simétricas de perfil delgado en tándem. Se cree que la interacción de la circulación de flujo de cada perfil con el otro favorecerá la adhesión de capa límite, evitando o retrasando la aparición de la burbuja de separación laminar, que se forma cuando un flujo desprendido se vuelve a unir al perfil, consiguiendo un retraso de la entrada en pérdida y por ende un mayor rango de ángulo de maniobra de los UAV'S para sus misiones más críticas.

Durante los inicios de la aviación las configuraciones de biplanos generaron predicciones teóricas como la de Prandtl y Tíetjens [36], en la que extiende la teoría de la línea de sustentación a los biplanos, teniendo en cuenta el escalonamiento relativo, el espacio y la forma del área en planta del ala. En 1929 [37], se encontró que el coeficiente de fuerza de levantamiento del ala inferior y por ende, de toda la configuración excedía el valor del monoplano para la mayoría de las variaciones de escalonamiento y presentaba un ángulo de pérdida mayor. Luego en 2007 Moschetta y Thipyopas [38], con resultados experimentales en túnel de viento y predicciones teóricas demostraron que, para una condición de vuelo dada, las configuraciones biplano pueden aumentar la eficiencia aerodinámica general sobre el ala fija monoplano. Y más recientemente el estudio realizado por R. Jones [34], ha demostrado que las configuraciones de dos alas son un método viable para superar los desafíos del vuelo con bajo número de Reynolds. Sus resultados muestran que la sustentación aumenta y el ángulo de pérdida se retrasa significativamente para ciertas configuraciones. También se han utilizado mediciones de velocimetría de imágenes de partículas, con el objetivo de comprender los efectos de interferencia de alas biplano y tándem en números de Reynolds bajos. Sin embargo, hoy en día la simulación por CFD provee un punto de vista único para estudiar los fenómenos aerodinámicos a números de Reynolds bajos, por ello en este trabajo, se opta por este último método como herramienta de visualización de flujo y como una segunda referencia de comparación con los datos experimentales de las pruebas en el túnel de viento.

## **1.2 Marco teórico**

### **1.2.1 Fundamentos básicos de aerodinámica**

En un perfil alar pueden identificarse ciertas regiones específicas: el Borde de ataque es el lugar del perfil que primero enfrenta a la corriente del flujo, el Borde de salida, es la parte posterior del perfil donde el flujo pierde contacto con este, el Extradós es la parte superior y el Intradós la parte inferior, la Cuerda es la línea recta que une el borde de ataque y el borde de salida y el Espesor es la distancia entre el extradós y el intradós. Tal como se muestra en la figura.1. la Envergadura es la distancia que existe entre las dos puntas del ala. En un perfil simétrico el extradós y el intradós son iguales y consecuentemente un perfil asimétrico el extradós es diferente al intradós. El ángulo que forman la cuerda y el vector de velocidad relativa con la que incide el viento sobre el perfil, es llamado Ángulo de ataque ( $\alpha$ ).

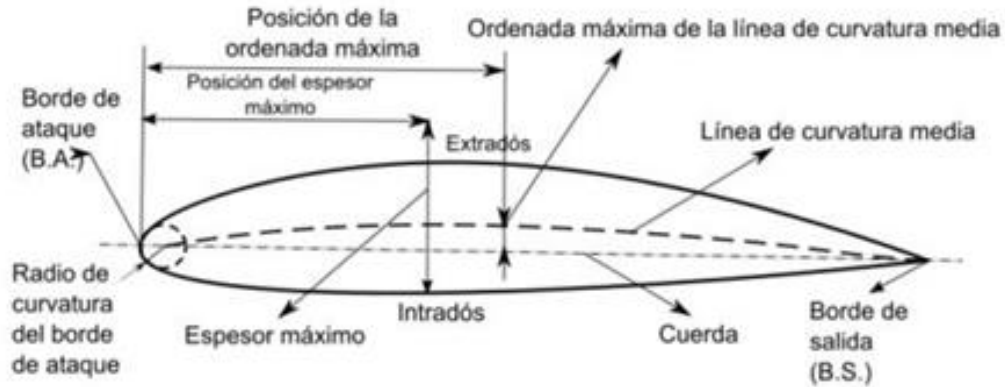


Figura 1. Regiones importantes de un perfil aerodinámico [13].

### 1.2.1.1 Fuerzas aerodinámicas

Las fuerzas y momentos aerodinámicos presentes en cualquier cuerpo moviéndose a través de un fluido, son debido a dos fuentes básicas, la distribución de presión y esfuerzo cortante sobre la superficie del cuerpo. [14,15]:

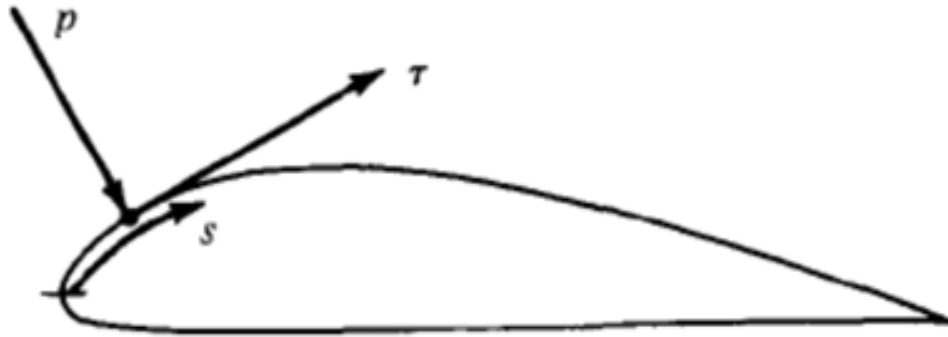


Figura 2. Presión y esfuerzo cortante sobre una superficie aerodinámica, donde P=presión,  $\tau$ =esfuerzo cortante y S=superficie aerodinámica [14].

No importa que tan complejo sea la forma del cuerpo, las fuerzas y momentos sobre el cuerpo serán dependientes de estas dos distribuciones. El efecto neto de la distribución de P y  $\tau$  se pueden traducir en una fuerza R y un momento M sobre el cuerpo, sucesivamente, la resultante R puede ser descompuesta en sus componentes, estas fuerzas se muestran en la Figura. 3.

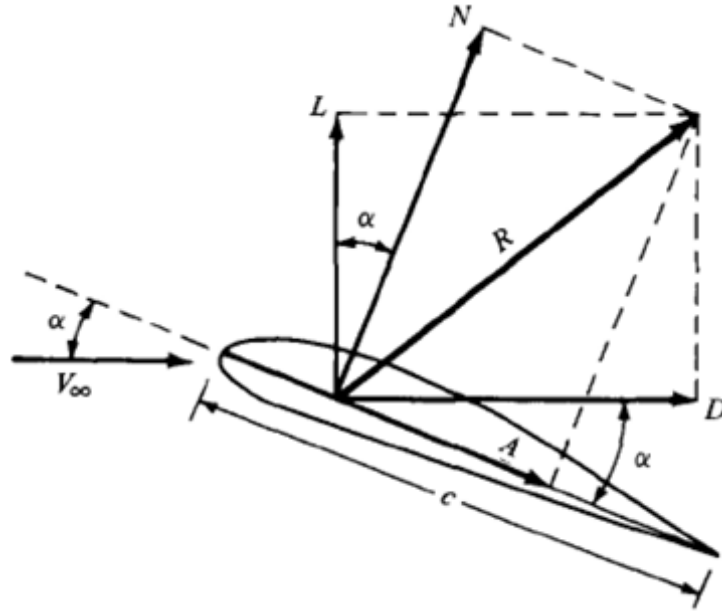


Figura 3. Descomposición ortogonal de la fuerza aerodinámica. Donde,  $V_\infty$  = Velocidad de flujo libre,  $L$  = Sustentación, componente de  $R$  perpendicular a  $V_\infty$ ,  $D$  = Arrastre, componente de  $R$  paralela a  $V_\infty$ ,  $N$  = Fuerza normal, componente de  $R$  perpendicular a la cuerda= $c$  y  $A$  =Fuerza axial, componente de  $R$  paralelo a la cuerda. [14].

La fuerza de sustentación  $L$  (Lift en inglés) es la fuerza generada sobre un cuerpo que se desplaza a través de un fluido en dirección perpendicular a la velocidad del flujo. La fuerza de arrastre  $D$  (Drag en inglés) es paralela al vector de velocidad del flujo. El momento aerodinámico de cabeceo es producido por las fuerzas aerodinámicas sobre un perfil o superficie, considerado en el centro aerodinámico a un cuarto de la cuerda. [14,15].

Los valores reales de sustentación  $L$ , arrastre  $D$  y momento  $M$  dependen, no sólo del ángulo de ataque  $\alpha$ , sino también de la velocidad y de las propiedades del fluido. Dado que, en el régimen típico de vuelo de las aeronaves, tanto el coeficiente de viscosidad como la compresibilidad del flujo son casi despreciables, los valores de  $L$ ,  $D$  y  $M$  y sus coeficientes correspondientes son: [13]:

$$L = q_\infty S C_L \quad (1)$$

$$D = q_\infty S C_D \quad (2)$$

$$M = q_\infty S C_M c \quad (3)$$

$$q_\infty = 1/2 \rho V_\infty^2 \quad (4)$$

Donde

$q_\infty$  es la presión dinámica.

$S$  es el área de la sección.

$C_L$  es el coeficiente de sustentación.

$C_D$  es el coeficiente de arrastre.

$c$  la cuerda del perfil.

$C_M$  es el coeficiente de momento.

$V_\infty$  es la velocidad de flujo.

### **1.2.1.2 Coeficientes**

Los coeficientes aerodinámicos son un valor intrínseco de la forma de cada perfil. El coeficiente de sustentación depende, en gran medida, del ángulo de ataque del perfil. El valor de  $C_L$  aumenta linealmente con  $\alpha$  hasta alcanzar el ángulo crítico a partir del cual se dice que el perfil ha entrado en pérdida. Al entrar en pérdida la fuerza de sustentación que actúa sobre el perfil decrece a medida que  $\alpha$  aumenta. El coeficiente de arrastre  $C_D$  será pequeño mientras el ángulo de ataque también lo sea. Al entrar en pérdida, la fuerza de arrastre sobre el perfil aumenta rápidamente y el perfil deja de ser efectivo.

### **1.2.1.3 Polar de arrastre**

Para cada cuerpo aerodinámico hay una relación entre  $C_D$  y  $C_L$  que puede ser expresada como una curva gráfica llamada polar. Virtualmente toda la información aerodinámica de una aeronave, para su análisis de rendimiento está contenida en la polar de arrastre. [16].

### **1.2.1.4 Relación sustentación/arrastre (L/D)**

Esta relación corresponde al levantamiento “L” generado por un ala o superficie aerodinámica con respecto a su resistencia “D” y para su determinación se divide el coeficiente de sustentación  $C_L$  entre el de arrastre  $C_D$ . Es un indicativo de eficiencia aerodinámica, por lo que las aeronaves que presentan valores elevados de  $L/D$  son las más eficientes. [16].

### **1.2.1.5 Influencia de la geométrica del perfil en la curva $C_L/\alpha$**

Si se estudia la influencia de la geométrica de los perfiles sobre las curvas, se observa que, para perfiles simétricos, sea cual sea su espesor, con ángulo nulo la sustentación es nula, en cambio para un perfil asimétrico o con un poco de curvatura, se generará sustentación con ángulo nulo. El  $C_{L_{max}}$  aumenta con el radio de curvatura y el espesor, el espesor determina la inclinación de la pendiente y la curvatura parece desplazarla en el eje vertical. Sin embargo,

el  $\alpha_{max}$  es determinado por efectos de la capa limite que serán discutidos más adelante. El comportamiento que seguirá esta curva según la geometría de la sección se muestra en la figura 4.

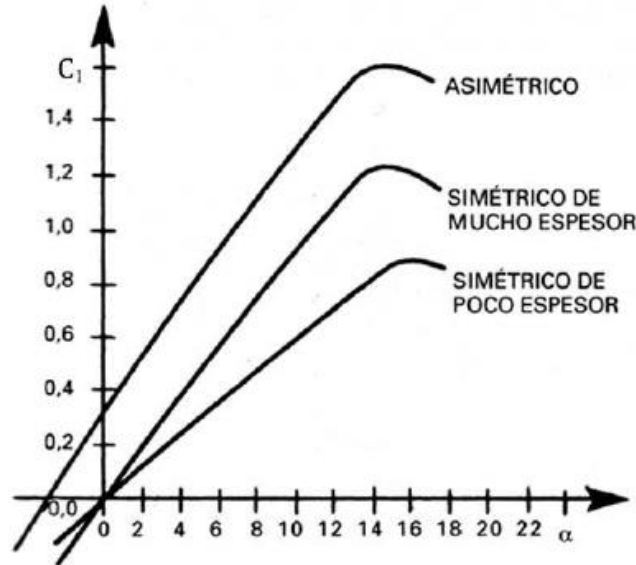


Figura 4. Curva  $Cl/\alpha$  en función de la geométrica. Se consideran perfiles simétricos de mucho espesor a perfiles con espesores de alrededor de 14 %, y como perfiles delgados a los perfiles de poco espesor, no mayor al 5%. [8]

### 1.2.1.6 Velocidad de pérdida

Es la velocidad mínima a la que una aeronave es capaz de volar, es decir, la velocidad en la que la sustentación es igual al propio peso de la aeronave. El coeficiente de sustentación máximo  $CL_{max}$  determina la velocidad de entrada en pérdida de la aeronave. El  $CL_{max}$  se alcanza cuando la “separación de capa limite” se extiende por la mayoría de la superficie alar, y el flujo ya no se vuelve a unir al perfil corriente abajo. Provocando la pérdida abrupta de sustentación. La velocidad de pérdida viene dada por:

$$V_s = \sqrt{\frac{2w}{\rho S C_{L_{max}}}} \quad (5)$$

Donde

$V_s$  es la velocidad de pérdida.

$W$  es el peso de la aeronave.

$S$  es el área de la sección.

$\rho$  es la densidad del fluido.



$CL_{max}$  es el coeficiente de sustentación máximo.

### 1.2.2 Aerodinámica de bajo número de Reynolds

El Número de Reynolds es un número adimensional, que relaciona las fuerzas inerciales con las fuerzas viscosas en el movimiento de los fluidos [14] y está dado por:

$$Re = \frac{\rho V_{\infty} l}{\mu} \quad (6)$$

Donde

$\rho$  es la densidad del fluido.

$l$  es la longitud característica.

$V_{\infty}$  es la velocidad de flujo libre.

$\mu$  es la viscosidad dinámica.

El número de Reynolds es uno de los parámetros que más influyen en el coeficiente de sustentación y el comportamiento de un UAV debido a su baja velocidad de vuelo, poca inercia y pequeña dimensión.

#### 1.2.2.1 Capa límite

La condición de "no deslizamiento" establece que la velocidad tangencial del flujo de fluido es cero cuando se acerca al límite sólido de un cuerpo estacionario. Como resultado, existe una región delgada cerca del límite del cuerpo donde la velocidad tangencial del flujo se retrasa con respecto al fluido como un todo. Esta región de fluido se denomina capa límite y fue descrita inicialmente por Ludwig Prandtl en 1904. [17].

La capa límite se ha definido arbitrariamente como aquella en la que la velocidad del fluido respecto al sólido en movimiento varía desde cero hasta el 99.99 % de la velocidad de la corriente no perturbada. La capa límite de un fluido se divide en tres regiones separadas, una región laminar, la región de transición y una región turbulenta inestable, como se muestra en la figura 5. Con un flujo constante que se aproxima al sólido, una capa límite laminar crece inicialmente desde el punto de estancamiento delantero de éste, a medida que el flujo avanza corriente abajo, existe un punto de transición que depende del número de Reynolds local del flujo y de la calidad de la superficie del cuerpo. Corriente abajo de este número de Reynolds crítico, la capa límite se vuelve inestable dando como resultado la formación de una capa límite turbulenta.

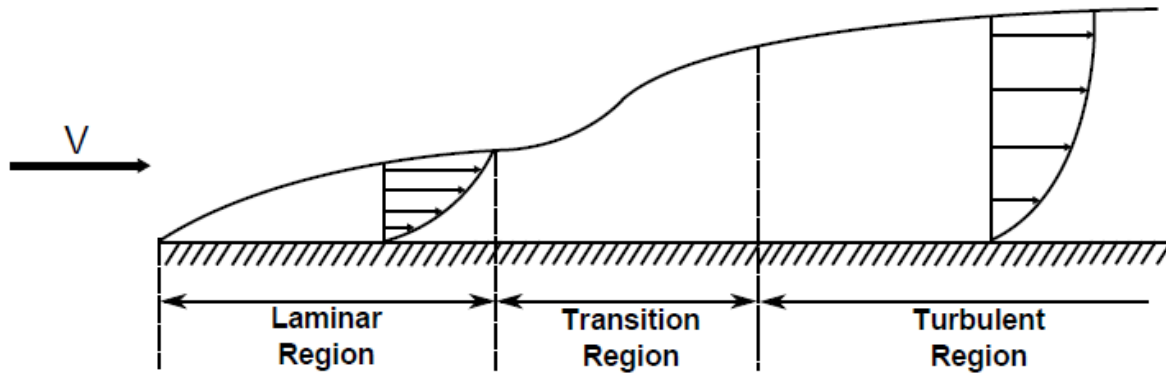


Figura.5. Capa límite sobre una placa plana. [18].

En un flujo laminar, el fluido se mueve en láminas paralelas sin entremezclarse y cada partícula de fluido sigue la línea de corriente de manera ordenada o suave. El flujo turbulento se da en forma caótica, en el que las partículas se mueven desordenadamente y las trayectorias de las partículas se encuentran formando remolinos aperiódicos.

### 1.2.2.2 Burbuja de separación laminar

Los flujos de superficies aerodinámicas con un número de Reynolds bajo se distinguen principalmente por sus burbujas de separación laminar asociadas. Una burbuja de separación laminar (LSB por sus siglas en inglés) se forma cuando la capa límite laminar se desprende del cuerpo y por el arrastre provocado, el flujo se vuelve a adherir a la superficie cerrando la burbuja. Sin embargo, a medida que aumenta el ángulo de ataque, la LSB se desplaza hacia delante desde el borde de fuga, donde generalmente ésta surge, este desplazamiento provoca que ésta crezca y a su vez requiere una mayor recuperación de presión para volver a unirlo. Eventualmente, la burbuja "estalla" provocando una pérdida abrupta del rendimiento general del perfil aerodinámico [19]. La burbuja de separación laminar es la que en mayor medida determina el comportamiento del flujo a bajo número de Reynolds, ya que modifica sustancialmente la distribución de presión sobre el perfil, la sustentación, la resistencia aerodinámica, el momento de cabeceo y la fricción sobre la superficie.

La figura 6 muestra la estructura geométrica general de una burbuja laminar. Después de la separación de flujo laminar, el flujo avanza con un ángulo de separación aproximadamente constante y ocurren los procesos de transición. A medida que se desarrolla la turbulencia, el aumento del arrastre provoca la re-adhesión cerrando la burbuja de recirculación. Corriente abajo se desarrolla la capa límite turbulenta.

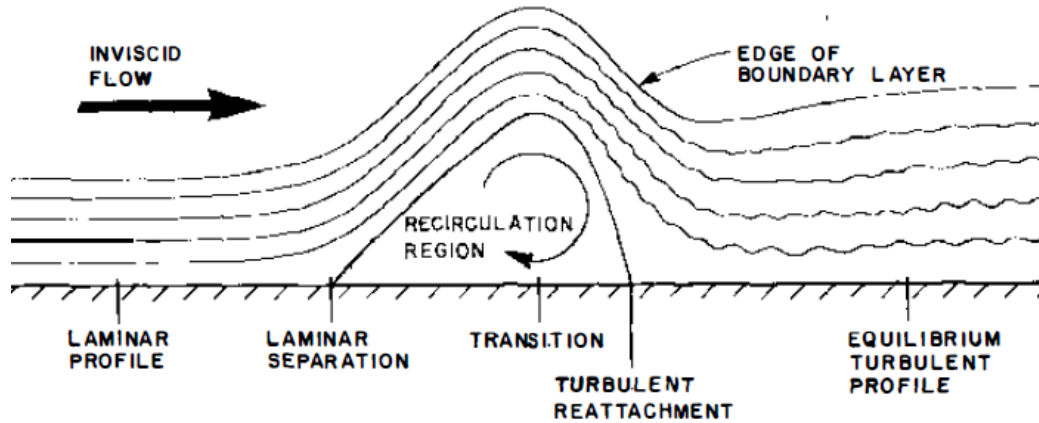


Figura 6. Geométrica general de una burbuja laminar. [20]

La distancia desde la separación hasta la reinsertión se puede expresar como un número de Reynolds basado en una longitud de burbuja, de aproximadamente 50 000. Por lo tanto, para el rango por debajo de 50 000, cuando se produce la separación, el perfil aerodinámico es físicamente demasiado corto para que se produzca una nueva unión. [21]

Con un número de Reynolds de alrededor de  $10^5$ , la burbuja larga generalmente se extiende sobre el 20-30% del perfil aerodinámico y cambia significativamente la distribución de la presión al alterar de manera efectiva la forma del perfil. [20,21]

### 1.2.3 Dispositivos Hipersustentadores

Existen muchos tipos de dispositivos hipersustentadores, que se utilizan solos o combinados, en general, modifican la forma exterior del perfil, con el fin de retrasar la entrada en pérdida y aumentar el coeficiente de sustentación [8]. Smith [7] hace un recuento de los efectos que rigen el comportamiento de los dispositivos hipersustentadores.

1. **Efecto slats:** Las velocidades debidas a la circulación del elemento delantero son contrarias a las que se desarrollarían en el borde de ataque del elemento que esta corriente abajo, por lo tanto, se reducirán los picos de presión, corriente abajo.
2. **Efecto de circulación:** La circulación del elemento corriente abajo, coloca el borde de fuga del elemento delantero en un alto ángulo de ataque, induciendo una circulación considerablemente mayor en el elemento delantero.

3. **Efecto de descarga:** debido a la velocidad adicional causada por la circulación del elemento delantero, el perfil delantero descarga la capa límite en una corriente que es localmente de mayor velocidad. La mayor velocidad de descarga alivia parte del gradiente de presión adverso que normalmente existiría sobre la superficie superior del elemento corriente abajo.
4. **Recuperación de presión fuera de la superficie:** En los flujos de elementos múltiples, la capa límite del elemento frontal experimenta la mayor relación de desaceleración. La desaceleración de la estela se produce fuera del contacto con una pared.
5. **Efecto de capa límite fresca:** Cada nuevo elemento comienza con una nueva capa límite en su borde de ataque. Las capas límite delgadas pueden soportar gradientes de presión adversos más fuertes que las gruesas. Dividir un flujo en varias capas límite cortas retrasa la separación y, por lo tanto, aumenta la fuerza de sustentación.

### 1.2.3.1 Slots

Consiste en una abertura en forma de ranura (slot), situada cerca del borde de ataque, entre un perfil auxiliar (slat), y el perfil principal. Figura 7. Los hay de destinitos tipos estos incluyen [8,14,33];

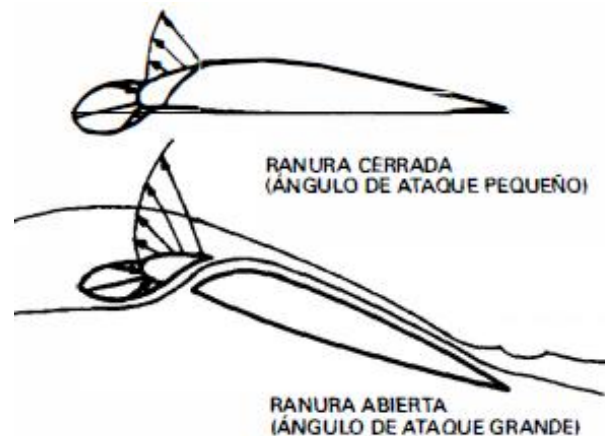


Figura 7. Operación de ranura de borde de ataque. [8].

- Fijo: En este el slat se extiende permanentemente. Esto se usa a veces en aeronaves especializadas de baja velocidad o cuando la simplicidad tiene prioridad sobre la velocidad.

- Motorizado: La extensión de slats puede ser controlada por el piloto. Esto se usa comúnmente en aviones comerciales.
- Automático: estos funcionan de manera automática, abriéndose a partir de un cierto ángulo de ataque. Como puede observarse en la figura 7, a bajos ángulos de ataque la distribución de presiones tiende a mantener la ranura cerrada, y a ángulos de ataque altos a abrirla.

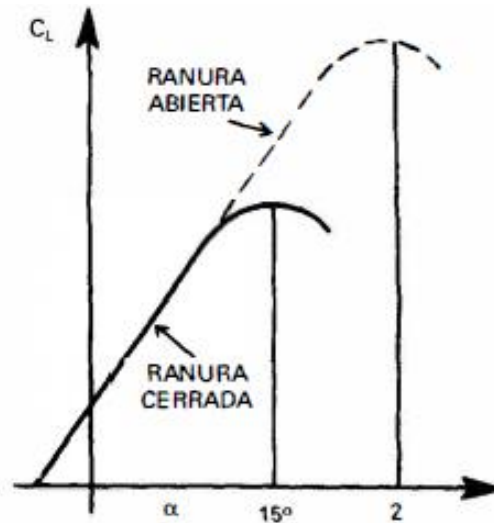


Figura 8. Efecto del Slot sobre la curva de coeficiente de sustentación. [8].

A ángulos de ataque pequeños, la ranura, aunque este abierta, no produce ningún efecto, figura 8, pero permite alcanzar ángulos de ataque mucho mayores sin entrar en pérdida, y por lo tanto un  $CL_{max}$  mayor. La variación que produce en el momento de cabeceo es despreciable, y la resistencia del perfil es prácticamente la misma. [8,14].

### 1.2.3.2 Flaps

Se podrían definir como aquellas partes móviles del perfil principal, que al moverse respecto a él varían la curvatura aumentándola. En general los hay de dos tipos; flaps de borde de ataque y de borde de salida, su principal efecto es un aumento considerable del  $CL_{max}$  y del ángulo de ataque de sustentación nula. La pendiente de la curva de sustentación permanece prácticamente inalterada, figura 9 inciso a). El aumento de resistencia es muy pequeño, lo que hace que la polar apenas se desplace hacia la derecha, figura 9 inciso b). [8,14].

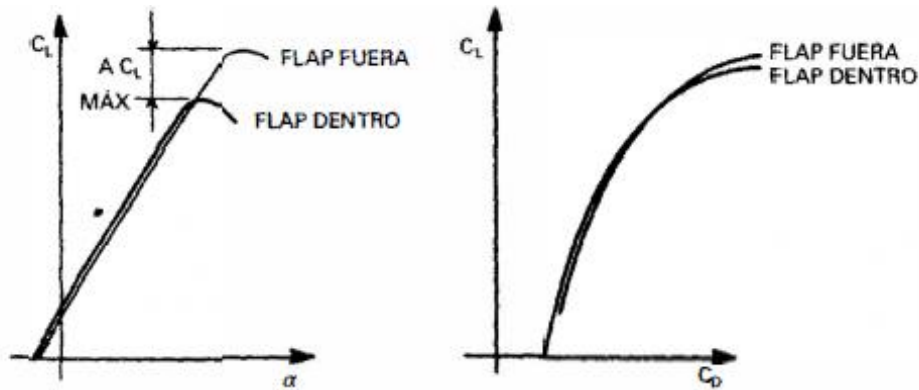


Figura 9. a). Efecto del Flaps sobre la curva de coeficiente de sustentación. b). Efecto del Flaps sobre la curva polar de arrastre [8].

Dentro de los diferentes tipos de flaps de borde de salida están: el flap sencillo, sencillo ranurado, de intradós, de intradós acharnelado, y el Fowler, figura 10. En este último, la parte del perfil correspondiente al borde de salida, al mismo tiempo que baja se desliza hacia atrás, aumentando la cuerda, por tanto, el área efectiva del ala puede tener dos o más secciones, siendo cada una de ellas en realidad un pequeño perfil. [8].

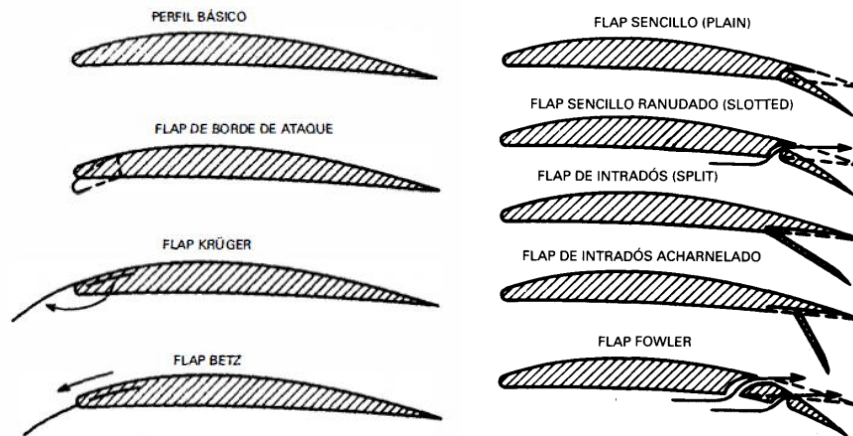


Figura 10. tipos de flaps. [8].

El aumento de curvatura que producen los flaps de borde de salida, produce un aumento de  $C_L$  a cualquier ángulo de ataque, por tanto, también aumenta el  $C_{L_{max}}$ , y se hace más negativo el ángulo de ataque al que se produce sustentación nula. Permanece prácticamente inalterable la pendiente de la curva del  $C_L$  en función del ángulo de ataque, figura 11 inciso a). El ángulo de ataque al que se produce la pérdida no varía mucho o disminuye ligeramente. La resistencia aumenta considerablemente. figura 12 inciso b), lo que hace que la polar se desplace bastante hacia la derecha, figura 11 inciso b). Produciendo un aumento del coeficiente de cabeceo negativo. [8,14].

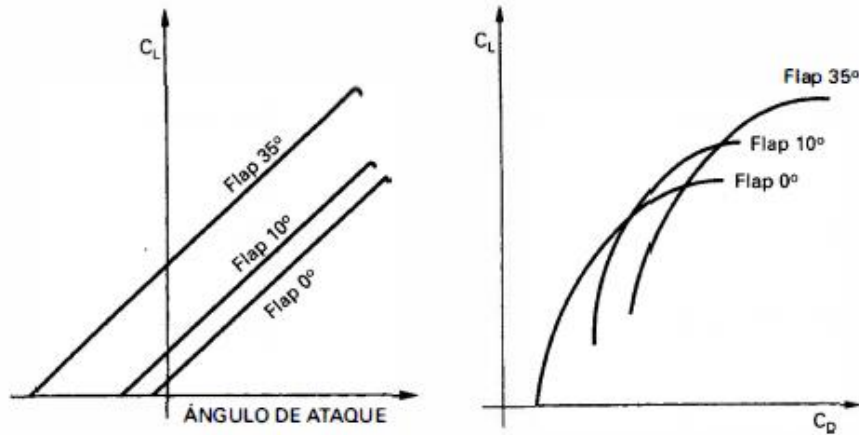


Figura 11. a). Efecto del Flaps a diferentes ángulos sobre la curva de coeficiente de sustentación. b). Efecto del Flaps a diferentes ángulos sobre la curva polar de arrastre. [8]

Es muy frecuente la utilización conjunta de flap de borde de salida con flap o ranuras de borde de ataque. La figura 12 inciso a), nos muestra el efecto de esta combinación.

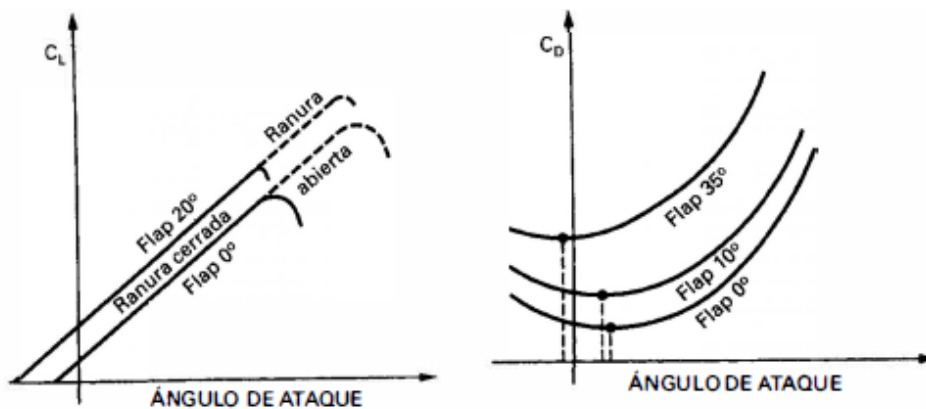


Figura 12. a) Efecto combinado de flap y slot sobre el coeficiente de sustentación. b). Efecto combinado de flap y slot sobre el coeficiente de arrastre. [8]

### 1.2.4 Biplanos y alas en tándem

Históricamente, las alas de los biplanos ofrecían una mayor área de forma en planta y una mayor rigidez estructural. Las configuraciones de dos alas podrían ofrecer un medio eficiente y de bajo costo para aumentar la elevación. Un avión biplano está provisto de dos alas de envergadura, frecuentemente iguales, ubicadas una encima de la otra. [4,5]. Un avión con alas en tándem es un biplano cuyos planos sustentadores están situados uno detrás del otro, con el ala delantera elevada y la posterior baja o también las hay en con la configuración inversa, es decir, el ala delantera baja y ala posterior elevada. [14].

El ala en delta, del símbolo griego  $\Delta$ , es una configuración de ala caracterizada por su forma triangular. Generalmente utilizada en aviones de caza supersónicos debido a su baja resistencia aerodinámica en régimen supersónico, por su buena resistencia estructural junto con un peso bajo y su gran volumen de carga [46]. Para bajas velocidades establecieron que las características de desempeño aerodinámico del ala delta no varían del rango supersónico para subsónico. [42,43,44].

### 1.2.5 Aerodinámica tridimensional

El flujo alrededor de un ala con un número de Reynolds bajo se caracteriza por fenómenos de flujo tridimensionales complejos, como se muestra en la Fig. 13.

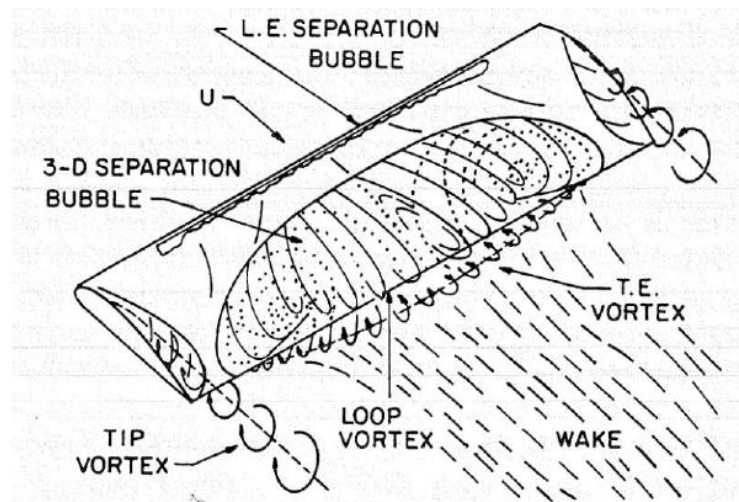


Figura 13. Fenómenos de flujo tridimensionales con un número de Reynolds bajo [45,22].

Cuando la relación de aspecto es alta  $AR > 7$ , el flujo local sobre la sección central de estas alas se comporta aproximadamente en dos dimensiones, y el rendimiento del ala se puede calcular fácilmente mediante la teoría clásica de la línea de sustentación desarrollada por Prandtl [36], que también proporciona una corrección para tener en cuenta los efectos de la relación de aspecto finita de los vórtices en las puntas de las alas. Los vórtices en las puntas de las alas resultan de la diferencia de presión entre las superficies superior e inferior de un perfil aerodinámico. Estos vórtices serían de signo opuesto y se desviarían hacia abajo, lo que provocaría que el vector de sustentación del ala se inclinara hacia atrás creando una resistencia inducida [41,22].



Por otro lado, para alas de baja relación de aspecto  $AR \leq 2$  o (LAR por sus siglas en inglés), el concepto de línea de sustentación se vuelve de valor limitado ya que no es nominalmente bidimensional. Las alas LAR tienen dos fuentes principales de sustentación, una fuente lineal y otra no lineal. La sustentación lineal asociada con la circulación alrededor del ala. La sustentación no lineal está asociada con relativamente fuertes vórtices en las puntas de las alas que emanan de las alas LAR. [22]. El aumento resultante en la sustentación es descrito por la analogía de la succión del borde de ataque expuesta por Polhamus [2, 39]. La analogía de la succión del borde de ataque establece que la fuerza extra producida por las alas LAR en ángulos de ataque de moderados a altos es igual a la pérdida de succión del borde de ataque y del borde lateral asociada con el flujo separado. La fuerza de vórtice en la punta del ala disminuye con el aumento de la relación de aspecto.

#### **1.2.5.1 Aproximaciones de sustentación, arrastre y momento a través de ecuaciones no lineales**

Polhamus adaptó la analogía de succión de borde de ataque para su uso en alas LAR principalmente de formas en planta delta. Lamar [40] extendió el método de Polhamus a alas LAR de formas en planta no delta teniendo en cuenta la influencia de los bordes laterales. Consideró la existencia de una fuerza análoga a la fuerza de succión del borde de ataque que actúa en los bordes laterales cuando los núcleos de vórtice se enrollan en el lado superior del ala. Llegando a una forma análoga a la ecuación de Polhamus, para representar la sustentación del vórtice del ala.

Por otro lado, Torres [10] demostró que es posible hacer uso de estas ecuaciones no lineales para aproximar los datos experimentales de las alas LAR que operan con números de Reynolds bajos. Se encontró que se podría lograr una muy buena concordancia con los datos experimentales si  $K_v$  se mantiene constante con un valor de  $\pi$ . Aunque el análisis de Lamar muestra que  $K_v$  varía ligeramente en función de la relación de aspecto y la forma en planta, *de 0 al  $\pm 10\%$  de  $\pi$* . La comparación de esta ecuación con los datos experimentales de las alas delta proporciona predicciones muy precisas para la sustentación, pero se basan en gran medida en los factores empíricos  $K_p$  y  $K_v$ .

Considerando lo anterior, en este trabajo se partirá de las ecuaciones no lineales de Lamar [40]. Para los coeficientes de levantamiento, arrete y momento de cabeceo se utilizan las

definiciones recuperadas por Torres [10], reportadas a continuación. En el caso del levantamiento se tiene:

$$C_L = K_p \sin \alpha \cos^2 \alpha + K_v \cos \alpha \sin^2 \alpha \quad (7)$$

Donde  $K_p$  es un factor que depende de la relación de aspecto, el ángulo de barrido y la forma del borde de ataque del ala.  $K_v$  es un factor mayormente constante aproximadamente igual a  $\pi$ . Y para el arrastre:

$$C_D = C_{D0} + K_p \cos \alpha \sin^2 \alpha + K_v \sin^3 \alpha \quad (8)$$

Finalmente, para el momento de cabeceo se tiene que:

$$C_M = x_p K_p \sin \alpha \cos \alpha + x_e 2K_v \sin^2 \alpha \quad (9)$$

Donde  $x_p$  es la ubicación a lo largo de la dirección de la cuerda en la que se supone que actúa la sustentación potencial lineal, considerada en 25% de la cuerda,  $x_e$  es la ubicación en la que se supone que actúa la sustentación no lineal, normalizada por la cuerda, por lo tanto,  $x_e$  permanece como el parámetro de la ecuación.

Traub [34], realiza una investigación sobre biplanos con alas delta variando el escalonamiento y el GAP. Traub sugiere una corrección para  $K_p$  de  $K_p = \text{GAP} \cdot \text{AR}$ , donde el GAP es expresado en porcentaje de cuerda. Sugiere también modelos para calcular los coeficientes totales de una configuración con múltiples superficies, los cuales serán usados a lo largo de este trabajo para las configuraciones de biplano o tándem. En particular, los coeficientes de sustentación y arrastre totales para dos alas se definen como:

$$C_{L_T} = \frac{S_1 C_{L1} + S_2 C_{L2}}{S_1 + S_2} \quad (10)$$

$$C_{D_T} = \frac{S_1 C_{D1} + S_2 C_{D2}}{S_1 + S_2} \quad (11)$$

Donde  $C_{L_T}$  y  $C_{D_T}$  son los coeficientes de sustentación y arrastre totales basados en el área total de la forma en planta  $S_1 + S_2$  y  $C_{L1}$ ,  $C_{L2}$ ,  $C_{D1}$ ,  $C_{D2}$  son los coeficientes de sustentación y arrastre de las alas separadas, donde el subíndice “1” es para el perfil delantero-superior y el subíndice “2” es del perfil trasero-inferior [34,35].

De manera similar para los coeficientes se tiene:

$$K_p = \frac{S_1 k_{p1} + S_2 k_{p2}}{S_1 + S_2} \quad (12)$$

$$K_v = \frac{S_1 k_{v1} + S_2 k_{v2}}{S_1 + S_2} \quad (13)$$

### 1.3 Hipótesis

Una configuración en tándem mejorará la adhesión de capa límite a bajo número de Reynolds, retrasando la aparición de la burbuja de separación laminar, consiguiendo un retraso de la entrada en pérdida y por ende un mayor rango de ángulo de maniobra de los UAV'S para sus misiones más críticas.

### 1.4 Objetivos

#### 1.4.1 Objetivos Generales

Realizar estudios aerodinámicos experimentales complementados con simulaciones numéricas de placas delgadas a bajo número de Reynolds para determinar su eficiencia aerodinámica.

#### 1.4.2 Objetivos específicos

- 1) Realizar estudios aerodinámicos experimentales complementados con simulaciones numéricas de distintas configuraciones de doble placa para estudiar el efecto de esta configuración como método de prevención de aparición de la burbuja de separación laminar para determinar sus propiedades aerodinámicas a bajo número de Reynolds, en comparación con las de una placa plana simple.
- 2) Realizar pruebas experimentales en el túnel de viento del Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica (CIIA). a) Para probar el banco de pruebas para mediciones dinámicas disponible en el CIIA. b) Para caracterizar los perfiles propuestos en este trabajo.
- 3) Lograr un retraso de la entrada en pérdida y por ende un mayor rango de ángulo de maniobra de los UAV'S para sus misiones más críticas utilizando una configuración de alas simétricas de perfil delgado en tándem.

### 2.1 Perfiles estudiados

Con el objetivo de analizar el comportamiento en distintos casos de perfiles delgados afectados por la LSB, se han elegido tres perfiles planos con bordes elípticos. Estos, además, se eligieron para facilitar el proceso de fabricación y simplificar el análisis posterior.

A continuación, se presenta la geometría de cada uno de los perfiles analizados. En la figura 14 se muestra el perfil de referencia, del cual también se toman los bordes elípticos para los diseños subsecuentes, para el primer caso de referencia se elige una cuerda de 3.5 in.

Para el segundo caso, se propone utilizar dos perfiles, cada uno con la mitad de la cuerda que el de referencia con el fin de seguir mantenido la misma superficie alar en todos los casos para una mejor comparación entre estos, ambas alas tienen una cuerda de 1.75 in, con un GAP de 0.35 in o  $0.2c$  y un escalonamiento de 2.8 in o  $0.8c$ , figura 15. Lo que nos da una configuración en tándem estrechamente acoplada, o si se quiere, una configuración de slat o flap según como se vea pues ambos perfiles son iguales. Por lo que se podría ver como una configuración de un perfil principal y su dispositivo de hipersustentación ubicado a un GAP de 0.4949 in o  $0.2\sqrt{2}c$ .

Esta configuración fue desarrollada utilizando los principios de diseño de Smith [7], descritos en el marco teórico de este trabajo, y de las observaciones de R. Jones [35], de manera que, se busca una circulación estable para forzar la adhesión de la capa límite sobre el perfil aerodinámico, creando una nueva capa límite en el borde de ataque de cada perfil.

Para el último caso se propuso igualmente dos perfiles, esta vez con una forma de ala en delta invertida, diseñadas para seguir manteniendo la misma superficie alar de los casos anteriores, Figura 17, y además se utiliza la misma configuración en tándem que el caso anterior. Esto porque el objetivo de esta propuesta en particular es observar el efecto de vórtice de punta de ala, si se tiene un ángulo de barrido negativo en esta, sobre el comportamiento de la LSB y su consecuente efecto sobre las fuerzas aerodinámicas.

## 2.2 Simulación

### 2.2.1 Geometría

#### 2.2.1.1 Geometría de referencia

Como modelo de referencia se toma una propuesta reportada en [22], que es un ala de placa plana rectangular con una relación de aspecto (AR) de 3, diseñado con una cuerda de 3.5 pulgadas con espesor de 0.15 pulgadas, relación de espesor de borde de salida elíptico de 10 a 1 y una relación de 5 a 1 de borde de entrada. Esta también guarda similitudes con las usadas por [1,3]

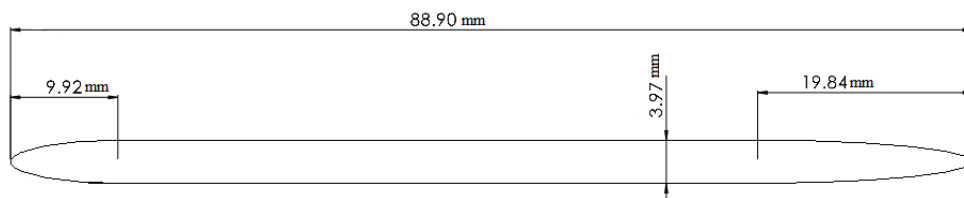


Figura 14. Modelo de placa plana, la corriente va de izquierda a derecha.

#### 2.2.1.2 Geometría y Configuración de múltiples elementos

La figura 15 ilustra la parametrización geométrica en un plano de sección transversal de la configuración de dos alas. El GAP  $\Delta Y/c$  es la posición del ala delantera/superior sobre el ala trasera/inferior, medida desde el centro geométrico del perfil. El escalonamiento  $\Delta X/c$  es la posición del ala delantera/superior con respecto al ala trasera/inferior.

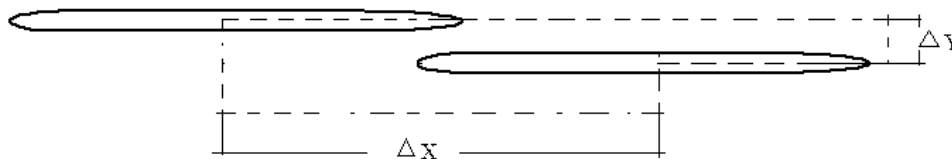


Figura 15. Modelo de biplano, la corriente va de izquierda a derecha.

#### 2.2.1.3 Configuración biplano

Se propone el uso de una geometría de ala con el mismo diseño del perfil de referencia, con la diferencia de tener una cuerda  $c = 44.45 \text{ mm}$ . Figura 16. Que es exactamente la mitad de la cuerda del perfil de referencia. La configuración biplano hace uso de dos de estos perfiles con un GAP  $\frac{\Delta Y}{c} = 0.2$  o  $8.89 \text{ mm}$  y un escalonamiento  $\frac{\Delta X}{c} = 0.8$  o  $35.56 \text{ mm}$ .

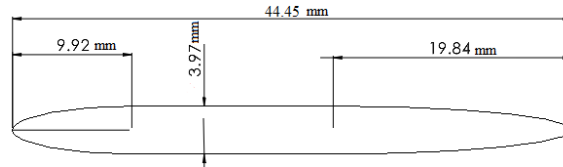


Figura 16. Modelo configuración biplano, la corriente va de izquierda a derecha.

#### 2.2.1.4 Configuración biplano delta invertida

Se propone el uso de una geometría de ala tipo delta invertida seccionada en dos elementos independientes, el delantero/superior con una cuerda de  $c = 62.23 \text{ mm}$  y el ala trasera/inferior con una cuerda de  $c = 57.92 \text{ mm}$ , y un ángulo de barrido de  $30^\circ$ , con el fin de mantener la misma superficie alar en todos los casos en la figura 17. se muestran ambos perfiles. Estos son dispuestos en la misma configuración del caso anterior. Como se menciona anteriormente el objetivo de este caso particular es estudiar los efectos de vórtice de punta de ala sobre la LSB.

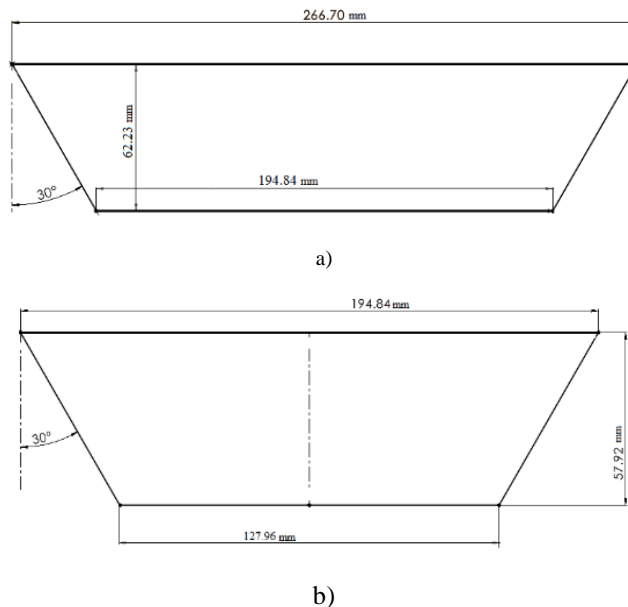


Figura 17. Modelo de configuración biplano delta invertida, a) delantero/superior y b) trasero/inferior, con la corriente de la parte superior a la inferior de cada figura.

#### 2.1.2 Dominio

Se emplea como dominio de cálculo, un dominio tridimensional cilíndrico, con diámetro de 1 metro y una longitud de 2.5 metros, para reducir el tiempo de cómputo. En la Figura 18, se puede observar el dominio empleado alrededor del perfil de estudio.

### 2.2.3. Condiciones iniciales

Como condición inicial se dio una velocidad de entrada; 10.6, 14, 17.6 y 21.1 m/s para simular las condiciones de 60 000, 80 000, 100 000 y 120 000  $Re$  respectivamente, en todos los casos se corrieron a presión estática estándar y aire como fluido de trabajo.

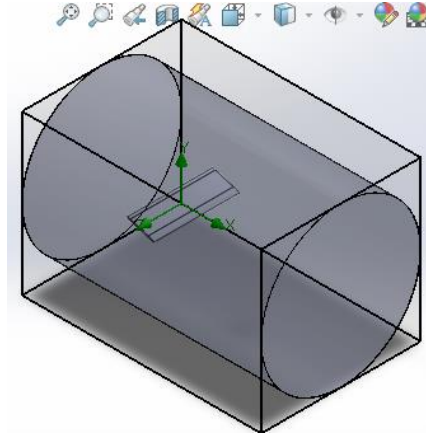


Figura18. Dominio computacional de la simulación en SolidWorks.

Estas condiciones iniciales se propusieron para poder hacer una buena comparación entre nuestros resultados producidos por la simulación como por los experimentos el túnel de viento.

### 2.2.4 Mallado

Se usa un mallado global nivel 4 para toda la región de dominio con un estrechamiento mínimo de 0.004 m, además de una malla local nivel 5 en los bordes de ataque y de fuga. El mallado final se muestra en la figura 19.

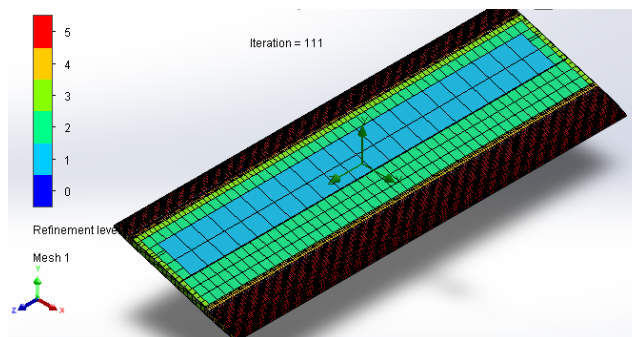


Figura 19. Mallado final

Las condiciones iniciales, así como el dominio y mallado es exactamente igual a usado en la simulación de referencia para los tres casos de estudio de este trabajo, es por ello que no se repetirá la descripción para los demás casos de estudio.

### 3. Técnicas Experimentales

#### 3.1 Instalaciones experimentales

Todas las pruebas se realizarán en el túnel de viento subsónico de baja turbulencia en el Laboratorio de Investigación de Aerodinámica de la UANL. Figura 20. El túnel es recirculante y tiene una sección de prueba de 1 m x 1 m x 2 m para velocidad de 10 m/s hasta 70 m/s, con intensidad de turbulencia menor al 5%. Figura 21.

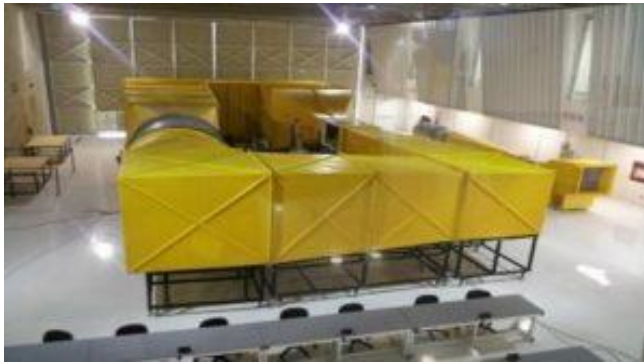


Figura 20. Túnel de viento subsónico recirculante.

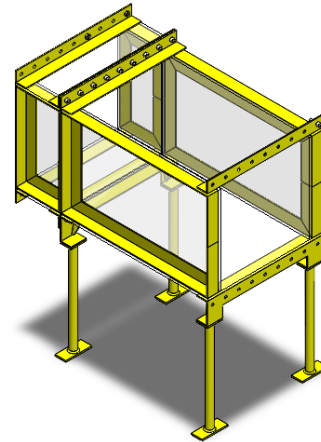


Figura 21. sección de prueba de 1 m x 1 m x 2 m, del túnel de viento.

#### 3.2 Banco de pruebas

El banco estará provisto de un transductor de la familia ATI Industrial automation ® Mini40 [47], (Figura 22). Este se encargará de medir las fuerzas de levantamiento y arrastre, así como del momento de cabeceo del perfil aerodinámico. Tiene una resolución de variable a escala completa del 95% a 22.2°C. Específicamente existe una incertidumbre a considerar de 0.9 N para el levantamiento ( $F_z$ ), de 0.5 N en el caso del arrastre ( $F_x$ ) y de 0.03 Nm para el momento ( $T_y$ ).

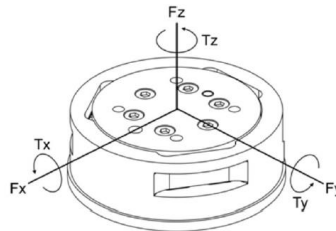


Figura 22. Transductor ATI® Mini40 con representación de los vectores de fuerza y torque del sensor.



El banco de pruebas es capaz de no sólo medir variables en una posición, si no que cuenta con la capacidad de mover el dispositivo de medición a una posición u orientación angular que se designe a conveniencia (Figura 23). Esto lo logra usando los actuadores AVOX DiGiT 4096 que son servomotores de alto torque y muy bajo tiempo de respuesta, así como por un encoder YEMO E6B2-CWZ3E cuya función es medir con precisión el ángulo real de orientación.

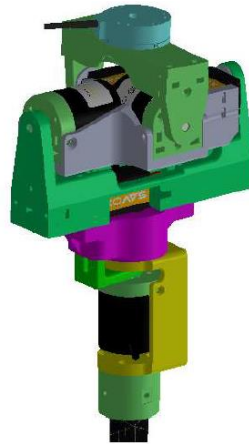


Figura 23. Se muestra el ensamble completo del banco de pruebas para mediciones dinámicas, donde se puede apreciar tanto servomotores, encoders, como el transductor ATI® Mini40 en la parte superior de este.

Para reducir el posible ruido aerodinámico generado por el banco de pruebas, se desarrolla una estructura interfaz entre el perfil y el transductor, que los distancie lo suficiente para que las mediciones experimentales no se vean afectadas por esto. Un par de diseños preliminares se muestran en la figura 24.

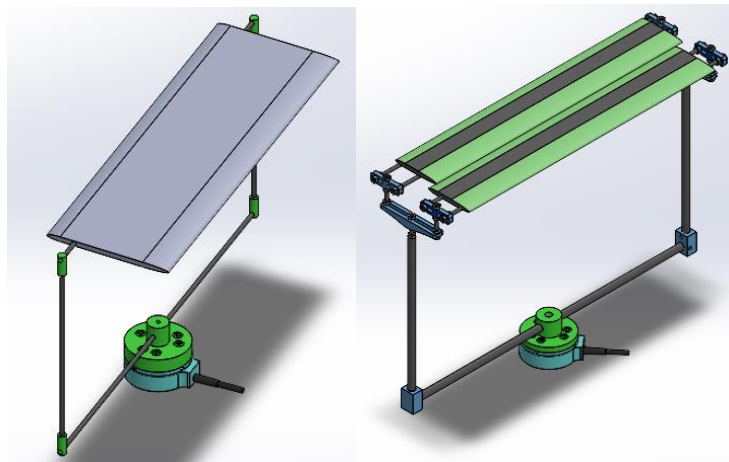


Fig.24. Estructura interfaz entre el perfil y el transductor.

El diseño final de la estructura interfaz entre el perfil y el transductor se muestra en la figura 25, este diseño es más robusto y rígido lo que nos permitirá tener lecturas más precisas del transductor. Finalmente, el ensamble completo de la balanza, la estructura interfaz dentro de la sección del túnel de viento se muestra en la figura 26.

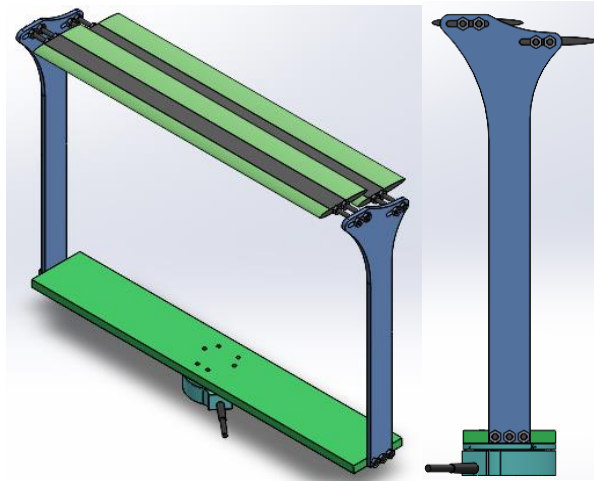


Figura 25. Estructura interfaz y perfiles de configuración biplano.

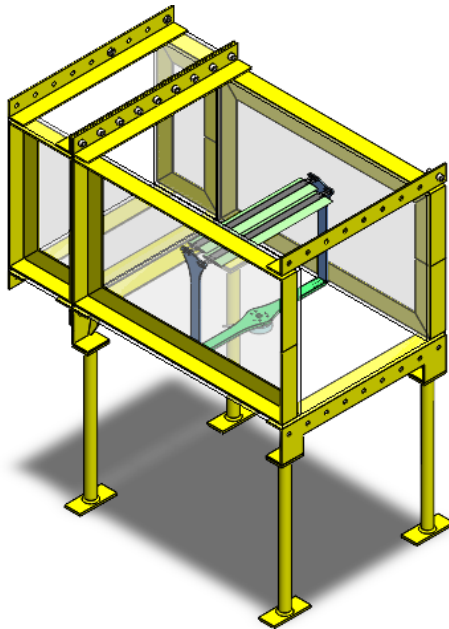


Figura 26. Ensamble completo de la balanza, la estructura interfaz, introducidos en el túnel de viento.

### 3.3 Fabricación

Los perfiles aerodinámicos se fabricaron a partir de una placa de  $5/32$  in de espesor de aluminio 6061 T651. Utilizada para darle rigidez estructural al perfil, como parte central de

este. Fueron cortados en un tornillo fresador de manera manual, utilizando un cortador vertical de 1/4 in como se muestra en la fotografía de la figura 27.



Figura 27. Fotografía de fresado de placa de aluminio

Los bordes de ataque y de salida de los perfiles, por su complejidad para ser fabricados de manera convencional, se optó por imprimirlos en plástico PLA, en una impresora Anycubic Vayper. Los bordes y las placas se muestran agrupados con sus respectivos perfiles en la fotografía de figura 28.

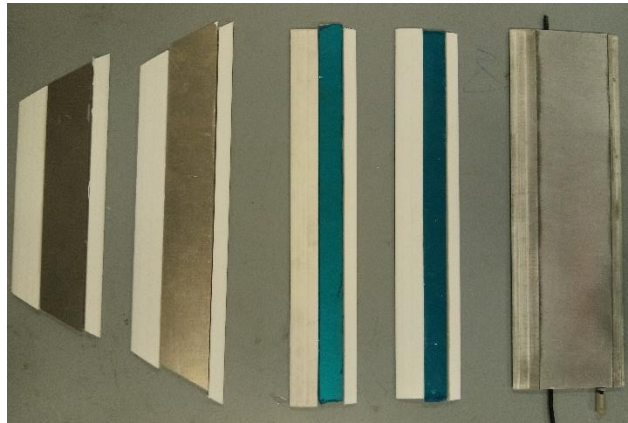


Figura 28. Bordes y placas centrales de aluminio agrupados en su respectivo perfil y configuración.

La estructura interfaz descrita en la sección anterior se fabricó en acrílico de 1/8 in para los pilares y acrílico de 1/4 in para la base, donde se conectará el transductor de fuerzas ATI® Mini40. Esta se puede apreciar en las fotografías de la figura 29. Donde a) muestra al perfil de referencia, b) a la configuración biplano y c) a la configuración de biplano de ala delta invertida.

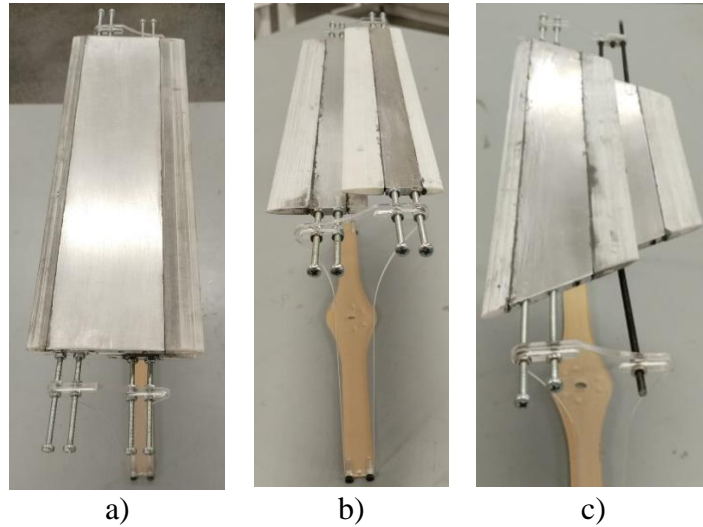
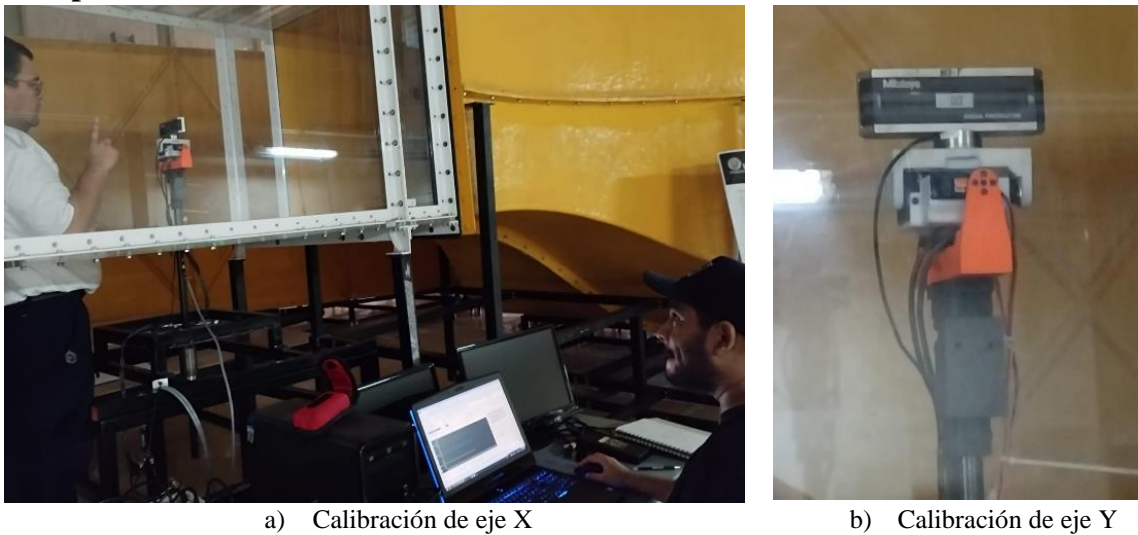


Figura 29. Estructura interfaz, donde a) muestra al perfil de referencia, b) a la configuración biplano y c) a la configuración de biplano de ala delta invertida.

### 3.4 Experimentación



a) Calibración de eje X

b) Calibración de eje Y

Figura 30. calibración de los ejes

Antes de la prueba, se midió el ángulo de inclinación de la balanza, utilizando un transportador digital Mitutoyo® para los ejes X y Y, el eje Z se midió con una escuadra, entre la pared del túnel y el borde del perfil aerodinámico. Estas mediciones se compararon con el medido por el encoder YEMO E6B2-CWZ3E, con el fin de calibrar la inclinación de los ejes y dejarlos en cero para las posteriores pruebas. Ver Figura 30.

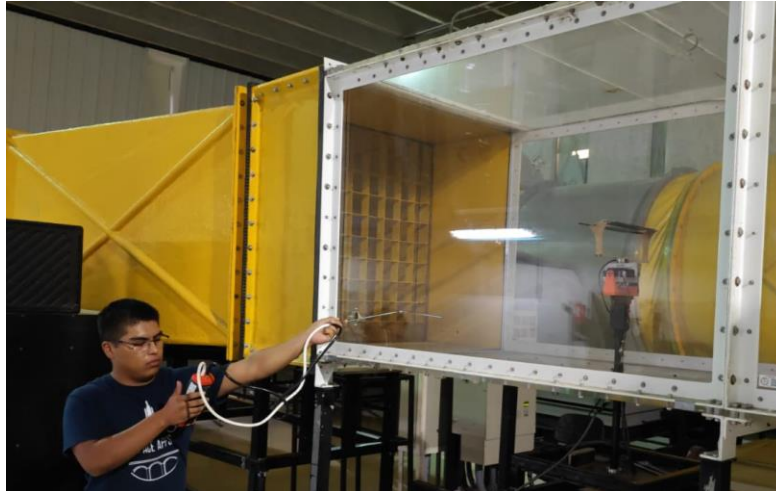


Figura 31. Medición de velocidad con anemómetro digital.

Se usó un anemómetro digital para la medición de flujo libre dentro de la sección de prueba, figura 31. La temperatura ambiente promedio durante todas las pruebas fue de 28 °C. Se realizaron tres pruebas a 15 m/s, 17 m/s y 19 m/s dando un total de nueve pruebas por perfil, las cuales se promediaron para dar los coeficientes resultantes de las tablas del apéndice D. Adicionalmente a las pruebas realizadas para cada perfil, se realizó una más solo con la base utilizada para sostener los perfiles, con el fin de poder eliminar la influencia de esta en los datos y así tener una medición más precisa de las fuerzas y momentos. En la figura 32 se muestra al perfil biplano de ala delta invertida dentro de la sección de prueba del túnel de viento.



Figura 32. Perfil biplano de ala delta invertida durante prueba dentro del túnel de viento.

## 3.5 Resultados

### 3.5.1 Resultados de simulaciones

#### 3.5.1.1 Resultados de simulación para referencia de placa plana

El rango analizado comprende desde  $-25^\circ$  hasta  $25^\circ$  de ángulo de ataque a  $100k$  Re. Se compara los datos experimentales reportados en [22] contra los generados por *SolidWorks Flow simulation*, tanto para levantamiento, arrastre, momento y polar levantamiento/arrastre se muestran en la figura 33. En el apéndice A se muestran a detalle las tablas con los datos utilizados para generar las curvas mostradas de la figura 33.

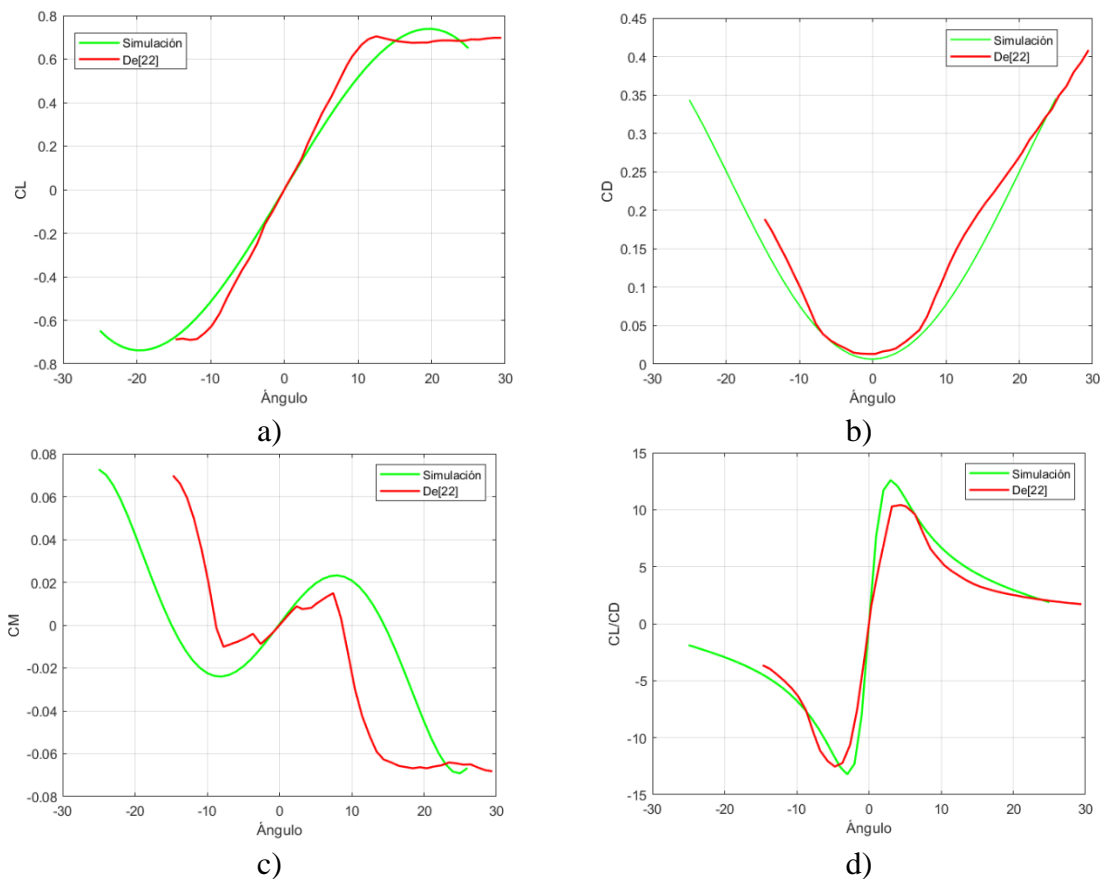
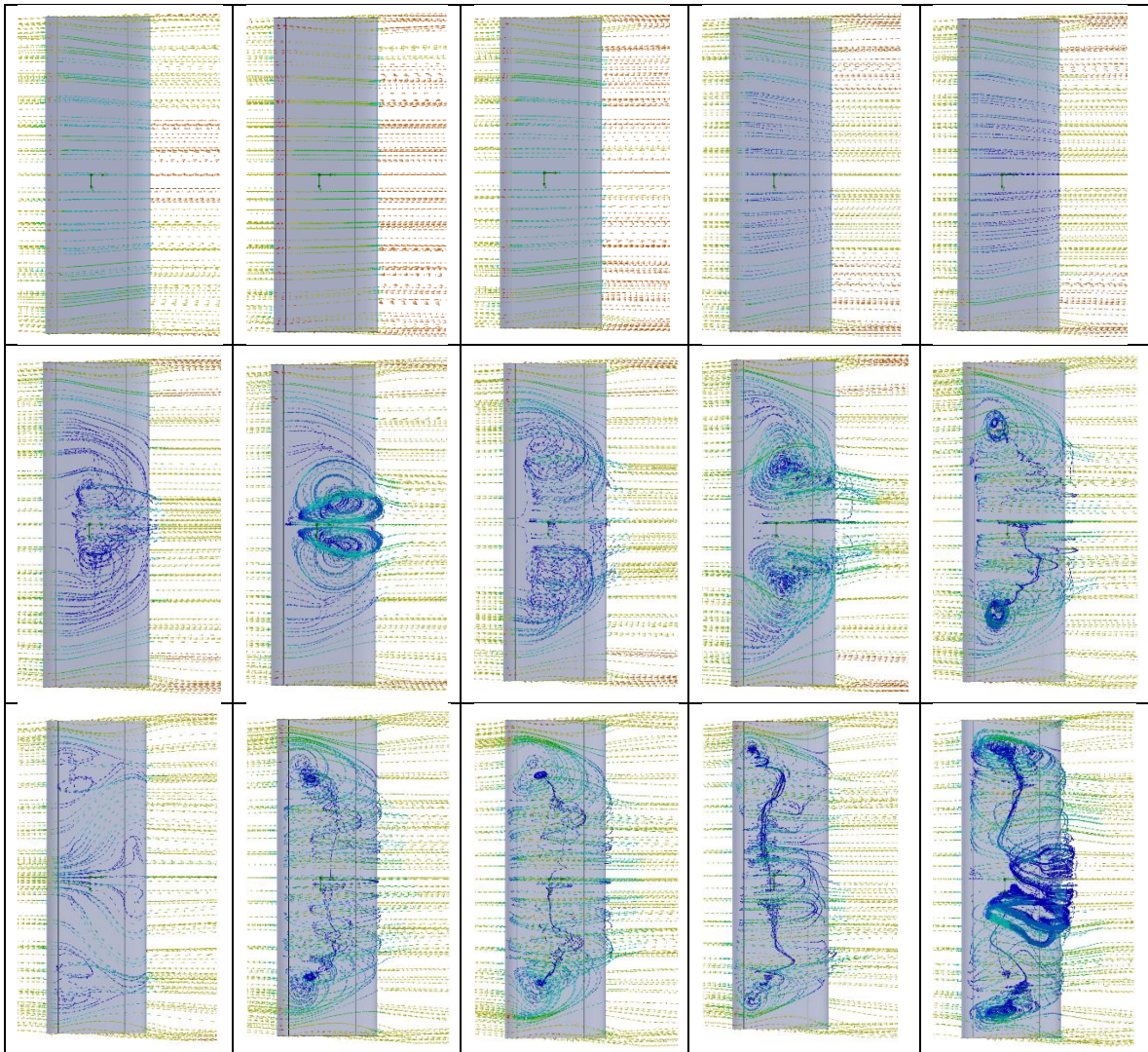


Figura.33. Comparación de los resultados experimentales reportados en [22] en color rojo y los datos obtenidos por simulación en SolidWorks de color verde, de  $-25$  a  $25$  grados en el ángulo de ataque a  $100\ 000$  Re. a) levantamiento, b) arrastre, c) momento, d) polar levantamiento/arrastre. Se usó un ajuste polinomial de tercer grado para graficar los datos.

Las técnicas de visualización de flujo proporcionan una herramienta indispensable para comprender o identificar problemas en las características de rendimiento de un modelo de prueba, es por ello, que en la Tabla 1 y 2. Se muestra la visualización de flujo utilizando las trayectorias por vectores de velocidad generadas por SolidWorks, desde una vista superior

del perfil aerodinámico. Se eligió el rango de  $6^\circ$  a  $25^\circ$  a  $100\,000\text{ Re}$  o a una velocidad de  $17.6\text{m/s}$  por ser el más representativo respecto al surgimiento y evolución de la burbuja de separación laminar.

Tabla 1. Muestra la visualización de flujo utilizando las trayectorias por vectores de velocidad sobre el perfil de referencia. Se muestran para ángulos de ataque de  $6^\circ$  a  $25^\circ$  a  $100\,000\text{ Re}$  o a una velocidad de  $17.6\text{m/s}$ , obtenidas de la simulación en *SolidWorks Flow simulation*.



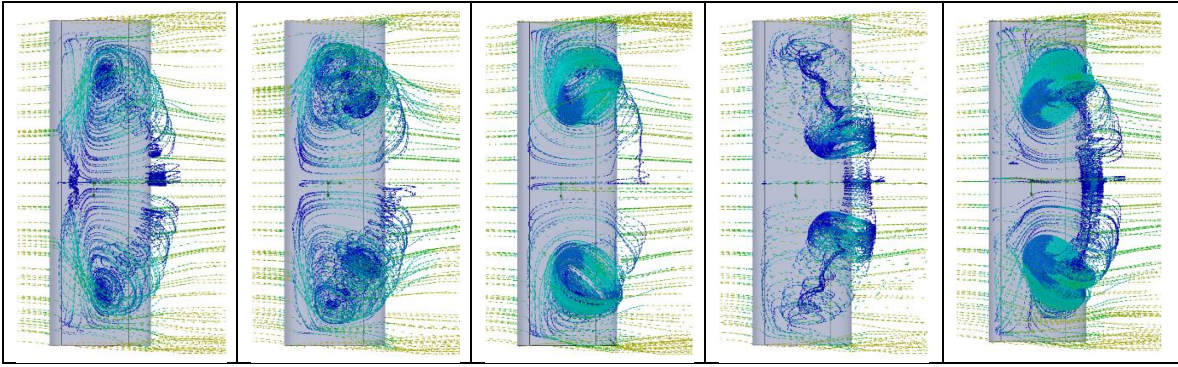
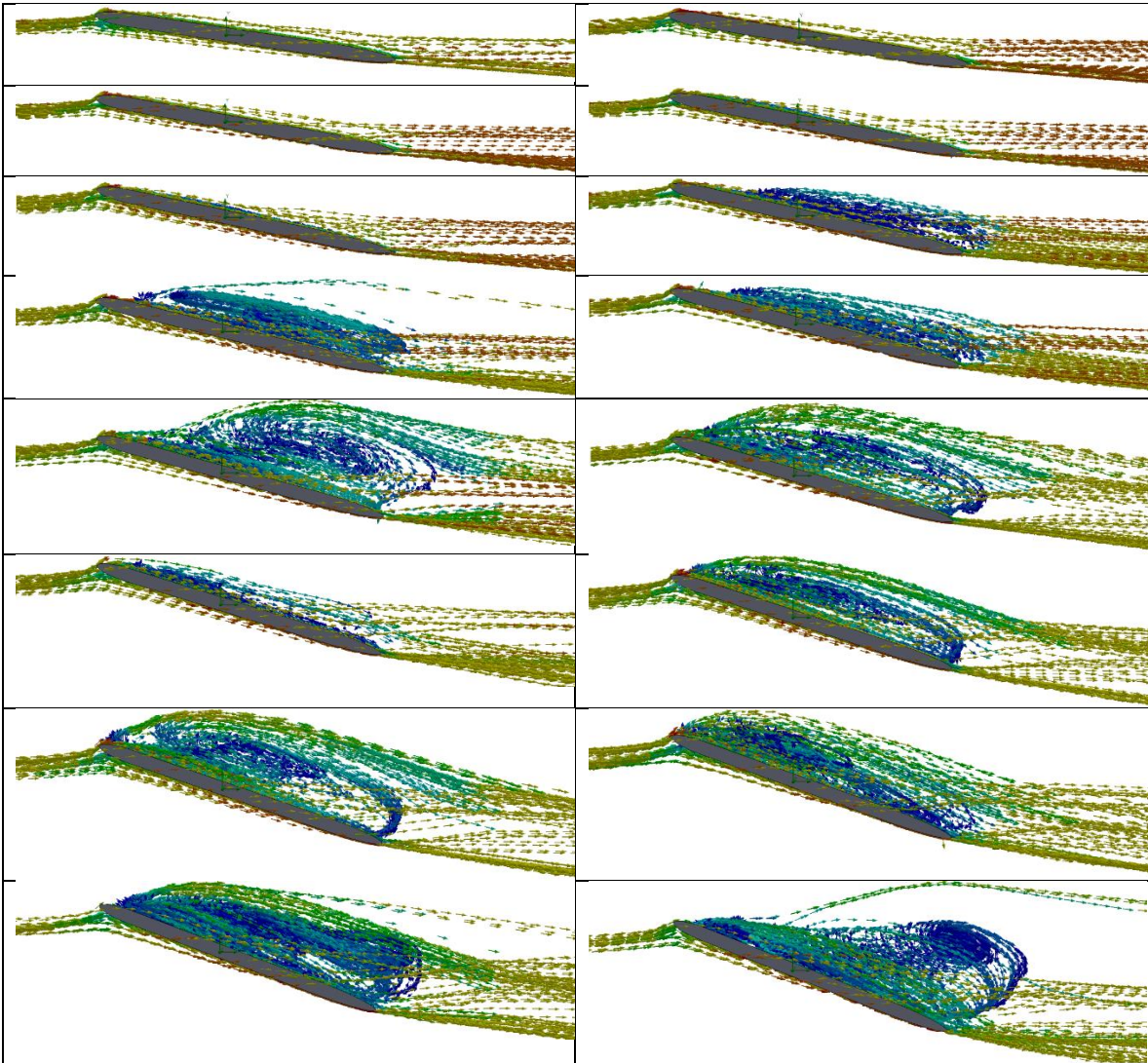
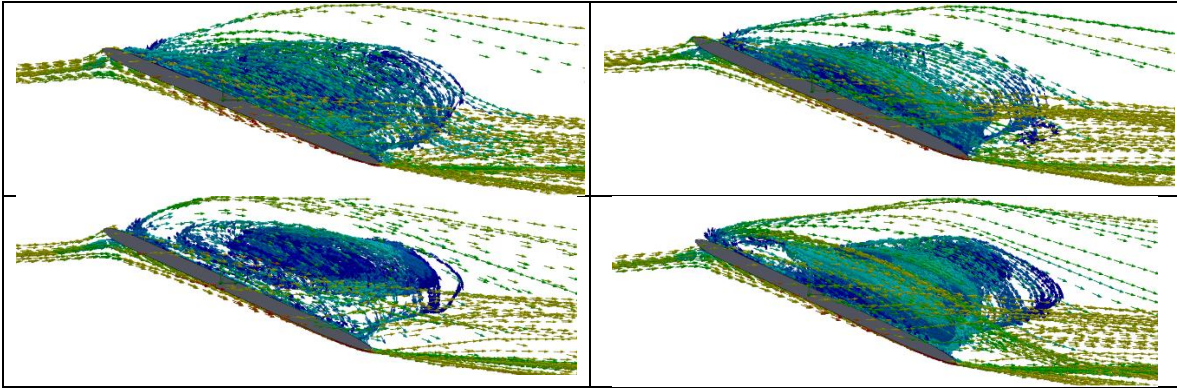


Tabla 2. Muestra la visualización de flujo utilizando las trayectorias por vectores de velocidad desde una vista lateral del perfil de referencia. Se muestran para ángulos de ataque de  $6^\circ$  a  $25^\circ$  a  $100\,000\text{ Re}$  o a una velocidad de  $17.6\text{ m/s}$ , obtenidas de la simulación en *SolidWorks*.







### 3.5.1.2 Resultados de simulación configuración biplano

El rango de ángulos de ataque analizados comprende desde  $-25^\circ$  hasta  $25^\circ$ . Los resultados generados por *SolidWorks*, tanto para levantamiento, arrastre, momento y polar levantamiento/arrastre de la configuración biplano de ala recta y de cada perfil individual, son comparados entre sí y se muestran en la figura 34. En el apéndice B se muestran a detalle las tablas con los datos utilizados para generar las curvas mostradas de la figura 34.

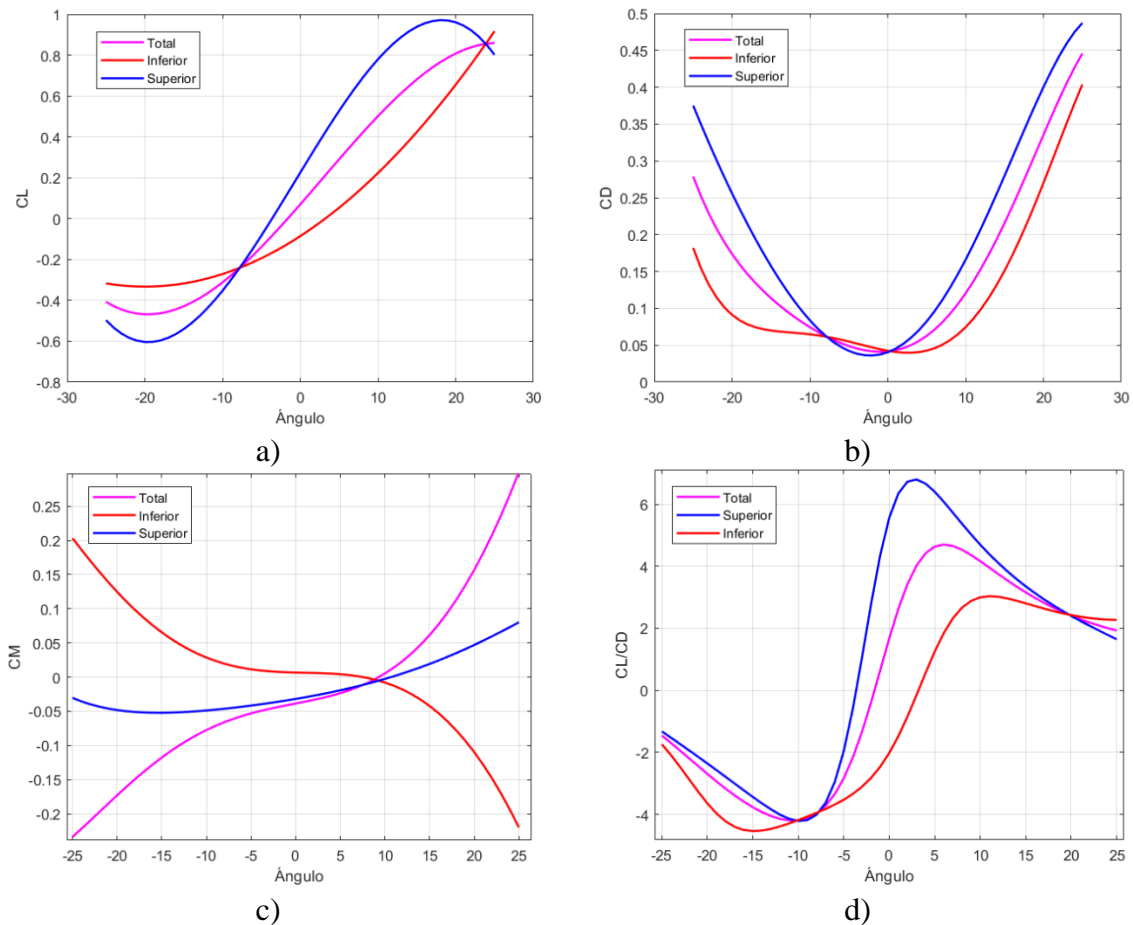


Figura.34. comparación de los coeficientes de los datos obtenidos por simulación en *SolidWorks*, de  $-25$  a  $25$  grados en el ángulo de ataque a  $100\,000$  Re. a) para levantamiento, b) arrastre, c) momento, d) polar

levantamiento/arrastre. Los valores del perfil delantero-superior son representados por el color azul, los del perfil trasero-inferior por el color rojo y los del total de la configuración de biplano de ala recta por el color morado. Se usó un ajuste polinomial de tercer grado para graficar los datos.

Tabla 3. Muestra la visualización de flujo utilizando las trayectorias por vectores de velocidad sobre la configuración de biplano. Se muestran para ángulos de ataque de  $6^\circ$  a  $25^\circ$  a  $100\,000\text{ Re}$  o a una velocidad de  $17.6\text{m/s}$ , obtenidas de la simulación en *SolidWorks Flow simulation*.

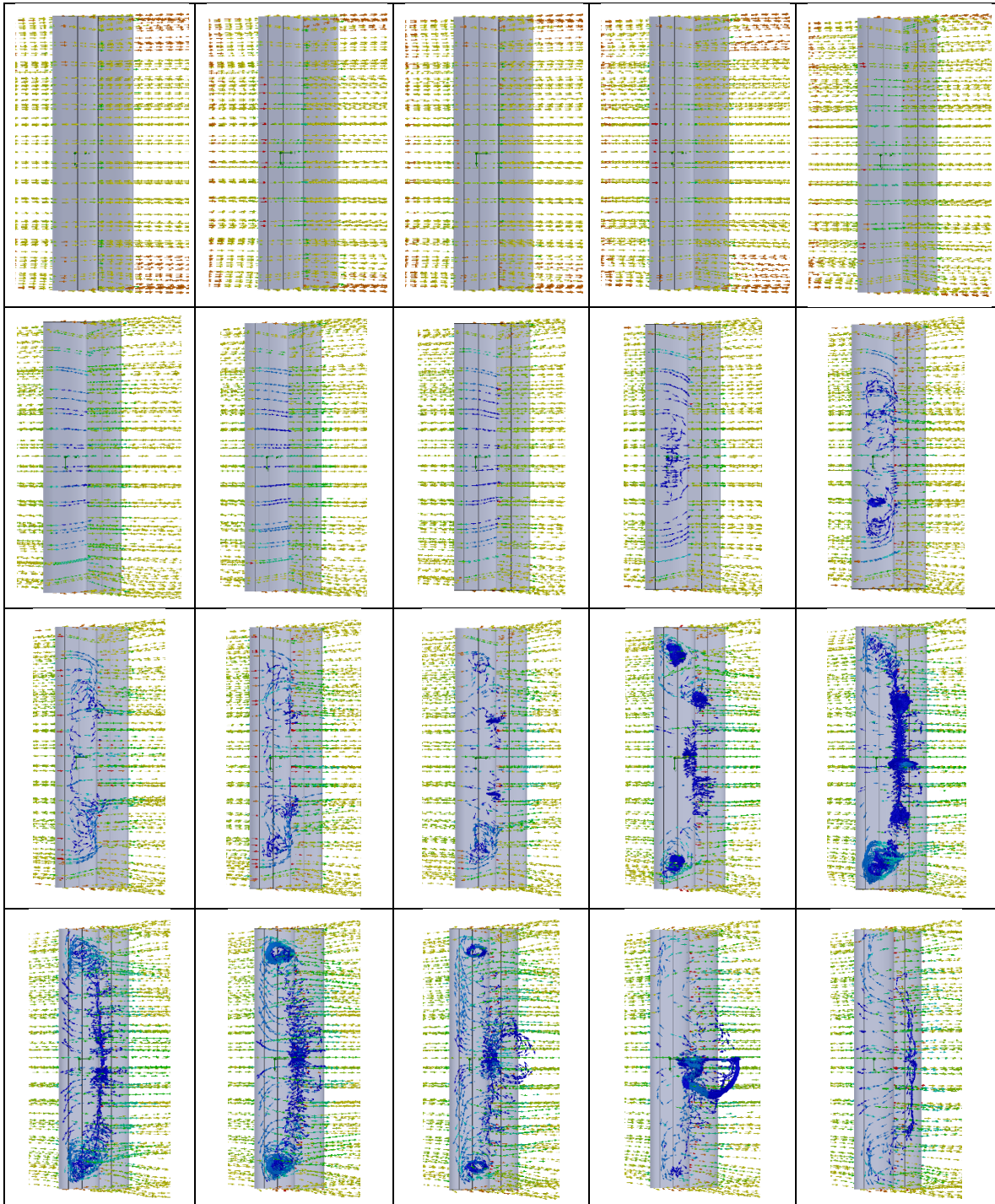
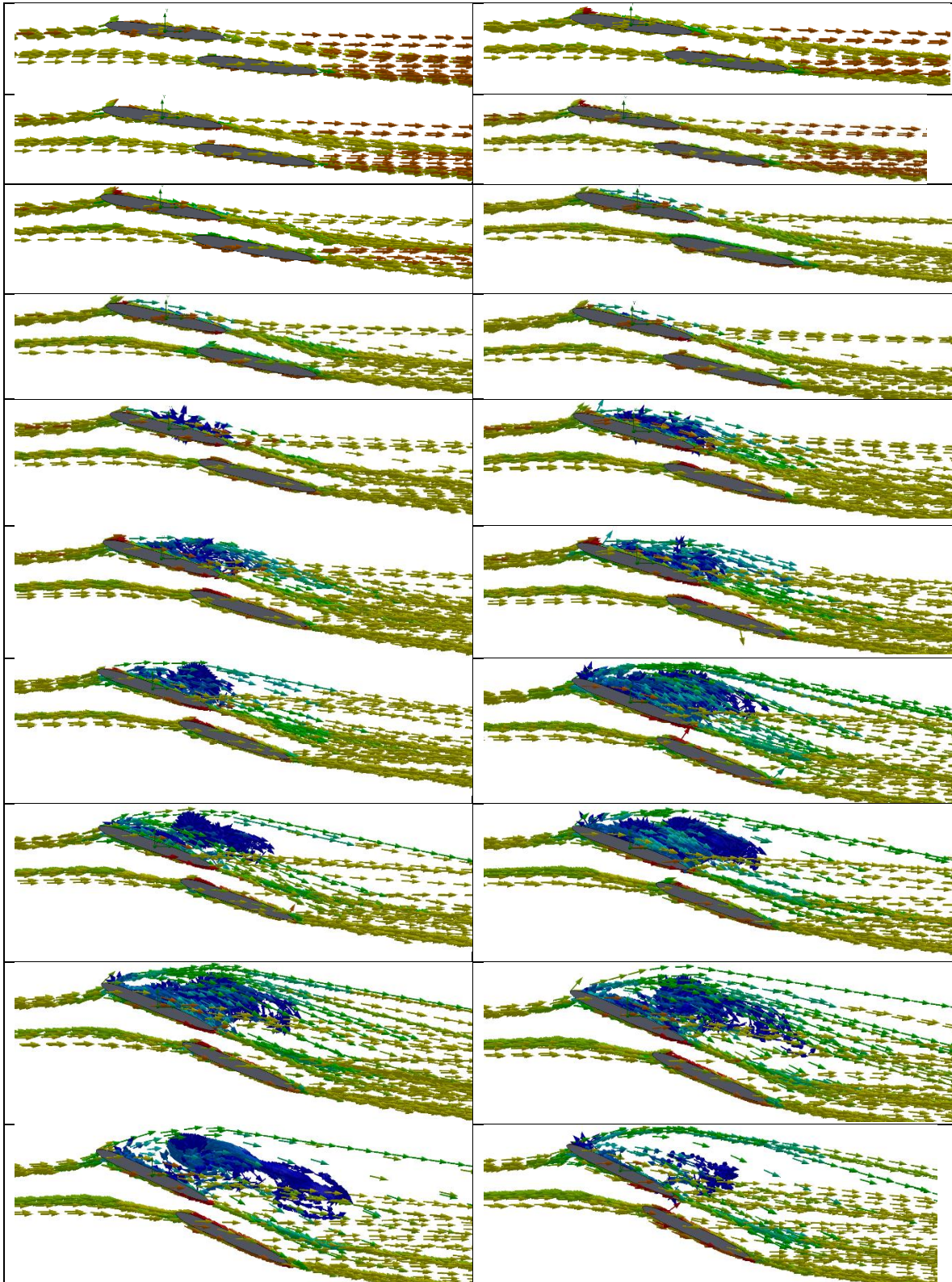


Tabla 4. Muestra la visualización de flujo utilizando las trayectorias por vectores de velocidad desde una vista lateral de la configuración de biplano. Se muestran para ángulos de ataque de  $6^\circ$  a  $25^\circ$  a  $100\,000\text{ Re}$  o a una velocidad de  $17.6\text{m/s}$ , obtenidas de la simulación en *SolidWorks Flow simulation*.



### 3.5.1.3 Resultados de simulación configuración biplano delta invertida

El rango de ángulos de ataque analizados comprende desde  $-25^\circ$  hasta  $25^\circ$ . Los resultados generados por *SolidWorks*, tanto para el levantamiento, arrastre, momento y polar levantamiento/arrastre de la configuración biplano en delta invertida y de cada perfil individual, son comparados entre sí y se muestran en la figura 35. En el apéndice C se muestran a detalle las tablas con los datos utilizados para generar las curvas mostradas de la figura 35.

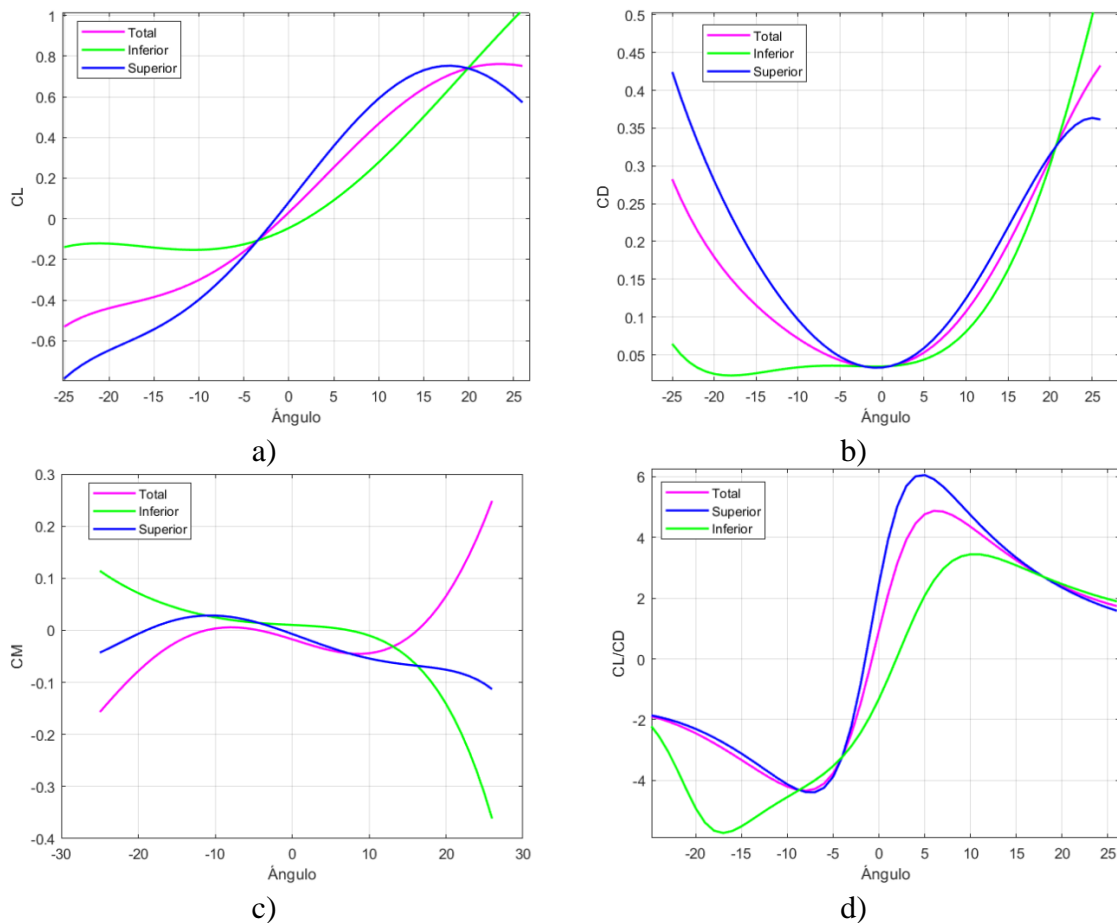


Figura.35. comparación de los coeficientes de los datos obtenidos por simulación en *SolidWorks*, de  $-25$  a  $25$  grados en el ángulo de ataque a  $100\,000$  Re. a) para levantamiento, b) arrastre, c) momento, d) polar levantamiento/arrastre Los valores del perfil delantero-superior son representados por el color azul, los del perfil trasero-inferior por el color verde y los del total de la configuración de biplano en delta invertida por el color morado. Se usó un ajuste polinomial de tercer grado para graficar los datos.

Tabla 5. Muestra la visualización de flujo utilizando las trayectorias por vectores de velocidad sobre la configuración de biplano de ala delta invertida. Se muestran para ángulos de ataque de  $6^\circ$  a  $25^\circ$  a  $100\,000\text{ Re}$  o a una velocidad de  $17.6\text{m/s}$ , obtenidas de la simulación en *SolidWorks Flow simulation*.

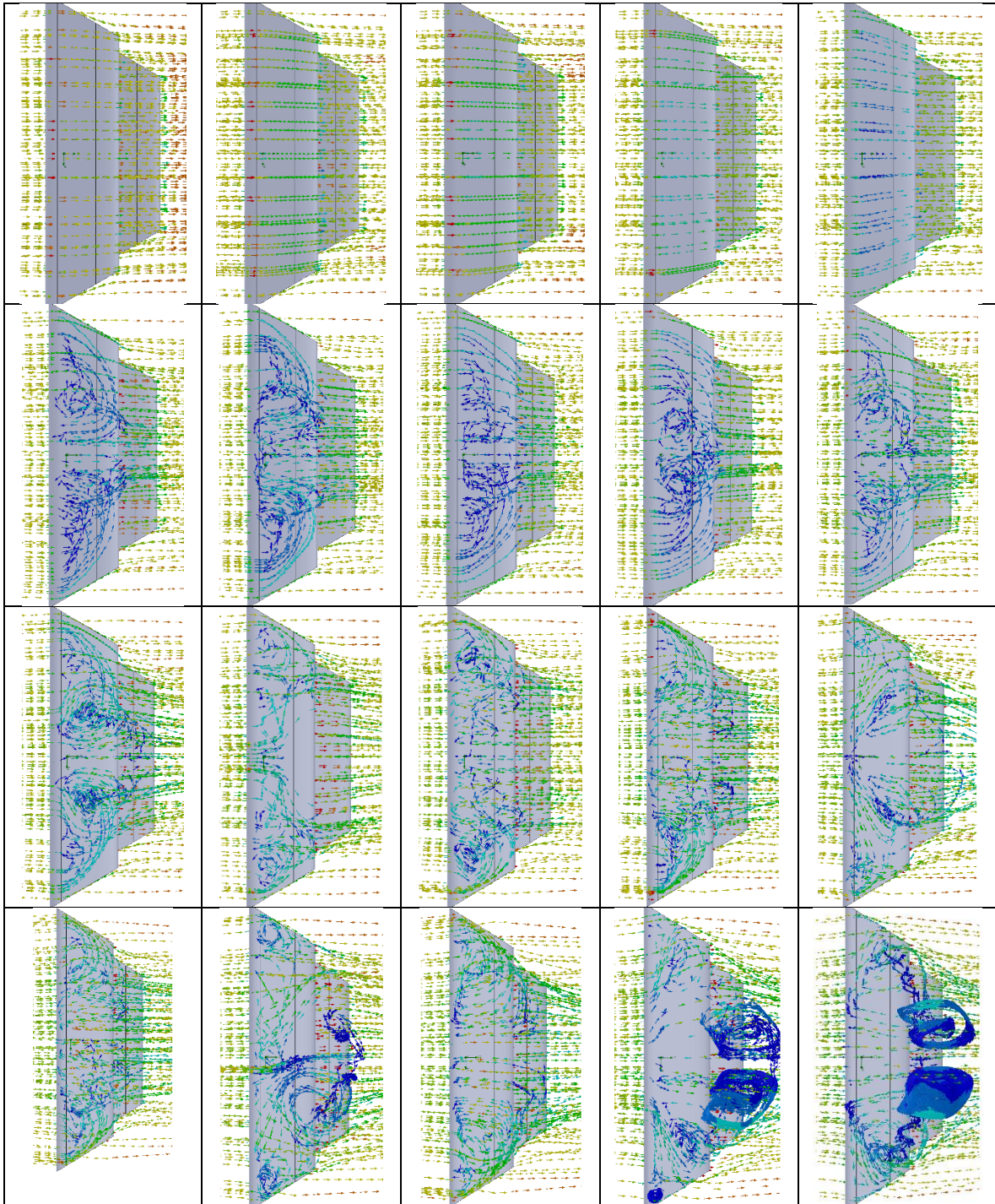
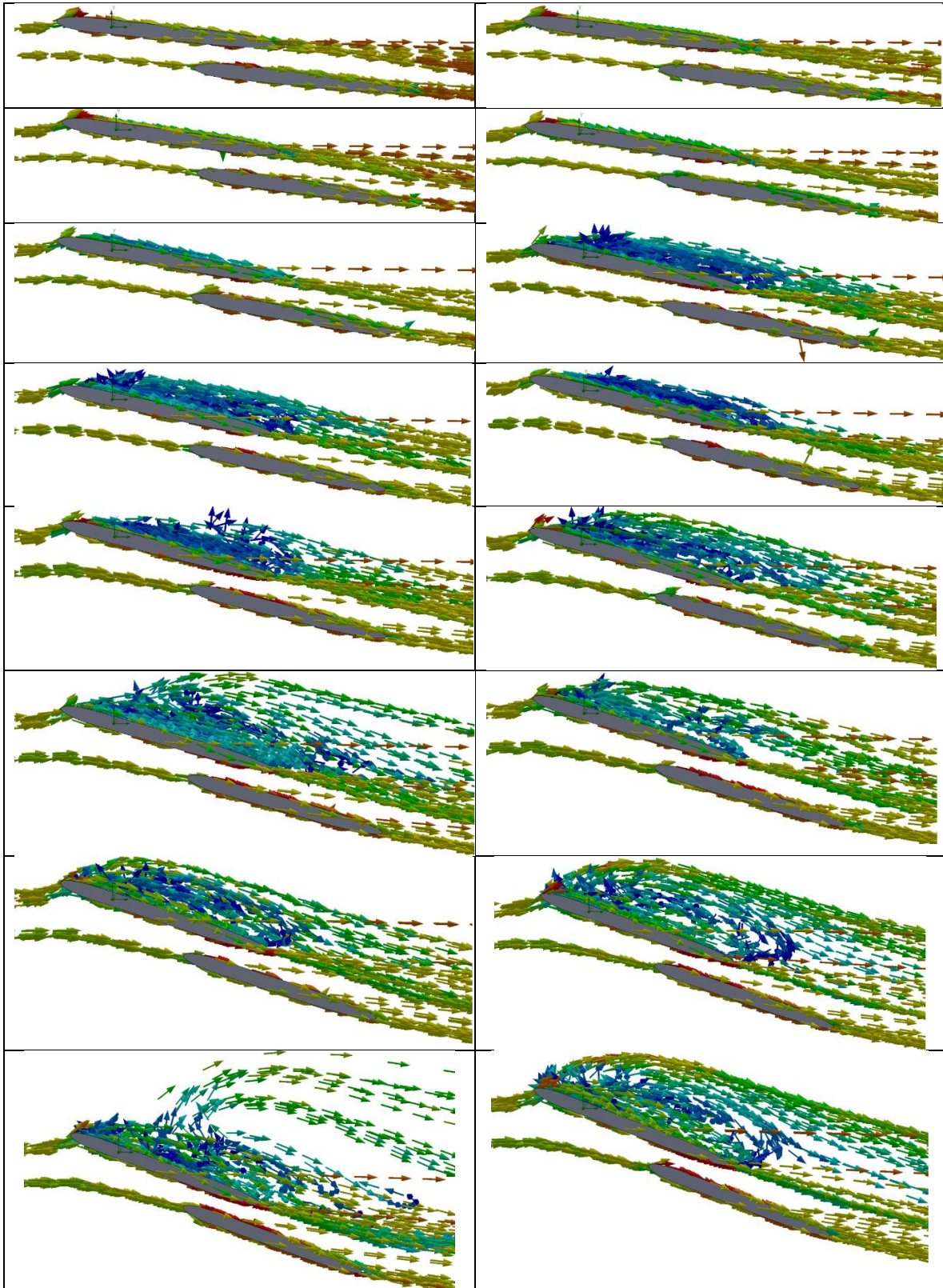
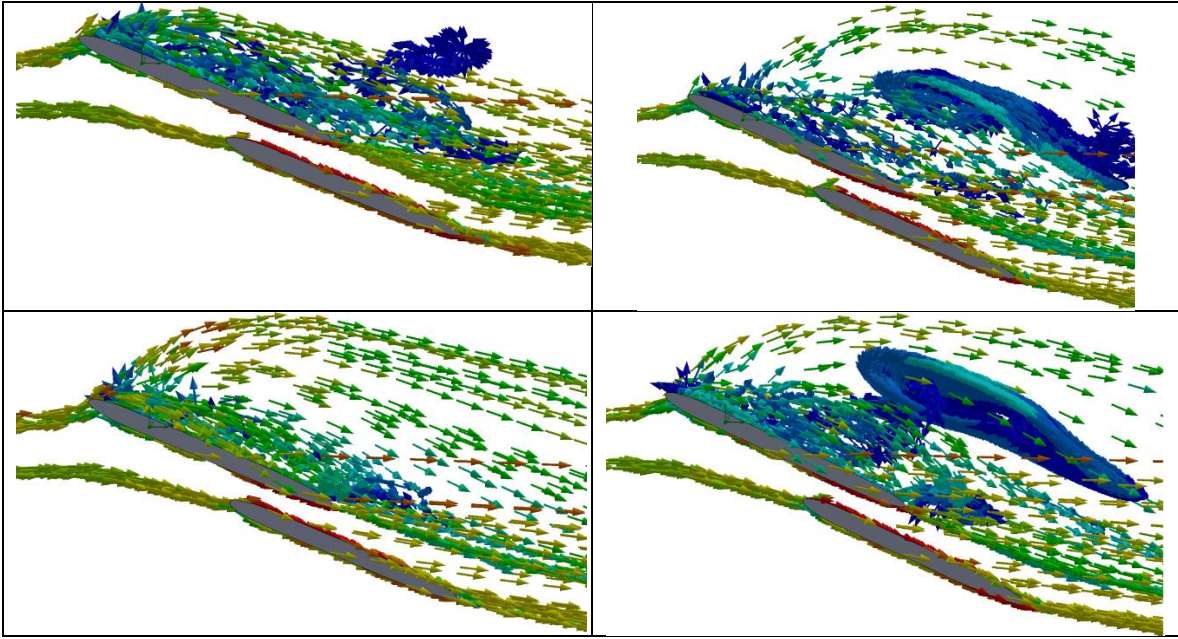


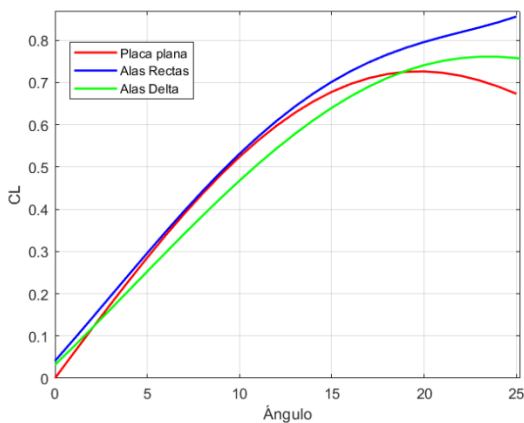
Tabla 6. Muestra la visualización de flujo utilizando las trayectorias por vectores de velocidad desde una vista lateral de la configuración de biplano de ala delta invertida. Se muestran para ángulos de ataque de  $6^\circ$  a  $25^\circ$  a  $100\,000\text{ Re}$  o a una velocidad de  $17.6\text{m/s}$ , obtenidas de la simulación en *SolidWorks Flow simulation*.



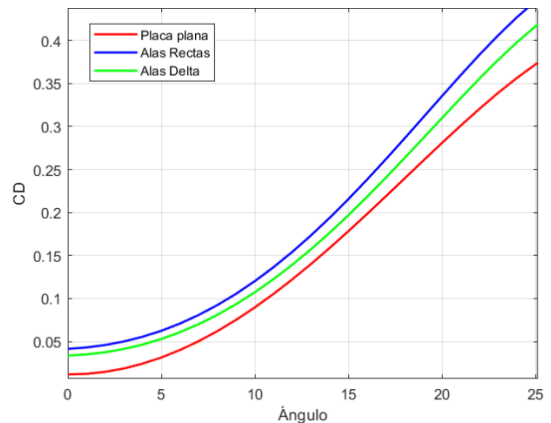


### 3.5.1.4 Comparación de resultados entre simulaciones

En la figura 36 se muestra una comparación entre los coeficientes obtenidos a partir de las simulaciones en *SolidWorks Flow simulation*, de la placa plana utilizada como referencia contra la configuración de biplano de ala recta y la configuración de biplano de alas en delta invertida los coeficientes mostrados en los incisos a), b) y c) de la figura 36, pertenecen a las curvas de levantamiento, arrastre, momento respectivamente. El rango de ángulos de ataque mostrados comprende desde 0 hasta 25°.



a)



b)

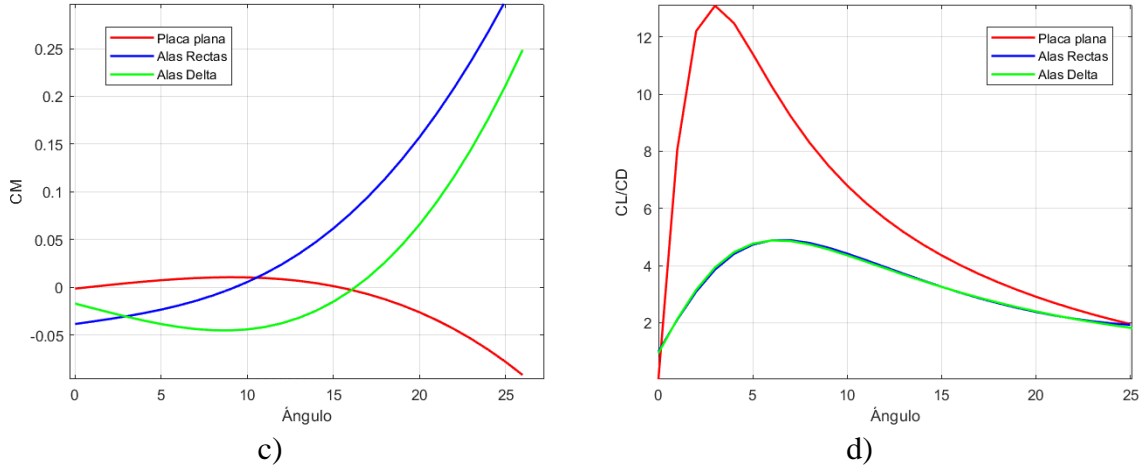


Figura 36. Comparación de resultados de simulación en SolidWorks, de 0 a 25 grados en el ángulo de ataque a 100 000 Re. a) coeficientes de levantamiento, b) coeficientes de arrastre, c) coeficientes de momento. d) polar levantamiento/arrastre. La curva de la Placa plana de Referencia es representada por el color rojo, la configuración de biplano de ala recta por color azul y la configuración de biplano de ala delta invertida por el color verde. Se usó un ajuste polinomial de tercer grado para graficar los datos.

### 3.5.2 Predicción teórica de coeficientes

Para  $K_p$  se parte de la suma de la circulación provocada por el borde de ataque y de la punta de las alas, por lo tanto,  $K_p = K_{pLE} + K_{pSE}$ , para ello definamos:

A partir de teoría clásica de la sustentación, la forma general de la ecuación de circulación viene dada por:

$$\Gamma_G = \frac{4SV C_L}{b\pi} \quad (14)$$

Polhamus [39] nos dice que la circulación efectiva total para ala en Delta

$$\Gamma_T = K_p \frac{SV}{2b} \sin(\alpha) \quad (15)$$

Si asumimos que  $\Lambda \approx 90^\circ$  entonces podríamos decir que la circulación efectiva para la punta de alas es

$$\Gamma_P = \frac{SV}{2b} \sin(\alpha) \quad (16)$$

Sin embargo, para alas rectangulares también deberíamos tener en cuenta la circulación efectiva del borde de ataque, partiendo de la forma general de la ecuación de circulación, asumimos que; La circulación efectiva para el borde de ataque:

$$\Gamma_A = \frac{4SV}{b\pi} AR \sin(\alpha) \quad (17)$$

La circulación efectiva total para alas rectangulares.  $\Gamma_T = \Gamma_P + \Gamma_A = \Gamma_G$

$$\frac{4SV C_{L,p}}{b\pi} = \frac{SV}{2b} \sin(\alpha) + \frac{4SV}{b\pi} AR \sin(\alpha) \quad (18)$$

Reordenado



$$\frac{4SV C_{L,p}}{b\pi} = \frac{SV}{2b} \sin(\alpha) \left(1 + \frac{8AR}{\pi}\right) \quad (19)$$

Por lo tanto

$$C_{L,p} = \left(\frac{\pi}{8} + AR\right) \sin(\alpha) \quad (20)$$

Si  $K_p = AR + \pi/8$ . Para ángulos pequeños

$$C_{L,p} = K_p \sin(\alpha) \approx K_p \alpha \quad (21)$$

La ecuación anterior muestra que la afirmación  $C_{L,p} = K_p \alpha$  de Polhamus [39] es también válida para alas rectangulares de relación de aspecto bajo.

De esta manera queda definido para alas rectangulares de relación de aspecto bajo  $K_p = AR + \pi/8$ . Y siguiendo a Torres  $K_v = \pi$ .

Comparando la curva generada por (7) con la obtenida a partir de la simulación en SolidWorks, se observó que estas coincidían excepcionalmente en todos los ángulos negativos del rango estudiado, a pesar de estar fuera del rango de AR aplicable descrito por [39, 40]. Esto se puede apreciar en el inciso b) de la figura 37, donde la curva generada por (7) es representada por una línea punteada de color morado. A partir de esta observación se desarrolló la siguiente hipótesis: si se invierte la función en ambos ejes, por la evidente simetría de la curva de los valores simulados, se podría llegar a predecir correctamente la totalidad de la parte positiva de la curva, que es el rango principal de interés para el aerodinamismo.

Físicamente esto significaría que el aporte de los vórtices observado en alas de menor AR desaparece y por el contrario los vórtices comienzan a reducir la fuerza de levantamiento total. Tal como Traub recupera en [51]. La no linealidad de la curva de elevación tiende a disminuir cuando AR pasa de 1.5 a 2 de [10, 52]. Y ya que la no linealidad de la curva de elevación está asociada con la acción de vórtice sobre el ala. Esto bien podría continuar para  $AR > 2$ , hasta que  $K_v \approx -\pi$  alcanzado este valor en  $AR \approx 2.5$  y continuado constante para AR mayores, al igual que  $K_v \approx \pi$  lo hace para  $AR < 1.5$ .

De esta manera la ecuación (7) recuperada de [10], se redefine para  $\alpha > 0$  como:

$$C_L = -K_p \sin(-\alpha) \cos^2(-\alpha) - K_v \cos(-\alpha) \sin^2(-\alpha)$$

Simplificando

$$C_L = K_p \sin(\alpha) \cos^2(\alpha) - K_v \cos(\alpha) \sin^2(\alpha) \quad \text{Para } \alpha > 0 \quad (21)$$

La ecuación (7) se limita a  $\alpha < 0$ , y o para  $AR < 2$ .

En este punto, con la ecuación (21) podemos probar, al menos de manera visual que esta ecuación coincide mejor que la ecuación (7) frente a la curva generada por los datos de la simulación en CFD, esto se puede apreciar en el inciso d) de la figura 37, donde la curva generada por (21) es representada por una línea punteada de color negro frente a la curva de (7) representada por una línea punteada de color morado.

Para el arrastre se observa una inversión similar pero esta vez solo en el eje vertical por el característico comportamiento parabólico de la curva de CD. Por lo que se redefine la ecuación (8) recuperada de [10], para  $\alpha > 0$  como:

$$C_D = C_{D0} + K_p \cos(-\alpha) \sin^2(-\alpha) + K_v \sin^3(-\alpha)$$

Simplificando

$$C_D = C_{D0} + K_p \cos(\alpha) \sin^2(\alpha) - K_v \sin^3(\alpha) \quad \text{Para } \alpha > 0 \quad (22)$$

La ecuación (8) se limita a  $\alpha < 0$ , y o para  $AR < 2$ .

Para el coeficiente de momento, se ajustó agregando cuatro veces el coeficiente de arrastre en cero " $C_{D0}$ " y se le agrego " $-\pi/8$ ", al ángulo de ataque además se simplifico a  $x_p = x_e$ .

Por lo tanto, se redefine la ecuación (9) recuperada de [10], para  $\alpha > 0$  como:

$$C_M = -4C_{D0} - x_p(K_p \sin(\alpha - \pi/8) \cos(\alpha - \pi/8) - 2K_v \sin^2(\alpha - \pi/8)) \quad (23)$$

Si se desea conocer los valores para  $\alpha < 0$  para un monoplano, se debe invertir la función en ambos ejes.

$$C_{M,\alpha < 0} = 4C_{D0} + x_p(K_p \sin(-\alpha - \pi/8) \cos(-\alpha - \pi/8) + 2K_v \sin^2(-\alpha - \pi/8)) \quad (24)$$

Ya que las ecuaciones recuperadas de [10] están limitadas a perfiles de baja relación de aspecto (LAR) es decir  $AR < 2$ , se propone que el rango de aplicación para las ecuaciones propuestas en esta tesis (21), (22) y (23) sea de  $2 < AR \leq 4$  o incluso un rango mayor de perfiles de relación de aspecto medio (MAR)  $2 < AR \leq 7$ , o hasta que la curva tienda a un comportamiento lineal, cubierto por teorías clásicas en el caso del coeficiente de

levantamiento, o parabólico para el caso del coeficiente de arrastre. Definir los límites de aplicación de estas ecuaciones quedara para un trabajo futuro.

### 3.5.2.1 Predicción teórica de coeficientes para placa plana de referencia a 100 000 Re.

Se utilizan las ecuaciones (21), (22) y (23) tal como se han descrito anteriormente, para calcular los coeficientes de levantamiento, arrastre y momento respectivamente, para el ala plana de referencia de  $AR=3$  a 100 000 Re. Los resultados se muestran en las Figuras 37 y 38.

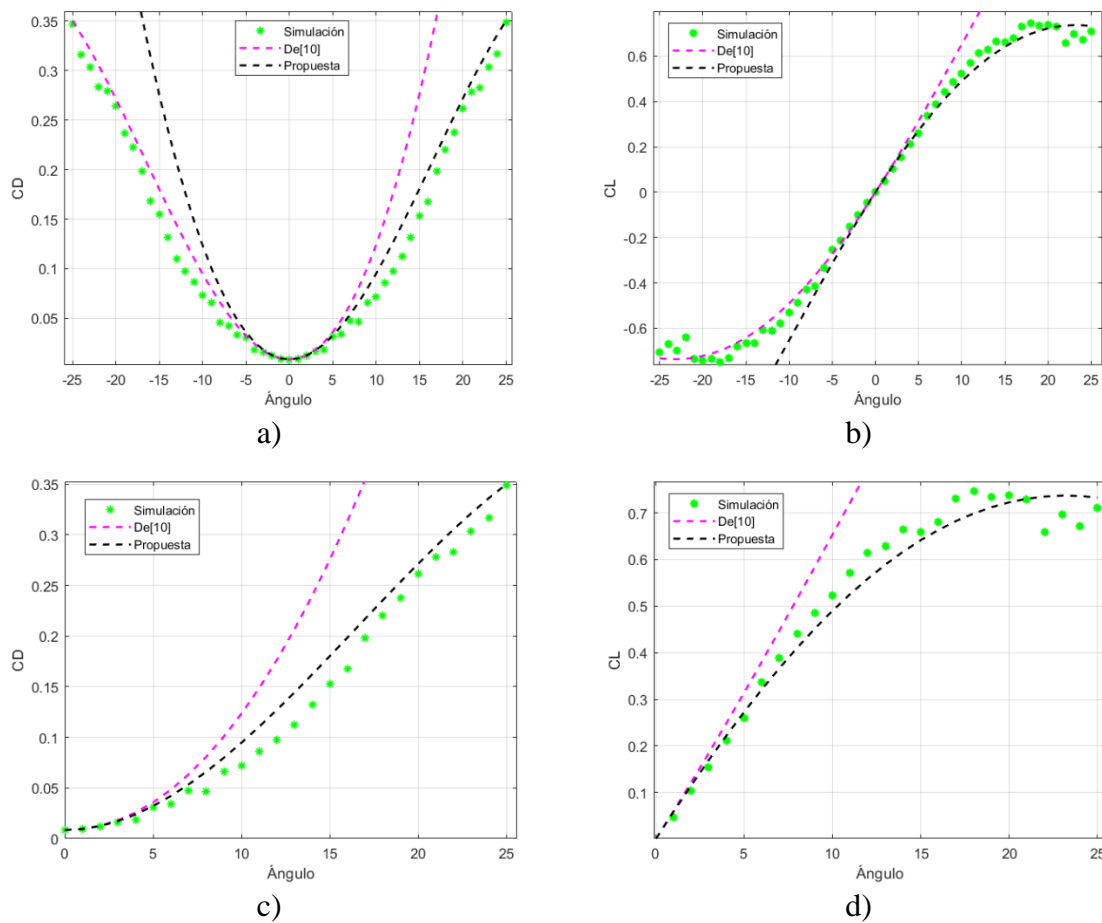


Figura 37. Comparación de coeficientes obtenidos a partir de simulación CFD en SolidWorks representados por asteriscos “\*” verdes, contra curvas obtenidas a partir de las ecuaciones (7) recuperada de [10] y la (21) propuesta aquí, para el coeficiente de levantamiento en los incisos b) y d) con un rango de ángulo de ataque de  $-25^\circ$  a  $25^\circ$  y de  $0^\circ$  a  $25^\circ$  respectivamente. Para el coeficiente de arrastre se utilizaron las ecuaciones (8) recuperada de [10] y la (22) propuesta aquí, mostradas en los incisos a) y c). Curvas de  $AR=3$  a 100 000 Re.

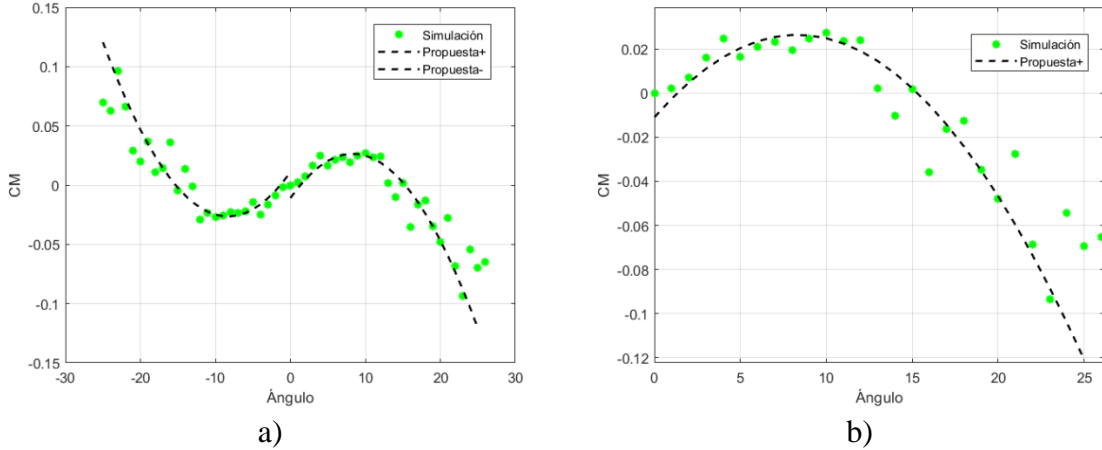


Figura 38. Comparación de coeficientes obtenidos a partir de simulación CFD en SolidWorks. Representados por asteriscos “\*” verdes, contra la curva obtenida a partir de las ecuaciones (23) y (29) para un rango de ángulo de ataque de  $-25^\circ$  a  $0$  y de  $0$  a  $25^\circ$  respectivamente, ambas representadas por líneas punteadas de color negro. El inciso a) muestra las curvas de  $-25^\circ$  a  $25^\circ$  de ángulo de ataque y el inciso b) de  $0$  a  $25^\circ$ . Curvas de  $AR=3$  a  $100\,000$  Re.

### 3.5.2.2 Predicción teórica de coeficientes para configuración de biplano de ala recta a $100\,000$ Re.

Para este caso, se definieron  $K_{p1}$  y  $K_{p2}$  para los perfiles delantero y trasero respectivamente.

Basándose en la sugerencia de [34], se llegó a la siguiente formulación empírica:

$$K_{p1} = AR_1 * (GAP + AR_T/AR_1) + \pi/8 \quad (25)$$

$$K_{p2} = AR_2 * GAP + \pi/8 \quad (26)$$

donde  $AR_T = AR_1 + AR_2$ .

Para  $K_{v1}$  y para  $K_{v2}$  no se modificó el ajuste del perfil de placa plana, es decir;  $K_{v1} = K_{v2} = \pi$ .

Por otro lado, la ecuación (21) se modificó añadiendo el GAP a esta para el  $C_{L1}$ . Se observa que para el perfil trasero se invierte en ambos ejes regresando a una forma similar a la ecuación (7) con la diferencia que para este caso se le añade el término  $GAP * (C_2/C_T)$  a esta, donde  $C_T = C_1 + C_2$ . De modo que el coeficiente de levantamiento para cada perfil se define como:

$$C_{L1} = K_{p1} \sin(\alpha) \cos^2(\alpha) - 2K_{v1} \cos(\alpha) \sin^2(\alpha) + GAP \quad (27)$$

$$C_{L2} = K_{p2} \sin(\alpha) \cos^2(\alpha) + K_{v2} \cos(\alpha) \sin^2(\alpha) - GAP * (C_2/C_T) \quad (28)$$

Ambas ecuaciones se limitan a  $\alpha > 0$ , para  $AR > 2$ .

Se utiliza la ecuación (22) para el coeficiente de arrastre del perfil delantero " $C_{D1}$ ". Para  $C_{D2}$ .

$$C_{D2} = (1/4)C_{D0,2} + K_p \cos(\alpha) \sin^2(\alpha) + K_{v2} \sin^3(\alpha) \quad \text{Para } \alpha > 0 \quad (29)$$

Finalmente, para el coeficiente total de levantamiento y arrastre se utilizaron las ecuaciones (10), (11) respectivamente, recuperadas de [34].

Para el momento de cabeceo del perfil delantero " $C_{M1}$ ", solo se invirtió en el eje horizontal respecto a la (22).

$$C_{M1} = 4C_{D0,1} + x_p(K_{p1} \sin(\alpha - \pi/8) \cos(\alpha - \pi/8) + 2K_{v1} \sin^2(\alpha - \pi/8)) \quad (30)$$

Para el momento de cabeceo del perfil trasero " $C_{M2}$ ", se observó que al invertir en ambos ejes a (30) concordaba con este, excepto el termino  $4C_{D0}$ , y de nuevo solo un cuarto de  $C_{D0,2}$  fue suficiente al igual que en  $C_{D2}$ .

$$C_{M2} = 4(1/4)C_{D0,2} - x_p \left( K_{p2} \sin(-\alpha - \frac{\pi}{8}) \cos(-\alpha - \frac{\pi}{8}) - K_{v2} \sin^2(-\alpha - \frac{\pi}{8}) \right) \quad (31)$$

Se observa que el factor de elevación de vórtice  $K_v$  para el perfil delantero se duplica debido al efecto del perfil trasero que amplifica el vórtice del perfil frontal duplicando, esto se le atribuye al acoplamiento tan estrecho de la configuración. Esto podría cambiar con un GAP mayor por lo que se debe tener en cuenta al usar las ecuaciones descritas anteriormente.

Finalmente, el coeficiente total de momento de cabeceo se define como:

$$C_{MT} = C_{M1} - C_{M2} \quad (32)$$

Los resultados se muestran en la Figura 39. La inversión de ambos ejes en las ecuaciones, observado en todos los coeficientes del perfil trasero respecto a las ecuaciones del perfil delantero, se cree que es precisamente por la posición de este, es decir por el hecho de estar detrás y por debajo del perfil delantero. Porque no puede ser por la relación de aspecto ya que para ambos perfiles  $AR_{1,2} = 6$  y la total  $AR_T = 3$ , que están fuera del rango de AR aplicable descrito por [39, 40] si se debiese al AR, a pesar de estar utilizando (8) y que (28) sea tan similar a (7).

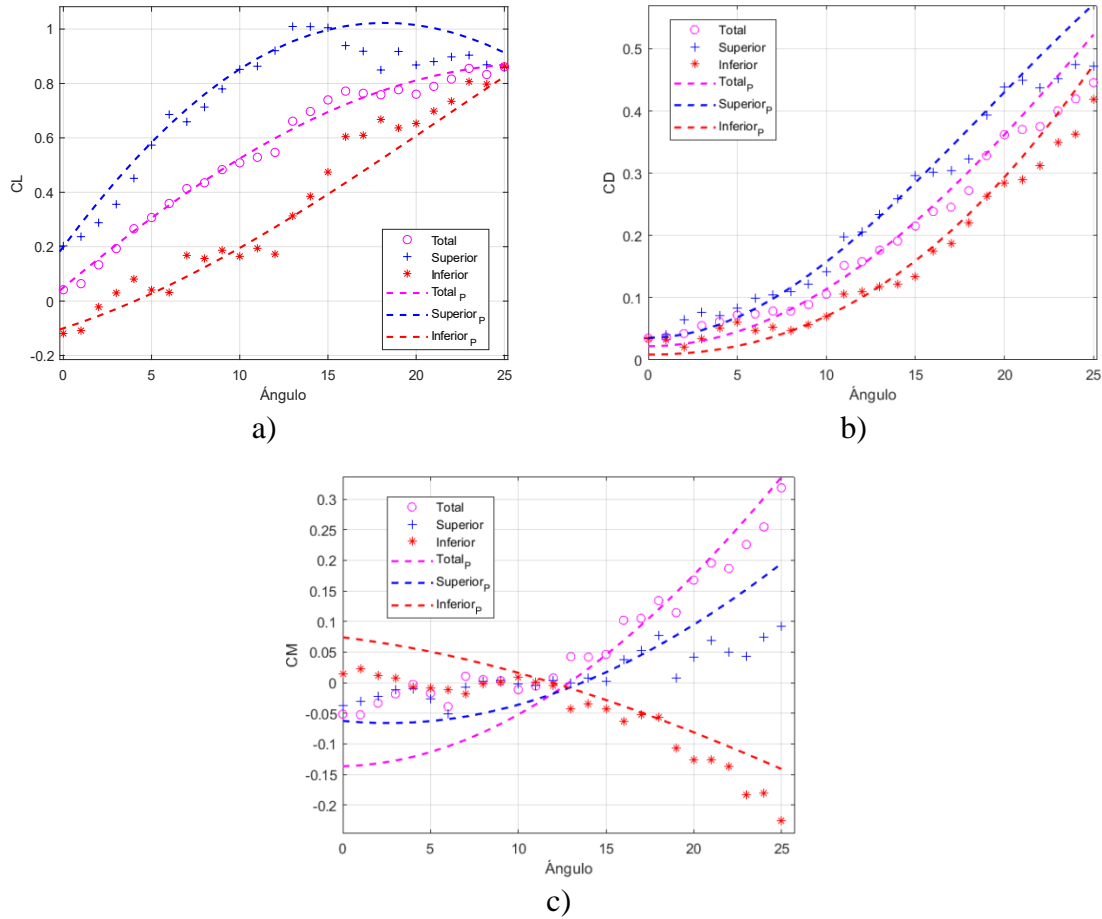


Figura 39. Comparación de coeficientes obtenidos a partir de simulación CFD en SolidWorks representados por; cruces “+” azules, asteriscos “\*” rojos y círculos “o” morados, para los coeficientes del perfil delantero, trasero y el total respectivamente, contra las curvas obtenidas a partir de las ecuaciones no lineales representadas por líneas discontinuas “- -” con sus respectivos colores. Curvas para  $AR_1 = AR_2 = 6$  y  $AR_T=3$  a  $100\ 000$  Re.

### 3.5.2.3 Predicción teórica de coeficientes para configuración de biplano de ala delta invertida a $100\ 000$ Re.

Para este caso, se definió un  $K_{p1}$  y un  $K_{p2}$  para el perfil delantero y trasero respectivamente, basados en las ecuaciones (25) y (26) a las que solo se les añadió  $\pi/6$ , que corresponde al ángulo de flechado de  $30^\circ$  en radianes, del perfil en delta invertida para este caso de estudio. Definiéndose como:

$$K_{p1} = AR_1 * (GAP + AR_T/AR_1) + \pi/8 + \pi/6 \quad (33)$$

$$K_{p2} = AR_2 * GAP + \pi/8 + \pi/6 \quad (34)$$

Se utilizaron los mismos valores de  $K_{v1}$  y  $K_{v2}$  y las mismas ecuaciones para sus respectivos coeficientes de la configuración biplano de ala recta. Los resultados se muestran en la Figura 40.

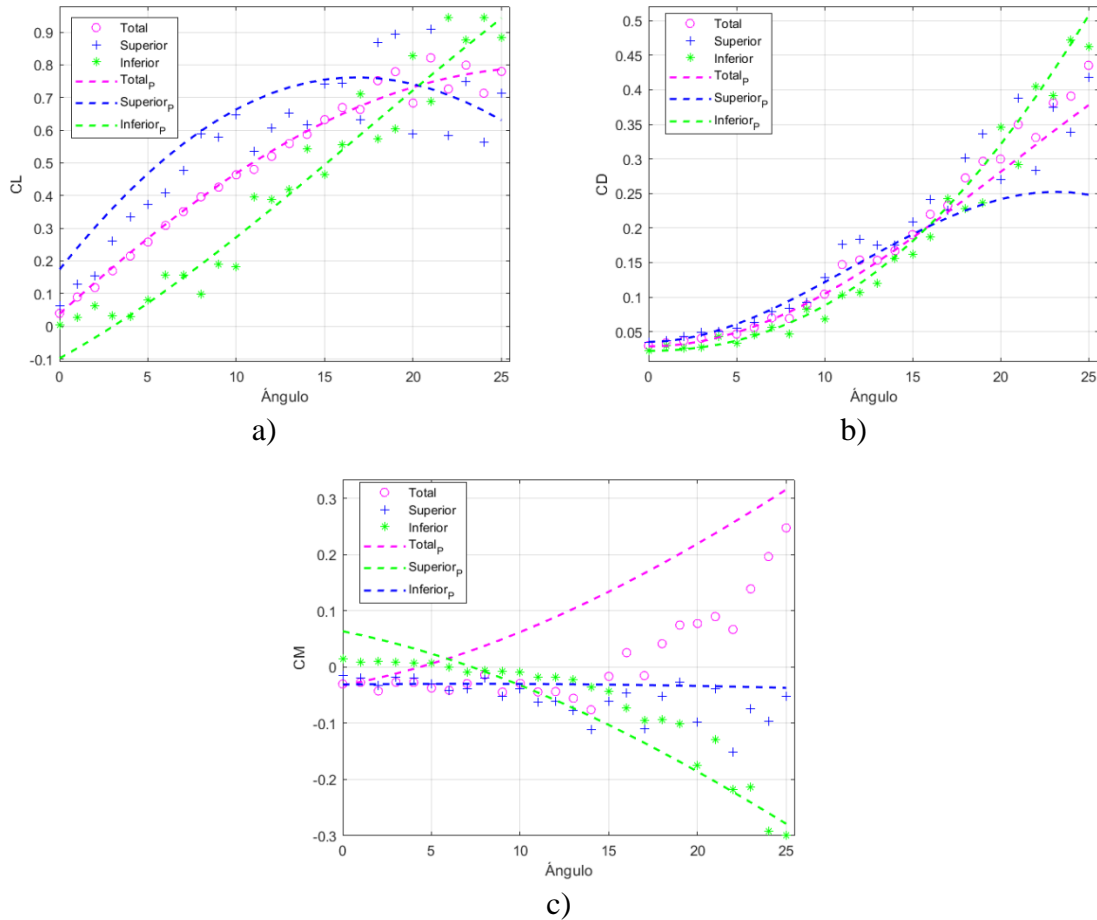


Figura 40. Comparación de coeficientes obtenidos a partir de simulación CFD en SolidWorks representados por; cruces “+” azules, asteriscos “\*” verdes y círculos “o” morados, para los coeficientes del perfil delantero, trasero y el total respectivamente, contra las curvas obtenidas a partir de las ecuaciones no lineales representadas por líneas discontinuas “- -” con sus respectivos colores. Curvas para  $AR_1 = AR_2 = 6$  y  $AR_T=3$  a 100 000 Re.

### 3.5.2.4 Otros valores teóricos de la curva de elevación.

Como una forma de verificar las ecuaciones anteriores se realiza una investigación extensa en la literatura con el fin de encontrar otros valores teóricos para el coeficiente de elevación que validen o invaliden las curvas generadas por estas ecuaciones. La referencia [48] ofrece la ecuación (35) como el valor ideal de la curva teórica de elevación:

$$CL = CL_\alpha \frac{AR}{AR+2} \quad (35)$$

Donde:  $CL_\alpha = 2\pi\alpha$

Pero en [48] también se advierte, que a medida que la relación de aspecto disminuye esta se vuelve menos precisa y da el ejemplo de que para un AR=4 la predicción de la ecuación (35) es un 11% mayor que la obtenida por métodos más exactos. Por lo que se ofrece la ecuación (36) para este propósito, que es una estimación más precisa de CL según [48]:

$$CL = CL_{\alpha} \frac{AR}{AR + \frac{2(AR+4)}{AR+2}} \quad (36)$$

También contamos con la relación de Hoerner [49]:

$$CL = CL_{\alpha} \frac{AR}{\frac{CL_{\alpha}}{\pi} + \sqrt{\left(\frac{CL_{\alpha}}{\pi}\right)^2 + AR^2}} \quad (37)$$

Al igual que, con la relación de Helmbold [50]:

$$CL = \frac{180}{\left[\pi\left(\frac{36.5}{AR} + 2AR\right)\right]} \quad (38)$$

Estas tres relaciones se comparan con el modelo de la ecuación (21) y los resultados de la simulación en CFD. La comparación grafica se muestra en la Figura 41.

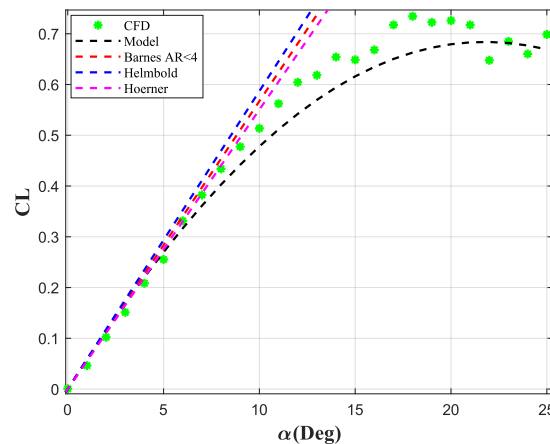


Figura 41. Comparación entre el valor obtenido por la ecuación (21) en color negro de línea punteada contra la ecuación (35) recuperada de [48] en color rojo de línea punteada, la ecuación (38) de [50] es representada por una línea azul punteada y la ecuación (37) de [49] por una línea punteada de color morado por último el valor obtenido en la simulación en SolidWorks en asteriscos verdes. De AR=3 a 100 000 Re.

Si a esta comparación se le suma el valor experimental recuperado de [22] y el valor teórico de la ecuación (35) recuperada de [48], se observa como estos dos coinciden estrechamente tal como lo resaltan en [22]. Sin embargo, el error respecto al valor de la ecuación (36),



también recuperada de [48], es de aproximadamente 14.5 % para un AR de 3, que está en concordancia con el ejemplo dado en la [48].

Esta comparación se resume en la Tabla 7 y la Figura 42.

Tabla 7. Error medio tomando como real el valor de la ecuación (35). SW es el valor Simulado en SolidWorks, Cal. (21) es el valor calculado con la ecuación (21), Cal. (36) es el valor calculado con la ecuación (36) y el valor recuperado de [22].

Error %	SW	Cal. (21)	Cal. (36)	[22].
0° a 5° de $\alpha$	-8.37	-0.35	13.33	30.57
0° a 10° de $\alpha$	-6.26	-4.57	14.54	22.81

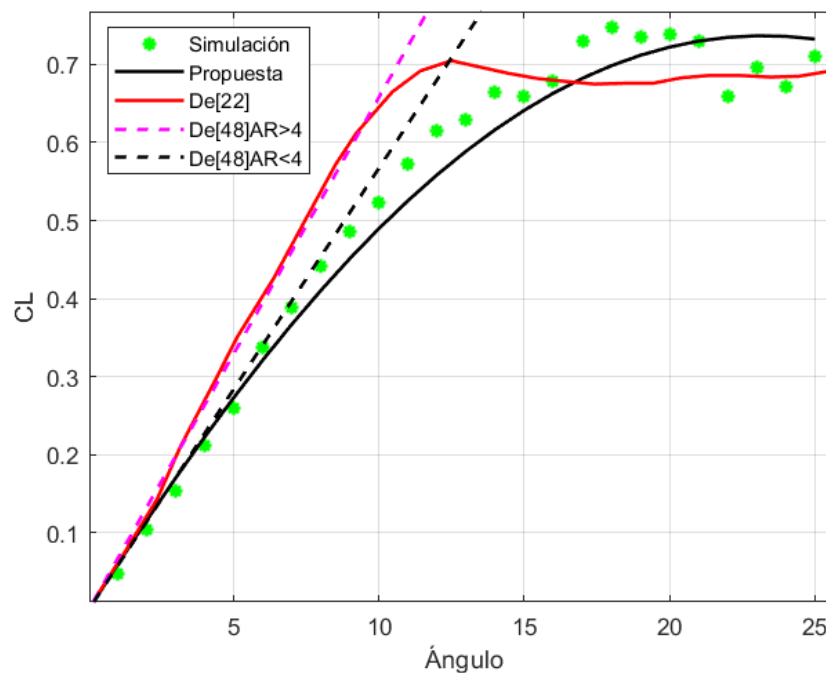


Figura 42. Comparación entre el valor obtenido por la ecuación (21) en color negro contra la ecuación (35) recuperada de [48] en color negro de línea punteada “--”, el valor obtenido en la simulación en SolidWorks en asteriscos verdes, los datos experimentales reportados en [22] de color rojo y la curva de la ecuación (36) recuperada de [48] en color morado de línea punteada “--”. De AR=3 a 100 000 Re.

### 3.5.6 Resultados experimentales

#### 3.5.6.1 Comparación de resultados experimentales, en CFD, valores de referencia contra los modelos propuestos de coeficientes, para perfil de placa plana

El rango de ángulos de ataque analizados comprende desde 0° hasta 20°. Los resultados experimentales, tanto para levantamiento, arrastre, momento, y polar levantamiento/arrastre de la configuración de placa plana de referencia, comparados con los de la simulación en

SolidWorks, los datos experimentales recuperados de [22] y los calculados utilizando las ecuaciones (21)- (23) se muestran en la Figura 43.

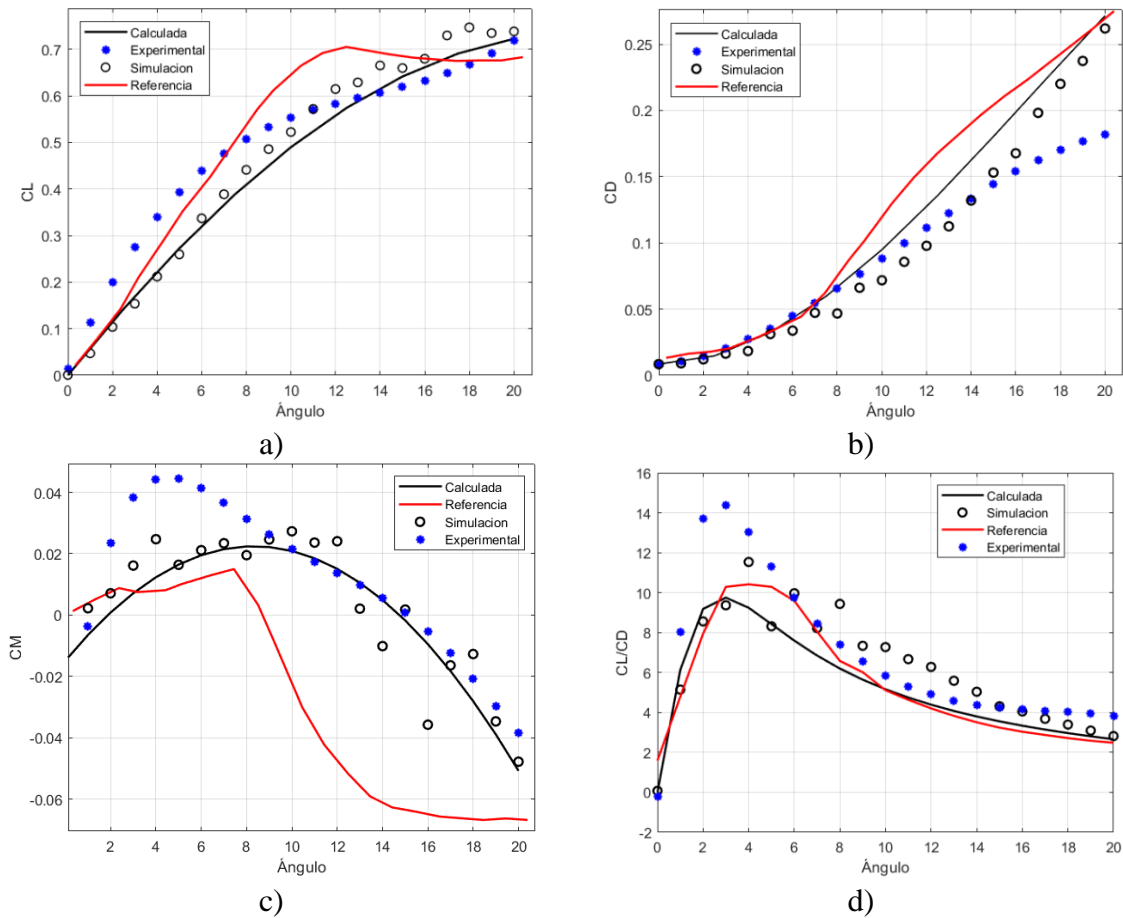


Figura 43. Comparación de coeficientes obtenidos a partir de simulación CFD en SolidWorks representados por círculos “O” negros, contra la curva obtenida a partir de las ecuaciones propuestas (21) a (23) representados por una línea negra, contra los coeficientes recuperados de [22] representados por una línea roja, contra los coeficientes obtenidos a partir de las pruebas en el túnel de viento representados por asteriscos “\*” azules. a) para levantamiento, b) arrastre, c) momento, d) polar levantamiento/arrastre. Curvas de 0 a 20 grados en el ángulo de ataque, AR=3 a 100 000Re.

### 3.5.6.2 Comparación de resultados experimentales y en CFD contra los modelos propuestos de coeficientes para configuración de biplano de ala recta

El rango de ángulos de ataque analizados comprende desde 0° hasta 20°. Los resultados generados durante las pruebas en el túnel de viento, tanto para levantamiento, arrastre, momento y polar levantamiento/arrastre de la configuración biplano de alas rectas comparados con los de la simulación en SolidWorks y los calculados utilizando las ecuaciones (24) a (29), se muestran en la Figura 44.

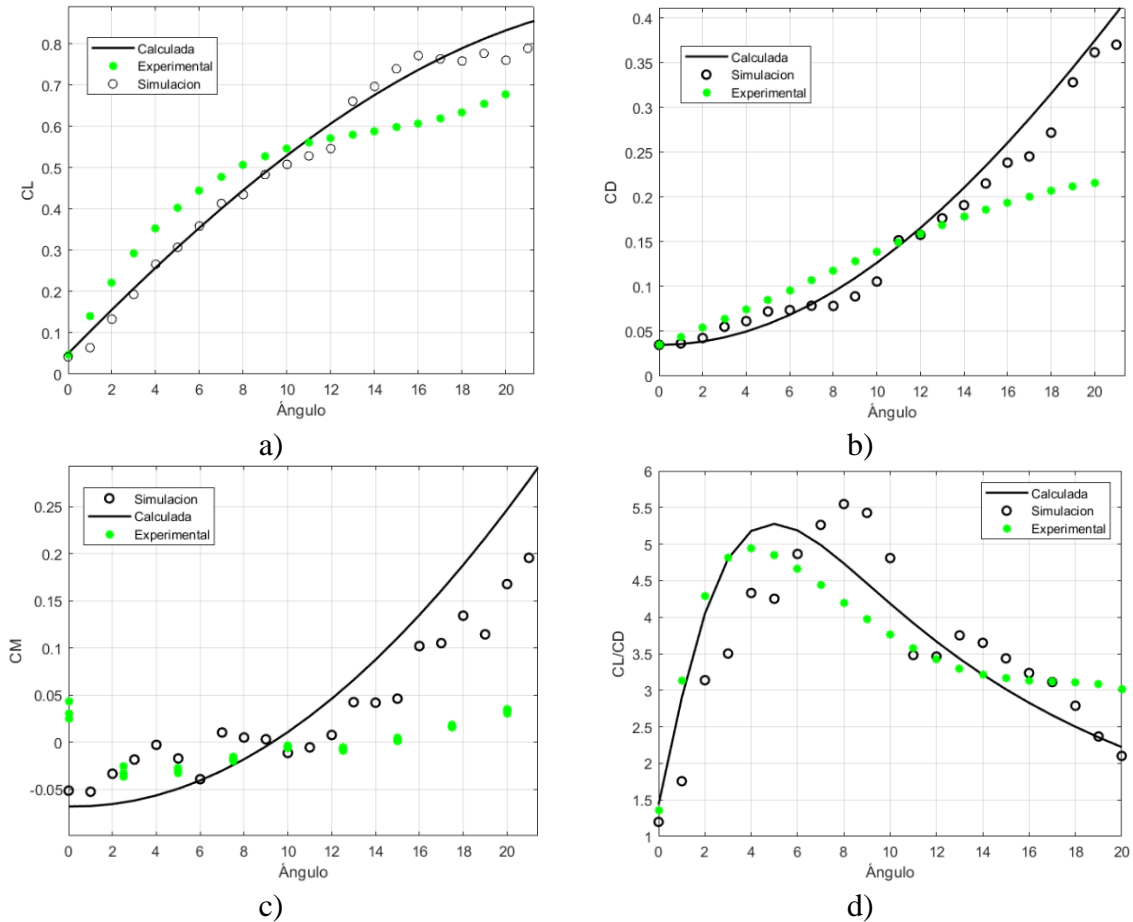


Figura 44. Comparación de coeficientes obtenidos a partir de simulación CFD en SolidWorks representados por círculos “O” negros, contra la curva obtenida a partir de las ecuaciones propuestas (24) a (33) representada con una línea negra, contra los coeficientes obtenidos a partir de las pruebas en el túnel de viento representados por asteriscos “\*” verdes. a) para levantamiento, b) arrastre, c) momento, e) polar levantamiento/arrastre. Curvas de 0 a 20 grados en el ángulo de ataque, AR=3 a 100 000 Re.

### 3.5.6.3 Comparación de resultados experimentales y en CFD contra los modelos propuestos de coeficientes para configuración de biplano de ala delta invertida

El rango de ángulos de ataque analizados comprende desde 0° hasta 20°. Los resultados generados durante las pruebas en el túnel de viento, tanto para levantamiento, arrastre, momento y polar levantamiento/arrastre de la configuración biplano en delta invertida, comparados con los de la simulación en SolidWorks y los calculados utilizando las ecuaciones propuestas (24) a (29) y (33), (34), se muestran en la Figura 45.

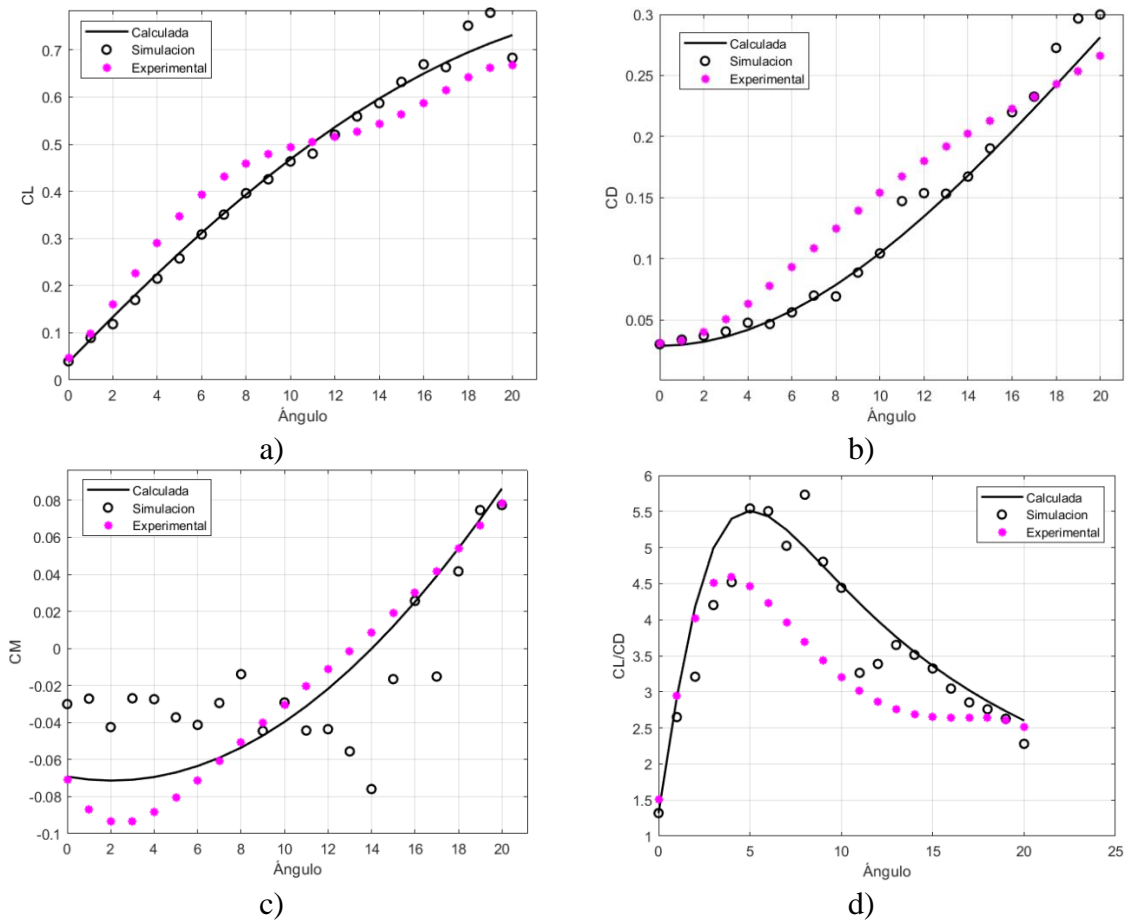


Figura 45. Comparación de coeficientes obtenidos a partir de simulación CFD en SolidWorks representados por círculos “O” negros, contra la curva obtenida a partir de las ecuaciones teóricas representados por una línea negra, contra los coeficientes obtenidos a partir de las pruebas en el túnel de viento representados por asteriscos “\*” morados. a) para levantamiento, b) arrastre, c) momento, e) polar levantamiento/arrastre. Curvas de 0 a 20 grados en el ángulo de ataque, AR=3 a 100 000 Re.

### 3.5.6.4 Comparación entre los resultados experimentales de cada configuración probada en el túnel de viento

El rango de ángulos de ataque analizados comprende desde 0° hasta 20°. Los resultados generados durante las pruebas en el túnel de viento, tanto para levantamiento, arrastre, momento y polar levantamiento/arrastre para el perfil de placa plana de referencia, la configuración biplano de alas rectas, y la configuración biplano en delta invertida se comparan en la Figura 46. En el Apéndice D se muestran a detalle las tablas con los datos utilizados para generar las curvas mostradas de la Figura 46. Como una nota, estos datos ya han sido procesados, además se usó un ajuste polinomial de tercer grado para lograr la una mejor comparación con los resultados obtenidos a partir de los diferentes métodos utilizados durante este trabajo.

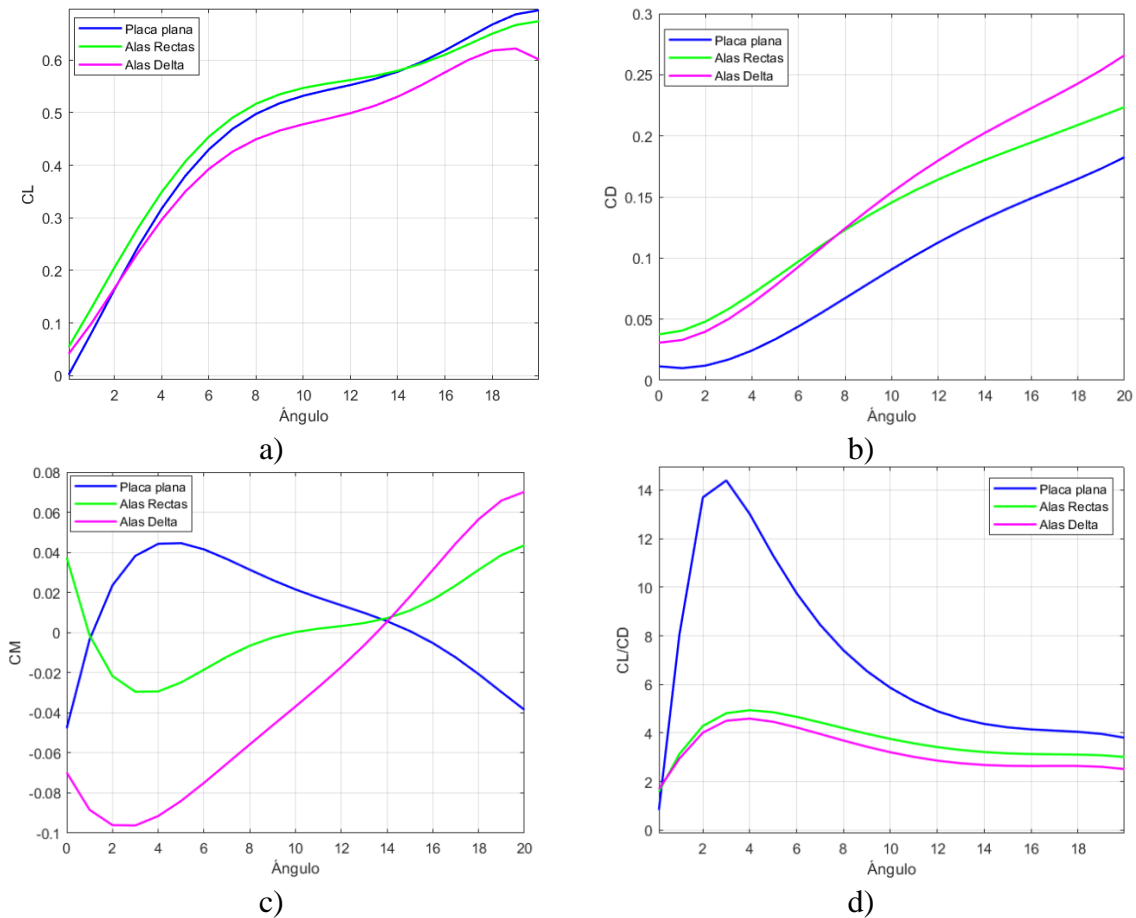


Figura 46. Comparación de coeficientes experimentales obtenidos a partir de las pruebas en el túnel de viento, los coeficientes del perfil placa plana de referencia son representados por una línea azul contra los coeficientes de la configuración de biplano de alas rectas que son representados por una línea verde contra los coeficientes de la configuración de biplano de perfiles en delta invertida que son representados por una línea morada. a) para levantamiento, b) arrastre, c) momento, e) polar levantamiento/arrastre. Curvas de 0 a 20 grados en el ángulo de ataque, a 100 000 Re. Con un ajuste polinomial de tercer grado en todas las curvas.

### 3.6 Análisis de resultados

De acuerdo con los resultados obtenidos en la simulación en SolidWorks. Se puede observar en las imágenes de las Tablas 1 y 2, que a un ángulo de ataque de 10 grados comienzan a aparecer los primeros signos de formación de una burbuja de separación laminar en la parte trasera del perfil, a partir de allí se puede observar como la burbuja evoluciona hasta abarcar casi la totalidad de la superficie del perfil, a medida que aumenta el ángulo de ataque.

El  $CL_{max}$  se alcanza en el momento que el flujo se separa del ala, ya que para que se forme una LSB se requiere que la capa límite laminar sea desprendida y luego adherida. En este trabajo el  $CL_{max}$  se define como el coeficiente de sustentación al que aparece la LSB sobre

la superficie del perfil en la simulación en CFD. Es decir, se considerará un  $CL_{max} = 0.56$  correspondiente a un  $\alpha_{max} = 10^\circ$ . Esto para el perfil de referencia a Re de 60 a  $120 \times 10^3$ .

Este resultado se puede comparar con lo reportado en [22], donde se utilizó el cambio en el momento de un cuarto de cuerda como indicador de entrada en pérdida; dando como resultado un  $CL_{max}$  de entre 0.55 a 0.7, y un  $\alpha_{max} = 10^\circ$ . Para Re de 60 a  $120 \times 10^3$ . Una diferencia notoria en lo observado por [22], en las imágenes que se proporcionan en esa referencia, se indica que la burbuja aparece a solo  $5^\circ$  grados y a los  $10^\circ$  de ángulo de ataque estalla por completo, cuando la simulación muestra que aparece a los  $10^\circ$  y estalla a los  $16^\circ$  (ver Tabla 2). Sin embargo, no es posible corroborar estas observaciones hechas a partir de las simulaciones porque en los experimentos de túnel de viento realizadas en el CIHA no se tiene equipamiento para tomar fotografías que capturarán el flujo.

En la Figura 36. En el inciso a) se observan las curvas del coeficiente de levantamiento, el biplano de ala delta invertida es el que peor desempeño tiene respecto a los otros, siendo alrededor de 10% menor de  $0^\circ$  a  $20^\circ$  respecto a los otros dos casos. A pesar de esto en el inciso d) se observa como la eficiencia de los biplanos es idéntica, siendo 62.75% menor respecto a la eficiencia de la placa plana. Sin embargo, la diferencia más importante entre las configuraciones propuestas es el ángulo máximo de entrada en pérdida,  $CL_{max}$ .

De la Tabla 3 se puede observar que la configuración de biplano de ala recta de manera efectiva retrasa a la aparición de la LSB en perfil delantero respecto al monoplano de  $10^\circ$  a  $14^\circ$  y estalla a los  $23^\circ$  de ángulo de ataque. Además, dentro del rango estudiado, para el perfil trasero nunca aparece la LSB sobre su superficie alar, lo que evitaría la pérdida abrupta de levantamiento ya que esta seguiría generando levantamiento a pesar de que la delantera entre en pérdida, observaciones que se ven respaldadas por la Tabla 4, que muestra una vista lateral de las trayectorias de flujo sobre la configuración.

Para la configuración de biplano de ala delta invertida, el ángulo de barrido de  $30^\circ$  parece no haber tenido el efecto deseado, por el contrario, provocando un comportamiento similar al del monoplano, al contrarrestar el efecto positivo de la segmentación del ala. En particular, se observa en las Tablas 5 y 6 que el ángulo de ataque para entrada en pérdida del perfil delantero es de  $11^\circ$ , extendiéndose la LSB sobre el perfil trasero a nivel del delantero sin unirse a este. Sin embargo, si se consigue atrasar la evolución de la LSB ya que no estalla

hasta los  $22^\circ$  de ángulo de ataque, y como en el caso anterior el perfil trasero no experimenta la LSB en su superficie.

Las simulaciones muestran que dividir el ala en secciones más pequeñas y utilizarlas en una configuración de biplano como las propuestas en este trabajo es un método efectivo para la prevención de la aparición de la burbuja de separación laminar, sobre todo para el perfil trasero, retrasando la entrada en pérdida en  $4^\circ$  para el biplano de ala recta, y haciéndola más suave al no perderse el levantamiento en el perfil trasero, aumentando el rango de operación en ángulo de ataque de un UAV.

Esto cumple con el objetivo de demostrar que una configuración de biplano puede ser usada como método de prevención de aparición de la burbuja de separación laminar. Aunque no sin ningún costo ya que el arrastre se eleva considerablemente para ambas configuraciones de biplano provocando una disminución de la eficiencia como se muestra en la Figura.34 d) y la Figura.35 d). Aunque si se opera a un alto ángulo de ataque, la eficiencia no se ve tan afectada respecto a un monoplaneo.

Las ecuaciones ajustadas empíricamente (21), (22), (23) a partir de las ecuaciones (7), (8) y (9) recuperadas de [10], concuerdan muy bien con los resultados de la simulación en CFD particularmente para el primer caso de estudio, que es una placa plana con bordes elípticos. Donde las estimaciones de Barnes, Helmbold y Hoerner concuerdan muy bien con los resultados de la simulación en CFD para ángulos pequeños siendo el modelo de Hoerner el que se aproxima más a estos. validando tanto la simulación en CFD como el modelo presentado en este trabajo (ver figura 41).

Se observa que el factor de elevación de vórtice  $K_v$  para el perfil delantero se duplica debido al efecto del perfil trasero que amplifica el vórtice del perfil frontal duplicando, esto se le atribuye al acoplamiento tan estrecho de la configuración. Esto podría cambiar con un GAP mayor por lo que se debe tener en cuenta al usar las ecuaciones descritas anteriormente. Además, se observa la inversión de las funciones en ambos ejes para el perfil trasero respecto a las funciones del perfil delantero, para todos los coeficientes, esto no puede ser debido a la relación de aspecto como se describió anteriormente. Definir si esta inversión se debe a su posición particular o a la falta de formación de la burbuja de separación laminar sobre su

superficie quedara para un trabajo futuro. De igual manera las ecuaciones desarrolladas para estos casos concuerdan bien con los valores de la simulación en CFD.

Experimentalmente, el perfil de mejor rendimiento es el de placa plana usado como referencia. Su mayor eficiencia se alcanza a 3°, y en ambas configuración de biplano a 4° Figura 46 d. Esto coincide con los valores de la simulación, que para la referencia alcanzo su mayor eficiencia igual a 3° y en ambas configuración de biplano a 6° a diferencia de las experimentales (ver Figura 36d). Las Tablas 8 y 9, presentan los valores numéricos de los coeficientes en estos ángulos y en los ángulos correspondientes a la entrada en pérdida de cada caso estudiado.

Tabla 8. Coeficientes de levantamiento “CL” y arrastre “CD” además del valor de la polar CL/CD para el ángulo de mayor eficiencia y en ángulo de entrada en perdida para los tres casos estudiados. Valores obtenidos de la simulación en CFD en SolidWorks.

A	Placa plana			Biplano de alas rectas			Biplano de alas delta inv.		
	CL	CD	CL/CD	CL	CD	CL/CD	CL	CD	CL/CD
3°	0.17446	0.01331	13.0988	0.19359	0.05015	3.86002	0.16286	0.04140	3.93335
6°	0.33837	0.03292	10.27852	0.34672	0.07103	4.88161	0.29739	0.06096	4.87857
10°	<b>0.52411</b>	<b>0.07708</b>	<b>6.79940</b>	0.53137	0.12031	4.41656	0.46779	0.10737	4.35658
11°	0.56263	0.09096	6.18505	0.57160	0.13654	4.18630	<b>0.50679</b>	<b>0.12264</b>	<b>4.13227</b>
14°	0.65529	0.13826	4.73937	<b>0.67408</b>	<b>0.19389</b>	<b>3.47649</b>	0.61075	0.17654	3.45946

Tabla 9. Coeficientes de levantamiento “CL” y arrastre “CD” además del valor de la polar CL/CD para el ángulo de mayor eficiencia y en ángulo de entrada en perdida para los tres casos estudiados. Valores obtenidos experimentalmente.

A	Placa plana			Biplano de alas rectas			Biplano de alas delta inv.		
	CL	CD	CL/CD	CL	CD	CL/CD	CL	CD	CL/CD
3°	0.24542	0.01705	14.39586	0.28164	0.05849	4.81544	0.22654	0.05053	4.48297
4°	0.31798	0.02443	13.01661	0.34944	0.07073	4.94045	0.28994	0.06360	4.55845
10°	<b>0.53192</b>	<b>0.09078</b>	<b>5.85935</b>	0.54678	0.14553	3.75727	0.49324	0.15731	3.13542
11°	0.54261	0.10204	5.31743	0.55500	0.15534	3.57278	<b>0.50444</b>	<b>0.17162</b>	<b>2.93923</b>
14°	0.57764	0.13205	4.37454	<b>0.57939</b>	<b>0.18018</b>	<b>3.21565</b>	0.54318	0.20979	2.58915

Si se considera al coeficiente de levantamiento como el más significativo, en las Tablas 8 y 9, se observa como el desempeño de la configura de biplano de perfiles rectos es más alto, por ende, un UAV con esta configuración tendrá una mayor capacidad de carga ya que este



también demostró un mayor ángulo de entrada en pérdida. En ese caso esta configuración será la más adecuada para un UAV que opere a este rango de velocidades y en misiones de corta duración, pero de una mayor carga y riesgo o complejidad de la misión a cumplir. Mientras que para misiones de larga duración y poca complejidad se elegiría el perfil de placa plana por obtener mayor eficiencia.

Ahora, si se toma el valor de la ecuación (21) como el ideal teórico del coeficiente de levantamiento para el perfil de placa plana de referencia y el valor de la ecuación (10) para las dos configuraciones de biplano y se calcula el error experimental hasta la entrada en pérdida de cada uno de estos, se obtiene que para el caso del perfil de referencia de  $0^\circ$  a  $10^\circ$  de  $\alpha$  el error respecto al teórico fue de 31.4266 %, para el biplano de alas rectas de  $0^\circ$  a  $14^\circ$  de  $\alpha$  fue de 18.3906 % y para el biplano de alas delta invertida de  $0^\circ$  a  $11^\circ$  de  $\alpha$  fue de 18.3675 %.

## 4. Conclusiones

---

En general se puede observar que la tendencia de los datos experimentales si concuerda con lo esperado a partir de los resultados de la simulación en CFD y los valores calculados analíticamente. Por lo que se puede concluir que las observaciones realizadas a partir de resultados de la simulación en CFD son válidas en ese sentido. Es decir, el perfil de placa plana utilizado como referencia entra en pérdida a los 10 grados de ángulo de ataque, al igual que la configuración de biplano en delta invertida y la configuración de biplano de ala recta entra en pérdida a los 14 grados de ángulo de ataque con un  $CL_{max}$  de 0.579, incluso a  $10^\circ$  de  $\alpha$  el CL de este es 0.0148 y 0.0403 más alto que el  $CL_{max}$  del perfil de placa plana experimental y teóricamente respectivamente. Consiguiendo un retraso en la entrada en pérdida, que en el caso del biplano de ala recta fue de  $4^\circ$  respecto a la placa plana. Demostrando así, que dividir el ala en secciones más pequeñas y utilizarlas en una configuración de biplano es un método efectivo para retrasar la entrada en pérdida y prevenir la aparición de la burbuja de separación laminar a bajo número de Reynolds, al menos en una parte de la superficie alar total de la aeronave como lo es el perfil trasero del biplano.

Las estimaciones de Barnes, Helmbold y Hoerner concuerdan muy bien con los resultados de la simulación en CFD para ángulos pequeños siendo el modelo de Hoerner el que se aproxima más a estos. validando tanto la simulación en CFD como el modelo presentado en este trabajo. Pues el modelo presentado para el coeficiente de levantamiento claramente concuerda mejor que todos los enfoques anteriores, tanto para ángulos pequeños, como prediciendo correctamente la tendencia general de los valores resultantes de la simulación y ciertamente los valores experimentales. Así mismo las ecuaciones (24) a (32) se podrían utilizar para predecir el efecto de los dispositivos hipersustentadores en una variedad de casos de estudio teniendo en cuenta las condiciones y rango de aplicación de estas ecuaciones.

## 5. Trabajos futuros

---

Se intuye, por simple simetría con las ecuaciones de referencia, que las ecuaciones propuestas en este trabajo tendrán un rango de aplicación de  $2 < AR \leq 4$ , siendo el ajuste cada vez menor, pues  $K_p$  tendera a un valor casi constante cerca de  $K_p \approx 4$  y  $K_v$  tendera a  $\pi$ , para un  $AR \leq 4$ .

De llegar a confirmarse este comportamiento hipotético, se podría intentar introducir términos que tengan en cuenta factores como la curvatura, el espesor o la asimetría del perfil en las ecuaciones (21), (22), (23). Definir los límites de aplicación de estas ecuaciones quedará para un trabajo futuro.

Así mismo las ecuaciones de (24) a (32) se podrían utilizar para tratar de predecir el efecto de los dispositivos hipersustentadoras; utilizando distintos porcentajes de la cuerda total para el hipersustentador y variando su ángulo de ataque respecto al perfil principal. Y si se le añadieran factores como los mencionados anteriormente, a estas ecuaciones, se podría llegar a predecir una amplia gama de perfiles y configuraciones, simplificando el trabajo de diseño para los ingenieros en aeronáutica.

## 6. Referencias

---

- [1] A. Pelletier, T.J. Mueller, Low Reynolds number aerodynamics of low-aspect ratio thin/flat/cambered-plate wings, *J. Aircr.* 37 (5) (2000) 825–832.
- [2] E.C. Polhamus, A concept of the vortex lift of sharp-edge delta wings based on a leading-edge-suction analogy, NASA TN D-3767, December 1966.
- [3] M. Shields, K. Mohseni, Effects of sideslip on the aerodynamics of low-aspect ratio low-Reynolds-number wings, *AIAA J.* 50 (1) (2012) 85–99.
- [4] Mueller, T. J., and DeLaurier, J. D., “Aerodynamics of Small Vehicles,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 35, 2003, pp. 89–111.
- [5] R. Jones, Stall Delay of Two-Wing Configurations with Decalage at Low Reynolds Numbers, *Journal Ofaircraft*,2017.
- [6] Kang, H., Genco, N., and Altman, A., “Gap and Stagger Effects on Biplanes with End Plates Part 1,” 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper. 2009.
- [7] High-Lift Aerodynamics, by A. M. O. Smith, McDonnell Douglas Corporation, Long Beach, June 1975.
- [8] Anibal Isidoro Carmona, Aerodinámica y actuaciones del avión, 12ª ed., Thomson-Paraninfo, 2004.
- [9] Knight, M., and Noyes, R.W., “Wind Tunnel Pressure Distribution Tests on a Series of Biplane Wing Models Part 2: Effects of Changes in Decalage, Dihedral, Sweepback and Overhang,” NACA TN-325, 1929.
- [10] G.E. Torres, T.J. Mueller, Low-aspect-ratio wing aerodynamics at low Reynolds numbers, *J. Aircr.* 42 (5) (2004) 865–873.
- [11] T.J. Mueller, Aerodynamic measurements at low Reynolds numbers for fixed wing micro-air vehicles, RTO AVT/VKI special course, Rhode-St-Genèse, Belgium, 1999.
- [12] Scharpf, D. F., and Mueller, T. J., “Experimental Study of a Low Reynolds Number Tandem Airfoil Configuration,” *Journal of Aircraft*, Vol. 29, No. 2, 1992, pp. 231–236.
- [13] Manual de vuelo. Recuperado el 20 de noviembre de 2022, [https://www.manualvuelo.es/1pbav/17\\_ataqu.html](https://www.manualvuelo.es/1pbav/17_ataqu.html)
- [14] John Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-Hill,2017.
- [15] Mohammad H. aircraft design A Systems Engineering Approach. Sadraey, Daniel Webster College, New Hampshire, USA ,2013, John Wiley & Sons, Ltd
- [16] Department of Transportation Federal Aviation Administration. (2016). *Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge*. Oklahoma City, U.S.
- [17] L. Prandtl. *Applications of Modern Hydrodynamics to Aeronautics*, 1921.
- [18] *Theory of wing sections*, Abbott and Doenhoff, Dover Publications,1949.
- [19] Andrea Zuazaga Calvo, Sobre las actuaciones aerodinámicas del perfil SD7003 a bajo número de Reynolds, máster tesis, Universidad Politécnica de Valencia,2019.
- [20] B. H. Carmichael. *Low Reynolds Number Airfoil Survey*. NASA. Report 165803, nov. 1981.

- [21] P. B. S. Lissaman. Low-Reynolds-Number Airfoils. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 15, 1983.
- [22] G.K. Ananda, Aerodynamic performance of low-to-moderate aspect ratio wings at low Reynolds numbers, Master's thesis, Department of Aerospace Engineering, University of Illinois at Urbana–Champaign, Urbana, IL, 2012.
- [23] A. Gopalarathnam and M. S. Selig. Design of Low Reynolds Number Airfoils with Trips. *Journal of Aircraft*, July-August 2003.
- [24] R. Ricci, S. Montelpare, and E. Silvi. Study of Acoustic Disturbances Effect on Laminar Separation Bubble by IR Thermography. *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2007.
- [25] M. S. Selig. Multi-Point Inverse Design of Isolated Airfoils and Airfoils in Cascade in Incompressible Flow. PhD thesis, Dept. of Aerospace Engineering, Pennsylvania State Univ. University Park, PA, May 1992.
- [26] J. H. McMasters and M. L. Henderson. Low-Speed Single-Element Airfoil Synthesis. 1980.
- [27] M. S. Selig. Low Reynolds Number Airfoil Design. Number RTO/AVT-VKI-104. von Karman Institute for Fluid Dynamics (VKI) Lecture Series, Nov. 2003.
- [28] [https://en.wikipedia.org/wiki/Kline%E2%80%93Fogleman\\_airfoil](https://en.wikipedia.org/wiki/Kline%E2%80%93Fogleman_airfoil)
- [29] Kline, Richard L and Floyd F. Fogleman. Airfoil for Aircraft. United States of America: Patent 3706430. 19 December 1972. Document.
- [30] Kline, Richard L and Floyd F. Fogleman. Airfoil for Aircraft Having Improved Lift Generating Device. United States of America: Patent 4046338. 6 September 1977. Document.
- [31] Lumsdaine, Edward, Johnson, William S., Fletcher, Lynn M., Peach, Judith E. "Investigation of the Kline-Fogleman Airfoil Section for Rotor Blade Applications." NASA Report. 1974.
- [32] Lisbon, "Flow Control On A High Thickness Airfoil By A Trapped Vortex Cavity, 14th Int Symp on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, July 2008".
- [33] Kermode, A.C., *Mechanics of Flight*, Presston Hill, 2006.
- [34] Traub LW, Theoretical and experimental investigation of biplane delta wings. *J Aircr.* (2001).
- [35] R. Jones, Aerodynamics of biplane and tandem wings at low Reynolds Numbers, *Exp Fluids* 56, 124 (2015).
- [36] Prandtl L, Tietjens O *Applied hydro-and aeromechanics*. Dover Publications, Inc., Dover, (1957).

- [37] Knight M, Noyes R Wind tunnel pressure distribution tests on a series of biplane wing models part III : effect of changes in various combinations of stagger, gap, sweepback and decalage. NACA TN 330, (1929).
- [38] Moschetta J-M, Thipyopas C Aerodynamic performance of a biplane micro air vehicle. J Aircr (2007).
- [39] E.C. Polhamus, Predictions of Vortex-Lift Characteristics by a Leading-Edge Suction Analogy, NASA Langley Research Center, Hampton, Va.1974.
- [40] Lamar, Extension of leading-edge-suction analogy to wings with separated flow around the side edges, national aeronautics and space administration washington, d. c. 1974.
- [41] F. W. Lanchester. Aerodynamics. Constable & Co. Ltd., London, 1918.
- [42] Y. Nakamura and T. Yamada, "Aerodynamic Characteristics of Spin Phenomenon for Delta Wing," in 23rd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), Toronto, Canada, 2002.
- [43] T. K. D. Hoang, P. K. Nguyen, and Y. Nakamura, "High Swept-Back Delta Wing Flow," Advanced Materials Research, vol. 1016, 2014.
- [44] J. Katz and A. Plotkin, Low speed aerodynamics, 2nd ed. (Cambridge aerospace series, no. 13). Cambridge, UK; New York: Cambridge University Press, 2001.
- [45] Winkelmann, Flowfield Model for a Rectangular Planform Wing beyond Stall University of Maryland, College Park, Md. AIAA JOURNAL.1980.
- [46] J. C. Serrano, Aerodynamic performance analysis of a delta wing at low speed, Universidad Industrial de Santander, UIS Ingenierías,2019.
- [47] ATI Industrial automation.  
[https://www.ati-ia.com/products/ft/ft\\_models.aspx?id=mini40](https://www.ati-ia.com/products/ft/ft_models.aspx?id=mini40)
- [48] Barnes W. McCormick, Aerodynamics, Aeronautics, And Flight Mechanics, Barnes W McCormick,2<sup>nd</sup> ed, 1995.
- [49] Hoerner S.F. Borst, H.V. Fluid-Dynamic Lift. In Hoerner Fluid Dynamics; Mrs. Liselotte A. Hoerner: Brick Town, NJ, USA, 1975.
- [50] Helmbold H.B. Der Unverwundene Ellipsenflugel als Tragende Flache; der Deutschen Luftfahrtforschung. R. Oldenbourg: Munich, Germany, 1942
- [51] Traub L. W Examination and Prediction of the Lift Components of Low Aspect Ratio Rectangular Flat PlateWings. Aerospace 2023.

[52] Okamoto M.Sasaki, D. Kamikubo, M. Fujii, R. Disappearance of Vortex Lift in Low Aspect Ratio Wings at Very Low Reynolds Number. Trans. Jpn. Soc. Aero. Space Sci. 2019

Apéndices

**Apéndice A. Datos de simulación en SolidWorks para referencia**

Tabla. 11. Datos de simulación en SolidWorks *para referencia a 60 000 Re Y a 80 000 Re.*

A	60 000 Re			80 000 Re		
	CL	CD	CM	CL	CD	CM
-25.0	-0.69507936	0.35204579	0.09312141	-0.64703273	0.32660818	0.09302141
-24.0	-0.6829386	0.3459138	0.11762587	-0.63752997	0.32189762	0.11752587
-23.0	-0.59898067	0.27941214	0.11399258	-0.55459461	0.25815432	0.11389258
-22.0	-0.68549375	0.29256396	0.09197649	-0.63057375	0.26845107	0.09187649
-21.0	-0.65166469	0.26762527	0.06468566	-0.60682369	0.24786734	0.06458566
-20.0	-0.66333567	0.26257382	0.06482396	-0.61496213	0.24291905	0.06472396
-19.0	-0.71187784	0.24422056	0.07696447	-0.65024576	0.22222273	0.07686447
-18.0	-0.60697298	0.21637671	0.06018844	-0.5555003	0.19882011	0.06008844
-17.0	-0.66503957	0.19799773	0.03655486	-0.61977525	0.18366358	0.03645486
-16.0	-0.62976913	0.20044436	-0.03928558	-0.58648457	0.18558061	-0.03938558
-15.0	-0.64280034	0.16540539	0.01415786	-0.59622198	0.15316217	0.01405786
-14.0	-0.62442601	0.16450235	0.01785497	-0.56963317	0.14995093	0.01775497
-13.0	-0.57035969	0.13607563	-0.0148685	-0.53476088	0.12538167	-0.0149685
-12.0	-0.57520555	0.12418882	-0.02584939	-0.53989775	0.1159239	-0.02594939
-11.0	-0.47585565	0.10135747	-0.03473923	-0.44681684	0.09300852	-0.03483923
-10.0	-0.48448458	0.0895912	-0.02383955	-0.4506019	0.08152468	-0.02393955
-9.0	-0.45214992	0.07337554	-0.01875264	-0.41598075	0.06688841	-0.01885264
-8.0	-0.36026257	0.07394603	-0.01643186	-0.33573571	0.06780441	-0.01653186
-7.0	-0.37162981	0.06032704	-0.01969933	-0.34563889	0.05544027	-0.01979933
-6.0	-0.27834674	0.04389102	-0.01830589	-0.25370536	0.03973431	-0.01840589
-5.0	-0.25991728	0.04329227	-0.01263805	-0.24162443	0.03974699	-0.01273805
-4.0	-0.19542403	0.03348407	-0.00834403	-0.18217459	0.03068166	-0.00844403
-3.0	-0.14596597	0.0459787	-0.01076014	-0.14393589	0.04322427	-0.01086014
-2.0	-0.10703577	0.02393062	-0.00399165	-0.10029258	0.02165938	-0.00409165
-1.0	-0.02080364	0.04294531	-0.001024	-0.00476158	0.04194701	-0.001124
0.0	-0.0088595	0.01569503	0.00149164	-0.01059292	0.01476963	0.00139164
1.0	0.0200243	0.04412097	0.00190482	0.00814186	0.04029873	0.00180482
2.0	0.10642514	0.02373059	0.00589714	0.10142595	0.02179462	0.00579714
3.0	0.14797144	0.04484641	0.01415039	0.1435231	0.04212077	0.01405039
4.0	0.19415314	0.03363475	0.01071692	0.18091734	0.03089953	0.01061692
5.0	0.26106386	0.04337364	0.01305853	0.24138794	0.03989016	0.01295853
6.0	0.27671104	0.04403157	0.01932791	0.25221563	0.04010529	0.01922791
7.0	0.37316604	0.06077117	0.02117563	0.34641273	0.05591144	0.02107563
8.0	0.35957785	0.07383977	0.0181838	0.33626821	0.06810525	0.0180838
9.0	0.45410394	0.0736454	0.01826482	0.41863134	0.06707731	0.01816482
10.0	0.48874961	0.08994616	0.0242136	0.44807579	0.08159995	0.0241136
11.0	0.48449944	0.10334772	0.03353729	0.45077831	0.09363777	0.03343729
12.0	0.57309722	0.12479292	0.02698811	0.53755184	0.11586417	0.02688811
13.0	0.56864465	0.13542113	0.01609351	0.53339802	0.12538125	0.01599351
14.0	0.6324699	0.16608538	-0.01891096	0.58287572	0.15171043	-0.01901096
15.0	0.66521303	0.17143897	-0.01240795	0.6169216	0.15916848	-0.01250795
16.0	0.63656099	0.20227676	0.03864058	0.59485039	0.18755103	0.03854058
17.0	0.67320362	0.1997635	-0.03728776	0.62958876	0.18548644	-0.03738776
18.0	0.60846344	0.21884164	-0.05909998	0.55978995	0.20089098	-0.05919998
19.0	0.71057555	0.24551496	-0.07765925	0.6481546	0.22364239	-0.07775925
20.0	0.66353809	0.26372472	-0.06439713	0.61351391	0.2436026	-0.06449713

21.0	0.64116844	0.26608325	-0.06366042	0.60808126	0.24948946	-0.06376042
22.0	0.6700881	0.28935177	-0.09162909	0.62209533	0.26832523	-0.09172909
23.0	0.58408079	0.27826482	-0.11418074	0.54147948	0.25736397	-0.11428074
24.0	0.67733982	0.34402449	-0.0898129	0.63312244	0.32051795	-0.0899129
25.0	0.69348732	0.35148574	-0.09162219	0.64553891	0.32631144	-0.09172219

Tabla. 12. Datos de simulación en SolidWorks *para referencia a 100 000 Re Y a 120 000 Re*. En referencia de la figura. 30 y las tablas 1 y 2. Datos a 100 000 Re.

A	<i>100 000 Re</i>			<i>120 000 Re</i>		
	CL	CD	CM	CL	CD	CM
-25.0	-0.65954999	0.32394663	0.09292141	-0.76902211	0.38425129	0.09282141
-24.0	-0.62388245	0.29460166	0.11742587	-0.72262194	0.36531877	0.11732587
-23.0	-0.65073306	0.28343717	0.11379258	-0.62618268	0.29201878	0.11369258
-22.0	-0.59894192	0.26454936	0.09177649	-0.70076065	0.30192635	0.09167649
-21.0	-0.68635092	0.26041125	0.06448566	-0.68250612	0.27901313	0.06438566
-20.0	-0.69317035	0.24687621	0.06462396	-0.68716662	0.27199773	0.06452396
-19.0	-0.68484786	0.22109748	0.07676447	-0.71377629	0.2453144	0.07666447
-18.0	-0.69885482	0.20798807	0.05998844	-0.63048364	0.22104676	0.05988844
-17.0	-0.68192747	0.18498043	0.03635486	-0.70221562	0.2052507	0.03625486
-16.0	-0.63530299	0.15713002	-0.03948558	-0.66245761	0.21051238	-0.03958558
-15.0	-0.62019606	0.1448129	0.01395786	-0.66772364	0.17208988	0.01385786
-14.0	-0.62053224	0.12277489	0.01765497	-0.62512053	0.16508305	0.01755497
-13.0	-0.56845734	0.10287991	-0.0150685	-0.59529312	0.14004214	-0.0151685
-12.0	-0.57066252	0.09087746	-0.02604939	-0.60268886	0.12740813	-0.02614939
-11.0	-0.53838947	0.08097498	-0.03493923	-0.50613418	0.10513505	-0.03503923
-10.0	-0.49389743	0.06832593	-0.02403955	-0.48321193	0.0880148	-0.02413955
-9.0	-0.45429107	0.06153975	-0.01895264	-0.47466723	0.07653789	-0.01905264
-8.0	-0.39993292	0.04233287	-0.01663186	-0.38480923	0.07852588	-0.01673186
-7.0	-0.38680673	0.03959101	-0.01989933	-0.38969646	0.06412998	-0.01999933
-6.0	-0.31172512	0.03081393	-0.01850589	-0.29741923	0.04652738	-0.01860589
-5.0	-0.23616768	0.02851156	-0.01283805	-0.2721382	0.04640353	-0.01293805
-4.0	-0.19871062	0.01694556	-0.00854403	-0.22074065	0.03792673	-0.00864403
-3.0	-0.14285963	0.01492234	-0.01096014	-0.15000108	0.04883844	-0.01106014
-2.0	-0.09370126	0.01141809	-0.00419165	-0.12322286	0.02719149	-0.00429165
-1.0	-0.0438884	0.00845194	-0.001224	-0.06074009	0.04456442	-0.001324
0.0	0.00060157	0.00790604	0.00129164	-0.04070214	0.02069692	0.00119164
1.0	0.04389567	0.00853001	0.00170482	0.02825772	0.04426493	0.00160482
2.0	0.09690492	0.01131822	0.00569714	0.08693872	0.02683735	0.00559714
3.0	0.14335887	0.01530203	0.01395039	0.11995629	0.04862345	0.01385039
4.0	0.19771815	0.01713634	0.01051692	0.18808099	0.03628773	0.01041692
5.0	0.24223758	0.02912568	0.01285853	0.23494002	0.04637435	0.01275853
6.0	0.31440654	0.03152508	0.01912791	0.26866459	0.04473747	0.01902791
7.0	0.36261168	0.04408534	0.02097563	0.35526266	0.06174149	0.02087563
8.0	0.41155811	0.04360972	0.0179838	0.35559902	0.07390734	0.0178838
9.0	0.45296388	0.06171482	0.01806482	0.44030968	0.07386305	0.01796482
10.0	0.48727291	0.06697887	0.0240136	0.45164401	0.08362569	0.0239136
11.0	0.53347916	0.07996741	0.03333729	0.48725256	0.10189883	0.03323729
12.0	0.57334757	0.09125939	0.02678811	0.585355	0.12493135	0.02668811
13.0	0.58663201	0.10496824	0.01589351	0.55407116	0.13077895	0.01579351
14.0	0.62058383	0.12316107	-0.01911096	0.60635238	0.16074788	-0.01921096
15.0	0.61541342	0.14281918	-0.01260795	0.6662815	0.17180573	-0.01270795
16.0	0.63397671	0.15643276	0.03844058	0.66068696	0.20998443	0.03834058
17.0	0.68069037	0.18488603	-0.03748776	0.6916113	0.20027551	-0.03758776
18.0	0.69677933	0.20531112	-0.05929998	0.62147548	0.21623686	-0.05939998
19.0	0.68539955	0.2214597	-0.07785925	0.72096107	0.24420418	-0.07795925
20.0	0.68878823	0.24435022	-0.06459713	0.68666981	0.27040293	-0.06469713
21.0	0.68059307	0.2596499	-0.06386042	0.67850679	0.27618372	-0.06396042
22.0	0.61446265	0.26392523	-0.09182909	0.69722516	0.29982094	-0.09192909
23.0	0.64978479	0.28317462	-0.11438074	0.61240055	0.28581347	-0.11448074



24.0	0.6263342	0.29558982	-0.0900129	0.70650485	0.35779206	-0.0901129
25.0	0.66270685	0.32538955	-0.09182219	0.75315988	0.37652958	-0.09192219

## Apéndice B. Datos de simulación en SolidWorks para la configuración biplano

Tabla. 13. Datos de simulación en SolidWorks para la configuración biplano a 60 000 Re.

A	CLT	CDT	CMT	CLI	CDI	CM1	CL2	CD2	CM2
-25.0	-0.988045	0.526612	-0.240624	-0.630111	0.358607	-0.053443	-0.357905	0.167532	0.187182
-24.0	-1.018563	0.508559	-0.229321	-0.641016	0.356431	-0.031709	-0.377516	0.151644	0.197612
-23.0	-0.965152	0.452556	-0.184348	-0.634599	0.323275	-0.023325	-0.330547	0.128776	0.161023
-22.0	-0.971783	0.442102	-0.202486	-0.613756	0.311418	-0.035491	-0.358019	0.130149	0.166994
-21.0	-0.886494	0.430617	-0.198888	-0.550322	0.313080	-0.051348	-0.336166	0.116973	0.147540
-20.0	-0.788932	0.407962	-0.156647	-0.514667	0.315629	-0.037255	-0.274248	0.091788	0.119392
-19.0	-0.838285	0.343247	-0.152828	-0.549485	0.253761	-0.031378	-0.288792	0.088993	0.121449
-18.0	-0.787820	0.291656	-0.147535	-0.511344	0.207256	-0.060913	-0.276464	0.083913	0.086622
-17.0	-0.813790	0.254111	-0.148052	-0.519768	0.179406	-0.071616	-0.294025	0.074231	0.076436
-16.0	-0.728382	0.229271	-0.139057	-0.453741	0.165274	-0.065830	-0.274640	0.063527	0.073226
-15.0	-0.693953	0.202295	-0.097122	-0.481205	0.158438	-0.049627	-0.212740	0.043397	0.047495
-14.0	-0.696070	0.176827	-0.084018	-0.468371	0.130262	-0.050272	-0.227690	0.046131	0.033746
-13.0	-0.714355	0.163683	-0.100208	-0.420913	0.106085	-0.058545	-0.293420	0.057172	0.041663
-12.0	-0.673187	0.154310	-0.098108	-0.372365	0.101960	-0.055247	-0.300807	0.051921	0.042861
-11.0	-0.725738	0.150306	-0.091225	-0.389200	0.097111	-0.045896	-0.336521	0.052757	0.045330
-10.0	-0.832234	0.144292	-0.096797	-0.433233	0.073178	-0.036636	-0.398976	0.070675	0.060161
-9.0	-0.730593	0.133142	-0.070291	-0.432785	0.064003	-0.038255	-0.297789	0.068720	0.032036
-8.0	-0.611952	0.147881	-0.061301	-0.364699	0.061723	-0.034703	-0.247231	0.085765	0.026598
-7.0	-0.364093	0.186650	-0.021294	-0.227907	0.069302	-0.030584	-0.136170	0.116985	-0.009290
-6.0	-0.403881	0.134714	-0.018035	-0.228234	0.061745	-0.024472	-0.175632	0.072604	-0.006436
-5.0	-0.342867	0.091369	-0.045439	-0.154040	0.043492	-0.044726	-0.188811	0.047522	0.000713
-4.0	-0.235113	0.080043	-0.041611	-0.087976	0.038052	-0.039062	-0.147124	0.041647	0.002548
-3.0	-0.165915	0.097043	-0.043908	-0.031255	0.051624	-0.033056	-0.134650	0.045098	0.010852
-2.0	-0.082564	0.115911	-0.062393	0.099365	0.082818	-0.039673	-0.181923	0.032797	0.022720
-1.0	0.011082	0.089889	-0.056316	0.162757	0.048860	-0.043180	-0.151676	0.040718	0.013136
0.0	0.078782	0.074812	-0.049654	0.202926	0.034942	-0.036451	-0.124154	0.039548	0.013203
1.0	0.182775	0.074888	-0.040322	0.254108	0.041507	-0.031332	-0.071348	0.033053	0.008990
2.0	0.291382	0.092411	-0.026497	0.294403	0.069283	-0.021711	-0.003044	0.022793	0.004786
3.0	0.400422	0.116508	-0.016544	0.361235	0.079807	-0.012786	0.039170	0.036357	0.003758
4.0	0.562110	0.126790	-0.000417	0.465150	0.073174	-0.013539	0.096937	0.053254	-0.013122
5.0	0.642354	0.152773	-0.009533	0.584010	0.083563	-0.026539	0.058314	0.068844	-0.017005
6.0	0.751991	0.155694	-0.032255	0.698219	0.103632	-0.051430	0.053735	0.051648	-0.019175
7.0	0.816944	0.162817	0.002006	0.675923	0.109016	-0.013683	0.140991	0.053410	-0.015689
8.0	0.939654	0.171605	0.005281	0.762843	0.117631	-0.015551	0.176779	0.053553	-0.020832
9.0	1.007138	0.189479	-0.002614	0.814615	0.130256	-0.012946	0.192493	0.058785	-0.010332
10.0	1.038440	0.220514	-0.015354	0.864832	0.149137	-0.014948	0.173581	0.070915	0.000406
11.0	1.076564	0.313442	-0.002652	0.882679	0.203089	-0.011667	0.193856	0.109904	-0.009015
12.0	1.145417	0.332717	0.013200	0.954260	0.215943	-0.006831	0.191124	0.116331	-0.020031
13.0	1.323624	0.356865	0.035016	1.031991	0.239028	-0.009721	0.291600	0.117341	-0.044737
14.0	1.406439	0.392002	0.038244	1.035854	0.267195	-0.000693	0.370559	0.124331	-0.038938
15.0	1.467863	0.437526	0.046264	0.996118	0.300294	-0.002678	0.471715	0.136720	-0.048941
16.0	1.500507	0.472852	0.097225	0.924823	0.302510	0.038249	0.575652	0.169823	-0.058976
17.0	1.545676	0.494747	0.089754	0.990250	0.319940	0.039107	0.555398	0.174259	-0.050647
18.0	1.554321	0.562465	0.109033	0.926651	0.349038	0.045613	0.627644	0.212888	-0.063420
19.0	1.604052	0.676710	0.104797	0.979293	0.415316	-0.004599	0.624727	0.260837	-0.109396
20.0	1.485980	0.720102	0.158538	0.874425	0.445033	0.038502	0.611545	0.274537	-0.120035
21.0	1.545466	0.742363	0.187557	0.891986	0.459830	0.062978	0.653482	0.281986	-0.124579
22.0	1.581082	0.739274	0.163598	0.918349	0.444544	0.041066	0.662724	0.294180	-0.122532
23.0	1.719898	0.811879	0.224028	0.921940	0.463829	0.044253	0.797958	0.347475	-0.179774
24.0	1.662597	0.844495	0.250211	0.884364	0.483433	0.070966	0.778242	0.360485	-0.179245
25.0	1.700177	0.894110	0.315485	0.853002	0.475098	0.086758	0.847199	0.418440	-0.228727

Tabla.14. Datos de simulación en SolidWorks para la *configuración biplano a 80 000 Re.*

A	CLT	CDT	CMT	CLI	CDI	CM1	CL2	CD2	CM2
-25.0	-0.990451	0.526923	-0.168338	-0.627222	0.355631	0.021639	-0.363207	0.170878	0.189977
-24.0	-1.017952	0.508038	-0.159442	-0.634730	0.353058	0.040903	-0.383198	0.154552	0.200345
-23.0	-0.965597	0.452389	-0.121866	-0.631959	0.322193	0.040752	-0.333633	0.129753	0.162618
-22.0	-0.972812	0.441052	-0.145274	-0.611535	0.309121	0.023444	-0.361275	0.131460	0.168718
-21.0	-0.888188	0.431903	-0.145240	-0.545734	0.311863	0.005027	-0.342446	0.119546	0.150267
-20.0	-0.789062	0.407251	-0.103526	-0.511299	0.313101	0.017161	-0.277751	0.093681	0.120687
-19.0	-0.841915	0.344590	-0.110190	-0.551418	0.255446	0.013429	-0.290490	0.088706	0.123619
-18.0	-0.781147	0.290887	-0.119618	-0.501113	0.207219	-0.031469	-0.280025	0.083239	0.088149
-17.0	-0.808617	0.253158	-0.122034	-0.514772	0.179132	-0.046295	-0.293849	0.073607	0.075739
-16.0	-0.736978	0.230381	-0.116984	-0.458376	0.166556	-0.042397	-0.278600	0.063407	0.074587
-15.0	-0.720138	0.203637	-0.074408	-0.498933	0.159981	-0.027276	-0.221201	0.043254	0.047132
-14.0	-0.705456	0.177224	-0.082862	-0.448237	0.126943	-0.040791	-0.257213	0.049894	0.042071
-13.0	-0.738631	0.164487	-0.093793	-0.422443	0.106311	-0.047134	-0.316169	0.057791	0.046658
-12.0	-0.691331	0.155727	-0.092496	-0.377943	0.102514	-0.045657	-0.313375	0.052835	0.046839
-11.0	-0.730779	0.147180	-0.083375	-0.388984	0.096328	-0.036986	-0.341781	0.050469	0.046389
-10.0	-0.831702	0.141779	-0.097269	-0.422614	0.070380	-0.037188	-0.409067	0.071011	0.060080
-9.0	-0.730455	0.133062	-0.070043	-0.430640	0.062120	-0.038326	-0.299798	0.070575	0.031717
-8.0	-0.615311	0.149327	-0.054726	-0.376907	0.061671	-0.031556	-0.238384	0.087311	0.023170
-7.0	-0.372663	0.184249	-0.012882	-0.243216	0.068815	-0.025296	-0.129432	0.115114	-0.012414
-6.0	-0.410653	0.136509	-0.014658	-0.235873	0.063434	-0.020817	-0.174768	0.072755	-0.006159
-5.0	-0.342268	0.091533	-0.046937	-0.146964	0.041881	-0.045293	-0.195291	0.049341	0.001645
-4.0	-0.236149	0.078314	-0.041943	-0.084940	0.035679	-0.039625	-0.151198	0.042330	0.002318
-3.0	-0.154813	0.096293	-0.036230	-0.037792	0.049693	-0.028944	-0.117012	0.046315	0.007286
-2.0	-0.113029	0.112254	-0.076413	0.110335	0.077253	-0.045188	-0.223362	0.034727	0.031225
-1.0	0.029623	0.091889	-0.066615	0.197452	0.047136	-0.054152	-0.167831	0.044470	0.012463
0.0	0.085475	0.072452	-0.048777	0.202584	0.036063	-0.036214	-0.117118	0.036098	0.012563
1.0	0.149951	0.073845	-0.051364	0.250914	0.040170	-0.033325	-0.100976	0.033384	0.018038
2.0	0.273744	0.085825	-0.036102	0.298766	0.064847	-0.025838	-0.025040	0.020683	0.010264
3.0	0.391647	0.113981	-0.021404	0.361762	0.078725	-0.015363	0.029869	0.034949	0.006042
4.0	0.550685	0.126877	-0.006933	0.465269	0.073402	-0.016865	0.085399	0.053144	-0.009932
5.0	0.642283	0.149318	-0.017023	0.590522	0.082649	-0.032341	0.051736	0.066335	-0.015317
6.0	0.723278	0.150445	-0.044245	0.691529	0.101345	-0.056532	0.031719	0.048737	-0.012286
7.0	0.820900	0.160326	-0.002960	0.671403	0.107106	-0.018754	0.149471	0.052866	-0.015793
8.0	0.941293	0.168001	0.002246	0.759983	0.114775	-0.018485	0.181286	0.052851	-0.020732
9.0	0.978064	0.180348	-0.011522	0.800782	0.124462	-0.012006	0.177256	0.055492	-0.000483
10.0	1.030016	0.216283	-0.026956	0.865400	0.146109	-0.020015	0.164591	0.069762	0.006941
11.0	1.059287	0.308071	-0.029270	0.881475	0.200644	-0.029826	0.177786	0.107032	-0.000556
12.0	1.138301	0.326392	-0.012492	0.952065	0.212362	-0.026393	0.186207	0.113630	-0.013901
13.0	1.342346	0.358636	0.010242	1.037544	0.239026	-0.036462	0.304774	0.119174	-0.046704
14.0	1.423991	0.392552	0.009900	1.033559	0.266011	-0.029556	0.390412	0.126121	-0.039456
15.0	1.503328	0.439782	0.010582	1.020995	0.301837	-0.037976	0.482308	0.137490	-0.048558
16.0	1.559984	0.484265	0.054941	0.965013	0.309875	-0.008884	0.594945	0.173921	-0.063825
17.0	1.521015	0.493272	0.052349	0.932027	0.308962	0.002910	0.588968	0.183831	-0.049439
18.0	1.570814	0.565128	0.063948	0.910171	0.345103	0.000565	0.660621	0.219547	-0.063383
19.0	1.599989	0.669775	0.053890	0.933969	0.400979	-0.059927	0.665999	0.268304	-0.113817
20.0	1.552179	0.737312	0.090321	0.897676	0.450315	-0.040055	0.654495	0.286522	-0.130376
21.0	1.574633	0.748372	0.117953	0.877858	0.454481	-0.011666	0.696783	0.293404	-0.129619
22.0	1.649365	0.760750	0.110373	0.909798	0.442681	-0.034771	0.739564	0.317573	-0.145144
23.0	1.730178	0.813359	0.137893	0.918505	0.460375	-0.047443	0.811674	0.352478	-0.185336
24.0	1.690757	0.852790	0.161356	0.882536	0.483599	-0.023541	0.808234	0.368681	-0.184897
25.0	1.730890	0.897980	0.231966	0.868750	0.474165	-0.001654	0.862161	0.423332	-0.233620

Tabla. 15. Datos de simulación en SolidWorks para la *configuración biplano a 100 000 Re*, en referencia de la figura. 31 y las tablas 3 y 4.

A	CLT	CDT	CMT	CLI	CDI	CM1	CL2	CD2	CM2
-25.0	-0.983239	0.521792	-0.241646	-0.621591	0.351293	-0.052630	-0.361629	0.170133	0.189016
-24.0	-1.010956	0.503486	-0.229123	-0.628547	0.349161	-0.029697	-0.382388	0.153941	0.199426
-23.0	-0.954595	0.447619	-0.182913	-0.622010	0.318003	-0.020859	-0.332583	0.129214	0.162054
-22.0	-0.966204	0.437017	-0.202421	-0.605108	0.305109	-0.033657	-0.361096	0.131488	0.168764
-21.0	-0.876926	0.425487	-0.199445	-0.538808	0.307465	-0.050663	-0.338111	0.117581	0.148782
-20.0	-0.777445	0.401054	-0.155107	-0.502317	0.307611	-0.035658	-0.275123	0.093027	0.119449
-19.0	-0.821776	0.337800	-0.153187	-0.532856	0.247756	-0.028587	-0.288915	0.089648	0.124600
-18.0	-0.767674	0.286802	-0.151196	-0.489922	0.203438	-0.063937	-0.277744	0.082981	0.087259
-17.0	-0.803876	0.247493	-0.148151	-0.512170	0.174128	-0.075140	-0.291711	0.072985	0.073010
-16.0	-0.727034	0.228751	-0.141066	-0.450883	0.163857	-0.064802	-0.276150	0.064525	0.076264
-15.0	-0.719029	0.201968	-0.096864	-0.494003	0.156829	-0.048408	-0.225022	0.044781	0.048456
-14.0	-0.698010	0.174855	-0.102514	-0.435235	0.124090	-0.058005	-0.262768	0.050410	0.044509
-13.0	-0.725867	0.164740	-0.118366	-0.395716	0.103076	-0.065792	-0.330136	0.061317	0.052574
-12.0	-0.699617	0.155555	-0.104450	-0.382570	0.101472	-0.057598	-0.317035	0.053745	0.046852
-11.0	-0.727254	0.145193	-0.091088	-0.391887	0.094831	-0.045757	-0.335354	0.050020	0.045331
-10.0	-0.833052	0.139177	-0.105125	-0.423973	0.066488	-0.048519	-0.409059	0.072337	0.056606
-9.0	-0.718063	0.128871	-0.073336	-0.426272	0.059238	-0.045403	-0.291776	0.069304	0.027933
-8.0	-0.620366	0.149251	-0.062957	-0.377123	0.059969	-0.035956	-0.243227	0.088972	0.027002
-7.0	-0.387820	0.178620	-0.015973	-0.255883	0.067485	-0.027316	-0.131922	0.110845	-0.011343
-6.0	-0.404072	0.135476	-0.014236	-0.238208	0.062500	-0.022755	-0.165853	0.072688	-0.008519
-5.0	-0.353765	0.090038	-0.050881	-0.150306	0.040789	-0.045923	-0.203447	0.048963	0.004958
-4.0	-0.243860	0.076246	-0.042218	-0.092522	0.033912	-0.037713	-0.151328	0.042051	0.004505
-3.0	-0.159595	0.093909	-0.037699	-0.039600	0.047761	-0.029234	-0.119986	0.045881	0.008465
-2.0	-0.126982	0.107113	-0.077728	0.099077	0.073579	-0.046024	-0.226055	0.033276	0.031705
-1.0	0.026445	0.088155	-0.070752	0.197478	0.045106	-0.056523	-0.171037	0.042786	0.014229
0.0	0.083765	0.069854	-0.051353	0.202852	0.035527	-0.037423	-0.119095	0.034055	0.013930
1.0	0.128371	0.073127	-0.052496	0.236857	0.040609	-0.029999	-0.108497	0.032254	0.022497
2.0	0.266810	0.085039	-0.033423	0.288179	0.064478	-0.022172	-0.021385	0.020300	0.011251
3.0	0.386037	0.110223	-0.018360	0.355919	0.076101	-0.011420	0.030103	0.033847	0.006941
4.0	0.532251	0.122896	-0.002749	0.451309	0.070698	-0.010039	0.080927	0.051893	-0.007290
5.0	0.614384	0.144490	-0.017207	0.573447	0.083490	-0.026449	0.040916	0.060690	-0.009242
6.0	0.717879	0.147555	-0.039188	0.686058	0.099303	-0.051106	0.031797	0.047917	-0.011918
7.0	0.827214	0.157200	0.010347	0.659195	0.104629	-0.008072	0.167998	0.052244	-0.018419
8.0	0.869875	0.156813	0.005016	0.713160	0.109669	0.002494	0.156696	0.046802	-0.002523
9.0	0.966867	0.178180	0.003100	0.780020	0.121763	0.003203	0.186824	0.056060	0.000103
10.0	1.016358	0.211358	-0.011373	0.851869	0.141313	-0.002517	0.164470	0.069671	0.008855
11.0	1.057463	0.303704	-0.005438	0.863431	0.197522	-0.004577	0.194010	0.105816	0.000861
12.0	1.093376	0.315857	0.007690	0.920600	0.205108	0.003517	0.172752	0.110393	-0.004173
13.0	1.322606	0.352622	0.042520	1.009529	0.233994	-0.001050	0.313054	0.118236	-0.043571
14.0	1.393961	0.382032	0.041960	1.008785	0.259223	0.007460	0.385158	0.122427	-0.034499
15.0	1.479277	0.430456	0.046224	1.004953	0.296134	0.002715	0.474304	0.133913	-0.043509
16.0	1.543798	0.477128	0.101969	0.939275	0.301775	0.037936	0.604502	0.174932	-0.064033
17.0	1.527826	0.490973	0.105113	0.918551	0.303620	0.052611	0.609257	0.186921	-0.052502
18.0	1.517296	0.544104	0.134202	0.849589	0.323456	0.077050	0.667692	0.220220	-0.057152
19.0	1.554301	0.656540	0.114388	0.917694	0.393210	0.007871	0.636585	0.262886	-0.106517
20.0	1.521022	0.723651	0.167743	0.868011	0.438822	0.042285	0.653007	0.284403	-0.125458
21.0	1.578768	0.740600	0.195523	0.880464	0.449951	0.068913	0.698311	0.290214	-0.126610
22.0	1.632171	0.749961	0.186751	0.897725	0.437025	0.049318	0.734447	0.312484	-0.137433
23.0	1.710822	0.800808	0.225793	0.904121	0.451497	0.042457	0.806708	0.348849	-0.183337
24.0	1.666122	0.839087	0.254676	0.868554	0.475259	0.074639	0.797579	0.363371	-0.180037
25.0	1.722510	0.891052	0.318568	0.859279	0.472212	0.092808	0.863254	0.418388	-0.225760

Tabla. 16. Datos de simulación en SolidWorks para la *configuración biplano a 120 000 Re.*

A	CLT	CDT	CMT	CL1	CD1	CM1	CL2	CD2	CM2
-25.0	-0.992719	0.525938	-0.168337	-0.627236	0.353703	0.022173	-0.365466	0.171891	0.190510
-24.0	-1.020650	0.506005	-0.158425	-0.636091	0.352351	0.042253	-0.384535	0.153298	0.200678
-23.0	-0.961035	0.449964	-0.121853	-0.625866	0.319250	0.041862	-0.335168	0.130339	0.163714
-22.0	-0.973264	0.439515	-0.145497	-0.610275	0.307112	0.024342	-0.362989	0.132011	0.169839
-21.0	-0.895465	0.431941	-0.144441	-0.551347	0.312581	0.006805	-0.344113	0.118948	0.151246
-20.0	-0.788522	0.405494	-0.104387	-0.508198	0.310588	0.017285	-0.280316	0.094516	0.121672
-19.0	-0.836763	0.341640	-0.112579	-0.543547	0.251679	0.012233	-0.293213	0.089586	0.124812
-18.0	-0.777624	0.287765	-0.124047	-0.493668	0.202447	-0.036982	-0.283952	0.084957	0.087065
-17.0	-0.819678	0.251430	-0.126765	-0.518923	0.175689	-0.052346	-0.300759	0.075381	0.074419
-16.0	-0.730987	0.228586	-0.118269	-0.454602	0.165761	-0.042589	-0.276387	0.062485	0.075680
-15.0	-0.739296	0.206830	-0.077095	-0.508063	0.160019	-0.026666	-0.231230	0.046478	0.050429
-14.0	-0.704503	0.176552	-0.087591	-0.441809	0.126695	-0.041806	-0.262689	0.049522	0.045785
-13.0	-0.771030	0.174759	-0.102389	-0.436071	0.112060	-0.045038	-0.334944	0.062368	0.057351
-12.0	-0.756180	0.164071	-0.086162	-0.433733	0.106551	-0.038063	-0.322435	0.057200	0.048098
-11.0	-0.759029	0.150997	-0.082162	-0.418986	0.096911	-0.035304	-0.340031	0.053768	0.046858
-10.0	-0.853048	0.140778	-0.105076	-0.432672	0.064994	-0.046921	-0.420359	0.075449	0.058156
-9.0	-0.719896	0.128273	-0.066723	-0.433668	0.059237	-0.041826	-0.286214	0.068722	0.024896
-8.0	-0.626921	0.146169	-0.047949	-0.402459	0.062454	-0.026125	-0.224445	0.083416	0.021824
-7.0	-0.395833	0.176598	-0.011676	-0.261055	0.065043	-0.023858	-0.134769	0.111271	-0.012182
-6.0	-0.407733	0.135138	-0.012170	-0.241241	0.062473	-0.019672	-0.166480	0.072392	-0.007502
-5.0	-0.356879	0.089936	-0.050028	-0.152438	0.040756	-0.044602	-0.204429	0.048912	0.005426
-4.0	-0.244595	0.076921	-0.044174	-0.088043	0.033231	-0.039810	-0.156541	0.043420	0.004365
-3.0	-0.156837	0.094195	-0.037617	-0.036473	0.047647	-0.029443	-0.120359	0.046284	0.008175
-2.0	-0.135129	0.103533	-0.077059	0.091727	0.070980	-0.044378	-0.226852	0.032300	0.032681
-1.0	0.010912	0.087486	-0.070286	0.184728	0.044737	-0.052023	-0.173818	0.042487	0.018262
0.0	0.075916	0.069392	-0.052570	0.198512	0.035856	-0.036253	-0.122602	0.033271	0.016317
1.0	0.127507	0.074572	-0.052097	0.233304	0.041975	-0.028556	-0.105807	0.032342	0.023541
2.0	0.276805	0.090639	-0.032483	0.292612	0.067693	-0.023455	-0.015822	0.022690	0.009028
3.0	0.384868	0.109831	-0.021247	0.357679	0.077021	-0.012779	0.027173	0.032543	0.008468
4.0	0.530868	0.124286	-0.006159	0.451203	0.071693	-0.011037	0.079649	0.052294	-0.004878
5.0	0.614710	0.141946	-0.023660	0.577931	0.083612	-0.029859	0.036760	0.058029	-0.006198
6.0	0.725952	0.148178	-0.046001	0.695860	0.099933	-0.057922	0.030069	0.047924	-0.011921
7.0	0.863387	0.160626	0.013138	0.666821	0.106440	-0.011846	0.196548	0.053874	-0.024984
8.0	0.881569	0.156995	0.000051	0.716993	0.109379	-0.001753	0.164557	0.047292	-0.001804
9.0	0.970982	0.177423	-0.004246	0.773740	0.120954	0.000786	0.197224	0.056128	0.005032
10.0	1.023970	0.209563	-0.024532	0.861277	0.140804	-0.013313	0.162678	0.068401	0.011219
11.0	1.061803	0.302654	-0.019961	0.857916	0.195840	-0.016396	0.203868	0.106467	0.003565
12.0	1.094226	0.315908	-0.011918	0.914293	0.204876	-0.010479	0.179913	0.110688	0.001439
13.0	1.312154	0.348681	0.012195	1.006921	0.232546	-0.022556	0.305213	0.115761	-0.034751
14.0	1.385018	0.379494	0.009454	0.998607	0.258387	-0.015242	0.386398	0.120754	-0.024696
15.0	1.482122	0.430022	0.007340	1.002858	0.295786	-0.030857	0.479249	0.133852	-0.038197
16.0	1.574431	0.481663	0.065176	0.947938	0.303765	0.003675	0.626475	0.177497	-0.061500
17.0	1.527021	0.489905	0.071527	0.890511	0.298790	0.028177	0.636495	0.190714	-0.043350
18.0	1.567985	0.551472	0.081250	0.886415	0.331773	0.029039	0.681557	0.219293	-0.052211
19.0	1.576528	0.665147	0.051796	0.930762	0.398611	-0.055326	0.645751	0.266118	-0.107122
20.0	1.547438	0.734770	0.092308	0.886316	0.447272	-0.027049	0.661116	0.287087	-0.119357
21.0	1.580915	0.748461	0.129250	0.850676	0.448799	0.004217	0.730247	0.299250	-0.125033
22.0	1.643582	0.754694	0.104328	0.899058	0.438929	-0.030445	0.744527	0.315341	-0.134773
23.0	1.758929	0.815226	0.134503	0.920304	0.464018	-0.032669	0.838633	0.350767	-0.167172
24.0	1.702606	0.852645	0.154463	0.898328	0.486107	-0.024968	0.804299	0.366109	-0.179431
25.0	1.745430	0.898976	0.222230	0.874310	0.476667	-0.005218	0.871143	0.421883	-0.227448

**Apéndice C. Datos de simulación en SolidWorks para la configuración biplano Delta invertida.**

Tabla. 17. Datos de simulación en SolidWorks para la configuración biplano Delta invertida a 60 000 Re.

A	CLT	CDT	CMT	CLI	CDI	CM1	CL2	CD2	CM2
-25.0	-0.556041	0.288710	-0.009521	-0.863055	0.468524	-0.004680	-0.085042	0.012846	0.004840
-24.0	-0.537818	0.265160	-0.011085	-0.720115	0.370172	-0.001851	-0.258180	0.104068	0.009234
-23.0	-0.460335	0.238410	-0.008139	-0.625843	0.335771	-0.000563	-0.206448	0.089055	0.007576
-22.0	-0.535457	0.232311	-0.009264	-0.767958	0.357618	-0.003092	-0.178787	0.040075	0.006172
-21.0	-0.470074	0.209689	-0.007629	-0.654377	0.308635	-0.001249	-0.187348	0.057897	0.006381
-20.0	-0.485775	0.198471	-0.007760	-0.680444	0.299170	-0.001503	-0.187146	0.043989	0.006257
-19.0	-0.463696	0.171815	-0.004614	-0.711174	0.281041	-0.001685	-0.084034	0.004242	0.002930
-18.0	-0.426113	0.155048	-0.003063	-0.621389	0.239167	0.000509	-0.126544	0.025998	0.003572
-17.0	-0.398497	0.139688	-0.002443	-0.578114	0.212311	0.000961	-0.122951	0.028275	0.003404
-16.0	-0.381211	0.121439	-0.000465	-0.578276	0.191904	0.001019	-0.078891	0.013335	0.001484
-15.0	-0.389798	0.109509	-0.000555	-0.549123	0.163998	0.001817	-0.145386	0.025918	0.002372
-14.0	-0.396766	0.097902	0.001693	-0.516683	0.132296	0.003577	-0.212824	0.045143	0.001884
-13.0	-0.351079	0.091431	0.001066	-0.471387	0.133891	0.002539	-0.166531	0.026295	0.001473
-12.0	-0.310211	0.091125	0.000375	-0.432527	0.140350	0.001759	-0.122575	0.015609	0.001385
-11.0	-0.251243	0.087069	0.000793	-0.363299	0.141733	0.001309	-0.079341	0.003206	0.000516
-10.0	-0.338406	0.073613	-0.000212	-0.423137	0.097107	0.001583	-0.208445	0.037575	0.001795
-9.0	-0.330463	0.069436	-0.000722	-0.438124	0.074877	0.000887	-0.165317	0.061097	0.001609
-8.0	-0.299816	0.059575	-0.001250	-0.435984	0.071903	-0.000420	-0.090924	0.040669	0.000830
-7.0	-0.260622	0.055341	-0.000731	-0.269670	0.056251	0.001578	-0.246775	0.053953	0.002309
-6.0	-0.198850	0.053305	0.000762	-0.185870	0.044280	0.001829	-0.218796	0.067159	0.001068
-5.0	-0.180931	0.039439	-0.000640	-0.218570	0.046742	0.000477	-0.123203	0.028239	0.001117
-4.0	-0.116667	0.045464	-0.000292	-0.140319	0.044599	0.000323	-0.080394	0.046798	0.000615
-3.0	-0.082961	0.042274	-0.000443	-0.081553	0.045028	0.000134	-0.085133	0.038054	0.000577
-2.0	-0.032058	0.041755	0.000351	0.031873	0.048399	0.001419	-0.130159	0.031567	0.001069
-1.0	0.018071	0.045590	0.001213	0.115216	0.037094	0.001413	-0.130986	0.058633	0.000200
0.0	0.041657	0.031583	-0.001433	0.072871	0.036561	-0.000737	-0.006232	0.023951	0.000695
1.0	0.092952	0.034767	-0.001444	0.137434	0.038005	-0.001183	0.024712	0.029805	0.000261
2.0	0.128791	0.039883	-0.001050	0.200268	0.046800	-0.000852	0.019135	0.029274	0.000197
3.0	0.185215	0.042435	-0.000603	0.280460	0.051195	-0.000649	0.039098	0.029001	-0.000046
4.0	0.223136	0.051670	-0.000949	0.352881	0.053361	-0.001030	0.024087	0.049082	-0.000081
5.0	0.278786	0.050340	-0.000450	0.420516	0.060706	-0.000755	0.061357	0.034443	-0.000305
6.0	0.316868	0.059677	-0.001208	0.444335	0.068672	-0.001644	0.121329	0.045882	-0.000436
7.0	0.365897	0.075501	0.000163	0.524315	0.087537	-0.000932	0.122874	0.057044	-0.001095
8.0	0.414799	0.074579	-0.000214	0.592127	0.089589	-0.001357	0.142766	0.051558	-0.001143
9.0	0.438014	0.093922	-0.000273	0.644240	0.101644	-0.001331	0.121646	0.082089	-0.001058
10.0	0.481358	0.109704	-0.000252	0.688721	0.136559	-0.001376	0.163250	0.068513	-0.001125
11.0	0.494276	0.155347	0.000336	0.595994	0.191823	-0.001723	0.338272	0.099401	-0.002060
12.0	0.537967	0.159346	-0.000208	0.672132	0.197886	-0.001905	0.332183	0.100234	-0.001697
13.0	0.572387	0.157950	-0.001327	0.719004	0.187977	-0.003258	0.347502	0.111901	-0.001931
14.0	0.596426	0.171612	-0.001398	0.714017	0.195202	-0.003996	0.416081	0.135439	-0.002598
15.0	0.635881	0.194917	0.000505	0.762658	0.216576	-0.002949	0.441448	0.161712	-0.003454
16.0	0.665682	0.222286	0.002124	0.731194	0.239003	-0.003303	0.565259	0.196667	-0.005426
17.0	0.700416	0.240003	0.001676	0.810006	0.270201	-0.003044	0.532362	0.193701	-0.004720
18.0	0.708418	0.277377	0.005239	0.773184	0.291469	-0.002247	0.609145	0.255796	-0.007485
19.0	0.743527	0.297840	0.007024	0.812676	0.322172	-0.001245	0.637533	0.260549	-0.008270
20.0	0.683958	0.299594	0.006084	0.666912	0.290176	-0.004041	0.710213	0.314089	-0.010125
21.0	0.690033	0.312313	0.004266	0.642285	0.293203	-0.006619	0.763398	0.341682	-0.010885
22.0	0.711823	0.334088	0.005754	0.577928	0.287561	-0.007821	0.917374	0.405526	-0.013576
23.0	0.821897	0.384170	0.006621	0.885058	0.413192	-0.003956	0.725102	0.339693	-0.010578
24.0	0.777277	0.413486	0.011812	0.754394	0.410494	-0.003435	0.812503	0.418136	-0.015247
25.0	0.749970	0.412208	0.011998	0.725019	0.393433	-0.005381	0.788364	0.441076	-0.017379

Tabla. 18. Datos de simulación en SolidWorks para la *configuración biplano Delta invertida a 80 000 Re.*

A	CLT	CDT	CMT	CL1	CD1	CM1	CL2	CD2	CM2
-25.0	-0.518129	0.281137	-0.010057	-0.740711	0.412032	-0.002426	-0.176675	0.080334	0.007632
-24.0	-0.509005	0.253617	-0.008804	-0.705108	0.357725	-0.000655	-0.208179	0.093912	0.008149
-23.0	-0.452987	0.231139	-0.006309	-0.671781	0.351723	-0.001069	-0.117336	0.046149	0.005239
-22.0	-0.489610	0.222781	-0.009142	-0.669617	0.318408	-0.001545	-0.213480	0.076082	0.007597
-21.0	-0.435933	0.200022	-0.006419	-0.613966	0.289962	-0.000381	-0.162823	0.062049	0.006038
-20.0	-0.435610	0.185657	-0.006635	-0.604226	0.270074	-0.000111	-0.176950	0.056155	0.006524
-19.0	-0.457088	0.172283	-0.005245	-0.691681	0.279893	-0.001869	-0.097196	0.007190	0.003376
-18.0	-0.433295	0.156065	-0.003534	-0.626573	0.241916	0.000201	-0.136792	0.024357	0.003736
-17.0	-0.396363	0.139852	-0.002502	-0.585113	0.219099	0.000525	-0.106804	0.018274	0.003028
-16.0	-0.374802	0.124695	-0.001564	-0.555760	0.194796	0.000787	-0.097195	0.017150	0.002351
-15.0	-0.386939	0.109276	-0.000664	-0.540705	0.162456	0.001915	-0.151058	0.027693	0.002580
-14.0	-0.384131	0.096130	0.001677	-0.496248	0.130884	0.003735	-0.212156	0.042817	0.002058
-13.0	-0.350287	0.090949	0.001006	-0.467871	0.133201	0.002597	-0.169919	0.026131	0.001591
-12.0	-0.313062	0.090920	0.000123	-0.433995	0.141423	0.001660	-0.127549	0.013442	0.001537
-11.0	-0.254017	0.086651	0.000621	-0.367933	0.142965	0.001208	-0.079262	0.000255	0.000587
-10.0	-0.339120	0.072030	-0.000295	-0.427867	0.096073	0.001435	-0.202996	0.035149	0.001730
-9.0	-0.338071	0.067059	-0.000911	-0.446311	0.071974	0.000903	-0.172037	0.059528	0.001814
-8.0	-0.303905	0.057780	-0.001522	-0.443848	0.070736	-0.000517	-0.089220	0.037910	0.001005
-7.0	-0.263898	0.053616	-0.000692	-0.285551	0.055968	0.001525	-0.230713	0.050013	0.002217
-6.0	-0.202921	0.051149	0.000798	-0.197713	0.043438	0.001874	-0.210942	0.062989	0.001076
-5.0	-0.172608	0.037950	-0.000714	-0.230690	0.047001	0.000158	-0.083513	0.024067	0.000872
-4.0	-0.114276	0.045154	-0.000565	-0.148676	0.043895	0.000083	-0.061509	0.047093	0.000648
-3.0	-0.084304	0.041382	-0.000586	-0.083461	0.043824	0.000192	-0.085609	0.037640	0.000778
-2.0	-0.032284	0.039185	0.000103	0.019913	0.044683	0.001177	-0.112380	0.030754	0.001073
-1.0	0.018095	0.045167	0.001203	0.117356	0.035626	0.001460	-0.134209	0.059813	0.000257
0.0	0.039359	0.030699	-0.001823	0.062912	0.035790	-0.000993	0.003225	0.022891	0.000830
1.0	0.095594	0.034479	-0.001212	0.137239	0.037183	-0.001013	0.031708	0.030336	0.000198
2.0	0.123461	0.038341	-0.001921	0.173802	0.045107	-0.001537	0.046236	0.027965	0.000384
3.0	0.179723	0.041034	-0.000844	0.280669	0.050168	-0.000593	0.024857	0.027024	0.000251
4.0	0.218444	0.049030	-0.001406	0.343871	0.051907	-0.001119	0.026022	0.044624	0.000287
5.0	0.265513	0.048925	-0.001444	0.396125	0.058043	-0.001281	0.065141	0.034941	0.000163
6.0	0.313219	0.056991	-0.001737	0.427344	0.064256	-0.002100	0.138151	0.045852	-0.000363
7.0	0.356605	0.072083	-0.000778	0.502934	0.083566	-0.001550	0.132130	0.054475	-0.000772
8.0	0.405530	0.071803	-0.000956	0.579640	0.085743	-0.001690	0.138434	0.050423	-0.000734
9.0	0.431240	0.091941	-0.001369	0.619280	0.099000	-0.002125	0.142776	0.081123	-0.000756
10.0	0.474275	0.106109	-0.001261	0.664213	0.130224	-0.002051	0.182904	0.069123	-0.000790
11.0	0.478497	0.147757	-0.002197	0.559509	0.179942	-0.003352	0.354260	0.098393	-0.001154
12.0	0.525573	0.156793	-0.001298	0.640004	0.192168	-0.002583	0.350068	0.102537	-0.001284
13.0	0.564927	0.156916	-0.001551	0.693316	0.184653	-0.003381	0.368009	0.114380	-0.001830
14.0	0.593824	0.169274	-0.002310	0.685590	0.187576	-0.004825	0.453104	0.141217	-0.002515
15.0	0.618799	0.187147	-0.002057	0.706663	0.199441	-0.004733	0.484070	0.168310	-0.002677
16.0	0.689674	0.223243	0.001412	0.801042	0.253815	-0.002253	0.518892	0.176367	-0.003665
17.0	0.679027	0.240353	0.001505	0.676217	0.244389	-0.004374	0.683439	0.234195	-0.005879
18.0	0.662483	0.255629	0.000428	0.638452	0.241255	-0.007154	0.699452	0.277721	-0.007583
19.0	0.728548	0.281029	0.002688	0.800215	0.300237	-0.004344	0.618689	0.251598	-0.007032
20.0	0.749851	0.304417	0.002906	0.826489	0.322449	-0.004570	0.632367	0.276793	-0.007477
21.0	0.812177	0.340889	0.004771	0.925164	0.380869	-0.002851	0.638927	0.279595	-0.007622
22.0	0.785987	0.344737	0.003263	0.796863	0.351721	-0.006260	0.769414	0.334071	-0.009523
23.0	0.829863	0.388327	0.007562	0.836405	0.401556	-0.003970	0.819946	0.368086	-0.011532
24.0	0.757164	0.406147	0.010921	0.669600	0.381834	-0.004550	0.891632	0.443513	-0.015471
25.0	0.816404	0.446310	0.013629	0.814206	0.454212	-0.002345	0.819896	0.434250	-0.015974

Tabla. 19. Datos de simulación en SolidWorks para la *configuración biplano Delta invertida a 100 000 Re*. En referencia de la figura. 32 y las tablas 5 y 6.

A	CLT	CDT	CMT	CL1	CD1	CM1	CL2	CD2	CM2
-25.0	-0.533759	0.284094	-0.009899	-0.785896	0.430927	-0.003049	-0.146959	0.058834	0.006850
-24.0	-0.514417	0.251041	-0.007097	-0.764823	0.382106	-0.001456	-0.130269	0.049972	0.005641
-23.0	-0.469925	0.233051	-0.005676	-0.719941	0.370398	-0.001835	-0.086371	0.022341	0.003841
-22.0	-0.474194	0.216305	-0.007998	-0.674670	0.317601	-0.001389	-0.166654	0.060908	0.006608
-21.0	-0.439027	0.197123	-0.005211	-0.660368	0.305126	-0.000892	-0.099467	0.031432	0.004318
-20.0	-0.429224	0.180971	-0.005346	-0.621631	0.272466	0.000038	-0.134057	0.040609	0.005384
-19.0	-0.441299	0.170535	-0.005626	-0.644937	0.264849	-0.001310	-0.128900	0.025845	0.004316
-18.0	-0.441620	0.157504	-0.003865	-0.638805	0.246094	-0.000130	-0.139124	0.021594	0.003735
-17.0	-0.412699	0.142126	-0.002663	-0.607028	0.225203	0.000137	-0.114582	0.014674	0.002800
-16.0	-0.371563	0.123402	-0.001007	-0.561383	0.199042	0.000648	-0.080359	0.007359	0.001655
-15.0	-0.385327	0.107927	-0.000538	-0.541080	0.164673	0.001846	-0.146397	0.020871	0.002385
-14.0	-0.369226	0.093805	0.001932	-0.477703	0.129986	0.003931	-0.202831	0.038302	0.001999
-13.0	-0.344499	0.089387	0.001219	-0.459759	0.130451	0.002751	-0.167695	0.026392	0.001533
-12.0	-0.309043	0.089731	0.000179	-0.425188	0.139878	0.001774	-0.130876	0.012798	0.001594
-11.0	-0.246436	0.085265	0.000820	-0.358972	0.141653	0.001361	-0.073798	-0.001245	0.000541
-10.0	-0.339310	0.070483	-0.000306	-0.429344	0.094405	0.001389	-0.201211	0.033786	0.001695
-9.0	-0.332213	0.064241	-0.000449	-0.434588	0.068944	0.001280	-0.175178	0.057035	0.001729
-8.0	-0.297326	0.055908	-0.000742	-0.413828	0.065070	0.000470	-0.118609	0.041858	0.001213
-7.0	-0.264394	0.053879	-0.000702	-0.282821	0.055212	0.001663	-0.236157	0.051840	0.002366
-6.0	-0.200929	0.049044	0.000580	-0.224580	0.045437	0.001335	-0.164669	0.054584	0.000755
-5.0	-0.177428	0.036297	-0.000868	-0.230315	0.044330	0.000232	-0.096304	0.023977	0.001100
-4.0	-0.111194	0.043616	-0.000536	-0.153718	0.043556	-0.000061	-0.045961	0.043715	0.000476
-3.0	-0.079307	0.040932	-0.000259	-0.076754	0.043115	0.000353	-0.083234	0.037587	0.000612
-2.0	-0.034318	0.038307	-0.000361	0.004773	0.043093	0.000787	-0.094306	0.030969	0.001148
-1.0	0.018356	0.045558	0.001245	0.122781	0.034363	0.001560	-0.141873	0.062743	0.000315
0.0	0.039576	0.029991	-0.001804	0.063229	0.035117	-0.000936	0.003288	0.022130	0.000867
1.0	0.089247	0.033682	-0.001650	0.129187	0.036581	-0.001161	0.027976	0.029238	0.000489
2.0	0.118450	0.036899	-0.002599	0.154871	0.043562	-0.002006	0.062583	0.026682	0.000593
3.0	0.169736	0.040387	-0.001637	0.259735	0.049091	-0.001142	0.031666	0.027037	0.000495
4.0	0.215026	0.047564	-0.001670	0.335696	0.050435	-0.001221	0.029901	0.043167	0.000449
5.0	0.257788	0.046514	-0.002284	0.373031	0.054925	-0.001838	0.080996	0.033614	0.000445
6.0	0.308732	0.056081	-0.002571	0.407798	0.062917	-0.002600	0.156770	0.045600	-0.000029
7.0	0.350815	0.069829	-0.001869	0.476762	0.078745	-0.002370	0.157613	0.056158	-0.000501
8.0	0.396136	0.069112	-0.000891	0.589953	0.084097	-0.001242	0.098801	0.046129	-0.000351
9.0	0.425628	0.088617	-0.002807	0.578877	0.092483	-0.003275	0.190544	0.082697	-0.000468
10.0	0.463497	0.104355	-0.001853	0.647418	0.128171	-0.002360	0.181357	0.067827	-0.000506
11.0	0.480061	0.147104	-0.002837	0.535415	0.176099	-0.003900	0.395195	0.102635	-0.001063
12.0	0.520180	0.153605	-0.002789	0.605768	0.183987	-0.003810	0.388928	0.107010	-0.001020
13.0	0.559144	0.153194	-0.003555	0.651445	0.174832	-0.004846	0.417599	0.120016	-0.001291
14.0	0.587277	0.167226	-0.004876	0.616914	0.174609	-0.006926	0.541888	0.155923	-0.002049
15.0	0.632325	0.190242	-0.001219	0.741327	0.208375	-0.003754	0.465165	0.162447	-0.002534
16.0	0.669485	0.219879	0.001287	0.743463	0.240874	-0.002882	0.556069	0.187695	-0.004169
17.0	0.663644	0.232598	-0.001354	0.632421	0.226272	-0.006858	0.711648	0.242338	-0.005504
18.0	0.751624	0.272509	0.002184	0.868050	0.301266	-0.003263	0.573090	0.228424	-0.005447
19.0	0.779099	0.296580	0.004213	0.893239	0.335948	-0.001643	0.604075	0.236216	-0.005857
20.0	0.683316	0.299828	0.004066	0.588974	0.270013	-0.006056	0.828172	0.345620	-0.010122
21.0	0.821350	0.349810	0.005033	0.908154	0.387988	-0.002438	0.688277	0.291281	-0.007472
22.0	0.726277	0.331039	0.003221	0.584304	0.283090	-0.009372	0.944226	0.404658	-0.012594
23.0	0.799229	0.381153	0.007734	0.749357	0.374528	-0.004628	0.875869	0.391374	-0.012362
24.0	0.713172	0.390913	0.010972	0.562265	0.338349	-0.005958	0.944827	0.471625	-0.016929
25.0	0.779860	0.435425	0.014119	0.712707	0.417516	-0.003228	0.883012	0.462968	-0.017347

Tabla. 20. Datos de simulación en SolidWorks para la *configuración biplano Delta invertida a 120 000 Re.*

A	CLT	CDT	CMT	CL1	CD1	CM1	CL2	CD2	CM2
-25.0	-0.539499	0.284433	-0.009711	-0.810812	0.441395	-0.003512	-0.123275	0.043633	0.006199
-24.0	-0.528363	0.254624	-0.007011	-0.798022	0.397050	-0.002086	-0.114675	0.036121	0.004924
-23.0	-0.482212	0.236268	-0.005900	-0.737786	0.377533	-0.002185	-0.090130	0.019545	0.003715
-22.0	-0.474153	0.215930	-0.007900	-0.680189	0.319662	-0.001502	-0.158082	0.056795	0.006399
-21.0	-0.451495	0.198871	-0.005067	-0.688360	0.314512	-0.001259	-0.088116	0.021461	0.003807
-20.0	-0.433962	0.181346	-0.005182	-0.634236	0.276498	-0.000112	-0.126725	0.035373	0.005070
-19.0	-0.433023	0.168831	-0.005447	-0.627278	0.258061	-0.000956	-0.135022	0.031941	0.004491
-18.0	-0.445504	0.159926	-0.004535	-0.636532	0.248220	-0.000354	-0.152456	0.024470	0.004180
-17.0	-0.412793	0.143693	-0.003706	-0.604044	0.230243	-0.000543	-0.119398	0.010911	0.003164
-16.0	-0.377088	0.125968	-0.001886	-0.577900	0.208221	-0.000199	-0.069017	-0.000223	0.001687
-15.0	-0.384470	0.108754	-0.000809	-0.534973	0.163607	0.001941	-0.153594	0.024605	0.002750
-14.0	-0.375129	0.095088	0.001872	-0.480843	0.129310	0.004030	-0.212976	0.042592	0.002158
-13.0	-0.347545	0.088957	0.001284	-0.462630	0.129202	0.002796	-0.171009	0.027217	0.001512
-12.0	-0.299082	0.088877	0.000358	-0.400439	0.136881	0.002270	-0.143603	0.015233	0.001911
-11.0	-0.240256	0.084583	0.000996	-0.341283	0.139378	0.001738	-0.085274	0.000517	0.000742
-10.0	-0.340782	0.069971	-0.000261	-0.429212	0.093577	0.001439	-0.205144	0.033761	0.001700
-9.0	-0.329715	0.062418	-0.000212	-0.427585	0.066943	0.001451	-0.179592	0.055483	0.001663
-8.0	-0.288393	0.053867	0.000010	-0.389429	0.060300	0.000997	-0.133405	0.044005	0.000986
-7.0	-0.259703	0.052469	-0.000374	-0.291299	0.055104	0.001648	-0.211261	0.048434	0.002022
-6.0	-0.202539	0.048392	0.000775	-0.220777	0.043693	0.001639	-0.174583	0.055608	0.000864
-5.0	-0.166390	0.035507	0.000187	-0.202623	0.041300	0.000942	-0.110817	0.026625	0.000755
-4.0	-0.110949	0.042505	-0.000428	-0.146989	0.041991	0.000183	-0.055666	0.043302	0.000610
-3.0	-0.073695	0.040245	0.000310	-0.057509	0.041001	0.000857	-0.098542	0.039090	0.000547
-2.0	-0.036131	0.037621	-0.000613	-0.008084	0.042358	0.000470	-0.079172	0.030357	0.001082
-1.0	0.019049	0.044551	0.001224	0.119431	0.033929	0.001507	-0.134973	0.060855	0.000284
0.0	0.033044	0.029589	-0.002388	0.047218	0.034976	-0.001340	0.011300	0.021328	0.001048
1.0	0.087750	0.033527	-0.002007	0.114891	0.036595	-0.001561	0.046117	0.028824	0.000446
2.0	0.115437	0.036364	-0.002894	0.147325	0.043060	-0.002166	0.066524	0.026095	0.000728
3.0	0.160876	0.039211	-0.002565	0.237655	0.047579	-0.001649	0.043090	0.026377	0.000916
4.0	0.211168	0.046757	-0.002031	0.330878	0.049860	-0.001357	0.027515	0.042002	0.000675
5.0	0.256082	0.045946	-0.002472	0.368663	0.054152	-0.001900	0.083375	0.033360	0.000572
6.0	0.306575	0.054515	-0.003179	0.395153	0.060343	-0.002988	0.170708	0.045581	0.000191
7.0	0.348409	0.068357	-0.002950	0.447620	0.075415	-0.003232	0.196231	0.057536	-0.000282
8.0	0.389012	0.067907	-0.002426	0.544267	0.079885	-0.002610	0.150846	0.049538	-0.000184
9.0	0.421357	0.086346	-0.003519	0.553677	0.087480	-0.003831	0.218387	0.084619	-0.000312
10.0	0.453471	0.100956	-0.003294	0.614284	0.121358	-0.003305	0.206787	0.069666	-0.000011
11.0	0.477622	0.146528	-0.003562	0.511270	0.173289	-0.004424	0.426061	0.105489	-0.000862
12.0	0.520423	0.152982	-0.003533	0.582304	0.179947	-0.004413	0.425548	0.111628	-0.000880
13.0	0.557235	0.151965	-0.004468	0.623309	0.169457	-0.005548	0.455932	0.125147	-0.001079
14.0	0.588005	0.166686	-0.005258	0.604317	0.171425	-0.007281	0.563061	0.159438	-0.002023
15.0	0.628410	0.189602	-0.001510	0.727417	0.206400	-0.003870	0.476584	0.163854	-0.002360
16.0	0.655024	0.217560	0.000590	0.690952	0.229137	-0.003909	0.599990	0.199828	-0.004500
17.0	0.706309	0.241698	0.000710	0.764272	0.263030	-0.003516	0.617473	0.209000	-0.004226
18.0	0.730674	0.266108	0.001014	0.820243	0.286261	-0.004363	0.593346	0.235223	-0.005377
19.0	0.780086	0.295439	0.003858	0.895915	0.335386	-0.001768	0.602472	0.234186	-0.005627
20.0	0.683501	0.299483	0.003847	0.588257	0.270425	-0.005954	0.829742	0.344113	-0.009802
21.0	0.733772	0.331183	0.005871	0.678327	0.320743	-0.004290	0.818953	0.347249	-0.010162
22.0	0.733546	0.335112	0.003526	0.595529	0.291497	-0.008758	0.945425	0.402084	-0.012283
23.0	0.720480	0.345197	0.002677	0.605681	0.304371	-0.009446	0.896731	0.407890	-0.012122
24.0	0.706478	0.385510	0.010082	0.546552	0.327744	-0.006877	0.951970	0.474203	-0.016960
25.0	0.751463	0.424976	0.013944	0.639912	0.387541	-0.004237	0.922735	0.482477	-0.018181



## Apéndice D. Datos de experimentales

Tabla. 21. Datos de experimentales *del perfil de referencia a 80 000 Re.*

A	CL	CD	CM	FL (N)	FD (N)	M (Nm)
0	-0.04870219	0.00846105	-0.07137488	-0.154217906	0.02665943	-0.22585571
1	0.02765301	0.00939869	-0.02720281	0.087564649	0.029628701	-0.08598288
2	0.10873206	0.0134321	0.00135977	0.344305502	0.042417774	0.00444175
3	0.18797865	0.02010605	0.01829607	0.595243803	0.063582387	0.0580346
4	0.26079123	0.0289721	0.02689676	0.82580846	0.091699912	0.08521885
5	0.32428387	0.03959453	0.02982022	1.026861097	0.12538818	0.09441533
6	0.37704727	0.05155626	0.02915281	1.19393902	0.163324291	0.0922333
7	0.4189096	0.06446482	0.02646914	1.32649818	0.204263435	0.08366132
8	0.45069749	0.07795827	0.02289235	1.427156135	0.247057706	0.07225802
9	0.47399694	0.09171115	0.01915436	1.500935015	0.290674919	0.06034301
10	0.49091424	0.10544041	0.01565614	1.554504483	0.334217427	0.04918763
11	0.50383689	0.11891133	0.01252799	1.595424701	0.376940938	0.0392058
12	0.51519455	0.13194352	0.00968978	1.631389288	0.418273331	0.03014488
13	0.52721994	0.14441679	0.00691127	1.669468292	0.457833471	0.02127645
14	0.54170979	0.15627712	0.0038723	1.715351145	0.49545003	0.01158718
15	0.55978577	0.16754261	0.00022315	1.772589629	0.531180297	-0.0000304
16	0.58165538	0.17830938	-0.00435528	1.84184084	0.565329001	-0.01458695
17	0.60637292	0.18875757	-0.01009113	1.920110151	0.598467125	-0.0328057
18	0.63160038	0.1991572	-0.01706137	1.999994176	0.631450719	-0.05493143
19	0.65336841	0.20987419	-0.02513149	2.06892373	0.665439724	-0.08053972
20	0.6658372	0.22137625	-0.03389526	2.108406795	0.701916782	-0.10834611

Tabla. 22. Datos de experimentales *del perfil de referencia a 100 000 Re.*

A	CL	CD	CM	FL (N)	FD (N)	M (Nm)
0	-0.00241933	0.01144003	-0.04768687	-0.009744696	0.043525836	-0.18907124
1	0.08004754	0.00994442	-0.00355433	0.322419482	0.037407063	-0.0112002
2	0.16471321	0.01202317	0.02356181	0.663440132	0.045912425	0.09786188
3	0.24542073	0.017048	0.03824809	0.988517908	0.066472528	0.15663601
4	0.31797695	0.02442855	0.04425176	1.280763463	0.096672688	0.18026017
5	0.37990318	0.03361587	0.04455804	1.530193066	0.134267332	0.18080005
6	0.43018588	0.04410595	0.04146733	1.732724212	0.177194401	0.16755977
7	0.4690272	0.05544318	0.03667242	1.88917123	0.223589757	0.14739263
8	0.49759571	0.06722393	0.03133572	2.004240899	0.271801582	0.12501187
9	0.51777698	0.07909999	0.02616648	2.085528055	0.320404785	0.10330135
10	0.53192427	0.09078213	0.02149802	2.142511206	0.368215406	0.08362637
11	0.54260911	0.10204356	0.01736494	2.185548139	0.414305015	0.06614433
12	0.55237199	0.11272347	0.01358037	2.224871535	0.458015121	0.05011553
13	0.56347295	0.12273054	0.00981313	2.269584576	0.498971573	0.03421387
14	0.5776423	0.13204643	0.00566504	2.326656561	0.537098961	0.01683763
15	0.59583114	0.14072928	0.00074805	2.399918512	0.572635027	-0.00357985
16	0.61796213	0.14891725	-0.00523845	2.489058791	0.60614506	-0.02825936
17	0.64268001	0.15683201	-0.01243048	2.588618705	0.638536305	-0.05776516
18	0.66710232	0.16478223	-0.02072222	2.686988122	0.671072365	-0.09169415
19	0.68657002	0.17316712	-0.02968875	2.765401078	0.705387604	-0.12836522
20	0.69439809	0.18247992	-0.03850891	2.796931394	0.743501551	-0.16450845

Tabla. 23. Datos de experimentales *del perfil de referencia a 120 000 Re.*

A	CL	CD	CM	FL (N)	FD (N)	M (Nm)
0	-0.05877925	0.00856889	-0.05388726	-0.297836384	0.032473674	-0.26016807
1	0.02513408	0.00704135	-0.0098759	0.127355206	0.024366547	-0.03672647
2	0.11024755	0.00852065	0.01695568	0.558627896	0.032239028	0.0987791
3	0.19050401	0.01254196	0.03137628	0.965290007	0.053621054	0.17065352
4	0.26184003	0.01864385	0.03726245	1.326751945	0.086060566	0.19867849
5	0.32192843	0.02637556	0.03768215	1.631221816	0.12716208	0.19853469
6	0.36992087	0.03530422	0.03497849	1.874401067	0.174625249	0.18222391
7	0.40619043	0.04502214	0.03085344	2.058180099	0.226283434	0.1584912

8	0.43207418	0.05515406	0.02645153	2.189333908	0.280142271	0.13324704
9	0.44961577	0.06536437	0.02244353	2.278217701	0.334418239	0.10998946
10	0.46130799	0.07536443	0.01911021	2.33746253	0.387577223	0.09022622
11	0.46983534	0.08491978	0.01642601	2.380670916	0.438373087	0.07389694
12	0.47781665	0.09385738	0.01414275	2.421112479	0.485886235	0.05979526
13	0.48754761	0.10207293	0.01187336	2.470419563	0.529562186	0.04599098
14	0.50074336	0.10953807	0.00917553	2.537282863	0.569250132	0.03025223
15	0.51828108	0.11630764	0.00563551	2.626147055	0.605241515	0.0104676
16	0.53994255	0.12252699	0.00095172	2.735906419	0.638308585	-0.01493171
17	0.56415673	0.12843916	-0.00498147	2.858600472	0.669742973	-0.04654973
18	0.58774236	0.13439218	-0.01199009	2.978109588	0.701394258	-0.08360357
19	0.60565048	0.14084633	-0.01953682	3.068850633	0.735708532	-0.12350126
20	0.61070708	0.14838136	-0.02663729	3.094472587	0.775766968	-0.16141965

Tabla. 24. Datos de experimentales de la *configuración biplano a 80 000 Re*.

A	CL	CD	CM	FL (N)	FD (N)	M (Nm)
0	0.05106748	0.03377263	0.04121995	0.161707713	0.106942715	0.130525024
1	0.12532137	0.03886505	0.00404897	0.396836369	0.123068111	0.012821274
2	0.20074613	0.04846245	-0.01576357	0.635672657	0.153458774	-0.049916142
3	0.27258561	0.0610145	-0.02376365	0.863155972	0.193205475	-0.075248789
4	0.33755992	0.07528456	-0.02433502	1.068900366	0.23839233	-0.077058053
5	0.39368438	0.09031833	-0.02081939	1.246621256	0.285997502	-0.065925655
6	0.44008847	0.10541248	-0.01563663	1.393562129	0.333793897	-0.049514156
7	0.47683481	0.12008333	-0.01040485	1.50992125	0.380249865	-0.032947474
8	0.50473808	0.13403543	-0.00606066	1.598278366	0.424429897	-0.019191384
9	0.52518401	0.14713026	-0.00297928	1.663021414	0.465895322	-0.009434038
10	0.53994828	0.15935482	-0.00109471	1.709773228	0.504605012	-0.003466467
11	0.55101554	0.17079032	-1.99E-05	1.744818242	0.540816076	-6.31E-05
12	0.56039829	0.18158076	0.00083301	1.774529201	0.574984558	0.002637762
13	0.5699559	0.19190164	0.00213272	1.804793863	0.60766614	0.006753362
14	0.58121353	0.20192855	0.00450839	1.840441708	0.639416838	0.014276052
15	0.59518108	0.21180581	0.0084296	1.884670643	0.670693699	0.026692749
16	0.61217215	0.22161517	0.01408613	1.938473708	0.701755507	0.044604428
17	0.63162299	0.23134436	0.02126782	2.000065784	0.732563472	0.067345616
18	0.65191148	0.2408558	0.02924441	2.064310298	0.762681936	0.092603881
19	0.67017604	0.24985523	0.03664535	2.122145929	0.791179071	0.116039321
20	0.6821346	0.25786031	0.04133965	2.160013317	0.816527573	0.130904057

Tabla. 25. Datos de experimentales de la *configuración biplano a 100 000 Re*.

A	CL	CD	CM	FL (N)	FD (N)	M (Nm)
0	0.05106841	0.03758015	0.0373098	0.205695902	0.151367218	0.150278287
1	0.12757866	0.04066689	-0.001374	0.513867729	0.163800141	-0.005534246
2	0.20636053	0.04809121	-0.02171586	0.831189277	0.193704202	-0.087468248
3	0.28163899	0.05848667	-0.02952005	1.134399617	0.23557554	-0.118902321
4	0.34943823	0.07073	-0.02939214	1.407484815	0.284889823	-0.118387136
5	0.40735769	0.08392045	-0.02486138	1.640775682	0.338018995	-0.100137914
6	0.45434798	0.09735914	-0.0185029	1.830045538	0.392148025	-0.074526902
7	0.49048697	0.11052836	-0.01206	1.975607961	0.445191647	-0.048575859
8	0.51675572	0.12307089	-0.00656642	2.081414547	0.495711111	-0.026448536
9	0.53481451	0.1347694	-0.0024686	2.154152668	0.542830925	-0.009943156
10	0.54677885	0.14552568	0.00025202	2.202343222	0.586155603	0.001015104
11	0.55499543	0.15534004	0.00195678	2.235438396	0.62568641	0.007881629
12	0.56181819	0.16429065	0.0032275	2.26291942	0.661738105	0.012999891
13	0.56938423	0.1725128	0.00474421	2.293394319	0.694855692	0.019108961
14	0.57938991	0.1801783	0.00716289	2.333695677	0.72573116	0.028851033
15	0.59286675	0.18747476	0.01099319	2.387978388	0.755120234	0.04427894
16	0.60995751	0.19458498	0.0164762	2.456817412	0.783759117	0.066363672
17	0.62969214	0.2016662	0.02346212	2.536305534	0.812281235	0.094501899
18	0.64976379	0.20882952	0.03128803	2.617151119	0.841133985	0.126023485
19	0.66630481	0.21611914	0.03865561	2.683775869	0.870495483	0.155699009
20	0.67366276	0.22349176	0.04350889	2.713412578	0.900191302	0.175247283

Tabla. 26. Datos de experimentales de la *configuración biplano a 120 000 Re*.

A	CL	CD	CM	FL (N)	FD (N)	M (Nm)
0	0.05165254	0.03482554	0.02615203	0.261725117	0.176462165	0.132513199
1	0.14442852	0.04139644	-0.01056822	0.731823991	0.209757106	-0.053549518
2	0.22800267	0.05036102	-0.02876861	1.155296951	0.255180914	-0.145771483
3	0.30077514	0.06092532	-0.0345918	1.524037369	0.308710552	-0.175277773
4	0.36201783	0.0724265	-0.03287006	1.834356085	0.366987415	-0.166553647
5	0.4117511	0.08432337	-0.02726217	2.08635618	0.427269249	-0.13813832
6	0.45062031	0.09618688	-0.02039039	2.283307751	0.487382051	-0.103318743
7	0.47977247	0.10769064	-0.01397729	2.431022681	0.545671987	-0.070823379
8	0.50073281	0.11860143	-0.00898277	2.537229414	0.600957297	-0.045515982
9	0.51528143	0.12876969	-0.00574091	2.61094773	0.652480203	-0.029089375
10	0.52532987	0.13812006	-0.00409692	2.661863511	0.699858822	-0.020759229
11	0.53279776	0.14664186	-0.00354405	2.699703522	0.743039075	-0.017957838
12	0.53948938	0.15437963	-0.00336053	2.733610179	0.782246595	-0.017027901
13	0.54697031	0.1614236	-0.00274644	2.771516322	0.817938636	-0.013916296
14	0.55644404	0.16790024	-0.00096069	2.819519991	0.850755984	-0.00486786
15	0.56862853	0.17396274	0.00254209	2.881259196	0.881474868	0.012880834
16	0.58363287	0.17978153	0.00797463	2.957286692	0.910958863	0.040407696
17	0.60083388	0.18553479	0.0150801	3.044444748	0.940110808	0.076411347
18	0.61875268	0.19139895	0.02299518	3.135239927	0.96982471	0.116517334
19	0.63493137	0.19753922	0.03011316	3.217217852	1.000937655	0.152584358
20	0.64580956	0.20410008	0.03394699	3.272337981	1.034181715	0.172010493

Tabla. 27. Datos de experimentales de la *configuración biplano Delta invertida a 80 000 Re*.

A	CL	CD	CM	FL (N)	FD (N)	M (Nm)
0	0.0533821	0.0294831	-0.06983409	0.171436052	0.094684675	-0.224271427
1	0.09697412	0.03154251	-0.08837528	0.311431335	0.101298435	-0.283816272
2	0.15966786	0.0394177	-0.0960229	0.512771629	0.126589533	-0.308376531
3	0.22968442	0.05145994	-0.09617787	0.737629047	0.165263045	-0.308874192
4	0.29851565	0.06632576	-0.09148961	0.958679803	0.213004482	-0.293817905
5	0.36051866	0.08294626	-0.08394142	1.157801829	0.266381017	-0.269576982
6	0.4125103	0.10049628	-0.07493576	1.324772399	0.322742723	-0.240655388
7	0.45336154	0.11836371	-0.06537956	1.455965745	0.380123799	-0.20996575
8	0.48359204	0.13611872	-0.05576956	1.553050674	0.437143806	-0.179103345
9	0.50496453	0.15348296	-0.04627763	1.621688191	0.492908894	-0.148620106
10	0.5200793	0.17029888	-0.03683606	1.670229114	0.546913037	-0.118298617
11	0.53196867	0.18649891	-0.02722292	1.708411695	0.598939264	-0.087426111
12	0.54369144	0.20207475	-0.01714733	1.746059239	0.64896089	-0.05506847
13	0.55792735	0.21704657	-0.00633482	1.791777724	0.697042744	-0.020344222
14	0.57657157	0.23143232	0.00538736	1.851653415	0.743242409	0.017301459
15	0.6003291	0.2452169	0.01800497	1.927950489	0.787511445	0.057822757
16	0.62830932	0.25832147	0.03123137	2.017808649	0.829596625	0.100299213
17	0.65762036	0.27057265	0.0444223	2.111940746	0.868941165	0.142661729
18	0.68296363	0.2816718	0.05649048	2.193330399	0.904585957	0.181418567
19	0.69622826	0.29116423	0.06582035	2.235929608	0.935070799	0.211381355
20	0.68608554	0.29840848	0.07018273	2.203356379	0.958335626	0.225391083

Tabla. 28. Datos de experimentales de la *configuración biplano Delta invertida a 100 000 Re*.

A	CL	CD	CM	FL (N)	FD (N)	M (Nm)
0	0.04637924	0.03075048	-0.07082859	0.189459776	0.125616104	-0.289335681
1	0.09730097	0.03300549	-0.0867439	0.397475692	0.134827862	-0.354349962
2	0.16024553	0.03989458	-0.09331669	0.654605034	0.162969883	-0.381199871
3	0.22653522	0.05026868	-0.09315072	0.925399274	0.205348191	-0.380521894

4	0.28993591	0.06312959	-0.088356	1.184391924	0.257885187	-0.360935385
5	0.3463586	0.07762283	-0.08059591	1.414879326	0.317090254	-0.329235344
6	0.39356093	0.0930304	-0.07113446	1.607701435	0.380030365	-0.29058519
7	0.43084873	0.1087636	-0.06088342	1.760022604	0.444300692	-0.248709542
8	0.4587776	0.12435584	-0.05044953	1.87411237	0.507995206	-0.206086995
9	0.47885437	0.13945545	-0.04018173	1.956126238	0.569677289	-0.164142899
10	0.49323871	0.15381845	-0.0302183	2.014886466	0.628350339	-0.123442131
11	0.50444464	0.1673014	-0.02053405	2.060662849	0.683428376	-0.083881878
12	0.51504208	0.17985418	-0.01098758	2.103953506	0.734706647	-0.044884412
13	0.52735836	0.1915128	-0.00136838	2.154265667	0.782332237	-0.005589864
14	0.5431798	0.20239218	0.00855591	2.21889645	0.826774671	0.034950993
15	0.56345322	0.21267902	0.01899234	2.301713655	0.868796523	0.07758397
16	0.58798751	0.22262452	0.03007547	2.401936544	0.909424021	0.122858687
17	0.61515514	0.23253725	0.04182014	2.512916628	0.949917654	0.17083579
18	0.64159369	0.24277593	0.05407429	2.620918448	0.991742779	0.22089418
19	0.66190743	0.25374222	0.06647182	2.703900368	1.036540227	0.271538233
20	0.66836885	0.26587356	0.07838532	2.730295352	1.086096911	0.32020502

Tabla. 29. Datos de experimentales de la *configuración biplano Delta invertida a 120 000 Re*.

A	CL	CD	CM	FL (N)	FD (N)	M (Nm)
0	0.0385996	0.03017021	-0.07010762	0.198361167	0.155043005	-0.360279063
1	0.09866208	0.03154926	-0.08455301	0.507018837	0.162129872	-0.434513115
2	0.16660568	0.03801252	-0.08918595	0.856177148	0.195344199	-0.458321522
3	0.23444862	0.04795225	-0.08728341	1.204818127	0.246423904	-0.448544493
4	0.29671285	0.06009362	-0.08134646	1.524790453	0.308817724	-0.418034832
5	0.35009074	0.07345681	-0.07319442	1.799096437	0.377490356	-0.376141971
6	0.39311176	0.08731904	-0.06405909	2.020179	0.448727586	-0.329196003
7	0.42580908	0.10117672	-0.05467889	2.18820865	0.519941426	-0.280991721
8	0.44938626	0.11470748	-0.04539312	2.309370459	0.589475247	-0.233272643
9	0.46588393	0.12773228	-0.03623606	2.394151041	0.656408913	-0.186215055
10	0.47784641	0.14017744	-0.02703125	2.45562553	0.720363919	-0.138912039
11	0.48798838	0.15203681	-0.0174856	2.507744562	0.781308521	-0.089857509
12	0.49886157	0.16333375	-0.00728365	2.563621243	0.839362871	-0.037430243
13	0.51252136	0.17408329	0.00381831	2.633818137	0.894604154	0.01962208
14	0.53019349	0.18425417	0.01589799	2.724634238	0.946871721	0.081698847
15	0.55194071	0.19373093	0.02877294	2.836391949	0.995572222	0.14786248
16	0.5763294	0.20227598	0.04190636	2.96172406	1.039484743	0.2153544
17	0.60009629	0.2094917	0.05431292	3.083860727	1.076565938	0.279110992
18	0.61781505	0.21478252	0.06446453	3.174916447	1.103755163	0.331279572
19	0.62156302	0.21731698	0.07019621	3.194177039	1.116779615	0.360734355
20	0.60058781	0.21598983	0.06861185	3.086386619	1.10995946	0.352592418

## Apéndice E. códigos de Matlab utilizados

### A) Código para procesamiento de datos experimentales de la prueba con la base sola

```
% datos de solo base
clc
clear
close all
% cargamos los datos de cada prueba y simplificamos el nombre
%pruebas a 19 m/s
load('TestBenchMicroLabBox60_0445pm19ms.mat'), S1n19=TestBenchMicroLabBox60_0445pm19ms;
load('TestBenchMicroLabBox58_0436pm19ms.mat'), S2n19=TestBenchMicroLabBox58_0436pm19ms;
load('TestBenchMicroLabBox59_0440pm19ms.mat'), S3n19=TestBenchMicroLabBox59_0440pm19ms;
%pruebas a 17 m/s
load('TestBenchMicroLabBox57_0427pm17ms.mat'), S1n17=TestBenchMicroLabBox57_0427pm17ms;
load('TestBenchMicroLabBox56_0423pm17ms.mat'), S2n17=TestBenchMicroLabBox56_0423pm17ms;
load('TestBenchMicroLabBox55_0419pm17ms.mat'), S3n17=TestBenchMicroLabBox55_0419pm17ms;
%pruebas a 15 m/s
load('TestBenchMicroLabBox54_0413pm15ms.mat'), S1n15=TestBenchMicroLabBox54_0413pm15ms;
load('TestBenchMicroLabBox53_0409pm15ms.mat'), S2n15=TestBenchMicroLabBox53_0409pm15ms;
load('TestBenchMicroLabBox52_0405pm15ms.mat'), S3n15=TestBenchMicroLabBox52_0405pm15ms;
%Extraemos las fuerzas de las pruebas a 15 m/s
FX15=S1n15.Y(48).Data; FX25=S2n15.Y(48).Data; FX35=S3n15.Y(48).Data; % DRAG
FZ15=S1n15.Y(50).Data; FZ25=S2n15.Y(50).Data; FZ35=S3n15.Y(50).Data; % LIFT
MQ15=S1n15.Y(52).Data; MQ25=S2n15.Y(52).Data; MQ35=S3n15.Y(52).Data; % MOMENTO
%Extraemos las fuerzas de las pruebas a 17 m/s
FX17=S1n17.Y(48).Data; FX27=S2n17.Y(48).Data; FX37=S3n17.Y(48).Data; % DRAG
FZ17=S1n17.Y(50).Data; FZ27=S2n17.Y(50).Data; FZ37=S3n17.Y(50).Data; % LIFT
MQ17=S1n17.Y(52).Data; MQ27=S2n17.Y(52).Data; MQ37=S3n17.Y(52).Data; % MOMENTO
%Extraemos las fuerzas de las pruebas a 19 m/s
FX19=S1n19.Y(48).Data; FX29=S2n19.Y(48).Data; FX39=S3n19.Y(48).Data; % DRAG
FZ19=S1n19.Y(50).Data; FZ29=S2n19.Y(50).Data; FZ39=S3n19.Y(50).Data; % LIFT
MQ19=S1n19.Y(52).Data; MQ29=S2n19.Y(52).Data; MQ39=S3n19.Y(52).Data; % MOMENTO
% ciclo "for" para promediar de 100 mil en 100 mil los valores medidos, se dividen entre
10.25 porque son 1025000
for K= 1:9
%15 m/s
Fz15(K)=mean(FZ15((K-1)*size(FZ15,2)/10.25+1:K*size(FZ15,2)/10.25));
Fx15(K)=mean(FX15((K-1)*size(FX15,2)/10.25+1:K*size(FX15,2)/10.25));
M15(K)=mean(MQ15((K-1)*size(MQ15,2)/10.25+1:K*size(MQ15,2)/10.25));

Fz25(K)=mean(FZ25((K-1)*size(FZ25,2)/10.25+1:K*size(FZ25,2)/10.25));
Fx25(K)=mean(FX25((K-1)*size(FX25,2)/10.25+1:K*size(FX25,2)/10.25));
M25(K)=mean(MQ25((K-1)*size(MQ25,2)/10.25+1:K*size(MQ25,2)/10.25));

Fz35(K)=mean(FZ35((K-1)*size(FZ35,2)/10.25+1:K*size(FZ35,2)/10.25));
Fx35(K)=mean(FX35((K-1)*size(FX35,2)/10.25+1:K*size(FX35,2)/10.25));
M35(K)=mean(MQ35((K-1)*size(MQ35,2)/10.25+1:K*size(MQ35,2)/10.25));
%17m/s
Fz17(K)=mean(FZ17((K-1)*size(FZ17,2)/10.25+1:K*size(FZ17,2)/10.25));
Fx17(K)=mean(FX17((K-1)*size(FX17,2)/10.25+1:K*size(FX17,2)/10.25));
M17(K)=mean(MQ17((K-1)*size(MQ17,2)/10.25+1:K*size(MQ17,2)/10.25));

Fz27(K)=mean(FZ27((K-1)*size(FZ27,2)/10.25+1:K*size(FZ27,2)/10.25));
Fx27(K)=mean(FX27((K-1)*size(FX27,2)/10.25+1:K*size(FX27,2)/10.25));
M27(K)=mean(MQ27((K-1)*size(MQ27,2)/10.25+1:K*size(MQ27,2)/10.25));

Fz37(K)=mean(FZ37((K-1)*size(FZ37,2)/10.25+1:K*size(FZ37,2)/10.25));
Fx37(K)=mean(FX37((K-1)*size(FX37,2)/10.25+1:K*size(FX37,2)/10.25));
M37(K)=mean(MQ37((K-1)*size(MQ37,2)/10.25+1:K*size(MQ37,2)/10.25));
%19 m/s
Fz19(K)=mean(FZ19((K-1)*size(FZ19,2)/10.25+1:K*size(FZ19,2)/10.25));
Fx19(K)=mean(FX19((K-1)*size(FX19,2)/10.25+1:K*size(FX19,2)/10.25));
M19(K)=mean(MQ19((K-1)*size(MQ19,2)/10.25+1:K*size(MQ19,2)/10.25));

Fz29(K)=mean(FZ29((K-1)*size(FZ29,2)/10.25+1:K*size(FZ29,2)/10.25));
Fx29(K)=mean(FX29((K-1)*size(FX29,2)/10.25+1:K*size(FX29,2)/10.25));
M29(K)=mean(MQ29((K-1)*size(MQ29,2)/10.25+1:K*size(MQ29,2)/10.25));

Fz39(K)=mean(FZ39((K-1)*size(FZ39,2)/10.25+1:K*size(FZ39,2)/10.25));
Fx39(K)=mean(FX39((K-1)*size(FX39,2)/10.25+1:K*size(FX39,2)/10.25));
```

```

M39(K)=mean(MQ39((K-1)*size(MQ39,2)/10.25+1:K*size(MQ39,2)/10.25));
end
% datos promediados en el orden [15 m/s 17 m/s 19 m/s]
SLm=[Fz15' Fz25' Fz35' Fz17' Fz27' Fz37' Fz19' Fz29' Fz39']; %matriz para Lift
SDm=[Fx15' Fx25' Fx35' Fx17' Fx27' Fx37' Fx19' Fx29' Fx39']; % matriz para drag
SMm=[M15' M25' M35' M17' M27' M37' M19' M29' M39']; % matriz para momento
A=(0:2.5:20); %angulos medidos encontrados dentro de ".Y(28).Data" de cada prueba
% save SDatos.mat SLm SDm SMm % salvamos datos para su posterior utilizacion
% graficar para verificar que los datos estan corectamente seleccionados
plot(SLm)
figure
plot(SDm)
figure
plot(SMm)

```

## B) Código para procesamiento de datos experimentales de la prueba con el perfil de referencia

```

% datos de pruebas de perfil de referencia placa plana
clc
clear
close all
% cargamos los datos de cada prueba y simplificamos el nombre
%pruebas a 19 m/s
load('TestBenchMicroLabBox70_0544pm19ms.mat'), Uln19=TestBenchMicroLabBox70_0544pm19ms;
load('TestBenchMicroLabBox68_0537pm19ms.mat'), U2n19=TestBenchMicroLabBox68_0537pm19ms;
load('TestBenchMicroLabBox69_0540pm19ms.mat'), U3n19=TestBenchMicroLabBox69_0540pm19ms;
%pruebas a 17 m/s
load('TestBenchMicroLabBox67_0531pm17ms.mat'), Uln17=TestBenchMicroLabBox67_0531pm17ms;
load('TestBenchMicroLabBox66_0526pm17ms.mat'), U2n17=TestBenchMicroLabBox66_0526pm17ms;
load('TestBenchMicroLabBox65_0521pm17ms.mat'), U3n17=TestBenchMicroLabBox65_0521pm17ms;
%pruebas a 15 m/s
load('TestBenchMicroLabBox64_0514pm15ms.mat'), Uln15=TestBenchMicroLabBox64_0514pm15ms;
load('TestBenchMicroLabBox63_0510pm15ms.mat'), U2n15=TestBenchMicroLabBox63_0510pm15ms;
load('TestBenchMicroLabBox62_0506pm15ms.mat'), U3n15=TestBenchMicroLabBox62_0506pm15ms;

%Extraemos las fuerzas de las pruebas a 15 m/s
FX15=Uln15.Y(48).Data; FX25=U2n15.Y(48).Data; FX35=U3n15.Y(48).Data; % DRAG
FZ15=Uln15.Y(50).Data; FZ25=U2n15.Y(50).Data; FZ35=U3n15.Y(50).Data; % LIFT
MQ15=Uln15.Y(52).Data; MQ25=U2n15.Y(52).Data; MQ35=U3n15.Y(52).Data; % MOMENTO
%Extraemos las fuerzas de las pruebas a 17 m/s
FX17=Uln17.Y(48).Data; FX27=U2n17.Y(48).Data; FX37=U3n17.Y(48).Data; % DRAG
FZ17=Uln17.Y(50).Data; FZ27=U2n17.Y(50).Data; FZ37=U3n17.Y(50).Data; % LIFT
MQ17=Uln17.Y(52).Data; MQ27=U2n17.Y(52).Data; MQ37=U3n17.Y(52).Data; % MOMENTO
%Extraemos las fuerzas de las pruebas a 19 m/s
FX19=Uln19.Y(48).Data; FX29=U2n19.Y(48).Data; FX39=U3n19.Y(48).Data; % DRAG
FZ19=Uln19.Y(50).Data; FZ29=U2n19.Y(50).Data; FZ39=U3n19.Y(50).Data; % LIFT
MQ19=Uln19.Y(52).Data; MQ29=U2n19.Y(52).Data; MQ39=U3n19.Y(52).Data; % MOMENTO
% ciclo "for" para promediar de 100 mil en 100 mil los valores medidos, se dividen entre
10.25 porque son 1025000
for K= 1:9
%15 m/s
Fz15(K)=mean(FZ15((K-1)*size(FZ15,2)/10.25+1:K*size(FZ15,2)/10.25));
Fx15(K)=mean(FX15((K-1)*size(FX15,2)/10.25+1:K*size(FX15,2)/10.25));
M15(K)=mean(MQ15((K-1)*size(MQ15,2)/10.25+1:K*size(MQ15,2)/10.25));

Fz25(K)=mean(FZ25((K-1)*size(FZ25,2)/10.25+1:K*size(FZ25,2)/10.25));
Fx25(K)=mean(FX25((K-1)*size(FX25,2)/10.25+1:K*size(FX25,2)/10.25));
M25(K)=mean(MQ25((K-1)*size(MQ25,2)/10.25+1:K*size(MQ25,2)/10.25));

Fz35(K)=mean(FZ35((K-1)*size(FZ35,2)/10.25+1:K*size(FZ35,2)/10.25));
Fx35(K)=mean(FX35((K-1)*size(FX35,2)/10.25+1:K*size(FX35,2)/10.25));
M35(K)=mean(MQ35((K-1)*size(MQ35,2)/10.25+1:K*size(MQ35,2)/10.25));
%17m/s
Fz17(K)=mean(FZ17((K-1)*size(FZ17,2)/10.25+1:K*size(FZ17,2)/10.25));
Fx17(K)=mean(FX17((K-1)*size(FX17,2)/10.25+1:K*size(FX17,2)/10.25));
M17(K)=mean(MQ17((K-1)*size(MQ17,2)/10.25+1:K*size(MQ17,2)/10.25));

```

```

Fz27(K)=mean(FZ27((K-1)*size(FZ27,2)/10.25+1:K*size(FZ27,2)/10.25));
Fx27(K)=mean(FX27((K-1)*size(FX27,2)/10.25+1:K*size(FX27,2)/10.25));
M27(K)=mean(MQ27((K-1)*size(MQ27,2)/10.25+1:K*size(MQ27,2)/10.25));

Fz37(K)=mean(FZ37((K-1)*size(FZ37,2)/10.25+1:K*size(FZ37,2)/10.25));
Fx37(K)=mean(FX37((K-1)*size(FX37,2)/10.25+1:K*size(FX37,2)/10.25));
M37(K)=mean(MQ37((K-1)*size(MQ37,2)/10.25+1:K*size(MQ37,2)/10.25));
%19 m/s
Fz19(K)=mean(FZ19((K-1)*size(FZ19,2)/10.25+1:K*size(FZ19,2)/10.25));
Fx19(K)=mean(FX19((K-1)*size(FX19,2)/10.25+1:K*size(FX19,2)/10.25));
M19(K)=mean(MQ19((K-1)*size(MQ19,2)/10.25+1:K*size(MQ19,2)/10.25));

Fz29(K)=mean(FZ29((K-1)*size(FZ29,2)/10.25+1:K*size(FZ29,2)/10.25));
Fx29(K)=mean(FX29((K-1)*size(FX29,2)/10.25+1:K*size(FX29,2)/10.25));
M29(K)=mean(MQ29((K-1)*size(MQ29,2)/10.25+1:K*size(MQ29,2)/10.25));

Fz39(K)=mean(FZ39((K-1)*size(FZ39,2)/10.25+1:K*size(FZ39,2)/10.25));
Fx39(K)=mean(FX39((K-1)*size(FX39,2)/10.25+1:K*size(FX39,2)/10.25));
M39(K)=mean(MQ39((K-1)*size(MQ39,2)/10.25+1:K*size(MQ39,2)/10.25));
end
% datos promediados en el orden [15 m/s 17 m/s 19 m/s]
ULm=[Fz15' Fz25' Fz35' Fz17' Fz27' Fz37' Fz19' Fz29' Fz39'];%matriz para Lift
UDm=[Fx15' Fx25' Fx35' Fx17' Fx27' Fx37' Fx19' Fx29' Fx39'];% matriz para drag
UMm=[M15' M25' M35' M17' M27' M37' M19' M29' M39'];% matriz para momento
A=(0:2.5:20); %angulos medidos encontrados dentro de ".Y(28).Data" de cada prueba
% save PlacaDat.mat ULm UDM UMM % salvamos datos para su posterior utilizacion
% graficar para verificar que los datos estan corectamente seleccionados
plot(ULm)
figure
plot(UDm)
figure
plot(UMm)

```

### C) Código para procesamiento de datos experimentales de la prueba del biplano de las rectas

```

% datos de pruebas de biplano de alas rectas
clc
clear
close all
% cargamos los datos de cada prueba y simplificamos el nombre
%pruebas a 15 m/s
load('TestBenchMicroLabBox50_0338pm15ms.mat'),R1n15=TestBenchMicroLabBox50_0338pm15ms;
load('TestBenchMicroLabBox49_0334pm15ms.mat'),R2n15=TestBenchMicroLabBox49_0334pm15ms;
load('TestBenchMicroLabBox48_0329pm15ms.mat'),R3n15=TestBenchMicroLabBox48_0329pm15ms;
%pruebas a 19 m/s
load('TestBenchMicroLabBox47_0312pm19ms.mat'),R1n19=TestBenchMicroLabBox47_0312pm19ms;
load('TestBenchMicroLabBox46_0307pm19ms.mat'),R2n19=TestBenchMicroLabBox46_0307pm19ms;
load('TestBenchMicroLabBox45_0303pm19ms.mat'),R3n19=TestBenchMicroLabBox45_0303pm19ms;
%pruebas a 17 m/s
load('TestBenchMicroLabBox44_0258pm17ms.mat'),R1n17=TestBenchMicroLabBox44_0258pm17ms;
load('TestBenchMicroLabBox43_0254pm17ms.mat'),R2n17=TestBenchMicroLabBox43_0254pm17ms;
load('TestBenchMicroLabBox42_0247pm17ms.mat'),R3n17=TestBenchMicroLabBox42_0247pm17ms;

%Extraemos las fuerzas de las pruebas a 15 m/s
FX15=R1n15.Y(48).Data; FX25=R2n15.Y(48).Data; FX35=R3n15.Y(48).Data; % DRAG
FZ15=R1n15.Y(50).Data; FZ25=R2n15.Y(50).Data; FZ35=R3n15.Y(50).Data; % LIFT
MQ15=R1n15.Y(52).Data; MQ25=R2n15.Y(52).Data; MQ35=R3n15.Y(52).Data; % MOMENTO
%Extraemos las fuerzas de las pruebas a 17m/s
FX17=R1n17.Y(48).Data; FX27=R2n17.Y(48).Data; FX37=R3n17.Y(48).Data; % DRAG
FZ17=R1n17.Y(50).Data; FZ27=R2n17.Y(50).Data; FZ37=R3n17.Y(50).Data; % LIFT
MQ17=R1n17.Y(52).Data; MQ27=R2n17.Y(52).Data; MQ37=R3n17.Y(52).Data; % MOMENTO
%Extraemos las fuerzas de las pruebas a 19m/s
FX19=R1n19.Y(48).Data; FX29=R2n19.Y(48).Data; FX39=R3n19.Y(48).Data; % DRAG
FZ19=R1n19.Y(50).Data; FZ29=R2n19.Y(50).Data; FZ39=R3n19.Y(50).Data; % LIFT
MQ19=R1n19.Y(52).Data; MQ29=R2n19.Y(52).Data; MQ39=R3n19.Y(52).Data; % MOMENTO
% ciclo "for" para promediar de 100 mil en 100 mil los valores medidos, se dividen entre
10.25 porque son 1025000
for K= 1:9

```

```

%15 m/s
Fz15(K)=mean(FZ15((K-1)*size(FZ15,2)/10.25+1:K*size(FZ15,2)/10.25));
Fx15(K)=mean(FX15((K-1)*size(FX15,2)/10.25+1:K*size(FX15,2)/10.25));
M15(K)=mean(MQ15((K-1)*size(MQ15,2)/10.25+1:K*size(MQ15,2)/10.25));

Fz25(K)=mean(FZ25((K-1)*size(FZ25,2)/10.25+1:K*size(FZ25,2)/10.25));
Fx25(K)=mean(FX25((K-1)*size(FX25,2)/10.25+1:K*size(FX25,2)/10.25));
M25(K)=mean(MQ25((K-1)*size(MQ25,2)/10.25+1:K*size(MQ25,2)/10.25));

Fz35(K)=mean(FZ35((K-1)*size(FZ35,2)/10.25+1:K*size(FZ35,2)/10.25));
Fx35(K)=mean(FX35((K-1)*size(FX35,2)/10.25+1:K*size(FX35,2)/10.25));
M35(K)=mean(MQ35((K-1)*size(MQ35,2)/10.25+1:K*size(MQ35,2)/10.25));
%17m/s
Fz17(K)=mean(FZ17((K-1)*size(FZ17,2)/10.25+1:K*size(FZ17,2)/10.25));
Fx17(K)=mean(FX17((K-1)*size(FX17,2)/10.25+1:K*size(FX17,2)/10.25));
M17(K)=mean(MQ17((K-1)*size(MQ17,2)/10.25+1:K*size(MQ17,2)/10.25));

Fz27(K)=mean(FZ27((K-1)*size(FZ27,2)/10.25+1:K*size(FZ27,2)/10.25));
Fx27(K)=mean(FX27((K-1)*size(FX27,2)/10.25+1:K*size(FX27,2)/10.25));
M27(K)=mean(MQ27((K-1)*size(MQ27,2)/10.25+1:K*size(MQ27,2)/10.25));

Fz37(K)=mean(FZ37((K-1)*size(FZ37,2)/10.25+1:K*size(FZ37,2)/10.25));
Fx37(K)=mean(FX37((K-1)*size(FX37,2)/10.25+1:K*size(FX37,2)/10.25));
M37(K)=mean(MQ37((K-1)*size(MQ37,2)/10.25+1:K*size(MQ37,2)/10.25));
%19 m/s
Fz19(K)=mean(FZ19((K-1)*size(FZ19,2)/10.25+1:K*size(FZ19,2)/10.25));
Fx19(K)=mean(FX19((K-1)*size(FX19,2)/10.25+1:K*size(FX19,2)/10.25));
M19(K)=mean(MQ19((K-1)*size(MQ19,2)/10.25+1:K*size(MQ19,2)/10.25));

Fz29(K)=mean(FZ29((K-1)*size(FZ29,2)/10.25+1:K*size(FZ29,2)/10.25));
Fx29(K)=mean(FX29((K-1)*size(FX29,2)/10.25+1:K*size(FX29,2)/10.25));
M29(K)=mean(MQ29((K-1)*size(MQ29,2)/10.25+1:K*size(MQ29,2)/10.25));

Fz39(K)=mean(FZ39((K-1)*size(FZ39,2)/10.25+1:K*size(FZ39,2)/10.25));
Fx39(K)=mean(FX39((K-1)*size(FX39,2)/10.25+1:K*size(FX39,2)/10.25));
M39(K)=mean(MQ39((K-1)*size(MQ39,2)/10.25+1:K*size(MQ39,2)/10.25));
end
% datos promediados en el orden [15 m/s 17 m/s 19 m/s]
RLm=[Fz15' Fz25' Fz35' Fz17' Fz27' Fz37' Fz19' Fz29' Fz39'];%matriz para Lift
RDm=[Fx15' Fx25' Fx35' Fx17' Fx27' Fx37' Fx19' Fx29' Fx39'];% matriz para drag
RMm=[M15' M25' M35' M17' M27' M37' M19' M29' M39'];% matriz para momento
A=(0:2.5:20); %angulos medidos encontrados dentro de ".Y(28).Data" de cada prueba
% save RectasDat.mat RLm RDm RMm % salvamos datos para su posterior utilizacion
% graficar para verificar que los datos estan corectamente seleccionados
plot(RLm)
figure
plot(RDm)
figure
plot(RMm)

```

#### D) Código para procesamiento de datos experimentales de la prueba del biplano de las en delta invertida

```

% datos de pruebas de biplano de las delta invertida
clc
clear
close all
% cargamos los datos de cada prueba y simplificamos el nombre
%pruebas a 15 m/s
load('TestBenchMicroLabBox21Corr0726pm15ms.mat'), D1n15=TestBenchMicroLabBox21Corr0726pm;
load('TestBenchMicroLabBox22Corr3730pm15ms.mat'), D2n15=TestBenchMicroLabBox22Corr3730pm;
load('TestBenchMicroLabBox23Corr734pm15ms.mat'), D3n15=TestBenchMicroLabBox23Corr734pm;
load('TestBenchMicroLabBox24Corr4738pm15ms.mat'),
D4n15=TestBenchMicroLabBox24Corr4738pm15ms;
%pruebas a 17 m/s
load('TestBenchMicroLabBox25Corr5748pm17ms.mat'),
D1n17=TestBenchMicroLabBox25Corr5748pm17ms;
load('TestBenchMicroLabBox26Corr675217ms.mat'), D2n17=TestBenchMicroLabBox26Corr675217ms;
load('TestBenchMicroLabBox27Corr7756pm17ms.mat'),
D3n17=TestBenchMicroLabBox27Corr7756pm17ms;
%pruebas a 19 m/s

```



```

load('TestBenchMicroLabBox28Corr8807pm19ms.mat'),
D1n19=TestBenchMicroLabBox28Corr8807pm19ms;
load('TestBenchMicroLabBox29Corr9812pm19ms.mat'),
D2n19=TestBenchMicroLabBox29Corr9812pm19ms;
load('TestBenchMicroLabBox30Corr10816pm19ms.mat'), D3n19=TestBenchMicroLabBox30Corr10816pm19m
s;
%Extraemos las fuerzas de las pruebas a 15 m/s
FX1=D1n15.Y(41).Data; FX2=D2n15.Y(41).Data; FX3=D3n15.Y(41).Data; FX4=D4n15.Y(41).Data; %
DRAG
FZ1=D1n15.Y(43).Data; FZ2=D2n15.Y(43).Data; FZ3=D3n15.Y(43).Data; FZ4=D4n15.Y(43).Data; %
LIFT
MQ1=D1n15.Y(45).Data; MQ2=D2n15.Y(45).Data; MQ3=D3n15.Y(45).Data; MQ4=D4n15.Y(45).Data; %
MOMENTO
%Extraemos las fuerzas de las pruebas a 17 m/s
FX17=D1n17.Y(41).Data; FX27=D2n17.Y(41).Data; FX37=D3n17.Y(41).Data; % DRAG
FZ17=D1n17.Y(43).Data; FZ27=D2n17.Y(43).Data; FZ37=D3n17.Y(43).Data; % LIFT
MQ17=D1n17.Y(45).Data; MQ27=D2n17.Y(45).Data; MQ37=D3n17.Y(45).Data; % MOMENTO
%Extraemos las fuerzas de las pruebas a 19 m/s
FX19=D1n19.Y(41).Data; FX29=D2n19.Y(41).Data; FX39=D3n19.Y(41).Data; % DRAG
FZ19=D1n19.Y(43).Data; FZ29=D2n19.Y(43).Data; FZ39=D3n19.Y(43).Data; % LIFT
MQ19=D1n19.Y(45).Data; MQ29=D2n19.Y(45).Data; MQ39=D3n19.Y(45).Data; % MOMENTO
% ciclo "for" para promediar de 100 mil en 100 mil los valores medidos, ejemplo se dividen
entre 10 porque son 1000000
for K= 1:9
% 15 m/s
Fz1(K)=mean(FZ1((K-1)*size(FZ1,2)/10+1:K*size(FZ1,2)/10));
Fx1(K)=mean(FX1((K-1)*size(FX1,2)/10+1:K*size(FX1,2)/10));
M1(K)=mean(MQ1((K-1)*size(MQ1,2)/10+1:K*size(MQ1,2)/10));

Fz2(K)=mean(FZ2((K-1)*size(FZ2,2)/9.5+1:K*size(FZ2,2)/9.5));
Fx2(K)=mean(FX2((K-1)*size(FX2,2)/9.5+1:K*size(FX2,2)/9.5));
M2(K)=mean(MQ2((K-1)*size(MQ2,2)/9.5+1:K*size(MQ2,2)/9.5));

Fz3(K)=mean(FZ3((K-1)*size(FZ3,2)/9.5+1:K*size(FZ3,2)/9.5));
Fx3(K)=mean(FX3((K-1)*size(FX3,2)/9.5+1:K*size(FX3,2)/9.5));
M3(K)=mean(MQ3((K-1)*size(MQ3,2)/9.5+1:K*size(MQ3,2)/9.5));

Fz4(K)=mean(FZ4((K-1)*size(FZ4,2)/9.5+1:K*size(FZ4,2)/9.5));
Fx4(K)=mean(FX4((K-1)*size(FX4,2)/9.5+1:K*size(FX4,2)/9.5));
M4(K)=mean(MQ4((K-1)*size(MQ4,2)/9.5+1:K*size(MQ4,2)/9.5));
%17 m/s
Fz17(K)=mean(FZ17((K-1)*size(FZ17,2)/10+1:K*size(FZ17,2)/10));
Fx17(K)=mean(FX17((K-1)*size(FX17,2)/10+1:K*size(FX17,2)/10));
M17(K)=mean(MQ17((K-1)*size(MQ17,2)/10+1:K*size(MQ17,2)/10));

Fz27(K)=mean(FZ27((K-1)*size(FZ27,2)/10+1:K*size(FZ27,2)/10));
Fx27(K)=mean(FX27((K-1)*size(FX27,2)/10+1:K*size(FX27,2)/10));
M27(K)=mean(MQ27((K-1)*size(MQ27,2)/10+1:K*size(MQ27,2)/10));

Fz37(K)=mean(FZ37((K-1)*size(FZ37,2)/10+1:K*size(FZ37,2)/10));
Fx37(K)=mean(FX37((K-1)*size(FX37,2)/10+1:K*size(FX37,2)/10));
M37(K)=mean(MQ37((K-1)*size(MQ37,2)/10+1:K*size(MQ37,2)/10));
%19 m/s
Fz19(K)=mean(FZ19((K-1)*size(FZ19,2)/12+1:K*size(FZ19,2)/12));
Fx19(K)=mean(FX19((K-1)*size(FX19,2)/12+1:K*size(FX19,2)/12));
M19(K)=mean(MQ19((K-1)*size(MQ19,2)/12+1:K*size(MQ19,2)/12));

Fz29(K)=mean(FZ29((K-1)*size(FZ29,2)/10+1:K*size(FZ29,2)/10));
Fx29(K)=mean(FX29((K-1)*size(FX29,2)/10+1:K*size(FX29,2)/10));
M29(K)=mean(MQ29((K-1)*size(MQ29,2)/10+1:K*size(MQ29,2)/10));

Fz39(K)=mean(FZ39((K-1)*size(FZ39,2)/10+1:K*size(FZ39,2)/10));
Fx39(K)=mean(FX39((K-1)*size(FX39,2)/10+1:K*size(FX39,2)/10));
M39(K)=mean(MQ39((K-1)*size(MQ39,2)/10+1:K*size(MQ39,2)/10));
end
% datos promediados en el orden [15 m/s 17 m/s 19 m/s]
Lm=[Fz1' Fz2' Fz3' Fz4' Fz17' Fz27' Fz37' Fz19' Fz29' Fz39'];%matriz para Lift
Dm=[Fx1' Fx2' Fx3' Fx4' Fx17' Fx27' Fx37' Fx19' Fx29' Fx39'];% matriz para drag
Mm=[M1' M2' M3' M4' M17' M27' M37' M19' M29' M39'];% matriz para momento
A12=[(0:2:14) 15];A3=[(0:2:14) 20];A=(0:2.5:20); %angulos medidos encontrados dentro de
".Y(28).Data" de cada prueba

```

```

% save DatosMed.mat Lm Dm Mm % salvamos datos para su posterior utilizacion
% graficar para verificar que los datos estan corectamente seleccionados
plot(Lm)
figure
plot(Dm)
figure
plot(Mm)

```

## E) Código para obtención de coeficientes de perfil de referencia y biplano de las rectas

```

% codigo para obtencion de coeficientes de perfil de referencia y biplano de alas rectas
clc
clear
close all
load('SDatos.mat')% datos de solo base
load('RectasDat.mat')% datos de alas Rectas
load('PlacaDat.mat') % datos de ala placa
% experimentos
A=(0:0.04363323:0.34906585);%angulo en radianes para calculos
Agm=(0:2.5:20); % angulo en grados para figuras
Ag=(0:1:20); % angulo en grados para figuras
v=[15.02 16.94 19];% velocidades de las pruebas
P=0.5*1.184.*v.^2*0.02370963; % presion dinamica por superficie alar "1/2PV^2S"
%fuerzas placa plana
CLZ=[ULm(:,1:3)-1.37606.*cos(A)' ULm(:,4:6)-1.6792 .*cos(A)' ULm(:,7:9)-2.5361.*cos(A)']; %
fuerzas del perfil menos una constante por coseno para el lift
FxP=(UDm-SDm); % fuerzas del perfil menos fuerzas de la base menos para Drag
% calculo de momento;
Mqp=UMm-SMm+FxP.*0.10462.*cos(A)'+CLZ.*0.10462.*sin(A)';%momento medio mas momento producido
por el drag y por el lift, la constante 0.10462m es el brazo de palanca a la base al perfil
MqP=[Mqp(:,1:3)-1.26.*cos(A)'.*0.10462.*sin(A)' Mqp(:,4:6)-1.6.*cos(A)'.*0.10462.*sin(A)'
Mqp(:,7:9)-2.*cos(A)'.*0.10462.*sin(A)']; % ajuste de momento
%calculo de coeficientes para placa plana a sus respectivas velocidades
clz15=CLZ(:,1:3)/P(1); CDp15=FxP(:,1:3)/P(1); CMp15=mean(MqP(:,1:3)')/(P(1).*0.0889);
clz17=CLZ(:,4:6)/P(2); CDp17=FxP(:,4:6)/P(2); CMp17=mean(MqP(:,4:6)')/(P(2).*0.0889);
clz19=CLZ(:,7:9)/P(3); CDp19=FxP(:,7:9)/P(3); CMp19=mean(MqP(:,7:9)')/(P(3).*0.0889);
%fuerzas de biplano de alas rectas
CLZR=[RLm(:,1:3)-1.56363.*cos(A)' RLm(:,4:6)-2.02546.*cos(A)' RLm(:,7:9)-2.711.*cos(A)'];%
fuerzas del perfil menos una constante por coseno para el lift
Fxr=(RDm-SDm)/cos(A); % fuerzas del perfil menos fuerzas de la base menos para Drag
Mqr=RMM-SMm+FxR.*0.10462.*cos(A)'+CLZR.*0.10462.*sin(A)';%momento medio mas momento
producido por el drag y por el lift, la constante 0.10462m es el brazo de palanca a la base
al perfil
MqR=[Mqr(:,1:3)-1.72.*cos(A)'.*0.10462.*sin(A)' Mqr(:,4:6)-2.22.*cos(A)'.*0.10462.*sin(A)'
Mqr(:,7:9)-2.95*cos(A)'.*0.10462.*sin(A)'];% ajuste de momento
%calculo de coeficientes para biplano de alas rectas a sus respectivas velocidades
clzr15=CLZR(:,1:3)/P(1); CDr15=FxR(:,1:3)/P(1); CMr15=mean(MqR(:,1:3)')/(P(1).*0.0889);
clzr17=CLZR(:,4:6)/P(2); CDr17=FxR(:,4:6)/P(2); CMr17=mean(MqR(:,4:6)')/(P(2).*0.0889);
clzr19=CLZR(:,7:9)/P(3); CDr19=FxR(:,7:9)/P(3); CMr19=mean(MqR(:,7:9)')/(P(3).*0.0889);

% linealizacion para correcta comparacion
Ang=[Agm';Agm';Agm']; % angulos para para funcion;polyfit
Vel5= repmat(15.05, 1, 3*9); Vel17= repmat(17, 1, 3*9); Vel19= repmat(19, 1, 3*9);% velocidades
para funcion;polyfit

c15=reshape(clz15,[], 1); c17=reshape(clz17,[], 1); c19=reshape(clz19,[], 1);
c15r=reshape(clzr15,[], 1); c17r=reshape(clzr17,[], 1); c19r=reshape(clzr19,[], 1);

d15=reshape(CDp15,[], 1); d17=reshape(CDp17,[], 1); d19=reshape(CDp19,[], 1);
d15r=reshape(CDr15,[], 1); d17r=reshape(CDr17,[], 1); d19r=reshape(CDr19,[], 1);

cc15=polyfit(Ang,c15,5);cpp=polyval(cc15,Ag);
cc17=polyfit(Ang,c17,5);cpp7=polyval(cc17,Ag);
cc19=polyfit(Ang,c19,5);cpp9=polyval(cc19,Ag);

cc15r=polyfit(Ang,c15r,5);cpr=polyval(cc15r,Ag);
cc17r=polyfit(Ang,c17r,5);cpp7r=polyval(cc17r,Ag);
cc19r=polyfit(Ang,c19r,5);cpp9r=polyval(cc19r,Ag);

```

```

cdl5=polyfit(Ang,d15,5);cpd=polyval(cdl5,Ag);
cdl7=polyfit(Ang,d17,5);cpd7=polyval(cdl7,Ag);
cdl9=polyfit(Ang,d19,5);cpd9=polyval(cdl9,Ag);

cdr15=polyfit(Ang,drl15,5);cpdr=polyval(cdr15,Ag);
cdr17=polyfit(Ang,drl17,5);cpdr7=polyval(cdr17,Ag);
cdr19=polyfit(Ang,drl19,5);cpdr9=polyval(cdr19,Ag);

CMmP5=polyfit(Agm,CMp15+0.198,5); CMmP7=polyfit(Agm,CMp17+0.183,5);
CMmP9=polyfit(Agm,CMp19+0.195,5);
CMm5=polyval(CMmP5,Ag); CMm7=polyval(CMmP7,Ag); CMm9=polyval(CMmP9,Ag);
CMmPr5=polyfit(Agm,CMr15+0.25,5); CMmPr7=polyfit(Agm,CMr17+0.235,5);
CMmPr9=polyfit(Agm,CMr19+0.24,5);
CMmR5=polyval(CMmPr5,Ag); CMmR7=polyval(CMmPr7,Ag);
CMmR9=polyval(CMmPr9,Ag);
%tabla para exportacion de datos con ajustes en coeficientes de drag y momento
TABLA_PR=[cpp' cpp7' cpp9' cpd'+0.0418 cpd7'+0.0515 cpd9'+0.0525 CMm5' CMm7' CMm9'];
TABLA_BR=[cppr' cpp7r' cpp9r' cpdr'+0.0733 cpdr7'+0.0635 cpdr9'+0.0734 CMmR5' CMmR7'
CMmR9'];

```

## F) Código para obtención de coeficientes de biplano de alas delta invertida

```

% codigo para obtencion de coeficientes de biplano de alas delta
clc
clear
close all
load('DatosMed.mat')% datos de alas delta
load('SDatos.mat')% datos de solo base
load('RectasDat.mat')% datos de alas Rectas
load('PlacaDat.mat') % datos de ala placa
A12=[(0:2:14) 15];A3=[(0:2:14) 20]; A=(0:2.5:20); Ag=(0:1:20); %angulos para las distintas
pruebas
Arad=(0:0.04363323:0.34906585); %angulo en radianes para calculos
v=[15.02 16.94 19]; % velocidades de las pruebas
Pv=0.5*1.184 .*v.^2.*0.0240461143; % presion dinamica por superficie alar "1/2PV^2S"
ad=0.0145573785; aT=0.0240461143; at=0.009487358; %Area total (aT),de perfil delantero (ad)
y trasero (at)
cd=0.06224; ct=0.057914;ctt=cd+ct;% cuerda total (ctt),de perfil delantero (cd) y trasero
(ct)
A14=[A12';A12';A3';A']; AS=[A';A';A']; %angulos para funcion;polyfit
%linealizacion de fuerzas %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Ll5=reshape(Lm(:,1:4),[], 1); Ll7=reshape(Lm(:,5:7),[], 1); Ll9=reshape(Lm(:,8:10),[], 1);
Dl5=reshape(Dm(:,1:4),[], 1); Dl7=reshape(Dm(:,5:7),[], 1); Dl9=reshape(Dm(:,8:10),[], 1);
Ml5=reshape(Mm(:,1:4),[], 1); Ml7=reshape(Mm(:,5:7),[], 1); Ml9=reshape(Mm(:,8:10),[], 1);

Fl15=polyfit(A14,Ll5,5); FL15=polyval(Fl15,A);
Fl17=polyfit(AS,Ll7,5); FL17=polyval(Fl17,A);
Fl19=polyfit(AS,Ll9,5); FL19=polyval(Fl19,A);

Fd15=polyfit(A14,Dl5,5); FD15=polyval(Fd15,A);
Fd17=polyfit(AS,Dl7,5); FD17=polyval(Fd17,A);
Fd19=polyfit(AS,Dl9,5); FD19=polyval(Fd19,A);

Fm15=polyfit(A14,Ml5,3); FM15=polyval(Fm15,A);
Fm17=polyfit(AS,Ml7,3); FM17=polyval(Fm17,A);
Fm19=polyfit(AS,Ml9,3); FM19=polyval(Fm19,A);
% fuerzas del perfil menos fuerzas de la base menos una constante por
% coseno para el lift %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
fD5=FD15'-SDm(:,1:3); fL5=FL15'-1.1804.*cos(Arad)'; fM5=FM15'-SMm(:,1:3);
fD7=FD17'-SDm(:,4:6); fL7=FL17'-1.6304.*cos(Arad)'; fM7=FM17'-SMm(:,4:6);
fD9=FD19'-SDm(:,7:9); fL9=FL19'-2.2073.*cos(Arad)'; fM9=FM19'-SMm(:,7:9);
% calculo de momento; momento medio mas momento producido por el drag y por
% el lift, la constante 0.10462m es el brazo de palanca a la base al perfil
Mq7=fM7+fD7.*0.10462.*cos(Arad)'+fL7.*0.10462.*sin(Arad)';
Mq5=fM5+fD5.*0.10462.*cos(Arad)'+fL5.*0.10462.*sin(Arad)';
Mq9=fM9+fD9.*0.10462.*cos(Arad)'+fL9.*0.10462.*sin(Arad)';
% calculo de coeficientes a sus respectivas velocidades
CLm15=fL5/Pv(1); CDm15=fD5/Pv(1); CMm15=Mq5/((Pv(1)/aT)*aT*ctt);
CLm17=fL7/Pv(2); CDm17=fD7/Pv(2); CMm17=Mq7/((Pv(2)/aT)*aT*ctt);
CLm19=fL9/Pv(3); CDm19=fD9/Pv(3); CMm19=Mq9/((Pv(3)/aT)*aT*ctt);
% lieanlizacion para correcta comparacion
CLm5p=polyfit(A,CLm15',5); CLm5=polyval(CLm5p,Ag);

```

```

CLm7p=polyfit(A,CLm17',5); CLm7=polyval(CLm7p,Ag);
CLm9p=polyfit(A,CLm19',5); CLm9=polyval(CLm9p,Ag);

CDm5p=polyfit(A,mean(CDm15'),5); CDm5=polyval(CDm5p,Ag);
CDm7p=polyfit(A,mean(CDm17'),5); CDm7=polyval(CDm7p,Ag);
CDm9p=polyfit(A,mean(CDm19'),5); CDm9=polyval(CDm9p,Ag);

CMm5p=polyfit(A,mean(CMm15'),5); CMm5=polyval(CMm5p,Ag);
CMm7p=polyfit(A,mean(CMm17'),5); CMm7=polyval(CMm7p,Ag);
CMm9p=polyfit(A,mean(CMm19'),5); CMm9=polyval(CMm9p,Ag);
%tabla para exportacion de datos con ajustes en coeficientes de drag y
%momento
TABLA_BDI=[Ag' CLm5' CLm7' CLm9' CDm5'-0.03 CDm7'-0.026 CDm9'-0.024 CMm5'+0.032 CMm7'+0.035
CMm9'+0.041];
% save CoefBDI.mat TABLA_BDI %

```