

## RAE

1. **TIPO DE DOCUMENTO:** Trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERÓNAUTICO.
2. **TITULO:** PREDICCIÓN DEL ARRASTRE PARA LA AERONAVE NASA COMMON RESEARCH MODEL
3. **AUTOR:** Paula Andrea Pereira López
4. **LUGAR:** Bogotá, D.C
5. **FECHA:** Octubre de 2016
6. **PALABRAS CLAVE:** DPW-5 (Drag prediction workshop-5), Dinámica computacional de fluidos, Predicción de resistencia, (CFD), FLUENT, Adaptación local de malla, fuerzas aerodinámicas, Buffet.
7. **DESCRIPCIÓN DEL TRABAJO:** El objetivo principal del presente proyecto es Simular el flujo alrededor del modelo de aeronave de transporte comercial NASA Common Research Model mediante la dinámica computacional de fluidos (CFD) para evaluar las capacidades de predicción de fuerzas aerodinámicas y fenómenos físicos del flujo. Todo lo anterior basado en estudios previos realizados sobre el quinto taller de la AIAA de la predicción del arrastre.
8. **LINEAS DE INVESTIGACION:** Grupo de investigación: Aerotech, Línea de investigación :Mecánica computacional, Programa: Ingeniería Aeronáutica.
9. **METODOLOGIA:** Método analítico.
10. **CONCLUSIONES:** Se obtuvieron las propiedades del flujo en el dominio computacional bajo las mismas condiciones de las pruebas realizadas en el túnel de viento, tales como coeficientes de presión, esfuerzos cortantes, ubicación de la onda de choque y separación inducida por la misma. En los cuales se encontró el mismo comportamiento que los participantes del taller, con respecto a la divergencia entre los datos de CFD y los experimentales, lo cual fue consecuencia de la diferencia en los modelos de la prueba de túnel de viento y de análisis.

# **Predicción del arrastre para la aeronave NASA Common Research Model**

## **INTEGRANTES:**

**Paula Andrea Pereira López**

**20111231100**

## **DIRECTOR:**

**Jaime Alberto Escobar G. MEng.**

## **PRESENTACIÓN DEL PROYECTO**

### **TITULO.**

**Predicción del arrastre para la aeronave NASA Common Research Model**

### **INTEGRANTES.**

**Paula Andrea Pereira López**

### **DIRECTOR.**

**Jaime Alberto Escobar, MEng.**

### **GRUPO DE INVESTIGACIÓN.**

Aerotech

### **LÍNEA DE INVESTIGACIÓN.**

Mecánica Computacional

### **PROGRAMA.**

Ingeniería Aeronáutica

### **DESCRIPTORES**

DPW-5 (Drag prediction workshop-5), Dinámica computacional de fluidos, Predicción de resistencia, (CFD), FLUENT, Adaptación local de malla, fuerzas aerodinámicas, Buffet.

## Tabla de contenido

|   |           |
|---|-----------|
| <b>PRESENTACIÓN DEL PROYECTO .....</b>                                | <b>3</b>  |
| <b>TITULO .....</b>   | <b>3</b>  |
| <b>1. RESUMEN DEL PROYECTO.....</b>                                   | <b>7</b>  |
| <b>2. DESCRIPCIÓN DEL PROYECTO.....</b>                               | <b>8</b>  |
| <b>2.1. PLANTEAMIENTO DE LA PREGUNTA O PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN.</b> | <b>8</b>  |
| <b>2.2. ESTADO DEL ARTE.....</b>                                      | <b>9</b>  |
| <b>2.3. ALCANCES.....</b>   | <b>14</b> |
| <b>2.4. LIMITACIONES.....</b>   | <b>14</b> |
| <b>2.5. OBJETIVOS.....</b>  | <b>15</b> |
| <b>2.5.1. OBJETIVO GENERAL.....</b>                                   | <b>15</b> |
| <b>2.5.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS. ....</b>                             | <b>15</b> |
| <b>2.6. METODOLOGÍA.....</b>  | <b>16</b> |
| <b>3. MARCO TEÓRICO Y CONCEPTUAL.....</b>                             | <b>18</b> |
| <b>4. DESARROLLO DE INGENIERÍA.....</b>                               | <b>25</b> |
| <b>4.1. Convergencia de malla.....</b>                                | <b>29</b> |
| <b>4.2. Caso estudio de Buffet .....</b>                              | <b>33</b> |
| <b>4.3. Resultados de Coeficiente de Presión.....</b>                 | <b>41</b> |
| <b>4.4. Adaptación de malla extra gruesa .....</b>                    | <b>50</b> |
| <b>4.5. Análisis para ángulo de ataque de 3° .....</b>                | <b>52</b> |
| <b>CONCLUSIONES.....</b>  | <b>62</b> |
| <b>REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....</b>                                | <b>64</b> |

## Lista de figuras

|   |    |
|---|----|
| Figura 1. Dominio computacional y fronteras .....   | 26 |
| Figura 2. Elementos con direcciones invertidas .....  | 27 |
| Figura 3 Convergencia de mallas no estructuradas con respecto al ángulo de ataque .....   | 31 |
| Figura 4 Convergencia de mallas no estructuradas con respecto a Cd total .....  | 32 |
| Figura 5 Convergencia de mallas no estructuradas con respecto a Cm total .....  | 32 |
| Figura 6 Cl vs Alpha .....  | 34 |
| Figura 7 Cl vs Cd .....   | 36 |
| Figura 8 Cd vs Cdo .....  | 37 |
| Figura 9 Cl vs Cd .....   | 38 |
| Figura 10. Contornos de esfuerzo cortante para ángulos de ataque entre 2.5 y 4.5 grados. .  | 39 |
| Figura 11. Ubicación de las secciones del ala sobre las cuales se midió la presión para<br>obtener coeficientes de presión estática. .... | 42 |
| Figura 12. Distribución de coeficiente de presión al 13.1% de la envergadura para ángulos<br>de ataque grados entre 2.5 y 4.5 .....       | 43 |
| Figura 13 Distribución de presión para S= 0.283 .....   | 45 |
| Figura 14 Distribución de presión en S=0.603 .....  | 47 |
| Figura 15 Distribución de presión en S= 0.846 .....   | 49 |
| Figura 16 Adaptación en S=0.131 .....   | 51 |
| Figura 17 Adaptación en S=0.502 .....   | 52 |
| Figura 18 Adaptación en S= 0.950 .....  | 52 |
| Figura 19 Cl vs Alpha .....   | 53 |
| Figura 20 Cd vs Alpha .....   | 54 |
| Figura 21 Cd-Cdp vs Alpha .....   | 55 |
| Figura 22 Cm vs Cl .....  | 56 |
| Figura 23 Contornos de esfuerzo cortante para las tres diferentes mallas .....  | 58 |
| Figura 24 Distribución de presión en tres mallas diferentes .....   | 61 |

## **Lista de tablas**

|  |    |
|--|----|
| Tabla 1. Información sobre las mallas del DPW V .....            | 26 |
| Tabla 2. Condiciones de frontera .....                           | 27 |
| Tabla 3. Condiciones iniciales y dimensiones de referencia ..... | 28 |

## **1. RESUMEN DEL PROYECTO.**

Desde el año 2001 se han desarrollado 6 talleres para la predicción del arrastre propuestos por American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) con el objetivo de evaluar el estado del arte de los métodos de Computational Fluid Dynamics (CFD) como herramienta para la predicción de fuerzas aerodinámicas relevantes en un modelo específico de aeronave.

A lo largo del desarrollo de las últimas 5 ediciones se ha identificado dispersión en los resultados producidos a través de diferentes códigos de simulación y modelos de turbulencia que superan en gran medida la esperada por los diseñadores; sin embargo, desde el primer taller de predicción de arrastre elaborado por el comité (DPW-I) hasta el sexto taller (DPW-VI) se ha logrado tener avances significativos en cuanto a la generación de la malla ya que se han parametrizado criterios y se han incorporado procedimientos sistemáticos.

Parte del problema de la dispersión en los resultados se debe a la predicción de regiones donde el flujo se separa las cuales no coinciden con los reportes de las pruebas de túnel de viento, por esta razón puede ser causa de el uso de un modelo de turbulencia no adecuado para la simulación, al igual que deficiencias en la calidad de la malla.

Por tanto en el presente proyecto se busca mediante la adaptación local de una malla, para un caso en especial el cual será escogido con base en el segundo caso del taller el cual consiste en realizar un estudio de Buffet, el cual hace referencia a la existencia de un desprendimiento prematuro del flujo el cual causa fluctuaciones en la superficie, para diferentes ángulos de ataque, poder comparar los resultados de la predicción del arrastre con respecto a los datos publicados por los participantes y los datos experimentales de los túneles de viento como el European Transonic Windtunnel (ETW), AMES y el National Transonic Facility (NTF) para la aeronave NASA Common Research Model en régimen transónico.

## **2. DESCRIPCIÓN DEL PROYECTO.**

### **2.1. PLANTEAMIENTO DE LA PREGUNTA O PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN.**

Desde hace poco más de 10 años, el Comité de Aerodinámica Aplicada de la American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) ha venido realizando varios talleres para la predicción de la resistencia aerodinámica producida por una aeronave típica de transporte comercial con el propósito de establecer el estado del arte de los métodos de la dinámica computacional de fluidos (CFD) para poder predecir las fuerzas y momentos aerodinámicos que actúan sobre el modelo.

La complejidad de la geometría a lo largo de los Drag Prediction Workshops (DPW) ha sido un aspecto por evaluar, ya que la malla para dichas geometrías ha sido difícil de generar para el comité; aunque se ha intentado de manera sistemática realizar familias de mallas, la selección de los modelos y los casos de estudios aún sigue presentándose dispersión en los resultados. Parte de este problema se atribuye a que en general la región de la capa límite está bien calculada por la mayoría de los modelos de turbulencia utilizados pero se identificaron regiones de recirculación y separación de flujo que no se encuentran bien solucionadas o que no se observaron en las pruebas de túnel de viento; también, se observa en los resultados publicados por los participantes que la dispersión en los resultados aumenta con respecto a algún parámetro específico, como por ejemplo en el último DPW se observó que la dispersión aumentaba con el ángulo de ataque. (Ed Tinoco, 2012)

Gracias a este problema se cuestionó si los tipos de malla usados son los adecuados para predecir el flujo a través del modelo, por lo cual surge la pregunta de investigación del presente proyecto.

**¿ Puede mejorarse la predicción de fuerzas y momentos aerodinámicos de una aeronave de transporte comercial en régimen transónico mediante la adaptación local de mallas?**

## **2.2. ESTADO DEL ARTE.**

El Comité de Aerodinámica Aplicada de la AIAA proporciona un foco para el desarrollo, verificación y aplicación de las técnicas de análisis y diseño aerodinámico y de esta manera suministrar un foro para la exposición de los conceptos aerodinámicos innovadores, donde es de gran importancia la correlación de la teoría e información experimental obtenida mediante pruebas en túneles de viento y datos de vuelo, es así como el Comité patrocina sesiones técnicas, reuniones, talleres y seminarios de estudio para satisfacer las necesidades de una mayor interacción entre los miembros AIAA con intereses primarios en la aerodinámica aplicada y campos técnicos relacionados (Astronautics). En el marco de estos objetivos, varios miembros del Comité conformaron un grupo de trabajo para establecer las capacidades de los códigos de CFD para predecir las características del flujo en aplicaciones de ingeniería relacionadas con aerodinámica externa. De este equipo de trabajo conformado también con representantes de la industria, centros de investigación y universidades surge una serie de talleres de predicción de resistencia aerodinámica (Drag Prediction Workshop - DPW) desarrollado hace un poco más de 10 años.

El DPW ha promovido que los usuarios y desarrolladores de programas de CFD tengan la oportunidad de evaluar la eficiencia de los métodos actuales con los que se calculan las características aerodinámicas de cualquier tipo de aeronave, en varias configuraciones de velocidad pero para la etapa de vuelo de crucero.

Se han realizado un total de seis talleres de predicción de arrastre los cuales cuentan con una serie de publicaciones que proporcionan la información más relevante de cada uno. El primer taller se desarrolló en el año 2001 y su enfoque fue evaluar los resultados de las predicciones de arrastre absolutos en el modelo DLR-F4, teniendo en cuenta variaciones en la malla de la geometría y en el modelo de turbulencia; así mismo, dichos resultados fueron comparados con datos experimentales obtenidos en el túnel de viento. Aunque el objetivo del taller fue el de predicción de arrastre, también se evaluaron sustentación y momento; el interés generado por la predicción del arrastre en diferentes condiciones y modelos llevó a la planificación y organización del segundo taller publicado en el año 2003. Para esta

segunda versión del DPW, se escogió el modelo DLR-F6 en dos configuraciones con nacela y sin nacela para así calcular los incrementos en la predicción del arrastre por la presencia de los componentes. Aunque el modelo es muy parecido al F4, el hecho de agregar la nacela hace que la separación de flujo sea mayor (John C. Vassberg, Edward N. Tinoco, Mori Mani, Ben Rider, 2010).

Para el tercer taller, el enfoque era mejorar la precisión en la predicción del arrastre con un dato experimental a priori disponible para la comparación, incluyendo los modelos de los anteriores talleres DPW-1 y W-2 (Dr. Neal T. Frink, June 2006).

Para las dos ediciones posteriores del taller se desarrolló un nuevo modelo llamado el NASA Common Research Model (CRM), que conserva las características de un avión transónico moderno de transporte que retuviera las características más importantes de una geometría típica pero con la simplicidad suficiente para garantizar participación más nutrida de diferentes sectores (i.e. industria, gobierno y academia) y capturar los fenómenos físicos más relevantes (Vassberg, DeHaan, Rivers, & Wahls, 2008). Adicionalmente el DPW-V incluyó un caso de evaluación de convergencia de mallas que se basa en un sistema de mallas unificadas escaladas de manera sistemática de la configuración de ala-cuerpo del Modelo Común de Investigación de la NASA (CRM) (John C. Vassberg, 2011).

Problemas similares relacionados con modelos de aeronaves comerciales en configuración de alta sustentación ya han sido abordados por el equipo de trabajo conformado por el grupo de investigación AeroTech de la Universidad de San Buenaventura sede Bogotá y el equipo del grupo de Mecánica Computacional de la Universidad de Los Andes. En los trabajos realizados para las sesiones especiales del primer taller de alta sustentación de la AIAA (i.e. AIAA CFD High Lift Prediction Workshop) se utilizó el software Ansys Fluent como herramienta para evaluar los casos de estudio propuestos por el comité organizador con tres aproximaciones a la solución del problema: simulación de los casos y análisis de convergencia de mallas con el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras; simulación del flujo con técnicas de adaptación local de mallas para mejorar la predicción de los coeficientes de presión en las zonas cercanas a la punta del ala y unión ala fuselaje; y simulación con modelos de turbulencia híbridos (DES) en una malla sometida a

adaptaciones por región. Las últimas dos aproximaciones demostraron la capacidad para mejorar la predicción de las fuerzas aerodinámicas alrededor del máximo coeficiente de sustentación sin aumentar excesivamente el tamaño de la malla (López et al., 2012). Para la segunda edición del taller de alta sustentación los esfuerzos del equipo de trabajo se enfocaron más en la utilización de modelos de turbulencia híbridos (RANS-LES) también bajo la hipótesis de que a través del refinamiento en zonas de interés, se podrían lograr mejoras sustanciales en la predicción de las fuerzas aerodinámicas y características del flujo frente a los modelos RANS con un incremento medido en el tamaño de la malla (Escobar et al., 2014).

El éxito de la serie DPW se debe en gran parte a la cantidad significativa de tiempo personal y recursos informáticos invertido por los participantes de los talleres. Con el fin de mantener estas inversiones individuales crezcan, el comité organizador ha desarrollado 6 talleres en los cuales ha evaluado diferentes parámetros, por ejemplo en el DPW-3 los desarrolladores se les permitía seleccionar uno de los siguientes dos casos, pero luego fueron requeridos todos los datos obligatorios para ese caso de prueba. Ambos casos son pruebas a ciegas, el primero tiene una configuración simple de cuerpo / ala, la segunda en la configuración para el ala sola. Ambos casos incluyen un estudio de sensibilidad de mallas de un solo punto y un análisis para diferentes ángulos de ataque empleando la malla de tamaño mediano (John C. Vassberg, Edward N. Tinoco, Mori Mani, 2008).

Es importante resaltar que la generación de la malla es uno de los aspectos más importantes en el momento de hacer la simulación ya que los resultados dependerán directamente de la calidad de malla en el modelo. De la manera en que se genere la malla y el tipo de malla que se escoja dependerá la cercanía de los datos a los que arroja el túnel de viento.

Por ejemplo para el DPW5 la AIAA realizó una publicación acerca de una base para la generación de la familia de mallas del modelo, con el fin de evaluar matemáticamente una malla convergente que tenga una estrategia de refinamiento por celdas es decir diseñar una malla extra fina que tenga varios niveles de multimalla para facilitar así la convergencia de la solución ya que si solo se realiza una malla extra fina la solución puede resultar bastante costosa (John C. Vassberg, 2011).

Otra de las maneras para realizar una malla en este caso para DPW-5 es con una malla construida con tetraedros no estructurados; este tipo de malla fue desarrollado por el Dr. Pirzadeh. Dado que en los elementos en la capa límite se pueden generar con prismas la malla obtenida es híbrida con una interfaz entre la región prismática y la región tetraédrica. Para reducir la complejidad en el DPW5 se eliminaron todas las superficies de cola. (E. M. Lee-Rausch, D. P. Hammond, E. J. Nielsen, S. Z. Pirzadeh, C. L. Rumsey, 2010).

Los resultados colectivos del DPW han evidenciado algunos hechos interesantes en relación con la sensibilidad de la predicción de la resistencia aerodinámica con respecto a la malla empleada: para los cálculos se ha incrementado de manera constante el número de celdas o nodos, desde varios millones de puntos en DPW I, hasta las mallas de cientos de millones de puntos en DPW V; gran parte de la variabilidad observada en los resultados colectivos se deriva de la variedad de solucionadores, modelos de turbulencia y tipos de rejilla utilizados por los participantes en toda la serie de talleres.

Los resultados presentados por los participantes han demostrado un comportamiento monótonico de convergencia de malla, particularmente en los casos de flujo adheridos (no separados); sin embargo, en muchos casos, la convergencia de malla difiere entre resultados obtenidos con el mismo código pero en familias de malla de diferente construcción, es decir una de las causas dominantes del error en los resultados de la simulación es la calidad de malla con la que el modelo se representa; por lo tanto realizar una malla de muy alta calidad sigue siendo uno de los requisitos para la precisión de los datos obtenidos (Dimitri J. Mavriplis, 2008).

Existe un caso de gran interés propuesto para el DPW5 el cual consistió en hacer un estudio del fenómeno llamado buffet, donde se pretende conocer el momento en que el flujo que pasa a través del ala comienza a separarse. El ala está diseñada para condiciones nominales de Mach=0.85,  $C_L=0.50$  y un número de Reynolds de  $40 \times 10^6$  basado en la cuerda media aerodinámica  $c_{ref}$ , pero ciertas características del ala están diseñadas con fines investigativos y de desarrollo; por ejemplo, la recuperación de la presión sobre la superficie superior se hace intencionalmente agresiva, lo cual promueve que exista separación del flujo de la capa límite próxima al borde de fuga, en condiciones de sustentación ligeramente por encima del

punto de diseño. También se pretende que los participantes sean capaces de optimizar la forma aerodinámica de la estructura. (Laflin, 2013). Para el análisis del buffet se debe evaluar el flujo para siete ángulos de ataque que van desde  $2.5^\circ$  hasta  $4^\circ$  en incrementos de  $0.25^\circ$ , de esta forma se puede estudiar las cargas aerodinámicas y las características de estabilidad y control para la aeronave.

Más de 50 datos fueron proporcionados por los participantes para el caso del buffet en el DPW V; sin embargo, los resultados presentados en comparación con los resultados experimentales obtenidos en los túneles de viento National Transonic Facility y NASA Ames 11 Foot Wind Tunnel fueron decepcionantes. Las causas de las diferencias pueden deberse a que el diseño para el túnel de viento fue realizado para condiciones reales, teniendo en cuenta las deformaciones aeroelásticas para un punto de crucero, al igual que la geometría para la simulación, pero el modelo utilizado en el túnel de viento experimentó deformaciones adicionales no contempladas en el modelo CAD. La prueba del túnel de viento deformó la geometría del modelo en la medida en que se incrementó el ángulo de ataque, por lo cual debería modificarse también la geometría del modelo empleado en la simulación.

Los resultados obtenidos para este caso arrojaron que la separación del flujo se presenta a partir de los  $3^\circ$  de ángulo de ataque en cinco soluciones, siete soluciones exhibieron que se presentaba entre  $3.35^\circ$  y  $3.50^\circ$  y otras nueve soluciones en  $3.75^\circ$ .

De esta manera es de gran importancia tener en cuenta las deformaciones aeroelásticas de la aeronave en la simulación, dado que el modelo en CAD no contempla este fenómeno y por esta razón los resultados del túnel de viento se alejan de los resultados de los participantes, donde los resultados experimentales captan adecuadamente la separación del flujo y la inestabilidad de la configuración del diseño para cada momento del vuelo.

### **2.3.ALCANCES**

- Las simulaciones se realizarán sobre las mallas suministradas para el DPW-5, con las licencias Academic Research de ANSYS FLUENT, y con el modelo de turbulencia Spalar-Allmaras.
- Los resultados numéricos se compararán con los resultados experimentales suministrados por NASA y otros similares presentados por los participantes del DPW-5.
- El presente estudio se realizará para el NASA Common Research Model sin estabilizador horizontal ni motores y únicamente para condiciones de Mach=0,85 y  $Re= 5 \times 10^6$  con base en una longitud de referencia de 285,80 in.
- Debido a las limitaciones de los recursos computacionales de la Universidad el presente estudio se realizará a partir de la malla gruesa con 1,5 millones de celdas.

### **2.4.LIMITACIONES**

- No se generarán las mallas para el Common Research Model; tampoco se realizarán análisis de convergencia de mallas.
- No se realizará un estudio de modelos de turbulencia para las mallas originales.
- No se realizará la totalidad de los casos propuestos por el DPW-5 solamente los propuestos en este documento

## **2.5.OBJETIVOS**

### **2.5.1. OBJETIVO GENERAL**

Simular el flujo alrededor del modelo de aeronave de transporte comercial NASA Common Research Model mediante la dinámica computacional de fluidos (CFD) para evaluar las capacidades de predicción de fuerzas aerodinámicas y fenómenos físicos del flujo.

### **2.5.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS.**

Obtener las propiedades del flujo en el dominio computacional bajo las mismas condiciones de las pruebas realizadas en túnel de viento.

Realizar una adaptación local de la malla a partir de las propiedades del flujo obtenidas con la malla original para evaluar la mejora en la predicción de los coeficientes de fuerzas y momentos aerodinámicos.

## 2.6. METODOLOGÍA

**Primera fase: Descargar la malla de la página del DPW-5, cargar la malla, acondicionarla para Ansys Fluent y realizar la simulación.**

En primera medida se realizó la recolección de datos a partir de publicaciones de otros participantes que muestran los resultados que obtuvieron y los ángulos de ataque con los que realizaron la simulación al NASA Common Research Model; también, se definió un número de ángulos de ataque con los que se realizó la simulación. Definido este parámetro y la geometría, se procedió a descargar la malla de la página DPW-5, siendo una malla extra gruesa con 1.3 millones de celdas, la cual se importó a ANSYS FLUENT. De la misma manera se realizaron los ajustes requeridos para que la malla fuera importada sin ningún error.

Una vez importada la malla, se procedió a configurar las simulaciones con base en los casos y las condiciones de flujo sugeridos por el comité organizador. Durante este proceso se realizaron modificaciones en los parámetros del solucionador para lograr convergencia satisfactoria de los resultados.

Finalmente, obtenidos los resultados numéricos de las simulaciones se procedió a extraer la información requerida para determinar variables importantes en el flujo como coeficientes de las fuerzas y momentos aerodinámicos. Con la información obtenida se presentan de manera gráfica los resultados del análisis de convergencia de mallas, coeficientes de fuerzas y momentos aerodinámicos y distribuciones de coeficientes de presión en diferentes secciones del ala; también los resultados se comparan con los datos experimentales del túnel de viento disponibles en la página del DPW-5, para observar así la dispersión en los resultados.

**Segunda fase: A partir de la solución anterior escoger un caso con ángulo de ataque de interés, para simularlo nuevamente con una adaptación local de malla.**

Con base en los resultados obtenidos en la primera fase se propuso un caso de interés; para esto se realizó una recolección de datos buscando las publicaciones de otros participantes donde se presenten los resultados con respecto a un ángulo de ataque de interés y así determinó una estrategia para refinar la malla.

Teniendo definido el ángulo al cual se va a realizar la simulación en la misma geometría NASA Common Research Model, se generó una adaptación local de malla y esta simulación utilizó los mismos parámetros de las condiciones de flujo sugeridos por el comité organizador. A partir de esto se obtuvieron los resultados y la información se procesó en el post-procesador para obtener las variables de interés del flujo. Los coeficientes de las fuerzas y momentos aerodinámicos, así como la distribución de los coeficientes de presión se comparan de manera cuantitativa con los obtenidos en la primera fase al igual que con los datos obtenidos en el túnel de viento.

### **3. MARCO TEÓRICO Y CONCEPTUAL.**

Ansys Fluent es un software comercial disponible como una herramienta computacional en dinámica de fluidos, en el cual se puede llegar a optimizar el rendimiento del producto en estudio; dicho programa tiene las capacidades de modelar físicamente un producto para así entregar resultados rápidos y precisos; puede modelar flujo, turbulencia, transferencia de calor y flujos de interés industrial como lo es el flujo de aire a través del ala de una aeronave. (Support)

Dicha herramienta permite hacer la predicción del arrastre para cualquier tipo de aeronave, sabiendo que el arrastre es la fuerza que impide o retarda el movimiento de la aeronave, dicha fuerza actúa paralela y de forma contraria a la trayectoria; por esta razón, es importante analizar y determinar el valor del coeficiente de arrastre, para así concluir el comportamiento que va a tener la aeronave en vuelo y si necesita alguna mejora en el diseño.

La mejor forma de analizar y determinar la fuerza de arrastre real en una aeronave es haciendo pruebas en un túnel de viento, el cual es una herramienta desarrollada para el estudio de los efectos del movimiento del aire a través de un objeto sólido. El túnel de viento funciona de la siguiente manera: el aire es soplado a través de un conducto el cual cuenta con rejillas o paneles encargadas de estabilizar el flujo garantizando que este se comporte de manera laminar, a menos que se quiera un flujo turbulento se colocan obstáculos; luego el objeto de estudio se coloca en un equipo llamado balanza al cual están unidos los sensores que brindan la información de las fuerzas necesarias para calcular el coeficiente de sustentación y resistencia, los cuales son indispensables para conocer si es posible emplear o no el modelo.

Algunas limitaciones que puede tener el realizar pruebas en el túnel de viento es que los cálculos no sean correctos por efecto de la escala, fenómenos de interferencia presentados por la presencia de las paredes, del soporte del modelo y el bloqueo que este produce en el flujo de aire a través de la sección de prueba (BARLOW & RAE W. H, 1999).

Cuando se realiza una simulación de flujo a través de un ala se pretende que los resultados den muy parecidos o iguales a los del túnel de viento; sin embargo, esto depende de varios factores, el primero y más importante es la calidad de malla dado que esta es la que representa la geometría y entre más fina sea, más se acerca a la geometría real pero esto tiene una gran limitación y es la capacidad computacional para desarrollar una simulación teniendo la gran cantidad de nodos y celdas que se necesitarían en un buen enmallado.

El dominio del fluido del área de estudio se divide en volúmenes de control, los cuales se deben satisfacer el equilibrio de las ecuaciones que rigen el fenómeno que se desea evaluar. Por tanto las características y el número de estos elementos influye considerablemente en el proceso de resolución numérica. (Jose Maria Carrillo Sanchez, 2011)

Existen diferentes tipos de mallas, estructuradas representada en cuadriláteros y hexaedros o no estructuradas en triángulos y tetraedros o híbridas que se refiere a la combinación entre las dos anteriores. Las mallas no estructuradas permiten agrupar de mejor manera las celdas dentro del dominio de la geometría, cuando estas son geometrías complejas; sin embargo, el tipo de malla estructurada es de mayor precisión y toma menos tiempo de cálculo. Por otro lado se habla de calidad de malla, la cual básicamente define que tan buena o mala es la exactitud de esta, con respecto a la geometría y depende de propiedades como la densidad, distribución de nodos y relación de aspecto.

La característica principal que diferencia a los distintos elementos es el número de nodos con el que resuelven las ecuaciones dentro de su volumen de control: a mayor número de nodos por elemento más precisa es la resolución interna. ANSYS incorpora un módulo de enmallado semiautomático exclusivo para el campo de la dinámica de fluidos denominado ICEM el cual permite generar mallas híbridas de manera rápida. (Jose Maria Carrillo Sanchez, 2011).

Para el estudio de la dinámica de fluidos (CFD), se tienen diferentes tipos de modelo de turbulencia, los cuales se aplican dependiendo del tipo de simulación o estudio. Los modelos clásicos de la turbulencia ampliamente estudiados son: k-epsilon, k-omega,

Spalart–Allmaras.

Spalar-Allmaras es un modelo con una sola ecuación el cual fue diseñado específicamente para aplicaciones aeroespaciales, dado que está enfocado en el estudio del flujo cercano a la pared, obteniendo muy buenos resultados en la capa límite y también es efectivo para flujos de bajo número de Reynolds (AIAA, 1992).

Por otro lado, existe un fenómeno de estudio llamado Buffet que se presenta en las alas y depende de la aeroelasticidad dinámica de la misma, el cual hace referencia a la interacción entre las fuerzas inerciales, elásticas y aerodinámicas que tiene lugar cuando un cuerpo esta interactuando con un flujo, y genera que este se separe prematuramente creando vibraciones lo cual atenta contra la estabilidad de la aeronave. La manera de detectar dicho fenómeno es con el diagrama de coeficiente de presión y el comportamiento de la presión en el borde de salida. (Golestani, 2014)

Por lo general este fenómeno se produce en condiciones en las que el número Mach es alto, lo cual se puede dar en condiciones donde la sustentación sea alta, a esto se le llama buffet auto inducido, el cual si se está estudiando en un túnel de viento podría complicarse por los niveles de ruido y por los niveles de turbulencia del flujo (EdwardJ. Ray und Robert T, 1970).

Generalmente, las cargas de buffet en las alas son mucho más pequeñas que las cargas a de buffet a las que está diseñada la cola, dado que cuando se presenta este fenómeno la parte más afectada es la cola y para ello debe estar diseñada de tal forma que se pueda controlar. Es así que en algunos casos es necesario ponerle al ala en algunos puntos generadores de vórtice para aliviar el efecto de buffet. (Diana M. Seal, 1959)

Existen varios parámetros importantes que permiten estudiar el buffet como lo son:

- **Frecuencias de Buffet**, las cuales corresponden a las frecuencias de flexión que existe en el ala y la cola, la cual es complementada con la frecuencia de torsión del

fuselaje, el cual corresponde al grado de libertad que tiene cada uno. Estos pueden ser reducidos por medio de amortiguadores.

- **Frecuencia reducida**, el valor de la frecuencia varía dependiendo de la configuración del ala y la cola.
- **Separación del flujo**, dos tipos de separación de flujo dan lugar a buffet, en primer lugar la separación real del flujo sobre el ala en sí y en segundo lugar la separación prematura que puede ocurrir en la raíz del ala o en la raíz de la cola. Para solucionar esto es de gran ayuda una relación pequeña de cuerda-espesor ya que reduce las fluctuaciones en la región en que la que ocurre la onda de choque.

Los generadores de vórtices también son útiles ya que reduce la magnitud de las fuerzas de buffet actuales.

- **Posición de la cola con respecto a la estela**, un método lógico para la reducción de las fluctuaciones por el buffet inducido, es quitar la cola de la estela provocada por el ala, ya sea dejándola por encima o bajo de esta.
- **Presión dinámica**, las variables que afectan esto son la velocidad y la altitud, las cargas que se dan dependiendo de la altitud son directamente proporcionales al número de Mach o a la velocidad verdadera, dado que varían con respecto a  $\sqrt{q}$ .
- **Otros factores que afectan la magnitud de cargas de buffet**, la máxima carga de buffet se da mientras este aumenta a través de un tiempo hasta encontrar un valor asintótico, en un primer caso puede durar en periodos de un segundo y en un segundo caso puede durar hasta periodos de cuatro a cinco segundos, donde el incremento es en el orden de 90% más pero no se vuelve lineal. (Diana M. Seal, 1959)

Uno de los problemas más grandes es la estimación de las cargas de buffet, algunos posibles métodos que se podrían emplear son:

- **Método estadístico**, es recolectar los resultados a las pruebas en todo el vuelo, donde se vean las cargas de buffet excesivas. Esto haría posible el desarrollo de una formula empírica para estimar dichas cargas teniendo en cuenta parámetros como frecuencia, forma aerodinámica, condiciones de operación, entre otras, para así determinar la maniobrabilidad que podrá tener la aeronave.
- **Métodos espectrales de potencia**, han sido utilizado ampliamente para la solución de una gran variedad de problemas y consiste en medir el fenómeno de buffet de manera aleatoria; este método necesita de más investigación ya que no mide de manera minuciosa el fenómeno.
- **Método teórico**, en una prueba de túnel de viento se puede identificar el fenómeno de buffet, ya que este depende fundamentalmente de fluctuaciones de cualquier naturaleza.
- **Medidas aerodinámicas**, las pruebas de túnel de viento no arrojaran una información tan exacta ya que la información que proviene de este, no tiene la verdadera escala del modelo; la presencia de turbulencia dentro del túnel también hace que sea difícil la predicción del buffet.
- **Método CFD ( Dinámica Computacional de Fluidos)**, es una herramienta usada para el flujo de un fluido, la transferencia de calor y masa, y fenómenos relacionados mediante la resolución numérica de las ecuaciones que gobiernan el flujo, dicho método no sustituye, sino complementa los resultados experimentales del estudio a realizar, por ejemplo en los 6 talleres desarrollados por la NASA se han propuesto diferentes casos que permitan mejorar la resolución de los resultados de dicho método con respecto a los resultados experimentales obtenidos por túneles de viento.

A medida que se ha desarrollado cada taller se han encontrado interesantes resultados y formas de mejorar los resultados. Lo que ha permitido que ahora en el DPW VI desde la geometría hasta los casos son en pro a la obtención de mejores resultados, como por ejemplo el hecho que dicha geometría tiene en cuenta las deformaciones aeroelásticas, el cual fue un gran problema para la solución del segundo caso del DPW-V.

Por esta razón es necesario una mayor investigación de las fluctuaciones en la estela de un ala rígida, para así después determinar la flexibilidad que debe tener el ala para amortiguar el efecto del buffet. (Diana M. Seal, 1959)

Los resultados obtenidos por el método de CFD normalmente son comparados con los resultados de túnel de viento, en el caso del DPW V y DPW VI dichos resultados fueron obtenidos por tres túneles de viento como lo son el NTF (National Transonic Facility), Ames 11-Foot Transonic Wind Tunnel Facility y ETW (European Transonic Windtunnel).

El NTF es un centro nacional único que permite realizar pruebas de configuraciones de aeronaves en condiciones que van desde subsónicas a bajas velocidades supersónicas, en altos números de Reynolds con valores a escala real. El NTF es de circuito convencional, cerrado, de flujo continuo el cual está impulsado por un fan, capaz de operar en cualquier aire seco a altas temperaturas o nitrógeno criogénico de igual forma a altas temperaturas. Cuando el aire es el gas de prueba, el calor se elimina del sistema por un intercambiador de calor refrigerado por agua en el extremo aguas arriba de la cámara de disipación.

Por otro lado, el Ames consiste en tres canales de túnel: una 11x 11 ft, otra 9x7 ft y la última 8x7 ft de viento supersónico; las dos primeras comparten once etapas de flujo axial las cuales usan válvulas de desviación en los extremos de un canal para el accionamiento del mismo. El túnel supersónico puede ser ejecutado mientras que los modelos de prueba estén siendo instalados o retirados de los otros dos. (Melissa B. Rivers, 2012)

ETW es la instalación de ensayo aerodinámico más avanzado en el mundo. Por medio de la aplicación de operación a baja temperatura, ETW es capaz de simular con precisión en condiciones reales de alta sustentación y de vuelo de alta velocidad para aviones modernos de transporte, lo cual se define por el número de Mach y el número de Reynolds. Lo que destaca este túnel es su capacidad para que coincida con altos números de Reynolds respectivos a la prueba, lo cual es una característica clave que no se puede hacer en túneles de viento convencionales a temperatura ambiente.

En muchos casos, las pruebas de ETW en vuelos con alto número de Reynolds provocan

una separación de flujo y efectos aeroelásticos los cuales revelaron graves deficiencias críticas en el rendimiento de diferentes diseños de aeronaves los cuales no eran detectables ya sea mediante simulación numérica o en pruebas en el túnel de viento convencionales. (Windtunnel, 2016)

#### **4. DESARROLLO DE INGENIERÍA.**

Para el desarrollo del presente proyecto fue necesario realizar un cuadro comparativo de los casos, la geometría y demás parámetros relevantes que se llevaron a cabo en cada taller de la predicción del arrastre con el fin de tener conocimiento de las diferencias que hay entre las geometrías, los diferentes casos desarrollados y los parámetros por evaluar en la obtención de los resultados, para así determinar los valores experimentales indicados del túnel de viento que pueden emplearse para la evaluación de los resultados arrojados por simulaciones.

Esta recopilación de información y revisión de antecedentes mostró que la geometría para el DPW-4 y el DPW-5 son exactamente las mismas y la del DPW-6 cambia teniendo características nuevas como la deformación aero-elástica del ala, incorpora las nacelas de los motores y el estabilizador vertical; por esta razón las mallas realizadas para el DPW-6 tienen muchos más números de nodos que los anteriores casos, lo que limita que se pueda realizar alguna simulación dado que no se tienen las capacidades computacionales necesarias para las respectivas simulaciones, al igual que la información acerca de los resultados es limitada dado que los participantes en ese momento no habían mostrado algún tipo de resultado sobre los casos propuestos.

Dadas estas limitaciones se tomó la decisión de realizar el proyecto con base en un tipo de malla híbrida y gruesa del DPW-5 elaborada con prismas, habilitada para su descarga en la página del taller, para desarrollar el caso de estudio de buffet el cual hace referencia al segundo caso; dicha malla tiene 660,177 nodos. El número de nodos, hexaedros, prismas y tetrahedros de las otras mallas multi-bloque proporcionadas por el DPW-5 se muestran en la Tabla 1.

Tabla 1. Información sobre las mallas del DPW V

| Nombre       | Nivel | Nodos      | Hexaedros   | Prismas    | Tetraedros  |
|--------------|-------|------------|-------------|------------|-------------|
| Extra gruesa | T     | 660,177    | 638,976     | 1,277,952  | 2,555,904   |
| Gruesa       | C     | 2,204,089  | 2,156,544   | 4,408,178  | 8,626,176   |
| Media        | M     | 5,196,193  | 5,111,808   | 10,392,286 | 20,766,720  |
| Fina         | F     | 17,441,905 | 17,252,352  | 34,883,810 | 69,728,256  |
| Extra Fina   | X     | 41,231,169 | 40,894,464  | 82,462,338 | 166,133,760 |
| Super Fina   | S     |            | 138,018,816 |            |             |

La malla gruesa fue descargada de la página del taller en el formato .cgns, y fue importada al software Ansys ICEM, con la licencia académica de la Universidad, la cual fue adecuada para la simulación en Ansys Fluent. Al importar la malla, esta tenía varias superficies independientes las cuales se unieron teniendo en cuenta los componentes de la geometría, es decir los elementos correspondientes al ala tienen el nombre de *wing*, el fuselaje es *body*, la parte circunferencial de la frontera del dominio computacional es *farfield* y el plano de simetría es *symmetry*, esto con la intención de definir fácilmente las condiciones de frontera, al momento de importarla en Ansys Fluent. Las superficies del dominio computacional se muestran en la Figura 1 y el tipo de condición de frontera asignado a cada una en la Tabla 2.

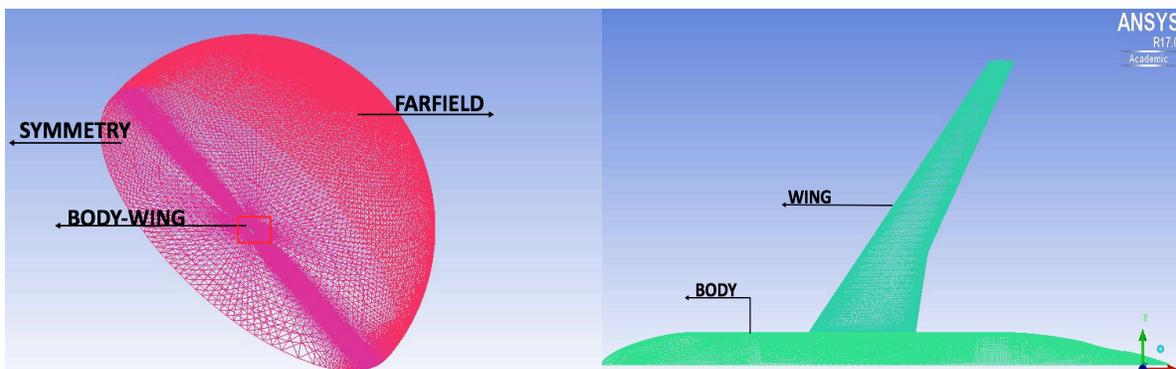


Figura 1. Dominio computacional y fronteras

Tabla 2. Condiciones de frontera

| Superficie | Condición de Frontera |
|------------|-----------------------|
| Farfield   | Pressure-Farfield     |
| Symmetry   | Symmetry              |
| Wing       | Wall                  |
| Body       | Wall                  |

Al importar la malla desde Ansys ICEM a Ansys Fluent y realizar la revisión de la calidad de la misma, se encontraron problemas con la orientación de 47 elementos, donde algunas caras que se encontraban próximas al borde de fuga del ala estaban en una dirección que no era correcta al sentido de la generación de la malla, su ubicación se muestra en la Figura 2. Con el comando MESH/ IMPROVE-MESH/REPAIR y ALLOW-REPAIR-AT-BOUNDARIES/REPAIR, el cual permite modificar las caras que estaban en dirección equivocada y así se logró reparar dichos elementos, que por su ubicación al ser modificados no iban a afectar de manera relevante la simulación, ya que el objeto de análisis está situado en la onda de choque la cual no se desarrollará en dicha zona.

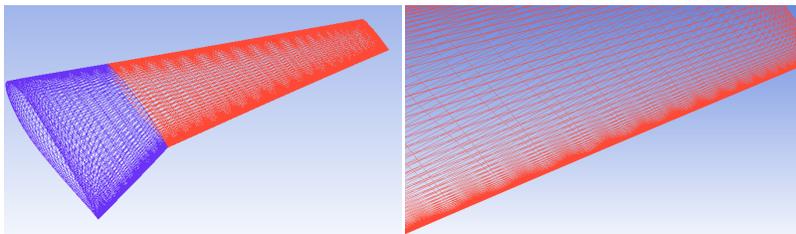


Figura 2. Elementos con direcciones invertidas

Una vez reparada la malla se inició la configuración de la simulación; el modelo de turbulencia que se usó en este proyecto es el de Spalart-Allmaras dado que se ha demostrado en las diferentes versiones del DPW que es adecuado para la predicción de fuerzas aerodinámicas en esta condición de vuelo con costos computacionales bajos.

Con base en las condiciones establecidas por los organizadores del DPW 5 se realizaron los cálculos necesarios para la determinación de la viscosidad del aire. Las propiedades del fluido y las condiciones de referencia se presentan en la Tabla 3.

**Tabla 3. Condiciones iniciales y dimensiones de referencia**

| <b>Parámetro</b> | <b>Valor</b>    | <b>Unidades</b> |
|------------------|-----------------|-----------------|
| Mach             | 0.85            | Adimensional    |
| $C_{ref}$        | 275.8           | in              |
|                  | 7.00532         | m               |
| $T_{ref}$        | 100             | °F              |
|                  | 310,928         | K               |
| Re               | $5 \times 10^6$ | Adimensional    |
| $S_{ref}$        | 524.720         | in <sup>2</sup> |
|                  | 13.327          | m <sup>2</sup>  |
| $X_{ref}$        | 1325.90         | in              |
|                  | 33.677          | m               |
| $Z_{ref}$        | 177.95          | in              |
|                  | 4.962           | m               |
| AR               | 9.0             | Adimensional    |

Al hacer uso de la fórmula de Mach se calculó la velocidad a la que vuela la aeronave.

$$Ma = \frac{V}{V_S} \quad (1)$$

Donde V es la velocidad de la aeronave y Vs la velocidad del sonido en las condiciones de la prueba, es decir

$$V_S = \sqrt{1,4RT} \quad (2)$$

$$V_S = \sqrt{1,4 * 287 * 310.928}$$

$$V_S = 300.4372711 \frac{m}{s}$$

Teniendo en cuenta la ley de Sutherland sobre la viscosidad se pudo hallar el número de Reynolds, para después obtener la densidad del aire en esas condiciones.

$$\mu = \mu_{ref} \left( \frac{T}{T_{ref}} \right)^{\frac{3}{2}} \frac{T_{ref} + S}{T + S} \quad (3)$$

$$\mu = 1.716e - 5 \left( \frac{310.928}{273.15} \right)^{\frac{3}{2}} \frac{275.15 + 110.4}{310.928 + 110.4}$$

$$\mu = 1.897172e - 5 \frac{kg}{m * s}$$

Al reemplazar en la ecuación de Reynolds y sabiendo que este es  $5 \times 10^6$  se despejó el valor de la densidad:

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} \quad (4)$$

$$\rho = \frac{Re \mu}{V l}$$

$$\rho = \frac{5e6 * 1.897172e - 5}{300.4372 * 7.00532}$$

$$\rho = 0.045070 \frac{kg}{m^3}$$

Una vez obtenida la densidad finalmente se calculó la presión a la cual se configuró la condición de frontera del *farfield* teniendo en cuenta la ecuación de los gases ideales, así:

$$P = \rho R T \quad (52)$$

$$P = 0.04507 * 287 * 310.928$$

$$P = 4021.9515 Pa$$

#### 4.1. Convergencia de malla

El primer caso de simulación para DPW 5 consistió en realizar un análisis de convergencia de mallas; para ello, cada participante debía simular la familia de mallas,

desde la más gruesa hasta la más fina para las mismas condiciones descritas en la Tabla 3. Para el caso, no se suministró un ángulo de ataque específico sino un coeficiente de sustentación de 0.5. Como se sabe, los coeficientes aerodinámicos son resultado de dividir las fuerzas aerodinámicas por la presión dinámica del flujo en el infinito y la superficie de referencia; estas fuerzas, a su vez, son producto de integrar las presiones y esfuerzos cortantes sobre las superficies del avión obtenidas tras simular el flujo alrededor de la aeronave para las condiciones de frontera definidas, entre las cuales se encuentra la dirección del flujo dado generalmente por el ángulo de ataque. Por lo tanto, establecer el coeficiente de sustentación como condición de entrada para solucionar el flujo alrededor del avión implica un proceso iterativo adicional mediante el cual se simula el flujo para un ángulo de ataque inicial y se modifica después de cada solución para alcanzar el valor deseado del coeficiente con una precisión de 0.001.

Con el propósito de reducir el número de simulaciones requeridas para obtener el coeficiente de sustentación de  $0.5 \pm 0.001$ , se realizó un estudio sobre los resultados obtenidos por los participantes mediante el cual se identificó que el ángulo de ataque en el cual la mayoría obtuvieron el valor deseado se encontraba entre 2 y 2.5 grados; por esta razón se corrieron simulaciones con un paso de 0.25 entre dichos ángulos de donde se obtuvo que el coeficiente de sustentación se alcanzaba entre 2.25 y 2.5 grados. Con los resultados de la simulación se realizó una interpolación lineal para encontrar el valor del ángulo de 2.279 grados y posteriormente se verificó mediante otra simulación.

Todas las simulaciones realizadas para el presente proyecto se realizaron en un workstation Dell Precision T5610 equipado con procesador Xeon E5-2600 v2 de doce núcleos y 2.5 GHz, 36 GB de memoria RAM, sistema operativo Windows 7 y Ansys 16.1 con licencia Academic Research.

La Figura 3, 4 y 5 muestra los resultados publicados por los participantes para el primer caso de estudio de convergencia de mallas y el resultado de la simulación con la malla extra gruesa realizada en el presente proyecto. Aunque el análisis de convergencia de mallas requiere por lo menos tres puntos para determinar independencia de mallas y la

solución continua mediante la extrapolación de Richardson, el ejercicio confirma que los resultados se encuentran dentro de los valores obtenidos por los demás participantes.

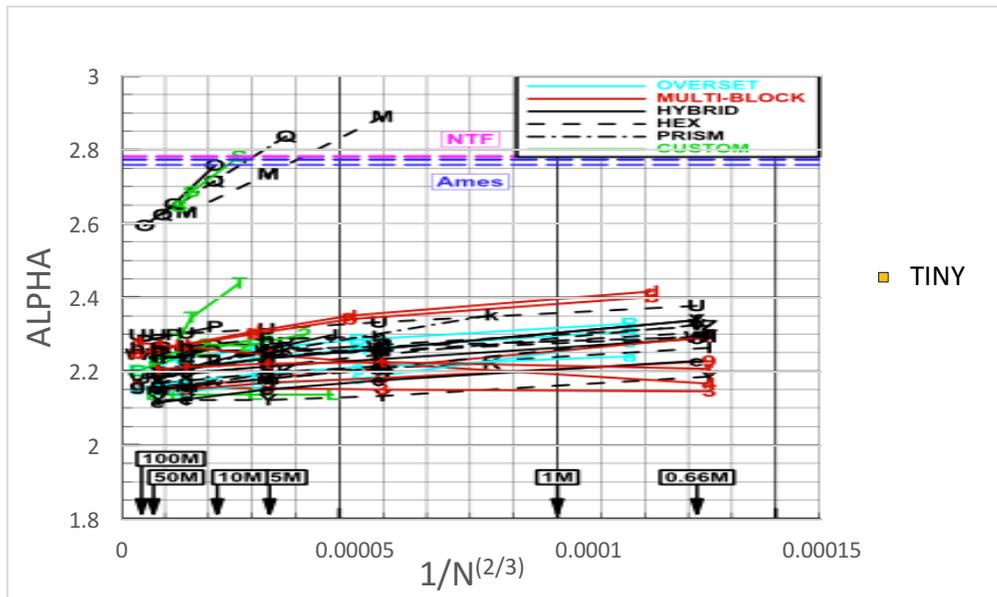


Figura 3 Convergencia de mallas no estructuradas con respecto al ángulo de ataque tomado de DPW 5 Summary of participant data.

Es de gran importancia conocer en el caso de convergencia de malla, el punto en el que se encuentra el valor de coeficiente de arrastre, dado que es el principal objetivo del taller, el resultado obtenido se encuentra sobre la línea de prismas (Figura 4) la cual corresponde a la malla utilizada, como también esta dentro del rango de los participantes y próximo al resultado de NTF, validando así el dicho resultado.

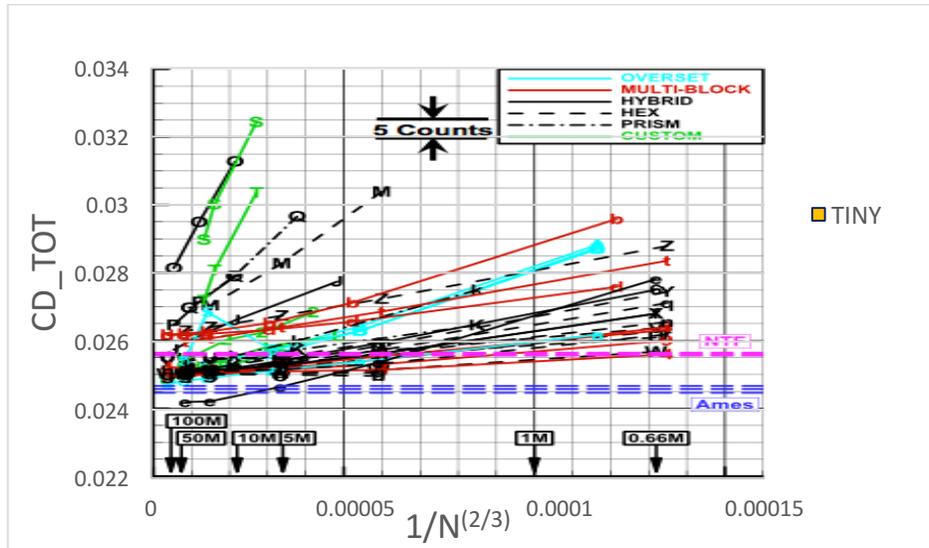


Figura 4 Convergencia de mallas no estructuradas con respecto a Cd total, tomado de DPW 5 Summary of participant data.

Finalmente para este caso se muestra el punto correspondiente a coeficiente de momento ( Figura 5 ) con base en el numero de elementos de la malla, el cual se encuentra dentro de los resultados obtenidos por los participantes.

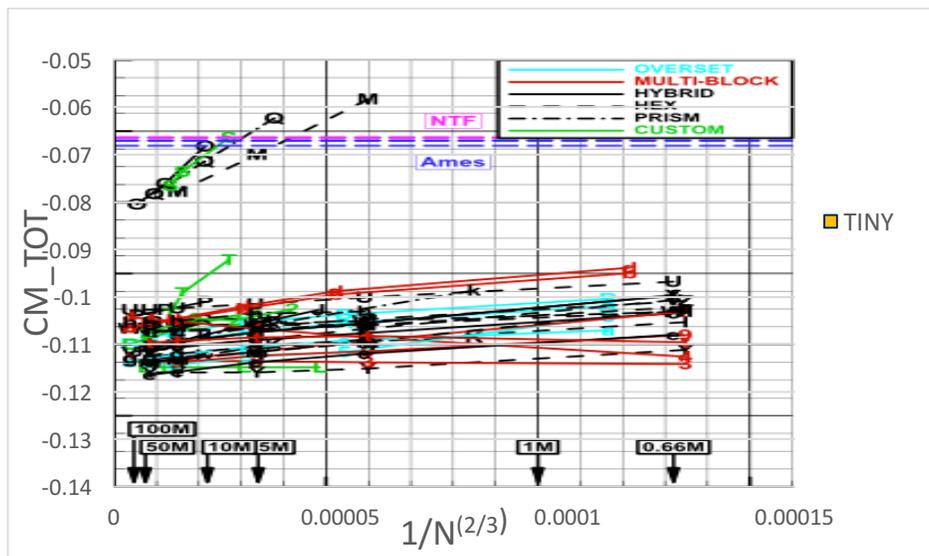


Figura 5 Convergencia de mallas no estructuradas con respecto a Cm total tomado de DPW 5 Summary of participant data.

## 4.2. Caso estudio de Buffet

De esta manera se procedió a realizar el estudio de Buffet que corresponde al segundo caso propuesto por el Drag Prediction Workshop 5 ( DPW 5). Para este análisis, el comité organizador solicitó que se utilizaran las mallas medias cuyo valor de  $y^+$  es igual a 1; sin embargo para el presente trabajo, se utilizó la malla más burda (*tiny*) con un valor de  $y^+$  de 2, con el propósito de determinar si es posible obtener resultados similares a los publicados por los participantes con la malla media e indagar si es posible obtener mejores resultados mediante un proceso de adaptación local de la malla; adicionalmente, los recursos computacionales disponibles en el laboratorio de simulación no son suficientes para simular una malla de 10.4 millones de celdas con una solución completamente acoplada de las ecuaciones de dinámica de fluidos.

Los resultados de diferentes participantes muestran que el fenómeno de buffet se presenta a partir de los  $3^\circ$  de ángulo de ataque; por lo tanto se realizaron simulaciones del flujo alrededor de la aeronave en ángulos de ataque entre  $2.5^\circ$  y  $4^\circ$  en intervalos de  $0.25^\circ$  para calcular el comportamiento del flujo y los cambios de presión que permitan identificar la presencia de Buffet. Cada simulación se realizó con 20,000 iteraciones al cabo de las cuales se alcanzó una reducción de los residuos de las ecuaciones de continuidad, momentum, energía y turbulencia en más de tres órdenes de magnitud, además de la convergencia de los coeficientes de las fuerzas aerodinámicas; adicionalmente, la simulación del flujo para los ángulos de ataque superiores a 2.5 grados se realizó a partir de la solución del flujo en el ángulo de ataque inmediatamente anterior.

Los coeficientes de sustentación obtenidos para cada ángulo de ataque se muestran en la Figura 6. Los resultados muestran que el coeficiente de sustentación obtenido con la malla extra-gruesa (*tiny*) y el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras se acerca más a los valores medidos en el túnel de viento que los publicados por los demás participantes, a pesar de que la resolución de las celdas en la capa límite está muy por debajo del estándar de la industria ( $Y^+ = 1$ ).

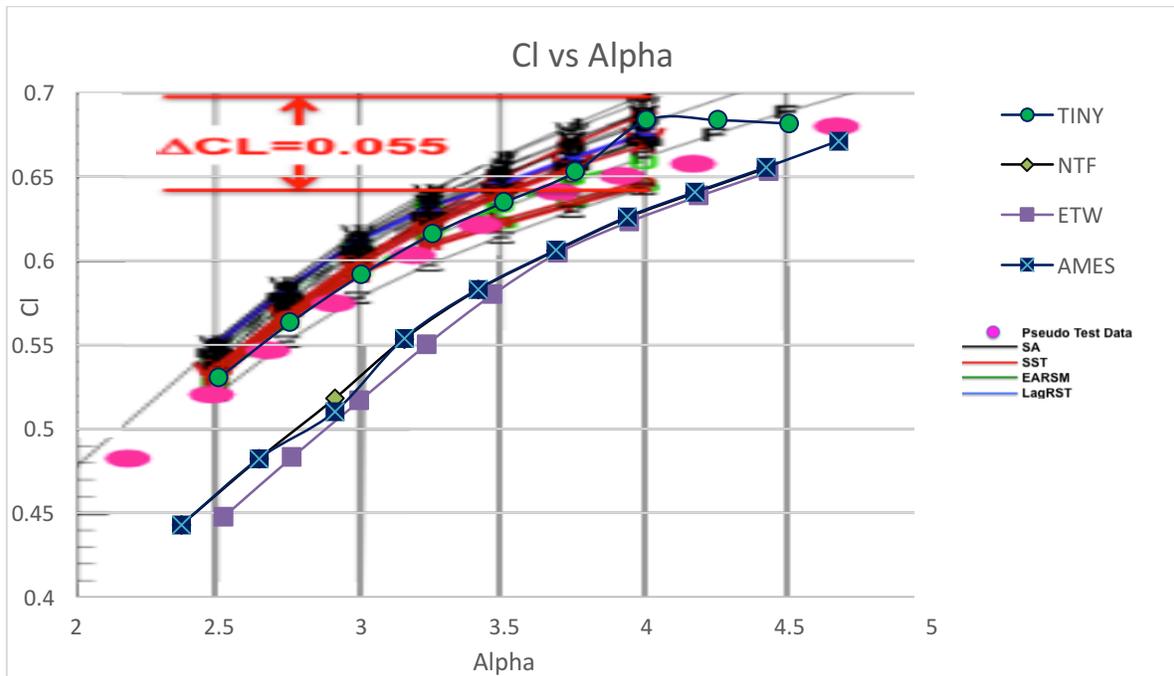


Figura 6 Comparación del coeficiente de sustentación con los resultados presentados por los participantes y datos experimentales de túnel de viento vs alpha, DPW 5 Summary of participant Data

Como se mencionó anteriormente, estudios realizados por Rivers, Hunter y Campbell para determinar las causas de las discrepancias entre los resultados obtenidos en túnel de viento y las simulaciones del avión con los soportes del túnel de viento realizadas para el DPW 4, revelaron que el ala del modelo sufrió deformaciones y torsiones adicionales por efectos aeroelásticos que no fueron incorporados en el modelo CAD del avión ni en las mallas. Como este estudio fue publicado en el 2012, año en el cuál se realizó el DPW 5, las modificaciones en la geometría tampoco fueron incorporados y por lo tanto las simulaciones se realizaron sobre un “modelo rígido”. En un intento por utilizar la información obtenida en el túnel de viento NTF y poder hacer comparaciones más “equitativas” con los resultados numéricos obtenidos por los participantes, los datos experimentales fueron utilizados para obtener los valores “seudo experimentales” esperados en el modelo sin deformaciones aeroelásticas.

Los resultados del coeficiente de sustentación obtenidos por la simulación en la malla extra-gruesa se aproximan mucho más a los “seudo experimentales” que los publicados por

la mayoría de los participantes. La curva en la Figura 6 de los datos numéricos presenta una leve disminución en la pendiente de sustentación entre 3 y 3.25 grados de ángulo de ataque, similar al registrado en los datos experimentales de túnel de viento y los “seudo experimentales”; este cambio leve en la pendiente de la curva de sustentación puede ser una indicación de separación de flujo y del comienzo del Buffet, dado que en el modelo experimenta dicho fenómeno debido a la presencia de picos en la grafica de  $C_l$  con respecto al ángulo de ataque. En la gráfica también se puede apreciar que los resultados se encuentran dentro del rango de dispersión de  $\Delta C_L = 0.055$ .

Los resultados obtenidos con respecto al coeficiente de arrastre, fueron comparados en la Figura 7 con los resultados presentados por los participantes del DPW 5. En la gráfica se puede ver claramente que los resultados son bastante cercanos a los presentados por NTF y Ames aunque se presentan dos resultados en los que el coeficiente de resistencia se predice por debajo del valor esperado, por ejemplo en el coeficiente de sustentación de 0.562915; sin embargo, se encuentran dentro del rango de los resultados obtenidos por los participantes. Inicialmente se presenta un aumento significativo en el lift a diferencia del drag, luego en el punto que corresponde a los valores entre los ángulos de ataque de  $4^\circ$  y  $4.24^\circ$  se presenta un cambio anormal, lo cual puede indicar una alteración en el flujo como una zona de separación o presencia de Buffet.

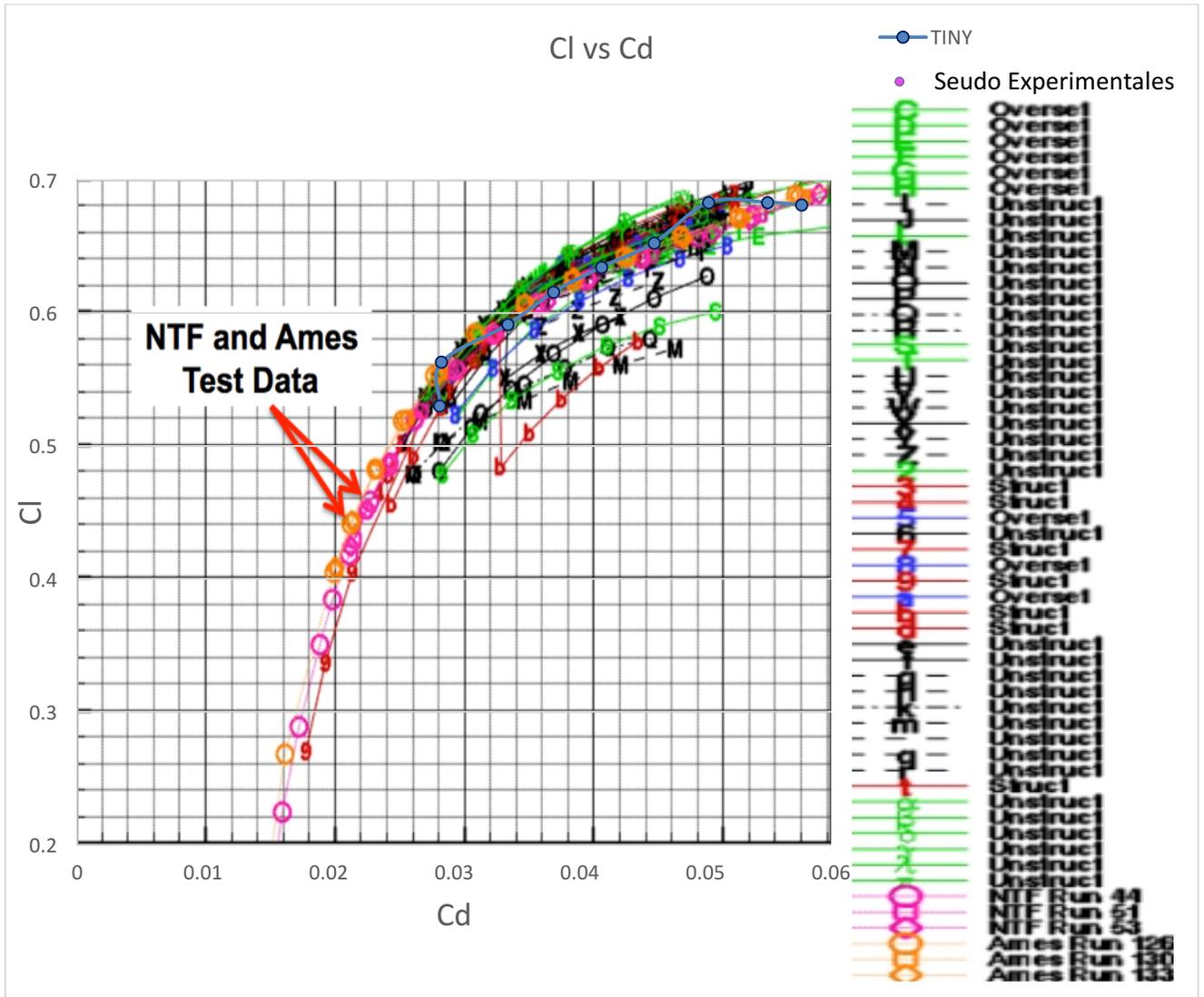


Figura 7 Comparacion en la curva de coeficiente de sustentación y resistencia de los resultados obtenidos con la malla extragruesa, tomado de DPW 5 Summary of participant Data.

El coeficiente de resistencia total se descompuso en coeficiente de resistencia parásita (fricción, presión y compresibilidad) y resistencia inducida con el propósito de compararlos con los resultados publicados por los demás participantes. La Figura 8 muestra los resultados obtenidos para el coeficiente de resistencia parásita, donde se observa también, una desviación considerable para el coeficiente de sustentación de 0.562915 y en los puntos correspondientes al ángulo de ataque 4°. Los resultados obtenidos por la simulación se encuentran dentro de los valores publicados por los participantes, lo que implica que la solución de la capa límite sobre la superficie del ala fue bastante buena en comparación

con los resultados obtenidos por los participantes basados en un tipo de malla no estructurada a pesar de que la resolución de la malla en esta región es menor.

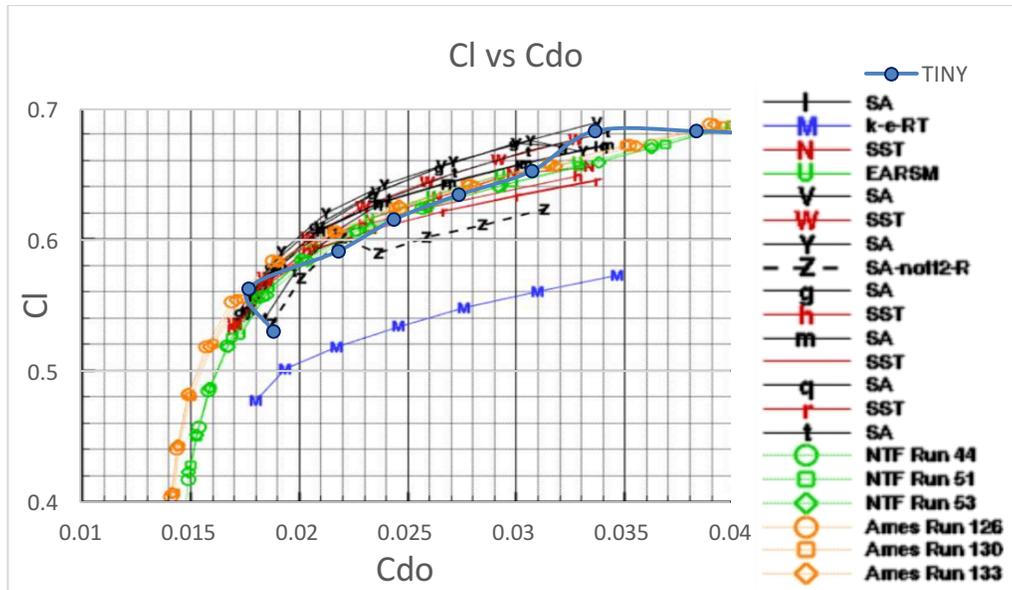


Figura 8  $C_d$  vs  $C_{d0}$

Los coeficientes de momento correspondientes a los coeficientes de sustentación obtenidos para cada ángulo de ataque se muestran en la Figura 9. Los resultados obtenidos con la malla extra gruesa muestran que los coeficientes de momento se encuentran dentro de los publicados por los demás participantes del DPW5 y mucho más cercanos a los “pseudo experimentales” que la mayoría. Nuevamente se evidencia una desviación hacia la izquierda (aumento en dirección positiva) de la curva de momento a partir del coeficiente

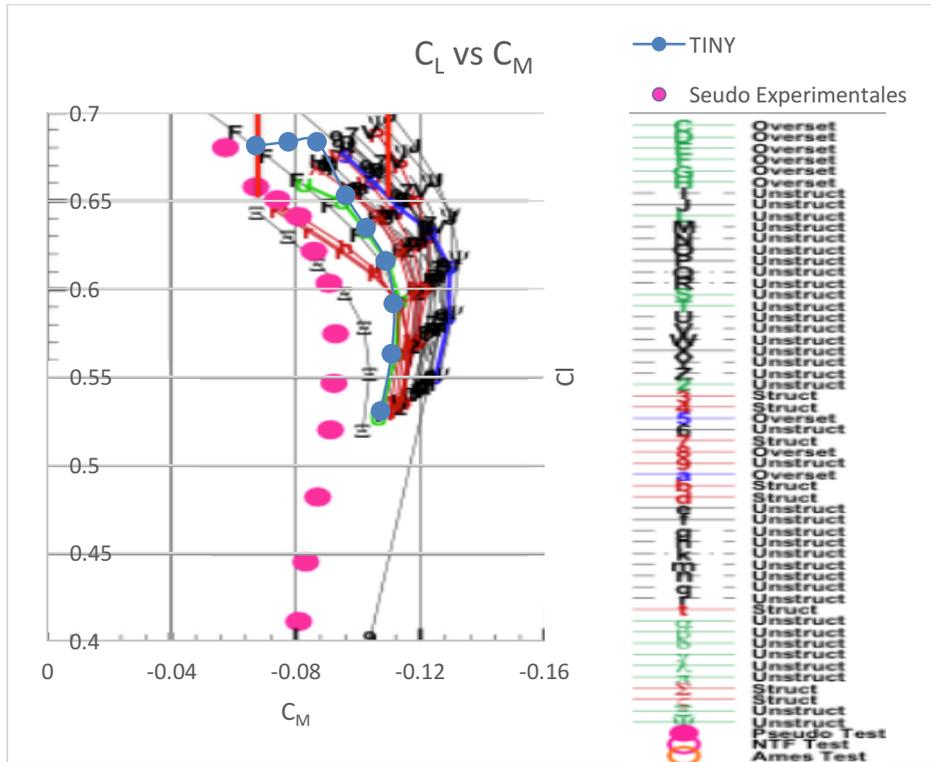


Figura 9. Comparación en la curva de coeficiente de sustentación y momento de los resultados obtenidos con la malla extra gruesa, los resultados publicados por los participantes y datos experimentales de túnel de viento.

Para poder explicar mejor los fenómenos físicos que producen cambios en los coeficientes de las fuerzas aerodinámicas, se analizó el comportamiento del flujo sobre el ala. La Figura 10 muestra los contornos de esfuerzos cortantes en la dirección X (a lo largo del fuselaje) proyectados sobre la superficie del ala: esfuerzos cortantes positivos indican que el flujo sobre la superficie se mueve en la misma dirección del flujo en el infinito; valores negativos indican que el flujo se mueve en dirección opuesta debido a la separación de la capa límite. A partir de los esfuerzos cortantes se pueden también obtener valores locales del coeficiente de fricción asociados con el coeficiente de resistencia por fricción.

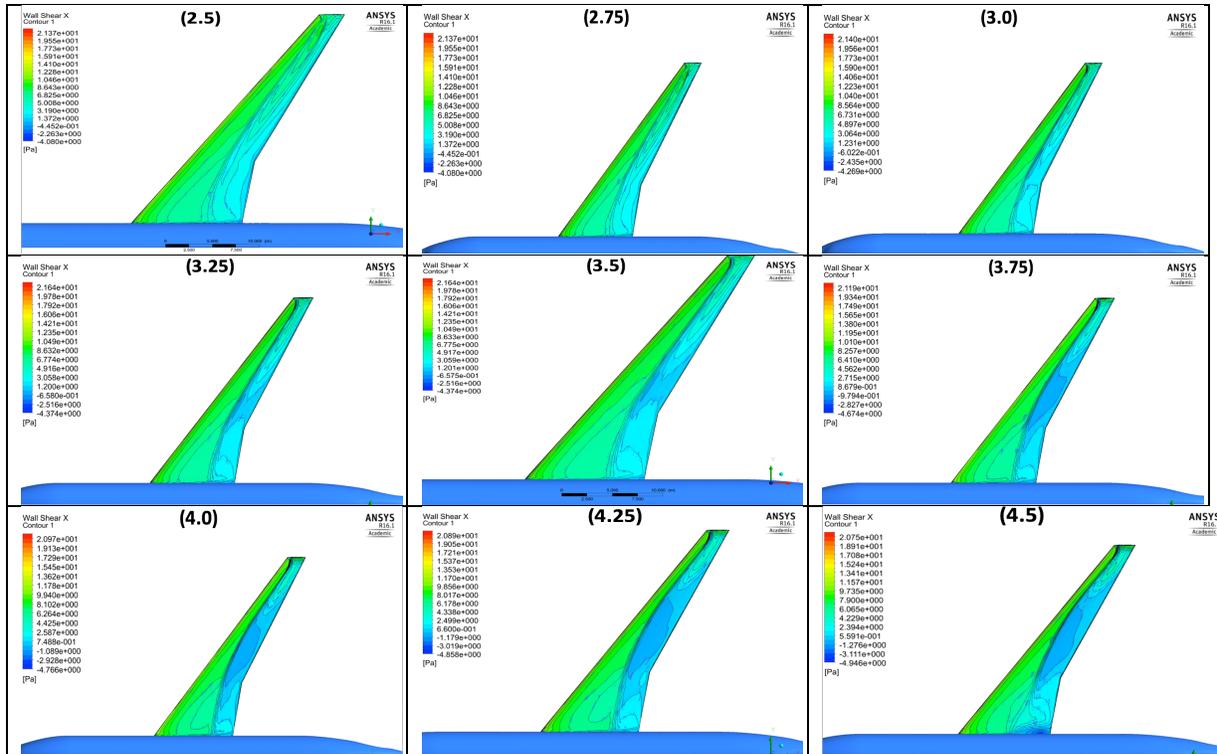


Figura 10. Contornos de esfuerzo cortante para ángulos de ataque entre 2.5 y 4.5 grados.

Los contornos de esfuerzos cortantes revelaron rápidamente la ubicación de la onda de choque en todos los ángulos de ataque a través de la cual se presenta una reducción casi instantánea de la velocidad. La intensidad de la onda de choque parece menor en 2.5 grados y aumenta conforme lo hace el ángulo de ataque. Aunque en los primeros ángulos de ataque se presentó una reducción del esfuerzo cortante a través de la onda de choque, los valores continúan siendo positivos sobre la superficie del ala y por lo tanto no se evidenció en estas condiciones separación de la capa límite; sin embargo, se pudo observar que se presenta separación de flujo a partir de 3 grados de ángulo de ataque y que este comienza en la sección media del ala donde la onda de choque parece más fuerte; la separación continúa creciendo hacia la raíz y la punta del ala. En el ángulo de ataque de 4.5 grados, se evidencia una fuerte separación o recirculación del flujo en la unión del ala con el fuselaje, cerca al borde de salida; este fenómeno ya había sido reportado por varios de los participantes del DPW 5.

En los resultados de las simulaciones se esperaba que se pudiera identificar el buffet entre 2.5° y 4° como ocurrió en las pruebas de túnel de viento NTF y AMES, pero la aparición de

este fenómeno no es evidente aunque puede estar presente en los ángulos de ataque en los cuales se presenta separación de flujo. En el NTF un importante conjunto de datos obtenidos fue la medición de la deformación del modelo, por lo que una correlación eficaz entre los datos experimentales y computacionales están ligados a la geometría del modelo computacional y experimental las cuales deben coincidir entre sí, para ello es importante obtener una definición exacta de la geometría del CRM bajo cargas aerodinámicas. Por lo anterior no se presenta una separación considerable para concluir que hay presencia de buffet por separación de flujo, el túnel de viento tiene en cuenta la deflexión del ala en términos de sustentación, mach y presión dinámica para cada punto en crucero, pero la geometría realizada para el DPW 4 y 5, no está diseñada considerando las deformaciones aeroelásticas presentadas por dichas cargas.

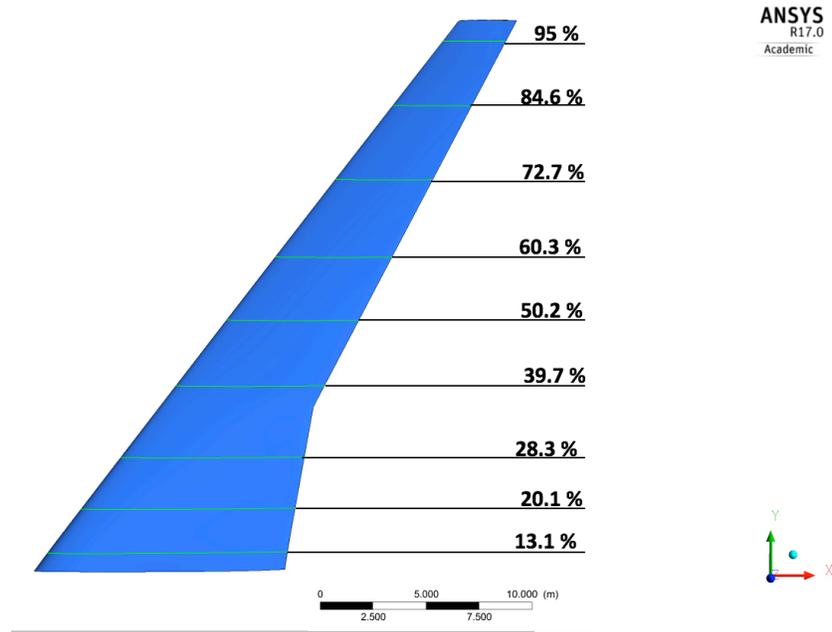
Por otro lado, el buffet se identifica cuando existe separación prematura del flujo inducida por la interacción de la onda de choque local con la capa límite, lo cual crea fluctuaciones sobre la superficie. Las fluctuaciones son de naturaleza transitoria y por lo tanto se pueden observar más claramente cuando la simulación está configurada para estas condiciones pero en este caso la simulación se configuró para flujo estacionario y por lo tanto no fue posible observar con detalle dicho fenómeno; sin embargo, sí se observó una importante separación de flujo en un ángulo de ataque de 4.5 grados, donde también se aprecia flujo reverso en la raíz del ala próximo al borde de fuga; este comportamiento fue identificado de igual forma para los participantes en ángulos entre 4.0 y 4.5.

Un estudio de la NASA (Edward J. Ray und Robert T, 1970) sobre buffet indica que para altos números de Mach muestra que la interpretación de flexión es difícil y los resultados de la fuerza axial indican una desviación notable en comparación con las curvas teóricas las cuales arrojaban un ángulo de ataque más alto al que realmente ocurrió la presencia de buffet; dichos resultados arrojaron que para la condición de  $M = 0.85$  y un  $C_L = 0.5$ , el ángulo de ataque correspondiente a una aparente aparición de una región de desprendimiento que causa oscilaciones en el ala es de  $4^\circ$ , de igual manera se concluyó que este caso puede dar lugar a que ocurran dos tipos de buffet, por desprendimiento e inducido.

Los resultados presentados por los participantes que emplearon los modelos de turbulencia SST presentaron resultados más cercanos a los datos experimentales que los desarrollados con el modelo de Spalart-Allmaras, por lo cual se puede también solucionar este caso con diferentes modelos de turbulencia teniendo en cuenta las observaciones anteriormente planteadas para así llegar a obtener resultados que estén más próximos a los del túnel de viento. Por esta razón el Comité Organizador podría proponer como caso opcional para los participantes realizar una evaluación del impacto de los modelos de turbulencia en la solución del flujo.

#### **4.3. Resultados de Coeficiente de Presión**

Otro análisis importante resultó de la distribución del coeficiente de presión en diferentes secciones del ala. Para ello se dividió la misma en 9 secciones (Ver Figura 11), siendo la primera la más cercana a la raíz y la novena la más cercana a la punta, las cuales que corresponden a las posiciones con sensores de presión en los modelos probados en los túneles de viento NTF y Ames. Los valores de los coeficientes de presión estimados mediante la simulación en Ansys Fluent de la malla extra gruesa se compararon con los datos experimentales.



**Figura 11. Ubicación de las secciones del ala sobre las cuales se midió la presión para obtener coeficientes de presión estática.**

Las distribuciones de coeficientes de presión estática que se presentan en este informe corresponden a las secciones donde se pudo encontrar evidencias apreciables.

La primera sección corresponde a la sección más cercana a la raíz del ala localizada al 13.1% de la envergadura (Figura 12), los resultados obtenidos allí son cercanos para algunos ángulos de ataque dado que la presencia de las fluctuaciones debido a las cargas no son tan altas y por ello los resultados del túnel de viento son parecidos; sin embargo, en algunos puntos se nota la diferencia dado que el ángulo de ataque definido para las pruebas de túnel son diferentes pero cercanos a los de la simulación.

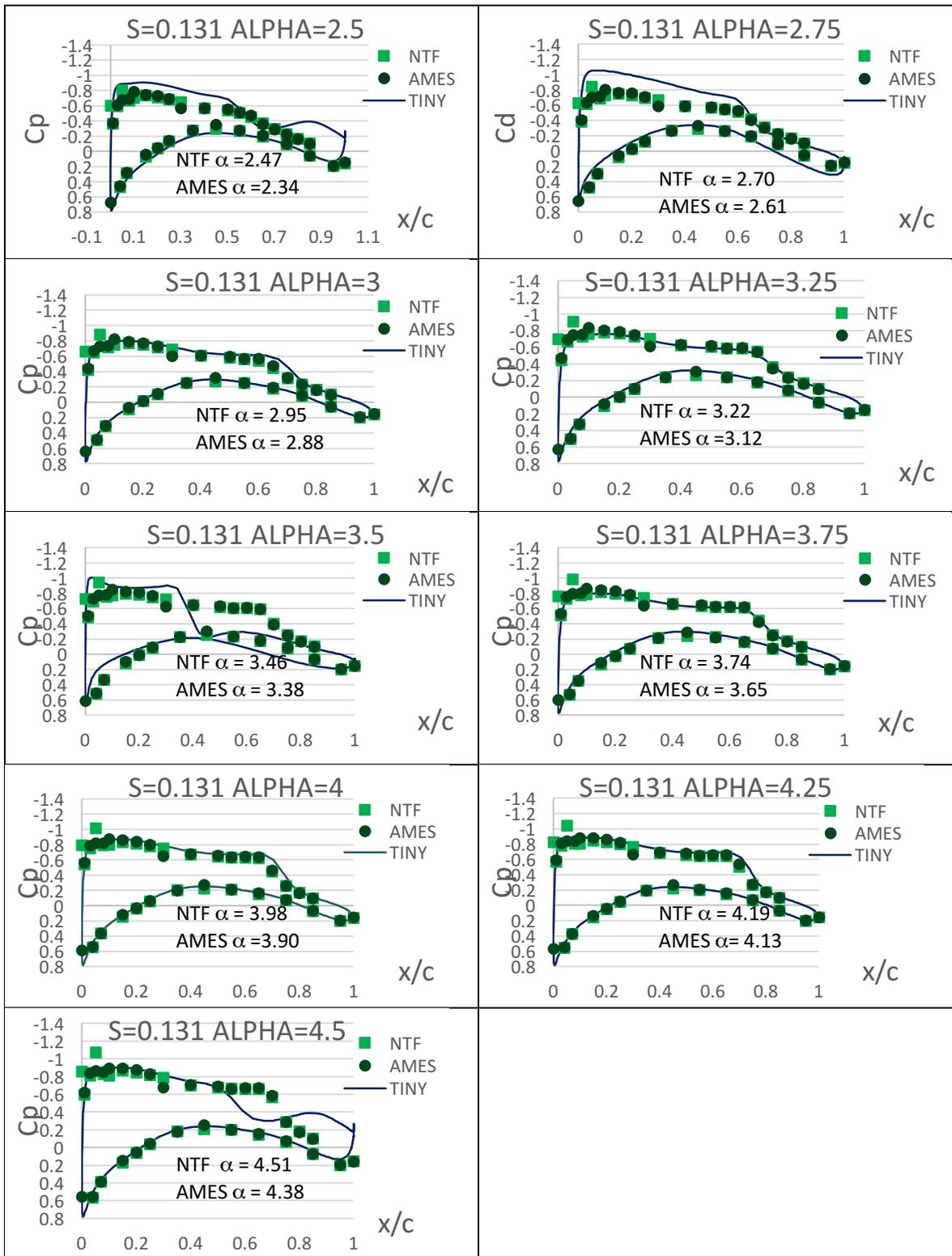


Figura 12. Distribución de coeficiente de presión al 13.1% de la envergadura para ángulos de ataque entre 2.5 y 4.5 grados

Dada que la sección de la Figura 12 es la más cercana a la raíz se pudo distinguir el comportamiento de la presión en la región donde ocurre mayor desprendimiento cercano al borde de fuga en el ángulo de  $4.5^\circ$ , no obstante los participantes previos identificaron este resultado en el ángulo de  $4^\circ$ , esto debido a que la configuración de su análisis fue con respecto a la malla media, a diferencia de la malla que fue utilizada en esta investigación. De igual forma se puede observar que hay presencia de flujo reverso en esta zona, por lo cual los datos se alejan de los datos experimentales puesto que en el túnel de viento dadas las deformaciones presentadas sobre la superficie no se presentó esa región de desprendimiento.

La simulación predice la presencia de una onda de choque mucho más fuerte y cercana al borde de ataque, alrededor del 45% de la cuerda, en el ángulo de ataque de  $3.5$  grados que la presentada en ambos túneles de viento en dicho ángulo, aunque la posición e intensidad de la onda de choque fue más acertada en los dos ángulos de ataque anteriores es decir en  $3.0^\circ$  y  $3.5^\circ$  y los tres posteriores de  $3.75^\circ$  hasta  $4.5^\circ$ . Esta sobre predicción de la posición e intensidad de la onda de choque puede contribuir a la presencia del punto de inflexión identificado en la curva de sustentación.

La segunda sección de interés se encuentra localizada al 28.3% de la envergadura (Figura 13); dichos resultados mostraron bastante cercanía con los del túnel de viento NTF y un poco más alejados de AMES, esto se debe a que las dos pruebas fueron realizadas con diferente ángulo de ataque, y el ángulo de ataque para el túnel de viento NTF es más cercano al correspondiente en las simulaciones.

En esta sección se pudo observar un comportamiento uniforme, sin cambios significativos que alteren la estabilidad del flujo, por lo que las diferencias entre los resultados obtenidos y los resultados experimentales de NTF y AMES es mínima; adicionalmente, el único comportamiento significativo que se evidencia es el incremento en la presión a medida que el ángulo de ataque aumenta desde  $3.5^\circ$  en adelante.

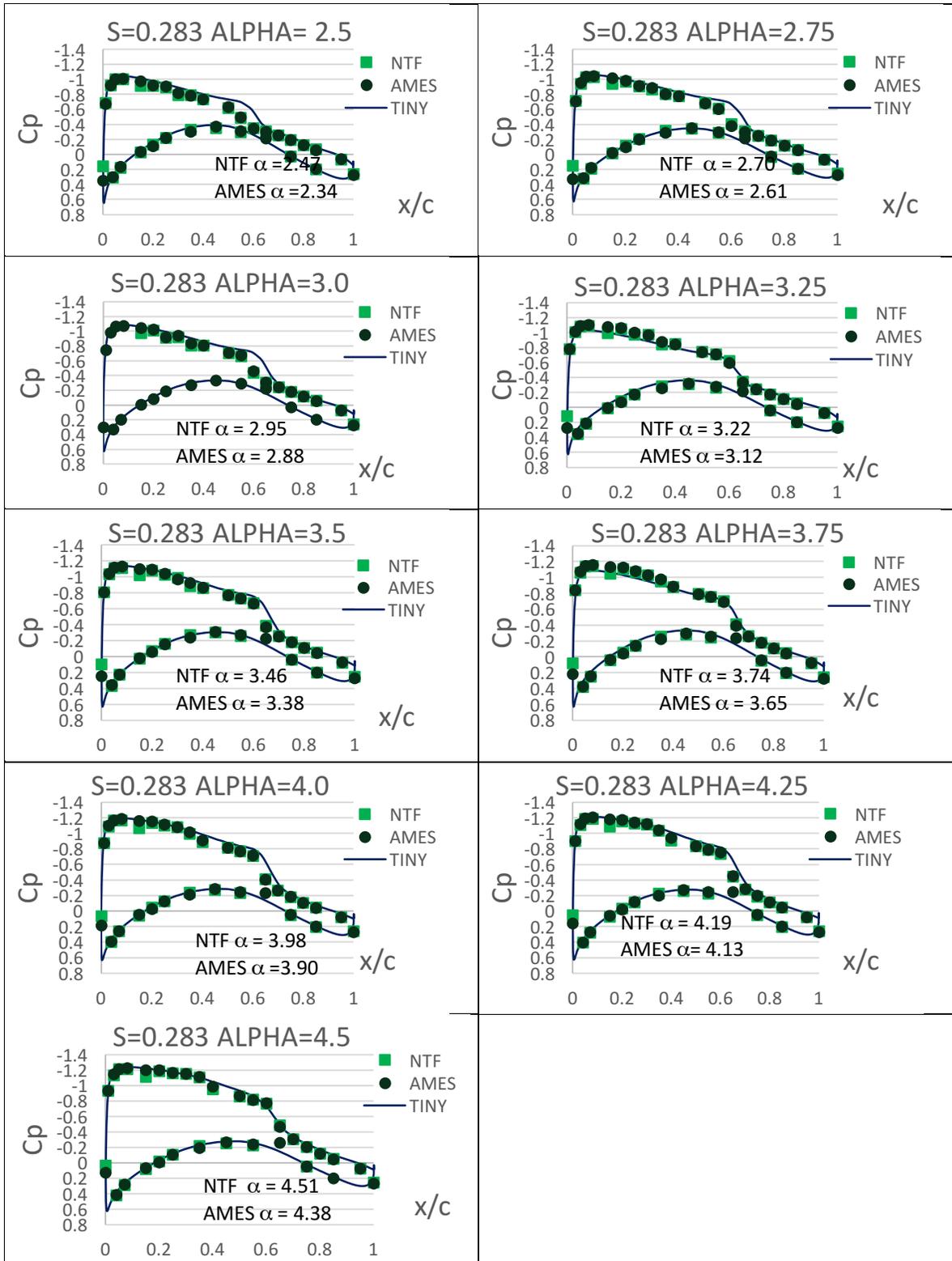


Figura 13 Distribución de coeficiente de presión al 28.3% de la envergadura para ángulos de ataque entre 2.5 y 4.5 grados.

La tercera sección está localizada al 60.3% de la envergadura del ala ( Figura 14 ); es allí donde se desarrolla el desprendimiento más relevante de flujo, por ende la dispersión en los resultados es mayor, dado que las cargas aerodinámicas son altas y se presentan mayores deflexiones sobre la superficie del ala, la cual no se tiene en cuenta en las simulaciones realizadas.

En esta sección del ala el patrón de comportamiento del fluido es el mismo que en los resultados presentados por los dos túneles de viento; sin embargo, los valores en la curva de coeficiente de presión presentan una diferencia considerable debido a que en esta zona se encuentra una de las regiones con mayor desprendimiento de flujo. La onda de choque y el desprendimiento del flujo calculados en la simulación en general se localizó más atrás de la medida en los túneles de viento, especialmente en los ángulos de ataque más bajos, pero se encuentra relativamente cerca en ángulos de ataque de 3.25, 3.5, 4, 4,25 y 4.5. Las diferencias pueden deberse a deficiencias en la resolución de la malla en la capa límite, en la onda de choque y por lo tanto en la interacción entre la capa límite y la onda de choque. Otra explicación puede justificarse en los efectos aeroelásticos del modelo probado en el túnel de viento.

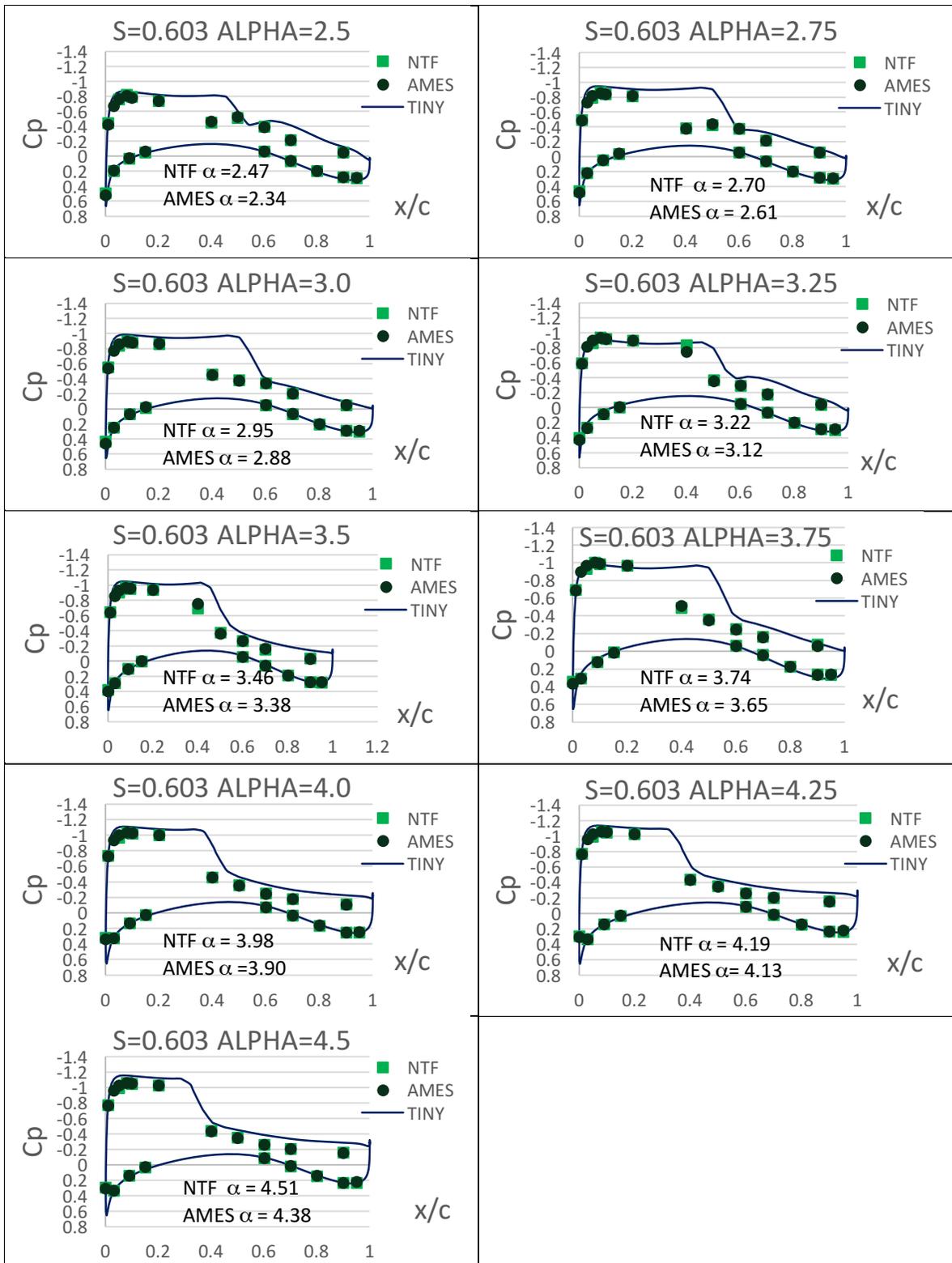


Figura 14 Distribución de coeficiente de presión al 60.3% de la envergadura para ángulos de ataque entre 2.5 y 4.5 grados.

Al igual que en los resultados presentados por el DPW 5, en el ángulo de  $2.75^\circ$ , hay presencia de una pequeña separación del flujo a menos del 2% de la cuerda. A diferencia que el ángulo de  $4^\circ$  donde la dispersión de los datos se hace más grande ya que existe una e significativa separación de flujo y su comportamiento ha sido diferente en todas las soluciones presentadas por los participantes, lo que hace que no sea posible identificar un patrón en el comportamiento de la separación.

Finalmente se presentaran los resultados cercanos a la punta del ala en la sección localizada al 84.6% de la envergadura ( Figura 15 ), los cuales debido a la presencia de la onda de choque fuerte en algunos puntos se nota la dispersión entre los resultados en las simulaciones con respecto al túnel de viento.

La mayoría de los resultados presentaron el mismo patrón de comportamiento con respecto a los valores obtenidos en las pruebas de los túneles de viento; no obstante, los resultados se dispersan en el ángulo de ataque de  $3^\circ$ , ya que en esta sección la onda de choque es más débil o no se presenta a bajos ángulos de ataque. En el túnel de viento este fenómeno se presenta alrededor de 25% de la cuerda a partir de  $3.5$  grados de ángulo de ataque y en los resultados obtenidos en el presente análisis se desarrolla al 50% de la misma y desde  $2.75$  grados de ángulo de ataque. Estas diferencias se deben en parte a la resolución de la malla pero más probablemente a las deformaciones aeroelásticas de torsión y flexión que son mucho más importantes hacia la punta del ala.

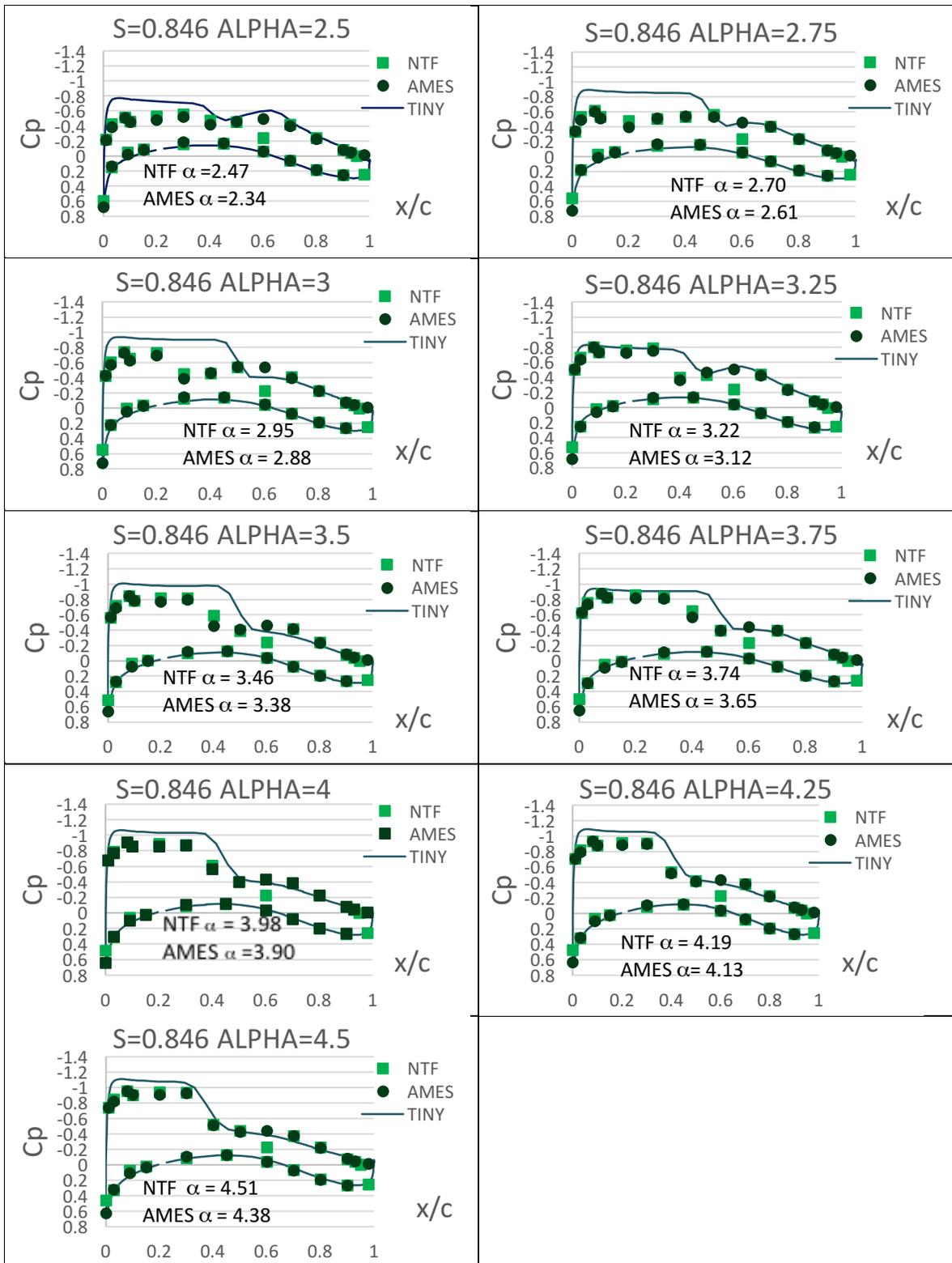


Figura 15 Distribución de coeficiente de presión al 84.6% de la envergadura para ángulos de ataque entre 2.5 y 4.5 grados.

Los resultados obtenidos fueron cercanos a los resultados de tunel de viento dado que el valor que la dispersion en  $C_p$  es de 0.1, sin embargo después de  $3^\circ$  en los resultados del túnel de viento ya se muestran algunos efectos de la deformación aero-elástica entre el borde de ataque y alrededor del 75% de la cuerda, los cuales se hacen más grandes después de  $3.5^\circ$ , dado que la separación del flujo es mucho mayor por lo cual las cargas aerodinámicas son mayores y las fluctuaciones son proporcionales a estas.

Teniendo en cuenta los resultados obtenidos en las simulaciones anteriormente descritas, se pudo observar que en  $\alpha=3^\circ$  comienza a ver desprendimiento del flujo sobre el ala inducida por la presencia de la onda de choque; por esta razón dicho ángulo se escogió como caso de análisis para ser simulado con un nivel de malla superior es decir la gruesa (Coarse) habilitada para su descarga por la organización y al igual que se realizó una adaptación para la malla extra gruesa (Tiny) para así poder comparar estos resultados y encontrar cuál es la forma de obtener resultados más cercanos a los datos experimentales.

#### **4.4. Adaptación de malla extra gruesa**

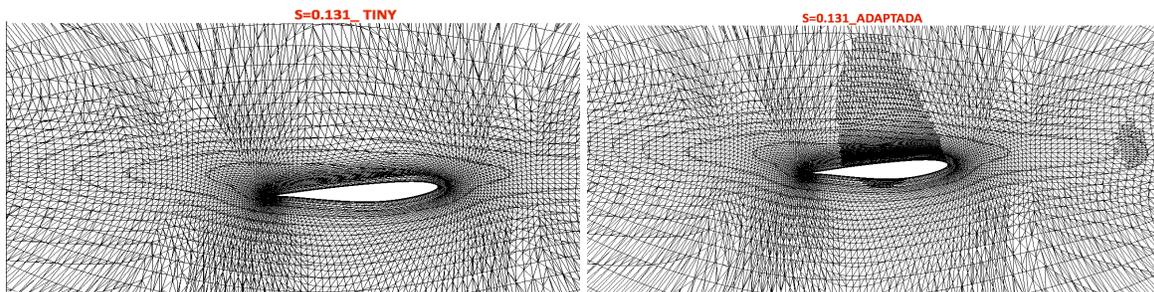
Se realizaron 40000 iteraciones para la obtener la reducción requerida en los residuos y convergencia satisfactoria de los coeficientes de las fuerzas y momentos aerodinámicos. Los resultados obtenidos con la malla gruesa son en general más cercanos a los datos experimentales en comparación con la malla extra gruesa como se puede apreciar en la Figura 19, así mismo se observa de forma más precisa el comportamiento del flujo a lo largo del ala como se puede ver en la Figura 23.

Finalmente se realizó la adaptación de la malla extra-gruesa, con base en los valores de número de Mach (Ver figuras 16, 17 y 18), para las celdas donde la solución se encontrara en el intervalo de  $M = 0.95$  a  $M = 1.5$  dado que es allí donde se tomaran las celdas que encierran la región en la que se desarrolla la onda de choque. Al tener en cuenta esta región se busca que la solución de la onda de choque sea mejor definida y los resultados de desprendimiento de flujo se puedan observar con mayor claridad, al igual que los datos de  $C_L$ ,  $C_D$  y  $C_M$  se acerquen más a los experimentales.

Una vez realizada la adaptación, el número de celdas se incrementó en 378.000 más, es decir la malla final quedó con 1.5 millones de celdas. La diferencia entre estas dos mallas se capturó en tres diferentes secciones a lo largo del ala como se puede observar en las Figuras 16, 17 y 18. Las celdas localizadas en la región de la nariz del fuselaje también fueron adaptadas debido a que en esta región también se presentan velocidades locales supersónicas como consecuencia del cambio de curvatura en la geometría.

La forma más recomendada para la realización de una adaptación que permita disminuir la dispersión de los datos es por el método el error local, el cual permite tomar los valores de cada celda y promediarlos con las celdas cercanas para encontrar así las que tienen mayor tolerancia con respecto al resultado promedio y corregirlo; otro método que se evaluó fue el de desarrollar una región que abarcara todo el flujo del ala y sus alrededores pero no fue posible implementarlo en la malla utilizada debido al gran incremento en el número de celdas y errores en la topología de la malla que no pudieron corregirse con las herramientas de Ansys Fluent. Algunos participantes del DPW 5 señalan que la formula para el calculo del esfuerzo cortante es menos precisa para mallas con celdas inclinadas o asimétricas.

La solución a los problemas de adaptación fue tomar en cuenta las celdas que encerraban la onda de choque para ser refinadas y obtener datos más cercanos de las fuerzas aerodinámicas, dado que el refinamiento en la malla puede mostrar algunas diferencias en la región de separación de flujo.



**Figura 16 Adaptación en  $S=0.131$**

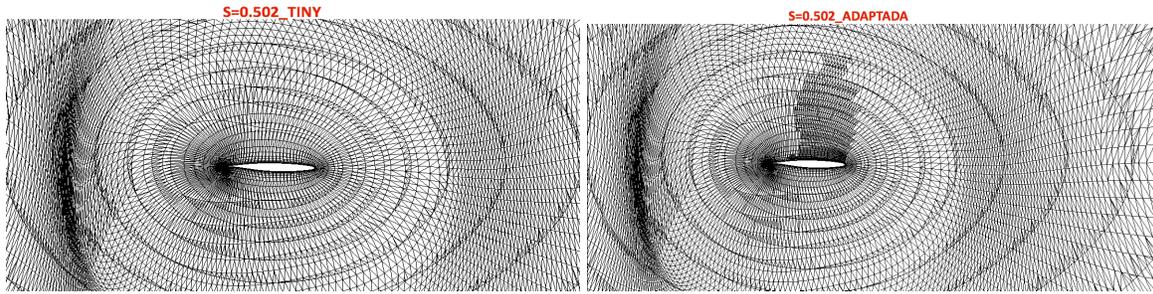


Figura 17 Adaptación en S=0.502

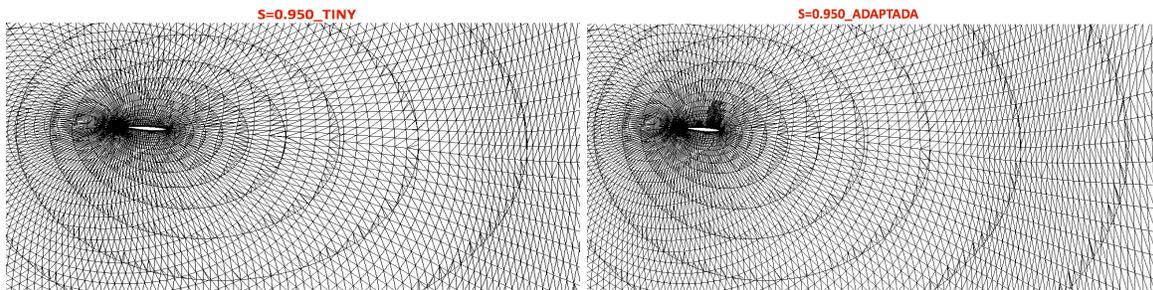


Figura 18 Adaptación en S= 0.950

#### 4.5. Análisis para ángulo de ataque de 3°

Se configuró la simulación en las mismas condiciones que las anteriores para un ángulo de ataque de 3° y se realizaron 25,000 iteraciones que fueron suficientes para alcanzar los criterios de convergencia previamente definidos en reducción de residuos coeficientes de las fuerzas y momentos aerodinámicos. Los resultados del coeficiente de momento obtenidos con las mallas gruesa y adaptada se comparan en la Figura 22 con los obtenidos con la malla extra gruesa y los datos experimentales.

En estas gráficas se esperaba encontrar mejoras en las predicciones de los coeficientes de las fuerzas y momentos aerodinámicos con el aumento en la resolución de la malla lograda con las simulaciones realizadas en la adaptación local y la malla gruesa.

La simulación con la malla gruesa, fue el resultado que más se acercó al coeficiente de sustentación registrado en el túnel de viento, pero ahora se encuentra por debajo del valor

“seudo experimental”. El coeficiente de sustentación calculado con la malla adaptada no tuvo variación significativa con respecto al obtenido con la malla extra gruesa, posiblemente debido a que no se presentaron cambios importantes en la distribución del coeficiente de presión sobre la superficie del ala, a pesar de que esta región tiene una resolución de malla que triplica la de la extra gruesa.

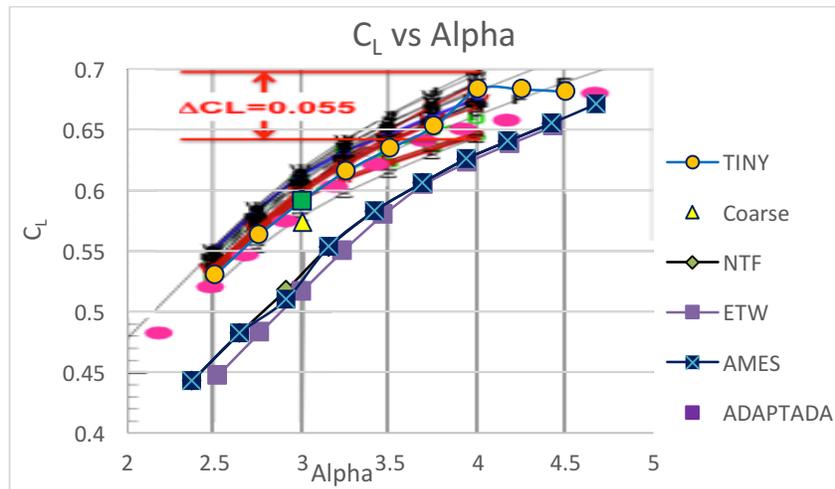


Figura 19. Comparación en la curva de coeficiente de sustentación de los resultados obtenidos con la malla extra gruesa, gruesa y adaptada.

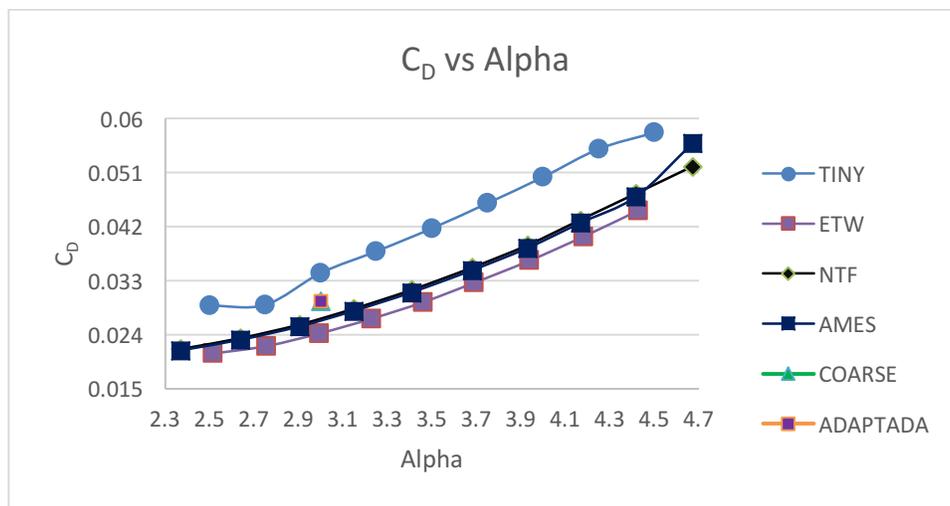
Por otro lado, en el resumen de los resultados obtenidos por los participantes se observó que las simulaciones basadas en el modelo de turbulencia SST tienden a agruparse en la parte inferior y están más cerca de los resultados “seudo experimentales”. Las soluciones con el modelo Spalart Allmaras incluyen algunas modificaciones; sin embargo la mayoría tienden a estar por encima de los “seudo experimentales”.

Finalmente las soluciones obtenidas con otros modelos de turbulencia como el EARSM y LagRST están en un lugar en el medio entre los dos modelos anteriormente descritos. Siendo cada una de estas soluciones válidas, a medida que aumenta el ángulo de ataque la dispersión en los resultados también lo hace, lo cual motiva a continuar con la búsqueda de una estrategia que permita eliminar los resultados atípicos y reducir el rango de dispersión de resultados.

En las pruebas experimentales de buffet se encontró que para el número de Mach del presente caso las características exhibidas por las alas indicaron que la correlación de los resultados puede hacerse entre la aparición de fluctuaciones y las divergencias de sustentación en las características mostradas por las fluctuaciones; estas fluctuaciones no pudieron ser determinadas dado que el flujo sobre el cual se simuló era estacionario pero sí se observa una pequeña inflexión en la curva que va de 4 a 4.25 grados de ángulo de ataque y a partir de esta los datos empiezan a acercarse a los del túnel de viento.

Los resultados de coeficiente de resistencia aerodinámica (Figura 20) obtenidos en las simulaciones fueron en general más cercanos a la mayoría de los datos publicados por los participantes. La malla adaptada y la malla gruesa predijeron valores de coeficientes de resistencia muy parecidos, y en comparación de los datos experimentales tienen un  $\Delta C_D=0.005$ , mientras que la malla extra-gruesa (Tiny) tiene un  $\Delta C_D=0.01$ .

Los resultados para la malla adaptada fueron más cercanos ya que la adaptación se realizó con respecto a región donde se desarrollaba la onda de choque y por lo tanto se logra una mejor resolución de la misma; por esta razón que dicha adaptación mejoró los resultados para  $C_D$ .



**Figura 20. Comparación en la curva de coeficiente de resistencia de los resultados obtenidos con la malla extra gruesa, gruesa y adaptada con los resultados publicados por los participantes y datos experimentales de túnel de viento CI vs Alpha. Cd vs Alpha**

Para el arrastre no se cuenta con datos “seudo experimentales” que permitan un punto de comparación entre el túnel de viento y el análisis en CFD; por lo tanto, las diferencias entre los datos experimentales presentan variaciones debidas a la simulación y a la geometría del modelo CAD empleado para genera las mallas.

Los resultados del coeficiente de resistencia parásita mostrados en la Figura 21 muestran que la predicción de las mallas adaptada y gruesa se aleja un delta de 0.01, de los valores obtenidos con la malla extra gruesa y los datos experimentales. Contrario a lo que se esperaba, los resultados de la malla adaptada se encuentran ligeramente más alejados de los datos experimentales que los obtenidos con la malla gruesa.

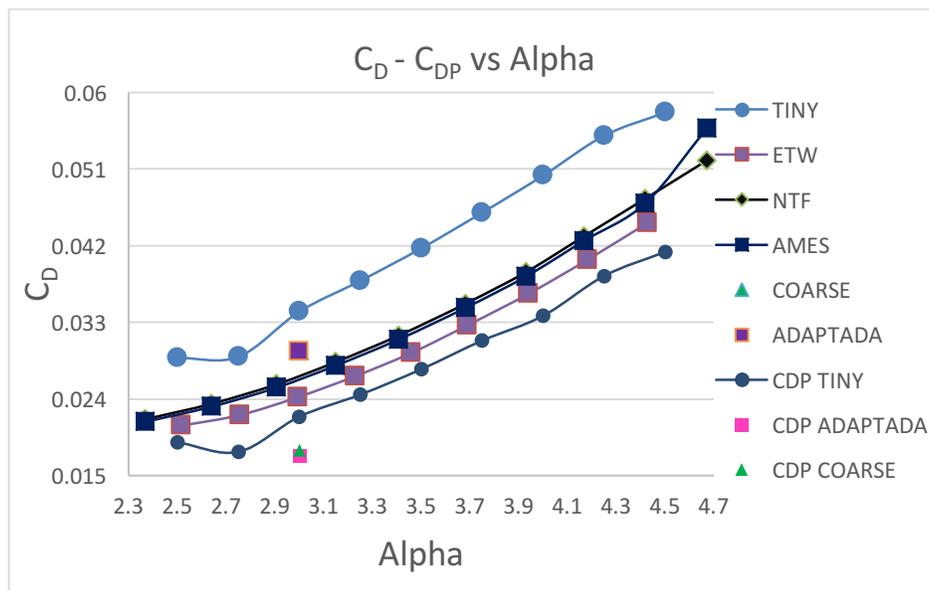


Figura 21. Comparación en la curva de coeficiente de resistencia inducida de los resultados obtenidos con la malla extra gruesa, gruesa y adaptada con los resultados publicados por los participantes y datos experimentales de túnel de viento CI vs Alpha.

En los resultados obtenidos para el coeficiente de momento (Ver Figura 22) se pudo observar que los resultados en la malla extra gruesa fueron más cercanos que algunos participantes; sin embargo la adaptación de malla para este caso no funcionó, puesto que se aleja en  $\Delta C_M=0.001$  de los datos de la malla sin adaptarse.

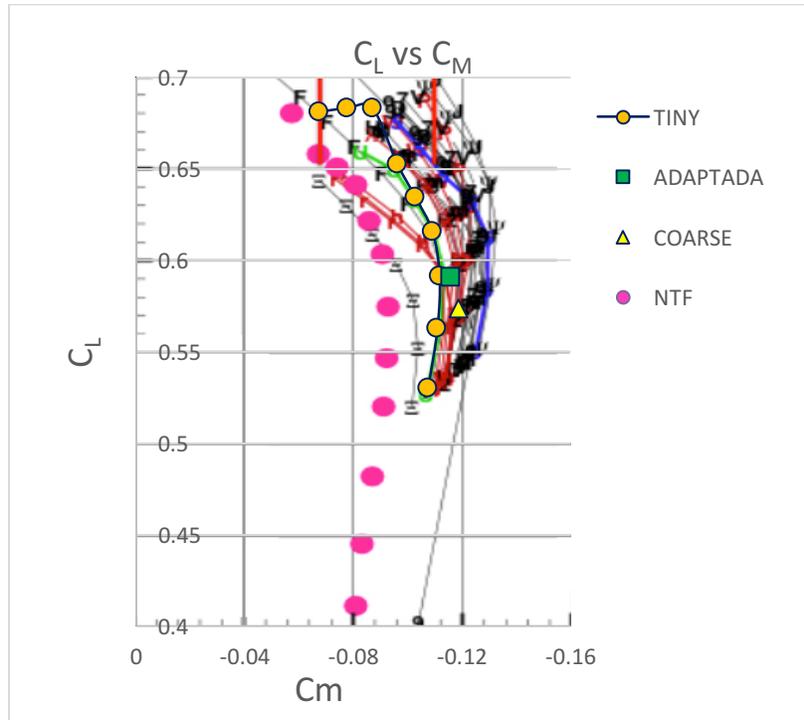


Figura 22. Comparación en la curva de coeficiente de momento vs. coeficiente de sustentación de los resultados obtenidos con la malla extra gruesa, gruesa y adaptada con los resultados publicados por los participantes y datos experimentales de túnel de viento  $C_L$  vs  $\alpha$ .  $C_M$  vs  $C_L$

Los cambios de momento con respecto a la sustentación pueden ser indicación de alteraciones en el comportamiento del flujo que a su vez pueden obedecer a cambios en la incidencia de la superficie aerodinámica que puede no ser rápidamente identificada. Para ello se han desarrollado métodos de análisis aerodinámicos inestables basados en CFD, que reciben el nombre de Aeroelasticidad Computacional (CAE), los cuales heredan los problemas que ya se han expuesto anteriormente en los resultados del presente proyecto y previos a este, que se relacionan con con el modelo físico y aspectos de solución numérica, por ejemplo, el modelo de turbulencia adecuado, la interacción entre la capa límite y la onda de choque, la convergencia de la malla y la precisión en el tiempo al ser configurada para flujo transitorio.

Aunque se han realizado varios estudios, y a través del DPW se han logrado identificar diferentes fenómenos que se presentan en el ala como el caso de Buffet, todavía hay una gran incertidumbre en la capacidad de predecir el comportamiento aeroelástico utilizando métodos de CAE.

Una posible solución para el segundo caso estudio del DPW-5 aparte de la modificación de su geometría, es tener en cuenta un análisis aeroelástico modelado en un enfoque aerodinámico inestable, como también hacer uso de mallas deformadas las cuales tengan un tiempo de simulación preciso para que se deforme de forma adecuada y se pueda representar la fuerza aerodinámica como una integración entre la presión y la magnitud de oscilación; también, hay que tener en cuenta que dichos resultados en análisis se pueden obtener el modo de vibración y excitación de una frecuencia , pero el movimiento del ala real durante pruebas experimentales podrían contener contribuciones significativas para otros modos de vibración.

Al realizar las pruebas experimentales en el túnel de viento, los datos obtenidos muestran picos en las curvas propias al comportamiento aerodinámico del modelo, las cuales indican regiones de mayor respuesta dinámica debido a fluctuaciones aerodinámicas, por lo que es de gran importancia identificar dichas regiones. Ya que son estas regiones las que alteran la estabilidad de la aeronave y en las que puede ocurrir fenómenos como el buffet. Sin embargo dichas regiones no fueron identificadas en las simulaciones realizadas en el presente proyecto, debido a la calidad de malla utilizada, y a la configuración del caso, donde el flujo se presenta como estacionario.

Los resultados obtenidos para los coeficientes de fuerzas y momentos aerodinámicos se complementan con el análisis de los contornos de esfuerzos cortantes y distribución de coeficientes de presión sobre el ala.

En los resultados presentados en la Figura 23 se observó que el desprendimiento de flujo ocurría entre el 50% y 60% de la cuerda dependiendo de la ubicación a lo largo de la envergadura de la cuerda.

Sin embargo los resultados brindados por NTF y AMES no presentan separación de flujo evidente en las secciones localizadas cerca de la raíz del ala. Por esta razón en la

simulación realizada con la malla gruesa la región de separación de flujo se vuelve más pequeña y los valores de fuerza ejercida sobre la superficie aumentan.

Para algunos de los participantes la separación se formó en  $3.25^\circ$  y llegó a ser una región bastante importante en  $4^\circ$ , estos resultados fueron presentados con base en la malla media, por lo que en las mallas de una menor resolución en esta región se desarrolla en más bajos ángulos de ataque como lo fue para el caso de  $3^\circ$ .

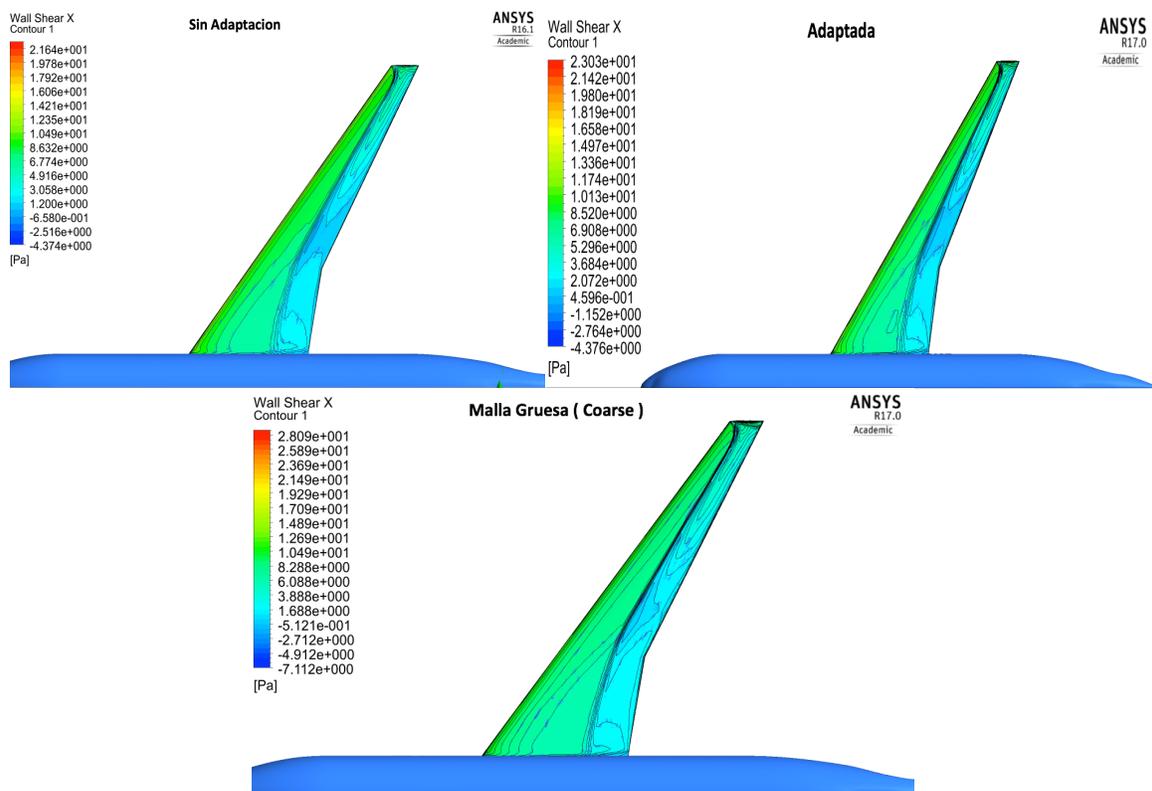


Figura 23. Contornos de esfuerzo cortante para las mallas extra gruesa, gruesa y adaptada en el ángulo de ataque de  $3^\circ$ .

En la malla adaptada los valores aumentaron no en gran medida, pero si se observa un cambio en el área de la onda de choque, es decir la adaptación funcionó para identificar de una forma más adecuada el comportamiento del flujo y las áreas donde ocurre el desprendimiento del mismo. Aunque en estudios desarrollados en otros métodos computacionales como CFL3D, FUN3D, and NSU3D se obtuvo que no había presencia de

desprendimiento de flujo, solo se mostró dicho comportamiento en el ángulo de ataque más alto del caso estudio; en la simulación realizada en el presente trabajo se pudo observar que sí se presenta dicho desprendimiento en una pequeña región cercana a la onda de choque.

La universidad politécnica de Montreal (Martin Gariépy, 2013) desarrolló un estudio para el refinamiento de la malla media con el fin de mejorar el caso estudio de Buffet; para ello al igual el presente proyecto, se adaptó teniendo en cuenta el número de Mach y las celdas que abarcaban la onda de choque.

De acuerdo con las las pautas planteadas por el DPW 5 ocurría buffet cuando en la pendiente de la curva de  $C_l$  vs  $C_m$  tenía cambios significativos. Lo cual se vio reflejado en la parte superior de la curva obtenida ( Ver figura 19); sin embargo los resultados obtenidos por estas pruebas fueron más evidentes dado que la malla tenía 7.3 M de celdas y por esto los resultados de la malla media refinada se alejan de los resultados obtenidos por las mallas usadas en el proyecto.

Al obtener los resultados de las dos simulaciones para el caso de análisis, se realizaron las gráficas de distribución de presión en las que se incluyeron los datos experimentales de túnel de viento y a la simulación realizada sobre la malla extra gruesa como se muestra en la Figura 24. La malla adaptada muestra un resultado intermedio entre los dos niveles de malla, por que se muestra que se obtuvo mejores resultados con dicha adaptación pero no alcanzan a ser suficientes para superar la malla gruesa.

En los resultados se puede ver que los efectos aeroelásticos se hacen visibles en la sección media del ala y va aumentando su magnitud a medida que se acerca hacia la punta del ala, alterando la predicción de los niveles de presión en la parte superior e inferior del ala y la ubicación de la onda de choque. Las distribuciones de presión en las tres mallas predicen la presencia de una onda de choque más fuerte y desplazada hacia el borde de fuga en las secciones que se encuentran en la mitad externa de la envergadura. Esta predicción no mejora sustancialmente con el refinamiento de la malla a pesar de que se hace justamente sobre esta sección del ala. Las cargas aerodinámicas sobre el modelo utilizado en los túneles de viento cambian la incidencia local del ala: si el momento local es negativo, la

torsión producida sobre la estructura tiende a reducir el ángulo de ataque, cambia la distribución de velocidades sobre el perfil y por lo tanto la distribución de la presión local; además, el flujo local se acelera en menor proporción y por lo tanto la onda de choque es más débil que con un ángulo de ataque local mayor.

Al realizar la simulación con los tres tipos de malla de diferente nivel una superior a la otra, se incrementó el número de celdas y por consiguiente se espera que los datos obtenidos sean mas cercanos a los resultados experimentales. Dado que existe un error en la predicción de las fuerzas correspondientes a la región de desprendimiento, debido a que se omiten las deformaciones que presenta la geometría en cada punto de crucero, el incremento en el número de celdas hace que el error aumente ya que se acerca a un valor que no corresponde al real, por esta razón los resultados encontrados en una malla de nivel superior difieren de los resultados obtenidos en las pruebas de túnel de viento.

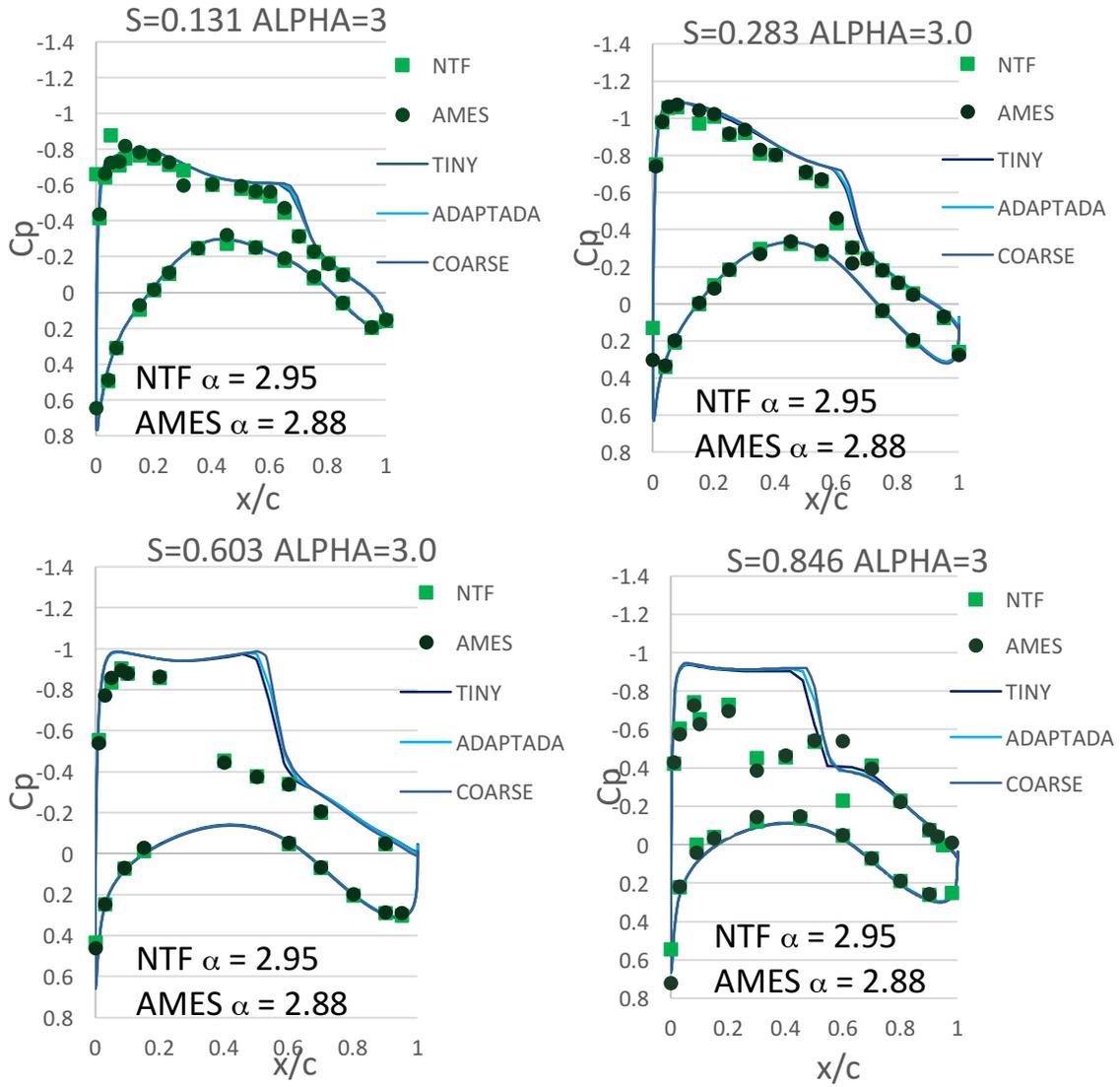


Figura 24 Distribución de presión en tres mallas diferentes para el ángulo de 3.0

## CONCLUSIONES

Se obtuvieron las propiedades del flujo en el dominio computacional bajo las mismas condiciones de las pruebas realizadas en el túnel de viento, tales como coeficientes de presión, esfuerzos cortantes, ubicación de la onda de choque y separación inducida por la misma. En los cuales se encontró el mismo comportamiento que los participantes del taller, con respecto a la divergencia entre los datos de CFD y los experimentales, lo cual fue consecuencia de la diferencia en los modelos de la prueba de túnel de viento y de análisis.

Se realizó una adaptación de la malla a partir de las propiedades del flujo obtenidas con la malla original; el número Mach fue la propiedad que permitió tener en cuenta las celdas que encerraban la región donde se presentaba la onda de choque. Dicha adaptación mostró una mejora para la predicción del coeficiente de resistencia dado que se mejoró la resolución de la malla en la región de la onda de choque y por lo tanto la predicción de las pérdidas a través de la misma (resistencia por compresibilidad)

Para el caso de estudio de buffet (Caso 2) se pudo observar una variación significativa en las fuerzas aerodinámicas para el ángulo de ataque de 4.5 grados, al igual que la presencia de flujo reverso en la raíz del ala cerca sobre el borde de fuga. Observaciones similares se reportan en los resultados presentados por los participantes donde dicho comportamiento aparece en  $\alpha=4.0$  teniendo en cuenta que estos fueron obtenidos en mallas más finas; sin embargo, ninguno de estos datos estuvieron cerca de los presentados por las pruebas del túnel de viento NTF, dado que la geometría sobre la que se desarrolla el caso no tiene en cuenta los efectos aeroelásticos para cada ángulo evaluado, como tampoco los efectos que tiene el soporte sobre el que se sostiene el modelo.

Se observaron grandes variaciones en las fuerzas en  $\alpha=4^\circ$  debido a la separación significativa del flujo, donde no se sabe si el flujo aún es estacionario para estas condiciones, por lo que algunos participantes proponen la opción de un posible estudio

necesario que evalúe métodos RANS inestables o DES, los cuales permitan confirmar este comportamiento, al igual que experimentos diseñados para medir flujo inestable.

No parece posible predecir con absoluta certeza, el comportamiento de la región de separación haciendo refinamiento local de malla con base en las propiedades del flujo, pero se observaron cambios ligeros en la predicción del coeficiente de sustentación sobre algunas secciones del ala que se refleja en la mejor estimación del coeficiente de resistencia.

Por limitación de recursos computacionales no se pudo realizar una adaptación de la malla por región, la cual incluía un mayor número de celdas en el campo cercano del ala y la estela de la misma debido a que superaba las capacidades computacionales y se presentaban errores en la topología de la malla que no fue posible reparar. La adaptación local lograda en el presente trabajo se realizó con base en valores del número Mach muy cercanos y superiores a la velocidad del sonido; sin embargo, esta estrategia no mejoró significativamente la predicción de los coeficientes de fuerzas y momentos aerodinámicos cuando se comparan con los resultados “seudo experimentales”.

Dado que la geometría no tiene en cuenta deformaciones aeroelásticas, los resultados de la distribución de presión obtenida por las simulaciones después de un ángulo de ataque de  $3^\circ$  se aleja de los datos experimentales. Esto debido a la diferencia entre la deformación de la geometría del CRM en túnel de viento, causadas por las cargas aerodinámicas, y la geometría para el análisis en CFD. Por esta razón el último taller propuesto por el comité, el DPW 6, presenta una nueva geometría la cual ya tiene en cuenta dichas deformaciones.

Los resultados obtenidos son cercanos a los experimentales para bajos ángulos de ataque; sin embargo, mientras incrementa el ángulo de ataque, la dispersión entre los resultados es proporcional, ya que las fuerzas aerodinámicas aumentan, lo que después de  $3^\circ$  empieza a generar desprendimiento del flujo, hasta llegar a  $4^\circ$ , donde existe una región cercana a la raíz y próxima al borde de fuga en el que ocurre el mayor desprendimiento de flujo.

## REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.

Laflin, D. W. (10 de Junio de 2013). *Nasa Common Research Model*. Recuperado el 2016, de Nasa: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20130003313.pdf>

Support, A. (s.f.). *Ansys Fluent*. Recuperado el 2016, de Ansys: <http://www.ansys.com/Products/Fluids/ANSYS-Fluent>

BARLOW, B., & RAE W. H, P. A. (1999). *Low Speed Wind Tunnel Testing*.

AIAA. (1992). Un modelo de turbulencia de una sola ecuacion para los flujos aerodinamicos.

Golestani, A. (2014). An experimental study of buffet detection on supercritical airfoils in transonic regime. *Journal of Aerospace Engineering*.

Edward J. Ray und Robert T, T. (Junio de 1970). BUFFET AND STATICAERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A SYSTEMATIC SERIES OF WINGS DETERMINEDFROM A SUBSONICWIND-TUNNELSTUDY. *Nasa Technical Note* .

Diana M. Seal, B. (Agosto de 1959). A Survey of Buffeting Loads. *Aeronautical Research Council* .

Melissa B. Rivers, C. A. (Junio de 2012). Further Investigation of the Support System Effects and Wing Twist on the NASA Common Research Model. *American Institute of Aeronautics and Astronautics* , 34.

NASA. (s.f.). *NASA Common Research Model* . Obtenido de Experimental Approach: <https://commonresearchmodel.larc.nasa.gov/experimental-approach/>

Morrison, J. H. (2013). Statistical Analysis of CFD Solutions from the Fifth AIAA Drag Prediction Workshop. *American Institute of Aeronautics and Astronautics* , 22.

Scott. Eberhardt, K. B. (17 de Enero de 2014). Inclusion of Aeroelastic Twist into the CFD Analysis of the Twin-Engine NASA Common Research Model. *American Institute of Aeronautics and Astronautics* , 18.

CFL3D, FUN3D, and NSU3D Contributions to the Fifth Drag Prediction Workshop. (10 de Enero de 2013). *American Institute of Aeronautics and Astronautics* , 22.

Martin Gariépy, B. M.-Y. (2013). Far-Field Drag Decomposition Applied to the Drag Prediction Workshop 5 Cases. (M. Gariépy, Ed.) *AIAA* , 10.

B.B. Prananta, J. H. (2013). Analysis of first AIAA aeroelastic prediction workshop results of oscillating HIRENASD wing. *Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium* , 34.

Astronautics, A. A. (2010). *Applied Aerodynamics Technical Committee*. (A. TC, Productor) Obtenido de <https://info.aiaa.org/tac/ASG/APATC/default.aspx>

Ed Tinoco, D. L. (24 de 06 de 2012). DPW 5 Summary of Participant Data. *5th CFD Drag Prediction Workshop* .

Jose Maria Carrillo Sanchez, L. G. (2011). Consideraciones del mallado aplicadas al calculo de flujo bifásico con las técnicas de dinámica de fluidos computacional. *Jornadas de Introduccion a la investigacion de la UPCT* .

Windtunnel, E. T. (2016). *ETW*. Obtenido de [www.etw.de](http://www.etw.de): <https://www.etw.de/cms/wind-tunnel/overview>

John C. Vassberg (2011). *A Unified Baseline Grid about the Common Research Model Wing-Body for the Fifth AIAA CFD Drag Prediction Workshop*. Recuperado de <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop5/AIAA.2011-3508.pdf>

John C. Vassberg, Edward N. Tinoco, Mori Mani (2008). *Comparison of NTF Experimental Data with CFD Predictions from the Third AIAA CFD Drag Prediction Workshop*. Recuperado de <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080034652.pdf>

Anthony J. Sclafani, Mark A. DeHaan, and John C. Vassberg (2014). *Drag Prediction for the Common Research Model Using CFL3D and OVERFLOW*. Recuperado de <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.C032571>

E. M. Lee-Rausch, D. P. Hammond, E. J. Nielsen, S. Z. Pirzadeh and C. L. Rumsey (2012). *Application of the FUN3D Unstructured-Grid Navier-Stokes Solver to the 4th AIAA Drag Prediction Workshop Cases*. Recuperado de [http://fun3d.larc.nasa.gov/papers/rausch\\_joa\\_dpw4.pdf](http://fun3d.larc.nasa.gov/papers/rausch_joa_dpw4.pdf)

Dimitri J. Mavriplis (2008). *Grid Quality and Resolution Issues from the Drag Prediction Workshop Series*. Recuperado de <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.39201?journalCode=ja>

David W. Levy and Kelly R. Laflin (2014). *Summary of Data from the Fifth Computational Fluid Dynamics Drag Prediction Workshop*