

APLICACIONES DE CFD PARA AERODINÁMICA AERONAUTICA EN FADEA S.A.

Luis M. Soria Castro^{a,b}, Cristian J. Scarano^c, Leandro González De Cecco^c

^aDepto. Aeronáutica, FCFyN, Universidad Nacional de Córdoba, Vélez Sársfield 1611, X5016GCA, Córdoba, Argentina, Argentina, luis.soriacastr@unc.edu.ar, <http://www.efn.uncor.edu/>

^bÁrea de Ingeniería del Vuelo, FAdeA S.A., Av. Fuerza Aérea Argentina 5500, X5010JMN Córdoba, Argentina, soriac@fadeasa.com.ar, <https://www.fadeasa.com.ar>

^cÁrea de Análisis Estructural, FAdeA S.A., Av. Fuerza Aérea Argentina 5500, X5010JMN Córdoba, Argentina, scarano@fadeasa.com.ar, gonzalezdececco@fadeasa.com.ar, <https://www.fadeasa.com.ar>

Palabras Clave: Industrial, CFD, FEM, FLUENT, OpenFOAM, FEMAP.

Resumen. En la industria aeronáutica es esencial el uso de herramientas precisas para estimar las cargas aerodinámicas sobre aeronaves en vuelo, tanto en las fases iniciales de nuevos diseños como en productos maduros, para evaluar las modificaciones menores que se implementen durante el ciclo de vida del producto. Los métodos de cálculo más sencillos empleados en FAdeA para evaluar los efectos aerodinámicos se basaban en modelos de línea sustentadora y de vorticidad distribuida tales como los métodos de vortex lattice (VLM). Recientemente se trabaja con métodos basados en la resolución de las ecuaciones acopladas de Navier-Stokes, con modelo de turbulencia tipo RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes). Actualmente el área de Ingeniería del Vuelo incorpora modelos de CFD (Computational Fluid Dynamics) por volúmenes finitos, empleando el software comercial (ANSYS FLUENT®), aunque la reciente implementación de un software de código abierto (OpenFOAM) replantea este ciclo de trabajo. En el presente trabajo se presenta una nueva metodología de trabajo para la evaluación del efecto de las cargas aerodinámicas sobre estructuras aeronáuticas, vinculando de una forma directa los resultados del modelo aerodinámico en CFD con el análisis estructural de elementos finitos (FEM), implementados estos últimos mediante el software FEMAP®. Además se presenta una comparación ambos códigos de CFD simulando un modelo de ala y validando con resultados de túnel de viento.

1 INTRODUCCIÓN

En el cálculo de aeronaves, el dimensionado de las estructuras portantes está fuertemente condicionado por la estimación que se realice de las acciones aerodinámicas que actúan sobre las superficies sustentadoras del avión.

Aunque es usual todavía que durante la fase de pre-diseño se estime el valor de estas cargas por métodos analíticos, se ha generalizado el uso de simulaciones computacionales en las etapas iniciales de los proyectos aeronáuticos, lo que permite obtener resultados más precisos que podrán ser ajustados posteriormente mediante ensayos en túneles de viento.

En sintonía con esta última metodología, se presentan en este artículo dos trabajos enfocados en la optimización del ciclo de diseño aeronáutico.

En el primer trabajo, se muestra la implementación de la herramienta de CFD de código abierto OpenFOAM dentro de IV. Esto incluye la comparación de resultados con el software comercial de referencia, ANSYS FLUENT®. Además se contrastan con resultados experimentales sobre un conjunto alar.

En la segunda parte se presenta la experiencia de trabajo colaborativo entre las áreas de Ingeniería del Vuelo (IV) y Análisis Estructural (AE) de la empresa, donde se implementó un método de traspaso de las cargas aerodinámicas provenientes de resultados numéricos de CFD, al código estructural FEM. Con la notable ventaja de ser un traspaso directo, al aplicar directamente sobre el modelo estructural el campo de presiones resultante de la simulación de numérica de fluidos. El software utilizado para el desarrollo del FEM estructural es FEMAP®.

2 CALCULO COMPARATIVO DE COEFICIENTES AERODINÁMICOS EMPLEANDO FLUENT Y OPENFOAM

Como parte del programa de desarrollo de simulación numérica CFD (Computational Fluid Dynamics), perteneciente al Departamento de Servicios de Ingeniería de FAdeA, se analizó un modelo de ala denominada “Trap wing”. Para este análisis se dispuso de dos códigos de CFD por volúmenes finitos, ANSYS Fluent® y OpenFOAM®, a continuación se presentan los resultados de este análisis, se describen y se comparan con resultados experimentales.

El ala objeto de análisis, fue estudiada mediante ensayos de túnel de viento durante los años 1998 y 1999 por la NASA. El modelo prototipo analizado es la semi-envergadura de un ala trapezoidal con perfil transónico, incluyendo flap y slat que ocupan la totalidad de la planta alar, montada sobre un pod o fuselaje. La geometría ensayada en túnel de viento se presenta en la [Figura 1](#). La configuración 1 con deflexión de Slat 30° y de Flap 25°, fue analizada en el Workshop de Predicción de Dispositivos de Alta Sustentación ([AIAA, HiLiftPW-1](#)).

Para verificar resultados se estudió la configuración descrita, para algunos ángulos de ataque seleccionados (13°, 21° y 28°). Las condiciones del análisis de CFD, fueron comunes a ambos solvers. El modelo físico usado fue un flujo de aire incompresible, isotérmico, viscoso, estacionario y turbulento. Para resolver el problema se emplearon algoritmos tipo SIMPLE (Semi Implicit Pressure Linked Equations) con modelación de turbulencia tipo RANS. Esta forma de solución de las ecuaciones de N-S, es la más aplicada para resolver problemas de ingeniería. Para modelar la turbulencia se emplearon métodos de una ecuación como Spallart-Allmaras.



Figura 1: Modelos de Ala analizada, montada en túnel de viento (AIAA, HiLiftPW-1).

2.1 Generación de las mallas

El workshop (AIAA, HiLiftPW-1) provee mallas para analizar en diferentes densidades y formatos, ya sean estructuradas como no estructuradas, constituidas de diferentes tipos de elementos. Sin embargo como el objetivo estuvo en validar la metodología de trabajo implementada, se generaron mallas propias dentro del contexto de equipos y licencias disponibles.

Las configuraciones de mallas para este estudio fueron:

- tipo “O”: se utilizaron elementos tetraédricos y prismas de base triangular, estos últimos para el mallado de las zonas de capa límite (Figura 2 (b)). El dominio analizado es una media esfera, se aplica la condición de simetría en el plano medio.
- tipo “C”: (Figura 2 (a)): se constituyeron de elementos hexaédricos y semi-hexaédricos, aunque sin un modelado de capa límite específico. El dominio analizado es un volumen prismático con una entrada curva, con la condición de simetría sobre uno de los laterales. Este tipo de dominio tiene la ventaja de proveer una mejor resolución en la parte de la estela del cuerpo a la vez que disminuye la cantidad de elementos en lugares con gradientes de presión más leves, como lo son las áreas alejadas por encima y por debajo del avión.
- tipo “snappy”: se realizó utilizando la herramienta de mallado de OpenFOAM, snappyHexMesh, que divide el dominio en hexaedros y slit-hexaedros. El dominio usado fue un prisma rectangular, y se asignó un nivel de refinado 5 sobre las superficies, además de insertar una capa límite.

Dentro de las clasificaciones presentadas en el workshop, las mallas generadas entran en la categoría de “muy gruesas”, debido a que no cumplen las condiciones mínimas de espaciado normal a la superficie sólida (y^+). Aunque dichas condiciones están orientadas a geometrías computacionales que deban ser corridas en clústers de HPC (High Performance Computing).

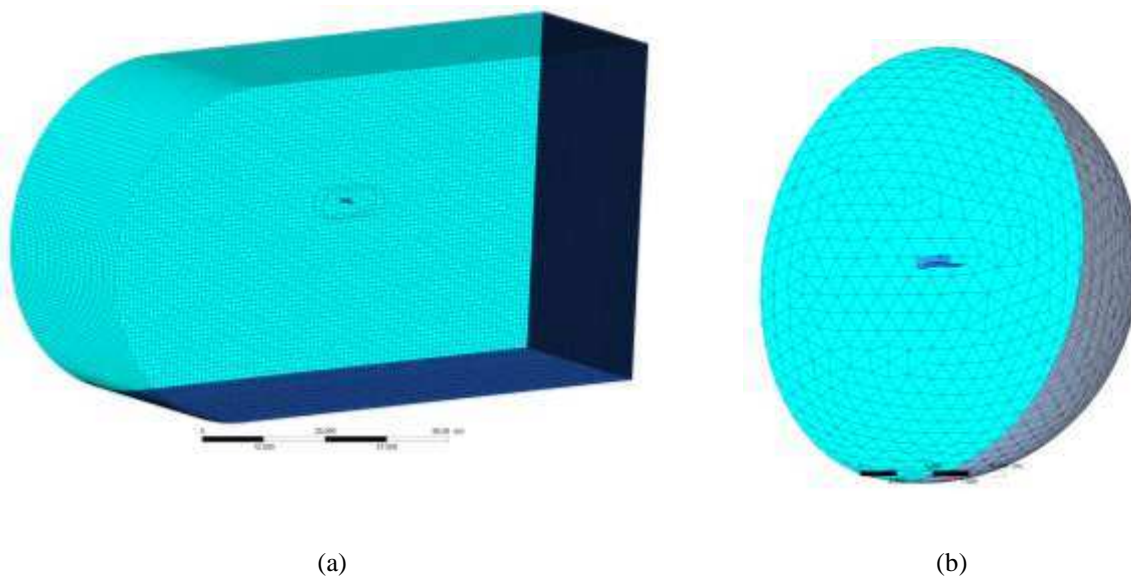
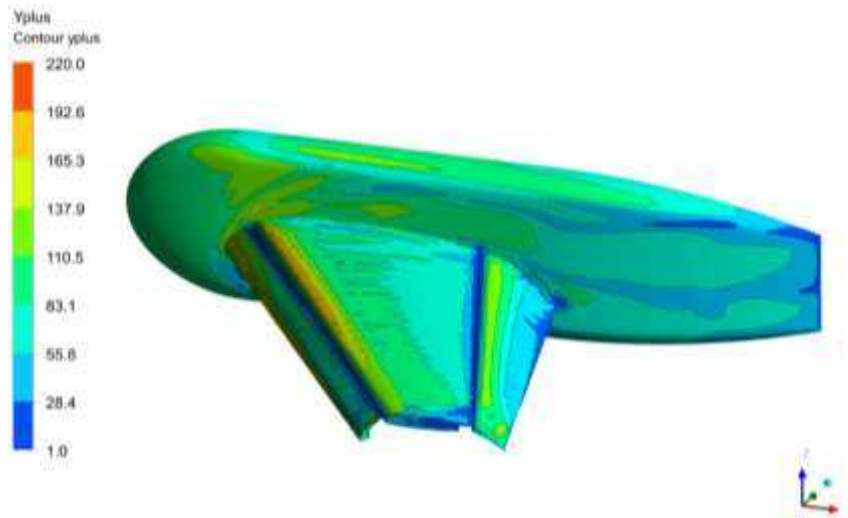


Figura 2: Configuraciones de mallas empleadas Tipo “C” (a) y Tipo “O” (b)

Entre las diferencias que se verifican del uso de los diferentes malladores, es notable la ventaja que otorga *snappyHexMesh* al ser más eficiente en el uso de los recursos computacionales. Aunque la complejidad de uso está un nivel por encima del mallador ANSYS Meshing. Para obtener discretizaciones de calidades similares (número de elementos en la capa límite, tamaño del dominio, etc.) *snappyHexMesh* es hasta un 30% más rápido. Sin embargo una desventaja es que no aprovecha el empleo de GP-GPU (General-Purpose Computing on Graphics Processing Units) a diferencia de ANSYS, que lo implementa por defecto (información propia relevada usando una placa de video NVIDIA Tesla k20c).

Denominación	Método	L_{REF}	Celdas	y^+		BL
		[m]		[--]	mín	
O-type-1	Tetraedros	15	7031706	0,619	228	12
O-type-2	Tetraedros	20	7364381	0,59	225	14
O-type-3	Tetraedros	20	8233102	0,19	220	14
C-type-1	Cut Cell	85	2264766			--
C-type-2	Cut Cell	85	3814499	6	2200	--
snappy	snappyHexMesh	25	7545837	4	300	12

Tabla 1: Detalles de mallas empleadas.

Figura 3: Valores de y^+ en el modelo.

2.2 Modelo numérico y condiciones de borde

El problema se modeló como estacionario incompresible por cuestiones de costo computacional, a diferencia de los trabajos presentados en el workshop que se modelaron como inestacionarios. Los algoritmos de solución usados fueron de acoplamiento presión-velocidad de tipo SIMPLE (*Semi Implicit Method for Pressure Linked Equations*).

Si bien existe en ambos códigos la opción de elegir varios modelos de turbulencia, para este trabajo elegimos Spallart-Allmaras. Según las referencias clásicas (Wilcox, D.C., 2006) estos modelos de turbulencia requieren que se cumpla con la condición $y^+ \sim 1$, para realizar una correcta estimación de la tensión de corte en la pared. Sin embargo, los valores obtenidos con la malla más refinada de las empleadas se tienen bastante por encima de esto, ver Figura 3. Además, se utiliza como segunda opción el modelo de turbulencia *SST-Transition* para ángulo de ataque de 28° en FLUENT®. Este tipo de modelado de turbulencia es más sofisticado que el anterior, permitiendo que se tengan en cuenta los efectos de la transición dentro de la capa límite.

Parámetro		FLUENT	OpenFOAM
Algoritmo de Solución		SIMPLE	SimpleFOAM
Discretización Espacial	Gradientes	Mínimos Cuadrados basado en la celda	Gauss Lineal
	Presión	Segundo orden	GAMG
	Cantidad de Movimiento	Segundo orden Upwind	Gauss Lineal Upwind
	Viscosidad Turbulenta	Segundo orden Upwind	Gauss Lineal Upwind
Factores de Sobre-Relajación	Presión	0.8	0.3
	Densidad	0.8	--
	Cantidad de Movimiento	0.7	0.7
	Turbulencia	0.8	0.7

Tabla 2: Métodos de solución empleados.

En el dominio de cálculo se tienen tres diferentes tipos de bordes asignados a cada “patch” o grupo de superficies. En la [Tabla 3](#) se resumen las condiciones de borde aplicadas para los diferentes “patches”, Ala, Far-field y el plano medio.

En la velocidad de entrada del flujo, se fija el valor de intensidad de turbulencia de referencia, que se puede ingresar con varias combinaciones de parámetros. La intensidad turbulenta utilizada en el problema, y que fue medida en el túnel de viento original, es:

$$I = 0.075\%$$

Convencionalmente, se considera a un túnel de baja turbulencia cuando la intensidad turbulenta es menor del 0,5%. Con este valor se puede intuir que es posible la existencia de flujo laminar.

Zona (<i>patch</i>)	Ala	Far-field	Plano Medio
Tipo	Pared	Entrada	Simetría
U [m/s]	(0 0 0)	(U _x U _y U _z)	Simetría
P	Zero Gradient	FreeStream Pressure	Simetría
v_t [m ² /s ²]	Wall Function	0.07	Simetría

Tabla 3: Condiciones de borde

2.3 Caso analizado con FLUENT

Las configuraciones usadas fueron las descritas en la documentación del Área, en la [Tabla 2](#), se detallan los diferentes esquemas numéricos empleados, mas información se encuentra en la documentación de FLUENT® ([Ansys Corporation, 2015](#)). En la [Figura 4](#), se presenta la distribución de coeficiente de presiones sobre el ala.

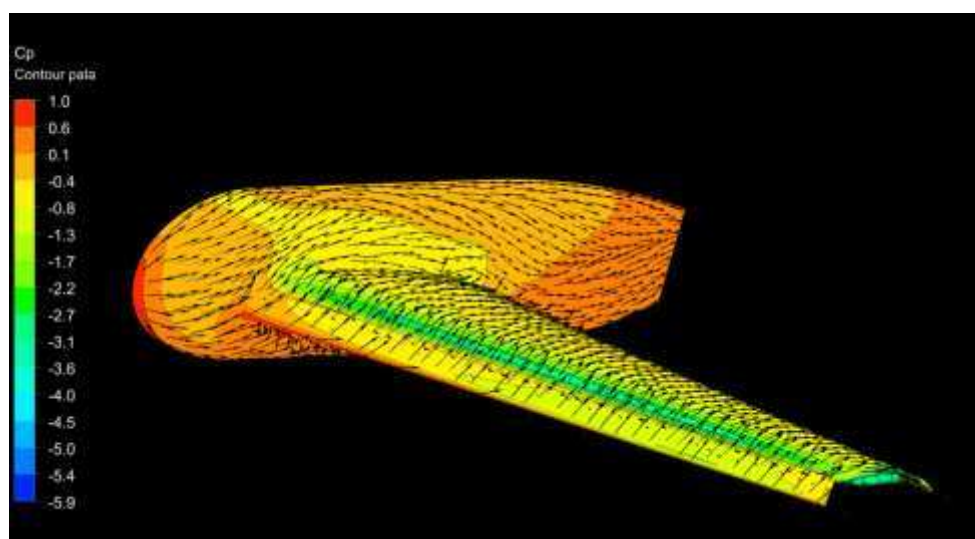


Figura 4: Distribución de Cp sobre el ala.

2.4 Caso analizado con OpenFOAM

Los algoritmos de resolución empleados son similares a los usados con FLUENT. La única diferencia apreciable está en las implementaciones del modelo de turbulencia Spalart-Allmaras, en donde cada código lo realiza de una manera diferente. La elección de los esquemas numéricos se realizó siguiendo validaciones anteriores ([Robertson, E., Choudhury, V., Bhushan, S. y Walters, D.K.](#)).

2.5 Comparación de resultados

La comparación de resultados, se realiza contrastando los valores obtenidos de los coeficientes de sustentación (C_L), resistencia aerodinámica (C_D) y momento (C_M), para los tres ángulos de ataque analizados, 13, 21 y 28° grados. A continuación se muestran tres figuras con las curvas obtenidas para los coeficientes de sustentación (C_L), resistencia aerodinámica (C_D) y momento (C_M) en función del ángulo de ataque alfa.

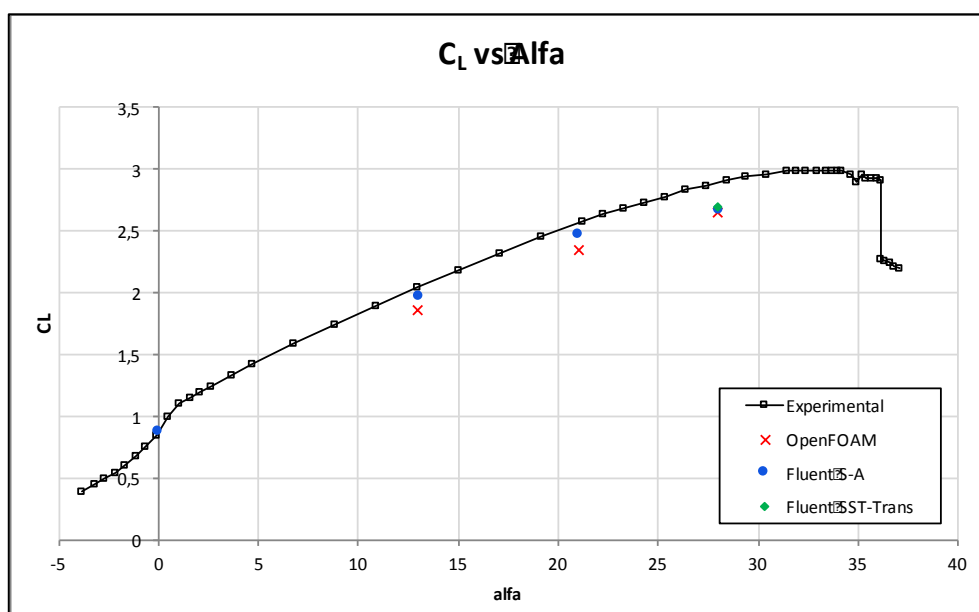


Figura 5: Curva de Coeficiente de Sustentación versus Ángulo de ataque.

La Figura 5, muestra la curva de sustentación versus ángulo de ataque. En ella se presentan los resultados obtenidos para los tres diferentes ángulos analizados. Aunque con ambos modelos de análisis se tiende a sub predecir la sustentación, son los valores obtenidos con FLUENT® presentan una mejor correlación con los experimentales (puntos azules de la figura). Sin embargo para el mayor ángulo de ataque, ambos códigos proveen una aproximación similar a la sustentación.

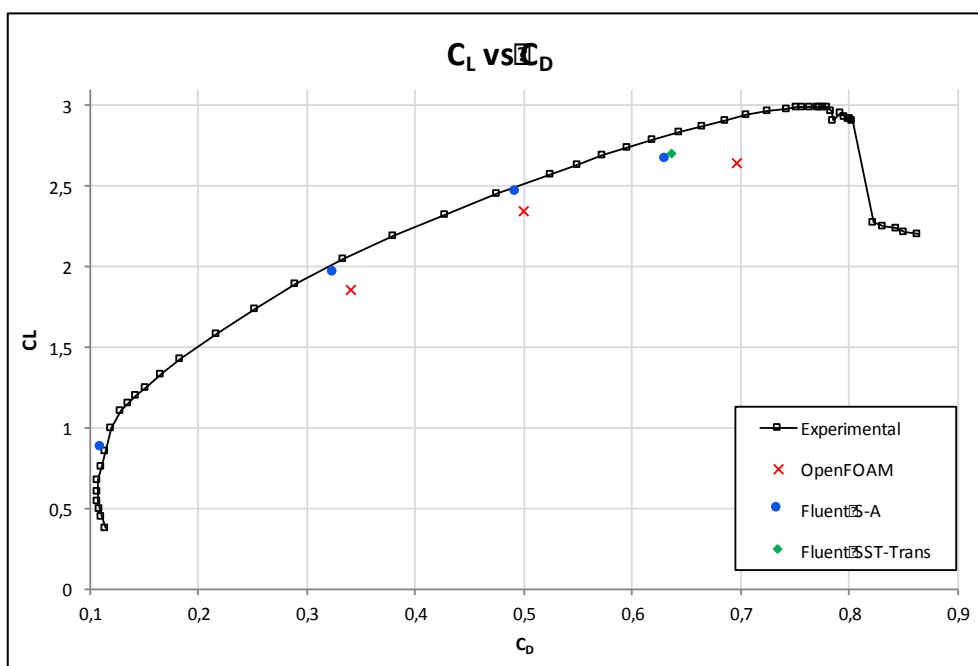


Figura 6: Curva de coeficiente de sustentación vs resistencia.

En la Figura 6, se presentan los resultados de la comúnmente denominada “curva polar” del ala, aquí los resultados de OpenFOAM se alejan de los resultados experimentales de referencia, debido a la deficiente predicción de sustentación.

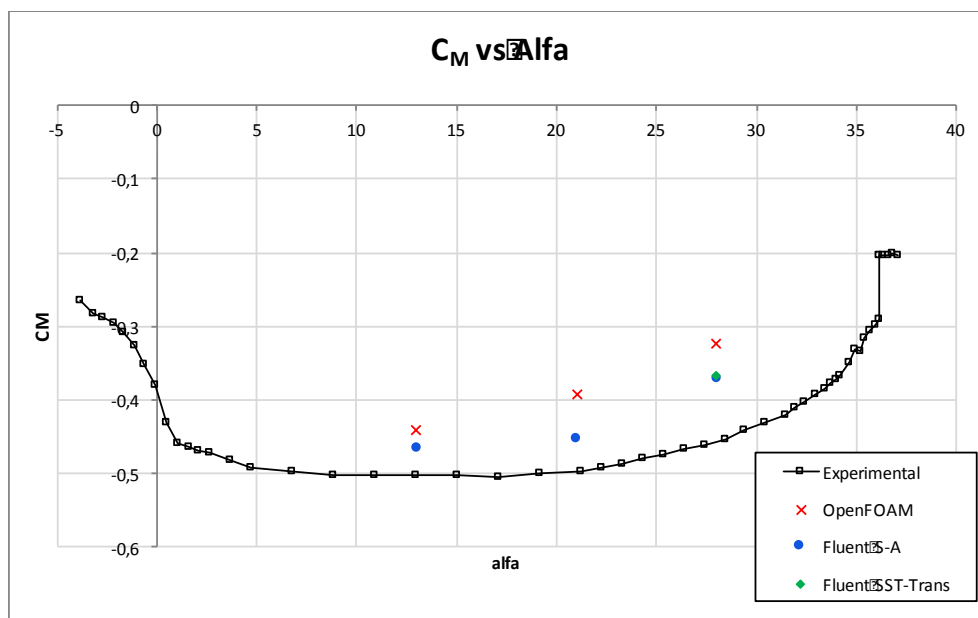


Figura 7: Coeficiente de Momento vs. Ángulo de ataque.

Finalmente en la Figura 7, se presentan los resultados de coeficiente de momento de cabeceo, en estos resultados, ambos códigos son deficientes en la estimación realizada. Sin embargo, en las publicaciones del workshop de referencia (AIAA, HiLiftPW-1, 2011), se muestra que es el coeficiente con mayores errores, aún considerando mejores discretizaciones.

Respecto de la comparación de resultados empleando CFD, se encontró que los resultados obtenidos con FLUENT® tienen una mejor aproximación con los experimentales, que los

obtenidos mediante OpenFOAM. La hipótesis principal de este hecho es que el mallado realizado para OpenFOAM, es al menos deficiente en la estimación de las velocidades de la capa límite. Esto debería verificarse analizando una discretización idéntica con ambos códigos.

El empleo del modelo de *SST-transition* no proporciona mejoras sustanciales en los resultados obtenidos. Esto nos permite descartarlo como primera opción de uso, ya que computacionalmente es bastante más costoso, y sin beneficios apreciables para este caso particular.

Según la información recolectada del workshop de referencia, es notable que las mallas consideradas de buena calidad y con las que se obtienen los mejores resultados, son bastante más complejas que las modeladas en este trabajo, siendo compuestas por hasta cientos de millones de celdas. Para el análisis de configuraciones más complejas como un avión completo, se requiere de mucha mayor capacidad computacional a la empleada actualmente, a fin de obtener resultados viables en tiempo acotados.

2.6 Método implementado, interrelación entre los códigos de CFD

Como un objetivo implícito de este trabajo, y debido a las necesidades de trabajo y de alternativas de uso de una u otra herramienta de software, también se trabajó en la forma de interrelación entre ambos códigos, OpenFOAM® y Fluent®. Considerando la diferencia de filosofía de ambos códigos, donde el entorno ANSYS Fluent® es un programa con licencia paga, mientras que OpenFOAM® es un programa distribuido bajo licencia GPL.

Para los casos de análisis más comunes, flujo incompresible estacionario, ambos programas emplean un mismo tipo de solver. Si bien existen ligeras diferencias en la forma de aplicar las condiciones de contorno, los resultados son aproximadamente similares, y fuertemente dependientes de la calidad del mallado usado. Esto nos lleva a otro tipo de consideraciones, que están más ligadas a la capacidad de cómputo disponible y al tipo de uso permitido por cada licencia de software. Por ejemplo, para un modelo que requiera 30 Millones de celdas, la capacidad de cómputo en una sola computadora no es suficiente, por lo cual es necesario ejecutarlo (mallado, solución, etc.) en un clúster de manera remota.

En función de las ventajas y desventajas de cada suite de CFD, ya sea el paquete de ANSYS o el paquete de OpenFOAM®, y de la capacidad de cómputo necesaria para cada caso, se propone una metodología de análisis para problemas de CFD, [Figura 8](#).

Entre las diferentes comprobaciones realizadas, estuvo verificar que las diferentes mallas puedan ser usadas en ambos códigos y la influencia de los mallados en los resultados. Según lo trabajado, las discretizaciones realizadas en FLUENT® se pudieron transformar fácilmente al formato de OpenFOAM®. En el caso inverso, las mallas convertidas desde este último, con la herramienta *foamMeshToFluent*, no se pudieron introducir a FLUENT®.

Por otro lado, mallados de baja calidad, por ejemplo elevado *skewness*, originaron resultados de baja calidad en FLUENT® mientras que en OpenFOAM® ni siquiera funcionaban.

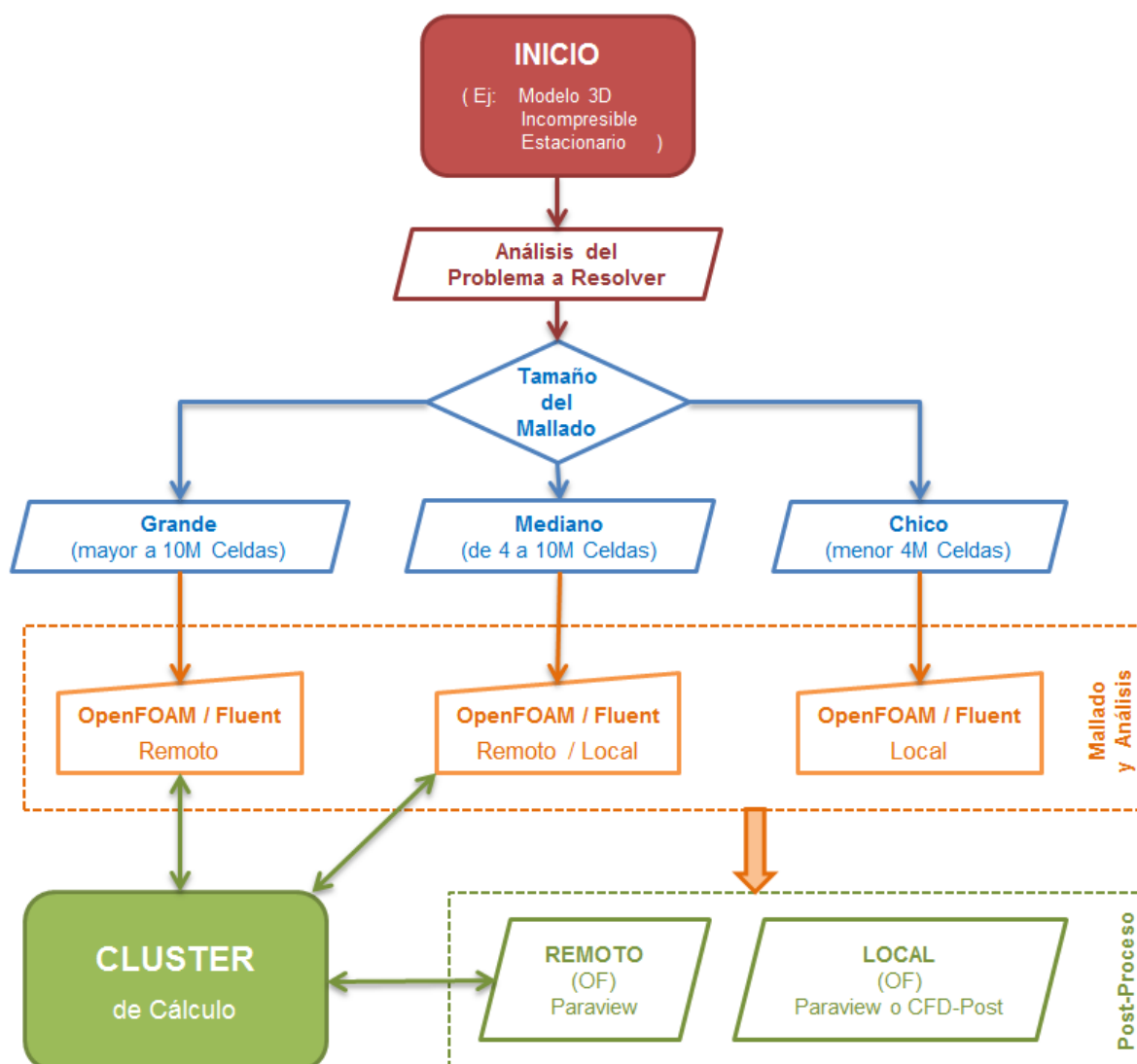


Figura 8: Método de solución por CFD implementado.

3 METODOLOGÍA PARA TRASPASO DE CARGAS DE PRESIÓN DE UN MODELO CFD A UN MODELO FEM

En la hoy conocida Fábrica Argentina de Aviones S.A., históricamente existieron tres áreas técnicas de cálculo que trabajaban un gran número de especialistas en colaboración, para el desarrollo de proyectos aeronáuticos: el área de aerodinámica, el área de cargas y el área de estructuras.

El área de cargas, convencionalmente se encargaba de obtener las solicitaciones a las que se encuentra sometida la estructura de la aeronave en función de las fuerzas aerodinámicas, fuerzas másicas y aceleraciones consideradas en la normativa. Con el avance de los métodos numéricos aplicados y la tecnología computacional, el rumbo fue cambiando hacia la simulación numérica, reduciéndose así los tiempos de cálculo y la cantidad de especialistas necesarios para cada proyecto. Así fue que las tareas específicas de cargas fueron absorbidas por las otras dos áreas.

El procedimiento para aplicar las cargas aerodinámicas en los modelos estructurales es condicionado fuertemente por el método de análisis aerodinámico empleado. Los métodos más antiguos como los de línea sustentadora permiten obtener distribuciones de coeficientes

(C_L , C_M) sobre la cuerda en puntos discretos de la envergadura, los cuales pasan a la estructura como valores puntuales de fuerza.

Modelos aerodinámicos más complejos, tales como los que aplican métodos de vorticidad distribuida (Figura 9, método de paneles aplicado al CBA-123), CFD no viscoso (Euler) o viscoso (N-S RANS), permiten obtener una distribución de presiones resultantes, las cuales pueden ser aplicadas directamente como cargas distribuidas sobre los modelos estructurales.

Es práctica usual en FAdeA la integración de las presiones obtenidas sobre intradós y extradós para varios tramos de la envergadura (Mognol, G. y Carrasco, 2015) a fin de obtener las cargas aerodinámicas como fuerzas resultantes aplicadas directamente en los puntos fuertes de la estructura alar.

Finalmente se implementó un procedimiento de vinculación de las cargas aerodinámicas obtenidas mediante modelado CFD con el modelo estructural FEM, mapeando directamente los resultados de la malla aerodinámica a la estructural. De esta forma se mejora la calidad de la solución estructural, evitando varios defectos en la aplicación discontinua de las cargas e incorporando en el camino de las cargas de entrada al propio recubrimiento.

Los programas utilizados para llevar a cabo este proceso son:

CFD: Ansys Workbench y FLUENT® y OpenFOAM®

FEM estructural: FEMAP V11.2.2 (with NX Nastran)

CAD: CATIA V5 R20

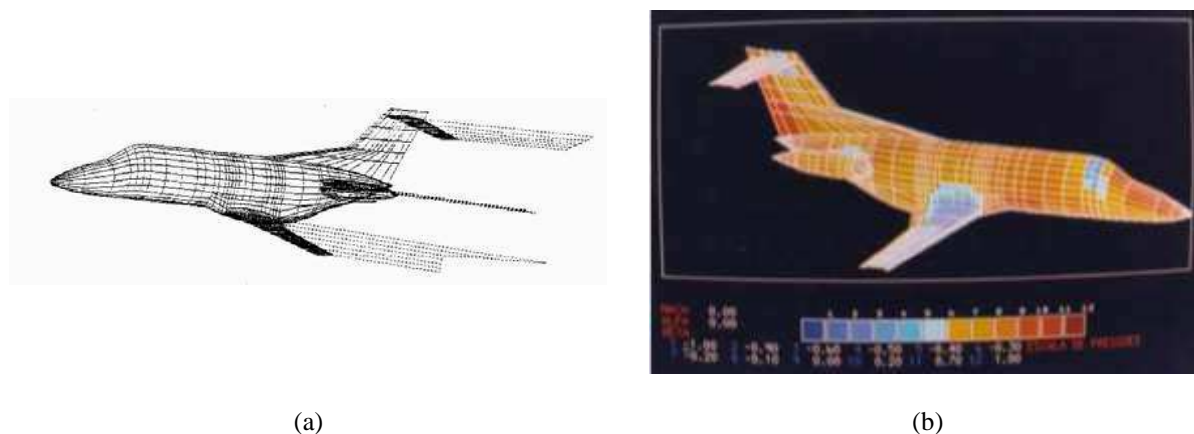


Figura 9: Empleo de Método de paneles en CBA-123, mallado (a) y distribución de presiones (b).

3.1 Procedimiento estándar para introducir cargas de presión de FLUENT a FEMAP

En esta sección se presenta un procedimiento estándar para traspasar cargas de presiones de un modelo de CFD a un modelo de FEM estructural, para el análisis estático de interacción Fluido-Estructura, actualmente utilizado por las áreas de Ingeniería del Vuelo y Análisis Estructural. En el esquema mostrado a continuación (Figura 10) se presenta el procedimiento general que será explicado seguidamente:

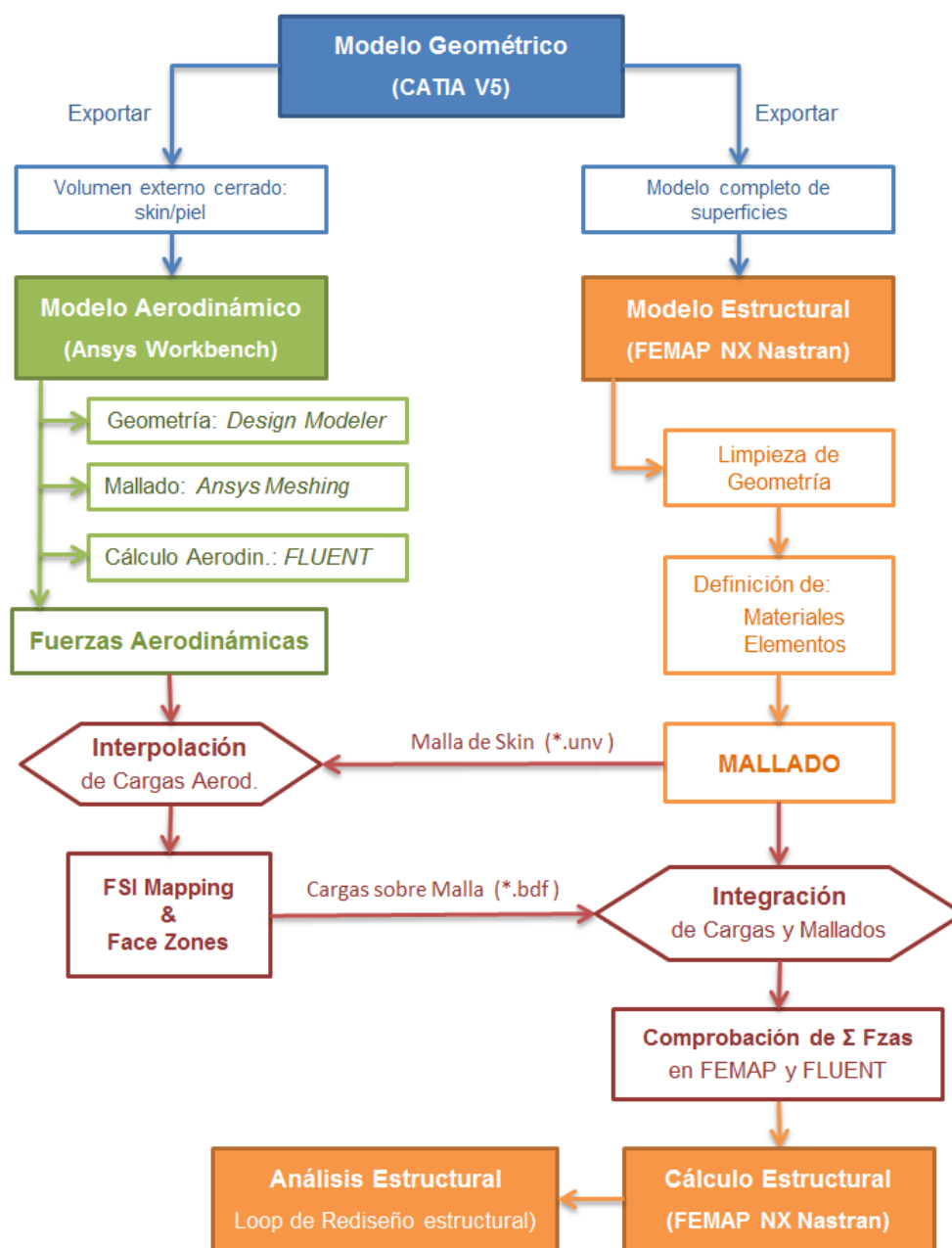


Figura 10: Esquema del Procedimiento estándar para introducir cargas de presión de FLUENT a FEMAP.

3.2 Mapeo de las cargas de presión de FLUENT en FEMAP

A continuación se describe el procedimiento, usando un ejemplo de una estructura alar típica reducida en complejidad.

1^{era} Etapa – entorno CATIA V5:

Partiendo de un modelo geométrico completo de la estructura del ala, se exportan hacia *FEMAP* todas las superficies que la definen, mientras que hacia *Ansys Workbench (AW)* sólo se requiere la superficie externa del cuerpo fuselado en contacto con el flujo exterior. El formato utilizado para exportar es el conocido como “STEP”, con extensión *.stp. En la [Figura 11](#) se muestra un ejemplo de la geometría exterior necesaria para el proceso.

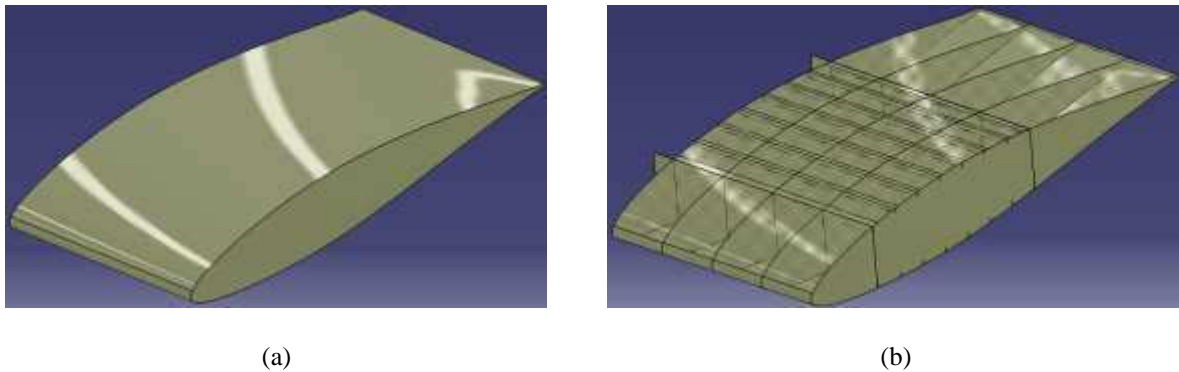


Figura 11: Exterior e interior del modelo estructural.

2^{da} Etapa – entorno Ansys Workbench (AW):

Mediante la utilización del módulo *Design Modeler (DM)* se importa la geometría exterior y se genera el volumen de control alrededor de la misma. Luego se pasa al módulo *Ansys Meshing (AM)* donde se genera la malla tal como se muestra en la Figura 12. Por último, en FLUENT® se configura el problema y se llevan a cabo las corridas de simulación.

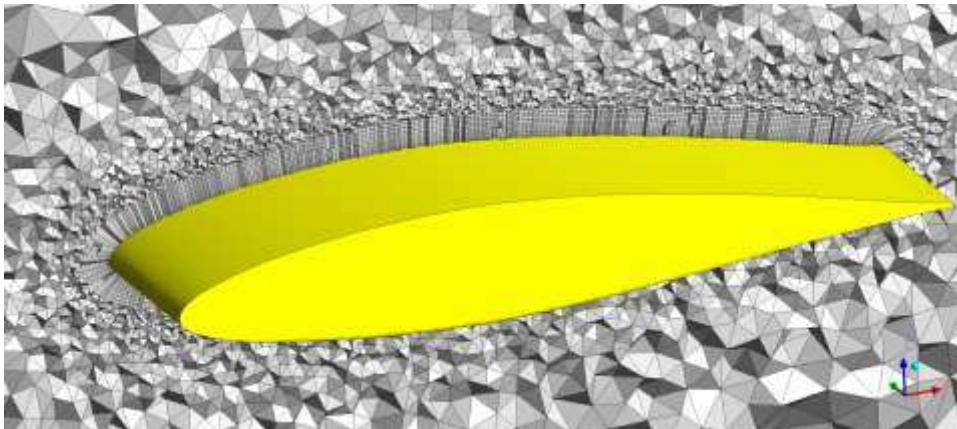


Figura 12: Malla Aerodinámica del Volumen de Control.

3^{era} Etapa – entorno FEMAP NXNastran:

Una vez definidos los materiales, propiedades y tamaño de los elementos del mallado, éste se genera para la estructura del ala completa, utilizando elementos PLATE (preferentemente QUAD4 y TRI3), siguiendo los criterios del Manual de Modelado con Elementos Finitos MIP 511003 (FAdeA S.A., 2016).

Luego se exporta desde FEMAP® en formato I-DEAS (*.unv) el mallado superficial, donde se van a introducir las cargas de presión resultantes del modelo CFD, en unidades del sistema internacional (en [m] y [N]).

En la Figura 13 se muestran las mallas de FEM estructural obtenidas para la estructura interna y externa. Esta última se deberá eliminar del modelo FEM estructural luego de ser exportada al programa de CFD para evitar problemas de elementos duplicados, cuando vuelva a importarse hacia junto con las cargas de presiones.

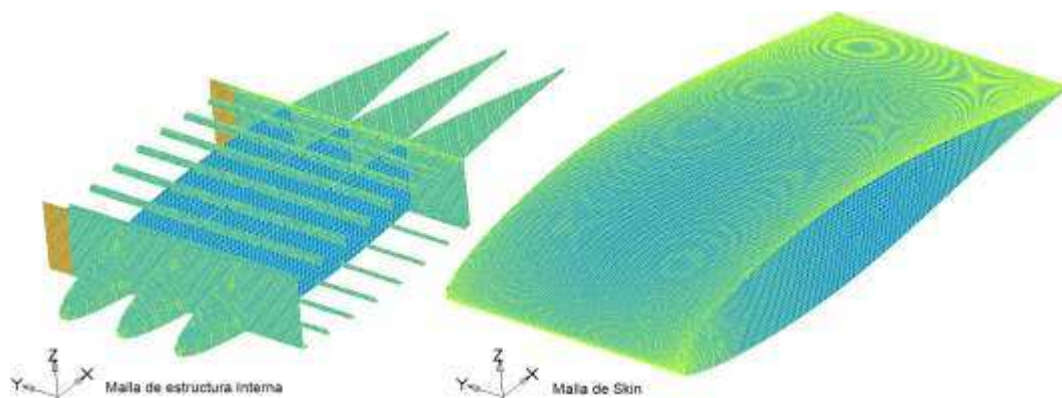


Figura 13: Malla estructural del interior del Ala.

4^{ta} Etapa – entorno FLUENT:

Una vez que converge la simulación en el CFD, se extraen las presiones sobre las superficies del sólido, al seleccionar la malla estructural importada desde FEMAP en formato *.unv, mediante la opción *FSI Mapping*.

Luego de chequear la coincidencia de las mallas FEM estructural y CFD, se procede a interpolar las cargas de presiones. Por último se guarda en el formato de archivo de datos de NASTRAN (*.bdf) para ser importado a FEMAP.

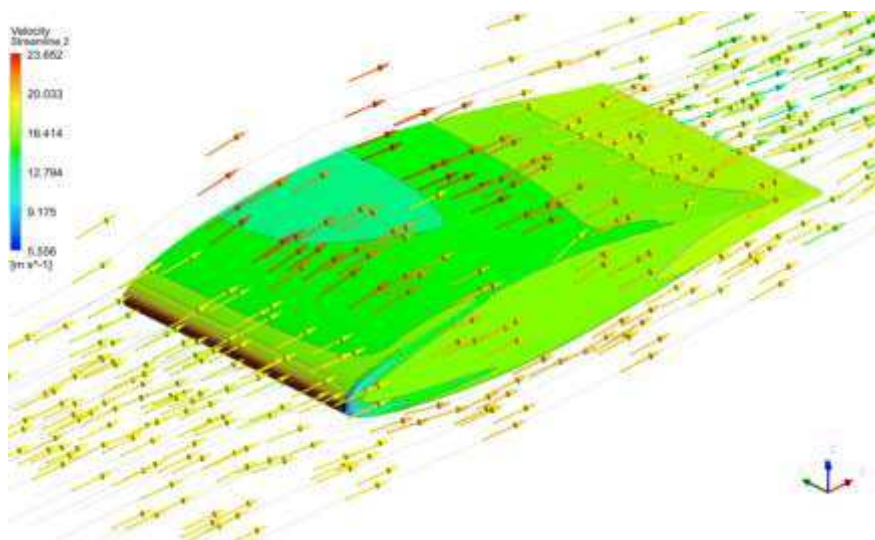


Figura 14: Líneas de corriente y distribución de presiones sobre el ala ejemplo.

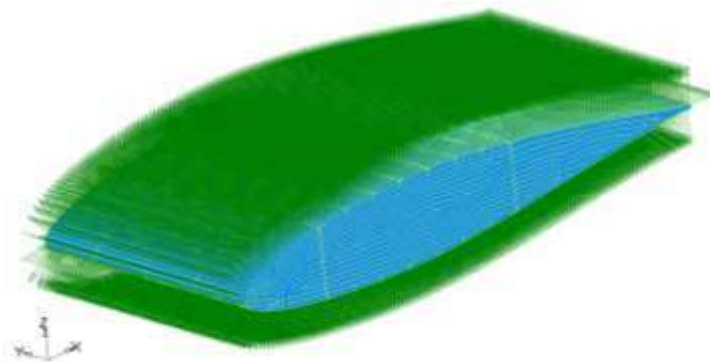


Figura 15: Campo de Presiones sobre el Ala importado desde FLUENT hacia FEMAP

5^{ta} Etapa – entorno Femap NXNastran:

Se importa el archivo de datos *.bdf junto con las presiones y se corrobora que la sumatoria de fuerzas de presiones en el FEM estructural coincida con las resultantes en el software de CFD. La malla importada reemplazará a la eliminada anteriormente en el modelo FEM estructural, por lo que deberán reasignarse en este momento las propiedades y materiales de los elementos estructurales.

La malla importada se debe volver a vincular al resto de la malla que representa la estructura interna, a través de alguno de los siguientes métodos igualmente válidos:

- Método “nodo a nodo”: se vinculan los elementos de ambas mallas a través de los nodos coincidentes de la interface.
- Método de “pegado”: una vez importada la malla, se la asocia nuevamente a la superficie generatriz original. Luego se genera un contacto de pegado tipo GLUED seleccionando las regiones de contacto entre las superficies que definen los mallados interno y piel. Este método es ideal para ser aplicado en una etapa de pre-diseño o modelado global, donde es ineficiente mallar aplicando nodos coincidentes al ser necesario modificar la ubicación de los elementos estructurales y/o agregar nuevos elementos.

Por último se define para el modelo el tipo de análisis estructural, las condiciones de borde y se calcula con el solver de NX-NASTRAN. Los tipos de análisis empleados usualmente son: el Análisis Lineal Estático, el Análisis No Lineal Estático, el Buckling, y el Análisis Modal.

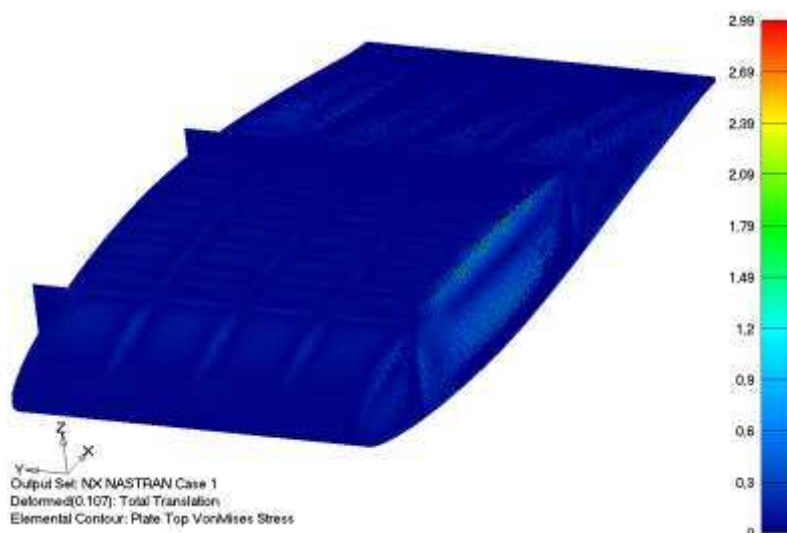


Figura 15: Estado Tensional y sobre la deformada del Ala.

3.3 Comprobación Analítica del Método de traspaso de cargas de presión

Para verificar el traspaso de las fuerzas por medio la interpolación de las fuerzas aerodinámicas, se analizaron varias geometrías simples hasta llegar al modelo presentado anteriormente, de una ala de corto alargamiento. A continuación se presenta una verificación simulando una viga empotrada y expuesta al flujo de una corriente de aire con velocidad incidente uniforme.

Para ello se generó un modelo de superficies de una viga de longitud 1000 [mm] y sección cuadrada de 50x50 [mm], tal como el mostrado en la [Figura 16](#). La dirección de la corriente

fluido incidente fue en el sentido positivo del eje X .

El modelo de CFD fue mallado y resuelto en el entorno ANSYS, obteniéndose la distribución de fuerzas y presiones sobre el contorno sólido de interés. Posteriormente, se extrajo la distribución de presiones para integrar numéricamente y obtener la distribución de cargas aerodinámicas, de forma externa al código. Con esto se generó el valor de carga distribuida (w) con la que se cargó el modelo analítico. Por otro lado, se siguió el procedimiento estándar, es decir pasando las cargas aerodinámicas directamente al modelo de elementos finitos.

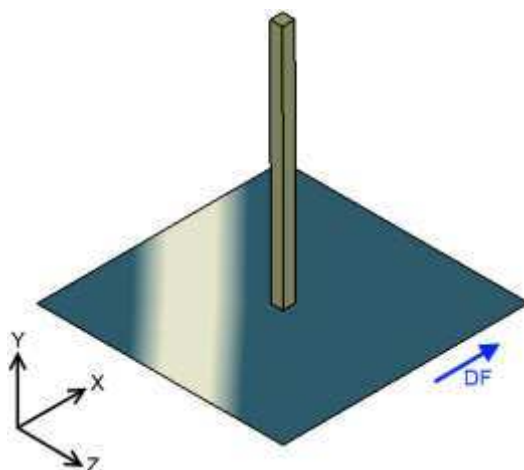


Figura 16: Modelo Geométrico de la Viga.

Para el Modelo de Elementos Finitos se emplearon elementos lineales Plate CQUAD4 de **NX Nastran** y 2 [mm] de espesor, de material Acero AISI 4130 – Tubing con propiedades tomadas de la Tabla 2.3.1.0(c2)) del **MMPDS**.

La **Figura 17** muestra el árbol de la estructura del modelo desarrollado en FEMAP, la malla generada las condiciones de contorno, el caso de carga y el análisis estático planteado. Los vectores de carga de presiones provenientes de FLUENT se muestran en verde y en la base de la viga se encuentran los nodos empotrados, restringidos en todos sus grados de libertad.

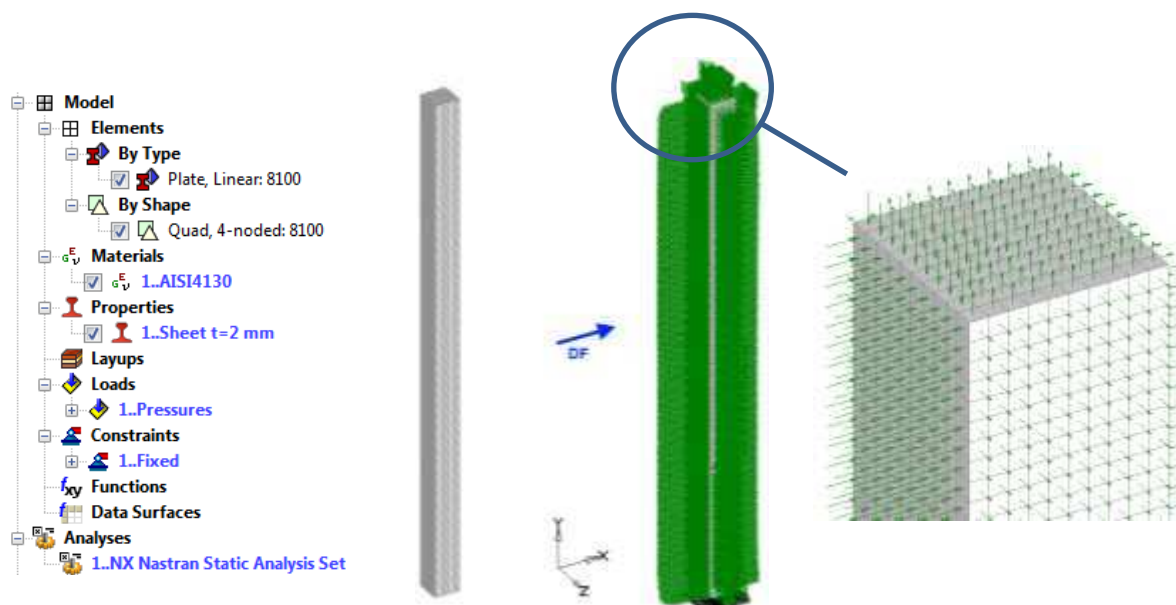


Figura 17: Modelo estructural modelo de la viga.

La **Figura 18** muestra la distribución de Tensiones de Von Mises [MPa] sobre la deformada de la viga [mm] escalada con un factor de 1000. El valor de la deformada máxima es de $y_{max_{FEM}} = 0,151 [mm]$.

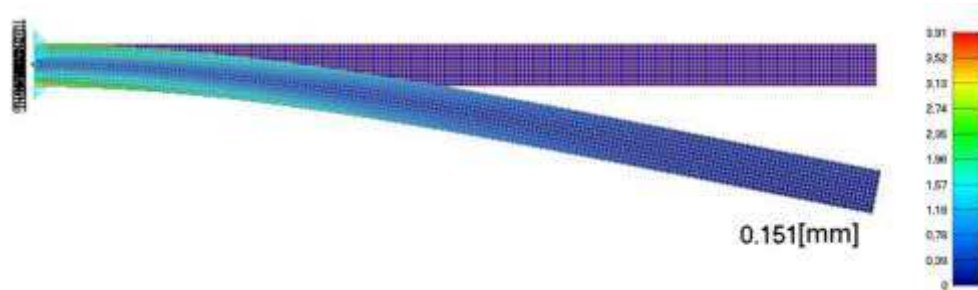
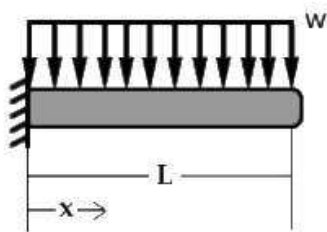


Figura 18: Distribución de Tensiones de Von Mises [MPa] sobre la deformada de la viga.

Finalmente, para el cálculo analítico de la deformación máxima de la viga se emplea la solución clásica de la ecuación de la elástica para una viga con una carga uniformemente distribuida, con un extremo empotrado y el otro libre:

$$y_{max} = -\frac{wL^4}{8EI} \quad (1)$$



Donde:

$w = [N/mm]$	Fuerza distribuida
$L = 1000[mm]$	Largo de la viga
$E = 200000[N/mm^2]$	Módulo de elasticidad lineal
$I = 147712[mm^4]$	Inercia de la sección transversal

Figura 19: de los parámetros característicos de la viga

Para el valor de fuerza distribuida por unidad de longitud a aplicar en dirección X se tomó el promedio de los vectores de carga de presiones provenientes de FLUENT y que fueron mostrados en la **Figura 18**, resultando en:

$$w = 38,53 \cdot 10^{-3} [N/mm]$$

Aplicando este valor en la **Ecuación (1)**, se obtiene el desplazamiento del extremo de la viga:

$$y_{max_{Analítico}} = 0,16 [mm]$$

Tomando el valor de la deformada máxima del modelo de FEM estructural mostrado en la **Figura 18**, se encuentra que la diferencia con la deformada obtenida analíticamente es menor al 7%.

4 CONCLUSIONES

En la implementación del código OpenFOAM®, se observa una aceptable correlación entre los resultados obtenidos y los valores de ensayo a pesar de tratarse de una malla gruesa. Es relevante destacar que los resultados que expuestos en el workshop de referencia presentan discretizaciones de un orden de magnitud más en la cantidad de elementos (100~140 Millones). Asimismo la posibilidad de esquema de trabajo acoplado entre OpenFOAM® y FLUENT®, suma la ventaja de usar un mismo tipo malla para ambos códigos además de complementar las posibilidades de solución.

Respecto de la metodología de traspaso de las cargas de presión de FLUENT® a FEMAP®, se encontró que la mejora en la calidad de la verificación estructural se logra de forma sencilla y confiable, sin la necesidad de implementar otros procedimientos adicionales que puedan resultar en fuentes de error. De este modo se pueden obtener resultados bastante detallados en las etapas iniciales de un proyecto, ya que al incorporar en el camino de las cargas de entrada al propio recubrimiento, evitan la aparición de los defectos propios de los métodos que aplican las cargas de forma discontinua

El mallado estructural fue compuesto principalmente por elementos Plate, como es usual en el modelado de estructuras aeronáuticas, aunque no limitado a éstas ya que la verificación de grandes cuerpos de bajo espesor incluyen también las estructuras civiles, navales, aeroespaciales (lanzadores, cohetes) y sistemas de telecomunicación (radares, antenas), entre otras.

De la observación del trabajo presentado surge la posibilidad y la necesidad de nuevos trabajos orientados a mejorar y diversificar las posibilidades de análisis, tanto estructural como aerodinámico. Es menester plantear como tareas a desarrollar la posibilidad de integrar OpenFOAM® al método cálculo de análisis estructural actual (FEMAP®) y también la necesidad integrar a otros códigos de FEM estructural, de manera de comparar diferentes procedimientos y seleccionar los más adecuados a las necesidades, según sus ventajas y desventajas.

REFERENCIAS

- AIAA, HiLiftPW-1. <http://hiliftpw.larc.nasa.gov/index-workshop1.html>. 2011
- Ansys Corporation, ANSYS FLUENT User's Guide v16.1. 2015
- FAdeA S.A., MIP 511003, Metodología para el pre-procesamiento de modelos de elementos finitos aplicado a estructuras aeronáuticas, 2016.
- MMPDS-07, *Metallic Materials Properties Development and Standardization*, 2012.
- Mognol, G. y Carrasco, D.M., CFD Applications on the Design and Analysis Of Aeronautical Products at FAdeA S.A. *PANACM 2015*, 2015.
- NX Nastran, *NX Nastran User's Guide* – NX Nastran 10.1 – Siemens.
- Robertson, E., Choudhury, V., Bhushan, S. y Walters, D.K., Validation of OpenFOAM numerical methods and turbulence models for incompressible bluff body flows. *Computers and Fluids*,123:122-145, 2015.
- Wilcox, D.C. *Turbulence Modeling for CFD*. Tercera Edición. DCW Industries, 2006.
- Young, W., Budynas R., Sadegh A., *Roark's Formulas for Stress and Strain* – 7th Edition. McGraw Hill. 2004.