

VALIDACIÓN DE METODOLOGÍA CFD PARA SIMULACIÓN DE DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES SEGÚN EL 1ST AIAA CFD HIGH LIFT PREDICTION WORKSHOP

E. Gonzalez Garcia, C. Sacco y G. Weht
Departamento de Ingeniería Mecánica Aeronáutica – Instituto Universitario Aeronáutico
Av. Fuerza Aérea 6500 - Córdoba - X5010JMX
Email: estebangonzalez@iua.edu.ar

RESUMEN

La complejidad aerodinámica de las aeronaves exige que las simulaciones mediante mecánica de fluidos computacional (CFD), que complementan a los ensayos en túnel, sean realizadas bajo estrictas prácticas que aseguren la calidad de los resultados. En el presente trabajo se resumen los esfuerzos por validar la metodología utilizada por el equipo de CFD del Instituto Universitario Aeronáutico usando como referencia la geometría y ensayos de túnel de viento de un workshop internacional sobre predicción aerodinámica en dispositivos hiper-sustentadores.

Palabras clave: aerodinámica, CFD, hipersustentadores

INTRODUCCIÓN

La aerodinámica de alas utilizadas en aeronaves de transporte y militares puede ser extremadamente compleja debido a los diferentes dispositivos hipersustentadores utilizados para la condición de despegue y aterrizaje. Entre los complejos fenómenos que acontecen se encuentran estelas confluentes, unión de capas límites, transiciones laminar-turbulenta y zonas de flujo desprendido. Históricamente la evaluación de la performance de estas geometrías han sido hechas mediante túnel de viento y actualmente la simulación computacional mediante CFD complementa esta práctica. Sin embargo, lograr resultados aceptables mediante simulación numérica exige muy buenos conocimientos de las capacidades de cada código y el desarrollo de buenas prácticas de mallado, selección de modelos de turbulencia y esquemas de resolución.

La única manera de lograr confiabilidad en el uso de herramientas de mecánica de fluidos computacional para estimaciones de aerodinámica externa es mediante la sistemática validación de los resultados con datos experimentales de túnel de viento. En ese sentido es particularmente interesante el trabajo llevado a cabo por el *AIAA Applied Aerodynamics Technical Committee (APATC)* y el *NASA Subsonic Fixed Wing (SFW) Aerodynamics Working Group (AWG)*, llevando a cabo en el año 2010 el primer *AIAA CFD High-Lift Prediction Workshop (HiLiftPW-1)* con el fin de poner a prueba la capacidad de obtener resultados aceptables de los distintos códigos de CFD y las metodologías particulares utilizadas por empresas, institutos de investigación y universidades. En este paper se presentan la metodología y los resultados obtenidos por el equipo de CFD del Instituto Universitario Aeronáutico en contraste con las mediciones de túnel de viento del workshop.

GEOMETRÍA Y ENSAYOS EN TUNEL DE VIENTO

La geometría de referencia es una ala-fuselaje de tres elementos denominado NASA Trap Wing. Tanto el slat de borde de ataque como el flap de borde de fuga son de envergadura completa. Se generaron para el workshop diferentes configuraciones de deflexión de flap y accesorios extras (ej. soportes de las superficies móviles), pero en el presente trabajo se utilizó la Configuración 1, que consiste en la geometría limpia (sin accesorios), slat a 25° y flap a 30° de deflección. La **Figura 1** muestra las dimensiones generales de la misma y la **Figura 2** una vista 3D de la configuración utilizada.

Trap Wing Geometry Cruise Wing Configuration

sources: coordinates - drawing AY9119
standoffs - DEI drawings 1080964, 1080967

CFD Reference Parameters *

Reference area: 22.028 ft²
 mean aerodynamic chord: 39.634 in
 semi-span: 85.054 in
 aspect ratio: 4.561
 LE sweep: 33.89 deg
 1/4 c sweep: 29.97 deg
 TE sweep: 16.24 deg
 tip cruise chord: 21.116 in
 root cruise chord: 53.473 in
 moment reference: x = 34.342 in
 y = -0.95 in
 z = 0 in

* based on model without standoffs

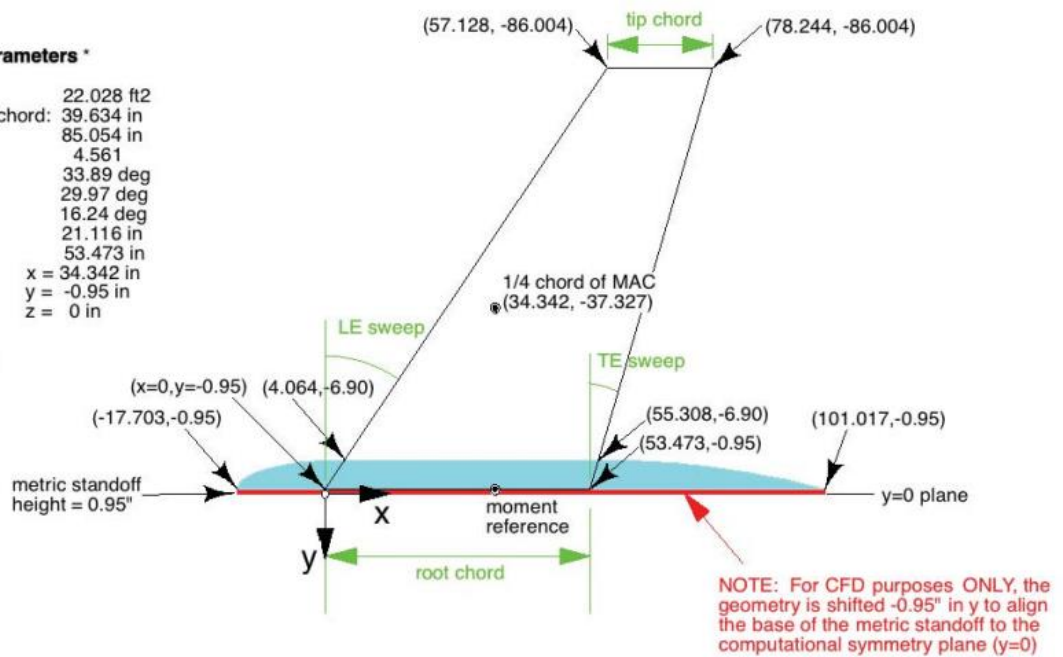


Figura 1. Dimensiones generales de la geometría de referencia

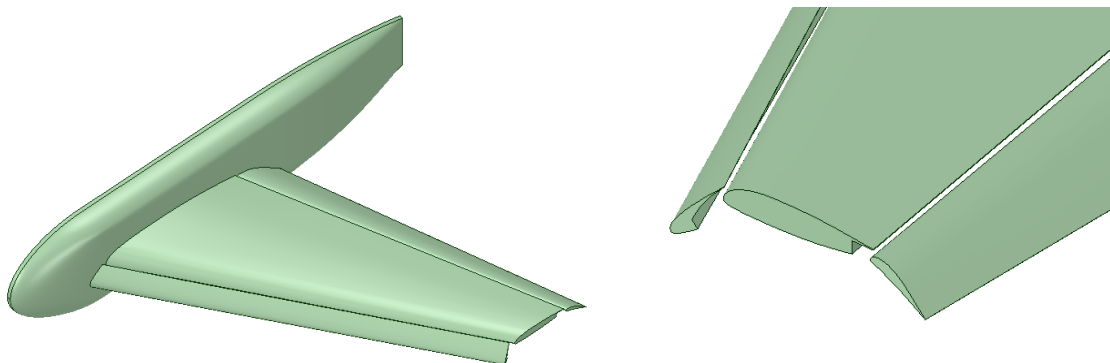


Figura 2. Vista 3D de la configuración utilizada y detalle de los elementos del ala

El modelo de túnel de viento de la geometría de referencia fue ensayado en el túnel de sección 14x22 pies del NASA Langley Research Center y el túnel de 12 pies del NASA Ames Research Center. Una descripción completa del ensayo se encuentra en [3]. La **Figura 3** muestra el modelo de túnel de viento montado en el mismo. En la campaña de ensayos se obtuvieron datos de fuerzas, momentos, distribución de presión superficial a lo largo de la cuerda en diferentes estaciones, perfiles de velocidad perpendicular a la superficie del ala e información adicional sobre transición laminar-turbulenta. Las condiciones de ensayo se muestran en la **Tabla 1**.

Tabla 1. Condiciones de corriente libre

Mach	0.2
Temperatura	520 R
Presión estática	1 Atm
AOA	6 – 37°

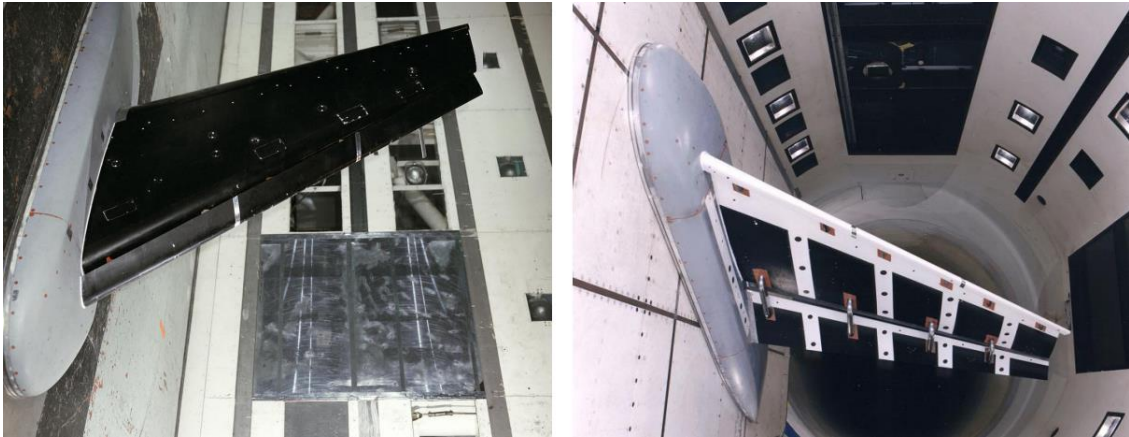


Figura 3. Modelo montado en el túnel de viento 14x22ft del *NASA Langley Research Center*

GENERACIÓN DE MALLAS

El workshop prevé que los participantes usen mallas hexaédricas de alta calidad generada por la organización y puesta a disposición del público. Sin embargo los participantes tienen la libertad de utilizar sus propias mallas. Si bien hubiese sido óptimo utilizar una de estas mallas hexa, el objetivo del presente trabajo es poner a prueba una malla generada localmente con las limitaciones actuales. La malla computacional es generada según los lineamientos del workshop [4] y las buenas prácticas industriales. Se genera solo una malla híbrida (tetra/prism) con capa límite y de tamaño ajustado a la capacidad de hardware instalada en el IUA. La malla resultante tiene 10.7M de elementos y 3.44M de nodos. La capa límite está compuesta por 12 elementos prismáticos y 2 elementos en los bordes de fuga. Esta malla puede considerarse “gruesa” y por lo tanto de antemano se sabe que los resultados no serán los óptimos. Sin embargo es justamente el objetivo de este trabajo el evaluar el nivel de precisión que se puede esperar en estas condiciones. Cabe aclarar que aunque la mayor parte de los participantes del HiLiftPW-1 se presentaron con mallas tetraédricas no-estructuradas, las mallas hexaédricas estructuradas son sin duda preferibles.

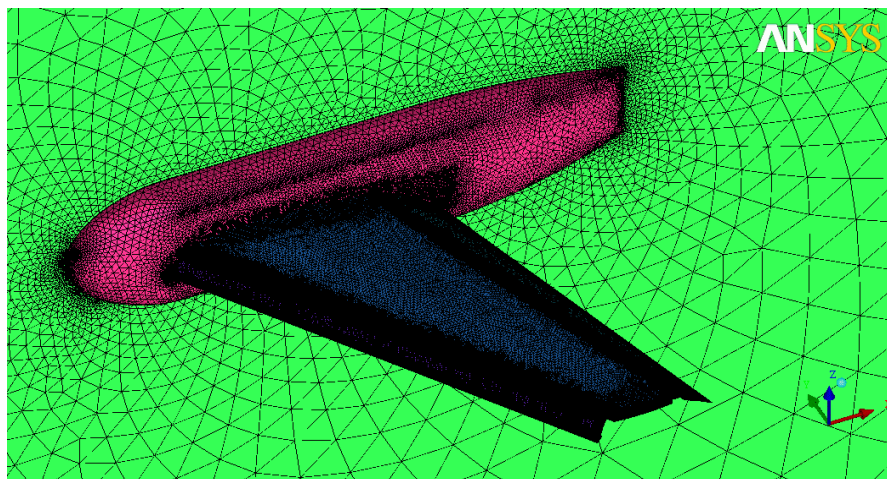


Figura 4. Vista de la malla superficial y plano central con capa límite

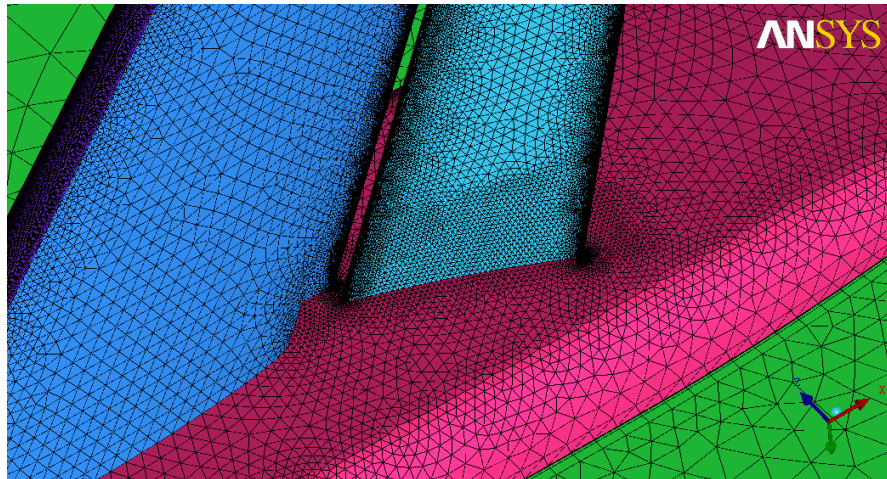


Figura 5. Detalle de la malla superficial

CONFIGURACIÓN DEL SOLVER

El código utilizado es ANSYS Fluent 14.0, que está basado en las ecuaciones Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) y puede utilizar tanto mallas estructuradas como no-estructuradas. Se utiliza por defecto la doble precisión del código y esquema de discretización de segundo orden (Second Order Upwind) para las ecuaciones de cantidad de movimiento. Los modelos de turbulencia seleccionados para las simulaciones son los modelos Spallart Almaras, SST y SST-Transition.

El modelo de turbulencia Spallart Almaras (SA) es ampliamente usado en el campo aeroespacial debido a que fue ideado y calibrado específicamente para esta industria y por lo tanto produce generalmente muy buenos resultados. No es casualidad que una gran proporción de los participantes del HiLiftPW-1 hayan optado por este modelo, incluidos la NASA, Boeing y JAXA.

El modelo de turbulencia Shear Stress Transport (SST) fue también utilizado, aunque en menor proporción que el SA, dada su comprobada capacidad para resolver flujos con gradiente de presión adversos y su resolución completa del flujo hasta la pared, siempre y cuando se utilicen mallas de y^+ igual o menor a 1.

El modelo de turbulencia SST-Transition es una extensión del SST en donde se adicionan dos ecuaciones de transporte extras para realizar la predicción de la transición basada en correlaciones empíricas. El uso del modelo SST-Transition requiere la solución de dos ecuaciones de transporte extras, una malla de capa límite con y^+ máximo igual a la unidad y mayor cantidad de elementos a lo largo de la cuerda para capturar con precisión la zona de transición, razones por la cual es deseable estimar de antemano la necesidad de uso de este modelo para el caso en cuestión. El manual usuario de ANSYS [5] recomienda calcular la fracción de flujo laminar sobre un cuerpo mediante la siguiente ecuación, basada en la correlación empírica de Mayle:

$$\frac{Re_{xt}}{Re_x} = \frac{380000 \cdot (100 \cdot Tu)^{-5/4}}{(\rho/\mu) \cdot V \cdot L_{Device}} \quad (1)$$

Donde Re_{xt} y Re_x son los números de Reynolds de transición y del cuerpo respectivamente, L_{Device} es la longitud del cuerpo, V es la velocidad de referencia y Tu es la intensidad turbulenta de la corriente libre. Tomando la CAM como la longitud característica y sabiendo que la intensidad turbulenta del túnel de viento de este caso es 0.075% obtenemos:

$$\frac{Re_{xt}}{Re_x} = 1.74 \quad (2)$$

Lo cual implicaría que todo el flujo es laminar y eso es incorrecto. Si en lugar de utilizar la recomendación de ANSYS se utiliza directamente la correlación de Mayle [6] podemos obtener el número de Reynolds para el cual se produciría la transición y en función de eso juzgar la necesidad de utilizar el modelo de transición. La correlación de Mayle está basada en el Reynolds basado en el espesor de cantidad de movimiento de la capa límite, según las siguientes expresiones:

$$Re_{xt} = 1000 \cdot Re_{\theta}^{0.7} \quad (3)$$

$$Re_{\theta} = \frac{\rho \cdot V \cdot \theta}{\mu} \quad (4)$$

$$\theta \approx 0.664 \cdot \sqrt{\frac{v \cdot x}{V}} \quad (5)$$

En este caso particular lo anterior determina un $Re_{xt} \approx 145000$, lo cual implica que debería existir una zona laminar en los bordes de ataque de los elementos del ala y en el fuselaje pero su extensión sería acotada dada la baja relación entre el número de Reynolds de transición y del caso. Para poder determinar fehacientemente su influencia se realizarán corridas con este modelo y se evaluarán los resultados, pero se hace notar la dificultad para estimar con precisión y de antemano la necesidad del uso de este modelo.

Los casos son corridos hasta la convergencia, comprobada mediante un decaimiento de los residuos de por lo menos $1e-3$ absolutos, la estabilización de las fuerzas y momentos y el imbalance de los flujos debajo del 1%.

RESULTADOS

Se realizaron corridas para 13, 32 y 37° de ángulo de ataque obteniendo resultados satisfactorios en cuanto a la predicción de sustentación, resistencia y momento de cabeceo. En todos los casos se comenzó con la corrida del modelo de turbulencia SA (inicializada con un campo de velocidad constante) y los subsiguientes casos con distintos modelos de turbulencia fueron inicializados con la solución del caso previo.

Coefficientes de fuerzas y momentos

Los resultados de fuerzas y momentos en función del ángulo de ataque y para los distintos modelos de turbulencia se resumen en la **Tabla 2**.

La predicción de la sustentación se compara satisfactoriamente (ver **Figura 6**) especialmente para el modelo con transición laminar-turbulenta, que predice este coeficiente con menos de 5% de error. Los demás modelos de turbulencia subestiman la sustentación, cosa que se ha observado reiteradamente en otros participantes del workshop y cuya causa principal es la resolución de la malla.

En cuanto a resistencia la tendencia es análoga (ver **Figura 7**), obteniendo buenos resultados especialmente con el modelo SST-Transition. El coeficiente de momento de cabeceo es el que registra mayor dispersión en la predicción (ver **Figura 8**) y esto es debido fundamentalmente a las diferencias en el patrón de desprendimiento de flujo en el flap, donde pequeños cambios influyen de manera importante al momento.

Tabla 2. Resultados de coeficientes aerodinámicos

		13°	Δ	32°	Δ	37°	Δ
C_L	Experimental	2.05	-	2.99	-	2.21	-
	Spallart Almaras	1.90	-7.3%	2.78	-7.0%	1.73	-21.9%
	SST	1.88	-8.1%	2.74	-8.3%	1.45	-34.5%
	SST-Transition	2.02	-1.4%	2.89	-3.5%	1.56	-29.2%

C_D	Experimental	0.333	-	0.752	-	0.864	-
	Spallart Almaras	0.335	+0.4%	0.709	-5.7%	0.778	-10%
	SST	0.295	-11.5%	0.709	-5.7%	0.793	-8.1%
	SST-Transition	0.324	-2.8%	0.748	-0.5%	0.803	-7.0%
C_M	Experimental	-0.503	-	-0.411	-	-0.205	-
	Spallart Almaras	-0.439	-12.8%	-0.355	-13.7%	-0.194	-4.9%
	SST	-0.419	-16.7%	-0.328	-20.3%	-0.236	15.4%
	SST-Transition	-0.486	-3.5%	-0.376	-8.7%	-0.244	19.4%

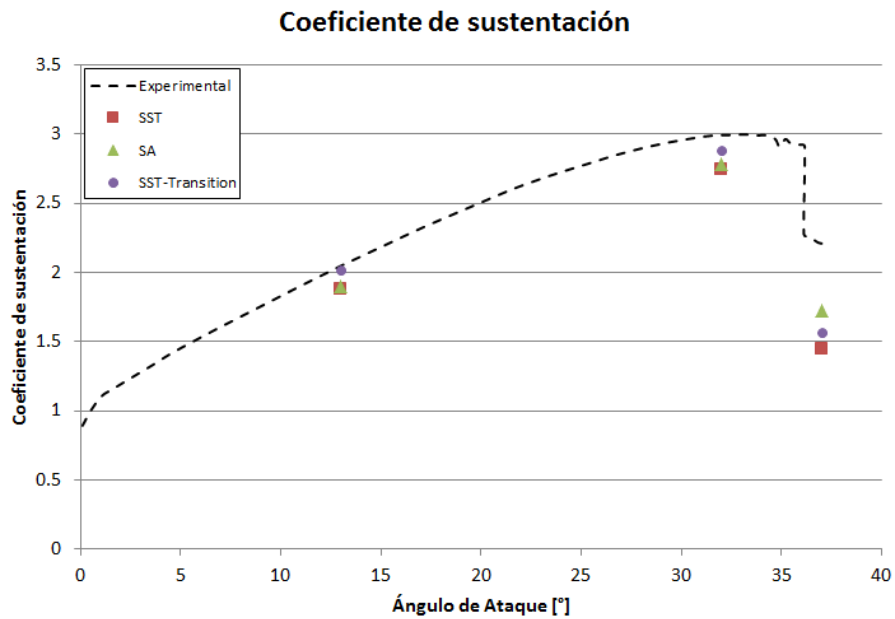


Figura 6. Resultados en sustentación

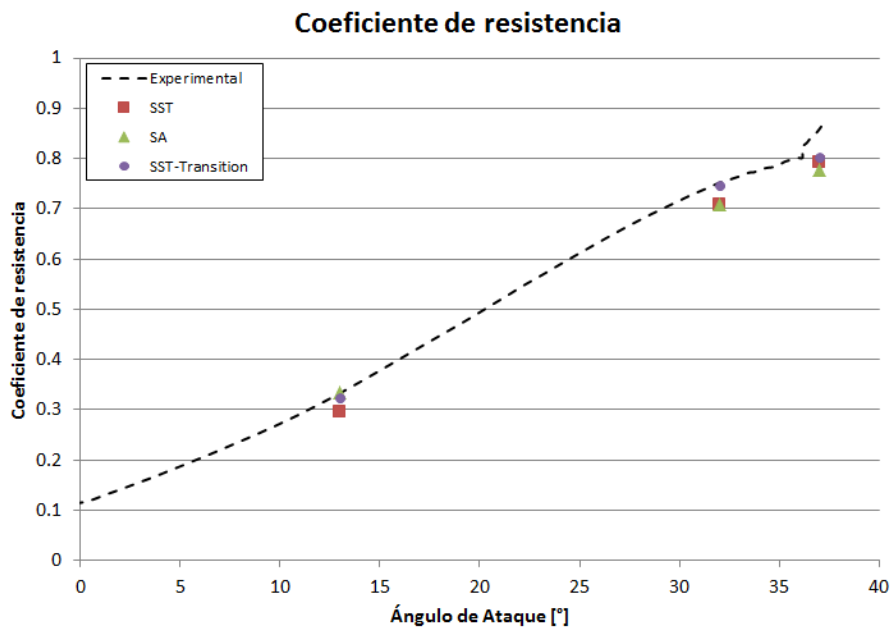


Figura 7. Resultados en resistencia

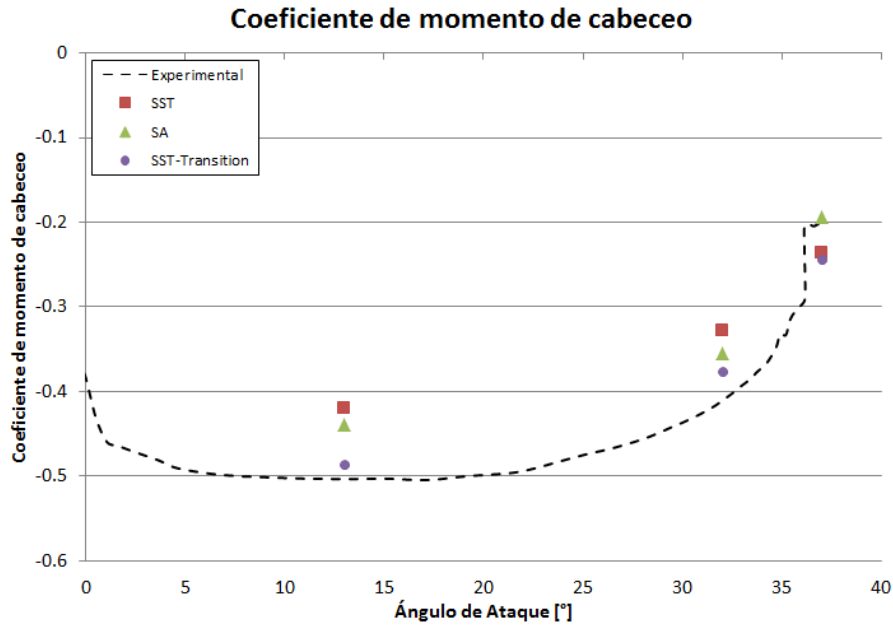
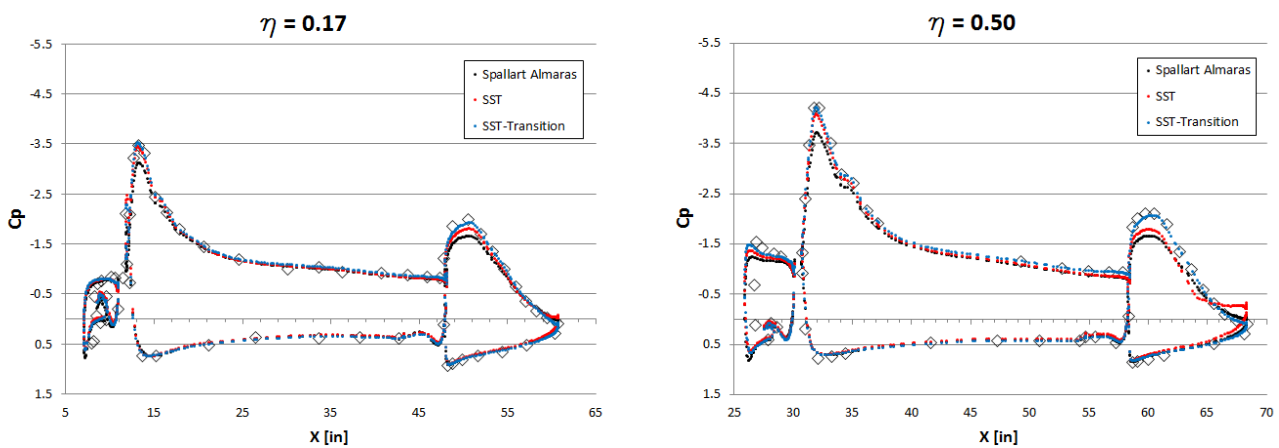


Figura 8. Resultados en momento de cabeceo

Coefficientes de presión

Se realizan cortes a lo largo de la envergadura para hacer una comparación de los coeficientes de presión simulados y los medidos experimentalmente. Las Figuras 9 y 10 muestran estos resultados para 13° y 32° respectivamente. A bajo ángulo de ataque (13°) la correspondencia es buena sobre todo en las estaciones interiores y para el modelo SST-Transition. Cerca de la puntera de ala la influencia del vórtice de puntera es importante y ningún modelo es capaz de predecir correctamente la succión en la región de unión ala-flap. Para ángulo de ataque 32° el efecto se acentúa y ya desde el 85% de la semi-envergadura las predicciones tienen notable discrepancia con el experimento. Este comportamiento se repite en prácticamente todos los participantes del workshop, inclusive para mallas muy finas, y con todos los modelos de turbulencia empleados, por lo que amerita mayor estudio sobre la aplicabilidad de modelos RANS de Eddy Viscosity y la posible solución utilizando modelos de Reynolds Stress o LES.



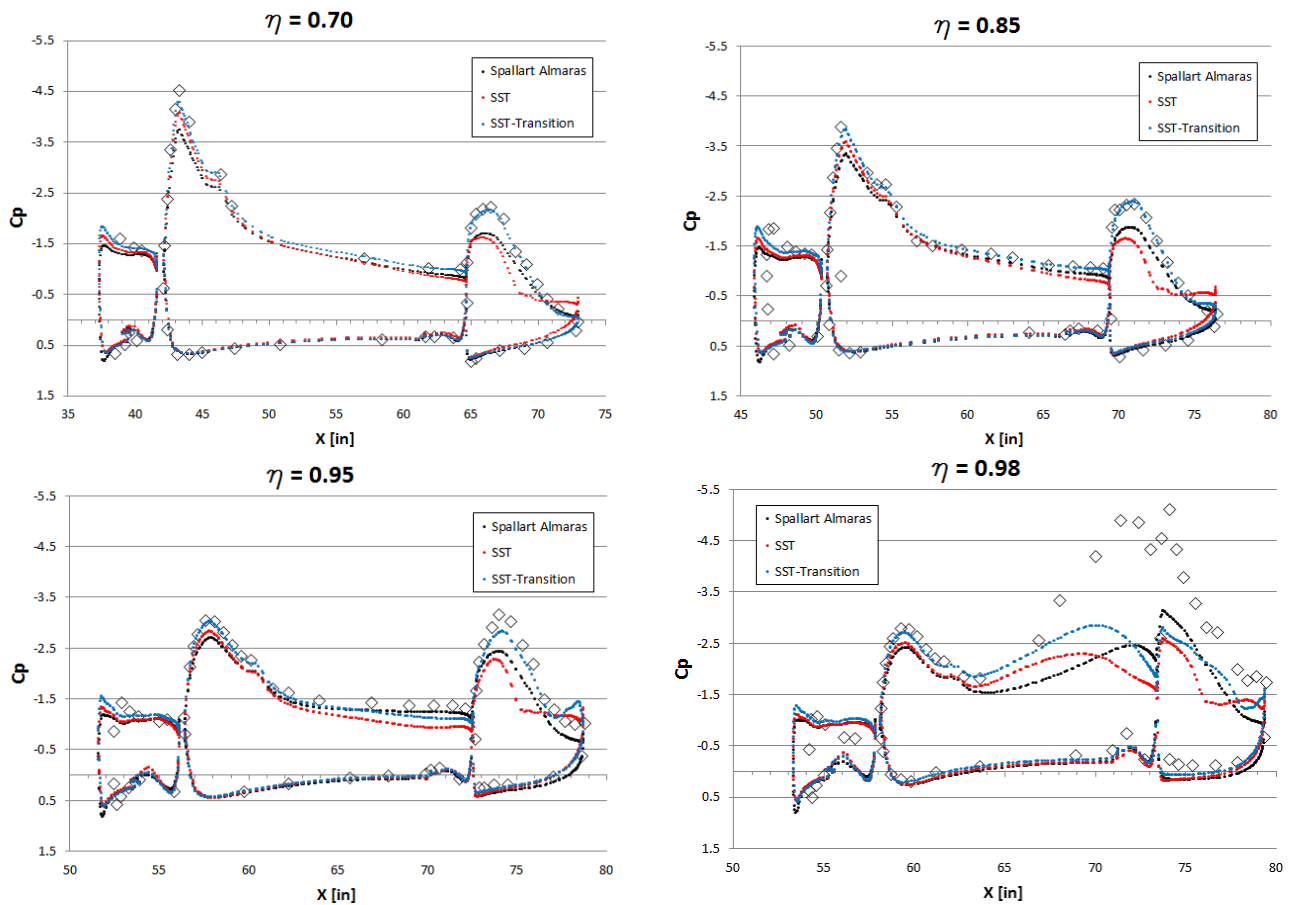
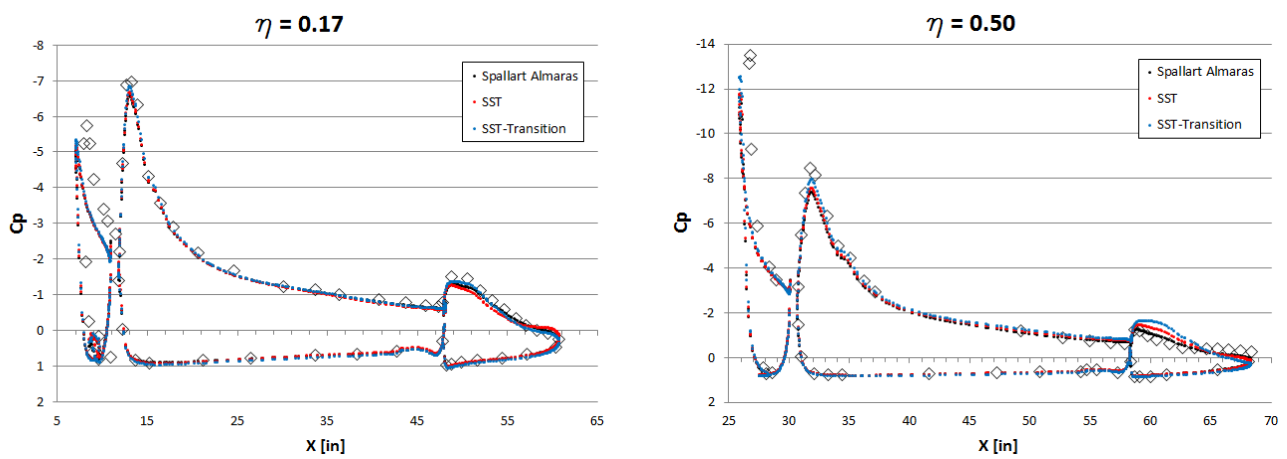


Figura 9. Coeficiente de presión – AOA 13°



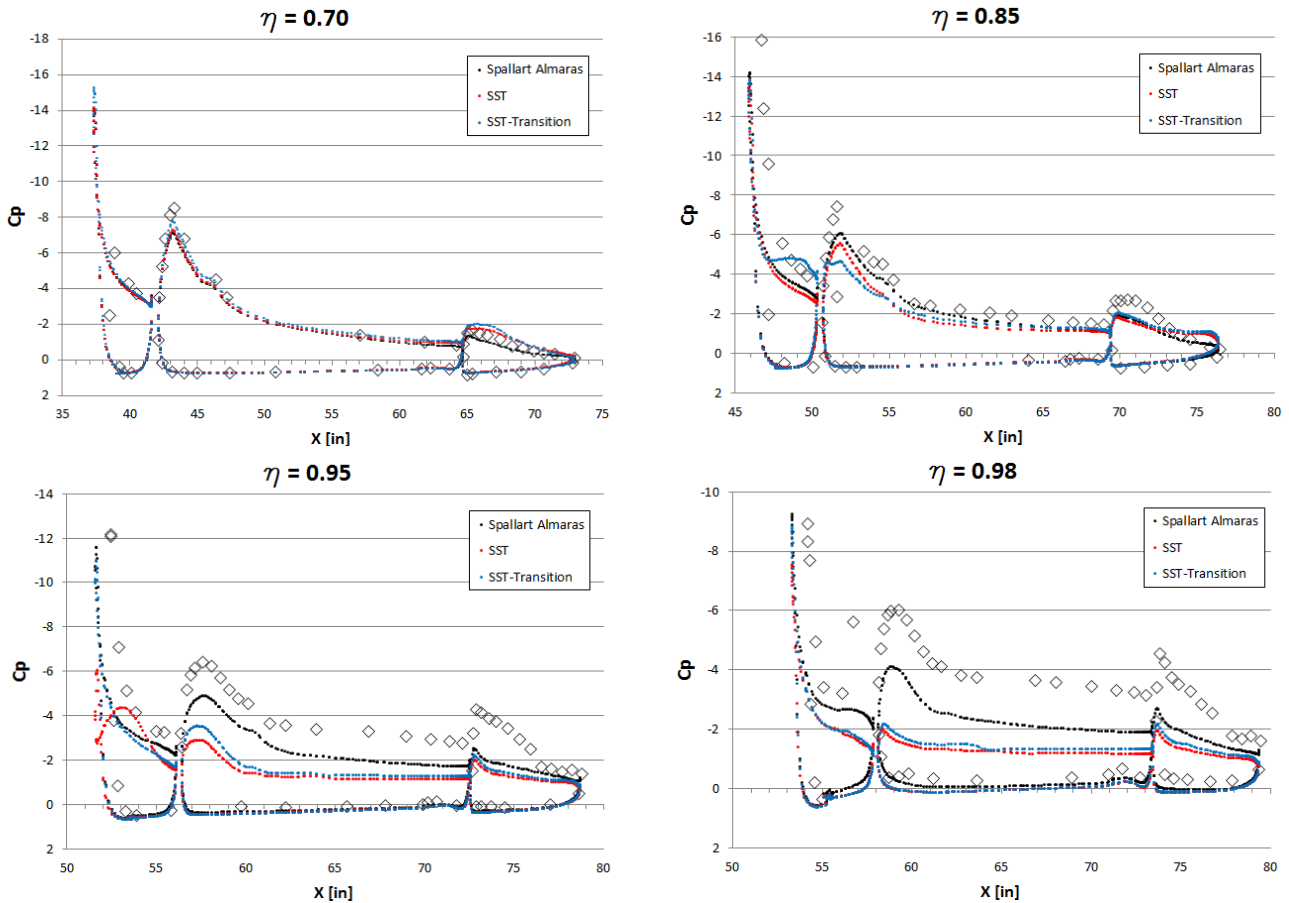
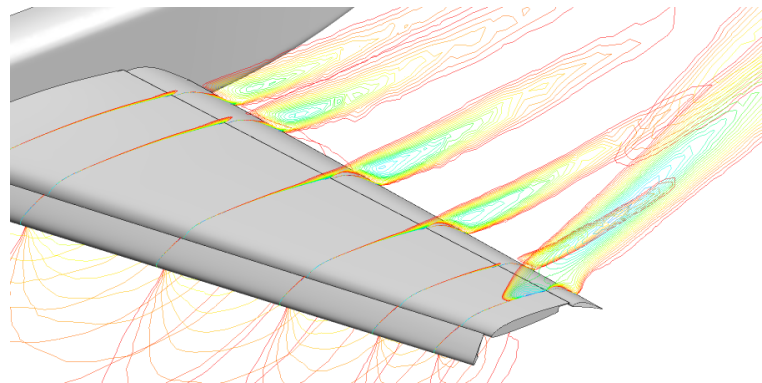


Figura 10. Coeficiente de presión – AOA 32°

Zonas de flujo desprendido

Uno de los mayores desafíos de estos casos es la correcta predicción de las zonas de desprendimiento por cuanto esto afecta de manera importante a los resultados. En la **Figura 11** se muestran contornos de velocidad en las distintas estaciones del ala para el caso de 32°, en donde se pueden apreciar diferencias notables en el comportamiento para distintos modelos de turbulencia. Nótese como en las estaciones centrales los modelos de turbulencia sin transición producen una desaceleración importante del flujo en comparación con el SST-Transition. Sin embargo cabe destacar que estos comportamientos si son marcadamente influenciados por la resolución de la malla y para su evaluación objetiva deben realizarse corridas con mallas más finas.

Spallart Almaras - 32°



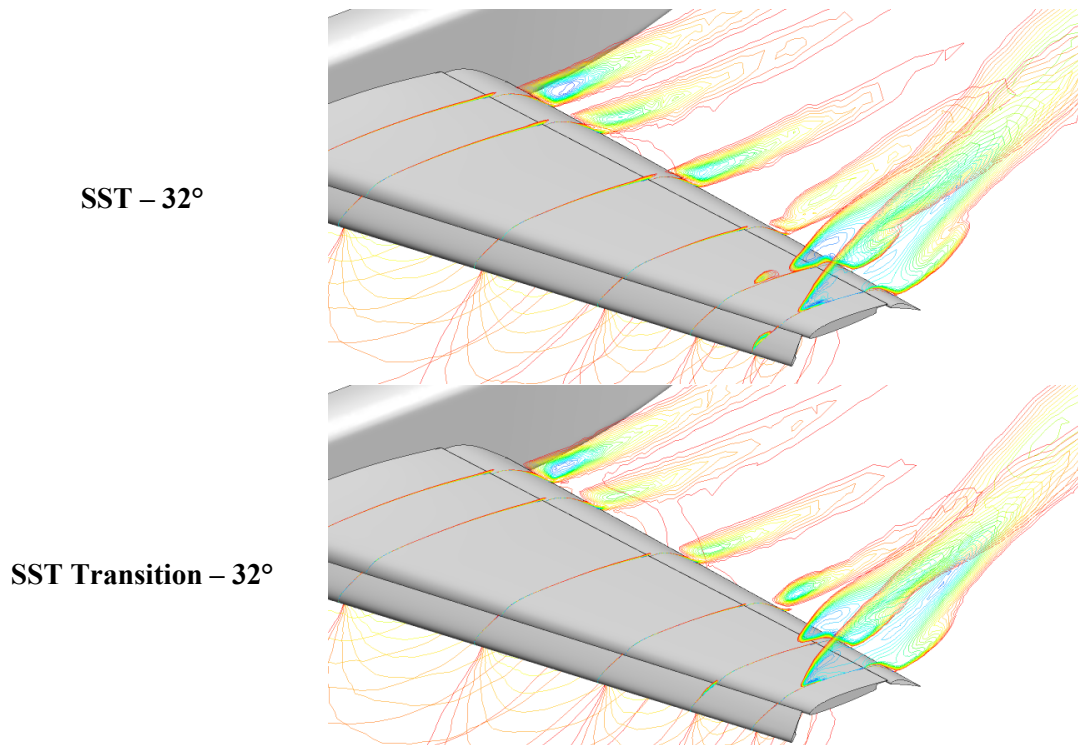


Figura 10. Contornos de velocidad – AOA 32°

CONCLUSIONES

Los resultados de las simulaciones con Fluent del NASA Trap Wing arroja buenos resultados en contraste con los datos experimentales considerando la malla utilizada. La utilización del modelo de turbulencia SST con predicción de la transición laminar-turbulenta ha dado buenos resultados, disminuyendo en todos los casos el error contra la medición experimental. Si bien los resultados son aceptables sería conveniente realizar el estudio de una malla de mayor resolución para reducir aún más el error y predecir con mayor precisión las zonas de desprendimiento, lo cual impactaría positivamente en el coeficiente de momento de cabeceo. Por último y al igual que el resto de los participantes del HiLiftPW-1, el patrón de flujo y los coeficientes de presión en la zona de puntera discrepa de manera importante con los ensayos de túnel de viento, por lo que sería adecuado estudiar con mayor detenimiento este fenómeno. En este caso no se trata de refinamiento de malla, sino de una cuestión física respecto a la resolución de la turbulencia o numérica respecto a la capacidad del método.

REFERENCIAS

1. Slotnick, J. P., Hannon, J. A., Chaffin, M., “Overview of the First AIAA CFD High Lift Prediction Workshop (Invited),” 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, FL, January 2011.
2. 1st AIAA CFD High Lift Prediction Workshop, URL: <http://hiliftpw.larc.nasa.gov/>, June 2010.
3. Johnson, P. L., Jones, K. M., and Madson, M. D., “Experimental Investigation of a Simplified 3D High Lift Configuration in Support of CFD Validation,” AIAA-2000-4217, August 2000.
4. “1st AIAA CFD High Lift Prediction Workshop Gridding Guidelines”, URL: <http://hiliftpw.larc.nasa.gov/>, June 2009.
5. Fluent User’s Manual, ANSYS Inc. 2013.
6. Mayle, R.E. (1991), “The role of laminar-turbulent transition in gas turbine engines”, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 113, pp. 509-37.