Congreso Latinoamericano en Aeronáutica: Experiencias en Desarrollo e Innovación Tecnológica

Diseño de un ala para un vehículo aéreo no tripulado usando CFD

Santiago Orrego
Grupo de investigación Mecánica Aplicada
Universidad EAFIT
Medellín, Colombia
Email: sorrego1@eafit.edu.co

Andrés Bernal
INDISA S.A.
Medellín, Colombia
Email: abernalo@eafit.edu.co

Manuel J. García
Grupo de investigación Mecánica Aplicada
Universidad EAFIT
Medellín, Colombia
Email: mgarcia@eafit.edu.co
Telephone: (57-4) 2619500 x 9616

***Resumen*— El presente articulo expone la síntesis del proceso de diseño de la superficie principal de sustentación de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) usando CFD (*Computational Fluid Dynamics*). El resultado del proyecto es un balance entre los requerimientos de diseño y las condiciones de vuelo establecidas por el fabricante. La investigación comienza con la pre-selección de dos perfiles aerodinámicos extraídos de una amplia base de datos de perfiles. Estos fueron filtrados utilizando los requerimientos de diseño impuestos, así como por el comportamiento aerodinámico de algunas variables, obtenidas por medio de un software de uso gratuito basado en el método de paneles. Estos dos perfiles preseleccionados sufrieron un riguroso estudio del comportamiento aerodinámico utilizando simulaciones numéricas CFD. Se utilizaron mallas hexahédricas y el modelo de turbulencia SST. El modelo computacional fue validado utilizando los resultados de mediciones experimentales realizadas por la NASA años atrás. El análisis de las simulaciones permitió seleccionar el perfil más adecuado y sirvió además como punto de partida para el proceso de diseño de la geometría final del ala finita. Esta fue tambien sometida a un riguroso estudio del comportamiento aerodinámico utilizando simulaciones CFD.**

***Palabras clave*— CFD, diseño del ala, perfil, UAV.**

I. Introducción

Con base en modelos matemáticos formulados a mediados del siglo XX, se construyen las bases para el diseño y desarrollo de los aviones militares y comerciales. El análisis de flujo, el diseño de superficies de sustentación y el diseño de motores entre otros, son considerados los engranajes fundamentales del campo aeronáutico. Además de modernos túneles de viento, la introducción masiva de software CFD (*Computer Fluid Dynamics* - Dinámica de Fluidos Computacional) es el impulso más significativo al diseño aerodinámico durante los últimos 20 años. Un válido modelo computacional permite conocer detalles de variables aerodinámicas, su comportamiento en el tiempo, entre muchas otras opciones. Esta validosa información permite diseñar y analizar geometrías de perfiles y alas de aeronaves de manera óptima, eficiente y economica. Este proyecto pretende utilizar esta poderosa herramienta en una metodologia de diseño de una superficie de sustentación de un UAV, tanto para simular el comportamiento de perfiles (dos dimensiones), como del ala (tres dimensiones).

II. Pre-selección de perfiles

Inicialmente se recopila y analiza la información requerida y exigida por los fabricantes de la aeronave. Todos estos paramétros de diseño están determinados según los objetivos y misiones del UAV, resumidos y enumerados en la tabla I.

REQUERIMIENTOS DE RENDIMIENTO	
Velocidad Maxima (m/s)	28.00
Velocidad de Crucero (m/s)	23.00
Velocidad de Stall (m/s)	18.67
Rata de ascenso (m/min)	329.00
Duracion (hr)	2.00
Rango (km)	100.00
Peso avionica y equipos (kg)	0.95
Peso vacio (kg)	4.55
Peso maximo de despegue (kg)	5.50
Potencia del Motor Electrico (W)	240.00
REQUERIMIENTOS AERODINAMICOS	
AR	11.00
Espesor del Perfil	> 14%
Area del ala (m2)	0.44
Envergadura (m)	2.20
Cuerda (m)	0.30
CRUCERO	
Techo maximo de operacion (m)	3048.00
Velocidad (m/s)	23-28
V stall (m/s)	18.67
LANZAMIENTO - METODO DE RECUPERACION	
Lanzamiento	A Mano
Recuperacion	Aterrizaje Vertical Pronunciado

TABLA I
Requerimientos de diseño

Un requerimiento de la investigación es no diseñar un perfil alar, sino de utilizar geometrías previamente diseñadas y recomendadas para la aplicación requerida. Esta decisión se fundamenta en la necesidad de tener disponible datos de mediciones experimentales realizadas, que sirvan para validar y calibrar el modelo CFD, y que de alguna u otra forma haya sido probado en vuelo real.

Inicialmente se recopiló información de cientos de perfiles aerodinámicos de una base de datos [1]; sometidos a un primer filtro general mediante los siguientes parámetros: bajo número de *Reynolds* (Re), para aeromodelos, planeadores y aplicaciones similares. Este proceso presenta 328 perfiles aptos para la aplicación de esta investigación, los cuales deben ser nuevamente filtrados rigurosamente hasta pre-seleccionar dos perfiles. Este primer paquete de 328 perfiles fue sometido a cuatro filtros, enumerados a continuación:

1) Bajos números de *Reynolds*: $Re < 1'000.000$
2) Espesor: espesores mayores al 14%. Permite obtener un mayor espacio disponible para acomodar la carga paga y mejora notable en las características de pérdida.
3) Forma: la complejidad de manufactura es uno de los mayores limitantes del proceso de diseño. En este filtro cualitativo se seleccionan perfiles con características donde el borde de ataque y fuga no seán agudos, que exista simetría y curvas suaves alrededor de su contorno, que faciliten su proceso de construcción.
4) Información teórica existente: qué exista y esté disponible.

Gracias a estos filtros fue posible discriminar 316 perfiles. Los 12 semifinalistas fueron sometidos a un rápido análisis aerodinámico utilizando el software *X-FOIL*, que basa su funcionamiento en el método de paneles. Se hicieron varias simulaciones utilizando diferentes escenarios o condiciones de vuelo, resumidas en la tabla II.

ALTURA (ft)	VELOCIDAD (m/s)	Re
0	28	575,182
5000	28	509,259
0	23	472,471
10000	28	449,112
5000	23	418,320
0	18	369,760
10000	23	368,913
5000	18	327,381
10000	18	288,715

TABLA II

CONDICIONES DE ANÁLISIS X-FOIL

Se usaron determinados parámetros aerodinámicos que sirven para diferenciar, caracterizar y analizar el comportamiento aerodinámicos de los 12 perfiles, en cada evento. A cada parámetro diferenciador le fue asignado un peso o importancia, con el propósito de pre-seleccionar dos perfiles que se ajusten a las necesidades establecidas. Cada parámetro diferenciador y su respectiva ponderación se muestran en la tabla III.

Los resultados arrojados por *X-FOIL*, fueron ponderados según los parámetros y pesos mencionados. La tabla IV muestra el resultado de la ponderación realizada. Cabe anotar que el perfil NACA 4415 y NACA 4418 fueron preseleccionados pues se acomodaron de la mejor manera, a los parámetros establecidos. Ambos perfiles son luego simulados y analizados rigurosamente mediante simulaciones CFD en dos dimensiones.

CARACTERISTICAS DE ANALISIS		
PROPIEDAD (Variable)	UNIDAD DE MEDIDA	PONDERACION (G %)
Posicion L/D Cl Max. Re 200e3	Adimensional	10.00
Posicion L/D Cl Max. Re 400e3	Adimensional	10.00
Posicion L/D Cl Max. Re 600e3	Adimensional	10.00
Caracteristica de perdida	Cualitativo	5.50
Posicion L/D Maximo Crucero Re. 200e3	Adimensional	10.00
Posicion L/D Maximo Crucero Re. 400e3	Adimensional	10.00
Posicion L/D Maximo Crucero Re. 600e3	Adimensional	10.00
Cm crucero Re. 600e3	Adimensional	11.50
Cd crucero Re. 600e3	Adimensional	11.50
Cl Crucero Re. 600e3	Adimensional	11.50

TABLA III

PONDERACIÓN DE LOS PARÁMETROS DIFERENCIADORES

RESULTADOS FINALES		
POSICION	PERFIL	RESULTADO
1	NACA 4415	411.27
2	NACA 4418	395.69
3	RAF- 48	362.77
4	SELIG S8036	362.77
5	GEMINI	344.90
6	Gottingen GOE256	320.37
7	NACA 23015	319.40
8	NACA 2418	314.21
9	NACA 2415	311.01
10	EPPLER E169	308.83
11	NACA 23018	285.61
12	AVISTAR	270.58

TABLA IV

RESULTADOS FINALES DE PERFILES

III. SIMULACIONES CFD DE PERFILES EN 2D

La mecánica de fluidos identifica dos tipos de estados durante el suceso de algún proceso: los estados estacionarios, cuando las características y el comportamiento del fluido no varían con el tiempo; y los estados no estacionaricos cuando el comportamiento del fluido (propiedades) varía con el tiempo. Igualmente existen dos tipos de simulaciones numéricas CFD: las simulaciones estacionarias usadas para simular procesos en estado estacionario y las simulaciones no estacionarias usadas para simular procesos en estados no estacionarios.

La diferencia entre los tipos de simulación radica en que las no estacionarias, durante la solucion de la ecuación promediada (RANS) de Navier-Stokes, tiene en cuenta el término dependiente del tiempo; mientras que las estacionarias no lo incluyen. Esto se ve reflejado en el gasto computacional (memoria) y en los tiempos de compúto.

Las simulaciones numéricas estacionarias orientadas a determinar el comportamiento de un perfil aerodinámico, fueron realizadas con el software comercial ANSYS CFX 10 ®. Este código, basado en el método de volúmenes finitos, soluciona las ecuaciones promediadas de Reynolds de Navier-Stokes (RANS) para fluidos incompresibles en su modo conservativo y la ecuación de conservación de masa. El sistema de ecuaciones se completa con las dos ecuaciones del modelo de turbulencia usado: el modelo *Shear Stress Transport (SST)*. La discretización de las ecuaciones se realiza con un esquema de alta resolución de advección. La convergencia asumida para residuales MAX de velocidad y presión es de 10^{-4} en todas

las simulaciones. Si se requieren detalles de los parámetros usados el lector se puede referir al manual de ayuda de CFX.

La geometría de los perfiles NACA4415 y NACA4418 pre-seleccionados fue definida mediante una nube de puntos proporcionada por [3]; obteniendo el contorno externo en términos unitarios. Posteriormente se genera el modelo CAD del dominio CFD, representando el fluido alrededor del perfil. La figura 1 muestra el dominio CFD utilizado en las simulaciones estacionarias 2D, conocido como *C-GRID*. Su forma particular es definida basicamente por la necesidad de lograr una distribución adecuada de los elementos hexahédricos durante su discretización que permitan obtener enmallados de alta calidad. El tamaño del dominio se referencia según la longitud de la cuerda del perfil. Esto conlleva a una reducción de los errores y a la representación adecuada del comportamiento aerodinámico del perfil. Para la modelación del dominio se utiliza el software comercial *Pro-Engineer*®.

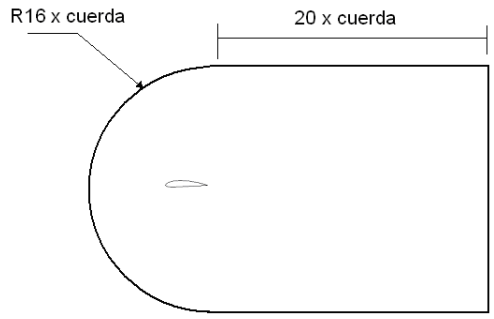

Fig. 1. Dominio CFD perfiles

Antes de comenzar el proceso de discretización del dominio CFD es necesario identificar 4 regiones críticas alrededor del perfil, mostradas en la figura 2, con el propósito de obtener elementos hexahédricos de alta calidad, buena distribución y refinamiento. Son consideradas críticas debido a que en estas zonas, el fluido sufre grandes cambios en su comportamiento (altos gradientes), lo que hace necesario tener una excelente distribución en la discretización.

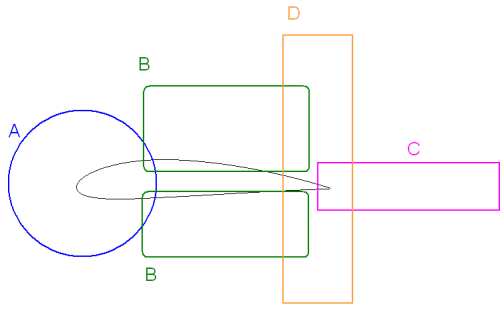

Fig. 2. Dominio CFD perfiles

Se generó una malla estructurada de elementos hexagonales usando el software comercial ICEM CFD 10 ®. La topologia se define como la manera de distribución de los bloques alrededor del dominio CFD. Los bloques son entidades geométricas que contienen los parámetros y propiedades del espaciamiento de los elementos. Es de vital importancia diseñar una correcta topologia la dominio, pues la distribución y calidad de los elementos depende de ella. La figura 3 muestra la topologia obtenida para el modelo computacional.

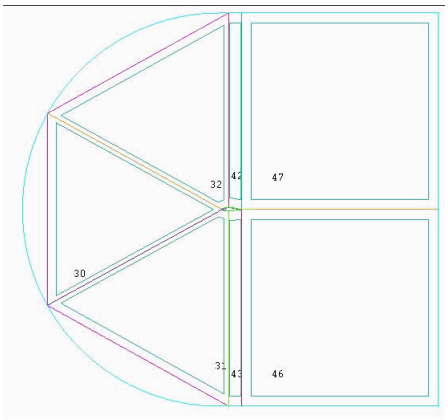

Fig. 3. Topologia del enmallado

Se realizó un estudio de sensibilidad de malla, donde se identificó el punto donde el número de elementos es independiente de la solución generada por la simulación. Para ello fue necesario la creación de diversas densidades de mallas para el modelo CFD. Se utilizó de referencia, para la creación de las diferentes densidades de malla, el espaciamiento de los nodos sobre un borde o arista de un bloque. Además, se usó como variable de referencia, los valores del coefiente de sustentación C_l. La figura 4 muestra la relacion del Número de elementos Vs. Variable aerodinámica para una condición donde el Re es 600.000. Se deduce que utilizando 80 nodos en el borde de control de referencia, se obtienen resultados independientes del número de elementos discretizados, pues el valor del C_l no cambia significativamente.

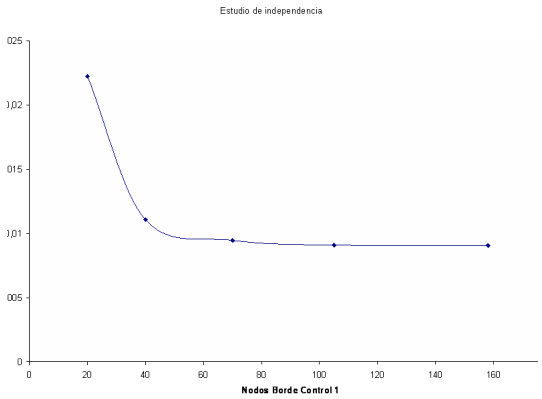

Fig. 4. Dominio CFD perfiles

El correcto funcionamiento del modelo de turbulencia elegido depende en mayor medida, de un parámetro de calidad de la malla, denominado *Y plus* (Y+), y es definido como la distancia adimensional existente entre la pared y el primer

nodo de la malla. El espaciamiento requerido entre los elementos, debe ser definido según la formula de Y+. Ansys en sus manuales y la comunidad de CFD [5], recomiendan valores de Y+<1 para simulaciones con bajos números de *Reynolds*, de tal manera que se garantice el tratamiento adecuado para el efecto de desprendimiento de la capa límite. El tamaño del espaciamiento entre elementos necesario para obtener el valor de Y+ requerido, se calcula haciendo uso de un programa de distribución libre [4], el cual toma información del número de *Reynolds* del fluido y una longitud de referencia (cuerda del perfil). Dicho programa esta basado en la ecuación de viscosidad de *Sutherland*.

La discretización del dominio CFD cumplió con los parámetros de calidad exigidos: el ángulo mínimo alcanzó un valor de 10 y el Y+ un valor menor a uno, para todas las simulaciones realizadas. La figura 5 muestra los detalles de la discretización obtenida para el dominio CFD en dos dimensiones, teniendo un alto refinamiento en las zonas críticas mencionadas. La figura 6 expone el resultado final del proceso de discretización del dominio CFD.

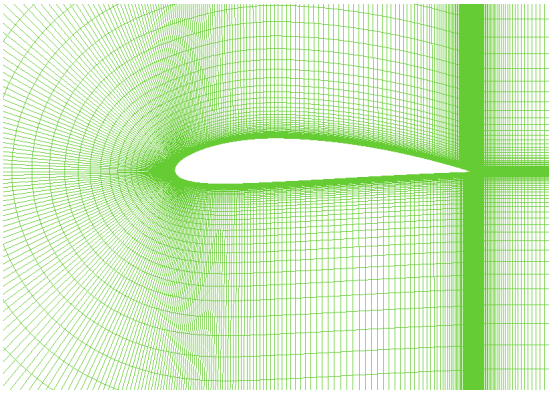

Fig. 5. Detalle discretización

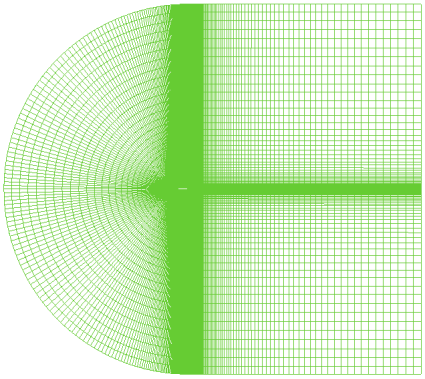

Fig. 6. Dominio CFD

Las condiciones de frontera para la simulación de los perfiles tienen tres variaciones: la primer variación está definida para ángulos de ataque entre -4 y -2 grados, la segunda variación para ángulos de ataque iguales a 0, y la tercera variación para ángulos de ataque de 2 a 12 grados. La figura 7 identifica mediante letras mayúsculas las regiones o parches considerados para la asignación de las condiciones de frontera. Las condiciones de frontera son mostradas en detalle en la tabla V.

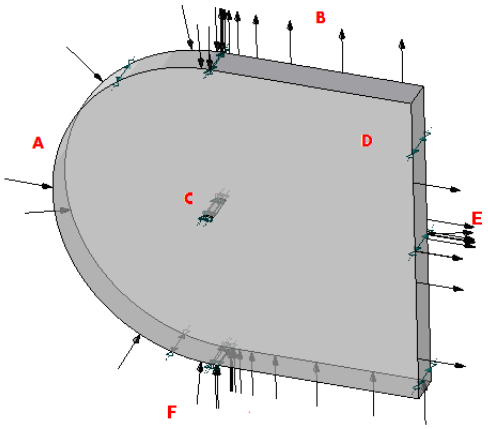

Fig. 7. Regiones para las condiciones de frontera

Variación	Condición de frontera	Característica	Localización
Ángulo ataque entre -4 y -2 grados	*Inlet*	Velocidad	Regiones A y F
	Outlet	Presión	Regiones B y E
	Wall	Superficies sólidas	Región C
	Simetría		Región D
Ángulo ataque igual a 0	*Inlet*	Velocidad	Región A
	Outlet	Presión	Región E
	Wall	Superficies sólidas	Región C
	Simetría		Región D
	Wall free slip		Regiones B y F
Ángulo ataque entre 2 y 12 grados	*Inlet*	Velocidad	Regiones A y B
	Outlet	Presión	Regiones F y E
	Wall	Superficies sólidas	Región C
	Simetría		Región D

TABLA V
CONDICIONES DE FRONTERA

Esta metodologia se utilizó para la reproducción de diferentes escenarios definidos por las condiciones de vuelo impuestas por el fabricante. Los escenarios de las simulaciones consideraron diferentes ángulos de ataque, desde -4 hasta 12 grados y para diferentes números de Reynolds 300.000 y 600.000. Esto con el objetivo de analizar el comportamiento del perfil en diferentes estados de funcionamiento de la aeronave.

Durante la etapa de solución, se graficó el comportamiento de las variables C_l, C_d, C_m y C_n registrados en cada iteración, con el objetivo de analizar la convergencia de los valores de las variables. Esto permite detectar posibles errores numéricos y es un parámetro de calidad adicional. Además los valores de los residuales de masa y momento tambien fueron graficados en cada iteración.

IV. VÁLIDACION EXPERIMENTAL

La veracidad de los resultados obtenidos por medio de las simulaciones CFD y la correcta funcionalidad del modelo computacional, se fundamentan en un proceso de una

validación. Este proceso consiste en reproducir mediante las simulaciones numéricas en mismo escenario utilizado en la adquisición de datos experimentales. Esto sirve para comparar los resultados computacionales con los resultados de las mediciones experimentales y así determinar la validez del modelo computacional.

El escenario escogido para las comparaciones experimentales y numéricas corresponde a la estudiar el comportamiento del perfil NACA4415 para un Reynolds de 3.000.000 y un ángulo de ataque (AoA) de 4 grados. El objetivo es obtener valores de C_l y C_d, que luego serán comparados con los resultados obtenidos en pruebas experimentales realizadas por la NASA en túneles de viento, documentadas en el reporte 824 de la NACA [6]. Estas pruebas experimentales incluyen las curvas polares para el perfil elegido, proporcionando los valores experimentales del C_l y C_d. La tabla VI muestra el porcentaje de error existente entre el los resultados del modelo computacional y los datos arrojados por las mediciones. Se presenta un bajo porcentaje de error para el coeficiente de sustención y un aceptable error para el coeficiente de arrastre.

Variable	NACA Report	CFD	**Error**
Cl	0.81	0.79231	**2.18%**
Cd	0.008	0.00946	**18.23%**

TABLA VI
VALIDACIÓN

V. ELECCIÓN DE UN ÚNICO PERFIL

Los escenarios reproducidos en las simulaciones CFD se dividieron en dos: el primero considero un Reynolds de 600.000 y el segundo considero un Reynolds de 200.000; ambos a diferentes AoA, desde -4 a 12 grados. Esta configuración permite considerar un amplio rango del comportamiento que puede tener la aeronave en determinadas etapas de vuelo. La tabla VII muestra algunos de los valores de las diferentes variables aerodinámicas extraídas de las simulaciones numéricas realizadas a los dos perfiles pre-seleccionados, en los diferentes escenarios. Los escenarios elegidos para la simulación fueron definidos gracias al ángulo de ataque de crucero y el ángulo de ataque máximo, a las condiciones de velocidad mínima, situación requerida para misiones de vigilancia y reconocimiento y el comportamiento bajo los mínimos operaciones de la aeronave.

Estos resultados permitieron la construcción de las curvas polares y curvas de sustentación para cada escenario simulado. La relación L/D máxima se obtiene cuando el perfil presenta la mayor sustentación en combinación con el menor arrastre; este valor máximo siempre es obtenido en crucero y de su deducción depende el ángulo de ataque de la aeronave en esta fase de vuelo [7]. Para ambos perfiles se presenta un ángulo de crucero de 6º, situación comprobada a partir de las curvas polares y curvas de sustentación inferidas a partir de los resultados. Los datos obtenidos en las simulaciones se convierten en el fundamento de la selección del perfil final

CARACTERISTICAS AERODINAMICAS Re 600E3										
PERFIL	NACA 4418					NACA 4415				
Alfa [°]	Cl [m]	Cd [m]	Cm [m]	L/D	Y+	Cl [m]	Cd [m]	Cm [m]	L/D	Y+
-4	-0.0151593	0.0152616	0.0663515	-0.9932969	0.433593	-0.0414965	0.0141764	0.073121	-2.92715	0.4638
-2	0.137617	0.0151321	0.108419	9.09437553	0.377255	0.157569	0.013967	0.119456	11.2815	0.404947
0	0.327626	0.0156235	0.15072	20.9700771	0.331738	0.354822	0.0143123	0.164626	24.7914	0.356818
2	0.50913	0.01706	0.190598	29.8434936	0.298125	0.543811	0.0156402	0.207288	34.77	0.30956
4	0.659577	0.0213456	0.223395	30.8999044	0.292801	0.72636	0.0174848	0.247138	41.5378	0.35
6	0.843638	0.0222742	0.223395	37.8751201	0.32505	0.897036	0.0202277	0.282761	44.347	0.3983
8	0.988162	0.0268036	0.28805	36.8667642	0.397872	1.05043	0.0241325	0.312581	43.5278	0.456402
10	1.1081	0.0333119	0.309178	33.264389	0.397872	1.18268	0.0297231	0.336259	39.7897	0.5
12	1.19277	0.0432634	0.322065	27.5699552	0.521617	1.28456	0.0297231	0.352262	33.8394	0.588031

TABLA VII
ALGUNOS RESULTADOS DE LAS SIMULACIONES

que ha de ser utilizado para el diseño del ala. Se determinan ciertos parámetros aerodinámicos para la selección, con una ponderación asignada. Estos parámetros son: Posicion L/D máximo en crucero (define el comportamiento aproximado de la aeronave en crucero), posición L/D para C_lmax (define el ángulo máximo de ascenso de la aeronave y la eficiencia que presenta a altos valores de sustentación), valores de C_l, C_d y C_m en crucero y máxima velocidad, y C_l y C_d en crucero y mínima velocidad. La tabla VIII muestra el resultado de la ponderación de cada parámetro y el perfil elegido para el siguiente proceso de diseño del ala.

VARIABLE	NACA 4418	PONDERACION [%]	RESULTADOS NACA 4418
L/D maximo @ Re 600.000	37.2256738	20.00%	9.30641845
Alfa de Crucero [°]	6	-	-
L/D Cl Maximo @ Re 600.000	27.5699552	10.00%	2.75699552
Cd Crucero @ Re 600.000 [m]	0.0226628	10.00%	0.00226628
Cm Crucero @ Re 600.000 [m]	0.223395	10.00%	0.01116975
Cl Crucero @ Re 600.000[m]	0.843638	10.00%	0.0843638
Cd Crucero @ Re 200.000 [m]	0.028	10.00%	0.0028
Cl Crucero @ Re 200.000 [m]	0.768479	10.00%	0.0768479
Cd Minimos Ops. @ Re 200.000 [m]	0.0524037	10.00%	0.00524037
Cl Minimos Ops. @ Re 200.000 [m]	1.10091	10.00%	0.110091
	TOTAL	**100.00%**	**12.35619307**

VARIABLE	NACA 4415	PONDERACION [%]	RESULTADOS NACA 4415
L/D maximo @ Re 600.000	44.347	20.00%	11.08675
Alfa de Crucero [°]	6	-	-
L/D Cl Maximo @ Re 600.000	33.8394	10.00%	3.38394
Cd Crucero @ Re 600.000 [m]	0.0202277	10.00%	0.00202277
Cm Crucero @ Re 600.000 [m]	0.223395	10.00%	0.01116975
Cl Crucero @ Re 600.000[m]	0.897036	10.00%	0.0897036
Cd Crucero @ Re 200.000 [m]	0.0249671	10.00%	0.00249671
Cl Crucero @ Re 200.000 [m]	0.836184	10.00%	0.0836184
Cd Minimos Ops. @ Re 200.000 [m]	0.0512195	10.00%	0.00512195
Cl Minimos Ops. @ Re 200.000 [m]	1.15176	10.00%	0.115176
	TOTAL	**100.00%**	**14.77999918**

TABLA VIII
PONDERACIÓN RESULTADOS CFD - PERFIL GANADOR

Los resultados obtenidos por medio de la multiplicación de la ponderación para cada una de los parámetros y su respectivo valor, permiten elegir un único perfil resultado que combina el comportamiento de las diferentes variables aerodinámicas analizadas. Se selecciona el perfil NACA 4415 como el perfil adecuado para la aplicación deseada. Este se usará en el diseño definitivo del ala finita, que luego será sometida a simulaciones en CFD, que permitan mostrar su comportamiento en diversos escenarios. La figura 8 muestra el campo de presiones para el escenario donde el AoA equivale a 4 grados y el Reynolds 600.000, un ejemplo del poderio de la herramienta computacional.

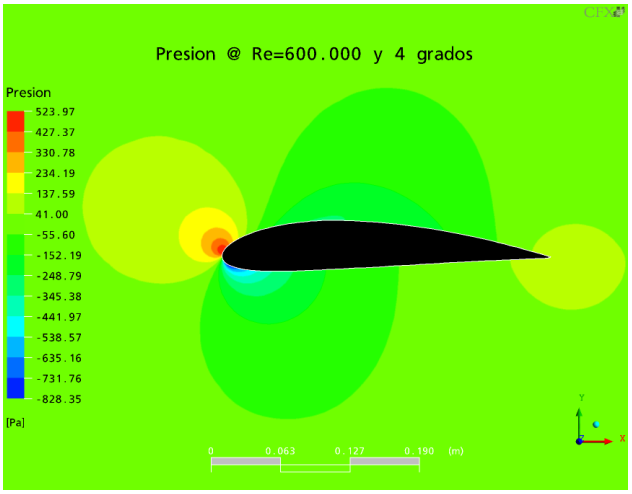

Fig. 8. Campo de presiones para determinado escenario

VI. Diseño de la superficie de sustentación principal

El secreto de las superficies de sustentación principal está en la geometría del perfil aerodinámico; a pesar que su comportamiento aerodinámico es determinado por el flujo tridimensional que presenta, una adecuada selección del perfil, en compañía de una acertada definición de parámetros, garantizaran un comportamiento aerodinámico correcto para el cuerpo diseñado. Se seleccionará para la aplicación requerida un ala con estrechamiento, la cual presenta una eficiencia que se ajusta a las necesidades del proyecto y a la vez reduce los costos asociados a su manufactura [7].

El costo pagado por la generación de sustentación se denomina arrastre inducido, el cual es generado por la componente de velocidad vertical negativa inducida por los vórtices en la punta del ala. La tabla IX presenta los parámetros establecidos en los requerimientos de diseño, los cuales son fundamentales en el modelo de cálculo utilizado.

VARIABLES FUNDAMENTALES	UNIDADES	VALOR
Cuerda del perfil en la raiz del ala	[m]	0.3
Aspect Ratio (AR)	[ ]	11
Area del ala (S)	[m2]	0.11
Envergadura (b)	[m]	1.1

TABLA IX
Requisitos geometría ala

Las ventajas presentadas por las alas con estrechamiento (*taper wing*) sobre alas de tipo elíptica y rectangular, enfocan el diseño hacia la definición de las variables geométricas que se acomoden en mejor medida a los requerimientos de diseño planteados.

Se desea minimizar el arrastre inducido con el fin de mejorar el rendimiento de la aeronave, sin que ello implique una reducción considerable en la velocidad máxima de crucero. A partir de los valores de C_l y C_d obtenidos mediante las simulaciones numéricas del perfil, se calculan los coeficientes de sustentación (C_L) y arrastre (C_D) para la superficie de sustentación finita, utilizando las ecuaciones 1 y 2: [7]

$$C_L = \frac{C_l}{b} \tag{1}$$

$$C_D = \frac{C_d}{b} \tag{2}$$

El modelo de cálculo para el arrastre inducido se fundamenta en la eficiencia de la superficie de sustentación, la cual es medida por medio del Factor de arrastre inducido y el factor de eficiencia de *Oswald*, mostrado en la ecuación 3.

$$Oswald = e = (1 - \textit{Factor de arrastre inducido}) \tag{3}$$

Se pretende determinar la razón de estrechamiento que genere el menor arrastre inducido y presente el mayor valor de eficiencia de *Oswald*. Para ello se usa la figura 9 donde se relacionan el AR con el TR y el Factor de arrastre inducido [8].

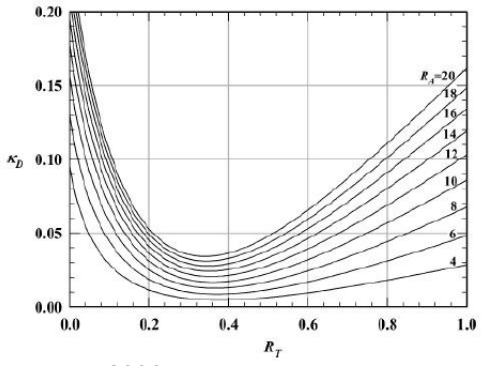

Fig. 9. Relación entre el AR y el factor de *Oswald*

La interpolación de la curva para un AR de 11, permite obtener el valor de arrastre inducido (0.01) y el valor del TR (0.3); presentando la eficiencia más alta (99%). Así se obtiene la mayor eficiencia y el menor arrastre inducido para el ala finita. Los cálculos se realizan para un AoA de 6 grados y un Reynolds de 600.000, de tal modo que se analice el comportamiento de la superficie de sustentación principal en la fase de crucero. El TR seleccionado de 0.3 (30%) es el valor que combina el menor arrastre y presenta la mayor eficiencia aerodinámica. Los datos finales para la modelación y análisis de la superficie de sustentación principal son se presentan en la tabla X. Estos resultados permiten el dimensionamiento y la obtención del modelo CAD que representa la superficie del ala diseñada, mostrada en la figura 10.

VII. Simulaciones CFD para el ala 3D

El análisis CFD del ala diseñada requiere, salvo pequeñas variaciones, la definición de los parámetros de simulación de la misma manera en que estos fueron seleccionados para el análisis CFD de los perfiles. La malla seleccionada requiere de una serie de parámetros específicos que garanticen la fidelidad

TIPO DE ALA	[ ]	Ala con Estrechamiento
CUERDA EN LA RAIZ	[m]	0.3
CUERDA EN LA PUNTA	[m]	0.09
TR	[ ]	0.3
FACTOR DE EFICIENCIA DE OSWALD	[ ]	0.99
AR	[ ]	11
ENVERGADURA	[m]	1.1
AREA	[m2]	0.11

TABLA X
PARÁMETROS GEOMETRÍA ALA

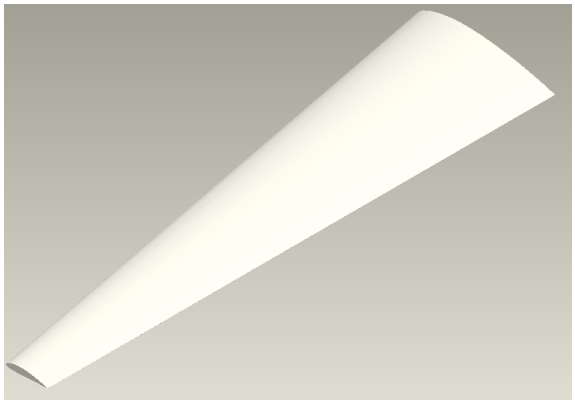

Fig. 10. Modelo CAD del ala finita

de los resultados de la simulación. La recomendación de personas expertas en el área de investigación y los consejos dados por personas en foros especializados [5], conllevan al diseño de una topologia y al estudio de independencia de malla; tal y cual como se hizo para las simulaciones de los perfiles. Aplicando los mismos conceptos de las pasadas simulaciones CFD de calidad de elementos (Y+ y ángulo mínimo) se genera la discretización del dominio CFD usado para simular el comportamiento del ala en tres dimensiones, mostrado en la figura 11

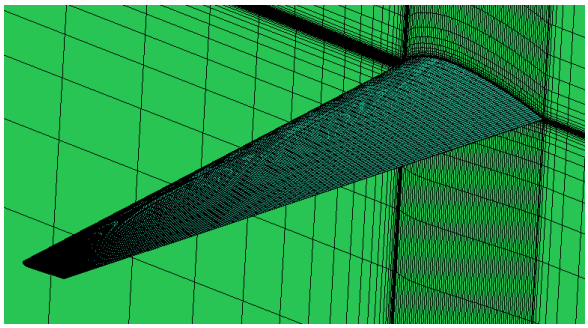

Fig. 11. Discretizacion del ala

El dominio CFD para estas simulaciones cambia un poco en relacion con las simulaciones de los perfiles. La diferencia radica en la omisión de la curvatura en la arista de entrada del bloque. Este detalle se muestra en la figura 12 Las condiciones de frontera (mostradas en la tabla V) y los parámetros de la simulación elegidos para determinar el comportamiento del ala, son exactamente iguales a las usados en la simulacion del perfil. Los escenarios simulados estan determinados por la variación en el ángulo de ataque de -4 a 12 grados, de tal modo que se analice el comportamiento en el intervalo de actuaciones deseadas. Como resultado de la dificultad en la modelación de los fenómenos de separación y turbulencia, un análisis posterior a 12 grados podría revelar características aerodinámicas inaceptables y poco veraces para el ala diseñada, pues los modelos de turbulencia no funcionan adecuadamente. Estas simulaciones se realizaron con el fin de inferir el comportamiento del ala para los ángulos de crucero y máximo en función de la velocidad mínima, situación requerida para misiones de vigilancia y reconocimiento bajo condiciones de mínimos operacionales de la aeronave.

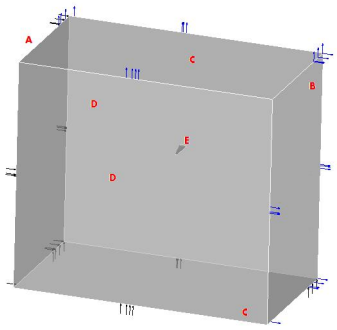

Fig. 12. Dominio CFD del ala

Gracias a las simulaciones CFD es posible calcular el valor de cualquier variable aerodinámica alrededor del dominio simulado. La tabla XI expone los resultados de las variable aerodinámicas obtenidas para el ala. Se calcularon las fuerzas de sustentación y arrastre para los diferentes escenarios simulados. Se deduce que cuando la aeronave esta en etapa crucero, se genera una fuerza de sustentación de 78.9286 N y una fuerza de arrastre de 4.8315 N. Con estos valores se puede continuar el proceso de diseño iterativo de la aeronave, su estructura, sus limitantes, etc. Igualmente que el caso anterior, se graficaron la curva polar y la curva de sustentación necesarias para determinar el comportamiento de la aeronave en los diferentes AoA. Numéricamente se obtiene una fuerza de sustentación de aproximadamente 12 N, cuando la aeronave esta operando a mínimos de velocidad, es decir, a un *Reynolds* de 200.000. Dentro del mismo escenario se obtiene una fuerza de arrastre igual a 1.12 N. Estos comportamientos de las fuerzas tienen una importante influencia durante el resto del diseño de la aeronave, pues es posible detectar valores indeseados en los diferentes ángulos de ataque simulados.

La figura 13 muestra el campo de presiones alrededor del ala. El escenario de este resultado corresponde cuando el ala está sometida a un *Reynolds* de 600.000 con un ángulo de ataque de 4 grados. Se puede ver de manera cualitativa la descripción correcta del comportamiento del camp de presiones.

VIII. CONCLUSIONES

El problema de investigación consiste en diseñar un ala para un vehñiculo aéreo no tripulado usando simulaciones

FUERZAS AERODINAMICAS Re 600E3		
Alfa [°]	Sustentancion [N]	Arrastre [N]
-4	-1.63561	2.52222
-2	15.2148	2.5152
0	31.9897	2.52698
2	48.5987	3.09472
4	64.852	3.66587
6	78.9286	4.8315
8	94.6123	5.90399
10	109.419	7.57807
12	119.948	9.24689
FUERZAS AERODINAMICAS Re 200E3		
Alfa [°]	Sustentancion [N]	Arrastre [N]
4	6.63831	0.438841
12	12.0532	1.1283

TABLA XI
RESULTADOS PARA EL ALA

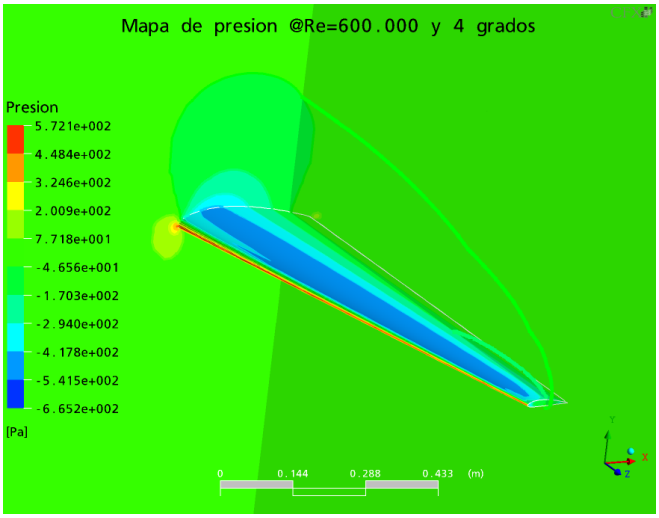

Fig. 13. Mapa de presiones del ala

CFD; una herramienta computacional reconocida y usada internacionalmente. Estas han sido desarrolladas desde hace aproximadamente 40 años, implementando diversas técnicas, metodologia, métodos, teoremas, etc; logrando la obtención de modelos que representan el comportamiento real de las diversas variables.

Se realizaron simulaciones CFD en dos y tres dimensiones de un perfil y un ala finita de un UAV para diferentes escenarios de utilización con la ayuda del software comercial Ansys CFX 11 ®. Se realizaron simulaciones estacionarias orientadas a determinar el comportamiento de las variables aerodinámicas fundamentales. Tambien se realizó un estudio de independencia de malla para las simulaciones para determinar la sensibilidad del número de elementos.

Cada perfil aerodinámico tiene características aerodinámicas que le permiten ser utilizados en cualquier tipo de aeronave en determinados usos. Se discriminaron 327 perfiles inciales, pero que no se adecuaban de la mejor manera a los requerimientos de diseño impuestos por el fabricante. La metodologia de selección garantiza que, para los requerimientos de misión establecidos, el perfil seleccionado se acomoda en mejor medida a todos los estados analizados.

No se recomienda el uso de X-FOIL para aplicaciones en que se requiera un alto grado de confiabilidad en los datos y análisis para elevados números de Reynolds, puesto que una comparación de los resultados obtenidos a partir del modelo validado en CFX y los resultados obtenidos por medio de este programa son clara muestra de la variación en los datos presentados, alcanzando errores del orden de 25% para el C_l, 48% para el C_d y 140% para el C_m; sin embargo, X-FOIL se convirtió en una herramienta excepcional para reducir o filtrar el número de perfiles disponibles.

Se analizó el comportamiento de la aeronave en situaciones extremas como: despegue (Re: 200.000, Velocidad: 18 [m/s], Altitud: 0 [m]), crucero (Re: 600.000, Velocidad: 28 [m/s], Altitud: 3048 [m]), aterrizaje (Re: 200.000, Velocidad: 18 [m/s], Altitud: 0 [m]), entre otras; de este modo se garantiza un el análisis del comportamiento que puede sufrir la aeronave durante su operación. Igualmente las decisiones que se puedan tomar, en cuanto a diseño de las superficies principales de sustentación, tienen la suficiente validez e información necesaria.

La adecuada elección del dominio CFD que represente el aspecto físico de la situación que se desea analizar, es fundamental en la correcta simulación de los fenómenos que allí puedan ocurrir. Es necesario realizar una validación de los resultados arrojados por el CFD, utilizando mediciones experimentales que permitan corroborar y comprobar los valores de las diferentes variables.

Es necesario realizar controles de calidad en todas las etapas de una simulación CFD. Esto con el proposito de minimizar la generación de errores. Se hizo un estudio de independencia de malla; pese al trabajo que esto involucra, es indispensable en la determinación del balance entre computación y tamaño de malla. Esto permite reducir los tiempos de compúto; lo que llevó a trabajar con aproximadamente 430.000 elementos para las simulaciones del ala en tres dimensiones, ahorrando grandes tiempos de computo.

Los análisis CFD requieren un estudio iterativo y “malicioso” de los parámetros disponibles que ofrecen los fabricantes del software; es necesario comprender el impacto que cada uno de estos tiene en la simulación de tal modo que se obtenga una convergencia adecuada y unos resultados veraces con el menor gasto computacional posible. Estos procesos, acompañados con comparaciones de datos experimentales y numéricos se conoce como la calibración del modelo CFD.

Es de vital importancia la creación de puntos de control para las variables sobre las cuales se requiere información - en nuestro caso Cl, Cd, fuerza de sustentación y arrastre - con el fin de monitorear su comportamiento durante el proceso de solución. Esto ayuda a determinar la veracidad y conveniencia de resultados. El modelo de turbulencia seleccionado, SST, fue la selección adecuada para el fenómeno modelado, ya que análisis llevados a cabo con otros modelos no permitieron una validación adecuada del modelo diseñado y de los parámetros establecidos. Los fenómenos ocurridos en la capa límite para ángulos de ataque mayores al analizado, 12º, son difíciles

de reproducir y requieren un conocimiento en mecánica de fluidos, CFD y métodos numéricos que se encuentran fuera de los alcances y recursos de este proyecto de grado.

El proceso de selección llevado a cabo en conjunto con las simulaciones desarrolladas, permiten concluir que el ala diseñada y el perfil seleccionado cumple con los requerimientos de diseño impuestos por el fabricante. Además la metodologia utilizada para la discriminación y selección de perfiles se ajusta, dependiendo de los parámetros requeridos, satisfactoriamente para los requisitos del proyecto. La información arrojada por las simulaciones sirve a los fabricantes de la aeronave durante el proceso de diseño de otros componentes, como su estrutura, avionica, etc.

El arrastre inducido es el precio que se paga por generar sustentación y como resultado del componente vertical de velocidad inducido en la punta del ala. Se recomienda una investigación del impacto que pueda causar la implementación de winglets para el rendimiento de la aeronave y la viabilidad de su implementación en cuanto a costos y manufactura se refiere.

Pese a la validez de los resultados presentados en este proyecto de grado, se recomienda la evaluación experimental por medio de un túnel de viento de un modelo a escala del ala diseñada. Los datos recolectados garantizarán los resultados y servirán de retroalimentación al modelo simulado.

Reconocimientos y agradecimientos

Agradecemos el apoyo prestado por la empresa Industrial Aeronáutica por su constante y desinteresado apoyo a lo largo del proyecto. A los ingenieros Nicolás Ariza, Daniel Restrepo y Juan Guillermo Arboleda por sus consejos, orientaciones y trabajo de equipo que se logró. Agradecemos a todas aquellas personas que de una u otra forma aportaron para corregir y lograr el exito del proyecto.

Referencias

[1] @DAVINCI. DaVinci Technologies. Web, Diciembre 1/2006. Available at: http://www.davincitechnologies.com/toc.htm/

[2] @XFOIL. X-Foil Subsonic airfoil development system. Web, Diciembre 2006. Available at: http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/

[3] @NACADATA. NACA 4 digits series. Web, Diciembre 2006. Available at: http://www.ppart.de//programming/java/profiles/NACA4.html

[4] @JONES. Viscous Grid Spacing Calculator. Web, 3 Enero 2007). Available at: http://geolab.larc.nasa.gov/APPS/YPlus/

[5] @CFD-ONLINE. Foros libres. Web, Octubre 2006. Available at: http://www.cfd-online.com

[6] ABBOT. Naca summary Report 824. Documento electrónico. 1945. pagina: 142,143.

[7] ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of aerodynamics. 3 ed. New York, Estados Unidos: Mc-Graw Hill, 2001. 1-417 p. ISBN 0-07-237335-0.

[8] PHILLIPS, Warren, FUGAL, Spencer y SPALL, Robert. Minimizing induced drag with wing twist, CFD validation. Estados Unidos, 2006. 4 p.

Información de autores

- Nombre Completo: Santiago Orrego.
- Afiliación: Investigador Universidad EAFIT
- Dirección Completa: Carrera 49 N° 7 Sur - 5. Of. 14-202. Medellín, Colombia.
- Número telefónico: (57-4) - 2619500 ext 9676.
- Correo electrónico: sorrego1@eafit.edu.co