



PROCESO DE IMPLEMENTACIÓN DE TÉCNICA DE VISUALIZACIÓN SHLIEREN TIPO Z PARA EL ANÁLISIS DE INTERFERENCIA DE HÉLICE EN ALA UAV VTOL

JOHN ALBERTO GOMEZ USEDA

Dirigido Por: **Ing. Iván Felipe Rodríguez Barón**

Codirigido por: **Ing. Jaime Enrique Orduy Rodríguez**

Trabajo de grado presentado como requisito para optar al título de:

Especialista en Sistemas de Aeronaves No Tripuladas.

Fundación Universitaria Los Libertadores.

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas.

Bogotá, Colombia.

2023

Contenido

RESUMEN.....	1
ABSTRACT.....	2
INTRODUCCIÓN.....	3
METODOLOGÍA.....	20
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES:.....	35
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	37
Figura 1 Test de Vuelo del XV-142 ^a	4
Figura 2 Burbuja de separación laminar.....	16
Figura 3 Distintos dispositivos de montaje Schlieren.....	18
Figura 4 Aplicaciones Técnica de schlieren.....	19
Figura 5 Baby Shark.....	21
Figura 6 Motor V505 de KV260.....	21
Figura 7 Hélice 1655 MAKII.....	22
Figura 8 Perfil EPPLER 395.....	23
Figura 9 Líneas de flujo en el Perfil EPPLER 395.....	23
Figura 10 Análisis de los centros de presión del perfil EPPLER 395.....	24
Figura 11 Distribuciones de viscosidad/velocidad VS sobre la cuerda del perfil EPPLER.....	25
Figura 12 Gráficos de CL vs AoA y CL vs CD.....	25
Figura 13 Dimensionamiento ala perfil EPPLER 395.....	26
Figura 14 dimensionamiento ala UAV Baby Shark en XFLR5.....	26
Figura 15 Análisis perfil alar en XFLR5 a un ángulo de -6°.....	27
Figura 16 Análisis perfil alar a un ángulo de 0°.....	27
Figura 17 Análisis de un perfil alar a un Angulo de 8.5°.....	28
Figura 18 Configuración del montaje en túnel de viento.....	28
Figura 19 Impresión en 3D.....	29
Figura 20 Secciones del túnel.....	29
Figura 21 Túnel de Viento los libertadores.....	30
Figura 22 Montaje técnica Schlieren.....	30
Figura 23 Medidas montaje túnel de viento.....	31
Figura 24 Sección pruebas túnel de viento.....	32
Figura 25 Ubicación de los espejos cóncavos.....	32
Figura 26 Ubicación del Ala VTOL y toma de medida velocidad m/s.....	33
Figura 27 Prueba cámara de humo.....	33
Figura 28 Fotos Schlieren con cámara de humo en ala VTOL.....	34
Figura 29 Fotografía Schlieren con pistola de calor.....	34
Figura 30 Fotografía Schlieren presencia de interferencia en el ala.....	35
Figura 31 Foto instantánea CFD Schlieren donde muestra el lugar geométrico del gradiente de densidad.....	35

RESUMEN.

Esta investigación presenta un análisis de la implementación de la técnica de visualización Schlieren en túnel de viento, donde se analiza el ala de una aeronave no tripulada de despegue y aterrizaje vertical y avance horizontal “vertical take off landing VTOL”, efectuando inicialmente un cálculo de análisis teórico de la resistencia generada por las hélices de sustentación vertical y posterior realizar un montaje en túnel de viento de la técnica de visualización Schlieren tipo Z, donde con el fin de observar el desprendimiento de la capa límite o las estelas generadas en el extradós del ala por medio de fotografías.

Teniendo en cuenta que la operación de aeronaves no tripuladas no supera la barrera del sonido y este flujo subsónico al tener contacto con elementos que se encuentran delante del ala, además de generar arrastre al avance, puede generar vorticidades, las cuales pueden presentar burbujas de circulación de aire que pueden en algún momento desprender la capa límite y consiguiente presentar pérdidas no calculadas de sustentación en el ala.

Con la técnica de visualización se desea conocer cómo se presenta esta interferencia al pasar el aire en la hélice de un sistema VTOL.

Palabras clave: Aeronave no tripulada, aerodinámica, Schlieren, túnel de Viento, Coeficiente de Drag, temperatura, Velocidad del Viento, histéresis.

ABSTRACT.

This research presents an analysis of the implementation of the Schlieren visualization technique in wind tunnel, where the wing of an unmanned vertical take-off and landing aircraft and horizontal advance "vertical take off landing VTOL" is analyzed, initially performing a theoretical analysis calculation of the resistance generated by the vertical lift propellers and then performing a wind tunnel assembly of the Schlieren visualization technique type Z, where in order to observe the detachment of the boundary layer or the wakes generated on the top surface of the wing by means of photographs.

Taking into account that the operation of unmanned aircrafts does not overcome the sound barrier and this subsonic flow when in contact with elements in front of the wing, besides generating drag when advancing, can generate vorticity, which can present air circulation bubbles that can at some point detach the boundary layer and consequently present uncalculated losses of lift in the wing.

With the visualization technique we want to know how this interference occurs when the air passes through the propeller of a VTOL system.

Keywords: Unmanned aircraft, aerodynamics, Schlieren, wind tunnel, drag coefficient, temperature, wind speed, hysteresis.

INTRODUCCIÓN

En las últimas décadas, la curiosidad e investigación de los vehículos aéreos no tripulados ha incrementado en científicos, académicos y en el ámbito militar. (Ducard & Allenspach, 2021) Las aeronaves no tripuladas UAV VTOL han evolucionado para solucionar unos de los inconvenientes que actualmente cuenta las aeronaves modernas, y es la disminución de los tiempos de despegue y aterrizaje, así como la infraestructura de los aeropuertos. Aunque sus limitaciones todavía son muy evidentes, debido a los altos pesos máximos de despegue MTOW (Maximum Take-Off Weight) que tiene una aeronave de pasajeros o carga, el concepto Vertical Take Off Landing (VTOL) ha llamado la atención tanto en diferentes áreas de la empresa privada como en entidades públicas del estado (Rodriguez et al., 2014).

Este tipo de UAV cuenta con varias configuraciones dependiendo de la ubicación de los motores para generar un despegue vertical que genere estabilidad tanto para su despegue vertical como en su avance horizontal. Hay varios motores tipo tiltrotor... ala basculante, o motores híbridos los cuales tienen 3 o 4 motores, para propulsión vertical y un motor para empuje horizontal.

Los UAV VTOL fueron pensados inicialmente como tiltrotor, donde principalmente se colocaba un motor estableciendo un empuje hacia arriba y uno hacia abajo, "Up is Up and Down is Down" (Dugan, 2014). Las primeras variantes fueron los VZ-1E "Pawnee" utilizando 40 caballos de Fuerza y con un piloto por encima con el fin de establecer una maniobrabilidad (Dugan, 2014). La Ryan VZ-3 "Vertiplane" un modelo de aeronave tiltrotor con un motor lycoming turboshaft que producía 1000 hp, cuyo objetivo era sustentarse a bajas velocidades, pero no se pudo lograr su vuelo óptimo. El Doak VZ-4 utilizaba un motor turboeje Lycoming T-53-L-1 con potencia nominal de 824 a 840 hp, al cual se realizaron los vuelos de prueba sin ningún cumplimiento de los requisitos de su misión. El Hiller X-18 Tilt-Wing diseñado en 1955 financiado por la USAF utilizaron piezas de otros aviones para disminuir los costes de su diseño. Se realizaron 20 vuelos Edwards AFB, CA. El último en 1961 resulta casi en la pérdida del avión. En 1961 se inició una competencia Tri-service con fecha de presentar el diseño en el año 1961. Las empresas que participaron fueron Bell-Lockheed, North American, Sikorsky, Vanguard, Boeing-Wichita, Ling-Temco-Vought (LTV), Boeing- Vertol, McDonnell, and Douglas (2 entries) El modelo LTV XC-142 fue el seleccionado (Dugan, 2014). Cuenta con una planta matriz de General Electric T64, una carga de despegue de 3.336 kg y una velocidad de crucero de 250 nudos.



Figura 1 Test de Vuelo del XV-142^a

Tomado de: <http://lisar.larc.nasa.gov/UTILS/info.cgi?id=EL-2001-00399>

De igual manera en Colombia y de acuerdo con los datos que se tomaron de enero del 2023, los siguientes son los UAV`s que se encuentran actualmente en el mercado colombiano.

Tabla 1 UAV's Usados en Colombia

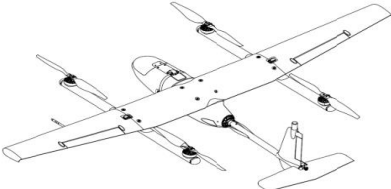
Imagen	Categorías UAV's	CONFIGURACIÓN	Referencia UAV's VTOL	Tiempo de vuelo Máximo (Min) MTOW	Velocidad de Crucero (m/s)	Altura máxima de operación (m)	Wingspan (m)	Peso MTOW (Kg)
	Clase I - A	Dual Systems	DeltaQUAD pro	110	16	4000	2,35	6,2
	<u>Clase I - B</u>	<u>Dual Systems</u>	Baby Shark 260 VTOL	60	22	3000	2,5	12
	Clase I - A	Dual Systems	JOUAV CW-007	60	19	4500	2,2	6,8
	Clase I - B	Dual Systems	Pegasus 230 VTOL	70	20	3000	2,3	8
	Clase I - B	Dual Systems	Loong 2160 VTOL	95	20	1500	2,16	8

Imagen	Categorías UAV's	CONFIGURACIÓN	Referencia UAV's VTOL	Tiempo de vuelo Máximo (Min) MTOW	Velocidad de Crucero (m/s)	Altura máxima de operación (m)	Wingspan (m)	Peso MTOW (Kg)
	Clase I - B	Dual Systems	Heliplane	60	20	4000	2,3	9
	Clase I - D	Hybrid VTOL	VP500	300	27,78	4500-5500	3,8	50
	Clase I - D	Hybrid VTOL	CL850	240	30,56	3000-5000	3,8	55
	Clase I - C	Hybrid VTOL	CL-8	120	25,00	3000 - 5000	3,2	25
	Clase I - D	Hybrid VTOL	PD1 VTOL	420	25,00	3000	4	40
	Clase I	Hybrid VTOL	ALTI REACH	720	26,39	4880	6	80,1
	Clase I - C	Hybrid VTOL	ALTI TRANSITION	360	26,39	3960	3	15,1

Imagen	Categorías UAV's	CONFIGURACIÓN	Referencia UAV's VTOL	Tiempo de vuelo Máximo (Min) MTOW	Velocidad de Crucero (m/s)	Altura máxima de operación (m)	Wingspan (m)	Peso MTOW (Kg)
	Clase I - D	Hybrid VTOL	Domani	600	23,89		4,5	32
	Clase I - D	Hybrid VTOL	CZ-CND	360	25,00	5000	3,4	30,1
	Clase I - C	Hybrid VTOL	CZ-35	240	27,78	4000	3,6	27
	Clase I - D	Hybrid VTOL	CZ-45	420	19,44	4000	4,5	60
	Clase I - B	Hybrid VTOL	CZ-25	120	19,00	100	2,5	12

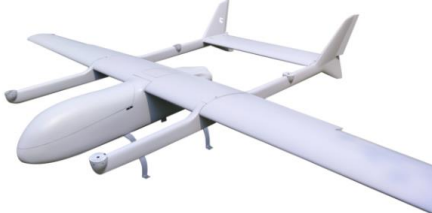
Imagen	Categorías UAV's	CONFIGURACIÓN	Referencia UAV's VTOL	Tiempo de vuelo Máximo (Min) MTOW	Velocidad de Crucero (m/s)	Altura máxima de operación (m)	Wingspan (m)	Peso MTOW (Kg)
	Clase I	Hybrid VTOL	Mugin-4 Pro	420	23,00		4,51	85
	Clase I	Hybrid VTOL	Mugin-6 Pro	480	25,00		6	100
 • More Stability • Max 15KM Range	Clase I - A	Tilt-Rotors Vtol	Nimbus	90	18,06	3500	1,8	6
	Clase I - C	Dual Systems	Great Shark 330 VTOL	180	21,94	3000	3,2	23
	Clase I - B	Dual Systems	SABER 220 VTOL Delta Wing	120	18,89	3000	2,1	7,1

Imagen	Categorías UAV's	CONFIGURACIÓN	Referencia UAV's VTOL	Tiempo de vuelo Máximo (Min) MTOW	Velocidad de Crucero (m/s)	Altura máxima de operación (m)	Wingspan (m)	Peso MTOW (Kg)
	Clase I - C	Dual Systems	Wingcopter-198	90	27,78	3000	1,98	25
	Clase I - B	Dual Systems	AYK-250	210	26,00	4800	2,5	14
	Clase I - A	Dual Systems	Trinity F90Plus	90	18,61	4500	2,39	5
	Clase I - D	Tail Sitter - THRUST TRANSITIONING	V BAT	660	46,30	4572	2,95	57
	Clase I - C	Dual Systems	Mugin-3 Pro 3000	240	23,89	4000	3,025	25

Imagen	Categorías UAV's	CONFIGURACIÓN	Referencia UAV's VTOL	Tiempo de vuelo Máximo (Min) MTOW	Velocidad de Crucero (m/s)	Altura máxima de operación (m)	Wingspan (m)	Peso MTOW (Kg)
	Clase I - C	ALA ROTATORIA	PULSE VAPOR 55	60	10	3657		24,9
	Clase I - B	Hybrid VTOL	BIRDSEYE VIEW FIREFLY 6 PRO	60	18		1,524	9,9
	Clase I - A	Tail Sitter - COLLECTIVE THRUST TRANSITIONING	ATMOS MARLYN COBALT	50	18,1	3000	1,6	6,7
	Clase I - D	Hybrid VTOL	FVR - 90 VTOL	960	25	5486	2,5	64,4

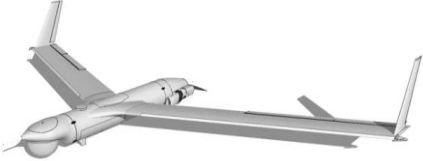
Imagen	Categorías UAV's	CONFIGURACIÓN	Referencia UAV's VTOL	Tiempo de vuelo Máximo (Min) MTOW	Velocidad de Crucero (m/s)	Altura máxima de operación (m)	Wingspan (m)	Peso MTOW (Kg)
	Clase I - A	Ala Fija	COELUM	60	12	3200	2,5	5,5
	Clase I - D	Ala Fija	Quimbaya	480	27,8	3600	5,24	70
	Clase I - C	Ala Fija	SCANEAGLE	1200	30,3	5950	3,11	22,5
	Clase I - B	Ala Fija	BAE SILVER FOX	600	23,05	3657	2,4	13
	Clase I - A	Cuadrocopter	PARROT AR DRONE	12	5			0,402

Imagen	Categorías UAV's	CONFIGURACIÓN	Referencia UAV's VTOL	Tiempo de vuelo Máximo (Min) MTOW	Velocidad de Crucero (m/s)	Altura máxima de operación (m)	Wingspan (m)	Peso MTOW (Kg)
	Clase I - A	Ala Fija	AEROVIRO NMENT RQ-11B RAVEN	75	8,8	152	1,4	2,2
	Clase I - A	Ala Fija	AEROVIRO NMENT RQ-20 PUMA	120	13	152	2,8	6,3
	Clase I - A	Ala Fija	SKYWALKER X8 FPV	18	25	4500	2,1	3,5
	Clase I - A	Cuadrocopter	DJI TECHNOLOGY CO INSPIRE 1	18	22	2500		3,5
	Clase I - B	Ala Fija	BLUE BIRD AERO SYSTEMS SPYLITE	240	27	3000	2,7	9

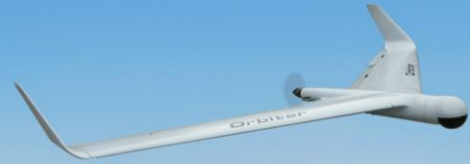
Imagen	Categorías UAV's	CONFIGURACIÓN	Referencia UAV's VTOL	Tiempo de vuelo Máximo (Min) MTOW	Velocidad de Crucero (m/s)	Altura máxima de operación (m)	Wingspan (m)	Peso MTOW (Kg)
	Clase I - B	Ala Fija	AERONAUTICS SYSTEMS ORBITER-2	180	19,5	4114	2,9	10,3
	Clase I - A	Cuadrocopter	DJI TECHNOLOGY CO MATRICE 210	38	12,5	3000		6,14
	Clase III	Ala Fija	Iris	600	44,7	5181,6	10,9	644,1
	Clase III	Ala Fija	EBIT HERMES 900	2160	31	900	15	1100

Imagen		Categorías UAV's	CONFIGURACIÓN	Referencia UAV's VTOL	Tiempo de vuelo Máximo (Min) MTOW	Velocidad de Crucero (m/s)	Altura máxima de operación (m)	Wingspan (m)	Peso MTOW (Kg)	
			Clase III	Ala Fija	EBIT HERMES 450	1020	36,1	5500	10,5	970

La resistencia en una aeronave se divide en dos, arrastre parasito el cual se encuentra compuesto por el arrastre de la forma, arrastre de interferencia y arrastre de fricción. (Sahwee et al., 2019)

Esta investigación se centrará en realizar un análisis de la interferencia que genera el UAV Baby Shark 260, analizando la interferencia que se presenta en la hélice la cual genera estelas o vorticidades sobre en el extradós del ala.

Teniendo en cuenta que las velocidades de este tipo de aeronaves no superan la velocidad del sonido y en velocidades bajas donde la capa limite debería permanecer laminar aguas abajo de la presión mínima y posterior formar una capa de corte o cizalladura (Mueller & DeLaurier, 2003).

Cuando es menor a 50,000 esta capa no se une nuevamente. Superando este valor la transición tiene lugar en la capa de cizalladura. Si el valor que el gradiente de presión adverso no es demasiado grande, el flujo puede recuperarse a través del arrastre para a unirse a la superficie del perfil. (Mueller & DeLaurier, 2003). De esta manera se forma una región donde recircula un flujo de aire la cual se denomina burbuja de separación transicional. (Mueller & DeLaurier, 2003).

Esta burbuja puede ocupar entre el 15% y el 40% de la superficie y tiene un efecto dramático en las características de pérdida del perfil (disminución de sustentación y aumento de resistencia). Una burbuja corta con números de Reynolds altos con un ángulo de ataque la sustentación aumenta, hasta que se produce perdidas. Si se generase una burbuja larga en la superficie y números de Reynolds bajos, la perdida se produce cuando llega al borde de salida. (Mueller & DeLaurier, 2003)

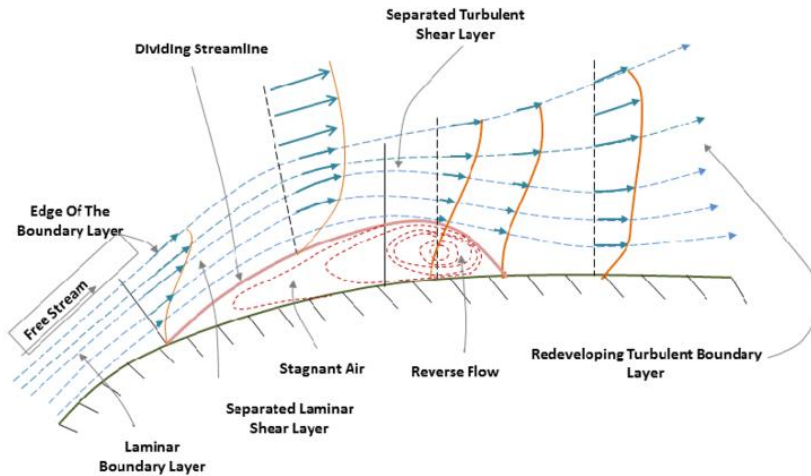


Figura 2 Burbuja de separación laminar
Tomado de: (Antonelli et al., 2015)

Este comportamiento es un factor de la aparición de la histéresis en algunos perfiles aerodinámicos. (Mueller & DeLaurier, 2003). El fenómeno de histéresis es difícil de predecir teniendo en cuenta su física inherente y su extrema sensibilidad debido a las condiciones ambientales con los conceptos de perturbaciones acústicas, estructurales y de turbulencia de corriente libre. La "histéresis aerodinámica" se utiliza para describir el efecto del retraso en la separación y reinserción de la capa límite sobre el momento de sustentación, arrastre y cabeceo. Para ángulos de ataque mayores la separación del flujo se retrasa hasta un ángulo de ataque apreciablemente mayor que la de un perfil aerodinámico estacionario. El restablecimiento de un flujo suave también se retrasa (Peterson, 1964). La histéresis es el resultado del comportamiento de transición de la capa de corte de la superficie de sotavento y la capacidad para unirse a la superficie del perfil aerodinámico, afectando la ubicación de la separación turbulenta. La presencia y el comportamiento de las burbujas de transición laminares de la superficie superior contribuyen a la histéresis. (Traub, 2016)

Apoyándonos con la técnica de visualización Schlieren, se observarán los cambios de del flujo de aire en el perfil alar y aún más cuando este flujo de aire choca con la hélice del sistema de empuje vertical cuando la aeronave se encuentra en modo crucero.

La óptica Schlieren, que se originó en el siglo XVII junto con los microscopios y telescopios, alcanzó su etapa científica más avanzada en el siglo XIX gracias al inventor August Toepler. Reconocida como el "método de las rayas" en alemán, la óptica Schlieren tiene aplicaciones en

diversas disciplinas científicas, permitiendo la observación de fenómenos transparentes en sólidos, líquidos, gases y plasmas.

Esta técnica se basa en la detección de cambios en el índice de refracción (n) de un medio atravesado por un rayo luminoso. Cuando el haz se desplaza en la dirección z , los gradientes $\partial n/\partial x$ y $\partial n/\partial y$ refractan los rayos, normalmente invisibles al ojo humano. La óptica Schlieren utiliza un filtro espacial para enfocar el haz de luz y detectar los rayos refractados.(Traldi et al., 2018).

Un ejemplo ilustrativo es el sistema Schlieren tipo lente, presentado en la Figura 1a. Una fuente de luz brillante (LS) ilumina en la dirección z , siendo colimada por la lente L1 y enfocada por la lente L2. Entre estas lentes, un "objeto Schlieren" S, con gradientes $\partial n/\partial y$, refracta los rayos hacia arriba y abajo. Aunque los ángulos de refracción están exagerados en la figura para mayor claridad, suelen ser pequeños, medidos en segundos de arco, similar a las mediciones astronómicas. La óptica Schlieren revela detalles que escapan a la percepción directa, posibilitando el estudio preciso de fenómenos transparentes (Traldi et al., 2018).

Distintos dispositivos Schlieren: sistema de lente tipo Toepler (a), configuración simple "tipo z " (b), sistemas "tipo z " plegados con haces Schlieren no paralelos plegados (c) y con haz paralelo doblado dos veces (d), disposición Schlieren de un solo espejo y doble paso (e), orientación Schlieren al fondo (BOS) (f), sistema Schlieren de enfoque (lente y cuadrícula) (g), sistema de gráfico de sombras directo (h) y sistema de gráfico de sombras "enfocado" (i). Los elementos individuales de estas configuraciones se detallan minuciosamente en el texto. Se presenta una lista de abreviaturas utilizadas, incluyendo B para antecedentes, BF para filtro de paso de banda, BS para divisor de haz, C para cámara, CG para cuadrícula de corte, FL para lente de Fresnel, FM1 para espejo plegable 1, FM2 para espejo plegable 2, g para distancia de desenfoque, KE para filo de navaja, L para lente, LS para fuente de luz, L1 para lente de campo schlieren 1, L2 para lente de campo Schlieren 2, M para plano de enfoque de la cámara, PM1 para espejo parabólico 1, PM2 para espejo parabólico 2, RL para lente de relevo, S para objeto schlieren (plasma), SG para red fuente, SL para lente schlieren, SM para espejo esférico, x , y , z para coordenadas cartesianas, Δy para desplazamiento del rayo en la dirección y , y ϵ y para ángulo de refracción en la dirección y .(Traldi et al., 2018)

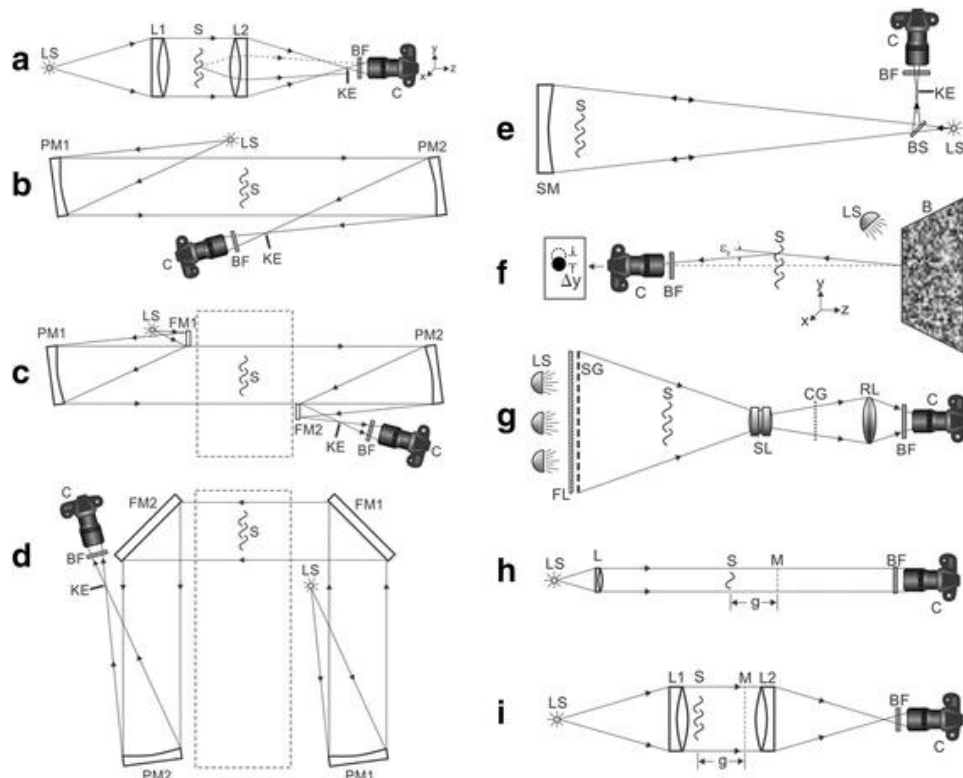


Figura 3 Distintos dispositivos de montaje Shclieren

Tomado de: Schlieren imaging: a powerful tool for atmospheric plasma diagnostic

Como se menciona en el documento, se realizará el análisis realizando la construcción de la técnica de visualización Shlieren tipo z, donde se podrá observar el comportamiento de un fluido, en este caso el aire, el cual se acelerará mediante el túnel de viento, observando el fenómeno de cambio de gradiente de densidad.

Robert Hook, L. Foucault y A. Toepler entre otros, empezaron a realizar trabajos desarrollada para realizar el control calidad de las lentes utilizadas en microscopios y telescopios. LFoucault realizo experimentos como la prueba de la navaja para espejos utilizados en telescopios astronómicos. Ernest Mach convino la fotografía con la técnica schlieren desarrollando la dinámica de los gases

Actualmente, los UAV operan en varias áreas, lo que confirma su versatilidad y gran potencial de desarrollo, tanto en interiores como en exteriores, dependiendo de donde sea aplicado como, manejo zonas urbanas, vigilancia, observación en extremos, agricultura de precisión, topografía, búsqueda, rescate, entre otras (Bustamante, 2018).

Poder definir los cálculos correspondientes para disminuir las vorticidades que se generan por las hélices, lograrían disminuir las pérdidas en el gasto de las baterías o el combustible de acuerdo si el sistema de propulsión es híbrido, o es un sistema totalmente eléctrico.

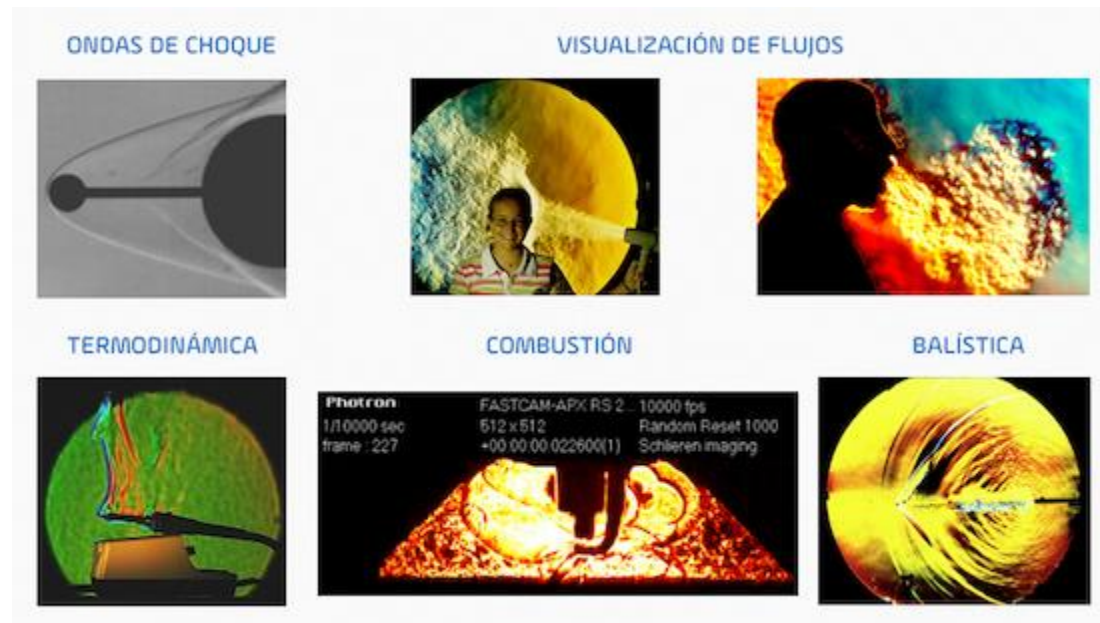


Figura 4 Aplicaciones Técnica de schlieren

Tomado de: <https://www.grupoalava.com/ingenieros/actualidad/fotografia-schlieren/>

Problema: una de las desventajas de cualquier aeronave es la resistencia que genera las superficies que no son aerodinámicas o presentan una resistencia al avance en vuelo recto y nivelado. Este es uno de los grandes retos que el diseño de los UAV's tipo VTOL presenta para su fabricación. Estas interferencias generan vorticidades que llegan a al ala y a su vez al estabilizador horizontal lo que generaría pérdidas las cuales se representarían en gasto de batería o combustible.

Hipótesis: realizar la técnica de visualización Schlieren en túnel de viento, y observar las interferencias del flujo de aire que pasa en la hélice y las generan un flujo turbulento, el cual pasa por el ala, presentando un desprendimiento de la capa límite, generando pérdidas de sustentación en la sección donde se encuentra la hélice de un UAV tipo VTOL. Esto debido a que durante la fase de vuelo de crucero vuelo rectilíneo y nivelado de manera horizontal, las hélices se encuentran inmóviles y estas al presentar esta resistencia del avance en régimen subsónico, presenta una interferencia mayor o menor de acuerdo con la posición que finalice las

mismas. Esta resistencia genera estelas y vorticidades que llegan al ala y presentando burbujas de separación laminar las cuales presentan en algunos casos desprendimiento de la capa límite lo cual afecta la sustentación de que requiere la aeronave generando un mayor consumo de batería.

Justificación: Evaluar la técnica de visualización Schlieren tipo Z utilizándola en el túnel de viento para conocer si en un régimen Subsónico, se puede obtener resultados de visualización de la interferencia y vorticidades que se presenta al pasar el flujo de aire en la hélice del sistema de empuje vertical del UAV VTOL y posterior el flujo de aire que pasa al ala se puede presentar el desprendimiento de capa límite y se genere estas pérdidas de sustentación las cuales pueden afectar la aeronave en los virajes o presentar un mayor consumo de energía.

Objetivo: Mediante la técnica de visualización de fluidos Schlieren observar la interferencia que genera un sistema de empuje vertical a través de su hélice sobre el ala analizando el desprendimiento de capa límite que pudiera generarse asumiendo que se encuentran en una fase de vuelo recto y nivelado. De igual manera realizar los cálculos correspondientes para determinar los coeficientes de arrastre y coeficientes de sustentación del sistema de propulsión VTOL de una aeronave y los coeficientes del ala.

METODOLOGÍA

1. Análisis de la aeronave:

La aeronave baby shark es UAV en fibra de carbono con una envergadura de 2,5 metros, con un peso en vacío sin batería de 5,6 kg y un peso máximo de despegue de 13kg para un rango de 0 a 1.500 metros y para un rango de 1.500 metros a 3.000 metros con un peso máximo de despegue de 11kg, velocidad de pérdida de 16 m/s, máxima velocidad de crucero de 110 km/h, máxima tasa de banco de 30°, altura sugerida de crucero de 22 m/s y altura máxima de 3.000 m. El perfil que maneja el Baby Shark es EPPLER 397.

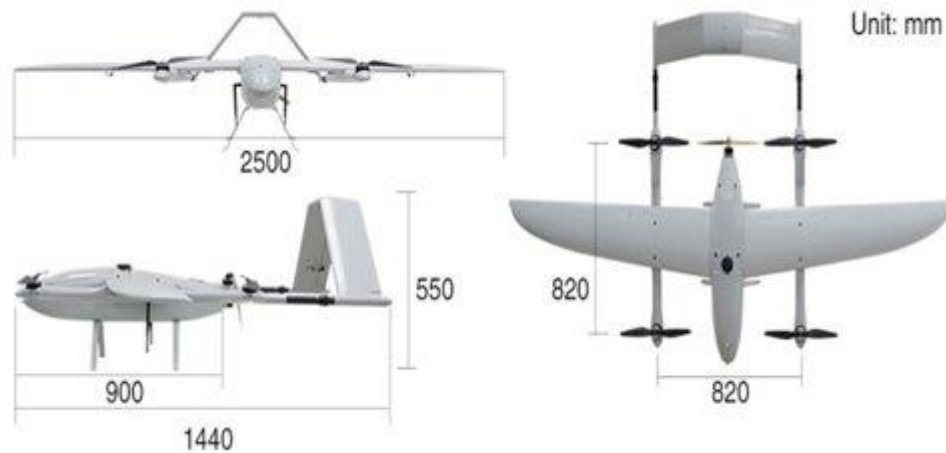


Figura 5 Baby Shark

Tomado de: https://www.foxtechfpv.com/media/catalog/product/cache/1/thumbnail/f9e3fd5532fee5dff8703250ee5ad2b0/b/s/bs_main2.jpg

A continuación, se describe los elementos que se analizaron y los cuales hacen parte del estudio de aerodinámica dentro la aeronave Baby Shark.

Cuenta con un motor de empuje vertical T-motor MN505 KV260 el cual tiene un tamaño de 55,6 mm de diámetro externo y una altura de 38,9 milímetros (mm). El peso aproximado es de 255 gramos incluido cables, configuración de 24N28P y trabaja a 1,5 amperios (A).



Figura 6 Motor V505 de KV260

Tomado de: <https://store.tmotor.com/product/v505-vtol-motor.html>

Para el calculo de coeficiente de drag del motor utilizamos el coeficiente de arrastre de un cilindro el cual es 1,2, el área de referencia del motor es la longitud multiplicada por el diámetro(Saengphet & Thumthae, 2016), donde se utiliza la siguiente formula:

$$C_{D_{motor}} = \frac{C_{D_{motor}}(l_{motor} * D_{motor})}{S_{ref}}$$

La hélice es una 1655 MARKII Matte Carbon Fiber Propeller CW&CCW, la cual tiene una longitud: 16 pulgadas, un paso: 5,5 pulgadas y un peso de 32g. El material de estas hélices es de fibra de carbono.



Figura 7 Hélice 1655 MAKII

Tomado de: <https://dev.foxtechfpv.com/1655-mkii-carbon-fiber-propeller-cw-ccw.html>

Para el cálculo del coeficiente de arrastre del sistema multirotor el cual no es un sistema TILTROTOR, siempre va a generar una resistencia constante en el tiempo durante el vuelo de crucero. El coeficiente de resistencia de una hélice detenida en posición de crucero se calcula utilizando la siguiente ecuación (Dündar et al., 2020):

$$C_{D_{MR}} = \frac{0,1 * (NDC_{0.7R})}{S_{ref}}$$

El ala del UAV Baby Shark está compuesta de un perfil EPPLER 395, y como se mencionó antes cuenta con una envergadura de 2,5 metros, la cuerda de raíz tiene 0,32m, y la cuerda de punta tiene 0,11 m. El valor del aspect ratio se encuentra en 10,71, su cuerda media geométrica es de 0,23 m y tiene un área de 0,57 m²

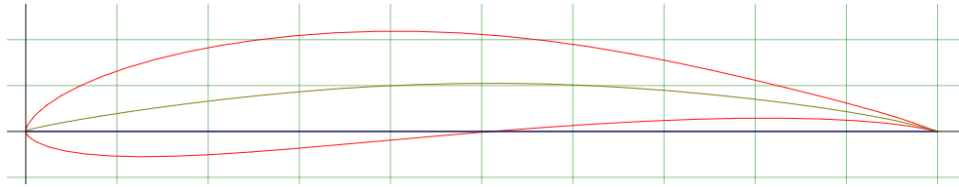


Figura 8 Perfil EPPLER 395

Tomado de: <http://www.airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=e395-il>

Con lo anterior se utilizó el software javafoil para visualizar los coeficientes de sustentación y de Drag que se presenta en el perfil en diferentes números de Reynolds.

Como se puede observar en la figura las líneas de flujo en el extradós son de una distribución más compacta a través del perfil que las líneas que pasan en el intradós. Esto debido al aumento de velocidad del flujo para conservar la energía al llegar al borde de salida del perfil.

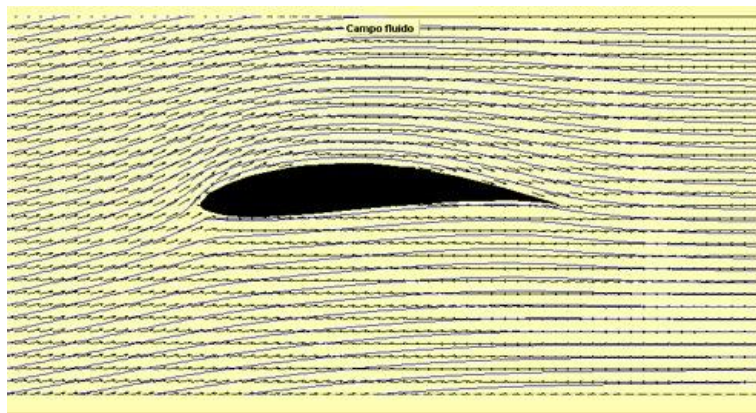


Figura 9 Líneas de flujo en el Perfil EPPLER 395

Se observa en las imágenes que a medida que aumenta el ángulo de ataque la presión en el extradós del perfil disminuye y aumenta la presión del perfil intradós. Cuando se llega a los ángulos de 8° se alcanza el mayor Lift el cual es de 1,6 de acuerdo con lo realizado por el software

javafoil. Cuando se aumenta este ángulo se observa la pérdida de sustentación del perfil y para un ángulo de ataque mayor de 10° , esta pérdida se observa con un coeficiente de 1,3.

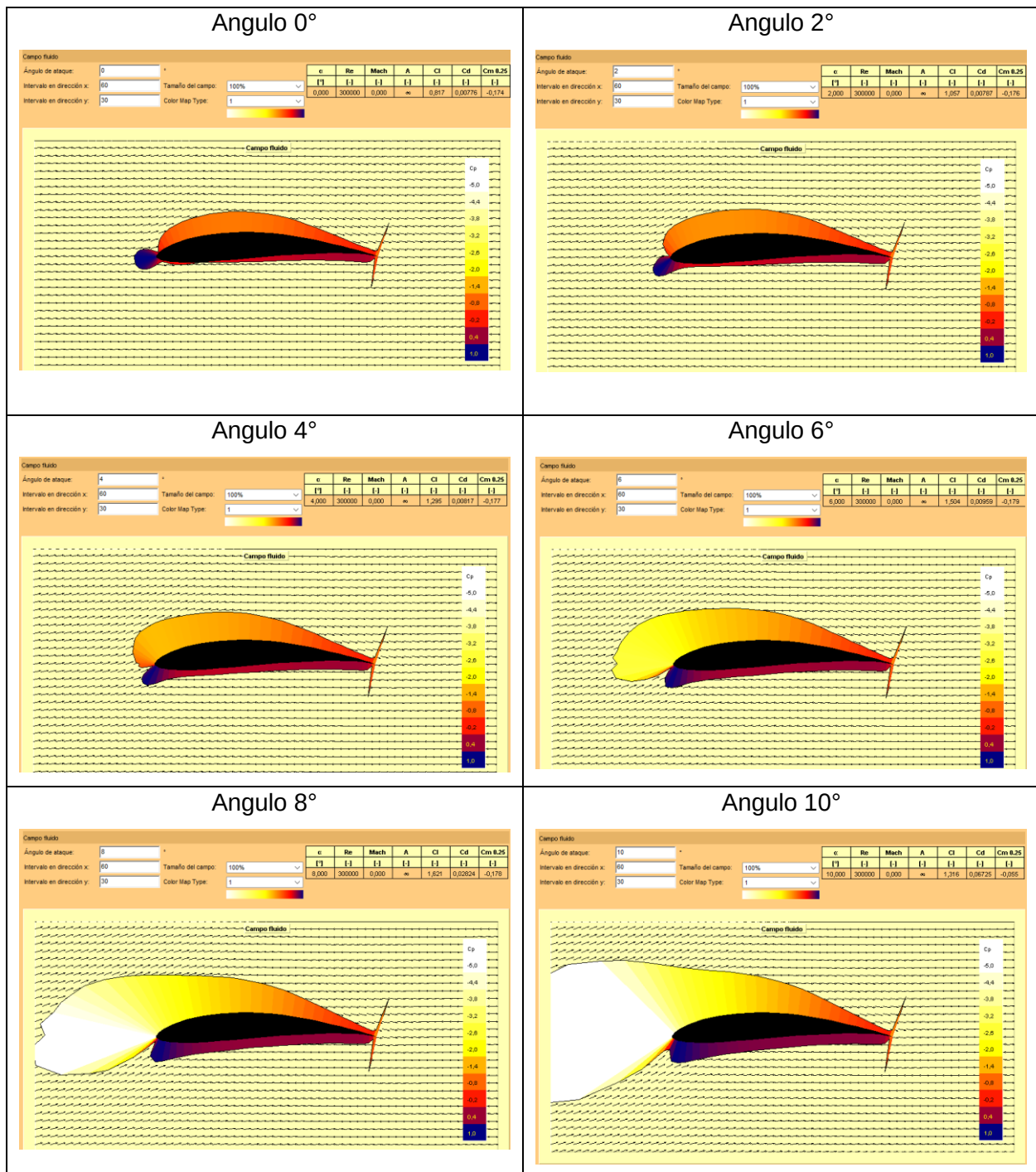


Figura 10 Análisis de los centros de presión del perfil EPPLER 395

Cuando analizamos la distribución de la velocidad a través de la cuerda, observamos que el perfil en un ángulo máximo de 10° se genera una distribución de velocidad uniforme.

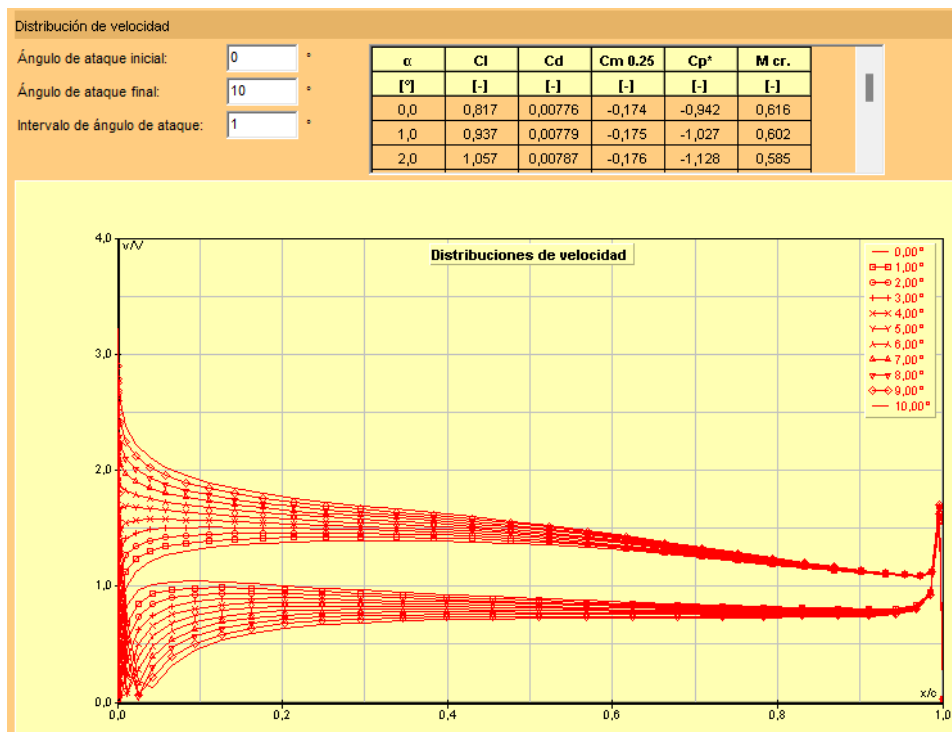


Figura 11 Distribuciones de viscosidad/velocidad VS sobre la cuerda del perfil EPPLER

En estas graficas podemos apreciar que los máximos números de coeficientes de sustentación que se lograrían obtener sería de 1,75 a un ángulo de 12° , y que posterior se presenta una caída de la sustentación, es decir una pérdida del perfil aerodinámico.

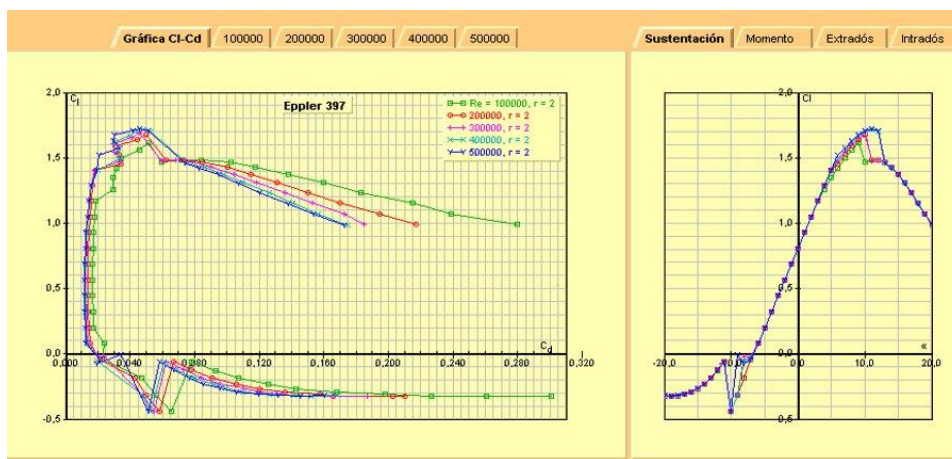


Figura 12 Gráficos de C_L vs α y C_L vs C_D

Se utilizó para el dimensionamiento del ala el Software AAA con el fin de visualizar la siguiente imagen donde muestra la cuerda media geométrica del ala. La cuerda de acuerdo con esta configuración tiene un valor de 0,23m.

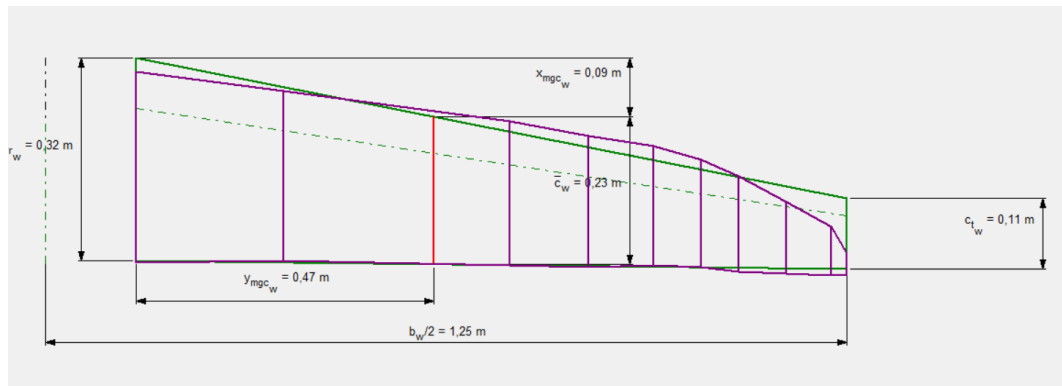


Figura 13 Dimensionamiento ala perfil EPPLER 395

Dentro de la configuración realizada en XFLR5 se observa un área total de $0,573 \text{ m}^2$, un aspect ratio de 10,7, taper ratio de 0,144 y un ángulo de flechamiento de $10,3^\circ$. Este proceso se realizó en el software con el fin de analizar las líneas de flujo y los coeficientes máximos que se lograría en el ala.

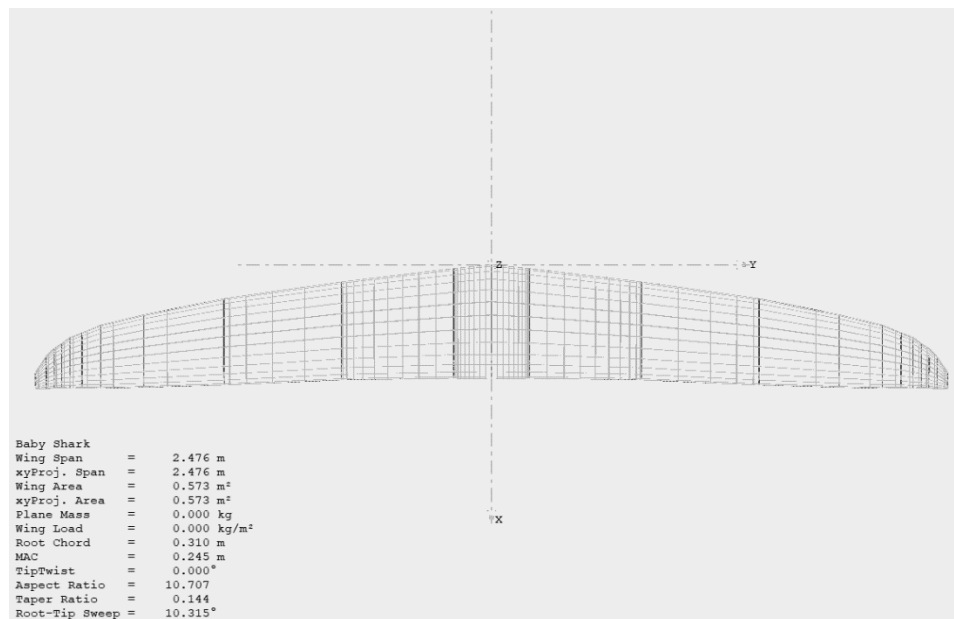


Figura 14 dimensionamiento ala UAV Baby Shark en XFLR5

Cuando se realiza el análisis en el software XFLR5, observamos que los coeficientes máximos se logran en un ángulo de ataque de $10,5^\circ$ alcanzando coeficientes de sustentación de 1,4 y

coeficientes de arrastre de 0,093. A continuación, se muestran las imágenes de los máximos y mínimos que se logró alcanzar en el Software.

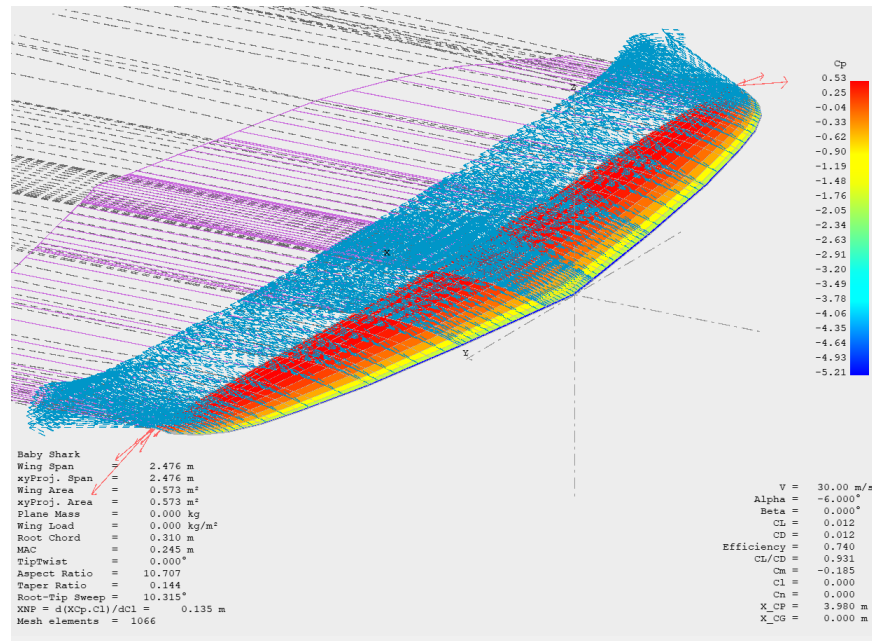


Figura 15 Análisis perfil alar en XFLR5 a un ángulo de -6°

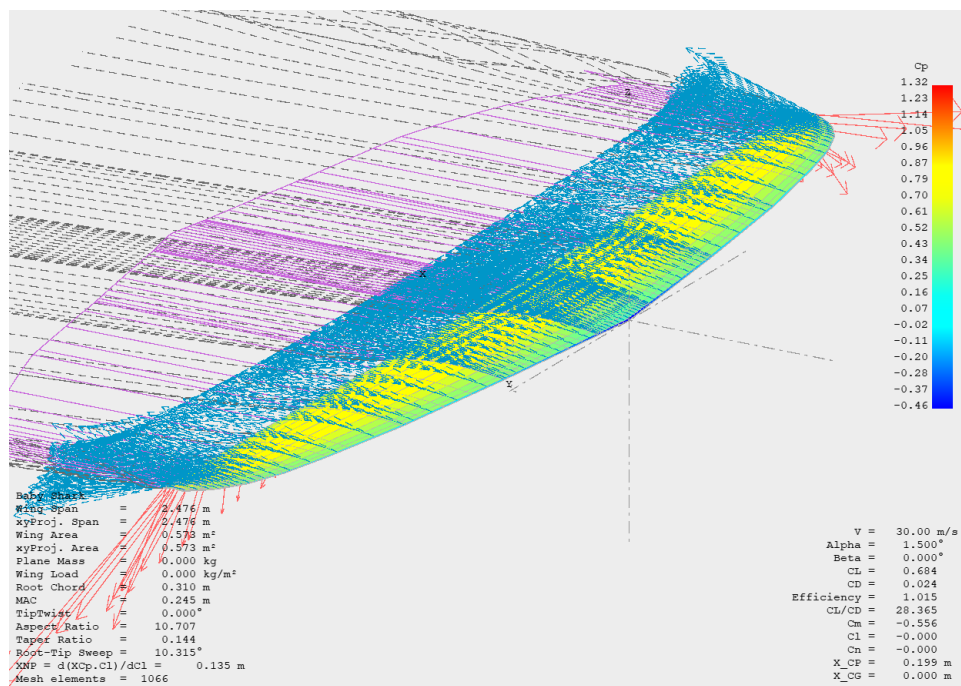


Figura 16 Análisis perfil alar a un ángulo de 0°

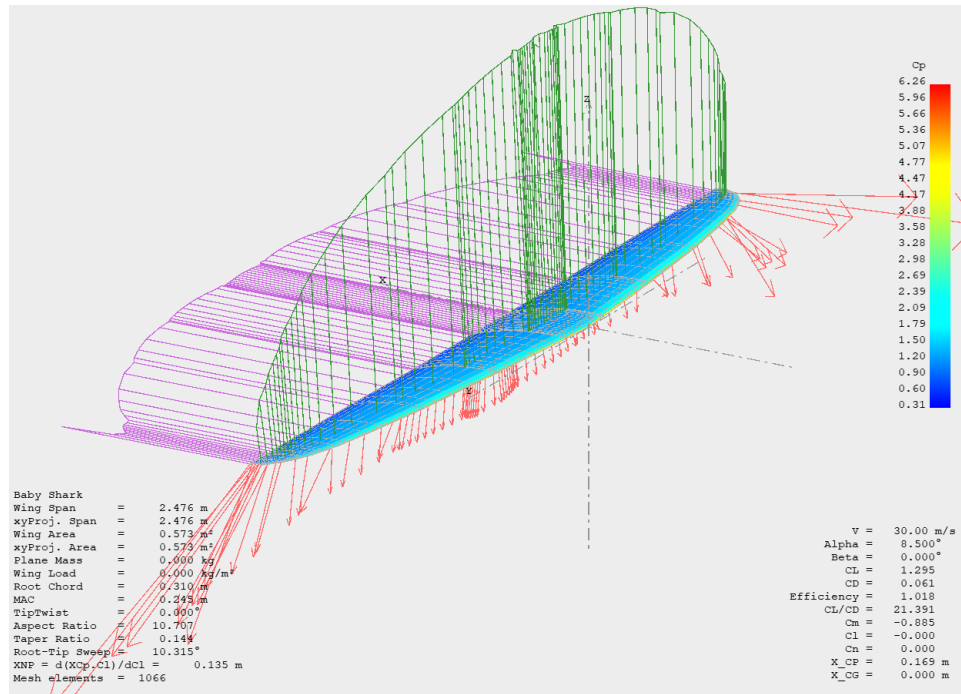


Figura 17 Análisis de un perfil alar a un Angulo de 8.5°

Se realiza análisis principalmente al ala de la aeronave VTOL con sus componentes los cuales se encuentra compuestos por el motor, el pylon el cual se encuentra anclado al ala y en este en cada extremo se encuentra un motor de empuje vertical, y por último la hélice la cual es quien realiza la sustentación en el eje Z cuando se realiza hover la aeronave.

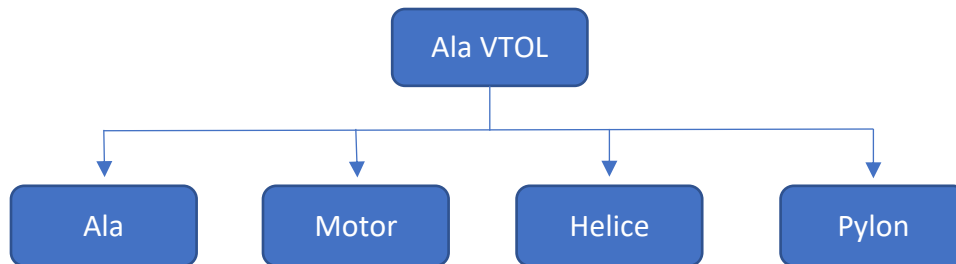


Figura 18 Configuración del montaje en túnel de viento

Se realizo la impresión en 3D de esta configuración sin la hélice. Se realizo posterior la correspondiente fabricación, debido a que el espesor de esta no permitía una correcta impresión y su proceso de curado no permitía dar la forma a la hélice. Para esto se fabricó una en madera de balsa con las medidas de la hélice a escala con el fin de colocarla en la impresión del ala VTOL y realizar el experimento.

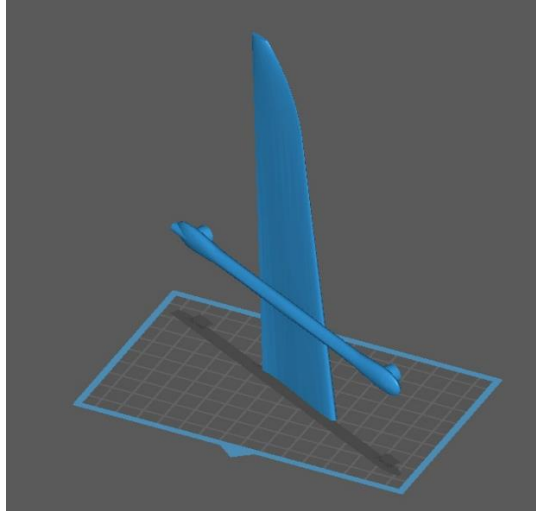


Figura 19 Impresión en 3D

2. Túnel de viento

Realizando la verificación del manual de túnel de viento este es un circuito abierto de viento subsónico de baja velocidad donde se puede llevar pruebas y ensayos de tipo experimenta y demostrativo para el área de dinámica de fluidos. Se determino los elementos necesarios para el experimento, verificando equipos como anemómetro, cámara de humo y manual del túnel de viento.

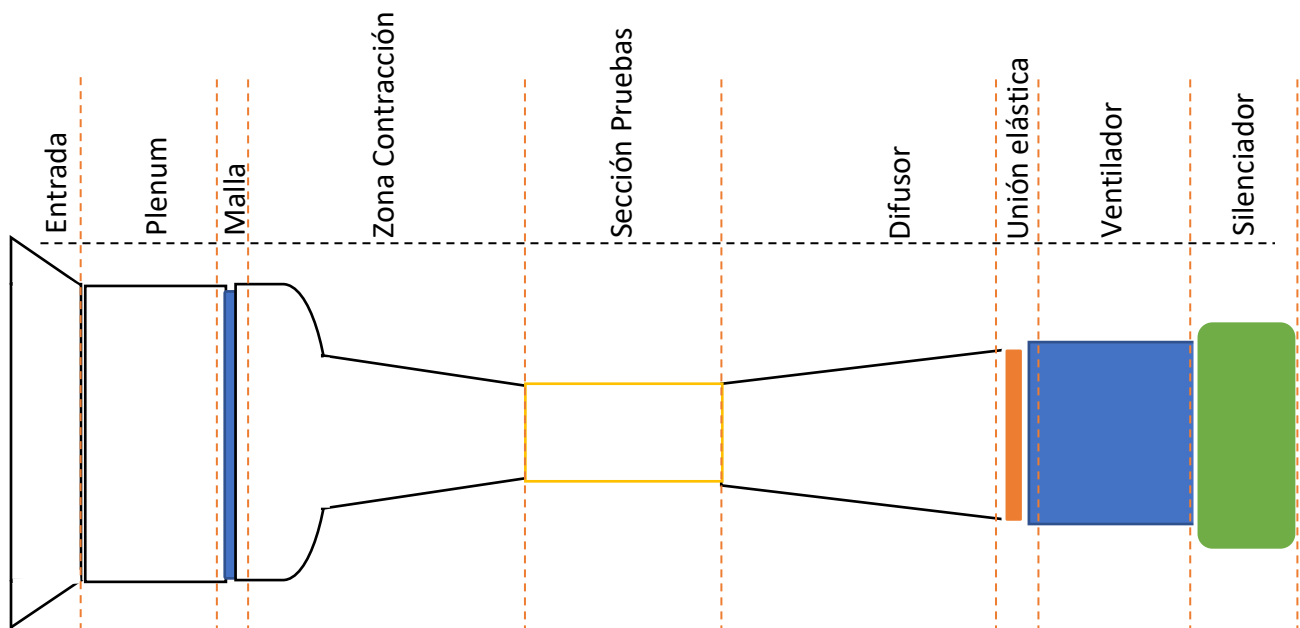


Figura 20 Secciones del túnel



Figura 21 Túnel de Viento los libertadores

3. Ubicación equipos Técnica Schlieren.

Se utilizará la técnica Schlieren tipo Z donde se colocarán los espejos a los lados del túnel de viento con el fin de enfocar el experimento. Se ubicará los equipos como la cámara fotográfica de alta velocidad.

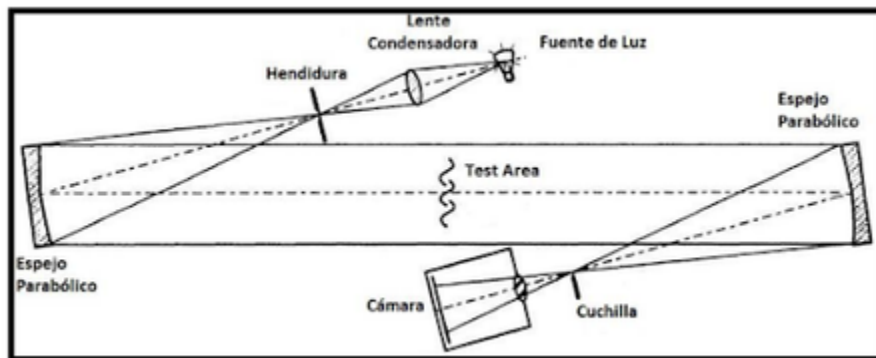


Figura 22 Montaje técnica Schlieren.

Tomado: <https://es.paperblog.com/fotografia-de-fluidos-tecnica-schlieren-7312150/>

Tomando como referencia el montaje de la técnica de Schlieren realizado en la Universidad los Libertadores, se efectuó la prueba con las mismas medidas para obtener una mayor fiabilidad al momento de realizar el proceso en el túnel de viento y posterior evaluar las medidas adicionales para realizar este proceso.

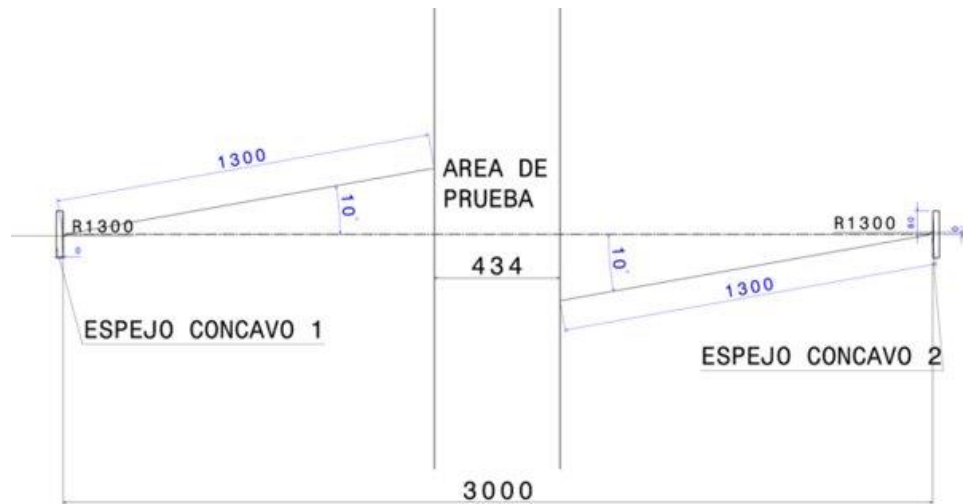


Figura 23 Medidas montaje túnel de viento
Tomado: (Rosas Bonilla, 2018)

4. Toma de datos.

Se realiza las pruebas del experimento donde se controla, temperatura velocidad del viento y la ubicación correcta del foco de la cámara con el fin que el foco se encuentre correctamente de acuerdo con los cálculos que se tomen para obtener una imagen adecuada.

Para las pruebas se utilizó una velocidad del túnel de viento de 500, 600 y 700 RPMS las cuales al tomar la medida alcanzaron los 12 m/s, 14 m/s y los 16 m/s.



Figura 24 Sección pruebas túnel de viento

Se realiza el montaje con los espejos en cada lado del túnel del viento ubicándolos de tal modo que se logre efectuar el montaje de la visualización Schlieren tipo Z. la altura fue aproximadamente de 1,8 metros desde el centro del foco y para ello se utilizó material que se encontraba a la mano como cajas y muebles dentro del laboratorio del túnel de viento.

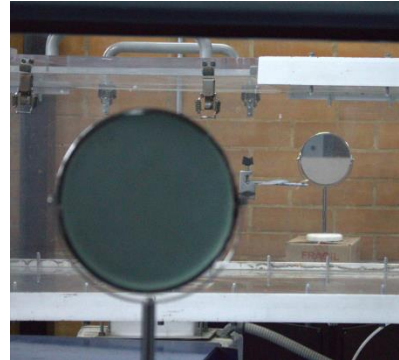


Figura 25 Ubicación de los espejos cóncavos

Para la ubicación del perfil se utilizó una barra cilíndrica la cual se utiliza dentro de la balanza aerodinámica. Se realizó mediciones de velocidad con el fin de evaluar a qué velocidad se alcanzaba a llegar dentro del túnel de viento.

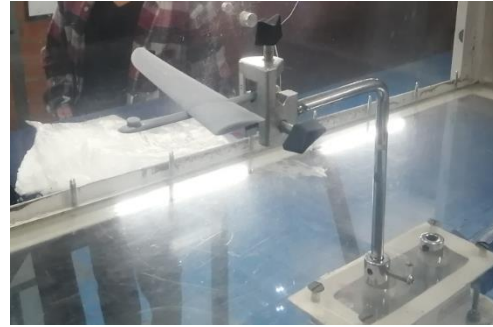
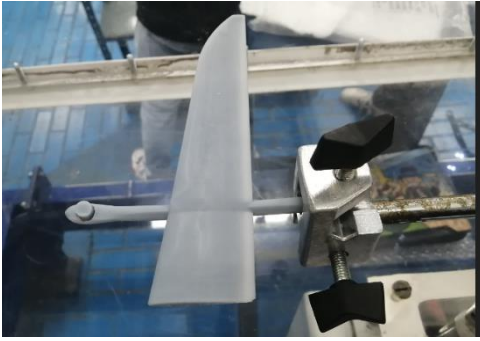


Figura 26 Ubicación del Ala VTOL y toma de medida velocidad m/s

Se realizaron varios experimentos antes de iniciar la prueba de visualización los cuales permitieron establecer la adecuada ubicación de los equipos, calibración de los espejos, ubicación de la cámara de humo, la cual permitiera visualizarse dentro del experimento.



Figura 27 Prueba cámara de humo

5. Análisis de datos.

Posterior a realizar la calibración de los espejos y tener ubicado el foco para la realización del experimento, con una cámara profesional CANON se tomó las imágenes que se observan a continuación. Se inicio la prueba desde los 500 rpm y se utilizó la cámara de humo con el fin de visualizar el flujo a través del ala. Como se observa en las imágenes el flujo pasa a través de la hélice en varias ocasiones, sin embargo, debido a varias interferencias como lo son la refracción a través del acrílico y teniendo en cuenta que los flujos alcanzados son de 0,04 MAC, la

visualización que se alcanza a observar no permite visualizar la interferencia que genera el aire sobre el ala.

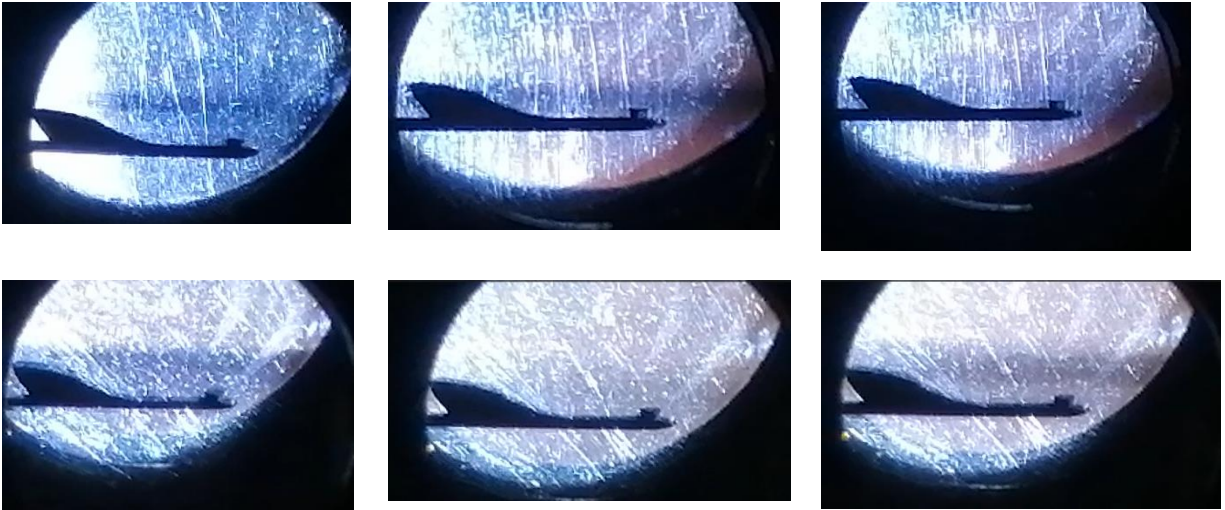


Figura 28 Fotos Schlieren con cámara de humo en ala VTOL

Los flujos laminares que se alcanzaron y los problemas de reflectancia que se generan por el espesor del acrílico no generan una adecuada visualización en el experimento de Schlieren. Posterior a esto se utilizó una pistola de calor teniendo en cuenta que la visualización del experimento se logra, al realizar el cambio de temperatura los cuales afectan los gradientes de presión en el ambiente. Se obtuvieron los siguientes resultados:

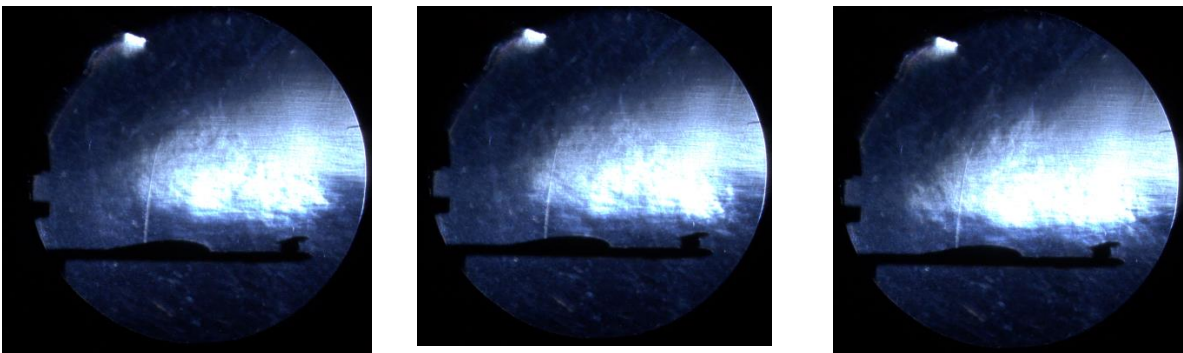


Figura 29 Fotografía Schlieren con pistola de calor

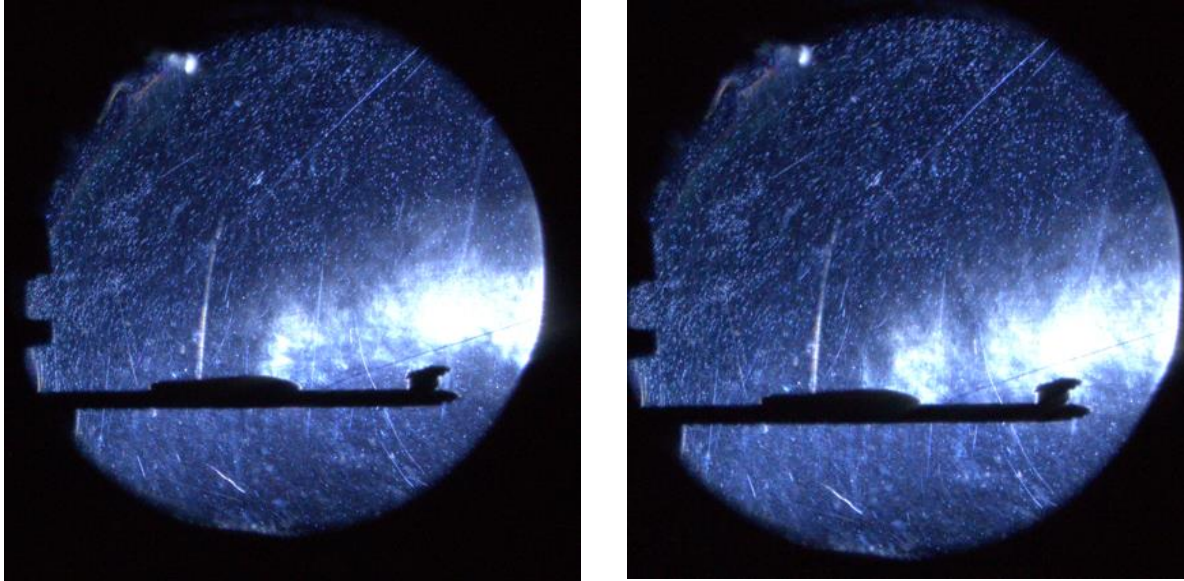


Figura 30 Fotografía Schlieren presencia de interferencia en el ala.

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES:

El experimento realizado dentro de la universidad de los libertadores utilizando la técnica de Schlieren tipo Z, nos permitió analizar e investigar a profundidad como afecta los flujos laminares cuando se presenta una interferencia del flujo en las hélices de empuje vertical que son estáticas en vuelo recto y nivelado de una aeronave tipo VTOL. De acuerdo con autores (Zhang & Frendi, 2015) cuando se coloca un objeto al frente de un ala, esta presenta una interferencia la cual genera vorticidades afectando la sustentación que genera el ala presentando un retraso de la separación y reinserción de la capa límite para los momentos de sustentación, arrastre y cabeceo conocido como histéresis aerodinámica.

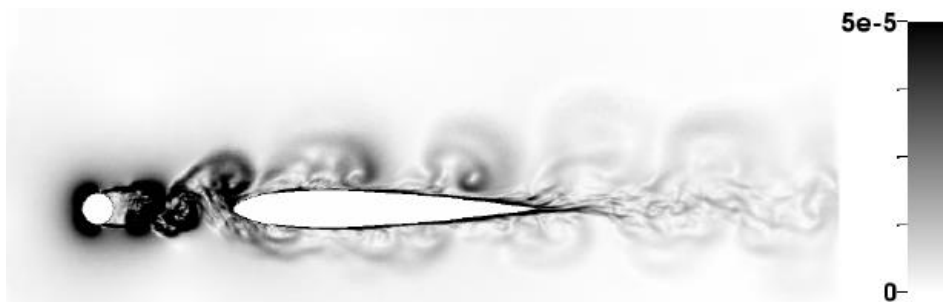


Figura 31 Foto instantánea CFD Schlieren donde muestra el lugar geométrico del gradiente de densidad.

Tomado de: (Zhang & Frendi, 2015)

Como se observa en las últimas imágenes del experimento se alcanza a apreciar que desde el borde de ataque el flujo de aire es transitorio y posterior el flujo de aire gracias a la histéresis se une a la capa límite del ala.

Se puede mejorar la observación de la técnica, realizando cambios al túnel de viento como los paneles laterales, lo cuales se pueden cambiar por vidrio u otros paneles con un espesor de 5 milímetros con el fin de disminuir la interferencia de reflectancia que se presenta al pasar el haz de luz a través de la sección de pruebas y posterior rebotar en el otro espejo.

Teniendo en cuenta que se utilizo el mismo montaje que se había realizado por (Rosas Bonilla, 2018), se tuvo que realizar modificaciones donde se tuvo que realizar una inclinación del eje z del espejo aproximadamente unos 40° con el fin de encontrar el foco para ubicar la cámara y tomar las fotos. Estas variaciones pudieron presentar algún efecto desfavorable que no permitirán visualizar con mas detalle el desprendimiento de la capa limite sobre el ala debido a la interferencia del flujo del aire en la hélice.

De igual manera es recomendable utilizar varias tonalidades de luces las cuales generan una mayor percepción del fujo para el observador.

Al realizar el proceso con la pistola de calor se observo mas detalladamente el flujo a través del ala, sin embargo, se presentaron algunas dificultades posteriores, debido a que el calor genero desprendimiento de capas del ala impresa. Es recomendable efectuar la visualización con un flujo de aire caliente como un secador a una distancia prudente.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Antonelli, D. P., Carlos, I., & Sacco, G. (2015). *ANÁLISIS ESTACIONARIO E INESTACIONARIO DE PERFILES AERODINÁMICOS A NÚMEROS DE REYNOLDS ULTRA-BAJOS ($Re < 10000$)*.
- Ducard, G. J. J., & Allenspach, M. (2021). Review of designs and flight control techniques of hybrid and convertible VTOL UAVs. In *Aerospace Science and Technology* (Vol. 118). <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107035>
- Dugan, D. C. (2014). Thrust control of VTOL aircraft - Part deux. *American Helicopter Society International - 5th Decennial AHS Aeromechanics Specialists' Conference 2014: Current Challenges and Future Directions in Rotorcraft Aeromechanics*.
- Dündar, Ö., Bilici, M., & Ünler, T. (2020). Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV. *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 23(5). <https://doi.org/10.1016/j.jestch.2020.02.002>
- Mueller, T. J., & DeLaurier, J. D. (2003). Aerodynamics of small vehicles. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 35. <https://doi.org/10.1146/annurev.fluid.35.101101.161102>
- Peterson, G. H. (1964). *Investigation of Aerodynamic Hysteresis*. <https://scholarsarchive.byu.edu/etd/7171>
- Rodriguez, P., Villagómez, J. G., Vargas, M., & Rubio, F. R. (2014). VERIFICACION Y VALIDACION DE SISTEMAS DE CONTROL DE VUELO PARA MAV-VTOL BASADAS EN MATLAB STATEFLOW. *Actas de Las XXXV Jornadas de Automática*.
- Rosas Bonilla, B. A. (2018). *DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE TÉCNICA DE VISUALIZACIÓN DE FLUIDOS DE ALTA VELOCIDAD SCHLIEREN TIPO-Z*.
- Saengphet, W., & Thumthae, C. (2016). *Conceptual Design of Fixed Wing-VTOL UAV for AED transport*. <https://www.researchgate.net/publication/312173247>
- Sahwee, Z., Mohd Kamal, N. L., Abdul Hamid, S., Norhashim, N., Lott, N., & Mohd Asri, M. H. (2019). Drag Assessment of Vertical Lift Propeller in Forward Flight for Electric Fixed-Wing VTOL Unmanned Aerial Vehicle. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 705(1). <https://doi.org/10.1088/1757-899X/705/1/012007>
- Traldi, E., Boselli, M., Simoncelli, E., Stancampiano, A., Gherardi, M., Colombo, V., & Settles, G. S. (2018). Schlieren imaging: a powerful tool for atmospheric plasma diagnostic. *EPJ Techniques and Instrumentation*, 5(1). <https://doi.org/10.1140/epjti/s40485-018-0045-1>
- Traub, L. W. (2016). Semi-empirical prediction of airfoil hysteresis. *Aerospace*, 3(2). <https://doi.org/10.3390/aerospace3020009>
- Zhang, M., & Frendi, A. (2015). Noise generated by an airfoil located in the wake of a circular cylinder. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, 130. https://doi.org/10.1007/978-3-319-15141-0_40