

RAE

1. **TIPO DE DOCUMENTO:** Trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERONÁUTICO
2. **TÍTULO:** DISEÑO AERODINÁMICO DE WINGLETS PARA EL AVION CESSNA CARAVAN 208
3. **AUTORES:** ALBERTO JOSE CAICEDO SMIT, NICOLÁS SUÁREZ PIRAQUIVE
4. **LUGAR:** Bogotá, D.C
5. **FECHA:** Julio de 2011
6. **PALABRAS CLAVE:** resistencia, sustentación, winglet, cfd fluent, ángulo de ataque, envergadura, relación de aspecto, rendimiento, taperado.
7. **DESCRIPCION DEL TRABAJO:** En el presente documento se evalúan los efectos aerodinámicos que resultan al instalar winglets en la aeronave Cessna Caravan 208 por medio de ecuaciones teóricas, método del panel y simulaciones en Ansys Fluent. Las ventajas y desventajas sobre la configuración de fábrica se presentan con base en los resultados obtenidos
8. **LINEAS DE INVESTIGACIÓN:** El desarrollo del proyecto está enfocado hacia la línea de investigación de Tecnologías e Innovación, sub línea de Energía y Vehículos y campo del diseño y construcción de vehículos. Esto se debe a que el proyecto comprende, técnicas de diseño y optimización en el campo aeronáutico y ambiental.
9. **FUENTES CONSOLIDADAS:** ANDERSON, Jr. Aircraft Performance and Design, UMD, McGraw-Hill, Dr Jan ROSKAM, Airplane Design, EPPLER, R. Induced Drag and winglet. University Stuttgart, Stuttgart, Germany, HORNER, Fluid-Dynamic Drag, MAGHUMER, Mark D. About winglet, NASA Technical Paper 2619. Effects of Winglet on a First Generation Jet Transport Wing. September 1986.
10. **CONTENIDOS:** En este estudio se pretende motivar la realización de investigaciones nuevas en el campo del desarrollo de winglet y también al desarrollo de nuevas tecnologías impulsadas por los conocimientos adquiridos durante toda una vida de estudios en estas aéreas. Con el proyecto se busca ofrecer un mayor provecho a los distintos programas computacionales de ingeniería poco aplicados en las universidades, con el fin de contribuir en la investigación y el desarrollo de las capacidades de un Ingeniero Aeronáutico. Se indaga en el desarrollo de tecnología de punta aplicada a la necesidad del país proponiendo una alternativa viable para el ahorro de costos de operación y de la misma manera reducir emisiones de gases contaminantes al ambiente. Por otro lado la teoría afirma que la autonomía de la aeronave puede ser incrementada y el consumo de combustible disminuido. El proyecto se basa en la investigación y aplicación de metodologías anteriormente probadas por ingenieros e investigadores experimentados en el área. Los recursos para realizar un prototipo son escasos y el fin de este proyecto es utilizar las ayudas computacionales de ingeniería que la Universidad provee.
11. **METODOLOGÍA:** Con el fin de realizar un análisis adecuado en el proceso de diseño, es necesario tener en cuenta diferentes formas para lograr una recolección de datos adecuada que conlleve al mejor desarrollo de la investigación. Para cumplir con los objetivos anteriormente planteados resulta de vital importancia plantear una metodología adecuada; a continuación se presenta la utilizada en este proyecto.
12. **CONCLUSIONES:** Los métodos analíticos para el cálculo de coeficientes de sustentación, coeficiente de resistencia y relación sustentación resistencia probaron no predecir las diferencias entre diferentes tipos de winglets y únicamente pueden emplearse para obtener una estimación cruda de las fuerzas aerodinámicas producidas por un ala con winglet en las primeras etapas del diseño conceptual. Los diferentes tipos de winglets que fueron tomados como parte del estudio no ofrecen las ventajas suficientes para justificar su implementación sobre un modelo real. Se puede concluir que tal vez con métodos de optimización avanzados y con capacidades computacionales mayores, se podría llegar a un diseño ideal para esta aeronave.

**DISEÑO AERODINÁMICO DE WINGLETS PARA EL AVION CESSNA
CARAVAN 208**

ALBERTO JOSE CAICEDO SMIT.

NICOLÁS SUÁREZ PIRAQUIVE.

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C
2011**

**DISEÑO AERODINÁMICO DE WINGLETS PARA EL AVION CESSNA
CARAVAN 208**

ALBERTO JOSE CAICEDO SMIT.

NICOLAS SUAREZ PIRAQUIVE.

**Proyecto De Grado Como Requisito Para Optar Por El Título De Ingeniero
Aeronáutico**

Asesor

**JAIME ALBERTO ESCOBAR.
MS. Ingeniería Aeroespacial.**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C
2011**

Nota de aceptación

Firma del asesor
Ingeniero Jaime Alberto Escobar.

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá 20/06/2011

DEDICATORIA

A nuestros padres que estuvieron con nosotros todo este tiempo y de quienes recibimos un apoyo incondicional e inspiraron a dar lo mejor de nosotros como personas.

A nuestros hermanos por quienes nos esforzamos y a quienes entregamos lo mejor de nosotros.

Al resto de nuestra familia de quien recibimos apoyo y con quienes compartimos nuestros logros.

Al Brigadier General, Francisco Patiño Fonseca, Director Antinarcóticos de la Policía Nacional de Colombia, quien puso a nuestras órdenes a sus subalternos del servicio aéreo policial y nos permitió acceder a los aviones y manuales de mantenimiento con información básica para este proyecto.

AGRADECIMIENTOS

Al Ingeniero Jaime Alberto Escobar, (Docente de la universidad de San Buenaventura), por el tiempo dedicado, compartir sus conocimientos de manera incondicional, apoyarnos, Corregirnos en el camino y la esperanza puesta en nosotros.

CONTENIDO.

INTRODUCCIÓN	1
PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	2
1. ANTECEDENTES	2
1.2. DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA	4
1.3. JUSTIFICACIÓN.....	5
1.4. OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN	6
1.4.1. OBJETIVO GENERAL	6
1.4.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS	6
1.5. ALCANCES Y LIMITACIONES.....	7
2. MARCO TEÓRICO.....	8
2.1. CONCEPTO DE RESISTENCIA.....	8
2.2. TIPOS DE RESISTENCIA	8
2.3. VORTICES DE PUNTA DE ALA.....	10
2.3.1. WINGLET.....	10
3. METODOLOGÍA.....	13
4. DESARROLLO DE INGENIERÍA.....	14
4.1. CÁLCULOS AERODINÁMICOS TEÓRICO-EMPÍRICOS.	14

4.1.2. GRÁFICAS PARA ENCONTRAR ÁNGULO DE INCIDENCIA Y GROSOR DEL ALA.....	16
4.1.3. Cálculos de la incidencia de la raíz del ala y de la cuerda media aerodinámica	19
4.1.4. Ángulo de incidencia para la cuerda media	20
4.1.5. Ángulo de incidencia para la raíz.....	20
4.2. Cálculo del grosor máximo de la raíz y cuerda media.....	20
4.3. Medidas de la aeronave según manual de mantenimiento	21
4.4. ALA SIN WINGLET.....	22
4.4.1. Ecuación de pendiente de sustentación según Raymer.	22
4.5. Resistencia al avance.	34
4.6. Relación L/D.....	37
4.7. CÁLCULOS DE DRAG POR EL MÉTODO DE ROSKAM.....	37
4.7.1. Relación L/D siguiendo el método de Roskam.	40
4.8. SIMULACIÓN EN LLT.	40
4.9. CÁLCULOS DE DIMENSIONES DEL WINGLET SEGÚN BARNES W. MC CORMICK.....	43
4.9.1. Cálculo analítico de coeficientes para el ala con winglet.....	43
4.9.2. Cálculos de parámetros del ala con winglet.	45
4.9.3. Coeficiente de sustentación del ala con el winglet.	45
4.9.4. Resistencia al avance del ala con winglet.	46
4.9.5. Relación L/D del ala con winglet.....	46

4.10.	CALCULO DE DIMENSIONES DE WINGLET SEGÚN NASA	
	TECHNICAL PAPER 1020.....	46
4.10.1.	Cálculo analítico de coeficientes para el ala con winglet.....	47
4.10.2.	Cálculos de parámetros del ala con winglet.	48
4.10.3.	Coeficiente de sustentación del ala con el winglet.	49
4.10.4.	Resistencia al avance del ala con winglet.	49
4.10.5.	Relación L/D del ala con winglet.....	50
4.11.	CÁLCULOS DE DIMENSIONES DEL WINGLET SEGÚN BARNES W.	
	MC CORMICK, MONTAJE DOBLE.....	50
4.11.1.	Cálculo analítico de coeficientes para el ala con winglet.....	52
4.11.2.	Cálculos de parámetros del ala con winglet.	53
4.11.3.	Coeficiente de sustentación del ala con el winglet.	53
4.11.4.	Resistencia al avance del ala con winglet.	54
4.11.5.	Relación L/D del ala con winglet.....	54
4.12.	CALCULO DE DIMENSIONES DE WINGLET SEGÚN NASA	
	TECHNICAL PAPER 1020 (ADAPTADO).....	54
4.12.1.	Cálculo analítico de coeficientes para el ala con winglet.....	56
4.12.2.	Cálculos de parámetros del ala con winglet.	57
4.12.3.	Coeficiente de sustentación del ala con el winglet.	57
4.12.4.	Resistencia al avance del ala con winglet.	58
4.12.5.	Relación L/D del ala con winglet.....	58
4.13.	SIMULACIONES EN XFLR5.....	59
4.13.1.	ALA SIN WINGLET.....	59

4.13.2. ALA CON WINGLET TIPO MC CORMICK.	63
4.13.4. ALA CON WINGLET TIPO NASA HACIA ABAJO.	71
4.14. SIMULACIONES EN CFD.....	75
4.14.1. Simulación ala sin winglet en la herramienta computacional CFD FLUENT.....	75
4.14.2. Simulación ala con winglet en la herramienta computacional CFD FLUENT.....	80
5. ANÁLISIS DE RESULTADOS.....	85
6. CONCLUSIONES.	91
7. RECOMENDACIONES.	93

TABLAS.

Tabla 1. Medidas de la aeronave según manual de mantenimiento.	222
Tabla 2. Datos LLT.	4140
Tabla 3. Datos Ala sin winglet.	608
Tabla 4. Datos ala con winglet tipo Mc Cormick.	643
Tabla 5. Datos ala con winglet tipo NASA.	698
Tabla 6. Datos ala con winglet tipo NASA hacia abajo.	72
Tabla 7. Resultados de simulación del ala sin winglet en CFD FUENT.	766
Tabla 8. Resultados de simulación del ala con winglet en CFD FUENT.	82
Tabla 9. Resultados analíticos ala con Winglet.	866
Tabla 10. Comparación de resultados.	888

FIGURAS.

Figura 1. Resistencia inducida, Ingeniero Jarmo Monttinen, Dr. Helen L. Reed, Dr. Kyle D. Squires, Dr. William S. Saric, Reas Papper 2003.....	9
Figura 2. Torbellinos en Punta de ala, Mark D. Maughmer AIAA paper “About Winglet” (Fig.3 Idealized “horseshoe” vortex system Página. 8)	9
Figura 3. Incidencia en la raíz.....	15
Figura 4. Incidencia en la punta.....	15
Figura 5. ESTRUCTURA DEL ALA, ILLUSTRATED PARTS CATALOG (Rev 13), 57-10-01 Figure 01 (Rev 13), Cessna Aircraft Company.	16
Figura 6. Medidas del ala y posición de la cuerda media.....	17
Figura 7. Cálculo Cuerda raíz y cuerda media.....	17
Figura 8. Cálculo Cuerda raíz y cuerda media.....	18
Figura 9. Cuerda de la raíz.	19
Figura 10. Ángulo de incidencia de la raíz, ala y de la cuerda media con respecto al suelo.....	19
Figura 11. Grosor de la cuerda media.	21
Figura 12. Medidas de la aeronave.....	24
Figura 13. Medidas del área expuesta.....	25
Figura 14. Factor de Drag inducido en función del Taper ratio para alas con diferentes relaciones de aspecto, Aircraft performance and design, Jhon D. Anderson Jr, Figura 2.39.....	28

Figura 15. Comparación entre la gráfica del libro y la gráfica de XFOIL de la curva coeficiente de sustentación versus ángulo de ataque para el perfil NACA 23012.	29
Figura 16. Pendiente perfil NACA 23017.	30
Figura 17. Pendiente del perfil NACA 23015.	32
Figura 18. Locación del grosor máximo en el perfil. Aircraft Design, Dr, Jan Roskam, Figura 4.4.	38
Figura 19. Factor de corrección de la superficie de sustentación, Aircraft Design, Dr, Jan Roskam, Figura 4.2.	39
Figura 20. Distribución de la resistencia al avance LLT.	42
Figura 21. Distribución de la sustentación LLT.	42
Figura 22. Dimensiones del winglet, Aerodynamics aeronautics and flight mechanics, BARNES W. Mc CORMICK, Figura 4.32.	43
Figura 23. Dimensiones del winglet NASA Technical Paper 1020.	47
Figura 24. Medidas para cálculos del ala con winglet.	47
Figura 25. Dimensiones del winglet, BARNES W. Mc CORMICK, hacia arriba y hacia abajo.	50
Figura 26. Winglet doble vista lateral.	51
Figura 27. Winglet doble vista en isométrico.	51
Figura 28. Dimensiones del winglet hacia abajo.	55
Figura 29. Winglet hacia abajo vista lateral.	55
Figura 30. Winglet hacia abajo vista en isométrico.	56
Figura 31. Medidas para cálculos del ala con winglet.	56
Figura 32. Simulación del ala sin winglet.	59

Figura 33. CL vs Alpha para ala sin winglet.....	60
Figura 34. Cd vs Alpha para ala sin winglet.....	61
Figura 35. Cm vs Alpha para ala sin winglet.....	61
Figura 36. CL/Cd vs Alpha para ala sin winglet.	62
Figura 39. Angulo inducido a lo largo del ala sin winglet.....	62
Figura 40. Simulación del ala con winglet de Mc Cormick.	63
Figura 41. Simulación del ala con winglet de Mc Cormick, vista más cercana del ala.	63
Figura 43. CL vs Alpha para Mc Cormick.....	65
Figura 44. Cd vs Alpha para Mc Cormick.....	65
Figura 45. Cm vs Alpha para Mc Cormick.....	66
Figura 46. CL/Cd vs Alpha para Mc Cormick.....	66
Figura 47. Angulo inducido para un ala con winglet.....	67
Figura 48. Winglet tipo NASA.	68
Figura 49. Angulo inducido para un ala con winglet.....	68
Figura 50. CL vs1 Alpha para winglet tipo NASA.....	69
Figura 51. Cd vs Alpha para winglet tipo NASA.....	70
Figura 52. Cm vs Alpha para winglet tipo NASA.....	70
Figura 53. CL/ Cd vs Alpha para winglet tipo NASA.	71
Figura 54. Simulación del ala con winglet tipo NASA hacia abajo.	71
Figura 55. Simulación del ala con winglet tipo NASA hacia abajo, vista más cercana del ala.....	72
Figura 56. CL vs Alpha para winglet tipo NASA hacia abajo.....	73

Figura 57. Cd vs Alpha para winglet tipo NASA hacia abajo.....	73
Figura 58. Cm vs Alpha para winglet tipo NASA hacia abajo.....	74
Figura 59. CL/Cd para winlegt tipo NASA hacia abajo.....	74
Figura 60. Simulación del ala sin winglet.	75
Figura 61. Cl Vs $N^{\wedge}(-2/3)$	77
Figura 62. CD Vs $N^{\wedge}(-2/3)$	77
Figura 63. CM Vs $N^{\wedge}(-2/3)$	78
Para realizar las simulaciones se tuvieron en cuenta los siguientes parámetros:..	78
Se realizaron varios tipos de mallas, con sus respectivas iteraciones, señaladas a continuación.....	79
Figura 64. Contornos de velocidad.	79
Figura 65. Turbulencia producida por la punta del ala.....	80
Figura 66. Simulación del ala con winglet.....	80
Figura 67. Presión del ala con winglet.	81
Figura 68. Vectores de velocidad.....	81
Figura 69. CL vs $N^{\wedge}(-2/3)$ para el ala con winglet.	82
Figura 70. CD VS $N^{\wedge}(-2/3)$ para el ala con winglet.....	83
Figura 71. CM Vs $N^{\wedge}(-2/3)$ par el ala con winglet.....	83
Figura 72. L/D vs Alpha par el ala con winglet.....	87
Figura 73. Comparación de resultados Analíticos (4°).....	88
Figura 74. Comparación de resultados XLRF (4°)	89
Figura 75. Comparación de resultados CFD Fluent.....	89
Figura 76. Gráfica Comparación de resultados.....	90

LISTA DE SÍMBOLOS.

SIMBOLO	DESCRIPCION	UNIDADES
C_{d0}	Coeficiente de Drag parasito	-
C_{di}	Coeficiente de Drag inducido	-
$C_{L\alpha}$	Pendiente de la ecuación de sustentación del perfil (m)	$deg^{-1} - rad^{-1}$
$C_{L\alpha}$	Pendiente de la ecuación de sustentación del ala (m)	$deg^{-1} - rad^{-1}$
C_D	Coeficiente de Drag	-
C_f	Coeficiente de fricción	-
D_0	Drag parasito	N
$S_{exposed}$	Área mojada	$m^2 - ft^2$
S_{ref}	Superficie de referencia (área total)	$m^2 - ft^2$
V_p	Velocidad de vuelo	m/s
L'	Thickness location parameter	-
t/c	Factor de espesor	-
A	Velocidad del sonido	m/s
AR	Relación de aspecto	-
B	Wing spam	m-ft
D	Diámetro del fuselaje	m-ft
F	Fuselaje lift factor	-
K	Factor de corrección	-
L	Cuerda media	m-ft
M	Mach	-
η	Eficiencia	-
R	Constante del aire	-
S	Área del ala	$m^2 - ft^2$
T	Grosor cuerda media	m – in
Λ	Angulo de flechamiento	$deg^{-1} - rad^{-1}$
Λ	Relación de calor especifico	-
M	Viscosidad	$N \cdot s / m^2$
D	Drag	N
L	Lift	N
e	Coeficiente de Oswald	-
β	Side slip angle	$deg^{-1} - rad^{-1}$

INTRODUCCIÓN

En alas finitas a diferencia de las alas de extensión infinita se presenta un fenómeno en los extremos de las alas que consiste en la formación de vórtices. Estos vórtices producen una componente de velocidad hacia abajo llamada "Downwash" que hace que el ángulo de ataque efectivo sea menor que el ángulo geométrico del ala. Como consecuencia, la pendiente de coeficiente de sustentación C_L contra el ángulo de ataque se disminuye y por consiguiente C_L también lo hace. Para contrarrestar este efecto, en algunas aplicaciones aerodinámicas se añade en los extremos de las alas unas placas llamadas winglet. Esto disminuye el efecto de downwash producido por los vórtices sobre el ala.

En el presente documento se evalúan los efectos aerodinámicos que resultan al instalar winglet en la aeronave Cessna Caravan 208 por medio de ecuaciones teóricas, método del panel y simulaciones en Ansys Fluent. Las ventajas y desventajas sobre la configuración de fábrica se presentan con base en los resultados obtenidos.

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

ANTECEDENTES

En 1986 la NASA realiza uno de los primeros estudios de los efectos de los winglet para el ala de un jet a altos números de MACH subsónicos, arrojando resultados prometedores. Como consecuencia de los buenos resultados obtenidos la NASA y la USAF (U.S. Air Force), adelantaron un programa conjunto de investigación y vuelos de prueba apoyados en modelos a escala analizados en túnel de viento y un avión KC-135A.

En los últimos años se han venido realizando estudios en winglet entre los cuales podemos recalcar:

“Análisis de desempeño del ala con winglet (Performance Analysis of a wing with multiple winglet)”¹; realizado por los ingenieros Smith, MJ Komerath, N Ames, R Wong, O Pearson examina el potencial en la reducción del Drag inducido sin necesidad de aumentar la envergadura de la aeronave.

Para el desarrollo del anterior proyecto se consiguieron modelos para el túnel de viento utilizando los datos de sección del perfil NACA 0012, para alas rectangulares y platos planos como los winglet. Las pruebas de las configuraciones se realizaron en un rango de número REYNOLDS entre 161.000 y 300.000, y la balanza en el túnel de viento midió la magnitud de las fuerzas de sustentación y resistencia correspondientes; luego de estas pruebas, un incremento sustancial en la inclinación de la curva de sustentación ocurrió con un diedro extendido en los winglet, puesto a su vez con un ángulo de incidencia cero medido con respecto al ala. Según el estudio los winglet deben tener una torsión negativa para aprovechar favorablemente el flujo de aire que circula desde la parte inferior a la parte superior del ala; las observaciones mostradas previamente resultaron en una reducción de la resistencia al avance debido a la reorientación del aire que atraviesa el ala cuando los winglet de torsión están instalados con una incidencia negativa.

“Análisis Numérico de winglet en las láminas de turbina de viento utilizando CFD (Numerical Analysis of Winglet on Wind Turbine Blades using CFD)”² realizado por Jeppe Johansen and Niels N. Sorensen en 2007, describe la investigación numérica de la aerodinámica en torno a un rotor de turbina con aletas utilizando dinámica de fluidos computacional, CFD. Se llevó a cabo un

1 Smith, M. J. Komerath, Ames, N. R, Wong , O. Performance Analysis of a wing with multiple winglet. Atlanta, Georgia. P. 2.

2Johansen, Jeppe. Sørensen, Niels N. Numerical Analysis of Winglet on Wind Turbine Blades using CFD. Denmark: Aalborg University. P. 1.

estudio en cuatro de los parámetros clave que describen un winglet, los efectos que influyen en estos aspectos fueron analizados a partir de derivados de energía mecánica y empuje. Los resultados mostraron que la adición de un winglet a una turbina de viento aumentó la energía producida alrededor del 1,0% al 2,8%. El aumento adicional en el empuje al utilizar winglet fue de alrededor de 1,2% a 3,6%.

Seguidamente en 2005 se realiza un estudio de wing tips a altas y bajas velocidades, llamado: **“Modelling and design of wing tip devices at various flight conditions using a databased aerodynamic prediction tool”**³ (modela miento y diseño de wingtips a varias condiciones de vuelo usando herramientas de predicción aerodinámicas).

Este estudio de diseño tiene como base una aproximación al Drag, teniendo en cuenta el Drag aerodinámico y la penalización debido al peso estructural. Los parámetros de estudios son llevados a cabo rápidamente usando una herramienta de predicción aerodinámica muy eficaz llamada *Lift and Drag Component Analysis* (LIDCA). para realizar una optimización y geometrías adecuadas los ingenieros Alexander Büscher, Rolf Radespiel y Thomas Streit realizan un análisis detallado de los wing tips utilizando métodos tales como: *Lift and Drag prediction method* (método de predicción de la sustentación y la resistencia al avance) y *Lifting-line method, Databased interpolation tool*.

Los resultados arrojados en este estudio demuestran que los wingtips que no tienen ángulo diedro proporcionan un Drag más bajo en comparación con los dispositivos que usan diedro.

Por otra parte en la investigación realizada por R. Eppler “Induced Drag and winglet”⁴ (Drag inducido y winglet) tiene como propósito la reducción del Drag inducido con la utilización de winglet los cuales como se sabe ayudan a la disminución de esta fuerza. En cuanto a la metodología que se desarrolla en este análisis cabe anotar que se tienen en cuenta diferentes aspectos como los vórtices libres y superficies de vorticidad, la utilización de lifting line theory, lifting surface theory, la ley de Helmholtz y la distribución del Lift, cálculos de coeficiente de Lift, área efectiva, entre otros.

Como resultado de pudo establecer un nuevo modelo matemático que permite tener en cuenta los efectos no lineales para el cálculo del Drag inducido y evaluar el Lift con el fin de extraer formulas y procedimientos numéricos correctos. Un resultado fundamental de esta teoría nos muestra que los winglet en la parte de arriba del ala son mucho mejor que en la parte de abajo.

³ Alexander Büscher, Rolf Radespiel, Thomas Streit. Modelling and design of wing tip devices at various flight conditions using a databased aerodynamic prediction tool. Aerospace Science and Technology 10 (2006) P 1-11

⁴ R. Eppler, Induced Drag and winglet. Universitiit Stuttgart, Stuttgart, Germany. P 1-13

DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

En Colombia son pocas las investigaciones realizadas acerca de diseño de winglet para aeronaves pequeñas y grandes; se sabe que esta modificación es en la mayoría de los casos es bastante rentable para las aerolíneas y operadores de aeronaves. Los estudios realizados por los investigadores de la aviación a lo largo de la historia demuestran que los winglet son una modificación que en la mayoría de los casos mejora el desempeño de la aeronave, reduce la resistencia al avance, el consumo de combustible y aumenta la distancia y velocidad de la aeronave. En el presente documento se propone la instalación de winglet en la aeronave de categoría general (GA) Cessna Caravan 280 y se evalúan los efectos sobre la eficiencia aerodinámica que a su vez está relacionada directamente con el consumo de combustible. Los resultados de la investigación permitirán responder, por lo menos desde el punto de vista aerodinámico, si el incremento en la eficiencia aerodinámica justifica la modificación a la aeronave.

JUSTIFICACIÓN

En este estudio se pretende motivar la realización de investigaciones nuevas en el campo del desarrollo de winglet y también al desarrollo de nuevas tecnologías impulsadas por los conocimientos adquiridos durante toda una vida de estudios en estas aéreas.

Con el proyecto se busca ofrecer un mayor provecho a los distintos programas computacionales de ingeniería poco aplicados en las universidades, con el fin de contribuir en la investigación y el desarrollo de las capacidades de un Ingeniero Aeronáutico.

Se indaga en el desarrollo de tecnología de punta aplicada a la necesidad del país proponiendo una alternativa viable para el ahorro de costos de operación y de la misma manera reducir emisiones de gases contaminantes al ambiente. Por otro lado la teoría afirma que la autonomía de la aeronave puede ser incrementada y el consumo de combustible disminuido.

El proyecto se basa en la investigación y aplicación de metodologías anteriormente probadas por ingenieros e investigadores experimentados en el área. Los recursos para realizar un prototipo son escasos y el fin de este proyecto es utilizar las ayudas computacionales de ingeniería que la Universidad provee.

OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN

OBJETIVO GENERAL

- Proponer el diseño aerodinámico de winglet para el avión CESSNA CARAVAN 208.

1.1.1. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Realizar un análisis aerodinámico del ala original en CFD (fluent) para establecer un punto de referencia.
- Evaluar desde la teoría diferentes tipos de winglet para proponer los más adecuados.
- Realizar un análisis aerodinámico del ala con winglet propuestos con CFD y comparar los resultados con el ala de referencia.

ALCANCES Y LIMITACIONES

Las simulaciones con programas de CFD pasarán por un proceso de validación de mallas, utilizando los modelos de viscosidad más adecuados para el caso de estudio, según las prácticas estándar en análisis de fluidos en elementos finitos. Los resultados obtenidos con las simulaciones en CFD no serán validados con datos experimentales ya que se requieren pruebas en un túnel de viento adecuado o pruebas de vuelo en un prototipo. La certificación por parte de las entidades aeronáuticas, no estará dentro del alcance de este proyecto. Las simulaciones en CFD se limitarán al moldeamiento del ala únicamente, considerando que al mejorar la eficiencia aerodinámica del ala se mejorara la eficiencia del avión. El análisis de la eficiencia aerodinámica se limita a la fase de vuelo en crucero, ya que es en esta fase en la que la aeronave permanece más tiempo y consume más combustible.

MARCO TEÓRICO

CONCEPTO DE RESISTENCIA.

La resistencia es una fuerza opuesta al avance de un objeto a través del viento, o en el mismo sentido que el viento relativo. Por tanto es una fuerza que debe ser contrarrestada por el empuje de los motores.

Como se sabe el aire es un fluido, posee densidad y viscosidad; cuando un objeto avanza a través de este presenta siempre una resistencia que depende de factores, tales como:

- La geometría del objeto
- La humedad o temperatura del aire
- La velocidad del objeto o del aire relativo

El coeficiente de resistencia al avance (C_D) es el valor que expresa la resistencia en el objeto cuando avanza a través del aire.

También se debe tener en cuenta que en un avión los elementos que producen sustentación son el ala y el fuselaje pero en configuraciones normales, la contribución de sustentación del fuselaje es insignificante comparada con la del ala.

1.5. TIPOS DE RESISTENCIA

1.5.1. LA RESISTENCIA PARÁSITA.

Este tipo de resistencia es producida por elementos que no tienen ninguna incidencia en el ala, es decir los remaches, las vigas, el tren de aterrizaje, entre otros.

1.5.2. LA RESISTENCIA INDUCIDA.

Su origen es debido a las dimensiones finitas del ala, así como a la diferencia de presiones que se encuentra entre la superficie superior y la superficie inferior. Esta diferencia de presión genera una circulación transversal del aire en las alas de una aeronave que dan lugar a la formación de vórtices en las puntas del ala.

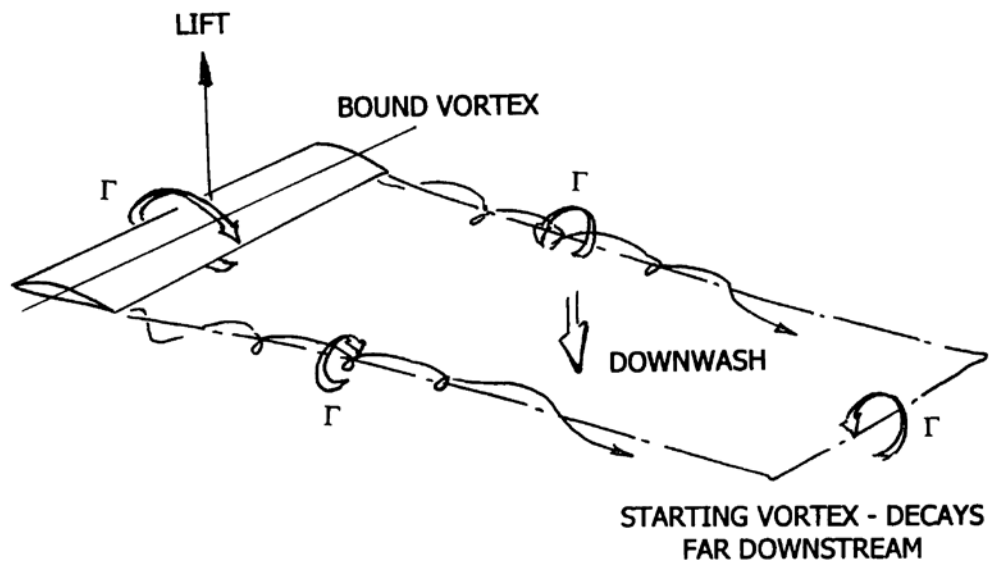
Figura 1. Resistencia inducida, Ingeniero Jarmo Monttinen, Dr. Helen L. Reed, Dr. Kyle D. Squires, Dr. William S. Saric, Reas Papper 2003.



1.5.3. LA RESISTENCIA POR FRICCIÓN.

Producida por el propio carácter viscoso del aire, que como todo fluido, se adhiere al objeto frenándolo

Figura 2. Torbellinos en Punta de ala, Mark D. Maughmer AIAA paper "About Winglet" (Fig.3 Idealized "horseshoe" vortex system Página. 8)



VORTICES DE PUNTA DE ALA

En la punta del ala el aire de la parte inferior rebordea el ala, pasando a la parte superior debido a la tendencia que tienen todos los fluidos de pasar de las zonas de alta presión a las de baja presión. En el borde de salida del ala hay una discontinuidad en la dirección de la velocidad de las dos corrientes de la parte superior e inferior que esta genera una superficie inestable y tiende a enrollarse formando dos torbellinos conocidos como torbellinos de punta de ala.

1.5.4. WINGLET.

El winglet es un ala pequeña situada en el borde marginal del ala. La superficie superior del winglet, es decir, el extradós de la aleta, mira hacia el fuselaje del avión, de manera que es la superficie que se observa desde la cabina del avión; en algunos diseños puede existir una segunda aleta, más pequeña, situada debajo del plano. Como es natural, el winglet está sumergido en el flujo de aire que se produce alrededor de la punta del ala debido a la diferencia de presiones entre la parte inferior y la parte superior del ala cuando esta genera sustentación.

Desde el punto de vista de ingeniería y economía de operación, el principal objetivo y beneficio directo de los winglet es reducir el arrastre del avión. Los Winglet afectan a la resistencia inducida, que puede reducirse mediante el aumento de la extensión horizontal o la altura vertical del sistema de elevación (es decir, el aumento de la longitud que arroja los vórtices); también aumentan la difusión de los vórtices a lo largo de la punta del ala, teniendo como resultado una reducción en la resistencia inducida. En teoría, por un ala plana, la resistencia inducida está siendo reducida a valores muy bajos a través de la obtención de una distribución de la sustentación muy cercana a la elíptica que minimiza el cambio de la vorticidad a lo largo de la envergadura.

El winglet también contribuye al mejoramiento del rendimiento del avión, al aprovechar el flujo de la punta del ala para generar fuerzas de empuje sobre el avión.

1.6. HERRAMIENTAS COMPUTACIONALES.

1.6.1. XFOIL.

Es un programa interactivo para el diseño y el análisis de perfiles subsónicos creado por el profesor "Mark Drella del MIT y Harold Youngren de Aerocraft, Inc."⁵

⁵ <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil>.

Este consiste en una colección basada en rutinas de menú, que desarrollan varias funciones útiles. Este tipo de herramienta computacional de análisis de sustentación y resistencia en perfiles utiliza métodos de cálculo tales como: el teorema de Kutta-Joukowski, métodos de panel, Boundary Layer Method y Conformal Mapping.

Algunas capacidades del software XFOIL son:

- **Análisis viscoso y no viscoso del perfil.**
 - Transición libre o forzada
 - Separación límite del borde de ataque
 - Predicciones de sustentación y resistencia después de CL_{max}
- **Diseño y rediseño por especificaciones interactivas de una distribución de velocidad en una superficie a través de la pantalla o el mouse.**

Dos instalaciones son implementadas full-inverse y mixed – inverse.

Full – inverse permite diseño multi punto mientras que mixed - inverse permite un control estricto en la geometría y las partes del perfil.

- **Diseño y rediseño del perfil por especificaciones interactivas de parámetros de una nueva geometría tales como:**
 - Nuevo grosor máximo.
 - Nuevo radio de borde de ataque.
 - Nuevo grosor de borde de fuga.
 - Nueva camber line con raíz a especificaciones geométricas.
 - Nueva camber line a través del cambio de cargas.
 - Defección de flaps.
 - Contorno de geometría específico.
- **Cálculo de Drag polar variando el número Reynolds o el número Mach.**
- **Dibujo de la geometría, distribuciones de presión y distribuciones polares.**

La metodología general de XFOIL se encuentra en las referencias de pie de página⁶, ⁷, ⁸, ⁹ y ¹⁰.

1.6.2. LLT (LIFTING LINE THEORY).

LLT es una herramienta computacional que ayuda en el proceso de resolución de la teoría básica *Prandtl's lifting line theory*.

En esta teoría el ala se reemplaza por una serie de filamentos de vórtice que se extienden sobre una misma línea recta a lo largo de la envergadura y se deflexan hacia atrás desde las puntas del ala hasta el centro en la dirección de la corriente libre de aire. Los vórtices libres de cada filamento que salen del ala en la dirección de la corriente libre forman lo que se conoce como una lámina de vórtices. En cada estación de la línea de sustentación a lo largo de la envergadura, la circulación o intensidad del vórtice es proporcional a la magnitud local de la sustentación.

Este software únicamente realiza los cálculos para perfiles simétricos por lo que hay que realizar una serie de correcciones para que los datos obtenidos por este sean válidos para perfiles con camber.

1.6.3. CFD FLUENT.

CFD FLUENT lleva a cabo el proceso de solución de las ecuaciones de Navier-Stokes para flujos complejos que van desde incompresibles (subsónicos bajos), medianamente compresibles (transónicos) y altamente compresibles (supersónico, hipersónico).

Proporciona una elección de soluciones, entregando una convergencia óptima y una buena precisión para un amplio rango de regímenes de flujo. La riqueza de los modelos físicos en Fluent permiten predecir adecuadamente flujos laminares, transicionales y turbulentos, varios modelos de transferencia de calor, reacciones químicas, flujos multifásicos y otros fenómenos complejos.

Los códigos de CFD son elaborados con base en algoritmos que pueden resolver problemas de fluido en movimiento.

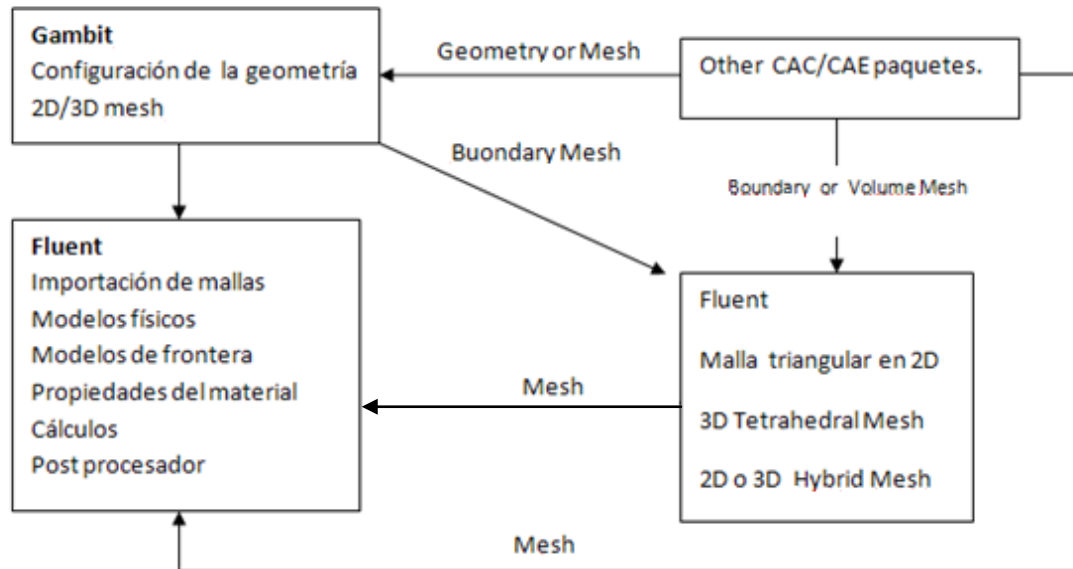
⁶ Drela, M, Pros and Cons of Airfoil Optimization.

⁷ Drela, M, Low-Reynolds Number Airfoil Design for the MIT Daedalus Prototype: A Case Study, Journal of Aircraft.

⁸ Drela, M, Elements of Airfoil Design Methodology, Applied Computational Aerodynamics.

⁹ Drela, M. Integral Boundary Layer Formulation for Blunt Trailing Edges, Paper AIAA-89-2166, August 1989.

¹⁰ Drela, M. XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils.



Apuntes tomados curso CFD Universidad de San Buenaventura

1.6.4. MODELO DE SPALART- ALLMARAS.

Es un modelo de turbulencia para el modelamiento de diferentes tipos de flujos viscosos, específicamente flujos aerodinámicos.

El modelo de Spalart - Allmaras incorpora una ecuación adicional en el sistema de ecuaciones para representar los fenómenos de turbulencia en fluidos viscosos y fue desarrollado principalmente para aplicaciones de aerodinámica externa.

La idea clave que Spalart – Allmaras usaron para el desarrollo de esta ecuación fue muy similar al modelo de Nee & Kovaszny.

METODOLOGÍA.

1.7. ENFOQUE DE LA INVESTIGACION.

Con el fin de realizar un análisis adecuado en el proceso de diseño, es necesario tener en cuenta diferentes formas para lograr una recolección de datos adecuada que conlleve al mejor desarrollo de la investigación. Para cumplir con los objetivos anteriormente planteados resulta de vital importancia plantear una metodología adecuada; a continuación se presenta la utilizada en este proyecto.

- Búsqueda de información, resultados de investigaciones, investigaciones en curso y teoría sobre winglet.
- Estudio analítico de la aerodinámica de la aeronave en fase de crucero, para así definir el aumento de la eficiencia aerodinámica.

- Estudio analítico de la aerodinámica de la aeronave en fase de crucero, con la instalación empírica del winglet.
- Comparación de los resultados empírico analíticos del ala con y sin el winglet.
- Modelamiento y simulación en programa de análisis de fluidos por elementos finitos (Fluent) y validación de mallas.
- Modelamiento y simulación del ala en programa de método de panel (LLT) y comprobación de los resultados obtenidos en CFD.
- Análisis de flujo sobre el ala en la condición de vuelo seleccionada.
- Proposición de los tipos y diseños de winglet más favorables para el mejoramiento de la eficiencia aerodinámica.
- Pruebas de las diferentes configuraciones en AVL.
- Selección final de la configuración de winglet.
- Simulación en CFD para obtención de parámetros aerodinámicos y comparar los resultados con el ala de referencia.
- Obtener cargas aerodinámicas del winglet y punta del ala.

1.8. LINEA DE INVESTIGACIÓN DE USB/SUBLINEA DE FACULTAD/CAMPO TEMÁTICO DE PROGRAMA.

El desarrollo del proyecto está enfocado hacia la línea de investigación de Tecnologías e Innovación, sub línea de Energía y Vehículos y campo del diseño y construcción de vehículos.

Esto se debe a que el proyecto comprende, técnicas de diseño y optimización en el campo aeronáutico y ambiental.

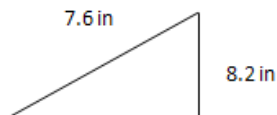
DESARROLLO DE INGENIERÍA.

CÁLCULOS AERODINÁMICOS TEÓRICO-EMPÍRICOS.

Para este proyecto lo primero que se debe hacer es la recopilación de datos para obtener los resultados necesarios, de esta manera se empieza por calcular los ángulos de incidencia del ala, la posición, el ángulo y el grosor de la cuerda media

aerodinámica; estos cálculos se realizaron tomando medidas en campo mediante el uso de un piezómetro con el objetivo de compararlas con los datos del manual de mantenimiento y manual de partes ilustradas de la aeronave.
Cálculos ángulos de incidencia con respecto al suelo.

Figura 3. Incidencia en la raíz.



Se tomaron las medidas en campo desde una línea de referencia horizontal hasta el borde de ataque y el borde de fuga, con la intención de hallar el ángulo de incidencia de la aeronave. Luego, para el objeto de estudio, se resta la altura del borde de fuga con la del borde de ataque y se toma la cuerda como hipotenusa y la altura resultante como cateto opuesto, como se muestra en la figura 3. El ángulo de incidencia obtenido es:

$$\alpha_B = \text{sen}^{-1} \frac{8,2}{7,6} = 6,193970^\circ$$

El mismo procedimiento se realizó para la punta del ala (Figura 4)

Figura 4. Incidencia en la punta.

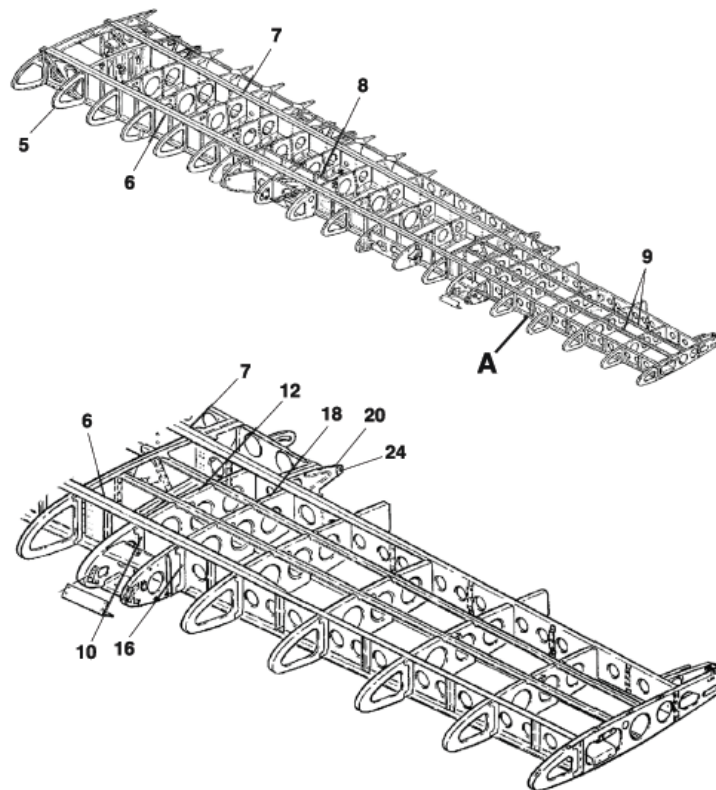


$$\alpha_p = \text{sen}^{-1} \frac{4,3}{49} = 5,03447^\circ$$

4.1.2. GRÁFICAS PARA ENCONTRAR ÁNGULO DE INCIDENCIA Y GROSOR DEL ALA.

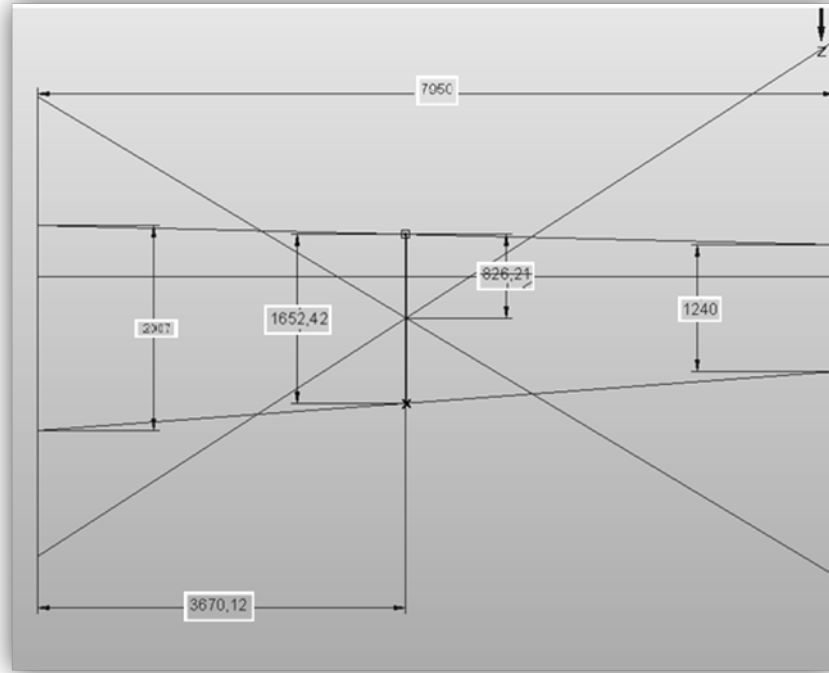
Es necesario determinar la cuerda media aerodinámica (MAC) para tener un punto de referencia con respecto al cual se definan ángulos de ataque, de incidencia global y coeficiente de momento para los cálculos aerodinámicos. El Taperado considerado en el diseño de la aeronave posee una variación lineal de la cuerda y ángulo de incidencia lo cual genera una variación lineal del grosor máximo a lo largo de la envergadura como se muestra en la Figura 4. Hay que tener en cuenta que la cuerda de la raíz que se midió en campo, no es la cuerda en la mitad de la envergadura por lo que se calcula la cuerda real de la raíz de la misma manera que se calculan los ángulos de incidencia y grosor de la cuerda media.

Figura 5. ESTRUCTURA DEL ALA, ILLUSTRATED PARTS CATALOG (Rev 13), 57-10-01 Figure 01 (Rev 13), Cessna Aircraft Company.



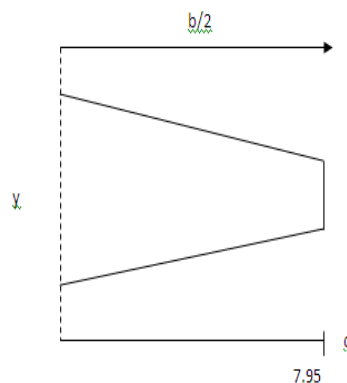
Mediante el método gráfico y con la ayuda de la herramienta computacional Solid Edge, se calcula la posición y dimensión de la cuerda media aerodinámica y de la misma manera se calcula el “área mojada” (S_{wet}) al dimensionar el ala en 3D. Así mismo por medio de esta herramienta computacional se pudo calcular el ángulo de flechamiento del ala ($\Lambda_{max t}$) el cual se encuentra indicado en el ANEXO A datos de la aeronave.

Figura 6. Medidas del ala y posición de la cuerda media.



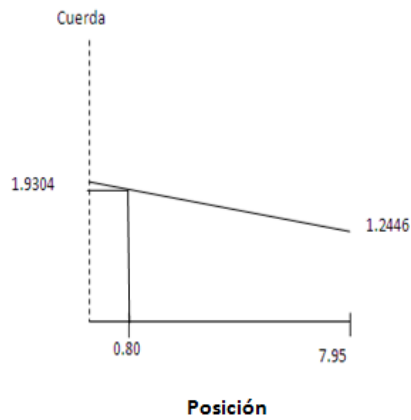
Como los datos de la cuerda real en la raíz obtenidos en campo no son precisos debido a que los datos tomados son para la superficie efectiva de la aeronave y no tienen en cuenta el área del fuselaje, se utilizó un método para calcularlo gráficamente por medio de la ecuación de la línea recta.

Figura 7. Cálculo Cuerda raíz y cuerda media.



De igual manera se realiza un método gráfico para obtener el dato de la cuerda real de la raíz.

Figura 8. Cálculo Cuerda raíz y cuerda media.



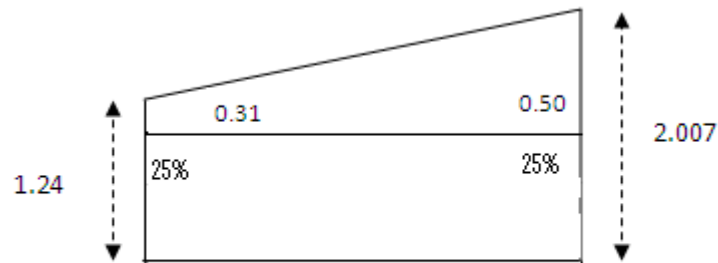
$$m_1 = \frac{y - y_0}{x - x_0} = \frac{c - c_0}{y - y_0} = \frac{1,2446 - 1,9304}{7,95 - 0,80} = 0,095$$

De esta manera y por medio de la ecuación m_1 , se obtiene la pendiente, se despeja la cuerda y se adquiere la cuerda real de la raíz, como se muestra a continuación.

$$\begin{aligned} c &= m(y - y_0) + c_0 \\ c &= m(-y - 0,80) + 1,9304 \\ c &= m y + b \end{aligned}$$

Cuerda en la raíz = 2,007 m

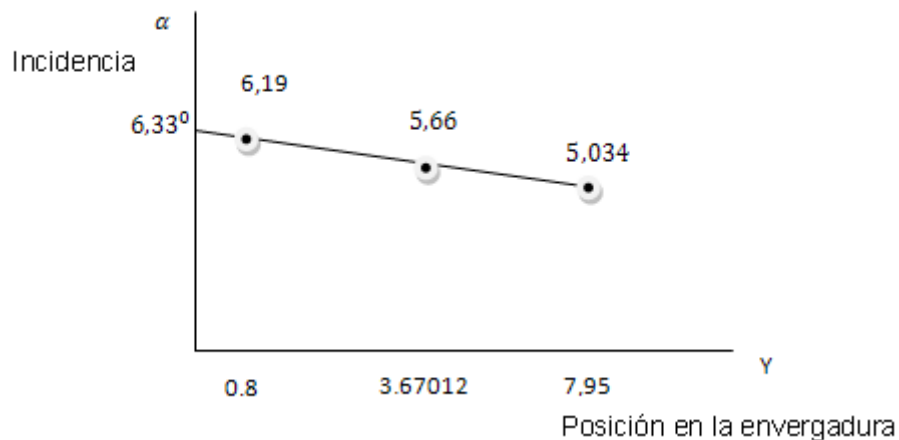
Figura 9. Cuerda de la raíz.



4.1.3. Cálculos de la incidencia de la raíz del ala y de la cuerda media aerodinámica

De la misma manera que se realizaron los cálculos de la cuerda real en la raíz, se calculan los ángulos de incidencia con respecto a las medidas tomadas en campo y de la cuerda media aerodinámica.

Figura 10. Ángulo de incidencia de la raíz, ala y de la cuerda media con respecto al suelo.



$m =$ pendiente

$$m = \frac{y - y_0}{\alpha - \alpha_0} = \frac{7.15 - 0.8}{5.034 - 6.19} = -5.49$$

$$m \alpha - m \alpha_0 = y - y_0$$

En la gráfica anterior se muestra el ángulo de incidencia en la base real y en la cuerda media mediante el uso de la ecuación de la línea recta y con los valores medidos en campo.

4.1.4. Ángulo de incidencia para la cuerda media

Teniendo en cuenta la ecuación de la pendiente y la gráfica anterior se procede a calcular el ángulo de incidencia respectivo de la cuerda media con respecto a las medidas tomadas en campo.

$$\frac{y_0 - y + m\alpha}{m} = \alpha_0$$

$$\alpha_0 = \frac{3,67012 - 7,95 + (-5,49)(5,034)}{-5,49} = 5,667^\circ$$

α_0 = Ángulo de incidencia cuerda media con respecto al suelo=5,72°

4.1.5. Ángulo de incidencia para la raíz

Del mismo modo se halla el ángulo de incidencia para la raíz.

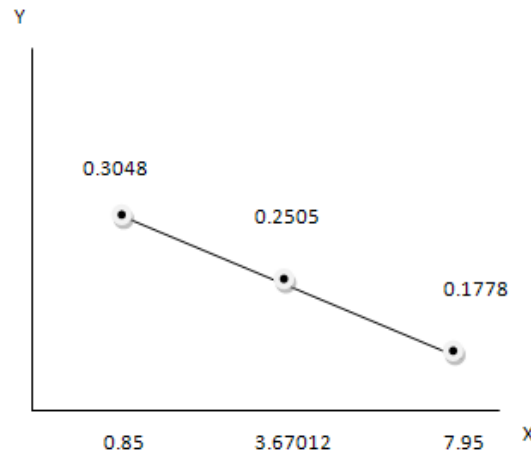
$$\alpha_0 = \frac{0 - 0,8 + (-5,49)(6,19)}{-5,49} = 6,335^\circ$$

$\alpha_0 = 6,319^\circ$ Ángulo de incidencia en la raíz real del ala.

1.9. Cálculo del grosor máximo de la raíz y cuerda media.

Para realizar los cálculos del grosor máximo de la raíz y la cuerda media se ejecuta el mismo procedimiento que se utilizó en los cálculos de la incidencia de la raíz real del ala y de la cuerda media aerodinámica teniendo en cuenta la ecuación de la pendiente (m).

Figura 11. Grosor de la cuerda media.



$$m = \frac{y_2 - y_0}{x - x_0} = \frac{0,3048 - y_0}{0,85 - 0} = 0,85m = 0,3048 - y_0$$

$$y_0 = 0,3048 - 0,85m \quad \text{Grosor en la raíz} = 0,319$$

$$m = \frac{y_1 - y_0}{x_1 - x_0} = \frac{0,1778 - y_0}{7,95 - 3,67012}$$

$$y_0 = 0,255 \quad \text{Grosor cuerda media}$$

De esta manera se procede al cálculo de los respectivos coeficientes necesarios para realizar el estudio aerodinámico de la aeronave, sin tener en cuenta el winglet, con el fin de tener un punto de referencia para este estudio.

1.10. Medidas de la aeronave según manual de mantenimiento

En el “capítulo 6, página 7, del Manual de Mantenimiento de la Aeronave (AMM) Cessna Caravan 208”¹¹, suministra las medidas reales del ala; como se puede ver a continuación, la variación entre las medidas tomadas en campo y las medidas dadas por el manual es considerable, esto se debe a que las medidas tomadas en campo se tomaron con la aeronave en tierra y los ángulos de ataque no son los mismos al momento en el que la aeronave se encuentra en la fase de crucero.

¹¹ (AMM) Cessna Caravan 208

Tabla 1. Medidas de la aeronave según manual de mantenimiento.

	Posición	Incidencia Manual	Incidencia Campo	Diferencia	Cuerda Manual	Cuerda Campo	Diferencia
Raíz	0,8 m	+2,62deg	+6,19deg	+3,57deg	1,97m	1,9304m	0,0396m
CMA	3,67 m	+1,707deg	+5,66deg	+3,953deg	1,662m	1,65242m	0,00958m
Punta	7,95 m	+0,608deg	+5,03deg	+4,426deg	1,2446m	1,24m	0,0046m

ALA SIN WINGLET.

1.10.1. Ecuación de pendiente de sustentación según Raymer.

Para calcular las variables aerodinámicas del ala se empieza por determinar la pendiente de sustentación. A continuación se muestra el proceso de cálculo de los parámetros del ala sin el winglet y de igual manera, para realizar los cálculos de los parámetros aerodinámicos del ala sin la instalación del winglet, se asume que la sustentación es igual al peso de la aeronave ya que se encuentra en una fase de crucero. Utilizando la ecuación de la sustentación y despejando la misma se obtiene.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

L=W= peso de la aeronave= 34.300 N

S=área del ala=25,9m².

ρ = densidad del aire a 3,048m de altura=0,9057 Kg/m³.

V= Velocidad de Vuelo = 96,66 m/s

$$C_L = \frac{2L}{\rho * V^2 * S} \quad (1)$$

$$C_L = \frac{2(34.300)}{(0,9057) * (96,66^2) * (25,8)}$$

$$C_L = 0,31$$

Ya con un punto de referencia, se procede a calcular la pendiente del perfil alar por diferentes métodos empíricos, entre estos se encuentran el método planteado

por Raymer y por Anderson. Según Raymer¹², la pendiente de la curva de sustentación para un ala trapezoidal puede calcularse mediante la siguiente ecuación:

$$C_{L_{\alpha}} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \frac{AR^2 \beta^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{\max}}{\beta^2}\right)}} \left(\frac{S_{\text{exposed}}}{S_{\text{ref}}} \right) (F) \quad (2)$$

13

Donde^{14,15}:

14

$$\beta^2 = 1 - M^2 \quad (3)$$

15

$$\eta = \frac{C_{l_{\alpha}}}{2\pi/\beta} \quad (4)$$

Para la ecuación anterior, el factor de sustentación del fuselaje se asume como 1 ya que para este estudio la influencia en la sustentación del fuselaje no se tomará en cuenta.

F= Factor de sustentación del fuselaje

$$F = 1$$

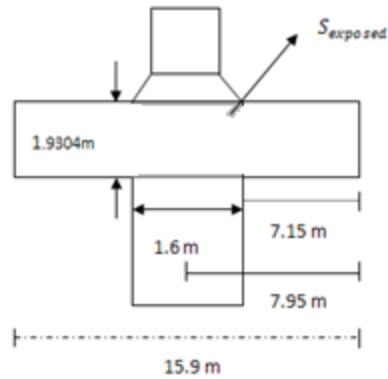
¹² (1) Aircraft Design: A Conceptual Approach, Daniel P. Raymer

¹³ (2) Ecuación Nº 12.6 pendiente de sustentación Aircraft Design: A Conceptual Approach, Daniel P. Raymer.

¹⁴ (3) Ecuación Nº 12.7, Aircraft Design: A Conceptual Approach, Daniel P. Raymer.

¹⁵ (4) Ecuación Nº 12.8, Aircraft Design: A Conceptual Approach, Daniel P. Raymer.

Figura 12. Medidas de la aeronave.



S_{ref} = Área del ala

$S_{exposed}$ = área del ala quitando el fuselaje

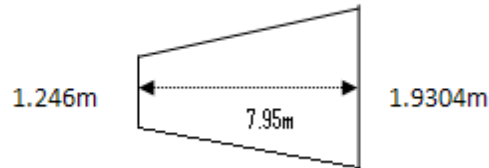
El área del ala se puede calcular mediante el uso de la ecuación geométrica para calcular un trapecio, tomando la cuerda en la raíz, y en la punta. De esta manera se calcula el área de referencia, que es el área del ala tomando el fuselaje desde una vista superior y del área expuesta que es el área de referencia menos el área que está dentro del fuselaje.

$$S_{ref} = \frac{(b_1 + b_2)h}{2}$$

$$S_{ref} = \frac{(2,007m + 1,246m)7,95m}{2}$$

$$S_{ref} = \frac{25,9m^2}{2} = 12,95m^2 * 2 = 25,9m^2$$

Figura 13. Medidas del área expuesta.



$$S_{exposed} = \frac{(b_1 + b_2)h}{2}$$

$$S_{exposed} = \frac{(1,9304m + 1,246m)7,95m}{2} = 12,626 * 2 = 25,252m^2$$

$$S_{exposed} = 25,252 m^2$$

$$S_{ref} = 25,9 m^2$$

El número Mach (M) se puede calcular mediante la ecuación:

$$M = \frac{V_v}{A}$$

Donde V_v es la velocidad del aire y A la velocidad del sonido. Como la velocidad del sonido varía con la temperatura y a su vez esta disminuye con la altura, es necesario calcular la temperatura a la altura de crucero.

$$A = \sqrt{RT\lambda}$$

$$T_x = T_0 - 0.0065 \times h$$

Siendo:

A= velocidad del sonido a 3048 m

R = constante del aire (287J/kg K)

T = temperatura (268,39K)

λ = reacción de calor específico (1,4)

$T_0 = 288,16 \text{ K}$ = Temperatura a nivel del mar

$h = 10000\text{ft} * 0,3048 = 3048\text{m}$

Se procede a calcular la velocidad del sonido y la temperatura a 3048m.

$$A = \sqrt{RT\lambda}$$

$$T_x = T_0 - 0.0065 \times h$$

$$T = 268,39\text{K}$$

$$A = \sqrt{(287)(268,39)(1,4)}$$

$$A = 328,14 \text{ m/s} \quad \text{Velocidad del sonido a } h = 3048\text{m}.$$

$$V_v = \text{Velocidad de vuelo} = 348 \frac{\text{km}}{\text{h}} * \frac{1000\text{m}}{1\text{km}} * \frac{1\text{h}}{3600\text{s}}$$

$$V_v = 96,66 \text{ m/s}$$

$$M = \frac{96,66}{328,4} = 0,2945$$

Ahora se calcula el factor de corrección por compresibilidad.

$$\beta = 1 - M^2$$

$$\beta = 1 - (0,2945)^2$$

$$\beta = \sqrt{0.9132} = 0,95562$$

La relación de aspecto se puede calcular mediante la siguiente ecuación:

$$AR = \frac{b^2}{s}$$

Siendo:

b = envergadura (15,9m)

s = área del ala ($25,9\text{m}^2$)

$$AR = \frac{(15,9\text{m})^2}{25,9\text{m}^2} = 10$$

Para calcular el coeficiente de Oswald en un ala con ángulo de flechamiento menor a 30 grados, se puede utilizar la siguiente ecuación¹⁶:

$$e = 1,78(1 - 0,045(AR^{0.68}) - 0,64 \quad (5)$$

$$e = 1,78(1 - 0,045(10^{0.68})) - 0,64$$

$$e = 0,76$$

Anderson propone otro método de calcular el coeficiente de Oswald gráficamente de la siguiente manera¹⁸:

$$e = \frac{1}{1 + \delta} \quad (6)$$

Donde δ está en función de la relación de aspecto, el taper ratio y el número Reynolds, y se puede tomar de la Figura 12. El taper ratio es la relación entre la cuerda en la punta y la cuerda en la raíz¹⁹, así:

$$\lambda = C_{tip}/C_{root}$$

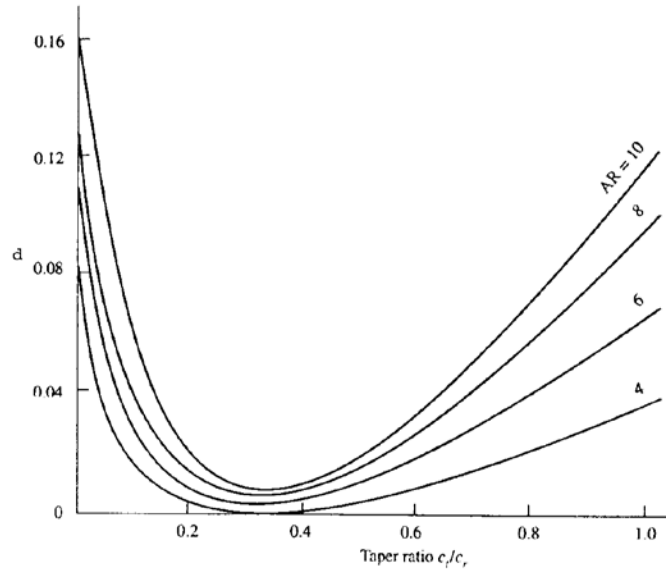
$$\lambda = 1,2446/2,007 = 0,620$$

¹⁶ (5) Ecuación Nº 2.31. Aircraft performance and design, Jhon D. Anderson Jr

¹⁷ (6) Ecuación Nº 2.31. Aircraft performance and design, Jhon D. Anderson Jr

¹⁹ <http://adg.stanford.edu/aa241/wingdesign>

Figura 14. Factor de Drag inducido en función del Taper ratio para alas con diferentes relaciones de aspecto, Aircraft performance and design, Jhon D. Anderson Jr, Figura 2.39.



Entonces:

$$e = \frac{1}{1 + 0,03} = 0,97$$

Se puede observar que la diferencia de resultados es notable; hay que tener en cuenta que el método utilizado por Anderson es obtenido por medio de la teoría de sustentación de línea de Prandtl y el obtenido por Raymer se basa en ecuaciones empíricas fundamentadas en aviones que actualmente se encuentran operando. Otra buena razón para trabajar con el coeficiente de Oswald obtenido por Raymer es que es más conservativo, aunque el análisis del ala con el winglet tendría que realizarse bajo las mismas condiciones, es decir, con la misma ecuación o una equivalente.

De esta manera se procede a calcular la pendiente de sustentación del perfil en la cuerda media aerodinámica; se utiliza un perfil NACA de la serie 5, de la misma familia de los empleados en la raíz y punta del ala, pero con el espesor máximo calculado anteriormente para esta posición.

Para encontrar las curvas de sustentación de los perfiles se utilizó la herramienta computacional XFOIL y el libro "Theory of Wing Sections"²⁰ para obtener la pendiente más acertada.

²⁰ Theory of Wing Sections by IRA H. ABBOTT and ALBERT DOENHOFF.

Teniendo en cuenta la gráfica resultante de los datos arrojados por el libro “Theory of Wing Sections” y la gráfica obtenida por la herramienta computacional XFOIL, se realiza una comparación entre las dos, utilizando un perfil de prueba para tomar en cuenta solo los datos de uno de los dos métodos. Para este estudio se toma como parámetros de entrada en XFOIL los siguientes valores:

Número de paneles: 160

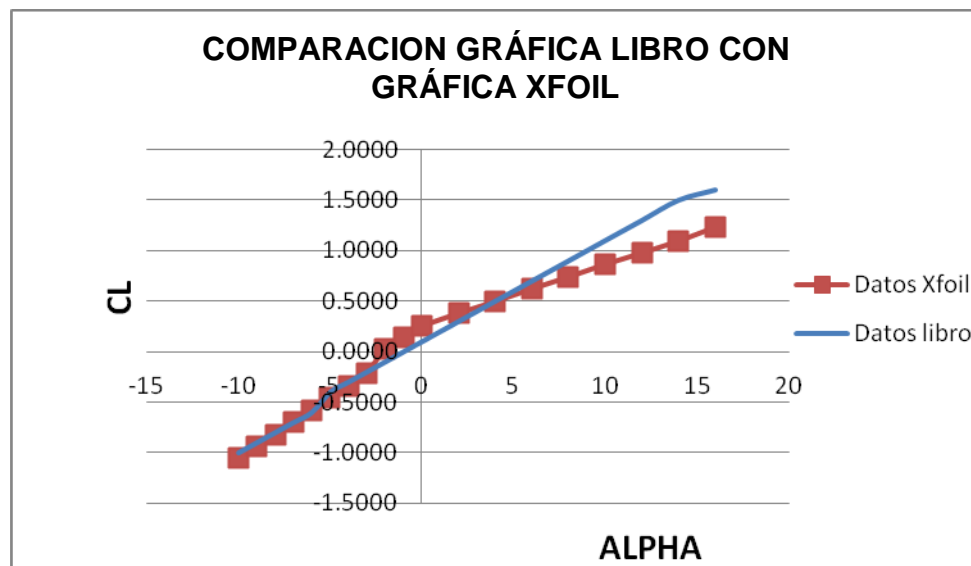
Número Reynolds: 8×10^6

Ángulo entre paneles: $< 1^\circ$

Rango de ángulo de ataque: -10 a 16 grados

Intervalos entre ángulos de ataque: 1°

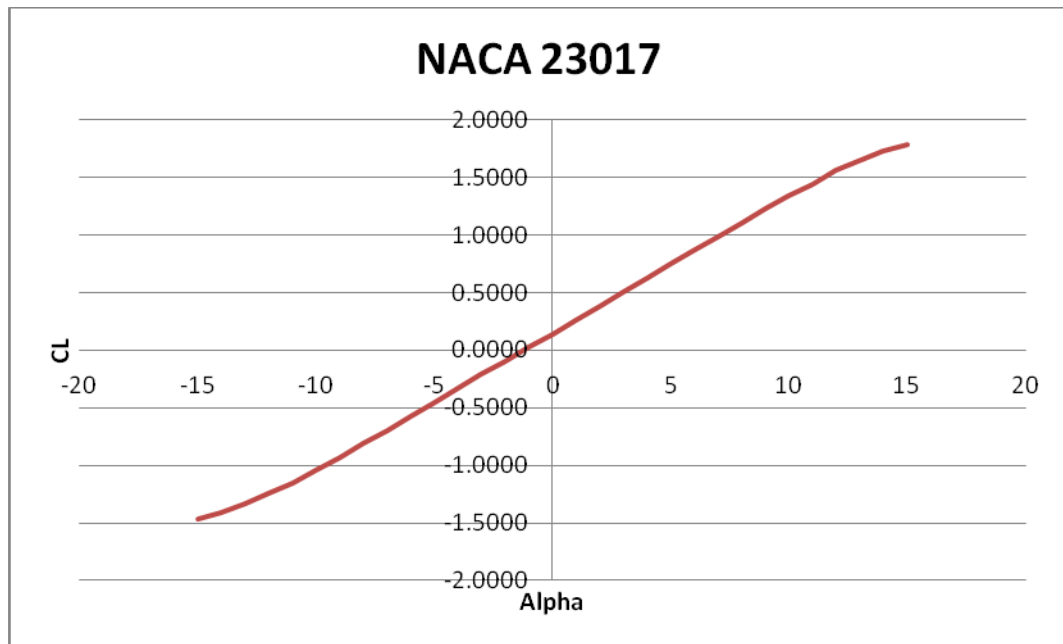
Figura 15. Comparación entre la gráfica del libro y la gráfica de XFOIL de la curva coeficiente de sustentación versus ángulo de ataque para el perfil NACA 23012.



Se puede observar que existe una diferencia entre las pendientes del coeficiente de sustentación entre el libro “Theory of Wing Sections” y la herramienta computacional XFOIL; esto se debe al error sumado entre los que hicieron el estudio en túnel de viento y a que la herramienta computacional XFOIL no es del

todo indiscutible. Es correcto afirmar que el método de paneles puede aportar una respuesta analítica más favorable; los datos tomados del libro fueron obtenidos por los autores a través de la utilización uso de un túnel de viento y utilizan una gran cantidad de perfiles tipo NACA; el grado de incertidumbre no es claramente establecido en el documento y puede depender significativamente de la confiabilidad de las correcciones aplicadas a los datos tomados, niveles de turbulencia, niveles de ruido, calibración de los instrumentos de medición y factores humanos. Se decide utilizar los datos obtenidos por la herramienta computacional ya que las diferencias entre las pendientes no son significativas y bajo los mismos parámetros puede predecir con precisión aceptable la pendiente de sustentación del perfil en la cuerda media aerodinámica.

Figura 16. Pendiente perfil NACA 23017.



Con base en los resultados obtenidos con XFOIL, la pendiente de la curva de sustentación versus el ángulo de ataque del perfil NACA 23017, empleado en la raíz se puede calcular como:

NACA 23017

$C_{l_\alpha} = m$ = pendiente de la ecuación de sustentación del perfil.

α = ángulo de ataque.

$y = C_l$

$$m_1 = \frac{Cl_1 - Cl_0}{\alpha_1 - \alpha_0}$$

$$Cl_1 = 1$$

$$Cl_0 = 0.4$$

$$\alpha_1 = 7 \text{ deg}$$

$$\alpha_0 = 2 \text{ deg}$$

$$m_1 = \frac{1 - (0.4)}{7 - (2)} = 0.12 \text{ deg}^{-1}$$

De la misma manera se calcula la pendiente de la curva de sustentación versus el ángulo de ataque para los perfiles utilizados en la punta y en la cuerda media aerodinámica.

NACA 23012 (usado en la punta)

$$Cl_1 = 0, 1$$

$$Cl_0 = -0, 6$$

$$\alpha_1 = 6 \text{ deg}$$

$$\alpha_0 = -8 \text{ deg}$$

$$m_2 = \frac{1 + 0.6}{8 + 8} = \frac{1.6}{16}$$

$$m_2 = 0.1 \text{ deg}^{-1}$$

Como se están utilizando dos perfiles y se tiene el grosor máximo y la cuerda media aerodinámica, se puede obtener la relación (t/c) en la cuerda media, la cual indica las dos últimas cifras en los perfiles NACA de 5 dígitos.

Siendo:

t=grosor máximo en la cuerda media aerodinámica= 0,2505m

c= cuerda media aerodinámica= 1,652m

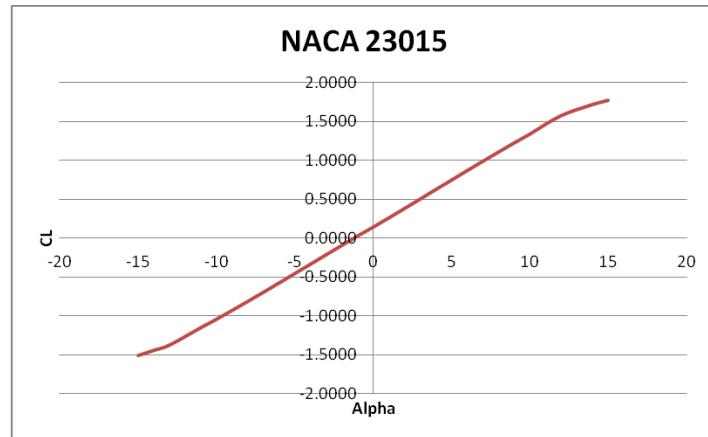
Entonces:

$$t/c = 0,2505/1,652 = 0,15$$

Esto indica que el perfil en la cuerda media aerodinámica del ala en estudio es un NACA23015.

De esta manera procedemos a calcular la pendiente de sustentación del perfil.

Figura 17. Pendiente del perfil NACA 23015.



La pendiente de la curva de sustentación versus ángulo de ataque para el perfil *NACA 23015* (usado en la cuerda media aerodinámica) se obtiene de la ecuación de pendiente.

$$m_1 = \frac{Cl_1 - Cl_0}{\alpha_1 - \alpha_0}$$

Siendo:

$$Cl_1 = 1,338$$

$$Cl_0 = 0,7464$$

$$\alpha_1 = 10$$

$$\alpha_0 = 5$$

$$m_1 = \frac{1,338 - 0,7464}{10 - 5} = 0,11 \text{ deg}^{-1} = C_{l_\alpha}$$

$$0,11 \text{ deg}^{-1} = \frac{180 \text{ deg}}{\pi \text{ rad}} = 6,3025 \text{ rad}^{-1}$$

Se calcula la eficiencia del perfil:

$$\eta = \frac{C_{l_\alpha}}{\frac{2\pi}{\beta}}$$

$$\eta = \frac{6,3025}{\frac{2\pi}{0,95562}} = 0,958$$

El factor de sustentación del fuselaje (F) se asume como 1 ya que para este ejercicio no se tendrá en cuenta el fuselaje y el ángulo de flechamiento $\Lambda_{\max t}$ es 1,56.

Finalmente la pendiente de sustentación del ala puede calcularse a partir de los valores encontrados para cada variable, los cuales se encuentran indicados en el ANEXO A: DATOS DE LA AERONAVE:

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \frac{AR^2 \beta^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{\max t}}{\beta^2}\right)}} \left(\frac{S_{\text{exposed}}}{S_{\text{ref}}}\right) (F) \quad (2)$$

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi(10)}{2 + \sqrt{4 + \frac{(10)^2(0,95562)^2}{(0,958)^2} \left(1 + \frac{(\tan(1,56))^2}{(0,95562)^2}\right)}} \left(\frac{12,626}{12,9}\right)$$

$$C_{L\alpha} = 2,8 \text{ rad}^{-1} = 0,048 \text{ deg}^{-1}$$

$$C_L = 0,048 \text{ deg}^{-1} * 4 \text{ deg} = 0,192$$

Según los resultados obtenidos por el anterior método, se puede observar que el coeficiente de sustentación es bastante bajo con respecto al obtenido con la ecuación (1) por este motivo se decide emplear otro método para asegurar el resultado y finalmente se escoge el método que se acerque más a la realidad.

De acuerdo con lo anterior se utiliza el método de pendiente de curva de sustentación de ala, mediante la teoría de línea de sustentación de Prandtl.

$$C_{L\alpha} = \frac{C_{l\alpha}}{1 + \frac{C_{l\alpha}}{\pi * AR * e}}$$

Utilizando las pendientes del perfil anteriormente encontradas se obtendrá:

$$C_{L\alpha} = \frac{6,30}{1 + \frac{6,30}{\pi * 10 * 0,76}} = 4,9847 \text{ rad}^{-1} = 0,08 \text{ deg}^{-1}$$

$$C_L = 0,08 \text{ deg}^{-1} * 4 \text{ deg} = 0,32$$

Como se puede observar, el resultado de la ecuación de Prandtl, se aproxima más al punto de referencia anteriormente planteado en la ecuación (1). Por esta razón se tomarán en cuenta únicamente los resultados obtenidos por el método de sustentación de línea de Prandtl.

1.11. Resistencia al avance.

Para continuar con el estudio aerodinámico del ala sin winglet se debe hacer una estimación del DRAG o resistencia al avance. Para esto se utilizan los métodos de Raymer y de Roskam.

Hay que tener en cuenta que estos coeficientes de resistencia al avance son aproximados, ya que son métodos empíricos y no hay manera de calcular la resistencia al avance analíticamente; para esto se necesitarían estudios con túneles de viento y prototipos.

Cuerda en la raíz = 2,007 m.

Cuerda en la punta = 1,2446 m.

Cuerda media aerodinámica = 1,652 m

Primero se encuentra el número Reynolds en la cuerda media aerodinámica ya que este varía de la raíz a la punta.

$$\begin{aligned}\rho_0 &= 1,225 \frac{kg}{m^3} \\ \rho &= (1 - 2,25 * 10^{-5} h)^{4.25} \rho_0 \\ \rho &= (1 - 2,25 * 10^{-5} (3048))^{4.25} (1,225) \\ \rho &= 0,9057 \frac{kg}{m^3}\end{aligned}$$

$$\mu = \text{viscosidad (dinámica)} = 1,71 * 10^{-5} \frac{kg}{ms}$$

Velocidad = 96,66 m/s

l = cuerda media aerodinámica.

$$R = \rho V l / \mu$$

$$R = \frac{(0,9057)(96,66)(1,652)}{1,71 \cdot 10^{-5}} = 8'457.560,072 \approx 8,5 \times 10^6$$

Con el fin de calcular la resistencia al avance de la manera más precisa posible se estima el coeficiente de fricción del ala, siendo.

$$M = 0.294$$

$$C_f = \frac{0,455}{(\log_{10} R)^{2,58} (1 + 0,144M^2)^{0,65}} \quad (7)$$

$$C_f = \frac{0,455}{(\log_{10}(8'457.560,072))^{2,58} (1 + 0,144(0,294^2))^{0,65}}$$

$C_f = 0,00291$ = coeficiente de fricción del ala.

Para comprobar la veracidad de este coeficiente se toma también el método de Anderson el cual dice:

$$C_f = \frac{0,42}{\ln^2(0,056Re)}$$

$$C_f = \frac{0,42}{\ln^2(0,056(8'.560,072))}$$

$$C_f = 0,00245$$

Se puede observar que por los dos métodos el coeficiente de fricción no varía en una cantidad notable, lo cual nos aclara que el resultado es confiable. Según Raymer²², la resistencia por fricción se calcula mediante:

$$C_{d0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \quad (8)$$

S_{ref} = Área total menos interferencia ala fuselaje

S_{wet} = Área total de las alas

$$S_{ref} = 12,9 \text{ m}^2$$

$$S_{wet} = 27,2533 \text{ m}^2$$

(4) Ecuación Nº 12.27, Aircraft Design: A Conceptual Approach, Daniel P. Raymer.

²² (8) Ecuación Nº 12.23, Aircraft Design: A Conceptual Approach, Daniel P. Raymer

$$C_{d_0} = 0,00291 \frac{27,253}{12,9} = 0,00628$$

La resistencia inducida generada por los vórtices de punta de ala puede calcularse por medio de la siguiente ecuación obtenida de la teoría de sustentación de línea de Prandtl^{23, 24}.

$$C_{d_i} = KC_l^2 \quad (9)$$

$$K = \frac{1}{\pi A Re} \quad (10)$$

Siendo e= Coeficiente de Oswald para ala recta = 0,76

$$K = \frac{1}{\pi(10)(0,76)} = 0,04$$

$$C_{d_i} = KC_l^2$$

Con el fin de hallar el coeficiente de resistencia al avance inducido se debe primero calcular el coeficiente de sustentación como se muestra en la siguiente secuencia.

$$C_{l_\alpha} = 4,9847 rad^{-1} = 0,08 deg^{-1}$$

$$C_L = (0,08 deg^{-1})(4 deg)$$

$$C_L = 0,32$$

$$C_{d_i} = (0,04)(0,32^2)$$

$$C_{d_i} = 0,00409$$

De esta manera, y luego de haberse calculado el coeficiente de resistencia al avance inducido, se continúa con el cálculo del coeficiente de resistencia al avance total.

$$C_D = C_{d_i} + C_{d_0}$$

$$C_D = 0,00409 + 0,00628 = 0,01037$$

²³(9) Ecuación Nº 12.56, Aircraft Design: A Conceptual Approach, Daniel P. Raymer.

²⁴ (10) Ecuación Nº 12.48, Aircraft Design: A Conceptual Approach, Daniel P. Raymer

1.12. Relación L/D.

Se procede a calcular la relación L/D, la cual indica cuan eficiente es el ala de la aeronave en estudio.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$
$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

A continuación se calculara la fuerza ejercida por la resistencia al avance dada de Newtons (N) y se realizara el mismo procedimiento para calcular la sustentación en las mismas unidades

$$D = \frac{1}{2} (0,9057)(96,66)^2 (12,9)(0,01037)$$
$$D = 565,9 \text{ N} = 57,7 \text{ Kg}$$
$$L = \frac{1}{2} (0,9057)(96,66)^2 (12,9)(0,32)$$
$$L = 17465,76 \text{ N} = 1782,2 \text{ Kg}$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0,32}{0,01037} = 30,85$$

Como se puede observar en la ecuación anterior la sustentación es treinta veces mayor a la resistencia al avance. El objetivo principal de este estudio es aumentar esta eficiencia.

CÁLCULOS DE DRAG POR EL MÉTODO DE ROSKAM.

$$C_{D_{wing}} = C_{D_{0w}} + C_{D_{lw}} \quad (11)$$

Donde

$$C_{D_{0w}} = R_{wf} * R_{LS} * C_{fw} \left(1 + L' \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right) * \left(\frac{S_{wet}}{S} \right) \quad (12)$$

En esta ecuación se asume como 1 el factor de interferencia ala fuselaje (R_{wf}) ya que sus efectos no se tienen en cuenta para este estudio.

(5) Ecuación 4.5, Aircraft Design, Dr, Jan Roskam.

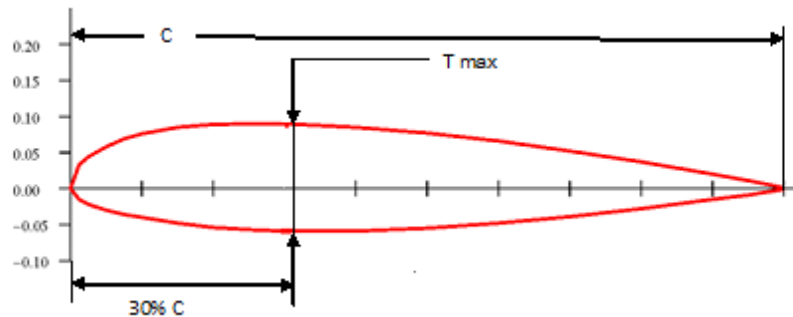
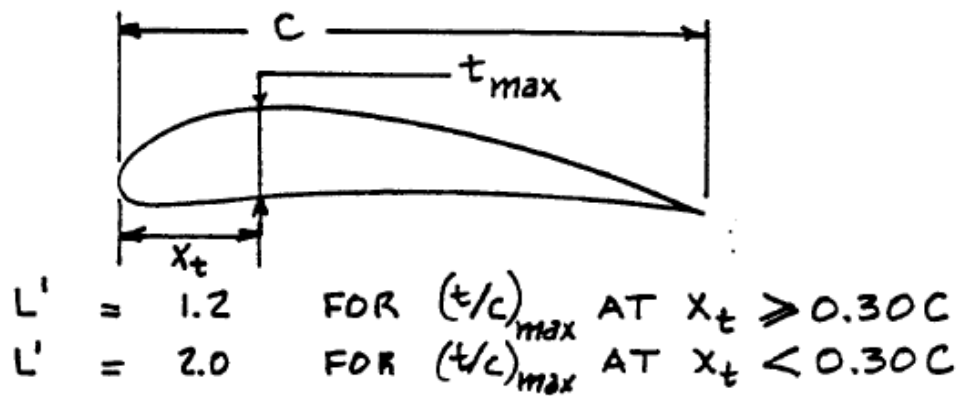
(12) Ecuación 4.6, Aircraft Design, Dr, Jan Roskam.

Para calcular L' se utiliza la figura 14 donde es notable que el $\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$ se encuentra antes del 30 por ciento de la cuerda del perfil.

$$\left(\frac{t}{c}\right) = 0,145$$

$$L' = 2,0$$

Figura 18. Locación del grosor máximo en el perfil. Aircraft Design, Dr, Jan Roskam, Figura 4.4.

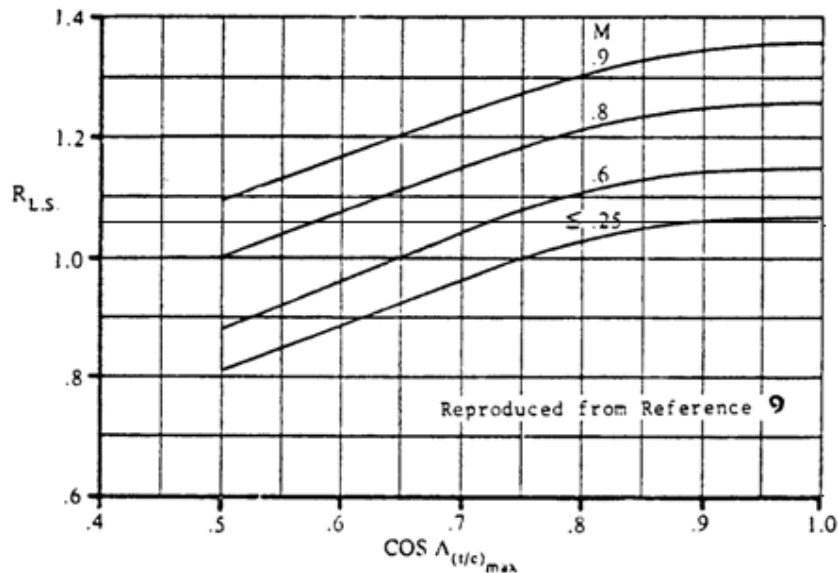


El factor de corrección de las superficies de sustentación se puede determinar mediante la gráfica de la figura 19. Para un coseno del ángulo de flechamiento

aproximadamente igual a 1, medido con respecto a la línea que se encuentra a lo largo del espesor máximo del ala, el factor de corrección es 1.05.

Figura 19. Factor de corrección de la superficie de sustentación, Aircraft Design, Dr, Jan Roskam, Figura 4.2.

$$C_{D_{0w}} = 1 * 1,05 * 0.00291(1 + 2(0,145) + 100(0,145)^4) * \left(\frac{27.25m^2}{12.62m^2} \right)$$



$$C_{D_{0w}} = 0,00668$$

El coeficiente de resistencia inducida $C_{D_{L_w}}$ se calcula también mediante la ecuación obtenida por Prandtl:

$$C_{D_{L_w}} = \frac{(C_{L_w})^2}{\pi * AR * e} \quad (13)$$

$$C_{D_{L_w}} = \frac{0,32^2}{\pi * 10 * 0,75} = 4.35 \times 10^{-3}$$

(13) Ecuacion 4.8, Aircraft Design, Dr, Jan Roskam

$$C_{D_{wing}} = 4,35 \times 10^{-3} + 0,00668 = 0,01103$$

$$D_{wing} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_{wing}}$$

$$D_{wing} = \frac{1}{2} * (0,9057 \text{ Kg/m}^3) * ((96.66 \text{ m/s})^2) * (25.8 \text{ m}^2) * (0,01103)$$

$$D_{wing} = 1204,05 \text{ N} = 122.86 \text{ Kg}$$

1.12.1. Relación L/D siguiendo el método de Roskam.

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0,32}{0,01103} = 29.01$$

La diferencia entre el método de Roskam y el método de Raymer indican que el mejor procedimiento a seguir es el dado por Roskam, ya que el valor de la resistencia al avance es mayor y permite mantener un factor de seguridad más alto; por lo tanto, se tomarán en cuenta únicamente los valores dados por este método.

Utilizando entonces este mismo método se realizan los cálculos para el ala a 6° de ángulo de ataque, arrojando como resultado:

$$C_L = 0.48$$

$$C_D = 0.015496$$

$$L/D = 30.9757$$

Esto demuestra que al aumentar el ángulo de ataque del ala la eficiencia se ve afectada.

SIMULACIÓN EN LLT.

Mediante la utilización de la herramienta computacional LLT (Ver marco teórico), se calcula la distribución de la sustentación y de la resistencia al avance a lo largo del ala sin la instalación del winglet. Para esto el programa divide el ala en 30 secciones y mediante cálculos numéricos determina el valor local del coeficiente de sustentación y de resistencia.

Tabla 2. Datos LLT.

Sección	Posición	Cuerda Local	CI	Cd
1	7,685	0,5145	0,1441	0,0050
2	7,42	0,5397	0,2672	0,0079
3	7,155	0,5649	0,3696	0,0093
4	6,89	0,5901	0,4539	0,0097
5	6,625	0,6152	0,5229	0,0095
6	6,36	0,6404	0,5795	0,0090
7	6,095	0,6656	0,6265	0,0084
8	5,83	0,6908	0,6660	0,0078
9	5,565	0,7159	0,6999	0,0072
10	5,3	0,7411	0,7295	0,0068
11	5,035	0,7663	0,7560	0,0064
12	4,77	0,7915	0,7803	0,0062
13	4,505	0,8166	0,8028	0,0060
14	4,24	0,8418	0,8241	0,0060
15	3,975	0,8670	0,8443	0,0061
16	3,71	0,8922	0,8638	0,0062
17	3,445	0,9173	0,8826	0,0064
18	3,18	0,9425	0,9006	0,0067
19	2,915	0,9677	0,9180	0,0071
20	2,65	0,9929	0,9345	0,0075
22	2,42	1,0180	0,9917	0,0088
23	1,855	1,0684	0,9778	0,0092
24	1,59	1,0936	0,9895	0,0100
25	1,325	1,1187	0,9995	0,0108
26	1,06	1,1439	1,0072	0,0117
27	0,795	1,1691	1,0122	0,0127
28	0,53	1,1943	1,0135	0,0139
29	0,265	1,2194	1,0102	0,0152
30	0	1,2446	0,9986	0,0169

Teniendo en cuenta los datos anteriores se gráfica la distribución de coeficiente de sustentación y de coeficiente de resistencia al avance.

Figura 20. Distribución de la resistencia al avance LLT.

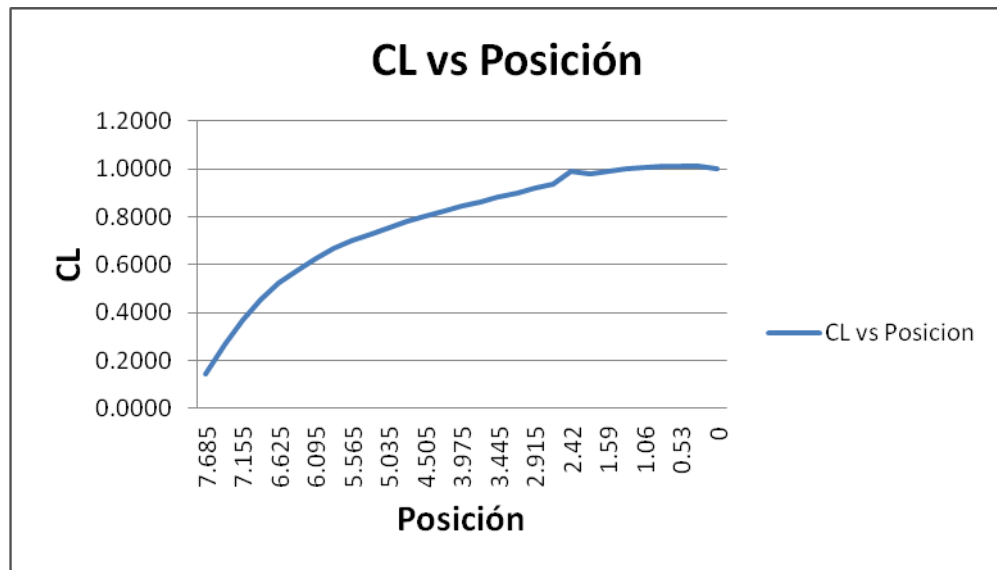
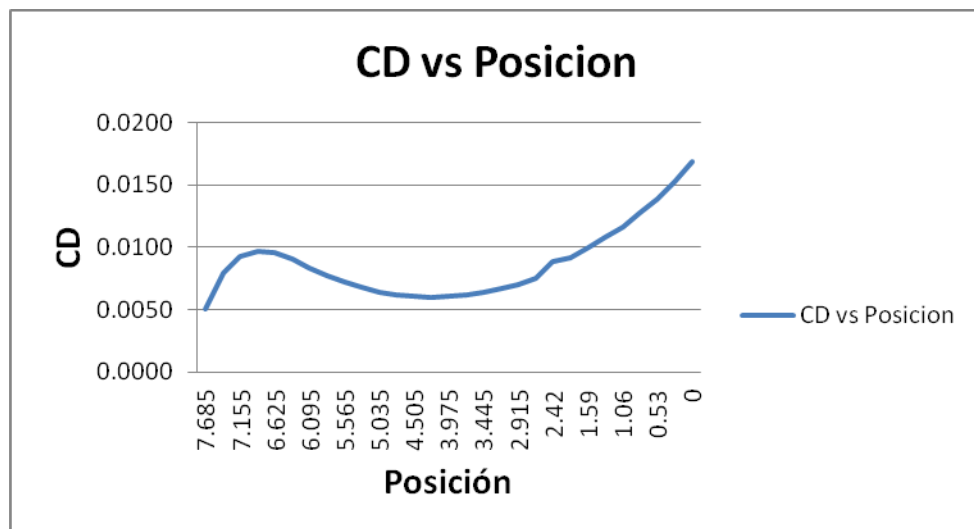
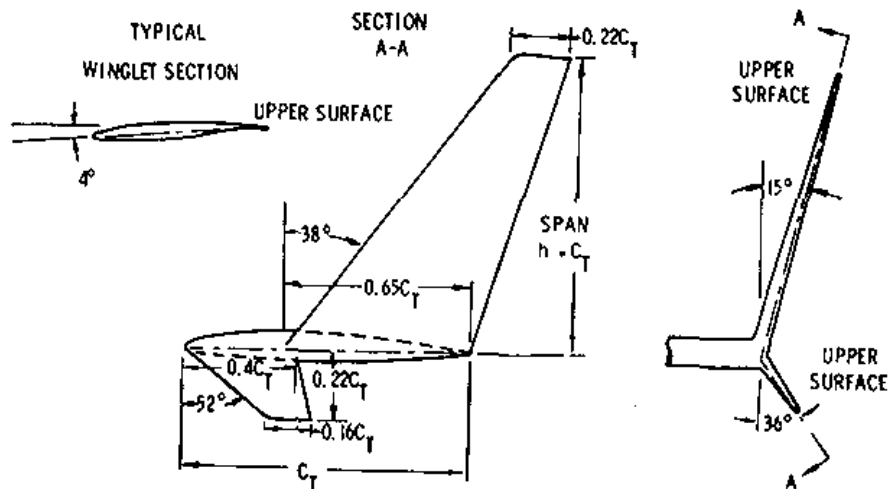


Figura 21. Distribución de la sustentación LLT.



CÁLCULOS DE DIMENSIONES DEL WINGLET SEGÚN BARNES W. MC CORMICK.

Figura 22. Dimensiones del winglet, Aerodynamics aeronautics and flight mechanics, BARNES W. Mc CORMICK, Figura 4.32.



Como la finalidad de este estudio es el diseño aerodinámico de un winglet, se utiliza el método de “BARNES W. Mc CORMICK”²⁸ para calcular las dimensiones del winglet.

Altura (Span)= $h = C_t \rightarrow 49'' = 1.2446\text{m}$.

Raíz= $0.65C_t \rightarrow 0.80899\text{m}$.

Raíz Arriba = $0.21 C_t \rightarrow 0.261366\text{m}$.

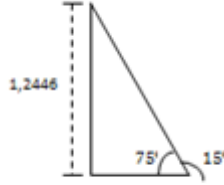
Angulo de borde de ataque del winglet= 38°

Angulo entre la superficie del ala y el intradós del winglet= 15°

1.12.2. Cálculo analítico de coeficientes para el ala con winglet.

Así como se realizaron los cálculos analíticos para el ala sin el winglet, se debe hacer para el ala con el winglet. De esta manera se procede a calcular los datos necesarios.

²⁸ BARNES W. Mc CORMICK



Para realizar estos cálculos se debe tener en cuenta el área agregada por el winglet vista desde arriba.

Siendo 1,2446 m la altura del winglet vista como el cateto opuesto al ángulo y 75° el ángulo medido con respecto al ala, se puede calcular la distancia del cateto adyacente.

$$\tan \theta = \frac{O}{a} \rightarrow \frac{O}{\tan \theta} = a$$

$$a = 0,333 \text{ m}$$

Utilizando nuevamente la ecuación geométrica para calcular el área de un trapecio, se calcula el área de referencia del winglet.

$$S_{ref_{wl}} = \frac{(c_1 + c_2)h}{2} = \frac{(0,261366 + 0,8089)(0,333)}{2} =$$

$$S_{ref_{wl}} = 0,1786 \quad \text{Superficie de referencia del winglet}$$

$$S_{wet_{wl}} = 1,74134 \text{ m}^2$$

El área mojada del ala con winglet se halla mediante el uso de la herramienta computacional "Solid Edge" y se suma el área del ala sin el winglet con el área del winglet solo, dando como resultado el área del ala con el winglet.

$$S_{wet} = 28,9947 \text{ m}^2$$

$$S_{ref} = 13,128 \text{ m}^2$$

1.12.3. Cálculos de parámetros del ala con winglet.

Según Raymer la relación de aspecto efectiva del ala con winglet es:

$$AR_{effective} = AR * 1,2$$

Aplicando:

$$AR_{effective} \cong 1.2 AR$$

$$AR_{effective} = 12$$

Con una relación de aspecto del ala con el winglet se comienza a calcular los parámetros del ala con el winglet instalado.

1.12.4. Coeficiente de sustentación del ala con el winglet.

$$C_{l_{\alpha}} = 0,11 \deg^{-1} \rightarrow 6,3025 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{L_{\alpha}} = \frac{C_{l_{\alpha}}}{1 + \frac{C_{l_{\alpha}}}{\pi A R e}}$$

De la misma manera que se realizó el cálculo para el caso del ala sin winglet se calcula el coeficiente de Oswald para ala recta.

$$\begin{aligned} e &= 1,78(1 - 0,5(AR^{0,68})) - 0,64 \\ e &= 1,78(1 - 0,5(12^{0,68})) - 0,64 \\ e &= 0,706 \end{aligned}$$

$$C_{L_{\alpha}} = \frac{6,3025}{1 + \frac{6,3025}{\pi(12)(0,706)}}$$

$$C_{l_{\alpha}} = 5,09 \text{ rad}^{-1} = 0,09 \deg^{-1}$$

$$C_L = 0,09 \deg^{-1} * 4 \deg = 0,35$$

1.12.5. Resistencia al avance del ala con winglet.

Por medio de la ecuación 12 hallamos el coeficiente de Drag parásito:

$$C_{D_{0w}} = 1 (1,05)(0,0029)((1 + 2(0,145)) + (100(0,145)^4) * \frac{28,9947}{12,9}$$

$$C_{D_{0w}} = 0,00916$$

Ahora con la ecuación No. 13 se puede calcular:

$$C_{D_{Lw}} = \frac{(0,31)^2}{(\pi)(12)(0,75)} = 0,0034$$

Luego, con la ecuación No. 11 se calcula el coeficiente de resistencia en el ala con winglet:

$$C_{D_{wing}} = 0,01275$$

Cabe resaltar que estos parámetros son sacados de ecuaciones empíricas y simplemente se toman como punto de referencia para los propósitos de este estudio.

1.12.6. Relación L/D del ala con winglet.

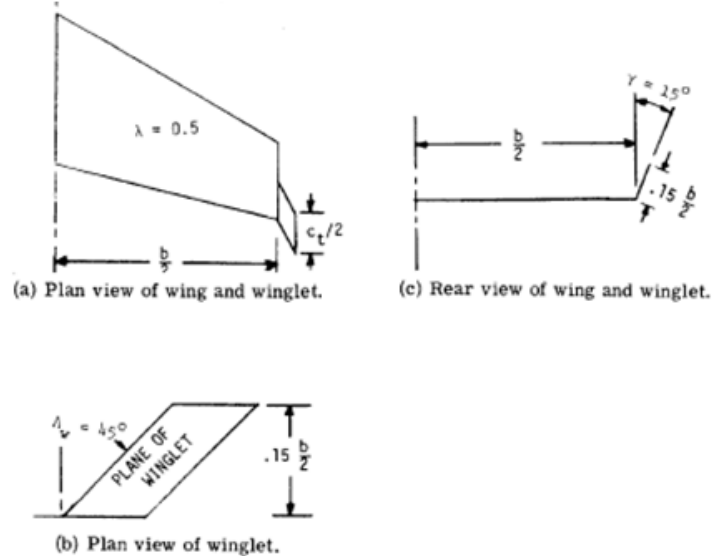
$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0,35}{0,01275} = 27,45$$

Es de anotar la disminución de la relación L/D, lo que indica que según los resultados obtenidos analíticamente la instalación de un winglet en esta aeronave no sería favorable”

CALCULO DE DIMENSIONES DE WINGLET SEGÚN NASA TECHNICAL PAPER 1020.

Teniendo como base los cálculos realizados anteriormente y el estudio que efectuó la NASA acerca de winglet y wing tips se dispone a analizar otro tipo de winglet con la finalidad de comparar y seleccionar el más apto.

Figura 23. Dimensiones del winglet NASA Technical Paper 1020.



Las características geométricas del winglet para el ala en estudio según las recomendaciones del NASA-TP-1020²⁹ son:

Altura (Span)= $h = 1.1925$

Raíz= $C_t/2 \rightarrow 0.62331$ m.

Raíz Arriba = $C_t/2 \rightarrow 0.62331$

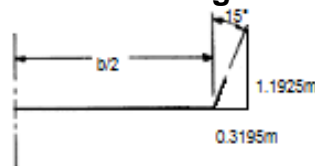
Angulo de borde de ataque del winglet= 45°

Angulo entre la superficie del ala y el intradós del winglet= 15°

1.12.7. Cálculo analítico de coeficientes para el ala con winglet.

Repitiendo el procedimiento para el cálculo del ala con el winglet anteriormente planteado.

Figura 24. Medidas para cálculos del ala con winglet.



²⁹ HEYSON, H. H., RIEBE, G. D., FULTON, C. L. "Theoretical parametric study of the relative advantages of winglet and wing-tip extensions". NASA-TP-1020. Langley Research Center, Hampton, VA: 1977.

Siendo 1,1925 m la altura del winglet vista como el cateto opuesto al ángulo y 75° el ángulo medido con respecto al ala, se puede calcular la distancia del cateto adyacente.

$$\tan \theta = \frac{O}{a} \rightarrow \frac{O}{\tan \theta} = a$$

$$a = 0.32 \text{ m}$$

Utilizando nuevamente la ecuación geométrica para calcular el área de un trapecio, se calcula el área de referencia del winglet.

$$S_{ref_{wl}} = \frac{(c_1 + c_2)h}{2} = \frac{(0.62331 + 0.62331)(0.32)}{2} = 0.20$$

$$S_{ref_{wl}} = 0,20 \text{ m}^2 \text{ Superficie de referencia del winglet}$$

$$S_{ref_{wl}} = 1,83 \text{ m}^2$$

El área mojada del ala con winglet se halla mediante el uso de la herramienta computacional "Solid Edge" y se suma el área del ala sin el winglet con el área del winglet solo, dando como resultado el área del ala con el winglet.

$$S_{ref} = 13,1 \text{ m}^2$$

$$S_{wet} = 29,0833 \text{ m}^2$$

1.12.8. Cálculos de parámetros del ala con winglet.

Según Raymer la relación de aspecto efectiva del ala con winglet es:

$$AR_{effective} = AR * 1,2$$

Aplicando:

$$AR_{effective} \cong 1.2 AR$$

$$AR_{effective} = 12$$

Con una relación de aspecto del ala con el winglet se comienza a calcular los parámetros del ala con el winglet instalado.

1.12.9. Coeficiente de sustentación del ala con el winglet.

$$C_{l_{\alpha}} = 0,11 \text{ deg}^{-1} \rightarrow 6,3025 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{L_{\alpha}} = \frac{C_{l_{\alpha}}}{1 + \frac{C_{l_{\alpha}}}{\pi A R e}}$$

De la misma manera que se realizó el cálculo para el caso del ala sin winglet se calcula el coeficiente de Oswald para ala recta.

$$\begin{aligned} e &= 1,78(1 - 0,5(AR^{0,68})) - 0,64 \\ e &= 1,78(1 - 0,5(12^{0,68})) - 0,64 \\ e &= 0,706 \end{aligned}$$

$$C_{l_{\alpha}} = \frac{6,3025}{1 + \frac{6,3025}{\pi(12)(0,706)}}$$

$$C_{l_{\alpha}} = 5,09 \text{ rad}^{-1} = 0,09 \text{ deg}^{-1}$$

$$C_L = 0,09 \text{ deg}^{-1} * 4 \text{ deg} = 0,35$$

1.12.10. Resistencia al avance del ala con winglet.

Por medio de la ecuación 12 hallamos el coeficiente de Drag parásito:

$$\begin{aligned} C_{D_{0w}} &= 1 (1,05)(0,0029)((1 + 2(0,145)) + (100(0,145)^4) * \frac{29,083}{13,1} \\ C_{D_{0w}} &= 0,0068 \end{aligned}$$

Ahora con la ecuación No. 13 se puede calcular:

$$C_{D_{Lw}} = \frac{(0,35)^2}{(\pi)(12)(0,75)} = 0,00433$$

Luego, con la ecuación 11 se calcula el coeficiente de resistencia en el ala con winglet:

$$C_{D_{wing}} = 0,011$$

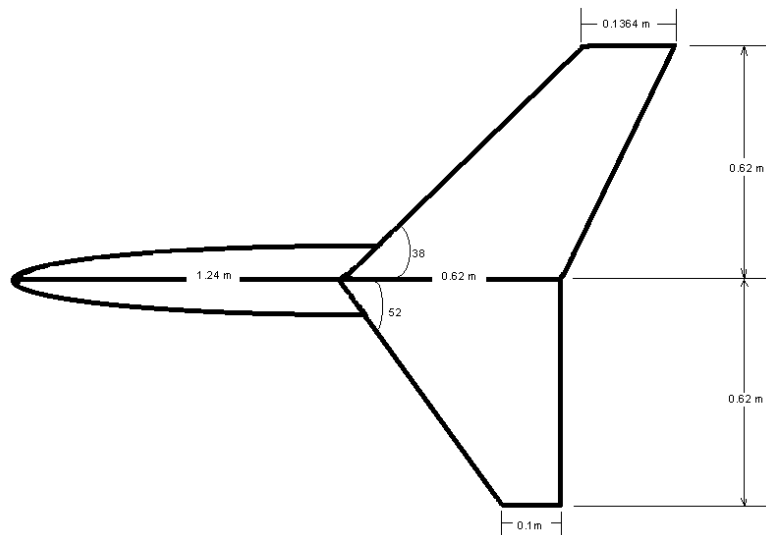
1.12.11. Relación L/D del ala con winglet.

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0,35}{0,011} = 31.81$$

Cabe resaltar que este modelo de winglet es un poco mas rustico y los cálculos analíticos se realizaron para compararlos con los cálculos del ala con el winglet por el método de BARNES W. MC CORMICK. Este tipo de winglet no será comprobado mediante ninguna herramienta computacional.

CÁLCULOS DE DIMENSIONES DEL WINGLET SEGÚN BARNES W. MC CORMICK, MONTAJE DOBLE.

Figura 25. Dimensiones del winglet, BARNES W. Mc CORMICK, hacia arriba y hacia abajo.



En esta parte del estudio, se realizarán unas modificaciones al diseño aerodinámico de de "BARNES W. Mc CORMICK"³⁰ y se calcularán sus dimensiones.

Altura (Span)= h = 0.62.

Raíz= 0.62m, para ambas partes del winglet

Raíz Arriba = 0.1364m y 0.1m

³⁰ BARNES W. Mc CORMICK

Angulo de borde de ataque del winglet superior= 52°

Angulo de borde de ataque del winglet inferior= 38°

Angulo entre la superficie del ala y el intradós del winglet superior= 15°

Angulo entre la superficie del ala y el intradós del winglet inferior= 36°

Figura 26. Winglet doble vista lateral.

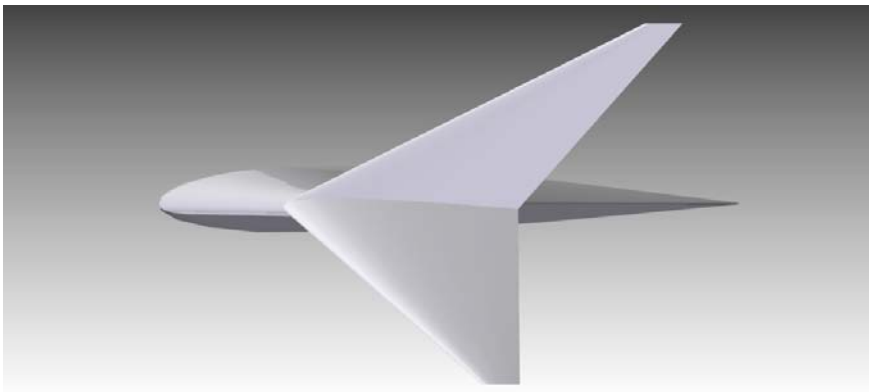
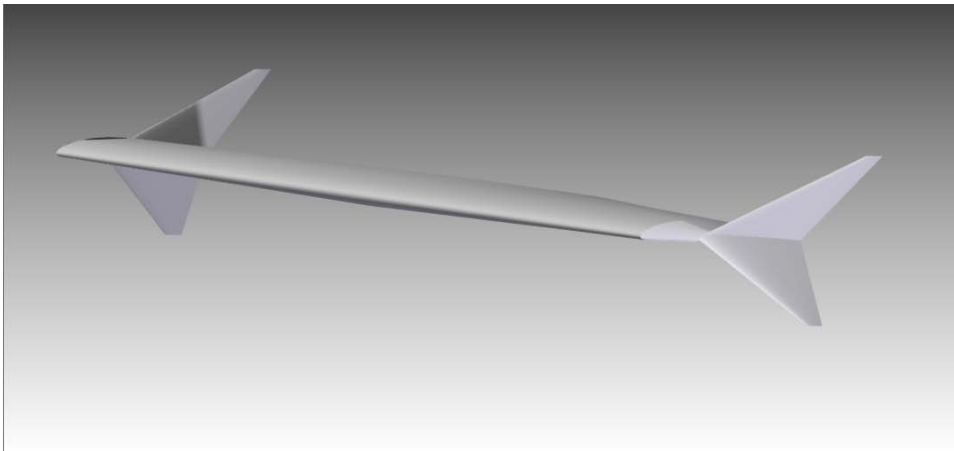


Figura 27. Winglet doble vista en isométrico.



1.12.1. Cálculo analítico de coeficientes para el ala con winglet.



Siendo 0.62 m la altura del cada una de las secciones del winglet vista como el cateto opuesto al ángulo y 75° y 54° se obtiene:

$$\tan \theta = \frac{O}{a} \rightarrow \frac{O}{\tan \theta} = a$$

$$a = 0,333 \text{ m}$$

Para el área del winglet tenemos:

$$S_{ref_{WL}} = \frac{(c_1 + c_2)h}{2} = \frac{(0,261366 + 0,8089)(0,333)}{2} =$$

$$S_{ref_{WL}} = 0,1782 \text{ Superficie de referencia del winglet}$$

$$S_{wet_{WL}} = 1,69811 \text{ m}^2$$

Sumando el área del ala sin el winglet con el área del winglet solo tenemos:

$$S_{wet} = 28,9514 \text{ m}^2$$

$$S_{ref} = 13,078 \text{ m}^2$$

1.12.2. Cálculos de parámetros del ala con winglet.

Según Raymer la relación de aspecto efectiva del ala con winglet es:

$$AR_{effective} = AR * 1,2$$

Aplicando:

$$AR_{effective} \cong 1.2 AR$$

$$AR_{effective} = 12$$

Con una relación de aspecto del ala con el winglet se comienza a calcular los parámetros del ala con el winglet instalado.

1.12.3. Coeficiente de sustentación del ala con el winglet.

$$C_{l_{\alpha}} = 0,11 \deg^{-1} \rightarrow 6,3025 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{L_{\alpha}} = \frac{C_{l_{\alpha}}}{1 + \frac{C_{l_{\alpha}}}{\pi A R e}}$$

Se calcula el coeficiente de Oswald para ala recta.

$$e = 1,78(1 - 0,5(AR^{0,68})) - 0,64$$

$$e = 1,78(1 - 0,5(12^{0,68})) - 0,64$$

$$e = 0,706$$

$$C_{l_{\alpha}} = \frac{6,3025}{1 + \frac{6,3025}{\pi(12)(0,706)}}$$

$$C_{l_{\alpha}} = 5,09 \text{ rad}^{-1} = 0,09 \deg^{-1}$$

$$C_L = 0,09 \deg^{-1} * 4 \deg = 0,35$$

1.12.4. Resistencia al avance del ala con winglet.

Por medio de la ecuación 12 hallamos el coeficiente de Drag parásito:

$$C_{D_{0w}} = 1 (1,05)(0,0029)((1 + 2(0,145)) + (100(0,145)^4) * \frac{28,9514}{12,9}$$

$$C_{D_{0w}} = 0,009117$$

Ahora con la ecuación No. 13 se puede calcular:

$$C_{D_{Lw}} = \frac{(0,35)^2}{(\pi)(12)(0,75)} = 0,0034$$

Luego, con la ecuación No. 11 se calcula el coeficiente de resistencia en el ala con winglet:

$$C_{D_{wing}} = 0,01251$$

Cabe resaltar que estos parámetros son sacados de ecuaciones empíricas y simplemente se toman como punto de referencia para los propósitos de este estudio.

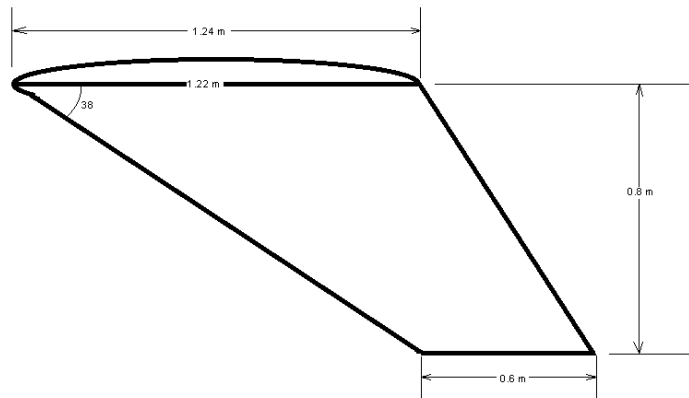
1.12.5. Relación L/D del ala con winglet.

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0,35}{0,01251} = 27,96$$

CALCULO DE DIMENSIONES DE WINGLET SEGÚN NASA TECHNICAL PAPER 1020 (ADAPTADO).

Teniendo como base los cálculos realizados anteriormente y el estudio que efectuó la NASA acerca de winglet y wing tips se dispone a analizar otro tipo de winglet con la finalidad de comparar y seleccionar el más apto.

Figura 28. Dimensiones del winglet hacia abajo.



Las características geométricas del winglet para el ala en estudio según las recomendaciones del NASA-TP-1020³¹ son:

Altura (Span)= $h = 0.8 \text{ m}$

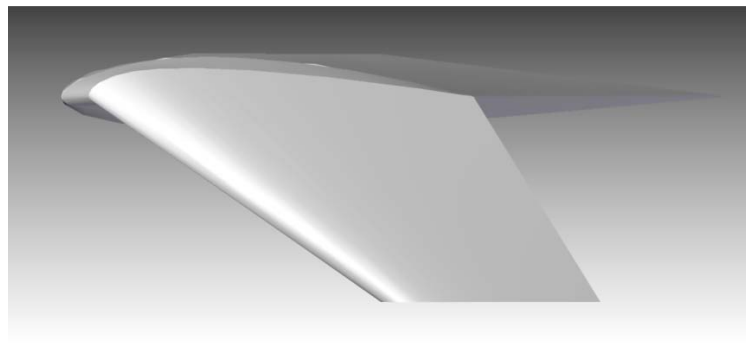
Raíz= 1.22 m .

Raíz Arriba = 0.6 m

Angulo de borde de ataque del winglet= 52°

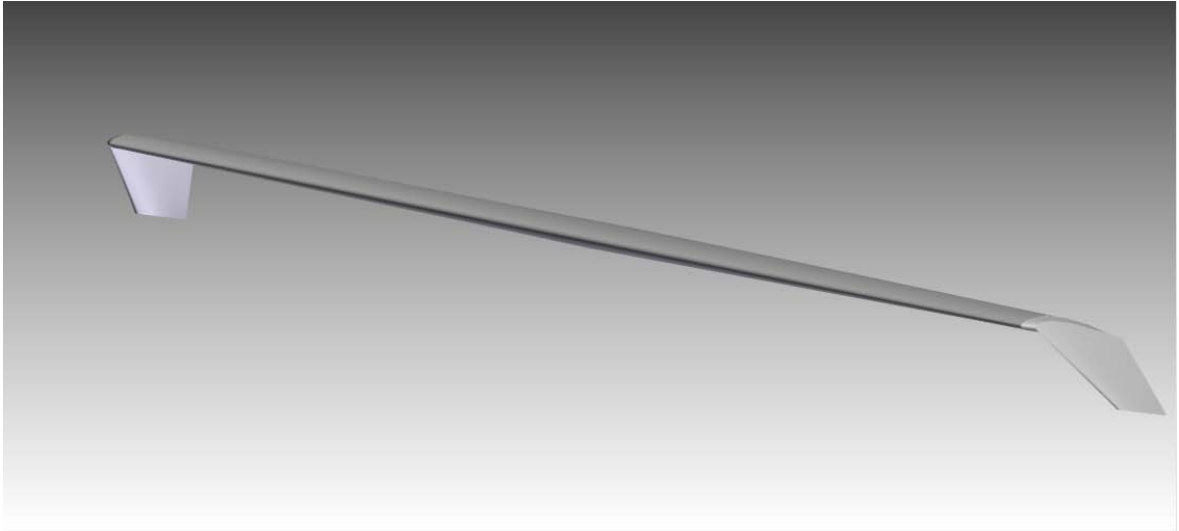
Angulo entre la superficie del ala y el intradós del winglet= 15

Figura 29. Winglet hacia abajo vista lateral.



³¹ HEYSON, H. H., RIEBE, G. D., FULTON, C. L. "Theoretical parametric study of the relative advantages of winglet and wing-tip extensions". NASA-TP-1020. Langley Research Center, Hampton, VA: 1977.

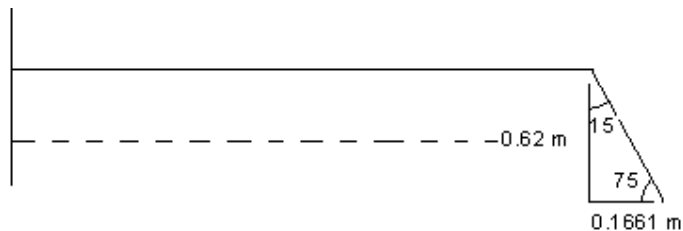
Figura 30. Winglet hacia abajo vista en isométrico.



1.12.6. Cálculo analítico de coeficientes para el ala con winglet.

Repitiendo el procedimiento para el cálculo del ala con el winglet anteriormente planteado.

Figura 31. Medidas para cálculos del ala con winglet.



Siendo 0.62m la altura del winglet vista como el cateto opuesto al ángulo y 15° el ángulo medido con respecto al ala, se puede calcular la distancia del cateto adyacente.

$$\tan \theta = \frac{O}{a} \rightarrow \frac{O}{\tan \theta} = a$$

$$a = 0.32 \text{ m}$$

Utilizando nuevamente la ecuación geométrica para calcular el área de un trapecio, se calcula el área de referencia del winglet.

$$S_{ref_{wl}} = \frac{(c_1 + c_2)h}{2} = \frac{(0.62331 + 0.62331)(0.32)}{2} = 0.20$$

$S_{ref_{wl}} = 0,20 \text{ m}^2$ Superficie de referencia del winglet

$$S_{wet_{wl}} = 1,76343 \text{ m}^2$$

El área mojada del ala con winglet se halla mediante el uso de la herramienta computacional "Solid Edge" y se suma el área del ala sin el winglet con el área del winglet solo, dando como resultado el área del ala con el winglet.

$$S_{ref} = 13,1 \text{ m}^2$$

$$S_{wet} = 29,0167 \text{ m}^2$$

1.12.7. Cálculos de parámetros del ala con winglet.

Según Raymer la relación de aspecto efectiva del ala con winglet es:

$$AR_{effective} = AR * 1,2$$

Aplicando:

$$\begin{aligned} AR_{effective} &\cong 1.2 AR \\ AR_{effective} &= 12 \end{aligned}$$

Con una relación de aspecto del ala con el winglet se comienza a calcular los parámetros del ala con el winglet instalado.

1.12.8. Coeficiente de sustentación del ala con el winglet.

$$C_{l_{\alpha}} = 0,11 \text{ deg}^{-1} \rightarrow 6,3025 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{L_{\alpha}} = \frac{C_{l_{\alpha}}}{1 + \frac{C_{l_{\alpha}}}{\pi A R e}}$$

De la misma manera que se realizó el cálculo para el caso del ala sin winglet se calcula el coeficiente de Oswald para ala recta.

$$e = 1,78(1 - 0,5(AR^{0,68})) - 0,64$$

$$e = 1,78(1 - 0,5(12^{0,68})) - 0,64$$

$$e = 0,706$$

$$C_{l_\alpha} = \frac{6,3025}{1 + \frac{6,3025}{\pi(12)(0,706)}}$$

$$C_{l_\alpha} = 5,09rad^{-1} = 0,09deg^{-1}$$

$$C_L = 0,09deg^{-1} * 4deg = 0,35$$

1.12.9. Resistencia al avance del ala con winglet.

Por medio de la ecuación 12 hallamos el coeficiente de Drag parásito:

$$C_{D_{0w}} = 1 (1,05)(0,0029)((1 + 2(0,145)) + (100(0,145)^4) * \frac{29.0167}{12.9}$$

$$C_{D_{0w}} = 0,009138$$

Ahora con la ecuación No. 13 se puede calcular:

$$C_{D_{Lw}} = \frac{(0,35)^2}{(\pi)(12)(0,75)} = 0,00433$$

Luego, con la ecuación 11 se calcula el coeficiente de resistencia en el ala con winglet:

$$C_{D_{wing}} = 0,013$$

1.12.10. Relación L/D del ala con winglet.

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0,35}{0,013} = 25,95$$

SIMULACIONES EN XFLR5.

Para realizar las simulaciones en XFLR5, se utilizaran los siguientes parámetros, que corresponden a condiciones de operación en crucero para el tipo de aeronave con la que se está realizando el estudio.

Parámetro	Valor
Número Mach	0,2945
Número Reynolds:	8×10^6
Número de paneles:	160
Altura	3048 m

Para simular los perfiles se seleccionó un intervalo de entre (-15) a 15 grados para el ángulo de ataque y el programa realizó entre 20 y 100 iteraciones para hallar el CL y el CD en cada uno de los ángulos. Este mismo proceso se realizó para los diferentes tipos de alas pero se modificó en intervalo de análisis para dejarlo entre 0 y 10 grados.

ALA SIN WINGLET.

Figura 32. Simulación del ala sin winglet.

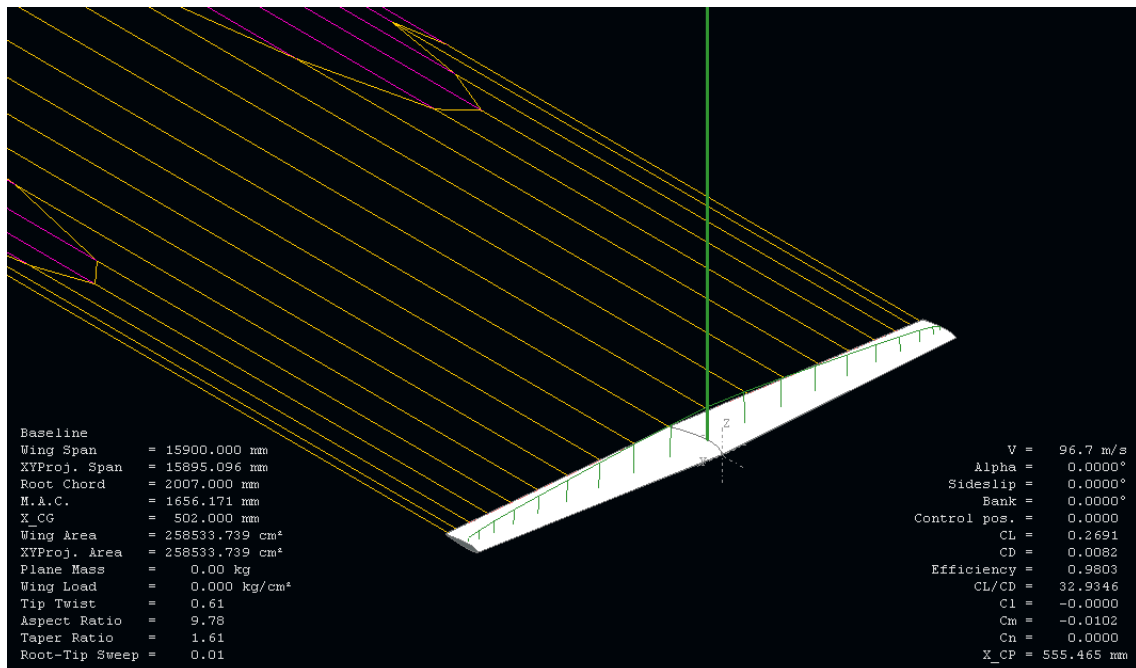


Tabla 3. Datos Ala sin winglet.

XFLR5 v6.02 Beta	
Wing name :	Wing2
Wing polar name :	T1-96.7 m/s-Panel-x502.000mm
Freestream speed :	96.670 m/s

Alpha	CL	ICd	PCd	TCd	Cm	CL/CD
0,0	0,2573	0,0022	0,0058	0,0080	-0,0138	16,0258
0,5	0,3005	0,0030	0,0057	0,0087	-0,0137	17,2583
1,0	0,3437	0,0039	0,0056	0,0095	-0,0137	18,0291
1,5	0,3868	0,0049	0,0056	0,0105	-0,0138	18,4056
2,0	0,4298	0,0061	0,0056	0,0116	-0,0139	18,4689
2,5	0,4728	0,0074	0,0056	0,0129	-0,0141	18,3069
3,0	0,5156	0,0087	0,0056	0,0143	-0,0143	18,0033
3,5	0,5584	0,0102	0,0056	0,0159	-0,0145	17,6031
4,0	0,6010	0,0119	0,0057	0,0175	-0,0148	17,1375
4,5	0,6435	0,0136	0,0057	0,0193	-0,0151	16,6529
5,0	0,6859	0,0155	0,0058	0,0212	-0,0155	16,1482
5,5	0,7282	0,0174	0,0058	0,0233	-0,0159	15,6396
6,0	0,7703	0,0195	0,0059	0,0254	-0,0164	15,1351
6,5	0,8122	0,0217	0,0060	0,0277	-0,0169	14,6480
7,0	0,8540	0,0240	0,0061	0,0301	-0,0174	14,1697
7,5	0,8956	0,0264	0,0062	0,0327	-0,0180	13,7061
8,0	0,9370	0,0290	0,0064	0,0353	-0,0187	13,2622
8,5	0,9783	0,0316	0,0065	0,0381	-0,0194	12,8377
9,0	1,0193	0,0343	0,0067	0,0410	-0,0201	12,4269
9,5	1,0601	0,0371	0,0069	0,0440	-0,0209	12,0389
10,0	1,1007	0,0401	0,0071	0,0472	-0,0217	11,6662

Figura 33. CL vs Alpha para ala sin winglet.

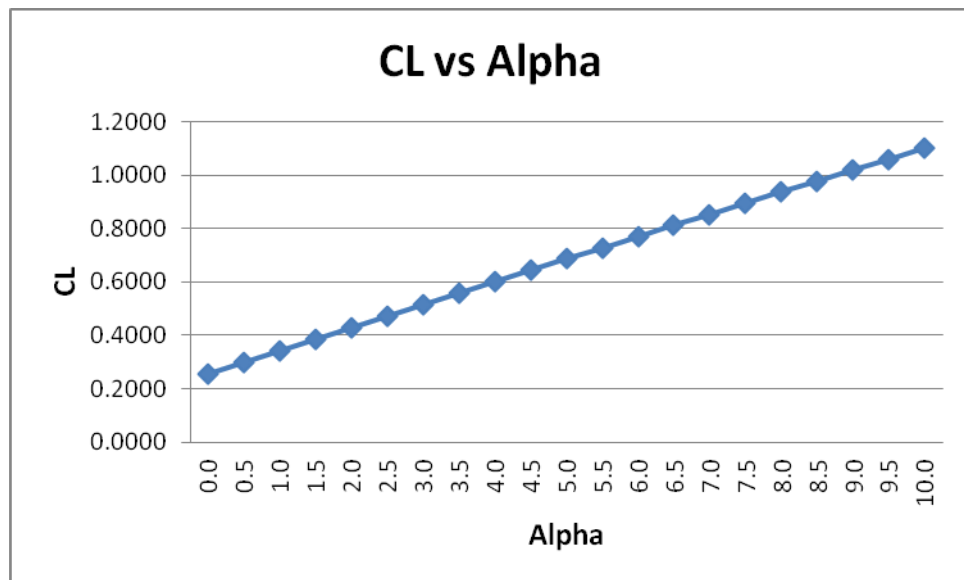


Figura 34. C_d vs Alpha para ala sin winglet.

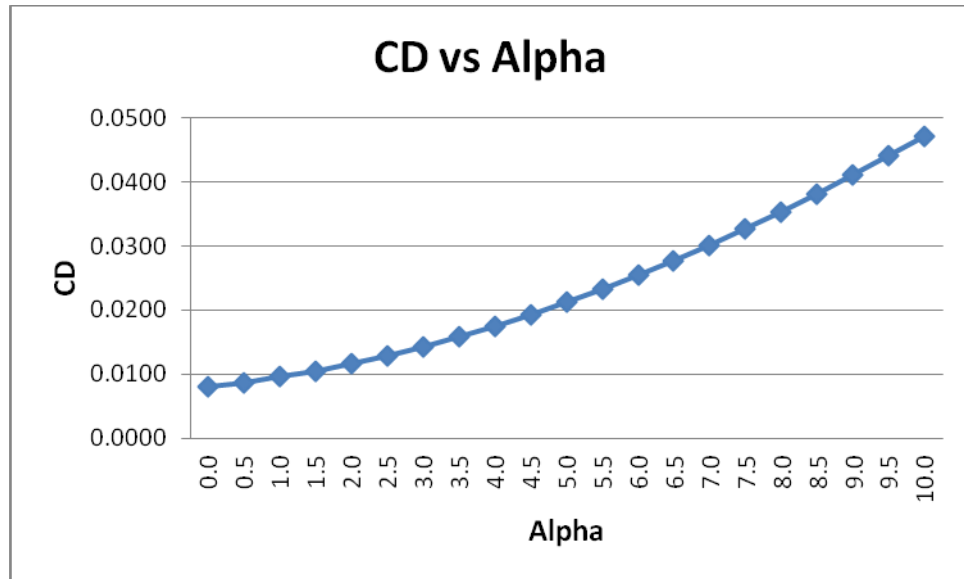


Figura 35. C_m vs Alpha para ala sin winglet.

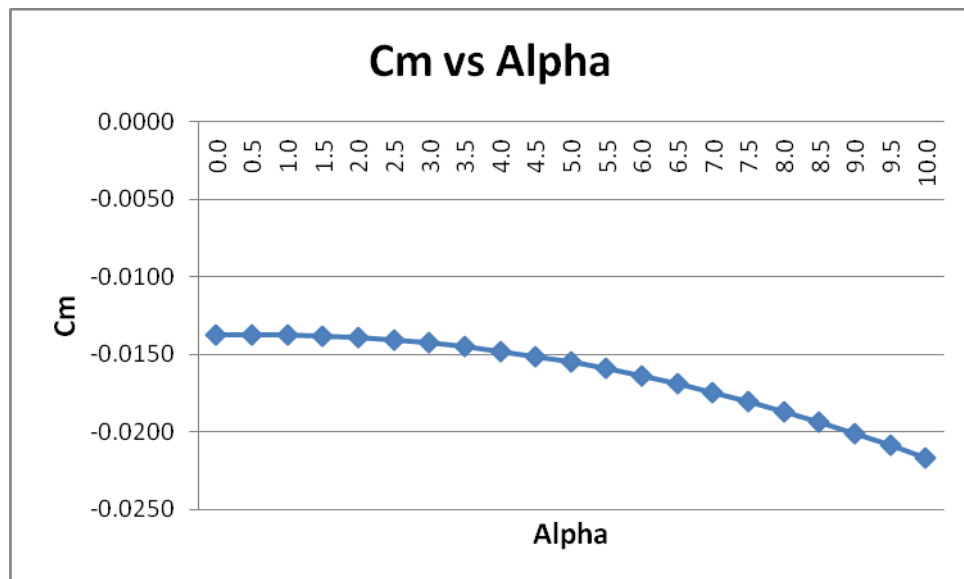


Figura 36. CL/Cd vs Alpha para ala sin winglet.

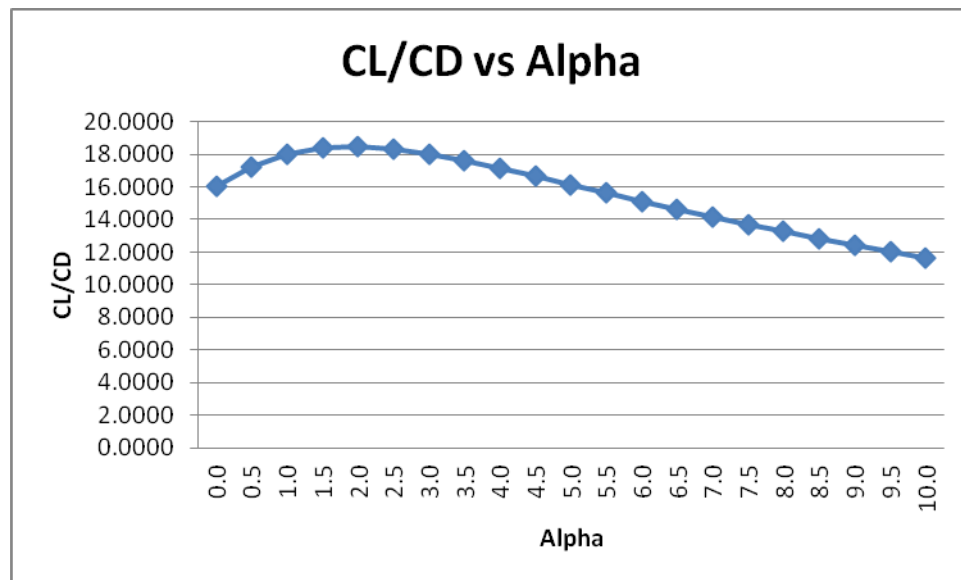
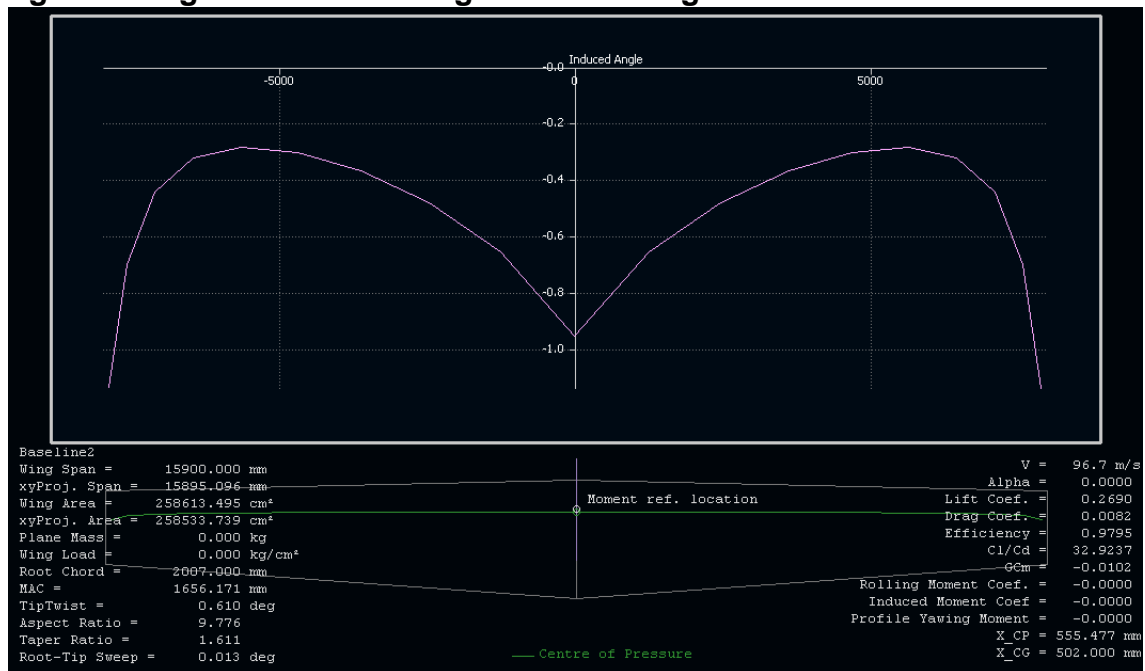


Figura 39. Angulo inducido a lo largo del ala sin winglet.



Esta gráfica muestra la variación de la sustentación a lo largo de toda el ala, y se logra apreciar que el ángulo inducido va incrementando desde la raíz casi hasta las puntas y luego vuelve a decrecer, también se aprecia como el ángulo inducido tiene un cambio brusco en la punta.

ALA CON WINGLET TIPO MC CORMICK.

Figura 40. Simulación del ala con winglet de Mc Cormick.

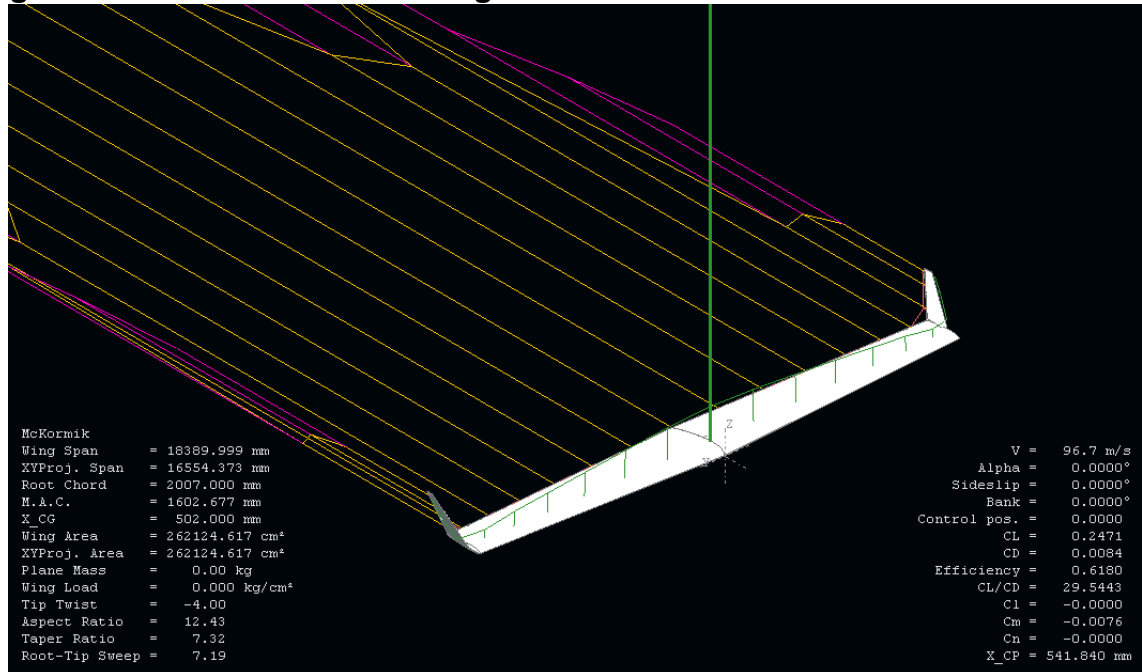


Figura 41. Simulación del ala con winglet de Mc Cormick, vista más cercana del ala.

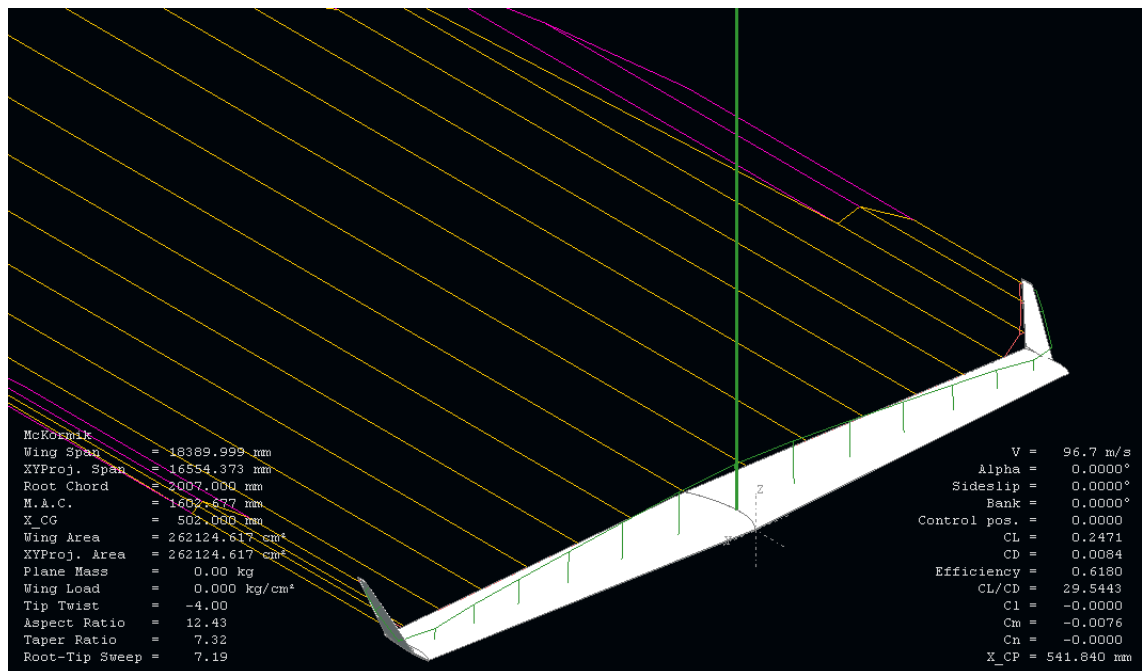


Tabla 4. Datos ala con winglet tipo Mc Cormick.

XFLR5 v6.02 Beta	
Wing name :	Wing2_winglet
Wing polar name :	T1-96.7 m/s-Panel-x502.000mm
Freestream speed :	96.670 m/s

Alpha	CL	ICd	PCd	TCd	Cm	CL/Cd
0,00	0,2738	0,0048	0,0061	0,0109	-0,7480	12,5146
0,50	0,3184	0,0058	0,0060	0,0118	-0,8061	13,4585
1,00	0,3630	0,0070	0,0059	0,0129	-0,8670	14,0843
1,50	0,4075	0,0082	0,0059	0,0141	-0,9301	14,4379
2,00	0,4520	0,0096	0,0059	0,0155	-0,9955	14,5939
2,50	0,4963	0,0111	0,0059	0,0170	-1,0631	14,5960
3,00	0,5406	0,0127	0,0059	0,0187	-1,1330	14,4910
3,50	0,5847	0,0145	0,0060	0,0204	-1,2049	14,3013
4,00	0,6288	0,0163	0,0060	0,0224	-1,2791	14,0637
4,50	0,6727	0,0183	0,0061	0,0244	-1,3554	13,7936
5,00	0,7165	0,0204	0,0061	0,0265	-1,4338	13,4963
5,50	0,7602	0,0226	0,0062	0,0288	-1,5143	13,1848
6,00	0,8037	0,0249	0,0063	0,0312	-1,5969	12,8746
6,50	0,8471	0,0273	0,0064	0,0337	-1,6815	12,5562

Ya que dentro de la misma gráfica se muestran los resultados de los análisis realizados tanto al ala con winglet, como al ala sin winglet, se puede apreciar el cambio que se tiene tanto en los coeficientes de CL y CD, como en el alpha. De este análisis se puede determinar que para las condiciones simuladas se obtienen ciertos beneficios como el incremento de la sustentación y un menor consumo de combustible con la implementación de los winglet.

En la Figura 42 se puede apreciar en primer lugar la diferencia en la variación de CL vs CD de una ala sin winglets y una con winglets, teniendo esta última una variación en un rango mayor de CL, para un rango menor de CD. Se debe tener en cuenta que la gráfica relaciona la variación tanto de CL como de CD a lo largo del ala, es decir que en general, con la implementación del winglet se puede obtener una mejora en la sustentación, con un menor gasto de energía, ocasionados por el aumento del CD.

Otro análisis a tener en consideración es el de CL/CD vs alpha, el cual muestra que para una ala con winglets, la relación CL/CD es mucho mayor para los mismos ángulos de ataque que en un ala sin winglets.

EL incremento de CL con respecto a alfa no presenta gran diferencia en el análisis tanto del ala con winglets como en el ala sin winglets, ya que este es en ángulo de ataque del ala: lo que provoca el cambio de ángulo de ataque es el incremento de la fuerza a la que está expuesta el ala.

Figura 43. CL vs Alpha para Mc Cormick.

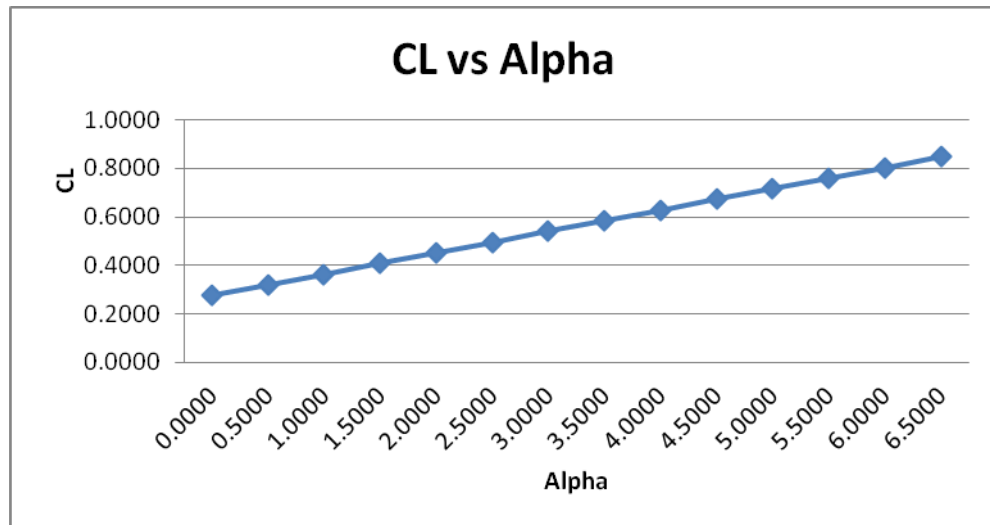


Figura 44. Cd vs Alpha para Mc Cormick.

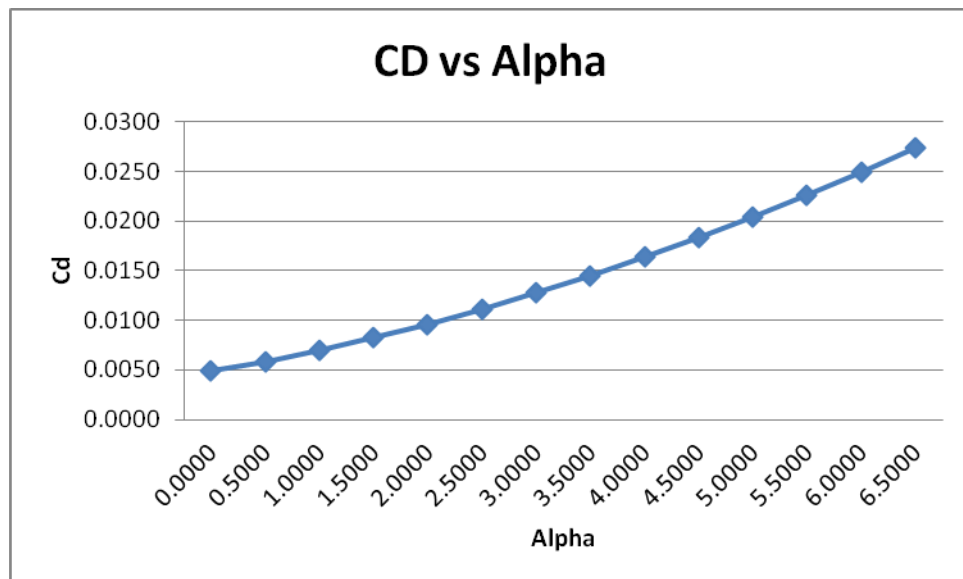


Figura 45. C_m vs Alpha para Mc Cormick.

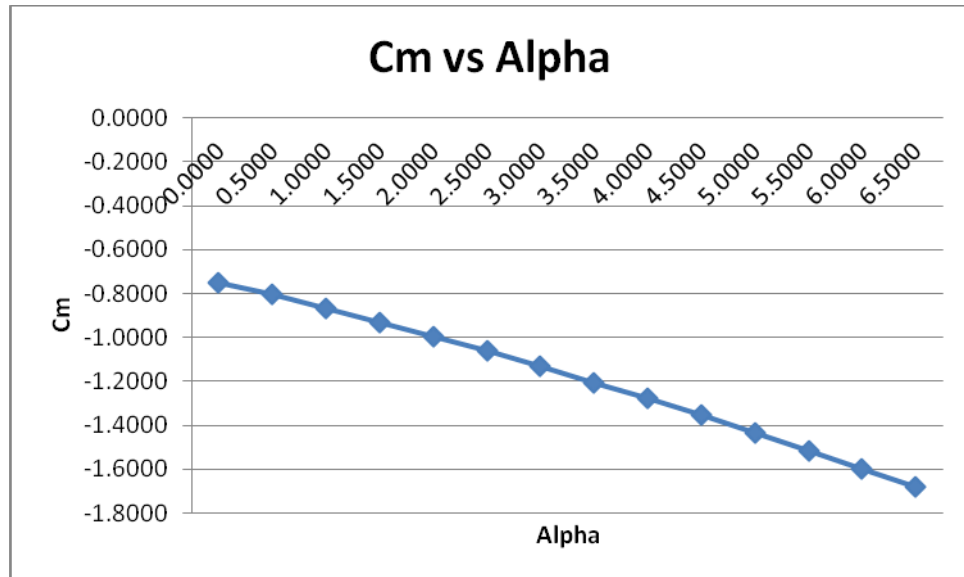


Figura 46. C_L/C_D vs Alpha para Mc Cormick.

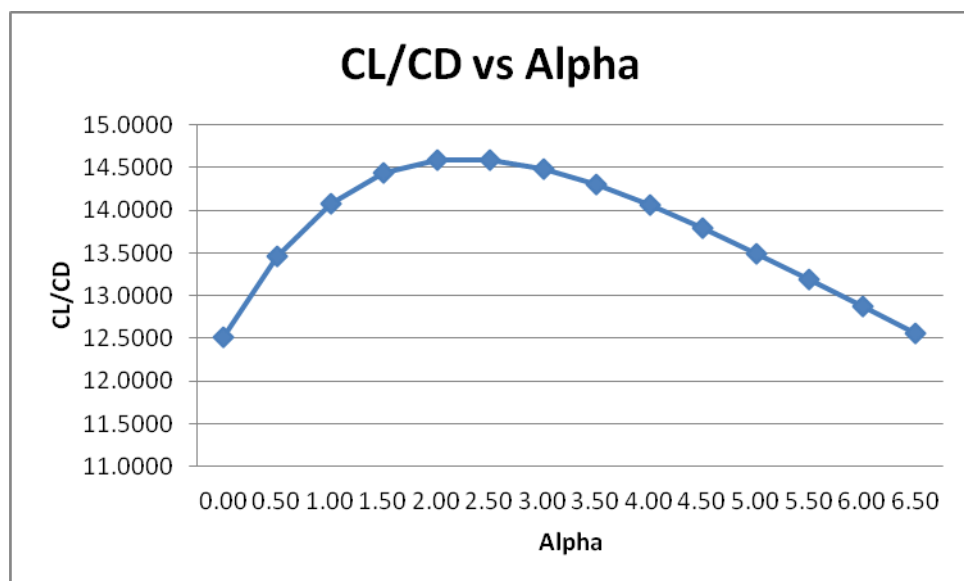
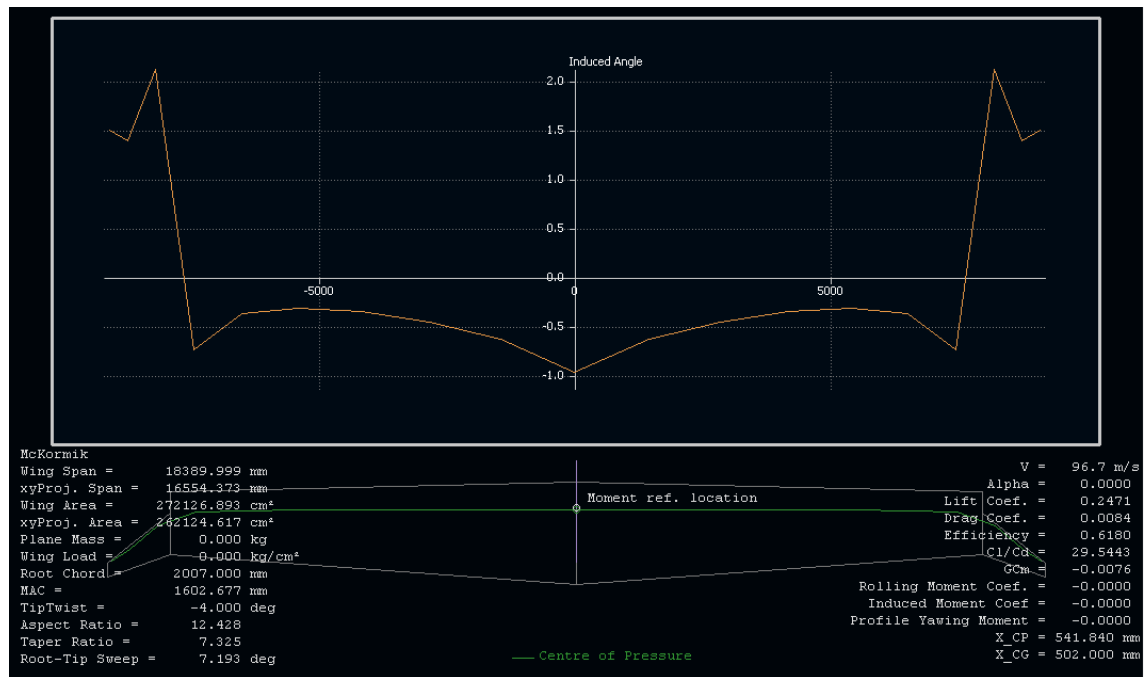


Figura 47. Angulo inducido para un ala con winglet.



En esta gráfica se aprecia como la variación del ángulo inducido tiene cambio abrupto, justo donde se realiza el cambio de sección del ala a la del winglet, primero presentando un gran incremento de forma negativa y posteriormente su paso a un ángulo inducido positivo. También cabe resaltar que esta variación presenta cambios notables al realizar variación en el ángulo de ataque, pero aun así se mantiene la variación siempre en la zona de unión entre el ala y el winglet. También se puede apreciar la variación en el centro de presión en las zonas de los winglet que de igual manera varía a lo largo del winglet, dependiendo del ángulo de ataque al que se encuentra el ala. El conjunto ala winglet arroja un $CL = 0.2738$ para un ángulo de ataque de cero grados y va incrementándose hasta un $CL = 0.8471$ para un ángulo de ataque de 6.5 grados.

1.12.1. ALA CON WINGLET TIPO NASA.

Figura 48. Winglet tipo NASA.

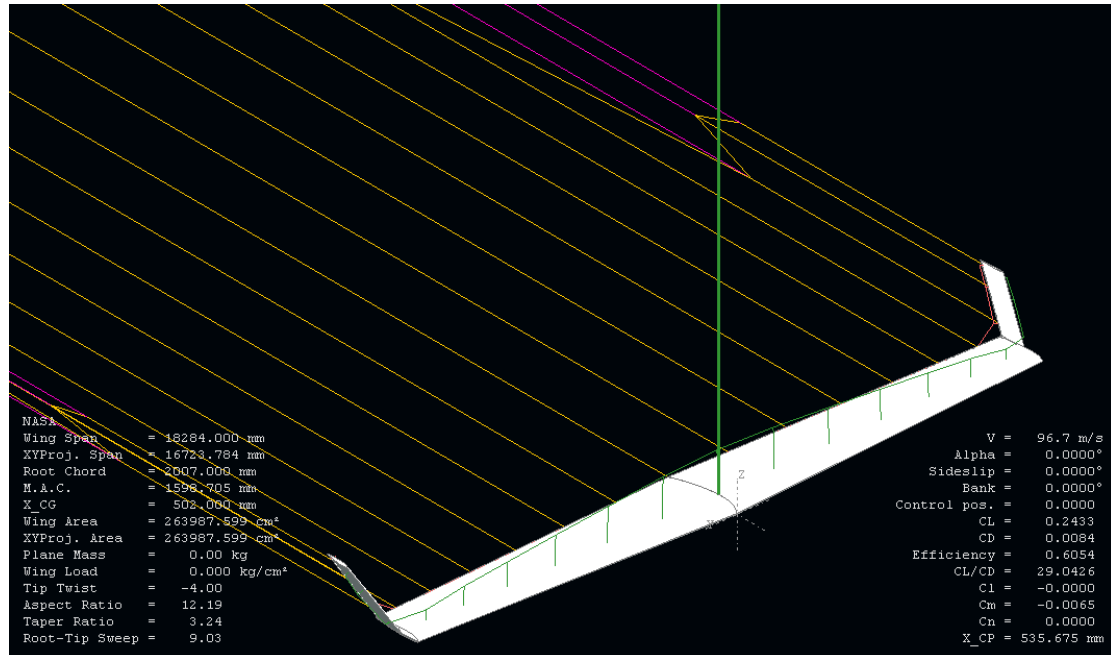


Figura 49. Angulo inducido para un ala con winglet.

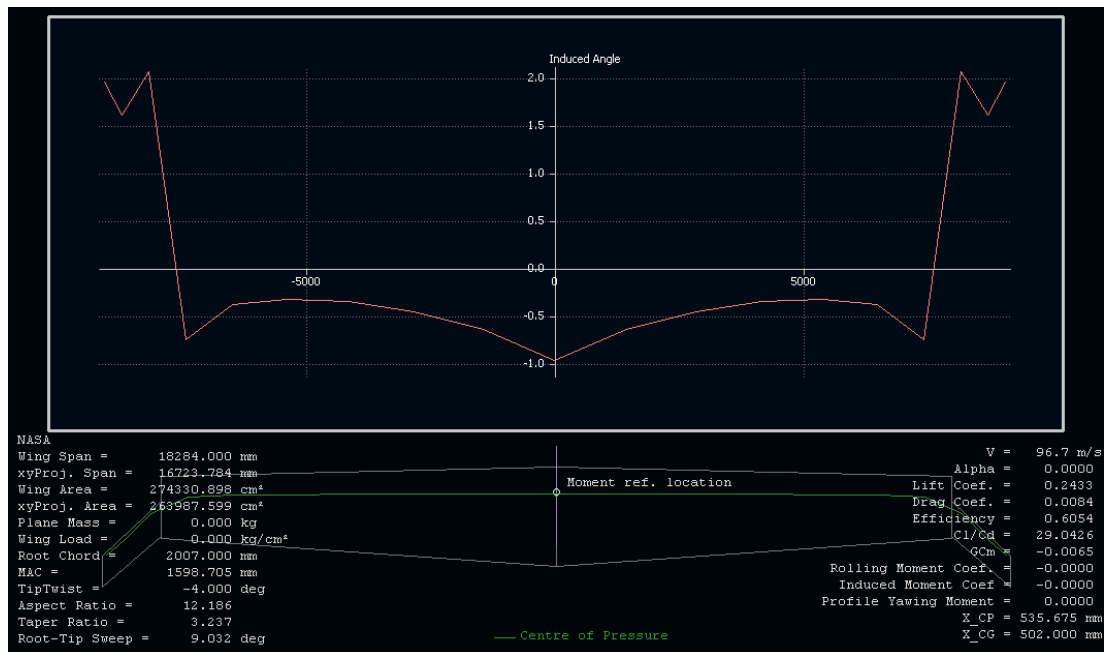


Tabla 5. Datos ala con winglet tipo NASA.

XFLR5 v6.02 Beta	
Wing name	NASA
Wing polar name	T1-96.7 m/s-VLM2-x502.000mm NASA 2
Freestream speed	96.670 m/s

Alpha	CL	ICd	PCd	TCd	Cm	CL/Cd
0,00	0,2409	0,0024	0,0060	0,0083	-0,0127	14,4778
0,50	0,2832	0,0037	0,0058	0,0095	-0,0131	14,8588
1,00	0,3255	0,0075	0,0058	0,0132	-0,0135	12,3126
1,50	0,3678	0,0064	0,0057	0,0121	-0,0140	15,1618
2,00	0,4101	0,0073	0,0057	0,0130	-0,0145	15,7601
2,50	0,4523	0,0086	0,0057	0,0143	-0,0151	15,7981
3,00	0,4945	0,0101	0,0057	0,0158	-0,0157	15,6285
3,50	0,5366	0,0119	0,0057	0,0176	-0,0163	15,2281
4,00	0,5787	0,0136	0,0058	0,0194	-0,0171	14,9547
4,50	0,6208	0,0173	0,0058	0,0232	-0,0178	13,4084
5,00	0,6628	0,0193	0,0059	0,0252	-0,0186	13,1618

Figura 50. CL vs1 Alpha para winglet tipo NASA.

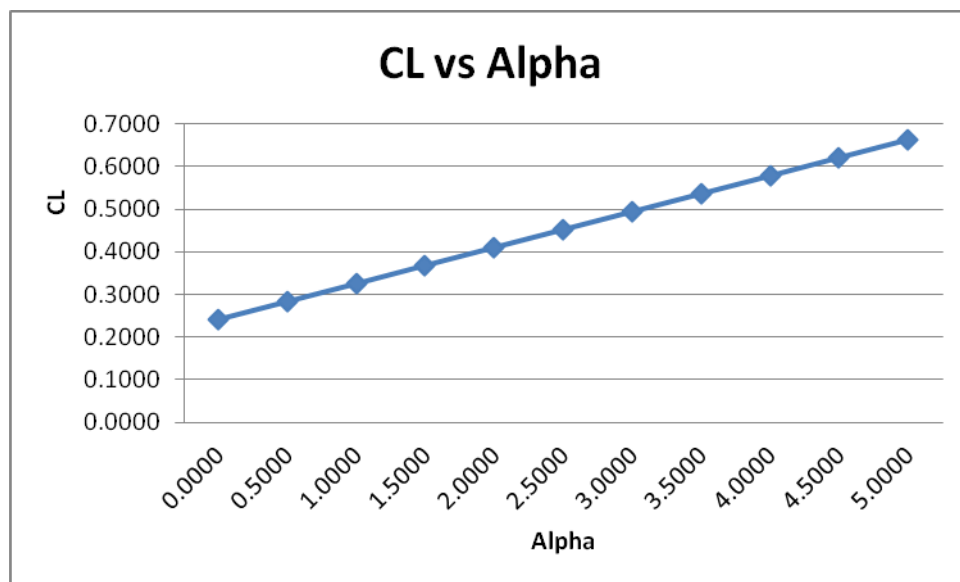


Figura 51. C_d vs Alpha para winglet tipo NASA.

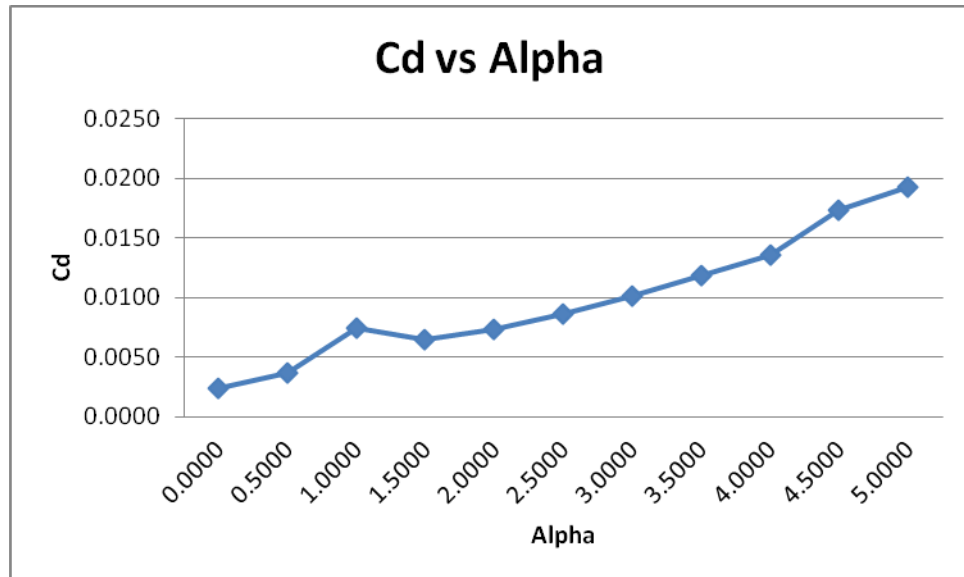


Figura 52. C_m vs Alpha para winglet tipo NASA.

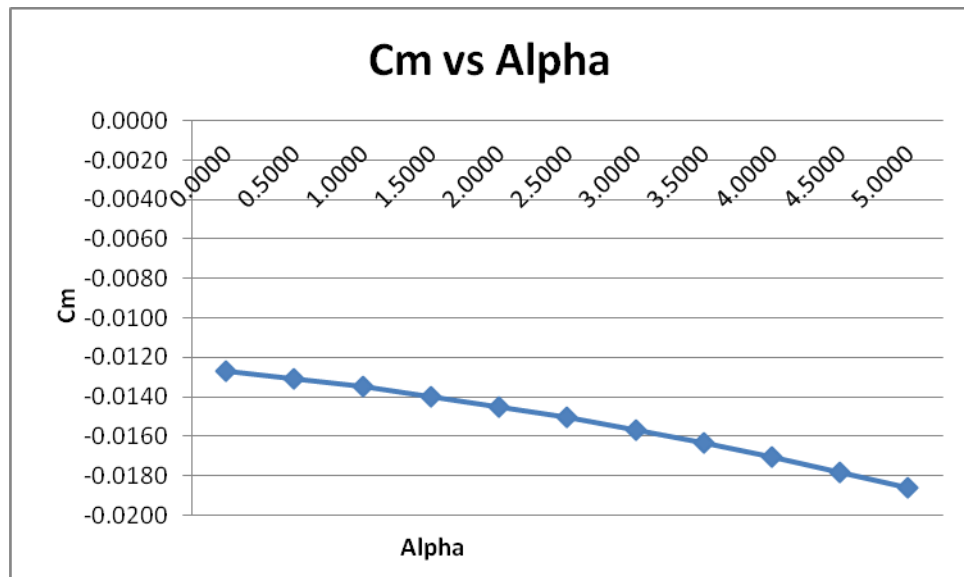
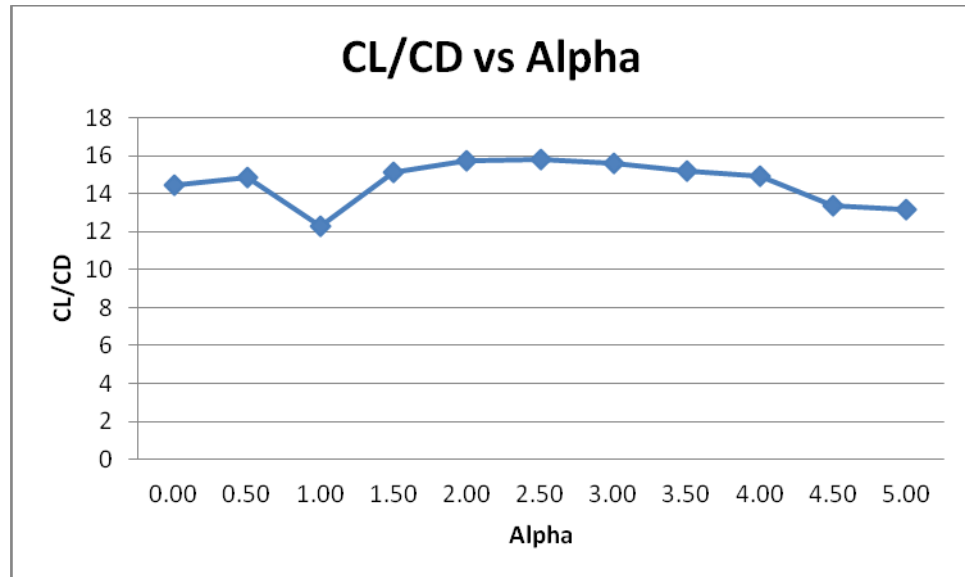


Figura 53. CL/Cd vs Alpha para winglet tipo NASA.



ALA CON WINGLET TIPO NASA HACIA ABAJO.

Figura 54. Simulación del ala con winglet tipo NASA hacia abajo.

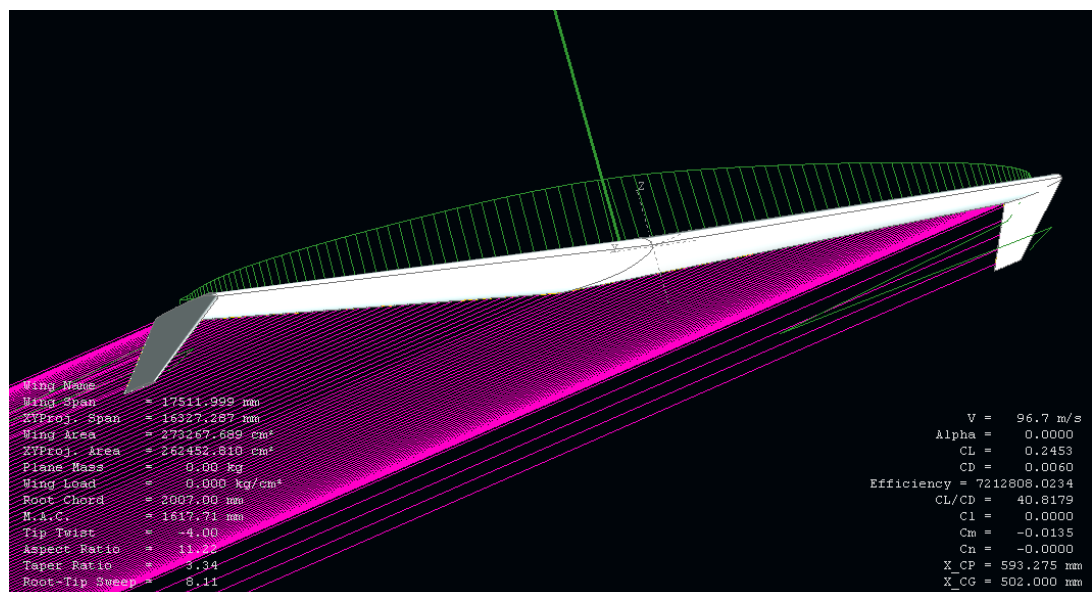


Figura 55. Simulación del ala con winglet tipo NASA hacia abajo, vista más cercana del ala.

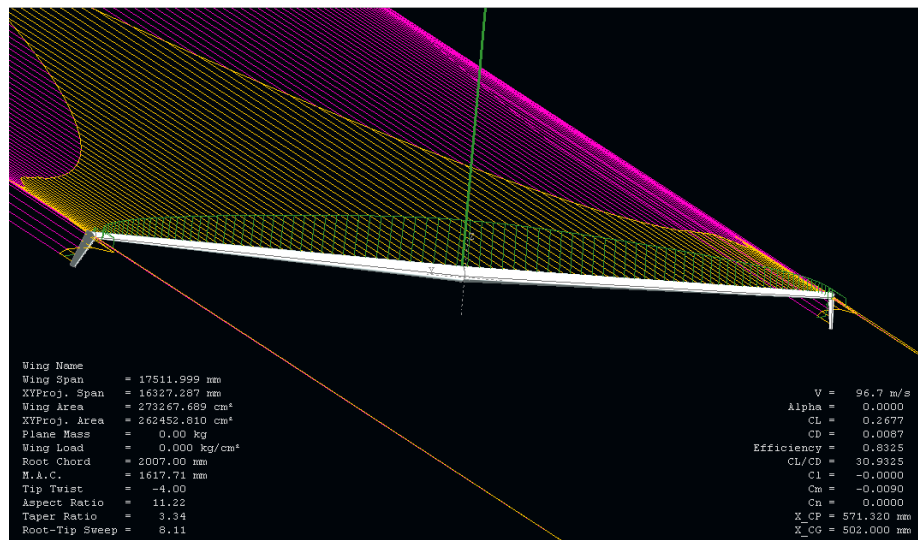


Tabla 6. Datos ala con winglet tipo NASA hacia abajo.

XFLR5 v6.02 Beta	
Wing name :	NASA Hacia Abajo
Wing polar name :	T1-96.7 m/s-VLM2-x502.000mm
Freestream speed :	96.670 m/s

Alpha	CL	ICd	PCd	TCd	Cm	CL/Cd
0,00	0,2456	0,0049	0,0060	0,0109	-0,014	11,2258
0,50	0,2884	0,0059	0,0059	0,0118	-0,014	12,1904
1,00	0,3313	0,0071	0,0058	0,0129	-0,014	12,8521
1,50	0,3741	0,0084	0,0057	0,0141	-0,014	13,2511
2,00	0,4168	0,0098	0,0057	0,0155	-0,015	13,4590
2,50	0,4596	0,0113	0,0057	0,0170	-0,015	13,5150
3,00	0,5023	0,0129	0,0057	0,0187	-0,016	13,4642
3,50	0,5449	0,0147	0,0058	0,0204	-0,016	13,3282
4,00	0,5449	0,0165	0,0058	0,0224	-0,017	12,1888
4,50	0,6301	0,0185	0,0059	0,0244	-0,017	12,9213
5,00	0,6727	0,0206	0,0059	0,0265	-0,018	12,6710
5,50	0,7152	0,0228	0,0060	0,0288	-0,019	12,4039
6,00	0,7576	0,0251	0,0061	0,0312	-0,019	12,1358
6,50	0,8000	0,0276	0,0062	0,0337	-0,02	11,8572

Figura 56. CL vs Alpha para winglet tipo NASA hacia abajo.

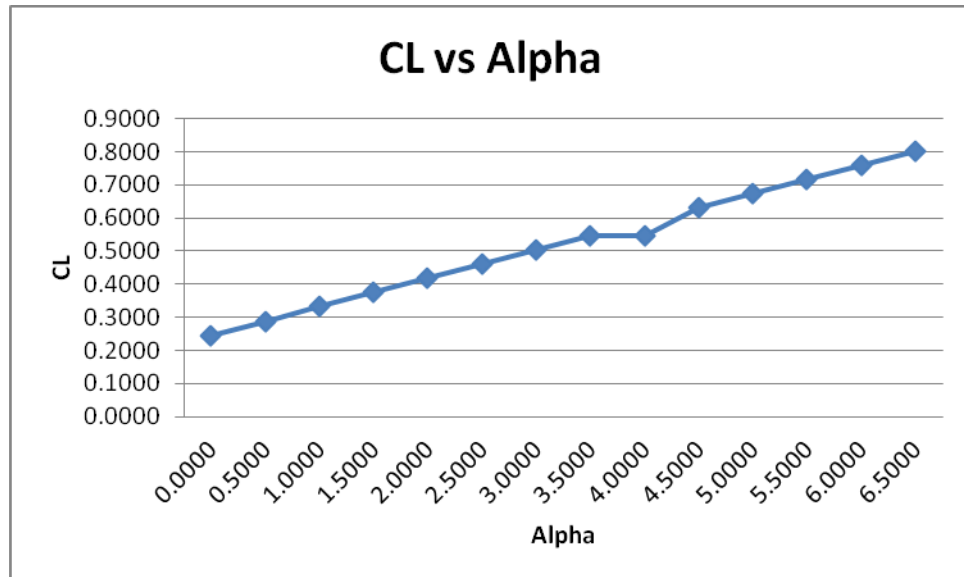


Figura 57. Cd vs Alpha para winglet tipo NASA hacia abajo.

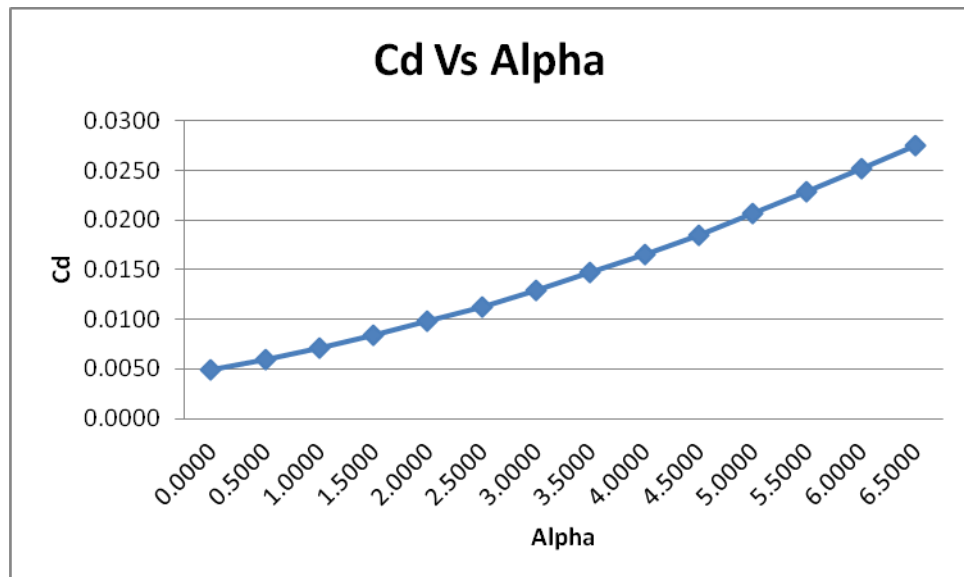


Figura 58. C_m vs Alpha para winglet tipo NASA hacia abajo.

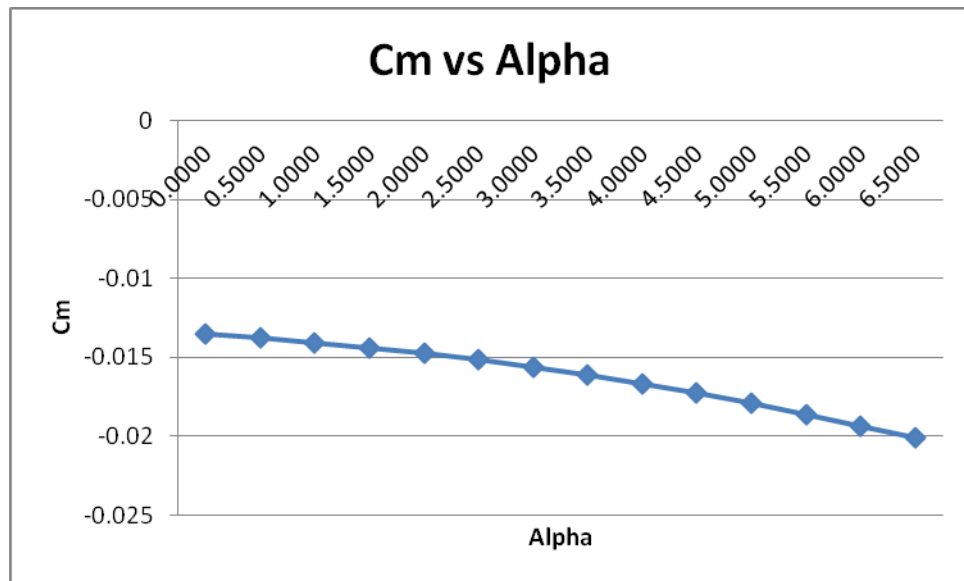
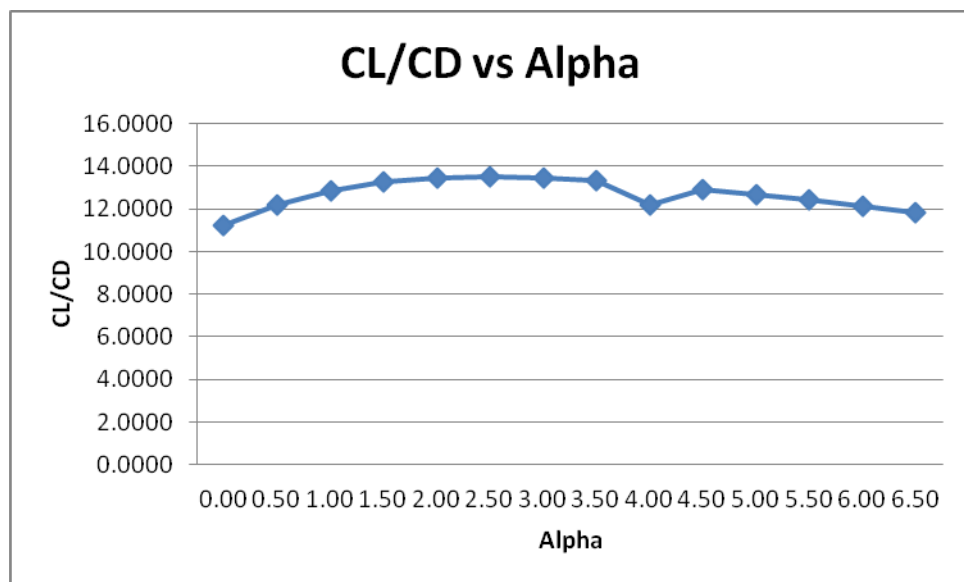


Figura 59. CL/C_d para winlegt tipo NASA hacia abajo.



SIMULACIONES EN CFD.

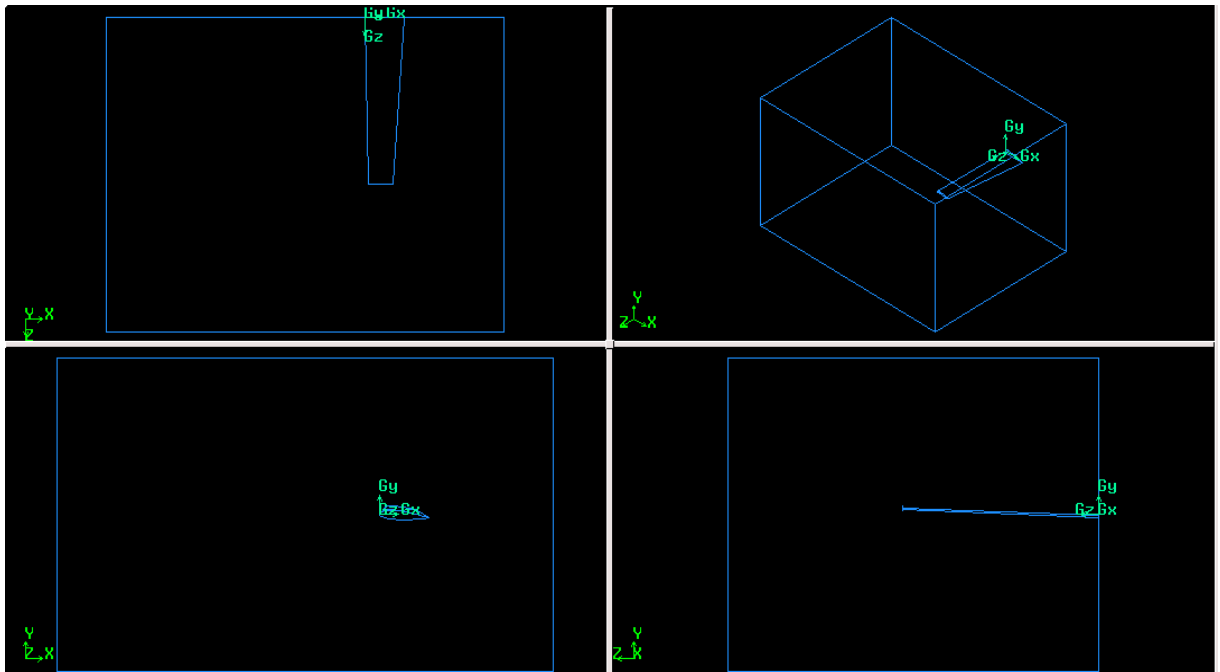
1.12.1. Simulación ala sin winglet en la herramienta computacional CFD FLUENT.

Mediante la utilización de la herramienta computacional GAMBIT, se recrea el ala en 3D con las medidas del Manual de Mantenimiento de la Aeronave (AMM) y mediante la definición de un volumen de control, que permita realizar una evaluación más precisa sobre los resultados; este volumen de control se realiza con referencia a la cuerda del ala y basándose en datos experimentales.

Se debe tener en cuenta que el volumen de control puede variar de acuerdo a los requerimientos del experimento ya que es una arbitrariedad establecida que se erige en el objeto de estudio.

Eje	Dimensión y Ubicación	Medida(m)
Z	una envergadura (fondo)	0,62
Y	Dos veces la envergadura(altura)	1,2446
X	Una envergadura (frente) y media envergadura atras	0,62

Figura 60. Simulación del ala sin winglet.



Se procede luego a enmallar el ala y a identificar las condiciones de frontera para exportarlo a la herramienta computacional FLUENT. Cabe agregar que se debe realizar un análisis de sensibilidad de mallas, ya que se debe demostrar que los resultados de la simulación en FLUENT no dependen, de la calidad y cantidad de elementos que tiene la malla realizada. Para este estudio se utilizarán tres tipos de mallas diferentes, la primera con 800.453 elementos, la segunda con 1'562.263 elementos y la tercera con 2'068.664 elementos.

En FLUENT se importa la malla y se procede a seleccionar el modelo de viscosidad, definir las condiciones de frontera y las características del fluido, entre otros. Con las herramientas disponibles en FLUENT, se realiza una adaptación a la malla, con el objetivo de aumentar el número de elementos y refinar la malla.

Se toma un modelo basado en presión estable y de velocidad absoluta; además se utiliza el modelo viscoso de Spalart Allmaras. Luego de esto, se procede a ajustar las condiciones de velocidad, área y posteriormente se procede a iterar.

Los resultados obtenidos en las simulaciones preparadas bajo los mismos criterios para las diferentes mallas se resumen en la Tabla 7.

Tabla 7. Resultados de simulación del ala sin winglet en CFD FUENT.

Nº Elementos	$N^{(-2/3)}$	CL	CD	CM	L/D
800453	1.15E-04	0,3321	0,0248	-0,1452	13,3847
1562263	7,4272E-06	0,3271	0,0262	-0,1446	12,4778
2068664	6,1594E-05	0,3290	0,0261	-0,1451	12,5745

En las figuras 63, 64 y 65 se muestran gráficamente los coeficientes aerodinámicos obtenidos con cada malla. Como se puede observar en la Figura 63, el coeficiente de sustentación tiende a disminuir a medida que se refina la malla, pero con la información obtenida no es posible establecer con certeza el valor del coeficiente de sustentación cuando la cantidad de elementos en la malla tiene a infinito. En la Figura 64 el coeficiente de resistencia tiende a aumentar con el refinamiento de la malla; aunque la variación del coeficiente de resistencia es menor a 1 “count” (0.0001) entre la malla media y fina, es recomendable evaluar una más fina para corroborar la tendencia del coeficiente de resistencia con el incremento del número elementos.

Finalmente, el coeficiente de momento muestra una leve tendencia divergente; es recomendable refinar aun más la malla para garantizar una correcta predicción del coeficiente de momento en el ala. Los requerimientos de memoria para la creación de mallas más finas y las limitaciones en los recursos computacionales del laboratorio de simulación impiden hacer un refinamiento mayor de las mallas; sin embargo, para los propósitos académicos del presente trabajo, se considera que la influencia de la malla no es significativa en la predicción de la eficiencia aerodinámica del ala, en la que únicamente intervienen los coeficientes de sustentación y resistencia.

Figura 61. C_L Vs $N^{-2/3}$.

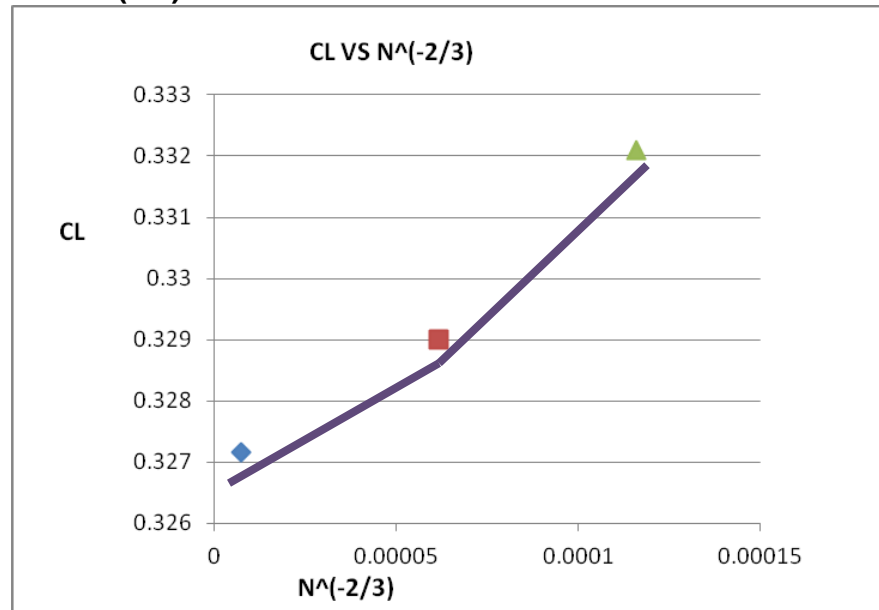


Figura 62. C_D Vs $N^{-2/3}$.

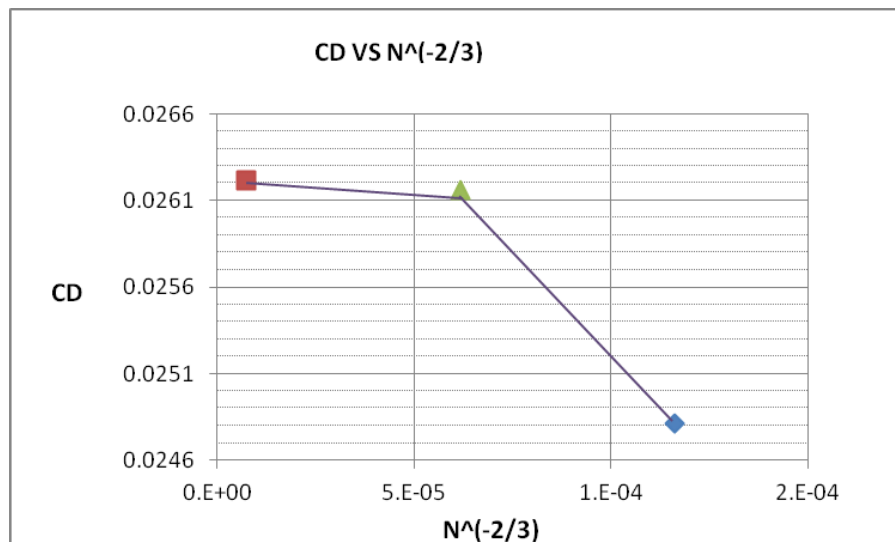
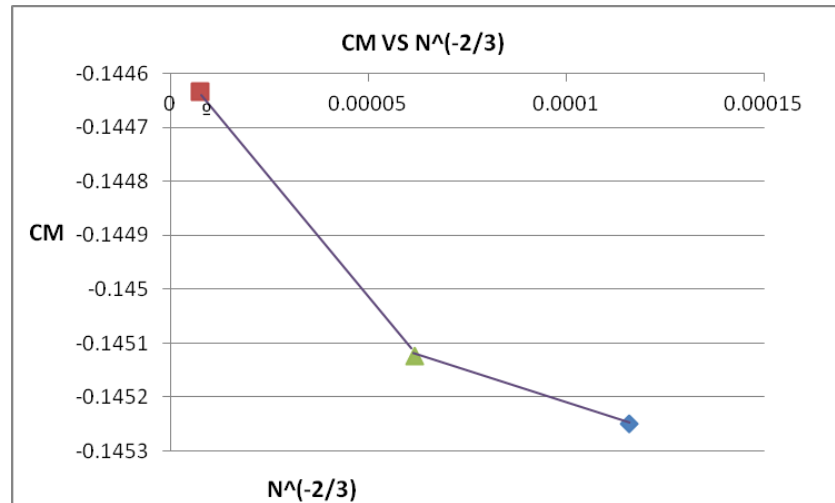


Figura 63. CM Vs $N^{-2/3}$.



Para realizar las simulaciones se tuvieron en cuenta los siguientes parámetros:

Boundary conditions	Front	Back	Top	Down	Right	Left
Modelo de turbulencia	Velocity Inlet (96.66m/s)	Pressure Outlet	Simetry	Simetry	Simetry	Simetry

Materials	Air	Viscosity = 0.9057
Operating Conditions	Pressure (PAS)	65240,46

Modelo de Viscosidad	Spalart Allmarans
Solver	Pressure Based
Formulation	Implicit
Time	Steady
Space	3D
Velocity Formulation	Absolute

Luego de esto se procede a adaptar las mallas desde el Software Fluent mediante de la opción "Adapt > Boundary", de esta manera el número de elementos de malla aumenta. Hay que tener en cuenta que la capacidad computacional con la que se cuenta no es suficiente para realizar este procedimiento dos veces, por esta razón y para seguir con el refinamiento de la malla se hace uso de la opción "adapt zone" y de esta manera el número de elementos se aumentara únicamente para la zona seleccionada, en este caso la zona del ala con y sin el winglet (wall).

Para realizar las simulaciones se utilizó un equipo con las siguientes características:

Equipo	Toshiba Satellite
Procesador	Intel core i5
Ram	4g RAM
Disco duro	300 gb DD
Cache	3mb

Se realizaron varios tipos de mallas, con sus respectivas iteraciones, señaladas a continuación.

Malla	Elementos	Iteraciones	Tiempo
1	312769	700	2 hr
2	2106634	600	5 hr
3	2510406	900	9 hr

Después de realizar este proceso se obtuvieron los siguientes resultados:

Figura 64. Contornos de velocidad.

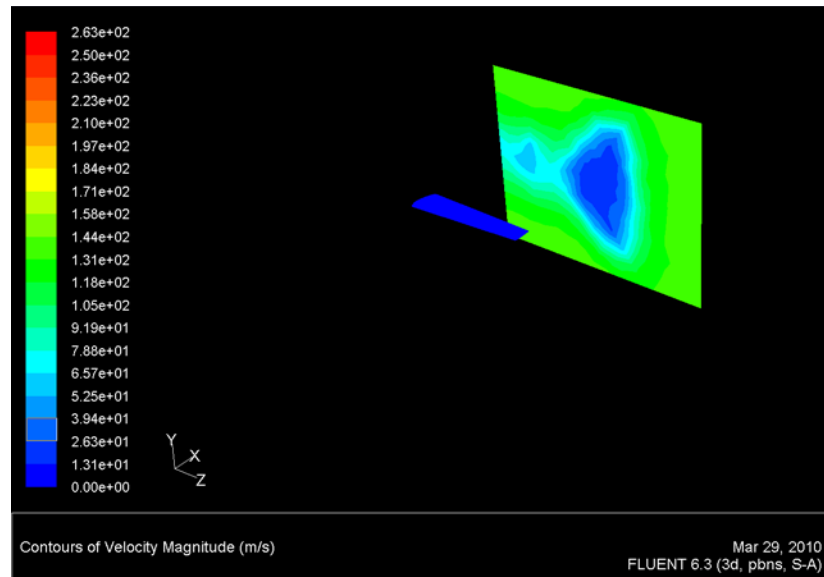
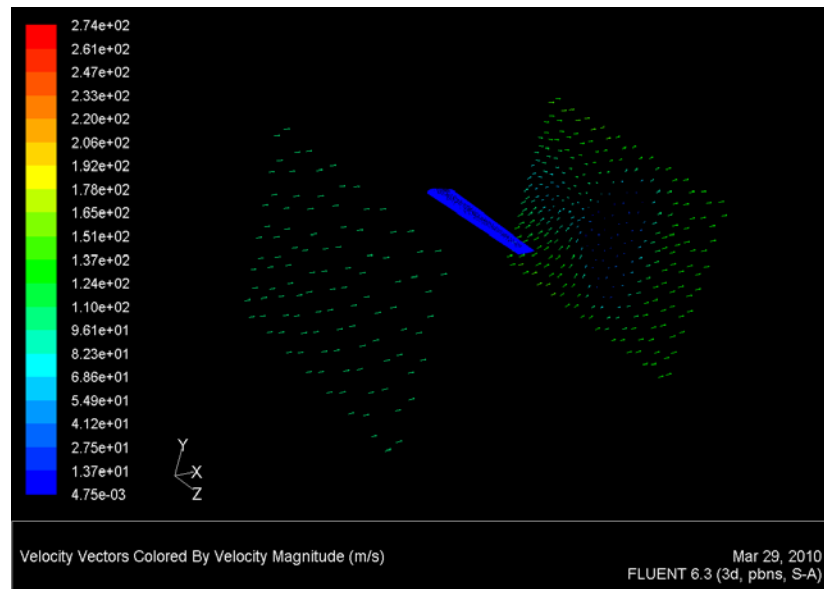


Figura 65. Turbulencia producida por la punta del ala.



1.12.2. Simulación ala con winglet en la herramienta computacional CFD FLUENT.

Repitiendo el proceso anteriormente explicado para el ala sin el winglet se reproduce el ala con la instalación del winglet en la herramienta computacional CATIA, luego se importa a Gambit para el proceso de enmallado y posteriormente a la herramienta CFD Fluent.

Figura 66. Simulación del ala con winglet.

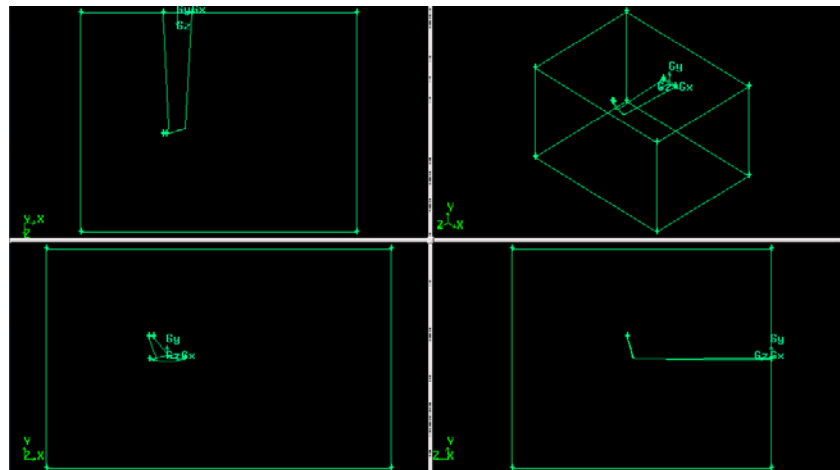


Figura 67. Presión del ala con winglet.

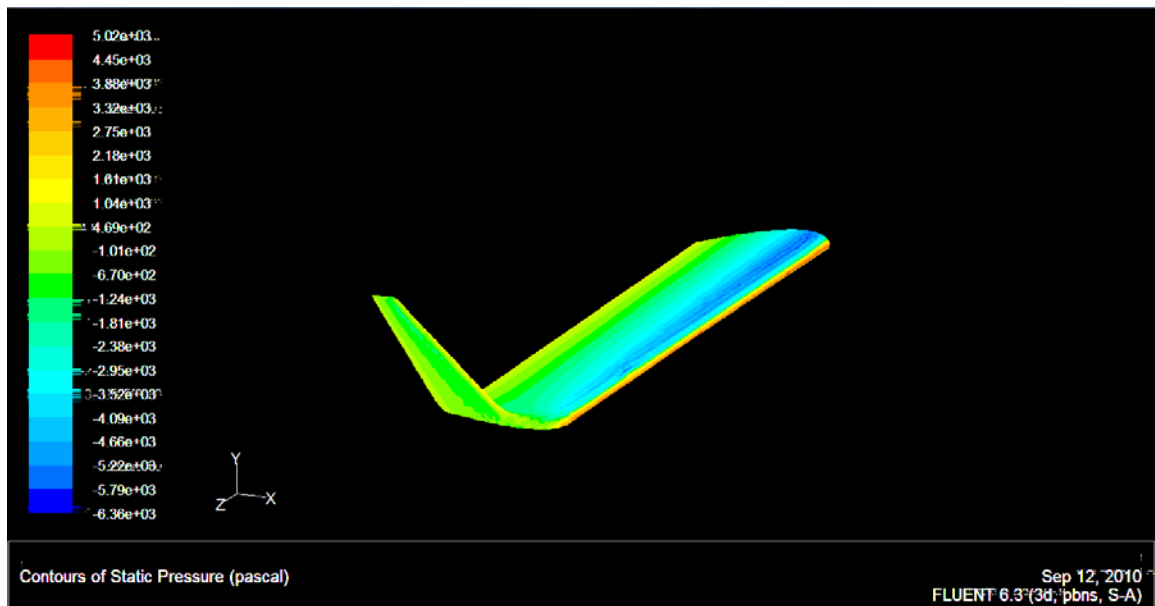


Figura 68. Vectores de velocidad.

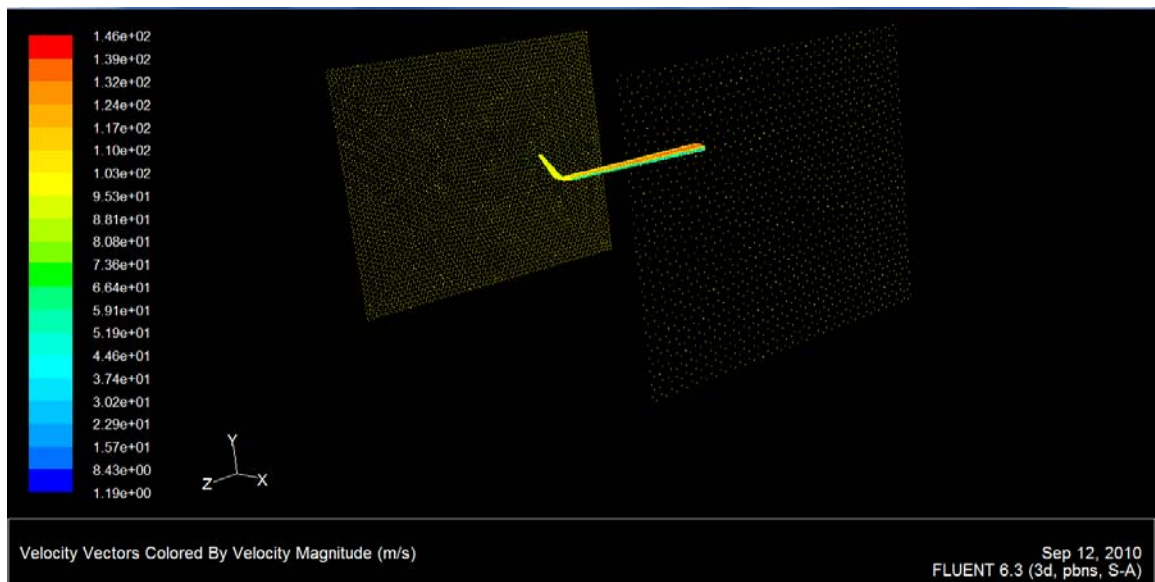


Tabla 8. Resultados de simulación del ala con winglet en CFD FUENT.

N° Elementos	$N^{(2/3)}$	CL	CD	CM	L/D
312769	0,0002	0,3871	0,0566	-0,1415	6,8340
2106634	0,0001	0,3874	0,0398	-0,1491	9,7340
2510406	0,0001	0,3967	0,0408	-0,1520	9,7257

En el estudio se tuvo en cuenta el criterio de convergencia para realizar las simulaciones y se pudo observar que después de 500 iteraciones los residuos, coeficientes de sustentación, resistencia y momento tendían a nivelarse y presentar poca variación en sus valores, lo cual indica la convergencia de la simulación; por lo tanto se asume que el cambio en la gráfica no es considerable y por ende tampoco es necesario seguir iterando.

Figura 69. CL vs $N^{(-2/3)}$ para el ala con winglet.

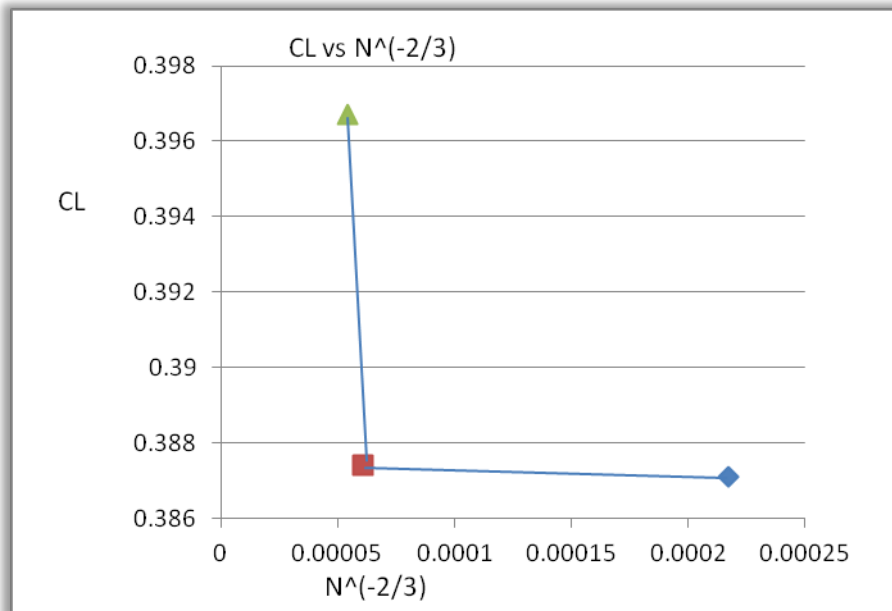


Figura 70. CD VS $N^{(-2/3)}$ para el ala con winglet.

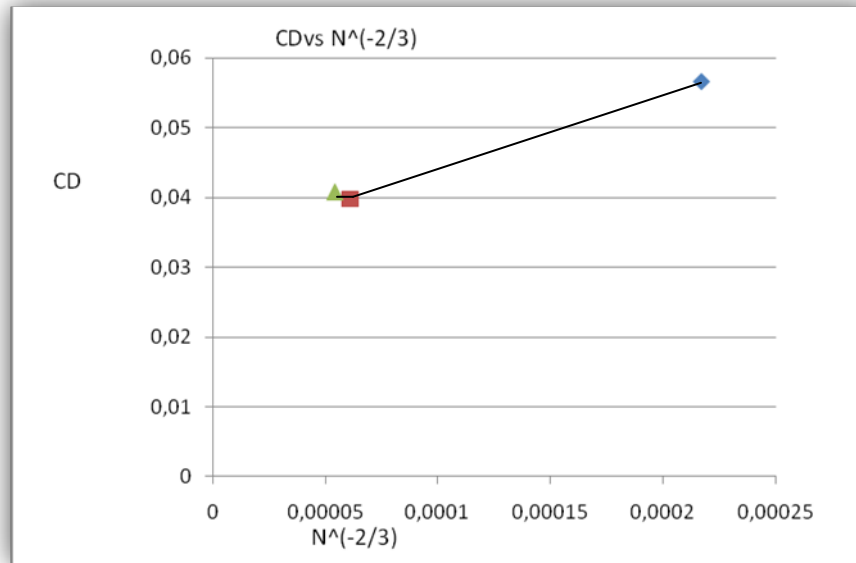
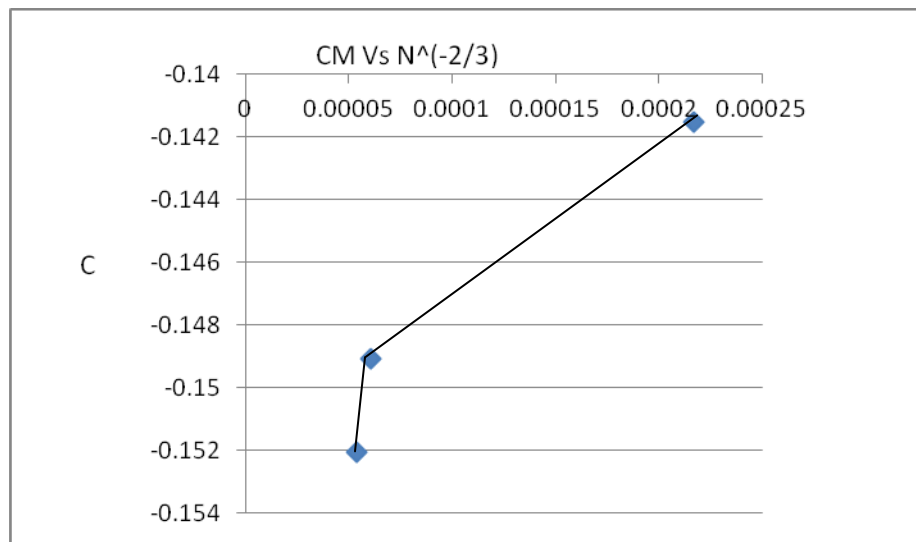


Figura 71. CM Vs $N^{(-2/3)}$ par el ala con winglet.



En las en las figuras 50, 51, y 52 se muestran gráficamente los coeficientes aerodinámicos obtenidos en cada malla. Desafortunadamente, por las limitaciones de los recursos computacionales y las dificultades inherentes del proceso para crear mallas con un número de elementos preestablecido, las dos mallas más finas tienen un número de elementos muy similar, por lo que no puede obtenerse una estimación de la tendencia en la variación de los coeficientes aerodinámicos con el número de elementos.

Puede apreciarse, sin embargo, que el coeficiente de sustentación varía notablemente a pesar de la poca diferencia en el número de elementos; aunque la variación es del orden de milésimas, es recomendable un mayor refinamiento de la malla así como en el caso del ala sin winglets. Por otra parte, el coeficiente de resistencia no varía significativamente aunque se considere la malla menos fina. Como en el caso del ala sin winglets, un mayor refinamiento requiere mayor memoria y poder computacional; sin embargo, para los efectos del presente estudio, se considera que la influencia de la malla en los resultados no es significativa.

ANÁLISIS DE RESULTADOS

Mediante el análisis inicial de los winglets tipo NASA y Mc. Cormick, y dos modificaciones realizadas con base en estos modelos el tipo NASA hacia abajo y el Mc. Cormick doble, se plantearon cuatro modelos de estudio para evaluar sus efectos y aportes a la aerodinámica base de la aeronave Cessna Caravan 208.

Como se puede observar, los resultados obtenidos analíticamente y por medio de las herramientas computacionales difieren en una escala notable. Los resultados obtenidos analíticamente para la relación L/D del ala con la instalación del winglet tipo Mc. Cormick y el ala sin modificación, muestran un aumento del 2% aproximadamente debido al aumento en el área del ala y en la relación de aspecto efectiva. Hay que tener en cuenta que así como aumenta el área y la relación de aspecto, aumenta la resistencia al avance (Parasit Drag) y por esta razón el consumo de combustible y el esfuerzo generado por el motor pueden verse afectados.

En cuanto a los resultados obtenidos analíticamente con el segundo diseño de winglet, el aumento en esta relación es un poco más notable (4%) a pesar de que este diseño parece más rústico y de mayores dimensiones que el realizado mediante el método de BARNES W. MC CORMICK. El estudio realizado sobre los otros dos modelos de winglets, BARNES W. MC CORMICK doble y el tipo NASA aplicado hacia abajo, no mostraron un incremento considerable en la relación L/D; por el contrario la modificación del NASA hacia abajo muestra una reducción en la eficiencia. En el Desarrollo de Ingeniería, sección 4 de este trabajo, la variación entre los winglet tipo NASA y Mc. Cormick no es notable ya que para todos los casos de ala con winglet el modelo es igual y asume un $AR = 12$; la única variación en el cálculo analítico es el coeficiente de resistencia al avance y esto se debe al cambio de la relación de área mojada.

En el caso del Mc. Cormick doble se nota un incremento en la relación L/D levemente superior al del Mc. Cormick simple. Teniendo en cuenta que estos son datos obtenidos mediante métodos empírico analíticos se tomó la decisión, al igual que con el tipo NASA hacia abajo, de analizarlos más a fondo utilizando la herramienta computacional XLR5; sin embargo, el ala con winglet tipo Mc. Cormick doble no pudo ser simulado en la herramienta computacional por su complejidad geométrica.

Teniendo en cuenta los resultados obtenidos analíticamente (ver Tabla 9), se decidió realizar la simulación en CFD con el modelo de winglet resultante del desarrollo de BARNES W. MC CORMICK; aunque los resultados obtenidos por el método derivado de NASA muestran resultados analíticos más favorables, este se descarta debido a su diseño rústico.

Cabe recalcar que los resultados obtenidos analíticamente son derivados de la teoría de sustentación de línea y de ecuaciones empíricas bastante acertadas, pero es de anotar que muchas cosas se asumen como ideales y por este motivo hay que comprobarlos de diferentes maneras.

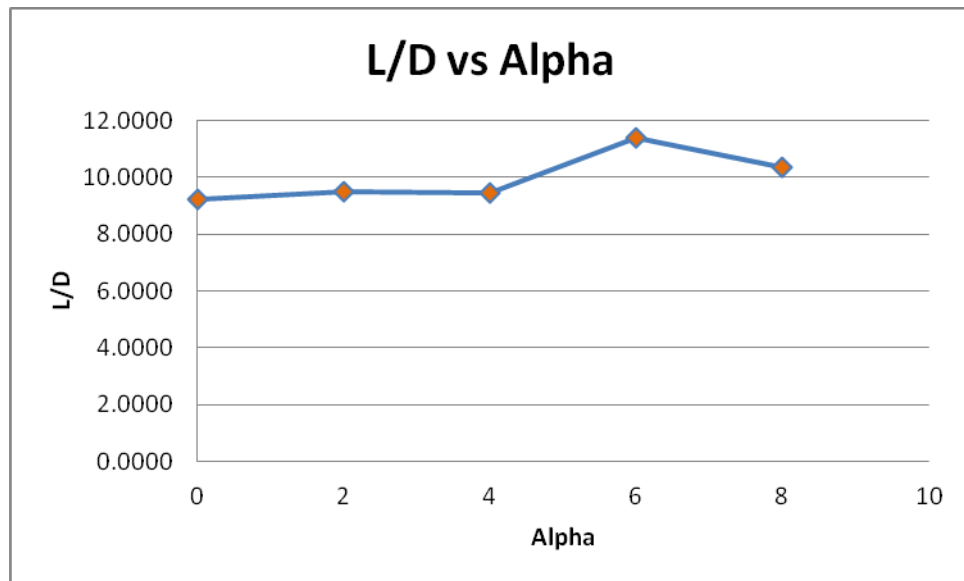
Tabla 9. Resultados analíticos ala con Winglet.

	CL	CD	L/D
Ala Sola	0.32	0.01103	29.01
Mc Cormick 1	0.35	0.0128	27.451
Nasa 1	0.35	0.011	31.8182
Mc Cormick doble	0.35	0.0125	27.9776
Nasa hacia abajo	0.35	0.013	26.9231

En cuanto a los resultados obtenidos por medio de las herramientas computacionales se observa una reducción en la relación L/D comparándolos con los resultados analíticamente obtenidos; el método analítico se deriva de lifting line theory con algunas correcciones empíricas (20% más de AR) para tener en cuenta el efecto de los winglets. La teoría de sustentación de líneas es bastante confiable para predecir coeficientes de sustentación y de resistencia inducida a bajos ángulos de ataque; sin embargo, solamente es válida para alas planares y sin ángulos de flechamiento por lo que no pueden predecir los efectos del winglet en la sustentación y la resistencia inducida. Por el contrario, el vortex lattice method puede predecir con mayor precisión el coeficiente de sustentación y resistencia inducida en superficies de sustentación no planares con ángulo de flechamiento y bajo Aspect Ratio.

Para evaluar el ángulo de mejor L/D, se realizaron diferentes simulaciones en CFD, con el modelo inicial de Mc. Cormick para diferentes ángulos de ataque y se obtuvieron los resultados que se muestran en la siguiente Tabla (Tabla 10).

Figura 72. L/D vs Alpha par el ala con winglet.



De acuerdo con la Figura 74, la mejor relación L/D se encuentra en un ángulo de 6 grados y un L/D de 11.4026, lo que en principio indicaría que el ángulo de ataque en crucero de la aeronave con winglets se aumentaría en 2 grados; este análisis no se realizó para el ala sin la instalación del winglet, ya que el ángulo de ataque de crucero se obtuvo del Manual de operaciones de la aeronave y hay que tener en cuenta también que no se están considerando los efectos que producen las otras superficies de la aeronave (fuselaje, timón de cola, elevador, motor, etc.). De la misma manera la comparación de eficiencia máxima del ala sin el winglet y con la instalación del tipo Mc Cormick, aun con el cambio del ángulo de ataque a 6°, muestra una disminución del 43.66%, lo cual indica que para mantener la misma fuerza de sustentación que la que genera el ala base el consumo de combustible, el esfuerzo del motor y el tiempo de vuelo se verán afectados. De esta manera la aeronave deberá disminuir la velocidad de crucero para mantener la eficiencia del ala sin la instalación del winglet. Esta disminución implicaría un gran aumento a los parámetros de rendimiento de la aeronave, para que la aeronave pueda sostener los winglets tendría que reducir su velocidad de 96.66 m/s a 78.054 m/s, esto basándose en los coeficientes de sustentación del ala volando a $\alpha=6$ grados.

Tabla 10. Comparación de resultados.

		CL	CD	CL/CD
Analíticos	Ref. (4°)	0.3200	0.0107	26.7674
	Ref (6°)	0.4800	0.01549	30.9757
	Mc Cormick 1 (4°)	0.3500	0.0128	27.4510
	Mc Cormick 2 (4°)	0.3500	0.0125	27.9776
	NASA 1 (4°)	0.3500	0.0110	31.8182
	NASA2 (4°)	0.3500	0.0130	26.9231
XLRF	Ref (4°)	0.6010	0.01926	17.1375
	Ref (6°)	0.7703	0.0508	15.1633
	Mc Cormick 1 (4°)	0.5618	0.0146	14.0637
	NASA 1 (4°)	0.4521	0.0098	14.9547
	NASA2 (4°)	0.5202	0.0150	12.1888
Fluent	Ref (4°)	0.32	0.0107	12.8123
	Mc Cormick 0°	0.4362	0.0472	9.2487
	Mc Cormick 2°	0.3340	0.0351	9.5210
	Mc Cormick 4°	0.3500	0.0370	9.4510
	Mc Cormick 6°	0.3280	0.0288	11.4026
	Mc Cormick 8°	0.3489	0.0337	10.3682

Figura 73. Comparación de resultados Analíticos (4°)

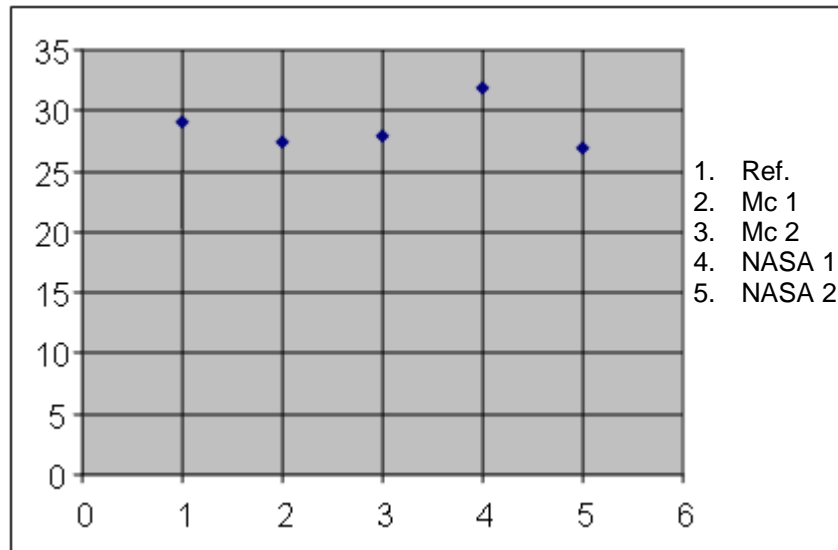


Figura 74. Comparación de resultados XLRF (4°)

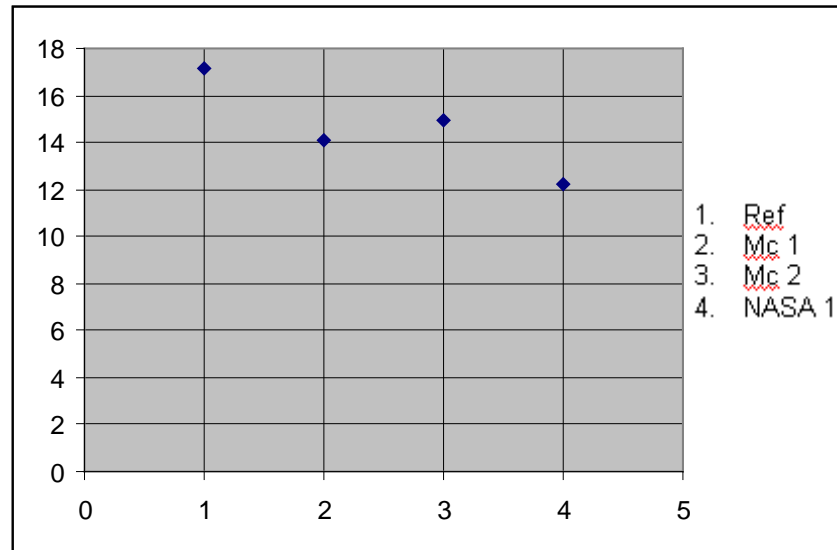
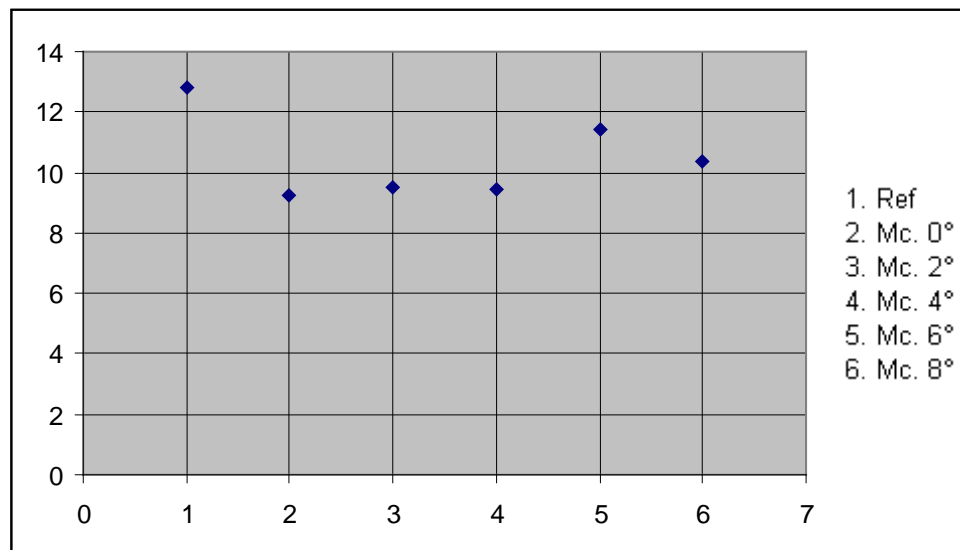
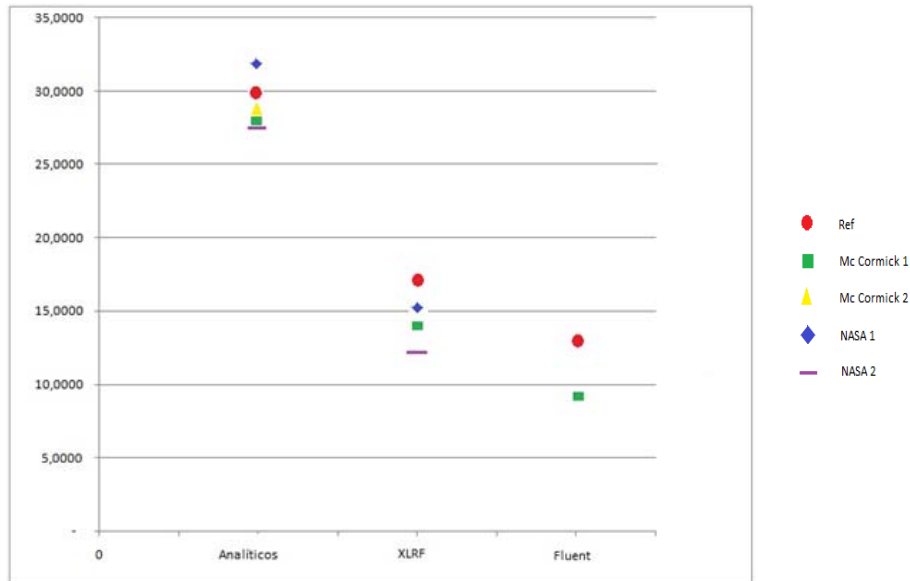


Figura 75. Comparación de resultados CFD Fluent



Estableciendo una comparación de los resultados obtenidos por los diferentes métodos utilizados en el desarrollo del estudio, se puede observar que el modelo más eficiente es el tipo NASA, pero como se explicó anteriormente se escoge el tipo Mc. Cormick para realizar pruebas a diferentes ángulos dando como resultado la mejor relación L/D a los 6 grados de ángulo de ataque.

Figura 76. Gráfica comparación de resultados.



La diferencia entre los valores determinados por los diferentes métodos, se debe a los modelos de simulación y a las simplificaciones que cada uno tiene en cuenta para realizar los procesos; sin embargo, tanto los resultados de XFLR5 como los de CFD Fluent muestran una disminución en la eficiencia aerodinámica cuando se agregan winglets. Se puede afirmar que los métodos presentan resultados comparables con los observados en el manual de operación de la aeronave, el cual indica el peso, la velocidad de crucero y el ángulo de ataque de la misma. La comparación del coeficiente de sustentación obtenido analíticamente y por medio de las herramientas computacionales, muestra una variación bastante considerable. Es recalable el hecho de que la única variación realizada en los métodos analíticos es el cambio en la relación de aspecto y las aéreas del ala ("área húmeda y área mojada"), estos métodos no tienen en cuenta aspectos como la variación de la geometría del ala, los ángulos de ataque de los winglets, la posición y geometría de los mismos, etc.

Por otro lado las herramientas computacionales requieren de una inserción de datos muy detallada y con múltiples métodos para realizar la misma simulación, teniendo esto en cuenta se puede decir que los resultados obtenidos por medio de CFD Fluent y XFLR5 son mas acercados a la realidad, estas dos herramientas tienen en cuenta aspectos como, geometría, posición, entre otros datos que no se tienen en cuenta para los estudios analíticos.

Se debe considerar que para obtener resultados más exactos, es necesario poseer mayores recursos computacionales y de igual forma se deben realizar pruebas con modelos a escala y de ser posible en túneles de viento.

CONCLUSIONES.

- El análisis aerodinámico del ala sin la instalación del winglet fue realizado, los resultados de este fueron observados y tenidos en consideración para el resto del estudio como datos de referencia. El ángulo de mayor eficiencia aerodinámica es de 4 grados en crucero, el coeficiente de sustentación obtenido para ese ángulo es de 0.32, el coeficiente de resistencia es 0.01103 y la relación L/D de 29.01.
- Luego de evaluar analíticamente y numéricamente los cuatro tipos de winglets para las mismas condiciones de vuelo (Crucero), se determinó de que los más adecuados para realizar una simulación en CFD y VLM (XLR5) más detallada fueron los winglet tipo NASA y el diseño de Barnes W. Mc. Cormick. Las eficiencias de los winglet tipo NASA y Mc Cormick obtenidas por medio analítico fueron de 31.8182 y 27.4510 respectivamente y las obtenidas por VLM (XFLR5) fueron de 14.9547 y 14.0637 respectivamente.
- La eficiencia aerodinámica del ala con winglet tipo Mc Cormick encontrada por medio de CFD Fluent fue de en un ángulo de ataque de 6° y la eficiencia aerodinámica es inferior a la del ala de referencia por 43.66%.
- Como se puede observar en este proyecto por los resultados obtenidos la instalación de un winglet para el avión Cessna Caravan 208 no son convenientes, ya que este disminuiría la relación L/D, además del incremento en el peso y la complejidad de la estructura del ala.
- Los métodos analíticos para el cálculo de coeficientes de sustentación, coeficiente de resistencia y relación sustentación resistencia probaron no predecir las diferencias entre diferentes tipos de winglets y únicamente pueden emplearse para obtener una estimación cruda de las fuerzas aerodinámicas producidas por un ala con winglet en las primeras etapas del diseño conceptual.
- Se puede concluir que tal vez con métodos de optimización avanzados y con capacidades computacionales mayores, se podría llegar a un diseño ideal para esta aeronave.
- Los diferentes tipos de winglets que fueron tomados como parte del estudio no ofrecen las ventajas suficientes para justificar su implementación sobre un modelo real.

- El análisis en CFD requiere un estudio más profundo debido a su complejidad y especialidad, así como un periodo más largo de simulación, mayor experiencia y recursos computacionales adecuados.
- Debido a que el drag parásito aumenta en mayor proporción que la reducción del drag inducido no es recomendable utilizar estos tipos de winglets para obtener mejor performance en la aeronave Cessna 208 Caravan.
- Para que la implementación de los winglets tenga un impacto representativo en la operación de la aeronave, esta debería disminuir su velocidad de crucero y aumentar el ángulo de ataque de crucero.
- Por medio de las simulaciones realizadas en CFD (Fluent) se estableció que el ángulo de ataque de mayor eficiencia aerodinámica cuando se emplean winglets tipo Mc Cormick es de 6 grados.
- Las simulaciones en CFD Fluent requieren mayor capacidad computacional con el objetivo de mejorar los resultados obtenidos.

RECOMENDACIONES.

- Realizar el estudio de otro tipo de winglet, como el winglet tipo elíptico.
- Realizar el análisis estructural para la implementación de los mismos.
- Realizar un estudio del método de unión del winglet con el ala.
- Realizar un estudio de gran profundidad en CFD, para cada uno de los tipos de winglet, debido a su nivel de complejidad.
- Construir modelos a escala y realizar pruebas en túneles de viento.
- Estudiar las relaciones de consumo de potencia y eficiencia de los diferentes tipos de winglet para diferentes etapas de vuelo y diferentes tipos de misión.
- Realizar un estudio con mayores recursos computacionales para así obtener una idea más precisa y verificación de los datos.

BIBLIOGRAFIA.

ABBOTT, Ira H. VON DOENHOFF, Aberte. Theory of Wing Sections, Including a Summary of Airfoil Data.

ANDERSON, Jr. Aircraft Performance and Design, UMD, McGraw-Hill, 1999

BÜSCHER, Alexander. RADESPIEL, Rolf, STREIT, Thomas. Modelling and design of wing tip devices at various flight conditions using a databased aerodynamic prediction tool. Aerospace Science and Technology 10 (2006)

Dr Jan ROSKAM, Airplane Design,

Dr. Helen L REED; Jarmo MÖNTTINEN; Dr. Kyle D. SQUIRES; Dr. William S. SARIC, the Effect of Winglet on the Performance of Micro-Aerial-Vehicles.

EPPLER, R. Induced Drag and winglet. University Stuttgart, Stuttgart, Germany.

HEYSON, Harry H. RIEBE, Gregory D. and FULTON Cynthia L. Theoretical Parametric study of the Relative Advantages of Winglet and Wing-Tip Extensions, NASA Technical Paper 1020, September 1977.

HORNER, Fluid-Dynamic Drag,

<http://adg.stanford.edu/aa241/wingdesign/wingparams.html>

<http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/liftco.html>

JOHANSEN, Jeppe; SORENSEN, Niels N. Numerical Analysis of Winglet on Wind Turbine Blades using CFD.

MAGHUMER, Mark D. About winglet.

MARCHMAN, James F. FAERY, H. F. MANOR, David. Whitcomb Winglet Applications to General Aviation Aircraft, Virginia Polytechnic Institute and State.

MAUGHMER, Mark D. KUNZ, Peter J. SAILPLANE WINGLET DESIGN, Pennsylvania State University, Pennsylvania.

MAUGHMER, Mark D. the design of winglet for low-speed aircraft.

MAUGHMER, Mark; SWAN, Timothy; WILLITS, Steven M. Design and Testing of a Winglet Airfoil for Low-Speed Aircraft.

MENDENHALL Michael R; HEGEDUS, Martin C; WHITLOCK, Sarah T; RODMAN, Laura C; FALTZ ,Judy A; Nielsen Engineering & Research, Inc. INTEGRATED AERODYNAMIC DESIGN AND ANALYSIS OF LAUNCH VEHICLES. AIAA 2001.

NASA Technical Paper 2619. Effects of Winglet on a First Generation Jet Transport Wing. September 1986

Raymer . Aircraft Design - A Conceptual Approach

TOBON CONDE, Juan Sebastián. Tutorial Básico de Análisis de Perfiles para Xfoil
Flujo viscoso

www.aerospaceweb.org/question/aerodynamics

www.aerospaceweb.org/question/airfoils

ANEXO A DATOS DE LA AERONAVE.

DATOS		
TIPO		
S_{exposed} (área mojada)		$7,253367m^2$
S_{ref} (área total con fuselaje)		$25.8m^2$
Altura borde de ataque punta	109,8 in	2,78892 m
Altura borde de ataque raíz	100 in	2,54 m
Altura borde de fuga punta	105,5 in	2,6797 m
Altura borde de fuga raíz	91,8 in	2,33 m
Altura de crucero	10.000 ft	3048m
Altura máxima del ala	114,5 in	2,9083 m
Angulo de ataque cuerda media	$+1,707^\circ$	
Angulo de ataque en la raíz	$+2,62^\circ$	
Angulo de ataque punta	$+0,608^\circ$	
Angulo de flecha miento	$1,56^\circ$	
Área de 1 ala		$12,9m^2$
Coefficiente de fricción C_f	0,00291	
Cuerda raíz	79,01 in	2,007 m
Cuerda media aerodinámica	5,42 ft	1,652m
Cuerda tip	49 in	1,2446 m
Densidad ρ a 3.048 mts.	0,9057	
Envergadura	52,16 ft	15,9 m
Envergadura de una sola ala	26,08 ft	7,95m
Grosor raíz	12,5in	0,319m
Grosor cuerda media	0,81ft	0,2505m
Grosor punta	7 in	0,1778 m
Grosor unión ala fuselaje	12in	0,3048m
Mach	0,2945	
Numero Reynolds	$8'457.560,07$	
Relación de aspecto	10	
Rendimiento cuerda media(η)	0,11	
Rendimiento NACA24012(η)	0,1	
Rendimiento NACA24017(η)	0,12	
Taperado	0,617	
Temperatura crucero	268,39 K	$-4,7^\circ\text{C}$
Velocidad de Vuelo	348 km/h	96,66 m/s
Velocidad del sonido a 10000ft		328,14m/s