

RAE

1. **TIPO DE DOCUMENTO** : Trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERONÁUTICO
2. **TÍTULO**: DESARROLLO DE UNA HERRAMIENTA INFORMÁTICA PARA LA ESTABILIDAD ESTÁTICA LATERAL DIRECCIONAL DE CUALQUIER AERONAVE DE ALA FIJA.
3. **AUTORES** Leidy Lorena Rivera Ordoñez y Diego Felipe García López.
4. **LUGAR**: Bogotá, D.C.
5. **FECHA**: Diciembre 2013.
6. **PALABRAS CLAVE**: Aerodinámica, estabilidad direccional, estabilidad lateral, MATLAB, momento de rollo, momento de guiño.
7. **DESCRIPCIÓN DEL TRABAJO**: El objetivo de este proyecto es el de desarrollar una herramienta informática en MATLAB, para predecir el comportamiento de la estabilidad estática lateral y direccional de aeronaves de ala fija con una relación de aspecto alar entre 6 y 10.
8. **LÍNEAS DE INVESTIGACIÓN**: La Línea de investigación de la Universidad de San Buenaventura es tecnología e innovación. La sub línea de investigación de la facultad es energía y vehículos. El Campo temático del programa de ingeniería aeronáutica para el cual está inscrito el proyecto es diseño de vehículos aéreos.
9. **FUENTES CONSULTADAS**: Bandu N. Pamadi: Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes. SPENCER Fink, R.: USAF stability and control DATCOM. Long Beach: Air Force Wright Aeronautical laboratories, 1978. Pilot's Operating Handbook and FAA approved airplane flight Manual: Cessna Aircraft Company 1979 Model 182. Roskam Airplane Flight Dynamic and Automatic Flight Controls 1998.
10. **CONTENIDOS**: En el desarrollo del programa se buscaba Implementar una herramienta informática que contribuyera a la realización de diseños de aeronaves en un menor tiempo, cuyo propósito fuera predecir el comportamiento estático lateral y direccional de cualquier aeronave de ala fija teniendo en cuenta el estudio empírico adelantado en la estabilidad lateral y direccional; relacionando las ecuaciones que corresponden al modelo matemático planteado por Bandu Pamadi, el programa desarrollado en MATLAB contiene una serie de códigos, interpolaciones e interfaces graficas (GUI) en donde se representa la información y las acciones generadas por medio de imágenes y objetos gráficos.
11. **METODOLOGÍA**: El enfoque del proyecto es empírico-analítico, debido a que la herramienta de cómputo se desarrolla mediante la programación de ecuaciones y gráficas obtenidas por métodos empíricos tomados por una

muestra de comportamientos estáticos, laterales y direccionales en aeronaves de ala fija. Esas ecuaciones se implementan en la programación para demostrar el fenómeno físico que ocurre en la estabilidad estática, cuando una fuerza externa afecta a la aeronave, donde el programa arrojará datos para establecer si el diseño es estable. El proyecto fue elaborado con base al modelo matemático propuesto por Bandu Pamadi donde se desarrollaron manualmente las ecuaciones comprendidas a la estabilidad a estudiar, para cumplir con este objetivo se realizó una corroboración entre los resultados obtenidos y los datos experimentales publicados en el texto "*Airplane flight Dynamics and automatic flight controls*", y así se poder garantizar la fiabilidad de los datos obtenidos. El código del aplicativo fue elaborado en MATLAB, donde se programó cada contribución, los parámetros geométricos del ala, del fuselaje y del conjunto de cola, con base al diagrama de flujo presentado más adelante en el desarrollo de ingeniería. El código contiene una serie de interpolaciones de 16 gráficas, de donde se adquieren factores empíricos necesarios para cada una de las contribuciones a la estabilidad lateral y direccional. Por otro lado, se elaboró la GUI, (*Graphical User Interface*), donde fue necesario acudir a tutoriales y a diversas ayudas brindadas por MATLAB para la ejecución de la interfaz. La interfaz se desarrolló con el objetivo de que el usuario tenga una obtención de resultados para la estabilidad lateral y direccional de forma fácil, rápida y confiable, el código utilizado en la herramienta informática a nivel de programación se realizó de forma clara facilitando en un futuro su ampliación.

12. CONCLUSIONES: El aplicativo se desarrolló con base en las ecuaciones empíricas del texto de Bandu Pamadi, que presenta un modelo matemático confiable para el estudio de la estabilidad lateral y direccional, por lo tanto el aplicativo está basado en ecuaciones empíricas ya corroboradas. La herramienta fue diseñada en un software de alto nivel como lo es MATLAB, donde se pudo llevar a cabo uno de los objetivos principales, de desarrollar una interfaz gráfica, en donde se busca suplir las necesidades del usuario, reduciendo el tiempo de cálculos aerodinámicos y geométricos, para la estabilidad lateral y direccional, y el ingreso de diversos parámetros, con el fin de que el usuario interactúe de una manera fácil con el aplicativo. Se realizó el almacenamiento de los valores paramétricos más relevantes en un archivo de extensión *.txt, después de finalizar la aplicación de la interfaz gráfica para que los datos sean comparados después del último registro y así conocer los factores que intervienen significativamente en la estabilidad. Las gráficas generadas por el aplicativo son el resultado de la evaluación de un modelo matemático planteado y verificado. Este aplicativo tiene varias funcionalidades donde el usuario puede visualizar los datos ingresados en otro sistema de unidades, como lo es el sistema inglés, podrá visualizar el comportamiento de estabilidad de la aeronave teniendo en cuenta las contribuciones de la estabilidad a analizar. Para garantizar el desempeño del aplicativo, y cumplir con los objetivos propuestos al inicio del documento, fue necesario realizar una verificación de datos, que fueron comparados con datos experimentales de la aeronave Cessna 182, usando

las mismas condiciones de vuelo que se estudiaron en el libro de Roskam. El porcentaje de error obtenido entre el aplicativo y los datos experimentales fue del 16% para la estabilidad direccional y el 9% para lateral. La principal causa del porcentaje de error entre los resultados obtenidos por el aplicativo y los datos experimentales fue la inexactitud de los datos de la aeronave obtenidos manualmente, como: distancias, centros aerodinámicos, alturas de los centros aerodinámicos, áreas, diámetros, etc. El desarrollo de la aplicación, a nivel de programación, se realizó de forma clara facilitando en un futuro ampliar la aplicación.

**DESARROLLO DE UNA HERRAMIENTA INFORMÁTICA PARA LA
ESTABILIDAD ESTÁTICA LATERAL DIRECCIONAL DE CUALQUIER
AERONAVE DE ALA FIJA**

**LEIDY LORENA RIVERA ORDOÑEZ
DIEGO FELIPE GARCÍA LÓPEZ**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA**

BOGOTÁ D.C. - 2013

**DESARROLLO DE UNA HERRAMIENTA INFORMÁTICA PARA LA
ESTABILIDAD ESTÁTICA LATERAL DIRECCIONAL DE CUALQUIER
AERONAVE DE ALA FIJA**

LEIDY LORENA RIVERA ORDOÑEZ

DIEGO FELIPE GARCÍA LÓPEZ

**Trabajo presentado como requisito parcial para optar al título de profesional
en Ingeniería Aeronáutica**

Asesor:

JAIME ALBERTO ESCOBAR GÓMEZ

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA

FACULTAD DE INGENIERÍA

INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ D.C. - 2013

Nota de aceptación:

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá D.C. Noviembre de 2013

Le agradezco a Dios por haberme acompañado, guiado a lo largo de la carrera, por la fortaleza que necesitaba en los momentos más difíciles, y por haberme permitido cumplir este gran logro.

Le doy gracias a mi madre, Liliana Ordoñez, por su apoyo, por los valores que me inculcó, por la buena educación, que gracias a sus consejos, y sus logros, han sido un ejemplo de vida a seguir, gracias mama por tu amor, por tu comprensión y por ser mi mejor amiga, a ti te debo gran parte de lo que soy, a mi padre, Gumercindo Rivera Saenz, por ayudarme a la construcción de mi proyecto de vida, por enseñarme a luchar por lo que quiero, a ti papa a quien admiro por tu éxito, y por tu esfuerzo para darle lo mejor a tus hijos.

Les agradezco al Ingeniero Jaime Alberto Escobar y al Ingeniero Santiago Ramírez, por su amabilidad, buena disposición, paciencia, por el tiempo que nos dedicaron para que este proyecto culminara, mis más sinceros agradecimientos

LEIDY LORENA RIVERA ORDOÑEZ

De antemano quiero agradecer a la persona que inicio todo este proyecto, al Ingeniero Santiago Ramírez, quien fue quien nos guio al inicio de este proceso, aunque no pudo seguir con el proyecto debido a sus asuntos personales. También quiero agradecer al Ingeniero Jaime Alberto Escobar Gómez, debido a que él fue quien se hizo cargo de este proyecto cuando todavía había muchos retos por cumplir, brindándonos apoyo incondicionalmente cuanto se requería de él.

A mis padres, ya que sin ellos no hubiera sido posible recorrer este camino largo, el cual culmina con un resultado exitoso. Brindándome siempre apoyo incondicional en los momentos más difíciles, ayudándome siempre a salir adelante y poder culminar con este objetivo personal.

DIEGO FELIPE GARCÍA LÓPEZ

TABLA DE CONTENIDO

NOMENCLATURA	14
GLOSARIO	19
INTRODUCCIÓN	22
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	23
1.1 ESTADO DEL ARTE Y ANTECEDENTES	23
1.1.1 USAF DIGITAL DATCOM	23
1.1.2 AAA.....	23
1.1.3 CEASIOM	24
1.2 DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN	25
1.3 JUSTIFICACIÓN	26
1.4 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN	27
1.4.1 OBJETIVO GENERAL	27
1.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	27
1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES	28
2. MARCO DE REFERENCIA	29
2.1 MARCO TEÓRICO – CONCEPTUAL	29
2.1.1 Aerodinámica	29
2.1.2 Estabilidad estática y control en un avión.....	29
2.1.3 ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL	30
2.1.4 ESTABILIDAD ESTÁTICA LATERAL	34
3. METODOLOGÍA	36
3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN	36
3.2 LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DE USB / SUB LÍNEA DE FACULTAD / CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA	36
3.3 TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN	36
3.4 DESARROLLO DEL PROYECTO	37
4. DESARROLLO DE INGENIERÍA	39
4.1 Diagrama de flujo.....	39

4.2 Interpolación de los parámetros empíricos empleados en el modelo matemático	45
4.3 Desarrollo y diseño de la interfaz	49
4.4 Elementos principales tenidos en cuenta para la elaboración de la interfaz gráfica de usuario en MATLAB	55
4.5 Programación de la interfaz	56
4.5.1 Programación para el cálculo de estabilidad lateral y direccional	57
4.5.2 Manejo de datos entre los elementos de la aplicación y el archivo .m	58
4.5.3 Comando de ventanas de mensaje	58
4.6 Descripción del aplicativo	60
4.7 CASO DE VERIFICACIÓN	61
4.7.1 Propiedades geométricas (Ala)	63
4.7.2 Propiedades geométricas (Cola)	64
4.7.3 Propiedades geométricas (Fuselaje)	65
4.7.4 Contribuciones a la estabilidad direccional	66
• <i>Contribución del ala</i>	66
• <i>Contribución del Fuselaje</i>	67
• <i>Contribución de la Cola</i>	69
4.7.5 Contribuciones a la estabilidad lateral	72
• <i>Contribución del ala-fuselaje</i>	72
• <i>Contribución de la cola</i>	75
5. ANÁLISIS DE RESULTADOS	76
5.1 Análisis por contribuciones	78
5.2 VERIFICACIÓN DE RESULTADOS	83

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 Nomenclatura usada para la estabilidad direccional Fuente: PAMADI, Bandu op.cit.,p.258.	31
Figura 2 Orientación de la aeronave en un plano horizontal. Fuente: PAMADI, Bandu op.cit.,p.259	32
Figura 3 Representación gráfica de los ángulos de yaw y sideslipe. Fuente: PAMADI,Bandu op.cit.,p.260.....	33
Figura 4 Estabilidad direccional para una aeronave. Fuente: PAMADI, Bandu op.cit.,p.261.....	33
Figura 5 Concepto de estabilidad estática lateral. Fuente: PAMADI, Bandu op.cit.,p.295.....	35
Figura 6 Ejemplo gráfico de Interpolación entre dos funciones.....	46
Figura 7 Ejemplo Grafico de interpolación realizada por el programa.....	47
Figura 8 Código utilizado para Interpolación en MATLAB.....	48
Figura 9 Acceso a la herramienta GUI desde le ventana de comandos.....	51
Figura 10 Ventana de inicio de la herramienta GUIDE.....	52
Figura 11 Herramientas presentes en el entorno de diseño de la herramienta GUIDE.....	53
Figura 12 . Representación editor de menús en la interfaz.....	56
Figura 13 Mensaje de error utilizado en la interfaz.....	59
Figura 14 Mensaje de aviso utilizado en la interfaz.....	59
Figura 15 Mensaje de pregunta utilizado en la interfaz.....	59
Figura 16 Dimensiones Generales Cessna 182 Fuente: POH (Pilot's Operating Handbook),p 1-2.....	61
Figura 17 Vista lateral del fuselaje	65
Figura 18 Factor empírico KN Fuente: PAMADI, Bandu op. cit., p.271	68
Figura 19 Variación del KRI con el número de Reynolds del fuselaje. Fuente: PAMADI, Bandu op. cit., p.272.....	69
Figura 20 Parámetro empírico k Fuente: PAMADI, Bandu op. cit., p.3273.	70
Figura 21 Contribución del flechamiento del ala para $C_{l\beta}$	72
Figura 22 Parámetro respecto a la relación de aspecto.	73
Figura 23 Parámetro K_f respecto a la relación de aspecto.....	73
Figura 24 Parámetro $K_{M\Lambda}$ respecto a la relación de aspecto.	74
Figura 25 Análisis contribuciones a la estabilidad direccional dados por el aplicativo.	76
Figura 26 Análisis contribuciones a la estabilidad lateral dados por el aplicativo..	77

Figura 27 Resultados propiedades geométricas del ala arrojadas por el programa.	77
Figura 28 Resultados propiedades geométricas de la cola arrojadas por el programa.....	77
Figura 29 Resultados de propiedades geométricas del fuselaje arrojado por el programa.....	78
Figura 30 Resultados de Factores Empíricos necesarios para el análisis de la estabilidad estática lateral- direccional.....	78
Figura 31 Representación gráfica del margen de error en estabilidad direccional	80
Figura 32 Representación gráfica del margen de error en estabilidad lateral....	81
Figura 33 Contribución del Flechamiento a la Estabilidad Direccional	81
Figura 34 Contribución del Diedro a la Estabilidad Direccional.....	82
Figura 35 Contribución del Fuselaje a la Estabilidad Direccional.....	82
Figura 36 Contribución de la Cola a la Estabilidad Direccional.....	83
Figura 37 Contribuciones de la Estabilidad Direccional dadas por el aplicativo. ...	84
Figura 38 Contribuciones de la Estabilidad Direccional desarrollada por datos manuales.....	84
Figura 39 Contribuciones a la Estabilidad lateral dadas por datos manuales.	85
Figura 40 Contribuciones a la Estabilidad Lateral dadas por el Aplicativo	85
Figura 41 Datos experimentales de los Coeficientes de estabilidad lateral- direccional	87

LISTA DE TABLAS

Tabla 1 Propiedades de los componentes gráficos (botones, menús,...) utilizados para el diseño de la interfaz.....	54
Tabla 2 Descripción de cada componente utilizada en el diseño de la interfaz	55
Tabla 3 Parámetros Geométricos Cessna 182, obtenidos manualmente	62
Tabla 4 Análisis por secciones Geometría del fuselaje	65
Tabla 5 comparación datos manuales estabilidad direccional vs datos arrojados por el aplicativo.....	79
Tabla 6 Comparación datos manuales estabilidad Lateral vs datos arrojados por el aplicativo	80
Tabla 7 Porcentaje de error datos manuales vs experimentales	86

NOMENCLATURA

α_v = Pendiente de sustentación en 3D del estabilizador vertical

AR_W : Relación de aspecto del ala

AR_v : Relación de aspecto del estabilizador vertical.

$\frac{AR_v(B)}{AR_v}$: Relación entre la relación de aspecto del estabilizador vertical en presencia del fuselaje y la relación de aspecto del estabilizador aislado.

$\frac{AR_v(HB)}{AR_v(B)}$: Relación entre la relación de aspecto del estabilizador vertical en presencia del estabilizador horizontal y el fuselaje y la relación de aspecto del estabilizador en presencia del fuselaje.

$b_{f, max}$: Ancho máximo del fuselaje

b_h : Envergadura del estabilizador horizontal

b_v : Envergadura del estabilizador vertical

b_w : Envergadura del ala.

cg : Centro de gravedad del avión.

C_{rw} : Cuerda en la punta del ala

C_{rv} : Cuerda en la punta del estabilizador vertical

C_{tw} : Cuerda en la raíz del ala

C_{tv} : Cuerda en la raíz del estabilizador vertical

C_v : Cuerda en el centro aerodinámico del estabilizador vertical

\bar{C}_w : Cuerda media aerodinámica del ala.

$CL_{\beta w 2D}$: Pendiente de la recta de sustentación del perfil del ala

$CL_{\beta w 3D}$: Pendiente de la recta de sustentación del ala

Cl_w : Coeficiente de sustentación del ala.

Cl_o : Coeficiente de sustentación del ala para un ángulo de ataque igual a cero.

$C_{n\beta}$: Coeficiente del cambio del momento de guiñada con respecto al ángulo de derrape

$(C_{N\beta})_{\Gamma}$: Efecto diedro del ala a $C_{N\beta}$

$\left(\frac{C_{N\beta}}{C_l^2}\right)$: Cociente de la derivativa del coeficiente de momento guiñada y el coeficiente de sustentación al cuadrado.

$(C_{N\beta})_f$: Coeficiente de momento de guiñada del fuselaje.

$CL_{\beta v}$: Pendiente de la recta de sustentación del estabilizador vertical.

$C_{Nv\beta}$: Pendiente de la recta del estabilizador vertical para la contribución direccional.

$(C_1)\beta$: Coeficiente de momento de rollo.

$\left(\frac{C_{1\beta}}{C_l}\right) A_{\frac{c}{2}}$: Contribución del flechamiento del ala a $C_{1\beta}$.

$\left(\frac{C_{1\beta}}{C_l}\right)_A$: Contribución de la relación de aspecto del ala a $C_{1\beta}$.

$\frac{C_{1\beta}}{\Gamma}$: Variación del coeficiente de momento de rollo por unidad de ángulo de diedro.

$(C_{1\beta})_{wf}$: Contribución ala- fuselaje

$(C_{1\beta})_v$: Contribución de la cola vertical al coeficiente de momento de rollo

d : Diámetro promedio del fuselaje

d_{fmax} : Diámetro máximo del fuselaje.

h : Altura máxima del fuselaje

h_1 : Altura del fuselaje a un cuarto (1/4) de la longitud total del fuselaje

h_2 : Altura del fuselaje a tres cuartos (3/4) de la longitud total del fuselaje

k : Factor Empírico utilizado en la estimación del sideslip.

K_f : = Factor usado en la estimación de la contribución ala.- fuselaje.

K_N : Factor empírico de interferencia entre el ala y el fuselaje para el cálculo de la estabilidad direccional.

K_{RI} : Factor empírico que es función del número Reynolds del fuselaje utilizado para el cálculo de la estabilidad direccional.

K_H : Factor de relación entre el tamaño del estabilizador horizontal y el estabilizador vertical.

K_{MA} : Corrección de compresibilidad de la contribución del flechamiento utilizado en la estimación del $C_{1\beta}$

K_{MR} : Corrección de compresibilidad del efecto de diedro utilizado en la estimación del $C_{1\beta}$

l_f : Longitud del fuselaje

l_v : Distancia entre el centro de gravedad y el centro aerodinámico del estabilizador vertical.

.

l'_f : Distancia desde la punta del fuselaje hasta la mitad de la longitud de la cuerda de la punta del ala.

M_∞ : Número Mach

r_f : Valor de la profundidad del fuselaje por debajo de la línea media del fuselaje y del estabilizador.

R_e : Número Reynolds

$S_{B,S}$: Área lateral proyectada del fuselaje.

S_h : Superficie alar estabilizador horizontal

S_v : Superficie alar estabilizador vertical

S_w : Superficie alar del ala.

v : Velocidad del vuelo de la aeronave.

V_v : Coeficiente de volumen del estabilizador vertical

x : Distancia del centro aerodinámico del estabilizador vertical al borde de ataque del estabilizador vertical

X_{ach} : Distancia del centro aerodinámico del estabilizador horizontal con respecto al Datum line

X_{acv} : Distancia del centro aerodinámico del estabilizador vertical con respecto al Datum line

X_{acw} : Distancia del centro aerodinámico del ala con respecto al Datum line

X_{cg} : Distancia del centro de gravedad de la aeronave con respecto al Datum line

x_m : Distancia longitudinal desde la parte más delantera del fuselaje al centro de gravedad de la aeronave.

z_w : Distancia vertical desde la cuerda de la raíz del ala equivalente hasta la línea de referencia del fuselaje.

z_v : Distancia vertical desde el centro de gravedad de la aeronave y el centro aerodinámico de la cola vertical.

Λ_{LEw} : Ángulo de flechamiento en el leading edge del ala

$\Lambda_{c/2w}$: Ángulo de flechamiento en el punto medio de la cuerda del ala

$\Lambda_{c/4w}$: Ángulo de flechamiento en el cuarto de la cuerda del ala

Λ_{LEv} : Ángulo de flechamiento en el leading edge del estabilizador vertical

$\Lambda_{c/2v}$: Ángulo de flechamiento en el punto medio de la cuerda del estabilizador vertical

$\Lambda_{c/4v}$: Ángulo de flechamiento en el cuarto de la cuerda del estabilizador vertical

Γ : Ángulo de diedro del ala

$\frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma}$: Incremento del coeficiente de momento de rollo por unidad de ángulo de diedro.

$(\Delta C_{l\beta})Z_w$: Incremento del coeficiente de momento de rollo en función de la distancia vertical entre el eje central de fuselaje y el centro aerodinámico del ala.

ρ : Densidad del aire

β : Ángulo de sideslip

α : Ángulo de ataque

Δ_v : Taperado del estabilizador vertical

Δ_w : Taperado del ala

$\left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right)\eta_h$: Sidewash: Deflexión del aire hacia un costado

GLOSARIO

Relación de Aspecto (AR): Es la relación entre la envergadura y la cuerda media del ala.

Angulo de Ataque (α): Es el ángulo formado por la cuerda geométrica de un perfil alar con la dirección del aire incidente. Es un parámetro que influye decisivamente en la capacidad de generar sustentación.

Centro de gravedad (CG): Es el punto de aplicación de la resultante de todas las fuerzas de gravedad que actúan sobre las distintas porciones de materiales de un cuerpo, de tal forma que el momento respecto a cualquier punto de esta resultante aplicada en el centro de gravedad es el mismo que el producto por los pesos de todas las masas materiales que constituyen dicho cuerpo.

Cuerda media: normalmente los perfiles que constituyen el ala suelen ser distintos a lo largo de la envergadura, y además, las cuerdas que los constituyen van disminuyendo desde la raíz hasta la punta. Se define cuerda media, como aquella que, multiplicada por la envergadura, es igual a la superficie alar

Densidad: Es una magnitud escalar referida a la cantidad de masa contenida en un determinado volumen.

Diedro: ángulo formado por la intersección de dos planos; ángulos positivos, forman una "V" (alas dobladas hacia arriba); nulo, son rectas; negativos, forman una "V" invertida. El ángulo de diedro tiene influencia en la estabilidad lateral del avión.

Envergadura: Distancia de punta a punta del ala.

Estabilizador Vertical: superficie destinada a controlar el deslizamiento lateral de la aeronave.

Flechamiento: Es el ángulo formado entre el eje lateral y una línea de referencia a lo largo del ala que puede ser el borde de ataque.

Fuselaje: Es la parte principal de una aeronave. En ella se sitúan la cabina de mando, la cabina de pasajeros y las bodegas de carga, además de diversos sistemas y equipos que sirven para dirigir la aeronave. Asimismo, sirve como estructura central a la cual se ajustan las demás partes del avión, como las alas, el grupo moto-propulsor o el tren de aterrizaje.

Leading edge (borde de ataque): Punto en el que primeramente el aire toma contacto para que posteriormente el aire tome dos rumbos; parte del aire pasa por el extradós y la otra parte del aire pasa por el intradós. Es el borde delantero del ala, o sea la línea que une la parte anterior de todos los perfiles que forman el ala, o dicho de otra forma, la parte del ala que primero toma contacto con flujo de aire.

Sustentación (Lift) : Es una fuerza perpendicular a la dirección del flujo, que principalmente contrarresta al peso de la aeronave.

Número Mach: Medida de velocidad relativa que se define como el cociente entre la velocidad de un objeto y la velocidad del sonido en el medio en que se mueve dicho objeto.

Número Reynolds: Este número relaciona la densidad, viscosidad, velocidad y dimensión típica de un flujo en una expresión adimensional. Dicho número aparece en muchos casos relacionado con el hecho de que el flujo pueda considerarse laminar (número de Reynolds pequeño) o turbulento (número de Reynolds grande)

Perfil alar: Es la forma de la sección transversal del ala.

Presión: Es la fuerza que aplica un fluido sobre una superficie.

Presión estática: Un avión en tierra está sometido a la presión atmosférica normal, la cual es ejercida sobre todas las partes del avión por igual. Esta presión ambiente es conocida como presión estática.

Presión Dinámica: Producida sobre una superficie perpendicular a la dirección del movimiento de un fluido.

Superficie alar: Es la superficie de las alas, incluyendo la parte del ala que pueda estar cubierta por el fuselaje y por las nacelas de los motores.

Taper Ratio: se define por el cociente C_t/C_r en donde C_r es la cuerda del perfil en la raíz y C_t es la cuerda del perfil en la punta.

Temperatura: está relacionada con la parte de la energía interna asociada a los movimientos de las partículas del sistema

Velocidad: magnitud física de carácter vectorial que expresa el desplazamiento de un objeto por unidad de tiempo; su unidad en el sistema internacional es [m/s].

INTRODUCCIÓN

En el presente trabajo se describe el desarrollo de una herramienta computacional para la obtención de datos cuyo propósito es predecir el comportamiento estático lateral y direccional de cualquier aeronave de ala fija teniendo en cuenta el estudio empírico adelantado ¹ en la estabilidad lateral direccional.

Para llevar a cabo la programación se utilizó un software de alto nivel como MATLAB. La programación se basó en un código que contiene datos empíricos, que fueron desarrollados por entidades dedicadas al estudio de la estabilidad lateral y direccional.

Se elaboró la herramienta computacional con el propósito de reducir tiempo de diseño, siguiendo pautas para el aplicativo extraídas de modelos como lo son software desarrollado por entidades como *DIGITAL DATCOM*, *AAA (Advanced Aircraft Analysis)* y *CEASIOM*.

Se generó el código del modelo matemático por medio de interpolaciones, donde allí se desarrolló un GUI (Graphical User Interface) para representar la información y acciones generadas en la interfaz por medio de imágenes y objetos gráficos. Se realizaron cálculos manuales del modelo matemático con el fin de comparar resultados de los datos obtenidos en el aplicativo.

¹ BANDU N, Pamadi, NASA Langley Research Center. Performance stability, Dynamics and control of airplanes. En: Static directional stability. Hampton Virginia.

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 ESTADO DEL ARTE Y ANTECEDENTES

Se tiene conocimiento de la existencia de varios programas de computador que tienen como objetivo calcular la estabilidad estática, y control de aeronaves de ala fija.

“Estos software han sido utilizados por universidades de ingeniería aeronáutica, fabricantes de aeronaves y organizaciones militares de todo el mundo. Para el diseño de aviones de combate, aviones de alta velocidad, misiles, etc.”³

1.1.1 USAF DIGITAL DATCOM (United States Air Force stability and control digital datcom).

Este software calcula la estabilidad estática, y características dinámicas utilizando los métodos de estabilidad y control Datcom USAF. “El programa contiene opciones de ajuste que lo que hacen es calcular las derivativas de control. Proporciona al usuario un manual que presenta las capacidades del programa, de entrada y características de salida”².

1.1.2 AAA (Advanced Aircraft Analysis): Es un software de análisis de control. AAA está instalado en más de 55 países y es utilizado por universidades y compañías aeronáuticas. Proporciona datos base para procesos iterativos y de diseño preliminar de las aeronaves. “El programa AAA permite a los estudiantes e

² PUBLIC DOMAIN AERONAUTICAL SOFTWARE (PDAS) “estabilidad estática y dinámica y características de control de aviones y misiles” internet: (<http://www.pdas.com/datcom.html>).

ingenieros el diseño preliminar para tener una configuración del avión a través de análisis dinámicos y de estabilidad”³.

1.1.3 CEASIOM (Computerized Environment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimization Methods).

Es un software muy completo que en una sola aplicación integra las principales disciplinas de diseño conceptual de la aeronave como la parte aerodinámica, estructural y dinámica de vuelo, que influyen en el rendimiento de la aeronave.

“**CEASIOM** a través de módulos de simulación, genera un conocimiento significativo sobre el diseño, rendimiento, las cargas y bases de datos de estabilidad y control. Entre esos módulos el AcBuilder una herramienta que permite al usuario definir y visualizar una geometría parametrizada de la aeronave, SDSA (Simulation and dynamic stability analysis), FCSDT (The flight control system) una herramienta para generar la arquitectura del control de vuelo y finalmente el módulo NeoCASS diseñado para la estructura y el modelamiento Aero- elástico”⁴.

³ DARCORPORATION “Software Advanced Aircraft Analysis” internet: (<http://www.darcorp.com/Software/AAA/>).

⁴ CEASIOM CONCEPTUAL AIRCRAFT DESIGN, internet: (<http://www.ceasiom.com>).

1.2 DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN.

“MATLAB es una herramienta de alto nivel y entorno interactivo para cálculo numérico, visualización y programación. Al utilizar MATLAB se pueden analizar datos, desarrollar algoritmos, crear modelos y aplicaciones. El lenguaje, las herramientas y funciones incorporadas permiten explorar múltiples enfoques y llegar a una solución más rápida. Es una gama de aplicaciones entre las cuales se pueden manejar sistemas de control y pruebas de mediciones, entre otros”.⁵

Con este trabajo en forma tabular y gráfica se desea entregar un aplicativo que proporcionará de manera rápida y económica la información sobre la estabilidad estática direccional y lateral para cualquier tipo de aeronave.

El propósito fundamental es obtener una herramienta computacional desarrollada en MATLAB que permita al usuario obtener de manera rápida y confiable la información de estabilidad lateral y direccional con datos gráficos y tabulares.

¿Cuáles son los modelos analíticos y empíricos que deben constituir el modelo matemático a programar, y cuáles son las estrategias y pormenores de programación que deben abordarse para obtener una herramienta de cómputo que permita simular la estabilidad estática lateral y direccional?

⁵ MATLAB “The language of technical computing” internet (<http://www.mathworks.com/products/matlab/>).

1.3 JUSTIFICACIÓN

Debido a que cada día se están desarrollando nuevas tecnologías con el fin de reducir tiempo, costos y errores de diseño. Se pretende implementar este aplicativo para que sea de ayuda para la realización de diseños preliminares de una aeronave y que este sea un primer paso para la aplicación en la industria aeronáutica en Colombia y la Universidad consolide el reconocimiento que ha venido ganando en este campo.

Para lograr cumplir con este propósito, al aplicar este software que es una herramienta que será de ayuda para el análisis y obtención de datos requeridos para la estabilidad lateral direccional, reduciendo errores que se pueden llegar a cometer a la hora de solucionar las ecuaciones manualmente, y que de esa forma se pueda llegar a reducir riesgos a la hora de iterar, para poder lograr una configuración de diseño más eficiente.

1.4 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN

1.4.1 OBJETIVO GENERAL

Desarrollar una herramienta computacional que pueda simular el comportamiento estático lateral direccional de cualquier aeronave de ala fija.

1.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Obtener mediante el cálculo manual la información de estabilidad lateral direccional, para un ejemplo concreto que se pueda contrarrestar con los resultados obtenidos por el aplicativo.
- Obtener el modelo matemático de la estabilidad lateral y direccional mediante regresiones lineales.
- Generar el código en MATLAB para las ecuaciones empíricas dadas por Bandu N. Pamadi en su texto correspondiente para la estabilidad estática lateral direccional y comparar los resultados obtenidos manualmente.
- Desarrollar un GUI (*Graphical User Interface*), utilizando un conjunto de imágenes y objetos gráficos para representar la información y acciones disponibles en la interfaz.

1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES

En el proyecto se ofrecerá una herramienta confiable al usuario para que pueda obtener un análisis del comportamiento aerodinámico de cualquier aeronave de ala fija, únicamente para la estabilidad estática lateral y direccional bajo un régimen de vuelo subsónico, con la ayuda de cálculos base e implementando un modelo matemático ya elaborado que proporcionará al usuario datos necesarios al momento de desarrollar un diseño preliminar, un análisis de estabilidad y control de la aeronave. Adicional a esto se resolverá el método numérico manualmente.

La elaboración de este aplicativo traerá consigo un impacto para facilidad y reducción de tiempo a la hora de diseño y obtención de datos. El desarrollo del aplicativo serán ecuaciones empíricas desarrolladas para las estabilidades ya mencionadas, los datos de entrada serán las características geométricas de la aeronave, en donde estarán especificados en una guía que presentara las capacidades del programa y manejo, y será entregada junto con el aplicativo al usuario. También se obtendrán datos de salida como gráficas de $C_n\beta$ y $C_l\beta$ donde respectivamente son; coeficientes de momento de guiño, coeficiente de rollo. Se determinarán con los datos de salida si la aeronave de ala fija es estable o inestable lateral y direccionalmente.

Finalmente se corroborarán los datos obtenidos por este aplicativo con datos experimentales de la estabilidad estática lateral y direccional.

2. MARCO DE REFERENCIA

2.1 MARCO TEÓRICO – CONCEPTUAL

2.1.1 Aerodinámica

Es la rama que se ocupa del movimiento del aire y otros fluidos gaseosos, donde se estudian las fuerzas que actúan sobre los cuerpos, en este caso una aeronave. La presencia de un objeto en el fluido modifica la distribución de presiones y velocidades de las partículas del fluido, donde estos cambios generan fuerzas de sustentación y resistencia al avance (lift y drag). El cambio de uno de los valores, ya sea velocidad o presión, genera una modificación automáticamente en el otro valor.

2.1.2 Estabilidad estática y control en un avión

La estabilidad es la capacidad que un avión a regresar a la condición de equilibrio forma autónoma cuando una fuerza externa lo saca de ella. En el caso de este proyecto se enfoca en la estabilidad estática y al efecto que las fuerzas aerodinámicas producen sobre la superficie del avión, tal como el momento de cabeceo debido a un incremento en el ángulo de ataque, sin importar el tiempo que transcurre para volver a, su estado original. El control estudia las relaciones entre las variables del vuelo y las deflexiones de las superficies de control que sean necesarias para permitir variarlas y controlarlas; dichas superficies de control son los alerones, el timón de profundidad, y el timón de dirección.

El avión es considerado como un cuerpo rígido que vuela y se mueve a lo largo de una ruta determinada. Las fuerzas y momentos creados sobre el avión son función de la velocidad, la densidad del aire en el cual vuela, su geometría y finalmente el ángulo de ataque, esas fuerzas son las que determinan su estabilidad estática y

depende de las diferentes contribuciones del avión como lo son alas, fuselaje, cola y motor.

El accionamiento de las superficies de control genera respuestas en el avión así:

Cabeceo (Pitch): Este movimiento se da alrededor del eje lateral de la aeronave que se extiende de punta a punta de las alas de la aeronave. Este movimiento se puede producir por ráfagas de aire ascendente y descendente o puede ser inducido por el piloto al mover el timón de profundidad o elevador. La superficie destinada para garantizar la estabilidad de cabeceo es el estabilizador horizontal.

Rollo (Roll): El movimiento de rollo o de Roll se da alrededor del eje longitudinal de la aeronave, se extiende desde el morro hasta la cola de la aeronave. Este movimiento se produce por ráfagas constantes ascendentes o descendentes, por ráfagas de viento cruzado o inducidos por el piloto a través de los alerones.

Guiñada (Yaw): Este movimiento se produce por ráfagas de viento cruzado o inducido por el piloto por el movimiento del timón de dirección. Este movimiento se produce en un eje que es perpendicular a los ejes de rollo y de cabeceo, es decir, un eje vertical que es perpendicular al eje longitudinal y al eje transversal de la aeronave.

2.1.3 ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL

La estabilidad direccional se toma con respecto a la perturbación del ángulo de derrape o *sideslip*, con respecto a la aeronave. Esta perturbación se asume alrededor del eje vertical del avión, más exactamente dicho movimiento es el cambio que se produce debido a una fuerza, entre el eje horizontal de la aeronave con respecto al viento relativo.

En la figura1, se pueden observar los ejes, ángulos, velocidades y movimientos involucrados en la estabilidad direccional de una aeronave subsónica de ala fija.

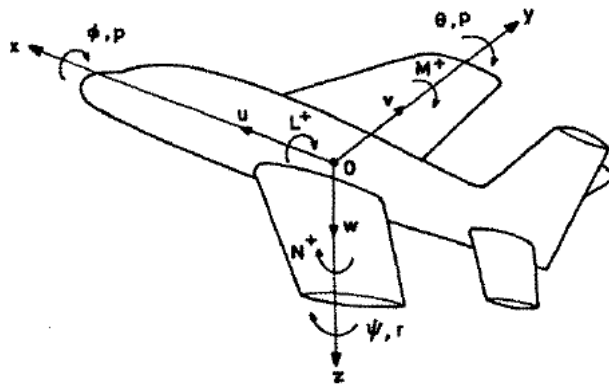


Figura 1 Nomenclatura usada para la estabilidad direccional **Fuente:** PAMADI, Bandu op.cit.,p258.

Donde la velocidad de sideslip es (v), ángulo de yaw (Ψ) y la tasa de yaw es (r). Para la estabilidad direccional la libertad de grados siempre va a estar ocupada, es decir, que el ángulo de derrape o el sideslip tiene movimientos consecuentes en la aeronave tanto de roll como de yaw. La estabilidad estática direccional del avión se refiere cuando la aeronave vuelve a su punto de equilibrio por sí mismo (sin ayuda de superficies de control), esto debido a una resultante del viento. Si esto ocurre la perturbación del sideslip es eliminada efectivamente siendo la aeronave estáticamente estable. La perturbación del sideslip puede ser producido por varios factores, entre los cuales esta; ráfagas en el eje horizontal, vientos turbulentos o por una deflexión en el rudder.

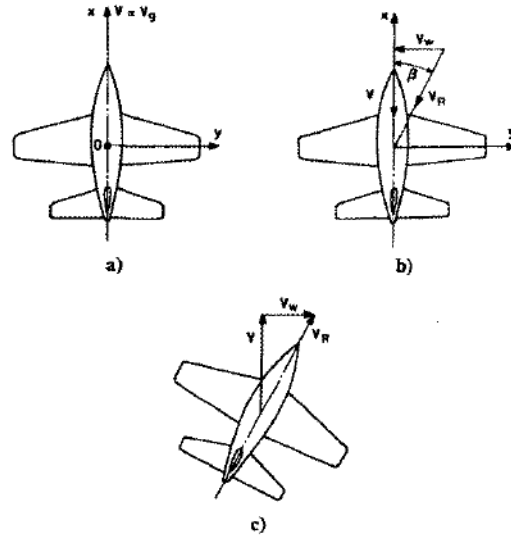


Figura 2 Orientación de la aeronave en un plano horizontal. Fuente: PAMADI, Bandu op.cit.,p.259

En la figura 2 se observan 3 casos de una aeronave. En el caso a, la aeronave no presenta ninguna perturbación. En el caso b, se observa una ráfaga de viento horizontal V_w golpeando la parte frontal de la aeronave, causando sobre el avión un efecto de sideslip. En el último caso, c, la aeronave también presenta una fuerza horizontal V_w , esta fuerza en el avión no genera efecto de sideslip debido a que la aeronave se alinea con la velocidad resultante V_R , siendo así el sideslip cero aunque la orientación del avión haya cambiado con respecto al eje horizontal.

El sideslip y el yaw son dos parámetros importantes en el estudio de la estabilidad direccional. Donde el sideslip es un ángulo aerodinámico que define un ángulo entre el vector de velocidad y el plano de simetría del avión, este ángulo se puede observar en la figura 3, c. El sideslip está definido por β y este ángulo es la relación entre la velocidad de sideslip (v) y la velocidad de la aeronave (V). Donde se puede definir por medio de la ecuación $\sin \beta = \frac{v}{V}$. Normalmente el ángulo de sideslip se asume positivo cuando la cabeza de la aeronave está a la derecha de la línea de referencia, como se observar en la figura 2.c., y se asume negativo si este ángulo se encuentra a la izquierda de la aeronave.

El yaw, es un ángulo cinemático, donde mide el cambio del rumbo u orientación de la aeronave con respecto a la tierra, este cambio se puede observar en la figura 3, b. El ángulo de yaw y del sideslip son independientes uno del otro.

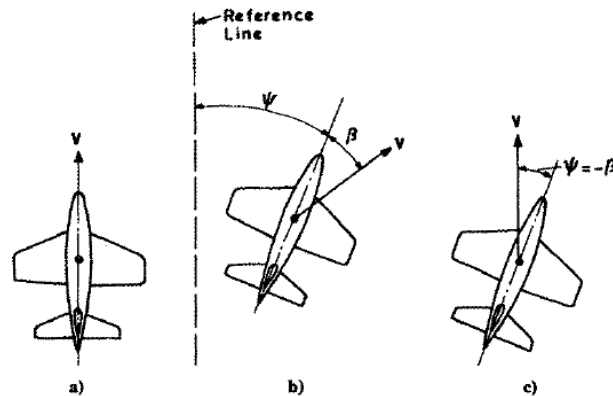


Figura 3 Representación gráfica de los ángulos de yaw y sideslip. **Fuente:** PAMADI, Bandu op.cit., p.260.

El criterio principal para la estabilidad direccional de una aeronave y poder determinar si es estable es el momento de yaw, donde este tiene que ser mayor que cero, es decir, $N_\beta > 0$, o en términos de coeficiente $C_{n\beta} > 0$. En la figura 4 se observa el concepto de la estabilidad estática direccional para una aeronave subsónica de ala fija.

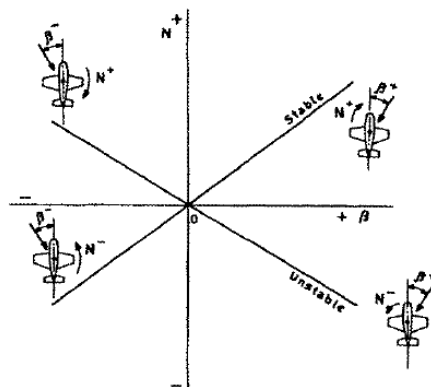


Figura 4 Estabilidad direccional para una aeronave. **Fuente:** PAMADI, Bandu op.cit., p.261.

En la figura 4, se observa que la aeronave con un sideslip negativo, es decir, con un ángulo de derrape negativo, hace un momento de yaw negativo, esta aeronave vuelve a su posición inicial, siendo así estable direccionalmente. En caso contrario, donde la aeronave tiene un ángulo de derrape o un sideslip negativo y esta haga un momento de yaw positivo sería inestable direccionalmente, debido a que la aeronave tendería a girar en el sentido que la golpea el sideslip, es decir, no volvería a su posición original, a esto se le dice que la aeronave es direccionalmente inestable.

La estabilidad direccional como ya se mencionó depende prácticamente del momento de yaw, este es un factor que depende de varias contribuciones, lo cual la sumatoria de estas debe ser mayor a cero para que la aeronave sea estable direccionalmente. Las contribuciones para el momento de yaw son: del ala, del fuselaje y del estabilizador vertical de la aeronave, donde la contribución que más ayuda a esta estabilidad direccional es la del estabilizador vertical, debido a que el momento que genera el estabilizador con respecto al centro de gravedad es el más grande ya que este tiene un mayor brazo de palanca.

2.1.4 ESTABILIDAD ESTÁTICA LATERAL

La estabilidad lateral en una aeronave es la capacidad inercial, para contrarrestar la perturbación que genera el momento de rollo en una aeronave. Esto se mide de acuerdo al plano horizontal, donde el ángulo de banqueo de las alas de la aeronave debe ser igual a cero. La aeronave naturalmente es estable con respecto a la perturbación que se produce en el banqueo si no hay un ángulo de derrape o sideslip. Si la aeronave después de realizar un banqueo o rollo y vuelve a su posición inicial, se dice que es una condición de vuelo estable. Por otra parte si el momento de rollo causa un incremento en el ángulo de banqueo, y genera más sideslip, es decir, la aeronave no vuelve a su posición inicial, se dice que el avión es lateralmente inestable.

El momento de rollo debido al sideslip es llamado “efecto diedro”. El efecto diedro es diferente al ángulo diedro y no se le puede confundir con este. El efecto de diedro es generado por el sideslip, donde este efecto depende de varios factores incluyendo al ángulo de diedro de las alas.

El criterio para determinar si la aeronave es estable lateralmente es el momento de rollo, este tiene que ser menor que cero, este momento también se puede expresar como un coeficiente, el cual quedaría: $C_{L\beta} < 0$. En la figura 5 se observa el comportamiento de una aeronave dependiendo si es estable o no, lateralmente.

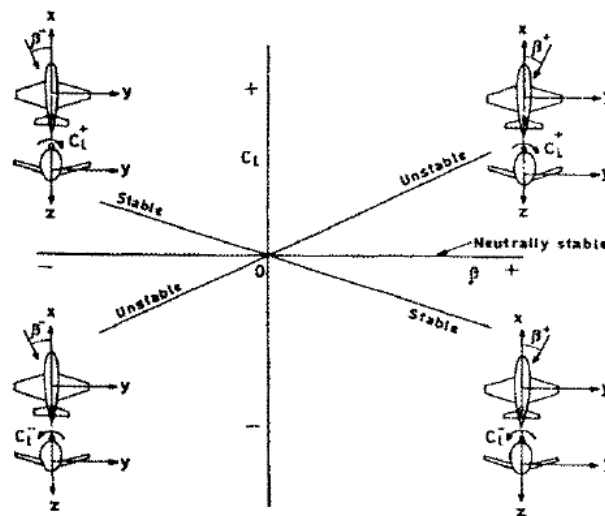


Figura 5 Concepto de estabilidad estática lateral. **Fuente:** PAMADI, Bandu op.cit.,p295

En la Figura 5, se muestran dos situaciones de aeronaves donde están en función de L y β , donde L es el momento de rollo y β es el sideslip. Una aeronave estable lateralmente, debe cumplir con la condición mencionada anteriormente donde el coeficiente de momento de rollo debe ser menor que cero, si esto no se cumple la aeronave es inestable lateralmente, por otro lado si el coeficiente de momento de rollo es igual a cero se dice que es naturalmente estable. El coeficiente de momento de rollo es el parámetro principal para determinar la estabilidad lateral, donde este coeficiente es la sumatoria de contribuciones como lo son el del fuselaje, ala y superficies de la cola vertical.

3. METODOLOGÍA

3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN

El enfoque del proyecto es empírico-analítico, debido a que la herramienta de cómputo se desarrolla mediante la programación de ecuaciones y gráficas obtenidas por métodos empíricos tomados por una muestra de comportamientos estáticos, laterales y direccionales en aeronaves de ala fija. Esas ecuaciones se implementan en la programación para demostrar el fenómeno físico que ocurre en la estabilidad estática, cuando una fuerza externa afecta a la aeronave, donde el programa arrojará datos para establecer si el diseño es estable.

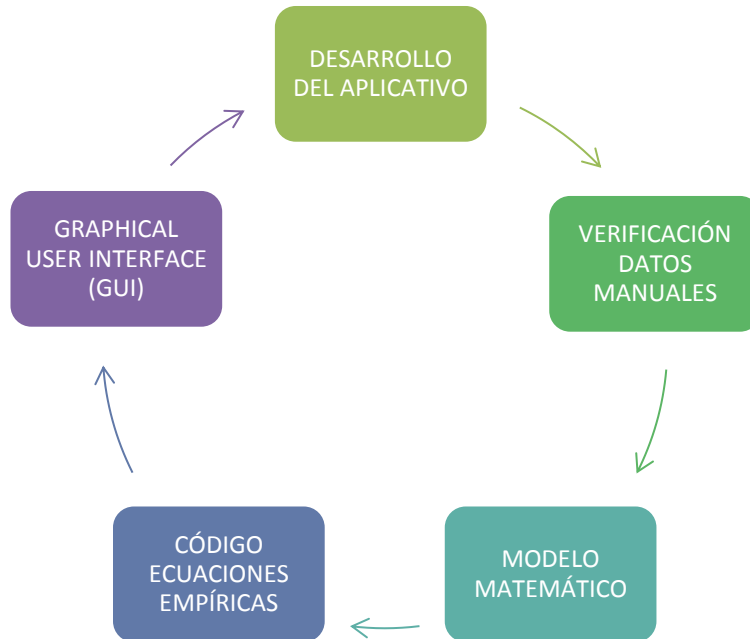
3.2 LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DE USB / SUB LÍNEA DE FACULTAD / CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA

El campo temático del programa de ingeniería aeronáutica para el cual está inscrito el proyecto es diseño de vehículos aéreos. La sub línea de investigación de la facultad es energía y vehículos y la línea de investigación de la Universidad de San Buenaventura es tecnología e innovación.

3.3 TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN

Para la elaboración del Aplicativo es necesario tener conocimiento e información acerca del comportamiento de la estabilidad lateral y direccional, esa información estará desarrollada detalladamente en el texto de Bandu N. Pamadi; donde se describen las ecuaciones que muestran el comportamiento de cada elemento aerodinámico del avión para la contribución de dichas estabilidades. En algunas de las ecuaciones a realizar es necesario el apoyo de la "USAF DATCOM" debido a coeficientes o relaciones empíricas, el cual es un documento de la fuerza aérea estadounidense donde relacionan algunos resultados de pruebas experimentales.

3.4 DESARROLLO DEL PROYECTO



El proyecto fue elaborado con base al modelo matemático propuesto por Bandu Pamadi⁶ donde se desarrollaron manualmente las ecuaciones comprendidas a la estabilidad a estudiar, para cumplir con este objetivo se realizó una corroboración entre los resultados obtenidos y los datos experimentales publicados en el texto “*Airplane flight Dynamics and automatic flight controls*”,⁷ y así se poder garantizar la fiabilidad de los datos obtenidos.

El código del aplicativo fue elaborado en MATLAB, donde se programó cada contribución, los parámetros geométricos del ala, del fuselaje y del conjunto de

⁶ BANDU N, Pamadi, NASA Langley Research Center. Performance stability, Dynamics and control of airplanes. En: Static directional stability. Hampton Virginia.

⁷ *Airplane Flight Dynamics And Automatic Flight Controls* By Jan Roskam

cola, con base al diagrama de flujo presentado más adelante en el desarrollo de ingeniería.

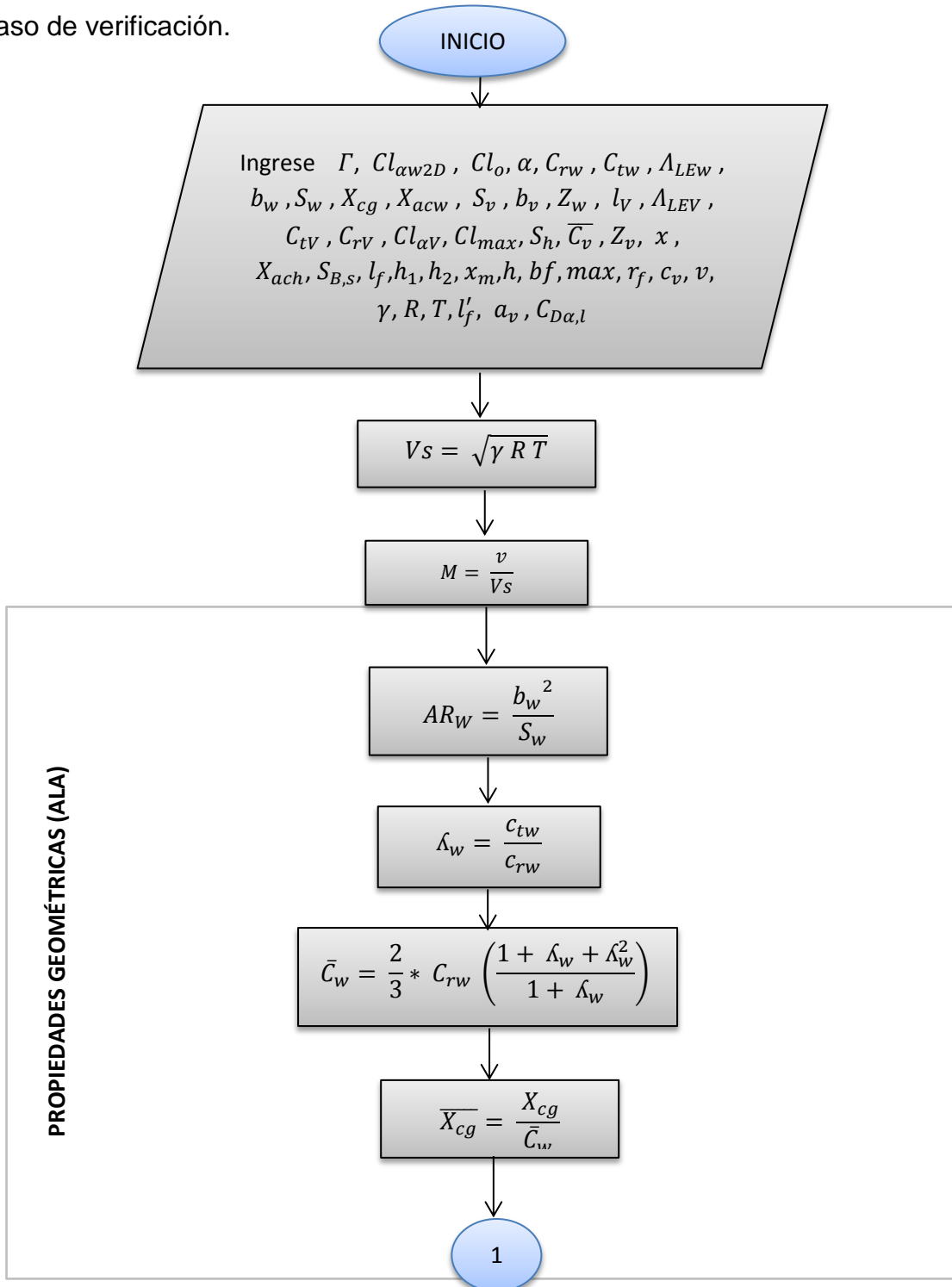
El código contiene una serie de interpolaciones de 16 gráficas, de donde se adquieren factores empíricos necesarios para cada una de las contribuciones a la estabilidad lateral y direccional.

Por otro lado, se elaboró la GUI, (*Graphical user Interface*), donde fue necesario acudir a tutoriales y a diversas ayudas brindadas por MATLAB para la ejecución de la interfaz. La interfaz se desarrolló con el objetivo de que el usuario tenga una obtención de resultados para la estabilidad lateral y direccional de forma fácil, rápida y confiable, el código utilizado en la herramienta informática a nivel de programación se realizó de forma clara facilitando en un futuro su ampliación.

4. DESARROLLO DE INGENIERÍA.

4.1 Diagrama de flujo

A continuación se presenta el diagrama de flujo con el algoritmo empleado en la programación del código de MatLab incluido en el Anexo B. El diagrama contiene los pasos elaborados con base en el modelo matemático propuesto por Pamadi y las ecuaciones programadas en el código fueron las mismas empleadas para el caso de verificación.



1

$$\overline{X_{acw}} = \frac{X_{acw}}{\bar{C}_w}$$

$$\tan \Lambda_{\frac{c}{2}w} = \tan \Lambda_{L.Ew} \frac{4n}{AR_w} \frac{1 - \Lambda_w}{1 + \Lambda_w}$$

$$\tan \Lambda_{\frac{c}{4}w} = \tan \Lambda_{L.Ew} \frac{2n}{AR_w} \frac{1 - \Lambda_w}{1 + \Lambda_w}$$

$$CL_{\beta 3DW} = \frac{CL_{\beta 2DW} \cos \Lambda_{c/2w}}{\sqrt{1 - M_\infty^2 + \frac{Cl_{\alpha w 2D} \cos \Lambda_{c/2w}^2}{\pi * AR_w} + \frac{Cl_{\alpha w 2D} \cos \Lambda_{c/2w}}{\pi * AR_w}}}$$

$$CL_w = Cl_{\beta w 3DW} * \alpha + CL_{oW}$$

$$AR_v = \frac{b_v^2}{S_v}$$

$$\Lambda_v = \frac{c_{tv}}{c_{rv}}$$

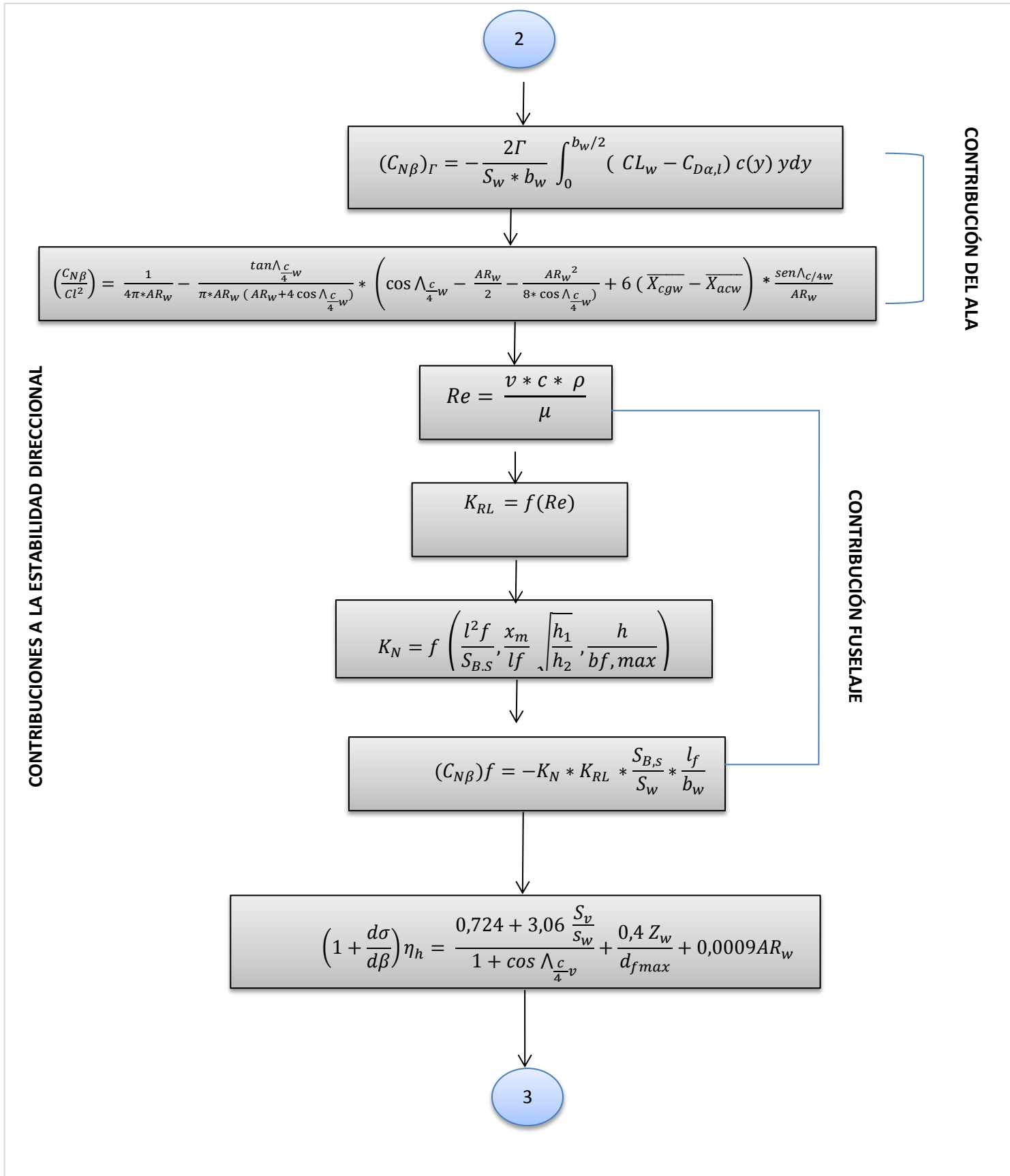
$$\tan \Lambda_{\frac{c}{2}v} = \tan \Lambda_{L.E} \frac{4n}{AR_v} \frac{1 - \Lambda_v}{1 + \Lambda_v}$$

$$\tan \Lambda_{\frac{c}{4}v} = \tan \Lambda_{LEV} \frac{2n}{AR_v} \frac{1 - \Lambda_v}{1 + \Lambda_v}$$

2

PROPIEDADES GEOMÉTRICAS (ALA)

PROPIEDADES GEOMÉTRICAS (COLA)



CONTRIBUCIÓN DE LA COILA

3

$$V_v = \frac{S_v * l_v}{S_w * b_w}$$

$$K = f\left(\frac{b_v}{2r_f}\right)$$

$$C_{Nv\beta} = K * a_v \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \eta_v V_v$$

$$C_{N\beta} = (C_{N\beta})_r + \left(\frac{C_{N\beta}}{Cl^2}\right) + (C_{N\beta})_f + C_{Nv\beta}$$

Si

No

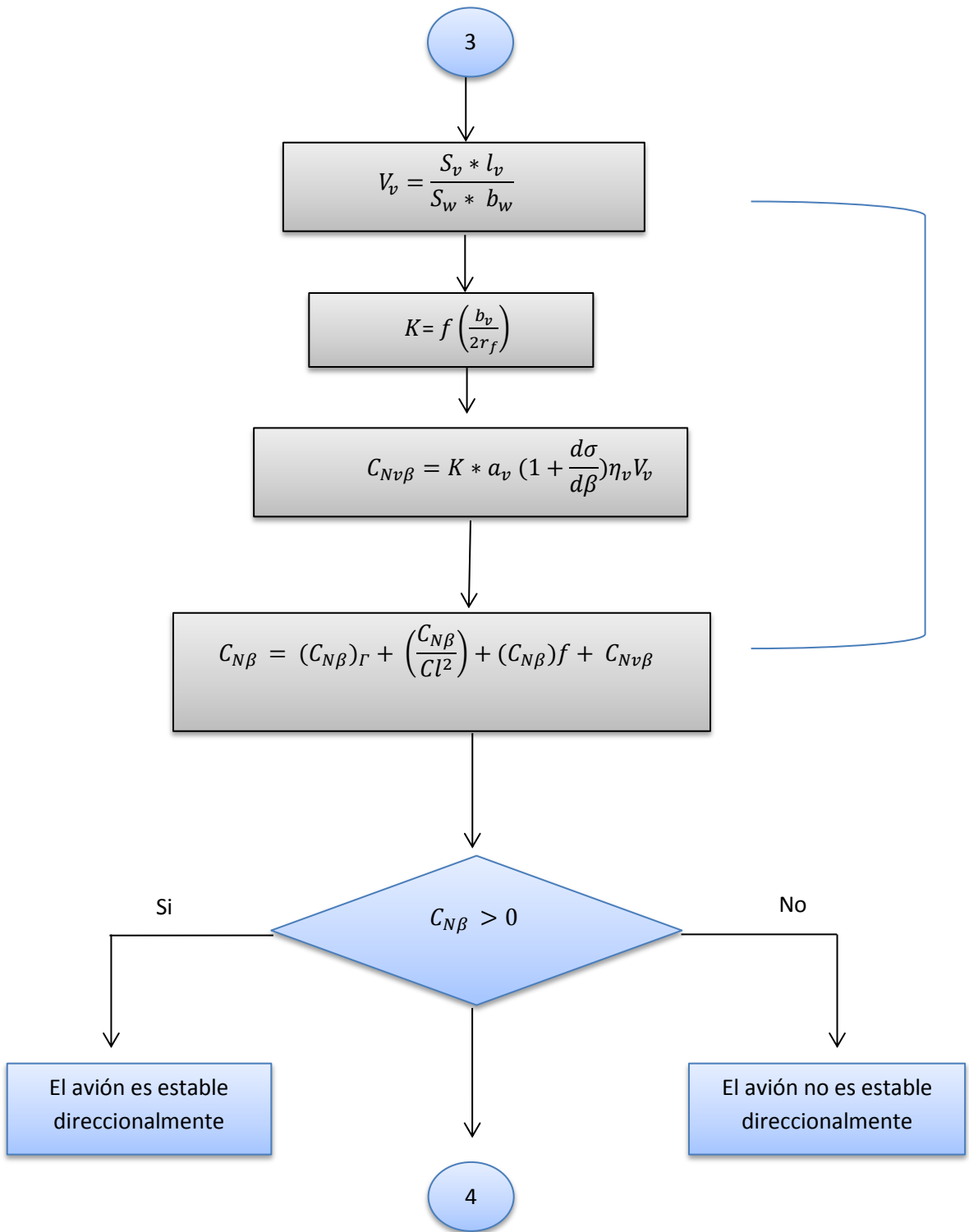
$$C_{N\beta} > 0$$

El avión es estable
direccionalmente

El avión no es estable
direccionalmente

4

CONTRIBUCIONES A LA ESTABILIDAD DIRECCIONAL



4

$$\left(\frac{C_{1\beta}}{C_l}\right) \Lambda_{\frac{c}{2}} = f(\Lambda_w, AR_w, \Lambda_{C/2w})$$

$$K_{MA} = f\left(\frac{AR_w}{\cos \Lambda_{C/2w}}, M \cos \Lambda_{C/2w}\right)$$

$$K_f = \left(\frac{l'f}{b_w}, \frac{AR_w}{\cos \Lambda_{C/2w}}\right)$$

$$\left(\frac{C_{1\beta}}{C_l}\right)_A = f(AR_w, \Lambda_w)$$

$$\left(\frac{C_{1\beta}}{\Gamma}\right) = f(AR_w, \Lambda_w, \Lambda_{C/2w})$$

$$K_{M\Gamma} = f\left(\frac{AR_w}{\cos \Lambda_{C/2w}}, M \cos \Lambda_{C/2w}\right)$$

$$\frac{\Delta C_{1\beta}}{\Gamma} = -0,0005 \sqrt{AR_w} \left(\frac{d}{b_w}\right)^2$$

$$(\Delta C_{1\beta}) Z_w = \frac{1,2 \sqrt{AR_w}}{57,3} * \frac{Z_w}{b_w} * \frac{2d}{b_w}$$

$$(C_{1\beta})_{wf} = \left(C_l \left(\frac{C_{1\beta}}{C_l}\right) \Lambda_{\frac{c}{2}} * K_{MA} * K_f + \left(\frac{C_{1\beta}}{C_l}\right)_{AR} \right) + \Gamma \left(\frac{C_{1\beta}}{\Gamma} K_{M\Gamma} + \frac{\Delta C_{1\beta}}{\Gamma} \right) + (\Delta C_{1\beta}) Z_w$$

CONTRIBUCIONES A LA ESTABILIDAD LATERAL.

CONTRIBUCIÓN ALA-FUSELAJE

43

5

5

$$(C_{1\beta})_{wf} = \left(C_l \left(\frac{C_{1\beta}}{C_l} \right) \Lambda_{\frac{c}{2}} * K_{M\Lambda} * K_f + \left(\frac{C_{1\beta}}{C_l} \right)_{AR} \right) + \Gamma \left(\frac{C_{1\beta}}{\Gamma} K_{M\Gamma} + \frac{\Delta C_{1\beta}}{\Gamma} \right) + (\Delta C_{1\beta}) Z_w$$

CONTRIBUCIÓN DE LA COLA.

$$(C_{1\beta})_v = -k C l_\beta * \left(\frac{1 + d\sigma}{d\beta} \right) \eta_v * \frac{S_v}{S_w} * \frac{Z_v \cos\alpha - l_v \sin\alpha}{b_w}$$

$$(C_1)\beta = (C_{1\beta})_{wf} + (C_{1\beta})_v$$

CONTRIBUCIONES A LA ESTABILIDAD LATERAL.

Si

$$C_{1\beta} < 0$$

No

El avión es estable lateralmente

El avión no es estable lateralmente

FIN

4.2 Interpolación de los parámetros empíricos empleados en el modelo matemático

Las interpolaciones se emplearon para la obtención de los parámetros empíricos, mostrados gráficamente, presentados en el método explicado por el autor Bandu Pamadi en su libro *Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes*. Los parámetros obtenidos por interpolación son indispensables para el desarrollo de las ecuaciones de la estabilidad lateral y direccional, siguiendo el diagrama de flujo, estos parámetros afectan directamente a cada una de las contribuciones. El método de interpolación se utilizó para un valor dentro de un intervalo, del cual se conocen los extremos. Por ejemplo se tiene $(y_{0,1}, y_{0,2})$ pueden ser dos puntos de la línea azul (Figura 6), y $(y_{1,1}, y_{1,2})$ que pueden ser dos puntos de la línea roja, y se desea encontrar el valor del punto (x, y) , ubicado entre las dos líneas y los puntos anteriores. Para saber el valor de este punto se realizó una interpolación lineal entre los cuatro puntos más cercanos conocidos por medio de la función de MATLAB “*TriScatteredInterp*”. Esta función lo que hace básicamente es asociar una serie de puntos los cuales son los de la línea azul $(y_{0,n}, y_{0,n+1})$, y los de la línea roja $(y_{1,n}, y_{1,n+1})$. De esta forma se tiene una matriz de 2 columnas, por un número de y_n filas. La función permite extraer el valor deseado a partir de la información de la matriz.

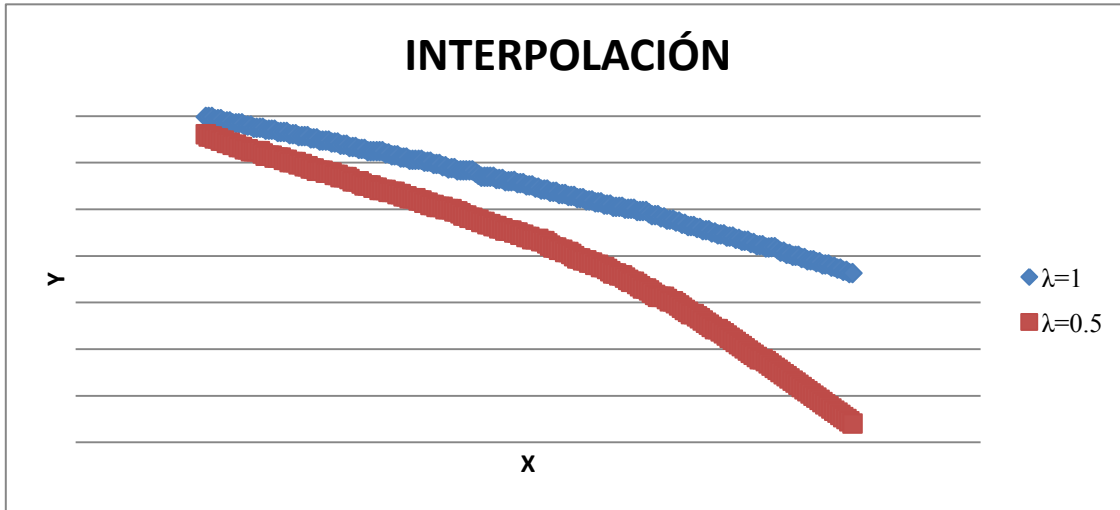


Figura 6 Ejemplo gráfico de Interpolación entre dos funciones.

En algunos casos el usuario conoce el valor de la función ya sea de $\lambda=1$ o $\lambda=0.5$, pero en la mayoría de los casos, no va a tener un valor exacto para esta función, es decir, que puede tener un $\lambda=0.75$, es ahí donde tendrá que interpolar para conocer que x_0 le corresponde a un determinado y_0 . La idea de interpolar es poder hallar el valor de una propiedad para valores de x y y arbitrarios, a partir de la curva o los puntos donde los valores ya se conocen, donde ese punto arbitrario x, y esta dentro de los puntos ya conocidos. Si el punto buscado se encuentra, fuera de la nube de datos se realiza un proceso de extrapolación.

Para desarrollar este tipo de interpolaciones se utiliza la interpolación lineal, donde MATLAB lo que hace es interpolar con líneas rectas entre una serie de puntos que genera la función de $\lambda=1$ y $\lambda=0.5$, como se mencionó en el anterior párrafo.

El objetivo del método “*TriScatteredInterp*” es conectar dos puntos dados en x_i , por medio de (x_0, y_0) y (x_1, y_1) donde estos ya son conocidos. Para desarrollar este tipo de interpolaciones existe un modelo matemático, mostrado a continuación:

$$y = y_0 + (x - x_0) \frac{y_1 - y_0}{x_1 - x_0}$$

Asumiendo que x es menor que x_1 y mayor que x_0 y donde:

y = Valor que se desea obtener

x = Valor que se desea hallar, en este caso ($\lambda=0.75$)

y_0 = Valor conocido en el eje y , en este caso valor de y sobre la línea roja.

x_0 = Valor conocido en el eje x , en este caso valor de x sobre la línea roja.

y_1 = Valor conocido en el eje y , en este caso valor de y sobre la línea azul.

x_1 = Valor conocido en el eje x , en este caso valor de x sobre la línea azul.

Para explicar el método matemático de la interpolación lineal, empleado por la función, se presenta el ejemplo de la Figura 7.

Fuente: PAMADI, Bandu op. cit., p.303

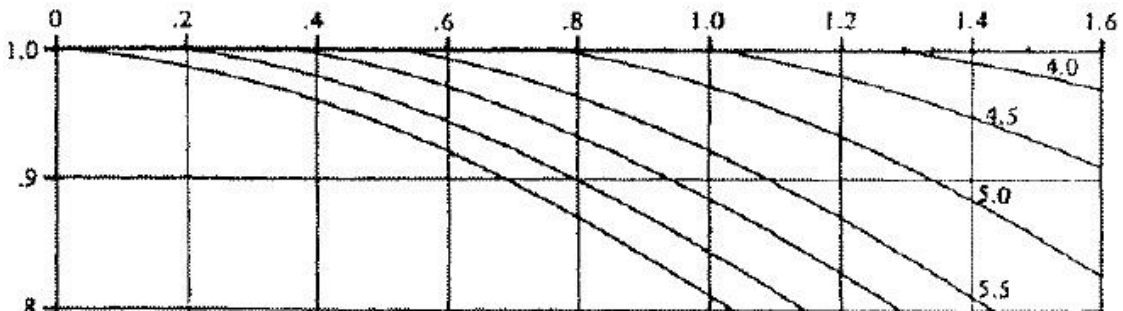


Figura 7 Ejemplo Grafico de interpolación realizada por el programa.

$f(x_i) = 4.0$	
X	Y
1.3	0.998
1.4	0.987
1.5	0.979
1.6	0.967

$f(x_j) = 4.5$	
X	Y
1.3	0.962
1.4	0.947
1.5	0.928
1.6	0.908

Para interpolar en $f(x) = 4.25$ y con un $x_i = 1.4$ se desarrolla de la siguiente manera.

$$y = 0.987 + (4.25 - 4) \frac{0.947 - 0.987}{4.5 - 4}$$

$$y = 0.987 + (0.25) \frac{-0.04}{0.5}$$

$$y = 0.987 + (0.25) * (-0.08)$$

$$\underline{y = 0.967}$$

Para el ejemplo que se está resolviendo de las funciones de $f(x_i) = 4$ y $f(x_j) = 4.5$ y para un $x_i = 1.4$, se obtiene que el valor de la interpolación es igual a $y = 0.967$

Por medio de código en MATLAB mostrado en la Figura 8, con la función ya mencionada se obtiene el mismo resultado, a diferencia de que se suprime todo el cálculo manual y solo se debe Ingresar x_i .

```

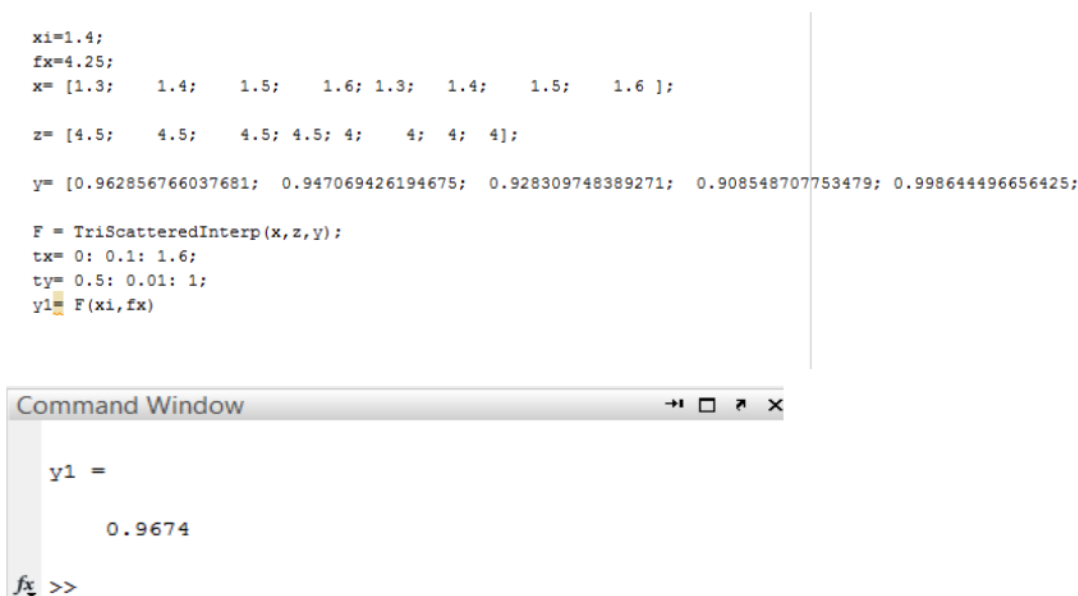
xi=1.4;
fx=4.25;
x= [1.3; 1.4; 1.5; 1.6; 1.3; 1.4; 1.5; 1.6];

z= [4.5; 4.5; 4.5; 4.5; 4; 4; 4; 4];

y= [0.962856766037681; 0.947069426194675; 0.928309748389271; 0.908548707753479; 0.998644496656425;

F = TriScatteredInterp(x,z,y);
tx= 0: 0.1: 1.6;
ty= 0.5: 0.01: 1;
y1= F(xi,fx)

```



The screenshot shows a MATLAB Command Window with the following code and output:

```

Command Window
y1 =
    0.9674
fx >>

```

Figura 8 Código utilizado para Interpolación en MATLAB.

En el código de MATLAB, x y y son las coordenadas de puntos en las curvas de la Figura 7, y el valor de z representa las curvas $f(x_j)$ y $f(x_i)$ con constantes 4.5 y 4 respectivamente.

4.3 Desarrollo y diseño de la interfaz.

4.3.1 Interfaces de usuario con MATLAB

- *MATLAB*

Es un programa de cálculo numérico, orientado a matrices y vectores. Por lo tanto desde el principio hay que pensar que todo lo que se pretenda hacer con él será mucho más rápido y efectivo si se piensa en términos de matrices y vectores.

Es un software utilizado en universidades y centros de investigación y desarrollo. En los últimos años ha aumentado el número de prestaciones, como la de programar directamente con procesadores digitales de señal o crear código VHDL.

- *GUIDE en MATLAB*

Uno de los objetivos del proyecto es realizar un interfaz gráfica de usuario, para cumplirlo, se hizo uso de una de las utilidades más valiosas del paquete de MATLAB, como es la creación de interfaces de usuario (GUIDE).

GUIDE es un entorno de programación visual disponible en MATLAB para realizar y ejecutar programas que necesitan ingreso continuo de datos. Tiene las características básicas de todos los programas visuales como Visual Basic o Visual C++, pero haciendo más intuitiva e inmediata la programación y el acceso a las diferentes funciones que ofrece.

La interfaz gráfica de usuario, conocida también como GUI (del inglés Graphical

User Interface) es una forma de organizar la información en una pantalla de ordenador que es fácil de entender y usar. Según “Mathworks”, una interfaz gráfica de usuario (GUI) contiene dispositivos o componentes que permiten al usuario realizar tareas interactivas.

Un correcto diseño y elaboración de una GUI, puede hacer que los programas allí elaborados sean más fáciles de usar, proporcionándoles un aspecto consistente y con controles intuitivos, como lo son los pushbotton, sliders, list boxes y menús.

La interfaz gráfica de usuario debe comportarse de una manera comprensible y previsible, para que el usuario sepa que esperar cuando realiza una acción. Un ejemplo de ello podría ser cuando el usuario vaya hacer uso de alguno de los botones presentados en el programa, la interfaz gráfica de usuario debe iniciar la acción o proceso descrito en la etiqueta del botón.

- *Programación con GUIDE*

Para comprender el funcionamiento de la GUI en MATLAB se tuvo en cuenta que la programación se divide en dos partes fundamentales: una gráfica y otra de código de texto.

Por lo tanto la aplicación GUIDE consta de dos archivos: .m y .fig. El archivo .m es el que contiene el código con las correspondencias de los botones de control de la interfaz y el archivo .fig contiene los elementos gráficos

- *Fichero .fig:*

Es el fichero que comprende la parte visual de la interfaz de usuario. En él se registraron todos los componentes que conforman la aplicación, así como sus propiedades.

- *Fichero .m:*

Es un fichero en formato de texto que tiene una parte generada por el programa, con contenidos tales como las funciones de inicialización, los callbacks, que se definen como la acción que llevará a cabo un objeto de la GUI cuando el usuario lo active y por ultimo las funciones para cada elemento de la interfaz.

- Fichero grafico de la interfaz

El método empleado para generar el archivo .fig y .m, se explicara a continuación y de igual manera unas indicaciones básicas acerca de su utilización.

Se accedió al GUIDE una vez ejecutado MATLAB, escribiendo la instrucción >> guide en la ventana de comandos (figura 9).

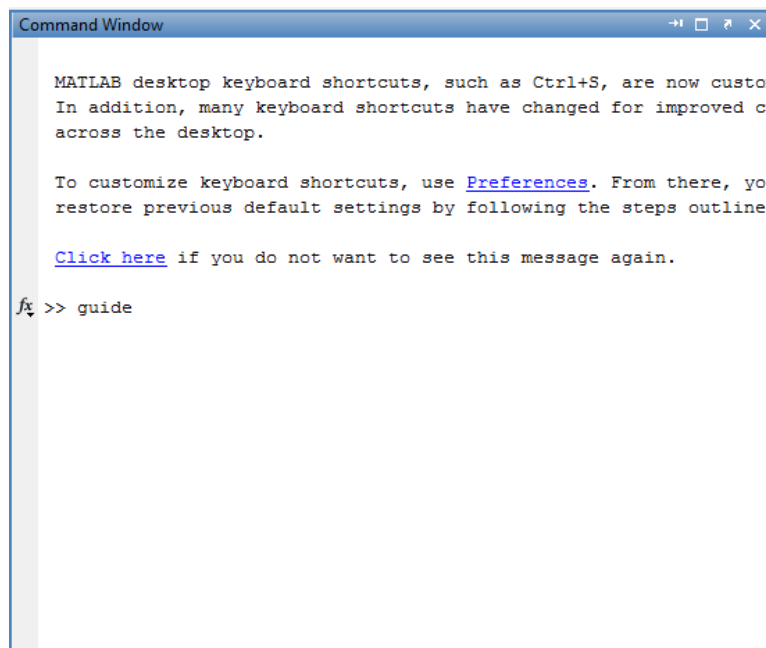


Figura 9 Acceso a la herramienta GUI desde le ventana de comandos

Una vez ejecutado se presentó el cuadro de diálogo representado en la Figura 10.

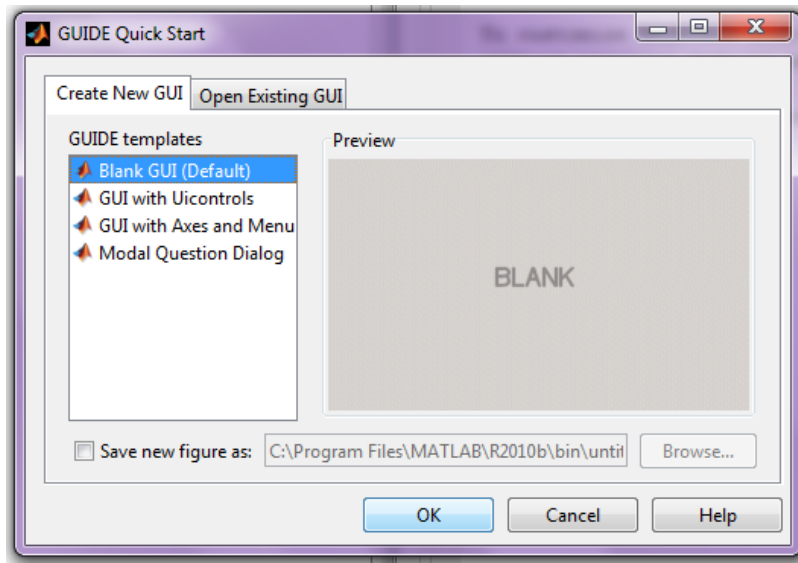


Figura 10 Ventana de inicio de la herramienta GUIDE

Se eligió la opción de interfaz gráfica de usuario en blanco predeterminada, por ser la más utilizada. Tras seleccionar esta opción se creó un entorno de diseño en blanco conocido como el área de trabajo donde se elaboró la interfaz del aplicativo. En la Figura 11 se muestran las herramientas utilizadas para el diseño de la GUI.

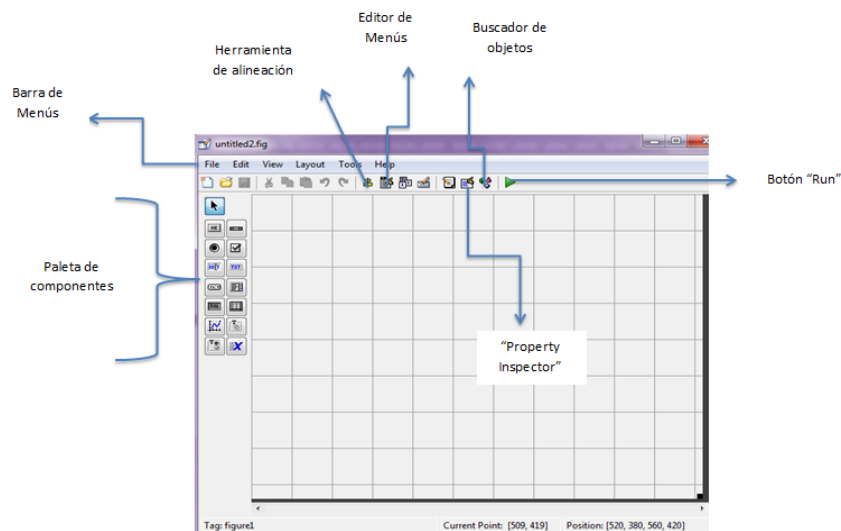


Figura 11 Herramientas presentes en el entorno de diseño de la herramienta GUIDE

- *Herramienta de alineación* (Align objects)

Mediante esta herramienta se alinearon los distintos objetos situados en el área de diseño mediante distintos criterios, tales como la alineación horizontal y vertical.

- *Editor de menú* (Menu editor)

El editor se empleó para gestionar los menús que aparecen en la interfaz, se hizo uso de herramientas para añadir, borrar, agrupar y renombrar cada uno de ellos.

- *Propiedades de los objetos* (Property inspector)

Con esta herramienta se modificaron las propiedades de cada uno de los objetos (pushbutton, static text, edit text, panel, y radio button), como el tamaño de letra, apariencia, etc. En la Tabla 1 se da una descripción más detallada de las propiedades correspondientes a cada objeto utilizado para el diseño de la interfaz del aplicativo.

Propiedad	Descripción
BackgroundColor	Color de fondo del objeto
Callback	La propiedad más importante del control, ya que le dice al control que hacer cuando este se active.
CData	Imagen mostrada en el objeto
CreateFcn	Rutina ejecutada durante la creación del objeto
DeleteFcn	Rutina ejecutada durante el borrado del objeto
Enable	Habilita o deshabilita el objeto
FontAngle	Inclinación de la letra
FontName	Tipo de fuente
FontSize	Tamaño de letra
FontUnits	Unidades del tamaño
FontWeight	Grosor de letra
ForegroundColor	Color del texto
SelectionHighlight	Resalta el objeto cuando se selecciona
String	Texto o etiqueta del objeto
Style	Tipo de control (botón o slider)
Tag	Etiqueta del objeto
Type	Clase del objeto gráfico
Units	Unidades del vector Position
Visible	Visibilidad del objeto

Tabla 1 Propiedades de los componentes gráficos (botones, menús,...) utilizados para el diseño de la interfaz

4.4 Elementos principales tenidos en cuenta para la elaboración de la interfaz gráfica de usuario en MATLAB.

Los elementos utilizados en la GUI son los controles para actuar sobre el programa, para introducir la información requerida, gráficas o tablas donde se muestra la información. En la tabla 2 y en la Figura 12 se describen las componentes fundamentales empleadas para la interacción entre el usuario y la herramienta informática.

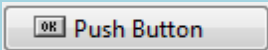
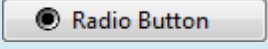
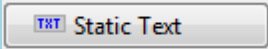
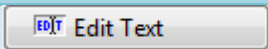
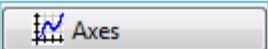
COMPONENTE	DESCRIPCIÓN DE USO EN LA INTERFAZ
	<p>Guardar datos ingresados por el usuario (datos ala y cola).</p> <p>Abrir y cerrar DLG (cuadros de dialogo).</p> <p>Calcular (estabilidad lateral, direccional, presión estática, presión dinámica, número Mach, número Reynolds, etc.)</p> <p>Exportar datos.</p> <p>Graficar.</p>
	<p>Un botón de opción que permite al usuario seleccionar la geometría del fuselaje con el que va hacer el análisis.</p>
	<p>Utilizado para desplegar los valores calculados, (contribuciones de cada estabilidad, conversión de unidades a sistema inglés, presiones, temperatura, etc.).</p>
	<p>Campo de texto para el ingreso de datos (ala, cola, y condiciones de vuelo).</p>
	<p>Área para gráficos (graficas de estabilidad lateral direccional, e imágenes)</p>

Tabla 2 Descripción de cada componente utilizada en el diseño de la interfaz

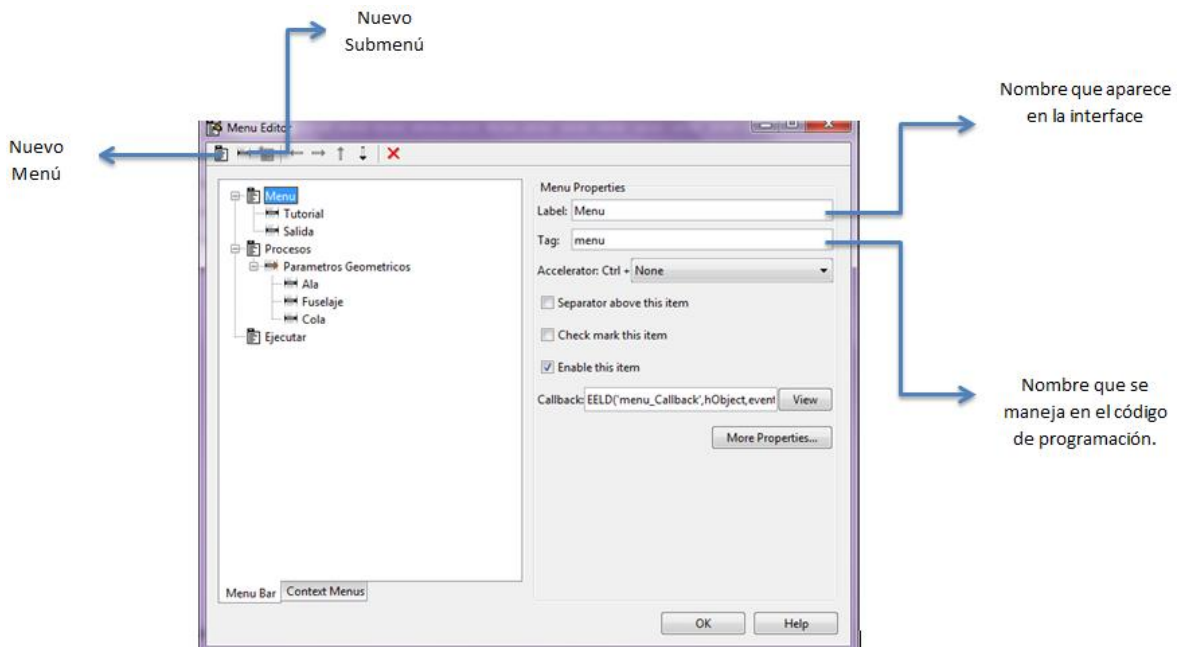


Figura 12 . Representación editor de menús en la interfaz.

4.5 Programación de la interfaz

Una vez finalizado el diseño de la interfaz gráfica de usuario en cuanto a componentes y propiedades, al salvar los resultados se generó un archivo de texto automáticamente, cuya extensión es .m. El archivo .m que se creó tiene una estructura predeterminada que contiene un encabezado de inicialización de la siguiente manera:

- Código de inicialización del programa, que no se edita:

```
function varargout = EELD(varargin)
% EELD MATLAB code for EELD.fig
```

- Código que se ejecutó al hacerse la ventana visible: En donde se utilizó un código para crear un fondo en la interfaz:


```
function EELD_OpeningFcn (hObject, eventdata handles,varargin)

    set(handles.imagenEELD,'visible','off')
        imagen=imread('avion2.jpg');
        image(imagen);
        axis off
```

- Callback de uno de los botones empleados en la interfaz

```
% --- Executes on button press in pushbutton21.
function pushbutton21_Callback(hObject, eventdata, handles)

global SwI bwI ctwI
set(handles.superficieI,'string',SwI);
set(handles.EnvergaduraI,'string',bwI);
set(handles.cuerdapuntaI,'string',ctwI);
```

El código en su totalidad empleado para cada uno de los botones de la interfaz gráfica, se encontrara en el Anexo E del documento.

4.5.1 Programación para el cálculo de estabilidad lateral y direccional

El código en MATLAB fue desarrollado con base en el diagrama de flujo empleado para el desarrollo de la estabilidad direccional y lateral, y al modelo planteado por Bandu Pamadi. En el código se utilizaron ecuaciones para el cálculo de los parámetros geométricos de la aeronave tales como la longitud del fuselaje, ancho del fuselaje, etc., de tal manera que para el usuario no tenga que determinar e ingresar estos valores a mano. Esta serie de códigos se muestran en el anexo B del documento.

4.5.2 Manejo de datos entre los elementos de la aplicación y el archivo .m

Todos los valores de las propiedades de los elementos incluidos en la GUI descritos en la tabla 1 y los valores de las variables transitorias del programa se guardaron en una estructura de tipo MAT, capaz de almacenar matrices y strings. Para el manejo de datos se utilizó la Instrucción `get`.

La asignación de valores de las componentes y la obtención de dichos valores se realizó mediante la sentencia `get`; instrucción con la cual se pueden leer los valores introducidos por el usuario y almacenarse en un archivo con extensión *.txt. Un ejemplo de la línea de código utilizado es el siguiente:

```
a=get(handles.superficie,'String');
archivo=fopen('datosala.txt','wt')
fprintf (archivo,'%s\n',a)
```

4.5.3 Comando de ventanas de mensaje

Existe una serie de comandos por defecto que crean ventanas de tipo informativo. Esas ventanas fueron de gran utilidad ya que permiten transmitir información al usuario de forma rápida cuando intente realizar una operación, los mensajes utilizados en la interfaz son de la siguiente forma:

- *Mensaje de error (Figura 13) :*

```
errordlg('Porfavor Ingrese los datos del Fuselaje',
'ERROR');
```

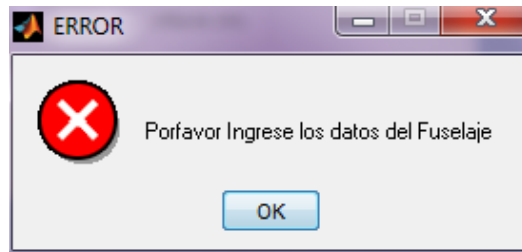


Figura 13 Mensaje de error utilizado en la interfaz

- *Mensaje de aviso (Figura 14) :*

```
warndlg('Ingrese Numero decimal con punto  
(.)', 'ADVERTENCIA');
```

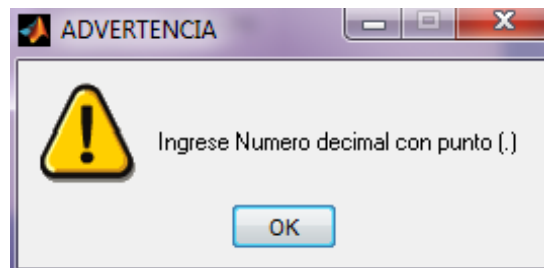


Figura 14 Mensaje de aviso utilizado en la interfaz

- *Pregunta (Figura 15) :*

```
opc=questdlg('¿Ha guardado los cambios efectuados en los  
parametros geometricos del ala?', 'SALIR', 'Si', 'No', 'No');  
if strcmp(opc, 'No')  
return;  
end  
clear,clc,close  
close
```

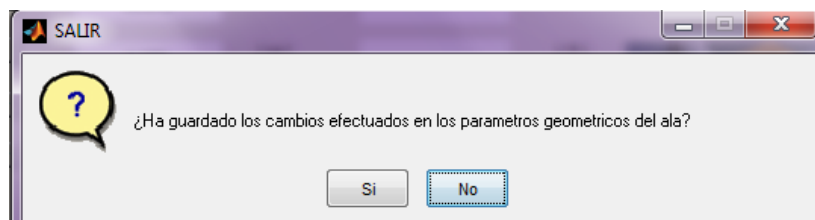


Figura 15 Mensaje de pregunta utilizado en la interfaz

4.6 Descripción del aplicativo

La interfaz tiene una estructura clara y ordenada para que el usuario interactúe con el aplicativo de una manera sencilla; sin embargo, se elaboró una guía de usuario que se encuentra en el anexo A del documento en donde se muestra el paso a paso para el análisis de estabilidad lateral y direccional. Además de esto se anexó un breve ejemplo de cómo obtener los puntos requeridos por el programa para el cálculo de las propiedades geométricas del fuselaje. El programa maneja la siguiente estructura:

- *Al inicio*

El usuario elige el tipo de fuselaje para el análisis de estabilidad lateral direccional. Escoge entre circular u ovalado, y cuadrado o rectangular. El programa le pedirá que ingrese datos como radio y relación de alto por ancho.

- *Cargar un archivo de datos*

Para el fuselaje el usuario debe cargar un archivo (puntos del fuselaje) con Extensión *.txt.

- *Guardar archivos*

El usuario ingresara datos geométricos del ala y la cola, se guardaran en un archivo con extensión *.txt el cual será cargado automáticamente en la ejecución del programa.

- *Procesamiento (ejecutar)*

El programa calcula las contribuciones a la estabilidad lateral y a la estabilidad direccional, gráfica y además muestra al usuario parámetros como presión

estática, presión dinámica, temperatura, número Reynolds, número mach y altura. El usuario puede exportar en un archivo de extensión *.txt, los datos más relevantes en el cálculo de la estabilidad lateral direccional, que no fueron mostrados en la interfaz.

4.7 CASO DE VERIFICACIÓN

Hay que mencionar que el caso de verificación se elaboró de acuerdo al modelo matemático planteado por Bandu Pamadi⁸, donde este modelo se limita para aeronaves que vuelen a velocidades inferiores a la transición sónica, es decir, con un MACH menor a 0.8. Adicionalmente el modelo matemático solo se desarrolla para aeronaves con una relación de aspecto alar entre 6 y 10, es por esto que la aeronave seleccionada para el análisis de estabilidad estática lateral y direccional, es el **Cessna 182**, se realizó una comparación entre los datos experimentales de la estabilidad lateral y direccional publicados, en el texto “*Airplane flight Dynamics and automatic flight controls*”, cálculos manuales y finalmente los arrojados por el programa, para validar el modelo propuesto por Pamadi y verificar que este fue bien programado en el código.

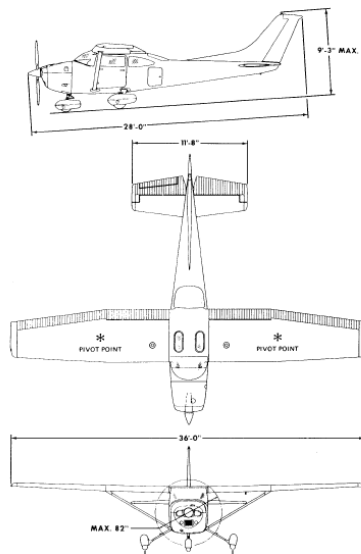


Figura 16 Dimensiones Generales Cessna 182 **Fuente:** POH (Pilot's Operating Handbook),.p 1-2

⁸ BANDU N, Pamadi, NASA Langley Research Center. Performance stability, Dynamics and control of airplanes. En: Static directional stability. Hampton Virginia.

SÍMBOLO	VALOR	UNIDAD
b_w	10.972	[m]
S_w	16.1651	[m ²]
c_{tw}	1.185	[m]
c_{rw}	1.768	[m]
X_{cg}	1.504	[m]
$\Lambda_{L.Ew}$	0	rad
X_{acw}	2.162	[m]
z_w	-0.698	[m]
$Cl_{\beta w 2D}$	5.2916	rad
M_∞	0.201	[m]
b_v	1.377	[m]
b_h	3.61	[m]
S_v	1.7831	[m ²]
S_h	3.868	[m ²]
c_{tv}	0.839	[m]
c_{rv}	1.515	[m]
$\Lambda_{L.Ev}$	48.525	deg
z_v	0.691	[m]
l_v	5.081	[m]
X_{ach}	5.661	[m]
c_v	1.168	[m]
x	0.292	[m]
Γ	2	deg
l_f	8.01	[m]
$S_{B,S}$	7.92	[m ²]
x_m	1.504	[m]
h_1	1.321	[m]
h_2	0.605	[m]
d	1.20	[m]
bf, \max	1.097	[m]
d_{fmax}	1.33	[m]
l'_f	2.5	[m]
r	0.3548	[m]
ρ	1.055	$\left[\frac{kg}{m^3} \right]$
α_v	1.56418	rad

Tabla 3 Parámetros Geométricos Cessna 182, obtenidos manualmente

4.7.1 Propiedades geométricas (Ala)

$$AR_W = \frac{b_w^2}{S_w} = AR_W = \frac{10.972^2}{16.1651} = 7.4472$$

$$\Lambda_w = \frac{c_{tw}}{c_{rw}} = \Lambda_w = \frac{1.185}{1.768} = 0.670248$$

$$\begin{aligned} \bar{C}_w &= \frac{2}{3} * C_{rw} \left(\frac{1 + \Lambda_w + \Lambda_w^2}{1 + \Lambda_w} \right) = \bar{C}_w = \frac{2}{3} * 1.768 \left(\frac{1 + 0.670248 + 0.670248^2}{1 + 0.670248} \right) \\ &= 1.49564 \end{aligned}$$

$$\overline{X_{cg}} = \frac{X_{cg}}{\bar{C}_w} = \overline{X_{cg}} = \frac{1.504}{1.49564} = 1.00558$$

$$\overline{X_{acw}} = \frac{X_{acw}}{\bar{C}_w} = \overline{X_{acw}} = \frac{2.162}{1.49564} = 1.44553$$

$$\tan \Lambda_{\frac{c}{2}w} = \tan \Lambda_{L.Ew} - \frac{c_{rw} - c_{tw}}{b_w} = \tan 0 - \frac{1.768 - 1.185}{10.972} = -0.0530853 \text{ rad}$$

$$\tan \Lambda_{\frac{c}{4}w} = \tan \Lambda_{L.Ew} - \frac{c_{rw} - c_{tw}}{2(b_w)} = \tan 0 - \frac{1.768 - 1.185}{2(10.972)} = -0.0265613 \text{ rad}$$

$$CL_{\beta w3D} = \frac{Cl_{\beta w2D} \cos \Lambda_{c/2w}}{\sqrt{1 - M_\infty^2 * \cos \Lambda_{c/2w} + \frac{Cl_{\alpha w2D} \cos \Lambda_{c/2w}^2}{\pi * AR_w} + \frac{Cl_{\alpha w2D} \cos \Lambda_{c/2w}}{\pi * AR_w}}}$$

$$CL_{\beta w3D}$$

$$= \frac{5.2916 \cos(-0.0530853)}{\sqrt{1 - (0.201^2) * \cos(-0.0530853) + \frac{5.2916 \cos(-0.0530853)^2}{\pi * 7.4472} + \frac{5.2916 \cos(-0.0530853)}{\pi * 7.4472}}}$$

$$Cl_{\beta w3D} = 4.019824601 \text{ rad}^{-1}$$

$$Cl_w = cl_{\beta w3D} * \alpha + Cl_{ow} = Cl_w = 4.019824601 * 0 + 0.307 = 0.307$$

4.7.2 Propiedades geométricas (Cola).

$$AR_v = \frac{b_v^2}{S_v}$$

$$AR_v = \frac{(1.377)^2}{1.7831} = 1.063389$$

$$\lambda_v = \frac{c_{t_v}}{c_{r_v}}$$

$$\lambda_v = \frac{0.839}{1.515} = 0.55379$$

$$\tan \Lambda_{\frac{c}{2}v} = \tan(48.525) - \frac{1.515 - 0.839}{1.377} = 0.5695 \text{ rad}$$

$$\tan \Lambda_{\frac{c}{4}v} = \tan(48.525) - \frac{1.515 - 0.839}{2 * 1.377} = 0.72492 \text{ rad}$$

4.7.3 Propiedades geométricas (Fuselaje)

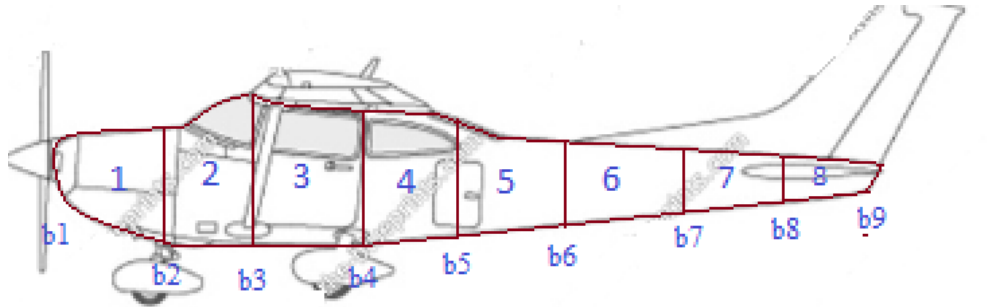


Figura 17 Vista lateral del fuselaje

SECCIÓN	Σ DE BASES [m]	ALTURA [m]	$AREA = \frac{(\Sigma b) * h}{2}$ [m ²]
1	$b_1 + b_2 = 1.5225$	1.15	0.875
2	$b_2 + b_3 = 2.434$	0.8	0.9736
3	$b_3 + b_4 = 2.674$	1.2	1.544
4	$b_4 + b_5 = 2.475$	0.9	1.168
5	$b_5 + b_6 = 1.9235$	1.11	1.1675
6	$b_6 + b_7 = 1.501$	0.95	0.665
7	$b_7 + b_8 = 1.0825$	1.1	0.9953
8	$b_8 + b_9 = 0.869$	0.8	0.7328
TOTAL		8.01	7.921

Tabla 4 Análisis por secciones Geometría del fuselaje

En la tabla 4 se muestra el análisis del fuselaje a partir de la vista lateral, para calcular el área proyectada del fuselaje de la aeronave. Estos datos se obtuvieron de acuerdo a datos aproximados, extraídos manualmente de la geometría de la aeronave, donde se decide dividir la longitud total del fuselaje en 8 partes para mayor facilidad de cálculos, debido a que la longitud del fuselaje es aproximadamente 8 metros, es decir, se dividieron las secciones a un metro de distancia aproximadamente. De esta forma se hallaron las bases de cada sección del fuselaje y la altura entre estas estaciones, como se observa en la figura 17, y en la tabla 4, se muestra con detalle el valor de cada base por cada sección del

fuselaje; De esta manera se calculó el área lateral proyectada del fuselaje. La altura total del fuselaje, es decir, la sumatoria de todas las alturas en las secciones del fuselaje, es la longitud total de la aeronave, debido a que esta altura total es la distancia que tiene la aeronave sobre todo su eje x.

4.7.4 Contribuciones a la estabilidad direccional

- *Contribución del ala*

Esta contribución dependerá principalmente del ángulo de diedro (Γ), y el ángulo de flechamiento (Λ). Esta contribución podría no tenerse en cuenta si el ala de la aeronave no tuviera diedro y el ángulo de flechamiento fuera pequeño; A continuación se mostrara la ecuación que se utilizó para el cálculo de la contribución del ala.

$$C_{\eta\beta} = (C_{\eta\beta w})_{\Gamma} + (C_{\eta\beta w})_{\Lambda}$$

Para una estimación de la contribución del diedro se utilizó la siguiente ecuación empírica, que al igual que las otras contribuciones fueron tomadas del texto de Bandu Pamadi, para velocidades subsónicas.

$$(C_{N\beta})_{\Gamma} = \frac{2\Gamma}{S_w * b_w} \int_0^{b_w/2} (C_{L_w} - C_{D\alpha,l}) c(y) y dy$$

$$(C_{N\beta})_{\Gamma} = \frac{0.03490}{16.1651 * 10.972} \int_0^{5.486} (0.307 - 1.58e - 3) dy$$

$$(C_{N\beta})_{\Gamma} = -0,0018253$$

$$\left(\frac{C_{N\beta}}{Cl^2}\right) = \frac{1}{4\pi * AR} - \frac{\tan \Lambda_c}{\pi * AR (AR + 4 \cos \frac{\Lambda_c}{4})} * \left(\cos \frac{\Lambda_c}{4} - \frac{AR}{2} - \frac{AR^2}{8 * \cos \frac{\Lambda_c}{4}} + 6 (\overline{X_{cg}} - \overline{X_{ac}}) \right) * \frac{\text{sen} \frac{\Lambda_c}{4}}{AR}$$

$$\left(\frac{C_{N\beta}}{Cl^2}\right) = \frac{1}{4\pi*7.4472} - \frac{\tan -0.0265613}{\pi*7.4472 (7.4472+4 \cos -0.0265613)} * \left(\cos(-0.0265613) - \frac{7.4472}{2} - \frac{7.4472^2}{8* \cos -0.0265613}\right) + 6 (1.00558 - 1.44553) * \frac{\text{sen}(-0.0265613)}{7.4472}$$

$$\left(\frac{C_{N\beta}}{Cl^2}\right) = 9.73505 \times 10^{-3} / rad$$

- *Contribución del Fuselaje*

En La contribución del Fuselaje esta la geometría de ala y su posición con respecto al fuselaje, además de eso esta contribución generalmente desestabiliza.

Para obtener la contribución del fuselaje, se usó una ecuación empírica en donde se encontraron parámetros no conocidos K_N y K_{RL} que se obtuvieron por medio de gráficas (Figura 18), teniendo en cuenta la geometría del fuselaje tales como,

$\frac{x_m}{l_f}$, $\frac{l_f^2}{S_{S,B}}$, $\sqrt{\frac{h_1}{h_2}}$, $\frac{h}{b_{f,max}}$, necesarios para el valor se K_N .

$$\frac{l_f^2}{S_{B,S}} = \frac{(8.01^2)}{7.421} = 8.1010$$

$$\frac{x_m}{l_f} = \frac{1.504}{8.01} = 0.187$$

$$\sqrt{\frac{h_1}{h_2}} = \sqrt{\frac{1.321}{0.605}} = 1.4776$$

$$\frac{h}{b_{f,max}} = \frac{1.362}{1.2} = 1.135$$

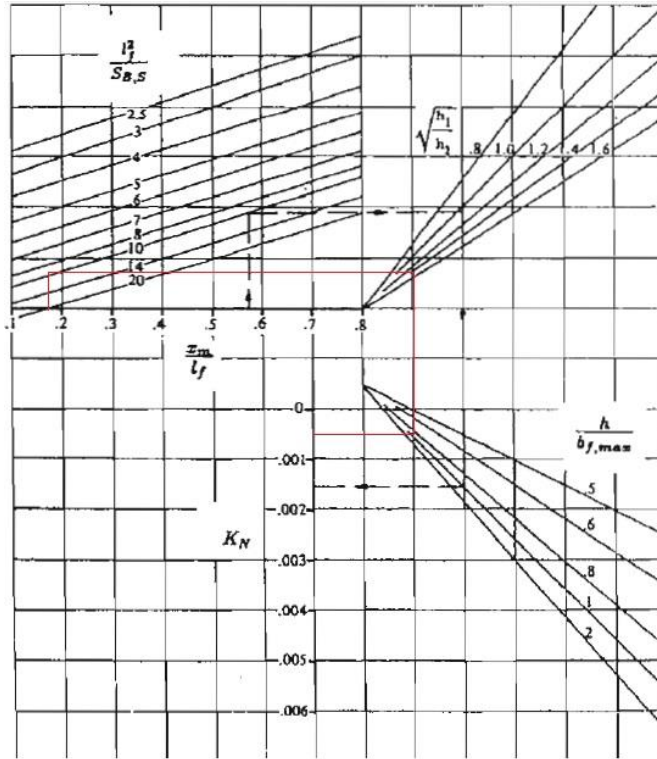


Figura 18 Factor empírico K_N Fuente: PAMADI, Bandu op. cit., p.271

El resultado del parámetro K_N es aproximadamente 0,000403.

Para el valor de K_{RL} fue necesario calcular el número Reynolds del fuselaje, y con la ayuda de la gráfica mostrada en la Figura 19 se obtuvo el valor de K_{RL} .

$$Re = \frac{67.086 * 8.01 * 1.055}{1.762 \times 10^{-5}} = 32174437.99$$

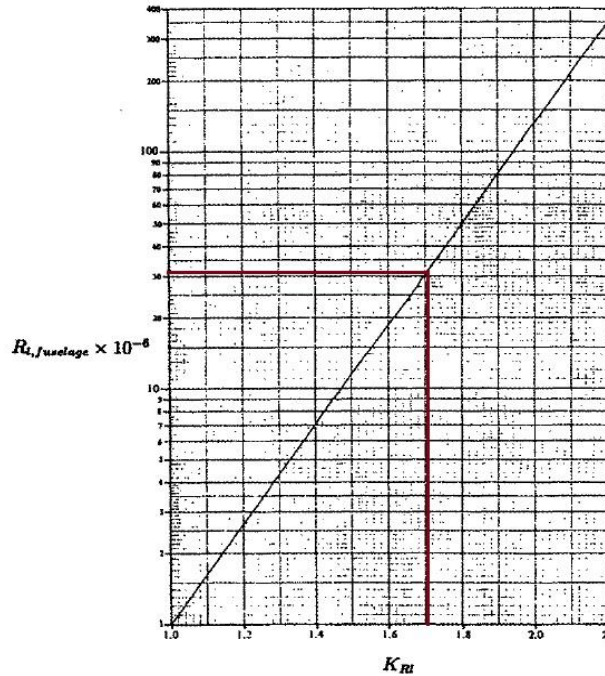


Figura 19 Variación del KRI con el número de Reynolds del fuselaje. Fuente: PAMADI, Bandu op. cit., p.272.

Luego de obtener esos valores arrojados por las gráficas, se desarrolló el cálculo de la contribución del fuselaje con la siguiente ecuación:

$$(C_{N\beta})f = -K_N * K_{RL} * \frac{S_{FS}}{S} * \frac{l_f}{S}$$

$$(C_{N\beta})f = -0.0005 * 1.702 * \frac{7.92}{16.1651} * \frac{8.01}{10.972}$$

$$(C_{N\beta})f = -3.043848 \times 10^{-4}$$

- *Contribución de la Cola*

El elemento que proporciona estabilidad direccional al avión es el estabilizador vertical de la cola, que tiene el mismo funcionamiento aerodinámico que los demás estabilizadores.

El estabilizador vertical es el componente con mayor contribución a la estabilidad direccional, depende de la distancia al centro de gravedad (X_{cg}), el área, la relación de aspecto del estabilizador vertical (AR_v), y la geometría de la cola. La contribución se ve afectada por el *sidewash* producido por el fuselaje.

Teniendo en cuenta que el análisis de estabilidad será para velocidades subsónicas, se utilizó la siguiente ecuación para calcular la contribución.

$$C_{Nv\beta} = K a_v \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \eta_v V_v$$

El parámetro K se calculó con la gráfica mostrada en la Figura 20, teniendo en cuenta datos geométricos de la cola como la envergadura del estabilizador vertical (b_v), y el valor de la profundidad del fuselaje por debajo de la línea media del fuselaje y el estabilizador (r_f).

$$\frac{b_v}{2r_f} = \frac{1.377 \text{ m}}{2(0.3548) \text{ m}} = 1.94052$$

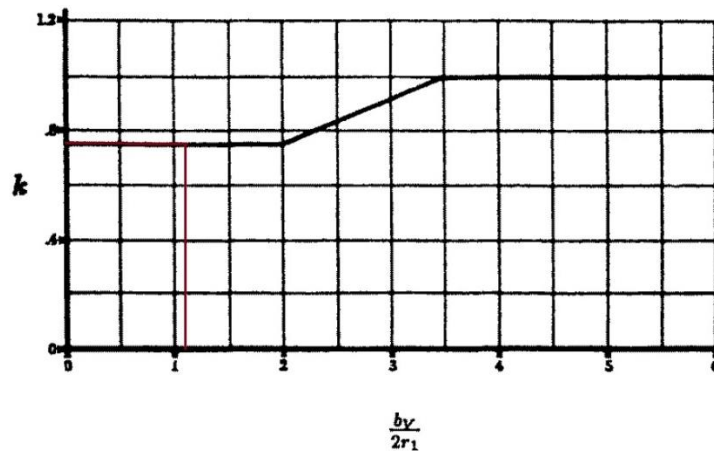


Figura 20 Parámetro empírico k **Fuente:** PAMADI, Bandu op. cit., p.273.

De acuerdo a la gráfica de la Figura 20, se obtuvo un valor aproximado para K de 0.78. Para el cálculo de la contribución fue necesario obtener el término combinado de la eficiencia del estabilizador y del “**sidewash**”, como se muestra a continuación.

$$\left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \eta_h = \frac{0,724 + 3,06 \frac{S_v}{S_w}}{1 + \cos \Lambda_{\frac{c}{4}v}} + 0.4 \frac{Z_w}{d_{fmax}} + 0,0009AR_w$$

$$\left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \eta_h = \frac{0,724 + 3,06 \frac{1.7831}{16.1651}}{1 + \cos(0.72492)} + 0.4 \frac{-0.698}{1.33} + 0,0009(7.4472)$$

$$\left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \eta_h = 0.715628$$

Contribución del estabilizador vertical a la estabilidad direccional

$$V_v = \frac{S_v * l_v}{S_w * b_w}$$

$$V_v = \frac{(1.7831) * (5.081)}{(16.1651) * (10.972)} = 0.05108$$

$$C_{Nv\beta} = K a_v \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \eta_v V_v$$

$$C_{Nv\beta} = 0.78 * 1.56418(0.715628) * 0.05108$$

$$C_{Nv\beta} = \mathbf{0.044598}$$

La estabilidad direccional total es la suma de las contribuciones de cada uno de las componentes.

$$C_{N\beta} = (C_{N\beta})_r + \left(\frac{C_{N\beta}}{Cl^2}\right) + (C_{N\beta})_f + C_{Nv\beta}$$

$$C_{N\beta} = -0.0018253 + 9.73505 \times 10^{-3} + (-3.043848 \times 10^{-4}) + 0.04132$$

$$C_{N\beta} = 0.052203$$

La aeronave es estable direccionalmente, debido a que cumple con la condición de estabilidad direccional donde $C_{N\beta} > 0$.

4.7.5 Contribuciones a la estabilidad lateral

- *Contribución del ala-fuselaje*

Esta contribución depende, del ángulo de diedro y el ángulo de flechamiento del borde de ataque. Para calcular esta contribución se utilizó la siguiente ecuación.

$$(C_{1\beta})_{wf} = C_l \left(\frac{C_{1\beta}}{C_l} \right) \Lambda_{c/2} * K_{M\Lambda} * K_f + \left(\frac{C_{1\beta}}{C_l} \right)_A + \Gamma \left(\frac{C_{1\beta}}{\Gamma} K_{M\Gamma} + \frac{\Delta C_{1\beta}}{\Gamma} \right) + (\Delta C_{1\beta}) Z_w$$

Los parámetros $\left(\frac{C_{1\beta}}{C_l} \right) \Lambda_{c/2}$, $K_{M\Lambda}$, K_f , $\left(\frac{C_{1\beta}}{C_l} \right)_A$, se calcularon con las gráficas de las Figuras 21, 22, 23 y 24.

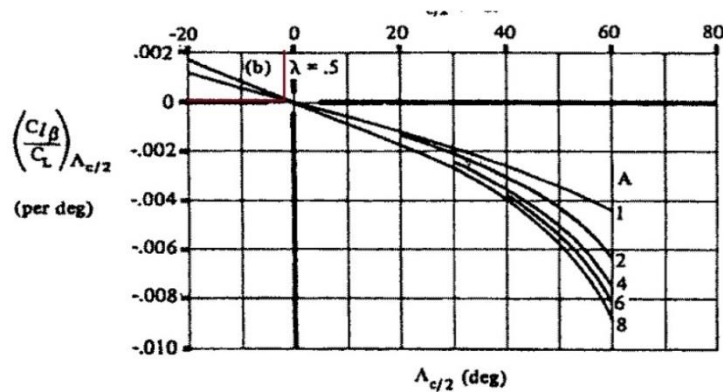


Figura 21 Contribución del flechamiento del ala para $C_{l\beta}$ Fuente: PAMADI, Bandu op. cit., p.301.

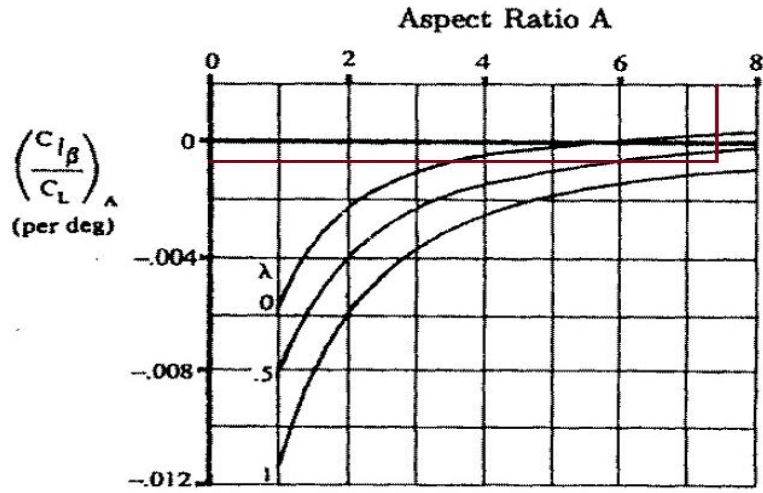


Figura 22 Parámetro respecto a la relación de aspecto. Fuente: PAMADI, Bandu op. cit., p.304.

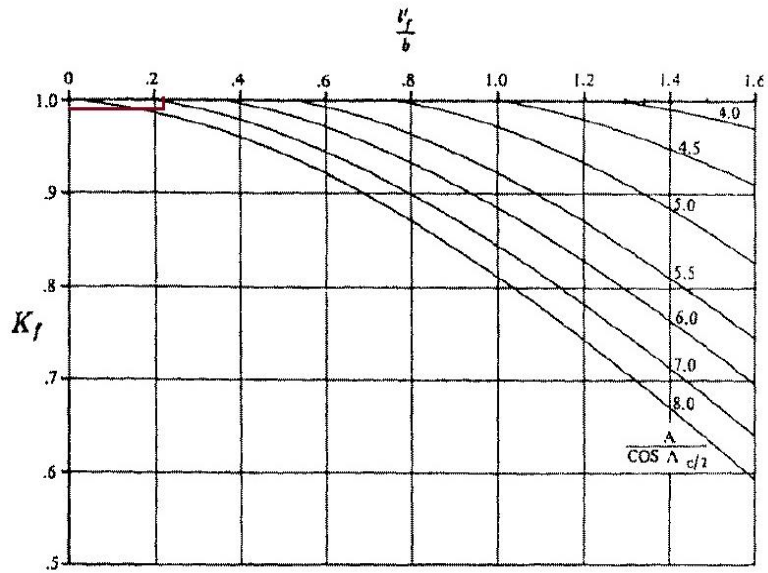


Figura 23 Parámetro K_f respecto a la relación de aspecto. Fuente: PAMADI, Bandu op. cit., p.303.

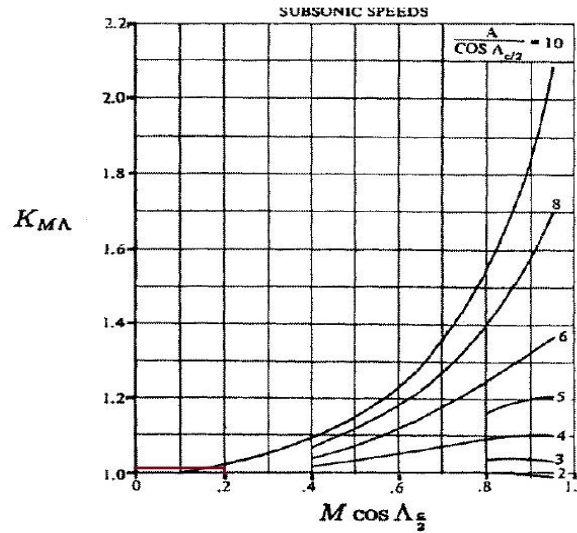


Figura 24 Parámetro K_{MA} respecto a la relación de aspecto. **Fuente:** PAMADI, Bandu op. cit., p.302.

Con las siguientes ecuaciones se calcularon los últimos parámetros de la ecuación.

$$\frac{\Delta C_{1\beta}}{\Gamma} = -0,0005 \sqrt{AR_w} \left(\frac{d}{b_w} \right)^2 =$$

$$\frac{\Delta C_{1\beta}}{\Gamma} = -0,0005 \sqrt{7.4472} \left(\frac{1.20}{10.972} \right)^2 = -1.6321399 \times 10^{-5}$$

El valor de Z_w es negativo si el ala se encuentra por encima de la línea media del fuselaje.

$$(\Delta C_{1\beta})_{Z_w} = \frac{1,2 \sqrt{AR_w}}{57,3} * \frac{Z_w}{b_w} * \frac{2d}{b_w} =$$

$$(\Delta C_{1\beta})_{Z_w} = \frac{1,2 \sqrt{7.4472}}{57,3} * \frac{-0.698}{10.972} * \frac{2(1.20)}{10.972} = -7.9527659 \times 10^{-4}$$

$$(C_{1\beta})_{wf} = (0.307 * (-0.000040) * 1.01 * 0.99 + (-0.00050)) \\ + 2(-0.00023 * 1.01 + (-1.6321399 \times 10^{-5}) + (-7.9527659 \times 10^{-4}))$$

$$(C_{1\beta})_{wf} = -0.00145829$$

- *Contribución de la cola*

La contribución del estabilizador horizontal no se tuvo en cuenta ya que generalmente esa contribución es pequeña. La contribución del estabilizador vertical fue calculada con la siguiente ecuación:

$$(C_{1\beta})_v = -k C_{l_{\beta v}} * \left(\frac{1 + d\sigma}{d\beta} \right) \eta_v * \frac{S_v}{S_w} * \frac{Z_v \cos\alpha - l_v \sin\alpha}{b_w}$$

$$(C_{1\beta})_v = -0.78 * 1.56418 * 0.715628 * \frac{1.7831}{16.1651} * \frac{0.691 \cos(0) - 5.081 \sin(0)}{10.972}$$

$$(C_{1\beta})_v = -0.0060653$$

Para la estabilidad lateral total se sumaron todas las contribuciones de cada una de las componentes (ala-fuselaje y cola).

$$(C_1)\beta = (C_{1\beta})_{wf} + (C_{1\beta})_v$$

$$(C_1)\beta = -0.00145829 + (-0.0060653)$$

$$(C_1)\beta = -0.0075235$$

De acuerdo con el valor que se obtuvo, se puede afirmar que la aeronave es estable lateralmente, debido a que cumple con la condición de estabilidad lateral donde $C_{l\beta} < 0$.

5. ANÁLISIS DE RESULTADOS

Se presentán los resultados en orden partiendo de cada propiedad geométrica de la aeronave necesarias para operar en cada ecuación del modelo matemático propuesto. Posteriormente se presentan los resultados relacionados con estabilidad estática lateral y direccional, con el fin de lograr los objetivos planteados al inicio, utilizando un ejemplo concreto como el análisis de estabilidad del Cessna 182. En las Figuras 25, 26, 27, 28, 29 y 30, se muestran los resultados arrojados por el programa.

DIRECCIONAL	LATERAL	CONDICIONES	
			CONTRIBUCION FLECHAMIENTO 0.00973027
			CONTRIBUCION DIEDRO -0.00180906
			CONTRIBUCION FUSELAJE -0.000358327
			CONTRIBUCION COLA 0.0454452
			CONTRIBUCION TOTAL 0.0530081

Figura 25 Análisis contribuciones a la estabilidad direccional dados por el aplicativo.

DIRECCIONAL	LATERAL	CONDICIONES
ESTABILIDAD LATERAL		CONTRIBUCION ALA - FUSELAJE
		-0.00152719
		CONTRIBUCION COLA
		-0.0061804
	CONTRIBUCION TOTAL	-0.00770759

Figura 26 Análisis contribuciones a la estabilidad lateral dados por el aplicativo.

Propiedades Geometricas del ala

ARw		7.44720317
taper		0.67024887
Cuerda_media	(m)	1.49568326
Flechamiento c/4	(rad)	-0.02650393
Flechamiento c/2	(rad)	-0.05297067
Cl_Bw_3D	(rad-1)	4.29649174
Clw		0.30700000

Figura 27 Resultados propiedades geométricas del ala arrojadas por el programa.

Propiedades Geometricas de la Cola

ARv		1.06338904
taper		0.55379538
Flechamiento c/2	(rad)	0.53235604
Flechamiento c/4	(rad)	0.70977567
Cl_Bv_3D	(rad-1)	1.45064217

Figura 28 Resultados propiedades geométricas de la cola arrojadas por el programa.

Propiedades Geometricas Fuselaje

lf	(m)	7.94156359
rm	(m)	0.43319546
Area Fuselaje	(m ²)	8.17195272
l'f	(m)	2.28250000
h1	(m)	1.25959221
h2	(m)	0.44193260
hmax	(m)	1.40150730
Ancho max fuselaje	(m)	1.40150730
diametro promedio	(m)	1.29958638
diametro maximo	(m)	1.74000000

Figura 29 Resultados de propiedades geométricas del fuselaje arrojado por el programa.

Factores Empiricos

Kn	0.00057206
Kr1	1.70907199
K	0.74624100
Av(B)/Av	1.45072222
Av(HB)/Av(B)	0.85794057
KH	1.17082428
(C1B/C1)c/2	-0.00004274
KMA	1.01151725
Kf	0.99137338
(C1B/C1)A	-0.00049187
C1B/r	-0.00022949
KMr	1.00977506

Figura 30 Resultados de Factores Empíricos necesarios para el análisis de la estabilidad estática lateral-direccional.

5.1 Análisis por contribuciones

El porcentaje de error representado en las tablas de estabilidad, es un indicador de cuánto están desfasadas las contribuciones entre el cálculo manual y el cálculo arrojado por el aplicativo. La diferencia de datos están en un rango considerable, ya que los cálculos manuales no son exactos debido a las fracciones decimales que no se toman, además por los datos

empíricos que se obtuvieron en las gráficas de cada estabilidad. En el aplicativo estos datos empíricos son más exactos debido a que se obtienen por medio de interpolación, donde las variables extraídas de las gráficas son exactas.

ESTABILIDAD DIRECCIONAL			
CONTRIBUCIONES	DATOS MANUALES	DATOS APLICATIVO	PORCENTAJE DE ERROR
Contribución Flechamiento	0.00973505	0.00973027	0.049%
Contribución Diedro		-0.00180906	
Contribución Fuselaje	-0.0018253	-0.000358327	0.896%
Contribución Cola	-0.0003043848	0.0454452	15.0539%
Contribución Total	0.044598	0.0530081	1.864%
	0.052203		1.518%

Tabla 5 comparación datos manuales estabilidad direccional vs datos arrojados por el aplicativo.

Los porcentajes de error mostrados en la Tabla 5 y en la Figura 31, corresponden a cada de las contribuciones a la estabilidad direccional. Se observó que el porcentaje de error del fuselaje es considerablemente alto comparado con los demás porcentajes. Esto se debe a que la contribución del fuselaje está en función de parámetros empíricos que se obtienen a través de gráficas, en donde se pierde mucha precisión al obtener esos parámetros de forma manual. El aplicativo desarrollado en MATLAB lo hace de una forma más exacta ya que se obtuvieron por medio de procesos matemáticos.

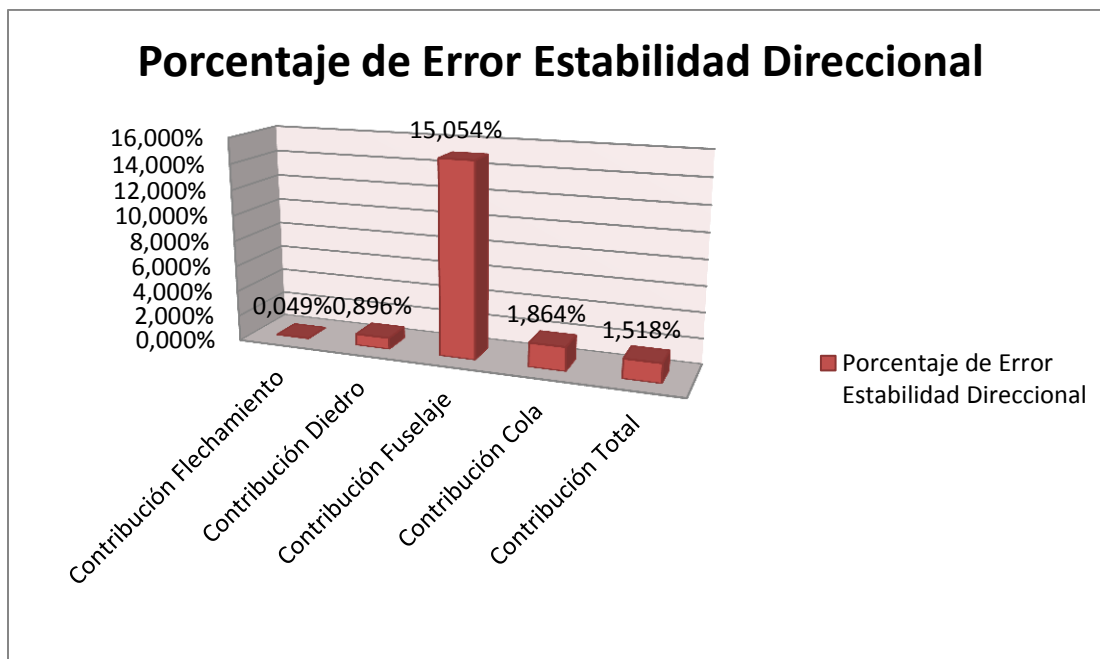


Figura 31 Representación gráfica del margen de error en estabilidad direccional

ESTABILIDAD LATERAL			
CONTRIBUCIONES	DATOS MANUALES	DATOS APLICATIVO	PORCENTAJE DE ERROR
Contribución Ala-fuselaje	-0.00145829	-0.00152719	4.511%
Contribución Cola	-0.0060623	-0.0061824	1.942%
Contribución Total	-0.0075235	-0.00770759	2.388%

Tabla 6 Comparación datos manuales estabilidad Lateral vs datos arrojados por el aplicativo

En la Tabla 6 y Figura 32 se muestran porcentajes de error relativamente bajos entre el cálculo manual y el cálculo del aplicativo; sin embargo, hay un porcentaje de error moderadamente alto comparado con los otros dos valores debido a que la obtención de los datos manuales no es exacta como la del aplicativo. Al obtener las variables de la función para la contribución de ala-fuselaje, se encontró una diferencia en algunos parámetros geométricos del

fuselaje lo que produjo un porcentaje de error no muy alto, al compararlo con la contribución.

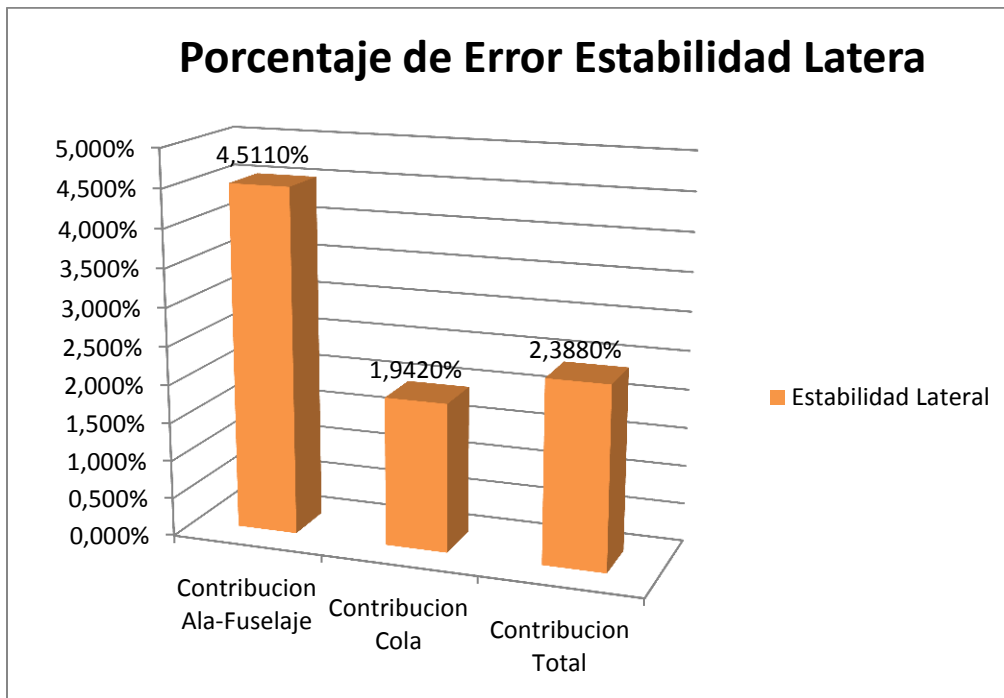


Figura 32 Representación gráfica del margen de error en estabilidad lateral

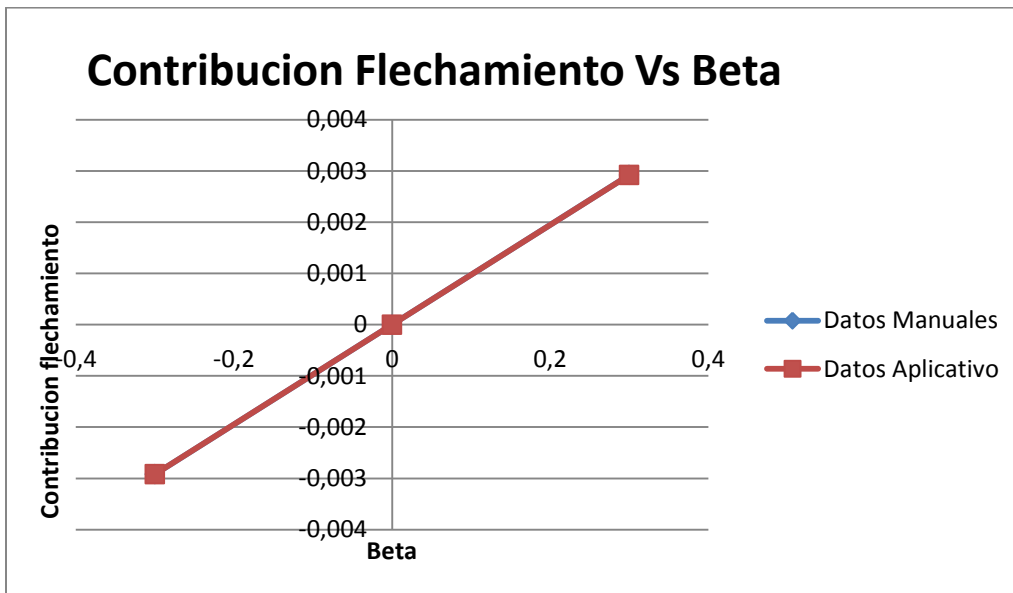


Figura 33 Contribución del Flechamiento a la Estabilidad Direccional

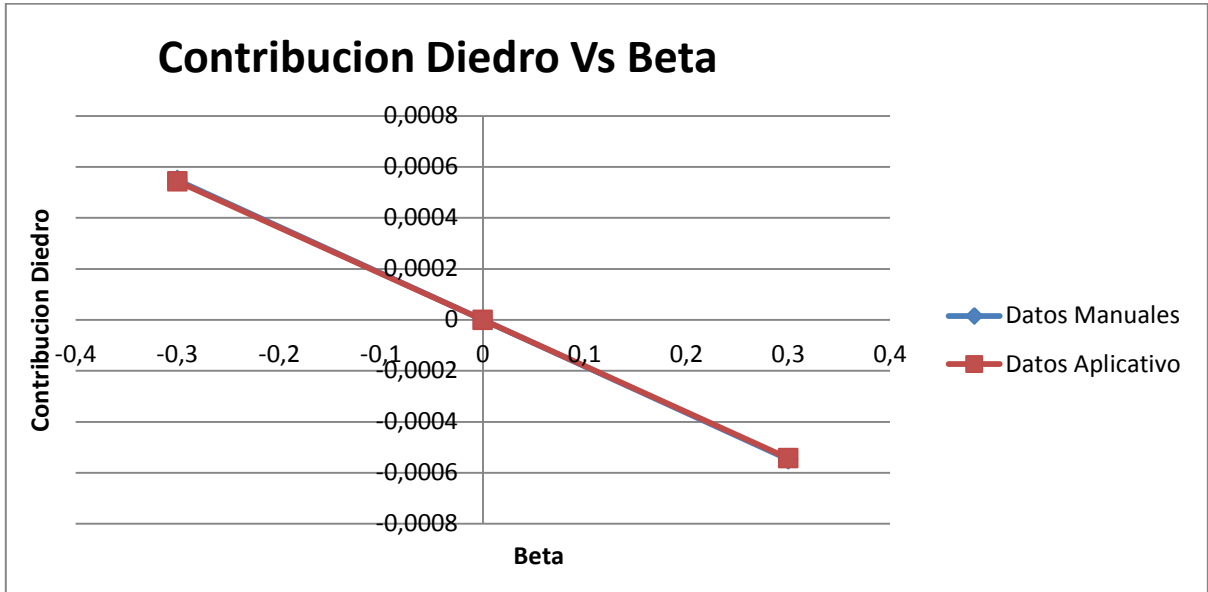


Figura 34 Contribución del Diedro a la Estabilidad Direccional

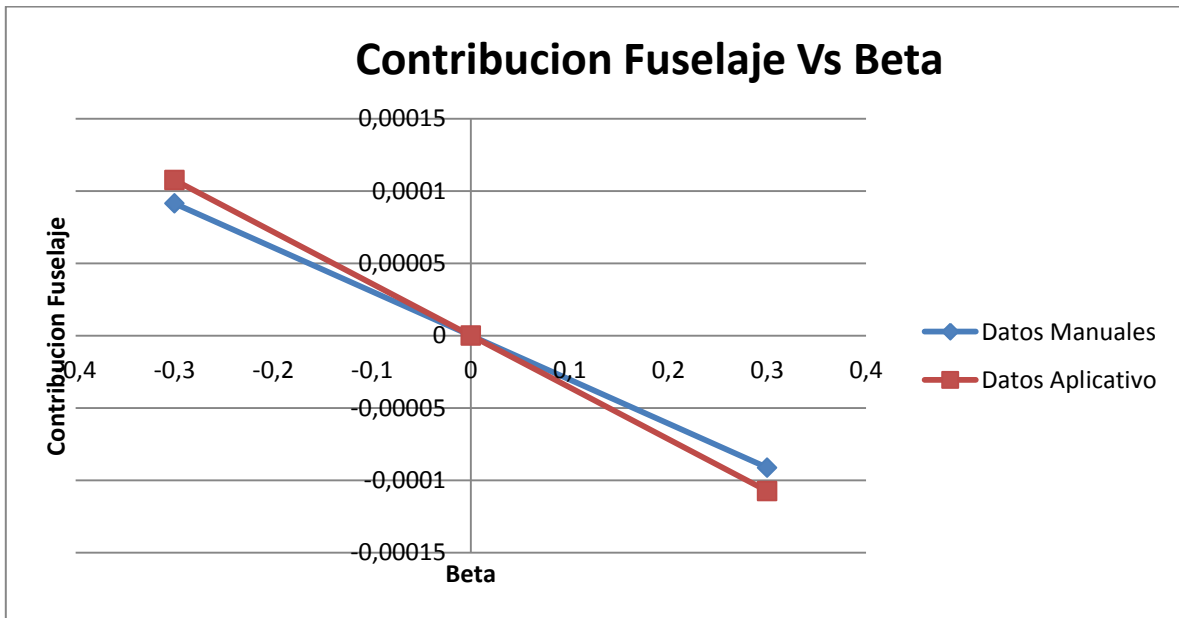


Figura 35 Contribución del Fuselaje a la Estabilidad Direccional

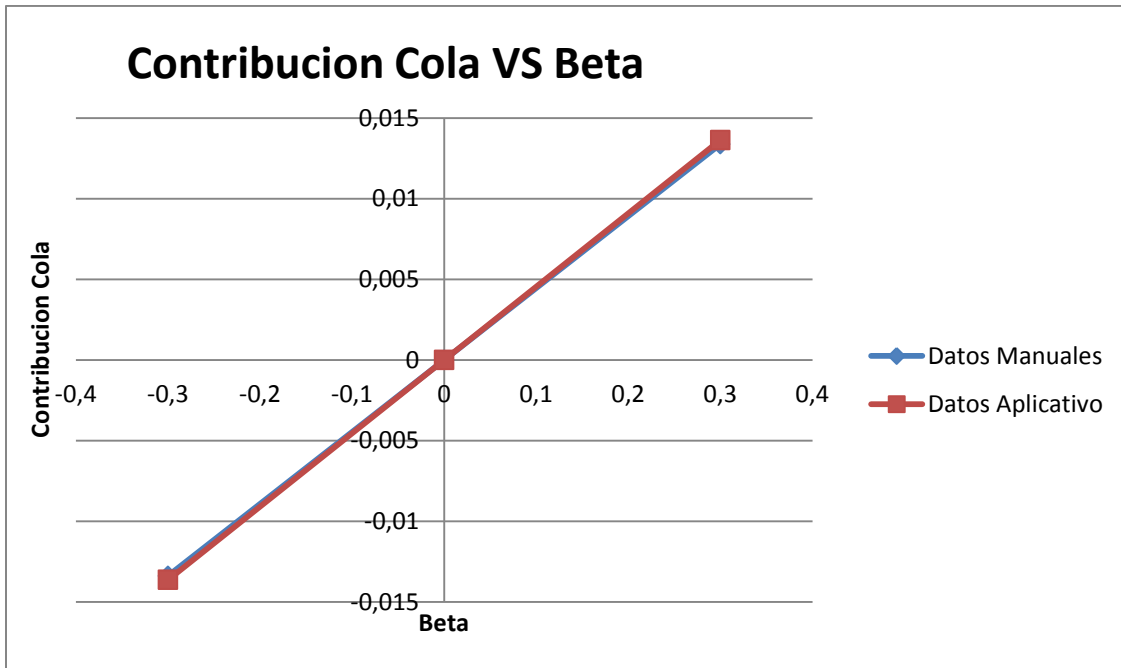


Figura 36 Contribución de la Cola a la Estabilidad Direccional.

5.2 VERIFICACIÓN DE RESULTADOS

Al analizar la estabilidad direccional del Cessna 182 por los métodos manuales y del aplicativo, se puede afirmar que la aeronave es estable ya que $C_{N\beta} > 0$, como se observa en la Figura 37 y 38, donde la pendiente de la contribución total es positiva. También se muestra que no todas las contribuciones aportan a la estabilidad direccional, como es el caso de la contribución del fuselaje y del diedro: el diedro positivo del Cessna 182 genera contribución negativa a la estabilidad direccional y el fuselaje desestabiliza a la aeronave direccionalmente debido a las propiedades geométricas del fuselaje. Estas dos contribuciones negativas no contribuyen significativamente, ya que su coeficiente de momento es demasiado pequeño comparado con el de la cola o el de flechamiento.

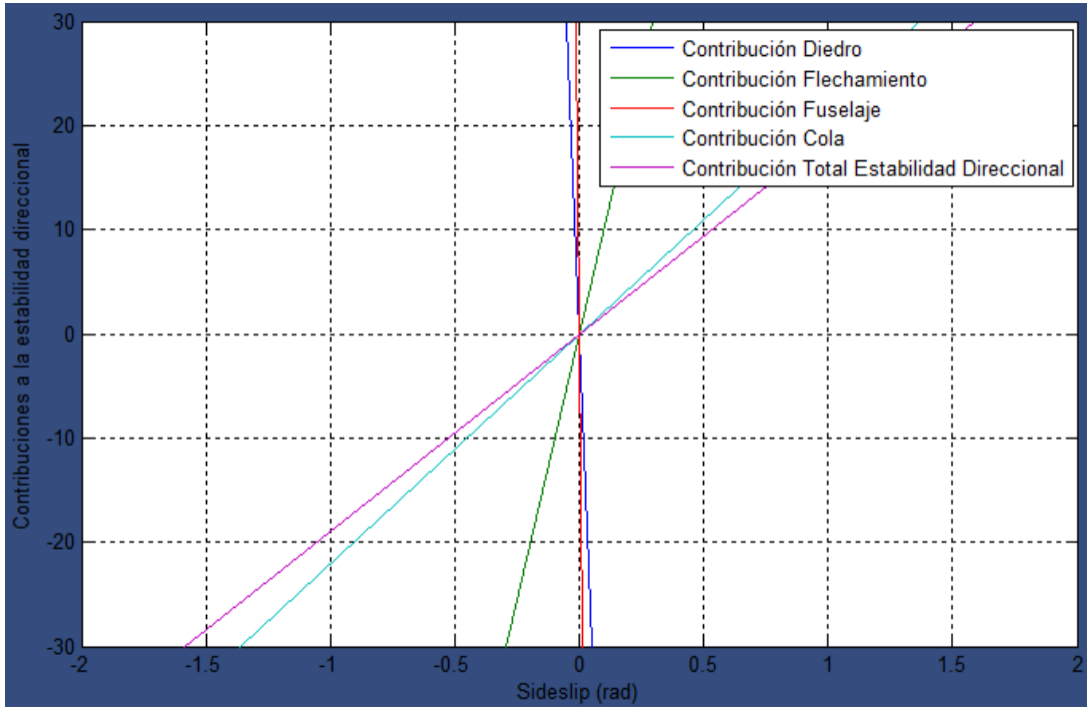


Figura 37 Contribuciones de la Estabilidad Direccional dadas por el aplicativo.

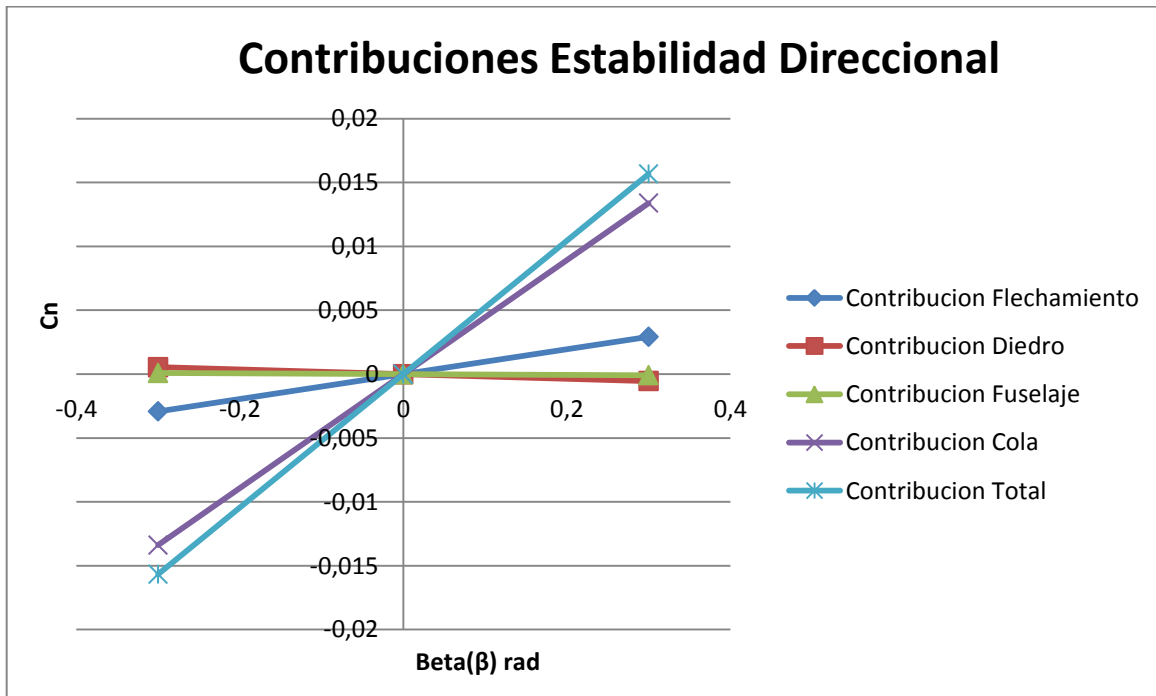


Figura 38 Contribuciones de la Estabilidad Direccional desarrollada por datos manuales.

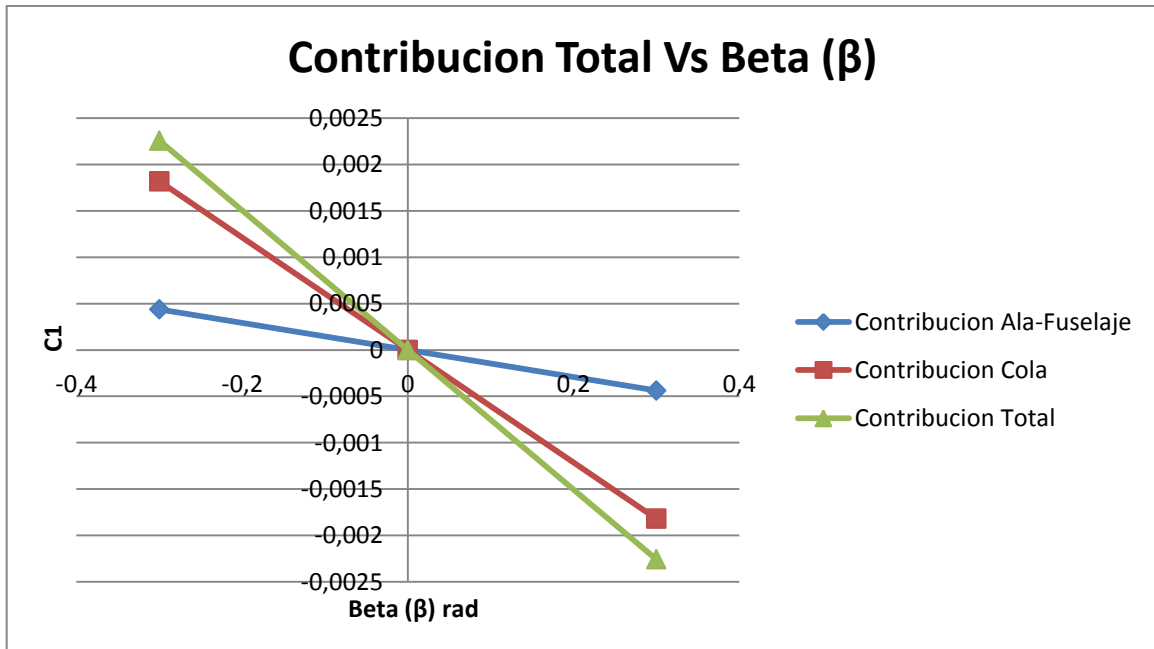


Figura 39 Contribuciones a la Estabilidad lateral dadas por datos manuales.

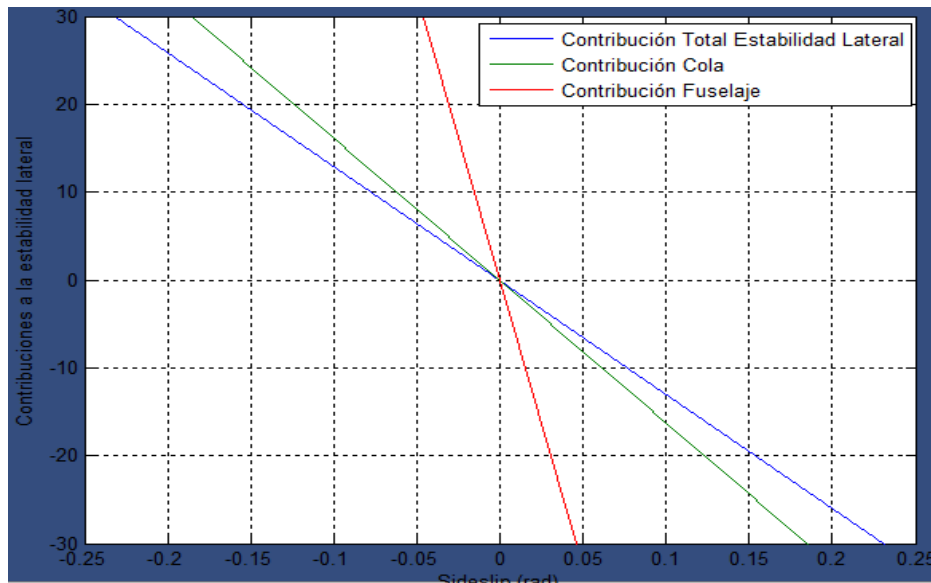


Figura 40 Contribuciones a la Estabilidad Lateral dadas por el Aplicativo

De las Figuras 39 y 40 se puede concluir que la aeronave es lateralmente estable debido a que el coeficiente de momento tiene pendiente negativa, es decir, $C_{l\beta} < 0$. De igual forma que la estabilidad direccional, en la estabilidad lateral no todas las contribuciones son favorables. La contribución ala-fuselaje que se

mostró en las Figuras 39 y 40, en donde la pendiente de momento con respecto a beta es positiva. La estabilidad lateral fue afectada por esa contribución, el factor determinante para la estabilidad lateral es la contribución en la cola, donde su valor fue significativo comparándolo con la contribución de ala fuselaje.

Los datos manuales tuvieron un porcentaje de error considerable en los parámetros geométricos del fuselaje con respecto a los datos del aplicativo. Esa diferencia se debió al método que se empleó para desarrollar los datos manuales, donde se hicieron por medio de las vistas del Cessna 182 y se obtuvieron todos los parámetros geométricos a mano, es decir, sin ninguna herramienta de diseño asistido por computador para obtener las medidas de la aeronave. Adicionalmente, el aplicativo se obtuvo los parámetros geométricos de la aeronave más precisos, debido a que se desarrolló un código para las coordenadas del fuselaje (Anexo E) de la aeronave estudiada. Con esas coordenadas el aplicativo solucionó todas las incógnitas de los parámetros geométricos.

Los parámetros empíricos se vieron afectados a causa del desfase mencionado en el párrafo anterior, debido a que la mayoría de esos parámetros estaban en función de los parámetros geométricos del fuselaje y adicional a eso se asumió el porcentaje de error debido a los decimales, ya que en los datos manuales se utilizaron tres decimales.

PORCENTAJE DE ERROR DATOS EXPERIMENTALES			
ESTABILIDAD	DATOS MANUALES	DATOS EXPERIMENTALES	PORCENTAJE DE ERROR
ESTABILIDAD LATERAL	-0.0770759	-0.0923	16.494%
ESTABILIDAD DIRECCIONAL	0.0530081	0,0587	9.696%

Tabla 7 Porcentaje de error datos manuales vs experimentales

Lateral-Directional Stability Derivatives (Stability Axes, Dimensionless)

C_{l_β}	-0.0895	-0.0923	-0.0969
C_{l_p}	-0.487	-0.484	-0.494
C_{l_r}	0.1869	0.0798	0.2039
C_{y_β}	-0.404	-0.393	-0.303
C_{y_p}	-0.145	-0.075	-0.213
C_{y_r}	0.267	0.214	0.201
C_{n_β}	0.0907	0.0587	0.0701
$C_{n_{r\beta}}$	0	0	0
C_{n_p}	-0.0649	-0.0278	-0.0960
C_{n_r}	-0.1199	-0.0937	-0.1151

Figura 41 Datos experimentales de los Coeficientes de estabilidad lateral- direccional

Al analizar los datos experimentales, estudiados en el libro de Roskam⁹, se obtuvo un porcentaje de error moderado, dado que la estabilidad lateral tiene un porcentaje de error del 16% y la estabilidad direccional del 10% aproximadamente. En los datos experimentales no se especifican los necesarios para determinar la estabilidad direccional y lateral. Por eso los datos calculados pueden dar un margen de error considerable, ya que todos los parámetros que se obtuvieron manualmente. El cálculo de las estabilidades está en función de una serie de variables, las cuales son los parámetros geométricos de la aeronave, ya sea ala, cola o fuselaje; además de eso, se consideró que esos parámetros geométricos estaban en función de parámetros empíricos obtenidos por medio de tablas, mientras el desarrollo experimental desarrollado por Roskam no especifica qué valor contienen dicha serie de variables.

⁹ *Airplane Flight Dynamics And Automatic Flight Controls By Jan Roskam*

6. CONCLUSIONES

- El aplicativo se desarrolló con base en las ecuaciones empíricas del texto de Bandu Pamadi, que presenta un modelo matemático confiable para el estudio de la estabilidad lateral y direccional, por lo tanto el aplicativo está basado en ecuaciones empíricas ya corroboradas.
- La herramienta fue diseñada en un software de alto nivel como lo es MATLAB, donde se pudo llevar a cabo uno de los objetivos principales, de desarrollar una interfaz gráfica, en donde se busca suplir las necesidades del usuario, reduciendo el tiempo de cálculos aerodinámicos y geométricos, para la estabilidad lateral y direccional, y el ingreso de diversos parámetros, con el fin de que el usuario interactúe de una manera fácil con el aplicativo.
- Se realizó el almacenamiento de los valores paramétricos más relevantes en un archivo de extensión *.txt, después de finalizar la aplicación de la interfaz gráfica para que los datos sean comparados después del último registro y así conocer los factores que intervienen significativamente en la estabilidad.
- Las gráficas generadas por el aplicativo son el resultado de la evaluación de un modelo matemático planteado y verificado. Este aplicativo tiene varias funcionalidades donde el usuario puede visualizar los datos ingresados en otro sistema de unidades, como lo es el sistema inglés, podrá visualizar el comportamiento de estabilidad de la aeronave teniendo en cuenta las contribuciones de la estabilidad a analizar.

- Para garantizar el desempeño del aplicativo, y cumplir con los objetivos propuestos al inicio del documento, fue necesario realizar una verificación de datos, que fueron comparados con datos experimentales de la aeronave Cessna 182, usando las mismas condiciones de vuelo que se estudiaron en el libro de Roskam. El porcentaje de error obtenido entre el aplicativo y los datos experimentales fue del 16% para la estabilidad direccional y el 9% para lateral. La principal causa del porcentaje de error entre los resultados obtenidos por el aplicativo y los datos experimentales fue la inexactitud de los datos de la aeronave obtenidos manualmente, como: distancias, centros aerodinámicos, alturas de los centros aerodinámicos, áreas, diámetros, etc.
- En el desarrollo del caso de verificación se obtuvieron resultados favorables para este tipo de aeronave, teniendo un porcentaje de error del 2.3% y el 1.5% para la estabilidad lateral y direccional respectivamente, donde el estabilizador vertical es el principal contribuyente a la estabilidad direccional y lateral debido a sus características de geometría y propiedades aerodinámicas, generando así las fuerzas de momento necesarias para que la aeronave sea estable. El fuselaje, es un factor que no contribuye a la estabilidad de la aeronave, sin embargo este factor no influye significativamente en las contribuciones totales. La aeronave es direccionalmente estable debido a que cumple con la condición de estabilidad, donde la pendiente de momento de rollo con respecto al ángulo de derrape es positiva como se mostró en la Figura 36, de igual forma es estable lateralmente, cumpliendo con la condición de estabilidad lateral, donde tiene un momento de guiño con respecto al ángulo de derrape negativo, como se mostró ver en la Figura 41.
- El desarrollo de la aplicación, a nivel de programación, se realizó de forma clara facilitando en un futuro ampliar la aplicación.

- Se logró desarrollar una guía de usuario del programa; de hecho, se explicó en este documento la función y manera de operación de cada objeto de las ventanas del programa.

RECOMENDACIONES

- Antes de hacer uso de este aplicativo es necesario, que el usuario, lea detalladamente, y siga el paso a paso de la Guía del Usuario. para que obtenga mejores resultados en el análisis de estabilidad lateral y direccional, se recomienda al usuario que utilice algún software confiable y de alto nivel, para obtener los datos geométricos requeridos por el aplicativo, para una mejor precisión en el análisis.
- El programa arrojará datos numéricos y gráficos, para una acertada interpretación se recomienda al usuario, tener conocimientos base sobre estabilidad estática lateral direccional.

REFERENCIAS

- Pamadi: Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes.
- SPENCER Fink, R.: USAF stability and control DATCOM. Long Beach: Air Force Wright Aeronautical laboratories, 1978.
- Roskam Airplane Flight Dynamic and Automatic Flight Controls 1998.
- Nelson Robert C: Flight Stability and Automatic Control. Second Edition
Bandu N
- Pilot's Operating Handbook and FAA approved airplane flight Manual:Cessna Aircraft Company 1979 Model 182.

ANEXO A- GUÍA DE USUARIO “ASC”

1. Introducción

Esta guía de usuario pretende explicar el funcionamiento del programa, así como las posibilidades que este proporciona. Para ello se explicarán todos los modos de funcionamiento.

2. Instalación e inicio

La herramienta no requiere de una instalación como tal pero es necesario contener todos los archivos y carpetas suministrados, en una única carpeta. De no ser así el programa no funcionará correctamente.

“*AIRCRAFT STABILITY CALCULATOR (ASC)*”, es un programa cuyo objetivo es la obtención de datos para predecir el comportamiento estático lateral y direccional de cualquier aeronave de ala fija bajo un régimen de vuelo subsónico, desarrollado en un software de alto nivel como **MATLAB**.

El programa está capacitado para, proporcionarle al usuario parámetros geométricos de la aeronave (ala, fuselaje, y cola), contribuciones a la estabilidad lateral direccional, y condiciones de vuelo a las que se encuentra la aeronave por medio de imágenes, objetos gráficos y datos numéricos.

3. Ejemplo

Presentación “*AIRCRAFT STABILITY CALCULATOR (ASC)*”

- Correr **MATLAB**
- Establecer la carpeta actual a la carpeta raíz ASC.
- En la ventana “Command” de **MATLAB** ingrese (ASC).

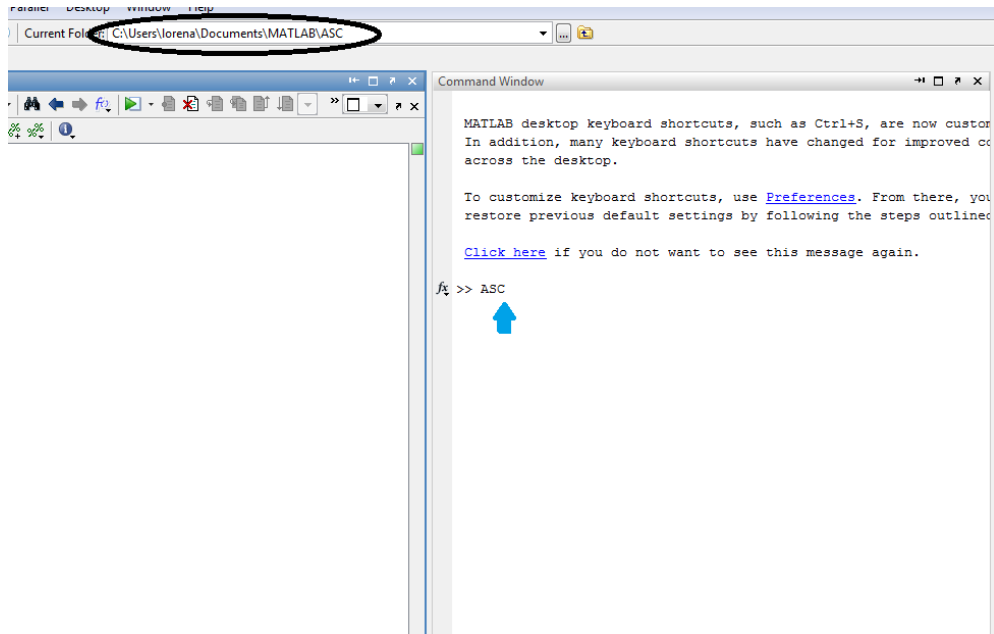


Figura 1

Aparecerá la ventana de inicio al programa “*AIRCRAFT STABILITY CALCULATOR (ASC)*”, de click en Inicio.



Figura 2

El programa le pedirá al usuario que ingrese las condiciones de vuelo a las que se encuentra la aeronave, y además de eso, datos básicos sobre la geometría del fuselaje, necesarios para el estudio a realizar, un claro ejemplo se puede visualizar en la figura 3.

The screenshot shows a software window titled "EELD" with a menu bar containing "Menu", "Procesos", and "Ejecutar". The main interface is divided into two sections:

- Parámetros Generales:** This section contains three input fields. The first is labeled "Velocidad de Vuelo (m/s)", the second is labeled "Altura (m)", and the third is labeled "Ángulo de Ataque (Deg)".
- Geometría del Fuselaje:** This section contains two radio buttons: "Circular u Ovalado" (which is selected) and "Cuadrado o Rectangular". Below these are two input fields: "Radio ó Altura (m)" and "Relación Ancho/ Alto (d/L)".

A "SALIR" button is located in the bottom right corner of the window.

Figura 3

Una vez finalizado el ingreso de los datos requeridos en las condiciones de vuelo y la geometría del fuselaje, el usuario deberá ingresar a (procesos, parámetros geométricos) datos generales de ala, fuselaje y cola.

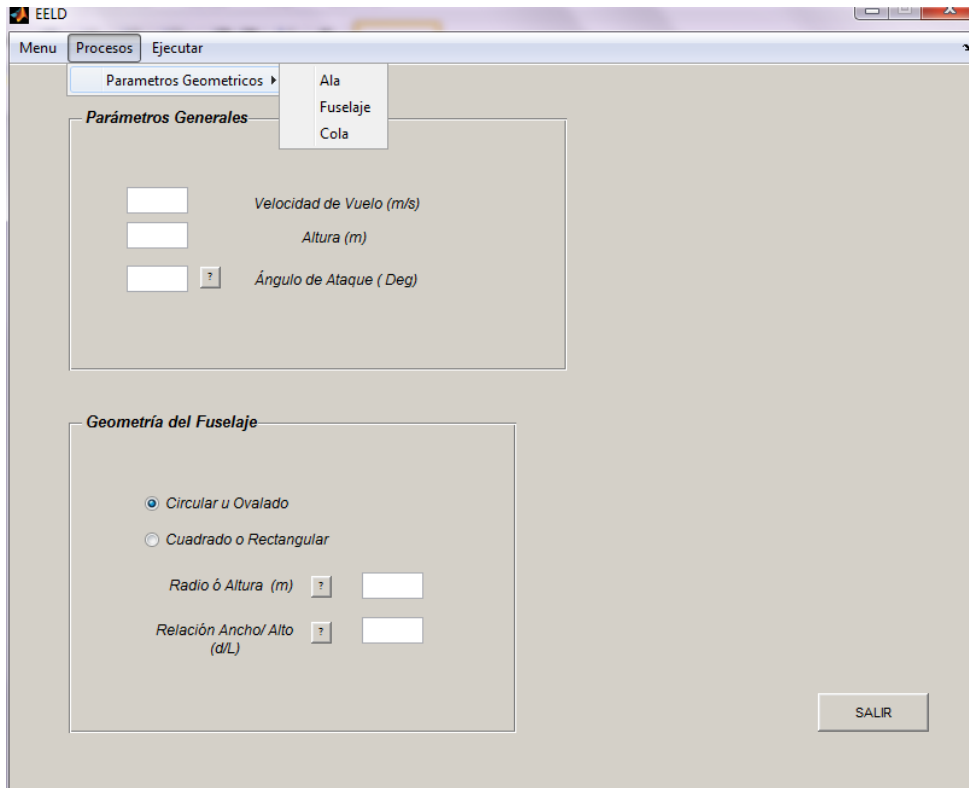


Figura 4

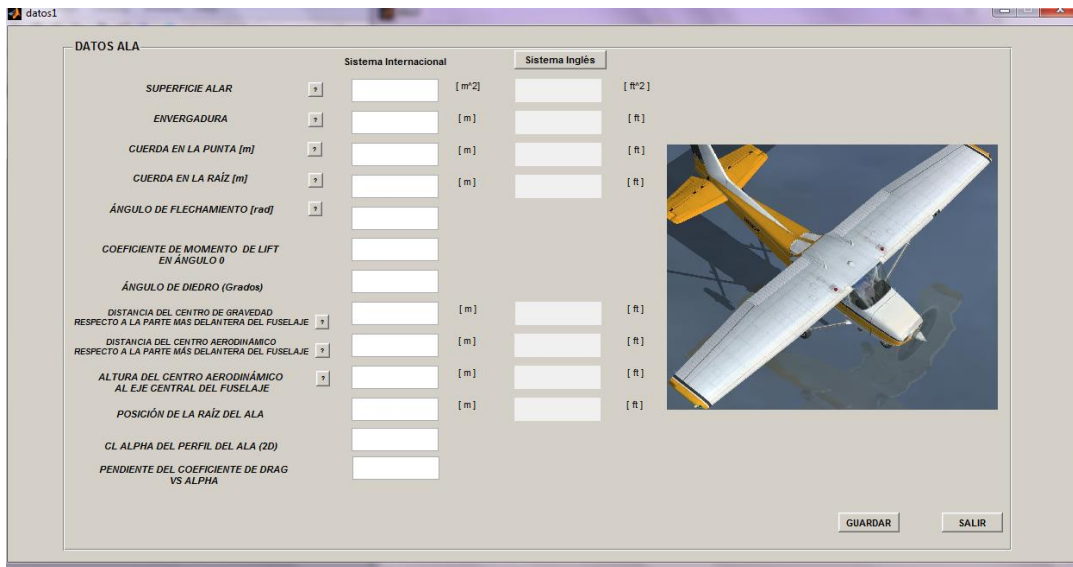


Figura 5

El usuario deberá ingresar los datos con puntos (.), con unidades de sistema internacional (SI), De tal forma que el programa pueda mostrarlos en el sistema inglés, si el usuario desconoce alguno de los parámetros geométricos requeridos puede hacer uso de la ayuda que le ofrece el programa haciendo click en el botón “?”, una vez finalizado en ingreso datos debe dar click en “GUARDAR”, para corroborar que los datos han sido guardados con éxito debe aparecer lo siguiente

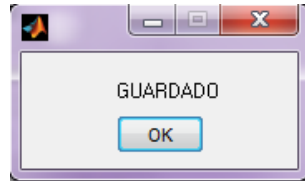


Figura 6

Para el ingreso de datos del fuselaje, el programa, le pedirá al usuario, cargar un archivo con extensión *.txt, que contendrá los puntos del fuselaje en dos columnas “X” y “Y” , en este tutorial se mostrará, un breve ejemplo de la exportación de puntos, usando “GetData Graph Digitizer”, Figura 7.

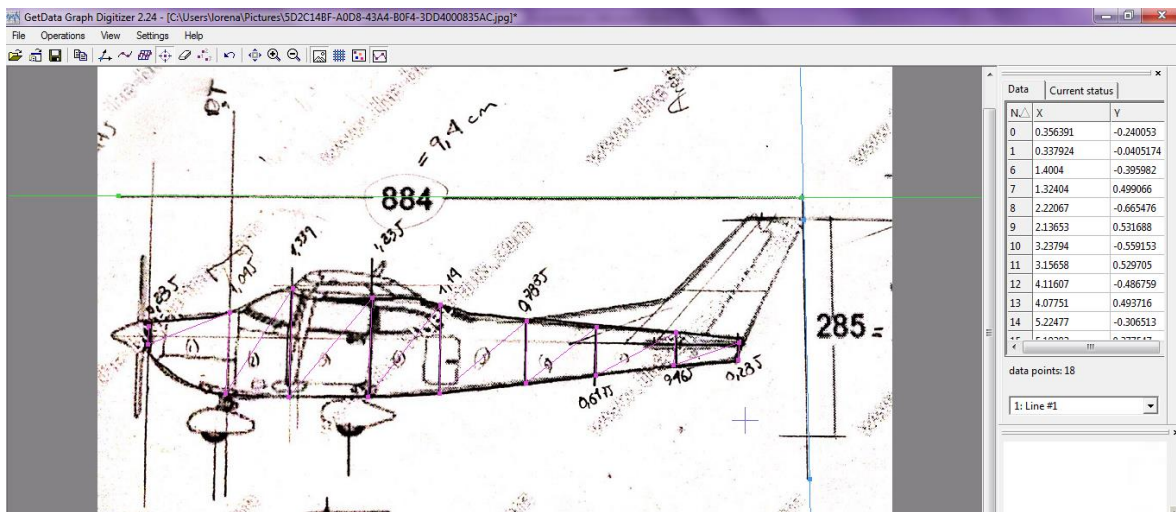


Figura 7

Los puntos en el bloc de notas (*.txt), tienen que estar en dos columnas, separando los decimales por puntos (.) debido a que el aplicativo no reconoce las comas (,) para la separación decimal. En la Figura 8 se muestra un ejemplo de cómo deben estar organizados los puntos en el archivo (*.txt).

```
Archivo Edición Formato Ver Ayuda
|-7.05493285647444e-002 4.36678701797124e-002
-7.76997114978433e-002 -3.69304876500997e-001
1.02441376096564e+000 1.76482764695519e-001
9.77693460302065e-001 -8.93292324857596e-001
1.86839338585601e+000 4.70806963074376e-001
1.81592933496748e+000 -9.30700332828818e-001
2.95913657726194e+000 3.59900236598289e-001
2.90889969482799e+000 -9.12976203781405e-001
3.90218333431206e+000 2.68736775405902e-001
3.86827343866914e+000 -8.75454821830392e-001
5.04756750817865e+000 5.64953239161279e-002
5.02633405253656e+000 -7.62707118217689e-001
6.01223287030284e+000 -7.50697576619785e-003
5.98723164847821e+000 -6.37175150928492e-001
7.09662946889462e+000 -7.78204258769197e-002
7.08912742778448e+000 -5.11103307640287e-001
7.94156359455123e+000 -1.35511575130849e-001
7.92888715455040e+000 -4.60500730253325e-001
```

Figura 8

Al exportar los puntos en un archivo con extensión *.txt , deberán ser cargados en el programa de la siguiente manera.

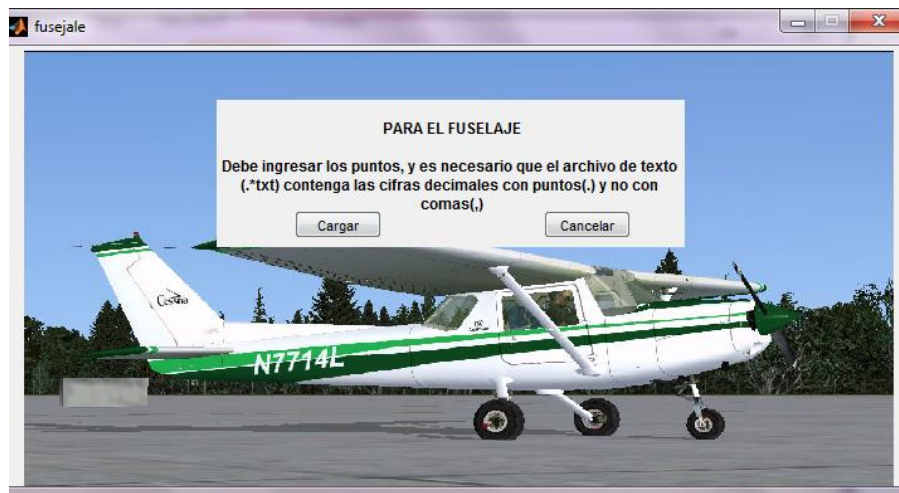


Figura 9

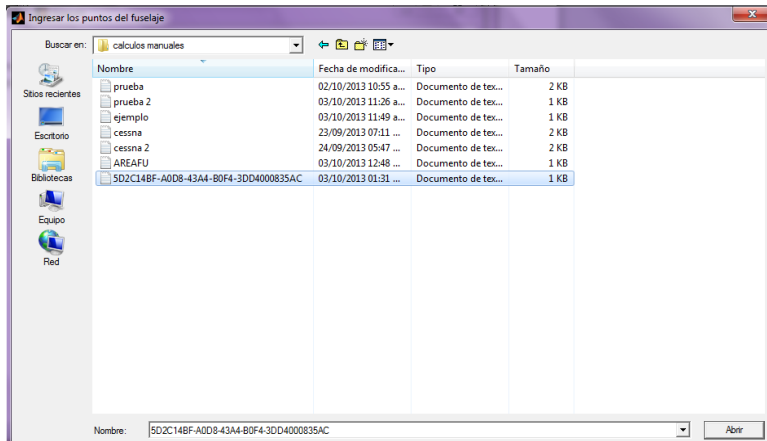


Figura 10

El ingreso de datos para la cola, será de la misma forma que los del ala.

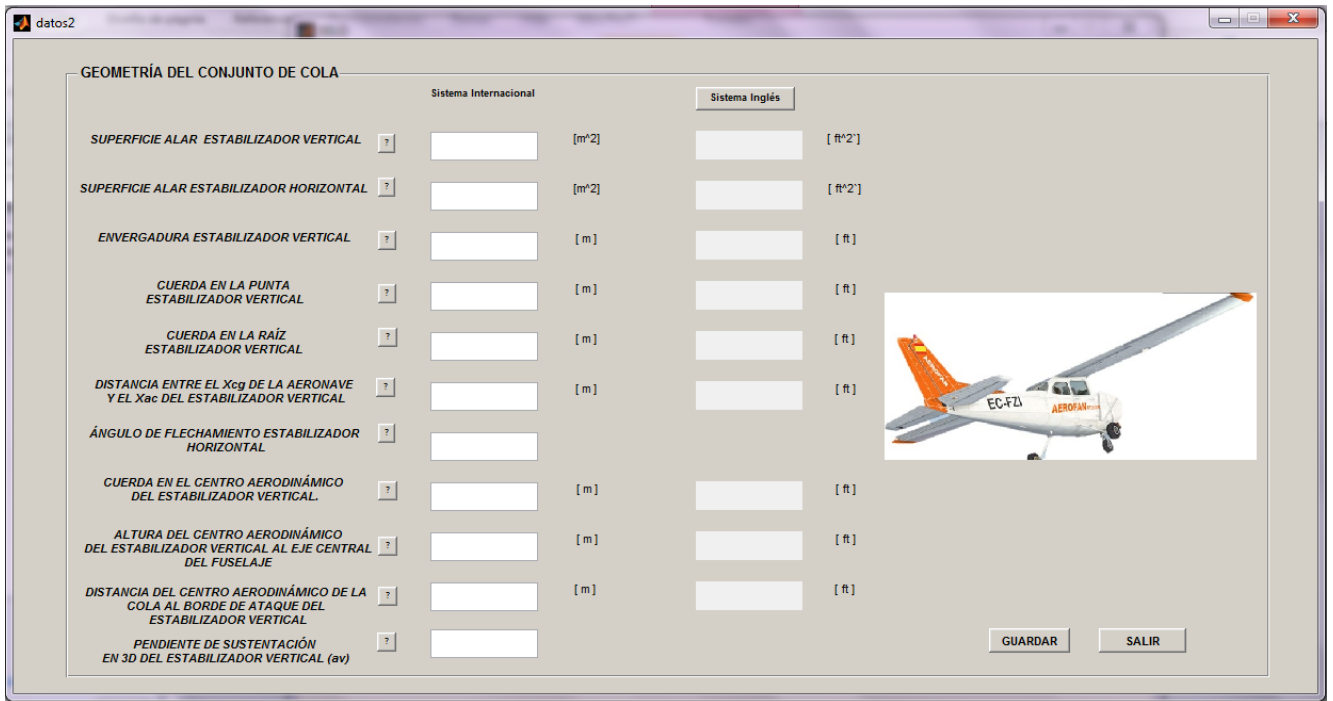


Figura 11

Al terminar de ingresar los datos geométricos, podrá dar click en “***ejecutar***”, le aparecerá una ventana en donde, al hacer click en el botón de cada estabilidad, el programa le proporcionara, datos numéricos para cada contribución, a la estabilidad seleccionada, además de eso, las condiciones de vuelo a las que se encuentra la aeronave como lo son, presión estática, presión dinámica, temperatura, numero Mach, Reynolds, y altura.

The screenshot shows a software window titled "tabresultados". It has three tabs: "DIRECCIONAL", "LATERAL", and "CONDICIONES". The "DIRECCIONAL" tab is active. The main area is a light gray panel with the following elements:

- On the left, the text "ESTABILIDAD DIRECCIONAL" is displayed.
- Four rows of contribution labels are listed in the center: "CONTRIBUCIÓN FLECHAMIENTO", "CONTRIBUCIÓN DIEDRO", "CONTRIBUCIÓN DEL FUSELAJE", and "CONTRIBUCIÓN DE LA COLA".
- Each label is followed by a white rectangular input field and the unit "/rad".
- At the bottom left, the label "CONTRIBUCIÓN TOTAL" is followed by a larger white rectangular input field and the unit "/rad".
- In the bottom right corner, there is a button labeled "Graficar y Calcular".

Figura 12

El aplicativo le proporcionara al usuario gráficos, en donde podrá observar el comportamiento de cada estabilidad, con sus respectivas contribuciones.

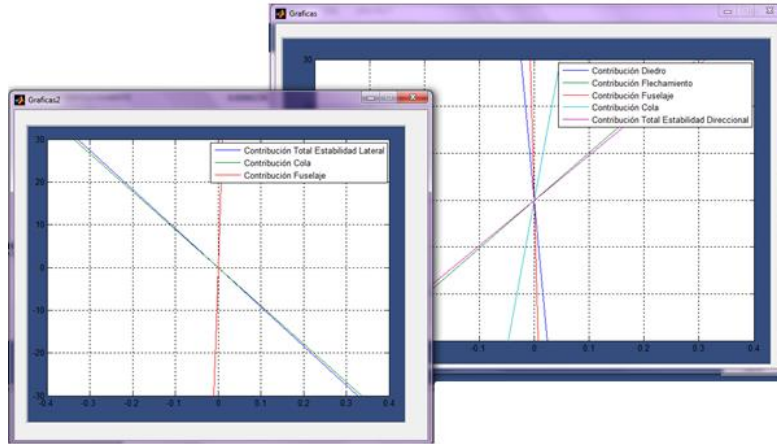


Figura 13

Finalmente el usuario podrá exportar los datos y/o valores más relevantes, en el análisis a la estabilidad lateral- direccional como la relación de aspecto, flechamiento, taper, factores empíricos, datos geométricos del fuselaje, etc.

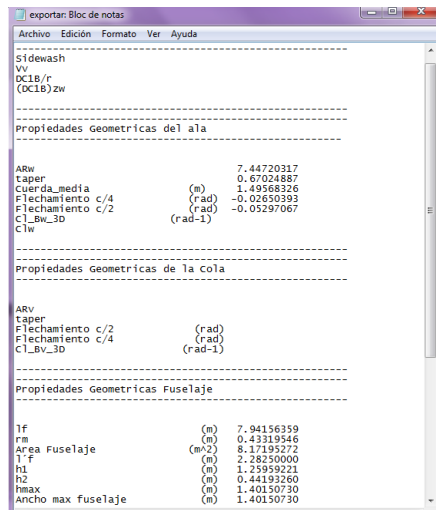


Figura 14

ANEXO B – CÓDIGO CALCULO PROPIEDADES GEOMÉTRICAS

Código utilizado para el cálculo de propiedades geométricas del ala, fuselaje y cola.

```
%% Cálculos geometría del fuselaje
```

```
y1ar=y1;  
y1(1)=0;  
N=length(y1);  
y1(y1==0)=[];  
y1(N)=0;  
y2ab=y2;  
y2(1)=0;  
G=length(y2);  
y2(y2==0)=[];  
y2(G)=0;  
dX=(x2-x1);  
dY=(y1-y2);
```

```
%área triangulo superior
```

```
arfuar=abs(((y1-y1ar).*dX)/2);  
areaart=sum(arfuar);
```

```
%área triangulo inferior
```

```
arfuab=abs(((y2-y2ab).*dX)/2);  
areaabt=sum(arfuab);
```

```
% area cuadrado
```

```
areacua=abs(dX.*dY);  
areacuat=sum(areacua);
```

```
%área total
```

```
Areafu=areaart+areaabt+areacuat  
numdata=length(xi);  
lf=xi(numdata)  
lf1=(lf/4);  
lf2=(3*lf)/4;  
i=interp1 (xi,y1,lf1,'spline');  
j=interp1 (xi,y2,lf1,'spline');  
Hrala1=interp1 (xi,y1,raizala,'spline');
```

```

Hrala2=interp1 (xi,y2,raizala,'spline');
Hr=(Hrala1-Hrala2)/2;
h1=i-j;
i2=interp1 (xi,y1,lf2,'spline');
j2=interp1 (xi,y2,lf2,'spline');
h2=i2-j2;
hdatmax=max(max(y1));
hdatmin=min(min(y2));
hmaxfu=(hdatmax-hdatmin);
di=interp1 (xi,y1,raizala,'spline');
lo=interp1 (xi,y2,raizala,'spline');
diaprom=di-lo
Anchomaxfu=hmaxfu*Arfu;
alfarad=(alfa*pi)/180;
if fus==1
    rm1=r/2;
    Aci=pi*rm1*(Arfu*rm1);
    pci=((2*pi)*((rm1^2+(Arfu*rm1)^2)/2)^(0.5));
    difmax=(4*Aci)/pci

elseif fus==2
    Acua=r*(Arfu*r);
    pcua=(2*r)+(2*(Arfu*r));
    difmax=(4*Acua)/pcua

end

%% Datos de cálculo de Ala y cola

beta=-30:30:30
ARw=(bw^2/Sw)
t=ctw/crw
Adr=((Ad*pi)/180);
Cmedia=((2/3)*crw)*(((1+t+t^2)/(1+t)))
xbcg=xcg/Cmedia;
xbac=(xacw/Cmedia);
lfp=(((bw/2)-Hr)*(tan(Af)))+(ctw/2)+(raizala);
Afwcm=atan((tan(Af)-((2*(1-t))/(ARw*(1+t)))));
Afwcm1=atan((tan(Af)-((2*(1-t))/(ARw*(1+t)))));
Afwcc=atan((tan(Af)-((1*(1-t))/(ARw*(1+t)))));
if H<=11000
    HI=H*3.28;
    T=(288.15+((-6.5E-3)*(H)))
    TI=(1.8*(T-273)+32);
    densidad=((1.225*((288.15+(-6.5E-3*H))/(288.15))^(-9.8/(287*-
6.5E-3)))));

```

```

    densidadI=densidad/515.379;
    P=((101325*((288.15+(-6.5E-3*H))/(288.15))^(-(9.8/(287*-6.5E-
3))))))
elseif H>=11000
    HI=H*3.28;
    T=216.65
    TI=(1.8*(T-273)+32);
    densidad=((0.3629*((exp(1)^(-(9.81*(H-
11000)))/(287*216.65)))));
    densidadI=densidad/515.379;
    P=((22552*((exp(1)^(-(9.81*(H-11000)))/(287*216.65))))))
end
Pd=((1/2)*(densidad*v^2))
PdI= Pd*0.0001450326;
Miu=((1.716E-5)*((T/273.15)^1.5)*((273.15+110.4)/(T+110.4)))
MiuI=Miu*0.02089;
Ps=P-Pd
PsI=Ps*0.0001450326;
Vso=(1.4*287*T)^(1/2);
VsoI=Vso*3.280839;
Mach=v/Vso
l2f= lf^2;
h1h2=(h1/h2)^(1/2);
hbf=(hmaxfu/Anchomaxfu);
Refu=((v*lf*densidad)/Miu)
xK=(bv/(2*rm));
tv=ctv/crv;
tv1=ctv/crv;
ARv=bv^2/Sv
Afvcm=atan((tan(Afv)-((2*(1-tv))/(ARv*(1+tv))))))
afvcc=atan((tan(Afv)-((1*(1-tv))/(ARv*(1+tv))))))
xcv=(x/cv);
zbv=(zv/bv);
ssv=(Sw/Sv);
Refu1=Refu*10^-12;

```


ANEXO C – CÓDIGO PARA INTERPOLACIONES

Código utilizado para la interpolación de cada una de las gráficas, para obtener los factores empíricos necesarios en las contribuciones.

```
%% Interpolaciones Factores empíricos
```

```
% grafica 283 (Kn)
```

```
xmlf=xcg/lf  
l2fSbc=l2f/Areafu  
h1h2=(h1/h2)^0.5  
hbfmax=(hmaxfu./Anchomaxfu)  
x283=[0.102469548425431;0.300328035254506;0.8;0.100719201822143;0.  
399140300059418;0.8;0.102222593582888;0.400622029114676;0.8;0.1020  
83952267776;0.400487720340662;0.8;0.101979971281442;0.400383739354  
328;0.8;0.101884655377302;0.400284090909091;0.8;0.101798004555358;  
0.401822142998614;0.8;0.100116978609626;0.401757154882155;0.8;0.10  
3271068528421;0.503827490592196;0.802218261041791;0.17940681323034  
3;0.500500099029511;0.8];  
y283=[2.5;  
2.5;2.5;3;3;3;4;4;4;5;5;5;6;6;6;7;7;7;8;8;8;10;10;10;14;14;14;20;2  
0;20];  
z283=[3.1283422459893;3.77005347593583;5.3903743315508;2.647058823  
52941;3.65775401069519;5.00534759358289;2.21390374331551;3.1443850  
2673797;4.37967914438503;1.70053475935829;2.64705882352941;3.88235  
294117647;1.31550802139037;2.2620320855615;3.49732620320856;0.9625  
66844919786;1.89304812834225;3.11229946524064;0.641711229946524;1.  
58823529411765;2.80748663101604;0.417112299465241;1.3475935828877;  
2.59893048128342;0.0962566844919786;1.29946524064171;2.19786096256  
685;0.0160427807486631;0.978609625668449;1.89304812834225];  
F283 = TriScatteredInterp(x283,y283,z283);  
tx283= 0.1: 0.01: 0.8;  
ty2383= 0: 0.5: 6;  
qz283= F283(xmlf,l2fSbc);  
z1283=[0.0320853321132138;3.01777990663226;6.00360316563838;0.0319  
566476261287;3.01606411347112;5.9677859833997;0.031999542455157;2.  
99839144391144;5.00265233026159;0.0319566476261287;2.8525490252150  
1;4.278802090408;0.0158281919114651;2.49870958056006;3.76406414206  
767];  
y1283=[0.8;0.8;0.8;1;1;1;1.2;1.2;1.2;1.4;1.4;1.4;1.6;1.6;1.6];
```

```

x1283=[0.0322569114293272;2.36818061582676;4.65610500654146;0.0802
562251120627;3.0081714649299;6.01591398156952;0.0642564538844842;3
.60007721069225;6.01076660208612;0.0802562251120627;3.999299384459
2;6.00690606747357;0.0961702066815845;3.98141224075438;6.004160798
41575];
F1283 = TriScatteredInterp(z1283,y1283,x1283);
ty1283= 0: 0.01: 1.6;
tz1283= 0: 0.5: 6;
qx1283= F1283(qz283,h1h2);
x2283=[0.0278161117819562;2.98395721925134;5.9878385371744;0.04347
07607383129;2.97981714680007;5.99573055028463;0.0434707607383129;2
.99068483698465;5.98589787821287;0.0272986027255477;2.971278247369
33;5.9631274797309;0.0272986027255477;3;5.97270139727445];
y2283=[0.5;0.5;0.5;0.6;0.6;0.6;0.8;0.8;0.8;1;1;1;2;2;2];
z2283=[-0.000483870967741935;0.000983870967741936;0.0025;-
0.000435483870967742;0.0015;0.00351612903225806;-
0.000435483870967742;0.00214516129032258;0.00474193548387097;-
0.000419354838709677;0.00256451612903226;0.00558064516129032;-
0.000419354838709677;0.00298387096774194;0.00638709677419355];
F2283 = TriScatteredInterp(x2283,y2283,z2283);
tx2283= 0: 0.01: 6;
ty2283= -0.001: 0.0001: 0.007;
Kn= F2283(qz283,hbfbmax)

```

```

% grafica284 (Krl)

```

```

Y284=[1.02316762192491E-06; 1.65701383189131E-06;
2.62276083879594E-06; 4.40608526536651E-06; 7.10312583760185E-
06; 0.0000115032942762852; 0.0000188012582341663;
0.0000298947951115573; 0.0000479729263345083;
0.0000787668775079665; 0.000129327549232537;
0.000210409999094466; 0.000336101942759419];
X284=[1.00001527366591; 1.10022579569435; 1.20042104405689;
1.30065600395079; 1.40219533491331;1.5010739932745;
1.60262248843656; 1.70015706419776; 1.80036147675984;
1.90058116298783; 2.00080084921582; 2.10234628964471;
2.20121578380635];
x0= 1E-06:1E-07:400E-06;
Krl=interp1 (Y284,X284,Refu1,'spline')

```

```

%grafica 285 (K)

```

```

bv2r= bv/(2*rm)
x285=bv2r;
if x285<2
    K= 0.746241

```

```

elseif x285<=3.5
    K= 0.0004*x285^2 + 0.1629*x285 + 0.4194
elseif x285>3.5
    K= 0.994785
end

%Grafica 287

if tv<=0.5;
    tv=0.5;
end
a287 = [0;0.5; 1; 1.5; 2; 2.5; 3; 3.5; 4; 4.5; 5;
5.5; 6; 6.5; 7;0; 0.5; 1; 1.5; 2; 2.5; 3; 3.5;
4; 4.5; 5; 5.5; 6; 6.5; 7];
y287 = [1;1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1;
1;0.5; 0.5; 0.5; 0.5; 0.5; 0.5; 0.5; 0.5; 0.5;
0.5; 0.5; 0.5; 0.5; 0.5; 0.5];
z287 = [0;1; 1.3; 1.44; 1.5; 1.41; 1.25; 1.18;
1.1; 1.07; 1.05; 1.02; 1.02; 1.02; 1.01;0; 1; 1.3;
1.44; 1.5; 1.41; 1.25; 1.18; 1.1; 1.07; 1.05;
1.02; 1.02; 1.02; 1.01];
F287 = TriScatteredInterp(a287,y287,z287);
ta287= 0: 0.1: 7;
tz287= 0: 0.1: 2;
AvbAv= F287(x285,tv)
%Grafica 2881

XCV=(x./cv);
if XCV>=8;
    XCV=8;
end
if XCV<=0.5
    XCV=0.5;
end

XAv= zv/bv *-1;
x2881 = [0; -0.1; -0.2; -0.3; -0.4; -0.5; -0.6; -0.7;
-0.8; -0.9; -1; -1.1; -1.2;0; -0.1; -0.2; -0.3; -0.4;
-0.5; -0.6; -0.7; -0.8; -0.9; -1; -1.1; -1.2; 0; -
0.1; -0.2; -0.3; -0.4; -0.5; -0.6; -0.7; -0.8; -
0.9; -1; -1.1; -1.2; 0; -0.1; -0.2; -0.3; -0.4; -
0.5; -0.6; -0.7; -0.8; -0.9; -1; -1.1; -1.2];
y2881 = [0.5; 0.5; 0.5; 0.5; 0.5; 0.5; 0.5;
0.5; 0.5; 0.5; 0.5; 0.5; 0.5; 0.6; 0.6; 0.6;
0.6; 0.6; 0.6; 0.6; 0.6; 0.6; 0.6; 0.6];

```

```

0.6;    0.6; 0.7;  0.7;    0.7;    0.7;    0.7;    0.7;    0.7;
0.7;    0.7;  0.7;  0.7;    0.7;    0.7;
0.8;    0.8;  0.8;  0.8;    0.8;    0.8;    0.8;    0.8;
0.8;    0.8;  0.8;  0.8;    0.8];
z2881 = [1.04838782597974;  0.98633238116767;  0.935840200571299;
0.889202441380161;  0.861836789215183;  0.857597665481597;
0.876485070179404;  0.930062267524301;  1.05301905016338;
1.28389223402725;  16920835987752;  0;  0;  1.14089198112328;
1.06731528977262;  1.00143403406017;  0.947122791964336;
0.904361418365634;  0.888607934938725;  0.895967618585738;
0.953434929398817;  1.07256645091492;  1.29577437466192;
1.67317304284568;  0;  0; 1.21673819742489;  1.12718368201463;
1.05309326913012;  0.986728178134019;  0.935813730914746;
0.908075249360709;  0.918949918499798;  0.976189977718294;
1.08750729015567;  1.33788039658447;  1.68869614631156;  0;  0;
1.2823995633351;  1.1812697676853;  1.09172804151307;
1.00603554631714;  0.955120718403481;  0.923519339619115;
0.938270238745037;  0.995510725955391;  1.11840348135575;
1.35719039038141;  1.68870877292678;  0;  0 ];
F2881 = TriScatteredInterp(x2881,y2881,z2881);
tx2881= 0: 0.1: -1.2;
tz2881= 0: 0.1: 1.6;
AvhbAvb= F2881(XAv,XCV)

```

%grafica 2882

```

xS= Sh/Sv;
X2882=[0.00910658847878579; 0.105783603541451; 0.205404162354835;
0.305001724732666; 0.404507301368288; 0.500908359204323;
0.60018397148442; 0.705323674830401; 0.807427848683454;
0.903391974243992; 1.00234563642635; 1.10431183166609;
1.20618604116362; 1.3020811774175; 1.4009198574221;
1.51169368747844; 1.61050937104749; 1.70628952512361;
1.83196504541796; 1.90079337702656; 1.9995630677245];
y2882=[0.0153846153846154; 0.150769230769231; 0.28;
0.406153846153846; 0.52; 0.618461538461538; 0.701538461538462;
0.769230769230769; 0.830769230769231; 0.870769230769231;
0.910769230769231; 0.953846153846154; 0.984615384615385;
1.01538461538462; 1.04; 1.06153846153846; 1.08307692307692;
1.09846153846154; 1.11384615384615; 1.12307692307692;
1.13846153846154];
x2882= 0:0.1:2.0;
KH=interp1 (X2882,y2882,xS,'spline')

```

```
%grafica 3131
```

```
if ARw>=8  
    ARw=8;  
end
```

```
if Afwcm==0  
    ClbClm=0;  
elseif t>=0.75,t<=1;
```

```
x3131=[-20; -15.8041958041958; -11.4335664335664; -  
7.06293706293706; -2.69230769230769; 1.67832167832168;  
6.04895104895105; 10.4195804195804; 14.7902097902098;  
19.1608391608392; 23.5314685314685; 27.9020979020979;  
32.2727272727273; 36.6433566433566; 41.013986013986;  
45.3846153846154; 49.5804195804196; 52.5524475524475; 55;  
57.0979020979021; 58.8461538461538; 60;...  
-20; -15.8041958041958; -11.4335664335664; -  
7.06293706293706; -2.69230769230769; 1.67832167832168;  
6.04895104895105; 10.4195804195804; 14.7902097902098;  
19.1608391608392; 23.5314685314685; 27.9020979020979;  
32.2727272727273; 36.6433566433566; 41.013986013986;  
45.3846153846154; 49.5804195804196; 52.5524475524475; 55;  
57.0979020979021; 58.8461538461538; 60;...  
-20; -15.8041958041958; -11.4335664335664; -  
7.06293706293706; -2.69230769230769; 1.67832167832168;  
6.04895104895105; 10.4195804195804; 14.7902097902098;  
19.1608391608392; 23.5314685314685; 27.9020979020979;  
32.2727272727273; 36.6433566433566; 41.013986013986;  
45.3846153846154; 49.5804195804196; 52.5524475524475; 55;  
57.0979020979021; 58.8461538461538; 60;...  
-20; -15.8041958041958; -11.4335664335664; -  
7.06293706293706; -2.69230769230769; 1.67832167832168;  
6.04895104895105; 10.4195804195804; 14.7902097902098;  
19.1608391608392; 23.5314685314685; 27.9020979020979;  
32.2727272727273; 36.6433566433566; 41.013986013986;  
45.3846153846154; 49.5804195804196; 52.5524475524475; 55;  
57.0979020979021; 58.8461538461538; 60;...  
-20; -15.8041958041958; -11.4335664335664; -  
7.06293706293706; -2.69230769230769; 1.67832167832168;  
6.04895104895105; 10.4195804195804; 14.7902097902098;  
19.1608391608392; 23.5314685314685; 27.9020979020979;  
32.2727272727273; 36.6433566433566; 41.013986013986;  
45.3846153846154; 49.5804195804196; 52.5524475524475; 55;  
57.0979020979021; 58.8461538461538; 60];  
y3131=[1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1;  
1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2;
```

2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 4; 4; 4; 4; 4;
 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4;
 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6;
 6; 6; 6; 6; 6; 6; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8;
 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8];
 z3131=[0.00103729966245781; 0.000763605450681335;
 0.000524415551943993; 0.000285285660707589;
 0.0000804800600074998; -0.0000899412426553312; -
 0.000329191148893612; -0.000568321040130016; -
 0.000773126640830103; -0.00101231653956745; -
 0.00128589073634204; -0.00152508063507938; -
 0.00179865483185398; -0.00207222902862858; -
 0.00238012751593949; -0.00268814601825228; -
 0.00299610451306413; -0.00323577447180898; -0.00344124015501938;
 -0.00364682585323165; -0.00381814726840855; -
 0.00392094011751469; ...
 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; -0.000681948424068768; -
 0.000957020057306589; -0.00130085959885387; -
 0.00161031518624642; -0.00191977077363897; -
 0.0023323782234957; -0.00274498567335244; -
 0.00322636103151863; -0.00370773638968481; -
 0.00429226361031519; -0.00477363896848138; -
 0.00518624641833811; -0.00559885386819484; -
 0.00594269340974212; -0.00611461318051576; ...
 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; -0.00185814946511827;
 -0.0022716303959684; -0.00275427628766427; -
 0.00320233969893728; -0.00371956807105603; -
 0.00440964849192019; -0.00506526713909943; -
 0.00565214329901574; -0.00617003555819322; -
 0.00672263100453153; -0.00734451211845355; -
 0.00755164488077695; ...
 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; -
 0.00303093613104728; -0.00358274698358891; -
 0.00420366244360732; -0.00496296817868621; -
 0.00579149922797982; -0.00651670530958764; -
 0.00727661457835628; -0.00796760029975507; -
 0.00862400354073098; -0.00879667452936946; ...
 0.00182758620689655; 0.00138075717386062;
 0.000968471183988425; 0.000590667952736918;
 0.000143899204244033; -0.000199421268386785; -
 0.000577224499638292; -0.000955027730889801; -0.001367313720762;
 -0.00177959971063419; -0.00226085121774777; -
 0.00274210272486135; -0.00325783699059561; -
 0.00384253677357126; -0.00449620207378828; -
 0.00525331564986737; -0.00611393778635158; -
 0.0069404991560164; -0.00780172413793103; -

```

0.00866306968893176;   -0.00952453580901857;   -
0.00997244996382927];
F3131 = TriScatteredInterp(x3131,y3131,z3131);
tx3131= -20: 1: 80;
ty3131= -0.010: 0.0005: 0.002;
ClbClm= F3131(Afwcm,ARw)

```

%grafica 3132

```

elseif t>=0.25 && t<=0.75
x3132=[-20.0107586652083;   -15.5997059298176;   -10.9519625598451;
-6.30601230074056;   -1.65826893076799;   2.98947443920458;
7.63363158744105;   12.2813749574136;   16.9273252165181;
21.5750685864907;   26.2192257347272;   30.8651759938317;
35.5057469203321;   40.1427316250964;   44.7743369972565;
49.4023561476806;   53.3292689486991;   56.3237640983342;
59.0851548351235;   60.0032275995625;...
-20.0107586652083;   -15.5997059298176;   -10.9519625598451;   -
6.30601230074056;   -1.65826893076799;   2.98947443920458;
7.63363158744105;   12.2813749574136;   16.9273252165181;
21.5750685864907;   26.2192257347272;   30.8651759938317;
35.5057469203321;   40.1427316250964;   44.7743369972565;
49.4023561476806;   53.3292689486991;   56.3237640983342;
59.0851548351235;   60.0032275995625;   ...
-20.0107586652083;   -15.5997059298176;   -10.9519625598451;   -
6.30601230074056;   -1.65826893076799;   2.98947443920458;
7.63363158744105;   12.2813749574136;   16.9273252165181;
21.5750685864907;   26.2192257347272;   30.8651759938317;
35.5057469203321;   40.1427316250964;   44.7743369972565;
49.4023561476806;   53.3292689486991;   56.3237640983342;
59.0851548351235;   60.0032275995625;...
-20.0107586652083;   -15.5997059298176;   -10.9519625598451;   -
6.30601230074056;   -1.65826893076799;   2.98947443920458;
7.63363158744105;   12.2813749574136;   16.9273252165181;
21.5750685864907;   26.2192257347272;   30.8651759938317;
35.5057469203321;   40.1427316250964;   44.7743369972565;
49.4023561476806;   53.3292689486991;   56.3237640983342;
59.0851548351235;   60.0032275995625;...
-20.0107586652083;   -15.5997059298176;   -10.9519625598451;   -
6.30601230074056;   -1.65826893076799;   2.98947443920458;
7.63363158744105;   12.2813749574136;   16.9273252165181;
21.5750685864907;   26.2192257347272;   30.8651759938317;
35.5057469203321;   40.1427316250964;   44.7743369972565;
49.4023561476806;   53.3292689486991;   56.3237640983342;
59.0851548351235;   60.0032275995625];

```

```

y3132=[1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1;
1; 1; 1; 1; 1; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2;
2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4;
4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 6; 6; 6; 6; 6; 6;
6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 8; 8; 8;
8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8;
8];
z3132=[0.00116931581348337; 0.000894317378820541;
0.000573378534307719; 0.000344749859119654;
0.000116121183931591; -0.00025086540783742; -
0.000479601420431675; -0.000754063168063545; -
0.00102906160272637; -0.00130384536257681; -
0.00162478420708964; -0.00194572305160246; -
0.0022205068114529; -0.0025876007406281; -
0.00300084975446568; -0.00336794368364088; -
0.00373535962503466; -0.00401089474672844; -
0.0043326922904908; -0.00437841802552841; ...
0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; -0.00144231061656395; -
0.00180940454573915; -0.00217649847491435; -
0.00258974748875193; -0.00304915158725189; -
0.00355471077041423; -0.00419873520756371; -
0.00479692657226938; -0.00539554728659982; -
0.00608658550766121; -0.00627077649668596; ...
0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; -
0.00245342898288863; -0.00300514325071335; -
0.00351070243387568; -0.00415472687102516; -
0.0048910614774994; -0.00562771809619221; -
0.00636480406450978; -0.00719430753955831; -
0.00733245078132687; ...
0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; -
0.00378763294184996; -0.00447781246366182; -
0.00530645723946081; -0.006089268942816; -0.00687250999579595;
-0.00779432364016924; -0.00797862196660018; ...
0.00172307195753913; 0.00126356936649393;
0.000896483709587765; 0.00048324337893812;
0.000116157722031954; -0.000250927934874213; -
0.000710322939267335; -0.0010774085961735; -
0.00149064892682314; -0.00185773458372931; -
0.00231712958812243; -0.00273036991877208; -
0.00328207427065215; -0.00392608797001919; -
0.00470856569061665; -0.00558335275870107; -
0.00650461726048522; -0.00742631210887769; -
0.00834811454392225; -0.00871692158726174];
F3132 = TriScatteredInterp(x3132,y3132,z3132);
tx3132= -20: 1: 80;
ty3132= -0.010: 0.0005: 0.002;

```


3; 3; 3; 3; 3; 3; 3; 3; 3; 3; 3; 6; 6; 6; 6; 6;
6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 8; 8; 8; 8;
8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8];
z3133=[0.00135394237854742; 0.00103290857132587;
0.000711982602131598; 0.000391056632937328;
0.0000701306637430586; -0.000158485954096945; -
0.000479411923291217; -0.000754183216808353; -
0.00112126386167976; -0.00134988047951976; -
0.00171696112439117; -0.00208361041715343; -
0.00240496773845684; -0.00272589370765111; -
0.00309297435252251; -0.00350620967307105; -
0.00387329031794245; -0.00414870863962329; -
0.0043785114757634; ...
0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; -
0.00323165405560848; -0.00378313772713385; -
0.00438099175039091; -0.004795197613185; -
0.00530160498930606; ...
0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; -
0.00213073563507611; -0.0026357411168425; -
0.00300282176171391; -0.00350836643361671; -
0.00406006578119664; -0.00479638383148511; -
0.00539488488290588; -0.00585546109743166; ...
0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; -
0.00323391865418142; -0.00383144916335664; -
0.00452161253796797; -0.0053502399396107; -
0.00622566904509427; -0.00677855461097432; ...
0.00163087043261022; 0.0012175272740344;
0.000804291953485864; 0.000344901957260196;
0.000023975988065925; -0.000204640629774079; -
0.000571721274645482; -0.000984956595194019; -
0.00135203724006542; -0.00171911788493682; -
0.00213235320548536; -0.0025455885260339; -
0.00295882384658243; -0.00346436851848523; -
0.00410837721741944; -0.0048446952677079; -
0.00571947734502777; -0.00664106112618847;
0.00724010136774565; ...
0.00163087043261022; 0.0012175272740344;
0.000804291953485864; 0.000344901957260196;
0.000023975988065925; -0.000204640629774079; -
0.000571721274645482; -0.000984956595194019; -
0.00135203724006542; -0.00171911788493682; -
0.00213235320548536; -0.0025455885260339; -
0.00295882384658243; -0.00346436851848523; -
0.00410837721741944; -0.0048446952677079; -
0.00571947734502777; -0.00664106112618847;
0.00724010136774565];

```

F3133 = TriScatteredInterp(x3133,y3133,z3133);
tx3133= -20: 1: 80;
ty3133= -0.010: 0.0005: 0.002;
ClbClm= F3133(Afwcm,ARw)
end

```

%grafica 314

```

ARcos=(ARw/(cos(Afwcm)));
Macos=(Mach*(cos(Afwcm)));
if ARcos>=10
    ARcos=10;
end

```

```

x314=[0.1; 0.2; 0.3; 0.4; 0.5; 0.6; 0.7; 0.80;
0.90; 1.0;0.1; 0.2; 0.3; 0.4; 0.5; 0.6; 0.7;
0.80; 0.90; 1.0; 0.1; 0.2; 0.3; 0.4; 0.5; 0.6;
0.7; 0.80; 0.90; 1.0; 0.1; 0.2; 0.3; 0.4; 0.5;
0.6; 0.7; 0.80; 0.90; 1.0; 0.1; 0.2; 0.3; 0.4;
0.5; 0.6; 0.7; 0.80; 0.90; 1.0; 0.1; 0.2; 0.3;
0.4; 0.5; 0.6; 0.7; 0.80; 0.90; 1.0; 0.1; 0.2;
0.3; 0.4; 0.5; 0.6; 0.7; 0.80; 0.90; 1.0];
y314=[10; 10; 10; 10; 10; 10; 10; 10; 10; 10; 8; 8; 8; 8; 8;
8; 8; 8; 8; 8; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 5; 5;
5; 5; 5; 5; 5; 5; 5; 5; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4;
4;
3; 3; 3; 3; 3; 3; 3; 3; 3; 3; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2;
2; 2; 2];
z314=[1.0033063371462; 1.01801786757953; 1.04736578442014;
1.09124154629707; 1.14673123486683; 1.22837939383819;
1.35070551891125; 1.5456708691659; 1.833614427653;
2.19789;1.00114042192621; 1.01255161929446; 1.03828488118528;
1.06509977456792; 1.11768389413042; 1.1789847207147;
1.26934958670786; 1.39748684979544; 1.57792435501378;
1.85906;1.00319896325279; 1.00858805497751; 1.01991152758221;
1.03604408449528; 1.07119479001419; 1.11797612089839;
1.17637137847541; 1.24349169241045; 1.31932871336729;
1.39314;
1.00218614098267; 1.00534124185368; 1.01165543108497;
1.02507034180259; 1.04360419184808; 1.06517650870394;
1.1031403970044; 1.16055709449061; 1.19694521391197;
1.19863; 1.00634708601762; 1.00523158589924; 1.01060971202851;
1.01697551050069; 1.03131313131313; 1.04767822105952;
1.07010391686651; 1.08848557517622; 1.098790058862; 1.09624;
1.00115138752165; 1.0022040846843; 1.00738483009558;
1.01160758121394; 1.02008996772626; 1.02726346089145;

```

```

1.0375412144397;    1.03431744755036;    1.03831907159859;
1.0225;
0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0.996638655462185;
0.991596638655462];
F314 = TriScatteredInterp(x314,y314,z314);
tx314= 0: 0.5: 8;
tz314= -0.012: 0.0005: 0.002;
KMA= F314(Macos,ARcos)

```

```
%grafica 315
```

```

if ARcos>=8
    ARcos=8;
end
l1fb=(lfp/bw);
x315= [0.03;    0.1;    0.2;    0.3;    0.4;    0.5;    0.6;
0.7;    0.8;    0.9;    1.0;    1.1;    1.2;    1.3;    1.4;
1.5;    1.6;0.03;    0.1;    0.2;    0.3;    0.4;    0.5;    0.6;
0.7;    0.8;    0.9;    1.0;    1.1;    1.2;    1.3;    1.4;
1.5;    1.6;0.03;    0.1;    0.2;    0.3;    0.4;    0.5;    0.6;
0.7;    0.8;    0.9;    1.0;    1.1;    1.2;    1.3;    1.4;
1.5;    1.6;
    0.03;    0.1;    0.2;    0.3;    0.4;    0.5;    0.6;    0.7;
0.8;    0.9;    1.0;    1.1;    1.2;    1.3;    1.4;    1.5;
1.6;0.03;    0.1;    0.2;    0.3;    0.4;    0.5;    0.6;    0.7;
0.8;    0.9;    1.0;    1.1;    1.2;    1.3;    1.4;    1.5;
1.6;0.03;    0.1;    0.2;    0.3;    0.4;    0.5;    0.6;    0.7;
0.8;    0.9;    1.0;    1.1;    1.2;    1.3;    1.4;    1.5;
1.6;
    0.03;    0.1;    0.2;    0.3;    0.4;    0.5;    0.6;    0.7;
0.8;    0.9;    1.0;    1.1;    1.2;    1.3;    1.4;    1.5;
1.6 ];

y315= [8.; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8; 8;
8; 8; 7; 7; 7; 7; 7; 7; 7; 7; 7; 7; 7; 7; 7; 7;
7; 7; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6;
6; 6; 5.5; 5.5; 5.5; 5.5; 5.5; 5.5; 5.5; 5.5; 5.5;
5.5; 5.5; 5.5; 5.5; 5.5; 5.5; 5.5; 5.5;
5.5;
5; 5; 5; 5; 5; 5; 5; 5; 5; 5; 5; 5; 5; 5; 5; 5;
4.5; 4.5; 4.5; 4.5; 4.5; 4.5; 4.5; 4.5; 4.5;
4.5; 4.5; 4.5; 4.5; 4.5; 4.5; 4.5; 4.5; 4; 4;
4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4];

z315= [1.00002; 0.992156642014948; 0.984315731255476;
0.973484310836804; 0.958668807173308; 0.939871667490566;

```

```

0.920071165319877; 0.893308306373065; 0.866540552975092;
0.837778310729126; 0.809018515708741; 0.778264231840363;
0.740542696744701; 0.706797903217123; 0.667086773724628;
0.630353917763432; 0.595979;0; 0; 0.998932775208707;
0.989741160276988; 0.977681614413191; 0.962737639000844;
0.942613569404966; 0.921336010823092; 0.89775383121444;
0.871291935947657; 0.841950325022744; 0.811456639278963;
0.780385973347664; 0.746436063147276; 0.711333606738978;
0.673352848839676; 0.639975676325428;
0; 0; 0; 1.00085658577216; 0.997980161284216;
0.986504751448151; 0.972143452087987; 0.954316056487336;
0.933025404157044; 0.909427176011812; 0.885248741150191;
0.857031575360618; 0.827657782152728; 0.796552833831825;
0.763714837390679; 0.730874947942301; 0.697460530799228; 0; 0;
0; 0; 0; 0.997699307838473; 0.98981296496207;
0.977019944216763; 0.960243453285203; 0.941476448434699;
0.918743069836509; 0.895005886059564; 0.869285515408776;
0.83661422130607; 0.806912822817395; 0.776219830891799;
0.744532803180915;0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0;
0.995032263421926; 0.984222429550461;
0.969441337234578; 0.951665925820995; 0.930920618793382;
0.908179913150092; 0.881467949062382; 0.853754622144284;
0.825049701789264; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0;
0.997308532099785; 0.988452576921762; 0.976648707265009;
0.962856766037681; 0.947069426194675; 0.928309748389271;
0.908548707753479; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0;
0; 0.998644496656425; 0.987829778088227; 0.979010458135707;
0.967196819085487 ];

```

```

F315 = TriScatteredInterp(x315,y315,z315);
tx315= 0: 0.1: 1.6;
tz315= 0.5: 0.01: 1;
Kf= F315(l1fb,ARcos)

```

```

% grafica 316

```

```

if ARw>=8
    ARw=8;
end
x316=[1.0; 2.0; 3.0; 4.0; 5.0; 6.0; 7.0;
8.0;1.0; 2.0; 3.0; 4.0; 5.0; 6.0; 7.0; 8.0;
1.0; 2.0; 3.0; 4.0; 5.0; 6.0; 7.0; 8.0];
y316=[0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0;0.5; 0.5; 0.5; 0.5;
0.5; 0.5; 0.5; 0.5; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1];
z316=[-0.00575348408967259; -0.00232794386395659; -
0.00104987235467266; -0.000445014857079084; -

```

```

0.000124715762454139; 0.0000667801291798619;
0.000283079670214695; 0.000369794790954619; -0.007978781580012;
-0.00419124478607201; -0.00234395881868783; -
0.0015062985645132; -0.000978683927849002; -
0.000607019795488471; -0.000311914958916339; -
0.00012276271919423; -0.011213704783561; -0.0061319838734428;
-0.00379340987402871; -0.00254102088361257; -
0.00188431008746844; -0.00140903701016977; -
0.00108883556770783; -0.000950169496254342];
F316= TriScatteredInterp(x316,y316,z316);
tx316= 0: 0.5: 8;
tz316= -0.012: 0.0005: 0.002;
Clbcla= F316(ARw,t)

```

%Grafica 3171

```

if Afwcm<=0
    Afwcm=0;
end
if Afwcm>=60
    Afwcm=60;
end
if ARw==0
    Clbro=0;
elseif t>=0.75,t<=1

x3171=[0.0198807157057654; 1.00057000653422; 2.00044488314866;
3.01964437153304; 4.01798996232396; 5.01550139721114;
6.01259575414645; 7.00913400714593; 8.00539420817751;
0.0198807157057654; 1.00057000653422; 2.00044488314866;
3.01964437153304; 4.01798996232396; 5.01550139721114;
6.01259575414645; 7.00913400714593; 8.00539420817751;
0.0198807157057654; 1.00057000653422; 2.00044488314866;
3.01964437153304; 4.01798996232396; 5.01550139721114;
6.01259575414645; 7.00913400714593; 8.00539420817751];
y3171=[0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 40; 40; 40; 40; 40;
40; 40; 40; 40; 60; 60; 60; 60; 60; 60; 60; 60];
z3171=[ 0; -0.0000493006993006993; -0.0000933566433566433; -
0.000133216783216783; -0.000165734265734266; -
0.000191958041958042; -0.000215034965034965; -
0.000233916083916084; -0.000250699300699301; 0; 0; 0; -
0.000127972027972028; -0.000156293706293706; -
0.000178321678321678; -0.000196153846153846; -
0.000211888111888112; -0.000225524475524475; 0; -
0.0000493006993006993; -0.000084965034965035; -

```

```

0.000112237762237762; -0.000131118881118881; -
0.000146853146853147; -0.000157342657342657; -
0.000165734265734266; -0.000173076923076923];
F3171 = TriScatteredInterp(x3171,y3171,z3171);
tx3171= 0: 0.1: 8;
tz3171= -0.0003: 0.00005: 0;
Clbro = F3171(ARw,Afwcm)

```

```
%grafica 3172
```

```

elseif t>=0.25 && t<=0.75
x3172=[0; 0.438799076212471; 0.900692840646651;
1.31639722863741; 1.77829099307159; 2.24018475750577;
2.70207852193995; 3.16397228637413; 3.62586605080831;
4.08775981524249; 4.54965357967667; 5.01154734411085;
5.47344110854504; 5.93533487297921; 6.3972286374134;
6.85912240184757; 7.32101616628175; 7.78290993071594;
8.01385681293303;...
0; 0.438799076212471; 0.900692840646651; 1.31639722863741;
1.77829099307159; 2.00923787528868; 2.70207852193995;
3.16397228637413; 3.62586605080831; 4.08775981524249;
4.54965357967667; 5.01154734411085; 5.47344110854504;
5.93533487297921; 6.3972286374134; 6.85912240184757;
7.32101616628175; 7.78290993071594; 8.01385681293303;...
0; 0.438799076212471; 0.900692840646651; 1.31639722863741;
1.77829099307159; 2.24018475750577; 2.70207852193995;
3.16397228637413; 3.62586605080831; 4.08775981524249;
4.54965357967667; 5.01154734411085; 5.47344110854504;
5.93533487297921; 6.3972286374134; 6.85912240184757;
7.32101616628175; 7.78290993071594; 8.01385681293303];
y3172=[0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0;
0; 0; 0; 0;40; 40; 40; 40; 40; 40; 40; 40; 40; 40; 40; 40;
40; 40; 40; 40; 40; 40; 40; 40;60; 60; 60; 60; 60; 60; 60; 60;
60; 60; 60; 60; 60; 60; 60; 60; 60; 60];
z3172=[0; -0.0000218895171351968; -0.0000449311141196145; -
0.0000679674019803032; -0.0000864112978152956; -
0.000104855193650288; -0.000121000238910568; -
0.000137145284170848; -0.000150991478856415; -
0.000162538822967269; -0.000174086167078124; -
0.000184484085901622; -0.00019488200472512; -
0.000202981072973906; -0.000212229566510048; -
0.000220328634758833; -0.000227278277720262; -
0.000235377345969048; -0.000238852167449762;...
0; 0; 0; 0; 0; -0.0000910355445833665; -
0.00011410368718643; -0.000127949881871997; -
0.000139497225982852; -0.00014989514480635; -

```

```

0.000160293063629848; -0.00016954155716599; -
0.000177640625414775; -0.000185739693663561; -
0.00019268933662499; -0.000198489554299063; -
0.000205439197260492; -0.000211239414934565; -
0.000213564811127923;...
    0; -0.0000218895171351968; -0.0000449311141196145; -
0.0000610708502561652; -0.0000783653208038013; -
0.0000910620902020122; -0.000102609434312867; -
0.000113007353136365; -0.000122255846672507; -
0.000130354914921292; -0.000136155132595365; -
0.000141955350269438; -0.000146606142656155; -
0.000151256935042871; -0.000154758302142231; -
0.000159409094528948; -0.000160611611053596; -
0.000164112978152956; -0.000165288949058958];
F3172 = TriScatteredInterp(x3172,y3172,z3172);
tx3172= 0: 0.1: 10;
ty3172= -0.0003: 0.00005: 0;
Clbro= F3172(ARw,Afwcm)

```

%grafica 3173

```

elseif t<=0,t>0.25
x3173=[0; 0.34971019223474; 0.815519933657401;
1.28097678891232; 1.74625720108336; 2.21144939171247;
2.6764651392577; 3.14130444371907; 3.60605552663849;
4.07089483109986; 4.53555769247735; 5.00004411077097;
5.46470697214846; 5.92919339044208; 6.39376803027763;
6.85816622702932; 7.32265264532293; 7.78705084207462;
8.01924994045046;...
    0; 0.34971019223474; 0.815519933657401; 1.28097678891232;
1.74625720108336; 2.21144939171247; 2.6764651392577;
3.00147329975033; 3.60605552663849; 4.07089483109986;
4.53555769247735; 5.00004411077097; 5.46470697214846;
5.92919339044208; 6.39376803027763; 6.85816622702932;
7.32265264532293; 7.78705084207462; 8.01924994045046;...
    0; 0.34971019223474; 0.815519933657401; 1.28097678891232;
1.74625720108336; 2.21144939171247; 2.6764651392577;
3.14130444371907; 3.60605552663849; 4.07089483109986;
4.53555769247735; 5.00004411077097; 5.46470697214846;
5.92919339044208; 6.39376803027763; 6.85816622702932;
7.32265264532293; 7.78705084207462; 8.01924994045046];
y3173=[0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0;
0; 0; 0; 0;40; 40; 40; 40; 40; 40; 40; 40; 40; 40; 40; 40;
40; 40; 40; 40; 40; 40; 40; 40; 60; 60; 60; 60; 60; 60; 60; 60;
60; 60; 60; 60; 60; 60; 60; 60; 60];

```



```

z3173=[0; -0.0000217527855951866; -0.000044672742190188; -
0.0000630298806362538; -0.0000791056100078517; -
0.0000940406348422158; -0.000106694250602112; -
0.00011706645728754; -0.000126297959435735; -
0.000136670166121163; -0.000144760963732124; -
0.000150570352268617; -0.000158661149879578; -
0.00016447053841607; -0.000171420631489797; -
0.000176089315489056; -0.000181898704025549; -
0.000186567388024808; -0.000188901730024437;...
    0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; -0.000109049765771806; -
0.000120594436749566; -0.000128685234360526; -
0.000134494622897019; -0.000141444715970746; -
0.000147254104507239; -0.000150782083969264; -
0.000156591472505756; -0.000161260156505015; -
0.000165928840504274; -0.000169456819966299; -
0.000171791161965929;...
    0; -0.000017189967446251; -0.0000366878104295507; -
0.0000527635398011487; -0.0000665578600982788; -
0.0000780707713209411; -0.0000884429780063696; -
0.0000965337756173302; -0.000101202459616589; -
0.000107011848153082; -0.000112821236689575; -
0.00011749521398135; -0.000121017900150859; -
0.000124545879612884; -0.000126933154537675; -
0.000129320429462466; -0.000131707704387257; -
0.000134100272604565; -0.000135288616774444];
F3173 = TriScatteredInterp(x3173,y3173,z3173);
tx3173= 0: 0.1: 10;
ty3173= -0.0003: 0.00005: 0;
Clbro= F3173(ARw,Afwcm)
end

%grafica 318

if ARcos>=10
    ARcos=10;
end
x318=[0.1; 0.2; 0.3; 0.4; 0.5; 0.6; 0.7; 0.80;
0.90; 1.0; 0.1; 0.2; 0.3; 0.4; 0.5; 0.6; 0.7;
0.80; 0.90; 1.0; 0.1; 0.2; 0.3; 0.4; 0.5; 0.6;
0.7; 0.80; 0.90; 1.0; 0.1; 0.2; 0.3; 0.4; 0.5;
0.6; 0.7; 0.80; 0.90; 1.0; 0.1; 0.2; 0.3; 0.4;
0.5; 0.6; 0.7; 0.80; 0.90; 1.0];
y318=[10; 10; 10; 10; 10; 10; 10; 10; 10; 10; 8; 8; 8; 8;
8; 8; 8; 8; 8; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 6; 4; 4;
4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 4; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2; 2;
2];

```

```

z318=[ 1.00037528562565;    1.01237904520746;    1.02977265963511;
1.05569157978098;    1.0922691497393;    1.1405881828744;
1.21024469228092;    1.32043877480677;    1.48395435369998;
1.75715; 1.00327781011243; 1.00890219228957; 1.02463839078124;
1.04663827376058; 1.07485872835503; 1.12024303342171;
1.18278502997884; 1.25856372541602; 1.38154980184852;
1.59357;
1.00327411472335; 1.0120161734862; 1.0199883595244;
1.03571470364519; 1.0616107585094; 1.09365461280175;
1.1345069416071; 1.18923407768345; 1.27062397960814;
1.42298; 1.00327657831607; 1.00811261082318; 1.01841042838798;
1.0226207109914; 1.03893958271332; 1.05633319714097;
1.07904806581622; 1.11030034619763; 1.15329408975581;
1.22045; 1.0024956194242; 1.00576973414755; 1.00827520794262;
1.00704330254213; 1.00880709552791; 1.01536375262981;
1.01872279310744; 1.02688894098237; 1.038245583841; 1.06465];
F318 = TriScatteredInterp(x318,y318,z318);
tx318= 0: 0.5: 8;
tz318= -0.012: 0.0005: 0.002;
Kmro= F318(Macos,ARcos)

```

ANEXO D – CALCULO DE CONTRIBUCIONES PARA ESTABILIDAD LATERAL Y DIRECCIONAL

Código utilizado para el cálculo de cada contribución a la estabilidad lateral y direccional.

```
%% Contribuciones a la estabilidad
```

```
claw=(Clap*cos(Afwcm))/((((1-  
((Mach^2)*(cos(Afwcm))^2))+((Clap*cos(Afwcm))/(pi*ARw))^2)^0.5)+((  
Clap*cos(Afwcm))/(pi*ARw)))  
Cl=((claw*alfarad)+Clo)
```

```
%%contribucion del diedro
```

```
syms y;  
funcion=(Cl-Cdalfa)*y;  
desde=0;  
hasta=bw/2;  
F1=int(funcion,desde,hasta);  
intnum=double(F1);  
dsb=-(2*Adr)/(Sw*bw);  
Cnbr=intnum*dsb;  
Cnbrgra=Cnbr.*beta
```

```
% contribucion del flechamiento
```

```
Cnbl=(1/(4*pi*ARw))-  
(tan(Afwcc)/((pi*ARw)*(ARw+(4*cos(Afwcc)))))*(cos(Afwcc)-(ARw/2)-  
((ARw^2)/(8*cos(Afwcc)))+(6*(xbcg-xbac))*((sin(Afwcc))/ARw)))  
Cnblgra=Cnbl*beta
```

```
%%contribucion del fuselaje
```

```
Cnbf=-Kn*Kr1*(Areafu/Sw)*(lf/bw)  
Cnbfgra=Cnbf.*beta
```

```
% contribucion de la cola
```

```
sidw=(0.724+  
(3.06*((Sv/Sw)/(1+cos(afvcc))))+((0.4*(zw/difmax)))+(0.0009*ARw))  
Vv=((Sv*lv)/(Sw*bw))  
Cnvb=K*av*sidw*Vv  
Cnvbgra=Cnvb.*beta
```

```

%% contribucion total estabilidad direccional

Cnbt=Cnbr+Cnbl+Cnbf+Cnvb
Cnbtgra=Cnbt.*beta
% calculo contribuciones estabilidad lateral

dc1br=(-0.0005*(ARw^0.5)*((diaprom/bw)^2))
dc1bzw=((1.2*ARw^0.5)/57.3)*(zw/bw)*((2*diaprom)/bw)

% contribucion ala fuselaje

C1bwf=C1*[(C1bC1m*KMA*Kf+C1bc1a)]+(Ad*[(C1bro*Kmro+dc1br)]+dc1bzw)
C1bwfgra=C1bwf.*beta

% contribucion de la cola

C1b=-(K)*av*sidw*(Sv/Sw)*(((zv*cos(alfarad))-
(lv*sin(alfarad)))/bw)
C1bgra=C1b.*beta

% contribución total estabilidad lateral
C1=C1b+C1bwf
C1gra=C1.*beta

```

ANEXO E – CÓDIGO INTERFAZ GRAFICA

Código Utilizado en la interfaz, para el funcionamiento del aplicativo.

- Ventana de inicio

```
function ASC_OpeningFcn(hObject, eventdata, handles, varargin)
axes(handles.fondo)
background = imread('asc2.jpg');
axis off;
imshow(background);

axes(handles.axes5)
background = imread('usb.jpg');
axis off;
imshow(background);
```

- Ventana Parámetros iniciales

```
% --- Executes just before EELD is made visible.
```

```
function EELD_OpeningFcn(hObject, eventdata, handles, varargin)
set(handles.imagenEELD, 'visible', 'off')
imagen=imread('avion22.jpg');
image(imagen);
axis off
```

```
% Choose default command line output for EELD
```

```
handles.output = hObject;
global fus xi x1 x2 y1 y2
fus=1;
xi=0;
x1=0;
x2=0;
y1=0;
y2=0;
% Update handles structure

guidata(hObject, handles);
```

```

% -----
----
function salida_Callback(hObject, eventdata, handles)

close EELD

% -----
----
function ala_Callback(hObject, eventdata, handles)

datos1

% -----
----
function fuselaje_Callback(hObject, eventdata, handles)
global xi x1 x2 y1 y2

fusejale

% -----
----
function cola_Callback(hObject, eventdata, handles)

datos2

function ejecutar_Callback(hObject, eventdata, handles)

if xi==0
    errordlg('Porfavor Ingrese los datos del Fuselaje', 'ERROR');
    return
end
v=str2double(get(handles.velocidad, 'string'));
H=str2double(get(handles.altura, 'string'));
alfa=str2double(get(handles.angulo, 'string'));
r=str2double(get(handles.radioalto, 'string'));
Arfu=str2double(get(handles.ra, 'string'));

    tabresultados

if fus==1
    Arfu=1;
end

```

- Propiedades geométricas del ala (datos1)

```
% --- Executes just before datos1 is made visible.
```

```
function datos1_OpeningFcn(hObject, eventdata, handles, varargin)
```

```
warndlg('Ingreso Numero decimal con punto (.)','ADVERTENCIA');
axes(handles.axes6)
background = imread('Ala.jpg');
axis off;
imshow(background);
```

```
datosala=load('datosala.txt');
set(handles.superficie,'string',datosala(1))
set(handles.envergadura,'string',datosala(2))
set(handles.cuerdapunta,'string',datosala(3))
set(handles.cuerdaraiz,'string',datosala(4))
set(handles.flechamiento,'string',datosala(5))
set(handles.angulomax,'string',datosala(6))
set(handles.clmax1,'string',datosala(7))
set(handles.clo1,'string',datosala(8))
set(handles.diedro,'string',datosala(9))
set(handles.xcg1,'string',datosala(10))
set(handles.xac1,'string',datosala(11))
set(handles.zw1,'string',datosala(12))
set(handles.praizala,'string',datosala(13))
set(handles.clperfilala,'string',datosala(14))
```

```
% --- Executes on button press in pushbutton2.
```

```
function pushbutton2_Callback(hObject, eventdata, handles)
```

```
a=get(handles.superficie,'String');
b=get(handles.envergadura,'String');
c=get(handles.cuerdapunta,'String');
d=get(handles.cuerdaraiz,'String');
e=get(handles.flechamiento,'String');
f=get(handles.angulomax,'String');
g=get(handles.clmax1,'String');
h=get(handles.clo1,'String');
i=get(handles.diedro,'String');
j=get(handles.xcg1,'String');
k=get(handles.xac1,'String');
l=get(handles.zw1,'String');
```

```

m=get(handles.praizala,'String');
n=get(handles.clperfilala,'String');
o1=get(handles.cdalfa,'String');

```

```

archivo=fopen('datosala.txt','wt')
fprintf (archivo,'%s\n',a)
fprintf(archivo,'%s\n',b)
fprintf(archivo,'%s\n',c)
fprintf(archivo,'%s\n',d)
fprintf(archivo,'%s\n',e)
fprintf(archivo,'%s\n',f)
fprintf(archivo,'%s\n',g)
fprintf(archivo,'%s\n',h)
fprintf(archivo,'%s\n',i)
fprintf(archivo,'%s\n',j)
fprintf(archivo,'%s\n',k)
fprintf(archivo,'%s\n',l)
fprintf(archivo,'%s\n',m)
fprintf(archivo,'%s\n',n)
fprintf(archivo,'%s\n',o1)
fclose(archivo)

```

```

msgbox('                GUARDADO                ')

```

- Propiedades geométricas de la cola (datos2)

% --- Executes just before datos2 is made visible.

```

function datos2_OpeningFcn(hObject, eventdata, handles, varargin)
axes(handles.axes4)
background = imread('Cola.jpg');
axis off;
imshow(background);

```

```

warndlg('Ingreso Numero decimal con punto (.)','ADVERTENCIA');
datoscola=load('datoscola.txt');
set(handles.superficieev,'string',datoscola(1))
set(handles.superficieh,'string',datoscola(2))
set(handles.envergaduraCola,'string',datoscola(3))
set(handles.cuerdapc,'string',datoscola(4))
set(handles.cuerdarc,'string',datoscola(5))
set(handles.lvcola,'string',datoscola(6))
set(handles.flechamientocola,'string',datoscola(7))
set(handles.cvcola,'string',datoscola(8))

```



```

set(handles.zvcola, 'string', datoscola(9))
set(handles.xcola, 'string', datoscola(10))
set(handles.av1, 'string', datoscola(11))

% --- Executes on button press in guardar.

function guardar_Callback(hObject, eventdata, handles)

a1=get(handles.superficiev, 'String');
b1=get(handles.superficieh, 'String');
c1=get(handles.envergaduraCola, 'String');
d1=get(handles.cuerdapc, 'String');
e1=get(handles.cuerdarc, 'String');
f1=get(handles.lvcola, 'String');
g1=get(handles.flechamientocola, 'String');
h1=get(handles.cvcola, 'String');
k1=get(handles.zvcola, 'String');
l1=get(handles.xcola, 'String');
m1=get(handles.av1, 'String');

archivo1=fopen('datoscola.txt', 'wt');
fprintf (archivo1, '%s\n', a1);
fprintf(archivo1, '%s\n', b1);
fprintf(archivo1, '%s\n', c1);
fprintf(archivo1, '%s\n', d1);
fprintf(archivo1, '%s\n', e1);
fprintf(archivo1, '%s\n', f1);
fprintf(archivo1, '%s\n', g1);
fprintf(archivo1, '%s\n', h1);
fprintf(archivo1, '%s\n', k1);
fprintf(archivo1, '%s\n', l1);
fprintf(archivo1, '%s\n', m1);

fclose(archivo1);
msgbox('                GUARDADO                ')

% --- Executes on button press in pushbutton26.

function pushbutton26_Callback(hObject, eventdata, handles)
opc=questdlg('¿Ha guardado los cambios efectuados en los
parámetros                geométricos de
la Cola?', 'SALIR', 'Si', 'No', 'No');
if strcmp(opc, 'No')
return;
end

```

```

clear,clc,close
close

% --- Executes on button press in pushbutton21.

function pushbutton21_Callback(hObject, eventdata, handles)

global SvI ShI bvI ctvI crvI zvI xI cvI lvI;

set(handles.superficievI,'string',SvI);
set(handles.superficiehI,'string',ShI);
set(handles.bvvI,'string',bvI);
set(handles.cuerdapuntavI,'string',ctvI);
set(handles.cuerdaraizvI,'string',crvI);
set(handles.lvcolaI,'string',lvI);
set(handles.cuerdavI,'string',cvI);
set(handles.zvcolaI,'string',zvI);
set(handles.xvI,'string',xI);

```

- Cargar puntos del fuselaje

```

% --- Executes on button press in cargar.

function cargar_Callback(hObject, eventdata, handles)
global xi x1 x2 y1 y2
[ FileName, PathName, FilterIndex]= uigetfile
('*.txt','Ingresar los puntos del fuselaje')
if FileName == 0
return
end

[A]= load(fullfile(PathName,FileName));
%% matix to vector
A1=A(:,1);
A2=A(:,2);

%% separar puntos superiores de inferiores

tam1=length(A1);
for n=1:2:tam1

x1(n)=A1(n);
y1(n)=A2(n);
x2(n)=A1(n);

```

```

end
for n=2:2:tam1

y2(n)=A2(n);
end
%% eliminar valores en cero

x1(x1==0)=[];
y1(y1==0)=[];
x2(x2==0)=[];
y2(y2==0)=[];
xi=A1';
xi=x1;
datanumber=length(x1);
x1(datanumber)=0;
x2(1)=0;
datanumber1=length(x2);
x2(x2==0)=[];

```

- Ventana de resultados, y archive con extension *.txt.

% --- Executes on button press in pushbutton3.

```

function pushbutton3_Callback(hObject, eventdata, handles)
global Cnbr;
global Cnbl;
global Cnbf;
global Cnvb;
global Cnbt;

set(handles.Cnbl1, 'string', Cnbl);
set(handles.Cnbr1, 'string', Cnbr);
set(handles.Cnbf1, 'string', Cnbf);
set(handles.Cnvb1, 'string', Cnvb);
set(handles.Cnbt1, 'string', Cnbt);

```

Graficas

% --- Executes on button press in pushbutton5.

```

function pushbutton5_Callback(hObject, eventdata, handles)
global C1b;
global C1bwf;
global C1;

set(handles.C1bwf1, 'string', C1bwf);

```

```

set(handles.C1b1, 'string', C1b);
set(handles.C1gra, 'string', C1);
Graficas2

```

```

% --- Executes on button press in pushbutton6.

```

```

function pushbutton6_Callback(hObject, eventdata, handles)

```

```

global T TI;
global H HI;
global Mach;
global Refu;
global Ps PsI;
global Pd PdI;
global Miu MiuI;
global densidad densidadI;
global Vso VsoI;

```

```

set(handles.estatica, 'string', Ps);
set(handles.dinamica, 'string', Pd);
set(handles.mach, 'string', Mach);
set(handles.reynolds, 'string', Refu);
set(handles.temp, 'string', T);
set(handles.altura, 'string', H);
set(handles.visco, 'string', Miu);
set(handles.densi, 'string', densidad);
set(handles.velso, 'string', Vso);

```

```

set(handles.estaticaI, 'string', PsI);
set(handles.dinamicaI, 'string', PdI);
set(handles.tempI, 'string', TI);
set(handles.alturaI, 'string', HI);
set(handles.viscosidadI, 'string', MiuI);
set(handles.densidadI, 'string', densidadI);
set(handles.velsoI, 'string', VsoI);

```

```

% --- Executes on button press in pushbutton7.

```

```

function pushbutton7_Callback(hObject, eventdata, handles)

```

```

global ARw t Cmedia Afwcm1 Afwcc claw C1 ARv Afvcm afvcc clbv
sidw Vv dc1br dc1bzw
global lf rm Areafu lfp h1 h2 hmaxfu Anchomaxfu diaprom difmax Kn
Kr1 K AvbAv AvhbAvb KH ClbClm KMA Kf Clbcla Clbro Kmro tv1

```

```

archivo= fopen('exportar.txt','wt'),

fprintf(archivo, '\n%6s ', '-----
-----');
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Sidewash ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', sidew );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Vv ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', Vv );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'DC1B/r ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', dc1br );
fprintf(archivo, '\n%6s ', '(DC1B)zw ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', dc1bzw );
fprintf(archivo, '\n%6s ', ' ');
fprintf(archivo, '\n%6s ', '-----
-----');

fprintf(archivo, '\n%6s ', '-----
-----');
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Propiedades Geometricas del ala ');
fprintf(archivo, '\n%6s ', '-----
-----');
fprintf(archivo, '\n%6s ', ' ');
fprintf(archivo, '\n%6s ', ' ');
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'ARw ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', ARw );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'taper ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', t );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Cuerda_media (m) ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', Cmedia );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Flechamiento c/4 (rad)');
fprintf(archivo, '%12.8f ', Afwcc );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Flechamiento c/2 (rad)');
fprintf(archivo, '%12.8f ', Afwcm1 );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Cl_Bw_3D (rad-1) ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', claw );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Clw ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', Cl );
fprintf(archivo, '\n%6s ', ' ');
fprintf(archivo, '\n%6s ', '-----
-----');

fprintf(archivo, '\n%6s ', '-----
-----');
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Propiedades Geometricas de la Cola');

```

```

fprintf(archivo, '\n%6s ', '-----');
fprintf(archivo, '\n%6s ', ' ');
fprintf(archivo, '\n%6s ', ' ');
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'ARv ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', ARv );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'taper ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', tv1 );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Flechamiento c/2 (rad)');
fprintf(archivo, '%12.8f ', Afvcm );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Flechamiento c/4 (rad)');
fprintf(archivo, '%12.8f ', afvcc );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Cl_Bv_3D (rad-1)');
fprintf(archivo, '%12.8f ', clbv );
fprintf(archivo, '\n%6s ', ' ');
fprintf(archivo, '\n%6s ', '-----');
fprintf(archivo, '\n%6s ', '-----');
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Propiedades Geometricas Fuselaje ');
fprintf(archivo, '\n%6s ', '-----');
fprintf(archivo, '\n%6s ', ' ');
fprintf(archivo, '\n%6s ', ' ');
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'lf (m) ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', lf );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'rm (m) ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', rm );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Area Fuselaje (m^2) ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', Areafu );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'l'f (m) ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', lfp );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'h1 (m) ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', h1 );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'h2 (m) ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', h2 );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'hmax (m) ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', hmaxfu );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Ancho max fuselaje (m) ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', Anchomaxfu );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'diametro promedio (m) ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', diaprom );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'diametro maximo (m) ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', difmax );
fprintf(archivo, '\n%6s ', ' ');

```

```

fprintf(archivo, '\n%6s ', '-----');
fprintf(archivo, '\n%6s ', '-----');
fprintf(archivo, '\n%6s ', '      Factores Empiricos      ');
fprintf(archivo, '\n%6s ', '-----');
fprintf(archivo, '\n%6s ', ' ');
fprintf(archivo, '\n%6s ', ' ');
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Kn ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', Kn );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Kr1 ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', Kr1 );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'K ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', K );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Av(B)/Av ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', AvbAv );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Av(HB)/Av(B) ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', AvhbAvb );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'KH ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', KH );
fprintf(archivo, '\n%6s ', '(C1B/C1)c/2 ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', ClbClm );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'KMA ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', KMA );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'Kf ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', Kf );
fprintf(archivo, '\n%6s ', '(C1B/C1)A ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', Clbcla );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'C1B/r ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', Clbro );
fprintf(archivo, '\n%6s ', 'KMr ');
fprintf(archivo, '%12.8f ', Kmro );

fclose(archivo);
winopen('exportar.txt')

```

% --- Executes on button press in pushbutton8.

```

function pushbutton8_Callback(hObject, eventdata, handles)
close

```

- Representación grafica estabilidad direccional

```
% --- Executes just before Graficas is made visible.

function Graficas_OpeningFcn(hObject, eventdata, handles,
varargin)

% Choose default command line output for Graficas

handles.output = hObject;
global Cnbtgra Cnbrgra Cnblgra Cnbfgra Cnvgbra beta

axes(handles.axes1)
plot(Cnbrgra,beta,Cnblgra,beta,Cnbfgra,beta,Cnvgbra,beta,Cnbtgra,b
eta)
legend('Contribución Diedro','Contribución
Flechamiento','Contribución Fuselaje','Contribución
Cola','Contribución Total Estabilidad Direccional');
grid on

xlabel('Sideslip (rad)')
ylabel ('Contribuciones a la estabilidad direccional')
```

- Representación grafica estabilidad lateral

```
% --- Executes just before Graficas2 is made visible.

function Graficas2_OpeningFcn(hObject, eventdata, handles,
varargin)

% Choose default command line output for Graficas2

handles.output = hObject;
global C1gra
global C1bgra
global C1bwfgra
global beta

axes(handles.axes1)
k=plot(C1gra,beta,C1bgra,beta,C1bwfgra,beta);
legend('Contribución Total Estabilidad Lateral','Contribución
Cola','Contribución Fuselaje');
grid on
xlabel('Sideslip (rad)')
ylabel ('Contribuciones a la estabilidad lateral')
```