UNIVERSIDAD DE CARABOBO

FACULTAD DE INGENIERÍA

DIRECCIÓN DE POSTGRADO

ANÁLISIS AERODINÁMICO DE ALAS SUBSÓNICAS BASADO EN EL MÉTODO DEL VORTEX LATTICE (VLM) MEDIANTE UN CÓDIGO COMPUTACIONAL.

Autor:

Ing. Nelson José Díaz Gautier

Naguanagua, 16 de Octubre de 2015

UNIVERSIDAD DE CARABOBO

FACULTAD DE INGENIERÍA

DIRECCIÓN DE POSTGRADO

ANÁLISIS AERODINÁMICO DE ALAS SUBSÓNICAS BASADO EN EL MÉTODO DEL VORTEX LATTICE (VLM) MEDIANTE UN CÓDIGO COMPUTACIONAL.

Trabajo especial de grado presentado ante la Ilustre Universidad de Carabobo para optar al título de Magíster en Ingeniería Mecánica

Tutor académico:
PhD. Eliecer Hernández.

Tutor externo:
PhD. Juan Garmendia.

Asesor:
MSc. José Luis Méndez.

Autor:
Ing. Nelson José Díaz Gautier

Naguanagua, 16 de Octubre de 2015

UNIVERSIDAD DE CARABOBO

FACULTAD DE INGENIERÍA

DIRECCIÓN DE POSTGRADO

ANÁLISIS AERODINÁMICO DE ALAS SUBSÓNICAS BASADO EN EL MÉTODO DEL VORTEX LATTICE (VLM) MEDIANTE UN CÓDIGO COMPUTACIONAL.

Trabajo especial de grado presentado ante la Ilustre Universidad de Carabobo para optar al título de Magíster en Ingeniería Mecánica

Nelson José Díaz Gautier.

Naguanagua, 16 de Octubre de 2015

AVAL DEL TUTOR

Quien suscribe **Prof. Eliecer José Hernández Núñez**, titular de la cédula de identidad N° **V-13.518.142**, adscrito a la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales ABAE, e integrante de la Línea de Investigación **Métodos Heurísticos y Control Satelital**, certifica que acepta la tutoría del Trabajo de Maestría titulado "ANÁLISIS AERODINÁMICO DE ALAS SUBSÓNICAS BASADO EN EL MÉTODO DEL VORTEX LATTICE (VLM) MEDIANTE UN CÓDIGO COMPUTACIONAL". A ser desarrollado por el (la) ciudadano (a): **Nelson José Díaz Gautier**, titular de la cédula de identidad N° **V-9.955.045**, para optar al título de **MAGÍSTER EN INGENIERÍA MECÁNICA.**

Por otro lado, una vez leído el mencionado trabajo de investigación, recomienda su aprobación ante la Comisión de Postgrado de Ingeniería Mecánica.

Sin otro particular a que hacer referencia, se despide

PhD. Eliecer Hernandez
C.I. V-13.518.142

Agradecimientos

Quiero expresar, sin tomar en consideración un orden específico, mi más sincero agradecimiento a mi tutor, el PhD. Eliecer José Hernández Núñez, por sus consejos, guiatura y sugerencias oportunas durante el desarrollo de este trabajo de investigación. De igual manera agradezco a los Profesores Juan Garmendia y José Luis Méndez, quienes en todo momento, durante el desarrollo de la investigación, estuvieron atentos y prestaron toda colaboración, orientación, guiatura y dirección académica para la realización de este trabajo especial de grado.

Resumen

Este trabajo de investigación consta de dos capítulos introductorios y de planificación y cuatro capítulos técnicos: el capítulo I contempla la descripción del problema de investigación y los objetivos de la misma, en el capítulo II se establecen los antecedentes de la investigación y el marco teórico y en el capítulo III se desarrolla la metodología a seguir para la conclusión de la investigación y el desarrollo teórico matemático del modelo aerodinámico basado en el método del Vortex Lattice para determinar las variables de investigación y los aspectos teóricos para el cálculo aerodinámico de alas a través de dicho método según autores precedentes e involucrar los efectos de la curvatura del ala, el factor de compresibilidad, la torsión geométrica y el cálculo de algunos parámetros importantes para el análisis de estabilidad estática, longitudinal y lateral, al final de este capítulo se enlaza el cálculo aerodinámico con las variables geométricas, generando el algoritmo que sirve de base para generar el código computacional. En el capítulo IV se desarrolla código computacional en MATLAB para el análisis aerodinámico de alas subsónicas basadas en VLM. El capítulo V se obtienen los resultados del código computacional para un ala simple y una aeronave o configuración de alas, con la finalidad de realizar una comparación de los mismos, con resultados experimentales tomados de investigaciones teóricas y experimentales previas, a fin de validar el código diseñado. Se finaliza la investigación estableciendo en el capítulo VI las conclusiones y recomendaciones para futuras investigaciones

Índice general

Índice general **i**

Índice de figuras **v**

Índice de tablas **viii**

CAPÍTULO 1 El Problema **1**
1.1 Introducción 1
1.2 Situación problemática 2
1.3 Objetivos 4
1.3.1 Objetivo General 4
1.3.2 Objetivos Específicos 4
1.4 Justificación 4
1.5 Alcance 5
1.6 Limitaciones 6

CAPÍTULO 2 Bases Teóricas **7**
2.1 Antecedentes 8
2.2 Bases teóricas 11
2.2.1 Definición de Aerodinámica 11
2.2.2 Fuerzas Aerodinámicas 13
2.2.3 Determinación de los coeficientes de sustentación y resistencia 15
2.2.4 Aerodinámica Computacional 15
2.2.5 El Vortex Lattice Method 16
2.3 El método de los paneles para perfiles 17
2.3.1 La vorticidad en problemas bidimensionales 17

2.3.2 Linearización de la condición de borde 20
2.3.3 Superposición de curvatura, espesor y ángulo de ataque 21
2.4 Coeficiente de Presión 22
2.5 Teorema de los vórtices 22
2.6 Ley de Biot-Savart 23
2.6.1 Extrapolación al caso tridimensional 24
2.7 Recopilación de formas de resolución de los modelos de análisis de VLM 25
2.7.1 Modelo de Hsichum Hua 26
2.7.2 Modelo de Chao Liu 39

CAPÍTULO 3 Diseño Metodológico 45
3.1 Tipo de estudio 45
3.2 Método de investigación 46
3.3 Diseño de la investigación 47
3.4 Cronograma de actividades 49
3.4.1 Tabla de actividades 49
3.4.2 Diseño metodológico para el desarrollo de la estructura de la investigación. 50
3.5 Modelo Aerodinámico Físico Potencial 51
3.5.1 Hipótesis del Problema Físico 51
3.5.2 Modelado de las ecuaciones de Navier-Stokes para flujo ideal 54
3.5.3 Función de velocidad potencial 56
3.5.4 Definición de las condiciones de borde 58
3.5.5 Superposición del problema simétrico y anti simétrico 60
3.5.6 El método del Vortex Lattice (VLM) 60
3.5.7 La ley de Biot-Savart aplicada al modelo aerodinámico 61
3.5.8 Estimación de la posición de los puntos de importancia en el modelo aerodinámico 70
3.6 Modelado de la geometría aerodinámica 72
3.6.1 Mallado de superficie 73
3.6.2 Modelado de los puntos de análisis 74
3.6.3 Ubicación de la coordenada Z de los puntos de carga y de control 76
3.6.4 Introducción de la función de torsión geométrica 81
3.7 Modelado de las cargas aerodinámicas 82
3.7.1 Cálculo de la velocidad inducida 82
3.7.2 Cálculo de la matriz de coeficientes de influencia 83
3.7.3 Cálculo de la magnitud de los vórtices 84
3.7.4 Cambio de numeración matricial a vectorial 84
3.7.5 Calculo de la densidad de vórtice 85

3.7.6 Calculo de los coeficientes aerodinámicos 86
3.8 Análisis de los métodos de Hsichum Hua y Chao Lui 94
3.8.1 Bloques de análisis general para VLM 95
3.9 Modelado computacional general 96
3.9.1 Dimensionado matricial del estacionado de los puntos de carga control y extremos 97
3.9.2 Algoritmo para el ordenamiento matricial 98
3.9.3 Ordenamiento matricial de la semiala 99
3.10 Modelado de las condiciones de vuelo 101
3.10.1 Modelado del parámetro de compresibilidad B^2 101
3.10.2 Modelado de temperatura ISA 101
3.10.3 Modelado de Presión ISA 101
3.10.4 Modelado del Número de Mach 102
3.11 Modelado matricial para el cálculo de la velocidad inducida a través de la ecuación de Biot-Savart 102
3.11.1 Rutina VINLVOR 103
3.11.2 Rutina VINHERV 105
3.12 Modelado matricial de los coeficientes de influencia 107
3.13 Modelado matricial para el cálculo de la magnitud de vórtice 108

CAPÍTULO 4 Resultados de la Investigación 109
4.1 Formulación general del código 112
4.2 Aspectos generales para el desarrollo del código computacional 114
4.3 Estructuración del código 114
5.3.1 Identificación de los módulos de programación 118
4.4 Núcleo de Pre-Procesamiento 119
4.4.1. Código VLM_indat_v1 120
4.4.2. Código VLM_Loadperfil_v1 126
4.4.3. Código VLM_apanYCrAlpi_v1 132
4.4.4. Código VLM_creaX_v1 136
4.4.5. Código VLM_creaZ_v1 140
4.5 Núcleo de Resolución 149
4.5.1. Código VLM_calclattM_v1 150
4.5.2. Código VLM_calclattV_v1 157
4.5.3. Código VLM_condvue_v1 160
4.5.4. Código VLM_solveall_v1 163
4.6 Núcleo de Post-Procesamiento 168
4.6.1. Código VLM_aerocalc_v1 169
4.6.2. Código VLM_plotcurv_v1 179
4.6.3. Código VLM_savedata_v1 180

CAPÍTULO 5 Análisis de Resultados. 181
5.1 Trabajos para validación 181

5.1.1. Validación de ala simple 181
5.1.2. Datos Geométricos y Resultados del Modelo ChL 182
5.1.3. Operación y obtención de resultados con la herramienta VLM_NDVen_v1.m con validación de resultados 185
5.1.4. Tabla de resultados de CL vs Alfa obtenidos de la herramienta 194
5.1.5.Tabla de resultados de CL vs CD obtenidos de la herramienta 196
5.1.6. Validación de conjunto de alas o de aeronave 197
5.1.7. Geometría de la aeronave ANCE 197
5.1.8. Vista 3D de la aeronave ANCE modelada en VLM_NDVen_v1.m 199
5.1.9. Tabla de Datos de Condiciones de Vuelo 199
5.1.10.Tabla de Parámetros Aerodinámicos y de Estabilidad 199
5.1.11. Tabla de datos comparativos para curva CL vs Alfa 200
5.1.12.Tabla de datos comparativos para curva CD vs Alfa 201
5.2. Trabajo para prueba de la herramienta computacional 202
5.2.1. Modelado geométrico de la aeronave CARIUM 203
5.3 Tiempo de cómputo de los códigos computacionales de la herramienta 209

CAPÍTULO 6 Conclusiones y Recomendaciones 211
6.1 Conclusiones 211
6.2 Recomendaciones 214

Anexos 217

Referencias Bibliográficas 232

Índice de figuras

2.1 Fuerzas actuantes en una aeronave 12
2.2 Funciones típicas en un sistema aerodinámico computacional 16
2.3 Descomposición del vector velocidad 18
2.4 Superposición sobre el perfil 21
2.5 Vórtice normal y distribución de velocidad 24
2.6 Filamento de vórtices tridimensional 24
2.7 Seccionado Geométrico del Ala (Mallado de Superficie) para modelo de Hsichum Hua 26
2.8 Seccionado Geométrico del Ala (Mallado de Superficie) para modelo de Chao Liu. 39
2.9 Identificación de vectores en la herradura de Vórtices 41
2.10 Singularidades del cálculo de la velocidad inducida 42
3.1 Parámetros del problema aerodinámico para el establecimiento de las hipótesis. 52
3.2 Circulación en el ala y estela 62
3.3 Distribución de vorticidad en el ala y modelos de deflexión. 63
3.4 Velocidad en el punto P debido a una distribución de vorticidad 65
3.5 Velocidad inducida por una distribución de vórtices en un punto 67
3.6 Cuadrilátero de sección de malla de vórtices 67
3.7 Ángulos y distancias para el cálculo de la velocidad inducida 68
3.8 Cálculo vectorial de β y n 69
3.9 Ubicación del punto de control 72
3.10 Modelado Geométrico del ala 73
3.11 Modelado de los puntos de Mallado de superficie 74
3.12 Puntos de Control 74
3.13 Variación del tamaño de las cuerdas para el ejemplo N=3 77
3.14 Determinación geométrica de la contribución del diedro en Z 78

3.15 Cambio de numeración matricial a vectorial 84
3.16 Esquema para el cálculo de la densidad de vórtice 85
3.17 Parámetros para el cálculo de la sustentación 87
3.18 Distribución de sustentación a lo largo de la envergadura 88
3.19 Volumen de control para modelado de la resistencia inducida 90
3.20 Nomenclatura para el análisis de la resistencia inducida 92
3.21 Procedimiento general computacional 97
3.22 Ordenamiento matricial de las secciones 97
3.23 Diagrama de flujo para el ordenamiento matricial 98
3.24 Estacionado y numeración de estaciones del ala total 99
3.25 Nomenclatura de herradura de vórtice 103
4.1 Tipos de Mallado computacional 110
4.2 Estructuración General del código 115
4.3 Procedimiento para el cálculo de variables aerodinámicas a través de VLM con la contribución del investigador 115
4.4 Indicadores de ala por cajón 131
4.5 Span de puntos en Y 132
4.6 Creación de puntos de borde de ataque 136
4.7 Creación de puntos de borde de fuga 137
4.8 Deflexión de superficies de control vista transversal 147
4.9 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque 175
4.10 Curva Cm vs Alfa 177
5.1 Geometría del modelo ChL 182
5.2 Puntos de Control del modelo ChL 182
5.3 Comparación entre datos experimentales y modelo ChL (CL vs Alfa) 183
5.4 Comparación entre datos experimentales y modelo ChL (CL vs CD) 184
5.5 Ventana de entrada de datos 185
5.6 Ventana de carga del perfil por ala 186
5.7 Ventana de carga de las condiciones de vuelo 187
5.8 Lista de resultados 188
5.9 Vista 3D de la aeronave y 2D del perfil del ala 189
5.10 Resultados de las condiciones de vuelo 190
5.11 Curvas polares 191
5.12 Ventana de solicitud de ángulo de ataque para grafica Cl vs Y 191
5.13 Distribución de sustentación para ángulo de ataque determinado 192
5.14 Ventana inicial para almacenaje de datos 192
5.15 a).- Carpeta de almacenaje de resultados. b).-Carpetas de almacenaje por ala y por aeronave 193
5.16 a).- Archivos del Ala. b).- Archivos de la aeronave 194
5.17 Comparación de resultados de CL vs Alfa para validación del ala simple 195
5.18 Comparación de resultados de CL vs CD para validación del ala simple 196

5.19 Vista 3D de la aeronave ANCE 199
5.20 Comparación del CL del proyecto ANCE y la herramienta VLM_NDVen_v1.m 200
5.21 Comparación del CD del proyecto ANCE y la herramienta VLM_NDVen_v1.m 201
5.22 Isometría de la aeronave CARIUM 202
5.23 Modelado CARIUM A0 203
5.24 Modelado CARIUM A30 203
5.25 Comparación del CL vs Alfa Modelo A0 y A30 204
5.26 Comparación del CD vs Alfa Modelo A0 y A30 205
5.27 Eficiencia Aerodinámica vs Alfa 206
5.28 Distribución de sustentación para el modelo A0 207
5.29 Distribución de sustentación para el modelo A30 207
6.1 Ventana de entrada para la interfaz de usuario de la versión didáctica. 215
6.2 Ventana de generar geometría para la interfaz de usuario de la versión didáctica 215

Índice de tablas

3.1 Fase 1 del diseño de investigación 47
3.2 Fase 2 del diseño de investigación 48
3.3 Fase 3 del diseño de investigación 49
3.4 Inicio y fin de actividades de la investigación 49
3.5 Subestructura de capítulos técnicos de la investigación 50
3.6 Hipótesis del problema aerodinámico 53
4.1 Identificación de los módulos de programación 119
4.2 Variables Input(n) 120
4.3 Variable .cajón(k) 121
4.4 Variable .sup_cont 121
4.5 Variable .geometría 122
4.6 Validación de variables de entrada 122
4.7 El código VLM_indat_v1.m 123
4.8 Variables de entrada y salida del código VLM_Loadperfil_v1 126
4.9 El código VLM_Loadperfil_v1.m 128
4.10 Variable .geometría 133
4.11 Creación de span de puntos en “Y”, incidencia y cuerdas 134
4.12 Creación de coordenadas “Y” e incidencia αi 135
4.13 Ala.geomeala 138
4.14 El código VLM_CreaX_v1.m 138
4.15 Variables de contribución del diedro 142
4.16 El código de contribución del diedro a la coordenada “Z” 142
4.17 Variables de contribución de la curvatura 144
4.18 Variables de contribución de la incidencia del ala 145
4.19 El código de contribución de la incidencia y la curvatura del perfil 146
4.20 El código de contribución de la deflexión de las superficies de control 148

4.21 El código para el cálculo de la matriz de coordenadas “Z” 149
4.22 Variables lattice de entrada 150
4.23 Variables lattice de salida 151
4.24 El código para la creación de los puntos de herradura 154
4.25 El código VLM_calclattM_v1.m 158
4.26 Variables de entrada de las condiciones de vuelo 160
4.27 Constantes de las condiciones de vuelo 161
4.28 Variables de salida de las condiciones de vuelo 161
4.29 El código VLM_condvue_v1.m 162
4.30 El código para la función BiotSXYZ.m 165
4.31 Variables de salida del código VLM_solveall_v1.m 167
4.32 El código para la función effOsw.m (coeficiente de Oswald) 168
4.33 Variables de salida del código VLM_aerocalc_v1. 169
4.34 El código para el cálculo de la cuerda media aerodinámica 171
4.35 El código para el cálculo del centro aerodinámico de cada ala 172
4.36 El código para el ajuste del momento de cabeceo 173
4.37 El código para el cálculo de las fuerzas de sustentación y resistencia contra ángulo de ataque 174
4.38 El código para el cálculo de la pendiente de la curva de sustentación ángulo de ataque 176
4.39 El código para el cálculo del coeficiente de estabilidad estática longitudinal 178
4.40 El código para el cálculo del coeficiente de estabilidad estática lateral 179
5.1 Resultados del coeficiente de sustentación del modelo ChL. 183
5.2 Resultados del coeficiente de resistencia del modelo ChL. 184
5.3 Comparación de resultados de CL vs Alfa para validación del ala simple. 194
5.4 Comparación de resultados de CL vs CD para validación del ala simple 196
5.5 Dimensiones de la aeronave ANCE 198
5.6 Condiciones de Vuelo del proyecto ANCE 199
5.7 Parámetros Aerodinámicos y de estabilidad de ANCE 199
5.8 Comparación de datos de CL del Proyecto ANCE. 200
5.9 Parámetros aerodinámicos de modelo A0 208
5.10 Parámetros aerodinámicos de modelo A30 208
5.11 Tiempos computacionales en cada código 209

CAPÍTULO 1
El Problema

1.1 Introducción

La Universidad Simón Bolívar a través de un grupo de investigadores en el área de pregrado y postgrado, ha venido desarrollando desde el año 2002 una Aeronave No tripulada de Conservación Ecológica (ANCE), con proyectos que abarcan: el diseño preliminar de la aeronave, el diseño estructural, la simulación aerodinámica computacional a través de la herramienta “Tornado” y “Athenas” y la evaluación aerodinámica experimental, de la misma forma, en la UNEFA desde el año 2005 se ha venido trabajando en proyectos de diseño de aeronaves no tripuladas bajo especificaciones para las competencias SAE Aerodesign. El diseño de aeronaves en general, como el proyecto ANCE y las aeronaves Aerodesign, en la actualidad, requieren de un diseño optimizado a detalle en donde se deben realizar análisis más profundos a través de técnicas numéricas avanzadas de última generación, sin dejar a un lado los métodos más utilizados en el diseño de aeronaves y que han arrojado resultados ajustados a los valores experimentales, apoyados por proyectos de investigación.

Parte importante para el desarrollo de un proyecto de ingeniería aeronáutica en el área de diseño a nivel industrial y de investigación, es el cálculo aerodinámico teórico de aeronaves, ya que éste involucra el estudio del comportamiento de la fuerzas producidas por el movimiento del aire, como

lo son: la Sustentación y la resistencia, con respecto a las variables geométricas de la aeronave durante el vuelo.

Con el transcurrir del tiempo la complejidad de las geometrías de las aeronaves ha ido creciendo con el fin de construir desarrollos de aeronaves más eficientes aerodinámicamente, es decir, aeronaves que sean capaces de llevar grandes cargas con la mínima resistencia; aunado a esto se debe añadir que el simple estudio del movimiento del aire alrededor de objetos, agrega un cierto nivel de dificultad en la resolución matemática de las ecuaciones gobernantes del fenómeno; por esta razón los investigadores en el área han desarrollado un gran número de métodos y modelados matemáticos destinados al cálculo de la variación de los parámetros aerodinámicos con respecto a los geométricos (Curvas Aerodinámicas) aplicando restricciones al fenómeno físico para la simplificación de las ecuaciones gobernantes, entre los métodos se pueden citar: el método de la línea sustentadora de Prandtl, el método de Boltzmann y el método de los paneles de vórtices (VLM por sus siglas en inglés Vortex Lattice Method) y entre los modelados: los modelos continuos, los modelos discretos y los modelos de función de transferencia, entre otros, esto conlleva a la realización de estudios experimentales de alto costo para la convalidación de los resultados.

1.2 Situación problemática

La complejidad del fenómeno ha obligado a ingenieros y docentes del mundo en el área de ingeniería aeronáutica a desarrollar herramientas computacionales en el diseño de aeronaves con la finalidad de facilitar la investigación en el área de diseño aerodinámico, de allí han nacido un sin número de investigaciones de maestría y doctorado en pro del desarrollo de la industria aeronáutica y aeroespacial del presente en miras hacia el futuro. Venezuela actualmente no cuenta con una metodología capaz de adaptarse a

las necesidades propias del país, así como a los cambios continuos en el tiempo, ya que hasta la actualidad se han utilizado códigos privados desarrollados por investigadores de otros países, los cuales, a su vez no consideran la torsión geométrica y la curvatura del perfil, sino que calculan las curvas aerodinámicas, basadas en una geometría preestablecida de la forma en planta del ala con efecto diedro, los cuales si han venido siendo utilizados en forma aislada por los diseñadores en la elaboración de herramientas computacionales como “El Tornado” y “El Athenas” las cuales fueron codificadas basadas en VLM.

El Método de los Vórtices Ligados o VLM por sus siglas en inglés (Vortex Lattice Method) a diferencia de otros métodos para el cálculo de las variables aerodinámicas, ofrece la capacidad de poder analizar la influencia de muchas variables geométricas de interés. El VLM no tiene limitaciones en cuanto a la utilización de diedro, flecha, estrechamiento, torsión geométrica y alargamiento, aunque si se limita en cuanto a que los modelos desarrollados no involucran el efecto de la curvatura del perfil, el factor de compresibilidad del aire y el efecto de la resistencia por fricción de superficie pero los resultados para el diseño preliminar son bastante ajustados a la realidad del modelo, entonces, la utilización de VLM en esta investigación, dará mayor versatilidad y exactitud a los resultados que resulten del código con el aporte de la influencia de la curvatura del perfil y del factor de compresibilidad del aire así como también en la velocidad de cálculo para que los investigadores puedan analizar una gran cantidad de geometrías en un tiempo relativamente corto.

Este proyecto de investigación busca desarrollar un código computacional, basado en la reorientación del método numérico clásico para la determinación de las variables aerodinámicas como lo es el VLM para posteriormente codificarlo computacionalmente, con el fin último de contar con

una herramienta propia, óptima y capaz de ser modificada para determinar las variables aerodinámicas de alas subsónicas, con fines de investigación.

1.3 Objetivos

1.3.1 Objetivo General

Desarrollar un código computacional para determinar las variables aerodinámicas de alas subsónicas basadas en VLM.

1.3.2 Objetivos Específicos

- Realizar un diagnóstico teórico-matemático del método VLM para determinar las variables de estudio.
- Desarrollar el algoritmo de cálculo para la determinación de las variables aerodinámicas de alas subsónicas basadas en VLM que incluya la curvatura del perfil y el factor de compresibilidad.
- Implementar en un código computacional, el algoritmo matemático para la determinación de las variables aerodinámicas de alas subsónicas.
- Validar el código computacional.

1.4 Justificación

Desde su fundación el Instituto Universitario Politécnico de la Fuerza Armada Nacional (IUPFAN) hoy Universidad Nacional Experimental de la Fuerza Armada (UNEFA) ha sido la única en formar en Venezuela, ingenieros aeronáuticos. Desde entonces se han desarrollado en el Departamento de Ingeniería Aeronáutica de esa Universidad un sin número de proyectos en el área de aerodinámica los cuales han contribuido de manera inequívoca en la

formación de un recurso humano altamente capacitado en el área en donde el autor se ha desarrollado como docente e investigador.

Si bien es cierto que el gran porcentaje de egresados en la carrera de ingeniería aeronáutica se desempeña actualmente en el área de mantenimiento de aeronaves, se debe tener en cuenta que esta carrera es estratégica desde el punto de vista de defensa de estado y el desarrollo de la industria aeronáutica constituye, a nivel mundial, un parámetro indicador del grado de desarrollo de un país. Es función entonces del personal docente y de investigación en el área de diseño aeronáutico el realizar y fomentar los estudios en la misma, lo cual contribuirá de una forma más rápida, al desarrollo de la industria aeronáutica venezolana e industrias afines.

Se puede afirmar entonces que este proyecto contribuirá fuertemente al impulso de la investigación en el área de la aerodinámica de aeronaves, así como también al desarrollo de futuros proyectos basados en éste, en pro de utilizar la herramienta para el diseño de aeronaves de nueva generación.

1.5 Alcance

Esta investigación abarcará hasta el desarrollo de un código computacional para realizar el análisis aerodinámico de configuraciones de alas subsónicas basadas en el método del Vortex Lattice, partiendo del análisis de las aplicaciones dadas al modelo matemático realizado por investigadores previos para adaptarlo a las necesidades propias de esta investigación con un modelo aerodinámico desarrollado por el investigador. El trabajo se apegará a todas las hipótesis supuestas para la aplicación del VLM, entre las cuales se pueden mencionar: flujo estacionario, no viscoso (Porque el flujo de aire es fuera de la capa limite), incompresible (Porque el flujo de aire es subsónico) y sin la presencia de discontinuidades. La investigación se desarrollará favorablemente en todas sus fases entre el año 2014 y 2015.

1.6 Limitaciones

Este tipo de estudio en donde se involucran figuras geométricas de forma compleja aunado a procedimientos y métodos matemáticos extensos y de cierta complejidad, se hace necesario el uso de sistemas de computación de alta capacidad de análisis y resolución matemática para reducir el tiempo de cálculo de las variables involucradas en el problema lo cual implica que el investigador recibirá la asesoría de expertos en el área de cálculo matemático y computacional, lo que conlleva a que el tiempo se limite a la disponibilidad de los mismos.

CAPÍTULO 2
Bases Teóricas

La evolución de la aeronáutica mundial ha obligado a los investigadores y diseñadores de aeronaves a desarrollar modelos matemáticos para determinar las características aerodinámicas de dichas aeronaves, con el mínimo de restricciones físicas y geométricas para el cálculo, de manera de obtener resultados lo más cercano posible a la realidad. El método numérico del ***Vortex Lattice Method*** (VLM por sus siglas en inglés) es uno de los más usados para el desarrollo de códigos computacionales de diseño aerodinámico de alas como el tornado (Melin, 2000), porque ofrece resultados comprobados, muy cercanos a los obtenidos en túneles de viento y vuelos experimentales, aun así éste es un código privado que no puede ser modificado y posee una velocidad baja de cómputo, lo cual limita los resultados para una única geometría preestablecida en corto tiempo. Los avances en la aeronáutica cambian día a día y se requiere probar un sin número de geometrías para determinar aquella que genere mejores resultados aerodinámicos, la cual resulta ser, la mejor geometría o la "***geometría óptima"***. Los métodos empleados para la obtención de geometrías óptimas, a lo largo de la historia han dependido en gran medida de un arduo proceso de ensayo y error donde la experiencia del diseñador es fundamental (Guerra, 2004). Durante las últimas décadas se han desarrollado

en la aeronáutica, métodos para diseño los cuales se pueden clasificar como métodos de diseño inversos y métodos de diseño directos. En los métodos inversos se intenta identificar la geometría que produce un resultado aerodinámico determinado, estos métodos aunque poseen un fuerte basamento teórico, requieren de suposiciones físicas en cuanto a la forma que poseen las distribuciones de carga, esto requiere entonces que el diseñador posea una gran experiencia. Por otra parte en los métodos de diseño directos, se hace uso de ***"variables de diseño inicial"*** para la identificación de la forma aerodinámica que optimiza el desempeño de una geometría en particular. Es de resaltar que esta investigación no está orientada al diseño directo de una geometría óptima basado en un parámetro inicial, sino al desarrollo de un modelo aerodinámico fácilmente codificable, con una alta velocidad de cómputo que le permita al usuario determinar las variables aerodinámicas de varios modelos geométricos en un corto tiempo, cuyos resultados se almacenen en archivos para su posterior análisis y toma de decisiones.

2.1 Antecedentes

Desde la década de los 70´s, cuando las computadoras empiezan a encontrar aplicaciones en el diseño de formas aerodinámicas, los métodos tradicionales de optimización numérica han sido la herramienta por excelencia para el desarrollo de esta área. Ejemplo de esto se observa en el diseño de códigos computacionales como CONMIN (Vanderplaats, 1973) un programa que emplea métodos de optimización basados en el cálculo de gradiente. Este trabajo pretende desarrollar un código computacional propio para la determinación de las variables aerodinámicas de alas subsónicas basadas en VLM con la inclusión de la curvatura y el factor de compresibilidad, con miras a realizar trabajos de optimización geométrica a futuro, por ello entonces en

las investigaciones previas a esta se tomarán en cuenta las relacionadas con el método de VLM para diseño aerodinámico.

El método del VLM ha sido uno de los métodos numéricos más usados para realizar el análisis aerodinámico de objetos bidimensionales y tridimensionales, específicamente en el campo de la aeronáutica para el estudio aerodinámico o dimensionamiento de perfiles alares o alas, desde los inicios de la aviación, entre los años 1900 y 1940. En la década de los 70 (Hsichum, 1976) en su sus trabajos sobre análisis aerodinámico de alas con comprobación experimental desarrolla un método matemático basado en VLM original en donde involucra la contribución del la torsión y el deslizamiento de de los vórtices libres. A principios del siglo XXI (Melin, 2000) desarrolla un código en MATLAB para el cálculo aerodinámico de alas a través del método numérico VLM, para fluido compresible, con el método matemático desarrollado por Bertín Smith en su libro “Aerodynamics for Engineer” y un año más tarde se le da aplicación al VLM en el campo de los fluidos incompresibles, cuando (Thiart, 2001) desarrolla las hipótesis del VLM para aplicarlas a perfiles hidráulicos, modificando las condiciones de borde de acuerdo a la forma de la superficie libre. De esta forma siguen desarrollándose con el transcurrir del tiempo trabajos relacionados con la aplicación del método VLM a perfiles bidimensionales y alas de aeronaves, hasta que se realiza una investigación por (Enouy & Dragusin, 2007) en donde se presenta un método para el cálculo de las características aerodinámicas lineales y no lineales de una aeronave en su totalidad, de la misma forma, (Chao, 2007) desarrolla un trabajo interesante en donde utiliza el VLM para calcular la resistencia inducida por la estela del ala, para lo cual desarrolla un código computacional pero el mismo no considera la influencia de la curvatura del perfil, además de las características aerodinámicas comunes como lo son el comportamiento de los coeficientes de sustentación, resistencia y momento, también (Cárdenas et al, 2009) en Venezuela evalúan la estabilidad estática y

la estabilidad dinámica de lazo abierto de un vehículo aéreo de conservación ecológica, con la obtención de fuerzas y momentos aerodinámicos a través del VLM. En estos trabajos se observa la aplicación del VLM para aeronaves con alas convencionales, pero la potencia del método va mas allá de la convencionalidad como lo demuestran (Roccia et al, 2010) cuando presentan el desarrollo de una herramienta de simulación numérica que permite estudiar el comportamiento aerodinámico no-lineal e inestacionario de micro-vehículos aéreos no-tripulados (MAVs) de alas batientes inspirados en la biología. De todo lo anteriormente dicho se observa que en los trabajos previos desarrollados en el tema, usan el VLM por su versatilidad y eficiencia en el análisis aerodinámico y de dinámica de vuelo, motivo por el cual para esta investigación la selección del método de VLM se considera la más correcta, además de constituirse en el primer código propio venezolano con fines de investigación que involucra la curvatura, los efectos de compresibilidad y el cálculo de los coeficientes de estabilidad estática con fines futuros de optimización.

Como se observa el método VLM ha encontrado un sin número de aplicaciones en la ciencia y desarrollos tecnológicos, pero para el problema de cálculo aerodinámico simple o geométrico del alta complejidad con códigos privados, para sentar una base que sirva de herramienta a futuras investigaciones en el área de diseño de geometrías aerodinámicas óptimas, el investigador desarrollará en este trabajo de grado un código computacional propio y modificable para determinar las variables aerodinámica de alas subsónicas basadas en VLM.

2.2 Bases teóricas

2.2.1 Definición de Aerodinámica

(Rodríguez. F. 2002) Es la parte de la física que estudia las reacciones que produce un cuerpo como consecuencia de su desplazamiento dentro de una masa fluida. Concretamente forma parte de la hidrodinámica, la que en su momento se dividió en una parte dedicada a los fluidos líquidos y la otra a los fluidos gaseosos, por lo que se transformó en fluido-dinámica, razón por la cual muchos de los principios, leyes y teoremas que inicialmente fueron enunciados para la hidrodinámica, son adoptados por la aerodinámica como el caso del teorema de Bernoulli, Nº de Reynolds, entre otros.

Desde el punto de vista del procedimiento, metodología y elementos utilizados para su estudio, la aerodinámica puede dividirse en: analítica, descriptiva y experimental

a. **Analítica**: consiste en que todos los estudios están basados en demostraciones matemáticas.
b. **Descriptiva**: se basa en la demostración práctica de los resultados obtenidos analíticamente.
c. **Experimenta**l: consiste en realizar ensayos en túneles aerodinámicos, demostrando o no los resultados obtenidos anteriormente.

La aerodinámica también puede definirse en aerodinámica de alta y de baja velocidad, también llamadas subsónica y supersónica. Tal es la diferencia entre estas dos aerodinámicas, que producen, diferentes expresiones matemáticas del mismo teorema, como la utilización de distintas formas de perfiles alares y distintos requisitos de estabilidad, entre otros. La división de estas dos aerodinámicas está dada por la velocidad del sonido.

Las fuerzas que actúan sobre una aeronave en vuelo son de tres tipos: Fuerzas Aerodinámicas, Fuerza Gravitacional y Fuerza de Impulso. Las fuerzas aerodinámicas son las que se generan debido al movimiento del aire alrededor de la aeronave, como lo son la sustentación (L) y la resistencia al avance (D). La fuerza gravitacional constituida por el peso (W) y la fuerza de impulso que es generada por un ente externo a la aeronave, como lo es la planta propulsora y está constituida por el empuje, que es la fuerza encargada de producir el movimiento de avance de la aeronave. La estabilidad se encuentra estrechamente relacionada con la maniobrabilidad y la aerodinámica, ésta se refiere al conjunto de momentos de las fuerzas actuantes sobre la aeronave, la cual será estable si la suma de los momentos es igual a 0. Si el centro de gravedad (C.G) cambia y las fuerzas se mantienen constantes o viceversa, para mantener la estabilidad de la aeronave, la sumatoria de los momentos debe ser igual a 0 y esto se logra con el uso de superficies estabilizadoras o de control como lo son los alerones, el estabilizador vertical y el estabilizador horizontal. En la figura 2.1 se muestra un esquema de las fuerzas actuantes sobre una aeronave.

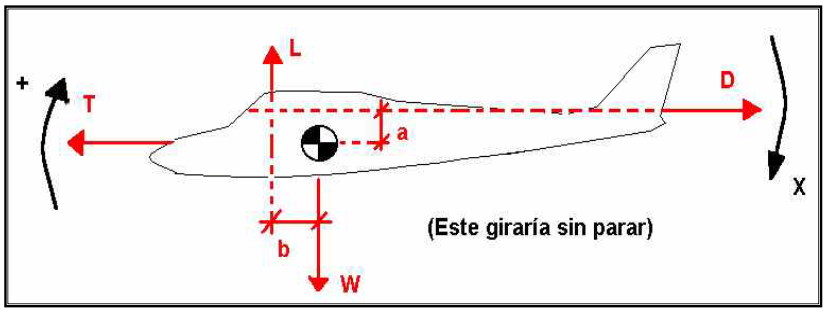


Figura 2.1 Fuerzas actuantes en una aeronave
Fuente: Rodríguez (2002).

En la figura 2.1 también se puede observar, que todas las fuerzas se aplican en puntos diferentes. Las fuerzas aerodinámicas, la sustentación y la resistencia se aplican sobre un punto que está a una distancia vertical “a” y

horizontal “b” respecto del centro de gravedad, llamado “**Centro aerodinámico”** y es el punto alrededor del cual el momento producido por las fuerzas aerodinámicas permanece constante. El punto de aplicación de la fuerza de empuje, es llamado “**Centro de empuje”** y su ubicación depende de la posición de la planta propulsora.

2.2.2 Fuerzas Aerodinámicas

(Rodríguez, 2002) Si bien sobre una aeronave en vuelo básicamente se consideran 4 fuerzas, para el cálculo aerodinámico se consideran únicamente 2, ya que son las que se generan por la acción del movimiento del aire y éstas bajo consideraciones de vuelo recto y nivelado, se usan para determinar la fuerza de empuje o tracción. Por esta razón es muy importante definir cuáles son las fuerzas aerodinámicas y la relación entre ellas.

Las dos fuerzas aerodinámicas que actúan sobre la superficie del ala son: sustentación y resistencia (Fox & McDonald, 1995)

$$L = \frac{1}{2}\rho . V^2 S_w Cl \tag{2.1}$$

$$D = \frac{1}{2}\rho . V^2 S_w Cd \tag{2.2}$$

Donde puede observarse la influencia o relación directa entre la densidad del aire “ρ”, la velocidad de la corriente incidente “V” y la superficie alar “S_w”, sobre el valor de dichas fuerzas, así mismo, se expresan en ambas ecuaciones la relación con los parámetros adimensionales, coeficiente de sustentación (Cl) y coeficiente de resistencia (Cd).

Al realizar un análisis dimensional de las ecuaciones 2.1 y 2.2, el término $\frac{1}{2}\rho.V^2$, tiene unidades de presión, el cual en la ecuación de Bernoulli representa la energía cinética del fluido por unidad de volúmen, por tanto es llamado **presión dinámica** del fluido, éste se multiplica por S_w o superficie del objeto inmerso dentro de la corriente fluida, dando como resultado en ambas ecuaciones unidades de Fuerza, tal cual lo son las magnitudes L y D. Como conclusión de este último análisis, los parámetros CL y Cd, deben ser adimensionales, ahora bien, surge la pregunta, ¿De que dependen estos dos parámetros adimensionales?, realizando un análisis cualitativo de ambas ecuaciones, se da respuesta a la interrogante anterior. Empezando con la densidad, se puede decir, que el sólo hecho de realizar, un cálculo a diferentes alturas donde todos los parámetros se mantuvieran constantes menos la densidad del aire, traería como consecuencia la disminución de las fuerzas aerodinámicas, cuanto menor es el valor de la densidad, de la misma forma al aumentar la velocidad de la corriente incidente sobre el objeto, las fuerzas aerodinámicas aumentan y al disminuir la velocidad éstas disminuyen. Si se prueban dos alas inmersas en una corriente de aire a la misma velocidad “V”, con la misma vista en planta o superficie alar y rugosidades superficiales iguales, pero con secciones transversales diferentes, suponiendo la sección del ala 1 una elipse y la sección del ala 2 un rectángulo, obviamente los resultados de L y D serán diferentes para ambas alas, entonces ambos parámetros adimensionales Cl y Cd dependerán de la forma geométrica de la sección transversal del ala llamada **Perfil alar.** De igual forma se afirma que ambos coeficientes dependen de la viscosidad del fluido, que adimensionalmente se puede incluir con el número de Reynolds, entonces, en conclusión ambos parámetros dependen de la forma del perfil y del número de Reynolds.

2.2.3 Determinación de los Coeficientes de Sustentación y Resistencia.

Como se dijo en el apartado anterior estos parámetros son adimensionales y se obtienen al adimensionalizar las fuerzas aerodinámicas, por despeje simple de las ecuaciones 2.1 y 2.2, obteniéndose:

$$CL = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho . V^2 . S_w} \tag{2.3}$$

$$Cd = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho . V^2 . S_w} \tag{2.4}$$

Esta es la forma trivial de determinarlo, ahora bien el hecho físico es que el aire circula alrededor de un objeto ejerciendo **Presión** sobre el mismo, esta presión por unidad de área del objeto, genera la Fuerza Aerodinámica. La componente horizontal de dicha fuerza es la resistencia y la vertical es la sustentación. En términos adimensionales al obtener el coeficiente de presión “Cp” se obtienen por descomposición por unidad de área, los coeficientes de sustentación “Cl” y de resistencia “Cd”. La ecuación 2.5 permite determinar el coeficiente de presión Cp para flujo incompresible. (Fox & McDonald, 1995)

$$Cp = \frac{\Delta P}{\frac{1}{2}\rho V^2} \tag{2.5}$$

2.2.4 Aerodinámica computacional.

La evolución de la aeronáutica, ha obligado a los investigadores a involucrar el uso de computadores en los cálculos, (Chao, 2007) La aerodinámica computacional está provista de ideas para la resolución de problemas complejos, a través de las ecuaciones gobernantes de la mecánica de fluidos en la figura 2.2 se muestra el flujograma de funciones típicas en un sistema aerodinámico computacional, éste consiste de tres partes

fundamentales como lo son: la introducción de la geometría, la resolución de las ecuaciones de flujo y el post-procesamiento de resultados. En la figura se denotan cuatro métodos de ecuaciones para la resolución del campo del fluido en un orden de menos complejidad a mayor complejidad.

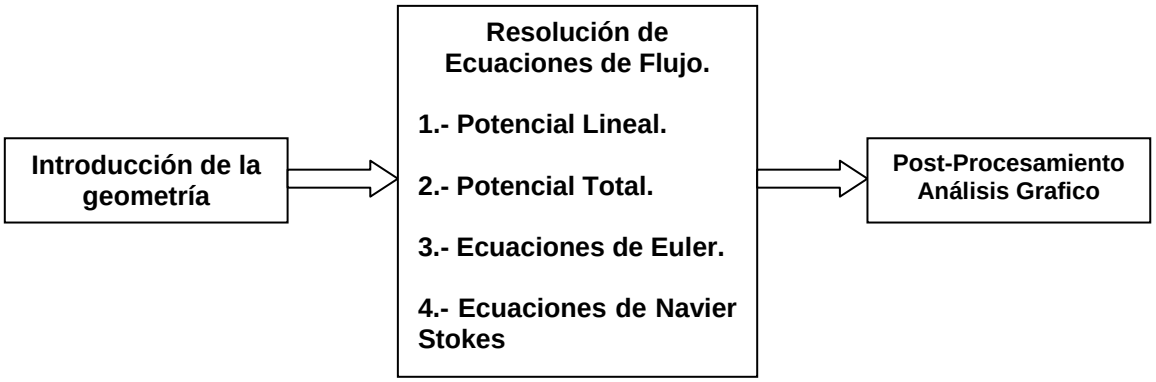


Figura 2.2 **Funciones típicas en un sistema aerodinámico computacional**
Fuente: Chao, 2007

Para flujo incompresible y no viscoso las ecuaciones de flujo potencial lineal, proveen muy buenos resultados con un amplio rango de condiciones. La ecuación de Laplace es exacta para este tipo de campos de flujo.

El método de los vórtices ligados o VLM por sus siglas en inglés, es un método basado en una singularidad en el campo del fluido (Vórtice) como solución de la ecuación de Laplace, la cual es muy fácil de usar y capaz de proveer excelentes resultados para la aerodinámica de alas, lo cual lo lleva a ser el método más usado en la aerodinámica computacional.

2.2.5 El Vortex Lattice Method (VLM)

El VLM es uno de los métodos numéricos más usados en la determinación de las fuerzas aerodinámicas sobre alas de envergadura finita, el mismo consiste, en forma general, en determinar la influencia de la circulación "Γ" generada por una herradura de vórtices, sobre el vector velocidad, la cual generará una distribución de presión por unidad de superficie, resultando en una distribución de fuerzas como se explicó en el

apartado anterior. Para la comprensión total del VLM, en la siguiente sección se comenzará por explicar el método de los paneles para perfiles (2D) lo cual conllevará a la resolución del problema de alas finitas (3D).

2.3 El método de los paneles para perfiles (Problema 2D).

Este método es muy fácil de usar, proporciona muy buenos resultados en la aerodinámica de las alas y la interacción de componentes. Éste fue uno de los primeros métodos que se utilizaron en las computadoras para determinar las características aerodinámicas de perfiles alares. El método de los paneles se basa matemáticamente en soluciones a la ecuación de Laplace y está sujeto a una serie de restricciones teóricas básicas o condiciones de borde que se explican a continuación.

2.3.1 La vorticidad en problemas bidimensionales (primera condición de borde).

Para flujo estable, no viscoso sobre un objeto bidimensional se puede considerar la **vorticidad,** nula, es decir: (Cummings & Mason et al, 1995)

$$\vec{V}.\vec{n} = 0 \tag{2.6}$$

Donde $\vec{V}$ es el vector Velocidad y $\vec{n}$ es el vector normal al plano, esto quiere decir que los cambios de dirección del vector velocidad son sólo en el plano cartesiano x,y dependiendo este cambio de dirección sólo de la forma del perfil definida por las ecuaciones 2.7 y 2.8.

$$y = f(x) \tag{2.7}$$

$$y - f(x) = 0 \tag{2.8}$$

O al representarlo como una ecuación de dos variables se escribe de la forma:

$$F(x,y) = 0 \quad (2.9)$$

$$F(x,y) = y - f(x) \quad (2.10)$$

En la figura 2.3 se observa la descomposición del vector velocidad de la corriente incidente sobre el perfil V_∞ que entra al perfil, a un **ángulo de ataque** α, en el plano cartesiano x,y.

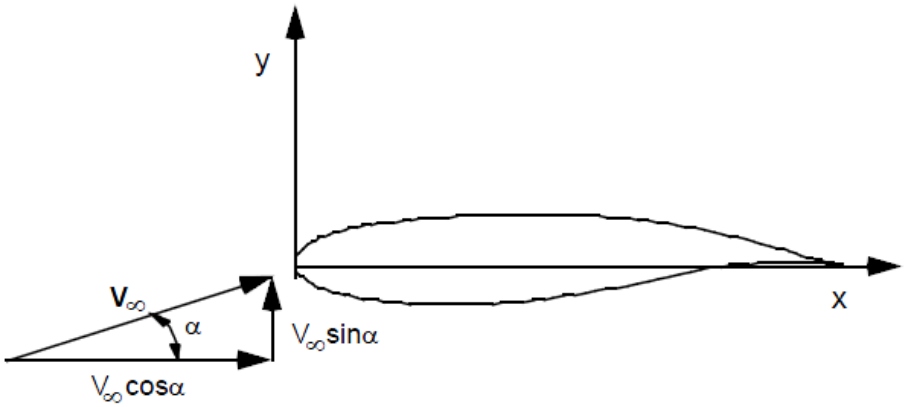


Figura 2.3 **Descomposición del vector velocidad.**
Fuente: Cummings & Mason et al, 1995

En la figura 2.3 se representa la velocidad de la corriente libre V_∞, ahora bien nos interesa el vector velocidad sobre el perfil el cual se determina a través de la expresión: (Cummings & Mason et al, 1995)

$$\vec{V} = \overrightarrow{V_\infty} + \vec{q}(x,y) \quad (2.11)$$

Donde $\vec{q}(x,y)$ es la perturbación de la velocidad debida a la forma del perfil la cual tiene componentes "*u*" y "*v*" en los ejes "*x*" y "*y*" respectivamente.

Al asumir flujo irrotacional, las componentes del vector velocidad dependen de una función potencial escalar ϕ, entonces: (Fox & McDonald, 1995)

$$u = \nabla\phi_x \text{ y } v = \nabla\phi_y \tag{2.12}$$

Usando la ecuación 2.11 y la figura 2.3, se pueden escribir las componentes del vector velocidad de la forma: (Cummings & Mason, et al, 1995)

$$u_{total} = V_\infty cos\alpha + u(x,y) \tag{2.13}$$

$$v_{total} = V_\infty sin\alpha + v(x,y) \tag{2.14}$$

A través de la condición de vorticidad nula (ecuación 2.6) y sabiendo que el vector normal $\vec{n}$ se representa como: $\vec{n} = \frac{\nabla\vec{F}(x,y)}{|\vec{F}(x,y)|}$, se tiene: (Cummings & Mason et al, 1995)

$$(u_{total}\hat{\imath} + v_{total}\hat{\jmath}).\left(\frac{\partial F}{\partial x}\hat{\imath} + \frac{\partial F}{\partial y}\hat{\jmath}\right) = 0 \tag{2.15}$$

$$u_{total}.\frac{\partial F}{\partial x} + v_{total}.\frac{\partial F}{\partial y} = 0 \tag{2.16}$$

Sustituyendo las ecuaciones 2.13 y 2.14 en la ecuación 2.16 se obtiene: (Cummings & Mason et al, 1995)

$$(V_\infty cos\alpha + u(x,y)).\frac{\partial F}{\partial x} + (V_\infty sin\alpha + v(x,y)).\frac{\partial F}{\partial y} = 0 \tag{2.17}$$

Se calculan ahora las derivadas parciales de F ($\frac{\partial F}{\partial x} = -\frac{df}{dx}$ y $\frac{\partial F}{\partial y} = 1$) y se sustituyen en la ecuación 2.17, obteniéndose: (Cummings & Mason et al, 1995)

$$-(V_\infty cos\alpha + u).\frac{\partial f}{\partial x} + (V_\infty sen\alpha + v) = 0 \qquad (2.18)$$

De la expresión anterior se obtiene la dependencia de la velocidad vertical *v* con respecto a la horizontal *u* y la forma del perfil f. (Cummings & Mason et al, 1995)

$$v = (V_\infty cos\alpha + u).\frac{\partial f}{\partial x} - V_\infty sen\alpha \qquad (2.19)$$

2.3.2 Linearización de la condición de borde.

Tomando como base la figura 2.3, suponiendo un ángulo de ataque α pequeño se obtienen las relaciones: $V_\infty cos\alpha \rightarrow V_\infty$ y $V_\infty sen\alpha \rightarrow V_\infty \alpha$ que al sustituirlas en la ecuación 2.19 queda: (Cummings & Mason et al, 1995)

$$v = (V_\infty + u).\frac{\partial f}{\partial x} - V_\infty \alpha \qquad (2.20)$$

Dividiendo entre V_∞ queda:

$$\frac{v}{V_\infty} = (1 + \frac{u}{V_\infty}).\frac{\partial f}{\partial x} - \alpha \qquad (2.21)$$

Ahora bien la perturbación *u* es muy pequeña en comparación con la velocidad de la corriente libre, entonces la relación $\frac{u}{V_\infty} \rightarrow 0$, obteniéndose de

esta forma la condición de borde definitiva de la forma: (Cummings & Mason et al, 1995)

$$\frac{v}{V_\infty} = \frac{\partial f}{\partial x} - \alpha \tag{2.22}$$

2.3.3 Superposición de curvatura, espesor y ángulo de ataque.

La ecuación 2.22 es una ecuación lineal. La aplicación directa de ésta sobre un perfil aerodinámico, el cual se representa con una función de dos variables es, en ocasiones complicada. En el caso de perfiles es posible dividir el problema total en tres problemas particulares como lo son: curvatura, espesor y ángulo de ataque, para luego superponerlos como se observa en la figura 2.4.

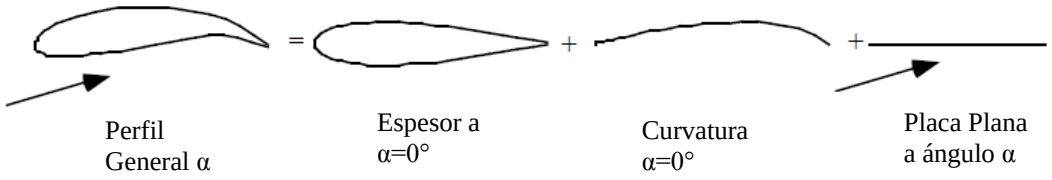


Figura 2.4 **Superposición sobre el perfil.**
Fuente: Cummings & Mason et al, 1995

Se toma como base la línea de curvatura (con subíndice c por “Camber”) y todo espesor (con subíndice t por “thickness”) que esté por encima de ella será positivo y por debajo de ella será negativo, la condición de borde para vorticidad nula quedará de la forma: (Cummings & Mason et al, 1995)

$$\frac{v(x,0^+)}{V_\infty} = \frac{df_c}{dx} + \frac{df_t}{dx} - \alpha \tag{2.23}$$

$$\frac{v(x,0^-)}{V_\infty} = \frac{df_c}{dx} - \frac{df_t}{dx} - \alpha \tag{2.24}$$

2.4 Coeficiente de presión.

Para flujo incompresible, el coeficiente de presión se puede determinar a través de la ecuación de Bernoulli, de la que se obtiene la expresión 2.25: (Fox & McDonald, 1995)

$$Cp = 1 - \left(\frac{\vec{V}}{\vec{V_\infty}}\right)^2 \tag{2.25}$$

Sustituyendo las ecuaciones paramétricas del vector $\vec{V}$ de la figura 2.3, resolviendo el cuadrado y despreciando los términos tendientes a cero, para el problema planteado el coeficiente de presión se determina mediante la expresión 2.26:

$$Cp = -2\frac{u}{V_\infty} \tag{2.26}$$

Al aplicar superposición, se anula el efecto de espesor y la ecuación general para la variación de Cp se obtiene mediante la expresión 2.27:

$$\Delta Cp = 2(Cp_c - Cp_\alpha) \tag{2.27}$$

2.5 Teorema de los Vórtices.

El uso de las singularidades de flujo llamadas vórtices para el modelado de superficies sustentadoras, es común y de mucha aplicación en la aerodinámica, en este apartado se revisarán las propiedades de los vórtices

aplicados para el estudio de flujo de fluidos, las cuales reciben el nombre de teorema de los vórtices.

Según Karamcheti (2003), el teorema de los vórtices está íntimamente relacionado con el teorema de Kelvin y de Helmholtz, cuyos resultados son tres:

1.- La circulación Γ a lo largo de una línea de vórtices es constante.

2.- Una línea de vórtices no puede comenzar ni terminar abruptamente en un fluido, la línea de vórtice debe ser: cerrada, extendida al infinito o que termine en una frontera sólida.

3.- Un flujo no viscoso inicialmente irrotacional, permanecerá irrotacional.

Con esto se concluye que: una distribución de vórtices puede simular un cambio tangencial de la velocidad mientras que dicho cambio sea continuo, así, la velocidad normal inducida genera una distribución de presión lo cual representa una distribución de fuerzas aerodinámicas.

2.6 Ley de Biot-Savart.

Esta ley, muy aplicada en el campo de la física se usa en la dinámica de fluidos para la determinación de la velocidad inducida por una distribución de vórtices en una región fluida determinada. Para el caso bidimensional en coordenadas polares esta singularidad se expresa matemáticamente mediante la ecuación 2.28: (Chao, 2007).

$$\vec{V} = \frac{\Gamma}{2.\pi.r}\hat{e}_\theta \tag{2.28}$$

Tal y como se observa en la figura 2.5.

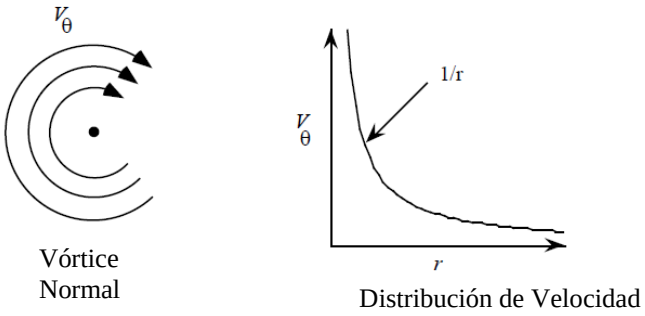


Figura 2.5 Vórtice normal y distribución de velocidad.
Fuente: Chao, 2007

2.6.1 Extrapolación al caso tridimensional de la ley de Biot-Savart.

Hasta ahora se ha basado teóricamente sólo el problema bidimensional, ahora bien se considera un campo de flujo inducido por un hilo de vórtices como el que se muestra en la figura 2.6.

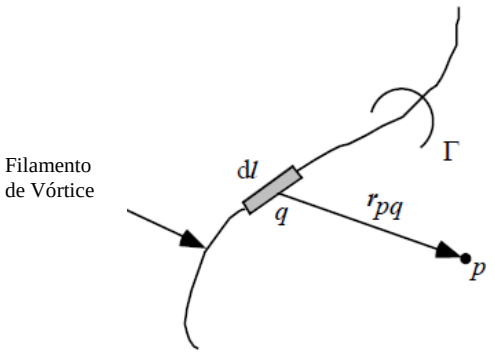


Figura 2.6 Filamento de vórtices tridimensional.
Fuente: Cummings & Mason et al, 1995

La descripción matemática para el flujo inducido por un filamento de vórtices en tres dimensiones está dada por la Ley de Biot Savart, que basada en la figura 2.6 se expresa de la siguiente forma: (Cummings & Mason et al, 1995)

$$dV_p = \frac{\Gamma}{4\pi} . \frac{\overrightarrow{dl}\, x\, \vec{r}_{pq}}{\left|\vec{r}_{pq}\right|^3} \tag{2.29}$$

Al integrar la ecuación 2.29 para obtener la velocidad inducida por todo el filamento de vórtices se obtiene: (Cummings & Mason et al, 1995)

$$V_p = \frac{\Gamma}{4\pi} \int \frac{\overrightarrow{dl}\, x\, \vec{r}_{pq}}{\left|\vec{r}_{pq}\right|^3} \tag{2.30}$$

Con esta expresión se puede determinar la velocidad inducida en cada punto del objeto en función de su forma y de la circulación o bien dada la velocidad inducida que afecta la velocidad total, con la cual se puede determinar la distribución de fuerzas aerodinámicas y los coeficientes de estabilidad estática.

2.7. Recopilación de formas de resolución de los modelos aerodinámicos de análisis VLM.

Al desarrollarse una amplia búsqueda de trabajos de investigación y bibliografía acerca de análisis aerodinámico de alas subsónicas basadas en VLM, se concluye que existen dos grandes procedimientos para el cálculo de la intensidad de vórtices de herradura, que son:

- El desarrollado por Hsichum Hua en 1976, el cual realiza los cálculos basados en la definición geométrica del ala sobre dos sistemas de referencia y luego el ala se divide en segmentos, dados, la cuerda en la raíz, cuerda en la punta, la envergadura, la flecha, el diedro y la torsión.

- El desarrollado en su trabajo por Chao Liu en 2007 el cual no involucra directamente efectos de torsión, curvatura y compresibilidad pero resulta de más fácil aplicación, lo cual facilita la elaboración del código para involucrar los efectos de torsión, curvatura y compresibilidad con una mayor velocidad de cómputo.

A continuación se desarrollan teóricamente los modelos de VLM de Hsichum Hua y Chao Liu para el análisis comparativo.

2.7.1 Modelo de Hsichum Hua (MHH).

2.7.1.1 Seccionado geométrico del ala (Mallado de Superficie).

La superficie se secciona, dividiendo la semiala en dirección tanto de la envergadura como de la cuerda en “N” (para el ejemplo de la figura N=3) partes iguales como se muestra en la figura 2.7 con un ejemplo de 9 secciones.

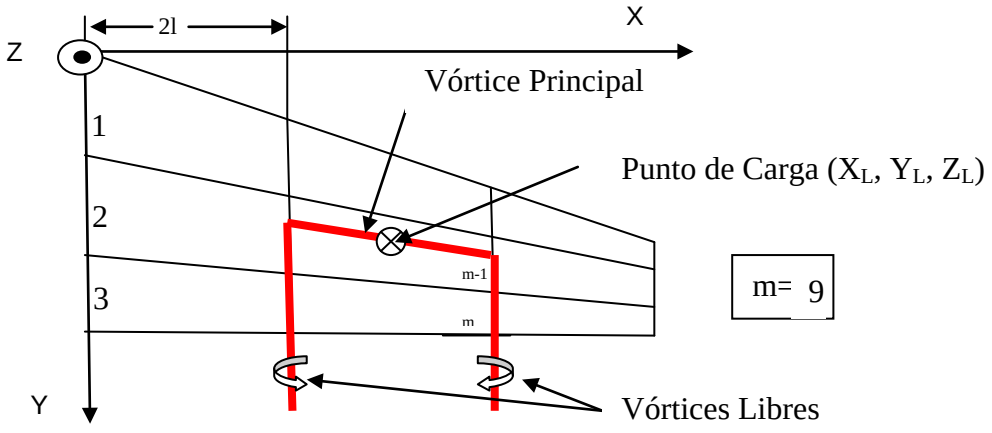


Figura 2.7. Seccionado Geométrico del Ala (Mallado de Superficie) para modelo de Hsichum Hua.

El mallado simple de la figura 2.7, resulta en 9 secciones numeradas en orden ascendente (1,2,3,….m-1, m), de arriba hacia abajo y de izquierda a derecha para una semiala. En cada sección se forma una herradura de vórtices formado por un vórtice principal y dos vórtices libres, cada uno de estos últimos con sentidos opuestos. En cada sección se tiene un punto de carga (X_L, Y_L, Z_L) ubicado sobre el vórtice principal, es decir, a ¼ de la longitud de la cuerda desde el borde de ataque de la sección en dirección X y en la mitad de la sección en dirección Y, además en cada sección se ubica un punto de control (X_c, Y_c, Z_c) ubicado, a 3/4 de la longitud de la cuerda desde el borde de ataque de la sección en dirección X y en la mitad de la sección en dirección Y, en ambos puntos la coordenada Z depende del ángulo de diedro y la torsión.

2.7.1.2. Longitud del vector Vórtice Principal en forma diferencial ($\overrightarrow{ds}$):

Ubicando la semiala en el espacio cartesiano con los ángulos geométricos respectivos, se puede escribir matemáticamente el vector $\overrightarrow{ds}$ de la forma:

$$\overrightarrow{ds} = \left[(cos\mu)\hat{\imath} + (cos\varepsilon + tan\Lambda sen\mu sen\varepsilon)\hat{\jmath} + (sen\varepsilon - tan\Lambda sen\mu cos\varepsilon)\hat{k}\right]dh \quad (2.31)$$

Donde h es la longitud de la envergadura media de la sección, es decir, desde el punto de carga. Se determinan entonces las componentes del vector $\overrightarrow{ds}$ utilizando las ecuaciones 2.32, 2.33 y 2.34.

$$a_1 = cos\mu \quad (2.32)$$

$$a_2 = cos\varepsilon + tan\Lambda sen\mu sen\varepsilon \quad (2.33)$$

$$a_3 = sen\varepsilon - tan\Lambda sen\mu cos\varepsilon \quad (2.34)$$

Quedando la ecuación 2.31, escrita según la expresión 2.35:

$$\overrightarrow{ds} = \left[a_1\hat{\imath} + a_2\hat{\jmath} + a_3\hat{k}\right]dh \quad (2.35)$$

Los puntos extremos de cada vórtice principal se ubicarán, tomando como longitud en dirección Y de cada sección "2l" como se muestra en la figura 2.7, aunado a lo expresado en la ecuación 2.31, será:

$$\text{IZQUIERDA } (X_L - l_x a_1, Y_L - la_2, Z_L - la_3) \quad (2.36)$$

$$\text{DERECHA } (X_L + l_x a_1, Y_L + la_2, Z_L + la_3) \quad (2.37)$$

Donde la variable l_x, medida en dirección de la cuerda y utilizada para la determinación de la coordenada X de cada punto, será variable y dependerá de la pendiente de la recta que une los puntos extremos de cada línea de vórtices principal.

2.7.1.3. Longitud de los vectores Vórtices Libres en forma diferencial ($\overrightarrow{dg}$):

Los vórtices libres son paralelos a la corriente incidente, entonces el ángulo que éstos forman con el eje X es el ángulo de ataque α y son influenciados por el ángulo de deslizamiento superficial β en Y, según esto la longitud de los vórtices libres será como lo expresa la ecuación 2.38:

$$\overrightarrow{dg} = \mp\left(\hat{\imath} - \frac{tan\beta}{cos\alpha}\hat{\jmath} + tan\alpha\hat{k}\right)dx \quad (2.38)$$

Donde el signo negativo corresponde al vórtice libre izquierdo y el positivo al derecho. Se determinan entonces las componentes del vector $\overrightarrow{dg}$ utilizando las ecuaciones 2.39 y 2.40.

$$b_2 = -\frac{tan\beta}{cos\alpha} \tag{2.39}$$

$$b_3 = tan\alpha \tag{2.40}$$

Quedando la ecuación 2.38, escrita según la expresión 2.41:

$$\overrightarrow{dg} = \mp\left(\hat{\imath} - b_2\hat{\jmath} + b_3\hat{k}\right)dx \tag{2.41}$$

2.7.1.4 Determinación del procedimiento matemático para el cálculo de la velocidad inducida por el Vórtice principal $(\vec{V}_P)$.

En aerodinámica se utiliza la vorticidad de manera de inducir una velocidad sobre un objeto cualquiera, inmerso en una corriente de aire. Para la determinación de la velocidad inducida "dV" se utiliza la Ley de Biot Savart, la cual se modifica para flujo compresible como se observa en la ecuación 2.42:

$$\overrightarrow{dV} = \frac{\mathrm{B}^2\Gamma}{4\pi} \cdot \frac{\overrightarrow{R}\, x \overrightarrow{ds}}{\left|\overrightarrow{R_B}\right|^3} \tag{2.42}$$

Donde B^2 es el parámetro de compresibilidad, el cual se determina usando la expresión 2.43:

$$B^2 = 1 - M^2 \tag{2.43}$$

M es el número de Mach, $\vec{R}$ es el vector posición desde los extremos de $\overrightarrow{ds}$ hasta el punto de control y Γ es la magnitud del vórtice.

Ahora el vector posición se determina:

$$\vec{R} = (X_c - X)\hat{\imath} + (Y_c - Y)\hat{\jmath} + (Z_c - Z)\hat{k} \qquad (2.44)$$

Es conveniente por razones de cálculo matemático expresar:

$$R_B^2 = (X_c - X)^2 + B^2[(Y_c - Y)^2 + (Z_c - Z)^2] \qquad (2.45)$$

Ahora sustituyendo lo expresado en las ecuaciones 2.36 y 2.37, se determinan las componentes del vector $\vec{R}$, sabiendo que Dx, Dy y Dz son las distancias entre el punto de control y el punto de carga, en las direcciones x, y y z respectivamente, además de h como la magnitud del vector ds.

$$X_c - X = D_x - a_1 h \quad donde \;\; D_x = X_c - X_L \qquad (2.46)$$

$$Y_c - Y = D_y - a_2 h \quad donde \;\; D_y = Y_c - Y_L \qquad (2.47)$$

$$Z_c - Z = D_z - a_3 h \quad donde \;\; D_z = Z_c - Z_L \qquad (2.48)$$

Quedando al sustituir 2.46, 2.47 y 2.48 en 2.44 y 2.45, el vector $\vec{R}$ y la magnitud R_B^2 expresados de la forma:

$$\vec{R} = (D_x - a_1 h)\hat{\imath} + \left(D_y - a_2 h\right)\hat{\jmath} + (D_z - a_3 h)\hat{k} \qquad (2.49)$$

$$R_B^2 = (D_x - a_1 h)^2 + B^2\left[(D_y - a_2 h)^2 + (D_z - a_3 h)^2\right] \qquad (2.50)$$

Desarrollando la ecuación 2.50, da como resultado una ecuación cuadrática en h, como la que se obtiene en la expresión 2.51:

$$R_B^2 = C_1 + C_2 h + C_3 h^2 \tag{2.51}$$

Donde los coeficientes C_1, C_2 y C_3 se desarrollan según las expresiones 2.52, 2.53 y 2.54:

$$C_1 = D_x^2 + B^2 D_y^2 + B^2 D_z^2 \tag{2.52}$$

$$C_2 = -2(a_1 D_x + a_2 B^2 D_y + a_3 B^2 D_z) \tag{2.53}$$

$$C_3 = a_1^2 + B^2(a_2^2 + a_3^2) \tag{2.54}$$

Para completar el desarrollo de la ecuación 2.42 se determina la expresión:

$$\vec{R} x \overrightarrow{ds} = \left[\left(a_3 D_y - a_2 D_z\right)\hat{\imath} + (a_1 D_z - a_3 D_x)\hat{\jmath} + \left(a_2 D_x - a_1 D_y\right)\hat{k}\right] dh \tag{2.55}$$

El desarrollo matemático se finaliza sustituyendo en forma integral la ecuación 2.49, 2.50 y 2.51 en la ecuación 2.42.

$$\vec{V}_P = -\frac{(1 - M^2)\Gamma}{4\pi} \int_{-l}^{l} \frac{\left[\left(a_3 D_y - a_2 D_z\right)\hat{\imath} + (a_1 D_z - a_3 D_x)\hat{\jmath} + \left(a_2 D_x - a_1 D_y\right)\hat{k}\right]}{(C_1 + C_2 h + C_3 h^2)^{3/2}} dh \tag{2.56}$$

En donde para simplificar, se denotan tres nuevas variables, mostradas en las ecuaciones 2.57, 2.58 y 2.59:

$$u_P = a_3 D_y - a_2 D_z \tag{2.57}$$

$$v_P = a_1 D_z - a_3 D_x \tag{2.58}$$

$$w_P = a_2 D_x - a_1 D_y \tag{2.59}$$

Obteniéndose la velocidad inducida por el vórtice principal:

$$\vec{V}_P = -\frac{(1-M^2)\Gamma}{4\pi}(u_P\hat{\imath} + v_P\hat{\jmath} + w_P\hat{k})\int_{-l}^{l}\frac{dh}{(C_1 + C_2h + C_3h^2)^{3/2}} \tag{2.60}$$

Ya que las componentes vectoriales permanecen constantes en cada sección de malla. De la misma forma se logro expresar la integral, sólo en función del ancho de la herradura de vórtices “h” la cual se resuelve fácilmente, dando como resultado:

$$\frac{B^2}{4\pi}\int_{-l}^{l}\frac{dh}{(C_1 + C_2h + C_3h^2)^{3/2}} = K_c = -\frac{B^2}{2\pi}\left(\frac{C_2 + 2C_3h}{(4C_1C_3 - C_2^2)(C_1 + C_2h + C_3h^2)^{1/2}}\right) \tag{2.61}$$

Con K_c evaluado entre $-l\ y\ l$ para cubrir todo el vórtice principal o ancho de herradura.

$$K_c = -\frac{B^2}{2\pi}\left(\frac{C_2 + 2C_3l}{(4C_1C_3 - C_2^2)(C_1 + C_2l + C_3l^2)^{1/2}}\right) + \frac{B^2}{2\pi}\left(\frac{C_2 - 2C_3l}{(4C_1C_3 - C_2^2)(C_1 - C_2l + C_3l^2)^{1/2}}\right) \tag{2.62}$$

La velocidad inducida por el vórtice principal queda expresada:

$$\vec{V}_P = (u_P\hat{\imath} + v_P\hat{\jmath} + w_P\hat{k})K_c\Gamma \tag{2.63}$$

2.7.1.5 Método matemático para el cálculo de las Velocidades inducidas por los Vórtices libres ($\vec{V}_L\ y\ \vec{V}_R$).

Al igual que en el apartado anterior se determina el método matemático para calcular la velocidad inducida, ahora por los vórtices libres de la herradura sobre el punto de control, basado en la ley de Biot-Savart (Ecuación 2.42), sustituyendo ds por dg.

$\vec{R}x\overrightarrow{dg} = \left(u_I\hat{\imath} + v_I\hat{\jmath} + w_I\hat{k}\right)(-dx)$ Para el vórtice libre Izquierdo (2.64)

$\vec{R}x\overrightarrow{dg} = \left(u_D\hat{\imath} + v_D\hat{\jmath} + w_D\hat{k}\right)dx$ Para el vórtice libre Derecho (2.65)

Donde las componentes del producto escalar se obtienen geométricamente según las expresiones:

$$u_I = b_3\left(D_y + la_2\right) - b_2(D_z + la_3) \quad (2.66)$$

$$v_I = (D_z + la_3) - b_3(D_x + la_1) \quad (2.67)$$

$$w_I = b_2(D_x + la_1) - (D_y + la_2) \quad (2.68)$$

$$u_D = b_3\left(D_y - la_2\right) - b_2(D_z - la_3) \quad (2.69)$$

$$v_D = (D_z - la_3) - b_3(D_x - la_1) \quad (2.70)$$

$$w_D = b_2(D_x - la_1) - (D_y - la_2) \quad (2.71)$$

Al resolver R_B^2 para ambos vórtices libres se deriva:

$R_{B_I}^2 = e_1 + e_2x + e_3x$ Para el vórtice libre Izquierdo (2.72)

$R_{B_D}^2 = f_1 + f_2x + e_3x$ Para el vórtice libre Derecho (2.73)

Donde:

$$e_1 = X_c^2 + \left[\left(D_y + la_2\right) + b_2(X_L - la_1)\right]^2B^2 + [(D_z + la_3) + b_3(X_L - la_1)]^2B^2 \quad (2.74)$$

$$e_2 = -2\{X_c + \left[\left(D_y + la_2\right) + b_2(X_L - la_1)\right]b_2B^2 + [(D_z + la_3) + b_3(X_L - la_1)]b_3B^2\} \quad (2.75)$$

$$e_3 = 1 + B^2(b_2^2 + b_3^2) \quad (2.76)$$

Y

$$f_1 = X_c^2 + \left[\left(D_y - la_2\right) + b_2(X_L + la_1)\right]^2B^2 + [(D_z - la_3) + b_3(X_L + la_1)]^2B^2 \quad (2.77)$$

$$f_2 = -2\{X_c + \left[\left(D_y - la_2\right) + b_2(X_L + la_1)\right]b_2B^2 + [(D_z - la_3) + b_3(X_L + la_1)]b_3B^2\} \quad (2.78)$$

Al ser aplicados los cambios de variables e_1, e_2, e_3, f_1 y f_2 para resolver de forma integral la ecuación 2.42, se obtienen las expresiones:

Velocidad inducida por el vórtice izquierdo

$$\vec{V}_I = (u_I\hat{\imath} + v_I\hat{\jmath} + w_I\hat{k})k_e\Gamma \tag{2.79}$$

Velocidad inducida por el vórtice derecho

$$\vec{V}_D = (u_D\hat{\imath} + v_D\hat{\jmath} + w_D\hat{k})k_f\Gamma \tag{2.80}$$

Donde

$$K_e = -\frac{1-M^2}{4\pi}\int_{X_L-la_1}^{\infty}\frac{-dx}{(e_1+e_2x+e_3x^2)^{3/2}} \tag{2.81}$$

$$K_f = -\frac{1-M^2}{4\pi}\int_{X_L+la_1}^{\infty}\frac{dx}{(f_1+f_2x+e_3x^2)^{3/2}} \tag{2.82}$$

2.7.1.6. Método matemático para el cálculo de las Velocidad inducida por la herradura de Vórtices $(\overrightarrow{V_\iota})$.

El problema se resuelve ahora por superposición, es decir, si se llama a la velocidad total inducida por la herradura de vórtices $\vec{V}$, de la forma:

$$\vec{V}_i = \left(u_i\hat{\imath} + v_i\hat{\jmath} + w_i\hat{k}\right)\Gamma \tag{2.83}$$

Las componentes del vector u_i, v_i y w_i se determinan por la superposición o influencia de los vórtices libres y el vórtice principal, obteniéndose:

$$u_i = u_P K_c + u_I K_e + u_D K_f \quad (2.84)$$

$$v_i = v_P K_c + v_I K_e + v_D K_f \quad (2.85)$$

$$w_i = w_P K_c + w_I K_e + w_D K_f \quad (2.86)$$

2.7.1.7. Método matemático para el cálculo de la velocidad inducida en cada punto de control "n", debida al vórtice total en cada sección "m".

Tomando como referencia la ecuación 2.83 para la velocidad inducida total en cada sección, se puede esquematizar una expresión matemática para el cálculo de la velocidad inducida por cada vórtice de cada sección sobre el punto de control de todas las secciones de la superficie sustentadora, para ello se denotará con el subíndice "n", al punto de control y con el subíndice "m", al vórtice total de cada sección, según se expresa en la ecuación 2.87:

$$\vec{V}_{i_n} = (u_{i_{n_m}}\hat{\imath} + v_{i_{n_m}}\hat{\jmath} + w_{i_{n_m}}\hat{k})\Gamma_m \quad (2.87)$$

Por ejemplo si se escribe $\vec{V}_{i_2} = (u_{i_{2_1}}\hat{\imath} + v_{i_{2_1}}\hat{\jmath} + w_{i_{2_1}}\hat{k})\Gamma_1$, significa según el mallado expresado en la figura 2.7 que se está calculando la ***velocidad inducida sobre el punto de control de la sección (Panel) 2, por el vórtice total de la sección 1.***

Es importante definir la velocidad de la corriente libre $\overrightarrow{V_\infty}$ antes, ya que la velocidad total sobre cada sección $\vec{V}$ es lógicamente la suma vectorial de la velocidad de la corriente libre más la velocidad total inducida por cada vórtice sobre cada sección, de la forma:

$$\vec{V}_n = \vec{V}_{i_n} + \overrightarrow{V_\infty} \tag{2.88}$$

El vector velocidad de la corriente libre se ve influenciado geométricamente por el ángulo de ataque α y el ángulo de deslizamiento superficial de la corriente β, resultando luego del análisis:

$$\vec{V}_\infty = V_\infty\left(cos\beta cos\alpha\hat{\imath} - sen\beta\hat{\jmath} + cos\beta sen\alpha\hat{k}\right) \tag{2.89}$$

Si se escribe:

$$V_{\infty_x} = cos\beta cos\alpha \tag{2.90}$$

$$V_{\infty_y} = -sen\beta \tag{2.91}$$

$$V_{\infty_z} = cos\beta sen\alpha \tag{2.92}$$

Se obtiene,

$$\vec{V}_\infty = V_\infty\left(V_{\infty_x}\hat{\imath} + V_{\infty_y}\hat{\jmath} + V_{\infty_z}\hat{k}\right) \tag{2.93}$$

Debido a que la superficie sustentadora no es penetrable, en cada sección se cumple la condición de tangencia que establece vectorialmente la siguiente expresión, en la cual $\vec{n}_n$ es el vector normal a la sección.

$$\vec{V}_n.\vec{n}_n = 0 \tag{2.94}$$

Esta ecuación se desarrolla como un sistema de ecuaciones de N x N de donde se determinarán las magnitudes de los vórtices totales Γ_n de cada sección.

2.7.1.8. Método para determinar los coeficientes aerodinámicos.

En esta sección, se desarrolla el modelo matemático para el cálculo de los coeficientes aerodinámicos: Cl (Coeficiente de Sustentación), Cd (Coeficiente de resistencia), Cy (Coeficiente de fuerza lateral), Cm (Coeficiente de momento longitudinal), Cμ (Coeficiente de momento lateral) y Cη (Coeficiente de momento direccional).

La condición de Kutta-Joukousky establece que la fuerza total aerodinámica que se genera sobre un cuerpo inmerso en una corriente de aire, depende únicamente de la circulación alrededor del cuerpo:

$$\overrightarrow{dF} = \rho . \overrightarrow{V} x\, \Gamma . \overrightarrow{ds} \tag{2.95}$$

Donde ρ representa la densidad del aire.

Cada vórtice de la herradura induce una velocidad sobre el punto de carga de cada sección, así, se obtiene la expresión vectorial para el cálculo de la fuerza aerodinámica inducida por los vórtices totales.

$$\vec{F} = \rho\Gamma\left(\mathrm{P_x}\hat{\mathrm{i}} + \mathrm{Q_y}\hat{\mathrm{j}} + \mathrm{T_z}\hat{\mathrm{k}}\right) \tag{2.96}$$

Donde:

$$P_x = 2.l[(-V_\infty sen\beta + v_i')(a_3 - a_1 b_3) - (V_\infty cos\beta sen\alpha + w_i')(a_2 - a_1 b_2)] \tag{2.97}$$

$$Q_y = -2.l(V_\infty cos\beta cos\alpha + u_i')(a_3 - a_1 b_3) \tag{2.98}$$

$$T_z = 2.l(V_\infty cos\beta cos\alpha + u_i')(a_2 - a_1 b_2) \tag{2.99}$$

Luego de utilizar las ecuaciones 2.3 y 2.4 en cada sección, los coeficientes aerodinámicos para toda el ala se obtiene como una sumatoria de todas las secciones como se expresa en las ecuaciones 2.100 y 2.101 para el Cl y Cd.

$$C_L = \frac{2}{S_w V_\infty^2} \sum_1^n \Gamma_i \left(-P_{x_i} sen\alpha + T_{z_i} cos\alpha\right) \tag{2.100}$$

$$C_D = \frac{2}{S_w V_\infty^2} \sum_1^n \Gamma_i \left(P_{x_i} cos\alpha + T_{z_i} sen\alpha\right) \tag{2.101}$$

Una ecuación análoga a las ecuaciones 2.3 y 2,4 se usa para el cálculo del coeficiente de fuerza lateral Cy, pero evidentemente el ángulo de ataque α no influye en la determinación del mismo, ya que la fuerza es perpendicular al plano ZX, que es el plano de giro del ángulo de ataque.

$$C_Y = \frac{2}{S_w V_\infty^2} \sum_1^n \Gamma_i Q_{y_i} \tag{2.102}$$

Para la determinación de los coeficientes de momentos se utilizan las longitudes características de cuerda y envergadura según sea el sentido de giro de cada momento.

$$C_m = \frac{2}{S_w C V_\infty^2} \sum_1^n \Gamma_i \left(P_{x_i} \bar{Z}_i - T_{z_i} \bar{X}_i\right) \tag{2.103}$$

Donde: $\bar{Z}_i = Z_{L_i} - Z_{CG}$ y $\bar{X}_i = X_{L_i} - X_{CG}$ sabiendo que Z_{CG} y X_{CG} son las coordenadas Z y X del centro de gravedad de la aeronave.

De la misma forma se determinan los coeficientes de momento lateral y direccional, derivándose del análisis las expresiones:

$$C_\mu = \frac{2}{S_w b V_\infty^2} \sum_1^n \Gamma_i \left[\left(P_{x_i} sen\alpha - T_{z_i} cos\alpha \right) \bar{Y}_i + Q_{y_i} \bar{Z}_i cos\alpha \right] \tag{2.104}$$

Donde: $\bar{Y}_i = Y_{L_i} - Y_{CG}$ sabiendo que Y_{CG} es la coordenada Y del centro de gravedad de la aeronave.

$$C_\eta = \frac{2}{S_w b V_\infty^2} \sum_1^n \Gamma_i \left[-\left(P_{x_i} cos\alpha + T_{z_i} sen\alpha \right) \bar{Y}_i - Q_{y_i} \bar{X}_i cos\alpha \right] \tag{2.105}$$

2.7.2. Modelo de Chao Liu (MChL).

2.7.2.1. Seccionado geométrico del ala (Mallado de Superficie).

En este modelo, el mallado de superficie se realiza en forma idéntica al modelo empleado pro Hsichum Hua, pero tomando en cuenta ambas semialas y numerándolas como casillas de fila “j” y columna “i” como se muestra en la figura 2.8.

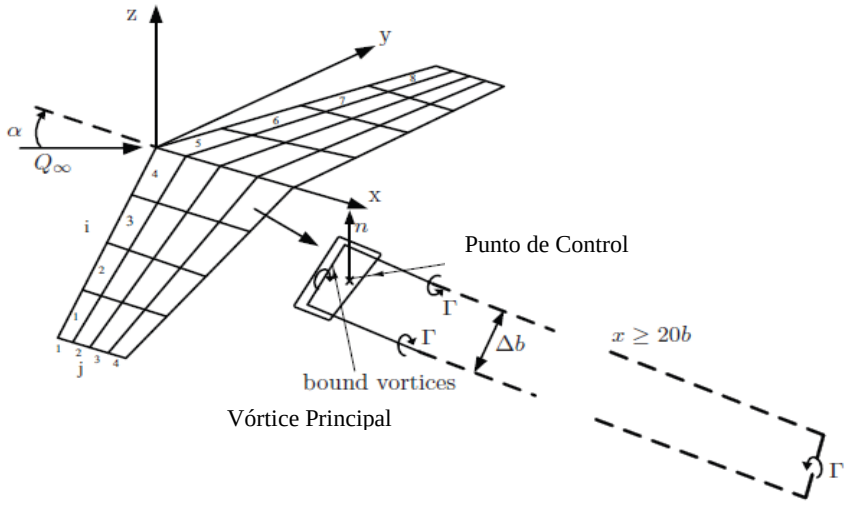


Figura 2.8. Seccionado Geométrico del Ala (Mallado de Superficie) para modelo de Chao Liu.
Fuente: Chao, 2007

2.7.2.2. Ubicación de puntos de control y extremos de herradura.

Se considera el ala como una plataforma delgada como se observa en la figura 2.8, tomando en cuenta una herradura de vórtices en la cual el vórtice principal se ubica a ¼ de longitud de cuerda de cada sección y a ¾ de la longitud de la cuerda en cada sección el punto de control. Luego en los extremos de cada sección se ubican los puntos extremos del vórtice principal los cuales coinciden con los puntos de inicio de los vórtices libres formando la herradura de vórtices.

2.7.2.3. Cálculo de la velocidad inducida.

La velocidad inducida se obtiene a través de una expresión que representa la forma vectorial de la ley de Biot-Savart (Ecuación 2.42):

$$\vec{V_i} = \frac{\Gamma}{4\pi}\frac{|r_1 x r_2|}{|r_1 x r_2|^2}\left[r_0.\left(\frac{r_1}{|r_1|}-\frac{r_2}{|r_2|}\right)\right] \tag{2.106}$$

Nótese que la expresión 2.106 no incluye los efectos de compresibilidad del aire como si lo expresa la ecuación 2.42 del Método de Hsichum Hua (MHH). Al considerar el efecto de compresibilidad (B^2) la ecuación 2.106 se ajusta obteniéndose la expresión 2.107.

$$\vec{V_i} = \frac{\Gamma.\mathrm{B}^2}{4\pi}\frac{|r_1 x r_2|}{|r_1 x r_2|^2}\left[r_0.\left(\frac{r_1}{|r_1|}-\frac{r_2}{|r_2|}\right)\right] \tag{2.107}$$

Donde las variables se identifican en la figura 2.9.

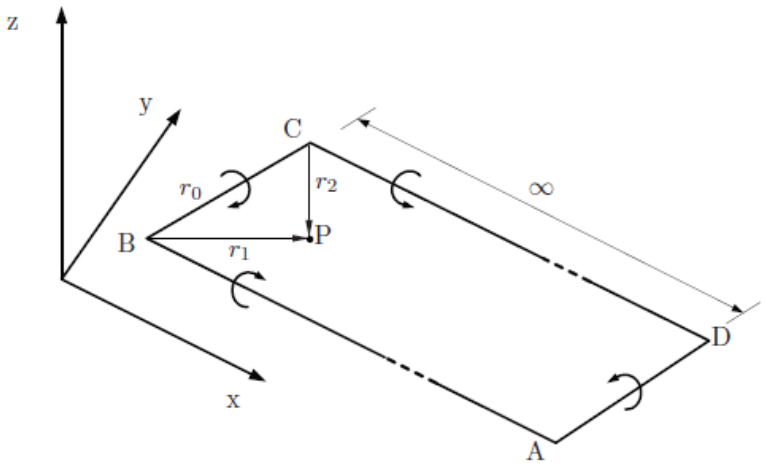


Figura 2.9: **Identificación de vectores en la herradura de Vórtices**
Fuente: Chao, 2007

Se procede entonces al cálculo de la velocidad inducida por cada línea de vórtice de la figura 2.9, (AB, BC, CD y DA) según el procedimiento que se sigue a continuación. De manera ilustrativa para este trabajo, se desarrollará el procedimiento, sólo para el vórtice principal BC.

2.7.2.4. Procedimiento general por MChL para el cálculo de la velocidad inducida por una línea de vórtice:

Este procedimiento establece el cálculo de cada componente de la ecuación 2.107.

Paso 1: Cálculo del vector producto vectorial $r_1 \times r_2$

$$r_1 \, x \, r_2 = (r_1 \, x \, r_2)_x \hat{\imath} + (r_1 \, x \, r_2)_y \hat{\jmath} + (r_1 \, x \, r_2)_z \hat{k} \tag{2.108}$$

Dónde:

$$(r_1 \, x \, r_2)_x = (y_c - y_1)(z_c - z_2) - (z_c - z_1)(y_c - y_2) \tag{2.109}$$

$$(r_1\ x\ r_2)_y = -(x_c - x_1)(z_c - z_2) - (z_c - z_1)(x_c - x_2) \quad (2.110)$$

$$(r_1\ x\ r_2)_z = (x_c - x_1)(y_c - y_2) - (y_c - y_1)(x_c - x_2) \quad (2.111)$$

Teniendo en cuenta que los puntos izquierdo y derecho de la herradura de vórtices son B(x_1, y_1, z_1) y C(x_2, y_2, z_2) como se muestra en la figura 2.9 y el punto de control P(x_c, y_c, z_c).

Paso 2: Cálculo del valor absoluto del vector producto vectorial $r_1 \times r_2$ al cuadrado ($|r_1\ x\ r_2|^2$).

$$|r_1\ x\ r_2|^2 = (r_1\ x\ r_2)_x^2 + (r_1\ x\ r_2)_y^2 + (r_1\ x\ r_2)_z^2 \quad (2.112)$$

Paso 3: Chequeo de valores singulares.

Cuando un punto de control “P” pertenece a la línea de un vórtice principal, en el ala contraria como se observa en la figura 2.10, se produce una singularidad. Esto se observa en la gráfica de la figura 2.5, si el radio tiende a “0” la velocidad inducida por éste vórtice en el punto de control tiende a infinito. Sin embargo cuando los valores singulares aparecen, la velocidad inducida se puede considerar nula (Mason, 1998).

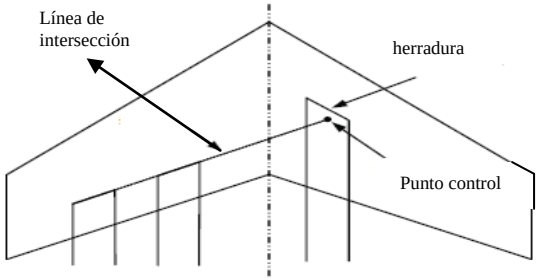


Figura 2.10 **Singularidades del cálculo de la velocidad inducida**
Fuente: Chao, 2007

Paso 4: Cálculo de las magnitudes de los módulos de los vectores r_1 y r_2.

$$|r_1| = \sqrt{(x_c - x_1)^2 + (y_c - y_1)^2 + (z_c - z_1)^2} \quad (2.113)$$

$$|r_2| = \sqrt{(x_c - x_2)^2 + (y_c - y_2)^2 + (z_c - z_2)^2} \quad (2.114)$$

Paso 5: Cálculo del producto punto $r_0.r_1$ y $r_0.r_2$

$$r_0.r_1 = (x_2 - x_1)(x_c - x_1) + (y_2 - y_1)(y_c - y_1) + (z_2 - z_1)(z_c - z_1) \quad (2.115)$$

$$r_0.r_2 = (x_2 - x_1)(x_c - x_2) + (y_2 - y_1)(y_c - y_2) + (z_2 - z_1)(z_c - z_2) \quad (2.116)$$

Paso 6: Cálculo de la constante de influencia sobre la velocidad inducida K.

En la ecuación 2.107 se observa que existen un conjunto de variables constantes a cada herradura de vórtice a las que se les llama: constante de influencia sobre la velocidad inducida K.

$$K = \frac{\Gamma.\mathrm{B}^2}{4\pi|r_1\ x\ r_2|^2}\left[r_0.\left(\frac{r_1}{|r_1|} - \frac{r_2}{|r_2|}\right)\right] \quad (2.117)$$

Paso 7: Cálculo de las componentes de la velocidad inducida u, v y w.

$$u = K(r_1\ x\ r_2)_x \quad (2.118)$$

$$v = K(r_1\ x\ r_2)_y \quad (2.119)$$

$$w = K(r_1\ x\ r_2)_z \quad (2.120)$$

2.7.2.5. Cálculo de los coeficientes de influencia.

Para el cálculo de los coeficientes de influencia se resuelve la condición de borde o tangencia de velocidad de la Ecuación 2.94

2.7.2.6. Cálculo de los vórtices Γ_n y las variables aerodinámicas.

La magnitud de los vórtices de cada sección, se obtienen a través de la ecuación 2.121, también llamada condición de Kutta-Joukousky y de las ecuaciones 2.1 y 2.2 se obtienen los coeficientes de sustentación y resistencia del ala.

$$L = \rho . \Gamma . V \tag{2.121}$$

CAPÍTULO 3
Diseño Metodológico

Los aspectos metodológicos considerados en este proyecto permiten desarrollar de manera lógica y sistemática, cada uno de los objetivos planteados, para lo cual se emplearán las herramientas metodológicas existentes. De tal forma, se estructuran los aspectos metodológicos atendiendo a los requerimientos básicos de esta investigación. Estos están contenidos de la siguiente manera: tipo de estudio que se desarrolla, el método de investigación a ser utilizado, el diseño de la investigación y el diseño de la estructura de la investigación.

3.1 Tipo de Estudio.

Esta investigación está destinada a desarrollar un código computacional para realizar el análisis aerodinámico de alas subsónicas basadas en VLM. Para ello, es necesario contemplar una investigación documental para obtener información bibliográfica actualizada que se adapta a los requerimientos del diseño a realizar. La investigación documental definida según el manual emitido por la U.P.E.L de trabajos de grado de especialización y maestría y tesis doctorales (Hernández, 1998) *"…estudio de*

problemas con el propósito de ampliar y profundizar el conocimiento de su naturaleza.

De lo anteriormente expuesto se puede inferir que el proyecto contempla la utilización de informes y documentos realizados por otros investigadores, así como informaciones y datos técnicos contenidos libros y páginas Web que aporten o colaboren con el desarrollo de este proyecto.

Además, este estudio es encaminado bajo la forma de proyecto factible porque éste se dio a la necesidad de buscar una alternativa favorable a la disminución de los recursos antes planteados. El proyecto factible definido según el manual emitido por la U.P.E.L de trabajos de grado de especialización y maestría y tesis doctorales (Hernández, 1998) *"…consiste en la investigación, elaboración y desarrollo de una propuesta de un modelo operativo viable para solucionar problemas, requerimientos o necesidades de organizaciones o grupos sociales…*".

3.2 Método de Investigación

Este proyecto atiende a un procedimiento riguroso formulado de manera lógica y sistemática para lograr la obtención, organización y exposición de resultados como de conocimientos en su aspecto teórico**.** Primeramente se realiza una amplia revisión bibliográfica y documental teórica de los procedimientos de análisis aerodinámico de alas subsónicas. El método de investigación empleado en algunas partes del diseño, es el comparativo y el de análisis; el primero es por el hecho de que se comparan los datos obtenidos con otras investigaciones a fin de determinar si el código diseñado cumple con lo previsto. El segundo es para identificar los factores, variables y efectos que intervienen en el diseño del código para determinar la relación existente entre los cambios en la utilización del método del VLM. El método de

análisis es definido según (Méndez, 1992) "*Proceso de conocimiento que se inicia por la identificación de cada una de las partes que caracterizan una realidad. De esa forma se establece la relación causa-efecto entre los elementos que componen el objeto de la investigación*".

3.3 Diseño de la Investigación.

Esta investigación se desarrolló abordando en el tiempo tres fases generales, las cuales conllevaron a las actividades pertinentes que permitieron concluir todos y cada uno de los objetivos específicos. Estas fases generales son:

Fase 1: investigación documental teórico - matemática del método del VLM.

Fase 2: desarrollo del modelo aerodinámico y código computacional para el análisis aerodinámico de alas subsónicas a través de VLM.

Fase 3: validar el código computacional con trabajos experimentales de investigación previos y otras herramientas computacionales ya validadas.

La fase 1 se desarrolló en 5 actividades, que contemplaron la documentación teórica del método VLM, la determinación de las variables de estudio para finalizar la fase con el desarrollo del modelo aerodinámico del método VLM. Esta fase se ejecutó en dos etapas, en donde la primera consta de 3 actividades y la segunda de 2 actividades como se muestra en la tabla 3.1

Tabla 3.1
Fase 1 del diseño de investigación.

FASE 1	**ETAPA 1**	Selección de Libros y Trabajos de Investigación de VLM
		Determinación de las Variables de estudio con VLM
		Análisis del procedimiento Matemático VLM de otros investigadores
	ETAPA 2	Desarrollo del algoritmo
		Desarrollo del modelo aerodinámico

Fuente: El autor.

La Fase 1 está diseñada de forma tal de dar cumplimiento a los objetivos 1 y 2 de la investigación, al finalizar, esta Fase el investigador analizó un compendio teórico del modelo matemático VLM así como también desarrolló el modelo aerodinámico propio.

Luego para el desarrollo y conclusión de la fase 2, se desarrollaron 4 actividades, que contemplaron la elaboración del código computacional para determinar el análisis aerodinámico de alas a través del método VLM, junto con la realización de los ajustes computacionales necesarios y resultados de prueba. Esta fase se ejecutó en dos etapas, cada una contentiva de 2 actividades como se muestra en la tabla a continuación:

Tabla 3.2
Fase 2 del diseño de investigación.

FASE 2	**ETAPA 1**	Codificación del modelo aerodinámico
		Corrida de verificación del código.
	ETAPA 2	Realización de ajustes necesarios.
		Realización de cálculos de prueba.

Fuente: El autor.

La Fase 2 está diseñada de forma tal de dar cumplimiento al objetivo 3 de la investigación, al finalizar esta Fase el investigador elaboró el código computacional completo.

Para finalizar con el trabajo de investigación, en la Fase 3 se realizó un análisis comparativo de los resultados obtenidos utilizando el código computacional con los seleccionados de un compendio de al menos 2 trabajos previos de investigación experimental basados en alas subsónicas, con el fin de realizar la validación del código para posteriormente redactar los resultados y conclusiones del trabajo. Esta fase se desarrolló en una sola etapa, contentiva de 3 actividades como se muestra en la tabla 3.3:

Tabla 3.3
Fase 3 del diseño de investigación.

FASE 3	**ETAPA 1**	Búsqueda de trabajos experimentales previos
		Validación del código
		Desarrollar resultados

Fuente: El autor.

La Fase 3 está diseñada de forma tal de dar cumplimiento al objetivo 4 de la investigación, al finalizar esta Fase el investigador habrá concluido con la investigación y resuelto la situación problemática planteada en el capítulo 1.

3.4 Cronograma de actividades y diseño de la investigación

3.4.1 Tabla de actividades.

Cada fase de la investigación, resolvió la ejecución de cada uno de los objetivos específicos planteados en el tiempo establecido según se observa en la tabla 3.4.

Tabla 3.4
Inicio y fin de actividades de la investigación.

Objetivos	Actividades	Inicio	Duración (días)	Fin
Realizar un diagnostico teórico-matemático del método VLM para determinar las variables de estudio.	Selección de Libros y Trabajos de Investigación de VLM	15/10/2014	30	15/11/2014
	Determinación de las Variables de estudio con VLM	15/11/2014	17	02/12/2014
	Análisis del método de VLM	16/11/2014	13	30/11/2014
Diseñar el modelo aerodinámico para la determinación de la geometría aerodinámica de alas subsónicas basadas en VLM.	Desarrollo del modelo aerodinámico 3D	30/04/2014	15	15/05/2014
	Desarrollo de la geometría del ala	12/05/2014	18	29/05/2014
	Desarrollo del post-procesador	10/06/2015	10	20/06/2015
Diseñar código computacional del método matemático para la determinación de la geometría aerodinámica de alas subsónicas.	Codificación del método matemático	20/06/2015	41	31/07/2015
	Corrida de verificación del código.	01/08/2015	2	03/08/2015
	Realización de ajustes necesarios.	01/08/2015	2	03/08/2015
Validar el código computacional.	Análisis de trabajos experimentales previos	06/08/2015	7	13/08/2015
	Validación del código	14/08/2015	6	20/08/2015
	Desarrollar resultados	21/08/2015	2	10/09/2015

Fuente: El autor.

3.4.2 Diseño metodológico para el desarrollo de la estructura del proyecto de investigación.

La estructura general del proyecto, se diseñó en dos grandes partes, la ***parte 1*** que consta de 3 capítulos, en los cuales, en el capítulo 1 (El Problema) se muestran: el problema o concesión de la idea principal del proyecto de investigación, así como también el desarrollo de los objetivos del mismo, en el capítulo 2 (Bases Teóricas), las bases teóricas de la investigación y en el capítulo 3 (Diseño Metodológico) se desarrolla el diseño de la metodología para la realización de la investigación. La ***parte 2*** consta de cuatro contenidos técnicos, distribuidos en cuatro capítulos técnicos, a través de los cuales se les dará cumplimiento a los objetivos específicos de la investigación, tal y como se muestra en la tabla 3.5

Tabla 3.5
Subestructura de capítulos técnicos de la investigación

CAPITULO	CONTENIDO TÉCNICO	OBJETIVO DESARROLLADO	NUMERO
3	**Modelo Aerodinámico (VLM)**	Realizar un diagnóstico teórico matemático del método VLM para determinar las variables de estudio	**1**
		Desarrollar el algoritmo de cálculo para la determinación de las variables aerodinámicas de alas subsónicas basadas en VLM que incluya la curvatura del perfil y el factor de compresibilidad	**2**
4	**Código Computacional (VLM)**	Implementar en un código computacional, el algoritmo matemático para la determinación de las variables aerodinámicas de alas subsónicas	**3**
5	**Resultados y Validación**	Validar el Código Computacional	**4**
6	**Conclusiones y Recomendaciones**	Fin de la investigación y propuesta de futuras investigaciones basadas en esta	

Fuente: El autor.

Modelo Aerodinámico.

Los aspectos a tratar en adelante, constan del desarrollo del modelo aerodinámico basado en el método numérico VLM, basado en algunos aspectos procedimentales, por los autores nombrados en el capítulo 2, sección 2.1 y determinar las variables de estudio en función de los parámetros geométricos del ala a estudiar. El modelo aerodinámico total para la resolución del problema se divide en tres submodelos que son: el modelo aerodinámico físico potencial, el modelado de la geometría aerodinámica y el modelado de las cargas aerodinámicas.

3.5. Modelo aerodinámico físico potencial

3.5.1 Hipótesis del problema físico

Como inicio de la aplicación de la aerodinámica potencial se establecen una serie de hipótesis para la simplificación del problema, como se explica en este apartado basado en la geometría aerodinámica de aeronaves cuya nomenclatura se refleja en la figura 3.1 para los ejes del viento, en donde se pueden visualizar los espesores de capa límite viscosa y térmica, así como también espesores de perfil, cuerda, envergadura y comportamiento del *downwash* o estela del ala.

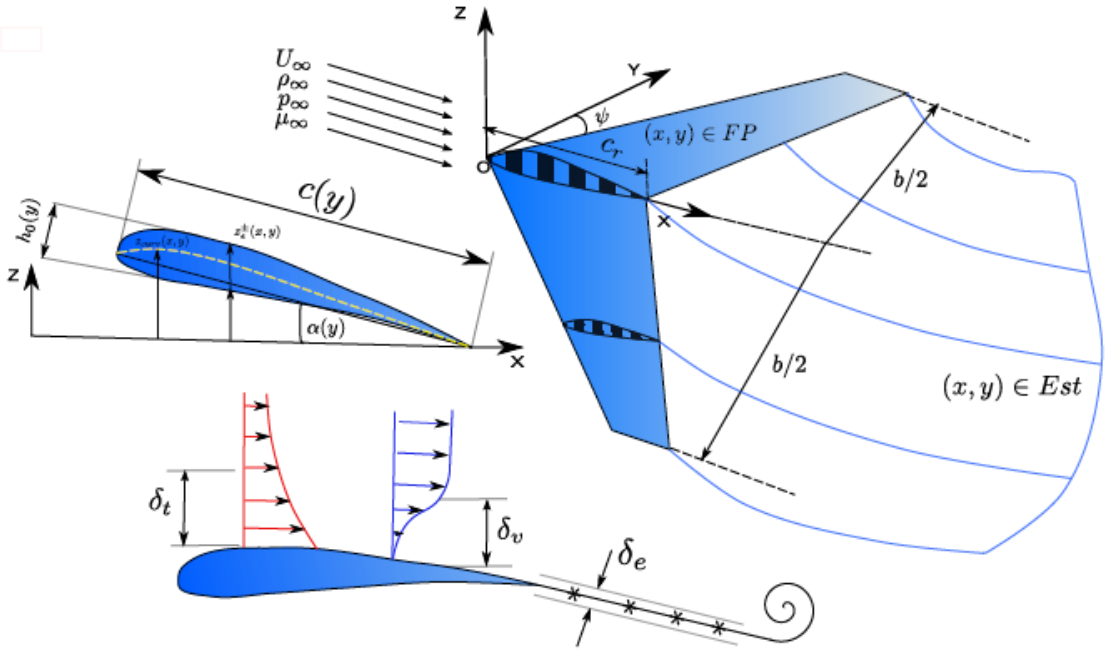


Figura 3.1. Parámetros del problema aerodinámico para el establecimiento de las hipótesis.

En la mayor parte de su operación, las aeronaves están inmersas en flujos con números de Reynolds elevados. Los perfiles suelen ser fuselados, es decir, que su espesor es mucho menor a su cuerda ($h_0(y) << c(y)$), de manera que el flujo se perturba lo menor posible y los gradientes adversos se minimizan para evitar desprendimientos de corriente y resistencias de forma innecesarias. Otro de los objetivos es volar con ángulos de ataque pequeños ($\alpha(y) << 1$) (sustentando con velocidad en lugar de CL) para así disminuir la inevitable resistencia inducida.

Las aplicaciones prácticas de hoy en día en aeronáutica están enfocadas a vuelo subsónico bajo, con lo cual, es válido asumir régimen incompresible, ya que $M_\infty \leq 0.3$. De la misma forma, el problema puede modelarse como cuasi estacionario debido a que el número de Strouhal es pequeño, $St << 1$ y el efecto de la gravedad puede considerarse despreciable

al cumplirse la condición de que el número de Froude es alto en la gran mayoría de estos problemas Fr>>1. También se puede demostrar que el espesor de capa límite viscosa (δ_μ), en donde los gradientes transversales de velocidad son importantes y por tanto los efectos viscosos son despreciables, es muy pequeño debido a los altos números de Reynolds, también es de esperarse, debido a esta misma condición, que el flujo alcance el régimen de turbulencia aunque en este caso también se demuestra que el espesor de capa límite turbulenta (δ_{turb}) es bastante pequeño. Así mismo puesto que el número de Prandtl del aire es del orden de la unidad, se considera que el espesor de capa límite térmica es del orden de la viscosa, lo mismo ocurre con el espesor de estela. En resumen el problema aerodinámico plantea: alto número de Reynolds pero velocidades subsónicas (flujo incompresible), cuerpo fuselado lo cual reduce las perturbaciones de flujo, alto número de Froude lo cual indica que las fuerzas de inercia prevalecen sobre los efectos gravitatorios, bajo número de Strouhal, que indica la velocidad prevalece sobre la frecuencia de desprendimientos de vórtices y flujo no viscoso. A continuación en la tabla 3.1, se presenta un resumen de lo explicado en el párrafo.

Tabla 3.6
Hipótesis del problema aerodinámico.

Parámetro	Ecuación	Hipótesis
Numero de Reynolds	$\frac{\rho . Cr . V}{\mu} \gg 1$	*Pero M<0.3 Flujo Incompresible*
Numero de Strouhal	$\frac{fL}{V} \ll 1$	*Cuasi estacionario*
Numero de Froude	$\sqrt{\frac{V^2}{gl}} \gg 1$	*Inercia prevalece sobre gravedad*
Espesor de capa limite viscosa	$\delta_v \sim \frac{Cr}{\sqrt{Re}} \ll Cr$	*Región viscosa despreciable*
Espesor de capa limite turbulenta	$\delta_{turb} \sim \frac{0.382\, x}{Re^{1/5}} \ll Cr$	*Región viscosa despreciable*
Numero de Prandtl	$Pr \sim 1 \rightarrow \frac{Cp . \mu}{k}$	$\delta_t \sim \delta_v$

Se extrae de las consideraciones expresadas en la tabla 3.6 que los efectos de la viscosidad y conducción de calor quedan confinados en regiones muy pequeñas, con lo cual, se justifica despreciar los términos disipativos del modelo, resultando en un flujo ideal.

A continuación, se modelara el fluido mediante las ecuaciones de Navier-Stokes en forma diferencial, que consisten en balances integrales de masa y cantidad de movimiento llevados a nivel de punto. Dichas ecuaciones son tremendamente difíciles de resolver por lo que es necesario introducir las hipótesis descritas en este apartado.

3.5.2. Modelado de las ecuaciones de Navier-Stokes para flujo Ideal.

En primer lugar, la ecuación de continuidad:

$$\nabla.\left(\rho\vec{V}\right) = 0 \tag{3.1}$$

Lo cual establece que, para en un volúmen de control infinitesimal y estacionario, el flujo de masa que entra ha de ser igual al que sale y en el caso incompresible se reduce a que el campo de velocidades debe ser uniforme.

La ecuación de cantidad de movimiento

$$\rho\vec{v}.\nabla\vec{v} = -\nabla p \tag{3.2}$$

Es una ecuación vectorial que relaciona los flujos de cantidad de movimiento en el volúmen de control con la resultante de fuerzas de presión sobre la superficie, eliminando las componentes de fuerzas debidas a la gravedad y las debidas a efectos viscosos.

Para finalizar, la ecuación de la conservación de la energía queda expresada para procesos isentrópicos como:

$$\left(\frac{p}{\rho}\right)^{\gamma} = \left(\frac{p_{\infty}}{\rho_{\infty}}\right)^{\gamma} \tag{3.3}$$

Despreciando los términos de disipación de calor.

De otra forma las hipótesis del problema conllevan a que las líneas de corriente tendrán poca deformación, con lo cual es válido introducir la teoría de pequeñas perturbaciones y simplificar las ecuaciones, teniendo en cuenta que $[\in]'[\in]' \ll [\in]'[\in]_{\infty} \ll [\in]_{\infty}[\in]_{\infty}$ donde $[\in]'$ y $[\in]_{\infty}$ representa cualquier variable de perturbación en el ala y en el infinito aguas abajo del ala respectivamente, de manera que la variable total puede expresarse como:

$$[\in](x, y, z) = [\in]_{\infty} + [\in]'(x, y, z) \tag{3.4}$$

Entonces la ecuación de continuidad queda expresada como:

$$\nabla.(\rho\vec{v}) = \nabla.\left[(\rho' + \rho_{\infty})\left(\overrightarrow{U_{\infty}} + \vec{v}'\right)\right] = \nabla.\left(\overrightarrow{U_{\infty}}\rho' + \rho_{\infty}\vec{v}'\right) = 0 \tag{3.5}$$

Ahora bien, desarrollando la ecuación 3.2 y sustituyendo las condiciones de no perturbación queda lo expresado en la ecuación 3.6.

$$\rho\vec{v}.\nabla\vec{v} \sim \rho_{\infty}\overrightarrow{U_{\infty}}.\nabla\vec{v} = \rho_{\infty}\overrightarrow{U_{\infty}}\frac{\partial\vec{v}'}{\partial x} = -\nabla p' \tag{3.6}$$

Tomando el rotacional de la ecuación 3.6 se obtiene:

$$\rho_{\infty}\overrightarrow{U_{\infty}}\nabla\, x\, \frac{\partial\vec{v}'}{\partial x} = \rho_{\infty}\overrightarrow{U_{\infty}}\frac{\partial}{\partial x}(\nabla x\vec{v}') = 0 \tag{3.7}$$

Lo cual establece que $(\nabla x\vec{v}')$ es independiente de x. En los puntos muy alejados del perfil, donde la velocidad no presenta perturbaciones, es decir, la velocidad de perturbación es despreciable y su rotacional será nulo.

$$(\nabla x\vec{v}') = 0 \tag{3.8}$$

3.5.3. Función potencial de velocidad.

De la ecuación 3.8 se obtiene que si el rotacional del campo de velocidades es nulo, éste deriva de una función escalar llamada función potencial φ que queda definida como φ(x,y,z).

$$\vec{v}' = \nabla\varphi' \tag{3.9}$$

Con la finalidad de interpretar físicamente la ecuación (3.8) se parte de la base de que un elemento fluido puede experimentar tres tipos de movimientos, que son: traslación, rotación y deformación, adicionalmente a esto, se entiende por viscosidad, la propiedad del fluido mediante la cual capas adyacentes de elementos interaccionan entre sí en tanto en cuanto se restringe su movimiento relativo o se transmiten cargas tangenciales. Por tanto, en ausencia de viscosidad, una acción tangencial en el contorno de un elemento fluido no va a conferirle velocidad angular al mismo, por otro lado, la resultante de una distribución de fuerzas normales que actúa sobre el centro de gravedad no genera momento y por tanto rotación.

La ecuación 3.10 define la vorticidad como el doble de la velocidad angular.

$$\vec{\omega} = 2\vec{\Omega} = \nabla x\vec{v} \tag{3.10}$$

Donde $\vec{v}$ es el vector velocidad del elemento fluido.

Con el fin de cuantificar matemáticamente la variación con respecto del tiempo de la vorticidad, se suele tomar el rotacional de la ecuación de cantidad de movimiento con su término convectivo expresado en términos de vorticidad como se expresa en la ecuación 3.11.

$$\nabla\, x \left[\frac{D\vec{v}}{Dt} = \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \nabla\left(\frac{v^2}{2}\right) - \vec{v}\, x(\nabla\, x\, \vec{v}) = -\frac{1}{\rho}\nabla p\right] \tag{3.11}$$

Al simplificar e introducir la ecuación de continuidad 3.1.

$$\frac{D}{Dt}\left(\frac{\vec{\omega}}{\rho}\right) = \frac{\vec{\omega}}{\rho}\nabla\vec{v} \tag{3.12}$$

El término de la derecha se denota que la vorticidad de un elemento fluido, la cual, aumenta al estirarse las líneas de corriente debido a la disminución de su sección transversal, lo cual responde a una conservación del momento cinético. Se observa que la variación por unidad de tiempo de la vorticidad es proporcional a su valor instantáneo. Así, en el infinito la velocidad de las partículas es irrotacional, en ausencia de viscosidad y en el flujo, la evolución del campo de velocidades será tal, que seguirá siendo irrotacional en todo punto del mismo.

El último paso es utilizar la ecuación de energía para cerrar el problema, sabiendo que $p = p' + p_\infty$ y $\rho = \rho' + \rho_\infty$ que al introducirlo en la ecuación de energía 3.3. Se obtiene la ecuación 3.13:

$$p' = \frac{\gamma p_\infty}{\rho_\infty}\rho' = a_\infty^2 \rho' \tag{3.13}$$

Donde "a∞" es la velocidad del sonido. Despejando $\nabla . \vec{v}'$ de la ecuación 3.5 y sustituyéndolo en 3.11 se obtiene:

$$\nabla . \vec{v} = M_\infty^2 \frac{\partial u}{\partial x} \tag{3.14}$$

Desarrollando el producto punto o la divergencia de campo de velocidades se obtiene la ecuación 3.15.

$$(1 - M_\infty^2)\frac{\partial u'}{\partial x} + \frac{\partial v'}{\partial y} + \frac{\partial \omega'}{\partial z} = 0 \tag{3.15}$$

Lo cual en términos de la función potencial de velocidades queda expresado como:

$$(1 - M_\infty^2)\frac{\partial^2 \varphi'}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi'}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi'}{\partial z^2} = 0 \tag{3.16}$$

La ecuación 3.16 es la ecuación gobernante del movimiento del fluido alrededor del cuerpo fuselado, la cual para régimen subsónico (M<<0.3) resulta ser el laplaciano de la función potencial de velocidades (3.17).

$$\nabla^2 \varphi' = 0 \tag{3.17}$$

3.5.4. Definición de las condiciones de borde.

3.5.4.1. Condición de perturbación nula de la corriente de aire en el infinito.

Esto establece que, en las lejanías de la superficie del ala no

existen perturbaciones o lo que es lo mismo:

$$\vec{v}' = \nabla\varphi' \to 0 \; en \; x^2 + y^2 + z^2 \to \infty \tag{3.18}$$

3.5.4.2. Condición de impenetrabilidad de flujo y no deslizamiento.

En este problema al despreciar la viscosidad, no se puede imponer la condición de no deslizamiento debido a que no existe un mecanismo físico que permita que se cumpla dicha condición con lo que sólo queda la condición de impenetrabilidad

$$\vec{v}'.\vec{n}_{est} = 0 \tag{3.19}$$

3.5.4.3. Condición de equilibrio de presiones y no acumulación de masa en la estela.

Teniendo en cuenta también que en la estela, las velocidades son tales que existirá equilibrio de presiones, como se expresa en la ecuación 3.20.

$$u(x, y, z_{est}^{+}) = u(x, y, z_{est}^{-}) \tag{3.20}$$

Y no haya acumulación de masa

$$\omega(x, y, z_{est}^{+}) = \omega(x, y, z_{est}^{-}) \tag{3.21}$$

El establecimiento de las condiciones de borde constituye un aspecto de suma importancia al momento de obtener las ecuaciones para resolver el problema aerodinámico de esta investigación y determinar las variables buscadas, de interés científico e industrial.

3.5.5. Superposición del problema simétrico (de espesor) y anti simétrico (sustentador)

Gracias a la linealidad de la ecuación gobernante del problema (3.17) es posible superponer soluciones separadas para el problema simétrico o de espesor y el problema anti simétrico o sustentador, de la forma:

$$\varphi' = \varphi_e{}' + \varphi_s{}' \tag{3.22}$$

En esta investigación se ahondará exclusivamente el problema anti simétrico que es el que aporta las características sustentadoras del ala y que son del interés para la resolución del problema.

Donde el vector normal exterior al sólido se calcula fácilmente con la expresión 3.23

$$\vec{n}_{ext} = \frac{\nabla F}{|\nabla F|} \tag{3.23}$$

Donde F(x,y,z)=0 representa la superficie sustentadora del problema.

3.5.6. El Método de Vortex Lattice (VLM)

3.5.6.1. Basamento procedimental del VLM

En el apartado anterior se demostró que el problema aerodinámico es irrotacional por lo tanto el campo de velocidades deriva de una función potencial escalar, Es decir, la ecuación de continuidad y la irrotacionalidad del vector velocidad, se escriben en las ecuaciones 3.24.

$$(\nabla . \vec{v}) = 0 \; y \; (\nabla \; x \; \vec{v}) = 0 \tag{3.24}$$

La expresión 3.24 se cumple de manera idéntica en la teoría de campos electromagnéticos. Suponiendo que $\vec{\mathrm{H}}(\mathrm{x},\mathrm{y},\mathrm{z})$ es el campo magnético generado por un hilo conductor cerrado, a través del cual circula una corriente de intensidad I, se comprueba que:

$$\left(\nabla.\vec{H}\right) = 0 \; y \; (\nabla \; x \; \vec{H}) = 0 \tag{3.25}$$

Además, su expresión es bien conocida y viene dada por la ley de Biot-Savart, que será analizada en mayor profundidad en el siguiente apartado. Por otro lado, también se verifica la condición de nulidad en el infinito ya que la intensidad de campo según esta ley es inversamente proporcional a la distancia entre el conductor y el punto donde se evalúa.

3.5.7. Ley de Biot-Savart aplicada al modelo aerodinámico

La Ley de Biot-Savart constituye un perfecto candidato para modelar el campo de velocidades por analogía. Así, la distribución de vorticidad se modelará mediante una red de cuadriláteros cerrados con intensidades de torbellino constantes a lo largo de cada uno de los mismos y distribuidos sobre la superficie de curvatura del ala.

Sólo queda imponer el cumplimiento de la condición de impenetrabilidad de superficie, para ello, lo que se va a hacer es calcular el campo de velocidades generado por la red de cuadriláteros cerrados en una serie de puntos pertenecientes a la superficie de curvatura del ala (posteriormente serán definidos) y se impondrá que la intensidad de torbellino de cada cuadrilátero sea tal, que cuando se superpone el efecto de todos en uno de los puntos donde se ha evaluado la velocidad, esta última sea tal que verifique la condición de impenetrabilidad. Al final se

llegará a un sistema lineal con tantas ecuaciones e incógnitas como puntos se elijan para evaluar el campo de velocidades.

El problema es que incluso después de resolver dicho sistema, la solución no es única: para el caso sustentador la circulación no está biunívocamente definida.

A la vista de la figura 3.2, se extrae que para poder generar circulación en el ala, debe haber una discontinuidad en el potencial de velocidades cerca del borde de salida para que:

$$\Gamma = \phi_2 - \phi_1 \neq 0 \tag{3.26}$$

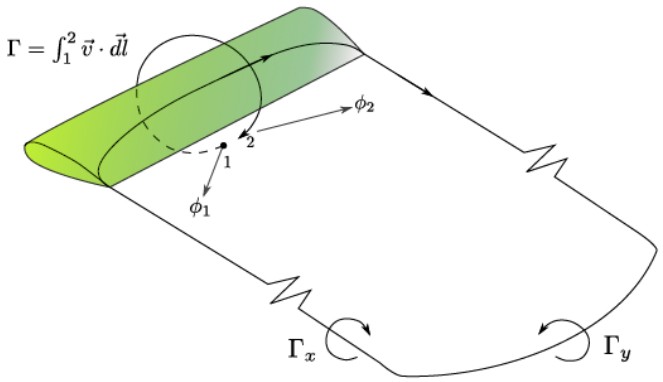


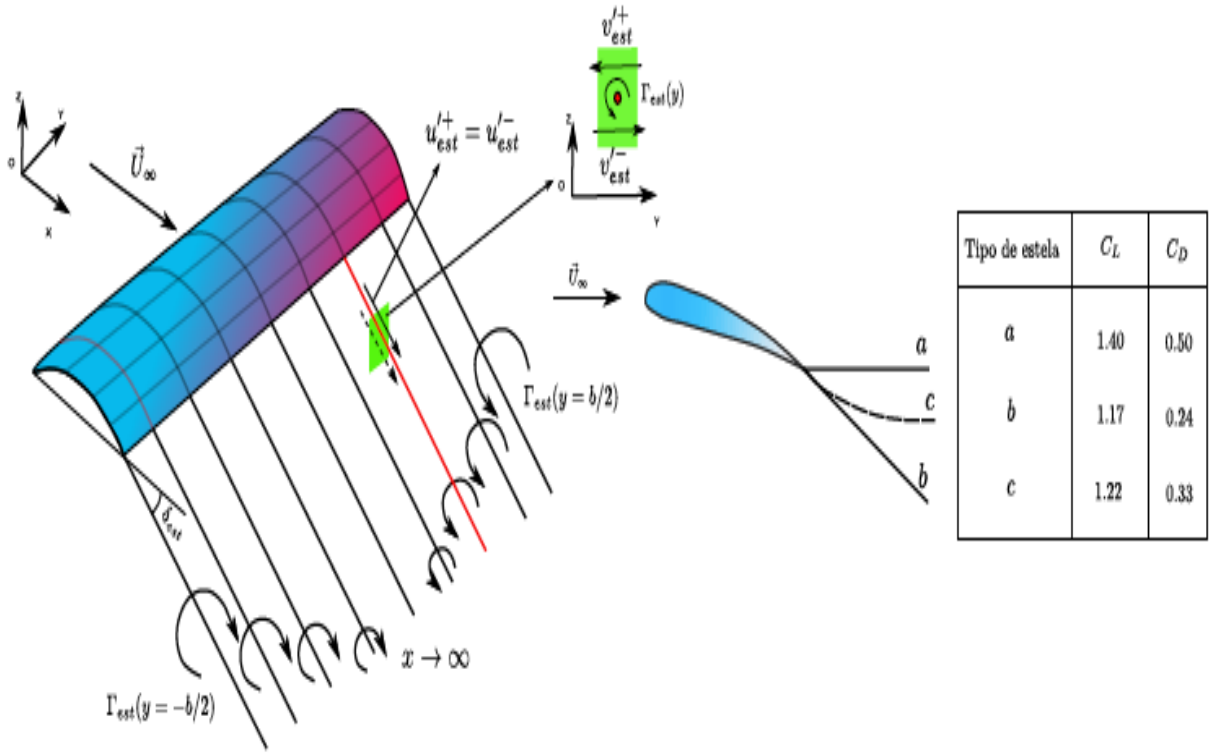
Figura 3.2. Circulación en el ala y estela

Se hace evidente la necesidad de ampliar la distribución de vorticidad aguas abajo del ala sobre la estela, de manera que se aporte dicha discontinuidad al mismo que cumpla con las condiciones de equilibrio de presiones y no acumulación de masa en la estela.

Para modelar la estela bajo estas condiciones, lo que se hace es extender los cuadriláteros de torbellinos hasta el infinito a partir del borde de

salida de manera que la estela queda mallada en y pero no en x, donde la intensidad permanece constante tal y como se ilustra en la figura 3.3.

Como se ve, en la estela no hay hilos de torbellinos perpendiculares al flujo y por lo tanto, automáticamente se cumplen las condiciones (3.24).



Tipo de estela	C_L	C_D
a	1.40	0.50
b	1.17	0.24
c	1.22	0.33

Figura 3.3. Distribución de vorticidad en el ala y modelos de deflexión.

Por otro lado, ya que a priori no se conoce la posición de la estela, en primera aproximación se supone que la estela abandona el borde de salida justo con el ángulo de los últimos paneles en cada y δest(y) = δbs(y). A efectos prácticos, se suele tomar la media para así tener una estela plana, no obstante, se dejará un parámetro libre para seleccionar dicho ángulo manualmente ya que éste condicionará cuantitativamente los resultados y en vistas a tomar el que mejor los aproxime en comparación con la literatura o otros códigos.

Para tener una idea de cómo influye la posición de la estela a los resultados, (Katz & Plotkin, 2001) proponen los resultados de la figura 3.3.

Ya se tiene una distribución de vorticidad apropiada sobre la forma en planta. Previo paso a la resolución del sistema de ecuaciones que nos permita conocer la intensidad Γ de cada uno de los anillos de torbellinos (que, por comodidad, van a ser referidos como paneles), se hace necesario implementar una función que dados los puntos del cuadrilátero, permita conocer la velocidad inducida por el mismo en cualquier punto del espacio y para una intensidad unitaria. Esto no es más que implementar la Ley de Biot-Savart previamente comentada. Debido a su gran importancia en el método, se va a proceder a detallar su obtención.

El fluido incompresible ha de cumplir la ecuación de continuidad:

$$(\nabla . \vec{v}) = 0 \tag{3.27}$$

La idea es determinar el campo de velocidades que resulta de una distribución conocida de vorticidad. Para ello, se puede expresar la velocidad como el rotacional de un campo $\vec{A}$ tal que:

$$\vec{v} = \nabla \, x \, \vec{A} \tag{3.28}$$

Entonces, expresando la vorticidad en términos de A y desarrollando el producto triple se tiene:

$$\vec{\omega} = \nabla \, x \, \vec{v} = \nabla \, x\left(\nabla \, x \, \vec{A}\right) = \nabla . \left(\nabla . \vec{A}\right) - \nabla^2 \vec{A} \tag{3.29}$$

Ya que el rotacional del gradiente es cero, $\vec{A}$ no está determinada, de manera que es posible elegirla tal que:

$$\left(\nabla.\vec{A}\right) = 0 \tag{3.30}$$

Así, resultaría la ecuación de Poisson para $\vec{A}$

$$\vec{\omega} = -\nabla^2\vec{A} \tag{3.31}$$

La solución de esta ecuación empleando el teorema de Green:

$$\vec{A}(P) = \frac{1}{4\pi}\int_V \frac{\omega}{|\vec{r}-\vec{r}_0|}\,dV \tag{3.32}$$

Se está evaluando $\vec{A}$ en el punto P (a una distancia r del origen), como resultado de integrar la vorticidad ω (a r_0) en V. Las distancias quedan explicitadas en la figura 3.4.

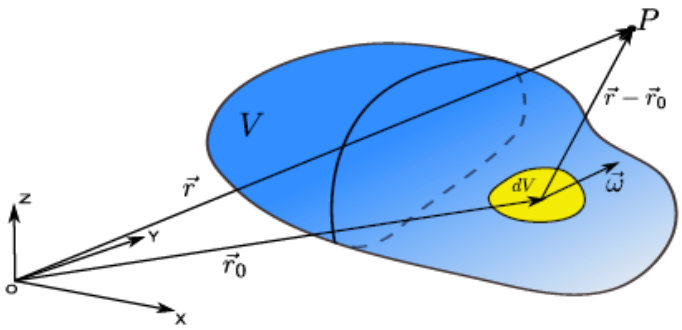


Figura 3.4. Velocidad en el punto P debido a una distribución de vorticidad

Entonces, el campo de velocidades resulta de aplicar rotacional:

$$\vec{A}(P) = \frac{1}{4\pi}\int_V \nabla\, x\, \frac{\omega}{|\vec{r}-\vec{r}_0|}\,dV \tag{3.33}$$

Es conveniente ahora expresar el integrando en términos de la circulación e integrar a lo largo de un volúmen filiforme. Sea un trozo de filamento infinitesimal de vorticidad $\vec{\omega}$ como el de la figura 3.5. Tómese ahora la sección transversal dS perpendicular al vector vorticidad, entonces se puede expresar un diferencial de filamento como

$$\overrightarrow{dl} = \frac{\vec{\omega}}{|\vec{\omega}|}\, dl \tag{3.34}$$

Por otro lado la circulación Γ se calcula a través de la expresión:

$$\Gamma = \omega dS \tag{3.35}$$

Y el diferencial de volúmen dV

$$dV = dS.dl \tag{3.36}$$

Al sustituir 3.34, 3.35 y 3.36 en el integrando de 3.33 y aplicar rotacional se obtiene:

$$\nabla\, x \frac{\omega}{|\vec{r} - \vec{r}_0|} dV = \nabla\, x\, \Gamma \frac{\overrightarrow{dl}}{|\vec{r} - \vec{r}_0|} = \Gamma \frac{\overrightarrow{dl}\, x |\vec{r} - \vec{r}_0|}{|\vec{r} - \vec{r}_0|^3} \tag{3.37}$$

En la figura 3.5 se observa la nomenclatura que ilustra el cálculo vectorial de la velocidad inducida por un filamento de vórtices tridimensional con las variables geométricas involucradas en el problema para luego extrapolarlas hacia la resolución del cálculo de las variables aerodinámicas de un ala subsónica.

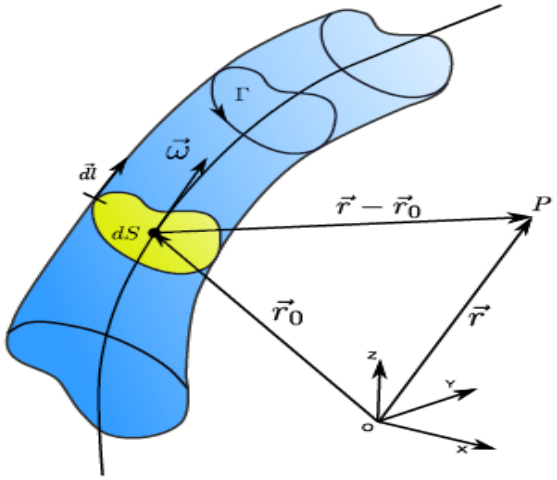


Figura 3.5. Velocidad inducida por una distribución de vórtices en un punto.

En forma integral para el caso aerodinámico, la ecuación 3.33 queda expresada de la forma:

$$\vec{v}' = \frac{\Gamma}{4\pi}\int \frac{\overrightarrow{dl_0}\, x|\vec{r} - \vec{r}_0|}{|\vec{r} - \vec{r}_0|^3} \tag{3.38}$$

Ahora sólo queda evaluar la integral de línea a lo largo del cuadrilátero A,B,C,D o la malla de sección de ala de la figura 3.6.

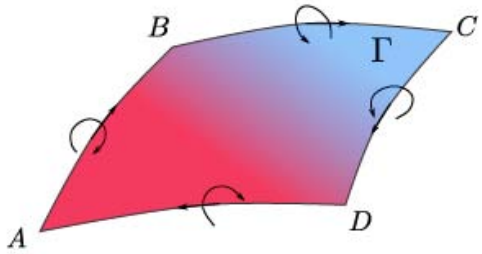


Figura 3.6. Cuadrilátero de sección de malla de vórtices

Por superposición la resolución de la velocidad total inducida por el cuadrilátero será la sumatoria de la velocidad inducida por cada filamento de vórtices según la ecuación 3.39

$$\vec{v}' = \frac{\Gamma}{4\pi}\left[\int_A^B \frac{\overrightarrow{dl_0}\, x|\vec{r}-\vec{r}_0|}{|\vec{r}-\vec{r}_0|^3} + \int_B^C \frac{\overrightarrow{dl_0}\, x|\vec{r}-\vec{r}_0|}{|\vec{r}-\vec{r}_0|^3} + \int_C^D \frac{\overrightarrow{dl_0}\, x|\vec{r}-\vec{r}_0|}{|\vec{r}-\vec{r}_0|^3} + \int_D^A \frac{\overrightarrow{dl_0}\, x|\vec{r}-\vec{r}_0|}{|\vec{r}-\vec{r}_0|^3}\right] \quad (3.39)$$

Para obtener la velocidad inducida por el cuadrilátero basta con determinar una expresión que recoja las coordenadas de los puntos iniciales y finales (P y Q) del segmento en cuestión, así como las del punto donde se pretende evaluar el campo de velocidades generado por el segmento y particularizar para cada segmento. A continuación, se van a realizar algunos cambios de variable y relaciones geométricas basados en la figura 3.7.

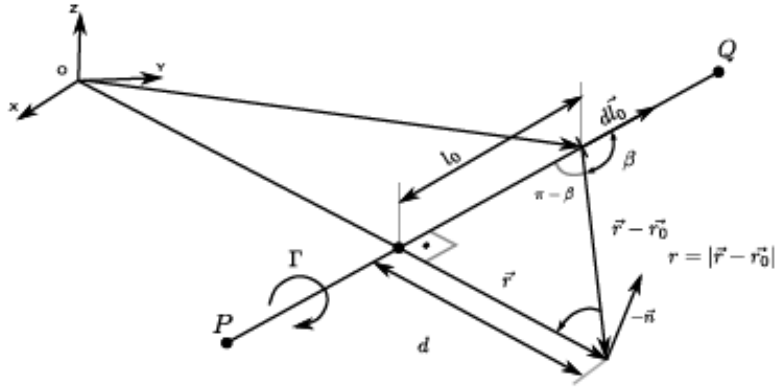


Figura 3.7. Ángulos y distancias para el cálculo de la velocidad inducida.

El vector n es perpendicular al plano formado por OPQ y constante a lo largo de PQ y lleva el sentido dado por Γ , luego es válido sustituir el producto vectorial por el módulo incluyendo el seno del ángulo que forman:

$$\vec{v}_{PQ}(\vec{r}) = \int_P^Q \frac{\Gamma}{4\pi}\overrightarrow{dl_0}\, x\, \frac{\vec{r}-\vec{r}_0}{|\vec{r}-\vec{r}_0|^3} = \vec{n}\int_P^Q \frac{\Gamma}{4\pi}.\frac{dl_0.sen\,\beta}{|\vec{r}-\vec{r}_0|^2} \quad (3.40)$$

Se procede a hacer un cambio de variable $dl_0 \rightarrow d\beta$ teniendo en cuenta que:

$$\frac{d}{l_0} = tan(\pi - \beta) = -tan\,\beta \rightarrow l_0 = -\frac{d}{tan\,\beta} \rightarrow dl_0 = \frac{d}{tan^2\beta}.\frac{d\beta}{cos^2\beta} = \frac{d}{sen^2\beta}d\beta \quad (3.41)$$

Donde d = r.sen(β). Simplificando y sustituyendo en (3.40) se tiene

$$\vec{v}_{PQ}(\vec{r}) = \vec{n}\int_{\beta_1}^{\beta_2}\frac{\Gamma}{4\pi}.\frac{1}{d}sen(\beta)d\beta = \vec{n}\frac{\Gamma}{4\pi d}(cos\,\beta_1 - cos\,\beta_2) \quad (3.42)$$

Para el cálculo de β y n apoyándose en la figura 3.8 se extrae que:

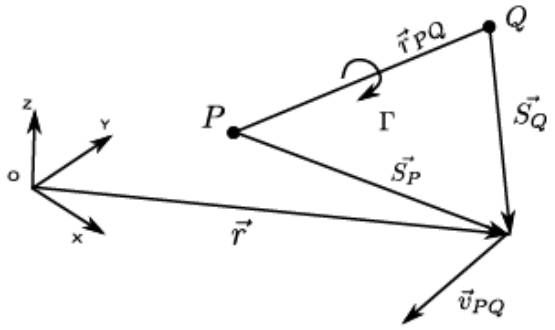


Figura 3.8 Calculo vectorial de β y n

De esta figura se deducen las ecuaciones 3.43, 3.44 y 3.45 para el cálculo del cos β_1, cos β_2 y n respectivamente como

$$cos\,\beta_1 = \frac{\vec{r}_{PQ}.\vec{S}_P}{|\vec{r}_{PQ}|.|\vec{S}_P|} \quad (3.43)$$

$$cos\,\beta_2 = \frac{\vec{r}_{PQ}.\vec{S}_Q}{|\vec{r}_{PQ}|.|\vec{S}_Q|} \quad (3.44)$$

$$\vec{n} = \frac{\vec{S}_P\ x\ \vec{S}_Q}{|\vec{S}_P\ x\ \vec{S}_Q|} \quad (3.45)$$

Finalmente, se obtiene el modelado vectorial de la ley de Biot Savart para el modelo aerodinámico aplicado a la velocidad inducida por un filamento de vórtice, según se expresa en la ecuación 3.46:

$$\vec{v}_{PQ} = \frac{\Gamma}{4\pi} . \frac{\vec{S}_P \; x \; \vec{S}_Q}{\left|\vec{S}_P \; x \; \vec{S}_Q\right|} . \vec{r}_{PQ} . \left(\frac{\vec{S}_P}{\left|\vec{S}_P\right|} - \frac{\vec{S}_Q}{\left|\vec{S}_Q\right|} \right) \tag{3.46}$$

Una vez establecida la ecuación para el modelado de la velocidad inducida por cada cuadrilátero de vórtices se asume que el problema es único y que se ha seleccionado una distribución apropiada de vorticidad para modelar tanto el ala, como la estela para así cumplir con la condición de Kutta Joukovsky.

3.5.8. Estimación de la posición de los puntos de importancia en el modelo aerodinámico.

En el modelo aerodinámico se estima ahora la posición del punto de aplicación de la fuerza total en el problema (Punto de Carga), el punto de influencia de la velocidad inducida (Punto de Control), los puntos extremos del vórtice principal (Puntos de inicio y fin) y los puntos límite de la sección o malla.

El punto de carga (x_L,y_L,z_L), es el punto sobre cada sección en donde se aplicará la fuerza aerodinámica resultante además de centrarse el vórtice principal "Γ_n" de dicha sección y **El punto de control (x_C,y_C,z_C),** es el punto sobre cada sección sobre el cual se induce la velocidad generada por los vórtices principales como se muestra en la figura 3.9 para una sección plana.

3.5.8.1. Estimación del punto de carga.

El punto de carga coincide con el centro aerodinámico de la sección, es decir, a ¼ de la longitud de "c" medido desde el borde de ataque.

3.5.8.2. Estimación del punto de control.

La velocidad inducida por un vórtice según el método de los paneles explicado en el capítulo 2 se determina mediante la expresión 2.29, extrayendo sólo la componente “x”: (Chao, 2007)

$$v_c = -\frac{\Gamma}{2\pi r} \tag{3.47}$$

Donde “r” es la distancia del punto de carga al punto de control. Aplicando la condición de flujo tangencial sobre la línea de curvatura de la ecuación 3.19 y la condición de perfil delgado,

$$v_c = -\alpha V_\infty \tag{3.48}$$

Igualando 3.47 y 3.48

$$-\frac{\Gamma}{2\pi r} = -\alpha V_\infty \tag{3.49}$$

$$\frac{\Gamma}{2\pi r V_\infty} = \alpha \tag{3.50}$$

La ecuación de Kutta-Joukowsky para el cálculo de la fuerza de sustentación establece que dicha fuerza es directamente proporcional a la magnitud del vórtice generado sobre el centro aerodinámico de la sección: (Batchelor, 1990)

$$L = \rho V_\infty \Gamma \tag{3.51}$$

Al igualar la ecuación 3.51 con la ecuación 2.1 y sustituir el CL para una placa plana (2πα) resulta:

$$\rho V_\infty \Gamma = \frac{1}{2}\rho V_\infty c 2\pi\alpha \tag{3.52}$$

Sustituyendo 3.50 en 3.52 y simplificando resulta:

$$r = \frac{c}{2} \tag{3.53}$$

Es decir según se puede apreciar en la figura 3.9 el punto de control se ubica entonces a ¾ de la longitud de la cuerda medida desde el borde de ataque.

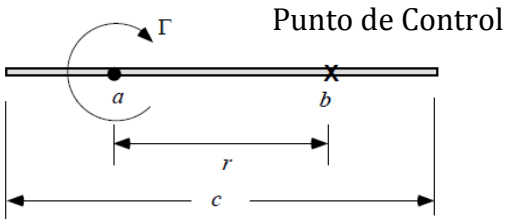


Figura. 3.9 Ubicación del punto de control.
Fuente: Cummings & Mason et al, 1995

Una vez establecida la ecuación para el modelado de la velocidad inducida por cada cuadrilátero de vórtices se asume que el problema es único y que se ha seleccionado una distribución apropiada de vorticidad para modelar tanto el ala, como la estela para así cumplir con la condición de Kutta Joukouski.

3.6. Modelado de la Geometría Aerodinámica

En la figura 3.10, se observan los puntos de mallado de superficie o puntos de contorno externo del panel (1234) los cuales delinean el panel i,j, se identifica también en esta figura la división de paneles a lo largo de la envergadura N (en dirección j) y a lo largo de la cuerda M (en dirección i). Así mismo se observa un detalle de uno de los paneles en donde se muestran los contornos del cuadrilátero de vorticidad (ABCD) y la ubicación del punto de carga (g) y de control (col) del panel:

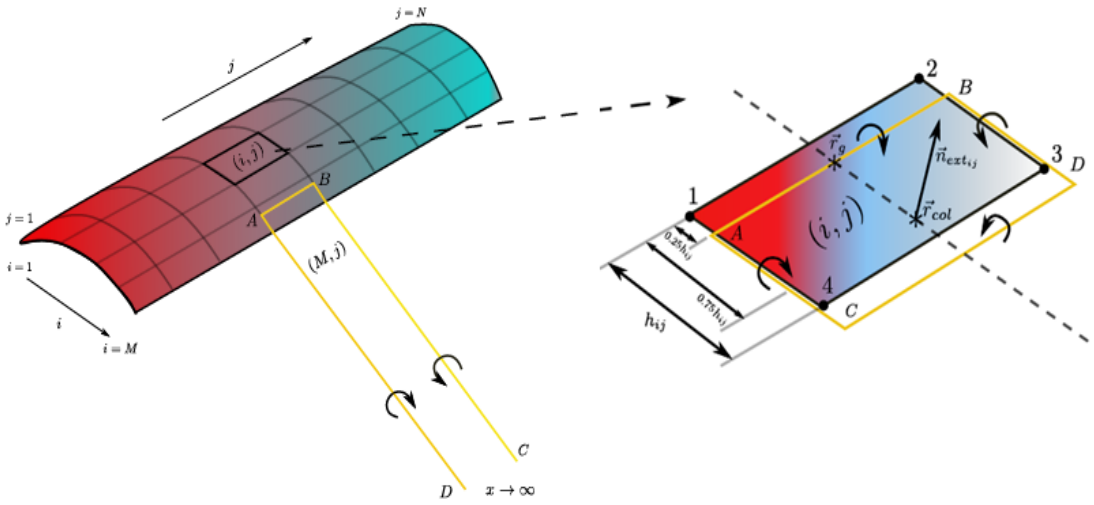


Figura 3.10 Modelado Geométrico del ala

Basados en lo anterior todos los puntos de interés se pueden modelar matemáticamente como se explica a continuación:

3.6.1. Mallado de Superficie (Paso 1)

Puntos extremos del contorno de la sección (1234): son el contorno de cada panel, sobre éstos se calcularán la cuerda y los puntos ABCD que constituirán la verdadera red de vorticidad. La razón por la cual no se superponen unos cuadriláteros con otros y las distancias entre los mismos forma parte del método numérico y son tales que se garantiza un resultado coherente con la teoría empleando un único panel al mismo tiempo que se evitan posibles singularidades. En la figura 3.11 se observa que estos puntos se pueden modelar fácilmente con las ecuaciones de los bordes de ataque y de fuga del ala.

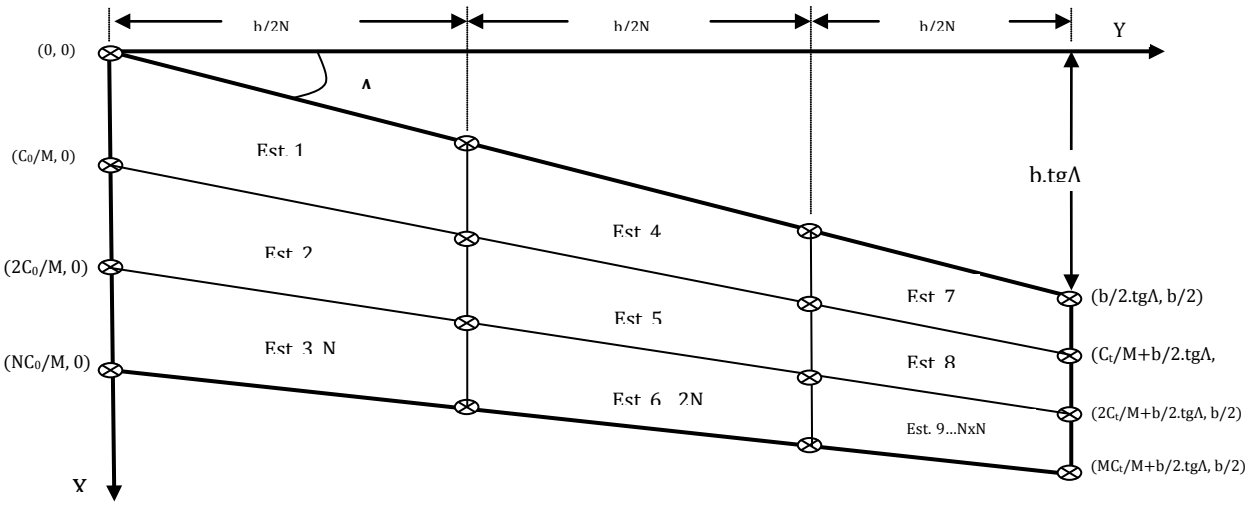


Figura 3.11. Modelado de los puntos de Mallado de superficie

3.6.2. Modelado de los Puntos de Análisis (Paso 2)

Puntos de Control: Uno por cada panel, obtenido al realizar N divisiones en "Y" a lo largo de la envergadura "b" y M divisiones en "X", situados a 0,75 veces la cuerda de cada panel según se demostró con la ecuación 3.53, entonces, son los puntos donde se impone la condición de contorno, donde se calculan las normales n_{ext} y se evaluarán las magnitudes de interés, estos puntos se modelan fácilmente en el plano XY según se observa en la figura 3.11 graficando la línea ¾ de cuerda.

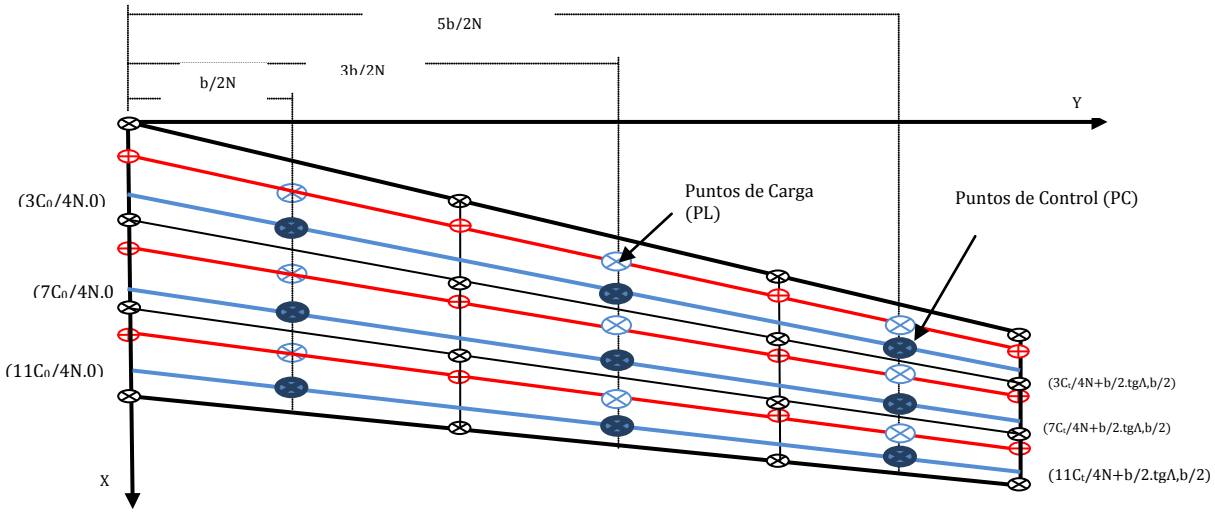


Figura 3.12. Puntos de Control.

El modelado queda expresado en forma lineal para las coordenadas XY del punto de control según la ecuación:

$$Y_{Ci} = \left(\frac{\frac{b}{2}}{\left(k - \frac{1}{4}\right)\left(\frac{C_t - C_0}{N}\right) + \frac{b}{2}.tg\Lambda} \right)\left(X_{C_i} - \left(k - \frac{1}{4}\right)\frac{C_0}{N}\right) \tag{3.54}$$

Donde k es un contador en dirección de i (cuerda) para el modelado de las M-ésimas líneas.

Puntos de Carga o centros de densidad de circulación: Uno por cada panel situados a 0,25h, como se observa en las figuras 3.10 y 3.12 son los puntos donde se supone concentrada la densidad de circulación una vez resuelto el problema aerodinámico. La ecuación de estos puntos en el plano XY queda modelada de la forma:

$$Y_{Ci} = \left(\frac{\frac{b}{2}}{\left(k - \frac{3}{4}\right)\left(\frac{C_t - C_0}{N}\right) + \frac{b}{2}.tg\Lambda} \right)\left(X_{C_i} - \left(k - \frac{3}{4}\right)\frac{C_0}{N}\right) \tag{3.55}$$

Los modelos de las ecuaciones 3.54 y 3.55 sirven para determinar las coordenadas X e Y de los puntos de malla control y carga del modelo geométrico pero bajo esta metodología se deben ir generando punto a punto lo cual resulta ineficiente desde el punto de vista de costo computacional, más adelante se resolverá el modelo geométrico de forma matricial para contrarrestar este punto débil desde el punto de vista de tiempo.

Puntos del cuadrilátero de vórtices (ABCD): conforman el cuadrilátero singular de la red de vorticidad que se emplea para modelar el ala. Para cumplir con las leyes de Helmholtz éstos deben ser cerrados (o

acabar en el infinito como en el caso de la estela) y deben tener intensidad de torbellino constante a lo largo del anillo cerrado.

3.6.3. Ubicación de la coordenada Z de los puntos de carga y control.

Se pondrá detalle a la determinación de las coordenadas Z de los puntos de interés debido a que en esta investigación se introducirá el efecto de la curvatura del perfil al problema. Se modelará para los puntos de carga y control como ejemplo tomando en cuenta que para los puntos (1234) y (ABCD) se procederá de igual forma teniendo en cuenta la variación de la coordenada Y de cada uno de ellos.

Las coordenadas Z de cada punto de carga (Z_{Li}) y cada punto de control (Z_{Ci}) se determinan, tomando en cuenta dos contribuciones: la primera la debida al diedro ε del ala la cual se denota como $Z_{\varepsilon,}$ la segunda como una aproximación polinómica de las coordenadas de la línea de curvatura del perfil de cada sección a la cual se le denota como Z_{mc}. Luego se hará detalle también en la introducción de la contribución de la torsión geométrica lo cual también es un aporte de esta investigación a los métodos anteriores.

De igual forma se tiene en cuenta que la coordenada Z tal y como se planteará en este capítulo, será determinada punto a punto lo cual indica un alto costo computacional y al igual que las coordenadas XY, más adelante se calcularán en forma matricial.

Para Z_{mc} se desarrolla una librería de perfiles aerodinámicos, con la carga de las coordenadas X_p y Z_m (cuyo origen está en el encastre del ala con Z+ perpendicular a X) de la línea de curvatura de cada perfil, la cual, cambia proporcionalmente según la cuerda del ala en la que esté ubicada cada sección de estudio, como se observa en la figura 3.13, en donde se conserva

el seccionado general pero no se considera la flecha de borde ataque para facilitar los cálculos de cuerda.

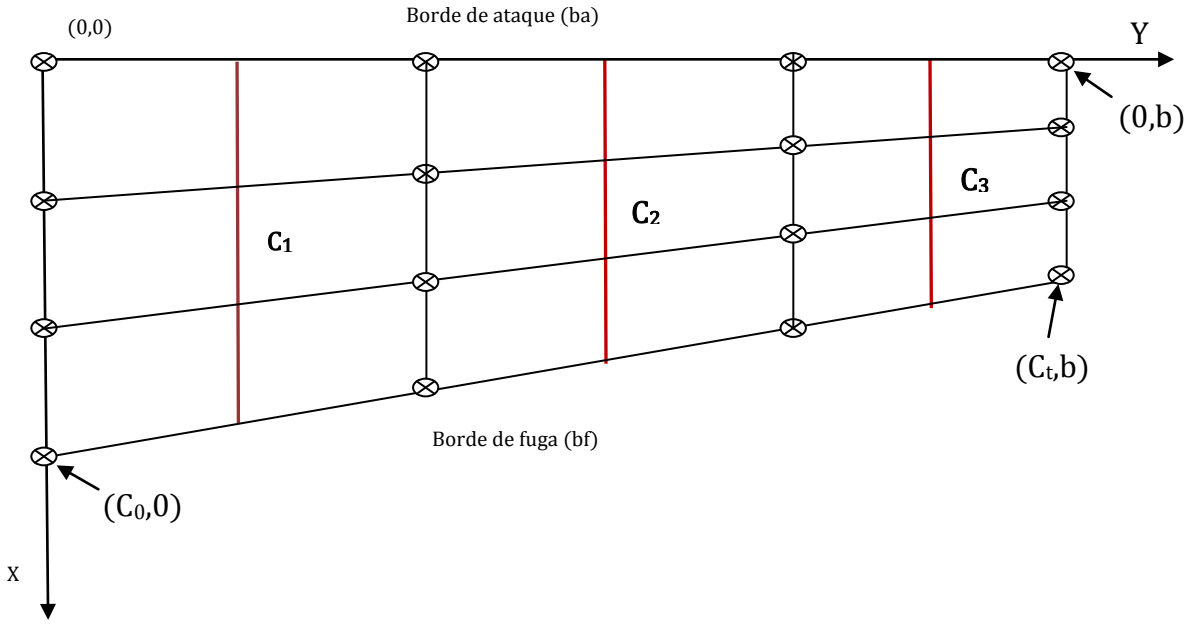


Figura 3.13. **Variación del tamaño de las cuerdas para el ejemplo N=3**

Cada línea de color rojo representa una cuerda, la cual cambiará cada N estaciones hasta la estación NxN. En el ejemplo de la figura 3.13 la cuerda C_1 aplica para las estaciones i=1, 2 y 3, la cuerda C_2 para la estaciones i= 4, 5 y 6 y la C_3 para las estaciones i=7, 8 y 9, es decir, en forma genérica se tendrán tantas cuerdas C_j (j es el contador de cuerdas) como divisiones N tenga la semiala y cada cuerda C_j aplicará y cambiará cada grupo de N secciones hasta la sección NxN.

Ecuación general de la contribución del diedro ε del ala (Z_ε).

De forma muy simple se denota que la contribución del diedro sobre la coordenada Z de los puntos de control y de carga será la proyección de la

envergadura de cada sección sobre el eje “Z” una vez efectuado el giro del ángulo de diedro, de la forma:

$$Z_{\varepsilon i} = \frac{(2s+1)}{4N} b.sen\ \varepsilon \tag{3.56}$$

Dónde s es un contador de columnas.

En la figura 3.14 se observa la contribución del diedro del ala sobre la coordenada Z de los puntos de carga y control respectivamente. Esta figura corresponde a la vista trasera de la semiala y por geometría simple se deduce la ecuación 3.56.

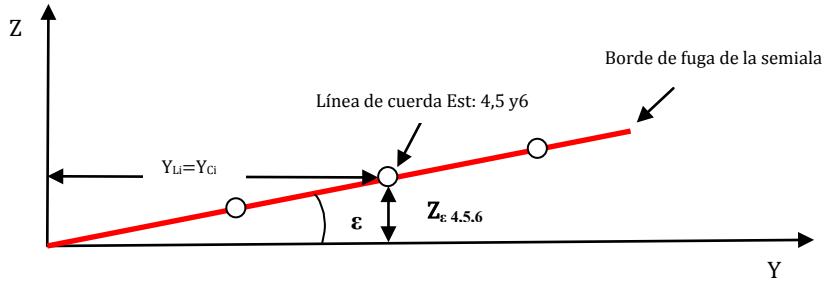


Figura 3.14. **Determinación geométrica de la contribución del diedro en Z.**

Procedimiento general de la contribución de la curvatura del perfil del ala (Z_{mc})

La ecuación general de la cuerda C_j se obtiene a partir de la ecuación general del borde de ataque f_{ba} y la ecuación general de borde de fuga f_{bf}. Una vez obtenidas f_{ba} y f_{bf} , se sustituyen las coordenadas Y_{ba} y Y_{bf} de cada bloque j-ésimo de N secciones para obtener la coordenada X del borde de ataque X_{ba} y del borde de fuga X_{bf}. Con las coordenadas $(X_{ba},Y_{ba})_j$ del borde de ataque y $(X_{bf},Y_{bf})_j$ del borde de fuga, la cuerda C_j será la distancia entre dichos puntos.

Ecuación general de borde de ataque f_{ba}.

En la figura 3.13 se observa que el borde de ataque es una línea recta que pasa por los puntos (0,0) y (0,b/2), obteniéndose la ecuación:

$$X_{ba_j} = 0 \tag{3.57}$$

Ecuación general de borde de fuga f_{bf}.

En la figura 3.13 se observa que el borde de fuga es una línea recta que pasa por los puntos (C_0,0) y (C_t,b/2), obteniéndose las ecuaciones:

$$Y_{bf_j} = \left(X_{bf_j} - C_0\right)\left(\frac{b/2}{C_t - \mathrm{C}_0}\right) \tag{3.58}$$

$$X_{bf_j} = \left(\frac{C_t - \mathrm{C}_0}{b/2}\right) Y_{bf_j} + C_0 \tag{3.59}$$

Donde por deducción del análisis de la figura 3.13 se observa que:

$$Y_{ba_j} = Y_{bf_j} = \frac{Y_{Li}(\sin diedro)}{\cos \varepsilon} = \frac{Y_{Ci}(\sin diedro)}{\cos \varepsilon} = \frac{(2s+1)}{4N} b \tag{3.60}$$

Para cada bloque de N estaciones (nótese que esto es sin considerar el giro del ángulo de diedro).

Determinación de la longitud de cuerda C_j.

Al usar la ecuación general para calcular la distancia entre dos puntos y sustituir la ecuación 3.59, se determina la longitud de la cuerda C_j para cada bloque de secciones N de la forma:

$$C_j = \sqrt{\left(X_{bf_j}\right)^2 + \left(Y_{bf_j} - Y_{ba_j}\right)^2} = X_{bf_j} \tag{3.61}$$

Dónde al sustituir la ecuación 3.61 en la 3.59, se obtiene:

$$C_j = X_{bf_j} \tag{3.62}$$

Introducción de la función de curvatura del perfil Z_{mc}.

El procedimiento se diseña para que se puedan introducir y actualizar las coordenadas de la línea de curvatura de diferentes perfiles aerodinámicos, según se requiera para los cálculos y análisis posteriores.

A las coordenadas introducidas se les aplicará una aproximación polinomial de grado n, para definir la ecuación de ajuste del perfil, la cual quedará archivada en la biblioteca de perfiles.

Los perfiles se archivan con datos genéricos, es decir, con coordenadas X_p y Z_{mc} como fracción de cuerda, entonces para hacer uso de la ecuación Z_{mc} en un análisis particular, se deberá multiplicar dicha ecuación por la longitud de cuerda C_j.

$$Z_{mc} = C_j . f(X_p) \tag{3.63}$$

Se debe tener en cuenta que este valor Z_{mc} no considera la flecha del ala, es decir, que el borde de ataque coincide con el eje “Y”. Al momento de sustituir X_p en f para obtener el Z_{mc} de los puntos de carga y control de cada

estación, se debe restar a las coordenadas X_{Li} y X_{ci} la magnitud $Y_{Li}.tg\Lambda$ y $Y_{Ci}.tg\Lambda$, para obtener las ecuaciones 3.64 y 3.65.

$$Z_{mc_{Li}} = C_j.f(X_{Li} - Y_{Li}tg\Lambda) \quad (3.64)$$

$$Z_{mc_{Ci}} = C_j.f(X_{Ci} - Y_{Ci}tg\Lambda) \quad (3.65)$$

Donde Z_{mcLi} es la contribución a la coordenada Z del punto de carga, de la curvatura del perfil y Z_{mcCi} es la contribución a la coordenada Z del punto de control, de la curvatura del perfil.

Ahora bien, por superposición de resultados y agregando la corrección de Z_{mc} producida por el ángulo de diedro queda:

$$Z_{Ci} = Z_{\varepsilon i} + Z_{mc_{Ci}}.\cos\varepsilon \quad (3.66)$$

$$Z_{Li} = Z_{\varepsilon i} + Z_{mc_{Li}}.\cos\varepsilon \quad (3.67)$$

3.6.4. Introducción de la función de torsión geométrica.

La torsión geométrica μ es el ángulo de giro alrededor del eje “Y” que se le aplica a un ala con el fin de evitar, en alas con forma en planta trapezoidal, la entrada en pérdida por las puntas, para de esta forma impedir que el alerón o dispositivo de control lateral entre en pérdida aerodinámicamente. El Método de Hsichum Hua (MHH) considera que la torsión geométrica es constante para todas las secciones del ala, lo cual en la práctica no es cierto, es decir, las estaciones más cercanas al encastre del ala poseen un ángulo de torsión geométrica mayor que el de las estaciones cercanas al tip el cual varía entre -3° y 3° aproximadamente. Como aporte de esta investigación se introduce la función torsión geométrica la cual define la variación lineal del ángulo de

torsión desde el encastre μ_o hasta el tip μ_t, a lo largo del eje “Y”, o semienvergadura del ala, esto se expresa en la ecuación 3.68.

$$\mu_i = \left(\frac{2.(\mu_t - \mu_o).(2s+1)}{4N}\right) + \mu_o \tag{3.68}$$

3.7. Modelado de las cargas aerodinámicas.

Para realizar el modelado de las cargas aerodinámicas a través del VLM se debe en primer lugar desarrollar el procedimiento de cálculo de la velocidad inducida por el cuadrilátero de vórtices para luego calcular la magnitud de los vórtices y posteriormente con la ecuación de Kutta-Joukouski determinar las cargas aerodinámicas del problema.

3.7.1. Cálculo de la Velocidad Inducida.

Basados en la figura 3.10 y utilizando la condición de impenetrabilidad y no perturbación, la ecuación 3.19 se rescribe de la forma expresada en la ecuación 3.69

$$v'n_y + w'n_z = -\left(U_{\infty_x}n_x + U_{\infty_y}n_y + U_{\infty_z}n_z\right) \tag{3.69}$$

Donde las normales están determinadas por la geometría (torsión, línea de curvatura) y las velocidades en el infinito vienen dadas por la condición de vuelo (ángulos de ataque, resbalamiento, rotación, diedro, flecha y torsión). Con esto, las incógnitas son v’ y w’, es decir, las velocidades inducidas por el cuadrilátero de vórtices en dirección de “Y”, v’ y en dirección de “Z”, w’. Se desprecia la velocidad inducida en “X”, ya que ésta, está implícita en la velocidad de la corriente libre U_∞.

Como se observó en secciones previas, el campo de velocidades en un punto de control genérico (r_{Col}) se puede calcular utilizando la ley de Biot-Savart, obteniéndose las ecuaciones matriciales 3.70 a 3.73

$$\vec{v}'\left(\vec{r}_{col}^{ij}\right) = \begin{Bmatrix} u' \\ v' \\ w' \end{Bmatrix}\left(\vec{r}_{col}^{ij}\right) \tag{3.70}$$

$$\vec{v}'\left(\vec{r}_{col}^{ij}\right) = \sum_{k=1}^{M}\sum_{l=1}^{N}\frac{\Gamma_{kl}}{4\pi}\left[\oint_{ABCD_{(k,l)}}\frac{\left(\vec{r}_{col}^{ij}-\vec{r}_0\right)}{\left|\vec{r}_{col}^{ij}-\vec{r}_0\right|^3}\ x\ \overrightarrow{dl}_0\right] \tag{3.71}$$

$$\vec{v}'\left(\vec{r}_{col}^{ij}\right) = \sum_{k=1}^{M}\sum_{l=1}^{N}\vec{a}_{kl}^{ij}\,\Gamma_{kl} \tag{3.72}$$

$$\vec{v}'\left(\vec{r}_{col}^{ij}\right) = \sum_{k=1}^{M}\sum_{l=1}^{N}\begin{Bmatrix} \vec{a}_{u'}^{ij} \\ \vec{a}_{v'}^{ij} \\ \vec{a}_{w'}^{ij} \end{Bmatrix}\Gamma_{kl} \tag{3.73}$$

Donde los términos $\vec{a}_{kl}^{ij}$ corresponden al campo de velocidades por unidad de intensidad de torbellino generado por un panel genérico (k, l) sobre el punto de control (i, j). y Γ_{kl} la intensidad de cada vórtice de sección.

3.7.2. Cálculo de la matriz de coeficientes de influencia.

Los términos del sistema de ecuaciones que multiplican a la intensidad de vórtices Γ_{kl} son los llamados, coeficientes de influencia y pueden calcularse fácilmente mediante la resolución de la forma vectorial de la ecuación de Biot-Savart generada en apartados previos, quedando las intensidades de torbellino como únicas incógnitas en nuestro problema.

3.7.3. Cálculo de la magnitud de los vórtices de cada estación.

Esto se logra fácilmente al introducir los resultados de la ecuación matricial 3.69 en la 3.73 obteniéndose la ecuación 3.74.

$$\sum_{kl}\left\{a^{ij}_{v',kl}.\,n^{ij}_{y}+a^{ij}_{w',kl}.\,n^{ij}_{z}\right\}\boldsymbol{\Gamma_{kl}}=-\left(U^{ij}_{\infty_x}n^{ij}_{x}+U^{ij}_{\infty_y}n^{ij}_{y}+U^{ij}_{\infty_z}n^{ij}_{z}\right) \tag{3.74}$$

Resolviendo el sistema de ecuaciones 3.74 se obtienen las magnitudes de los vórtices $\boldsymbol{\Gamma_{kl}}$.

3.7.4. Cambio de numeración matricial a vectorial.

Una vez calculadas la magnitudes de los vórtices según el procedimiento matricial del apartado anterior y antes de proceder al cálculo de las variables aerodinámicas, se hace conveniente reenumerar los paneles con un sólo índice en lugar de dos para así resolver el problema utilizando menos tiempo computacional.

Esto se logra tomando en cuenta los cambios de numeración de índice que se muestran en la figura 3.15

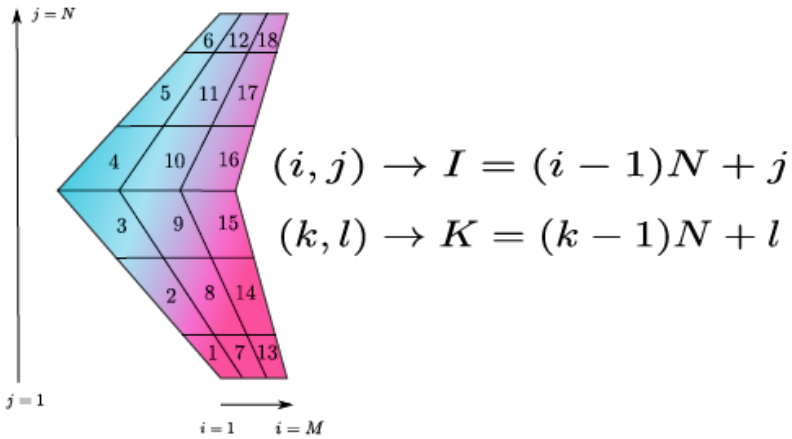


Figura 3.15 Cambio de numeración matricial a vectorial

3.7.5. Cálculo de la densidad de vórtice.

En esta sección se detallará el tratamiento de la solución del sistema 3.74, es decir, ya se conoce cuál ha de ser la intensidad de cada cuadrilátero de torbellinos tal que la velocidad inducida por el conjunto de los mismos sobre todos y cada uno de los puntos de control cumpla con 3.19 pero ahora se hace necesario organizar esta información para obtener resultados de interés.

En primer lugar se ha de reconstruir una matriz $\boldsymbol{\Gamma_{kl}}$ a partir de $\boldsymbol{\Gamma_K}$, lo cual se puede conseguir fácilmente recorriendo la matriz e introduciendo término a término teniendo en cuenta los cambios de variable de la figura 3.15.

A la hora de evaluar las densidades de vórtice $\gamma(x,y) = \partial\Gamma/\partial x(x,y)$ se va a considerar una hilera de paneles correspondientes a un mismo j y se tomarán cocientes incrementales tal y como se esquematiza en la figura 3.15. Haciendo hincapié en que se están suponiendo las densidades de circulación concentradas en los puntos de carga.

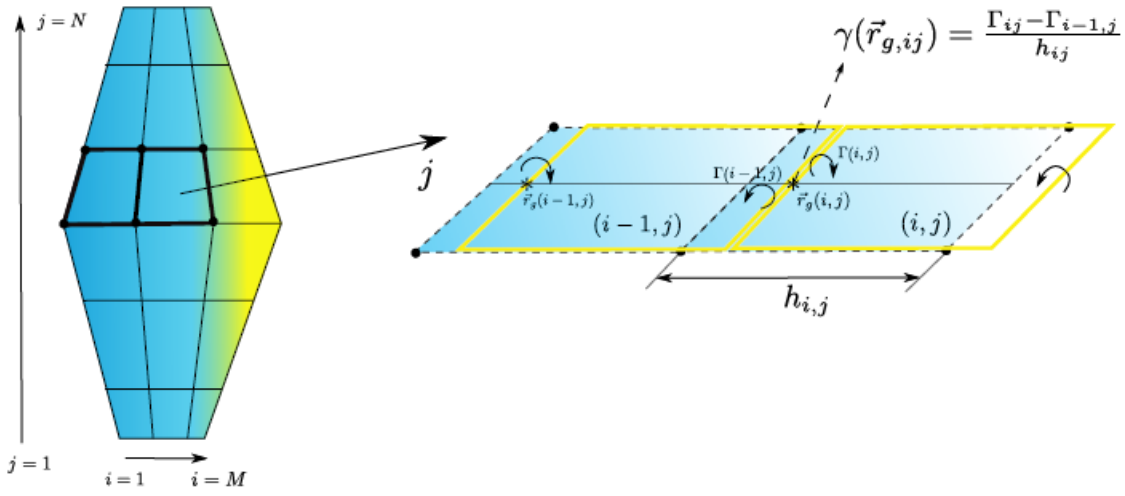


Figura 3.16 Esquema para el cálculo de la densidad de vórtice

El resultado anterior no es válido para los paneles que están en el borde de ataque (i = 1) ya que no hay torbellinos por delante del borde de ataque, la corriente es libre y no hay discontinuidades luego es válido asumir que la densidad de circulación en este tipo de paneles es:

$$\gamma_{1j} = \frac{\Gamma_{1j}}{h_{1j}} \tag{3.75}$$

Llegados a este punto y antes de acometer el cálculo de las cargas aerodinámicas de interés, resulta interesante implementar el modelo para una geometría sencilla y representar las densidades de circulación para poder verificar que cualitativamente el comportamiento es el esperado con concentración hacia los puntos de carga o que en la zona central las densidades de circulación sean mayores y van cayendo al acercarse al borde de fuga debido al efecto de rebordeo, el pico de succión se da en el entorno del borde de ataque y no hay singularidades o discontinuidades cerca del borde de fuga, esto se realizará en el capítulo 5 de validación y resultados

3.7.6. Cálculo de los coeficientes aerodinámicos.

Una vez se han verificado las tendencias de la densidad de vórtices, es momento de proceder al cálculo de las cargas y coeficientes aerodinámicos de interés.

Coeficiente de Sustentación.

Para calcular la sustentación, es útil tomar como referencia los ejes del viento. También es necesario notar que de la ecuación de cantidad de movimiento puede extraerse que p + ρ∞U∞u’ = cte. A través de

esta relación se puede relacionar el campo de presiones con el campo de velocidades de perturbación, y éste, gracias al carácter anti simétrico del problema se puede relacionar con la circulación teniendo en cuenta que:

$$\Gamma(x,y) = \int_0^{x'} [u_E(x',y) - u_I(x',y)]\, dx' \tag{3.76}$$

Considerando la ecuación de densidad de vórtice

$$\gamma(x,y) = u_E(x',y) - u_I(x',y) \tag{3.77}$$

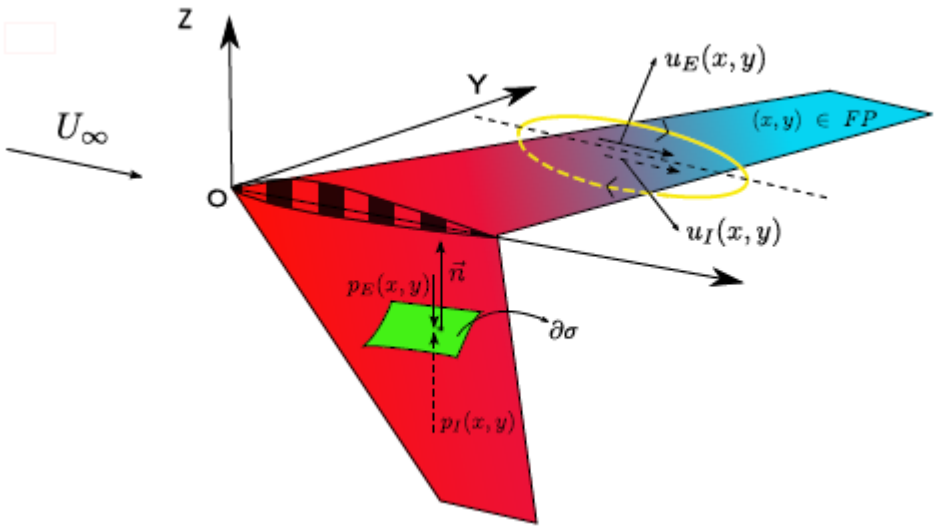


Figura 3.17 Parámetros para el cálculo de la sustentación

Ahora bien realizando un equilibrio de presiones sobre el extradós e intradós del ala, proyectado en dirección perpendicular al flujo se obtiene:

$$L = \int_{FP} [p_I - p_E]\, n_z d\sigma = \rho_\infty U_\infty \int_{FP} [u_E - u_I]\, n_z d\sigma = \rho_\infty U_\infty \int_{FP} \gamma\, n_z d\sigma \tag{3.78}$$

Y discretizando sobre los paneles se obtiene:

$$L = \rho_\infty U_\infty \sum_{ij} \gamma_{ij}\, S_{p_{ij}} \tag{3.79}$$

Donde $S_{p_{ij}}$ es la superficie de cada sección. El coeficiente de sustentación se calcula utilizando la ecuación 2.1.

Especial atención merece la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura, lo cual da idea de cómo evoluciona la carga en los perfiles y de cuan grandes serán los momentos flectores en el encastre. Para ello se generarán unas líneas intermedias entre cada j, j + 1 donde se evaluarán los resultados tal y como se observa en la figura 3.18

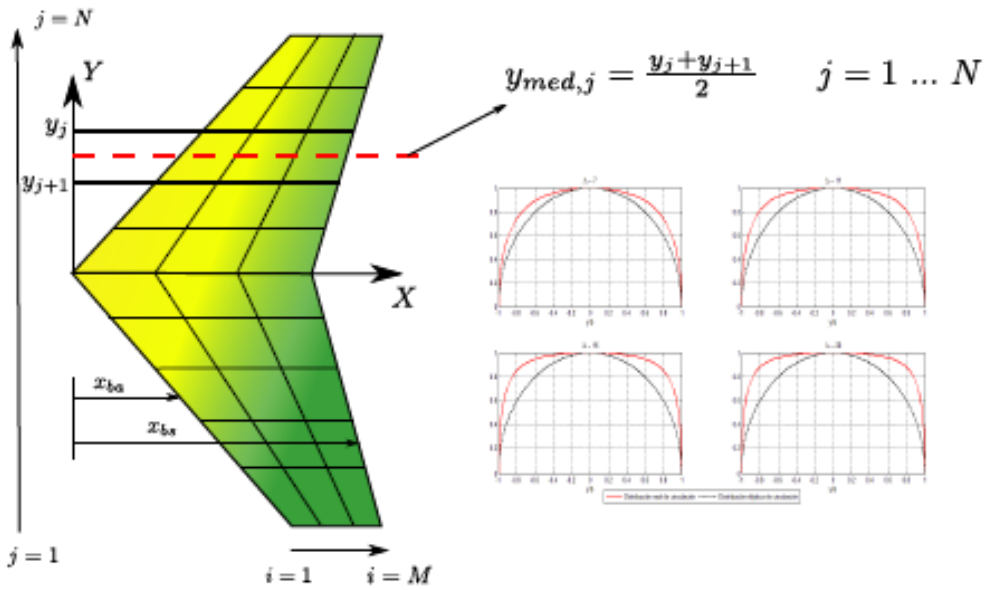


Figura 3.18. Distribución de sustentación a lo largo de la envergadura.

Una vez definidas las líneas medias, sólo queda integrar las densidades de circulación a lo largo de éstas

$$\Gamma(y_{med,j}) = \int_{\bar{X}_{ba}}^{\bar{X}_{bs}} \gamma dx = \sum_{i=1}^{M} \gamma_{ij} h_{ij} \tag{3.80}$$

Dónde.

$$\bar{X}_{ba}(j) = \frac{1}{2}\left(x_{ba}(j-1) + x_{ba}(j)\right) \tag{3.81}$$

$$\bar{X}_{bf}(j) = \frac{1}{2}\left(x_{bf}(j-1) + x_{bf}(j)\right) \tag{3.82}$$

Entonces la distribución de coeficientes de sustentación a lo largo de la envergadura queda expresada según la ecuación 3.83.

$$Cl(y) = \frac{l(y)}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 c(y)} \tag{3.83}$$

Del mismo modo se pueden calcular momentos y sus respectivos coeficientes pero habrá que introducir nuevos puntos de referencia y distribuciones de presión asimétricas. Todo esto se tratará en secciones posteriores aprovechando la incorporación de geometrías más complejas (incluyendo superficies de control, derivas...) así como condiciones de vuelo con resbalamiento y rotaciones. No obstante, se hace hincapié en que lo dicho hasta ahora funciona de forma general para cualquier geometría y condición de vuelo ya que la información va implícita en los puntos del mallado, normales y componentes de la velocidad en el infinito.

Coeficiente de Resistencia Inducida

De las secciones previas se extrae el campo de vorticidad es senoidal:

$$\nabla.(\nabla \mathrm{x}\, \vec{\mathrm{v}}) = 0 \tag{3.84}$$

Sea el volúmen diferencial ∂ωf de la figura 3.19, que en x se extiende desde el borde de ataque hasta el borde de salida.

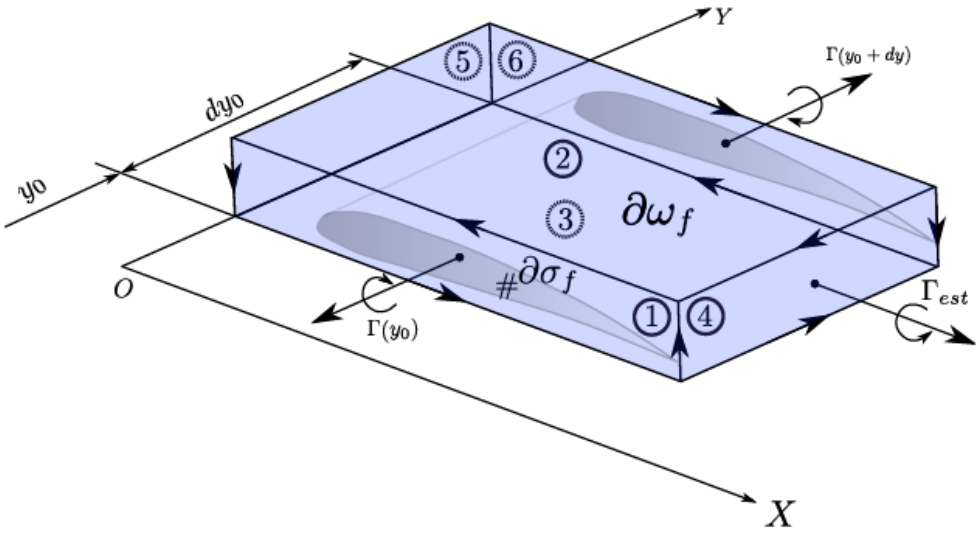


Figura 3.19. Volúmen de control para modelado de la resistencia inducida

$$\vec{\mathrm{v}}.\,\mathrm{dl} = \sum_{\mathrm{i}=1}^{6} \Gamma_{\mathrm{i}} = 0 \tag{3.85}$$

El resultado anterior implica que la circulación neta sobre el conjunto de las aristas que delimitan la superficie ∂σf que encierra a ∂ωf ha de ser nula. Por otro lado, la circulación sobre el contorno de las superficies 2, 3 y 5 es nula ya que no son atravesadas por ningún hilo de torbellinos al no

interceptar a la superficie de curvatura donde se han distribuido los paneles. Con esto, sólo son de interés las superficies 1, 4 y 6 en el sentido en que la circulación neta ha de ser nula.

El torbellino de estela amortigua las variaciones de circulación en y para cumplir 3.85 y cuyo valor, según la nomenclatura de la figura 3.19 es:

$$\Gamma_{est} = \Gamma(y_0 + dy) - \Gamma(y_0) = \frac{\partial \Gamma}{\partial y} dy_0 \tag{3.86}$$

De esta forma se consigue relacionar la intensidad de los torbellinos de la estela con las variaciones en “Y” de la circulación.

La resistencia inducida es de origen exclusivamente potencial y se debe a la componente de perturbación vertical que los torbellinos libres o de la estela, inducen en el flujo debidos a los efectos tridimensionales, como se trata de un problema subsónico, lo que pasa aguas abajo se transmite desde aguas arriba, y el borde de ataque tiene un flujo con un ángulo de ataque menor. Esto hace que la sustentación tenga una componente en la dirección X viento, que no es más que el término de resistencia inducida.

Basados en la figura 3.20 y empleando la formula de Kutta para la sustentación de cada perfil en ’y’ se modela el “*downwash*” o estela de aire, por una distribución continua de vórtices en la estela, de la siguiente forma:

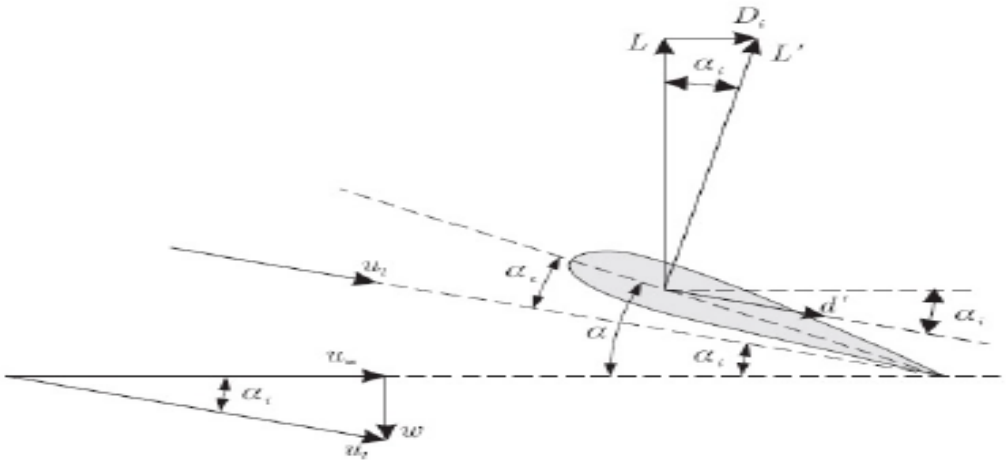


Figura 3.20. Nomenclatura para el análisis de la resistencia inducida.

$$D_i = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} D_i(y)dy \tag{3.87}$$

$$D_i = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} l(y)\tan(\alpha_i(y))dy \tag{3.88}$$

$$D_i \cong \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} l(y)\alpha_i(y)dy \quad \text{ya que } \alpha_i(y) \ll 1 \tag{3.89}$$

$$D_i = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \rho_\infty U_\infty \Gamma(y)\alpha_i(y)dy \tag{3.90}$$

Modelando $\alpha_i(y)$ según la ecuación 3.91 para ángulos de ataque inducido muy pequeños.

$$\alpha_i(y) \cong \frac{w_i(y)}{U_\infty} = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{\partial\Gamma}{\partial y}\frac{dy_0}{y - y_0}.\left(\frac{1}{4\pi U_\infty}\right) \tag{3.91}$$

En el desarrollo se ha tenido en cuenta que la intensidad de los torbellinos (semiinfinitos, de ahí que divida por 4π) de la estela está relacionada con la derivada en “y” de la circulación en los perfiles de ala de geometría cualquiera.

La ecuación 3.91 se resuelve haciendo el cambio de variable $y = \frac{b}{2}\cos\theta$. Debido a esto se deduce que la circulación o vorticidad es nula en θ=0 y θ=π tal que la distribución a lo largo de la envergadura puede aproximarse con la serie de Fourier como se expresa en la ecuación 3.92

$$\Gamma(\theta) = \sum_{n=0}^{\infty} a_n \operatorname{sen}(n\theta) \tag{3.92}$$

Desarrollando la expresión 3.91 se llega a la ecuación integral de Glauert que establece:

$$C_{Di} = \frac{\pi \frac{b^2}{S}}{4} \sum_{n=1}^{\infty} n.\, a_n^2 \tag{3.93}$$

Relación entre la resistencia inducida real e ideal (Coeficiente de Oswald)

Cuando la forma en planta es elíptica, para alas rectas y sin torsión (planas), la distribución de cuerdas a lo largo de la envergadura es de la forma c(θ) = sin(θ) y así, se pueden hallar los coeficientes de Fourier de la circulación de manera teórica aplicando directamente la condición de impenetrabilidad en θ, teniendo en cuenta el ángulo de ataque inducido (expresión conocida como ecuación del ala larga de Prandtl). Así, se puede demostrar que para este tipo de geometría el único coeficiente distinto de cero es el primero, luego la distribución de Γ es senoidal en θ y elíptica en

“Y”, la misma forma tendrá la distribución de sustentación, que es proporcional por la fórmula de Kutta.

Otra manera de justificar el buen aprovechamiento del flujo con la geometría en planta elíptica es que se cumple que el ángulo de ataque inducido se mantiene constante en la envergadura, esto hace que los gradientes de presión en “y” sean prácticamente nulos y no haya flujos transversales.

Teniendo en cuenta entonces las condiciones mencionadas se concluye que para esta geometría, el coeficiente de resistencia inducida (CDi) es el mínimo ya que la sumatoria es siempre igual que 0 y en este caso se anula.

Ante esta situación, se define el parámetro de eficiencia de Oswald, o coeficiente de Oswald que representa la relación entre la resistencia inducida generada por un ala ideal con distribución de sustentación elíptica y un ala real con el mismo alargamiento ($AR=b^2/S$).

$$e = \frac{C_{D_i}^{Ideal}}{C_{D_i}^{real}} = \frac{1}{1 + \sum_{n=2}^{\infty} n.\frac{a_n^2}{a_1^2}} < 1 \qquad (3.94)$$

3.8. Análisis de los métodos utilizados por Hsichum Hua y Chao Liu para la resolución del problema aerodinámico.

En este apartado se define el método matemático a utilizar para la resolución de la ecuación de Biot-Savart y posterior resolución del sistema de ecuaciones. De la investigación realizada de los procedimientos usados por una gran cantidad de investigadores anteriores resaltan dos métodos que recogen las aplicaciones globales de todos los investigados, estos son: El

desarrollado por Hsichum Hua (MHH) el cual consiste en un procedimiento integral para la resolución del problema a través de la ley de Biot-Savart y el desarrollado por Chao Liu (MChL) que consiste en un procedimiento vectorial para la resolución del problema. Se hace una selección entre los métodos MHH y MChL tomando en cuenta la versatilidad del cálculo de cada una de los bloques de análisis de cada uno de ellos de manera de aprovechar al máximo la potencia de resolución matemática de MATLAB para así, minimizar el tiempo computacional y agregar algunas variables de interés como lo son la curvatura del perfil y el factor de compresibilidad, así como también la posibilidad de apertura al cálculo de configuraciones de alas múltiples

Los métodos MHH y MCh se desarrollaron a detalle en el capítulo 2 en las bases teóricas.

3.8.1. Bloques de análisis general para VLM.

Se define como bloques de análisis para el estudio aerodinámico de alas subsónicas basadas en VLM a cada procedimiento que conlleva al cálculo o almacenamiento de una o múltiples variables de importancia, dentro del procedimiento global que culmina con la obtención de las variables o gráficas aerodinámicas. Luego de analizar cómo se desarrolla cada método se obtienen los siguientes Bloques Genéricos:

BLOQUE 1: ***Datos de entrada.*** Almacenado de los datos geométricos del ala.

BLOQUE 2: ***Mallado o seccionado de superficie.*** Cálculo y almacenado de la geometría y puntos que definen la herradura de vórtices.

BLOQUE 3: ***Cálculo de la velocidad inducida por cada herradora sobre cada punto de control.*** Procedimiento matemático detallado basado en el manejo de la ecuación de Biot-Savart.

BLOQUE 4: ***Cálculo de la magnitud de los vórtices de cada sección.*** Procedimiento para la determinación de los coeficientes de influencia en el sistema de ecuaciones producto de la aplicación de la condición de tangencia de superficie.

BLOQUE 5: ***Cálculo de las variables aerodinámicas y curvas polares.*** Basado en la ecuación de Kutta-Joukosky y desglosando la fuerza aerodinámica total se obtienen las variables aerodinámicas en función del ángulo de ataque.

El Modelo aerodinámico de esta investigación consiste en la aplicación de las hipótesis especificadas en el apartado 3.1 al fenómeno físico y el desarrollo y aplicación de la ley de Biot-Savart para determinar vectorialmente la velocidad inducida por un cuadrilátero de vórtices y no una herradura como los desarrollados por Chao Liu y Hsichum Hua y la magnitud de los mismos para posteriormente calcular las variables aerodinámicas, basado sólo en la geometría de los paneles a lo largo del ala. Este modelo es válido para un ala de configuración sencilla, en el capitulo V se hará hincapié en adaptarlo para geometrías multi ala de mayor complejidad.

3.9. Modelado Computacional General.

Una vez desarrollado el modelo VLM, se observa que en líneas generales se trata de resolver el problema físico con sus hipótesis, partiendo de una geometría de ala en particular, con unas condiciones de vuelo

específicas y así, obtener los coeficientes aerodinámicos correspondientes. Como se ilustra en la figura 3.21

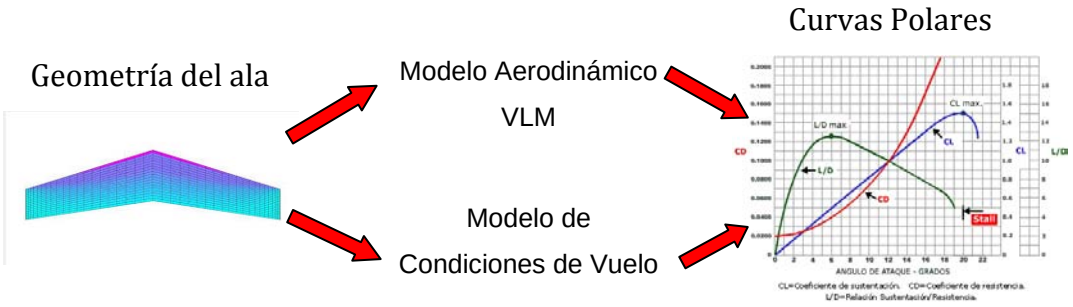


Figura 3.21. Procedimiento general computacional

Previo al modelado general es conveniente definir algunos algoritmos para el ordenado en forma matricial de todas la variables geométricas y aerodinámicas

3.9.1. Dimensionamiento matricial del estacionado de los puntos de carga, control y extremos.

En las secciones anteriores se almacenaron las coordenadas de los puntos de carga, control y extremos en vectores de dimensión N^2x1, ahora para el cálculo de la velocidad inducida a realizarse por el modelo MChL, es necesario transformar la distribución de forma vectorial con contador “i” de 1 a MxN a una distribución matricial de dimensión igual con contador de filas “n” y columnas “m”. En la figura 3.22 se presenta la equivalencia i=n,m

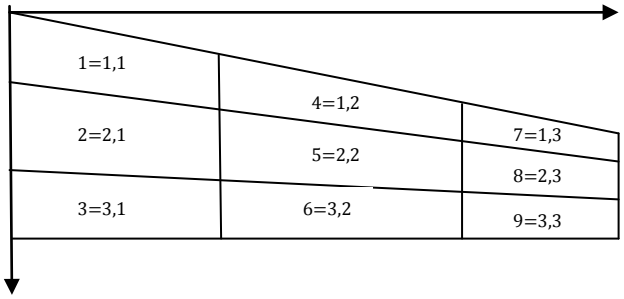


Figura 3.22 **Ordenamiento matricial de las secciones**

3.9.2. Algoritmo para el ordenamiento matricial.

El problema presentado en el apartado anterior se resuelve fácilmente utilizando un arreglo de doble lazo, cuyo algoritmo se expresa de la forma:

Paso 1: Inicializar m=0, n=0 e i=0

Paso 2: m=m+1

Paso 3: n=n+1

Paso 4: i=i+1

Paso 5: X(n,m)=X(i); (X representa cualquier grupo de coordenadas)

Paso 6: Preguntar? n>N si es No ir a 3; si es Si n=0 e ir a 7

Paso 7: Preguntar? m>N si es No ir a 3; si es ir a 8

Paso 8: FIN.

Diagrama de flujo para el ordenamiento matricial.

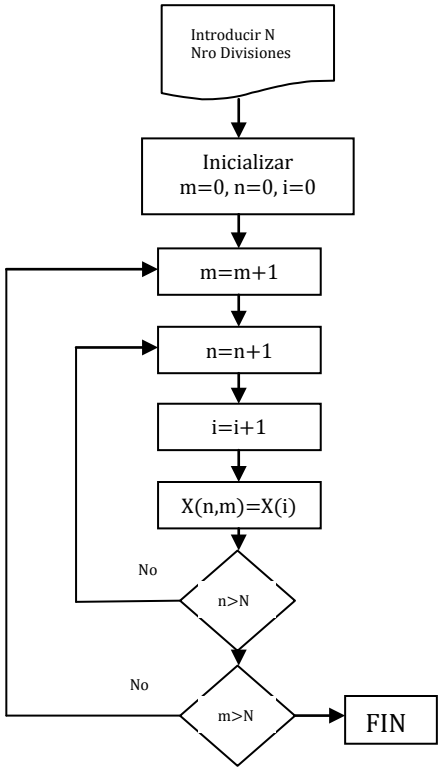


Figura 3.23 **Diagrama de flujo para el ordenamiento matricial**

3.9.3. Ordenamiento matricial de semiala, a ala.

Hasta ahora se han almacenado las coordenadas de los puntos de carga, control y extremos de vórtice principal en una matriz de dimensiones MxN, para la semiala derecha, a través del diagrama de flujo de la figura 3.23, quedando seccionada la semiala según la figura 3.22. En este apartado se desarrollará un procedimiento para expandir el seccionado hacia el ala izquierda y realizar el ordenamiento según lo exige el método del VLM, comenzando con la primera estación en la semiala izquierda, en la intersección del borde de ataque punta de ala, incrementándose en una unidad a lo largo de la envergadura hasta terminar la primera fila en el tip del ala derecha, para luego pasar a la segunda fila en el tip del ala izquierda y continuar con esta secuencia hasta alcanzar la última estación en el tip del ala derecha hacia el borde de fuga, tal como se muestra en la figura 3.24.

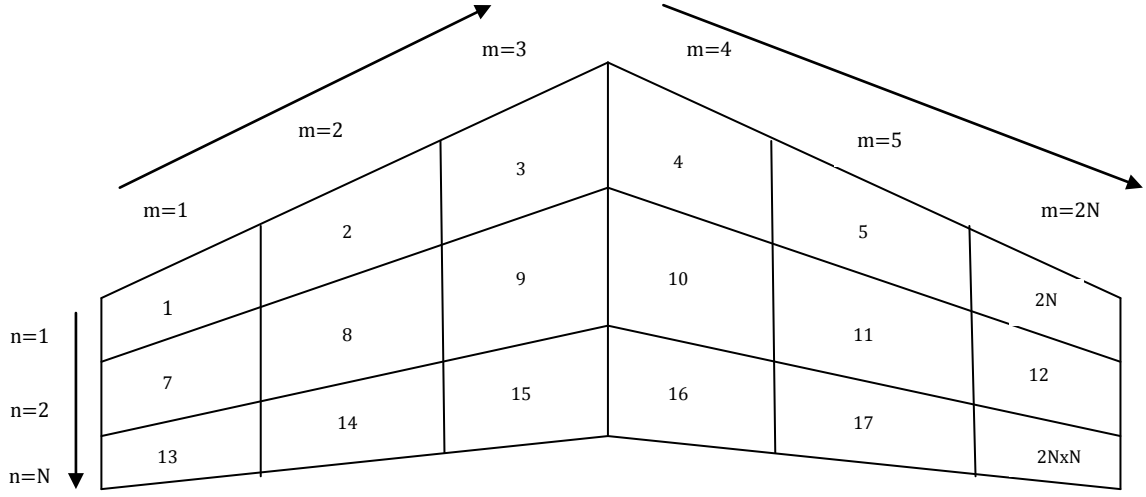


Figura 3.24 Estacionado y numeración de estaciones del ala total.

Para ajustar la numeración del seccionado de la figura 3.22 al definitivo de la figura 3.24, se deben primero almacenar todos los datos de las secciones n,m almacenados en una matriz MxN de la semiala de la figura 3.22 en la misma posición, pero ahora en una matriz Mx2N del ala de la figura 3.24.

Por ejemplo: los datos de la sección 1,1 de la figura 3.22 deben almacenarse ahora en la sección 1,4 de la figura 3.24, los de la 1,2 en la 1,5, los de la 1,3 en la 1,6 y así sucesivamente hasta barrer toda la semiala almacenando el M,N en el M,2N.

Esto se logra de manera rápida, aplicando el siguiente algoritmo:

Paso 1: Inicializar t=0

Paso 2: Variar n de 1 a N

Paso 3: Variar m de N+1 a 2N

Paso 4: t=t+1

Paso 5: X(n,m)=X(n,t) (Toma los datos después de haber aplicado el diagrama de flujo de la figura 3.23)

Paso 6: Volver a m.

Paso 7: t=0

Paso 8: Volver a n.

Nótese que al aplicar el algoritmo anterior la mitad de la matriz de datos queda vacía, estos datos corresponden a las secciones del ala izquierda y para su almacenado se debe tener en cuenta la condición de simetría.

Paso 1: Inicializar t=N+1

Paso 2: Variar n de 1 a N

Paso 3: Variar m de N+1 a 2N

Paso 4: t=t-1

Paso 5: X(n,t)=X(n,m) (Toma los datos después de haber aplicado el algoritmo anterior)

Paso 6: Volver a m.

Paso 7: t=N+1

Paso 8: Volver a n.

3.10. Modelado de condiciones de vuelo.

3.10.1. Modelado para la introducción del parámetro de compresibilidad B^2.

El factor de compresibilidad B^2 es un parámetro adimensional que depende del número de Mach “M” el cual se define como un número adimensional que relaciona la velocidad del aire en una condición atmosférica dada, con respecto a la velocidad del sonido en la misma condición, se puede determinar a través de un modelo matemático sencillo derivado de las ecuaciones de atmosfera estándar internacional (ISA por sus siglas en inglés)

3.10.2. Modelado de temperatura ISA:

$$T = T_0 - 6.5\frac{H}{1000} \tag{3.95}$$

Dónde H es la altitud con respecto a nivel de la mar, expresada en metros (m) y T_0 la temperatura estándar a nivel del mar.

3.10.3. Modelado de Presión ISA:

$$P = P_0\left(1 - 0.0065\frac{H}{T_0}\right)^{5.2561} \tag{3.96}$$

Dónde P_0 es la presión del aire al nivel del mar.

3.10.4. Modelado del número de Mach:

Con las ecuaciones 3.95 y 3.96, la ecuación de estado para un gas perfecto ($\rho = \frac{P}{RT}$) y la ecuación para determinar la velocidad del sonido en el aire ($C = \sqrt{\gamma RT}$) se obtiene la expresión para el cálculo del número de Mach:

$$M = \frac{V_\infty}{\sqrt{\gamma R\left(T_0 - 6.5\frac{H}{1000}\right)}} \tag{3.97}$$

Y para el cálculo de la densidad.

$$\rho = \frac{P_0\left(1 - 0.0065\frac{H}{T_0}\right)^{5.2561}}{R\left(T_0 - 6.5\frac{H}{1000}\right)} \tag{3.98}$$

3.11. Modelado Matricial para el Cálculo de la velocidad inducida a través de la ley de Biot-Savart.

Una vez de determinadas las geometrías de todas las herraduras de vórtice del ala, en primer lugar se genera el procedimiento de cálculo de la velocidad inducida por cada línea de vórtice sobre el punto de control a la cual se le denominará VINLVOR y en segundo lugar la velocidad inducida por todo el cuadrilátero de vórtices a la cual se le denominará VINHERV, esto con la finalidad de asignarles un nombre de función para ser ejecutadas en MATLAB durante la implementación del código, ya que este constituye parte fundamental en la resolución del método.

3.11.1. Rutina VINLVOR

La velocidad inducida se calcula a través de una expresión que representa la forma vectorial de la ley de Biot-Savart modificada para los efectos de compresibilidad y con la nomenclatura mostrada en la figura 3.25 a manera de visualización:

$$\vec{V}_{ID} = \frac{\Gamma.\mathrm{B}^2}{4\pi}\frac{|r_I x r_D|}{|r_I x r_D|^2}\left[r_0.\left(\frac{r_I}{|r_I|}-\frac{r_D}{|r_D|}\right)\right] \tag{3.99}$$

La nomenclatura del cuadrilátero de vórtices a utilizar se expresa en la figura 3.25.

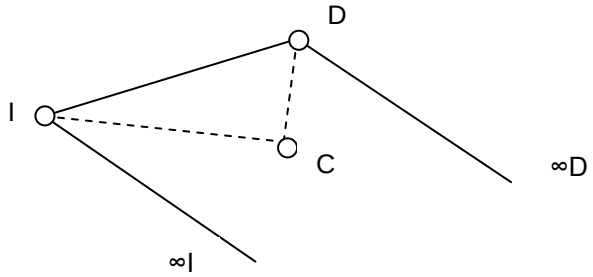


Figura 3.25. Nomenclatura de herradura de vórtice

El procedimiento vectorial se desarrolla en los siguientes pasos:

Paso 1: Cálculo del vector producto vectorial $r_I \times r_D$

$$r_I \; x \; r_D = (r_I \; x \; r_D)_x \hat{\imath} + (r_I \; x \; r_D)_y \hat{\jmath} + (r_I \; x \; r_D)_z \hat{k} \tag{3.100}$$

Dónde:

$$(r_I \; x \; r_D)_x = (y_c - y_I)(z_c - z_D) - (z_c - z_I)(y_c - y_D) \tag{3.101}$$

$$(r_I \; x \; r_D)_y = -(x_c - x_I)(z_c - z_D) - (z_c - z_I)(x_c - x_D) \tag{3.102}$$

$$(r_I \; x \; r_D)_z = (x_c - x_I)(y_c - y_D) - (y_c - y_I)(x_c - x_D) \tag{3.103}$$

Teniendo en cuenta que los puntos izquierdo y derecho de la línea de vórtice principal está formada por los puntos extremos, izquierdo y derecho $I(x_I, y_I, z_I)$ y $D(x_D, y_D, z_D)$ como se muestra en la figura 3.25 y el punto de control $C(x_c, y_c, z_c)$.

Paso 2: Cálculo del valor absoluto del vector producto vectorial $r_I \times r_D$ al cuadrado ($|r_I \, x \, r_D|^2$).

$$|r_I \, x \, r_D|^2 = (r_I \, x \, r_D)_x^2 + (r_I \, x \, r_D)_y^2 + (r_I \, x \, r_D)_z^2 \tag{3.104}$$

Paso 4: Cálculo de las magnitudes de los módulos de los vectores r_I y r_D.

$$|r_I| = \sqrt{(x_c - x_I)^2 + (y_c - y_I)^2 + (z_c - z_I)^2} \tag{3.105}$$

$$|r_D| = \sqrt{(x_c - x_D)^2 + (y_c - y_D)^2 + (z_c - z_D)^2} \tag{3.106}$$

Paso 5: Cálculo del producto punto $r_0.r_I$ y $r_0.r_D$

$$r_0.r_I = (x_D - x_I)(x_c - x_I) + (y_D - y_I)(y_c - y_I) + (z_D - z_I)(z_c - z_I) \tag{3.107}$$

$$r_0.r_D = (x_D - x_I)(x_c - x_D) + (y_D - y_I)(y_c - y_D) + (z_D - z_I)(z_c - z_D) \tag{3.108}$$

Paso 6: Cálculo de la constante de influencia sobre la velocidad inducida K.

En la ecuación 3.99 se observa que existen un conjunto de variables constantes a cada cuadrilátero de vórtice a las que se les llama: constante de influencia sobre la velocidad inducida K.

$$K = \frac{\Gamma.\mathrm{B}^2}{4\pi|r_I \, x \, r_D|^2}\left[r_0.\left(\frac{r_I}{|r_I|} - \frac{r_D}{|r_D|}\right)\right] \tag{3.109}$$

Paso 7: Cálculo de las componentes de la velocidad inducida u, v y w, por el vórtice principal.

$$u = K(r_I \; x \; r_D)_x \tag{3.110}$$

$$v = K(r_I \; x \; r_D)_y \tag{3.111}$$

$$w = K(r_I \; x \; r_D)_z \tag{3.112}$$

De esta forma al aplicar la rutina VINLVOR para cada una de las líneas de vórtice de la figura 3.25 se obtienen las expresiones:

$$V_{ID} = (u_1, v_1, w_1) = VINLVOR(x_C, y_C, z_C, x_I, y_I, z_I, x_D, y_D, z_D, \Gamma) \tag{3.113}$$

$$V_{I-I\infty} = (u_2, v_2, w_2) = VINLVOR(x_C, y_C, z_C, x_I, y_I, z_I, x_{I\infty}, y_{I\infty}, z_{I\infty}, \Gamma) \tag{3.114}$$

$$V_{D-D\infty} = (u_3, v_3, w_3) = VINLVOR(x_C, y_C, z_C, x_D, y_D, z_D, x_{D\infty}, y_{D\infty}, z_{D\infty}, \Gamma) \tag{3.115}$$

Se puede asumir para los vórtices libres (Chao, 2007):

$$x_{I\infty} = x_{D\infty} = 20.b \tag{3.116}$$

$$y_I = y_{I\infty} \tag{3.117}$$

$$y_D = y_{D\infty} \tag{3.118}$$

$$z_{I\infty} = x_I.sen\ \alpha \tag{3.119}$$

$$z_{D\infty} = x_D.sen\ \alpha \tag{3.120}$$

Las velocidades de las ecuaciones 3.113, 3.114 y 3.115 se calculan para cada estación en donde “Γ” es la magnitud del vórtice de la herradura.

3.11.2. Rutina VINHERV

Esta rutina se utilizará para calcular la velocidad total inducida por la herradura de vórtices, la cual es la sumatoria de las velocidades inducidas por

el vórtice principal ID y los vórtices libres I-I∞ y D-D∞. Esta se calcula según la ecuación 3.121

$$\vec{V}_{ind} = \vec{V}_{ID} + \vec{V}_{I-I\infty} + \vec{V}_{D-D\infty} \tag{3.121}$$

Donde $\vec{V}_{ind}$ es la velocidad por cada cuadrilátero de vórtices sobre el punto de control (Xc,Yc,Zc) en cada estación. La rutina se expresa funcionalmente según la expresión 3.122:

$$(u,v,w)_t = VINHERV(X_{ct}, Y_{ct}, Z_{ct}, X_{It}, Y_{It}, Z_{It}, X_{Dt}, Y_{Dt}, Z_{Dt}, x_{I\infty}, y_{I\infty}, z_{I\infty}, x_{D\infty}, y_{D\infty}, z_{D\infty}, \Gamma) \tag{3.122}$$

Esto para calcular en forma general la velocidad inducida por cada vórtice sobre el punto de control, pero cada cuadrilátero de vórtices induce una velocidad sobre cada punto de control de cada estación, entonces, se denota lo siguiente: cada herradura de vórtice “m” induce una velocidad sobre cada punto de control “n”, donde en el mallado de superficie de la figura 3.24 se llama “t” al subíndice de cada estación, es decir, el vector velocidad inducida se expresa funcionalmente según la expresión matricial 3.123

$$(u,v,w)_{n,m} = VINHERV(X_{c_m}, Y_{c_m}, Z_{c_m}, X_{I_n}, Y_{I_n}, Z_{I_n}, X_{D_n}, Y_{D_n}, Z_{D_n}, x_{I\infty_n}, y_{I\infty_n}, z_{I\infty_n}, x_{D\infty_n}, y_{D\infty_n}, z_{D\infty_n}, \Gamma_n) \tag{3.123}$$

Por ejemplo la velocidad inducida por la herradura de vórtices 1 sobre el punto de control 1, se escribe:

$$(u,v,w)_{1,1} = VINHERV(X_{c_1}, Y_{c_1}, Z_{c_1}, X_{I_1}, Y_{I_1}, Z_{I_1}, X_{D_1}, Y_{D_1}, Z_{D_1}, x_{I\infty_1}, y_{I\infty_1}, z_{I\infty_1}, x_{D\infty_1}, y_{D\infty_1}, z_{D\infty_1}, \Gamma_1) \tag{3.124}$$

Y la velocidad inducida por la herradura de vórtices 2 sobre el punto de control 1, se escribe:

$$(u,v,w)_{2,1} = VINHERV(X_{c_1}, Y_{c_1}, Z_{c_1}, X_{I_2}, Y_{I_2}, Z_{I_2}, X_{D_2}, Y_{D_2}, Z_{D_2}, x_{I\infty_2}, y_{I\infty_2}, z_{I\infty_2}, x_{D\infty_2}, y_{D\infty_2}, z_{D\infty_2}, \Gamma_2) \quad (3.125)$$

3.12. Modelado matricial para el cálculo de los coeficientes de influencia.

Para el cálculo de los coeficientes de influencia se resuelve la condición de borde de impenetrabilidad también llamada de tangencia de velocidad.

$$\vec{V} = \vec{V}_{ind} + \vec{V}_{\infty} \quad (3.126)$$

Donde V_∞ es la velocidad de la corriente libre. Una vez obtenido V_∞ y aplicando la condición de borde, se obtiene un sistema de ecuaciones de 2.MxN ecuaciones con 2.MxN incógnitas de la forma:

$$\begin{aligned}
&C_{1,1}\Gamma_1 + C_{1,2}\Gamma_2 + C_{1,3}\Gamma_3 + C_{1,4}\Gamma_4 + \cdots + C_{1,n}\Gamma_{\mathrm{n}} = \vec{\mathrm{V}}_{\infty}.\,\mathrm{n}_1 \\
&C_{2,1}\Gamma_1 + C_{2,2}\Gamma_2 + C_{2,3}\Gamma_3 + C_{2,4}\Gamma_4 + \cdots + C_{2,n}\Gamma_{\mathrm{n}} = \vec{\mathrm{V}}_{\infty}.\,\mathrm{n}_2 \\
&C_{3,1}\Gamma_1 + C_{3,2}\Gamma_2 + C_{3,3}\Gamma_3 + C_{3,4}\Gamma_4 + \cdots + C_{3,n}\Gamma_{\mathrm{n}} = \vec{\mathrm{V}}_{\infty}.\,\mathrm{n}_3 \\
&\ \vdots \quad + \quad \vdots \quad + \quad \vdots \quad + \quad \vdots \quad + \cdots + \quad \vdots \\
&C_{m,1}\Gamma_1 + C_{m,2}\Gamma_2 + C_{m,3}\Gamma_3 + C_{m,4}\Gamma_4 + \cdots + C_{m,n}\Gamma_{\mathrm{n}} = \vec{\mathrm{V}}_{\infty}.\,\mathrm{n}_{\mathrm{m}}
\end{aligned} \quad (3.127)$$

Los coeficientes de influencia $C_{n,m}$ para el cálculo de la magnitud de los vórtices Γ_n se obtienen al aplicar la rutina VINHERV de la ecuación 3.125 y sustituir Γ=1, multiplicado al vector normal de la sección.

$$C_{n,m} = VINHERV(X_{cm}, Y_{cm}, Z_{cm}, X_{In}, Y_{In}, Z_{In}, X_{Dn}, Y_{Dn}, Z_{Dn}, x_A, y_A, z_A, x_D, y_D, z_D, \Gamma_{\mathrm{n}} = 1).\vec{n}_m \quad (3.128)$$

3.13. Modelado matricial para el cálculo de la magnitud de los vórtices Γ_n

Para el cálculo de la magnitud de los vórtices de herradura, se desarrolla la expresión 3.127 en forma matricial en la ecuación 3.129.

$$\begin{pmatrix} C_{1,1} & C_{1,2} & C_{1,3} & \dots & C_{1,m} \\ C_{2,1} & C_{2,2} & C_{2,3} & \cdots & C_{2,m} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ C_{n,1} & C_{n,2} & C_{n,3} & \cdots & C_{n,m} \end{pmatrix} . \begin{pmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_n \end{pmatrix} = V_\infty \begin{pmatrix} I_1 \\ I_2 \\ \vdots \\ I_n \end{pmatrix} \tag{3.129}$$

Dónde I_n representa el enésimo término independiente del sistema de ecuaciones.

En forma matricial la expresión 3.129 queda expresada de la forma:

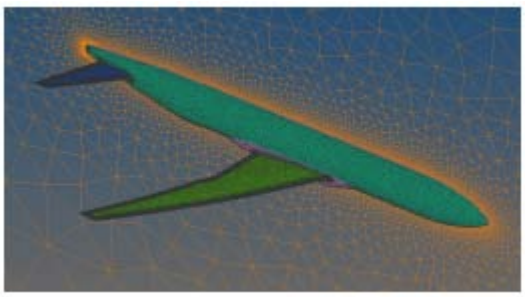
$$[C_{n,m}] . (\Gamma_n) = V_\infty . (I_n) \tag{3.130}$$

Los valores de las magnitudes de los vórtices se obtienen despejando de la ecuación 3.131

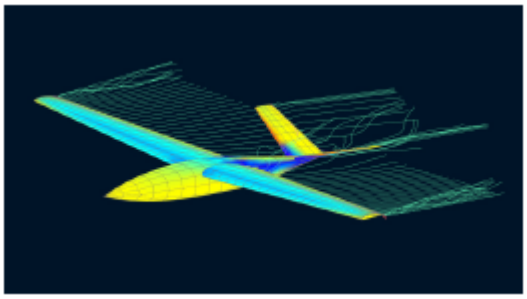
$$(\Gamma_n) = [C_{n,m}]^{-1} . V_\infty . (I_n) \tag{3.131}$$

CAPÍTULO 4
Resultados de la investigación.

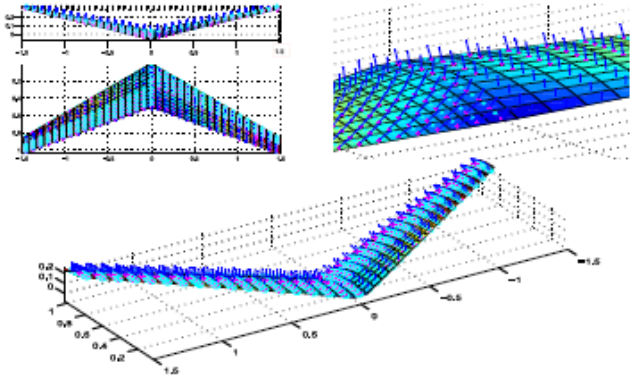
En el área de ingeniería aeronáutica, mecánica y aeroespacial, a nivel industrial y educativo, mundialmente, se tienen la necesidad de operar modelos aerodinámicos computacionales rápidos y sencillos para evaluar, así, las actuaciones de prototipos de aeronaves durante la fase preliminar de diseño y extraer conclusiones sobre las distintas formas en planta y configuraciones alares a elegir. Esto se debe a que una solución del problema aerodinámico completo en forma analítica para geometrías tridimensionales complejas, o no, se hace difícil y costoso hoy en día. Es por esta razón que ya existen numerosas soluciones computacionales que van desde los más complejos y sofisticados modelos CFD (Computacional Fluid Dynamics) a manos de programas comerciales como Fluent, hasta modelos más sencillos basados en VLM (Vortex Lattice Method) como Tornado, pasando por otros que se basan en el método de paneles o en la teoría de la línea sustentadora de Prandtl. En la figura 4.1 se observan diferentes tipos de mallado.



Mallado CFD



Mallado Método de los Paneles



Mallado por VLM

Figura 4.1 Tipos de Mallado computacional.

De entre la mayoría de las soluciones computacionales a las que una empresa o investigador del área tiene acceso, se pueden extraer los siguientes puntos débiles:

1. Los programas más sofisticados y cuya solución se supone ha de ser la más confiable y ajustada a la realidad, suelen ser costosos en algunos casos inaccesibles, requieren un extenso proceso de aprendizaje para una correcta operación y tienen poca transparencia sobre el funcionamiento interno del mismo.

2. Otros programas no comerciales y de código abierto, están basados en formulaciones complejas que a fin de cuentas, hacen que su estudio interno sea complicado.

3. Los programas disponibles basados en VLM, aunque presentan una formulación relativamente sencilla, poseen una interfaz por teclado un tanto engorrosa par el proceso de entrada de datos. Por otro lado, sus resultados no se ajustan del todo bien a los datos experimentales por no involucrar en ocasiones datos geométricos y físicos importantes como por ejemplo la curvatura del ala y el parámetro de compresibilidad y a la vez consumen mucho tiempo de computación.

Ante esta situación, esta investigación se orienta en profundizar en la idea de la solución a través de líneas de vórtices de herradura en términos de extender el concepto para geometrías más complejas e incluyendo, curvatura, factor de compresibilidad y superficies de control.

La idea es diseñar una herramienta computacional sencilla y de fácil acceso al código para que empresas nacionales o futuros investigadores puedan ir desarrollando progresivamente de menor a mayor complejidad una librería de funciones basadas en un modelo aerodinámico sencillo e intuitivo que aporten una solución en función exclusivamente de la geometría de entrada y en forma general, es decir, se busca un código en el que la complejidad de aspectos geométricos a incluir (secciones, superficies de control, winglets) quede limitada, exclusivamente, por la capacidad de generar sus respectivos puntos en el espacio, para lo cual se diseñarán funciones específicas que representen un modulo o submodulo del código, con la base de que permitan al diseñador introducir geometrías muy variadas. Dichas funciones se irán llamando entre sí siguiendo una cierta secuencia e irán generando distintos tipos de estructuras de datos de interés que constituyen, a su vez, las entradas de otras funciones.

Durante el diseño del modelo aerodinámico y de la herramienta computacional, se va a mantener la constancia de esta idea para concluir en un código que cumpla con lo esperado. Así mismo, se hará un esfuerzo constante en conseguir unas rutinas eficientes para así disminuir el tiempo de computación la medida de lo posible y que el mismo pueda ser fácilmente modificable para aplicaciones de investigaciones en el área de diseño de geometrías, generadores eólicos y alas rotativas entre otros.

Como otro aporte fundamental de esta investigación al final, se propone el diseño un interfaz grafico para dar conexión a las distintas funciones de la librería directas al usuario, el cual trabajará de forma modular facilitando la introducción de la geometría del modelo, el aporte de las condiciones de vuelo o el acceso a los distintos resultados de la solución que se han considerado de interés.

4.1. Formulación general del código.

Habiendo desarrollado en el capítulo IV el modelo aerodinámico que se va a emplear y recordando que se ha formulado de manera genérica en función de la geometría y condiciones del flujo, corresponde en este apartado ir implementando en una serie de funciones que engloben los siguientes aspectos:

1. Crear geometrías en planta complejas multi-cajón y situarlas en cualquier punto del espacio.
2. Incluir superficies de control e hipersustentadoras.
3. Utilizar líneas de curvatura de perfiles reales a partir de archivos .dat
4. Representar tridimensionalmente las geometrías creadas.
5. Proveer al usuario datos geométricos de interés sobre la geometría creada.

6. Incluir derivas para análisis de estabilidad.

7. Incluir condiciones de vuelo complejas con resbalamiento y rotaciones.

8. Solucionar el problema aerodinámico mutílala teniendo en cuenta las interferencias entre las distintas superficies y deflexiones de estela.

9. Generar resultados aerodinámicos de interés a partir de la solución y la geometría.

Estas funciones, por lo general tomaran estructuras de datos de entrada y generarán las propias de salida. La idea es que el usuario conozca su funcionamiento para poder utilizarlas a modo librería para generar códigos que se adapten a sus necesidades.

Pensando en el usuario que no se va a detener en el funcionamiento interno, a más alto nivel, se diseñará un interfaz grafico mediante el modulo Graphic User Interface que MATLAB incorpora y se propondrá para una futura investigación, el diseño de una serie de módulos que irán llamando a las distintas funciones según las utilidades que se consideren oportunas.

La filosofía básica que se seguirá en el diseño de la arquitectura global, consistirá, en un código que vaya generando archivos con distintos tipos de estructuras, de manera que en cualquier momento, el diseñador puede irse a un modulo concreto, hacer modificaciones, sobre escribirlas y finalmente cargar el nuevo archivo en el modulo que corresponda.

En términos generales el código se estructurará en torno a tres núcleos básicos de programación que son: 1.- Pre procesamiento. 2.- Resolución y 3.- Pos procesamiento. Y en cada núcleo se implementaran funciones para dar mayor versatilidad al código

4.2 Aspectos generales para el desarrollo del código computacional.

Como ya se ha mencionado en ocasiones**,** para realizar el código computacional se utilizará el programa MATLAB R2010a, por la versatilidad que ofrece al programador con el manejo de funciones y arreglos, para el desarrollo de algoritmos matemáticos complejos con un tiempo corto de computación, así mismo este programa permite elaborar una estructura de programación en subcódigos, funciones o bloques de programación que al concatenarlos resuelvan el código principal, lo cual a futuro facilita que el programa pueda ser modificado y actualizado con relativa facilidad, para nuevas investigaciones, lo que constituye parte fundamental del objetivo general de esta investigación.

Cada núcleo se estructurará en N subcódigos, funciones o bloques de programación como sea necesario.

4.3 Estructuración del código.

En el capítulo IV, durante el desarrollo del modelo aerodinámico, específicamente en el apartado 3.4.1 se determino el procedimiento general para la resolución del problema aerodinámico, estos se agruparan en 5 bloques procedimentales generales, como lo son:

BLOQUE 1: Datos de entrada.

BLOQUE 2: Mallado o seccionado de superficie.

BLOQUE 3: Cálculo de la velocidad inducida por cada herradura

BLOQUE 4: Cálculo de la magnitud de los vórtices de cada sección.

BLOQUE 5: Cálculo de las variables aerodinámicas y curvas polares.

Fácilmente se puede identificar que los bloques 1 y 2 conforman el núcleo de pre procesamiento, el bloque 3 y 4 el núcleo de resolución y el bloque 5 el núcleo de post procesamiento.

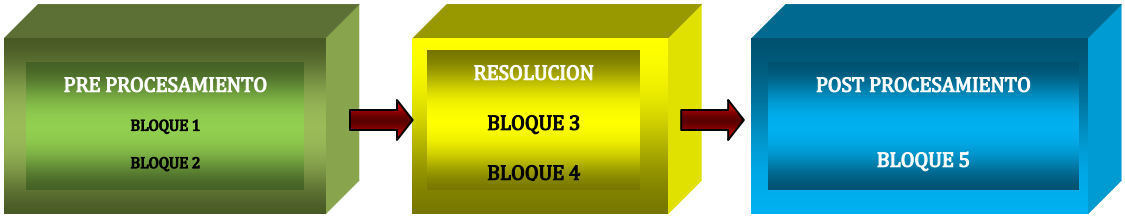


Figura 4.2 Estructuración General del código.

En la figura 4.3 se muestra en forma ilustrativa el esquema del contenido de cada bloque y la forma de ejecución del procedimiento general para determinar las variables aerodinámicas de alas subsónicas a través de VLM.

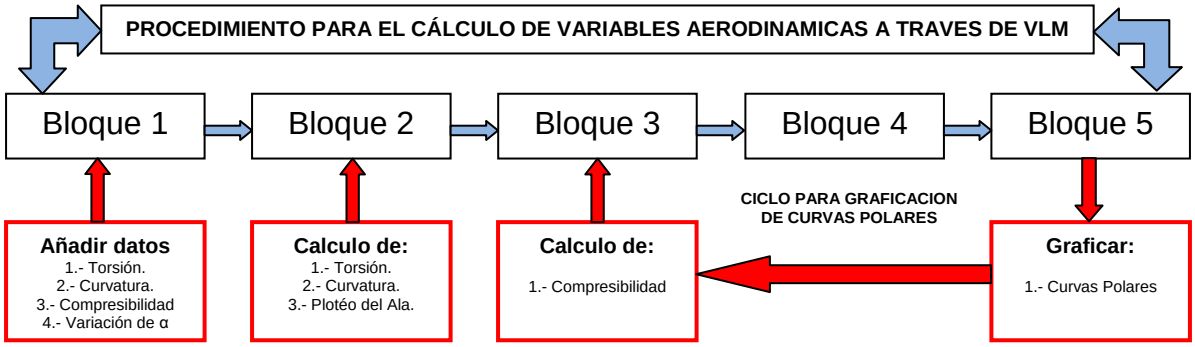


Figura 4.3 Procedimiento para el cálculo de variables aerodinámicas a través de VLM con la contribución del investigador.

Los bloques de programación del algoritmo general ilustrado en la figura 4.3 se puede desglosar a más detalle, en 14 módulos que conllevan a la resolución de cada bloque, de la siguiente forma:

PARA EL BLOQUE 1:

Modulo 1: Entrada de los datos geométricos del ala y cajones con validación de los valores lógicos de los mismos. Este bloque es netamente de interfaz con el usuario en donde este último puede cargar datos geométricos de la configuración de ala que desee analizar.

Modulo 2: Este modulo se diseña para que el usuario pueda cargar un archivo .dat que contenga las coordenadas, X_p y Z_L y Z_U de los perfiles alares.

PARA EL BLOQUE 2:

Modulo 3: En este modulo se calculan las coordenadas “Y” a lo largo de toda el ala (span de puntos en “Y”), así como también de las cuerdas en los puntos medios de cada sección alar (span de cuerdas) y la variación del ángulo de ataque a lo largo de la envergadura debido a la torsión geométrica (span de ángulos de incidencia Alpha_i).

Modulo 4: En este modulo se calculan las coordenadas X de borde de ataque y de fuga del ala y se crea el mallado de superficie en el plano XY.

Modulo 5: En este módulo se calculan las coordenadas “X”. de cada punto del mallado de superficie, tomando en cuenta: la contribución de diedro, incidencia, curvatura y la existencia de superficies de control.

PARA EL BLOQUE 3

Modulo 6: En este modulo se calculan en primer lugar los puntos de contorno de malla (1234), en segundo lugar y a partir de los anteriores, los puntos de cuadrilátero de vórtices (ABCD) sobre el cual se generan los

vórtices, en tercer lugar los puntos de carga (XL,YL,ZL) en donde se concentra la densidad de vórtices y finalmente puntos de control (XC,YC,ZC) sobre el cual se induce la velocidad del cuadrilátero de vórtices. Todos estos puntos en forma matricial es decir se generan matrices de puntos.

Modulo 7: Reordenamiento de puntos de contorno (1234), puntos de cuadrilátero de vórtices (ABCD) puntos de carga (XL,YL,ZL) y puntos de control (XC,YC,ZC) de forma matricial a forma vectorial para efectuar posteriormente el cálculo de la velocidad inducida con mayor velocidad de computo.

Modulo 8: En este modulo se procede al cálculo de las condiciones de vuelo, constituidas por los parámetros ambientales concernientes al aire incidente sobre la aeronave como lo son: Temperatura, Presión, Velocidad, densidad, número de Mach, ángulo de ataque y ángulo de resbalamiento entre otros.

PARA EL BLOQUE 4

Modulo 9: En este modulo se procede al cálculo de la velocidad inducida por cada cuadrilátero de vórtices y la matriz de coeficientes de influencia producto del sistema de ecuaciones que resulta de la aplicación de la condición de borde de impenetrabilidad de flujo.

Modulo 10: En este modulo se realiza el cálculo de la densidad de vórtices sobre toda el ala. Esto se logra resolviendo el sistema de ecuaciones en forma matricial expresado en el modulo 9.

PARA EL BLOQUE 5

Modulo 11: En este modulo se calculan las variables aerodinámicas de interés como son los coeficientes aerodinámicos de sustentación, resistencia, momento de balanceo, momento de alabeo y sus variaciones con respecto al ángulo de ataque. Aquí se presentan también las tablas de datos aerodinámicos

Modulo 12: En este modulo se plotéan las figuras y graficas de interés para el análisis como lo son: la vista tridimensional de la configuración de alas cargada, la grafica del perfil usado en cada ala, las curvas aerodinámicas de sustentación, resistencia y momento Vs el ángulo de ataque de cada ala y de la configuración de alas total.

Modulo 13: En este modulo se procede al almacenaje de resultados importantes en formato .dat y .xls para las tablas y formato .fig para las graficas aerodinámicas y vista tridimensional de la configuración de alas, con la finalidad de que el usuario cuente con archivos de datos que le sirvan para realizar análisis posteriores

4.3.1. Identificación de los módulos de programación.

A cada uno de los módulos se le asigna una nomenclatura de identificación, con nombre y extensión (.m) o función de MATLAB para el desarrollo de cada modulo de programación con un código individual, lo cual facilitará a futuro la modificación del código en la elaboración de nuevas versiones con fines industriales o de investigación. La nomenclatura de cada modulo se describe en la tabla 4.1. Nótese que no se llama directamente a cada modulo como función porque dependerá de la complejidad del mismo la codificación de una función o una simple subrutina.

Tabla 4.1
Identificación de los módulos de programación

BLOQUE	MODULO	VARIABLES	NOMBRE DE MODULO
1	1	Entrada de los datos geométricos del ala y cajones con validación de los valores lógicos de los mismos.	**VLM_indat_v1.m**
	2	Carga de archivo del perfil y almacenaje de las coordenadas X_p y Z_L y Z_U de los perfiles alares	**VLM_Loadperfil_v1.m**
2	3	Cálculo de Span de puntos en "Y", Span de cuerdas y Span de ángulos de incidencia Alpha_i	**VLM_spanYCrAlpi_v1.m**
	4	Cálculo de las coordenadas X de borde de ataque y de fuga. Crea mallado de superficie en X y Y	**VLM_creaX_v1.m**
	5	Cálculo de las coordenadas Z. contribución de diedro, incidencia, curvatura y superficie de control	**VLM_creaZ_v1.m**
3	6	Calculo de puntos de contorno (1234), puntos de cuadrilátero de vórtices (ABCD) puntos de carga (XL,YL,ZL) y puntos de control (XC,YC,ZC) en forma matricial.	**VLM_calclattM_v1.m**
	7	Reordenamiento de puntos de contorno (1234), puntos de cuadrilátero de vórtices (ABCD) puntos de carga (XL,YL,ZL) y puntos de control (XC,YC,ZC) en forma vectorial.	**VLM_calclattV_v1.m**
	8	Cálculo de las condiciones de Vuelo, con parámetros atmosféricos	**VLM_condvue_v1.m**
4	9	Cálculo de la velocidad inducida por cada cuadrilátero de vórtices y matriz de influencia..	**VLM_solveall_v1.m**
	10	Cálculo de la densidad de vórtices y fuerzas aerodinámicas.	**VLM_solveall_v1.m**
5	11	Cálculo de las variables aerodinámicas de estabilidad.	**VLM_aerocalc_v1.m**
	12	Plotéo de las curvas aerodinámicas de sustentación, resistencia y momento Vs el ángulo de ataque.	**VLM_plotcurv_v1.m**
	13	Almacenaje de resultados importantes para análisis	**VLM_savedata_v1.m**

Fuente: El autor.

4.4. Núcleo de Pre-Procesamiento.

Conformado por los bloques 1 y 2 es este, sin duda, el núcleo que va a aportar al código la mayor versatilidad. Debe incorporar rutinas formuladas con total generalidad para que generen la geometría y mallado de cualesquiera sean los datos que el usuario introduzca.

Esta investigación plantea la posibilidad de poder generar **"n"** alas, con "**k"** cajones, de manera que cada ala, como ente independiente, tuviera su posición en el espacio, pudiera ser simétrica o no simétrica y que la

geometría de cada cajón fuera totalmente general y configurable en términos de estrechamiento, flecha, envergadura, diedro, curvatura y superficies de control.

Previo a la codificación de las funciones, se debe tener en cuenta como se deben configurar las variables según su naturaleza. En cada una de los apartados siguientes se identificaran las variables a utilizar con una breve explicación del manejo de la estructura de la variable.

4.4.1. Código VLM_indat_v1.m

Lo primero que se debe tener en cuenta, son los interfaces de entrada y salida con los que trabaja cada código. Al tratarse de tantas variables, las cuales se repiten a modo patrón, se ha decidido aprovechar las estructuras de datos, "*cell array*" que ofrece MATLAB. En la tabla 4.2, 4.3, 4.4 y 4.5 se presentan las variables de entrada a manejar en el núcleo de pre procesamiento así como su naturaleza y configuración.

Tabla 4.2
Variables Input(n)

Variable de Entrada (input(n).Identificación)		
Tipo de Variable	***Identificación***	***descripción***
input(n)	**.M**	**Divisiones en "Y" Mallado**
	.Co	**Cuerda en la Raíz**
	.tor0	**Angulo de incidencia en la raíz**
	.pos_ref_x	**Referencia Posición X**
	.pos_ref_y	**Referencia Posición Y**
	.b	**Envergadura**
	.Staver	**Posee estabilizador Vertical?**
	.perfil	**Ecuación de curvatura de perfil**
	.cajón(k)	**Sub-sección Alar**

Fuente: El autor.

Nótese que tanto las estructuras input como cajón poseen un subíndice, lo cual implica que son estructuras múltiples, es decir, se pueden rellenar los mismos campos con distintos datos según el índice, con el cual se trabaje. Por ejemplo, si el usuario quiere generar un solo ala, basta con que rellene los campos de la estructura correspondientes a input (1).

Tabla 4.3
Variable .cajón(k)

Variable de Entrada (input(n).cajón(k).Identificación)		
Tipo de Variable	***Identificación***	***descripción***
cajón(k)	**.Malla.N**	**Divisiones en "X" Mallado**
	.bcaj	**Envergadura del cajón**
	.fle	**Angulo de flecha**
	.estrech	**Estrechamiento**
	.torc	**Angulo de incidencia final**
	.die	**Diedro**
	.flap	**Posee Flap?**
	.aleron	**Posee Alerón?**
	.sup_cont	**Posee Superficie de control?**

Fuente: El autor.

Los cajones funcionan con el mismo mecanismo. Cada ala, puede tener "n" cajones siempre y cuando en su estructura input se rellenen los campos de los correspondientes cajones. A modo de ejemplo, *input (2).cajón (3).Die* sería el campo de la estructura asociado al ángulo de diedro del tercer cajón del segundo ala.

De la misma forma se manejan las variables estructuradas .sup_cont y .geometría cuya identificación se presenta en las tablas 4.4 y 4.5:

Tabla 4.4
Variable .sup_cont

Variable de Entrada (input(n).cajón(k).sup_cont.Identificacion)		
Tipo de Variable	***Identificación***	***descripción***
.sup_cont	**.geometría**	**Geometría de la superficie cont**
	.deflexión	**Deflexión de la superficie**

Fuente: El autor.

Tabla 4.5
Variable .geometría

Variable de Entrada (input(n).cajón(k).sup_cont.geometria.Identificacion)		
Tipo de Variable	***Identificación***	***descripción***
.geometría	**.x_char**	**Porcentaje en cuerda de posición de la charnela**
	.pos_max	**Porcentaje del cajón al que comienza**
	.pos_min	**Porcentaje del cajón al que termina**

Fuente: El autor.

El código de entrada de datos se manejo tomando en cuenta dos aspectos fundamentales que son:

1. La entrada del número de alas (n_alas) .
2. La entrada numero de cajones (n_cajon) por ala con sus respectivas variables.

Todo esto se ejecuta haciendo en primer lugar una validación de la entrada de cada dato asignado por el usuario los (Ver tabla 4.6), para luego almacenarlo en la estructura ala(N°), así todos los datos quedan disponibles para las futuras aplicaciones.

Tabla 4.6
Validación de variables de entrada

VALIDACION DE VARIABLES DE ENTRADA		
Tipo de Variable	***Identificación***	***descripción***
ala(n)	**.M**	**Entero, Positivo**
	.Co	**Entero, Positivo**
	.tor0	**entre -6° y 6°**
	.b	**Entero, Positivo**
	n_cajon	**Entero, Positivo**
cajón(k)	**.N**	**Entero, Positivo**
	.bcaj	**Entero, Positivo**
	.fle	**entre -60° y 60°**
	.estrech	**entre 0 y 1**
	.torc	**entre -6° y 6°**
	.die	**entre -30° y 30°**
sup_cont	**.deflexion**	**entre -15° y 15°**
.geometría	**.x_char**	**Porcentaje**
	.pos_max	**Envergadura Máxima**
	.pos_min	**Envergadura Mínima**

Fuente: El autor

Una de las variables más importantes aun no introducida y concerniente al ala es la forma de la sección transversal o perfil alar, sin embargo se deja expresada en el código la entrada para ahondar más a detalle en el apartado posterior a este debido a la complejidad del caso con la realización de un código aparte llamado VLM_Loadperfil_v1.

El código VLM_indat_v1 presenta entonces una estructura de codificación sencilla tipo *Script* o por comandos de ejecución por línea. Para investigaciones posteriores, se propone para el ingreso de datos, el diseño de una interfaz grafica de usuario. El código se Presenta en la tabla 4.7.

Tabla 4.7
Código VLM_indat_v1

```
 %   Código VLM_v3.m Script realizado por Ing.Nelson José Díaz Gautier     %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%                     ENTRADA DE NUMERO DE ALAS                          %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%% INICIALIZA VARIABLES PARA MAYOR VELOCIDAD DE COMPUTO %%%%%%%%%%%
ala=struct('M',0,'Co',0,'tor0',0,'pos_ref_x',0,'pos_ref_y',0,'Staver',0,...
    'perfil',zeros,'cajon',struct('N',0,'bcaj',0,'fle',0,'estrech',0,...
    'torc',0,'die',0,'flap',0,'aleron',0,'sup_cont',0,'geometria',...
    struct('Y_c',zeros,'tor_span',zeros)));clc;clear all;aux1=0;bcN_1=0;
XbaP=zeros;XbfP=zeros;flecN=zeros;CcN=zeros;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% ENTRADA DE NUMERO DE ALAS %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
n_alas=input('Numero de Alas: ');
   while or(aux1~=0,n_alas<=0)
   disp('El Numero de alas debe ser entero positivo')
   n_alas=input('Introduzca de nuevo el Numero de alas: ');
   aux1=n_alas-fix(n_alas);
   end
   clc;aux1=0;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%                    ENTRADA DE DATOS POR ALA Y CAJONES                  %%
%%                              VALIDADOS                                 %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for aN=1:n_alas;
  ala(aN).M=input('DIVISIONES DEL ALA EN (X): ');
      while or(aux1~=0,ala(aN).M<=0)
      disp('DIVISIONES DEL CAJON DEL ALA EN (X)DEBE SER ENTERO POSITIVO')
      ala(aN).M=input('DIVISIONES DEL CAJON DEL ALA EN (X): ');
      aux1=ala(aN).M-fix(ala(aN).M);
      end;
  ala(aN).Co=input('CUERDA EN LA RAIZ DEL ALA (m): ');
      while ala(aN).Co<=0
      disp('LA CUERDA EN LA RAIZ DEBE SER ENTERO POSITIVO')
      ala(aN).Co=input('INTRODUZCA DE NUEVO LA CUERDA EN LA RAIZ: ');
      end
  ala(aN).tor0=input('ANGULO DE INCIDENCIA DEL ALA (deg) : ');
      while or(ala(aN).tor0<-6,ala(aN).tor0>6)
      disp('ANGULO DE INCIDENCIA DEL ALA DEBE ESTAR ENTRE -6 y 6 GRADOS')
```

```
      ala(aN).tor0=input('INTRODUZCA ANGULO DE INCIDENCIA DEL ALA(deg): ');
      end
  ala(aN).pos_ref_x=input('POSICION DE REFERENCIA DEL ALA EN (X): ');
  ala(aN).pos_ref_z=input('POSICION DE REFERENCIA DEL ALA EN (Z): ');
  ala(aN).Staver=input('EL ALA ES UN ESTABILIZADOR VERTICAL (S/N): ','s');
     while and(ala(aN).Staver~='S',ala(aN).Staver~='N');
     disp('LA LETRA DEBE SER "S" O "N" MAYUSCULA')
     ala(aN).Staver=input('ES ESTABILIZADOR VERTICAL (S/N): ','s');
     end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% ENTRADA DE NUMERO DE CAJONES%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
  aux1=0;
       ala(aN).n_cajones=input('Numero de Cajones Mayor de 2: ');
       while or(aux1~=0,ala(aN).n_cajones<2)
       disp('El Numero de cajones debe ser entero positivo mayo a 2')
     ala(aN).n_cajones=input('Introduzca de nuevo el Numero de cajones: ');
       aux1=ala(aN).n_cajones-fix(ala(aN).n_cajones);
        end
        for cN=1:ala(aN).n_cajones
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%VALIDACION DEL CAJON 1 DONDE VA EL FUSELAJE%%%%%%%%%%%%%%%
        aux2=num2str(aN);MSM='INTRODUZCA LOS DATOS DEL CAJON ';
        MSM1=' DEL ALA ';aux3=num2str(cN);
        texto1=[MSM,aux3,MSM1,aux2];
        disp('          ');disp('          ');disp('          ');
        disp(texto1);
        disp('          ');disp('          ');disp('          ');
      if cN==1;
        disp('TOME EN CONSIDERACION QUE EN EL CAJON 1 VA EL FUSELAJE')
      ala(aN).cajon(cN).N=input('DIVISIONES DEL CAJON DEL ALA EN (Y): ');
        while or(aux1~=0,ala(aN).cajon(cN).N<=1)
    disp('DIVISIONES DEL CAJON DEL ALA EN(Y)DEBE SER ENTERO POSITIVO y >1')
        ala(aN).cajon(cN).N=input('DIVISIONES DEL CAJON DEL ALA EN (Y): ');
        aux1=ala(aN).cajon(cN).N-fix(ala(aN).cajon(cN).N);
        end;aux1=0;
      ala(aN).cajon(cN).bcaj=input('ANCHO DEL FUSELAJE(m): ');
        while ala(aN).cajon(cN).bcaj<0
        disp('ANCHO DEL FUSELAJE(m)DEBE SER ENTERO POSITIVO')
        ala(aN).cajon(cN).bcaj=input('ANCHO DEL FUSELAJE(m): ');
        end
      ala(aN).cajon(cN).fle=0;
      ala(aN).cajon(cN).estrech=1;
      ala(aN).cajon(cN).torc=ala(aN).tor0;
      ala(aN).cajon(cN).sup_control.deflex=0;
      ala(aN).cajon(cN).sup_control.poschar=0;
      else
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%VALIDACION DE TODOS LOS DEMAS%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
ala(aN).cajon(cN).N=input('NUMERO DE DIVISIONES CAJON ALA EN (Y): ');
  while or(aux1~=0,ala(aN).cajon(cN).N<=1)
  disp('DIVISIONES DEL CAJON DEL ALA EN (Y) DEBE SER ENTERO POSITIVO y >1')
  ala(aN).cajon(cN).N=input('NUMERO DE DIVISIONES CAJON DEL ALA EN (Y): ');
  aux1=ala(aN).cajon(cN).N-fix(ala(aN).cajon(cN).N);
  end
  aux1=0;
ala(aN).cajon(cN).bcaj=input('ENVERGADURA DEL CAJON DEL ALA (m): ');
  while ala(aN).cajon(cN).bcaj<=0
  disp('LA ENVERGADURA DEL CAJON DEL ALA(m)DEBE SER ENTERO POSITIVO')
  ala(aN).cajon(cN).bcaj=input('ENVERGADURA DEL CAJON DEL ALA (m): ');
  end
ala(aN).cajon(cN).fle=input('FLECHA DEL BORDE DE ATAQUE (deg) : ');
  while or(ala(aN).cajon(cN).fle<-60,ala(aN).cajon(cN).fle>60)
  disp('FLECHA DEL CAJON DEL ALA DEBE ESTAR ENTRE -60 Y 60 GRADOS')
```

```
  ala(aN).cajon(cN).fle=input('FLECHA DEL CAJON DEL ALA (deg): ');
  end
ala(aN).cajon(cN).estrech=input('ESTRECHAMIENTO DEL CAJON DEL ALA: ');
  while or( ala(aN).cajon(cN).estrech>1, ala(aN).cajon(cN).estrech<=0)
  disp('EL ESTRECHAMIENTO DEL CAJON DEL ALA DEBE ESTAR ENTRE 0 Y 1')
  ala(aN).cajon(cN).estrech=input('EL ESTRECHAMIENTO DEL CAJON DEL ALA: ');
  end
ala(aN).cajon(cN).torc=input('ANGULO DE INCIDENCIA DEL CAJON (deg) : ');
  while or(ala(aN).cajon(cN).torc<-6,ala(aN).cajon(cN).torc>6)
  disp('EL ANGULO DE INCIDENCIA DEL CAJON DEBE ESTAR ENTRE -6 Y 6 GRADOS')
  ala(aN).cajon(cN).torc=input('ANGULO DE INCIDENCIA DEL CAJON (deg): ');
  end
ala(aN).cajon(cN).die=input('ANGULO DE DIEDRO DEL CAJON (deg): ');
  while or(ala(aN).cajon(cN).die<-30,ala(aN).cajon(cN).die>30)
  disp('DIEDRO DEL CAJON DEL ALA DEBE ESTAR ENTRE -30 Y 30 GRADOS')
  ala(aN).cajon(cN).die=input('DIEDRO DEL CAJON DEL ALA (deg): ');
  end
ala(aN).cajon(cN).sup_control.int=input('POSEE UN ALERON O FLAP (S/N):
','s');
  while
and(ala(aN).cajon(cN).sup_control.int~='S',ala(aN).cajon(cN).sup_control.int~
='N');
  disp('LA LETRA DEBE SER "S" O "N" MAYUSCULA')
  ala(aN).cajon(cN).sup_control.int=input('POSEE UN ALERON O FLAP (S/N):
','s');
  end
     if ala(aN).cajon(cN).sup_control.int=='S'
     ala(aN).cajon(cN).sup_control.deflex=input('ANGULO DE DEFLEXION :');
     ala(aN).cajon(cN).sup_control.posmin=input('POSICION MINIMA EN Y :');
     ala(aN).cajon(cN).sup_control.posmax=input('POSICION MAXIMA EN Y :');
     ala(aN).cajon(cN).sup_control.poschar=input('POSICION CHARNELA EN X (%
de C):');
     ala(aN).cajon(cN).sup_control.AoF=input('ES ALERON [A] ó FLAP [F]
:','s');
     while
and(ala(aN).cajon(cN).sup_control.AoF~='A',ala(aN).cajon(cN).sup_control.AoF~
='F');
     disp('LA LETRA DEBE SER "A" O "F" MAYUSCULA')
     ala(aN).cajon(cN).sup_control.AoF=input('ES ALERON [A] ó FLAP [F]
:','s');
     end
        if ala(aN).cajon(cN).sup_control.AoF=='A'
            ala(aN).cajon(cN).flap=0;ala(aN).aleta=1;ala(aN).defle=1;
        else
            ala(aN).cajon(cN).flap=1;ala(aN).aleta=0;ala(aN).defle=0;
        end
     else
     ala(aN).cajon(cN).sup_control.deflex=0;
     ala(aN).cajon(cN).sup_control.poschar=0;
     ala(aN).cajon(cN).flap=1;
     ala(aN).geomeAla.Z_suc=zeros;
     ala(aN).aleta=0;ala(aN).defle=0;
     end
 clc;
      end
       end
   clc; aux4=aN+1;
   if aux4<=n_alas
          aux2=num2str(aux4);MSM='INTRODUZCA AHORA LOS DATOS DEL ALA ';
          texto1=[MSM,aux2];
```

```
            disp('           ');disp('           ');disp('           ');
            disp(texto1);
            disp('           ');disp('           ');disp('           ');
    else
            clc
    end
end
clear MSM MSM1 aN aux2 cN aux1 aux3 aux4 texto1
```

Fuente: El autor.

4.4.2. Código VLM_Loadperfil_v1.m

El código VLM_Loadperfil_v1.m al igual que el anterior será codificado en primera instancia como *Script* en este apartado.

Este código posee dos tipos de uso:

1.- Da las instrucciones necesarias para que el usuario introduzca un perfil en la librería para ser usado.

2.- Pide el nombre de alguno de los perfiles almacenados en la librería y extrae la ecuación de ajuste polinómico de la línea de curvatura del perfil.

La tabla 4.8 presenta el cuadro de variables de entrada y salida de este código:

Tabla 4.8
Variables de entrada y salida del código VLM_Loadperfil_v1

Variable de Entrada (input(n).Identificación)		
Tipo de Variable	***Identificación***	***descripción***
ala(n)	**.perfil**	**Nombre del perfil (entrada).dat**
	.puntos	**Coordenadas de perfil (entrada)**
	.geomeAla.Zmc_puro	**Polinomio de ajuste de curvatura**
	.geomeAla.Zext_puro	**Polinomio de extradós**
	.geomeAla.Zint_puro	**Polinomio de intradós**

Fuente: El autor

El código se estructura en nueve subrutinas de trabajo diseñadas para cumplir con las dos funciones del código estas son:

Subrutina de instrucciones para el uso del modulo VLM_Loadperfil_v1.m:

En esta subrutina simple solo se presenta en pantalla a usuario dos instrucciones para que se introduzcan archivos con extensión .dat que contengan las coordenadas del perfil a utilizar o que se escoja algún perfil de los existentes en la librería.

Subrutina para dar entrada al nombre del perfil a utilizar:

Una vez desplegadas en pantalla las instrucciones del código VLM_Loadperfil_v1.m, inmediatamente se le solicita al usuario el nombre del perfil a utilizar, el cual debe ser copiado con la extensión correspondiente, de lo contrario emitirá un mensaje de error. Por ejemplo: S1223.dat.

Todo esto dentro de un bucle de alas que recorre desde el ala 1 hasta el ala última (n_alas), con la finalidad que se pueda asignar un perfil a cada ala.

Subrutina para el cálculo del polinomio de ajuste de la línea de curvatura media del perfil (Zmc).

Esta constituye la subrutina principal del código y se desarrolla en los siguientes pasos:

1.- Apertura de un bucle de conteo de alas, esto con la finalidad de calcular el Z_{mc} para cada ala.

2.- Almacenaje del nombre de cada perfil de cada ala en la estructura tipo ala (*ala(aN).perfil*).

3.- Apertura para lectura del archivo .dat con el nombre del perfil, esto se ejecuta con la función *fopen*

4.- Escaneo de las coordenadas de los puntos con la función *fscanf*, generando un alerta cada vez que el puntero indicador de lectura de la función encuentre un espacio vacío en el archivo.

5.- Se coloca el puntero indicador al inicio de los datos del archivo con la función *frewind* y se vuelve a escanear en dos filas. Esto se realiza porque los catálogos de perfiles punto dat pueden usar ambas presentaciones, es decir una sola fila o dos.

6.- Se cierra el archivo de lectura y se almacenan las coordenadas Xp y Zp (coordenadas de puntos del perfil) extrayéndolas de la primera y segunda fila del vector puntos respectivamente (Xp=puntos(1, :);Zp=puntos(2, :))

7.- Calcula el polinomio de ajuste por mínimos cuadrados de la línea de curvatura media del perfil con la función *polyfix* y lo almacena en una estructura tipo ala.

Tabla 4.9

El código VLM_Loadperfil_v1.m

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%  RUTINA PARA INTRODUCIR EL PERFIL DE CADA ALA Y ALMACENADO DE LA      %%
%                           CURVATURA Zmc                                 %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
disp('xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx')
disp('x          PASOS PARA CARGAR EL PERFIL DE CADA ALA                x')
disp('x                                                                 x')
disp('x  1.- Cargue en la carpeta de VLM_v1.m un archivo.dat con las    x')
disp('x      coordenadas del perfil. estos archivos los puede encontrar  x')
disp('x      en la página: www.airfoiltools.com                         x')
disp('x                                                                 x')
disp('x  2.- Cuando aparezca en pantalla la pregunta: "INTRODUZCA EL    x')
disp('x      PERFIL DEL ALA N°" debe tipear el nombre del perfil tal    x')
disp('x      cual como aparece en el archivo de las coordenadas que     x')
disp('x      guardo en la carpeta junto con la extensión del mismo      x')
disp('x      Ejemplo: S1223.dat                                         x')
disp('x                                                                 x')
disp('x      PRESIONE ENTER PARA CONTINUAR                              x')
disp('xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx')
input('');
disp('                                                                  ')
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%              ENTRADA DEL NOMBRE DEL PERFIL POR ALA                             %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for aN=1:n_alas
    aux30=num2str(aN);MSM1= 'INTRODUZCA EL PERFIL DEL ALA ';MSM2=' :';
    texto=[MSM1,aux30,MSM2];
    ala(aN).perfil=input(texto,'s');
end
clc;tic
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%      CALCULO DE Zmc DE CADA PERFIL Y GRAFICACION DEL MISMO                      %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for aN=1:n_alas
    nombre_perfil=ala(aN).perfil;
%%%%%%% SUBRUTINA PARA ABRIR EL ARCHIVO DEL PERFIL.DAT Y LEERLO %%%%%%%%%%
    fid=fopen(nombre_perfil,'r');
%%%%% SUBRUTINA DE SCANEO DE LOS DATOS EN UN SOLO VECTOR DE UNA FILA  %%%%%
    flag=1; k=1;
     while flag==1
     puntos=fscanf(fid,'%g %g \n'); %Scaneamos de todos los datos
     frewind(fid); % Escanear desde el comienzo del archivo.dat
         for i=1:k,
           fgetl(fid);% elimina los caracteres con el nombre del perfil
         end
     k=k+1;
         if isempty(puntos)% Bucle de verificacion de alerta
         flag=1;
         else
         flag=0; % Salir del bucle
         end
     end
%%%%%%SUBRUTINA DE SCANEO DE LOS DATOS EN UN SOLO VECTOR DE DOS FILAS%%%%%%
%%%%%%%%%%%% UNA PARA INTRADOS Y OTRA PARA EXTRADOS %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
   N=length(puntos)/2; % Calculo de la cantidad de columnas
   frewind(fid); % Ponemos el puntero al principio del documento de nuevo
   clear puntos,
   flag=1; k=1;
     while flag==1
     puntos=fscanf(fid,'%g %g \n',[2,N]); %Scaneamos de datos en dos filas
     frewind(fid);% Escanear desde el comienzo del archivo.dat
         for i=1:k,
         fgetl(fid);%elimina los caracteres con el nombre del perfil
         end
     k=k+1;
         if isempty(puntos)% Bucle de verificacion de alerta
         flag=1;
         else
         flag=0; % Salir del bucle
         end
     end
%%%%  SUBRUTINA PARA ASIGNADO DE LAS COORDENADAS Xp y Zp DEL PERFIL    %%%%
  fclose(fid);% Cerrado del archivo.dat
  Xp=puntos(1,:);% Asigna a Xp la primera fila del vector puntos escaneado
  Zp=puntos(2,:);% Asigna a Zp la segunda fila del vector puntos escaneado
%%% SUBRUTINA PARA EL ALMACENADO DE LAS COORDENADAS Xp y Zp DEL PERFIL  %%%
%          EN LA ESTRUCTURA PERFIL.COORDENADA PARA POSTERIOR USO          %
  N=length(Xp);
  ind_0=round(N/2);
  perfil.x_ext=Xp(ind_0:-1:1); %Valores X de extradós x_ext
  perfil.x_int=Xp(ind_0:end); %Valores X de intradós x_int
```

```
  perfil.z_ext=Zp(ind_0:-1:1); %Valores Z de extradós z_ext
  perfil.z_int=Zp(ind_0:end); %Valores Z de intradós z_int

%%%    SUBRUTINA PARA EL CALCULO DE LA CURVA DE AJUSTE Y ALMACENADO DE  %%%
%        LA LINEA DE CURVATURA POR MINIMOS CUADRADOS GRADO 5              %

  perfil.z_ajust_ext=polyfit(perfil.x_ext,perfil.z_ext,5);
  perfil.z_ajust_int=polyfit(perfil.x_int,perfil.z_int,5);
  XT=linspace(0,1,40); %Vector generico de coordenadas X para evaluar Z
  ZE=polyval(perfil.z_ajust_ext,XT);%Datos de ajuste para extradós
  ZI=polyval(perfil.z_ajust_int,XT);%Datos de ajuste para intradós

%      AJUSTE DE LA LINEA DE CURVATURA POR MINIMOS CUADRADOS GRADO 5      %

  perfil.z_mc=0.5*(ZE+ZI);
  perfil.z_ajust_mc=polyfit(XT,perfil.z_mc,5);
  ZMC=polyval(perfil.z_ajust_mc,XT);
  ala(aN).geomeAla.Zmc_puro=perfil.z_ajust_mc;
  ala(aN).geomeAla.Zext_puro=perfil.z_ajust_ext;
  ala(aN).geomeAla.Zint_puro=perfil.z_ajust_int;
end
```

Fuente: El autor

Los polinomios de ajuste por mínimos cuadrados Zmc_puro , Zext_puro y Zint_puro , se determinan con MATLAB a través de la función polyfit, ésta realiza el cálculo por mínimos cuadrados de la curva que mejor se ajusta a las coordenadas extraídas del archivo .dat del perfil y almacena los coeficientes del polinomio de ajuste en un vector fila de n+1 elementos, como se muestra en las ecuaciones 4.1(Polinomio normal) y 4.2 vector representativo del polinomio para grado 5.

$$Zmc_{puro} = a_1X^5 + a_2X^4 + a_3X^3 + a_4X^2 + a_5X + a_6 \quad (4.1)$$

$$Zmc_{puro} = [a_1 \;\; a_2 \;\; a_3 \;\; a_4 \;\; a_5 \;\; a_6] \quad (4.2)$$

Es de hacer notar que los diseñadores de perfiles expresan en catálogos representativos de los mismos, las coordenadas Xp en forma unitaria, es decir, con una cuerda de magnitud 1, entonces al momento de usarse la ecuación de curvatura en un ala cualquiera se debe multiplicar la ecuación de ajuste por el valor de la cuerda respectiva en cada línea “Y” a lo largo de la envergadura.

Es conveniente en este momento identificar los elementos geométricos que conforman un ala, véase la figura 4.4.

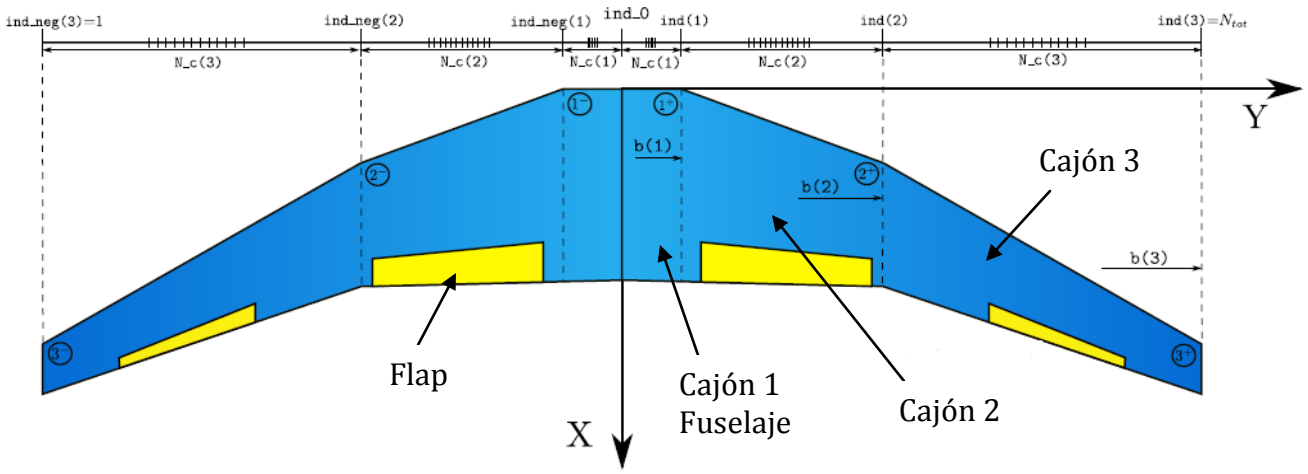


Figura 4.4. Indicadores de ala por cajón.

En la figura se muestra un ala con 3 cajones, en donde el cajón 1 representa la unión del ala con el fuselaje. Cada cajón posee un numero indicador de la coordenada Y (ind) de manera de poder dividir en dicha dirección de forma independiente cada cajón (N_c) en la figura se puede notar que el cajón 1 posee estrechamiento 1 no posee alerón o flap, esta condición será tomada en cuenta al momento de calcular las variables geométricas del ala.

Esta división por cajones se hace con la finalidad de recorrer el ala con rapidez computacional al momento de calcular los puntos de mallado de superficie. En líneas generales para ir calculando todo el sistema de alas se recorren a través de dos bucles uno externo que cuenta cada ala y otro interno que cuenta cada cajón de cada ala, quedando cada variable de almacenamiento de algún parámetro geométrico, descrito de la forma:

$$ala(aN).cajon(cN).VARIABLE \ldots \quad (4.3)$$

Donde “aN” es el contador de alas y “cN” es el contador de cajones.

4.4.3. Código VLM_apanYCrAlpi_v1.m

Una vez introducidos los datos concernientes a definir la geometría del ala para concluir con el mallado de superficie se procede a desarrollar las líneas de código necesarias para determinar las coordenadas X, Y y Z de cada punto del sistema de alas que se desea analizar.

Se comienza por la determinación de todas las coordenadas Y de los puntos de mallado a lo largo de toda la envergadura. Esto se logra creando un span de líneas equidistantes sobre el eje Y como se indica en la figura 4.5.

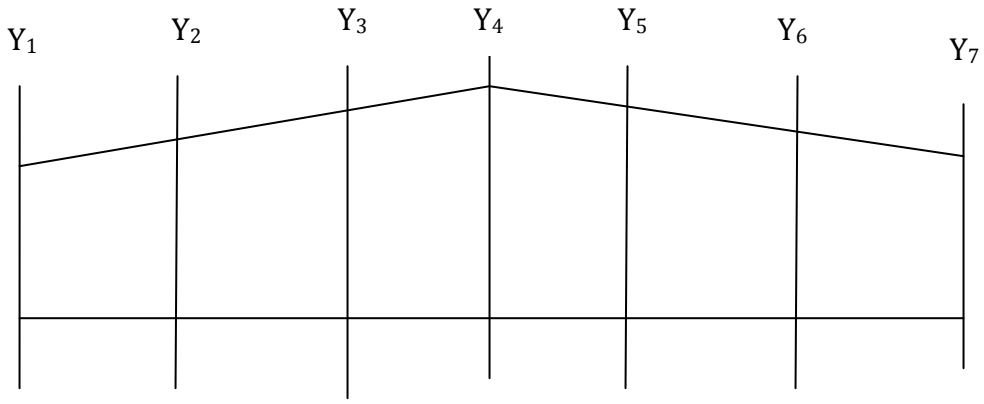


Figura 4.5. Span de puntos en Y

Esto se logra utilizando la función *linspace* de Matlab que crea una secuencia de coordenadas “Y” equi-espaciadas una longitud N (resolución en Y) como se denota en la expresión 4.4

$$ala(aN).cajon(cN).geometria.Y_c = linspace(0, bcN, NcN) \qquad (4.4)$$

La expresión anterior crea un vector con todas las líneas de división Y por cada cajón de cada ala hasta completar todos los bucles, teniendo en cuenta que bcN es la envergadura de cada cajón y NcN es la resolución en Y de cada cajón. De la misma forma se procede con la torsión geométrica (tor_span) y la cuerda (Cr) ya que estas varían en forma lineal a lo largo de la envergadura.

Al final de este código se calcula el vector de indicadores "ind", que identifican los puntos de quiebre en "Y" de cada cajón en cada ala (Ver figura 4.4), el cual tiene una estructura *ala(aN).ind*, este vector se calcula usando las expresiones 4.5 y 4.6 para los indicadores positivos y negativos respectivamente.

$$ind(cN) = ind(cN-1) + N - 1 \quad (4.5)$$

$$ind\_neg(cN) = ind\_neg(cN-1) + N \quad (4.6)$$

Las variables utilizadas en este código son:

Tabla 4.10

Variable .geometría

Variable de Salida (ala(aN).cajón(cN)….)		
Tipo de Variable	***variable***	***descripción***
.geometría	**.Y_c**	**Span de coordenadas Y por cajon**
	.tor_span	**Span de incidencias o torsión geométrica**
	.Cr_c	**Span de cuerdas por cajon**

Fuente: El autor.

En la tabla 4.11 a continuación, se muestra el código que concluye primordialmente con el cálculo y almacenamiento de las variables ilustradas en la tabla 4.8. Por el momento tanto las variables tor_span y Cr_c se almacenan para su posterior uso en el cálculo de la coordenada Z y el ajuste de las líneas de curvatura Z_{mc}.

Tabla 4.11

Creación de Span de puntos en "Y" ángulos de incidencia y cuerdas

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%  CREACION DE SPAN DE PUNTOS EN "Y", ANGULOS DE INCIDENCIA y CUERDAS  %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for aN=1:n_alas
    for cN=1:ala(aN).n_cajones
       %ASIGNACION DE VARIABLES AUXILIARES PARA EL PRIMER CAJON
       if cN==1;%El primer cajon es el fuselaje
       bcN=ala(aN).cajon(cN).bcaj;
       NcN=ala(aN).cajon(cN).N;
       tor0aN=ala(aN).tor0;
       torccN=ala(aN).cajon(cN).torc;
       Cr0aN=ala(aN).Co;
       E=1;Cr0cN=E*Cr0aN;
       %ASIGNACION DE VALORES DE "Y" e INCIDENCIA PARA EL PRIMER CAJON
       ala(aN).cajon(cN).geometria.Y_c=linspace(0,bcN,NcN);
       ala(aN).cajon(cN).geometria.tor_span=linspace(tor0aN,torccN,NcN);
       ala(aN).cajon(cN).geometria.Cr_c=linspace(Cr0aN,Cr0cN,NcN);
       ala(aN).ind(cN)=NcN;
       ala(aN).ind_neg(cN)=-NcN;
       else
       %VARIABLES AL INICIO DE CAJON (cN)
       bcN=bcN+ala(aN).cajon(cN).bcaj;
       NcN=NcN+ala(aN).cajon(cN).N;
       torccN=ala(aN).cajon(cN).torc;
       E=ala(aN).cajon(cN).estrech;
       Cr0cN=E*Cr0aN;
       %VARIABLES AL FINAL DE CAJON (cN-1)
       NcN_1=ala(aN).cajon(cN).N;
       bcN_1=bcN_1+ala(aN).cajon(cN-1).bcaj;
       torccN_1=ala(aN).cajon(cN-1).torc;
       %ASIGNACION DE VALORES DE "Y" e INCIDENCIA PARA LOS DEMAS CAJONES
       ala(aN).cajon(cN).geometria.Y_c=linspace(bcN_1,bcN,NcN_1);
       ala(aN).cajon(cN).geometria.tor_span=linspace(torccN_1,torccN,NcN_1);
       ala(aN).cajon(cN).geometria.Cr_c=linspace(Cr0aN,Cr0cN,NcN_1);
       Cr0aN=Cr0cN;
       ala(aN).ind(cN)=ala(aN).ind(cN-1)+(ala(aN).cajon(cN).N-1);
       ala(aN).ind_neg(cN)=ala(aN).ind_neg(cN-1)-(ala(aN).cajon(cN).N-1);
       end
    end
    ala(aN).b_Total=2*bcN;
    ala(aN).indT=2*NcN-(2*ala(aN).n_cajones-1);
    ala(aN).NcN_A=NcN;
    bcN=0;NcN=0;tor0aN=0;torccN=0;Cr0cN=0;bcN_1=0;
 end
```

Fuente: El autor.

Para finalmente determinar el vector contentivo de cada coordenada Y de los puntos de mallado de superficie, así como también cada cuerda de ala correspondiente a cada coordenada "Y" y cada ángulo de incidencia de ala o torsión geométrica, por ala, se procede a concatenar los resultados de cada cajón a través de las siguientes líneas de código

Tabla 4.12

Creación de coordenadas Y e incidencia αi

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%    CREACION DEL VECTOR Yv E Iv CONTENTIVOS DE LAS COORDENADAS "y"    %%
%            Y LA INCIDENCIA "ALFAi" DE CADA SECCION DEL ALA             %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%          RESOLUCION PARA EL ALA POSITIVA Y+                 %%%%%%
for aN=1:n_alas
    Y=[];I=[];C=[];
    for cN=1:ala(aN).n_cajones
        if cN<ala(aN).n_cajones
        Y1=ala(aN).cajon(cN).geometria.Y_c(1:(ala(aN).cajon(cN).N-1));
        Y2=[Y,Y1];Y=Y2;
        I1=ala(aN).cajon(cN).geometria.tor_span(1:(ala(aN).cajon(cN).N-1));
        I2=[I,I1];I=I2;
        C1=ala(aN).cajon(cN).geometria.Cr_c(1:(ala(aN).cajon(cN).N-1));
        C2=[C,C1];C=C2;
        else
        Y1=ala(aN).cajon(cN).geometria.Y_c(1:ala(aN).cajon(cN).N);
        Y2=[Y,Y1];
        I1=ala(aN).cajon(cN).geometria.tor_span(1:ala(aN).cajon(cN).N);
        I2=[I,I1];
        C1=ala(aN).cajon(cN).geometria.Cr_c(1:ala(aN).cajon(cN).N);
        C2=[C,C1];
        end
    end
    YvP=Y2; ala(aN).geomeAla.YvP=Y2;
    IvP=I2; ala(aN).geomeAla.IvP=I2;
    CvP=C2; ala(aN).geomeAla.CvP=C2;
    %%%%%%%%%%%%%%%%%% RUTINA PARA ESTABILIZADOR VERTICAL %%%%%%%%%%%%%%%%%
    if ala(aN).Staver=='S'
            ala(aN).geomeAla.Yv=YvP;
            ala(aN).geomeAla.alfai_v=zeros(1,numel(YvP));
            ala(aN).geomeAla.Cr_v=CvP;
        else
%%%RESOLUCION PARA EL ALA NEGATIVA Y- y UNION DE Y+ con Y- EN Yv alfai_v%%%
        YvN=-Y2(end:-1:2);ala(aN).geomeAla.YvN=YvN;
        IvN=I2(end:-1:2);ala(aN).geomeAla.IvN=IvN;
        CvN=C2(end:-1:2);ala(aN).geomeAla.CvN=CvN;
        ala(aN).geomeAla.Yv=[YvN,YvP];
        ala(aN).geomeAla.alfai_v=[IvN,IvP];
        ala(aN).geomeAla.Cr_v=[CvN,CvP];
    end
end
```

Fuente: El autor.

El código se diseña de tal forma de aprovechar la simetría de cada ala y trabajando en forma de asignación matricial o vectorial, calculando la semiala positiva y luego asignando los valores a la semiala negativa para luego concatenarlos y representar el ala completa.

4.4.4. Código VLM_creaX_v1.m

Una vez creada la coordenada Y en forma vectorial (Yv) como se muestra en el apartado anterior, se procede a determinar la coordenada X de cada punto de mallado de superficie, para ello se procede de la siguiente forma:

1. Se calculan los puntos de inicio del borde de ataque (Xba0) y de fin de borde de ataque (Xbafin) de cada cajón, utilizando la ecuación 3.54 con k=1.25. conocidos para cada cajón la flecha, el estrechamiento y la cuerda en la raíz del ala.

2. Crear los puntos del borde de ataque de cada cajón, partiendo del inicio del mismo (Xba_0) hasta el final (Xbafin) usando la función *linspace* a lo largo de Y con las divisiones N como se muestra en la siguiente figura:

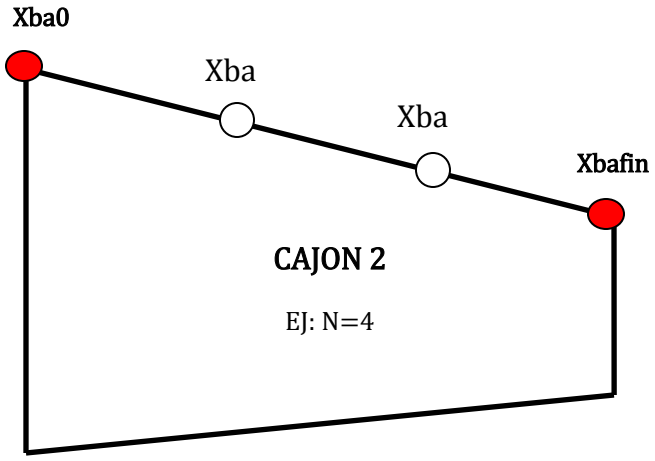


Figura 4.6. Creación de puntos de borde de ataque

$$Xba = linspace(Xba0, Xbafin, N) \tag{4.7}$$

3. Crear los puntos de borde de fuga según la expresión 4.8

$$Xbf = Xba + Cy \tag{4.8}$$

Donde Cy es la cuerda de cada sección como se expresa en la figura 4.7.

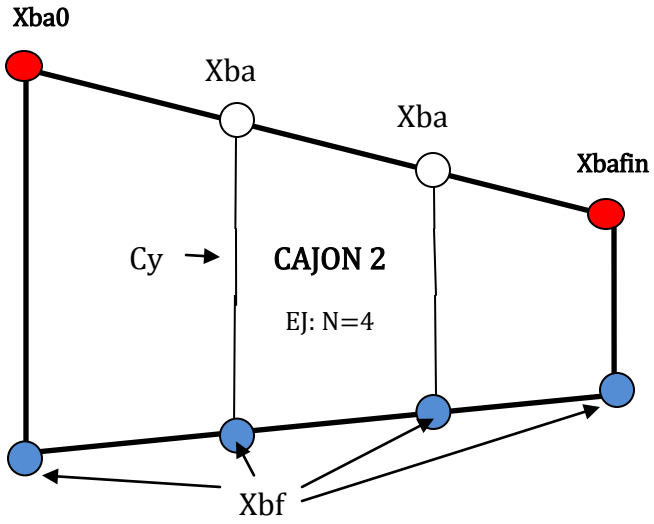


Figura 4.7. Creación de puntos de borde de fuga

4. Crear mallado en dirección de X, a través de un *"linspace"* entre Xba y Xbf y la resolución en dirección de la cuerda "M", esto según la expresión 4.9:

$$Xv(:,t)=linspace(Xba, Xbf, M) \tag{4.9}$$

Donde la estructura Xv(:,t) transforma a Xv en una matriz de puntos que representan a las coordenadas X de cada punto del mallado de superficie en una semiala.

5. Transformar los vectores fila de coordenadas Y, cuerda y torsión calculados en el apartado anterior (Yv, Alfai_v y Cr_v) como matrices compactas multiplicando dichos vectores fila por vectores unitarios

columna de dimensión Mx1, como se observa en la expresión 4.10 para el caso de la coordenada “Y”, la misma expresión aplica para la cuerda y la incidencia.

$$Yv_{matriz} = Yv_{vector} * ones(M, 1) \quad (4.10)$$

Las variables más importantes obtenidas son:

Tabla 4.13
Ala.geomeala

Variable de Salida (ala(aN).geomeala….)		
Tipo de Variable	***variable***	***descripción***
.geomeala	**.Xv**	**Matriz de coordenadas X**
	.Yv	**Matriz comprimida de coordenadas Y**
	.Alfai_v	**Matriz comprimida de ángulos de incidencia**
	.Cr_v	**Matriz comprimida de cuerdas**

Fuente: El autor.

El código queda como se muestra en la tabla 4.14

Tabla 4.14
El Código VLM_CreaX_v1.m

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%  CREACION DEL VECTOR Xbav y Xbfv CONTENTIVOS DE LAS COORDENADAS "x"  %%
%   DEL BORDE DE ATAQUE Y DEL BORDE DE FUGA DE CADA SECCION DEL ALA      %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%PARA EL MODELADO DEL BORDE DE ATAQUE%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for aN=1:n_alas
    for cN=1:ala(aN).n_cajones
        if cN==1
            REF_x=ala(aN).pos_ref_x;
            fle=0;Yx_0=0;Xba_0=REF_x;
            NX=ala(aN).cajon(cN).N;
            ind0=1;
        else
            fle=ala(aN).cajon(cN).fle;
            Yx_0=ala(aN).geomeAla.YvP(ala(aN).ind(cN-1));
            NX=ala(aN).cajon(cN).N;
            ind0=ala(aN).ind(cN-1);
        end
        Xbafin=(ala(aN).geomeAla.YvP(ala(aN).ind(cN))-
Yx_0)*tand(fle)+Xba_0;
        XbaPv1=linspace(Xba_0,Xbafin,NX);
        ala(aN).geomeAla.XbaPv(ind0:ala(aN).ind(cN))=XbaPv1;
```

```
        ala(aN).geomeAla.XbaNv=ala(aN).geomeAla.XbaPv(end:-1:2);
        Xba_0=Xbafin;
    end
    %%%%%%%%%%%%%%%%%%%% RUTINA PARA ESTABILIZADOR VERTICAL %%%%%%%%%%%%%%%
    if ala(aN).Staver=='S'
        Xbavector=ala(aN).geomeAla.XbaPv;
        ala(aN).geomeAla.Xbav=Xbavector;
        Xbavector=zeros;
    %%%%%%%%%%%%%%%%%%%% RUTINA ALA CONVENCIONAL %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    else
    Xbavector=[ala(aN).geomeAla.XbaNv,ala(aN).geomeAla.XbaPv];
    ala(aN).geomeAla.Xbav=Xbavector;
    Xbavector=zeros;
    end
end
%%%%%%%%%%%%%%%%PARA EL MODELADO DEL BORDE DE FUGA%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for aN=1:n_alas
    ala(aN).geomeAla.Xbfv=ala(aN).geomeAla.Xbav+ala(aN).geomeAla.Cr_v;
end
toc;tic
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%                    GENERACION DE LA MALLA EN "X"                          %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for aN=1:n_alas
    %%%%%%%%%%%%%% AVANCE A TRAVES DE TODA EL ALA %%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    if ala(aN).Staver=='S'
    %%%%%%%%%%%%%%%%%% ESTABILIZADOR VERTICAL %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
        for t=1:round(ala(aN).indT/2)
            XA=ala(aN).geomeAla.Xbav(t);
            XS=ala(aN).geomeAla.Xbfv(t);
            MX=ala(aN).M;
            ala(aN).geomeAla.Xv(:,t)=linspace(XA,XS,MX);
        end
    %%%%%%%%%%%%%%%%% ALA CONVENCIONAL CUALQUIERA %%%%%%%%%%%%%%%%%%
    else
        for t=1:ala(aN).indT
            XA=ala(aN).geomeAla.Xbav(t);
            XS=ala(aN).geomeAla.Xbfv(t);
            MX=ala(aN).M;
            ala(aN).geomeAla.Xv(:,t)=linspace(XA,XS,MX);
        end
    end
    %%%%%%%%%%%%GENERACION DE Y MATRIZ COMPRIMIDA%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    ala(aN).geomeAla.Yv=ones(MX,1)*ala(aN).geomeAla.Yv;
    %%%%%%%%%GENERACION DE alfai_v MATRIZ COMPRIMIDA%%%%%%%%%%%%%%%%%
    ala(aN).geomeAla.alfai_v=ones(MX,1)*ala(aN).geomeAla.alfai_v;
    %%%%%%%%%GENERACION DE Cr_v MATRIZ COMPRIMIDA%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    ala(aN).geomeAla.Cr_v=ones(MX,1)*ala(aN).geomeAla.Cr_v;
end
```

Fuente: El autor.

Hasta este momento se han calculado las coordenadas X y Y en forma matricial en cada ala y cuyas dimensiones son, MxN_{tot} , Donde N_{tot} es la sumatoria total de las resoluciones en Y (N) de cada cajón.

$$Yv_{matriz} = \begin{bmatrix} Y_1 & Y_2 & \cdots & Y_{N_{tot}} \\ Y_1 & Y_2 & \dots & Y_{N_{tot}} \\ \vdots & \vdots & \ddots & Y_{N_{tot}} \\ Y_{1M} & Y_{2M} & \dots & Y_{N_{totM}} \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

En la expresión 4.11 se observa que cada elemento de cada columna de la matriz de coordenadas “Yv” corresponde a la coordenada “Y” correspondiente a cada coordenada “Xv” del mallado de superficie, donde el subíndice 1 corresponde a la coordenada “Y” de los puntos del tip de la semiala izquierda el subíndice N_{tot} a la coordenada Y de los puntos del tip de la semiala derecha. De igual forma se aplica tanto para la cuerda “Cr” y la incidencia “Alfai”, estos últimos necesarios para la determinación de la coordenada “Z” de los puntos del mallado superficial, a detallarse en el próximo apartado.

La matriz Xv posee una diferencia en cuanto a la matriz Yv, la cual es, que los valores de las coordenadas X cambian tanto en dirección de la cuerda del ala como de la envergadura como se observa en la expresión 4.12.

$$Xv_{matriz} = \begin{bmatrix} X_{1,1} & X_{2,1} & \cdots & X_{N_{tot},1} \\ X_{1,2} & X_{2,2} & \dots & X_{N_{tot},2} \\ \vdots & \vdots & \ddots & X_{N_{tot},3} \\ X_{1,M} & X_{2,M} & \dots & X_{N_{tot},M} \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

4.4.5. Código VLM_creaZ_v1.m

En este apartado se explica cómo se obtiene la matriz de coordenadas “Z” de cada punto del mallado de superficie y el código quedara listo para graficar la geometría total de la configuración de alas introducida por el usuario.

La coordenada Z es influenciada por cuatro parámetros geométricos que son:

1. El ángulo de diedro del ala (ε).
2. La curvatura del perfil (Z_{mc}).
3. El ángulo de incidencia del ala o torsión geométrica (Alfai)
4. La deflexión de superficies de control (δe).

Se diseñan entonces cuatro subrutinas para la obtención de la matriz de coordenadas Zv.

Contribución del Diedro (Z_{die}):

En el capítulo 3, ecuación 3.56 y figura 3.14 se observa un modelo para el cálculo de la contribución del diedro a la coordenada "Z" de cualquier punto sobre el ala, extrapolando el modelo aerodinámico al modelo computacional la ecuación para la determinación de la contribución del diedro en la coordenada Z queda expresada como:

$$Z_{die} = (y - y_0)\tan(\varepsilon) + Z_0 \tag{4.13}$$

Ahora bien este procedimiento se realiza por cajón utilizando un bucle interno contador de cajones (cN) por ala, cuyos puntos de inicio y de final del cajón en la coordenada Y viene dado por (ind(cN-1)) y (ind(cN)) respectivamente. Luego se realiza un linspace entre el inicio y el fin del cajón para hallar la contribución en los puntos intermedios del mismo. Tomando en cuenta que todos los cálculos son matriciales y la simetría del ala, el tiempo de computo se hace mínimo.

A continuación se presenta el cuadro de variables de entrada y salida de esta subrutina de contribución del diedro.

Tabla 4.15
Variables de contribución del diedro

Contribución del diedro		
Tipo de Variable	***variable***	***descripción***
Local	**Z_0**	**Coordenada Z de inicio del cajon**
	Zfin	**Coordenada Z de fin del cajon**
	ZPv1	**Coordenadas Z de puntos intermedios**
	Y_0	**Coordenada Y de inicio del cajon**

Fuente: El autor.

Una vez ejecutado el procedimiento computacional se almacena por cada ala una matriz comprimida contentiva de la contribución del diedro a la coordenada Z del mallado de superficie según la expresión:

$$ala(aN).geomeAla.Z_{die_v} = [Zdie-, Zdie+] \quad (4.14)$$

La expresión 4.14 almacena la concatenación de los vectores de la contribución del ala derecha Zdie+ y el ala izquierda Zdie-.

El código de subrutina de contribución del diedro, Superficie de control y curvatura, se muestra en la tabla 4.16:

Tabla 4.16
El Código de Contribución del diedro a la coordenada “Z”.

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%% CREACION DEL VECTOR Zv (DIEDRO,INCIDENCIA, SUP DE CONTROL Y CURVATURA %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%   CONTRIBUCION DEL DIEDRO      %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for aN=1:n_alas
    %%%%%%%%%%%%%%%     ESTABILIZADOR VERTICAL       %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    if ala(aN).Staver=='S'
       ala(aN).geomeAla.Zv=ala(aN).geomeAla.Yv+ala(aN).pos_ref_z;
    else
     %%%%%%%%%%%%%%%%% ALA CONVENCIONAL CUALQUIERA %%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    MX=ala(aN).M;
    for cN=1:ala(aN).n_cajones
        if cN==1
            die=0;Y_0=0;Z_0=0;
            NZ=ala(aN).cajon(cN).N;
            ind0=1;
        else
            die=ala(aN).cajon(cN).die;
```

```
            Y_0=ala(aN).geomeAla.YvP(ala(aN).ind(cN-1));
            NZ=ala(aN).cajon(cN).N;
            ind0=ala(aN).ind(cN-1);
        end
        Zfin=(ala(aN).geomeAla.YvP(ala(aN).ind(cN))-Y_0)*tand(die)+Z_0;
        ZPv1=linspace(Z_0,Zfin,NZ);
        ala(aN).geomeAla.ZP_die_v(ind0:ala(aN).ind(cN))=ZPv1;
        ala(aN).geomeAla.ZN_die_v=ala(aN).geomeAla.ZP_die_v(end:-1:2);
        Z_0=Zfin;
    end
    Zvector=[ala(aN).geomeAla.ZN_die_v,ala(aN).geomeAla.ZP_die_v];
    ala(aN).geomeAla.Z_Die_v=Zvector;
    ala(aN).geomeAla.Z_Die=ones(MX,1)*Zvector;
    Zvector=zeros;
    end
end
```

Fuente: El autor.

Contribución de la curvatura del perfil (Z_{mc}):

En el capítulo 3, ecuación 3.63, 3.64 y 3.65 se observa un modelo para el cálculo de la contribución de la curvatura del perfil a la coordenada Z de cualquier punto sobre el ala, extrapolando el modelo aerodinámico al modelo computacional la ecuación para la determinación de la contribución de la curvatura del perfil en la coordenada Z queda expresada como:

$$Z_{mc} = Cr\ x\ fzmc\left(\frac{Xv - Xba}{Cr}\right) \tag{4.15}$$

Donde “fzmc” es la ecuación de ajuste polinómico obtenida en la función VLM_loadperfil_v1 de las ecuación 4.2, de la misma forma Cr constituye la matriz comprimida de cuerdas calculada en la función VLM_spanYCralfai_v1 y las matrices Xv y Xba constituyen las coordenadas X de los puntos de mallado de superficie y borde de ataque respectivamente. La multiplicación de fzmc por Cr se realiza para escalar el polinomio de curvatura del perfil en la dirección de “X” de (0-1) a (0-Cr).

A continuación se presenta el cuadro de variables de esta subrutina de contribución de la curvatura del perfil.

Tabla 4.17
Variables de contribución de la curvatura

Contribución de la curvatura del perfil		
Tipo de Variable	***variable***	***descripción***
Local	**CRi**	**Cuerda de cada sección**
	poli_Zmc	**Polinomio de ajuste de curvatura sin escalar**
	XV	**Coordenada X de mallado de superficie**
	Xa	**Coordenada X de borde de ataque del ala**

Fuente: El autor

El recorrido para el cálculo de la contribución de la curvatura, se hace por ala completa y no por cajones como en la contribución del diedro, pero en este caso se debe recorrer con dos bucles mas, además del bucle contador de alas ya que el escalado de la curvatura cambia proporcionalmente en dirección de “X” (bucle j) y en dirección “Y” (bucle i).

Una vez ejecutado el procedimiento computacional se almacena por cada ala una matriz comprimida elemento a elemento, contentiva de la contribución de la curvatura del perfil a la coordenada Z del mallado de superficie según la expresión:

$$ala(aN).geomeAla.Z_{zmc}(i,j) = Z_{mc} \tag{4.16}$$

Contribución de la incidencia del ala o torsión geométrica (Z_{inc}):

En el capítulo 3, ecuación 3.68 se observa un modelo para el cálculo de la contribución de la incidencia del ala a la coordenada Z de cualquier punto sobre esta. Extrapolando el modelo aerodinámico al modelo computacional la ecuación para la determinación de la contribución de la torsión geométrica en la coordenada Z queda expresada como:

$$Z_{inc} = -\tan(Alfai)\, x\, (Xv - Xa) \tag{4.17}$$

Donde Alfai constituye la matriz comprimida de incidencias calculada en la función VLM_spanYCralfai_v1 y las matrices “Xv” y “Xba”, constituyen las coordenadas X de los puntos de mallado de superficie y borde de ataque respectivamente.

A continuación se presenta el cuadro de variables de esta subrutina de contribución de la incidencia del ala.

Tabla 4.18
Variables de contribución de la incidencia del ala

Contribución de la incidencia del ala		
Tipo de Variable	***variable***	***descripción***
Local	**Alfai**	**incidencia de cada sección**
	XV	**Coordenada X de mallado de superficie**
	Xa	**Coordenada X de borde de ataque del ala**

Fuente: El autor.

El recorrido para el cálculo de la contribución de la incidencia, se hace por ala completa al igual que en la contribución de la curvatura.

Una vez ejecutado el procedimiento computacional se almacena por cada ala una matriz comprimida elemento a elemento, contentiva de la contribución de la incidencia del ala a la coordenada “Z” del mallado de superficie según la expresión:

$$ala(aN).geomeAla.Z_{inc}(i,j) = Z_{inc} \tag{4.18}$$

El código para la contribución de la incidencia y la curvatura del perfil, se muestra en la tabla 4.19:

Tabla 4.19
Contribución de la incidencia y la curvatura del perfil a la coordenada “Z”.

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%   CONTRIBUCION DE LA INCIDENCIA Y  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%% CONTRIBUCION DE LA CURVATURA ESCALADO AL TAMAÑO DE LA CUERDA REAL %%%%
for aN=1:n_alas
    if ala(aN).Staver=='S'
       ala(aN).geomeAla.Zv=ala(aN).geomeAla.Yv+ala(aN).pos_ref_z;
    else
     %%%%%%%%%%%%%%%%%% ALA CONVENCIONAL CUALQUIERA %%%%%%%%%%%%%%%%%%
    %%%%%%%%%%%%%%%   PARAMETROS NECESARIOS PARA Z_inc   %%%%%%%%%%%%%%%
    Alfai=ala(aN).geomeAla.alfai_v;
    Xa=ala(aN).geomeAla.Xbav;
    %%%%%%%%%%%%%%%   PARAMETROS NECESARIOS PARA Z_ZMC   %%%%%%%%%%%%%%%
    CRi=ala(aN).geomeAla.Cr_v;
    poli_Zmc=ala(aN).geomeAla.Zmc_puro;
    XV=ala(aN).geomeAla.Xv;
    %%%%%%%%%%%%%%%%%%      BUCLE DE CALCULO   %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    for j=1:ala(aN).indT
        for i=1:ala(aN).M
ala(aN).geomeAla.Z_inc(i,j)=-tand(Alfai(i,j))*(XV(i,j)-Xa(j));
ala(aN).geomeAla.Z_zmc(i,j)=polyval((poli_Zmc*CRi(i,j)),(XV(i,j)-
Xa(j))/CRi(i,j));
        end
    end
    end
end
```

Fuente: El autor.

Contribución de la deflexión de superficies de control (Z_{suc}):

Esta rutina se desarrolla tomando en cuenta los siguientes aspectos:

1. La simetría de cada semiala, es decir, se determina la contribución del ala positiva y luego la negativa según lo siguiente:
   1.1. Si el cajón “cN” del ala derecha posee un flap accionado a un ángulo de deflexión $\delta e(>0)$, el mismo cajón “cN” del ala izquierda posee un flap igual y con una deflexión idéntica con el mismo signo.
   1.2. Si el cajón “cN” del ala derecha posee un alerón accionado a un ángulo de deflexión $\delta e(>0)$, el mismo cajón “cN” del ala izquierda posee un alerón igual y con una deflexión idéntica pero con el signo opuesto ($\delta e<0$).
2. Se concatena la contribución en el ala positiva y el ala negativa para determinar el vector total de la contribución de la superficie de control.

Una variable muy importante a tomar en cuenta en esta sección es la posición del eje de charnela o de giro de la superficie de control en dirección de la cuerda, éste se expresa en porcentaje y constituye el punto en donde comienza a variar la coordenada “Z” en dirección de la cuerda del perfil en la sección.

La expresión general para la determinación de la contribución en “Z” debido a la deflexión de una superficie de control se representa en la ecuación 4.19.

$$Z_{suc} = \tan(\delta e)\, x\, \left(X_{v_{suc}}(i,j) - X_{v_{suc}}(X_{char},j)\right) x\, Isc \tag{4.19}$$

Donde X_{vsuc} almacena las coordenadas X de los puntos de mallado de superficie, X_{char} es la posición X de la charnela de la superficie de control y la variable “Isc” es un indicador lógico que cuantifica si existe o no en el cajón una superficie de control. Esto se puede observar en la figura 4.8.

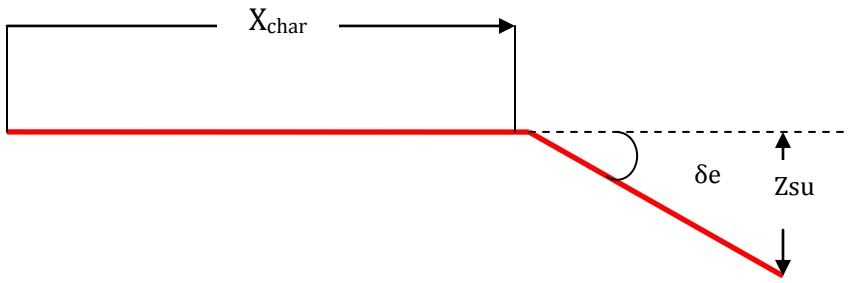


Figura 4.8 Deflexión de superficies de control vista transversal.

Si el cajón posee flap o alerón, Isc=1 y si por el contrario el cajón no posee alerón o flap Isc = 0. Al final del cálculo se concatenan los resultados del ala positiva y negativa.

El código queda expresado como se muestra en la tabla 4.20:

Tabla 4.20

Contribución de la deflexión de las superficies de control a la coordenada “Z”.

```
for aN=1:n_alas
    if ala(aN).Staver=='S'
     XVsuc=ala(aN).geomeAla.Xv;
    else
     %%%%%%%%%%%%%%%%% ALA CONVENCIONAL CUALQUIERA %%%%%%%%%%%%%%%%%
     XVsuc=ala(aN).geomeAla.Xv(1:ala(aN).M,round(ala(aN).indT/2):end);
    %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%CAJONES POSITIVOS%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    end
    for cN=1:ala(aN).n_cajones
        ala(aN).cajon(cN).DEFLEp=-ala(aN).cajon(cN).sup_control.deflex;
        DEFLEp1=ala(aN).cajon(cN).DEFLEp;
        Pchar=ala(aN).cajon(cN).sup_control.poschar;
        XaC=ones(ala(aN).M,1)*ala(aN).geomeAla.XbaPv;
        if cN==1
            ala(aN).geomeAla.Z_sucP=zeros(ala(aN).M,ala(aN).cajon(cN).N);
            ala(aN).geomeAla.Z_sucN1=zeros(ala(aN).M,ala(aN).cajon(cN).N);
        else
        for j=(ala(aN).ind(cN-1)+1):ala(aN).ind(cN)
            Xposchar=((100-Pchar)*ala(aN).M)/100;
            for i=1:ala(aN).M
                if i>=Xposchar
                    Isc=1;
                else
                    Isc=0;
                end
                if ala(aN).cajon(cN).flap==1
ala(aN).geomeAla.Z_sucP(i,j)=tand(DEFLEp1)*(XVsuc(i,j)-
XVsuc(Xposchar,j))*Isc;
ala(aN).geomeAla.Z_sucN1(i,j)=ala(aN).geomeAla.Z_sucP(i,j);
                else
ala(aN).geomeAla.Z_sucP(i,j)=tand(DEFLEp1)*(XVsuc(i,j)-
XVsuc(Xposchar,j))*Isc;
ala(aN).geomeAla.Z_sucN1(i,j)=-ala(aN).geomeAla.Z_sucP(i,j);
                end
           end
        end
        end
    end
    if ala(aN).Staver=='S'
       ala(aN).geomeAla.Yv=ala(aN).geomeAla.Z_sucP;
    else
    ala(aN).geomeAla.Z_sucN=ala(aN).geomeAla.Z_sucN1(:,end:-1:2);
    ala(aN).geomeAla.Z_suc=[ala(aN).geomeAla.Z_sucN,ala(aN).geomeAla.Z_sucP];
    end
end
```

Fuente: El autor.

Cálculo de la matriz Zv con todas las contribuciones.

Una vez calculadas todas las contribuciones de las variables que influyen en la coordenada “Z”, la matriz comprimida de puntos Zv del mallado de superficie se obtiene según la expresión 4.20.

$$Z_V = Z_\varepsilon + Z_{mc} + Z_{inc} + Z_{suc} \tag{4.20}$$

Tabla 4.21
El Código para el cálculo de la matriz total de coordenadas Z

```
for aN=1:n_alas
    if ala(aN).Staver=='S'
       ala(aN).geomeAla.Z_inc=zeros;
       ala(aN).geomeAla.Z_Die=zeros;
       ala(aN).geomeAla.Z_zmc=zeros;
    else
     %%%%%%%%%%%%%%%%% ALA CONVENCIONAL CUALQUIERA %%%%%%%%%%%%%%%%%%
     %%%%%%%%%%%%%%%%%   CALCULO DE LA MATRIZ Zv      %%%%%%%%%%%%%%%%%%%
ZT=ala(aN).geomeAla.Z_inc+ala(aN).geomeAla.Z_Die+ala(aN).geomeAla.Z_zmc+ala(a
N).geomeAla.Z_suc;
ala(aN).geomeAla.Zv=ZT+ala(aN).pos_ref_z;
    end
end
```

Fuente: El autor.

Es de hacer notar que cada contribución a “Z” y el cálculo total de la misma, abre con una verificación de si el ala analizada es o no un estabilizador vertical, esto con la intención de convalidar que en un estabilizador vertical, tanto el diedro, como la curvatura y la incidencia son nulos. Solo influiría en este caso, la deflexión de una superficie de control (timón de dirección o rudder).

4.5. Núcleo de Resolución.

Conformado por los bloques 3 y 4 es éste, el núcleo en donde se desarrollan los cálculos más importantes del modelo aerodinámico y en el cual se debe tener mayor cuidado al momento de ahorrar tiempo de cómputo. Se comienza por determinar los cuadriláteros de vórtices ABCD, los puntos de control (Xc,Yc,Zc) y los puntos de carga (XL, YL, ZL) para posterior mente calcular la velocidad inducida y la densidad de vórtice.

Todos los cálculos tomaran como base las coordenadas de los puntos de mallado (1234) o Xv,Yv,Zv. Como se mencionó en apartados previos.

4.5.1. Código VLM_calclattM_v1.m

Con este código se inicia el cálculo de los vórtices ligados que inducen una velocidad sobre el punto de control, la cual se usa para el cálculo de la fuerza aerodinámica. El objetivo especifico de este código es recibir como entrada las coordenadas de los puntos de mallado de superficie, calculada en el núcleo de pre procesamiento y calcular las coordenadas de los puntos de estudio o *lattice* en forma matricial o arreglos de matrices *arrays*.

Tabla 4.22
Variables lattice de entrada.

Variables lattice		
Variable	**Tipo**	**Descripción**
M_ala	**Matriz**	**Indicador de resolución en X**
N_ala	**Matriz**	**Indicador de resolución en Y**
Xv	**Arreglo**	**Coordenada X de los puntos de la malla**
Yv	**Arreglo**	**Coordenada Y de los puntos de la malla**
Zv	**Arreglo**	**Coordenada Z de los puntos de la malla**
Sw	**Matriz**	**Superficie alar**
tor_i	**Arreglo**	**Angulo de incidencia central**
b_tot	**Matriz**	**Envergadura total**
Co	**Matriz**	**Cuerda en la raíz**
Staver	**Matriz**	**Condición lógica de si es o no estabilizador vert**
pos_ref_x	**Matriz**	**Posición de referencia en X**
pos_ref_z	**Matriz**	**Posición de referencia en Z**
ind_0	**Matriz**	**Indicador de inicio**
ind	**Arreglo**	**Indicador positivo**
ind_neg	**Arreglo**	**Indicador negativo**
aleteado	**Arreglo**	**Indicador de alerón [A] o flap [F] deflectado**
defle	**Arreglo**	**Indicador de deflexión de alerón**

Fuente: El autor.

En la tabla 4.22 se muestra el tipo de forma de la variable de entrada lattice. Con el objetivo de reducir el tiempo de cómputo se declaran todas las

variables del código, las tipo matriz con la función *zeros* y las tipo arreglo con la función *cell.*

En la tabla 4.23 se identifican las variables de salida lattice.

Tabla 4.23
Variables lattice de salida.

Variables lattice de salida		
Variable	**Tipo**	**Descripción**
(Xv1,Yv1,Zv1)	**Arreglo**	**Puntos 1-2-3-4 del mallado de Superficie**
(Xv2,Yv2,Zv2)		
(Xv3,Yv3,Zv3)		
(Xv4,Yv4,Zv4)		
(XvA,YvA,ZvA)	**Arreglo**	**Puntos A-B-C-D del cuadrilátero de vórtices**
(XvB,YvB,ZvB)		
(XvC,YvC,ZvC)		
(XvD,YvD,ZvD)		
(XL,YL,ZL)	**Arreglo**	**Punto de carga**
(XC,YC,ZC)	**Arreglo**	**Punto de control**
(XMR,YMR,ZMR)	**Arreglo**	**Punto medio del lado 1-2 del mallado**
(XMP,YMP,ZMP)	**Arreglo**	**Punto medio del lado 3-4 del mallado**
S_panel	**Arreglo**	**Superficie de cada panel de mallado**
hP	**Arreglo**	**Cuerda de cada panel de mallado**
(Nx_v,Ny_v,Nz_v)	**Arreglo**	**Componentes del vector normal**
(Nx,Ny,Nz)	**Arreglo**	**Componentes del vector normal estandarizado**

Fuente: El autor.

Para hacer el cálculo de las coordenadas de los puntos A-B-C-D del cuadrilátero de vórtices se debe tener en cuenta lo desarrollado en el capítulo 3, apartado 3.2, figura 3.10 de donde se plantean las ecuaciones para el cálculo de los puntos de interés, cuyas ecuaciones, en el modelo computacional se representan a continuación.

Cálculo de (XvA,YvA,ZvA):

$$XvA = Xv1 + 0.25(Xv4 - Xv1) \quad (4.21)$$

$$YvA = Yv1 + 0.25(Yv4 - Yv1) \quad (4.22)$$

$$ZvA = Zv1 + 0.25(Zv4 - Zv1) \quad (4.23)$$

Cálculo de (XvB,YvB,ZvB):

$$XvB = Xv2 + 0.25(Xv3 - Xv2) \quad (4.24)$$

$$YvB = Yv2 + 0.25(Yv3 - Yv2) \quad (4.25)$$

$$ZvB = Zv2 + 0.25(Zv3 - Zv2) \quad (4.26)$$

Cálculo de (XvC,YvC,ZvC):

$$XvC = XvB + 100.Co \quad (4.27)$$

$$YvC = YvB \quad (4.28)$$

$$ZvC = ZvC_{i-1} - (XvC_i - XvC_{i-1}).\tan(\alpha_{Bi} + kajus) \quad (4.29)$$

Donde i es un indicador de posición en la matriz, α_{Bi} es el ángulo de incidencia de la línea del punto B y kajus es el valor de ajuste para pruebas de deflexión de estela en el borde de fuga.

Cálculo de (XvD,YvD,ZvD):

$$XvD = XvA + 100.Co \quad (4.30)$$

$$YvD = YvA \quad (4.31)$$

$$ZvD = ZvD_{i-1} - (XvD_i - XvD_{i-1}).\tan(\alpha_{Ai} + kajus) \quad (4.32)$$

Donde i es un indicador de posición en la matriz, α_{Ai} es el ángulo de incidencia de la línea del punto A.

Cálculo de (XL,YL,ZL):

$$XL = 0.5(XvA + XvB) \quad (4.33)$$

$$YL = 0.5(YvA + YvB) \quad (4.34)$$

$$ZL = 0.5(ZvA + ZvB) \quad (4.35)$$

Cálculo de (XMP,YMP,ZMP):

$$XMP = 0.5(Xv1 + Xv2) \quad (4.36)$$

$$YMP = 0.5(Yv1 + Yv2) \quad (4.37)$$

$$ZMP = 0.5(Zv1 + Zv2) \quad (4.38)$$

Cálculo de (XMR,YMR,ZMR):

$$XMR = 0.5(Xv3 + Xv4) \quad (4.39)$$

$$YMR = 0.5(Yv3 + Yv4) \quad (4.40)$$

$$ZMR = 0.5(Zv3 + Zv4) \quad (4.41)$$

Cálculo de (XC,YC,ZC):

$$XC = XMP + 0.75(XMR - XMP) \quad (4.42)$$

$$YC = YMP + 0.75(YMR - YMP) \quad (4.43)$$

$$ZC = ZMP + 0.75(ZMR - ZMP) \quad (4.44)$$

En este momento se procede al cálculo de la cuerda de cada panel en forma vectorial, según la ecuación 4.45

$$hP = \sqrt{(XMP - XMR)^2 + (YMP - YMR)^2 + (ZMP - ZMR)^2} \quad (4.45)$$

En la figura 3.10 se demuestra, que el vector superficie, de panel que es perpendicular a cada sección, es:

$$S_{panel} = \left|(\vec{4}-\vec{1})x(\vec{2}-\vec{1})\right| \tag{4.46}$$

De la misma forma el vector normal a cada panel se determina utilizando la definición de producto vectorial entre la diferencia de los vectores punto de control y punto 1 y punto de control y punto 2 como de expresa en la ecuación 4.47.

$$\vec{N} = \left|(\overrightarrow{Pcont}-\vec{1})x(\overrightarrow{Pcont}-\vec{2})\right| \tag{4.47}$$

El vector normal estandarizado de obtiene de manera sencilla según se expresa en la ecuación 4.48.

$$\overrightarrow{N_s} = \frac{\vec{N}}{|\vec{N}|} \tag{4.48}$$

Tabla 4.24

Código para creación de puntos de herradura.

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%            CREACION DE LOS PUNTOS DE HERRADURA                        %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% En esta parte el programa calculara todos los puntos de interés para   %
% el cálculo de la variables aerodinámicas en forma de cell arrays por    %
% cada proyecto de ala. Estos son: los puntos de cuadricula de malla      %
% 1-2-3-4, los puntos de herradura A-B-C-D, el punto de control con sub-  %
% índice "C" y el punto de carga con sub-índice "L"                       %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%% CREACION DE VECTORES DE INTERES VACIOS %%%%%%%%%%%%%%%%%%
M_ala=zeros(n_alas,1);% Indicador de resolución en X
N_ala=zeros(n_alas,1);% Indicador de resolución en Y
Xv=cell(n_alas,1);% Coordenada X de los puntos de la malla
Yv=cell(n_alas,1);% Coordenada Y de los puntos de la malla
Zv=cell(n_alas,1);% Coordenada Z de los puntos de la malla
Sw=zeros(n_alas,1);% Superficie alar
tor_i=cell (n_alas,1);% Angulo de incidencia central
b_tot=zeros(n_alas,1);% Envergadura total
Co=zeros(n_alas,1);% Cuerda en la raíz
Staver=zeros(n_alas,1);% Condición lógica de si es o no estabilizador vert
pos_ref_x=zeros(n_alas,1);% Posición de referencia en X
pos_ref_z=zeros(n_alas,1);% Posición de referencia en Z
```

```
ind_0=zeros(n_alas,1);% Indicador de inicio
ind=cell(n_alas,1);% Indicador positivo
ind_neg=cell(n_alas,1);% Indicador negativo
aleteado=cell(n_alas,1);% Indicador de aleron [A] o flap [F] deflectado
defle=cell(n_alas,1);% Indicador de deflexión de aleron
%%%%%%%%%%%%%%%     CAMBIOS A VECTORES Y ARREGLOS    %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for aN=1:n_alas
    M_ala(aN)=ala(aN).M-1;%Transformado de N°Div a N° paneles
    if ala(aN).Staver=='S'
    N_ala(aN)=(ala(aN).indT-1)/2;%Transformado de N°Div a N° paneles
    b_tot(aN)=ala(aN).b_Total/2;
    else
    N_ala(aN)=ala(aN).indT-1;%Transformado de N°Div a N° paneles
    b_tot(aN)=ala(aN).b_Total;
    end
    Xv{aN}=ala(aN).geomeAla.Xv;
    Yv{aN}=ala(aN).geomeAla.Yv;
    Zv{aN}=ala(aN).geomeAla.Zv;
    tor_i{aN}=ala(aN).geomeAla.alfai_v;
    Co(aN)=ala(aN).Co;
    Staver(aN)=ala(aN).Staver;
    pos_ref_x(aN)=ala(aN).pos_ref_x;
    pos_ref_z(aN)=ala(aN).pos_ref_z;
    ind{aN}=ala(aN).ind;
    ind_neg{aN}=ala.ind_neg;
    aleteado{aN}=ala(aN).aleta;
    defle{aN}=ala(aN).defle;
end
%%%%%%%%%%    DECLARACION DE ARREGLOS Y VECTORES POR ALA %%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%          PUNTOS DE MALLA 1-2-3-4          %%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Xv1=cell(n_alas,1);Xv2=cell(n_alas,1);Xv3=cell(n_alas,1);Xv4=cell(n_alas,1);
Yv1=cell(n_alas,1);Yv2=cell(n_alas,1);Yv3=cell(n_alas,1);Yv4=cell(n_alas,1);
Zv1=cell(n_alas,1);Zv2=cell(n_alas,1);Zv3=cell(n_alas,1);Zv4=cell(n_alas,1);
%%%%%%%%%%%%          PUNTOS DE HERRADURA A-B-C-D      %%%%%%%%%%%%%%%%%%%
XvA=cell(n_alas,1);XvB=cell(n_alas,1);XvC=cell(n_alas,1);XvD=cell(n_alas,1);
YvA=cell(n_alas,1);YvB=cell(n_alas,1);YvC=cell(n_alas,1);YvD=cell(n_alas,1);
ZvA=cell(n_alas,1);ZvB=cell(n_alas,1);ZvC=cell(n_alas,1);ZvD=cell(n_alas,1);
%%%%%%%%%%%%           ANGULOS DE INCIDENCIA          %%%%%%%%%%%%%%%%%%%
tor_iA=cell(n_alas,1);tor_iB=cell(n_alas,1);
%%%%%%%%%%%%             PUNTOS DE CARGA              %%%%%%%%%%%%%%%%%%%
XL=cell(n_alas,1);YL=cell(n_alas,1);ZL=cell(n_alas,1);
%%%%%%%%%%%%            PUNTOS DE CONTROL             %%%%%%%%%%%%%%%%%%%
XC=cell(n_alas,1);YC=cell(n_alas,1);ZC=cell(n_alas,1);
%%%%%%%%%%%%          PUNTOS DE CUERDA MEDIA          %%%%%%%%%%%%%%%%%%%
XMP=cell(n_alas,1);YMP=cell(n_alas,1);ZMP=cell(n_alas,1);
XMR=cell(n_alas,1);YMR=cell(n_alas,1);ZMR=cell(n_alas,1);
%%%%%%%%%%%%          CUERDA Y SUPERFICIE DE PANEL    %%%%%%%%%%%%%%%%%%%
S_panel=cell(n_alas,1);
hP=cell(n_alas,1);
%%%%%%%%%%%%          VECTOR NORMAL A CADA PANEL      %%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Nx_v=cell(n_alas,1);Ny_v=cell(n_alas,1);Nz_v=cell(n_alas,1);
%%%%%%%%%%%%     VECTOR NORMAL ESTANDARIZADO EN CADA PANEL   %%%%%%%%%%%%
Nx=cell(n_alas,1);Ny=cell(n_alas,1);Nz=cell(n_alas,1);modN=cell(n_alas,1);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%       DECLARACION Y CALCULO DE VARIABLES VLM (FORMA MATRICIAL)        %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
K_ajus=0;
for aN=1:n_alas
    M=M_ala(aN);% Resolucion en X
    N=N_ala(aN);% Resolucion en Y
```

```
    S_panel{aN}=zeros(M,N);% Superficie del panel
    %
    XvC{aN}=zeros(M,N);%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    YvC{aN}=zeros(M,N);%             VORTICE LIBRE IZQUIERDO                  %
    ZvC{aN}=zeros(M,N);%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    %
    XvD{aN}=zeros(M,N);%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    YvD{aN}=zeros(M,N);%             VORTICE LIBRE DERECHO                    %
    ZvD{aN}=zeros(M,N);%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    %
    tor_iA{aN}(1:M,1:N)=tor_i{aN}(1:M,1:N);  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    %                                        %%%% ANGULOS DE INCIDENCIA %%%
    tor_iB{aN}(1:M,1:N)=tor_i{aN}(1:M,2:N+1);%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    %
    Xv1{aN}(1:M,1:N)=Xv{aN}(1:M,1:N);%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    Yv1{aN}(1:M,1:N)=Yv{aN}(1:M,1:N);%          PUNTO 1 DEL MALLADO          %
    Zv1{aN}(1:M,1:N)=Zv{aN}(1:M,1:N);%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    %
    Xv2{aN}(1:M,1:N)=Xv{aN}(1:M,2:N+1);%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    Yv2{aN}(1:M,1:N)=Yv{aN}(1:M,2:N+1);%        PUNTO 2 DEL MALLADO          %
    Zv2{aN}(1:M,1:N)=Zv{aN}(1:M,2:N+1);%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    %
    Xv3{aN}(1:M,1:N)=Xv{aN}(2:M+1,2:N+1);%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    Yv3{aN}(1:M,1:N)=Yv{aN}(2:M+1,2:N+1);%      PUNTO 3 DEL MALLADO          %
    Zv3{aN}(1:M,1:N)=Zv{aN}(2:M+1,2:N+1);%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    %
    Xv4{aN}(1:M,1:N)=Xv{aN}(2:M+1,1:N);%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    Yv4{aN}(1:M,1:N)=Yv{aN}(2:M+1,1:N);%        PUNTO 4 DEL MALLADO          %
    Zv4{aN}(1:M,1:N)=Zv{aN}(2:M+1,1:N);%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% HERRADURA DE VORTICES %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    % PUNTOS A (Inicio de Vórtice principal)
    XvA{aN}(1:M,1:N)=Xv1{aN}+0.25*(Xv4{aN}-Xv1{aN});%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    YvA{aN}(1:M,1:N)=Yv1{aN}+0.25*(Yv4{aN}-Yv1{aN});%                           %
    ZvA{aN}(1:M,1:N)=Zv1{aN}+0.25*(Zv4{aN}-Zv1{aN});%         VORTICE           %
    % PUNTOS B (Fin de Vórtice principal)           %                         %
    XvB{aN}(1:M,1:N)=Xv2{aN}+0.25*(Xv3{aN}-Xv2{aN});%        PRINCIPAL          %
    YvB{aN}(1:M,1:N)=Yv2{aN}+0.25*(Yv3{aN}-Yv2{aN});%                           %
    ZvB{aN}(1:M,1:N)=Zv2{aN}+0.25*(Zv3{aN}-Zv2{aN});%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    % PUNTOS C (Vórtice Libre Derecho)
    XvC{aN}(1:M-1,1:N)=XvB{aN}(2:M,1:N);
    XvC{aN}(M,1:N)=XvB{aN}(M,1:N)+100*Co(aN);
    YvC{aN}(1:M,1:N)=YvB{aN};
    ZvC{aN}(1:M-1,1:N)=ZvB{aN}(2:M,1:N);
    ZvC{aN}(M,1:N)=ZvC{aN}((M-1),1:N)-(XvC{aN}(M,1:N)-...
                XvC{aN}((M-1),1:N)).*tand(tor_iB{aN}(M,1:N)+K_ajus*pi/180);
    % PUNTOS D (Vórtice Libre Izquierdo)
    XvD{aN}(1:M-1,1:N)=XvA{aN}(2:M,1:N);
    XvD{aN}(M,1:N)=XvA{aN}(M,1:N)+100*Co(aN);
    YvD{aN}(1:M,1:N)=YvA{aN};
    ZvD{aN}(1:M-1,1:N)=ZvA{aN}(2:M,1:N);
    ZvD{aN}(M,1:N)=ZvD{aN}((M-1),1:N)-(XvD{aN}(M,1:N)-...
                XvD{aN}((M-1),1:N)).*tand(tor_iA{aN}(M,1:N)+K_ajus*pi/180);
    %%%%%%%%%%%%%%%%%%% CALCULO DE PUNTOS DE CARGA %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    XL{aN}(1:M,1:N)=0.5*(XvA{aN}+XvB{aN});%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    YL{aN}(1:M,1:N)=0.5*(YvA{aN}+YvB{aN});%         PUNTOS DE CARGA             %
    ZL{aN}(1:M,1:N)=0.5*(ZvA{aN}+ZvB{aN});%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    %%%%%%%%%%%%%%%%%%% CALCULO DE PUNTOS DE CONTROL %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    %%%%%%%% CALCULO DEL PUNTO MEDIO "P" DEL VORTICE PRINCIPAL %%%%%%%%%%%%%%%%
    XMP{aN}(1:M,1:N)=0.5*(Xv1{aN}+Xv2{aN});%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    YMP{aN}(1:M,1:N)=0.5*(Yv1{aN}+Yv2{aN});%         PUNTOS MEDIO "P"           %
```

```
    ZMP{aN}(1:M,1:N)=0.5*(Zv1{aN}+Zv2{aN});%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    %%%%%%%% CALCULO DEL PUNTO MEDIO "R" DEL VORTICE DE FUGA  %%%%%%%%%%%%%
    XMR{aN}(1:M,1:N)=0.5*(Xv3{aN}+Xv4{aN});%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    YMR{aN}(1:M,1:N)=0.5*(Yv3{aN}+Yv4{aN});%        PUNTOS MEDIO "R"      %
    ZMR{aN}(1:M,1:N)=0.5*(Zv3{aN}+Zv4{aN});%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    %%%%%%%%%%%%%%%%% CALCULO DEL PUNTOS DE CONTROL %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    XC{aN}(1:M,1:N)=XMP{aN}+0.75*(XMR{aN}-XMP{aN});%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    YC{aN}(1:M,1:N)=YMP{aN}+0.75*(YMR{aN}-YMP{aN});%  PUNTOS DE CONTROL   %
    ZC{aN}(1:M,1:N)=ZMP{aN}+0.75*(ZMR{aN}-ZMP{aN});%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    %%% CALCULO DE LA CUERDA DE CADA PANEL "hP" Y SUPERFICIE "S_panel" %%%%
    hP{aN}(1:M,1:N)=sqrt((XMP{aN}-XMR{aN}).^2+(YMP{aN}-YMR{aN}).^2+...
                         (ZMP{aN}-ZMR{aN}).^2);
    for i=1:M,
        for j=1:N,
            S_panel{aN}(i,j)=norm(cross([Xv4{aN}(i,j)-Xv1{aN}(i,j),...
              Yv4{aN}(i,j)-Yv1{aN}(i,j),Zv4{aN}(i,j)-Zv1{aN}(i,j)],...
              [Xv2{aN}(i,j)-Xv1{aN}(i,j),Yv2{aN}(i,j)-Yv1{aN}(i,j),...
              Zv2{aN}(i,j)-Zv1{aN}(i,j)]));
        end
    end
          Sw(aN)=sum(sum(S_panel{aN}));
    %%%%%%%%%%%%%%% VECTOR NORMAL EN EL PUNTO DE CONTROL %%%%%%%%%%%%%%%%%
    Nx_v{aN}(1:M,1:N)=-((YC{aN}-Yv1{aN}).*(ZC{aN}-Zv2{aN})-...
                        (YC{aN}-Yv2{aN}).*(ZC{aN}-Zv1{aN}));
    Ny_v{aN}(1:M,1:N)=-((XC{aN}-Xv2{aN}).*(ZC{aN}-Zv1{aN})-...
                        (XC{aN}-Xv1{aN}).*(ZC{aN}-Zv2{aN}));
    Nz_v{aN}(1:M,1:N)=-((XC{aN}-Xv1{aN}).*(YC{aN}-Yv2{aN})-...
                        (XC{aN}-Xv2{aN}).*(YC{aN}-Yv1{aN}));
    %%%%%%%%%%% MODULO VECTOR NORMAL EN EL PUNTO DE CONTROL %%%%%%%%%%%%%%%
    modN{aN}(1:M,1:N)=sqrt((Nx_v{aN}).^2+(Ny_v{aN}).^2+(Nz_v{aN}).^2);
    %%%%%%%%%%%   VECTOR NORMAL ESTANDARIZADO EN CADA PANEL   %%%%%%%%%%%
    Nx{aN}(1:M,1:N)=Nx_v{aN}./modN{aN};%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    Ny{aN}(1:M,1:N)=Ny_v{aN}./modN{aN};%   VECTOR NORMAL ESTANDARIZADO    %
    Nz{aN}(1:M,1:N)=Nz_v{aN}./modN{aN};%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
End
```

Fuente: El autor.

4.5.2. Código VLM_calclattV_v1.m

Con este código se transforman los arreglos y matrices calculados con VLM_calclattV_v1.m en vectores fila, cuyas dimensiones serán: 1 fila por 2NxM columnas de la totalidad de alas introducidas por el usuario, esto con la finalidad de acelerar los cálculos de la velocidad inducida por cada cuadrilátero de vórtice sobre cada punto de control en un solo bucle.

El código posee prácticamente las mismas variables del código anterior y se aprovecha el uso de la función reshape de MATLAB para generar de forma rápida los vectores deseados, quedando el código:

Tabla 4.25

El código VLM_calclattM_v1.m

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%       DECLARACION Y CALCULO DE VARIABLES VLM (FORMA VECTORIAL)       %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%% DECLARACION E INICIALIZACION DE VARIABLES %%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%% CREACION DE LA ESTRUCTURA DE SALIDA "aero" O AERONAVE %%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
EV=zeros(n_alas,1);%%%%%%%% NUMERO DE ELEMENTOS DE VECTOR SALIDA %%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
aero.geom.M=M_ala;             %  Vector de divisiones de X          %
aero.geom.N=N_ala;             %  Vector de divisiones de Y          %
aero.geom.hP=hP;               %  Arreglo cuerda de los paneles      %
aero.geom.Sw=Sw;               %  Vector de superficie total         %
aero.geom.Sp=S_panel;          %  Arreglo de superficie de cada panel    %
aero.geom.b_tot=b_tot;         %  Vector de envergadura total de cada ala %
aero.geom.Co=Co;               %  Vector de cuerdas en la raíz       %
aero.geom.Staver=Staver;       %  Vector pregunta estabilizador vertical  %
aero.geom.pos_ref_x=pos_ref_x; %  Vector posición en X del ala       %
aero.geom.pos_ref_z=pos_ref_z; %  Vector posición en Z del ala       %
aero.geom.ind=ind;             %  Vector de indicadores positivos    %
aero.geom.ind_neg=ind_neg;     %  Vector de indicadores negativos    %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%          FORMACION DE VECTORES PARA EL ALA NUMERO 1          %%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
MxN=zeros;MxN(1)=M_ala(1)*N_ala(1);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
aero.vect.XA_v(1:MxN(1))=reshape(XvA{1}',1,MxN(1));%                     %
aero.vect.XB_v(1:MxN(1))=reshape(XvB{1}',1,MxN(1));%                     %
aero.vect.XC_v(1:MxN(1))=reshape(XvC{1}',1,MxN(1));%                     %
aero.vect.XD_v(1:MxN(1))=reshape(XvD{1}',1,MxN(1));%                     %
                                                   %                     %
aero.vect.YA_v(1:MxN(1))=reshape(YvA{1}',1,MxN(1));%                     %
aero.vect.YB_v(1:MxN(1))=reshape(YvB{1}',1,MxN(1));%                     %
aero.vect.YC_v(1:MxN(1))=reshape(YvC{1}',1,MxN(1));%   REORDENAMIENTO    %
aero.vect.YD_v(1:MxN(1))=reshape(YvD{1}',1,MxN(1));%                     %
                                                   %         DE          %
aero.vect.ZA_v(1:MxN(1))=reshape(ZvA{1}',1,MxN(1));%                     %
aero.vect.ZB_v(1:MxN(1))=reshape(ZvB{1}',1,MxN(1));%      MATRICES       %
aero.vect.ZC_v(1:MxN(1))=reshape(ZvC{1}',1,MxN(1));%                     %
aero.vect.ZD_v(1:MxN(1))=reshape(ZvD{1}',1,MxN(1));%          A          %
                                                   %                     %
aero.vect.Xc_v(1:MxN(1))=reshape(XC{1}',1,MxN(1)); %      VECTORES       %
aero.vect.Yc_v(1:MxN(1))=reshape(YC{1}',1,MxN(1)); %                     %
aero.vect.Zc_v(1:MxN(1))=reshape(ZC{1}',1,MxN(1)); %                     %
                                                   %                     %
aero.vect.Nx_v(1:MxN(1))=reshape(Nx{1}',1,MxN(1)); %                     %
aero.vect.Ny_v(1:MxN(1))=reshape(Ny{1}',1,MxN(1)); %                     %
aero.vect.Nz_v(1:MxN(1))=reshape(Nz{1}',1,MxN(1)); %                     %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
aero.matri.Xv{1}=Xv{1};
aero.matri.Yv{1}=Yv{1};
aero.matri.Zv{1}=Zv{1};

aero.matri.XC{1}=XC{1};
aero.matri.YC{1}=YC{1};
aero.matri.ZC{1}=ZC{1};

aero.matri.XL{1}=XL{1};
aero.matri.YL{1}=YL{1};
```

```
aero.matri.ZL{1}=ZL{1};

aero.matri.Nx{1}=Nx{1};
aero.matri.Ny{1}=Ny{1};
aero.matri.Nz{1}=Nz{1};

aero.MxN(1)=MxN(1);
aero.n_alas(1)=n_alas;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%          FORMACION DE VECTORES PARA EL ALA NUMERO aN              %%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for aN=2:n_alas
MxN(aN)=M_ala(aN)*N_ala(aN);
aero.vect.XA_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(XvA{aN}',1,MxN(aN));
aero.vect.XB_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(XvB{aN}',1,MxN(aN));
aero.vect.XC_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(XvC{aN}',1,MxN(aN));
aero.vect.XD_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(XvD{aN}',1,MxN(aN));

aero.vect.YA_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(YvA{aN}',1,MxN(aN));
aero.vect.YB_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(YvB{aN}',1,MxN(aN));
aero.vect.YC_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(YvC{aN}',1,MxN(aN));
aero.vect.YD_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(YvD{aN}',1,MxN(aN));

aero.vect.ZA_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(ZvA{aN}',1,MxN(aN));
aero.vect.ZB_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(ZvB{aN}',1,MxN(aN));
aero.vect.ZC_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(ZvC{aN}',1,MxN(aN));
aero.vect.ZD_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(ZvD{aN}',1,MxN(aN));

aero.vect.Xc_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(XC{aN}',1,MxN(aN));
aero.vect.Yc_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(YC{aN}',1,MxN(aN));
aero.vect.Zc_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(ZC{aN}',1,MxN(aN));

aero.vect.Nx_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(Nx{aN}',1,MxN(aN));
aero.vect.Ny_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(Ny{aN}',1,MxN(aN));
aero.vect.Nz_v((1:MxN(aN))+sum(MxN(1:(aN-1))))=reshape(Nz{aN}',1,MxN(aN));

aero.matri.Xv{aN}=Xv{aN};
aero.matri.Yv{aN}=Yv{aN};
aero.matri.Zv{aN}=Zv{aN};

aero.matri.XC{aN}=XC{aN};
aero.matri.YC{aN}=YC{aN};
aero.matri.ZC{aN}=ZC{aN};

aero.matri.XL{aN}=XL{aN};
aero.matri.YL{aN}=YL{aN};
aero.matri.ZL{aN}=ZL{aN};

aero.matri.Nx{aN}=Nx{aN};
aero.matri.Ny{aN}=Ny{aN};
aero.matri.Nz{aN}=Nz{aN};

aero.MxN(aN)=MxN(aN);
aero.n_alas(aN)=n_alas;
end
```

Fuente: El autor.

4.5.3. Código VLM_condvue_v1.m

Este código se usa para calcular todos los parámetros dinámicos y ambientales referentes al aire como fluido de trabajo y a las condiciones de operación del ala o aeronave que se va a analizar:

Las variables de entrada a manejar en el código se muestran y se describen en la tabla 4.26.

Tabla 4.26
Variables de entrada de las condiciones de vuelo.

Variables de entrada de las condiciones de vuelo (aero.cond_vu.Variable)		
Variable	**Tipo**	**Descripción**
.Uinf	**Escalar**	**Velocidad de la corriente libre (m/s)**
.Alti	**Escalar**	**Altitud de Vuelo (<25000 metros)**
.Alfa_0	**Escalar**	**Angulo de ataque inicial para graficar (°)**
.Alfa_f	**Escalar**	**Angulo de ataque final para graficar (°)**
.P_r	**Escalar**	**Rotación angular en X (rad/seg)**
.Q_r	**Escalar**	**Rotación angular en Y (rad/seg)**
.R_r	**Escalar**	**Rotación angular en Z (rad/seg)**
.beta	**Escalar**	**Angulo de resbalamiento (°)**

Fuente: El autor.

A continuación se define en el código un *span* de 30 ángulos de ataque para posteriormente generar las curvas aerodinámicas efectuando los cálculos para cada ángulo desde el inicial Alfa_0 hasta el final Alfa_f con la función *linspace.*

$$AoA = linspace(Alfa_0, Alfa_f, 30) \tag{4.49}$$

Creándose el vector AoA de ángulos de ataque.

Se hace necesario determinar el factor de compresibilidad B2, el cual se modeló en el capítulo 3, apartado 3.6. En la tabla 4.27 se describen las constantes a utilizar en el modelo mencionado:

Tabla 4.27
Constantes de las condiciones de vuelo

Constantes de las condiciones de vuelo		
Constante	**Valor**	**Descripción**
g	**9,8066 (m/seg2)**	**Aceleración de gravedad**
R	**287,05287 (KJ/kg.K)**	**Constante universal del gas aire**
CPCV	**1,4**	**Coeficiente de dilatación adiabática**
Grad_T	**-0.0065 (K/m)**	**Gradiente Térmico**
T0	**288,15 (K)**	**Temperatura a nivel del mar**
P0	**101325 (Pa)**	**Presión a nivel del mar**
rho_0	**1,2252 (kg/m3)**	**Densidad a nivel del mar**
P_11	**22552 (Pa)**	**Presión a 11000 metros**
rho_11	**0,3629 (kg/m3)**	**Densidad a 11000 metros**

Fuente: El autor.

Se calculan las condiciones de vuelo usando las ecuaciones del modelo del capítulo 3, apartado 3.6 o ecuaciones de atmosfera estándar generándose las variables de salida de la tabla 4.28.

Tabla 4.28
Variables de salida de las condiciones de vuelo

Variables de salida de las condiciones de vuelo (aero.cond_vu.Variable		
Variable	**Tipo**	**Descripción**
.temp	**Escalar**	**Temperatura a la altitud de Vuelo**
.pres	**Escalar**	**Presión a la altitud de Vuelo**
.vels	**Escalar**	**Velocidad del sonido a la altitud de Vuelo**
.dens	**Escalar**	**Densidad a la altitud de Vuelo**
.Mach	**Escalar**	**Numero de Mach a la altitud de Vuelo**
.B2	**Escalar**	**Factor de compresibilidad**

Fuente: El autor.

El código VLM_condvue_v1.m queda como se muestra en la tabla 4.29:

Tabla 4.29

El código VLM_condvue_v1.m

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%     RUTINA PARA ENTRADA Y CALCULO DE PARAMETROS RELATIVOS AL FLUJO    %%
%                       DE AIRE (VLM_UinfISA)                            %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
clc;
disp('xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx')
disp('x          A CONTINUACION DEBE CARGAR LOS DATOS DE                 x')
disp('x                 LAS CONDICIONES DE VUELO                        x')
disp('x  1.- Velocidad de la corriente libre en [m/s].                  x')
disp('x                                                                 x')
disp('x  2.- Altitud de vuelo en [m]                                    x')
disp('x                                                                 x')
disp('x  3.- Angulo de ataque inicial alfa_0 en grados                  x')
disp('x                                                                 x')
disp('x  4.- Angulo de ataque final alfa_f en grados                    x')
disp('x                                                                 x')
disp('x  5.- Componentes rotacionales de la velocidad en [rad/s]        x')
disp('x                                                                 x')
disp('x  6.- Angulo de resbalamiento en grados                          x')
disp('x                                                                 x')
disp('x      PRESIONE ENTER PARA CONTINUAR                              x')
disp('xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx')
input('');
disp('                                                                  ')
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%             ENTRADA DEL PARAMETROS DE VUELO Y AMBIENTALES              %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
aero.cond_vu.Uinf=input('VELOCIDAD DE LA CORRIENTE LIBRE(m/s): ');
        while aero.cond_vu.Uinf<0
        disp('LA VELOCIDAD DE LA CORRIENTE LIBRE DEBE SER POSITIVA')
        aero.cond_vu.Uinf=input('VELOCIDAD DE LA CORRIENTE LIBRE(m/s): ');
        end
 aero.cond_vu.Alti=input('ALTITUD DE VUELO(m): ');
        while and(aero.cond_vu.Alti<0,aero.cond_vu.Alti>25000)
        disp('LA ALTITUD DEBE SER POSITIVA Y MENOR DE 25000 M.')
        aero.cond_vu.Alti=input('ALTITUD DE VUELO(m): ');
        end
%colocar leyenda del uso del ángulo de ataque introducido
aero.cond_vu.Alfa_0=input('ANGULO DE ATAQUE INICIAL (°): ');
aero.cond_vu.Alfa_f=input('ANGULO DE ATAQUE FINAL (°): ');
aero.cond_vu.P_r=input('ROTACION ANGULAR EN "X" DE LA VELOCIDAD (rad/s): ');
aero.cond_vu.Q_r=input('ROTACION ANGULAR EN "Y" DE LA VELOCIDAD (rad/s): ');
aero.cond_vu.R_r=input('ROTACION ANGULAR EN "Z" DE LA VELOCIDAD (rad/s): ');
aero.cond_vu.beta=input('ANGULO DE RESBALAMIENTO (°): ');clc
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%         PREPARACION DE RUTINA PARA CREACION DE CICLO PARA              %
%                  GRAFICAR CURVAS AERODINAMICAS                         %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%       CREACION DE SPAN DE ANGULOS DE ATAQUE            %%%%%%%
Alfa_0=aero.cond_vu.Alfa_0;Alfa_f=aero.cond_vu.Alfa_f;
AoA=linspace(Alfa_0,Alfa_f,30);
%%%%  CREACION DE ARREGLO PARA ALMACENADO DE COEF y FUERZAS vs ALFA  %%%%%
aero.aerodinamica.CoefAero=cell(n_alas,1);
aero.aerodinamica.FuerAero=cell(n_alas,1);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%  DECLARACION DE VELOCIDAD CORRIENTE LIBRE, ALTITUD Y RESBALAMIENTO  %%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Uinf=aero.cond_vu.Uinf;   %                                             %
```

```
ht=aero.cond_vu.Alti;     %   DECLARACION DE DATOS DEL AIRE A USAR        %
beta=aero.cond_vu.beta;   %                                               %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%              ENTRADA DE PARAMETROS AMBIENTALES (ATM.ISA)               %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%% VALORES CONSTANTES PARA ATMOSFERA ESTANDAR INTERNACIONAL %%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
g=9.8066;                       % Aceleración de la gravedad [m/s^2]       %
R=287.05287;                    % Constante universal del aire [m^2/(s^2*K)]%
CPCV=1.4;                       % Coeficiente de dilatación adiabática      %
Grad_T=-0.0065;                 % Gradiente térmico [K/m]                   %
T0=288.1500;                    % Temperatura a nivel del mar [K]         %
P0=101325;                      % Presión a nivel del mar [Pa]              %
rho_0=1.2252;                   % Densidad a nivel del mar [kg/m^3]         %
P_11=22552;                     % Presión a 11000m [Pa]                     %
rho_11=0.3629;                  % Densidad a 11000m [kg/m^3]                %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%  CALCULO DE TEMPERATURA PRESION DENSIDAD Y VELOCIDAD DEL SONIDO           %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
if ht<11000
   T=T0+Grad_T*ht;
   P=P0*((T0+Grad_T*ht)/T0)^(-g/R/CPCV);
   rho=rho_0*((T0+Grad_T*ht)/T0)^(-g/R/Grad_T-1);
else
   T=216.65;
   P=P_11*exp(-g*(ht-11000)/R/T);
   rho=rho_11*exp(-g*(ht-11000)/R/T);
end
   V_s=sqrt(CPCV*R*T);%%%%% VELOCIDAD DEL SONIDO A LA ALTURA DE VUELO %%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%         DETERMINACION DEL FACTOR DE COMPRESIBILIDAD B^2                   %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Mach=aero.cond_vu.Uinf/V_s;
B2=1-Mach^2;clc
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%          ALMACENADO DE LOS RESULTADOS EN LA ESTRUCTURA AERO               %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
aero.cond_vu.temp=T;
aero.cond_vu.pres=P;
aero.cond_vu.dens=rho;
aero.cond_vu.vels=V_s;
aero.cond_vu.Mach=Mach;
```

Fuente: El autor.

4.5.4. Código VLM_solveall_v1.m

Como se expreso en la tabla 4.1, este código abarca dos módulos el 9 y 10, que cubren completamente el bloque 4 de programación. El objetivo principal de este código es determinar la densidad de vórtices en forma vectorial, para ello se procede en forma general según el siguiente procedimiento:

1. Se inicia un bucle de 30 pasos, cuya función es calcular cada variable para cada ángulo de ataque.
2. Se calculan las componentes del vector velocidad de la corriente libre, el cual es función del ángulo de ataque (Alfa_n) y el ángulo de resbalamiento (beta), como se expreso en el modelo Hsichum Hua en el capítulo 2 ecuaciones 2.91, 2.92 y 2.93.
3. Se calculan las componentes rotacionales del vector velocidad de la corriente libre,.

$$U_{\infty_{Rx}} = Q_R.Zc - R_R.Yc \tag{4.50}$$

$$U_{\infty_{Ry}} = R_R.Xc - P_R.Zc \tag{4.51}$$

$$U_{\infty_{Rz}} = P_R.Yc - Q_R.Xc \tag{4.52}$$

4. Se calculan las componentes X,Y y Z de la velocidad de la corriente libre total.

$$U_{\infty_{xTotal}} = U_{\infty_x} + U_{\infty_{Rx}} \tag{4.53}$$

$$U_{\infty_{yTotal}} = U_{\infty_y} + U_{\infty_{Ry}} \tag{4.54}$$

$$U_{\infty_{zTotal}} = U_{\infty_z} + U_{\infty_{Rz}} \tag{4.55}$$

5. Cálculo de la velocidad inducida. Como se expreso en los capítulos 2 y 3 este cálculo se realiza desarrollando la ecuación de Biot-Savart. En este punto se diseña un código basado en el modelo aerodinámico del capítulo 3 en el apartado 3.7. esto con la finalidad de optimizar el tiempo computacional, ya que se debe aplicar el procedimiento para cada angulo de ataque. El código a continuación representa la función ***BiotSXYZ.m.***

Tabla 4.30

El Código para la función BiotSXYZ.m

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%% FUNCION PARA RESOLVER LA LEY DE BIOT-SAVART EN LA RESOLUCION DE VLM   %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Descripción: Esta función consiste en la resolución vectorial de la ley %
%              de BIOT-SAVART para determinar la velocidad inducida por un%
%              hilo de vórtices sobre un punto cualquiera en la herradura,%
%              para el caso del VLM el punto "R" es el punto de control y %
%              los puntos "P" y "Q" son los extremos del hilo de vórtices %
%                          VARIABLES DE ENTRADA                           %
%                                                                         %
% Variables: (Xr,Yr,Zr): Representa al punto de control en la herradura de%
%                        Vórtices sobre el cual se calculara la velocidad %
%                        Inducida. Las coordenadas Xr, Yr y Zr pueden ser %
%                        escalares o matrices.                            %
%                                                                         %
% Variables: (xP,yP,zP): Representa al punto de Inicio del vórtice de uno %
%                        de los vórtices de la herradura. Las coordenadas %
%                        xP, yP y zP pueden ser  escalares o matrices.    %
%                                                                         %
% Variables: (xQ,yQ,zQ): Representa al punto de fin del vórtice de uno    %
%                        de los vórtices de la herradura. Las coordenadas %
%                        xQ, yQ y zQ pueden ser  escalares o matrices.    %
%                                                                         %
% Variable: B2: Representa el factor de compresibilidad del aire debido a %
%               Velocidad. para esta versión representa un escalar que se %
%               calcula a través de la expresión B2=1-M^2, para futuras   %
%               versiones, queda el estudio particular de este parámetro  %
%               sobre cada herradura.                                     %
%                                                                         %
% Formato: BiotSXYZ(B2,Xr,Yr,Zr,xP,yP,zP,xQ,yQ,zQ)                        %
%                                                                         %
%                          VARIABLES DE SALIDA                            %
%                                                                         %
% Variable: [V_PQ , W_PQ]: Consiste en una matriz cuyos elementos son las %
%                          componentes Y y Z de la velocidad inducida por %
%                          el vórtice PQ sobre el punto de control R      %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
function [V_PQ,W_PQ]=BiotSXYZ(B2,Xr,Yr,Zr,xP,yP,zP,xQ,yQ,zQ)
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
absP=sqrt((Xr-xP).^2+(Yr-yP).^2+(Zr-zP).^2); %   VALORES ABSOLUTOS DE     %
absQ=sqrt((Xr-xQ).^2+(Yr-yQ).^2+(Zr-zQ).^2); %     LOS VECTORES HSHOE     %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
rPQsP=(xQ-xP).*(Xr-xP)+(yQ-yP).*(Yr-yP)+(zQ-zP).*(Zr-zP); %   PRODUCTOS   %
rPQsQ=(xQ-xP).*(Xr-xQ)+(yQ-yP).*(Yr-yQ)+(zQ-zP).*(Zr-zQ); %   ESCALARES   %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
sPxsQ_x=(Yr-yP).*(Zr-zQ)-(Zr-zP).*(Yr-yQ); %         COMPONENTES          %
sPxsQ_y=(Zr-zP).*(Xr-xQ)-(Xr-xP).*(Zr-zQ); %             DEL              %
sPxsQ_z=(Xr-xP).*(Yr-yQ)-(Yr-yP).*(Xr-xQ); %      PRODUCTO VECTORIAL      %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
modsPxsQ2=(sPxsQ_x.^2+sPxsQ_y.^2+sPxsQ_z.^2);%     MODULO DE (PxQ)^2      %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
V_PQ=B2*1/4/pi./(modsPxsQ2+10^-12).*(rPQsP./absP-rPQsQ./absQ).*sPxsQ_y;
W_PQ=B2*1/4/pi./(modsPxsQ2+10^-12).*(rPQsP./absP-rPQsQ./absQ).*sPxsQ_z;
```

Fuente: El autor.

6. Se calcula la matriz de coeficientes de influencia, según el modelo aerodinámico explicado en el capítulo 3 apartado 3.8.

7. Se calcula la matriz de términos independientes (Termind).

8. Se calcula la magnitud de la circulación total según el modelo aerodinámico del capítulo 3, apartado 3.9.

9. Se calcula la densidad de la circulación total según la ecuación 4.56.

$$\gamma_{1j} = \frac{\Gamma_{1j}}{h_{1j}} \tag{4.56}$$

En el capítulo 3 figura 3.16 observa que el modelo aerodinámico plantea la determinación de la densidad de vórtice o de circulación aplicada sobre el punto de carga o como un coeficiente incremental a lo largo del eje X.

$$\gamma(XL, YL, ZL)_{ij} = \frac{\Gamma_{ij} - \Gamma_{i-1,j}}{h_{ij}} \tag{4.57}$$

10. Cálculo de la distribución de cuerdas medias y de las variables aerodinámicas. El modelo aerodinámico explica, cómo se calculan, la distribución de cuerdas medias y las variables aerodinámicas.

También se diseña un código que tiene como salida, las variables aerodinámicas de interés necesarias para graficar los resultados necesarios para la realización de los análisis aerodinámicos que el usuario desee procesar a un ala en particular o un sistema de configuración de alas.

La tabla 4.31 presenta las variables de salida más importantes de este código:

Tabla 4.31
Variables de salida del código VLM_solveall_v1.m

Variables de Salida del código VLM_solveall_v1.m		
Variable	**Tipo**	**Descripción**
L	**Matriz**	**SUTENTACION [N]**
Delta_L	**Arreglo**	**INCREMENTO DE "L" POR PANEL [N]**
D	**Matriz**	**RESISTENCIA [N]**
Delta_D	**Arreglo**	**INCREMENTO DE "D" POR PANEL [N]**
Cl	**Matriz**	**COEFICIENTE DE SUSTENTACION**
Cdi	**Matriz**	**COEFICIENTE DE RESISTENCIA INDUCIDA**
Cd	**Matriz**	**COEFICIENTE DE RESISTENCIA TOTAL**
AR	**Matriz**	**ALARGAMIENTO o ASPECT RATIO**
Eff	**Matriz**	**EFICIENCIA AERODINAMICA**
M_roll	**Matriz**	**MOMENTO DE BALANCEO [N.m]**
Cn	**Matriz**	**COEFICIENTE DE MOMENTO DE BALANCEO**
DeltaM_r	**Arreglo**	**INCREMENTO DE "Mr" POR PANEL [N.m]**
M_pitch	**Matriz**	**MOMENTO DE CABECEO [N.m]**
DeltaM_p	**Arreglo**	**INCREMENTO DE "Mp" POR PANEL[N.m]**
Cm	**Matriz**	**COEFICIENTE DE MOMENTO DE CABECEO**
Gamma	**Arreglo**	**CIRCULACION TOTAL [m/s]**
Densigamma	**Arreglo**	**DENSIDAD DE CIRCULACION [m/s]**
cy	**Arreglo**	**DISTRIBUCION DE CUERDA EN "Y"**
Circu	**Arreglo**	**DISTRIBUCION DE CIRCULACION EN "Y"**
ymed	**Arreglo**	**DISTRIBUCION DE PUNTOS MEDIOS EN "Y"**
e	**Matriz**	**COEFICIENTE DE OSWALD**

Fuente: El autor

El cálculo del coeficiente de Oswald (e), es uno de los procedimientos que reviste gran importancia para la obtención de la resistencia inducida y en consecuencia en la determinación del código en el próximo apartado, para graficar la curva polar de resistencia, la cual es de gran importancia, para la toma de decisiones en cuanto a la optimización geométrica de aeronaves o alas, por tal razón, para el cálculo del coeficiente de Oswald se diseño una función aparte para la librería de MATLAB cuyo código se representa a continuación:

Tabla 4.32
Código effOsw.m (coeficiente de Oswald).

```
function e=effOsw(b,Circu,N,ymed)
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% NUMERO DE TERMINOS DE FOURIER%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Nfou=100;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% DEFINICION DE EXTREMOS DEL ALA %%%%%%%%%%%%%%%%%%%
yterp(1)=-b/2; yterp(N+2)=b/2;
yterp(2:(N+1))=ymed(1:N);% Asignación de extremos a ymed
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% ASIGNACION DE CIRCULACION EN EXTREMOS%%%%%%%%%%%%%%%
Cterp(1)=0; Cterp(N+2)=0;
Cterp(2:(N+1))=Circu(1:N); %Asignación a extremos
%%%%%%%%%%%%%% DISTRIBUCION DE ANGULOS THETAS DE LA SERIE %%%%%%%%%%%%%%
Ntheta=500; theta=linspace(0,pi,Ntheta);
ytheta(1:Ntheta)=-b/2.*cos(theta);
Ctheta(1:Ntheta)=interp1(yterp,Cterp,ytheta);%Interpolación
%%%%%%%%%% CALCULO DE LOS COEFICIENTES DE LA SERIE DE FOURIER %%%%%%%%%
a=zeros(1,Nfou);
for n=1:Nfou,
a(n)=2/pi*Ctheta*sin(n*theta)'*(pi/(Ntheta-1));
end
%  Discusión de ARMONICOS
% Circufou=zeros(1,Ntheta);
% for k=1:Ntheta
% Circufou(k)=a*sin((1:Nfou)*theta(k))';
% end
%%%%%%%%%%%%%%%% DETERMINACION DEL COEFICIENTE DE OSWALD %%%%%%%%%%%%%%%
sumaOs=0;
for coefos=2:Nfou
sumaOs=sumaOs+(coefos*(a(coefos)/a(1))^2);
end
e=1/(1+sumaOs);
end
```

Fuente: El autor.

Código VLM_solveall_v1.m

Por su amplia extensión e importancia para la generación de resultados de interés al cálculo aerodinámico, así como también el ser el código más propenso a sufrir modificaciones para versiones futuras de la herramienta, el mismo se presenta en el anexo A1.

4.6. Núcleo de Post-Procesamiento.

En este núcleo se elaboran los procedimientos computacionales para el cálculo de variables de estabilidad y gráficación de los resultados.

El objetivo final de este núcleo es calcular algunas variables de interés para el análisis de estabilidad estática de aeronaves así como también de generar las graficas de las curvas polares y almacenaje de los resultados en archivos de formatos útiles a los usuarios para sus análisis.

4.6.1. Código VLM_aerocalc_v1.m

Una vez calculados en el modulo anterior todas las cargas aerodinámicas (Fuerzas y Momentos) de interés, se procede a determinar otras variables de importancia para el diseño preliminar como las que se listan en la tabla 4.17.

Tabla 4.33
Variables de salida del Código VLM_aerocalc_v1.

Variables de Salida del código por ala (ala(aN).geomeAla.Variable)		
Variable	**Tipo**	**Descripción**
.MAC_ala	Matriz	Cuerda Media Aerodinámica (m)
.Ymac_ala	Matriz	Posición Y de la MCA del ala (m)
.X_ac	Matriz	Centro aerodinámico del ala
Variables de Salida (aero.aerodinamica.Variable)		
Variable	**Tipo**	**Descripción**
.Cm_ca	Matriz	Coeficiente de Momento respecto CA
.CL_0	Matriz	CL para Alfa 0° cero grados
.Clalfa	Matriz	Pendiente de curva de sustentación (1/°)
.Alfa_ZL	Matriz	Línea de sustentación Nula (°)
.Cmalfa	Matriz	Pendiente de curva de momento pitch (1/°)
.CmCL	Matriz	Coeficiente estabilidad estática longitudinal
.Cm_0	Matriz	Cm para Alfa 0° cero grados
.deTrim_m	Matriz	Deflexión de elevador para estabilidad (°)
.Cnalfa	Matriz	Pendiente de curva de momento roll (1/°)
.CnCL	Matriz	Coeficiente estabilidad estática lateral
.Cn_0	Matriz	Cn para Alfa 0° cero grados
.deTrim_n	Matriz	Deflexión de alerón para estabilidad (°)

Fuente: El autor.

Cálculo de la cuerda media aerodinámica (.MAC)

La cuerda media aerodinámica por definición es la cuerda promedio representativa del ala. Para alas simétricas, coincide con la cuerda del perfil central o en el encastre. Para esta investigación se calculara en una matriz el resultado de la cuerda media aerodinámica de cada semiala en función del estrechamiento de cada cajón usando la ecuación 4.58.

$$\mathrm{MAC_{cN}} = \left(\frac{2}{3}\right).\mathrm{Co}.\left(\frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda}\right) \tag{4.58}$$

Donde λ es el estrechamiento de cada cajón y Co es la cuerda al inicio de cada cajón. La ecuación 4.51 calcula la cuerda media en cada cajón, para el cálculo de la MAC en cada ala (MAC_{aN}) se procede a realizar una integración lineal por superficie de cada cajón como se muestra en las ecuaciones 4.59, 4.60 y 4.61

$$\mathrm{MAC_S} = \sum_{2}^{\mathrm{n\_cajones}} \mathrm{MAC_{cN}}.\mathrm{S_{cN}} \tag{4.59}$$

$$\mathrm{S_{cN}} = (1+\lambda).\left(\frac{\mathrm{b_{cN}}}{2}\right).\mathrm{Co} \tag{4.60}$$

$$\mathrm{MAC_{aN}} = \frac{\mathrm{MAC_S}}{\mathrm{S_{cN}}} \tag{4.61}$$

De la misma forma se calcula la coordenada “Y” del centro aerodinámico, a través de dos bucles de recorrido, de cajón y de ala, respectivamente. El código de la subrutina se muestra a continuación:

Tabla 4.34

Código para el cálculo de la cuerda media aerodinámica

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%        CALCULO DE LA CUERDA MEDIA AERODINAMICA DE CADA ALA           %%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for aN=1:n_alas
    for cN=1:ala(aN).n_cajones
        if cN==1
            Cr=ala(aN).Co;
            MAC=Cr;ala(aN).cajon(cN).MAC=MAC;
            Ymac=0;ala(aN).cajon(cN).Ymac=Ymac;
            bcN=ala(aN).cajon(cN).bcaj;
            Scaj=MAC*bcN;ala(aN).cajon(cN).Scaj=Scaj;sumScaj=Scaj;
            sumMAC=MAC*Scaj;sumYmac=Ymac*Scaj;
        else
            bcN=ala(aN).cajon(cN).bcaj;
            estrech=ala(aN).cajon(cN).estrech;
            MAC=(2/3)*Cr*((1+estrech+estrech^2)/(1+estrech));
            ala(aN).cajon(cN).MAC=MAC;
            if estrech==1
                Ymac=ala(aN).cajon(cN).bcaj;
            else
                Ymac=(bcN/2)*(1-MAC/Cr)/(1-estrech);
            end
            ala(aN).cajon(cN).Ymac=Ymac;
            Scaj=(1+estrech)*(bcN/2)*Cr;ala(aN).cajon(cN).Scaj=Scaj;
            sumMAC=sumMAC+MAC*Scaj;
            sumYmac=sumYmac+Ymac*Scaj;
            sumScaj=sumScaj+Scaj; Cr=Cr*estrech;
        end
    end
    MAC_ala=sumMAC/sumScaj;ala(aN).geomeAla.MAC_ala=MAC_ala;
    Ymac_ala=sumYmac/sumScaj;ala(aN).geomeAla.Ymac_ala=Ymac_ala;
End
```

Fuente: El autor.

Cálculo del centro aerodinámico de cada ala (.X_ca)

La definición de centro aerodinámico establece que es el punto sobre el ala, alrededor del cual, el momento longitudinal se hace constante e independiente de la variación del angulo de ataque del ala. Basados en esta definición, el código se diseña obteniendo en primer lugar la sustentación en cada panel para dos ángulos de ataque diferentes en forma acumulativa, luego se calcula el momento con cada sustentación y posteriormente la diferencia entre estos momentos (fmac) de manera que esta función diferencia de momentos, se haga lo más cercano a cero posible iterando en cada paso en el punto medio del intervalo tomado.

Este procedimiento de cálculo numérico es llamado el **método de bisección.**

Tabla 4.35
Código para el cálculo de centro aerodinámico de cada ala.

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%          CALCULO DEL CENTRO AERODINAMICO DE CADA ALA                  %%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for aN=1:n_alas
    DeltaLac1=ala(aN).DeltaLac1;
    DeltaLac2=ala(aN).DeltaLac2;
    X1=ala(aN).pos_ref_x+0.01*ala(aN).Co;
    X2=ala(aN).pos_ref_x+0.9*ala(aN).Co;
    iter=0;
    Err=100;TOL=0.001;
    while Err>TOL
        iter=iter+1;
        Xac=0.5*(X2+X1);
        f1=DeltaLac1.*(XC{aN}-X1);f11T=-sum(sum(f1));
        f2=DeltaLac2.*(XC{aN}-X1);f12T=-sum(sum(f2));
        f1T=f12T-f11T;%Calculo de f1T Punto Inicio
        f1ac=DeltaLac1.*(XC{aN}-Xac);f1acT=-sum(sum(f1ac));
        f2ac=DeltaLac2.*(XC{aN}-Xac);f2acT=-sum(sum(f2ac));
        facT=f2acT-f1acT;%Cálculo de facT Punto problema
            if (f1T*facT)<0
               X2=Xac;
            else
               X1=Xac;
            end
            Err=abs(facT);
    end
    XAC=(Xac-ala(aN).pos_ref_x)/ala(aN).Co;
    ala(aN).geomeAla.X_ac=XAC;
end
```

Fuente: El autor.

Cálculo del coeficiente de momento respecto al centro aerodinámico de cada ala (Cm_ca).

El momento total se calcula según la ecuación:

$$M_{ac} = \Delta L_{panel} . (X_{ca} - Xc) \tag{4.62}$$

Y luego el coeficiente de momento a través de la ecuación 4.63

$$Cm_{ac} = \frac{M_{ac}}{0.5.\rho.U_{\infty}^{2}S_{w}MAC_{aN}} \tag{4.63}$$

Tabla 4.36
El Código para el ajuste del coeficiente del momento de cabeceo.

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%% AJUSTE DEL COEFICIENTE DE MOMENTO DE CABECEO AL CENTRO AERODINAMICO %%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for VAoA=1:30
    for aN=1:n_alas
        Sw=aero.geom.Sw(aN);
        Delta_Lca1=Delta_Lca{aN,VAoA};
        XCA1=ala(aN).geomeAla.X_ac;
        Xcontr=XC{aN};
        Mpca=Delta_Lca1.*(XCA1-Xcontr);
        aero.aerodinamica.Mp_ca{aN}=Mpca;
        MAC1=ala(aN).geomeAla.MAC_ala;
        CmAC=Mpca/(0.5*rho*Uinf^2*Sw*MAC1);
        CmACdef=sum(sum(CmAC));
        aero.aerodinamica.Cm_ca{aN}=CmACdef;
        aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(7,VAoA)=CmACdef;
    end
end
```

Fuente: El autor.

Cálculo de los coeficientes sustentación y resistencia total para cada angulo de ataque.

Al haber calculado en el apartado anterior los coeficientes de sustentación y resistencia para cada ala según las ecuaciones 2.3 y 2.4 del capítulo 2, se procede a calcular la contribución de todas las alas del sistema integrando por unidad de superficie como se muestra en las ecuaciones 4.64 y 4.65.

$$CL_{aero} = \frac{\sum CL_{ala}.S_{w}}{\sum S_{w}} \tag{4.64}$$

$$CD_{aero} = \frac{\sum CD_{ala}.S_{w}}{\sum S_{w}} \tag{4.65}$$

De la misma forma el coeficiente de momento se determina según la ecuación 4.66.

$$Cm_{aero} = \frac{\sum Cm_{ala}.S_w.b_{ala}}{\sum S_w.b_{ala}} \tag{4.66}$$

Al obtener los valores estos se almacenan en una estructura de la forma *aero.coef_total* para ser utilizadas a posteriori.

Tabla 4.37

Código para el cálculo de las fuerzas de sustentación y resistencia contra ángulo de ataque

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%        CALCULO DE L Y D TOTAL DE TODA LA AERONAVE vs Alfa          %%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
acumDL=zeros;acumDD=zeros;acumCL_S=zeros;acumCM_S_b=zeros;acumCN_S_b=zeros;
acumSb=zeros;acumCD_S=zeros;acumCM_ca=zeros;acumMACS=zeros;
for aN=1:n_alas
    MAC=ala(aN).geomeAla.MAC_ala;
    Sw=aero.geom.Sw(aN);
    acumDL=acumDL+aero.aerodinamica.FuerAero{aN}(2,:);
    acumCL_S=acumCL_S+Sw*aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(2,:);
    acumDD=acumDD+aero.aerodinamica.FuerAero{aN}(3,:);
    acumCD_S=acumCD_S+Sw*aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(3,:);
    acumCM_S_b=acumCM_S_b+Sw*b(aN)*aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(4,:);
    acumCM_ca=acumCM_ca+Sw*MAC*aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(7,:);
    acumCN_S_b=acumCN_S_b+Sw*b(aN)*aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(5,:);
    acumSb=acumSb+Sw*b(aN);acumMACS=acumMACS+MAC*Sw;
end
%%%%%%%%%% MATRIZ DE ALFA CON SUSTENTACION Y RESISTENCIA TOTAL %%%%%%%%%%%%
aero.coef_Total(1,:)=AoA;                        % AoA fila 1             %
aero.coef_Total(2,:)=acumCL_S/sum(aero.geom.Sw);% CL total fila 2        %
aero.coef_Total(3,:)=acumCD_S/sum(aero.geom.Sw);% CD total fila 3        %
aero.coef_Total(4,:)=acumCM_S_b/acumSb;          % CM total fila 4        %
aero.coef_Total(5,:)=acumCN_S_b/acumSb;          % CN total fila 5        %
aero.coef_Total(6,:)=aero.coef_Total(2,:)./aero.coef_Total(3,:);%eff Fila6%
aero.coef_Total(7,:)=acumCM_ca/acumMACS;         % CN total fila 5        %
aero.fuerza_Total(1,:)=AoA;    % Angulos de ataque fila 1                %
aero.fuerza_Total(2,:)=acumDL; % Fuerza total de sustentación            %
aero.fuerza_Total(3,:)=acumDD; % Fuerza de resistencia                   %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

Fuente: El autor.

Cálculo de las curvas polares.

Hasta este punto ya se posee información suficiente para el cálculo de las curvas polares y resaltar algunos puntos o parámetros de especial interés dentro de dichas curvas. Previamente se definió el vector ángulos de ataque (AoA) el cual constituye las abscisas de las curvas que inicialmente se calculan para el ala y luego para el conjunto de alas o aeronave.

Curva CL vs α(angulo de ataque):

Esta curva muestra el comportamiento del coeficiente de sustentación del ala o aeronave cuando se varía el angulo de ataque, este comportamiento en forma general es como se observa en la figura 4.9.

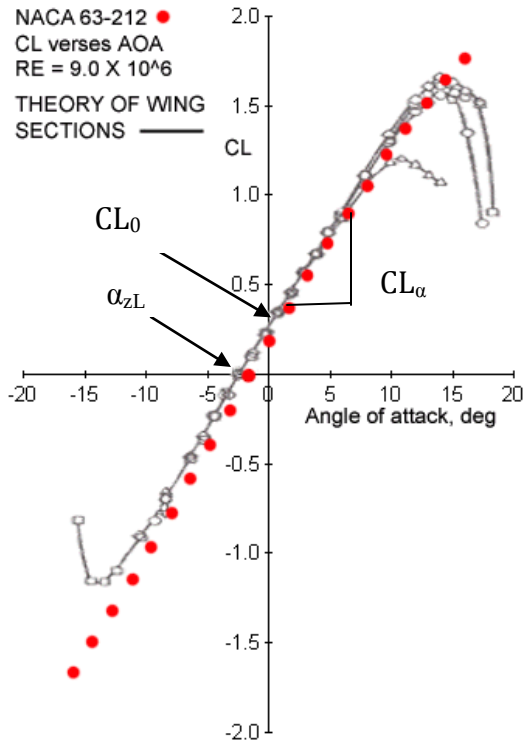


Figura 4.9 Coeficiente de sustentación vs angulo de ataque.
Fuente: Abbott, 1995.

Se observa que el comportamiento de la curva es creciente en una zona recta, hasta un punto en donde el crecimiento deja de ser lineal, se alcanza un máximo y comienza a decrecer, la zona no lineal es la zona de desprendimiento debido a la viscosidad y los efectos de fricción de la superficie, en esta investigación la zona no lineal no aparece en los resultados debido a que el modelo aerodinámico es no viscoso.

Entonces la ecuación que define la curva es:

$$\mathrm{CL_{ala}} = \mathrm{CL_{\alpha}}.\alpha + \mathrm{CL_0} \tag{4.67}$$

Donde CL_α es la pendiente de la curva de sustentación, esta se calcula tomando dos puntos cualesquiera de la zona recta ce la curva. Para esta investigación se tomaron los puntos de la posición 18 y 25 del vector ángulos de ataque con su respectivo CL, tal que:

$$\mathrm{CL_{\alpha}} = \frac{\mathrm{CL_{25}} - \mathrm{CL_{18}}}{\alpha_{25} - \alpha_{18}} \tag{4.68}$$

Y CL_0 constituye el coeficiente de sustentación cuando el angulo de ataque es nulo. De la misma forma también es importante destacar de la curva, el angulo de ataque para el cual el coeficiente de sustentación es nulo, este se denomina *Línea de Sustentación Nula del Ala* (α_{ZL}) y se obtiene al sustituir en la ecuación 4.67. CL_{ala}=0 y despejar el angulo de ataque obteniéndose la ecuación 4.69.

$$\alpha_{\mathrm{ZL}} = -\frac{\mathrm{CL_0}}{\mathrm{CL_{\alpha}}} \tag{4.69}$$

Tabla 4.38

El código para el cálculo de la pendiente de la curva de sustentación ángulo de ataque

```
%%%%%%%%  CALCULO DE LA PENDIENTE DE LA CURVA DE SUSTENTACION ClALFA %%%%%%
for aN=1:n_alas
  alfa_18=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(1,18);
  alfa_25=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(1,25);
  CL_18=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(2,18);
  CL_25=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(2,25);
  aero.aerodinamica.CLalfa(aN)=(CL_25-CL_18)/(alfa_25-alfa_18);
%%%%%%%% CALCULO DEL COEFICIENTE DE SUSTENTACION A 0° DE AoA    %%%%%%%%%%%
  aero.aerodinamica.CL_0(aN)=CL_25-(aero.aerodinamica.CLalfa(aN))*alfa_25;
%%%%%%%% CALCULO DE LA LINEA DE SUSTENTACION NULA DEL ALA     %%%%%%%%%%%%%
  CL0=aero.aerodinamica.CL_0(aN);CLAlfa=aero.aerodinamica.CLalfa(aN);
  aero.aerodinamica.alfa_ZL(aN)=(-CL0/CLAlfa);%en grados
end
```

Fuente: El autor.

Curva Cm vs α

La representación de esta curva, predice el comportamiento del ala o aeronave en cuanto a su estabilidad longitudinal. Como se muestra en la figura 4.10.

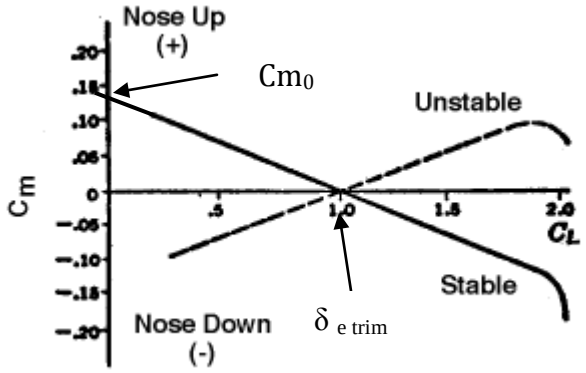


Figura 4.10 Curva Cm vs Alfa.
Fuente: Nelson, 2002.

Al igual que la curva anterior su comportamiento es lineal de la forma:

$$\mathrm{Cm}_{\mathrm{ala}} = \mathrm{Cm}_{\alpha}.\alpha + \mathrm{Cm}_0 \tag{4.70}$$

Donde equivalentemente a la curva CL vs Alfa tanto Cm_α como δ_{eTrim} se obtienen según las ecuaciones 4.71 y 4.72 respectivamente.

$$\mathrm{Cm}_{\alpha} = \frac{\mathrm{Cm}_{25} - \mathrm{Cm}_{18}}{\alpha_{25} - \alpha_{18}} \tag{4.71}$$

$$\delta_{\mathrm{etrim}} = -\frac{\mathrm{Cm}_0}{\mathrm{Cm}_{\alpha}} \tag{4.72}$$

Cm_α representa el parámetro de estabilidad estática del ala o de la aeronave, como se observa en la figura 4.10, si este es negativo el ala o la aeronave es estable mientras que si este es positivo indica que el ala o la

aeronave es inestable y el ánguloδ_{etrim} constituye el angulo para el cual el momento total es nulo.

Otro parámetro importante es el coeficiente de estabilidad estática longitudinal con mando fijo que es la variación del coeficiente de momento respecto de la variación del coeficiente de angulo de ataque, el cual se obtiene al dividir las pendientes de ambas curvas y representa físicamente el margen de estabilidad de la aeronave o en otras palabras que tanto se puede mover el centro de gravedad de la aeronave en vuelo recto y nivelado manteniéndose la condición de estabilidad.

$$\frac{\mathrm{dCm}}{\mathrm{dCL}} = \frac{\mathrm{Cm}_{\alpha}}{\mathrm{CL}_{\alpha}} \tag{4.73}$$

$$\mathrm{M.E} = \frac{\mathrm{dCm}}{\mathrm{dCL}}\ \mathrm{x}\ 100\% \tag{4.74}$$

El parámetro δ_{etrim} representa el angulo al que se debe ajustar el ala o la aeronave para que el momento sea nulo.

Tabla 4.39

Código para el cálculo del coeficiente de estabilidad estática longitudinal.

```
%%%% CALCULO DEL COEFICIENTE DE ESTABILIDAD ESTATICA LONGITUDINAL M/F %%%%%
for aN=1:n_alas
  Cm_18=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(4,18);
  Cm_25=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(4,25);
  aero.aerodinamica.Cmalfa(aN)=(Cm_25-Cm_18)/(alfa_25-alfa_18);% pendiente
%%%%%%%% COEFICIENTE DE ESTABILIDAD ESTATICA LONGITUDINAL M/F S/P %%%%%%%%%
CMalfa=aero.aerodinamica.Cmalfa(aN);CLAlfa=aero.aerodinamica.CLalfa(aN);
aero.aerodinamica.CmCL(aN)=CMalfa/CLAlfa;
%%%%%%%% CALCULO DEL COEFICIENTE DE MOMENTO PITCH A 0° DE AoA   %%%%%%%%%%
  aero.aerodinamica.Cm_0(aN)=Cm_25-(aero.aerodinamica.Cmalfa(aN))*alfa_25;
%%%%%%%% CALCULO DEL ANGULO DE TRIMEO LONGITUDINAL    %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
CM_0=aero.aerodinamica.Cm_0(aN);
aero.aerodinamica.deTrim_m(aN)=(-CM_0/CMalfa);% En grados
end
```

Fuente: El autor.

De forma análoga se procede para el caso lateral calculándose los parámetros pertinentes con las siguientes líneas de código:

Tabla 4.40
Código para el cálculo del coeficiente de estabilidad estática lateral.

```
%%%%   CALCULO DEL COEFICIENTE DE ESTABILIDAD ESTATICA LATERAL  M/F   %%%%%
for aN=1:n_alas
  Cn_18=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(5,18);
  Cn_25=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(5,25);
  aero.aerodinamica.Cnalfa(aN)=(Cn_25-Cn_18)/(alfa_25-alfa_18);% pendiente
%%%%%%%% COEFICIENTE DE ESTABILIDAD ESTATICA LATERAL M/F S/P %%%%%%%%%%%%%%
CNalfa=aero.aerodinamica.Cnalfa(aN);CLAlfa=aero.aerodinamica.CLalfa(aN);
aero.aerodinamica.CnCL(aN)=CNalfa/CLAlfa;
%%%%%%%% CALCULO DEL COEFICIENTE DE MOMENTO ROLL A 0° DE AoA   %%%%%%%%%%
  aero.aerodinamica.Cn_0(aN)=Cn_25-(aero.aerodinamica.Cnalfa(aN))*alfa_25;
%%%%%%%%      CALCULO DEL ANGULO DE TRIMEO LATERAL    %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
CN_0=aero.aerodinamica.Cn_0(aN);
aero.aerodinamica.deTrim_n(aN)=(-CN_0/CMalfa);% En grados
end
```

Fuente: El autor.

4.6.2. Código VLM_plotcurv_v1.m

Este código tiene la función principal de representar gráficamente los objetos y las curvas de interés. El investigador considera pertinente representar los siguientes resultados en pantalla para facilitar el análisis aerodinámico.

1. Vista 3D del ala o aeronave.
2. Vista 2D del perfil del ala principal.
3. Tabla de resultados de las condiciones de vuelo.
4. Tablas de parámetros aerodinámicos para ángulos de ataque por ala.
5. Tablas de parámetros aerodinámicos para ángulos de ataque por aeronave.
6. Curvas aerodinámicas por ala.
7. Curvas aerodinámicas por aeronave.
8. Parámetros de interés de las curvas por ala.
9. Parámetros de interés de las curvas por aeronave.
10. Distribución de coeficientes de sustentación sobre el ala.

Por su extensión e importancia el código de plotéo de resultados se observa a detalle en el anexo A.2.

4.6.3. Código VLM_savedata_v1.m

Este código permite al usuario almacenar en formato “xlsx” y “dat” los archivos que contienen las tablas de los coeficientes aerodinámicos con respecto a ángulos de ataque, así mismo en formato “fig” las figuras y gráficos de importancia, todo esto organizado en una carpeta de resultados con el nombre del proyecto que el usuario asigna, divididos por ala. En el próximo capítulo se mostraran los resultados como los muestra el programa y como los almacena para su uso fuera de MATLAB.

El código VLM_savedata_v1.m se puede observar a detalle en el anexo A.3.

CAPÍTULO 5
Análisis de Resultados

En este capítulo se mostraran algunos resultados que el investigador considera resaltantes mostrar, acerca del uso y operación del programa así como también hacer comentarios para futuras versiones del programa en pro de mejorar sus capacidades y cumplir con el fin último para el cual este código fue diseñado. El capitulo se desarrolla de manera de ir mostrando al lector las diferentes pantallas que muestra el código y a la vez ir validando el código con los trabajos de investigación seleccionados para ello.

5.1. Trabajos para validación.

La validación se realizara de acuerdo a los siguientes criterios:

1. Validación de ala simple.
2. Validación de conjunto de alas o aeronave.

5.1.1. Validación de ala simple.

Esta validación se realizará con el ala del trabajo de Chao Liu quien utilizó un ala de geometría simple para calcular las curvas de sustentación y resistencia comparando los resultados con datos experimentales los cuales serán también usados en esta investigación.

En el siguiente apartado se muestran los resultados, tomados del modelo de Chao Liu (ChL), comparado con datos experimentales.

5.1.2. Datos Geométricos y Resultados del Modelo ChL comparados con resultados experimentales.

En figura 5.1 se observan algunos de los datos geométricos del ala simple del modelo ChL.

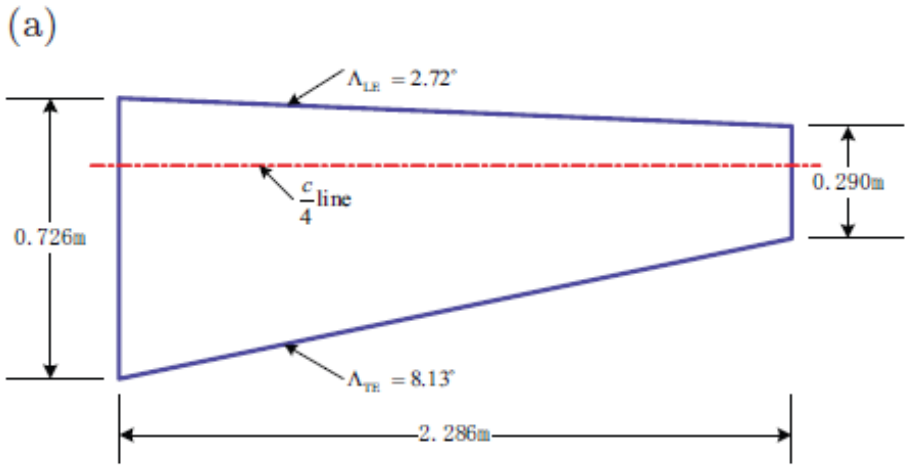


Figura 5.1. Geometría del modelo ChL.
Fuente: Chao, 2007

Este modelo consiste en una sola ala con un solo cajón de estrechamiento λ=0,4 y perfil NACA 65-210.

Los puntos de control se muestran en la figura 5.2.

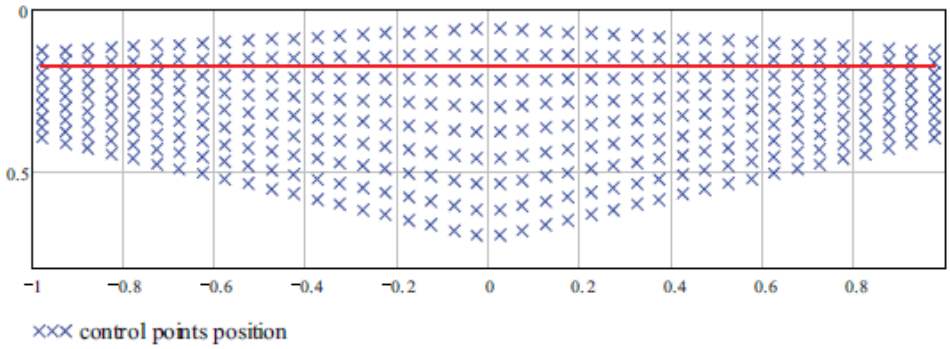


Figura 5.2. Puntos de Control del modelo ChL.
Fuente: Chao, 2007

Los resultados comparativos, se presentan en la tabla 5.1

Tabla 5.1
Resultados del coeficiente de sustentación del modelo ChL.

CL vs Alfa (1)			CL vs Alfa (2)		
Alfa	**CL (Mod ChL)**	**CL (exper)**	**Alfa**	**CL (Mod ChL)**	**CL (exper)**
-3	-0,175	-0,15	7,5	0,77	0,77
-2	-0,085	-0,05	8,5	0,86	0,84
-1	0,005	0,04	10	0,995	0,95
0	0,095	0,14	10,5	1,04	1,03
1	0,185	0,22	11,2	1,103	1,08
2	0,275	0,32	12	1,175	1,1
3,5	0,41	0,4	12,3	1,202	1,15
4,5	0,5	0,47	13	1,265	1,2
5,5	0,59	0,58	13,5	1,31	1,23
6,5	0,68	0,65	14	1,355	1,08

Fuente: Chao, 2007.

Con estos resultados la curva de comparación entre los datos experimentales con los del modelo ChL es:

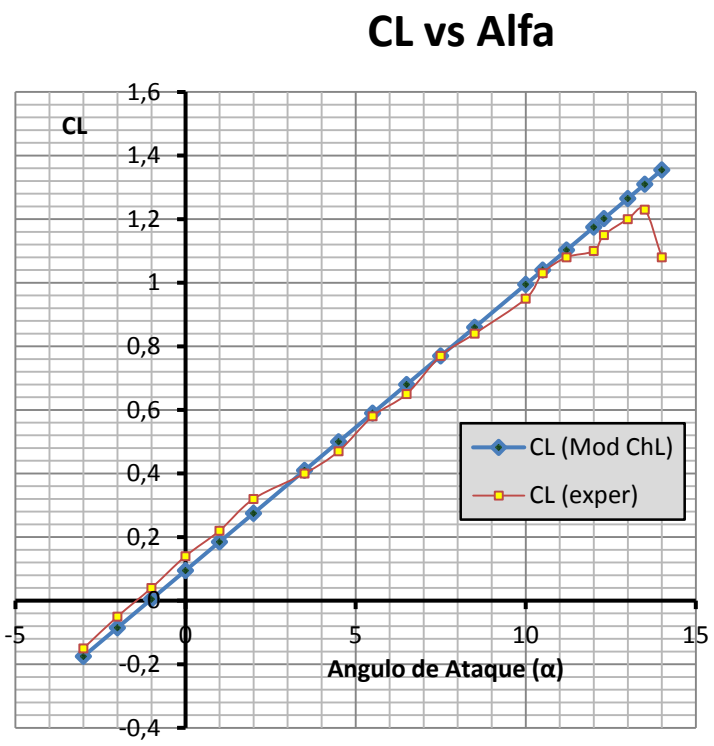


Figura 5.3. Comparación entre datos experimentales y modelo ChL (CL vs Alfa)
Fuente: Chao, 2007.

El modelo de ChL también presenta una comparación de la curva polar de resistencia, estos resultados se muestran en la tabla 5.2

Tabla 5.2
Resultados del coeficiente de resistencia del modelo ChL.

CL vs CD (1)			CL vs CD (2)		
CD	CL (Mod ChL)	CL (exper)	CD	CL (Mod ChL)	CL (exper)
0,006	0,412	-0,1200	0,03	0,921	0,78
0,005	0,376	-0,036	0,041	1,077	0,9
0,004	0,336	0,04	0,047	1,153	0,94
0,004	0,336	0,11	0,052	1,213	1,02
0,005	0,376	0,22	0,056	1,258	1,08
0,009	0,504	0,282	0,06	1,302	1,1
0,011	0,558	0,4	0,064	1,345	1,15
0,016	0,673	0,52	0,068	1,387	1,2
0,02	0,752	0,58	0,072	1,427	1,21
0,028	0,890	0,68			

Fuente: Chao, 2007

Con estos resultados la curva de comparación entre los datos experimentales con los del modelo ChL es:

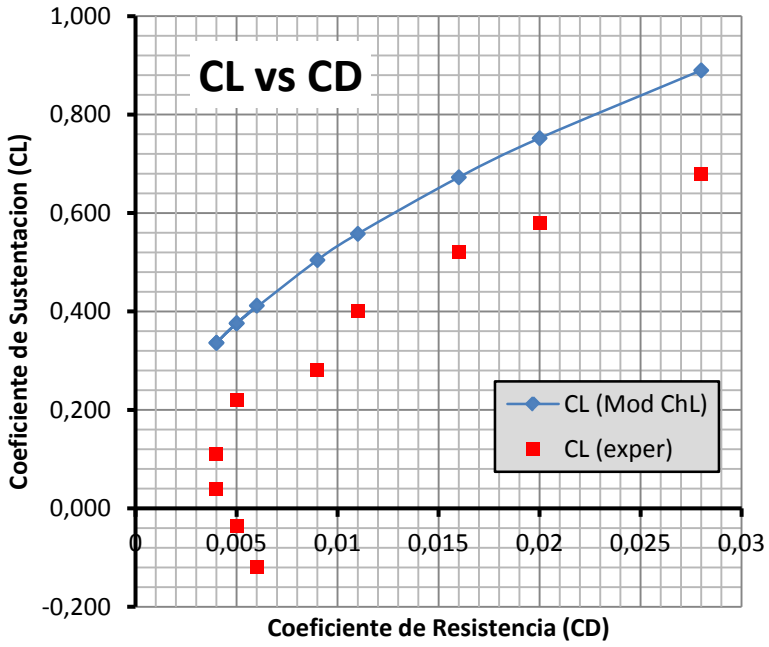


Figura 5.4. Comparación entre datos experimentales y modelo ChL (CL vs CD)
Fuente: Chao, 2007.

5.1.3. Operación y obtención de resultados con la herramienta VLM_NDVen_v1.m con validación de resultados.

Una vez obtenidos en el apartado anterior, los resultados del modelo ChL, ahora se aplicará el código VLM_NDVen_v1 para obtener los resultados para el ala simple del modelo ChL y a la vez, ir desarrollando en forma explicativa la operación de la herramienta computacional, paso a paso, para al final graficar los resultados y compararlos con el modelo ChL. Se decide utilizar la metodología de diseño por Script, aunque sea poco vistosa al usuario, para que la herramienta sea fácilmente modificable por futuros investigadores, En el anexo A.4 se encuentra un manual de uso de la herramienta computacional.

Introducción de la geometría.

En la ventana Command Window de MATLAB la herramienta solicitara al usuario los datos geométricos, como se muestra en la figura 5.5

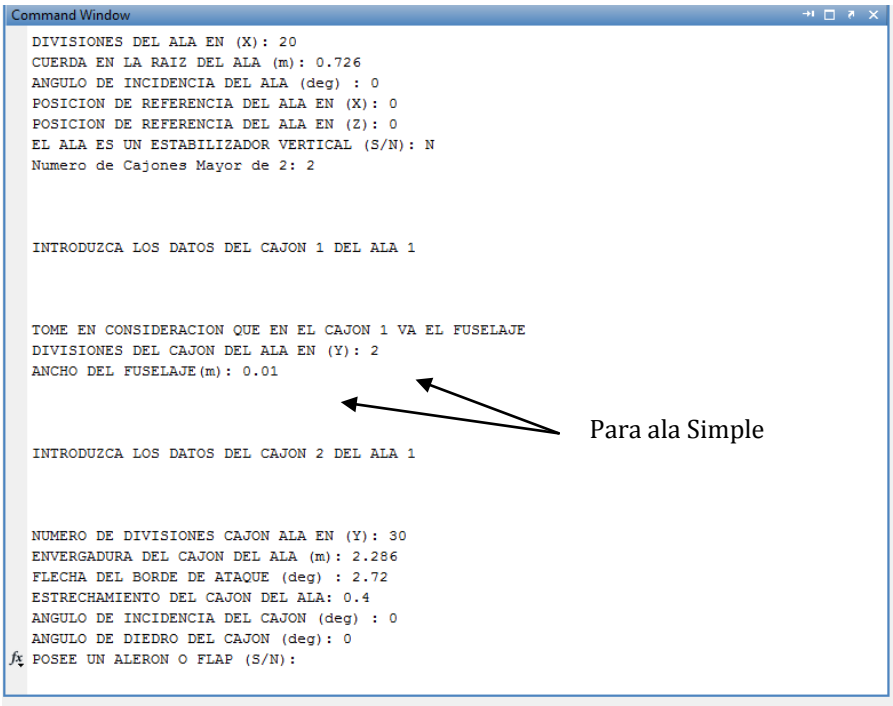


Figura 5.5 Ventana de entrada de datos.

La herramienta solicita inicialmente cada dato, por ala y en cada ala por cajón pasando de dato a dato con la tecla [ENTER], tomando en cuenta que el cajón 1 de cada ala corresponde al lugar donde se ubicara el fuselaje. En este punto para la validación del ala simple del modelo ChL se tomo este cajón con solo dos divisiones en Y y una envergadura de 0.01 m de manera que el efecto del fuselaje se desprecie en el caso de ala simple.

Introducción del perfil de cada ala.

Inmediatamente después de cargar todos los datos geométricos, la herramienta solicita se introduzca el nombre del perfil con las instrucciones respectivas de cómo hacerlo como se muestra en la figura 5.6.

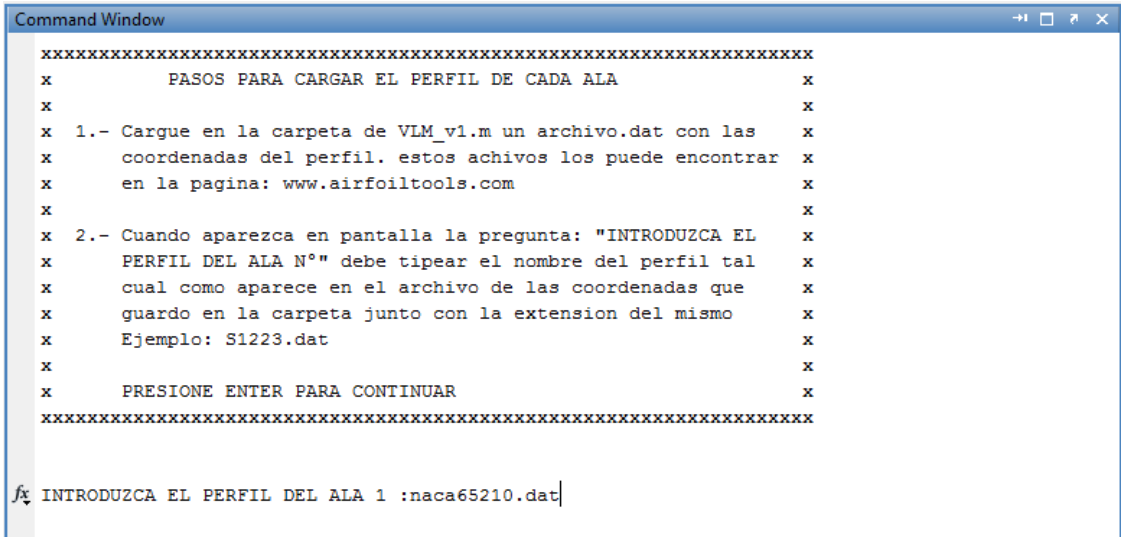


Figura 5.6 Ventana de carga del perfil por ala.

Nótese en la figura 5.6, que la herramienta sugiere al usuario el uso de una página web para la carga de las coordenadas del perfil en caso de que el mismo no haya sido cargado previamente en el sistema. El investigador ya almaceno un conjunto de perfiles en la base de datos para ahorrar un poco el trabajo al usuario, aunque el procedimiento para almacenarlos en bastante sencillo.

Luego de haber sido cargados los perfiles, la herramienta comienza a calcular y almacenar en variables tipo matriz o arreglo, las coordenadas del los puntos de mallado superficial (1234), los puntos extremos de los cuadriláteros de vórtice (ABCD), los puntos de carga (XL,YL, ZL) y los puntos de control (XC, YC, ZC). En esta parte es importante medir el tiempo de computación para cuantificar de alguna forma cuan eficiente es la herramienta, esto se analizara en un apartado posterior.

Carga de los datos de condiciones de vuelo

La herramienta solicita al usuario una serie de datos como se muestra en la figura 5.7.

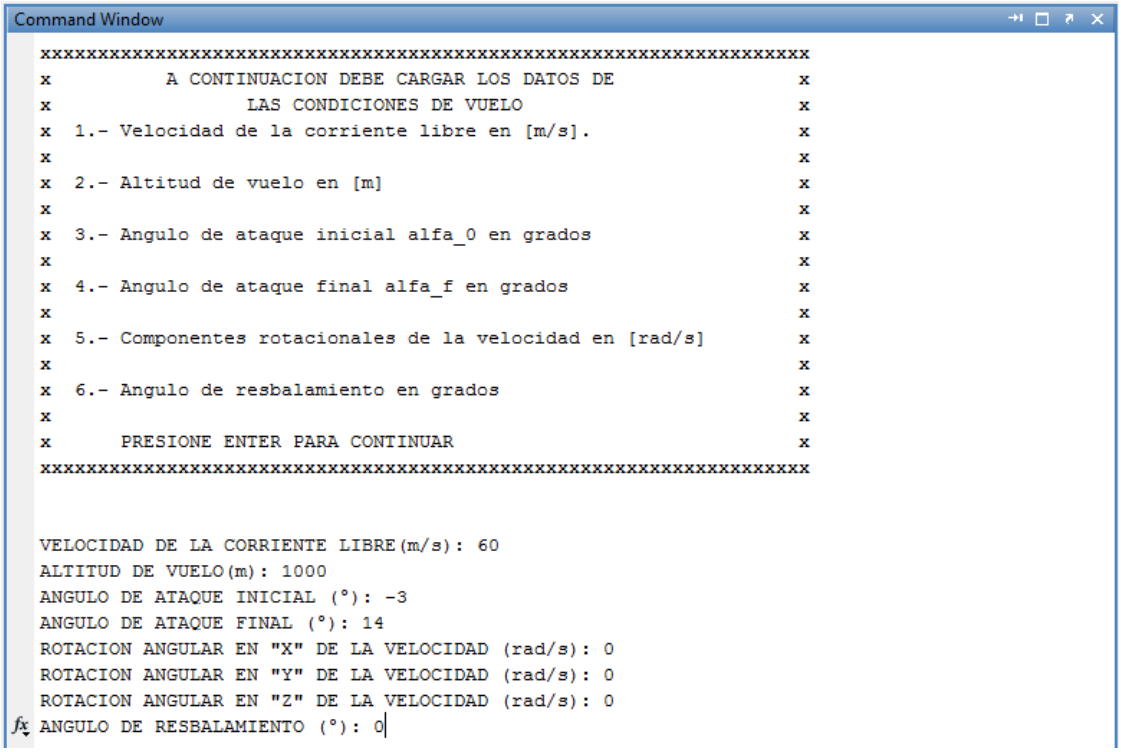


Figura 5.7. Ventana de carga de las condiciones de vuelo

Los datos de velocidad, altitud y ángulos de ataque fueron tomados con los valores mostrados para hacerlos coincidir con los del modelo ChL.

De esta forma los análisis tanto del modelo teórico ChL como los datos experimentales se pueden aproximar en semejanza para un mejor análisis.

Resultados de la herramienta.

Para mostrar los resultados en primer lugar la herramienta muestra un listado de lo mostrara después de que el usuario presione la tecla [ENTER], como se muestra en la figura 5.8

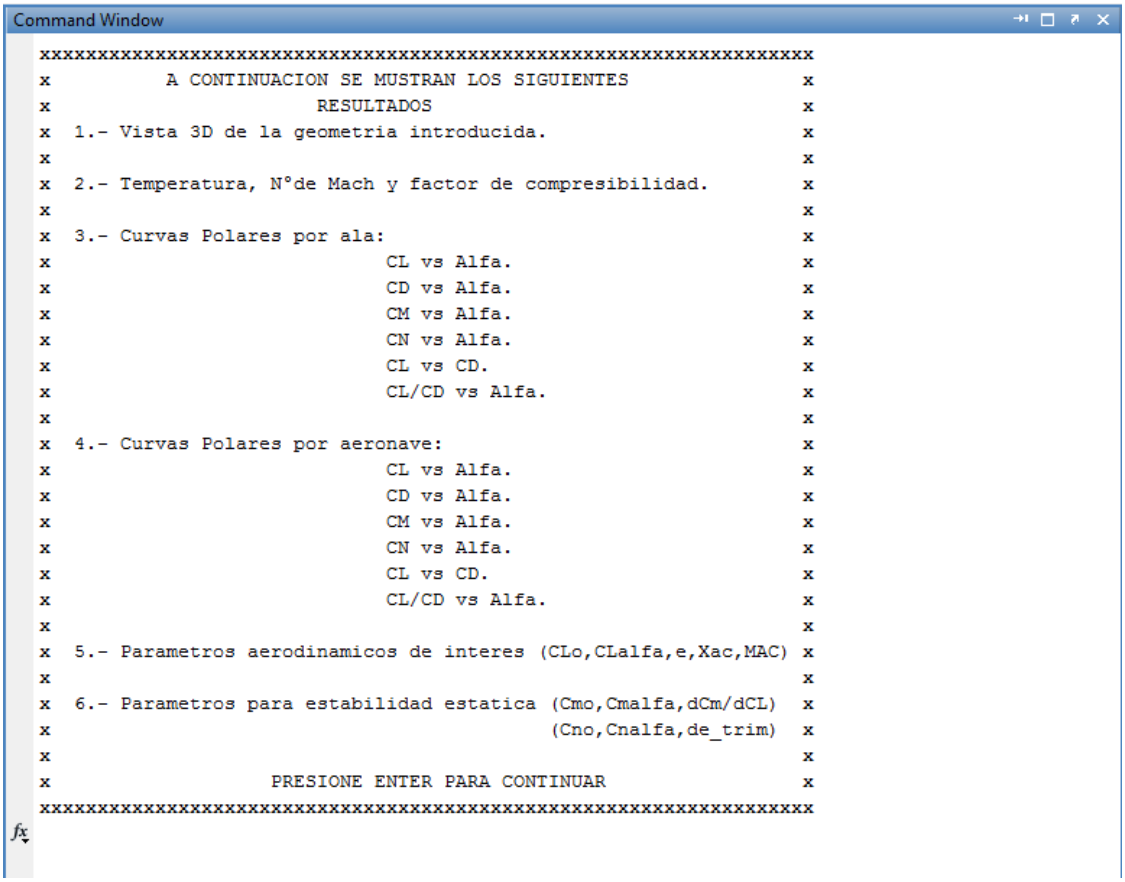


Figura 5.8 Lista de resultados.

Es de hacer notar que los resultados se desplegaran en pantalla en el orden que aparece en la lista de la figura 5.8. y el usuario los podrá visualizar y detallar hasta presionar de nuevo la tecla [ENTER].

Despliegue de la vista 3D de la geometría introducida

El usuario puede visualizar la vista 3D de la aeronave o ala, con el mallado superficial respectivo como se muestra en la figura 5.9.

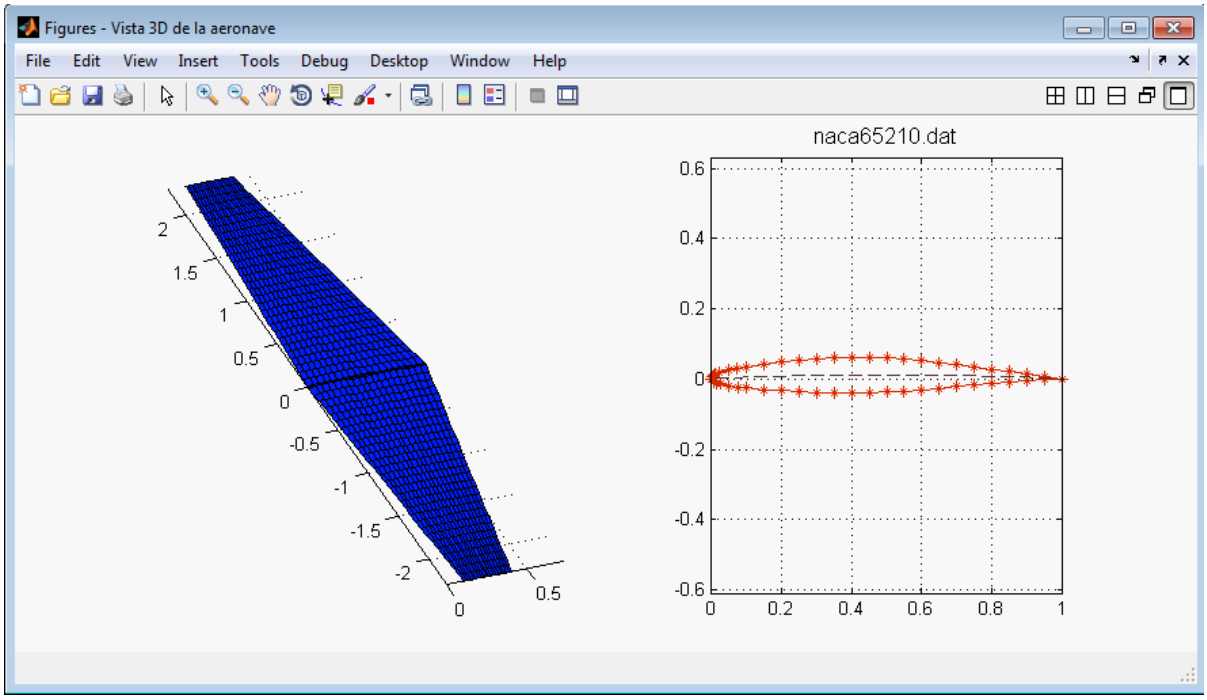


Figura 5.9 Vista 3D de la aeronave y 2D del perfil del ala.

En este caso particular muestra solo un ala ya que se cargaron los datos geométricos del ala simple de validación del modelo ChL. El ala o la aeronave se pueden manipular en la figura con los botones de control de la parte superior. El mallado de superficie utilizado en la validación es de 60x20.

Resultados de las condiciones de vuelo.

Luego del despliegue de la vista 3D de la aeronave, al presionar la tecla [ENTER] se visualiza en pantalla un recuadro con los resultados de los parámetros calculados de las condiciones de vuelo.

En la figura 5.10 se visualiza la tabla desplegada en pantalla.

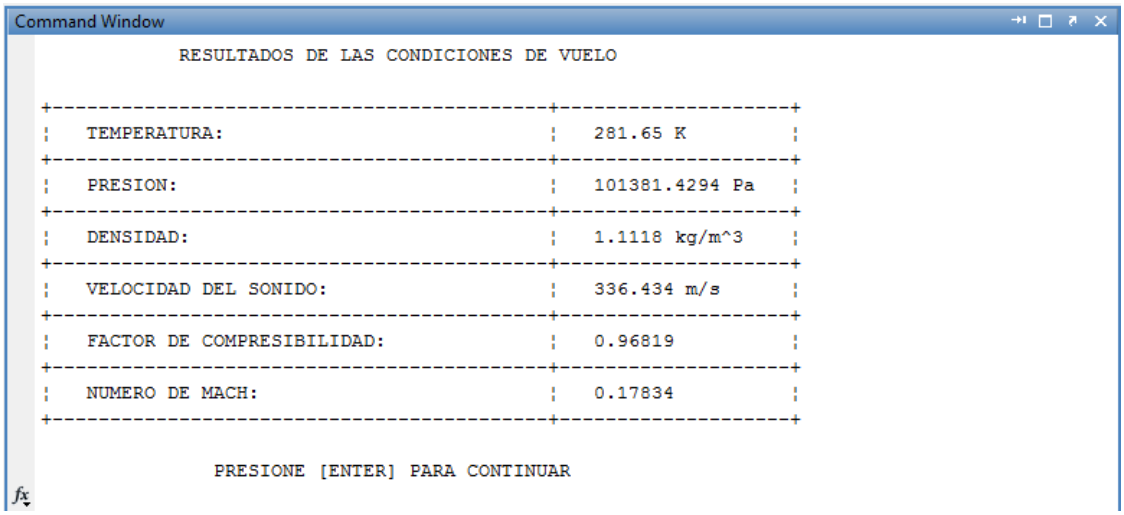


Figura 5.10 Resultados de las condiciones de vuelo.

Aquí observamos otro parámetro que nos certifica la compatibilidad de los datos introducidos en la herramienta con los utilizados por el modelo ChL, como lo es el Número de Mach el cual es igual al utilizado en el modelo ChL durante el cálculo experimental.

Gráfico y tablas de curvas polares por ala.

La herramienta entrega al usuario para su graficación y almacenaje las tablas de datos aerodinámicos y las graficas de las curvas polares de interés mostradas en la ventana de la figura 5.11. Las tablas son mostradas en pantalla, una a una, por ala y luego muestra la tabla solución por aeronave. Una vez mostradas las tablas la herramienta muestra un panel que contiene las seis graficas de la misma forma por ala y luego un panel por la aeronave total.

Para el caso de la validación a través del modelo ChL solo muestra los resultados para una sola ala e igual al de la aeronave ya que es un ala simple.

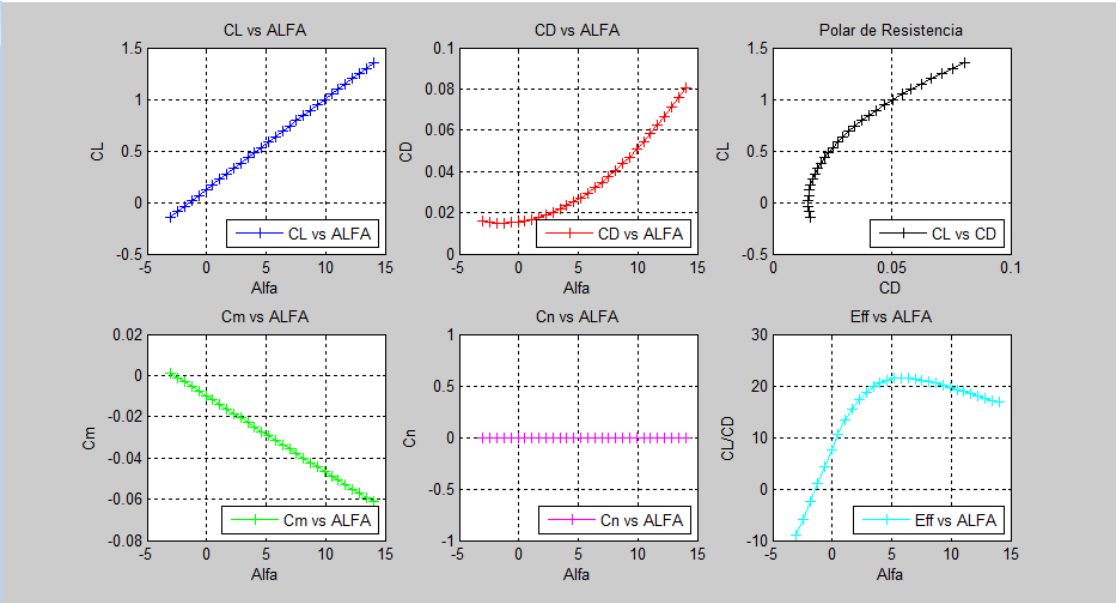


Figura 5.11 Graficas de curvas polares.

Gráfica de la distribución de coeficientes de sustentación a lo largo de la envergadura.

Con la finalidad de que el usuario tenga una idea visual de cómo es el comportamiento de la distribución de coeficientes de sustentación a lo largo del ala y éste pueda tomar decisiones en cuanto a la modificación o no de la geometría, la herramienta despliega la gráfica de Cl vs Y en pantalla para un ángulo de ataque dado por el usuario, como se muestra en la figura 5.12

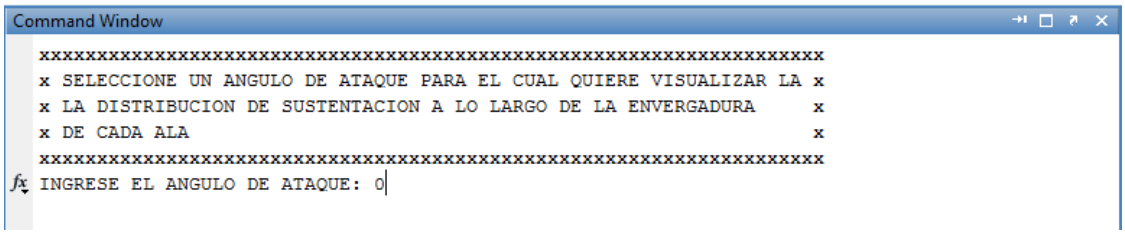


Figura 5.12. Ventana de solicitud de ángulo de ataque para grafica Cl vs Y.

Luego la herramienta muestra en pantalla la grafica de la distribución de coeficientes de sustentación, como se muestra en la figura 5.13. para el ángulo de ataque alfa seleccionado por el usuario mostrado en la leyenda.

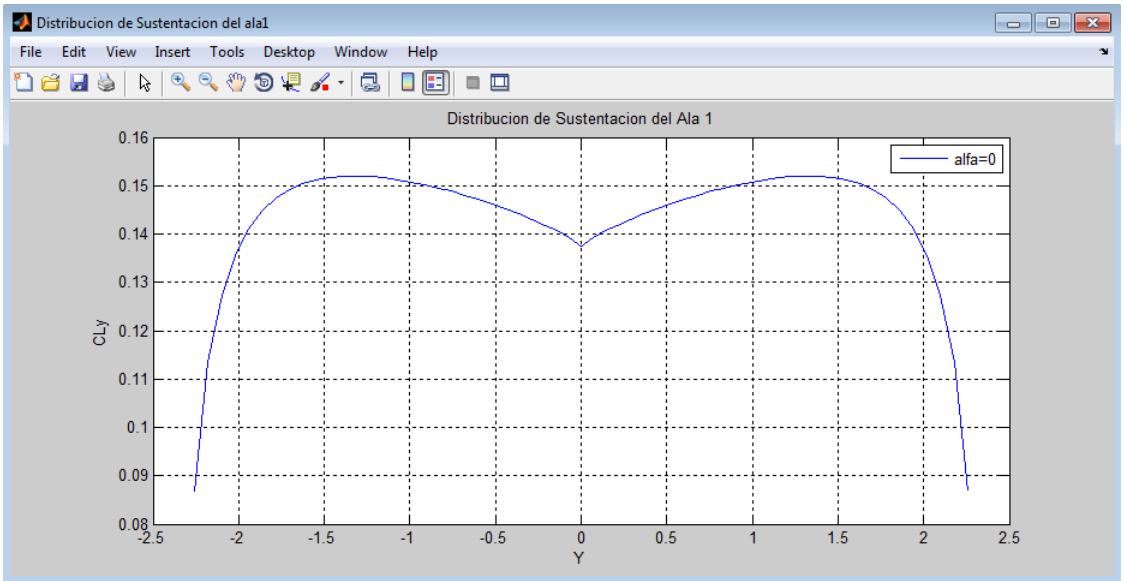


Figura 5.13 Distribución de sustentación para ángulo de ataque determinado.

Almacenamiento de resultados en archivos de extensión .txt y .xlsx.

Con la finalidad de que el usuario cuente con tener los resultados en formatos de manejo de datos para realizar los análisis de su preferencia, la herramienta consta de una rutina de almacenaje de datos, la cual inicia una vez desplegada la grafica de la distribución de coeficientes de sustentación a lo largo de la envergadura, con un menú como el que se muestra en la figura 5.14.

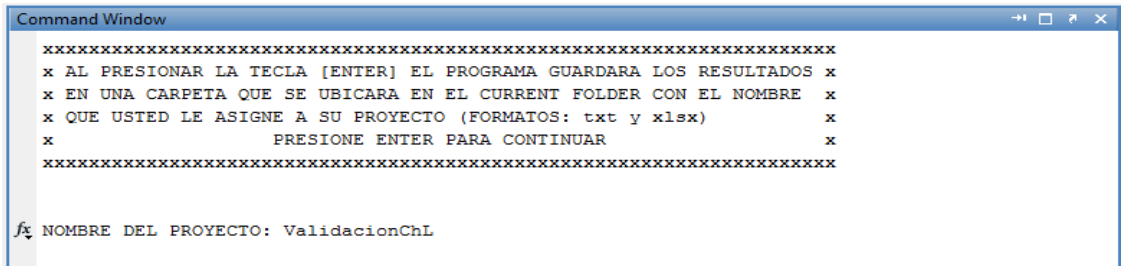
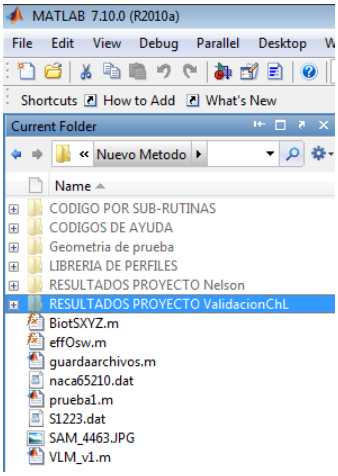


Figura 5.14 Ventana inicial para almacenaje de datos.

Las carpetas de almacenaje de datos recibirán el nombre del proyecto asignado por el usuario para su fácil identificación y ubicación en las carpeta de archivos MATLAB, en la ventana *Current Folder*, como se muestra en la figura 5.15ª. Al abrir la carpeta de resultados se encuentran tantas carpetas como alas posea la aeronave analizada que contienen archivos de resultados por ala y una carpeta que contiene los archivos de resultados de la aeronave completa como se muestra en la figura 5.15b,

a.-



b.-

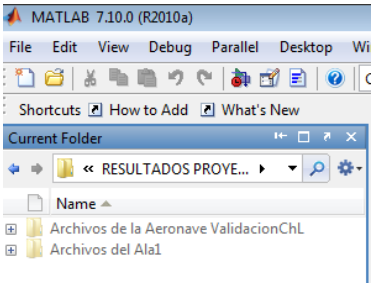
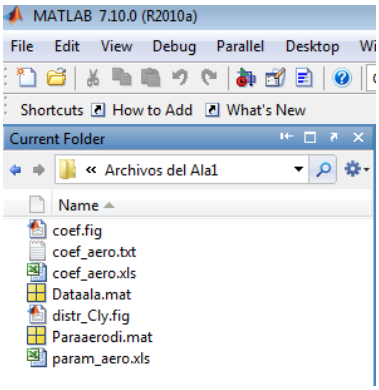


Figura 5.15. a).- Carpeta de almacenaje de resultados. b).-Carpetas de almacenaje por ala y por aeronave.

En cada carpeta de la figura 5.15b, se almacenan los resultados del proyecto por ala y por aeronave en los formatos .txt, .xlsx, .fig y .mat el ultimo contentivo de los valores de todas las variables utilizadas por la herramienta para futuras aplicaciones con la intención de que el usuario investigador ahorre tiempo y pueda probar varias configuraciones de forma rápida.

La carpeta “Archivos del Ala N°” contiene 7 archivos y la carpeta “Archivos de la aeronave Nombre del proyecto” contiene 8 archivos con todos los resultados del proyecto como se muestra en la figura 5.16a y 5.16b

a.-



b.-

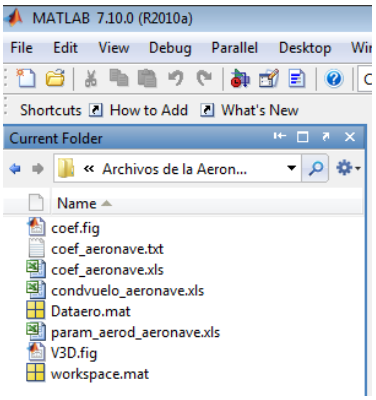


Figura 5.16 a).- Archivos del Ala. b).- Archivos de la aeronave.

5.1.4. Tabla de resultados de CL vs Alfa obtenidos de la herramienta.

La tabla 5.3 contiene los resultados de CL vs ángulo de ataque emitidos por el código VLM_ND de esta investigación para su comparación con los resultados del modelo ChL y los datos experimentales.

Tabla 5.3

Comparación de resultados de CL vs Alfa para validación del ala simple.

CL vs Alfa (1)				CL vs Alfa (2)			
Alfa	**CL (Mod ChL)**	**CL (VLM_ND)**	**CL (exper)**	**Alfa**	**CL (Mod ChL)**	**CL (VLM_ND)**	**CL (exper)**
-3	-0,175	-0,1419	-0,15	7,5	0,77	0,7874	0,77
-2	-0,085	-0,0531	-0,05	8,5	0,86	0,875	0,84
-1	0,005	0,0357	0,04	10	0,995	1,006	0,95
0	0,095	0,1245	0,14	10,5	1,04	1,049	1,03
1	0,185	0,2133	0,22	11,2	1,103	1,1102	1,08
2	0,275	0,302	0,32	12	1,175	1,1794	1,1
3,5	0,41	0,4348	0,42	12,3	1,202	1,2053	1,15
4,5	0,5	0,5232	0,49	13	1,265	1,2656	1,2
5,5	0,59	0,6115	0,61	13,5	1,31	1,3086	1,23
6,5	0,68	0,6996	0,69	14	1,355	1,355	1,08

Fuente: El autor.

Los resultados concernientes al CL experimental y el CL del modelo ChL fueron tomados del trabajo de Chao Lui y mostrados en el apartado 5.1, mientras que los de la herramienta se tomaron del archivo .xlxs y posteriormente trabajados en la hoja de cálculo donde se genero la grafica de comparación de la figura 5.17 en donde se observa el comportamiento del parámetro aerodinámico coeficiente de sustentación con respecto al ángulo de

ataque Alfa, calculado por el modelo ChL, túnel de viento (exper) y la herramienta diseñada (VLM_NDVen_v1.m).

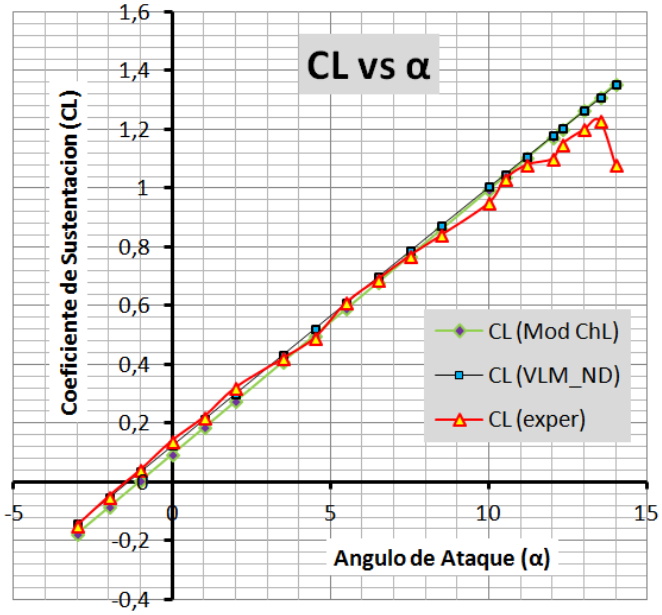


Figura 5.17 Grafica de comparación de resultados de CL vs Alfa para validación del ala simple.

En la gráfica, se observa que los resultados de ambos modelos son bastante aproximados a los valores experimentales del ala analizada, observándose una desviación considerable para ángulos mayores de 10°, esto debido a que los modelos VLM trabajan considerando que el flujo es no viscoso, por lo tanto no existe zona de desprendimiento.

Utilizando la ecuación 5.1 y una hoja de cálculo para determinar el error porcentual promedio en la determinación del CL calculado por el código VLM_ND y por el modelo ChL para cada ángulo de ataque, con respecto a los datos experimentales:

$$ERR\% = \frac{\left|CL_{mod} - CL_{exper}\right|}{\left|CL_{exper}\right|}.100\% \tag{5.1}$$

El error porcentual promedio en el cálculo de CL del Modelo ChL es de ERR%=15% y el del Modelo de esta investigación VLM_ND es de ERR%=6%.

5.1.5. Tabla de resultados de CL vs CD obtenidos de la herramienta.

La tabla 5.4 contiene los resultados de CL vs CD emitidos por el código VLM_ND de esta investigación para su comparación con los resultados del modelo ChL y los datos experimentales.

Tabla 5.4
Comparación de resultados de CL vs CD para validación del ala simple.

CL vs CD (1)				CL vs CD (2)			
CD	CL (Mod ChL)	CL (exper)	CL (VLM_ND)	CD	CL (Mod ChL)	CL (exper)	CL (VLM_ND)
0,006	0,412	-0,1200	0,408	0,03	0,921	0,78	0,914
0,005	0,376	-0,036	0,326	0,041	1,077	0,9	1,069
0,004	0,336	0,04	0,333	0,047	1,153	0,94	1,145
0,004	0,336	0,11	0,333	0,052	1,213	1,02	1,204
0,005	0,376	0,22	0,326	0,056	1,258	1,08	1,25
0,009	0,504	0,282	0,5002	0,06	1,302	1,1	1,294
0,011	0,558	0,4	0,553	0,064	1,345	1,15	1,336
0,016	0,673	0,52	0,667	0,068	1,387	1,2	1,39
0,02	0,752	0,58	0,747	0,072	1,427	1,21	1,432
0,028	0,890	0,68	0,883				

Fuente: El autor.

De estos resultados se obtiene la grafica comparativa de la figura 5.18.

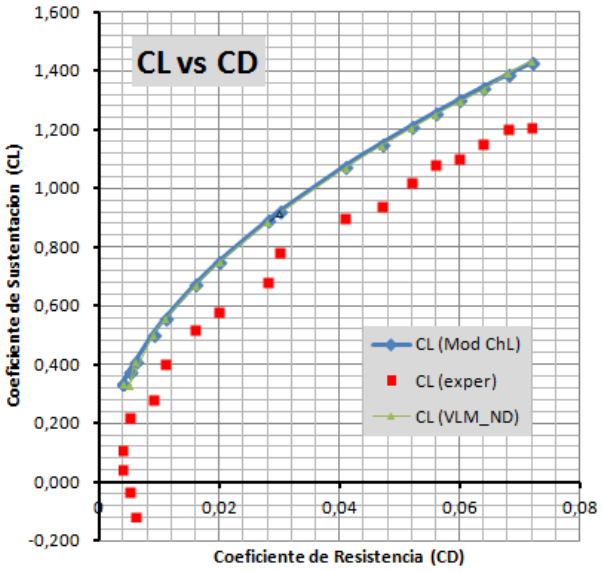


Figura 5.18 Grafica de comparación de resultados de CL vs CD para validación del ala simple.

En la grafica de la figura 5.18 se puede resaltar la gran similitud entre los resultados de los modelos teóricos, existiendo una gran diferencia de ambos modelos con respecto a los resultados experimentales, esto se debe a que los modelos VLM trabajan bajo la condición de flujo no viscoso, por tanto este modelo ideal en cuanto a resistencia no considera el efecto de la fricción, ahora bien es importante observar que existe tendencia al paralelismo entre las curvas de los modelos VLM y la de los resultados experimentales, esto indica que, existe diferencia entre el CD del modelo y el CD experimental para un mismo CL, este valor tendera a ser constante e igual al CD debido a la fricción Cd_0

$$Cd_0 = CD_{mod_{CLi}} - CD_{exper_{CLi}}. \tag{5.2}$$

A través de una hoja de cálculo se realizó la operación descrita en la ecuación 5.2 para 6 puntos de la figura 5.18 obteniéndose un Cd_0 aproximado de: Cd_0=0.015, este valor es usado como referencia para la herramienta computacional desarrollada en esta investigación.

5.1.6. Validación de conjunto de alas o de aeronave.

Esta validación se realizará con la aeronave de diseño Venezolano ANCE, realizada por los ingenieros Pedro Boschetti y Elsa Cárdenas. Esta aeronave a servido de base para el desarrollo de una gran cantidad de trabajos de investigación ejecutados en su mayoría entre los años 2005 y 2013 en la UNEFA y la USB, esta investigación tomará el trabajo de investigación titulado: “Reducción de la resistencia aerodinámica en el avión no tripulado de conservación ecológica” realizado en el año 2007 y el cual contiene un excelente análisis experimental. En adelante al referirnos a este trabajo lo denominaremos Proyecto ANCE.

5.1.7. Geometría de la aeronave ANCE.

Esta se tomó de los anexos del proyecto ANCE las dimensiones se presentan en la tabla 5.5.

Tabla 5.5
Dimensiones de la aeronave ANCE

Variable	Valor	Descripción
n_alas	3 (m)	Numero de Alas
n_cajones	2 p/ala	Numero de cajones por ala
Co1	0,603 (m)	Cuerda en la Raíz del Ala 1
Co2	0,381 (m)	Cuerda en la Raíz del Ala 2
Co3	0,381 (m)	Cuerda en la Raíz del Ala 3
b11	0,225 (m)	Envergadura del cajón 1 del ala 1
b21	2,4 (m)	Envergadura del cajón 2 del ala 1
b12	0,001(m)	Envergadura del cajón 1 del ala 2
b22	0,739 (m)	Envergadura del cajón 2 del ala 2
b3	0,6 (m)	Envergadura del ala 3
Xref 3	1,8785 (m)	Posición de referencia en X del ala 3
Xref2	1,8785 (m)	Posición de referencia en X del ala 2

Fuente: Boschetti, 2006.

Se cargan los datos en la herramienta VLM_NDVen_v1.m haciendo notar, que aunque la aeronave ANCE posee doble estabilizador vertical, solo se cargará uno a modo ilustrativo, ya que para las condiciones de análisis el timón de dirección no ejerce ninguna influencia sobre los resultados.

Perfiles alares del Proyecto ANCE

Perfil del Ala 1: NACA 4415
Perfil del Ala 2: NACA 0009
Perfil del Ala 3: NACA 0009

A continuación se presentan los resultados obtenidos para el ANCE.

5.1.8. Vista 3D de la aeronave ANCE modelada en VLM_NDVen_v1.m

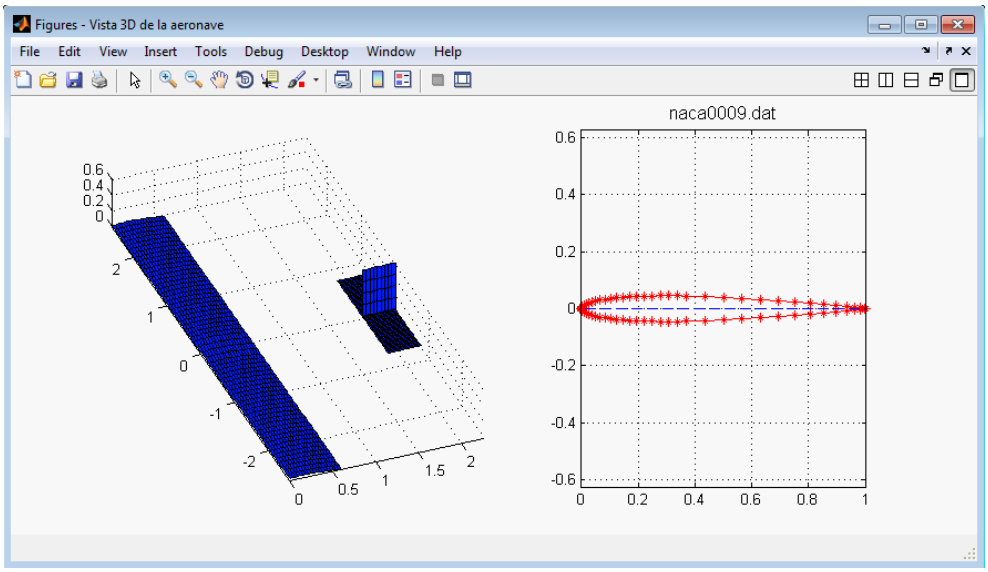


Figura 5.19 Vista 3D de la aeronave ANCE.

5.1.9 Tabla de Datos de Condiciones de Vuelo.

La tabla 5.6 presenta los resultados de condiciones de vuelo emitidos por el código VLM_ND para el proyecto ANCE

Tabla 5.6.
Condiciones de Vuelo del proyecto ANCE

T(K)	P(Pa)	rho(Kg/m^3)	Vs(m/s)	B^2	Mach
281,65	101381,429	1,111824656	336,433971	0,98067431	0,13901688

Fuente: El autor.

5.1.10 Tabla de Parámetros Aerodinámicos y de Estabilidad.

La tabla 5.7 presenta los resultados de datos aerodinámicos y de estabilidad, emitidos por el código VLM_ND para el proyecto ANCE

Tabla 5.7
Parámetros Aerodinámicos y de estabilidad de ANCE.

CLo	CLα	αZL	Cmα	dCm/dCL
0,4318	0,0721	-5,9866	-0,0052	-0,0718
Cmo	**δtrim_m**	**dCn/dCL**	**Cno**	**δtrim_n**
-0,0201	-3,8864	0,0000	0,0000	0,0000

Fuente: El autor.

5.1.11. Tabla de datos comparativos para curva CL vs Alfa.

La tabla 5.8 contiene los resultados de CL vs ángulo de ataque emitidos por el código VLM_ND de esta investigación para su comparación con los resultados del proyecto ANCE.

Tabla 5.8
Comparación de datos de CL del Proyecto ANCE.

CL vs Alfa (1)		
Alfa	**CL ANCE**	**CL (VLM_ND)**
-8	-0,15	-0,131
-6	0,025	0,040
-4	0,22	0,211
-2	0,4	0,382
0	0,59	0,552
2	0,76	0,722
4	0,93	0,891
6	1,1	1,059
8	1,28	1,225
10	1,42	1,390
12	1,54	1,553
14	1,41	1,714
16	1,12	1,874

Fuente: El autor.

Grafico comparativo para validación.

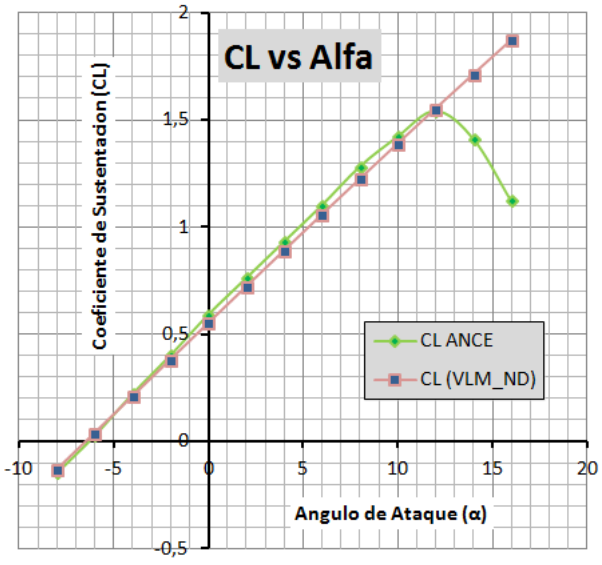


Figura 5.20 Grafica comparativa del CL del proyecto ANCE y la herramienta VLM_NDVen_v1.m

Con la ecuación 5.1 se determina el error porcentual promedio dando como resultado: ERR%=15.14%. Aunque el error parece alto en la grafica de la figura 5.20 se observa gran similitud sobre todo en la zona de adherencia de capa límite lo cual es satisfactorio, ya que esta es la zona de diseño aerodinámico.

5.1.12. Tabla de datos comparativos para curva CD vs Alfa.

La tabla 5.9 contiene los resultados de CD vs ángulo de ataque emitidos por el código VLM_ND de esta investigación para su comparación con los resultados del proyecto ANCE.

Tabla 5.9
Comparación de CD ANCE y CD VLM_ND

CL vs Alfa (1)		
Alfa	**CD ANCE**	**CD (VLM_ND)**
-6	0,048	0,0170
-4	0,041	0,0176
-2	0,041	0,0202
0	0,048	0,0248
2	0,06	0,0313
4	0,077	0,0398
6	0,095	0,0501
8	0,115	0,0622
10	0,135	0,0761
12	0,155	0,0917

De la tabla 5.9 se obtiene la gráfica de la figura 5.21, donde se observa una diferencia notoria entre los datos experimentales de la aeronave ANCE con respecto a los de la herramienta VLM_NDVen_v1.m. Esta diferencia es esperada ya que el modelo aerodinámico de esta investigación, es no viscoso, por tanto como ya se explico en el análisis del ala simple, no se considera la resistencia debido a fricción, esta resistencia ejerce mayor influencia para ángulos de ataque altos por esta razón en la grafica se observa que para ángulos de ataque elevados la diferencia se incrementa.

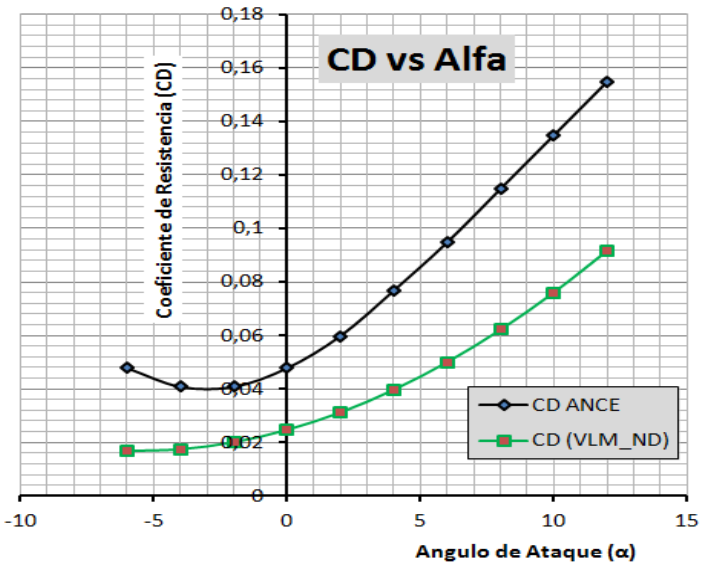


Figura 5.21 Grafica comparativa del CD del proyecto ANCE y la herramienta VLM_NDVen_v1.m

5.2. Trabajo para prueba de la herramienta computacional.

Las pruebas de resultados con la herramienta se realizaron utilizando un proyecto de aeronave no tripulada realizada por un grupo de estudiantes de la UNEFA en el año 2010, el cual llevo por nombre, proyecto CARIUM, en la figura 5.22 se observa una isometría de esta aeronave.

Figura 5.22 Isometría de la aeronave CARIUM.
Fuente: Planos del proyecto CARIUM, Grupo 1, Competencia Aerodesign Venezuela 2010, UNEFA Maracay Venezuela.

5.2.1. Modelado geométrico de la aeronave CARIUM

Utilizando los planos del proyecto se definen los parámetros geométricos de la aeronave y se realizo un mallado en cada cajón de cada ala de 10x20 y se modelo la aeronave para 2 condiciones particulares:

1. Alerón con deflexión 0°. (A0)
2. Alerón con deflexión 30°. (A30)

Geometría resultante del modelado A0.

Al introducir los datos geométricos de la aeronave CARIUM con deflexión de alerón 0° en el programa VLM_ND, resulta el mallado de la vista 3D de la figura 5.23.

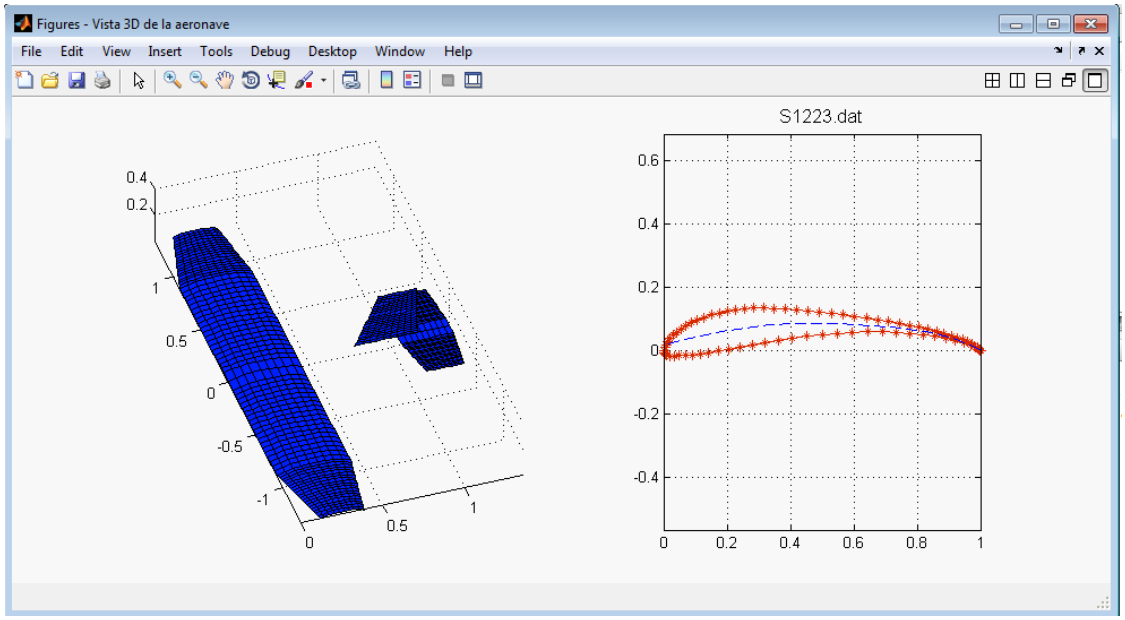


Figura 5.23. Modelado CARIUM A0

Geometría resultante del modelado A30.

Al introducir los datos geométricos de la aeronave CARIUM con deflexión de alerón 30° en el cajón 3 del ala en el programa VLM_ND, resulta el mallado de la vista 3D de la figura 5.24.

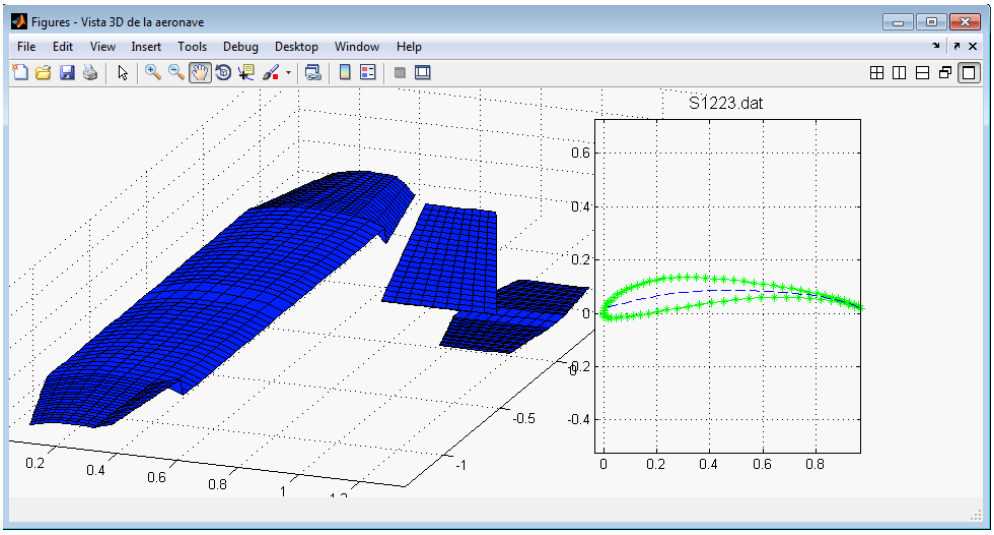


Figura 5.24. Modelado CARIUM A30

Curva comparativa CL vs Alfa

En la figura 5.25 se muestran las curvas comparativas entre el modelo A0 y A30 con respecto a las curvas CL vs Alfa, CD vs Alfa, eff vs Alfa y la distribución de sustentación sobre la envergadura para su análisis simple.

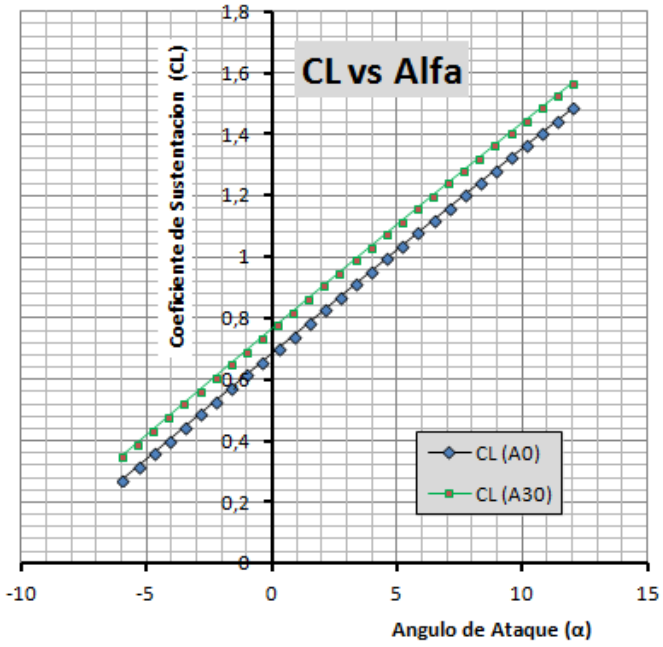


Figura 5.25 Grafica comparativa de CL vs Alfa Modelo A0 y A30

Debido a la gran curvatura del perfil S1223 el efecto de la deflexión anti simétrica de los alerones no produce perdida de sustentación considerable en el ala, contribuyendo en un mayor grado la deflexión de 30° positiva del alerón en el ala derecha, produciéndose en la sumatoria de CL un incremento del CL para el modelo A30.

Curva comparativa de CD vs Alfa.

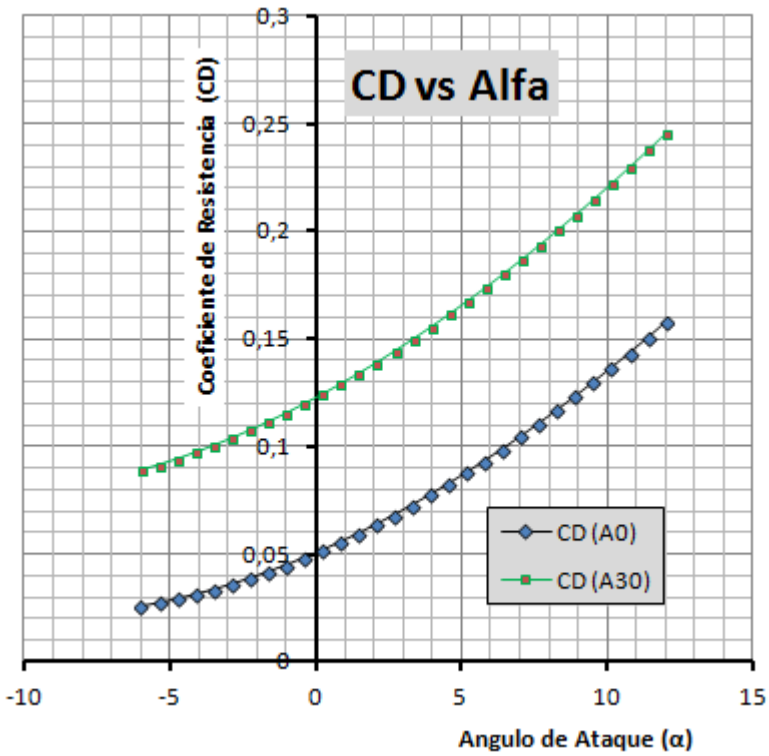


Figura 5.26 Grafica comparativa de CD vs Alfa Modelo A0 y A30

Como se observa en la figura 5.26, la deflexión de alerones enfrenta esta superficie a la corriente de aire lo cual teóricamente generará un incremento del coeficiente de resistencia de forma y de fricción, es de hacer notar que los resultados mostrados en la figura 5.24 en donde se observa un coeficiente de resistencia mayor para el modelo A30 (Alerón deflectado 30°) no corresponde al incremento de la resistencia de forma y de fricción, ya que el modelo

aerodinámico de esta investigación es no viscoso. El incremento del coeficiente de resistencia mostrado en la figura 5.24 se debe al incremento del coeficiente de resistencia inducido, el cual depende del coeficiente de sustentación.

En la figura 5.27 se observa una gráfica comparativa del la curva de eficiencia aerodinámica del modelo A0 y A30 .

Curva comparativa de eff=CL/CD vs Alfa.

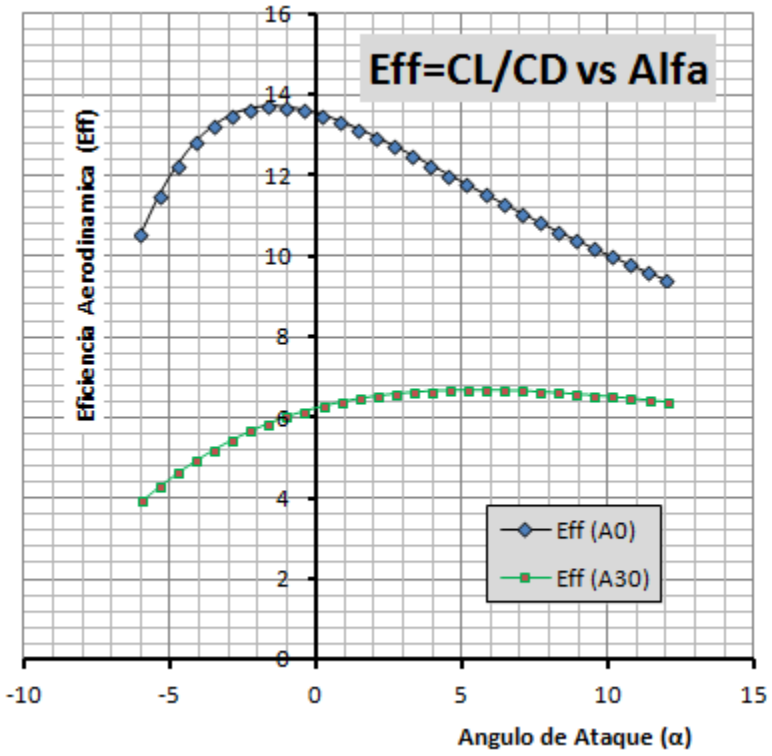


Figura 5.27 Eficiencia Aerodinámica vs Alfa.

Se observa en la figura 5.27 que para el ala pura sin deflexión de alerón se obtiene una mayor eficiencia esto indica que el efecto de deflexión de alerón influye de manera resaltante en el incremento de la resistencia más que en el incremento del coeficiente de sustentación anti-simétrica. De igual

forma se observa un detalle importante en el modelo A0, en donde, el ángulo para el cual se obtiene la máxima eficiencia es negativo (entre -3° y -2°) lo cual es debido a que el perfil S1223 posee una gran curvatura por lo que se tiene una línea de sustentación nula por el orden de los -10°. Como se observa este parámetro es de gran importancia y se debe tener en cuenta al momento de realizar una optimización geométrica.

La herramienta también permite la posibilidad de analizar la distribución de sustentación sobre el ala, para la toma de decisiones en cuanto a la optimización geométrica en conjunto con la eficiencia aerodinámica. Esto se muestra en la figura 5.28 para el modelo A0 y en la 5.29 para el modelo A30

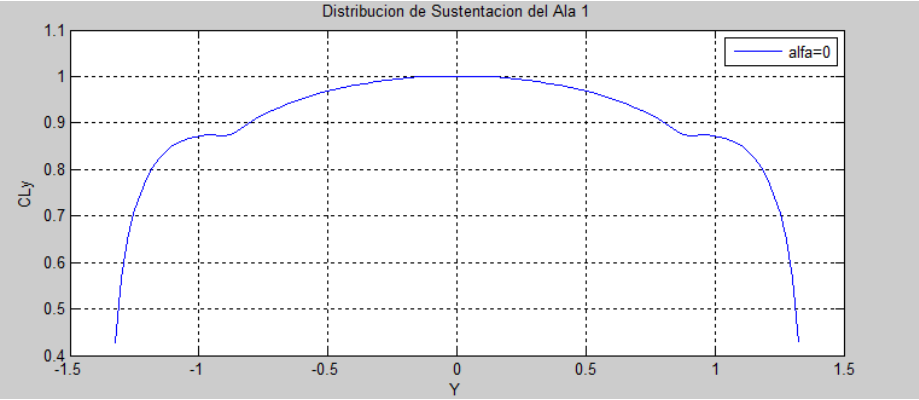


Figura 5.28. Distribución de sustentación para el modelo A0.

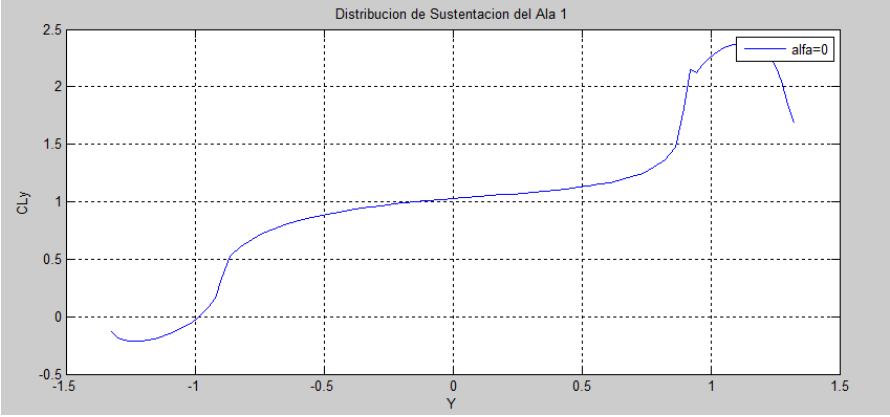


Figura 5.29 Distribución de sustentación para el modelo A30.

En la figura 5.28 se observa la caída del coeficiente de sustentación en el cambio de sección entre los cajones 2 y 3 del ala 1, mientras que en la

figura 5.29 se observa que la disminución del coeficiente de sustentación del ala izquierda, por el orden de los -0.02 tiene poca influencia sobre la sustentación global en comparación con el incremento de de sustentación generado en el ala derecha por el orden de 2.5, todo esto debido a la gran curvatura del perfil S1223.

Otros parámetros de interés para el análisis que también muestra la herramienta, son los que se presentan en las tablas 5.9 y 5.10

Tabla 5.9

Parámetros aerodinámicos y de estabilidad del modelo A0

CLo	CLalfa	alfaZL	Cmalfa	dCm/dCL
0,6916	0,0664	-10,4094	-0,0059	-0,0890
Cmo	**Atrim_long**	**dCn/dCL**	**Cno**	**Atrim_Lat**
-0,0762	-12,8911	-0,0015	-0,0012	-0,1972

Fuente: El autor.

Tabla 5.10

Parámetros aerodinámicos y de estabilidad del modelo A30

CLo	CLalfa	alfaZL	Cmalfa	dCm/dCL
0,7731	0,0667	-11,5904	-0,0060	-0,0895
Cmo	**Atrim_long**	**dCn/dCL**	**Cno**	**Atrim_Lat**
-0,0849	-14,2213	-0,0037	-0,1497	-25,0830

Fuente: El autor.

Como se observa en las fila 2 de ambas tablas los parámetros CLalfa, AlfaZL, Cmalfa y dCm/dCL es decir, la pendiente de la curva de sustentación a 0°, la línea de sustentación nula, la pendiente de la curva de momento longitudinal y el coeficiente de estabilidad estática longitudinal no cambia o cambia poco como era de esperarse ya que la deflexión de alerones no es influyente sobre el movimiento longitudinal de la aeronave, mientras que si tiene influencia notoria sobre el movimiento lateral como se observa en los valores de dCn/dCL, C_{n0} y Atrim_Lat es decir, el coeficiente de estabilidad estática lateral, el coeficiente de momento lateral para ángulo de ataque 0° y el ángulo de ajuste lateral.

5.3 Tiempo de cómputo de los códigos computacionales de la herramienta.

Se ejecutará como referencia de tiempo de cómputo, el código de esta investigación en un computador con procesador Intel® Core™ i5-2310 de 2.90Ghz, 4G de memoria RAM y sistema operativo de 64 bits. El código se ejecutara con el modelo CARIUM A0.

Tabla 5.11
Tiempos computacionales en cada código.

MODULO	TIEMPO DE EJECUCION (seg)
VLM_indat_v1.m	Depende del Usuario
VLM_Loadperfil_v1.m	0,036274
VLM_spanYCrAlpi_v1.m	0,032425
VLM_creaX_v1.m	0,030638
VLM_creaZ_v1.m	0,118579
VLM_calclattM_v1.m	0,381661
VLM_calclattV_v1.m	0,123932
VLM_condvue_v1.m	Depende del Usuario
VLM_solveall_v1.m	29,271945
VLM_aerocalc_v1.m	0,141816
VLM_plotcurv_v1.m	2,427965
VLM_savedata_v1.m	25,042743
Tiempo Total de ejecución	**57,607978**

Se observa que el tiempo total de cómputo es de menos de un minuto relativamente bajo tomando en cuenta que es una geometría de más de 1000 cuadriláteros de vórtice, ahora bien en la tabla 5.11 también se observa de forma resaltante que el 94% del tiempo total de ejecución se consume en solo dos módulos, el modulo de resolución y el de guardado.

Conviene entonces para futuras versiones hacer una revisión del ciclo iterativo para el cálculo de la velocidad inducida para cada ángulo de ataque, el cual en esta versión consta de 30 ángulos lo cual pudiese reducirse sin influir de forma determinante en la exactitud de los resultados aerodinámicos.

De la misma forma se pueden eliminar formatos de guardado y solo dejar uno el que sea más útil al usuario.

CAPÍTULO 6
Conclusiones y Recomendaciones

6.1 Conclusiones.

Se realizó un extenso estudio teórico-bibliográfico del método numérico VLM para el cálculo de las variables aerodinámicas con la finalidad de desarrollar el modelo aerodinámico que sirve de algoritmo general para el desarrollo de la herramienta computacional, el modelo se puede condensar en 5 grandes bloques procedimentales: 1. Carga de datos geométricos. 2. Mallado de superficie. 3. Cálculo de la geometría *lattice* (Cuadrilátero de Vórtices, puntos de carga y control). 4. Cálculo de la velocidad inducida por cada vórtice y resolución de sistema de ecuaciones para determinar la magnitud de los vórtices y 5. Cálculo de las variables aerodinámicas con la ecuación de Kutta.

De toda la bibliografía y trabajos de investigación analizados, se determinó que todos coincidían en la forma de cálculo en cada bloque excepto en el bloque cuatro en donde en resumen se determinaron dos procedimientos de cálculo para la determinación de la velocidad inducida a través de la ecuación de Biot-Savart, el primero a través de métodos de cálculo diferencial e integral y otro a través de un procedimiento vectorial exacto, se utilizó en esta investigación el método vectorial por su simplicidad de cálculo.

Se desarrolló una estructura de programación secuencial *(script)* de 12 subrutinas o códigos en base a los algoritmos desarrollados en cada uno de los bloques procedimentales, a fin de que se puedan desarrollar más fácilmente a futuro, versiones que estén orientadas a la introducción de nuevos parámetros de estudio o a la reducción del tiempo de computación, se hizo hincapié en este punto, ya que el fin primordial de esta investigación fue el de diseñar una herramienta computacional versátil y fácilmente modificable que sirva de punto de inicio para el desarrollo de trabajos de investigación en el área de diseño aerodinámico optimizado.

Esta primera versión de la herramienta, tiene un gran alcance para el análisis de aeronaves en cuanto a geometría, ya que permite analizar no solo alas simples sino también configuraciones de ala (estabilizador horizontal en "T" o en "V" y estabilizador vertical) en donde cada una de estas pueden poseer un perfil aerodinámico con curvatura, torsión geométrica, diedro, flecha y superficie de control o hipersustentador. En este aspecto presenta limitaciones en el cálculo de reductores de resistencia de punta de ala (winglets) y estabilizadores en "H".

En cuanto al cálculo de variables de interés para el análisis aerodinámico de alas o aeronaves, la herramienta tiene un gran alcance ya que posee la capacidad de cálculo de las cargas y coeficientes aerodinámicos fundamentales para el modelo no viscoso como lo son:

1. Fuerza de Sustentación y coeficiente de sustentación.
2. Resistencia inducida y coeficiente de resistencia inducida
3. Momento longitudinal y coeficiente de momento longitudinal
4. Momento lateral y coeficiente de momento lateral.

Se realizó la validación de los resultados de la herramienta computacional en cuanto a los valores del coeficiente de sustentación y resistencia inducida para distintos ángulos de ataque y se pudo observar en general tanto para ala simple como para configuración de alas que estos fueron satisfactorios al ser comparados con trabajos experimentales previos como el trabajo de Chao Liu y el proyecto ANCE, generándose errores bajos, aunque se debe resaltar en cuanto a los valores de resistencia, que la calculada por la herramienta es la inducida asumiendo un coeficiente de resistencia de forma debido a que el modelo es no viscoso, sin embargo el comportamiento de la curva polar de resistencia es satisfactorio.

En cuanto a los momentos, longitudinal y lateral así como sus coeficientes, los resultados fueron satisfactorios en cuanto al comportamiento de las curvas y en cuanto a sus magnitudes, también quedan validadas indirectamente ya que ambos momentos son función del coeficiente de la fuerza de sustentación. La herramienta tiene una limitación en cuanto al cálculo del momento direccional ya que la determinación del mismo es altamente influenciado por la fricción del ala principal y el estabilizador horizontal, lo cual incide sobre el ángulo de deslizamiento del estabilizador vertical.

Además de la capacidad de cálculo de las fuerzas y coeficientes fundamentales que tiene la herramienta, esta también permite determinar otros parámetros de interés para el análisis de estabilidad estática, como lo son:

1. Pendiente de la curva de sustentación (CL_α).
2. Coeficiente de sustentación a ángulo de ataque 0° (CL_0).
3. Línea de sustentación nula (α_{ZL}).
4. Pendiente de la curva de momento longitudinal (Cm_α).

5. Coeficiente de momento longitudinal a ángulo de ataque 0° (Cm_0).
6. Angulo de ajuste o trim longitudinal (δ_{etrimL}).
7. Coeficiente de estabilidad estática longitudinal con mando fijo (dCm/dCL).
8. Pendiente de la curva de momento lateral (Cn_α).
9. Coeficiente de momento lateral a ángulo de ataque 0° (Cm_0).
10. Angulo de ajuste o trim lateral (δ_{etrimL}).
11. Coeficiente de estabilidad estática lateral con mando fijo (dCn/dCL).

El cálculo de estos coeficientes, amplía la versatilidad del código y todos son producto del cálculo de los parámetros fundamentales, por lo tanto sus resultados fueron también validados satisfactoriamente.

El tiempo de computación empleado para la resolución del modelo aerodinámico depende de la velocidad de procesamiento de datos del computador, la complejidad de la configuración de alas de la aeronave y de la resolución del mallado de superficie, basado en esto para determinar una estimación referencial del tiempo de cómputo se utilizó una geometría con un nivel de complejidad medio (Proyecto CARIUM), con un mallado de superficie de alta resolución (más de 1000 paneles) y un computador con velocidad de procesamiento de datos de medio a alto, resulto un tiempo de cómputo por el orden de los 57 segundos. Este tiempo es aceptable tomando en cuenta gran parte del tiempo de cómputo se consume en el almacenaje de datos en archivos con diferentes extensiones lo cual es fácilmente reducible en futuras versiones, en pro de utilizar la herramienta para optimización geométrica.

6.2 Recomendaciones.

Aunque ya se ha mencionado que la herramienta posee una gran versatilidad y está diseñada de forma sencilla en cuanto a interfaz de usuario, para que sea fácilmente modificable para adaptarla a cálculos para los cuales esta versión está limitada, es recomendable diseñar una interfaz grafica de

usuario un poco más amigable para aquellos usuarios que deseen usar la herramienta con fines didácticos educativos o de cálculo ingenieril. Para la presente versión se diseñó un modelo de interfaz de usuario pero sólo como propuesta, la cual se aplicará para el desarrollo de la versión didáctica de la herramienta. En la figura 6.1 y 6.2 se muestran las ventanas de entrada y carga de datos que serán activadas para la versión didáctica.

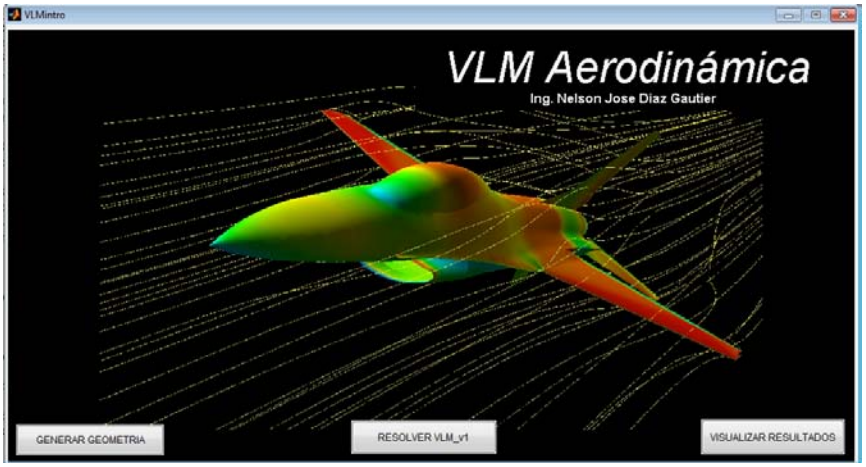


Figura 6.1 Ventana de entrada para la interfaz de usuario de la versión didáctica.

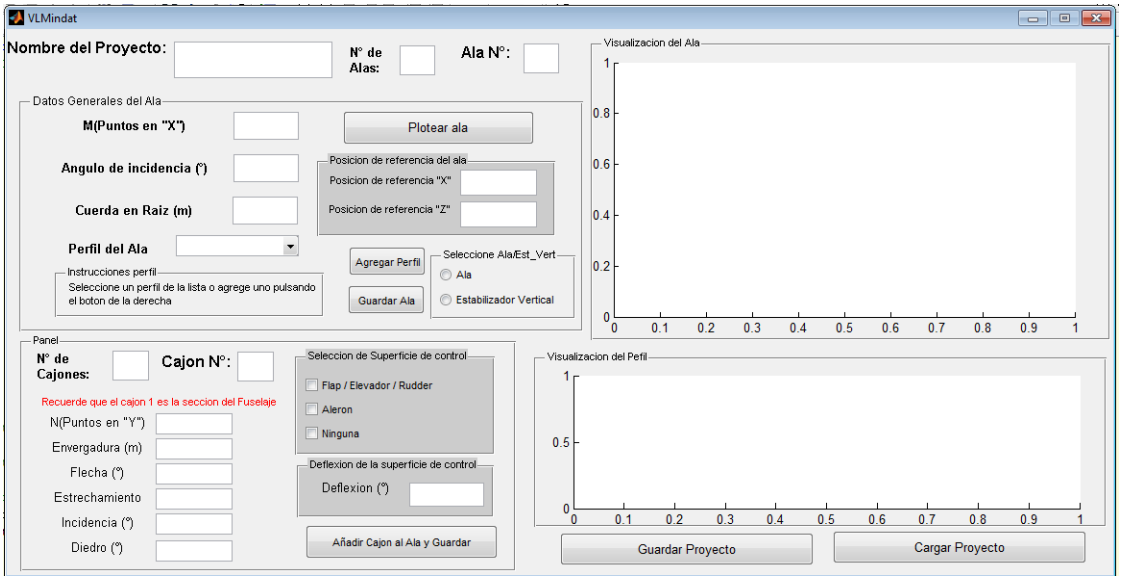


Figura 6.2 Ventana de generar geometría para la interfaz de usuario de la versión didáctica.

Para las futuras versiones se recomienda hacer estudios para mejorar la versatilidad de la herramienta en los siguientes aspectos:

1. Realizar estudios con la finalidad de adaptar el modelo aerodinámico para incluir los efectos viscosos, para el cálculo de los coeficientes de sustentación y resistencia.
2. Modificar la entrada de la velocidad de la corriente libre y las condiciones de vuelo a fin de adaptar la herramienta para el estudio de alas rotativas como palas de helicópteros y generadores eólicos.
3. Un parámetro que se podría incluir de forma inmediata para una segunda versión luego de haber incluido en el modelo los efectos viscosos, es el cálculo de los parámetros referentes al momento direccional.
4. Validar estudios dinámicos cuasi estacionarios de aeronaves utilizando las variables rotacionales ya incluidas en esta versión, así como también variaciones del ángulo de deslizamiento.
5. Desarrollar un módulo con la finalidad de ampliar el radio de acción en la determinación de los parámetros de estabilidad estática a fin de incluir resultados concernientes a la influencia de los efectos de potencia y movimiento de las superficies de control. En este caso la versión actual cuenta con el módulo para definir la geometría de la deflexión de superficies de control, lo cual limitaría el desarrollo a la realización sólo del modulo de resolución y post-procesamiento.
6. Desarrollar el módulo para la determinación de los parámetros de estabilidad dinámica.

Es conveniente que se realice un estudio para la reducción del tiempo de cómputo a fin de que la herramienta pueda ser adaptada para realizar la optimización geométrica a través de algún método heurístico.

ANEXOS

Anexo A.1 (Código VLM_solveall_v1.m)

```
%%%%%%%%%%%%%%  INICIO DEL CICLO PARA CALCULO DE COEF vs ALFA    %%%%%%%%%%
Delta_Lca=cell(n_alas,30);%%%%%%% Para el calculo de Cmac luego%%%%%%%%%%%%
cly=cell(n_alas,30);      %%%%%%% Para distribucion de Cl en y %%%%%%%%%%%%
for VAoA=1:30
    alfa_n=AoA(VAoA);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%    CALCULO DE Uinf EN CADA PANEL DEBIDO A ANGULO DE ATAQUE     %%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
aero.cond_vu.Uinf_x=Uinf.*cosd(-alfa_n).*cosd(beta);
aero.cond_vu.Uinf_y=-Uinf.*cosd(-alfa_n).*sind(beta);
aero.cond_vu.Uinf_z=Uinf.*sind(-alfa_n);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%    CALCULO DE Uinf EN CADA PANEL DEBIDO A ROTACION VECTOR v    %%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
XC1=aero.vect.Xc_v;
YC1=aero.vect.Yc_v;
ZC1=aero.vect.Zc_v;
     UinfR_x=aero.cond_vu.Q_r.*ZC1-aero.cond_vu.R_r.*YC1;%%%%%%%%%%%%%%%%%%
     UinfR_y=aero.cond_vu.R_r.*XC1-aero.cond_vu.P_r.*ZC1;%   ROTACION     %
     UinfR_z=aero.cond_vu.P_r.*YC1-aero.cond_vu.Q_r.*XC1;%%%%%%%%%%%%%%%%%%
aero.cond_vu.UinfR_x=UinfR_x;
aero.cond_vu.UinfR_y=UinfR_y;
aero.cond_vu.UinfR_z=UinfR_z;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%              CALCULO DE Uinf TOTAL EN CADA PANEL                %%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Uinf_x=aero.cond_vu.Uinf_x;                         %                       %
Uinf_y=aero.cond_vu.Uinf_y;                         %                       %
Uinf_z=aero.cond_vu.Uinf_z;                         %   VELOCIDAD TOTAL     %
aero.cond_vu.Uinf_T(1,:)=Uinf_x+UinfR_x';           %                       %
aero.cond_vu.Uinf_T(2,:)=Uinf_y+UinfR_y';           %                       %
aero.cond_vu.Uinf_T(3,:)=Uinf_z+UinfR_z';           %                       %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%% RUTINA GENERAL PARA LA RESOLUCION DEL PROBLEMA AERODINAMICO O SOLVER  %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%   DECLARACION DE VARIABLES A USAR   %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
M_w=aero.geom.M;  %                                                       %
N_w=aero.geom.N;  %                                                       %
h=aero.geom.hP;   %               VARIABLES DE ALA                        %
Sw=aero.geom.Sw;   %                                                       %
b_tot=sum(b_tot); %                                                       %
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
xA_v=aero.vect.XA_v; %                                                          %
xB_v=aero.vect.XB_v; %            COORDENADAS "x" DE LOS                        %
xC_v=aero.vect.XC_v; %              VECTORES A,B,C Y D                          %
xD_v=aero.vect.XD_v; %                                                          %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
yA_v=aero.vect.YA_v; %                                                          %
yB_v=aero.vect.YB_v; %            COORDENADAS "y" DE LOS                        %
yC_v=aero.vect.YC_v; %              VECTORES A,B,C Y D                          %
yD_v=aero.vect.YD_v; %                                                          %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
zA_v=aero.vect.ZA_v; %                                                          %
zB_v=aero.vect.ZB_v; %            COORDENADAS "z" DE LOS                        %
zC_v=aero.vect.ZC_v; %              VECTORES A,B,C Y D                          %
zD_v=aero.vect.ZD_v; %                                                          %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
xCont_v=aero.vect.Xc_v; %                                                       %
yCont_v=aero.vect.Yc_v; %       VECTOR DE PUNTOS DE CONTROL AERONAVE            %
zCont_v=aero.vect.Zc_v; %                                                       %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
xCont=aero.matri.XC;    %                                                       %
yCont=aero.matri.YC;    %       MATRIZ DE PUNTOS DE CONTROL AERONAVE            %
zCont=aero.matri.ZC;    %                                                       %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
xv=aero.matri.Xv;       %                                                       %
yv=aero.matri.Yv;       %       MATRIZ DE PUNTOS DE MALLADO AERONAVE            %
zv=aero.matri.Zv;       %                                                       %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
XL=aero.matri.XL;       %                                                       %
YL=aero.matri.YL;       %       MATRIZ DE PUNTOS DE CARGA AERONAVE              %
ZL=aero.matri.ZL;       %                                                       %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
nx_v=aero.vect.Nx_v;    %                                                       %
ny_v=aero.vect.Ny_v;    %       VECTOR DE VECTORES NORMALES AERONAVE            %
nz_v=aero.vect.Nz_v;    %                                                       %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
nx=aero.matri.Nx;       %                                                       %
ny=aero.matri.Ny;       %       MATRIZ DE VECTORES NORMALES AERONAVE            %
nz=aero.matri.Nz;       %                                                       %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
MxN=aero.MxN;
%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%              INICIALIZACION DE VARIABLES A CALCULAR                           %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
L=zeros(n_alas,1);       %%%%%%% SUTENTACION [N]                        %%%%%%%
Delta_L=cell(n_alas,1);  %%%%%%% INCREMENTO DE "L" POR PANEL [N]     %%%%%%%
D=zeros(n_alas,1);       %%%%%%% RESISTENCIA [N]                      %%%%%%%
Delta_D=cell(n_alas,1);  %%%%%%% INCREMENTO DE "D" POR PANEL [N]     %%%%%%%
Cl=zeros(n_alas,1);      %%%%%%% COEFICIENTE DE SUSTENTACION          %%%%%%%
Cdi=zeros(n_alas,1);     %%%%%%% COEFICIENTE DE RESISTENCIA INDUCIDA  %%%%%
Cd=zeros(n_alas,1);      %%%%%%% COEFICIENTE DE RESISTENCIA TOTAL      %%%%%
AR=zeros(n_alas,1);      %%%%%%% ALARGAMIENTO o ASPECT RATIO           %%%%%
Eff=zeros(n_alas,1);     %%%%%%% EFICIENCIA AERODINAMICA               %%%%%
M_roll=zeros(n_alas,1);  %%%%%%% MOMENTO DE BALANCEO [N.m]             %%%%%
Cn=zeros(n_alas,1);      %%%%%%% COEFICIENTE DE MOMENTO DE BALANCEO    %%%%%
DeltaM_r=cell(n_alas,1); %%%%%%% INCREMENTO DE "Mr" POR PANEL [N.m]    %%%%%
M_pitch=zeros(n_alas,1); %%%%%%% MOMENTO DE CABECEO [N.m]              %%%%%
DeltaM_p=cell(n_alas,1); %%%%%%% INCREMENTO DE "Mp" POR PANEL[N.m]     %%%%%
Cm=zeros(n_alas,1);      %%%%%%% COEFICIENTE DE MOMENTO DE CABECEO     %%%%%
DeltaV=cell(n_alas,1);   %%%%%%% INCREMENTO DE FUERZA VERTICAL [N]     %%%%%
```

```
Gamma=cell(n_alas,1);    %%%%%%% CIRCULACION TOTAL [m/s]              %%%%%
Densigamma=cell(n_alas,1);%%%%%% DENSIDAD DE CIRCULACION [m/s]        %%%%%
cy=cell(n_alas,1);       %%%%%%% DISTRIBUCION DE CUERDA EN "Y"        %%%%%
Circu=cell(n_alas,1);    %%%%%%% DISTRIBUCION DE CIRCULACION EN "Y"   %%%%%
ymed=cell(n_alas,1);     %%%%%%% DISTRIBUCION DE PUNTOS MEDIOS EN "Y" %%%%%
e=zeros(n_alas,1);       %%%%%%% COEFICIENTE DE OSWALD                %%%%%
Clalpha=zeros(n_alas,1); %%%%%%% PENDIENTE DE CURVA DE SUSTENTACION   %%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Coinf=zeros(sum(MxN),sum(MxN));%%% MATRIZ DE COEFICIENTES DE INFLUENCIA %%%
Termind=zeros(sum(MxN),1);     %%% MATRIZ DE TERMINOS INDEPENDIENTES  %%%%%
aero.geom.MxNt=sum(MxN);       %%% NUMERO DE ELEMENTOS DEL VECTOR     %%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%% MONTAJE DEL SISTEMA DE ECUACIONES PARA RESOLVER PROBLEMA AERODINAMICO %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for I=1:(aero.geom.MxNt)
%%% ASIGANCION DE VECTOR PUNTO DE CONTROL Y VELOCIDAD PARA CADA ALFA %%%%%%
xc1=xCont_v(I);
yc1=yCont_v(I);
zc1=zCont_v(I);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%% APLICACION DE LA FUNCION BiotSXYZ %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
[VAB_v,WAB_v]=BiotSXYZ(B2,xc1,yc1,zc1,xA_v,yA_v,zA_v,xB_v,yB_v,zB_v);%Vpri%
[VBC_v,WBC_v]=BiotSXYZ(B2,xc1,yc1,zc1,xB_v,yB_v,zB_v,xC_v,yC_v,zC_v);%VleD%
[VCD_v,WCD_v]=BiotSXYZ(B2,xc1,yc1,zc1,xC_v,yC_v,zC_v,xD_v,yD_v,zD_v);%VleI%
[VDA_v,WDA_v]=BiotSXYZ(B2,xc1,yc1,zc1,xD_v,yD_v,zD_v,xA_v,yA_v,zA_v);%Este%
%%%%%% CALCULO DE LA VELOCIDAD INDUCIDA POR EL CUADRILATERO VORTICE %%%%%%%
VABCD_v=VAB_v+VBC_v+VCD_v+VDA_v;
WABCD_v=WAB_v+WBC_v+WCD_v+WDA_v;
%%%%%%%%%% CALCULO VECTOR DE COEFICIENTES DE INFLUENCIA %%%%%%%%%%%%%%%%%%
CoI_v=(WABCD_v).*nz_v(I)+(VABCD_v).*ny_v(I);
%CALCULO DE MATRIZ DE COEFICIENTES DE INFLUENCIA Y TERMINOS INDEPENDIENTES%
Coinf(I,1:(aero.geom.MxNt))=CoI_v;
termi1=-aero.cond_vu.Uinf_T(1,I)*(nx_v(I));
termi2=aero.cond_vu.Uinf_T(2,I)*(ny_v(I));
termi3=aero.cond_vu.Uinf_T(3,I)*(nz_v(I));
Termind(I,1)=termi1+termi2+termi3;
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%              CALCULO DEL VECTOR COLUMNA DE CIRCULACION TOTAL             %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Gamma_col(1:(aero.geom.MxNt),1)=Coinf\Termind;%Circulacion vector columna
%%%%%%%%%%%%%%%% CIRCULACION EN FORMA MATRICIAL %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
suma=zeros(n_alas,1);
for aN=2:n_alas,
    suma(aN)=sum(aero.MxN(1:(aN-1)));
end
for aN=1:n_alas,
    Gamma{aN}=zeros(M_ala(aN),N_ala(aN));
    for aNi=1:M_ala(aN),
        for j=1:N_ala(aN),
            K=(aNi-1)*N_ala(aN)+j+suma(aN);
            Gamma{aN}(aNi,j)=Gamma_col(K,1);
        end
    end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%       CALCULO DE LA DENSIDAD DE CIRCULACION SOBRE CADA ALA             %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%% DENSIDAD DE CIRCULACION EN BORDE DE ATAQUE %%%%%%%%%%%%%%%
Densigamma{aN}(1,1:N_ala(aN))=Gamma{aN}(1,1:N_ala(aN))./hP{aN}(1,1:N_ala(aN))
;
%%%%%%%%%%%%%%%% DENSIDAD DE CIRCULACION EN EL RESTO DE PANELES %%%%%%%%%%
Gamma1=Gamma{aN}(2:M_ala(aN),1:N_ala(aN));
```

```
Gamma2=Gamma{aN}((2:M_ala(aN))-1,1:N_ala(aN));
hP1=hP{aN}(2:M_ala(aN),1:N_w(aN));
Densigamma{aN}(2:M_ala(aN),1:N_ala(aN))=(Gamma1-Gamma2)./hP1;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%   CALCULO DE LA DISTRIBUCION DE CUERDAS MEDIAS Y CIRCULACIONES        %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
if ala(aN).Staver=='S'
ymed{aN}(1:N_ala(aN))=0.5*(zv{aN}(1,2:(N_ala(aN)+1))+zv{aN}(1,1:N_ala(aN)));
else
ymed{aN}(1:N_ala(aN))=0.5*(yv{aN}(1,2:(N_ala(aN)+1))+yv{aN}(1,1:N_ala(aN)));
end
aero.geom.ymed{aN}(1:N_ala(aN))=ymed{aN}(1:N_ala(aN));
XV1=xv{aN}(end,2:(N_ala(aN)+1));
XV2=xv{aN}(end,1:N_ala(aN));
XV3=xv{aN}(1,(2:(N_ala(aN)+1)));
XV4=xv{aN}(1,1:N_ala(aN));
cy{aN}(1:N_ala(aN))=0.5*(XV1+XV2-XV3-XV4);
   for j=1:N_ala(aN),
   Circu{aN}(j)=Densigamma{aN}(1:M_ala(aN),j)'*hP{aN}(1:M_ala(aN),j);
   aero.aerodinamica.Circu{aN}(j)=Circu{aN}(j);
   end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%     CALCULO DE LA SUSTENTACION,COEFICIENTE DE SUSTENTACION Y          %%
%            DISTRIBUCION DE CL EN LA ENVERGADURA                        %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Delta_L{aN}(1:M_ala(aN),1:N_ala(aN))=rho*Uinf*(Densigamma{aN}.*S_panel{aN});
Delta_Lca{aN,VAoA}=Delta_L{aN}(1:M_ala(aN),1:N_ala(aN));
L(aN)=sum(sum(Delta_L{aN}));
Cl(aN)=L(aN)/(0.5*rho*Uinf^2*aero.geom.Sw(aN));
cly{aN,VAoA}=2*Circu{aN}./(Uinf.*cy{aN});
aero.aerodinamica.Delta_L{aN}=Delta_L{aN};
aero.aerodinamica.L(aN)=L(aN);
aero.aerodinamica.Cl(aN)=Cl(aN);
aero.aerodinamica.cly{aN}=cly{aN};
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%             CALCULO DEL COEFICIENTE DE RESISTENCIA                    %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    if ala(aN).Staver=='S'
       b=aero.geom.b_tot/2;
    else
       b=aero.geom.b_tot;
    end
    Circu{aN}=aero.aerodinamica.Circu{aN};
    N=N_ala;
    ymed{aN}=aero.geom.ymed{aN};
    Sw=aero.geom.Sw(aN);
    AR(aN)=b(aN)^2/aero.geom.Sw(aN);
    e(aN)=effOsw(b(aN),Circu{aN},N(aN),ymed{aN});
    Cdi(aN)=Cl(aN)^2/(AR(aN)*pi*e(aN));
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%   EFICIENCIA AERODINAMICA   %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    Cd0=0.015;%colocarlo en los datos de entrada
    Eff(aN)=Cl(aN)/(Cd0+Cdi(aN));
    aero.aerodinamica.eficiencia=Eff(aN);
    aero.aerodinamica.Cdi=Cdi(aN);
    Cd(aN)=(Cd0+Cdi(aN)); D(aN)=0.5*rho*Uinf^2*aero.geom.Sw(aN)*Cd(aN);
    aero.aerodinamica.D(aN)=D(aN);
    aero.aerodinamica.Cd(aN)=Cd(aN);
    aero.aerodinamica.e=e(aN);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%         CALCULO DEL COEFICIENTE DE MOMENTO BALANCEO ROLL              %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
P_r=aero.cond_vu.P_r;Q_r=aero.cond_vu.Q_r;R_r=aero.cond_vu.R_r;
    aleteado=ala(aN).aleta;
    defle=ala(aN).defle;
    aleron=any(aleteado)&defle(aleteado==1)~=0;
    %
    if any([aleron beta P_r Q_r R_r])
       DeltaL1=Delta_L{aN}(1:M_ala(aN),1:N_ala(aN));
       contrYc=YC{aN}(1:M_ala(aN),1:N_ala(aN));
       DeltaM_r{aN}(1:M_ala(aN),1:N_ala(aN))=DeltaL1.*contrYc;
       M_roll(aN)=-sum(sum(DeltaM_r{aN}));
       Cn(aN)=M_roll(aN)/(0.5*rho*Uinf^2*aero.geom.Sw(aN)*b(aN));
    else
      Cn(aN)=0;
    end
    aero.aerodinamica.DeltaM_r{aN}=DeltaM_r{aN};
    aero.aerodinamica.M_roll(aN)=M_roll(aN);
    aero.aerodinamica.Cn(aN)=Cn(aN);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%          CALCULO DEL COEFICIENTE DE MOMENTO CABECEO PICH                  %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
    DeltaL2=Delta_L{aN}(1:M_ala(aN),1:N_ala(aN));
    contrXc=(XC{aN}(1:M_ala(aN),1:N_ala(aN)));
    DeltaM_p{aN}(1:M_ala(aN),1:N_ala(aN))=DeltaL2.*contrXc;
    M_pitch(aN)=-sum(sum(DeltaM_p{aN}));
    Cm(aN)=M_pitch(aN)/(0.5*rho*Uinf^2*aero.geom.Sw(aN)*b(aN));
    aero.aerodinamica.DeltaM_p{aN}=DeltaM_p{aN};
    aero.aerodinamica.M_pitch(aN)=M_pitch(aN);
    aero.aerodinamica.Cm(aN)=Cm(aN);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%      ALMACENADO DE LOS COEFICIENTES POR CADA ANGULO DE ATAQUE          %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(1,VAoA)=alfa_n; % Fila 1 Angulos de ataque %
aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(2,VAoA)=Cl(aN); % Fila 2 Coeff Sustentacion%
aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(3,VAoA)=Cd(aN); % Fila 3 Coeff Resistencia %
aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(4,VAoA)=Cm(aN); % Fila 4 Coeff Mom Pich    %
aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(5,VAoA)=Cn(aN); % Fila 5 Coeff Mon Roll    %
aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(6,VAoA)=Eff(aN);% Fila 6 Eficiencia Aero   %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%   FUERZAS AERODINAMICAS  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
aero.aerodinamica.FuerAero{aN}(1,VAoA)=alfa_n; % Fila 1 Angulos de ataque %
aero.aerodinamica.FuerAero{aN}(2,VAoA)=L(aN); % Fila 2 Fuerz Sustentacion %
aero.aerodinamica.FuerAero{aN}(3,VAoA)=D(aN); % Fila 3 Fuerz Resistencia  %
aero.aerodinamica.FuerAero{aN}(4,VAoA)=M_pitch(aN); % Fila 3 Momento pitch%
aero.aerodinamica.FuerAero{aN}(5,VAoA)=M_roll(aN); % Fila 4 Momento roll  %
    if VAoA==15
        ala(aN).DeltaLac1=Delta_L{aN};
    elseif VAoA==30
        ala(aN).DeltaLac2=Delta_L{aN};
    end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
end
end
```

Anexo A.2 (Código VLM_plotcurv_v1.m)

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%            PRESENTACION DE RESULTADOS AERODINAMICOS                   %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
clc;
disp('xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx')
disp('x          A CONTINUACION SE MUSTRAN LOS SIGUIENTES               x')
disp('x                       RESULTADOS                                x')
disp('x  1.- Vista 3D de la geometría introducida.                      x')
disp('x                                                                 x')
disp('x  2.- Temperatura, N°de Mach y factor de compresibilidad.        x')
disp('x                                                                 x')
disp('x  3.- Curvas Polares por ala:                                    x')
disp('x                             CL vs Alfa.                         x')
disp('x                             CD vs Alfa.                         x')
disp('x                             CM vs Alfa.                         x')
disp('x                             CN vs Alfa.                         x')
disp('x                             CL vs CD.                           x')
disp('x                             CL/CD vs Alfa.                      x')
disp('x                                                                 x')
disp('x  4.- Curvas Polares por aeronave:                               x')
disp('x                             CL vs Alfa.                         x')
disp('x                             CD vs Alfa.                         x')
disp('x                             CM vs Alfa.                         x')
disp('x                             CN vs Alfa.                         x')
disp('x                             CL vs CD.                           x')
disp('x                             CL/CD vs Alfa.                      x')
disp('x                                                                 x')
disp('x  5.- Parámetros aerodinámicos de interés (CLo,CLalfa,e,Xac,MAC) x')
disp('x                                                                 x')
disp('x  6.- Parámetros para estabilidad estática (Cmo,Cmalfa,dCm/dCL)  x')
disp('x                                           (Cno,Cnalfa,de_trim)  x')
disp('x                                                                 x')
disp('x                   PRESIONE ENTER PARA CONTINUAR                 x')
disp('xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx')
input('','s');
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%                        PLOTEO DEL ALA                                %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
clc;disp('   A CONTINUACION SE MUESTRAN UNA VISTA 3D DE LA AERONAVE     ');
disp('      y 2D DE CADA PERFIL DE CADA ALA [enter]                     ');
input('','s');clc
TP = get(0,'ScreenSize');V3D=figure;
set(V3D,'Name','Vista 3D de la aeronave','NumberTitle','off','Position',TP)
xlabel('Coordenada X')
ylabel('Coordenada Y')
zlabel('Coordenada Z')
subplot(1,2,1)
for aN=1:n_alas
```

```
    if ala(aN).Staver=='S'
        Col1=10*ones(ala(aN).M,round(ala(aN).indT/2));
    else
        Col1=10*ones(ala(aN).M,ala(aN).indT);
    end
    Xplot=ala(aN).geomeAla.Xv;
    Yplot=ala(aN).geomeAla.Yv;
    Zplot=ala(aN).geomeAla.Zv;
surf(Xplot,Yplot,Zplot,Col1,'CDataMapping','direct')
hold on, grid on, axis equal
view(3)
whitebg(gcf,'black')
set(gcf,'Color','k')
material metal
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%           PLOTEO DEL PERFIL AJUSTADO Y NO AJUSTADO                        %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
subplot(1,2,2)
 plot(Xp,Zp,'g *-'),% Perfil Original
 hold on
 plot(XT,ZMC,'b --')
 set(gca,'Color',[0 0 0],'YGrid','on','XGrid','on','YColor',[1 1 1],...
 'XColor',[1 1 1])
 axis equal
 title(nombre_perfil,'Color',[0 0 0],'Fontsize',12.0)
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%        MUESTRA LOS RESULTADOS DE LOS PARAMETROS AMBIENTALES             %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
input('','s');clc;
%%%%%%%%%%%%%%          DESPLIEGUE DE RESULTADOS          %%%%%%%%%%%%%%%%%
disp('             RESULTADOS DE LAS CONDICIONES DE VUELO                  ');
disp('                                                                     ');
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦   TEMPERATURA:                          ¦   ' num2str(T) ' K
¦']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦   PRESION:                              ¦   ' num2str(P) ' Pa
¦']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦   DENSIDAD:                             ¦   ' num2str(rho) '
kg/m^3    ¦']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦   VELOCIDAD DEL SONIDO:                  ¦   ' num2str(V_s) ' m/s
¦']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦   FACTOR DE COMPRESIBILIDAD:             ¦   ' num2str(B2)   '
¦']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦   NUMERO DE MACH:                        ¦   ' num2str(Mach)   '
¦']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp('                                                                     ');
disp('               PRESIONE [ENTER] PARA CONTINUAR                       ');
Tcat='TEMPERATURA (K):';Pcat='PRESION (Pa):';Dcat='DENSIDAD (Kg/m^3):';
Vcat='Vsonido (m/s):';B2cat='B^2:'; Mcat='NUMERO MACH:';
convuelo={Tcat Pcat Dcat Vcat B2cat Mcat;T P rho V_s B2 Mach}';
input('','s');
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%   MUESTRA LAS TABLAS DE CL, CD, CM, CN, POLAR Y EFF VS ALFA POR ALA    %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
for aN=1:n_alas
    tablaparaala=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}';
disp(['        PARAMETROS AERODINAMICOS DEL ALA ' num2str(aN) ' vs ALFA  ']);
disp('                                                                    ');
disp('+-------------------------------------------------------------------
---+');
disp('¦   ALFA   ¦    CL    ¦   CD   ¦    Cm    ¦   Cn    ¦   EFF    ¦   Cmac
¦');
disp('+-------------------------------------------------------------------
---+');
disp(tablaparaala)
disp('+-----------------------------------------------------------------+');
disp('               PRESIONE [ENTER] PARA CONTINUAR                    ');
input('','s');
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%   MUESTRA LAS TABLA DE CL, CD, CM, CN, POLAR Y EFF VS ALFA POR ALA   %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
tablaparaaero=aero.coef_Total';
disp('        PARAMETROS AERODINAMICOS DEL LA AERONAVE vs ALFA  ');
disp('                                                                    ');
disp('+-------------------------------------------------------------------
---+');
disp('¦   ALFA   ¦    CL    ¦   CD   ¦    Cm    ¦   Cn    ¦   EFF    ¦   Cmac
¦');
disp('+-------------------------------------------------------------------
---+');
disp(tablaparaaero)
disp('+-----------------------------------------------------------------+');
disp('               PRESIONE [ENTER] PARA CONTINUAR                    ');
input('','s');
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%   MUESTRA LAS GRAFICAS DE CL, CD, CM, CN, POLAR Y EFF VS ALFA POR ALA %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
clc;disp('   A CONTINUACION SE MUESTRAN LAS CURVAS AERODINAMICAS POR ALA');
disp('      PRESIONE [enter] PARA VISUALIZAR EL DE LA SIGUIENTE ALA     ');
input('','s');clc;fala=zeros;
for aN=1:n_alas
    alfa_n=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(1,:)';
    Cl=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(2,:)';
    Cd=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(3,:)';
    Cm=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(4,:)';
    Cn=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(5,:)';
    Eff=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(6,:)';
    TPG=get(0,'ScreenSize');
    fala(aN) = figure;
    set(fala(aN),'Name',['Parametros Aerodinamicos del ala ' num2str(aN)],...
        'NumberTitle','off','Position',TPG);
%%%%%%%%          RUTINA DE GRAFICACION DE CL VS ALFA             %%%%%%%%
    subplot(2,3,1)
    plot(alfa_n,Cl,'b+-');
    grid on;
    title('CL vs ALFA')
    legend('CL vs ALFA','Location','SouthEast');
    xlabel('Alfa'); ylabel('CL');
%%%%%%%%          RUTINA DE GRAFICACION DE CD VS ALFA             %%%%%%%%
    subplot(2,3,2)
    plot(alfa_n,Cd,'r+-');
    grid on;
    title('CD vs ALFA')
    legend('CD vs ALFA','Location','SouthEast');
```

```
    xlabel('Alfa'); ylabel('CD');
%%%%%%%%          RUTINA DE GRAFICACION DE CL VS CD               %%%%%%%%%
    subplot(2,3,3)
    plot(Cd,Cl,'k+-');
    grid on;
    title('Polar de Resistencia')
    legend('CL vs CD','Location','SouthEast');
    xlabel('CD'); ylabel('CL');
%%%%%%%%          RUTINA DE GRAFICACION DE Cm VS ALFA             %%%%%%%%%
    subplot(2,3,4)
    plot(alfa_n,Cm,'g+-');
    grid on;
    title('Cm vs ALFA')
    legend('Cm vs ALFA','Location','SouthEast');
    xlabel('Alfa'); ylabel('Cm');
%%%%%%%%          RUTINA DE GRAFICACION DE Cn VS ALFA             %%%%%%%%%
    subplot(2,3,5)
    plot(alfa_n,Cn,'m+-');
    grid on;
    title('Cn vs ALFA')
    legend('Cn vs ALFA','Location','SouthEast');
    xlabel('Alfa'); ylabel('Cn');
%%%%%%%%          RUTINA DE GRAFICACION DE Eff VS ALFA            %%%%%%%%%
    subplot(2,3,6)
    plot(alfa_n,Eff,'c+-');
    grid on;
    title('Eff vs ALFA')
    legend('Eff vs ALFA','Location','SouthEast');
    xlabel('Alfa'); ylabel('CL/CD');
%%%%%%%%%%%%%%%%%% PAUSA DE VISUALIZACION DE GRAFICAS %%%%%%%%%%%%%%%%%%
input('','s')
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%   MUESTRA LAS GRAFICAS DE CL, CD, CM, CN, POLAR Y EFF VS ALFA POR     %%
%                                AERONAVE                                 %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
clc;disp('A CONTINUACION SE MUESTRAN LAS CURVAS AERODINAMICAS POR AERONAVE');
disp('      PRESIONE [enter] PARA VISUALIZAR OTROS RESULTADOS    ');
input('','s');clc
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
alfa_n=aero.coef_Total(1,:)';
Cl=aero.coef_Total(2,:)';
Cd=aero.coef_Total(3,:)';
Cm=aero.coef_Total(4,:)';
Cn=aero.coef_Total(5,:)';
Eff=aero.coef_Total(6,:)';
TPG=get(0,'ScreenSize');
faero = figure;
set(faero,'Name','Parametros Aerodinamicos de la Aeronave',...
      'NumberTitle','off','Position',TPG);
%%%%%%%%          RUTINA DE GRAFICACION DE CL VS ALFA             %%%%%%%%%
subplot(2,3,1)
plot(alfa_n,Cl,'b+-');
grid on;
title('CL vs ALFA')
legend('CL vs ALFA','Location','SouthEast');
xlabel('Alfa'); ylabel('CL');
%%%%%%%%          RUTINA DE GRAFICACION DE CD VS ALFA             %%%%%%%%%
subplot(2,3,2)
plot(alfa_n,Cd,'r+-');
grid on;
```

```
title('CD vs ALFA')
legend('CD vs ALFA','Location','SouthEast');
xlabel('Alfa'); ylabel('CD');
%%%%%%%%          RUTINA DE GRAFICACION DE CL VS CD                %%%%%%%%%
subplot(2,3,3)
plot(Cd,Cl,'k+-');
grid on;
title('Polar de Resistencia')
legend('CL vs CD','Location','SouthEast');
xlabel('CD'); ylabel('CL');
%%%%%%%%          RUTINA DE GRAFICACION DE Cm VS ALFA              %%%%%%%%%
subplot(2,3,4)
plot(alfa_n,Cm,'g+-');
grid on;
title('Cm vs ALFA')
legend('Cm vs ALFA','Location','SouthEast');
xlabel('Alfa'); ylabel('Cm');
%%%%%%%%          RUTINA DE GRAFICACION DE Cn VS ALFA              %%%%%%%%%
subplot(2,3,5)
plot(alfa_n,Cn,'m+-');
grid on;
title('Cn vs ALFA')
legend('Cn vs ALFA','Location','SouthEast');
xlabel('Alfa'); ylabel('Cn');
%%%%%%%%          RUTINA DE GRAFICACION DE Eff VS ALFA             %%%%%%%%%
subplot(2,3,6)
plot(alfa_n,Eff,'c+-');
grid on;
title('Eff vs ALFA')
legend('Eff vs ALFA','Location','SouthEast');
xlabel('Alfa'); ylabel('CL/CD');
%%%%%%%%%%%%%%%%%%% PAUSA DE VISUALIZACION DE GRAFICAS %%%%%%%%%%%%%%%%%%%
input('','s');paraaeroala=cell(n_alas,1);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%   VISUALIZACION DE RESULTADOS DE PARAMETROS AERODINAMICOS POR ALA     %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for aN=1:n_alas                                 %                          %
    MAC_ala=ala(aN).geomeAla.MAC_ala;       % Cuerda Media Aerodinamica   %
    Ymac_ala=ala(aN).geomeAla.Ymac_ala;     % Posicion Y de la CMA        %
    XAC=ala(aN).geomeAla.X_ac;              % Centro Aerodinamico         %
    if abs(aero.aerodinamica.Cm_ca{aN})<=1e-10
        CmAC=0;
    else
        CmAC=aero.aerodinamica.Cm_ca{aN};        % Coeficiente momento al CA
%
    end
    if abs(aero.aerodinamica.CL_0(aN))<=1e-10
        CL0=0;CLAlfa=0;alfa_ZL=0;
    else
    CL0=aero.aerodinamica.CL_0(aN);         % Coeficiente CL a AoA=0°     %
    CLAlfa=aero.aerodinamica.CLalfa(aN);    % Pendiente de curva CL alfa  %
    alfa_ZL=aero.aerodinamica.alfa_ZL(aN);  % Linea de sustentacion nula  %
    end
    if abs(aero.aerodinamica.Cmalfa(aN))<=1e-10
        Cmalfa=0;CmCL=0;CM_0=0;deTrim_m=0;
    else
    Cmalfa=aero.aerodinamica.Cmalfa(aN);    % Pendiente de curva Cm alfa  %
    CmCL=aero.aerodinamica.CmCL(aN);        % Coeff estab estat long      %
    CM_0=aero.aerodinamica.Cm_0(aN);        % Coeficiente CM a AoA=0°     %
    deTrim_m=aero.aerodinamica.deTrim_m(aN);% Angulo trim longitudinal    %
    end
```

```
    CnCL=aero.aerodinamica.CnCL(aN);        % Coeff estab estat lateral   %
    CN_0=aero.aerodinamica.Cn_0(aN);        % Coeficiente CN a AoA=0°     %
    deTrim_n=aero.aerodinamica.deTrim_n(aN);% Angulo trim lateral         %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%         DESPLIEGUE DE RESULTADOS          %%%%%%%%%%%%%%%%%%
disp(['     RESULTADOS DE PARAMETROS AERODINAMICOS DEL ALA ' num2str(aN)]);
disp('                                                                      ');
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ CUERDA MEDIA AERODINAMICA [CMA]:          ¦   ' num2str(MAC_ala) '
m']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ POSICION "y" DE LA CMA [Ycma]:            ¦   ' num2str(Ymac_ala) '
m']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ POSICION "x" DEL CENTRO AERODINAMICO:     ¦   ' num2str(XAC) ' m']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ COEFICIENTE DE MOMENTO RESPECTO AL C.A:   ¦   ' num2str(CmAC) ' ']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ COEFICIENTE DE SUSTENTACION A AoA=0°:     ¦   ' num2str(CL0)   '']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ PENDIENTE DE LA CURVA DE SUSTENTACION:    ¦   ' num2str(CLAlfa)   '
1/°']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ LINEA DE SUSTENTACION NULA DEL ALA:       ¦   ' num2str(alfa_ZL)
'°']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ PENDIENTE DE LA CURVA DE MOMENTO CABECEO: ¦   ' num2str(Cmalfa)   '
1/°']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ COEFICIENTE DE ESTABILIDAD LONGITUDINAL:  ¦   ' num2str(CmCL)
'']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ COEFICIENTE DE MOMENTO CABECEO A AoA=0°:  ¦   ' num2str(CM_0)
'']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ ANGULO DE TRIM LONGITUDINAL:              ¦   ' num2str(deTrim_m)
'°']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ COEFICIENTE DE ESTABILIDAD LATERAL:       ¦   ' num2str(CnCL)
'']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ COEFICIENTE DE MOMENTO BALANCEO A AoA=0°: ¦   ' num2str(CN_0)
'']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ ANGULO DE TRIM LATERAL:                   ¦   ' num2str(deTrim_n)
'°']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp('                                                                      ');
disp('               PRESIONE [ENTER] PARA CONTINUAR                        ');
CMAcat='CUERDA MEDIA AERODINAMICA [CMA]:';
Ycmacat='POSICION "y" DE LA CMA [Ycma]:';
Xcacat='POSICION "x" DEL CENTRO AERODINAMICO:';
Cmcacat='COEFICIENTE DE MOMENTO RESPECTO AL C.A:';
CL0cat='COEFICIENTE DE SUSTENTACION A AoA=0°:';
CLalfacat='PENDIENTE DE LA CURVA DE SUSTENTACION:';
AlfaZLcat='LINEA DE SUSTENTACION NULA DEL ALA:';
Cmalfacat='PENDIENTE DE LA CURVA DE MOMENTO CABECEO:';
CmClcat='COEFICIENTE DE ESTABILIDAD LONGITUDINAL:';
CM0cat='COEFICIENTE DE MOMENTO CABECEO A AoA=0°:';
TrimLcat='ANGULO DE TRIM LONGITUDINAL:';
CnClcat='COEFICIENTE DE ESTABILIDAD LATERAL:';
```

```
CN0cat='COEFICIENTE DE MOMENTO BALANCEO A AoA=0°:';
TrinNcat='ANGULO DE TRIM LATERAL:';
paraaeroala{aN}={CMAcat Ycmacat Xcacat Cmcacat CL0cat CLalfacat...
        AlfaZLcat Cmalfacat CmClcat CM0cat TrimLcat CnClcat CN0cat...
        TrinNcat;MAC_ala Ymac_ala XAC CmAC CL0 CLAlfa alfa_ZL Cmalfa...
        CmCL CM_0 deTrim_m CnCL CN_0 deTrim_n}';
input('','s');
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%   VISUALIZACION DE RESULTADOS DE PARAMETROS AERODINAMICOS AERONAVE    %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
CL0_aer=aero.aerodinamica.CL_0_aer;         % Coeficiente CL a AoA=0°     %
CLAlfa_aer=aero.aerodinamica.CLalfa_aer;    % Pendiente de curva CL alfa  %
alfa_ZL_aer=aero.aerodinamica.alfa_ZL_aer;  % Linea de sustentacion nula  %
Cmalfa_aer=aero.aerodinamica.Cmalfa_aer;    % Pendiente de curva Cm alfa  %
CmCL_aer=aero.aerodinamica.CmCL_aer;        % Coeff estab estat long      %
CM_0_aer=aero.aerodinamica.Cm_0_aer;        % Coeficiente CM a AoA=0°     %
deTrim_m_aer=aero.aerodinamica.deTrim_m_aer;% Angulo trim longitudinal    %
CnCL_aer=aero.aerodinamica.CnCL_aer;        % Coeff estab estat lateral   %
CN_0_aer=aero.aerodinamica.Cn_0_aer;        % Coeficiente CN a AoA=0°     %
deTrim_n_aer=aero.aerodinamica.deTrim_n_aer;% Angulo trim lateral         %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%         DESPLIEGUE DE RESULTADOS          %%%%%%%%%%%%%%%%%%
disp('     RESULTADOS DE PARAMETROS AERODINAMICOS DE LA AERONAVE ');
disp('                                                                ');
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ COEFICIENTE DE SUSTENTACION A AoA=0°:     ¦   ' num2str(CL0_aer)
'']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ PENDIENTE DE LA CURVA DE SUSTENTACION:    ¦   ' num2str(CLAlfa_aer)
' 1/°']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ LINEA DE SUSTENTACION NULA DEL ALA:       ¦   ' num2str(alfa_ZL_aer)
'°']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ PENDIENTE DE LA CURVA DE MOMENTO CABECEO: ¦   ' num2str(Cmalfa_aer)
' 1/°']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ COEFICIENTE DE ESTABILIDAD LONGITUDINAL:  ¦   ' num2str(CmCL_aer)
'']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ COEFICIENTE DE MOMENTO CABECEO A AoA=0°:  ¦   ' num2str(CM_0_aer)
'']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ ANGULO DE TRIM LONGITUDINAL:              ¦   '
num2str(deTrim_m_aer)   '°']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ COEFICIENTE DE ESTABILIDAD LATERAL:       ¦   ' num2str(CnCL_aer)
'']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ COEFICIENTE DE MOMENTO BALANCEO A AoA=0°: ¦   ' num2str(CN_0_aer)
'']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp(['¦ ANGULO DE TRIM LATERAL:                   ¦   '
num2str(deTrim_n_aer)   '°']);
disp('+-----------------------------------------+--------------------+');
disp('                                                                ');
disp('               PRESIONE [ENTER] PARA CONTINUAR                  ');
CL0cat='COEFICIENTE DE SUSTENTACION A AoA=0°:';
CLalfacat='PENDIENTE DE LA CURVA DE SUSTENTACION:';
AlfaZLcat='LINEA DE SUSTENTACION NULA DEL ALA:';
```

```
Cmalfacat='PENDIENTE DE LA CURVA DE MOMENTO CABECEO:';
CmClcat='COEFICIENTE DE ESTABILIDAD LONGITUDINAL:';
CM0cat='COEFICIENTE DE MOMENTO CABECEO A AoA=0°:';
TrimLcat='ANGULO DE TRIM LONGITUDINAL:';
CnClcat='COEFICIENTE DE ESTABILIDAD LATERAL:';
CN0cat='COEFICIENTE DE MOMENTO BALANCEO A AoA=0°:';
TrinNcat='ANGULO DE TRIM LATERAL:';
paraaeroaero={CL0cat CLalfacat AlfaZLcat Cmalfacat CmClcat CM0cat...
           TrimLcat CnClcat CN0cat TrinNcat;CL0_aer CLAlfa_aer alfa_ZL_aer...
           Cmalfa_aer CmCL_aer CM_0_aer deTrim_m_aer CnCL_aer CN_0_aer...
           deTrim_n_aer}';
input('','s');clc
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%    PLOTEO DE LA DISTRIBUCION DE SUSTENTACION A A UN AoA POR ALA       %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
disp('xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx')
disp('x SELECCIONE UN ANGULO DE ATAQUE PARA EL CUAL QUIERE VISUALIZAR LA x')
disp('x LA DISTRIBUCION DE SUSTENTACION A LO LARGO DE LA ENVERGADURA     x')
disp('x DE CADA ALA                                                     x')
disp('xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx')
secuencia=1:30;
disp('');fcly=zeros;
Angulo=input('INGRESE EL ANGULO DE ATAQUE: ');
for aN=1:n_alas
    alfa_n=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}(1,:);
    pos_a=interp1(alfa_n,secuencia,Angulo);
    Y_cly=0.5*(cly{aN,fix(pos_a)}+cly{aN,fix(pos_a)+1});
    X_ymed=ymed{aN};
    clyg=get(0,'ScreenSize');
    fcly(aN) = figure;
    set(fcly(aN),'Name',['Distribucion de Sustentacion del ala'
num2str(aN)],...
        'NumberTitle','off','Position',clyg);
    plot(X_ymed,Y_cly);
    grid on;
    titulo3=['Distribucion de Sustentacion del Ala ' num2str(aN)];
    title(titulo3)
    legenda=['alfa=' num2str(Angulo)];
    legend(legenda);
    xlabel('Y'); ylabel('CLy');hold off
end
```

Anexo A.3 (Código VLM_savedata_v1.m)

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%   ALMACENAJE DE DATOS, TABLAS Y FIGURAS DEL PROYECTO AERONAVE         %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
clc;
disp('xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx')
disp('x AL PRESIONAR LA TECLA [ENTER] EL PROGRAMA GUARDARA LOS RESULTADOS x')
disp('x EN UNA CARPETA QUE SE UBICARA EN EL CURRENT FOLDER CON EL NOMBRE  x')
disp('x QUE USTED LE ASIGNE A SU PROYECTO (FORMATOS: txt y xlsx)          x')
disp('x                   PRESIONE ENTER PARA CONTINUAR                   x')
disp('xxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxxx')
input('','s');
disp(' ');tic
Projectname=input('NOMBRE DEL PROYECTO: ','s');
%Obtener el Path de la carpeta Actual
[stat,struc] = fileattrib;
PathCurrent = struc.Name;
for aN=1:n_alas
    %crear las rutas (Path) para carpetas y archivos
    FolderName = ['Archivos del Ala' num2str(aN)];
    PathFolder = [PathCurrent ['/RESULTADOS PROYECTO ' Projectname '/']
FolderName];
    NameFile = [PathFolder '/coef_aero.txt'];
    Nameexcel = [PathFolder '/coef_aero.xls'];
    Nameexcel1 = [PathFolder '/param_aero.xls'];
% crear las carpetas para guardar los resultados
    mkdir([PathCurrent '/RESULTADOS PROYECTO ' Projectname], FolderName);
% crear un archivo .txt con datos
    fileID = fopen(NameFile,'w');
    fprintf(fileID,'\n%8s %8s %8s %8s %8s %8s
%8s\n\n','\alpha','CL','CD','Cm','Cn','CL/CD','Cmca');
    fprintf(fileID,'%8.4f %8.4f %8.4f %8.4f %8.4f %8.4f
%8.4f\n',aero.aerodinamica.CoefAero{aN});
    fclose(fileID);
% guardar figura en la carpeta
    saveas(fala(aN), [PathFolder '/coef.fig'], 'fig');
    saveas(fcly(aN), [PathFolder '/distr_Cly.fig'], 'fig');
% guardar tabla.mat en la carpeta
    coefiala=aero.aerodinamica.CoefAero{aN}';
    paraala=paraaeroala{aN};
    save([PathFolder '/Dataala.mat'],'coefiala');
    save([PathFolder '/Paraaerodi.mat'],'coefiala');
%Guardar datos en archivo EXCEL
```

```
    titulo = {'\alpha' 'CL' 'CD' 'Cm' 'Cn' 'CL/CD'};
    datos = vertcat(aero.aerodinamica.CoefAero{aN})';
    xlswrite(Nameexcel, titulo, 1, 'A1');
    xlswrite(Nameexcel, datos, 1, 'A2');
    titulo = {'CMA' 'Ycma' 'Xca' 'Cmca' 'CLo' 'CLalfa' 'alfaZL' 'Cmalfa'...
              'dCm/dCL' 'Cmo' 'Atrim_long' 'dCn/dCL' 'Cno' 'Atrim_Lat'};
    datos1 = vertcat(paraaeroala{aN}(:,2))';
    xlswrite(Nameexcel1, titulo, 1, 'A1');
    xlswrite(Nameexcel1, datos1, 1, 'A2');
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%   ALMACENAJE DE DATOS, TABLAS Y FIGURAS DEL PROYECTO AERONAVE         %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%crear las rutas (Path) para carpetas y archivos
FolderName = ['Archivos de la Aeronave ' Projectname];
PathFolder = [PathCurrent ['/RESULTADOS PROYECTO ' Projectname '/']
FolderName];
NameFile = [PathFolder '/coef_aeronave.txt'];
Nameexcel = [PathFolder '/coef_aeronave.xls'];
Nameexcel1 = [PathFolder '/condvuelo_aeronave.xls'];
Nameexcel2 = [PathFolder '/param_aerod_aeronave.xls'];
% crear las carpetas para guardar los resultados
mkdir([PathCurrent '/RESULTADOS PROYECTO ' Projectname], FolderName);
% crear un archivo .txt con datos
fileID = fopen(NameFile,'w');
fprintf(fileID,'\n%8s %8s %8s %8s %8s %8s
%8s\n\n','\alpha','CL','CD','Cm','Cn','CL/CD','Cmac');
fprintf(fileID,'%8.4f %8.4f %8.4f %8.4f %8.4f %8.4f
%8.4f\n',aero.coef_Total);
fclose(fileID);
% guardar figura en la carpeta
saveas(faero, [PathFolder '/coef.fig'], 'fig');
saveas(V3D, [PathFolder '/V3D.fig'], 'fig');
% guardar workspace en la carpeta
coefiaero=aero.coef_Total;
save([PathFolder '/workspace.mat']);
save([PathFolder '/Dataero.mat'], 'coefiaero');
%Guardar datos en archivo EXCEL
titulo = {'\alpha' 'CL' 'CD' 'Cm' 'Cn' 'CL/CD'};
datos = vertcat(aero.coef_Total)';
xlswrite(Nameexcel, titulo, 1, 'A1');
xlswrite(Nameexcel, datos, 1, 'A2');
titulo1 = {'T(K)' 'P(Pa)' 'rho(Kg/m^3)' 'Vs(m/s)' 'B^2' 'Mach'};
datos1 = vertcat(convuelo(:,2))';
xlswrite(Nameexcel1, titulo1, 1, 'A1');
xlswrite(Nameexcel1, datos1, 1, 'A2');
titulo2 = {'CLo' 'CLalfa' 'alfaZL' 'Cmalfa' 'dCm/dCL' 'Cmo' 'Atrim_long'...
           'dCn/dCL' 'Cno' 'Atrim_Lat'};
datos2 = vertcat(paraaeroaero)';
xlswrite(Nameexcel2, titulo2, 1, 'A1');
xlswrite(Nameexcel2, datos2, 1, 'A2');toc
```

MANUAL DE USUARIO
VLM_NDVen_V1.(ANEXO A.4)

Aspectos Generales.

Antes de iniciar VLM_NDVen_v1, el usuario debe abrir en el computador, MATLAB R2010a o una versión superior.

Estructuración del programa.

El programa está estructurado en 5 bloques procedimentales generales, como lo son:

BLOQUE 1: Datos de entrada.
BLOQUE 2: Mallado o seccionado de superficie.
BLOQUE 3: Cálculo de la velocidad inducida por cada herradura
BLOQUE 4: Cálculo de la magnitud de los vórtices de cada sección.
BLOQUE 5: Cálculo de las variables aerodinámicas y curvas polares.

El Usuario solo interviene en el Bloque 1 y podrá visualizar y manipular los resultados emitidos por el programa en los formatos: .xlsx, .dat y .txt.

Los Bloques se distribuyen en módulos como se ve en la figura 1.

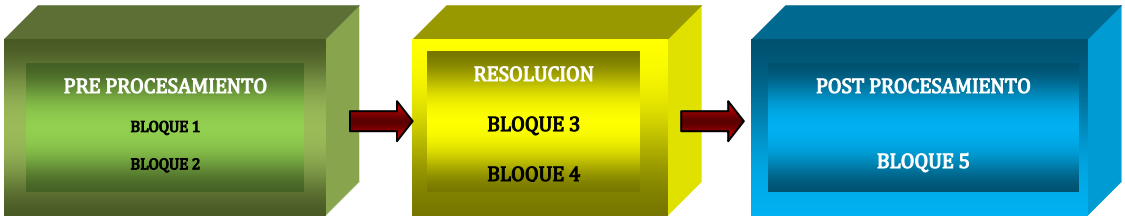


Figura 1

El Usuario interactúa con el programa en el modulo de pre-procesamiento en la carga de datos y en el modulo de post-procesamiento en el análisis de resultados.

Introducción de la geometría del ala.

La carga de la geometría se hace secuencialmente por ala y se pueden cargar tantas alas como el usuario desee cargar (Ej: Ala 1-Ala principal de la aeronave, Ala 2-Estabilizador Horizontal, Ala 3-Estabilizador Vertical). Cada ala está formada por cajones, en donde, para todas la alas, el cajón 1 corresponde a la sección de fuselaje, para el ala 1 en cada cajón se pueden colocar hipersustentadores o alerones como se ve en la figura 2

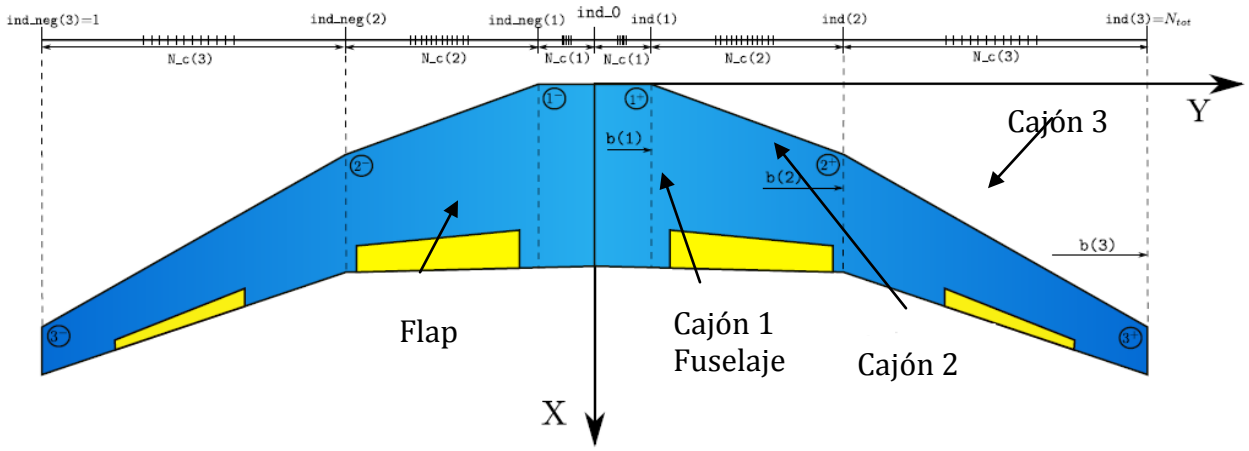


Figura 2

En la ventana Command Window de MATLAB la herramienta solicitara al usuario los datos geométricos, como se muestra en la figura 3

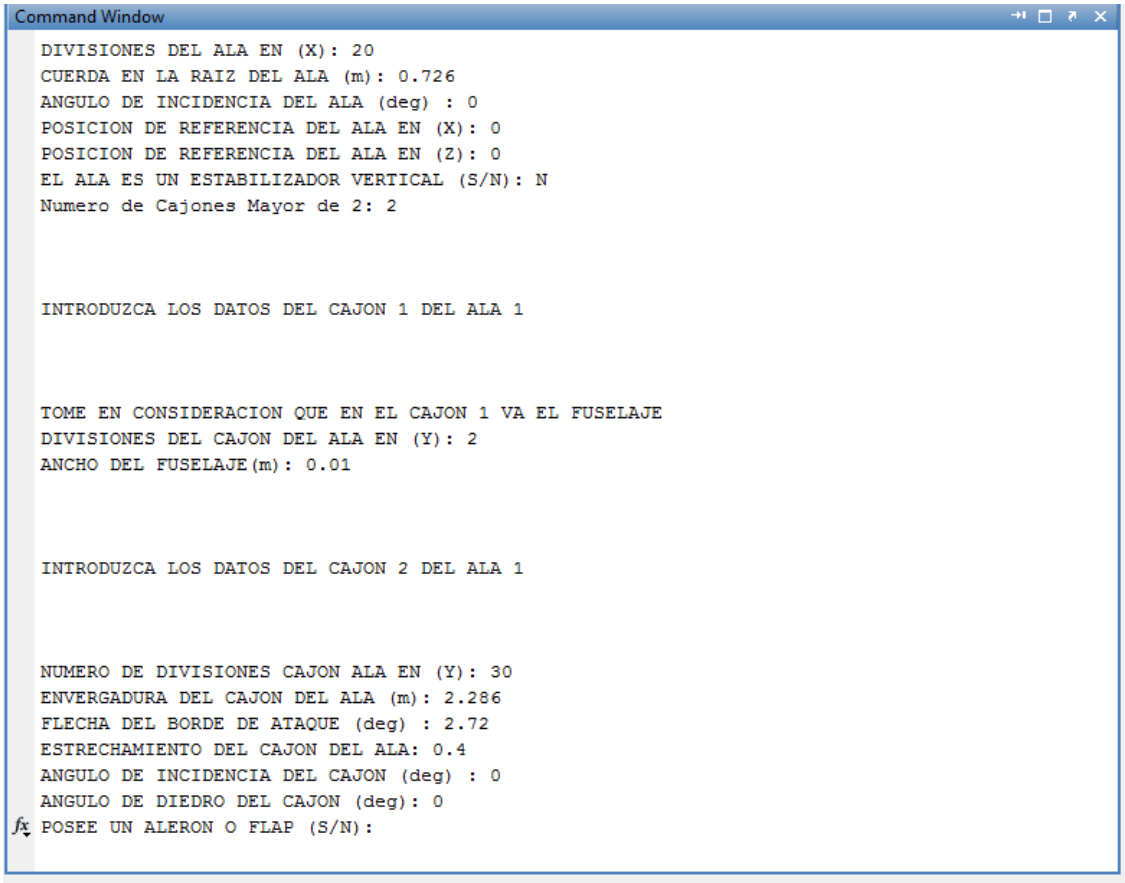


Figura 3

La herramienta solicita inicialmente cada dato, por ala y en cada ala por cajón pasando de dato a dato con la tecla [ENTER], tomando en cuenta que el cajón 1 de cada ala corresponde al lugar donde se ubicara el fuselaje.

Introducción del perfil de cada ala.

Inmediatamente después de cargar todos los datos geométricos, la herramienta solicita se introduzca el nombre del perfil con las instrucciones respectivas de cómo hacerlo como se muestra en la figura 4

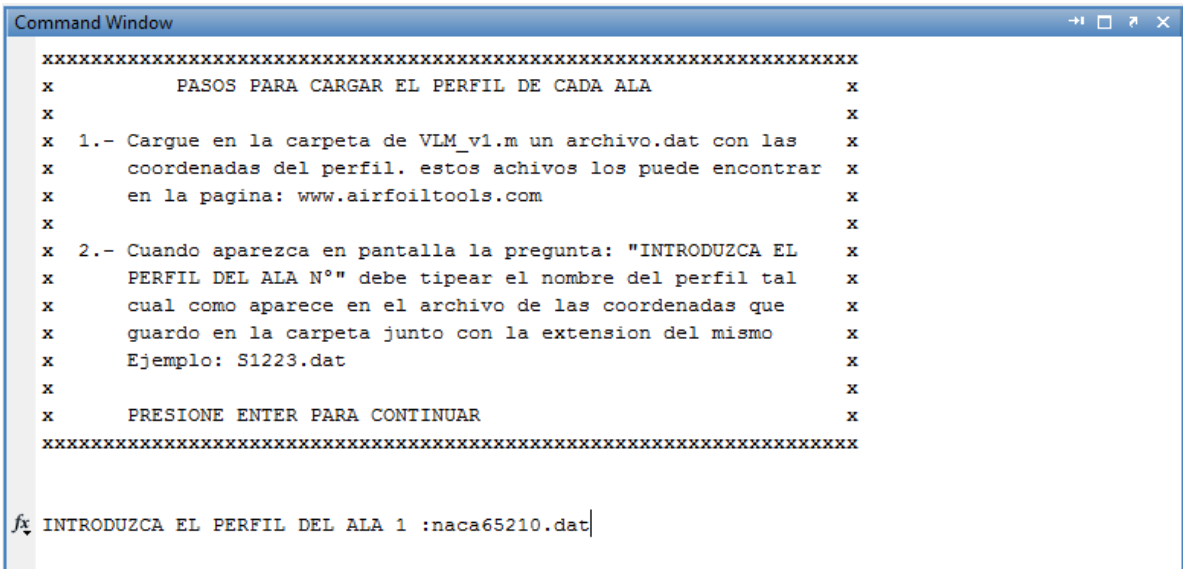


Figura 4

Nótese en la figura 4, que el programa sugiere al usuario el uso de una página web para la carga de las coordenadas del perfil en caso de que el mismo no haya sido cargado previamente en el sistema.

Carga de los datos de condiciones de vuelo

La herramienta solicita al usuario una serie de datos ambientales entre los cuales los más importantes son:

1.- Velocidad de la corriente libre en (m/s).

2.- Altitud de vuelo en (m).

3.- Angulo de ataque inicial (°). Este es el ángulo a partir del cual se comienzan a graficar las curvas polares.

4.- Angulo de ataque final (°). Este es el ángulo a hasta donde se graficarán las curvas polares.

5.- Componentes dinámicas rotacionales de la velocidad (rad/s).

6.- Angulo de resbalamiento (°).

Tal y como se muestra en la figura 5

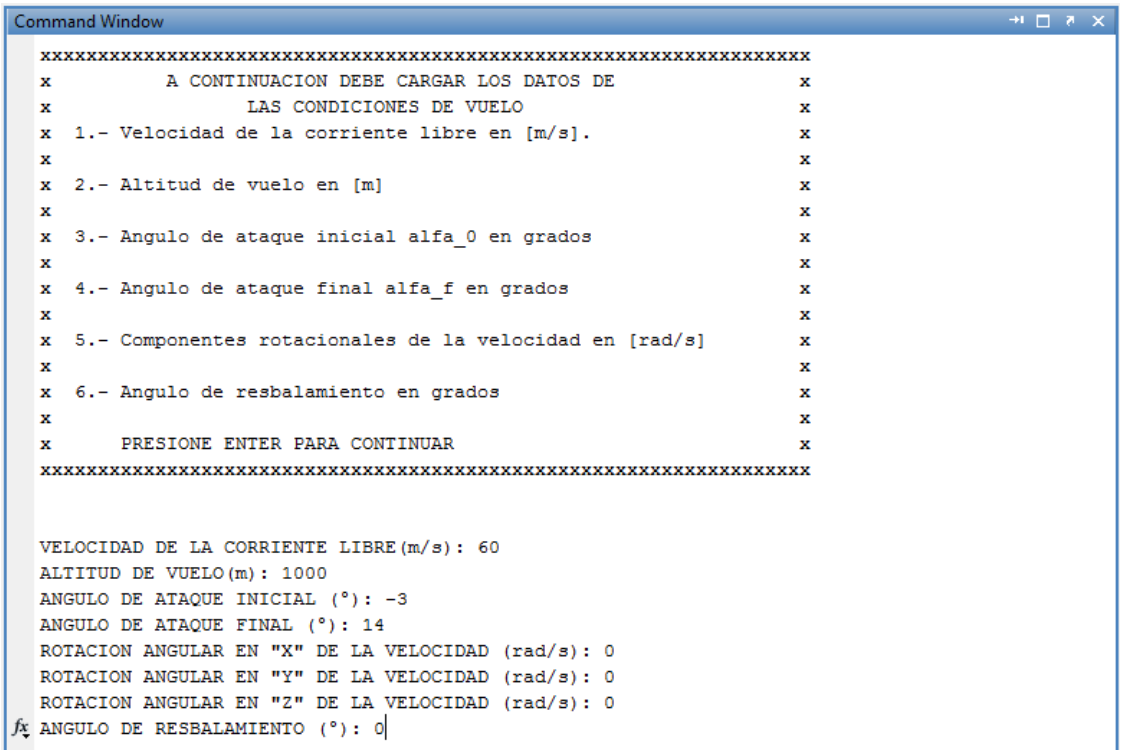


Figura 5

Resultados del programa.

Para visualizar los resultados en primer lugar el programa despliega un listado de lo mostrara después de que el usuario presione la tecla [ENTER]

1.-Vista 3D de la geometría introducida

2.- Parámetros ambientales.

3.- Curvas polares por ala.

4.- Curvas polares por aeronave.

5.- Parámetros aerodinámicos de interés.

6.- Parámetros de estabilidad estática.

Tal y como se muestra en la ventana de la figura 6

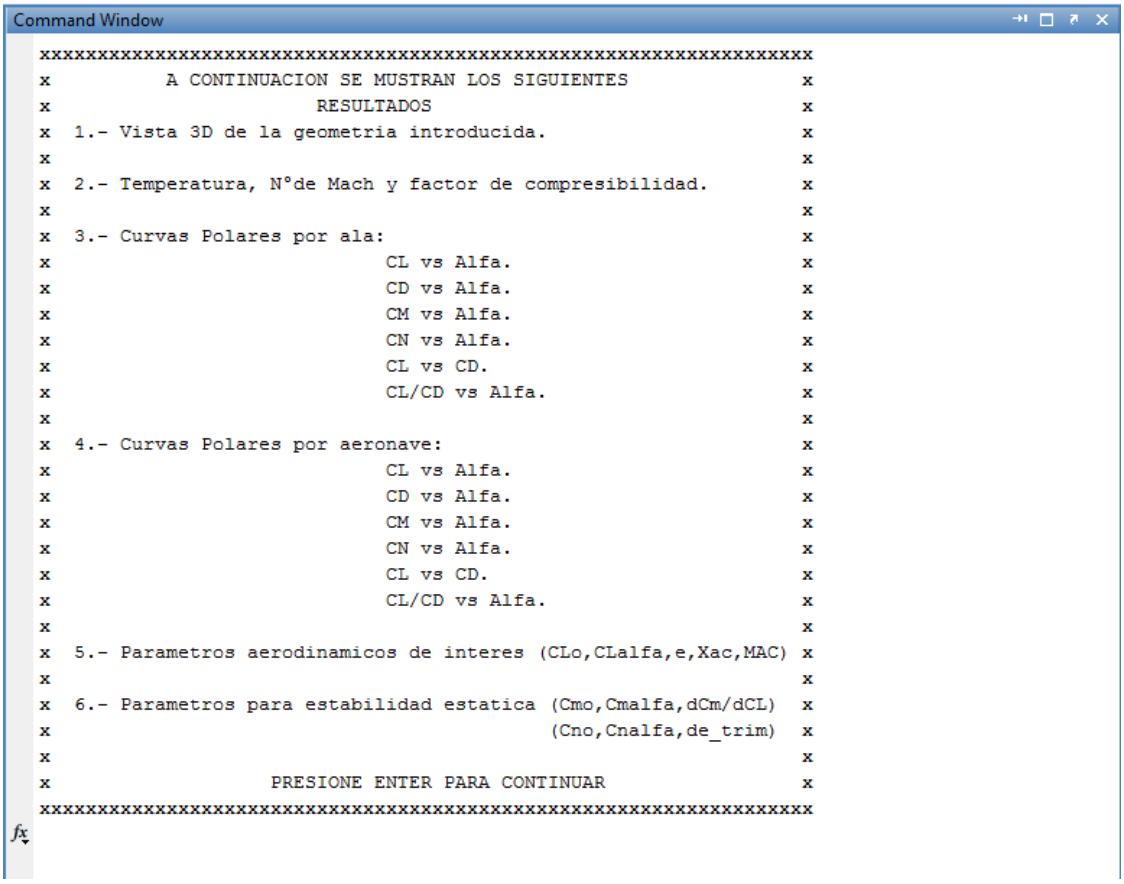


Figura 6

Es de hacer notar que los resultados se desplegaran en pantalla en el orden que aparece en la lista de la figura 6 y el usuario los podrá visualizar y detallar hasta presionar de nuevo la tecla [ENTER].

Despliegue de la vista 3D de la geometría introducida

El usuario puede visualizar la vista 3D de la aeronave o ala, con el mallado superficial respectivo como se muestra en la figura 7.

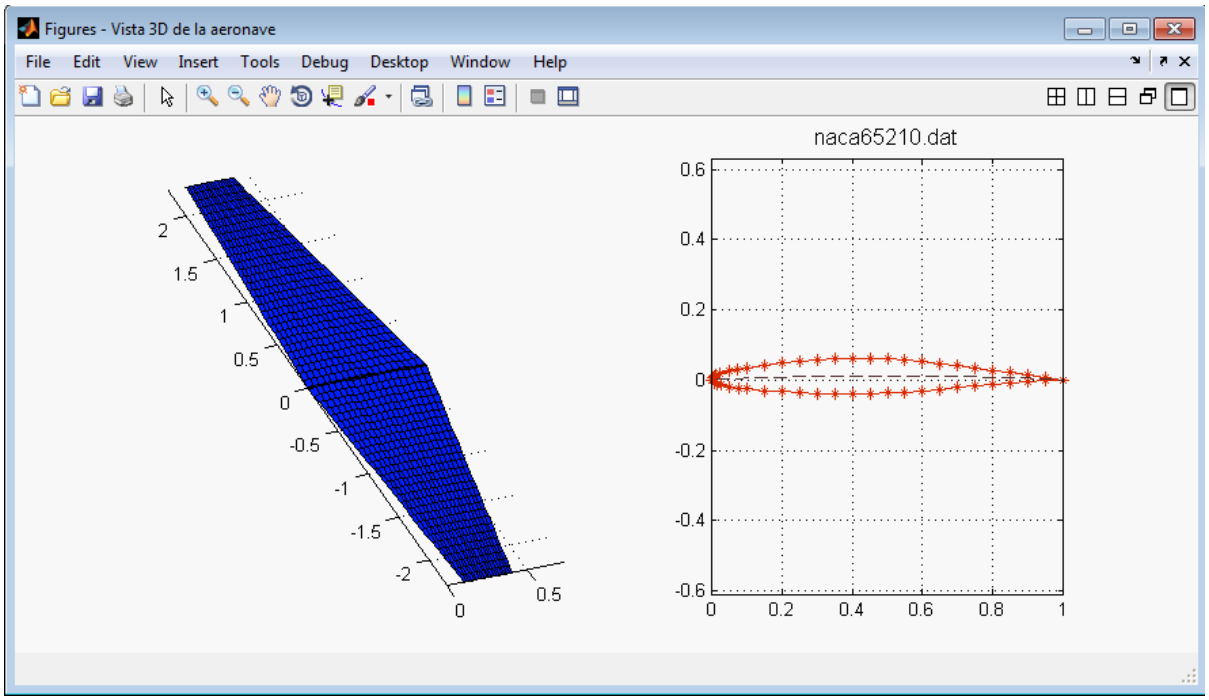


Figura 7

Resultados de las condiciones de vuelo.

Luego del despliegue de la vista 3D de la aeronave, al presionar la tecla [ENTER] se visualiza en pantalla un recuadro con los resultados de los parámetros calculados de las condiciones de vuelo.

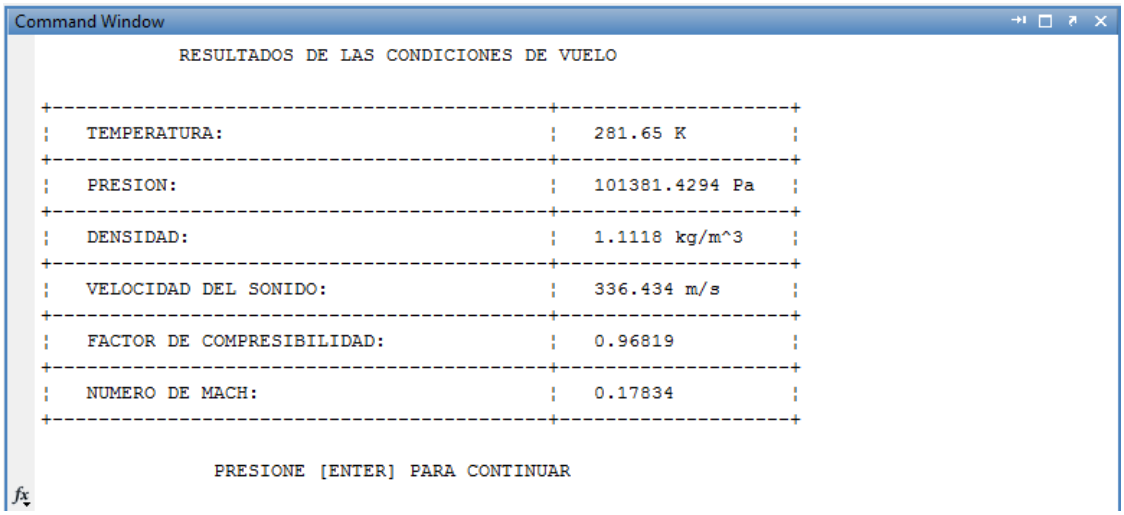


Figura 8

Gráfico y tablas de curvas polares por ala.

La herramienta entrega al usuario para su graficación y almacenaje las tablas de datos aerodinámicos y las graficas de las curvas polares de interés mostradas en la ventana de la figura 9. Las tablas son mostradas en pantalla, una a una, por ala y luego muestra la tabla solución por aeronave. Una vez mostradas las tablas la herramienta muestra un panel que contiene las seis graficas de la misma forma por ala y luego un panel por la aeronave total.

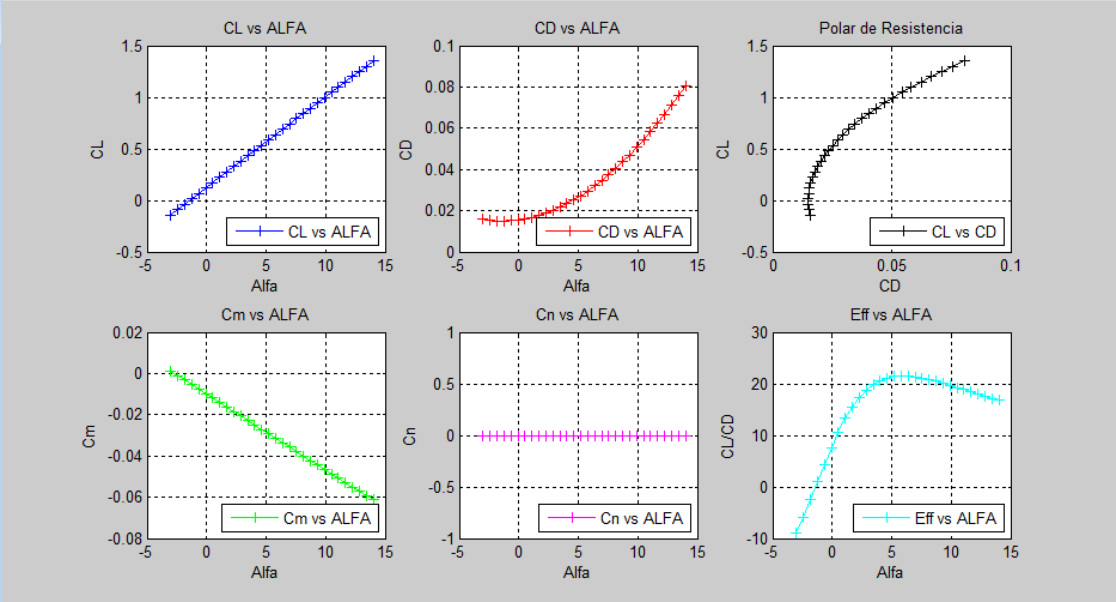


Figura 9

Gráfica de la distribución de coeficientes de sustentación a lo largo de la envergadura.

Con la finalidad de que el usuario tenga una idea visual de cómo es el comportamiento de la distribución de coeficientes de sustentación a lo largo del ala y éste pueda tomar decisiones en cuanto a la modificación o no de la geometría, la herramienta despliega la gráfica de Cl vs Y en pantalla para un ángulo de ataque dado por el usuario, como se muestra en la figura 6.11

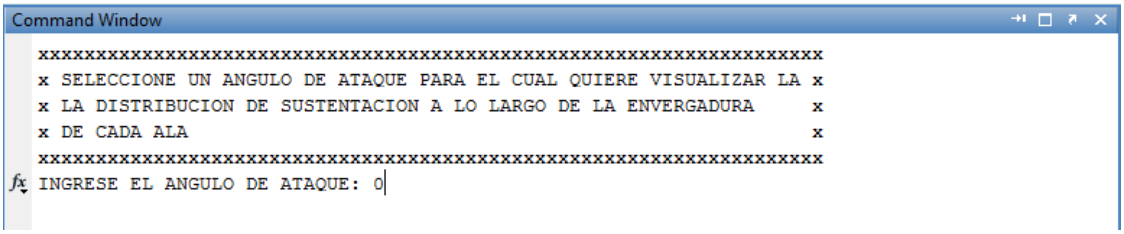


Figura 10

Luego la herramienta muestra en pantalla la grafica de la distribución de coeficientes de sustentación, como se muestra en la figura 11. para el ángulo de ataque alfa seleccionado por el usuario mostrado en la leyenda.

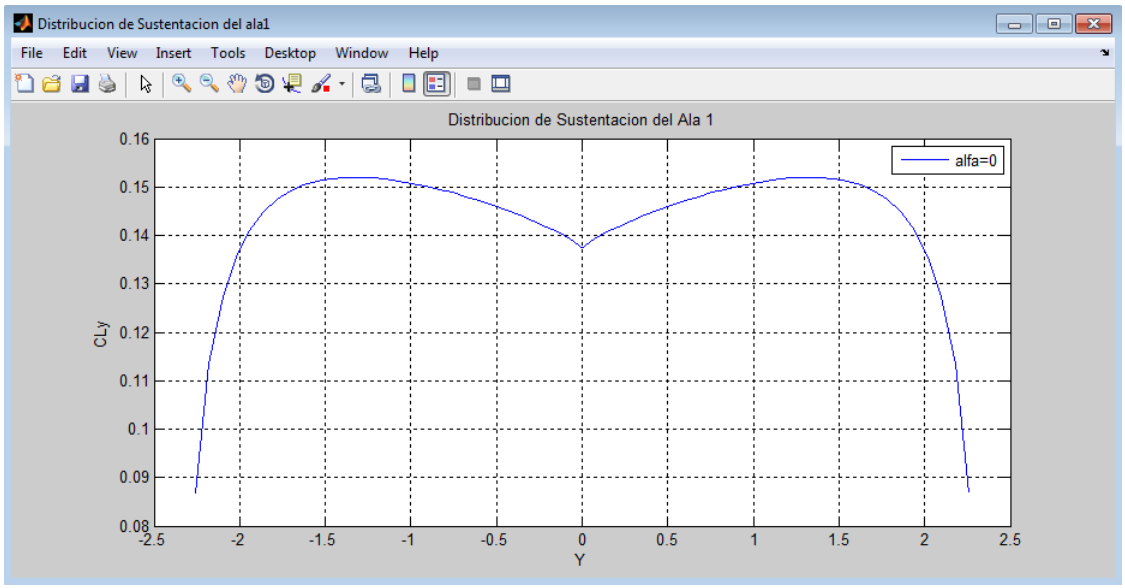


Figura 11

Almacenamiento de resultados en archivos de extensión .txt y .xlsx.

Con la finalidad de que el usuario cuente con tener los resultados en formatos de manejo de datos para realizar los análisis de su preferencia, el programa entrega una serie de archivos de datos numéricos y gráficos, este procedimiento inicia, una vez desplegada la grafica de la distribución de coeficientes de sustentación a lo largo de la envergadura, con un menú como el que se muestra en la figura 12.

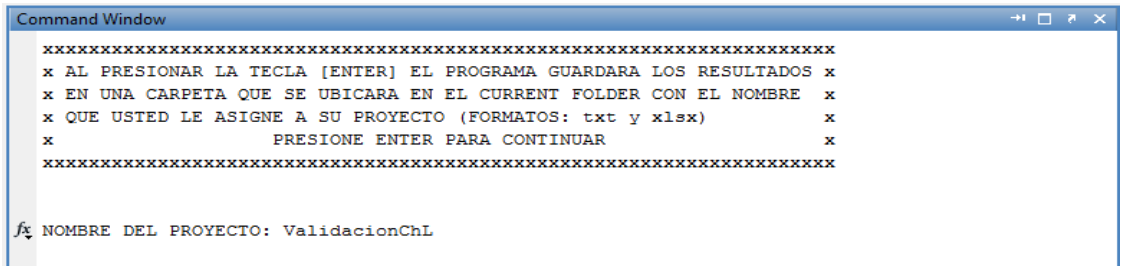


Figura 12

Las carpetas de almacenaje de datos recibirán el nombre del proyecto asignado por el usuario para su fácil identificación y ubicación en las carpeta de archivos MATLAB, en la ventana *Current Folder*, como se muestra en la figura 13a. Al abrir la carpeta de resultados se encuentran tantas carpetas como alas posea la aeronave analizada que contienen archivos de resultados por ala y una carpeta que contiene los archivos de resultados de la aeronave completa como se muestra en la figura 13b,

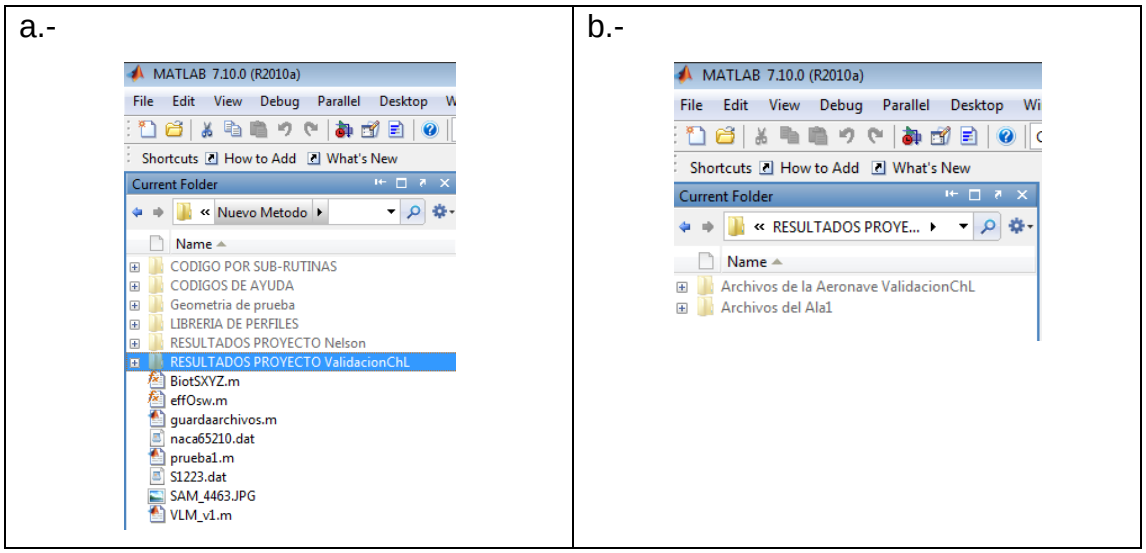


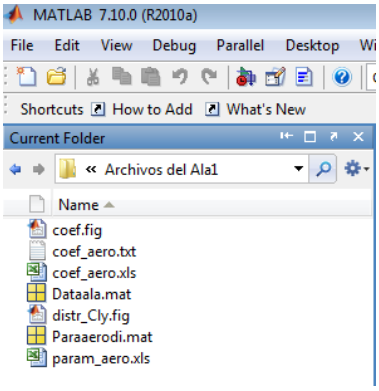
Figura 13. a).- Carpeta de almacenaje de resultados. b).-Carpetas de almacenaje por ala y por aeronave.

En cada carpeta de la figura 13b, se almacenan los resultados del proyecto por ala y por aeronave en los formatos .txt, .xlsx, .fig y .mat el ultimo contentivo de los valores de todas las variables utilizadas por la herramienta

para futuras aplicaciones con la intención de que el usuario investigador ahorre tiempo y pueda probar varias configuraciones de forma rápida.

La carpeta “Archivos del Ala N°” contiene 7 archivos y la carpeta “Archivos de la aeronave Nombre del proyecto” contiene 8 archivos con todos los resultados del proyecto como se muestra en la figura 14a y 14b

a.-



b.-

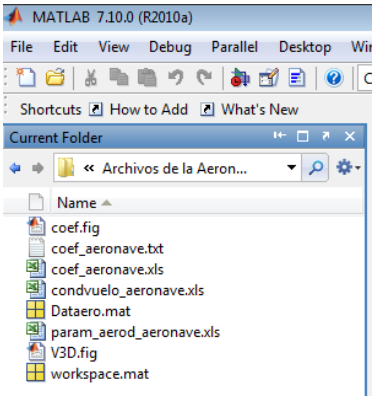


Figura 14 a).- Archivos del Ala. b).- Archivos de la aeronave.

Referencias

Abbott & Von Doenhoff. (1949). *Theory of wing section*. 1ra Edición. New York. Dover Publications.

Bertin, J.J. & Smith, M.L. (1998). *Aerodynamics for Engineer.* 3ra Edición. New Jersey. Editorial Prentice Hall.

Boschetti, P. (2006) *Reducción de resistencia aerodinámica en el avión no tripulado de conservación ecológica*, Universidad Simón Bolívar, Venezuela.

Cardenas, E. Boschetti, P. & Amerio, A. (2009) *Stability and Flying Qualities of an Unmanned Airplane using Vortex Lattice Method*, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition 5 - 8, Orlando, Florida.

Chao, L. 2007. *Wake Vortex Encounter Analysis with Different Wake Vortex Models Using Vortex-Lattice Method*.Delft University of Technology.

Cummings, R. & Mason, W. et al. 1995. *Applied computational aerodynamics a modern engineering approach*. 1a Edición. Cambridge Aerospace Series.

Enouy, R. E. & Dragusin, G. 2007. *Application of Vortex Lattice Methods to analyze the performance of a glider*.

Fox, R. & McDonald, A. 1996. *Introducción a la mecánica de fluidos*. 4ta Edición. México. Editorial Mc.Graw Hill.

Guerra, R. 2004. *Diseño de perfiles aerodinámicos mediante programas evolutivos*. Universidad Central de Venezuela (UCV).

Hernández, M.T. 2003. *Manual de Trabajos de Grado, Especialización, Maestría y Tesis doctorales.* 3ra Edición. Venezuela. FEDUPEL

Hsichun, M.1971. *VLM for calculating aerodynamic coefficients*. Transaction of the astronautical society. Volúmen 1, 60.11.1, Pag 1-22.

Melin, T. 2000. *A vortex lattice MATLAB implementation for linear aerodynamic wing application*. Royal Institute of Technology (KTH).

Robert C. N (1998). *Aircraft Stability and Automatic Control*. 2da Edición. New York. Editorial McGraw-Hill,.

Rodríguez, F.(2002). *Aerodinámica*. Recuperado de: http://www.geocities.ws/ferpilot/Aerodinamica1.htm. geocities. 15 de febrero 2015.

Thiart, G. 2001. *Generalized vortex lattice method for prediction of hydrofoil characteristics*, R & D Journal, Volúmen 17,Pag 35-46

Vanderplaats, G.N. 1984, *Numerical Optimization Techniques for Engineering Design*. 3ra Edición. McGraw-Hill.