

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN  
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**



**DISEÑO DE UN MECANISMO PARA UN PERFIL ALAR  
CON EXTRADÓS VARIABLE**

**POR**

**LUIS CAMILO RAMÍREZ LOAIZA**

**COMO REQUISITO PARA OBTENER EL GRADO DE  
MAESTRÍA EN INGENIERÍA AERONÁUTICA CON  
ORIENTACIÓN EN ESTRUCTURAS**

**NOVIEMBRE, 2017**

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN**  
**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**  
**SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO**



**DISEÑO DE UN MECANISMO PARA UN PERFIL ALAR  
CON EXTRADÓS VARIABLE**

**POR**

**LUIS CAMILO RAMÍREZ LOAIZA**

**COMO REQUISITO PARA OBTENER EL GRADO DE  
MAESTRÍA EN INGENIERÍA AERONÁUTICA CON  
ORIENTACIÓN EN ESTRUCTURAS**

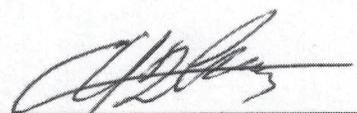
**NOVIEMBRE, 2017**

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN**  
**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**  
**SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO**

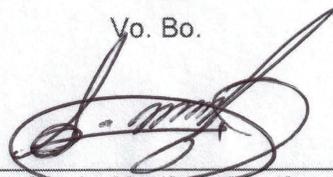
Los miembros del Comité de Tesis recomendamos que la Tesis "**Diseño de un Mecanismo para un Perfil Alar con Extradós Variable**", realizada por el alumno **Luis Camilo Ramírez Loaiza**, con número de matrícula 1831335 sea aceptada para su defensa como opción al grado de Maestría en Ingeniería Aeronáutica con Orientación en Estructuras.

El Comité de Tesis

  
\_\_\_\_\_  
Dr. Martín Castillo Morales  
Director

  
\_\_\_\_\_  
Dr. Carlos Manuel Rodríguez Román  
Revisor

  
\_\_\_\_\_  
Dr. Pedro López Cruz  
Revisor

Vo. Bo.  
  
\_\_\_\_\_  
Dr. Simón Martínez Martínez  
Subdirector de Estudios de Posgrado



San Nicolás de los Garza, Nuevo León, Noviembre de 2017

*A mi madre Yazmín Loaiza Ospina, Por acompañarme y aconsejarme en cada  
decisión que he tomado en el camino, además enseñarme tantas cosas las  
cuales han forjado la persona que soy.*

## **RESUMEN**

La morfología en aeronaves está basada en reconfigurar su estructura con el fin de mejorar características de desempeño, dichos cambios a diferencia de los sistemas convencionales deben ser continuos, lo que involucra realizar un diseño teniendo en cuenta sistemas que soporten cargas elevadas y permitan deformaciones considerables cuando sean accionados. El principal problema es encontrar el criterio de diseño bajo el cual se logren los cambios de forma establecidos de acuerdo a un perfil de misión; la solución puede ser planteada mediante el diseño de mecanismos de cuerpos rígidos, mecanismos flexibles (*compliant mechanism*) o sistemas actuados mediante materiales inteligentes.

Debido a que es posible reducir la velocidad de una aeronave de fumigación mediante el ajuste del perfil alar, lo cual es requerido para campos pequeños, se realiza el diseño de un perfil alar con geometría variable basado en síntesis de mecanismos rígidos, este método permite adaptar la geometría de un conjunto de perfiles con diferentes longitudes de arco, generando eslabones a través del perfil aerodinámico los cuales se unen mediante juntas de revoluta y prismáticas. La geometría de cada eslabón es determinada mediante la segmentación de dos perfiles objetivo especificando un error aceptable.

La síntesis fue realizada para obtener un mecanismo de un grado de libertad, para lo cual fue necesario encontrar los rotopolos de los eslabones fijos al bastidor y seleccionar los tipos de cadenas cinemáticas o grupos Assur para encontrar la configuración estructural de los mecanismos.

Seis mecanismos con diferentes errores geométricos fueron obtenidos y los perfiles alares construidos con esta metodología se probaron por medio de CFD (Computational Fluid Dynamics) con el fin de encontrar coeficientes de resistencia al avance y levantamiento, los cuales permiten evaluar su eficiencia aerodinámica.

Se seleccionó el mecanismo que mejores características aerodinámicas presentó tanto del perfil inicial como del final, aunque se obtuvieron características muy cercanas a las de los perfiles de diseño. Se realizaron

simulaciones de dos configuraciones alares para definir los perfiles correctos para de reducir la velocidad, afectando lo menos posible la eficiencia de la morfología establecida. Por último, se obtuvo mediante ecuaciones de restricción perfiles intermedios para los cuales se obtuvo la relación de la posición del eslabón de entrada teniendo en cuenta la reducción de velocidad en el rango de operación.

## **AGRADECIMIENTOS**

Agradezco principalmente a Dios por ser mi guía y por darme la oportunidad de enfrentar cada reto que, me lleno de fortaleza para seguir cada día. También quiero agradecer a mi asesor Dr. Martín Castillo Morales por la paciencia, conocimiento y apoyo que fueron fundamentales para mi aprendizaje durante la etapa que curse la maestría.

Agradezco al Dr. Carlos Manuel Rodríguez Román por el aporte de sus conocimientos en el área de mecánica de fluidos computacional y aerodinámica, los cuales fueron esenciales para la culminación de este trabajo. Además le agradezco al Dr. Pedro López Cruz por la enseñanza impartida acerca del diseño y síntesis de mecanismos, además de su disposición para aclarar cualquier duda que tuviera acerca de este campo.

Doy gracias a mi familia y en especial a mi madre, hermana, sobrina y abuela por ser las personas que siempre están a mi lado, las que siempre han confiado en mí, además por ser el motor que me impulsa a seguir con cada reto.

A mis compañeros y amigos gracias por hacerme sentir como en casa y por su ayuda.

Gracias a CONACyT y la UANL por el apoyo y financiamiento durante el tiempo que se realizó este posgrado e investigación.

Por último a la empresa Oaxaca Aerospace, que me permitió realizar la estancia y aprender acerca de la obtención de parámetros aerodinámicos mediante CFD.

## TABLA DE CONTENIDO

RESUMEN.....	v
AGRADECIMIENTOS.....	vii
TABLA DE CONTENIDO.....	viii
ÍNDICE DE FIGURAS.....	x
ÍNDICE DE TABLAS.....	xiv
SIMBOLOGÍA Y ABREVIACIONES.....	xv
CAPÍTULO I.....	1
1. INTRODUCCIÓN.....	1
1.1 Morfología de alas.....	1
1.1.1 Clasificación de los cambios de forma en el ala.....	5
1.2 Diseño de sistemas mecánicos para alas con geometría variable.....	6
1.2.1 Mecanismos de cuerpos rígidos.....	7
1.2.2 Mecanismos flexibles.....	10
1.2.3 Mecanismos actuados mediante materiales inteligentes.....	11
1.3 Problemática.....	13
1.4 Hipótesis.....	15
1.5 Objetivos.....	15
1.5.1 Objetivos Específicos.....	15
CAPÍTULO II.....	16
2. DESCRIPCIÓN DEL CRITERIO Y LOS PARÁMETROS DE DISEÑO.....	16
2.1 Morfología.....	16
2.1.1 Parametrización de los perfiles.....	18
2.2 Síntesis cinemática para perfiles con cambio de forma.....	22
2.2.1 Perfiles de diseño.....	23
2.2.2 Perfiles objetivo.....	26
2.2.3 Perfil promedio.....	28
2.2.4 Perfiles con curvatura constante.....	30
2.2.5 Segmentación.....	31
2.2.6 Configuración y selección de las cadenas cinemáticas del mecanismo.....	33
CAPÍTULO III.....	37
3. ANÁLISIS NUMÉRICO DE LA MORFOLOGÍA.....	37
3.1 Selección del modelo de turbulencia.....	37
3.1.1 Modelo $k-\omega$ SST.....	38
3.2 Ley de la pared.....	38
3.3 Análisis numérico de la morfología en dos dimensiones.....	40
3.3.1 Geometría y mallado.....	41

3.3.2	Configuración del análisis del perfil .....	42
3.3.3	Obtención de las características aerodinámicas de los perfiles ....	44
3.4	Análisis numérico de la morfología del ala.....	46
3.4.1	Geometría .....	47
3.4.2	Mallado para el análisis en 3 dimensiones.....	51
3.4.3	Configuración del análisis del ala .....	53
3.4.4	Obtención de las características aerodinámicas del ala.....	54
CAPÍTULO IV.....		57
4.1	Obtención de los perfiles objetivo .....	58
4.1.1	Curvatura de los perfiles objetivo .....	60
4.1.2	Puntos fijos de los perfiles objetivo .....	61
4.2	Proceso de segmentación .....	64
4.2.1	Determinación del error aceptable .....	64
4.2.2	Segmentos promedio .....	66
4.2.3	Segmentos con curvatura constante .....	69
4.3	Ensamble.....	72
4.3.1	Adición de eslabones binarios para alcanzar 1-GDL .....	74
4.3.2	Configuración estructural de los MGV.....	78
4.3.3	Análisis de movimiento.....	80
4.3.4	Errores de segmentación y de acoplamiento .....	84
CAPÍTULO IV.....		89
5.	RESULTADOS DEL ANÁLISIS AERODINÁMICO DE LA MORFOLOGÍA	89
5.1.	Análisis de los perfiles obtenidos mediante la síntesis .....	89
5.1.1.	Parámetros aerodinámicos de la morfología del perfil .....	90
5.1.2.	Parámetros aerodinámicos de los perfiles MGV .....	92
5.1.3.	Selección del perfil .....	98
5.2.	Propiedades aerodinámicas de la morfología del ala .....	101
5.2.1.	Morfología de diseño del ala. ....	102
5.2.2.	Propiedades aerodinámicas de morfología del ala obtenida mediante la aproximación de la síntesis de mecanismos .....	106
5.2.3.	Determinación de los parámetros de operación .....	112
5.2.4.	Reducción de velocidades de acuerdo a las posiciones del mecanismo .....	120
CAPÍTULO VI.....		123
6.	CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO .....	123
6.1.	Conclusiones .....	123
6.2.	Trabajo futuro .....	124
Referencias.....		125
Apéndices .....		128

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. a) Planeador de los hermanos Wright [1];b) Esquema del sistema de torcimiento del ala utilizado en el Wright flyer [4].	2
Figura 2. Aeronave con ángulo de flechado variable Bell X5 [5].	3
Figura 3. Ala activa aeroelástica: a) Modificación en el ala de la aeronave F/A 18 [8] ; b) Accionamiento del mecanismo para el torcimiento del ala [9].	4
Figura 4. Clasificación de la Morfología de alas [12].	5
Figura 5. Concepto básico de un sistema para ajuste de perfil[15].	7
Figura 6. Mecanismo modular de geometría variable [16].	8
Figura 7. Mecanismo abierto para morfología de flechado[17]	9
Figura 8. a) Perfiles de diseño; b) Localización de los pares cinemáticos entre segmentos; c) Representación esquemática del mecanismo[11].	9
Figura 9. Optimización topológica del borde de ataque de un perfil a) Material isotrópico a-d) fibra de vidrio con diferentes orientaciones [18].	11
Figura 10. Mecanismo flexible para torcimiento de ala [19].	11
Figura 11. Estructura del perfil con extradós variable actuado por SMA[20].	12
Figura 12. Configuración estructural de la morfología de alas del proyecto CRIAQ MDO 505 [23].	13
Figura 13. Caja de torsión para concepto de ala con torcimiento [24].	13
Figura 14. Perfil de misión de la aeronave agrícola.	14
Figura 15. Perfiles establecidos para para el ajuste geométrico.	17
Figura 16. Delimitación de la zona con morfología	17
Figura 17. Obtención de los perfiles NACA de 4 dígitos [28].	19
Figura 18. Puntos de control para la parametrización mediante curvas de Bézier.	21
Figura 19. Mecanismo para ajuste de perfil con juntas en los límites de los perfiles de diseño [32].	24
Figura 20. Determinación de las coordenadas del perfil de acoplamiento.	26
Figura 21. Perfil de acoplamiento y perfil objetivo.	28
Figura 22. Traslación de perfiles: a) Perfiles objetivo, b) Perfiles trasladados, c) Perfil promedio representado por la línea sólida, d) Perfil promedio trasladado a cada perfil objetivo [31].	30
Figura 23. Cadenas cinemáticas de 0-GDL: a) Grupo de Assur de II clase tipo RRR (tres juntas de revoluta); b) Grupo de Assur II tipo RRP (dos juntas de revoluta y una prismática).	34
Figura 24. Mecanismos básicos: a) Mecanismo cuatro barras; b) Mecanismo biela – manivela.	35
Figura 25. Ley de la pared [40].	38
Figura 26. Dimensiones del volumen de control en función de la longitud de la cuerda del perfil aerodinámico.	41
Figura 27. Comandos para el cambio automático del método de solución.	44
Figura 28. Transformación de fuerzas para la malla En C.	45
Figura 29. Comportamiento del flujo a través de un ala recta [45].	46

Figura 30. Influencia del alargamiento en el comportamiento del coeficiente de sustentación [46].	47
Figura 31. Semiala limpia: a) Vista isométrica; b) Vista frontal y de detalle de la punta de ala.	48
Figura 32. Semiala con morfología: a) Vista isométrica; b) Vista frontal y de detalle de la adaptación.	49
Figura 33. Características de volumen de Control.	50
Figura 34. Propiedades globales del mallado para los análisis en 3D.	51
Figura 35. Proceso de síntesis del mecanismo para el cambio morfológico.	57
Figura 36. Perfiles objetivo para el perfil NACA 4415, a) Perfil objetivo con $c_j \geq 0.99c_c$ ; b) Perfil objetivo con $c_j \geq 0.99999c_c$ .	59
Figura 37. Curvatura de los perfiles objetivo.	60
Figura 38. Curvatura de perfiles sin parametrizar.	61
Figura 39. a) Distancia entre puntos los perfiles objetivo b) Puntos de los perfiles objetivo en el borde de ataque.	62
Figura 40. Selección de los puntos fijos del borde de salida.	63
Figura 41. Bastidor del mecanismo (Intradós rígido).	63
Figura 42. Comportamiento del error con respecto al número de segmentos.	65
Figura 43. Segmentos $\mathcal{M}$ sin ser acoplados.	67
Figura 44. Posición de un segmento promedio con respecto al perfil objetivo.	68
Figura 45. Segmentos $\mathcal{M}$ acoplados y alineados con el perfil objetivo de acoplamiento.	69
Figura 46. Determinación de segmentos $\mathcal{C}$ [34].	70
Figura 47. Selección de las zonas con similitudes y curvatura constante.	71
Figura 48. Posicionamiento completo de los segmentos.	72
Figura 49. a) Clasificación de eslabones; b) Grupo de Assur de II clase tipo RPR.	72
Figura 50. Mecanismo no desmodrómico obtenido de la segmentación. a) Representación esquemática; b) Representación real.	73
Figura 51. Síntesis gráfica para lograr un 1GDL.	76
Figura 52. MGv 2 sintetizado.	77
Figura 53. Configuración estructural de los mecanismos de geometría variable. a) MGv1, 2 y 3; b) MGv4 y MGv.5; MGv6.	78
Figura 54. Interferencias encontradas en el MGv6.	81
Figura 55. Ángulo de transmisión en un mecanismo cuatro barras [52].	82
Figura 56. Generación de los perfiles MGv (la imagen fue escalada en el eje y/c para observar los cambios de segmentos). a) Superposición entre los puntos de los eslabones; b) Unión de los eslabones.	87
Figura 57. Comportamiento del coeficiente de sustentación de los perfiles que establece la morfología.	90
Figura 58. Comportamiento del coeficiente de resistencia al avance de los perfiles que establece la morfología.	91
Figura 59. Eficiencia de los perfiles correspondientes a la morfología.	92
Figura 60. Comparación de los coeficientes de sustentación de los perfiles correspondientes a los MGv1, 2 y 3 en la posición 1 con respecto a los del perfil inicial.	93

Figura 61. Comparación de los coeficientes de resistencia al avance de los perfiles correspondientes a MG1, 2 y 3 en la posición 1 con respecto a los del perfil inicial. ....	93
Figura 62. Comparación de los coeficientes de sustentación de los perfiles correspondientes a los MG1, 2 y 3 en la posición 2 con respecto a los del perfil final. ....	94
Figura 63. Comparación de los coeficientes de resistencia al avance de los perfiles correspondientes a los MG1, 2 y 3 en la posición 2 con respecto a los del perfil final. ....	95
Figura 64. Comparación de los coeficientes de sustentación de los perfiles correspondientes a los MG4, 5 y 6 en la posición 1 con respecto a los del perfil inicial. ....	96
Figura 65. Comparación de los coeficientes de resistencia al avance de los perfiles correspondientes a los MG4, 5 y 6 en la posición 1 con respecto a los del perfil inicial. ....	97
Figura 66. Comparación de los coeficientes de sustentación de los perfiles correspondientes a los MG4, 5 y 6 en la posición 2 con respecto a los del perfil inicial. ....	97
Figura 67. Comparación de los coeficientes de resistencia al avance de los perfiles correspondientes a los MG4, 5 y 6 en la posición 2 con respecto a los del perfil inicial. ....	98
Figura 68. Eficiencia aerodinámica de los perfiles correspondientes a MG1, 2 y 3 en la posición 1. ....	99
Figura 69. Eficiencia aerodinámica de los perfiles correspondientes a MG1, 2 y 3 en la posición 2. ....	100
Figura 70. Eficiencia aerodinámica de los perfiles correspondientes a MG4, 5 y 6 en la posición 1. ....	100
Figura 71. Eficiencia aerodinámica de los perfiles correspondientes a MG4, 5 y 6 en la posición 2. ....	101
Figura 72. Reducción del coeficiente de levantamiento del ala de la aeronave AT-802 con respecto al perfil NACA 4415. ....	102
Figura 73. Comportamiento del coeficiente de sustentación de las configuraciones alares que establece la morfología. ....	103
Figura 74. Comportamiento del coeficiente de resistencia al avance de las configuraciones alares que establece la morfología. ....	104
Figura 75. Curva polar de un ala y determinación de la eficiencia máxima [54]. ....	105
Figura 76. Eficiencia del cambio de forma en el ala: a) Curva polar del ala limpia; b) Curva polar del ala con morfología. ....	106
Figura 77. Combinación de perfiles a lo largo de la simeala: a) Configuración alar 1; b) Configuración alar 2. ....	107
Figura 78. Comparación del coeficiente de sustentación de las posiciones correspondientes a la configuración alar 1 y la de diseño. ....	108
Figura 79. Comparación del coeficiente de resistencia al avance de las posiciones correspondientes a la configuración alar 1 y la de diseño. ....	109

Figura 80. Comparación de eficiencia aerodinámica de la configuración alar 1 en cada posición y la de diseño: a) Curva polar del ala limpia y la configuración alar 1 en la posición inicial; b) Curva polar del ala limpia y la configuración alar 1 en la posición final. ....	109
Figura 81. Comparación del coeficiente de sustentación de las posiciones correspondientes a la configuración alar 2 y la de diseño. ....	110
Figura 82. Comparación del coeficiente de resistencia al avance de las posiciones correspondientes a la configuración alar 2 y la de diseño. ....	111
Figura 83. Comparación de eficiencia aerodinámica de la configuración alar 2 en cada posición y la de diseño: a) Curva polar del ala limpia y la configuración alar 2 en la posición inicial; b) Curva polar del ala limpia y la configuración alar 2 en la posición final. ....	112
Figura 84. Comparación de la eficiencia correspondiente a la configuración 2 con respecto a la de la morfología de diseño. ....	113
Figura 85. Regiones de estabilidad de acuerdo con la velocidad [55]. ....	116
Figura 86. Curvas de potencia requerida contra velocidad de la morfología del ala. ....	117
Figura 87. Curva de potencia requerida en función de la velocidad de operación de la configuración alar 2 y la morfología. ....	119
Figura 88. Perfiles generados de acuerdo con la posición del MG2. ....	121
Figura 89. Curva de potencia requerida para la configuración alar 2: a) Potencia requerida en función de la velocidad; b) Potencia requerida en función de la velocidad y el ángulo de entrada del MG2 que activa el cambio. ....	122

## ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Características del diseño en morfología de alas [14].	6
Tabla 2. Características del ala de la aeronave AT-802 [27].	18
Tabla 3. Puntos de control para curvas de Bézier [29].	22
Tabla 4. Clasificación de cadenas cinemáticas mediante grupos de Assur.	36
Tabla 5. Distancia adimensional de la primera celda de la malla.	40
Tabla 6. Controles de malla locales para la geometría en 2 dimensiones.	42
Tabla 7. Parámetros del análisis en 2 dimensiones.	43
Tabla 8. Controles de malla locales para el análisis en 3 dimensiones.	52
Tabla 9. Calidad de malla de acuerdo al "Skewness" [47].	52
Tabla 10. Características generales de la malla para las semialas.	53
Tabla 11. Parámetros del análisis en 3 dimensiones.	54
Tabla 12. Error aceptable para la generación de segmentos.	66
Tabla 13. Vector de diseño para las curvas que establecen la morfología.	75
Tabla 14. Coordenadas de las juntas de revoluta del MG2.	77
Tabla 15. Ángulos de transmisión y de entrada para los MG2.	83
Tabla 16. Eficiencia de la configuración alar 2.	114
Tabla 17. Reducción de velocidad ocasionada por la adaptabilidad en el ala.	118
Tabla 18. Características de los cambios de velocidad ocasionados por la configuración alar 2.	120
Tabla 19. Diferencia de potencias entre la morfología de diseño y la aproximación determinada mediante la síntesis.	120
Tabla 20. Posiciones de acuerdo con el ángulo de entrada.	121

## **SIMBOLOGÍA Y ABREVIACIONES**

$b$	Envergadura
$c$	Cuerda
$AR$	Alargamiento
$S$	Superficie alar
$Re$	Número de Reynolds
$M$	Mach
$M$	Máxima ordenada de la línea de curvatura media de un perfil NACA de 4 dígitos
$P$	Posición de la ordenada máxima de la línea de curvatura media de un perfil NACA de 4 dígitos
$T$	Máximo espesor de un perfil NACA de 4 dígitos
$\theta$	Ángulo de la línea tangente a la curvatura media DE LOS PERFILES NACA DE 4 dígitos
$y_t$	Distribución del espesor para un perfil NACA de 4 dígitos
$y_c$	Línea de curvatura media de un perfil NACA de 4 dígitos
$x_u$	Coordenada en $x$ del extradós
$y_u$	Coordenada en $y$ del extradós
$x_l$	Coordenada en $x$ del intradós
$y_l$	Coordenada en $y$ del intradós
$x_g$	Coordenada en $x$ del perfil objetivo
$y_g$	Coordenada en $y$ del perfil objetivo
$B$	Curva de Bézier para la parametrización de perfiles
$\vec{P}$	Coordenadas de los puntos de control para las curvas de Bézier
$n$	Número de puntos que describe un perfil
$\kappa_i$	Curvatura de un punto $i$ correspondiente a un perfil
$r_i$	Radio de curvatura de un punto $i$ correspondiente a un perfil
$\alpha_i$	Coordenada en $x$ del centro de curvatura de un punto
$\beta_i$	Coordenada en $y$ del centro de curvatura de un punto
$\vec{C}_i$	Centro de curvatura
$z_d$	Conjunto de puntos del perfil de diseño
$w$	Distancia del contorno de los perfiles de diseño hasta el de los perfiles de acoplamiento
$z_c$	Conjunto de puntos del perfil de acoplamiento

$\hat{v}_i$	Vector unitario con dirección del centro de curvatura del punto $i$
$z_g$	Conjunto de puntos del perfil objetivo
$g$	Designación para los puntos del perfil objetivo
$z_j$	Conjunto de puntos del perfil a trasladar
$z_k$	Conjunto de puntos del perfil de fijo o de referencia
$Z_j$	Conjunto de puntos de un perfil trasladado
$c_d$	Longitud de curva de los perfiles de acoplamiento
$c_i$	Longitud de curva entre los puntos de los perfiles de acoplamiento
$c_s$	Longitud de curva entre los puntos de los perfiles objetivo
$d$	Distancia entre puntos
$\psi$	Ángulo de rotación de los perfiles o segmentos a trasladar
$A$	Matriz de rotación para la traslación de los perfiles
$\vec{d}$	Vector de traslación
$\vec{z}_{jT}$	Vector que representa la sumatoria del perfil a trasladar
$z_m$	Perfil promedio
$r_{m_e}$	Radio de curvatura promedio de los segmentos con curvatura constante
$m$	Número de intervalos en un perfil o segmento
$e$	Segmentos del perfil
$p$	Número de perfiles de diseño
$k_{e_j}$	Curvatura de los puntos $i$ del segmento $e$
$E_i$	Error entre puntos de cada perfil promedio y trasladado de los puntos $i$
$E_l$	Error máximo del segmento
$E_a$	Error máximo aceptable por cada segmento
$\bar{E}$	Error promedio de cada segmento
$MS$	Matriz de segmentos
$ES$	Matriz de errores de segmentación
$EA$	Matriz de errores de acoplamiento
$\vec{V}$	Vector de diseño
$\mathcal{M}$	Segmento promedio
$\mathcal{C}$	Segmento con curvatura constante
$W$	Grados de libertad de un mecanismo
$W_{gr}$	Grados de libertad de una cadena cinemática
$N$	Números de eslabones
$p_{IV}$	Par cinemático de cuarta clase

$p_v$	Par cinemático de quinta clase
$eb$	Eslabón binario
$k$	Energía cinética de flujo turbulento
$\varepsilon$	Disipación de la energía cinética
$\omega$	Razón de la disipación la energía cinética
$y^+$	Distancia adimensional entre el objeto de estudio y el centro del primer elemento de la malla
$u^+$	Velocidad de fricción
$\mu$	Viscosidad dinámica del fluido
$\rho$	Densidad del fluido
$V$	Velocidad del fluido
$C_f$	Coefficiente de fricción en la superficie del elemento de estudio
$\tau$	Esfuerzo cortante
$d$	Fuerza de resistencia al avance en un perfil aerodinámico
$l$	Fuerza de sustentación en un perfil aerodinámico
$\alpha$	Ángulo de ataque
$L$	Fuerza de sustentación en un ala
$D$	Fuerza de resistencia al avance en un ala
$C_d$	Coefficiente de resistencia al avance de un perfil aerodinámico
$C_l$	Coefficiente de sustentación de un perfil aerodinámico
$C_L$	Coefficiente de sustentación de un ala
$C_D$	Coefficiente de resistencia al avance de un ala
$V_o$	Velocidad de operación de la aeronave
$V_{o1}$	Velocidad Mínima del rango de operación de la aeronave
$V_{o2}$	Velocidad Máxima del rango de operación de la aeronave
$V_c$	Velocidad crucero de la aeronave
$ZV$	Zona variable del ala
$ZE$	Zona estática del ala
$W$	Peso de la aeronave
$V_s$	Velocidad de desplome
$\varphi$	Ángulo formado por los segmentos $\mathcal{M}$ y la horizontal
$\Delta\varphi$	Diferencia de ángulos entre los segmentos promedio y el correspondiente segmento de los perfiles objetivo
$\overrightarrow{\Delta d}$	Diferencia entre el punto inicial de los segmentos promedio y el correspondiente del perfil objetivo

$\phi$	Ángulo de transmisión
$\gamma$	Ángulo entre el acoplador y el eslabón conducido de un mecanismo
$\Delta V$	Reducción de velocidad
$P_R$	Potencia requerida por una configuración alar
$\Delta P_R$	Diferencia en porcentaje entre la potencia requerida entre diferentes configuraciones alares
$\eta$	Eficiencia aerodinámica en porcentaje de una configuración alar tomando como referencia el diseño.
CFD	Computational Fluid Dynamics (Dinámica de fluidos computacional)
MAS	Morphing Aircraft Structures (Morfología en Estructuras Aéreas)
VANT	Vehículo aéreo no tripulado
MAW	Mision adaptive Wing (Ala Adaptable de acuerdo a la Misión)
AAW	Active Aerolastic Wing (Ala Activa Aerolástica)
NASA	National Aeronautics and Space Administration
DARPA	Defense Advanced Research Projects Agency
SMA	Shape memory alloys (Aleaciones con memoria de forma)
SMP	Shape memory polymers (Polímeros con memoria de forma)
VGTM	Variable Geometric Trusses Mechanism (Mecanismo estructural de geometría variable)
CRIAQ	Consortium for Research and Innovation in Aerospace in Québec
CAD	Computer-Aided Design (Diseño Asistido por Computador)
GDL	Grados de Libertad
MGV	Mecanismo de Geometría Variable
CIR	Centro Instantáneo de Rotación
RRR	Cadena cinemática conformada por tres juntas de revoluta
RPR	Cadena cinemática conformada por dos juntas de revoluta en los extremos y una junta prismática entre estas

## **CAPÍTULO I.**

### **1. INTRODUCCIÓN**

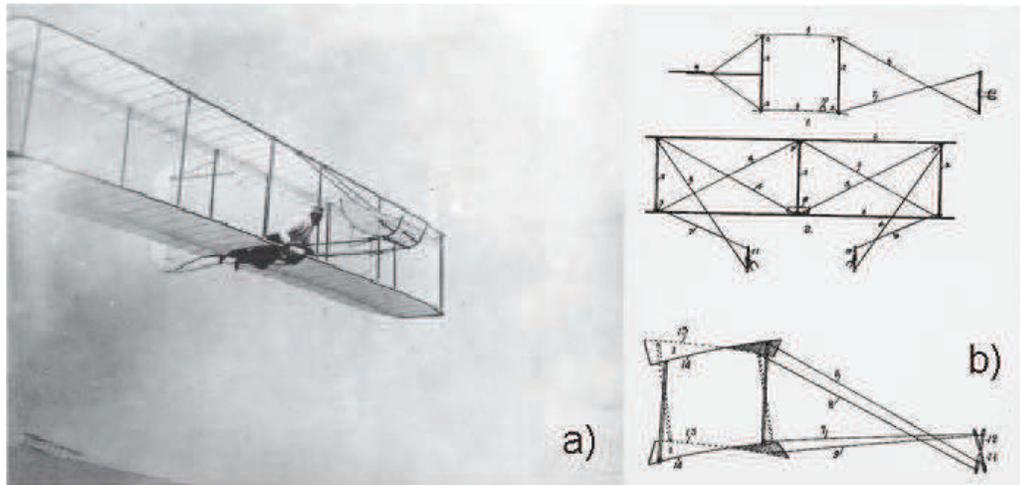
#### **1.1 Morfología de alas**

En el diseño aerodinámico y estructural de una aeronave convencional se mantienen fijas características como: perfil alar, envergadura ángulo de incidencia y cuerda. Dichas características son determinadas mediante el análisis de un punto de diseño donde son considerados el número de Mach, el número de Reynolds, como los requisitos establecidos por el perfil de vuelo (distancia de vuelo y altura de operación). Por lo tanto para condiciones de vuelo diferentes a las de diseño, la eficiencia se encuentra por debajo de la óptima.

De acuerdo con *J. Valasek* [1] el programa de Morphing Aircraft structures (MAS) de DARPA, estableció que “morfología es la capacidad de incrementar o cambiar el rendimiento de un vehículo durante el vuelo, reconfigurando el vehículo para adaptarse a las condiciones externas de operación”, dicha adaptabilidad se logra a través de cambios geométricos principalmente en el ala. Este concepto es aplicado en aeronaves con perfil de misión variable, como las de combate y Vehículos Aéreos no Tripulados (VANT's), para mejorar características como maniobrabilidad, estabilidad y consumo de combustible. Por otra parte la morfología en alas está basada en vuelo de aves, por lo que es tan antigua como los primeros intentos de diseño y fabricación de una máquina más pesada que el aire capaz de planear o sustentarse. Los hermanos Wright diseñaron un sistema que constaba de poleas y cables accionado por el piloto, el cual se puede observar en la figura 1b. Este ocasionaba torcimiento en el ala para el control lateral de la aeronave [2][3]. El mecanismo fue inspirado por la observación del vuelo de los buitres, ya que *Wilbur Wright* dedujo que la estabilidad lateral de los mismos se debía al torcimiento ocasionado en la punta del ala en presencia de ráfagas de viento[1].

Después de utilizar este tipo de cambio morfológico, se sustituyen los

materiales flexibles por materiales rígidos, ya que los requerimientos de carga útil y velocidad sometían al ala a cargas elevadas, razón por la que el torcimiento en alas fue reemplazado por los alerones.



**Figura 1. a) Planeador de los hermanos Wright [1];b) Esquema del sistema de torcimiento del ala utilizado en el Wright flyer [4].**

A partir de 1931 se evidencian diseños de aeronaves con cambios en envergadura como la MAK-101 Y MAK123 mediante un mecanismo telescópico, que causaba disminución de la envergadura esto mejoraba el desempeño de la aeronave mediante la reducción de la resistencia al avance inducida.

Desde 1951 a 1985 se realizaron diseños de aeronaves militares con ángulo de flechado variable como el Bell X-5, el cual fue primer avión exitoso con ángulo de flechado variable, basado en el avión alemán Messerschmitt P.1101. Este avión podía variar este ángulo entre 20° y 60° lo que permitía la adaptabilidad para vuelo a altas velocidades con el fin de reducir la resistencia al avance (ángulos de flechado altos) y a bajas velocidades aumentar la sustentación de la aeronave (ángulos de flechado pequeños), además proporcionó información para el desarrollo de diseño de proyectos como Grumman XF10F-1 y General Dynamics F-111 [5]. Este cambio de forma en el ala involucra aumento de peso y complejidad estructural pero esto suele ser compensado por el aumento del rendimiento.



**Figura 2. Aeronave con ángulo de flechado variable Bell X5 [5].**

A partir de 1985 surge el interés de desarrollar nuevos sistemas con los cuales se pudieran cambiar características como la curvatura, espesor y torcimiento, con el fin de mejorar maniobrabilidad y estabilidad, lo que involucra la supresión de superficies de control. Estos cambios requieren la aplicación de diferentes sistemas que incorporan materiales compuestos flexibles como fibras de vidrio elásticas, fibras de carbono y kevlar. Proyectos de la NASA mostraron sistemas innovadores como (MAW) "Mission Adaptive Wing", en el cual se utiliza un mecanismo rígido convencional combinado con paneles de fibra de vidrio elástica para reemplazar las superficies hipersustentadoras flaps y slats [6][7]; En otro proyecto (AAW) "Active Aeroelastic Wing" se realizaron modificaciones estructurales para volver al concepto de torcimiento en el ala de los hermanos Wright para un avión F/A18, el cual consistió en reemplazar secciones de paneles en la piel del ala para hacerla más flexible como se ve en la figura 3a). Este sistema es accionado por las mismas fuerzas del viento cuando se accionan las superficies de control figura 3b).

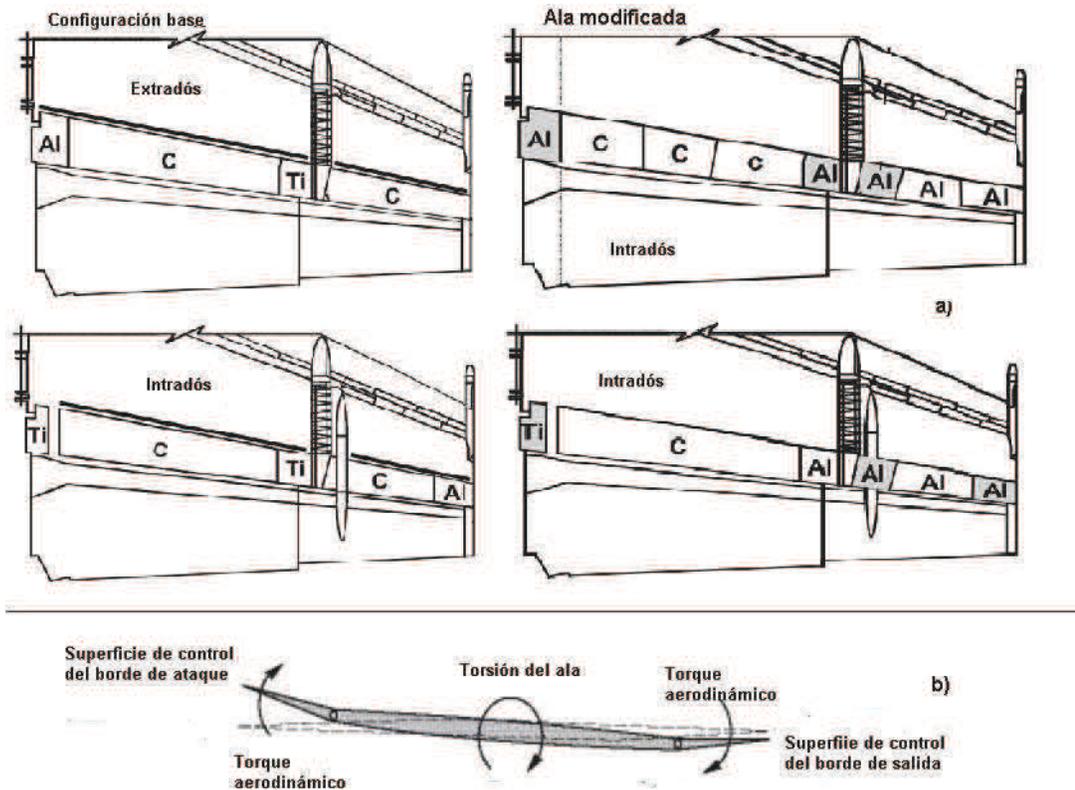


Figura 3. Ala activa aeroelástica: a) Modificación en el ala de la aeronave F/A 18 [8] ; b) Accionamiento del mecanismo para el torcimiento del ala [9].

Otro tipo de materiales aplicados en el cambio de forma son los materiales inteligentes como aleaciones con memoria de forma o “shape memory alloys” (SMA), actuadores piezoeléctricos y polímeros con memoria de forma ó “shape memory polymers” (SMP). Los cuales reaccionan a un estímulo externo cambiando sus propiedades para generar una deformación, ocasionados ya sea por variaciones de calor, campos electromagnéticos o esfuerzos. Los sistemas diseñados bajo este criterio muestran reducción de peso debido a que estos sistemas soportan cargas aerodinámicas, además es una tecnología muy aplicada a aeronaves pequeñas como lo indican *A.Y.N Sofla et al.* [10] y *S.Barbarino et al* [2].

### 1.1.1 Clasificación de los cambios de forma en el ala

Como se mencionó anteriormente el cambio de forma en alas es realizado de acuerdo al perfil de misión o mejorar alguna otra característica en vuelo. Por lo tanto se debe realizar una selección del cambio geométrico a realizar para lograr el desempeño que se requiera. Los diferentes tipos de modificaciones se basan en el cambio de forma en planta, ajuste de perfil alar y cambio de forma fuera de planta. Los cambios de forma en planta son utilizados para obtener mayor sustentación o reducir la resistencia al avance a altas velocidades; los ajustes del perfil alar son utilizados para aumentar o disminuir la fuerza de levantamiento sin afectar sustancialmente la resistencia al avance de las aeronaves y así reducir el consumo de combustible [11], los cambios de forma fuera de planta se aplican para la sustitución de superficies de control como alerones, elevadores y timón o en superficies hipersustentadoras como flaps y slats. A continuación se muestra en la figura 4 la clasificación de la morfología de alas de acuerdo con [10] [12][13].

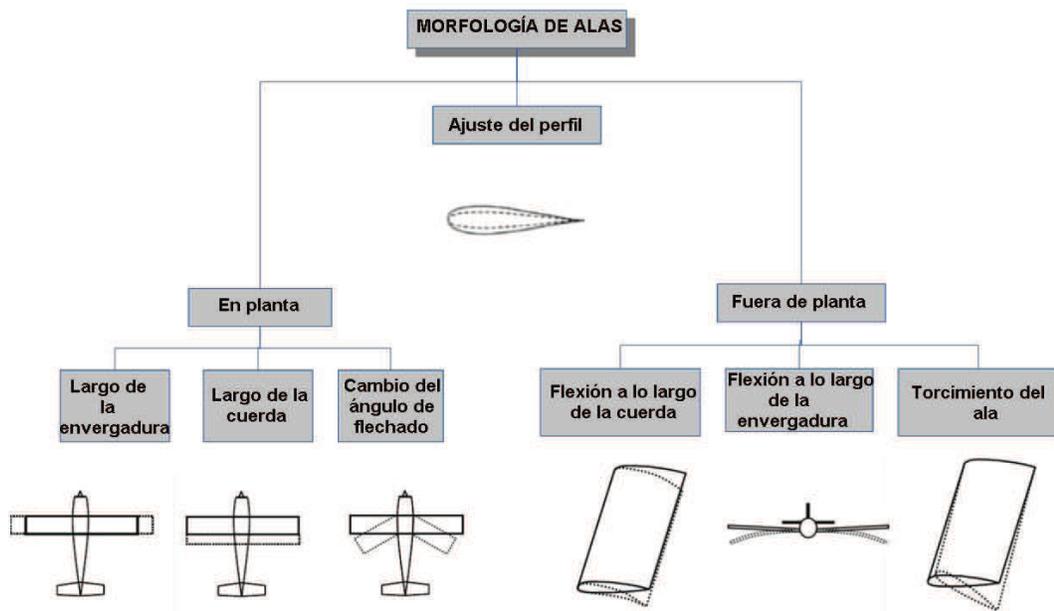


Figura 4. Clasificación de la Morfología de alas [12].

La adaptabilidad a las diferentes condiciones de vuelo causa que haya incremento del rendimiento en aeronaves, pero pueden traer desventajas las cuales deben tenerse en cuenta a la hora de seleccionar el tipo de morfología a utilizar, ya que como se puede ver en la tabla 1, dichas desventajas pueden traer problemas para la integridad estructural o el desempeño aerodinámico.

**Tabla 1. Características del diseño en morfología de alas [14].**

Morfología de ala	Efecto	Beneficio	Desventaja
Ángulo de flechado	Disminución de la resistencia al avance	Maniobrabilidad a altas velocidades	Pérdida de sustentación
Ángulo diedro	Estabilidad lateral	Si se incrementa el ángulo diedro, se obtiene mayor estabilidad	Menor maniobrabilidad
Torcimiento del ala	sustentación, resistencia al avance y momento	Control de fuerzas aerodinámicas	Baja rigidez torsional
Envergadura	Alargamiento y carga alar	Alto alargamiento mejora el desempeño de algunos parámetros, bajo alargamiento incrementa la maniobrabilidad	Altas cargas en la raíz del ala

### **1.2 Diseño de sistemas mecánicos para alas con geometría variable.**

El diseño de sistemas bajo la filosofía de cambios morfológicos en la estructura del ala muestra la aplicación de diferentes enfoques para el desarrollo de estructuras con geometría variable. Los criterios bajo los que se diseñan están basados en teoría de síntesis de mecanismos de cuerpos rígidos, síntesis de mecanismos flexibles y diseño de materiales inteligentes, estos muestran ventajas los unos sobre los otros. Sin embargo, diferentes conceptos de diseño evidencian que cada uno de estos enfoques puede ser una solución para el cambio de forma. Pero es indispensable la utilización de materiales flexibles en la piel para generar deformaciones considerables en el ala, además de la disminución de actuadores para reducir la complejidad estructural y el peso del

sistema. Lo que indica que se debe lograr una configuración flexible que soporte las cargas a las que pueda estar sometida [15], la figura 5 muestra el concepto básico de la morfología de alas enfocado al ajuste geométrico del perfil para realizar cambios en la distribución de presiones.

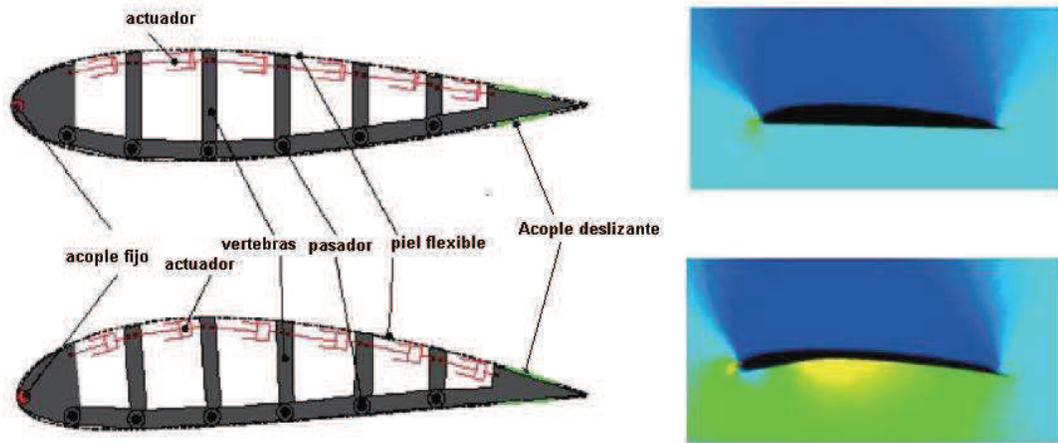


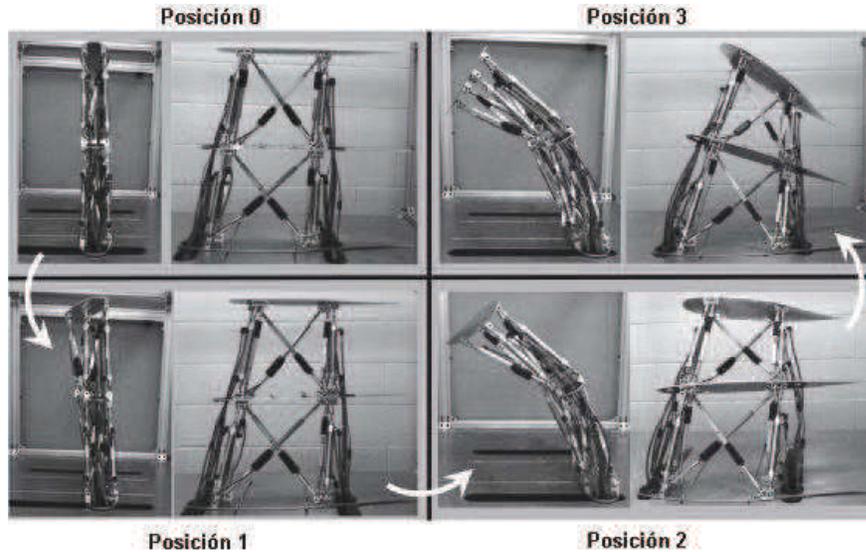
Figura 5. Concepto básico de un sistema para ajuste de perfil[15].

### 1.2.1 Mecanismos de cuerpos rígidos

El diseño de este tipo de sistemas es un método convencional que ha sido aplicado a diversos campos de la ingeniería e investigado a fondo, por lo que la filosofía de diseño y criterios de falla se encuentran validados, además se conoce el comportamiento de los materiales de los cuales son fabricados.

En Ingeniería aeronáutica se puede ver que la mayoría de los mecanismos con estas características contribuyen a la actuación de la aeronave y la adaptación a diferentes etapas que debe superar el avión cuando realiza un vuelo, como por ejemplo en el despegue se activan los flaps y slats para generar mayor sustentación, también los trenes de aterrizaje deben ser retraídos cuando la aeronave se encuentra en el aire ya que estos aumentan la resistencia al avance. Debido a que estos mecanismos cambian la forma de la estructura de la aeronave podría decirse que todas las aeronaves están diseñadas bajo filosofía de cambio morfológico en aeronaves, sin embargo, para que un mecanismo de cuerpos rígidos cumpla con las características del concepto

actual, debe ocasionar cambios geométricos suaves y continuos con el fin de no afectar la eficiencia aerodinámica.



**Figura 6. Mecanismo modular de geometría variable [16].**

Los diseños conceptuales realizados por *A. Moosavian et al.*[16]; *A. D. Finistauri y F. J. Xi* [14] bajo la síntesis de mecanismos estructurales de geometría variable o “Variable Geometric Trusses Mechanism”, muestran la solución para aplicar diferentes tipos de morfología en un ala, estos constan de módulos de actuadores entre costillas que pueden realizar torcimiento, cambio de ángulo diedro, y el ángulo de flechado. La síntesis consta del estudio de los movimientos requeridos para identificar el número de actuadores mínimos para el cambio de configuración.

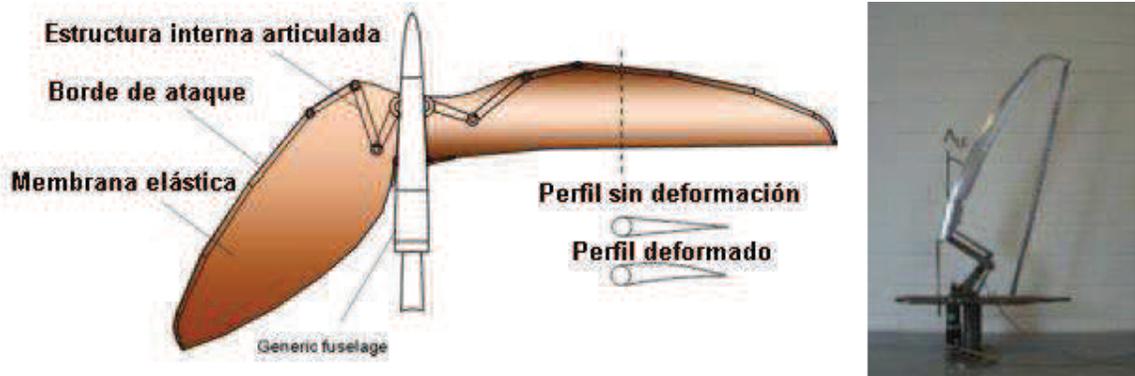


Figura 7. Mecanismo abierto para morfología de flechado[17]

El mecanismo mostrado en la figura 6 muestra múltiples grados de libertad, en conjunto actúa como un mecanismo abierto, pero por módulos se realiza análisis de mecanismo cerrado. Otro concepto realizado con mecanismos abiertos se puede observar en la figura 7, este proporciona variación en el ángulo de flechado además cuando se encuentra en interacción con el aire el perfil del ala se somete a una deformación.

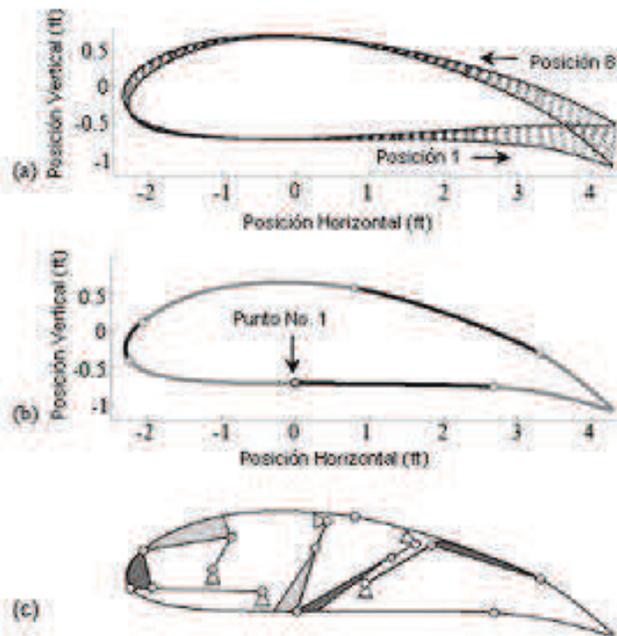


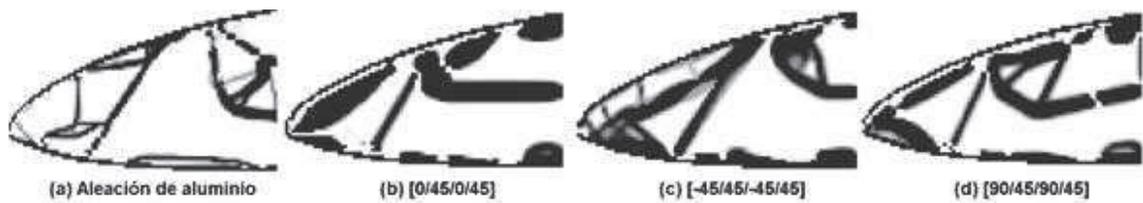
Figura 8. a) Perfiles de diseño; b) Localización de los pares cinemáticos entre segmentos; c) Representación esquemática del mecanismo[11].

Por otra parte, para realizar ajuste de perfil, se encuentran un método de síntesis cinemática para la aproximación de 8 perfiles expuesto por *K. Zhao et al.* [11], donde se busca un perfil promedio entre perfiles o posiciones de diseño del mecanismo, el cual luego es segmentado y por último se realiza síntesis de posición buscando la reducción del error para que se ajuste a cada perfil deseado. En la figura 8 se ven los resultados de las etapas de síntesis de un mecanismo con cambio de forma para un perfil alar, donde se busca aumentar el coeficiente de levantamiento, mientras se mantiene estable el coeficiente de resistencia al avance. La síntesis de mecanismos también puede utilizarse para realizar torcimiento de alas, como lo muestra *J. Aguilberreita et al.* [13] mediante un proceso de inversión cinemática para mecanismos cuatro barras donde la piel actúa como bastidor del mecanismo interno.

### **1.2.2 Mecanismos flexibles.**

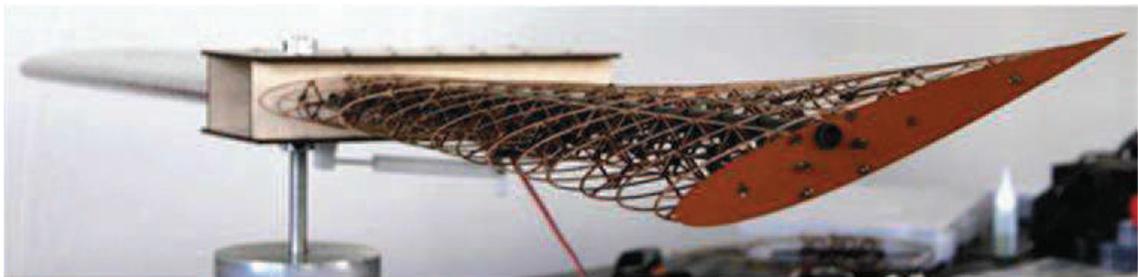
Este tipo de estructuras está constituido de eslabones flexibles, la elasticidad de estos es utilizada para transmitir movimiento, realizar una trayectoria o cambios morfológicos. El diseño de estos mecanismos se realiza buscando que la carrera del actuador sea pequeña y cause deformaciones grandes, las ventajas que presentan es la utilización de un número menor de piezas en comparación con los mecanismos de cuerpos rígidos, cuando los eslabones flexibles no están acoplados a componentes rígidos para realizar algún movimiento relativo entre los mismos no se requiere de lubricación. Por otra parte la síntesis está basada en optimización topológica, lo cual requiere de la selección del material, ya que la distribución de esfuerzos depende de las propiedades mecánicas del mismo, también se debe verificar la resistencia a la fatiga debido a las continuas deformaciones que experimentan y los concentradores de esfuerzos que presentan [6].

En la figura 9 se pueden observar las optimizaciones obtenidas del borde de ataque con aluminio y con la fibra de vidrio orientada en diferentes direcciones, las cuales muestran diferentes configuraciones para el diseño del mecanismo.



**Figura 9. Optimización topológica del borde de ataque de un perfil a) Material isotrópico a-d) fibra de vidrio con diferentes orientaciones [18].**

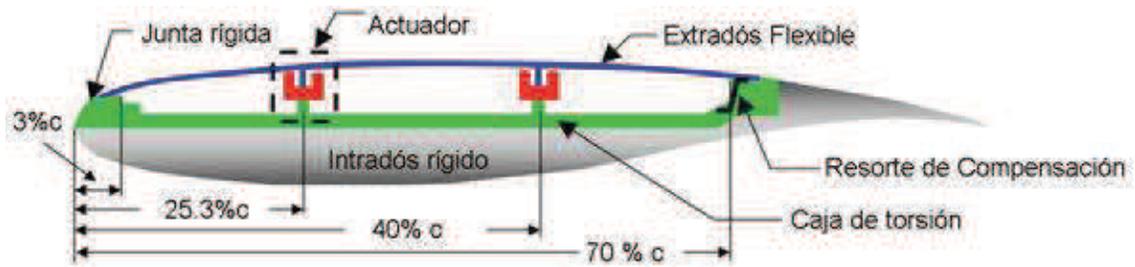
También se muestra una estructura más compleja pero en este caso para realizar torcimiento en un ala (figura 10), con esto se mejora el comportamiento de la dinámica de alabeo con respecto al sistema de alerones rígidos convencionales. El mecanismo está constituido de una estructura de celdas poliédricas fabricadas en un polímero reforzado con fibras de carbono, accionado mediante dos servomotores, uno para cada semiala.



**Figura 10. Mecanismo flexible para torcimiento de ala [19].**

### **1.2.3 Mecanismos actuados mediante materiales inteligentes.**

Como se mencionó anteriormente los materiales inteligentes actúan ante un estímulo externo, por lo que han sido utilizados para crear conceptos de morfología de alas y han sido aplicados en VANTS.



**Figura 11. Estructura del perfil con extradós variable actuado por SMA[20].**

Las aleaciones con memoria de forma cambian su microestructura dependiendo de la temperatura, por esta razón pueden presentar deformaciones hasta del 8% como lo hace el Nitinol [21]. Las investigaciones [22][20] muestran la utilización de actuadores de materiales inteligentes para el cambio del extradós de un perfil alar, donde realizan la optimización del material flexible del extradós el cual está compuesto de fibras entrelazadas de carbono y Kevlar, además determinan el número apropiado de actuadores SMA para deformar el extradós. La configuración mantiene el intradós, parte del borde de ataque y del borde de salida rígidos, por lo tanto, el cambio geométrico del perfil solo se realiza en una fracción del extradós. En la Figura 11 se muestra la configuración estructural obtenida.

Los estudios anteriores pertenecen al proyecto CRIAQ MDO 7.1 desarrollado por el Consorcio de Investigación en Innovación Aeroespacial de Québec. En este concepto de morfología de alas no existían limitaciones estructurales, mientras el proyecto CRIAQ MDO 505 el cual fue la continuación del anteriormente mencionado, se realizó en la punta de ala de un avión comercial donde las restricciones estructurales determinaron la configuración final del diseño del diseño.

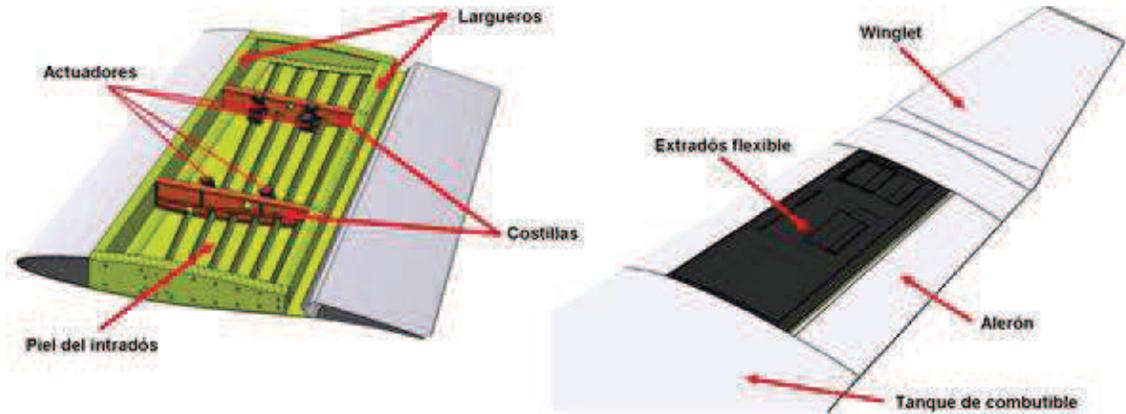


Figura 12. Configuración estructural de la morfología de alas del proyecto CRIAQ MDO 505 [23].

Otro tipo de materiales con estas características son los polímeros con memoria de forma, los cuales pueden modificar su rigidez cuando se sobrepasa la temperatura de transición vítrea por lo que este tipo de estructura se puede activar mediante las fuerzas del viento (estructura Aero elástica).

*W. Raither* [24] diseñó un concepto con una viga de aluminio en C, la cual es unida con una placa de PVC y fibra de carbono adheridas, esta estructura es utilizada como caja de torsión.

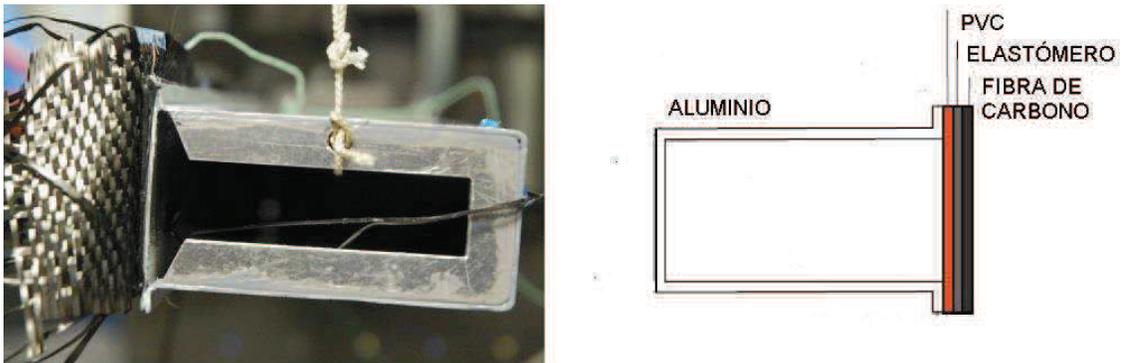
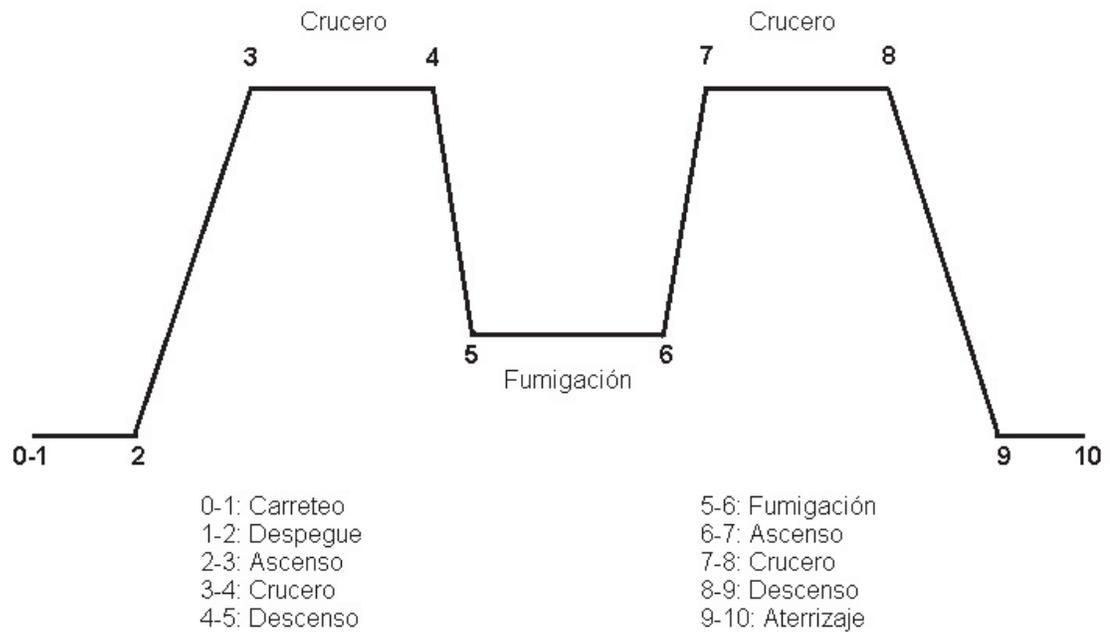


Figura 13. Caja de torsión para concepto de ala con torcimiento [24].

### 1.3 Problemática

Como se mencionó, los cambios geométricos del ala durante el vuelo permiten cambiar las características aerodinámicas, lo que es benéfico en aeronaves que requieren mejorar su desempeño en las diferentes etapas de su perfil de misión.

Las aeronaves agrícolas presentan etapas de alta velocidad para el crucero y una etapa de baja velocidad la cual corresponde a la fumigación, el perfil de misión idealizado para este tipo de aviones de acuerdo con S. Özdemir[25] corresponde al de la figura 14.



**Figura 14. Perfil de misión de la aeronave agrícola.**

Aunque la velocidad de aplicación es baja para este tipo de aeronaves comparada con la de crucero, esta condición deja por fuera la posibilidad de realizarse en campos pequeños. Debido a esto, *M. Carrizales* [26] determina un cambio morfológico del ala de una aeronave (AT-802), logrando reducir la velocidad de operación al variar el extradós. De acuerdo con esto se diseña un sistema mecánico que garantice que la aproximación a los perfiles de la morfología definida y mantenga las características aerodinámicas de los mismos.

## **1.4 Hipótesis**

La aproximación obtenida mediante el diseño del mecanismo afecta lo menos posible las propiedades aerodinámicas de la morfología establecida, por lo que es posible reducir la velocidad en operación de la aeronave.

## **1.5 Objetivos**

Diseño de un mecanismo que ajuste geoméricamente el extradós de un perfil alar NACA 4415, con el fin de obtener las propiedades aerodinámicas del cambio morfológico establecido.

### **1.5.1 Objetivos Específicos**

- Diseño de un mecanismo con un grado de libertad que permita la variación geométrica del perfil NACA 4415.
- Determinación de la configuración estructural y mecánica adecuada para cumplir especificaciones de funcionalidad del mecanismo.
- Análisis de las características aerodinámicas de los perfiles obtenidos mediante dinámica de fluidos computacional.
- Análisis de la morfología del ala de acuerdo con los perfiles que describe el mecanismo diseñado afectando lo menos posible la eficiencia de diseño.

## **CAPÍTULO II**

### **2. DESCRIPCIÓN DEL CRITERIO Y LOS PARÁMETROS DE DISEÑO**

El diseño de cualquier tipo de mecanismo parte de especificaciones para cumplir requisitos de posición, guiado de cuerpo o trayectoria, en este caso se tiene un cambio de forma lo cual implica que dos perfiles aerodinámicos se ajusten en diferentes condiciones de vuelo, para esto se puede realizar una síntesis de posición pero antes se requiere que los perfiles tengan características semejantes. Además se debe realizar una división de las curvas que los caracterizan para definir estas similitudes o encontrar segmentos de la curva que puedan aproximarse, de esta manera dichos segmentos pueden ser utilizados como elementos móviles para poder generar un movimiento relativo entre ellos y realizar el ajuste geométrico. Estos se restringen mediante la adición de eslabones y selección de cadenas cinemáticas para alcanzar 1 GDL, lo que quiere decir que el mecanismo diseñado necesita solo una entrada de movimiento para cumplir con los requerimientos de diseño.

#### **2.1 Morfología.**

El tipo de morfología estudiada es la de ajuste de perfil, por lo que al ser el perfil NACA 4415 un perfil asimétrico con la variación del extradós se modifica la curvatura media y el espesor ocasionando un incremento de sustentación y una variación poco significativa de la resistencia al avance, esto causa que la velocidad pueda ser disminuida en las condiciones de operación. Lo anterior fue obtenido por *M. Carrizales* [26] analizando las propiedades aerodinámicas de 81 perfiles y comparando sus geometrías con respecto al perfil ya mencionado, como resultado se tiene que combinando el intradós del perfil NACA 4415 con el extradós del GOE 449 se reduce la velocidad de operación del AT-802, el nuevo perfil fue llamado FUSION.

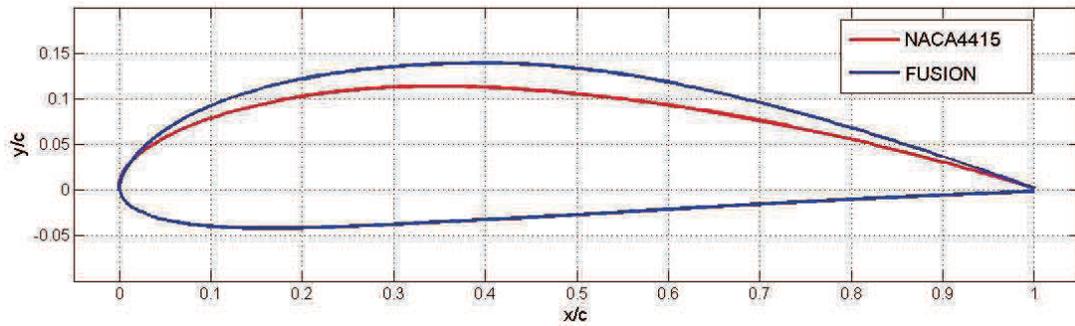


Figura 15. Perfiles establecidos para para el ajuste geométrico.

Dado que no es suficiente establecer cuál es el cambio del perfil del ala para mejorar las propiedades aerodinámicas, El análisis de la morfología del ala se realiza desde la raíz del ala hasta donde terminan los flaps, como se señala en la figura 16.

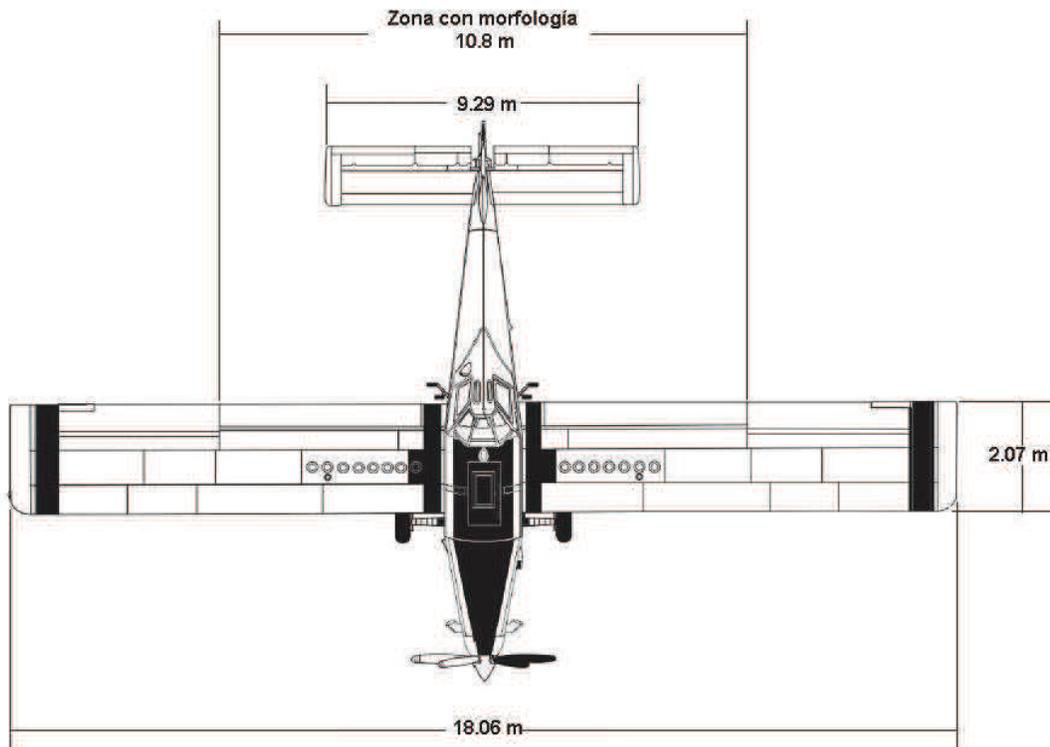


Figura 16. Delimitación de la zona con morfología

Esta configuración es realizada en la zona de mayor distribución de la fuerza de levantamiento, además no interfiere con los alerones pues otras configuraciones involucrarían mayores restricciones para el diseño del mecanismo. La tabla 2 contiene las características del ala de la aeronave AT-802.

**Tabla 2. Características del ala de la aeronave AT-802 [27].**

Característica	Denominación o Magnitud
Perfil aerodinámico	NACA 4415
Tipo de ala	Recta
Ángulo diedro	3° 30'
Ángulo de incidencia	2°
Envergadura	18.04 m
Cuerda	2.07 m
Distancia desde la raíz del ala al final de los flaps	5.4 m
Alargamiento	8.7
Superficie alar	37.29 m <sup>2</sup>

### 2.1.1 Parametrización de los perfiles

Teniendo los perfiles definidos para la morfología del ala se requiere obtener sus coordenadas, por lo tanto se necesita las funciones matemáticas de cada perfil para determinar un número apropiado de puntos y así no tener problemas con las curvaturas generadas por los programas CAD ya que los splines cúbicos son un grupo de polinomios definidos en intervalos que comprende la zona entre puntos.

Para los perfiles NACA de 4 dígitos se tienen ecuaciones con las cuales se pueden calcular las coordenadas del intradós y el extradós, la figura 17 muestra cómo se realiza la construcción o determinación de coordenadas para este tipo de perfiles.

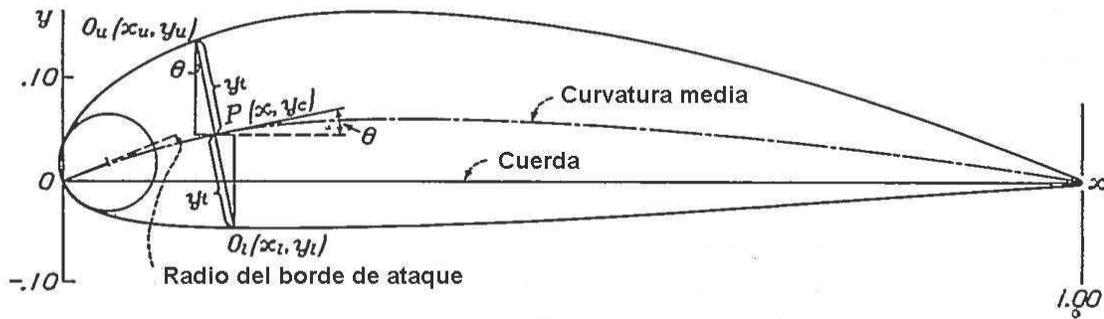


Figura 17. Obtención de los perfiles NACA de 4 dígitos [28].

Las características de estos perfiles se encuentran dada de la siguiente manera:

- 1<sup>er</sup> dígito: Corresponde a la ordenada máxima de la línea de curvatura media en porcentaje de cuerda ( $M$ ).
- 2<sup>do</sup> dígito: Corresponde a la posición de la ordenada máxima de la curvatura media en decenas de porcentaje de cuerda ( $P$ ).
- 3<sup>er</sup> y 4<sup>to</sup> dígito: Corresponde al máximo espesor del perfil en términos de porcentaje de cuerda ( $T$ ).

De acuerdo con *E.N Jacobs et al.* [28], la distribución del espesor en estos perfiles está dada por:

$$\pm y_t = \frac{T}{0.20} (0.2969\sqrt{x} - 0.1260x - 0.3516x^2 + 0.2843x^3 - 0.10150x^4) \quad (1)$$

La línea de curvatura media está definida por dos parábolas, la primera se establece para valores antes de la posición de la ordenada máxima de la curvatura media y la segunda para después de esta.

$$y_c = \frac{M}{P^2} (2Px - x^2) \quad , \quad (0 < x < P) \quad (2)$$

$$y_c = \frac{M}{(1-P^2)} \left[ (1-2P) + 2Px - x^2 \right], \quad (P < x < 1) \quad (3)$$

El método para la obtención de coordenadas mostrado en la figura 17, muestra que su cálculo se realiza con  $y_t$  perpendicular a la tangente de la línea de curvatura media  $y_c$  de acuerdo con cada valor de  $x$ .

- Coordenadas del Extradós:

$$x_u = x - y_t \sin \theta \quad (4)$$

$$y_u = y_c + y_t \cos \theta \quad (5)$$

- Coordenadas del Intradós

$$x_l = x + y_t \sin \theta \quad (6)$$

$$y_l = y_c - y_t \cos \theta \quad (7)$$

Donde

$$\theta = \tan^{-1} \left( \frac{dy_c}{dx} \right) \quad (8)$$

Con las anteriores ecuaciones se tienen las funciones para determinar el perfil NACA 4415. El perfil FUSION tiene definido el intradós pero el extradós corresponde a un perfil GOE 449, este pertenece a un grupo de perfiles experimentales de los cuales no se conoce el modelo matemático para la obtención de sus perfiles, debido a esto se utiliza el método utilizado por *T. Melin* [29] con el cual parametriza mediante curvas de Bézier un gran número de perfiles. El método consiste en dividir el perfil en segmentos que requieren 4

puntos de control para estar completamente definidos, para todo el perfil se tienen 13 como se muestra en la figura 18.

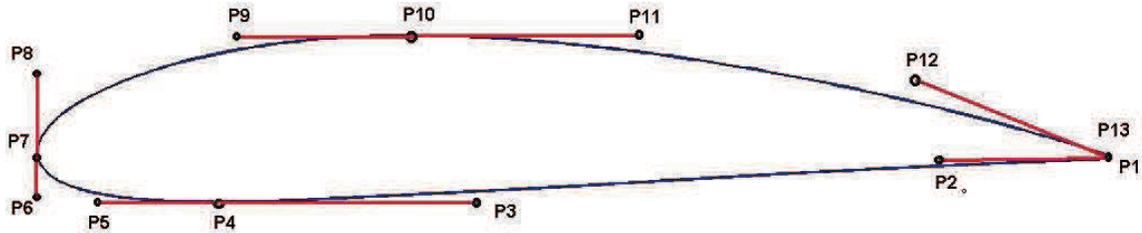


Figura 18. Puntos de control para la parametrización mediante curvas de Bézier.

De acuerdo con lo anterior se requieren nada más los puntos de control para el extradós del perfil GOE 449, los cuales están dados en la tabla 3, con dichos puntos se determinan las siguientes ecuaciones:

- Primer segmento de curva del extradós de GOE 449

$$B_1 = (1-t)\vec{P}_7 + 3t(1-t)^2\vec{P}_8 + 3t^2(1-t)\vec{P}_9 + t^3\vec{P}_{10} \quad (9)$$

- Segundo segmento

$$B_2 = (1-t)\vec{P}_{10} + 3t(1-t)^2\vec{P}_{11} + 3t^2(1-t)\vec{P}_{12} + t^3\vec{P}_{13} \quad (10)$$

Donde

$$0 \leq t \leq 1$$

El perfil GOE 449 es un perfil cerrado, lo que quiere decir que el final del borde de salida es descrito por un solo punto, a diferencia del perfil NACA 4415 que tiene un espesor al final del borde de salida de  $0.0021c$ , lo que indica que es un perfil abierto ya que es definido mediante dos puntos. Debido a esto se buscan

los puntos donde cumple con este espesor y luego se realiza el ajuste de las cuerdas para que coincidan.

**Tabla 3. Puntos de control para curvas de Bézier [29].**

Punto de control	x	y
1	1	0
2	0.90754	-0.0023199
3	0.4616	-0.0366
4	0.15	-0.0366
5	0.084421	-0.0366
6	0	-0.032208
7	0	0
8	0	0.040343
9	0.088226	0.1384
10	0.4	0.1384
11	0.49875	0.1384
12	0.6701	0.12073
13	1	0

## **2.2 Síntesis cinemática para perfiles con cambio de forma**

Un mecanismo es un cuerpo articulado que transmite el movimiento de un sistema, debido a esto es necesario para su diseño establecer el número de grados de libertad y configuración estructural con el objetivo de establecer el movimiento o posiciones requeridas, en la síntesis de mecanismos se identifican tres áreas:

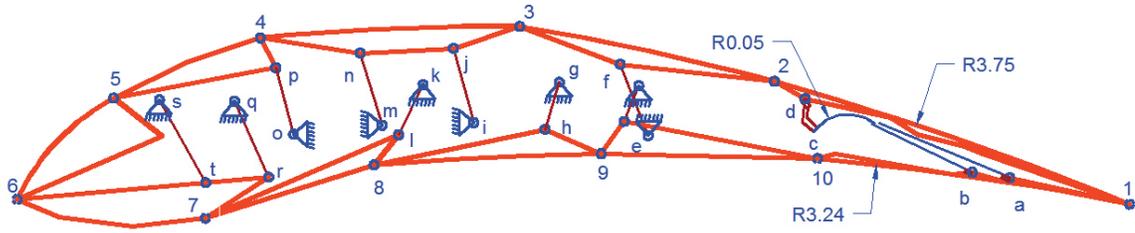
- Síntesis de tipo: Define la clase de mecanismo a diseñar.
- Síntesis analítica: Determina el número de eslabones y articulaciones para cumplir con el movimiento establecido.
- Síntesis dimensional: Fija las dimensiones de los eslabones y su geometría.

La síntesis de mecanismos rígidos ha mostrado exactitud para sistemas que la requieren posiciones establecidas y seguir trayectorias, por lo que son tan aplicados como los mecanismos flexibles para el diseño de sistemas ergonómicos adaptables como sillas de automóviles, también en antenas y aeronaves con morfología variable [10]. Dichas estructuras son diseñadas bajo un concepto de mejoramiento de su desempeño ante variaciones externas. A diferencia de las síntesis tradicionales, la síntesis para realizar cambio de forma en curvas además de garantizar posiciones cumple con aproximación entre los perfiles que define la morfología.

*A.P Murray et al.* [30] [31] determinó una síntesis cinemática para la aproximación de curvas con longitud de curva, la cual luego de dividir las utiliza métodos convencionales para adicionar eslabones. Por otra parte, el caso estudiado requiere de una síntesis que considera cambios de longitud de curva. A continuación se describen términos que permiten realizar el diseño apropiado de acuerdo con los dos perfiles que establece la morfología.

### **2.2.1 Perfiles de diseño**

Los perfiles de diseño están dados por un conjunto de puntos que los caracterizan, sin embargo las síntesis realizadas para mecanismos planos con morfología de forma muestran un posicionamiento de las juntas de revoluta en el contorno del perfil como se puede observar en la figura 19, esto representaría un problema en el diseño de un concepto de morfología de alas con ajuste del perfil, dado que las juntas interfieren con el flujo y generaría problema de construcción. Por lo tanto, se calculan las curvaturas de los perfiles y se considera una distancia entre el contorno del perfil y los puntos donde se puedan localizar dichas juntas.



**Figura 19. Mecanismo para ajuste de perfil con juntas en los límites de los perfiles de diseño [32].**

Las curvas utilizadas para posicionar los pares cinemáticos son llamadas perfiles de acoplamiento, de acuerdo a que estos perfiles se deben determinar mediante el cálculo del centro de curvatura de cada punto. Para esto se sigue el procedimiento utilizado para el cálculo de curvaturas según *S.A Shamsudin et al.* [33]. Los perfiles de diseño están dados por segmentos de líneas descritos por un conjunto de puntos  $z_{d_i} = \{a_i, b_i\}^T$ , donde  $a$  es la coordenada del perfil de diseño en el eje  $x$ ,  $b$  es la del eje  $y$  e  $i$  varía desde uno hasta el número de puntos ( $n$ ) que describen los perfiles de diseño, teniendo estos puntos definidos se puede determinar la curvatura por los puntos designados por  $i, i-1$  y  $i+1$ . Por esta razón, no es posible calcular la curvatura del primer y último punto, esta se expresa por la siguiente ecuación:

$$\kappa_i = \frac{1}{r_i} \quad (11)$$

El centro de la circunferencia que pasa por los tres puntos para determinar la curvatura a lo largo del perfil es definido como  $(\lambda_i, \xi_i)^T$ , de acuerdo con esto se tiene el siguiente sistema de ecuaciones:

$$\begin{bmatrix} \lambda_i \\ \xi_i \\ \gamma_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2a_{i-1} & 2b_{i-1} & 1 \\ 2a_i & 2b_i & 1 \\ 2a_{i+1} & 2b_{i+1} & 1 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} a_{i-1}^2 + b_{i-1}^2 \\ a_i^2 + b_i^2 \\ a_{i+1}^2 + b_{i+1}^2 \end{bmatrix} \quad (12)$$

De este sistema se encuentra las coordenadas  $\lambda_i$  y  $\xi_i$  del centro de curvatura y el parámetro  $\gamma_i$ , ya que este último depende del radio y el centro de la circunferencia descrita por los tres puntos, se tiene que:

$$r_i = \sqrt{\gamma_i + \lambda_i^2 + \xi_i^2} \quad (13)$$

Teniendo el valor del radio de curvatura  $r_i$ , la curvatura es calculada mediante la ecuación 11. También se tiene que los perfiles de acoplamiento  $z_c$  pueden ser determinados mediante la obtención de un vector unitario  $\hat{v}$  que va desde cada coordenada del perfil de diseño hasta el centro de curvatura como se especifica en la ecuación 14.

$$\vec{z}_{c_i} = w\hat{v}_i + \vec{z}_{d_i} \quad (14)$$

Donde  $w$  es la distancia considerada desde el perfil de diseño hasta el de acoplamiento y el vector unitario para dar poder restar la distancia  $w$  del las coordenadas del perfil de diseño, está dado por la siguiente ecuación:

$$\hat{v}_i = \frac{\vec{C}_i - \vec{z}_{d_i}}{r_i} \quad (15)$$

La figura muestra 20. El proceso de obtención de dichos perfiles de acoplamiento.

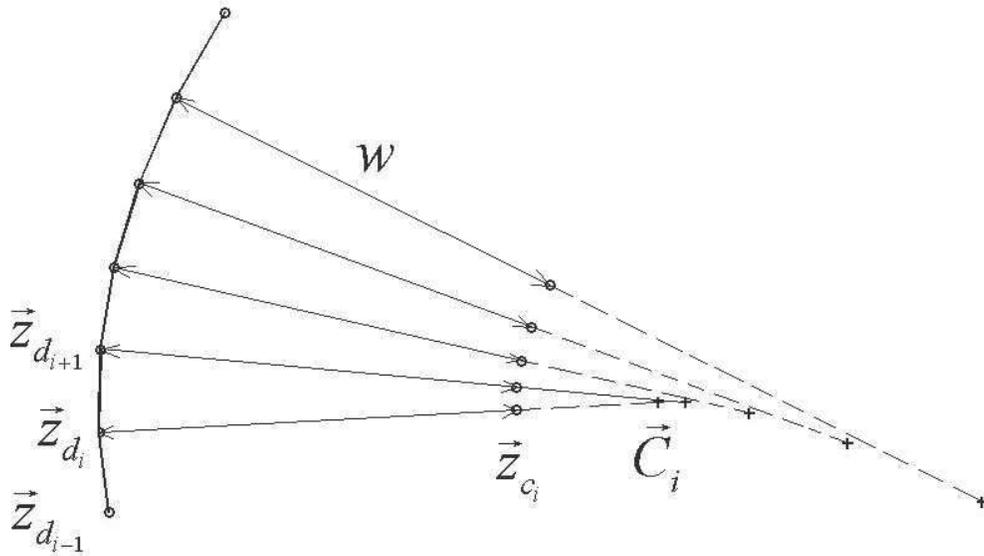


Figura 20. Determinación de las coordenadas del perfil de acoplamiento.

### 2.2.2 Perfiles objetivo

Estos perfiles son una aproximación de los perfiles de acoplamiento y de diseño, los cuales son representados por un conjunto de puntos que se encuentran separados por una longitud de curva, dicha aproximación depende de un parámetro de diseño el cuál es establecido por la longitud de curva de los perfiles objetivo  $c_p$  que debe ser 99% la del perfil de acoplamiento correspondiente [11] , ya que se encuentran dados por segmentos de líneas. El cálculo de la longitud de cuerda de los perfiles objetivo se puede determinar cómo se expresa en la ecuación 16.

$$c_d = \sum_{i=1}^m c_i \quad (16)$$

Donde

$$c_i = \left| \vec{z}_{c_{i+1}} - \vec{z}_{c_i} \right| \quad (17)$$

El número de puntos  $n$  de los perfiles objetivo debe ser determinado tal que cumpla con la longitud de curva requerida, estos puntos se posicionan sobre el perfil de acoplamiento, para encontrar las coordenadas de estos se tiene.

$$\vec{z}_g = \vec{z}_{c_{q+1}} + \left( (g-1)c_s - \sum_{i=1}^q c_i \right) \frac{\vec{z}_{c_{q+2}} - \vec{z}_{c_{q+1}}}{|\vec{z}_{c_{q+2}} - \vec{z}_{c_{q+1}}|} \quad (18)$$

Se debe cumplir

$$\sum_{i=1}^q c_i \leq (g-1)c_s \leq \sum_{i=1}^{q+1} c_i$$

Donde  $g$  es la designación que se le da a los perfiles objetivo para que sean generados uno a uno y  $q$  varía entre los puntos  $i$ . Además, la longitud de los intervalos entre puntos de los perfiles objetivo es de terminada por:

$$c_s = \frac{c_p}{(n-1)} \quad (19)$$

Este proceso está descrito por *A.P. Murray et al* [31], además en la figura 21 se muestra la aproximación del extradós del perfil NACA 4415, de la que se puede observar que la parte con mayor curvatura correspondiente al borde de ataque del extradós en el perfil de acoplamiento no es descrita con exactitud por el perfil objetivo, lo que requiere que el parámetro de diseño sea tal que se llegue a una aproximación que describa mejor todo el perfil. Para determinar la aproximación entre los perfiles se requiere dejar un perfil objetivo fijo, el cual se designa con la letra  $k$  y los que se trasladan con la letra  $j$ .

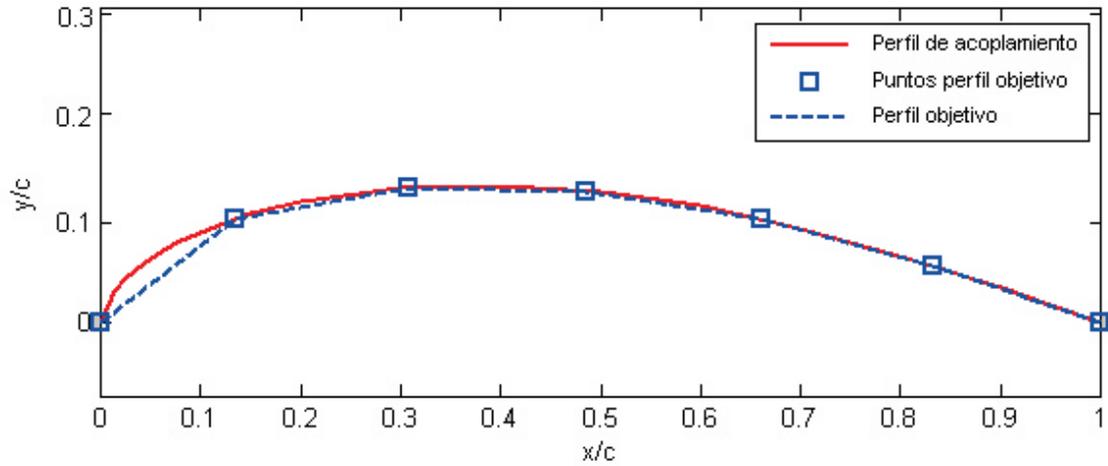


Figura 21. Perfil de acoplamiento y perfil objetivo.

### 2.2.3 Perfil promedio

Este se acerca al conjunto de perfiles objetivos determinados para realizar el cambio geométrico que especifica la morfología, como anteriormente se dijo se fija un perfil y los otros son trasladados hacia este con el fin de minimizar distancias entre ellos.

$$d = \sum_{i=1}^n |\vec{z}_{ji} - \vec{z}_{ki}| \quad (20)$$

La minimización entre la distancia  $D$  es realizada en [31] donde el perfil  $j$  trasladado es definido como:

$$\vec{Z}_{ji} = A\vec{z}_j + \vec{d} \quad (21)$$

Donde

$$A = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi \\ \sin\psi & \cos\psi \end{bmatrix} \quad \vec{d} = \begin{bmatrix} d_1 \\ d_2 \end{bmatrix}$$

De acuerdo con *A.P. Murray et al* [31] se la sumatoria de las coordenadas del perfil a trasladar se definen como:

$$\sum_{i=1}^n z_{j_i} = \vec{z}_{j_T} = \{x_{j_T}, y_{j_T}\}^T \quad (22)$$

Además se tienen las siguientes ecuaciones para encontrar la matriz de rotación  $A$  y el vector de traslación  $\vec{d}$ .

$$\tan \psi = \frac{\frac{1}{n}(x_{k_T}y_{j_T} - x_{j_T}y_{k_T}) \sum_{i=1}^n (x_{k_i}y_{j_i} - x_{j_i}y_{k_i})}{\sum_{i=1}^n (x_{k_i}x_{j_i} + y_{j_i}y_{k_i}) - \frac{1}{n}(x_{k_T}x_{j_T} + y_{j_T}y_{k_T})} \quad (23)$$

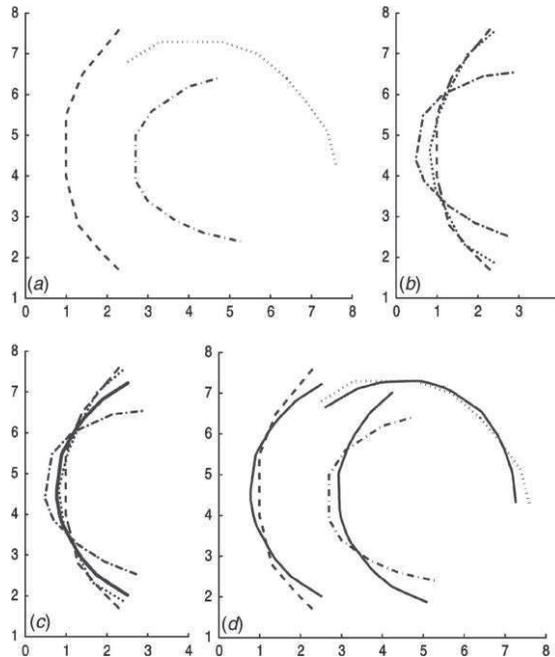
$$\vec{d} = \frac{1}{n}(\vec{z}_{k_T} - A\vec{z}_{j_T}) \quad (24)$$

Teniendo los perfiles trasladados, se puede realizar el cálculo de las coordenadas del perfil promedio mediante la ecuación 24.

$$\vec{z}_{m_i} = \frac{\vec{z}_{k_i} + \sum_{j=2}^p \vec{z}_{j_i}}{p} \quad (25)$$

Donde  $p$  corresponde al número de perfiles de diseño.

La figura 22 muestra un ejemplo de la obtención de los perfiles trasladados y el promedio.



**Figura 22. Traslación de perfiles: a) Perfiles objetivo, b) Perfiles trasladados, c) Perfil promedio representado por la línea sólida, d) Perfil promedio trasladado a cada perfil objetivo [31].**

#### **2.2.4 Perfiles con curvatura constante**

Son identificados de acuerdo a las similitudes en la curvatura del conjunto de perfiles objetivo, lo que quiere decir que son formados que se construyen a partir de los segmentos pertenecientes a los perfiles objetivo en los cuales además de poseer curvatura constantes del mismo orden de magnitud, los segmentos de cada perfil objetivo con estas características tienen diferente número de puntos, por lo tanto estos segmentos o perfiles son determinados para que se pueda cambiarla longitud de curva en los perfiles a obtener mediante la síntesis.

Debido a que la longitud del perfil debe ser variable, la aproximación se hace por medio de un segmento de circunferencia, el cual su radio promedio es determinado mediante la siguiente fórmula de acuerdo con S.A. *Shamsudin* [34].

$$r_{e_i} = \frac{\sum_{j=1}^p n_{e_j}}{\sum_{j=1}^p \sum_{i=k_{e_j}}^{k_{e_j}+m_{e_j}} \kappa_{j_i}} \quad (26)$$

La variable  $e$  designa el segmento del perfil,  $k_e$  corresponde a la coordenada del segmento  $e^{th}$ ,  $m_{e_j}$  número de intervalos y  $n_{e_j}$  al número de puntos del mismo. La construcción de este segmento se realiza después de haber alineado los perfiles promedio sobre los perfiles objetivo para así disminuir el error entre los mismos.

### 2.2.5 Segmentación

Esta etapa de la síntesis es necesaria para generar movimiento relativo entre segmentos de los perfiles objetivo, por lo que se tienen diferentes criterios para identificarlos. Se deben hallar los respectivos perfiles promedio o si se trata de un perfil con longitud de curva variable, obtener el perfil que se aproxime a cada una de las posiciones que determina el cambio de forma.

*A.P. Murray* [31] muestra diferentes maneras para segmentar un perfil con diferencias de longitud poco significativas, las cuales son:

- Segmentación uniforme.
- Segmentación con un error específico.
- Segmentación para reducir el error.

La segmentación uniforme está basada en dividir los perfiles objetivo en porciones de curva con igual número de puntos y de esta manera poder obtener los perfiles promedio de cada uno, esto causa que los errores tengan grandes diferencias entre los segmentos. El error es definido como la máxima distancia entre el perfil promedio y los perfiles objetivo.

Error para los puntos del perfil fijo

$$E_i = \left| \vec{z}_{m_i} - \vec{z}_{k_i} \right| \quad (27)$$

Error para los puntos del perfil trasladado

$$E_i = \left| \vec{z}_{m_i} - \vec{Z}_{j_i} \right| \quad (28)$$

Los segmentos obtenidos con un error específico, se obtienen haciendo que el error ( $E_l$ ) que presenta cada segmento sea menor que el error aceptable ( $E_a$ ), Esto se logra mediante la adición de puntos a un segmento inicial verificando que no sobrepase la especificación dada y antes de que se supere este valor se pueda generar otro segmento.

La segmentación para reducir el error consiste en identificar puntos de segmentos que deben ser eliminados de uno para que hagan parte de otro. Si el promedio del error  $\bar{E} > E_l$ , se incrementa un punto al segmento y si pasa lo contrario debe eliminarse.

La segmentación descrita es aplicada para los segmentos del perfil que pueden ser reemplazados por segmentos que son representados por perfiles promedio ( $\mathcal{M}$ ), como se mencionó anteriormente los segmentos con curvatura constante ( $\mathcal{C}$ ) se seleccionan de acuerdo con las similitudes de curvatura, esta denominación fue dada por S.A. *Shansudin* [32][33]. También es mencionado un vector de diseño ( $\vec{V}$ ) el cual indica el números de segmentos ( $h$ ) en el que es dividido el perfil, si el vector está dado por  $\vec{V} = [\mathcal{M} \ \mathcal{M} \ \mathcal{C}]$ , significa que cada uno de los perfiles está compuesto por dos segmentos con longitud de curva constante y uno con longitud variable, donde  $h = 3$ . Por último, es definida una matriz de segmentos la cual indica el número de intervalos entre los puntos

para cada perfil lo que da como resultado una matriz  $p \times h$  llamada matriz de segmentos.

$$MS = \begin{bmatrix} m_1^1 & m_1^2 & m_1^3 \\ m_2^1 & m_2^2 & m_2^3 \\ m_3^1 & m_3^2 & m_3^3 \end{bmatrix} \quad (29)$$

La matriz de segmentos mostrada evidencia que corresponde a un conjunto de tres perfiles y está dividida en tres segmentos. Los segmentos de la columna 3 son de longitud variable, por lo que en cada perfil se tiene un número de intervalos diferente.

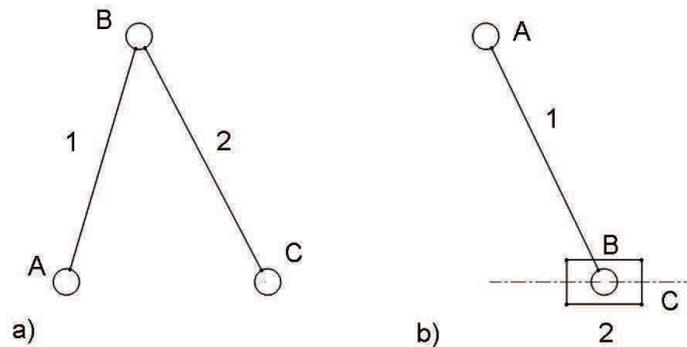
### **2.2.6 Configuración y selección de las cadenas cinemáticas del mecanismo**

La segmentación implica que se incorporen elementos mecánicos para que haya movimiento relativo entre los segmentos y alcanzar 1-GDL en un mecanismo que satisfaga la morfología definida. La selección de las cadenas cinemáticas y componentes es realizada mediante el principio fundamental de formación de mecanismos planos propuesto por Leonid Assur, en el cuál propone un método de superposición sucesiva de cadenas cinemáticas [35], que se encuentran estáticamente definidas (Grupos de Assur). Un enfoque similar es utilizado por K. Zhao [36] para el diseño de un mecanismo en un ala con ajuste de forma en el perfil aerodinámico, sin embargo no realiza la configuración completamente mediante grupos de Assur, también define mecanismos básicos como los mecanismos de cuatro barras y biela-manivela como bloques de construcción.

El problema de aplicar mecanismos básicos como bloques en la estructura de un mecanismo es porque tienen 1 GDL, mientras que los grupos anteriormente

definidos tienen 0 GDL, lo que hace que el análisis de velocidades, fuerzas y aceleraciones sea más sencillo.

Normalmente los mecanismos planos pueden ser formados por grupos de Assur de II clase, cómo se muestran en la figura 23.



**Figura 23. Cadenas cinemáticas de 0-GDL: a) Grupo de Assur de II clase tipo RRR (tres juntas de revoluta); b) Grupo de Assur II tipo RRP (dos juntas de revoluta y una prismática).**

El grupo mostrado en la figura 23.a) está conformado por 2 eslabones móviles y tres juntas de revoluta, mientras en b) el grupo está conformado por 2 juntas de revoluta y una prismática. Los demás tipos de grupos pueden ser encontrados reemplazando las juntas de revoluta por deslizadores. Estos deben ser acoplados a un eslabón primario o de entrada para formar un mecanismo de cuatro barras o biela-manivela, los cuales son mecanismos de 1GDL.

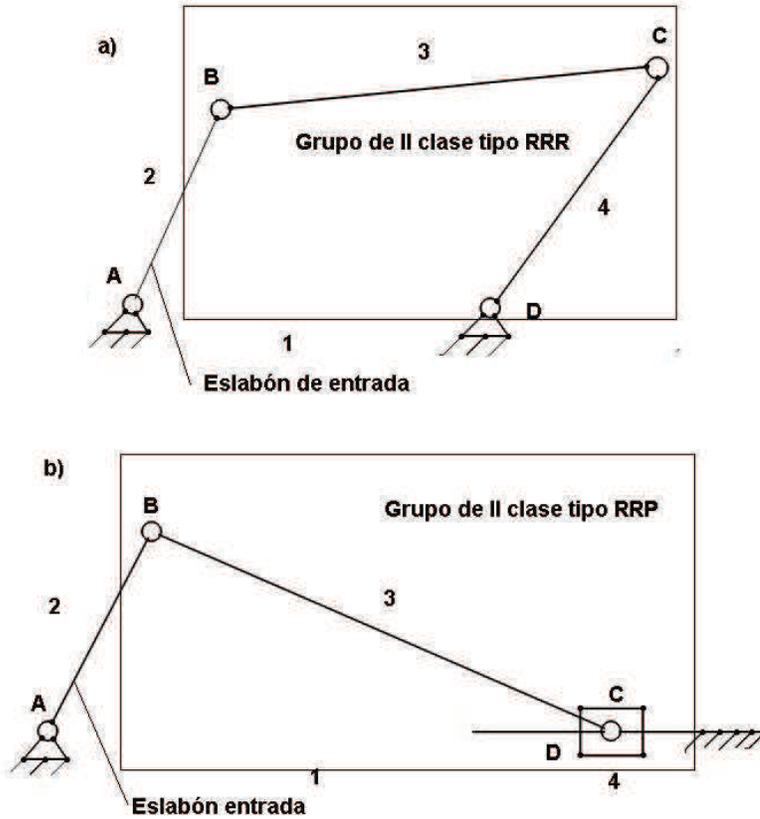


Figura 24. Mecanismos básicos: a) Mecanismo cuatro barras; b) Mecanismo biela – manivela.

Para verificar los grados de libertad de libertad en un mecanismo plano se tiene:

$$W = 3N - 2p_v - p_{IV} \quad (30)$$

Donde  $N$  es el número de eslabones móviles,  $p_v$  y  $p_{IV}$  son pares de IV y V clase correspondientemente, Estos grupos solo tienen pares de quinta clase por lo que la ecuación para estos queda de la siguiente manera:

$$W_{gr} = 3N - 2p_v \quad (31)$$

Mediante la ecuación 29 se valida que las cadenas cinemáticas seleccionadas están estáticamente definidas. La clase de grupos son definidos de acuerdo al número de eslabones y pares cinemáticos como se muestra en la tabla 4.

**Tabla 4. Clasificación de cadenas cinemáticas mediante grupos de Assur.**

Clase	N	$p_v$
II	2	3
III	4	6
IV	6	9
V	8	12

De acuerdo con esta clasificación es posible mediante la síntesis identificar los tipos de grupos de Assur, conformados por diferentes tipos de eslabones y pares cinemáticos para cumplir con las diferentes posiciones establecidas por el cambio de forma y el espacio delimitado para el diseño.

## **CAPÍTULO III**

### **3. ANÁLISIS NUMÉRICO DE LA MORFOLOGÍA**

El análisis aerodinámico es realizado para seleccionar el mecanismo adecuado de la estructura mecánica para la costilla del ala, debido a que el flujo es sensible a los cambios de curvatura en las zonas de acoplamiento de eslabones, pues esto puede interferir en las características del perfil alar [37]. Por lo tanto, se debe validar que las aproximaciones geométricas que se obtienen mediante la síntesis de mecanismos rígidos cumplen con las características aerodinámicas que la morfología establece.

Para obtener las características aerodinámicas de los perfiles y la morfología del ala, se realizan análisis numéricos mediante el software Ansys Fluent, el cual está basado en la aplicación de volumen finito para resolver las ecuaciones del modelo seleccionado.

#### **3.1 Selección del modelo de turbulencia**

El modelo de turbulencia a utilizar en las simulaciones es uno de los aspectos o parámetros más importantes, que deben ser definidos en la simulación para obtener valores confiables, ya que cada uno de los modelos es utilizado de acuerdo a la aplicación.

El modelo  $k-\varepsilon$  y el modelo  $k-\omega$  son los modelos de turbulencia más utilizados, sin embargo para ser utilizados de manera correcta, se debe tener en cuenta que el modelo  $k-\varepsilon$  presenta mejores resultados en aplicaciones donde se presentan gradientes de presión pequeños, por lo que para aplicaciones de flujo interno el modelo es confiable [38]. Mientras el modelo  $k-\omega$  es utilizado en aplicaciones donde se requiere obtener propiedades del flujo cercanas a la pared, como en flujo externo. De lo anterior se infiere que el modelo  $k-\omega$  es el indicado para realizar el análisis numérico, sin embargo *C.M. Román* [39], propone utilizar el modelo  $k-\omega$  SST. También *Ansys Inc* [40] enfatiza en que

cuando se necesita exactitud y precisión en los límites de la pared con la que interactúa el fluido, como en aplicaciones de separación de flujo (aerodinámica) y perfiles de transferencia de calor el  $k-\omega$  SST debe ser utilizado.

### 3.1.1 Modelo $k-\omega$ SST

Este modelo surge de la combinación de dos modelos  $k-\varepsilon$  y  $k-\omega$ , por lo que se obtienen ventajas de ambos. Esto significa que permite calcular las propiedades del flujo cerca del objeto estudiado, como lo hace el modelo  $k-\omega$  estándar, de igual manera permite obtener valores en la zona de turbulencia libre así como el  $k-\varepsilon$ . Este modelo requiere que la subcapa viscosa sea resuelta, esto quiere decir que la distancia de la pared al centro del primer elemento de la malla debe cumplir con  $y^+ \approx 1$ , sin embargo si se necesita información de un comportamiento lejos de la pared ( $y^+ > 1$ ), el modelo obtendrá valores similares a los del  $k-\varepsilon$  [41].

### 3.2 Ley de la pared

La capa límite en flujo turbulento está compuesta por tres zonas una laminar, una en transición y la turbulenta, por lo que cerca de la pared del modelo estudiado el flujo es dividido en tres regiones, la subcapa viscosa, capa en transición y capa turbulenta totalmente desarrollada.

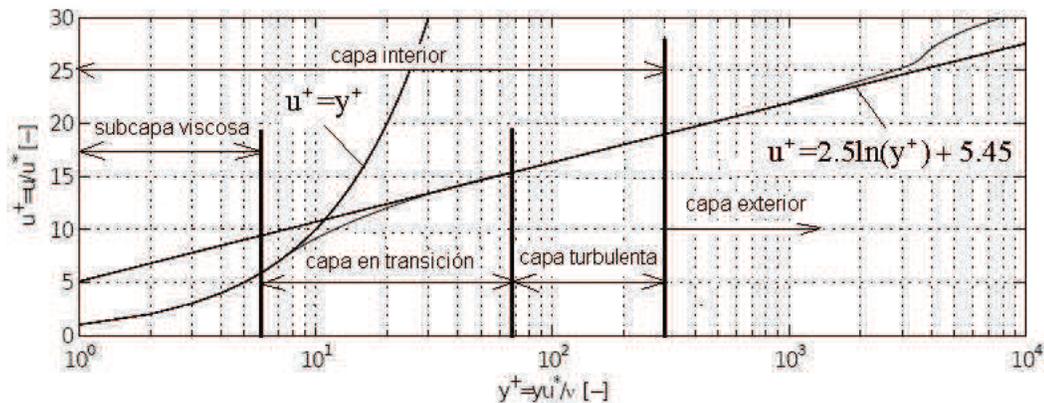


Figura 25. Ley de la pared [42].

La altura del primer elemento de la malla para un análisis CFD ( $y$ ), se encuentra dada en función de la distancia adimensional ( $y^+$ ), como se expresa en la ecuación 32.

$$y = \frac{y^+ \mu}{u^+ \rho} \quad (32)$$

Donde  $u^+$  es la velocidad de fricción,  $\mu$  es la viscosidad dinámica y  $\rho$  es la densidad del fluido. Para obtener el valor de la velocidad de fricción se requiere calcular inicialmente el número de Reynolds con la siguiente ecuación.

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (33)$$

Se sabe que  $V$  corresponde a la velocidad del fluido y  $c$  la longitud característica del objeto a estudiar en este caso la cuerda. Teniendo el número de Reynolds se puede estimar el coeficiente de fricción, de acuerdo con *Ansys Inc* [41]  $C_f = 0.058 Re^{-0.2}$  para flujos externos, mientras para flujos internos según  $C_f = 0.079 Re^{-0.25}$ . Luego se calcula el esfuerzo cortante en la pared de la siguiente ecuación:

$$\tau = \frac{1}{2} \rho C_f V^2 \quad (34)$$

La velocidad de fricción es calculada mediante la ecuación 34, ya que está en términos de la densidad y el esfuerzo cortante del fluido en la pared, esta se sustituye en la ecuación 32 y se obtiene  $y$ .

$$u^+ = \sqrt{\frac{\tau}{\rho}} \quad (34)$$

De acuerdo con lo anterior se debe saber cuáles son los rangos de  $y^+$  en los cuales el modelo puede ser aplicado, esto depende del “tratamiento de pared” que se utilice como se ve en la tabla 5.

**Tabla 5. Distancia adimensional de la primera celda de la malla.**

Modelo	Tratamiento de pared	$y^+$
k- $\epsilon$ "Standard", "RNG" y "Realizable"	"Standard Wall Functions"	30 a 300
	"Scalable Wall Functions"	11.225
	"Enhanced Wall Functions"	-0-
k- $\omega$ "Standard", "SST"	-0-	1
	-0-	1

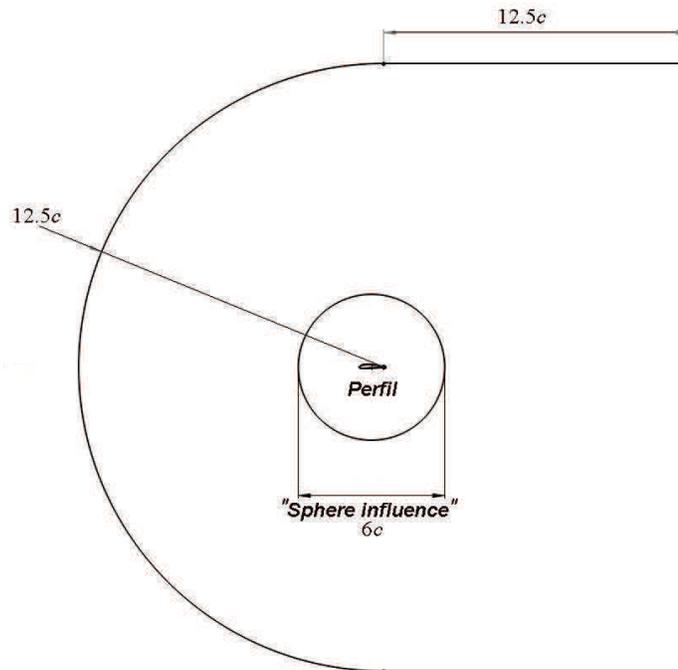
### 3.3 Análisis numérico de la morfología en dos dimensiones

El análisis numérico en dos dimensiones es realizado para los perfiles de la morfología, llamados perfiles aerodinámicos base y las aproximaciones obtenidas mediante la síntesis cinemática, los cuales son designados como “Mecanismos de Geometría Variable” (MGV). Esto con el fin de realizar la elección adecuada, basada en comparaciones de las características aerodinámicas.

Para realizar el análisis (simulación) es necesario establecer el tamaño del volumen de control, luego se realiza su discretización, a lo cual se le llama mallado. Después son configuradas las variables de las que depende la simulación. Por último, se realiza la visualización gráfica de los resultados, así como la obtención de los parámetros aerodinámicos. En el caso del perfil se utilizan funciones de transformación de ejes, de esta manera se determinan las fuerzas de sustentación y de resistencia al avance.

### 3.3.1 Geometría y mallado

Los límites del volumen de control (sistema) para el análisis del perfil son definidos de acuerdo con los valores dados por *B.J. Mullen* y *R. Bhaskar* [43], El volumen de control es realizado como una malla en C, como se ve en la figura 26. Las dimensiones definen una geometría la cual deja los límites lejos del perfil, con el fin que no interfieran con los resultados de la simulación.



**Figura 26. Dimensiones del volumen de control, en función de la longitud de la cuerda del perfil aerodinámico.**

Las dimensiones de la geometría mostrada se encuentran dadas en términos de la cuerda, lo que indica que tan alejado se deben localizar los límites del dominio.

La división del volumen de control, discretización, en un conjunto de celdas se le denomina malla y es requerida para resolver las ecuaciones en determinada zona. La malla utilizada para el caso en dos dimensiones es de tipo no estructurada, a la cual se le aplican diferentes controles locales especificados en la tabla 6, También se puede observar en la figura 26 una zona circular que

encierra el perfil, dentro de esta el tamaño de los elementos es menor ocasionada por el control de malla “*Sphere influence*”.

**Tabla 6. Controles de malla locales para la geometría en 2 dimensiones.**

Control de malla	Entidad de referencia	Características
“ <i>Sphere influence</i> ”	Centro de la cuerda	Diámetro= 12 m tamaño del elemento: máximo=5e-2 m mínimo=5e-3 m
“ <i>Inflation</i> ”	Contorno del perfil	Altura del primer elemento= 6.6e-6m Número de capas=20 Tasa de crecimiento=1.2
“ <i>Edge Sizing</i> ”	Extradós e intradós	Número de divisiones=200

Los controles locales de malla aplicados aseguran un  $y^+ \approx 1$ , lo cual cumple con los parámetros necesarios del modelo  $k-\omega$  SST.

### **3.3.2 Configuración del análisis del perfil**

Definida la geometría y la discretización del volumen de control, se definen las condiciones para la simulación entre ellas las propiedades del aire y la velocidad de operación de la aeronave. Las propiedades del aire y la velocidad de entrada para la simulación se pueden ver en la tabla 7, ya que fueron definidas por *M.A. Carrizales* [26] a una atmosfera estándar a la altitud de 600 metros sobre el nivel del mar, correspondiente al Estado de Nuevo León, México.

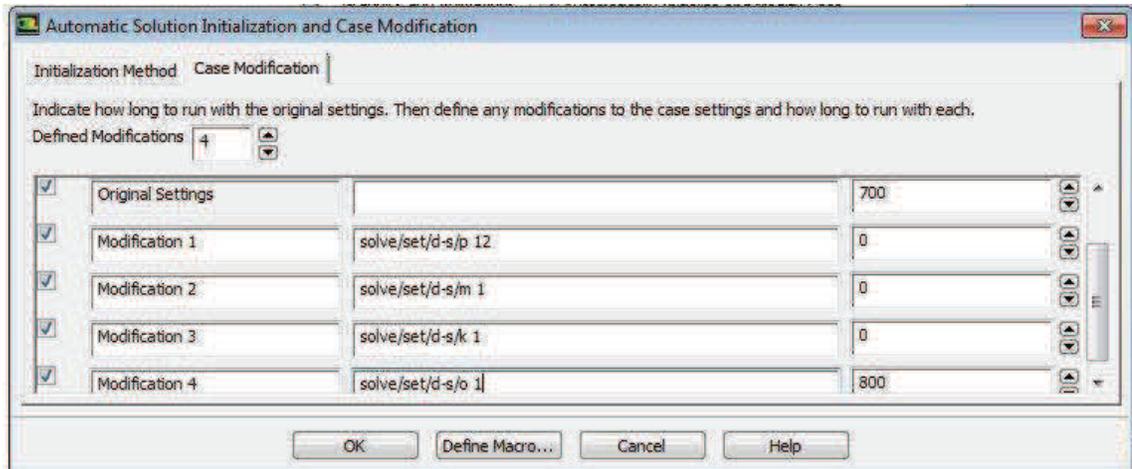
**Tabla 7. Parámetros del análisis en 2 dimensiones.**

Parámetro	Valor
Velocidad	66.59 m/s
Reynolds	9000000
Mach	0.194
Altitud	600 m
Presión atmosférica	94323.87 Pa
Densidad	1.15597 kg/m <sup>3</sup>
Viscosidad	1.77049 e-5 Pa*s

Estos parámetros sirven para definir otras características de la simulación, debido que a  $M=0.194$  son despreciables los efectos de compresibilidad, pues cuando  $M<0.3$  las variaciones de densidad son menores al 5% [44][45], esto determina que el análisis debe ser basado en la presión.

La velocidad de entrada del fluido está dada por componentes para ocasionar el cambio del ángulo de ataque, porque el volumen de control corresponde a una malla tipo C y es la única forma de variar el ángulo de ataque. Esta no realiza ningún cambio de geometría ni de la discretización, ya que no se requiere de ninguna entrada paramétrica que produzca el cambio automático de estas, por lo tanto la simulación de cada punto de diseño tarda menos.

Otros parámetros como los métodos de solución de las ecuaciones son requeridos por *Ansys Fluent*. Para este caso se recomienda de acuerdo con *M.A. Carrizales* [46] realizar las simulaciones primero bajo ecuaciones de primer orden y luego mediante ecuaciones de segundo orden. La solución de las primeras no requiere del uso de tanta memoria del equipo de cómputo y tienden a converger fácilmente, luego mediante 4 modificaciones realizadas en la función "*calculation activities*", las ecuaciones pasan a ser resueltas en segundo orden. El cambio es logrado gracias a la aplicación de los comandos como se ilustra en la figura 27.



**Figura 27. Comandos para el cambio automático del método de solución.**

En total se programan 1500 iteraciones las cuales son realizadas bajo los métodos inicialmente establecidos y después de 700 iteraciones se realiza de manera automática el cambio.

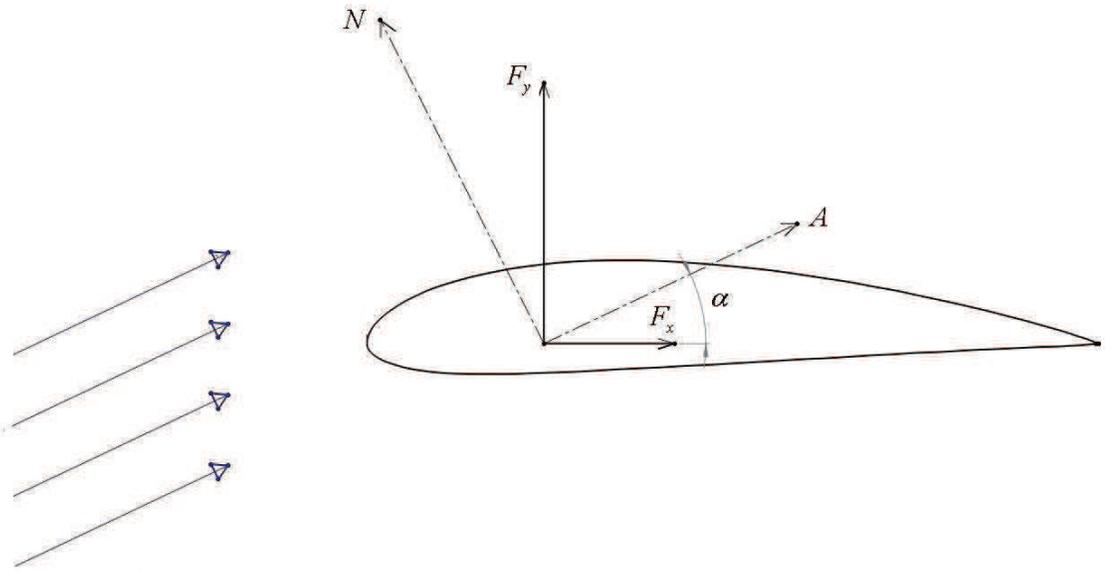
### 3.3.3 Obtención de las características aerodinámicas de los perfiles

La obtención de la fuerza de sustentación y de resistencia al avance de los perfiles son calculadas con el ángulo de ataque ( $\alpha$ ) que forman las componentes de velocidad, las cuales son el parámetro de entrada de la simulación, además de los parámetros de salida  $F_x$  y  $F_y$ . De acuerdo con lo anterior se tiene que:

$$d = F_x \cos(\alpha) + F_y \sin(\alpha) \quad (35)$$

$$l = F_y \cos(\alpha) - F_x \sin(\alpha) \quad (36)$$

La descomposición de los componentes de las fuerzas obtenidas mediante *Ansyes Fluent* sobre el eje en dirección del flujo ( $A$ ) y el normal ( $N$ ), da como resultado las anteriores ecuaciones, esto se muestra en la figura 28.



**Figura 28. Transformación de fuerzas para la malla En C**

Teniendo los resultados para cada ángulo de ataque se calculan los respectivos coeficientes, se tiene que las fuerzas aerodinámicas para un ala se encuentran expresadas así:

$$D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D \quad (37)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L \quad (38)$$

Para este análisis se tiene que las fuerzas halladas están en función de la del largo del perfil o envergadura ( $b$ ), esto es porque al tener el modelo en dos dimensiones la profundidad del volumen de control es tomada como unitaria, lo que significa que las unidades de las fuerzas se encuentran dadas en N/m, por lo tanto los coeficientes de sustentación y resistencia al avance dependen de la cuerda ( $c$ ) y no de la superficie en planta ( $S$ ) como se muestra en las ecuaciones 39 y 40.

$$C_d = \frac{2d}{\rho c V^2} \quad (39)$$

$$C_l = \frac{2l}{\rho c V^2} \quad (40)$$

### **3.4 Análisis numérico de la morfología del ala**

Los perfiles seleccionados del análisis en 2 dimensiones pueden cumplir con las características aerodinámicas que establece la morfología analizada, sin embargo un perfil se idealiza como un ala con alargamiento ( $AR$ ) infinito donde se supone que el flujo se desliza sobre la superficie, de manera que no existen componentes de velocidad a lo largo de la envergadura, lo que ocasiona que la distribución de levantamiento a lo largo de un ala con esta configuración sea homogénea. Mientras que en un ala con un alargamiento finito se presenta que las líneas de flujo tienden a ir hacia la punta del ala (dirección axial) donde se convierten en vórtices, causando que el coeficiente de levantamiento del ala sea menor al del perfil, este comportamiento puede verse en la figura 29. Por esta razón la distribución de levantamiento presenta una zona de mayor levantamiento cerca a la raíz mientras disminuye hacia la punta.

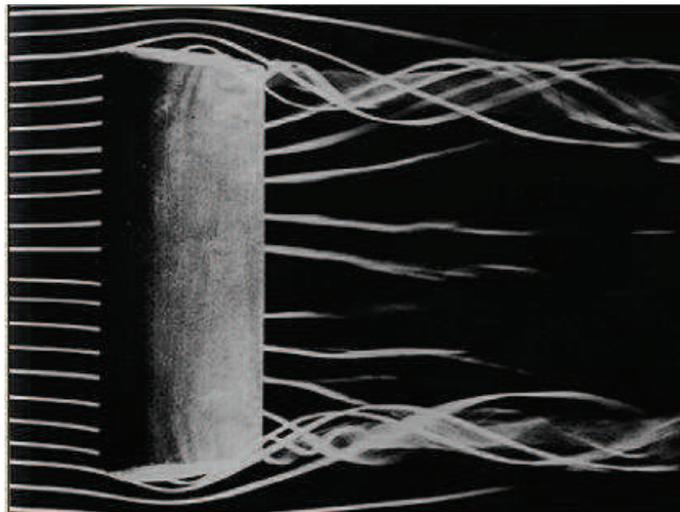
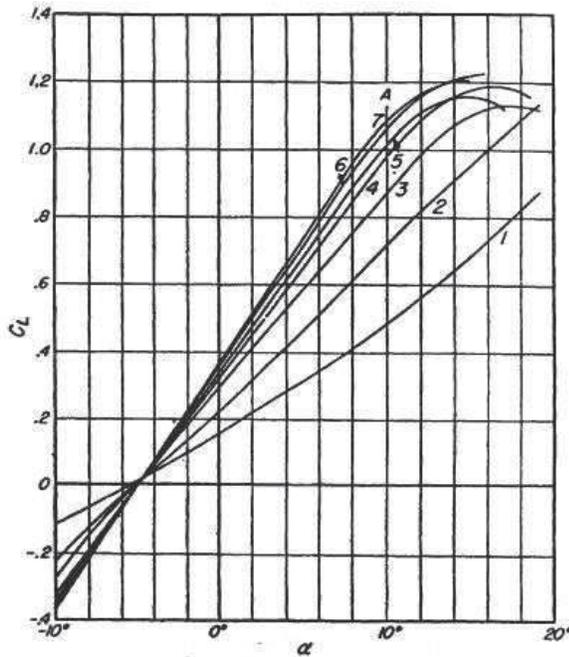


Figura 29. Comportamiento del flujo a través de un ala recta [47].

De acuerdo con esto el coeficiente de levantamiento depende del alargamiento, ya que a un mayor  $AR$  el  $C_L$  aumenta, también se ve en la figura 30 que la disminución afecta el comportamiento lineal del  $C_L$  que se presenta con  $AR$  altos.



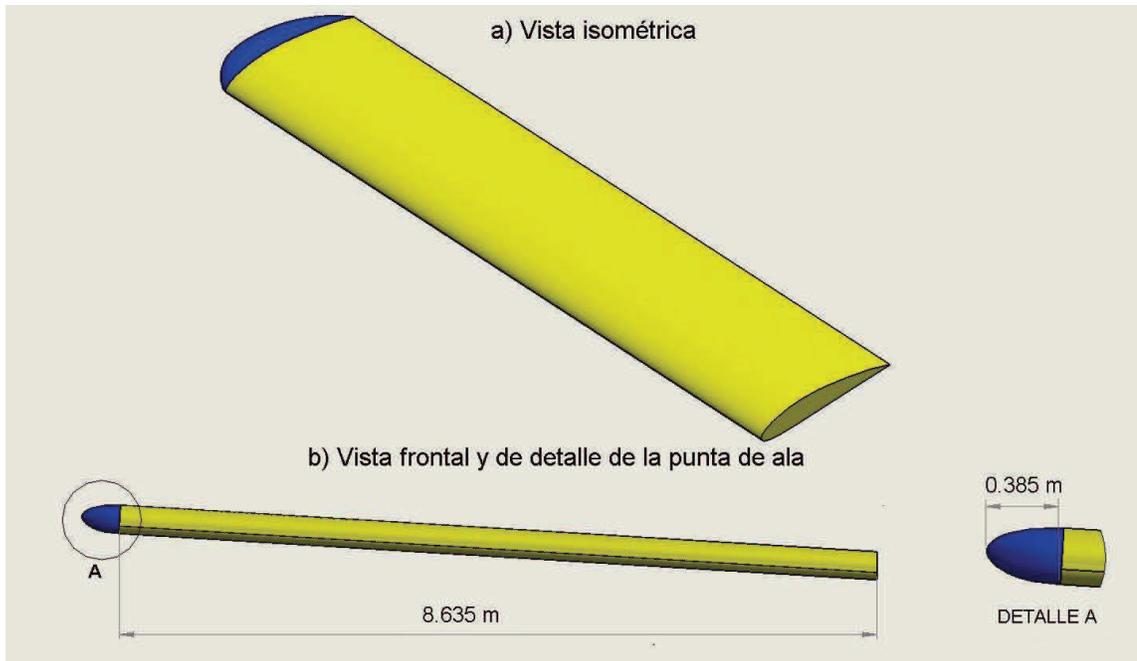
**Figura 30. Influencia del alargamiento en el comportamiento del coeficiente de sustentación [48].**

De igual manera que en el análisis de 2 dimensiones se requiere generar la geometría, discretización, además de la configuración del análisis la cual difiere en el número de iteraciones y velocidad. Las fuerzas aerodinámicas son obtenidas directamente del software.

### **3.4.1 Geometría**

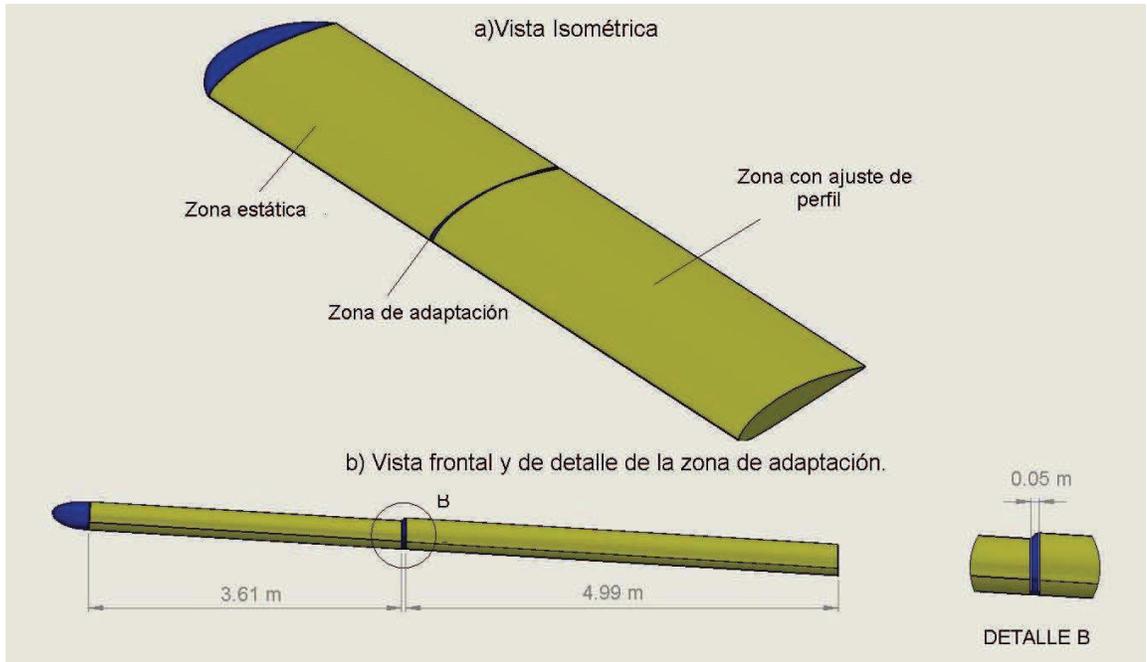
Las configuraciones de ala a analizar se definen como ala limpia y ala con extradós variable. Para realizar el análisis solo se tiene en cuenta la semiala, ya

que el ala guarda simetría y el análisis solo requiere de la variación de las características aerodinámicas con respecto al ángulo de ataque. La configuración del ala limpia es mostrada en la figura 31. La punta de ala mostrada es una aproximación que se realiza con el objetivo de acercarse a la configuración real del ala del AT-802.



**Figura 31. Semiala limpia: a) Vista isométrica; b) Vista frontal y de detalle de la punta de ala.**

Mediante este análisis se evalúan 4 posiciones del mecanismo seleccionado, como se especificó en la sección 2.1 la zona del ajuste geométrico se realiza desde la raíz hasta donde terminan los flaps, la figura 32 muestra la configuración del ala con morfología, donde se puede identificar una zona estática, la cual no presenta ningún cambio; la zona de adaptación, en esta se observa un cambio con curvas suaves para que el flujo tenga un comportamiento adecuado; zona con perfil variable, esta es la que ajusta el extradós para obtener las características aerodinámicas deseadas.



**Figura 32. Semiala con morfología: a) Vista isométrica; b) Vista frontal y de detalle de la adaptación.**

La morfología del ala estudiada no comprende un cambio significativo en el espesor, este solo corresponde al 2%. Además se busca que la zona de adaptación sea lo más pequeña posible.

Después de haber realizado la semiala se necesita determinar el tipo de volumen de control a utilizar y sus dimensiones. De acuerdo con *C. M. Rodríguez Román*[39] el volumen de control más apropiado para una aeronave debe ser un prisma rectangular con las dimensiones se indican de la siguiente manera:

- Largo:  $15b$
- Ancho:  $5b$
- Alto:  $5b$

En este volumen se debe parametrizar el ángulo de ataque para generar los puntos de diseño, cada que es modificado el programa computacional Ansys debe generar una nueva malla a diferencia del volumen en C, que utiliza la misma malla para cada punto de diseño. Por lo tanto, el tiempo de simulación es mayor en un volumen rectangular, pero posee la ventaja que las fuerzas

pueden ser utilizadas directamente para el cálculo de los coeficientes aerodinámicos.

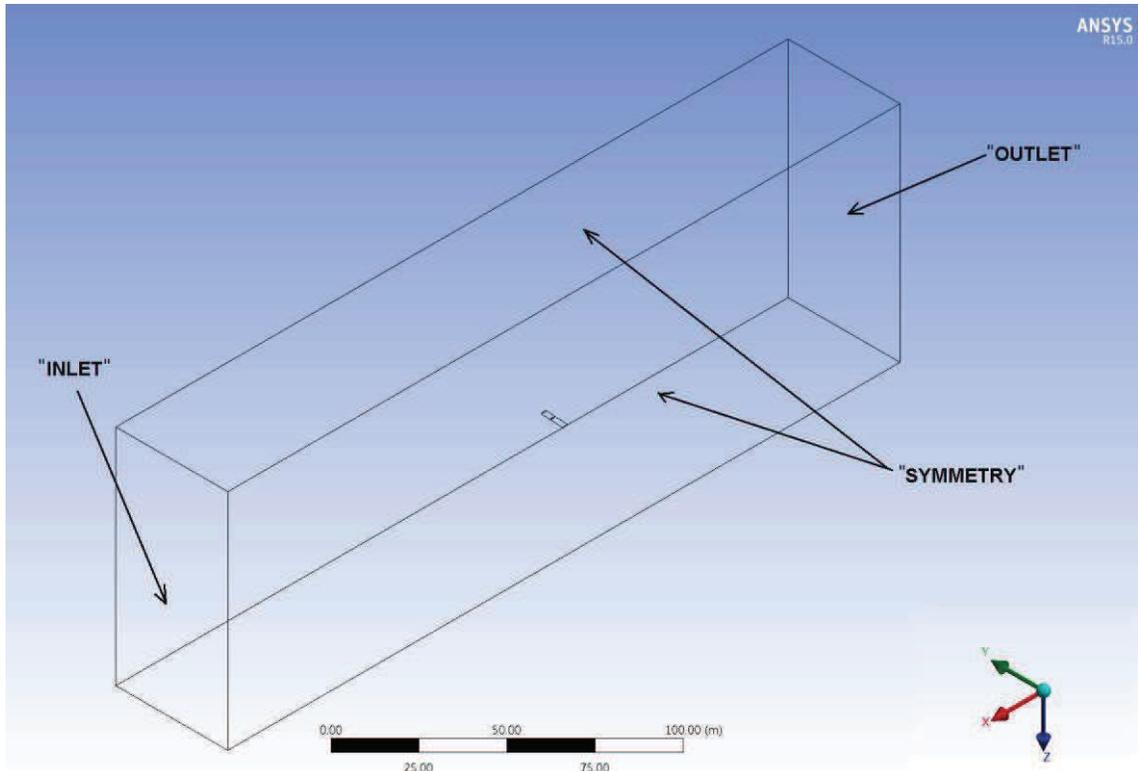


Figura 33. Características de volumen de Control.

El Volumen de control mostrado en la figura 33, fue realizado con las dimensiones ya especificadas, teniendo en cuenta que solo se analiza la semiala derecha, por lo que el ancho del volumen corresponde a  $2.5b$ . Con las dimensiones definidas se deben nombrar los límites del volumen y las zonas donde se desean medir los parámetros aerodinámicos. Los límites fueron tipificados de la siguiente manera:

- **“INLET” (Entrada):** corresponde a la superficie que se define como la entrada de fluido, por esta razón el tipo de límite de frontera seleccionado es “velocity Inlet”.
- **“OUTLET” (Salida):** es la superficie que corresponde a la salida del fluido del volumen de control, es necesario para cumplir con la ecuación de continuidad.

- **“SYMMETRY” (Simetría):** corresponde a las paredes que rodean el flujo de control, las cuales son seleccionadas con límites de tipo “symmetry”, pues se requiere que estas no generen interferencia con el objeto estudiado. Por lo tanto el esfuerzo de fricción  $\tau = 0$ .
- **Semiala** es el modelo donde se miden las fuerzas aerodinámicas, debido a esto debe seleccionarse de tipo “Wall”. En el caso de los análisis donde la semiala posea morfología se definen como *ZV* y *ZE* las cuales son la zona con ajuste de perfil y la zona estática del ala correspondientemente.

### 3.4.2 Mallado para el análisis en 3 dimensiones

La malla utilizada para este análisis es de tipo no estructurada lo que permite realizar el mallado automático con el fin de parametrizar el ángulo de ataque de la semiala mediante rotación en el eje *y*.

Las propiedades de la malla son especificadas de manera global como se muestra en la figura 34, se puede ver que en general la malla posee parámetros que pueden generar elementos de gran tamaño, esto con el propósito de obtener pocos elementos para tener menor tiempo de simulación.

Sizing	
Use Advanced Size Fu...	On: Proximity and Curvature
Relevance Center	Coarse
Initial Size Seed	Active Assembly
Smoothing	Medium
Transition	Slow
Span Angle Center	Fine
<input type="checkbox"/> Curvature Normal A...	Default (18.0 °)
<input type="checkbox"/> Num Cells Across Gap	Default (3)
<input type="checkbox"/> Min Size	Default (0.143620 m)
<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (0.143620 m)
<input type="checkbox"/> Max Face Size	Default (14.3620 m)
<input type="checkbox"/> Max Size	Default (28.7240 m)
<input type="checkbox"/> Growth Rate	Default (1.20 )
Minimum Edge Lenqth	1.5595e-004 m

Figura 34. Propiedades globales del mallado para los análisis en 3D.

Así como en el análisis en 2 dimensiones se utilizan controles de malla locales donde se requiere una malla fina, esto es para obtener elementos con las características adecuadas, garantizar la convergencia de los resultados y la

exactitud requerida para la aplicación. Para este caso se utiliza el mismo modelo (  $k-\omega$  SST ) el  $y^+ \approx 1$ , para obtener este valor se aplicaron los controles de malla sobre las entidades del ala especificados en la tabla 8.

**Tabla 8. Controles de malla locales para el análisis en 3 dimensiones.**

Control de malla	Entidad de referencia	Características
"Face Sizing"	Extadós	Tamaño de elemento=4e-2 m
	Intradós	
"Face Sizing"	Punta de ala	Tamaño de elemento=2e-2 m
	Adaptación	
"Face Sizing"	Redondeo del borde de salida	Tamaño de elemento=6e-3 m
"Edge Sizing"	Contorno del extradós en la raíz	Numero de divisiones =200
"Edge Sizing"	Contorno del intradós en la raíz	Numero de divisiones =200
"Edge Sizing"	Contorno del redondeo en el borde de salida	Numero de divisiones =2
"Inflation"	Semiala	Altura del primer elemento=6.6e-6 m Número de capas=15 Tasa de crecimiento=1.2

Además de cumplir con las características necesarias para el modelo, también se debe tener una calidad mínima para obtener resultados confiables. El parámetro para evaluar la calidad de malla que se tuvo en cuenta fue el "Skewness", este evalúa que tan deformado está el elemento. En la tabla 9 se describen las cualidades de la malla de acuerdo al *Skewness* máximo que presente

Tabla 9. Calidad de malla de acuerdo al "Skewness"[49].

Excelente	Muy Buena	Buena	Aceptable	Mala	Inaceptable
0-0.25	0.25-0.50	0.50-0.80	0.80-0.94	0.95-0.97	0.98-1.00

De acuerdo con lo anteriormente dicho la discretización realizada bajo los controles de la tabla 8, cumplen con las características de una malla aceptable,

dado que los valores de este parámetro están en 0.85 para el ala limpia y 0.89, como se muestra en la tabla 10.

**Tabla 10. Características generales de la malla para las semialas.**

Característica de la malla	Ala limpia	Ala con extradós variable
Número de elementos	3329407	3200969
Número de nodos	1031692	939738
“Skewness” (Calidad)	0.8498	0.8905

### 3.4.3 Configuración del análisis del ala

Las condiciones del análisis en 3 dimensiones podrían ser las mismas que las del de 2 dimensiones, la velocidad utilizada está entre el rango de aplicación de la aeronave, el cual es:

$$V_{o1} = 58.13\text{m/s y } V_{o2} = 71.51\text{m/s}$$

Sin embargo de acuerdo con *C.M. Rodríguez Román* [39] es conveniente utilizar la velocidad crucero ( $V_c$ ), ya que en flujo subsónico el levantamiento  $L_2$  (menor  $Re$ , condiciones de operación) podría hallarse conociendo  $L_1$  (mayor  $Re$ , crucero), de la siguiente manera:

$$L_1 = \frac{1}{2} \rho V_c^2 S C_L \quad (41)$$

$$L_2 = \frac{1}{2} \rho V_o^2 S C_L \quad (42)$$

Se pueden igualar los coeficientes de levantamiento, ya que los cambios en el número de Reynolds no modifican la pendiente de la gráfica del  $C_L - \alpha$ , pero si influye en la variación del  $C_{L_{\max}}$  [50]. Por lo que despejando la fuerza de levantamiento se tiene.

$$L_2 = L_1 \left( \frac{V_o}{V_c} \right)^2 \quad (43)$$

Debido a que también se pueden realizar las simulaciones con  $V_c$  y con propiedades del aire al nivel del mar, ya que las variaciones de sus propiedades son mínimas con respecto a las de una altitud de 600 m. se realizan las simulaciones bajo los parámetros mostrados en tabla 10.

**Tabla 11. Parámetros del análisis en 3 dimensiones.**

Parámetro	Valor
Velocidad crucero	85.40 m/s
Reynolds	12000000
Mach	0.249
Altitud	0
Presión atmosférica	101.325 Pa
Densidad	1.225 kg/m <sup>3</sup>
Viscosidad	1.7894 e-5 Pa*s

Después de establecer los parámetros generales de la simulación los demás se configuran de la misma manera, menos el número de iteraciones ya que para este se realizan 500 iteraciones con ecuaciones de primer orden y luego en segundo orden otras 500. También se deben configurar los parámetros de salida ( $L$  y  $D$ ) y por último generar los puntos de diseño con el cambio de  $\alpha$ .

#### **3.4.4 Obtención de las características aerodinámicas del ala**

Debido a que el cambio del ángulo de ataque es realizado en la geometría las fuerzas que se obtienen en los ejes  $x$  y  $y$  son las fuerzas de sustentación y resistencia al avance, por lo tanto solo se despejan los coeficientes de las ecuaciones 37 y 38.

$$C_D = \frac{2D}{\rho V^2 S} \quad (44)$$

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} \quad (45)$$

Las ecuaciones 44 y 45 se pueden utilizar para hallar los coeficientes de todas las configuraciones, pero si se desean validar que los parámetros del ala con extradós variable, se podrían calcular las fuerzas de la siguiente manera:

$$D = D_{ZV} + D_{ZE} \quad (46)$$

$$L = L_{ZV} + L_{ZE} \quad (47)$$

Las fuerzas aerodinámicas obtenidas mediante la simulación sobre estas zonas deben ser iguales a las de la semiala completa. Otra variable que debe ser calculada es la velocidad de operación de la aeronave con la variación  $C_L$ , además se debe considerar que:

$$L = W \quad (48)$$

Teniendo en cuenta lo anterior se tiene:

$$W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (49)$$

La velocidad se expresa como

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad (50)$$

Para obtener la velocidad de desplome ( $V_S$ ) se reemplaza el coeficiente de levantamiento máximo ( $C_{L_{\max}}$ ) en la ecuación 50, obteniéndose:

$$V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{\max}}}} \quad (51)$$

## CAPÍTULO IV

### 4. DISEÑO DEL MECANISMO

De acuerdo con lo descrito en el capítulo II, la síntesis del mecanismo consiste en realizar el dimensionamiento y geometría de los eslabones, además de la determinación de la estructura del mecanismo mediante la adición de enlaces y selección de cadenas cinemáticas, para obtener un mecanismo de 1 GDL.

El dimensionamiento consiste en la determinación de los perfiles objetivo pertenecientes a cada perfil aerodinámico de diseño, luego estos son divididos por segmentos los cuales pueden ser  $\mathcal{M}$ , los cuales se determinan mediante la especificación de error entre perfiles trasladados; o  $\mathcal{C}$  los cuales son identificados como una sección con curvaturas similares entre los perfiles objetivo de la morfología. Después de obtener cada segmento se realiza un procedimiento para hallar centro instantáneo de rotación (CIR), para ubicar los rotopolos y adicionar eslabones para alcanzar 1 GDL en los mecanismos.

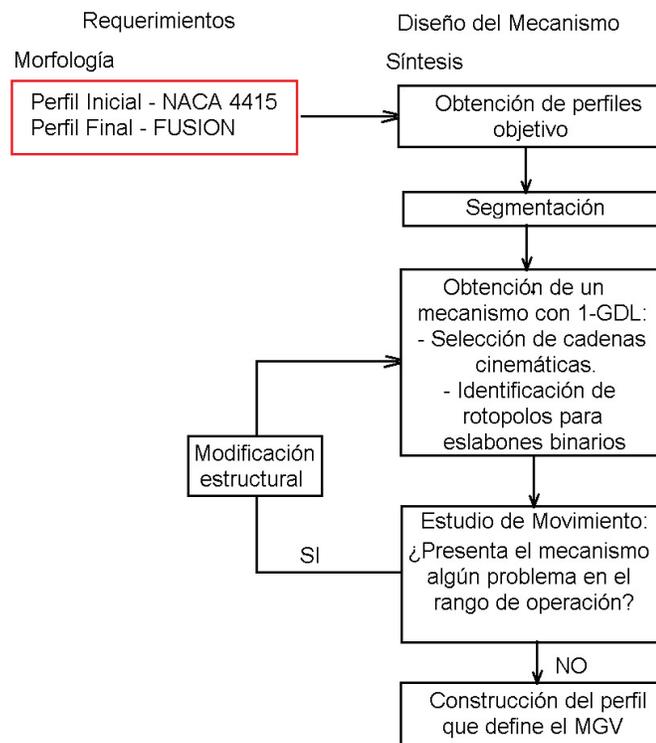


Figura 35. Proceso de síntesis del mecanismo para el cambio morfológico.

La figura 35 muestra el proceso de obtención de los mecanismos. Inicialmente se realiza la parametrización de los perfiles de diseño, luego se generan los perfiles objetivo y se definen los puntos que permanecerán como bastidor del mecanismo y los que genera el cambio morfológico del perfil. Teniendo los puntos de los perfiles objetivo, se realiza una segmentación uniforme de estos para definir un rango de errores aceptables y poder realizarla mediante la especificación de un error, considerando el alcance del método y los requerimientos del diseño. Se escribe un código en Matlab, el cual realiza lo siguiente:

- Parametrización de perfiles aerodinámicos.
- Determinación de los perfiles de acoplamiento y perfiles objetivo.
- Segmentación de los perfiles objetivo.
- Alineación de los segmentos promedio.
- Generación de los segmentos con curvatura constante.

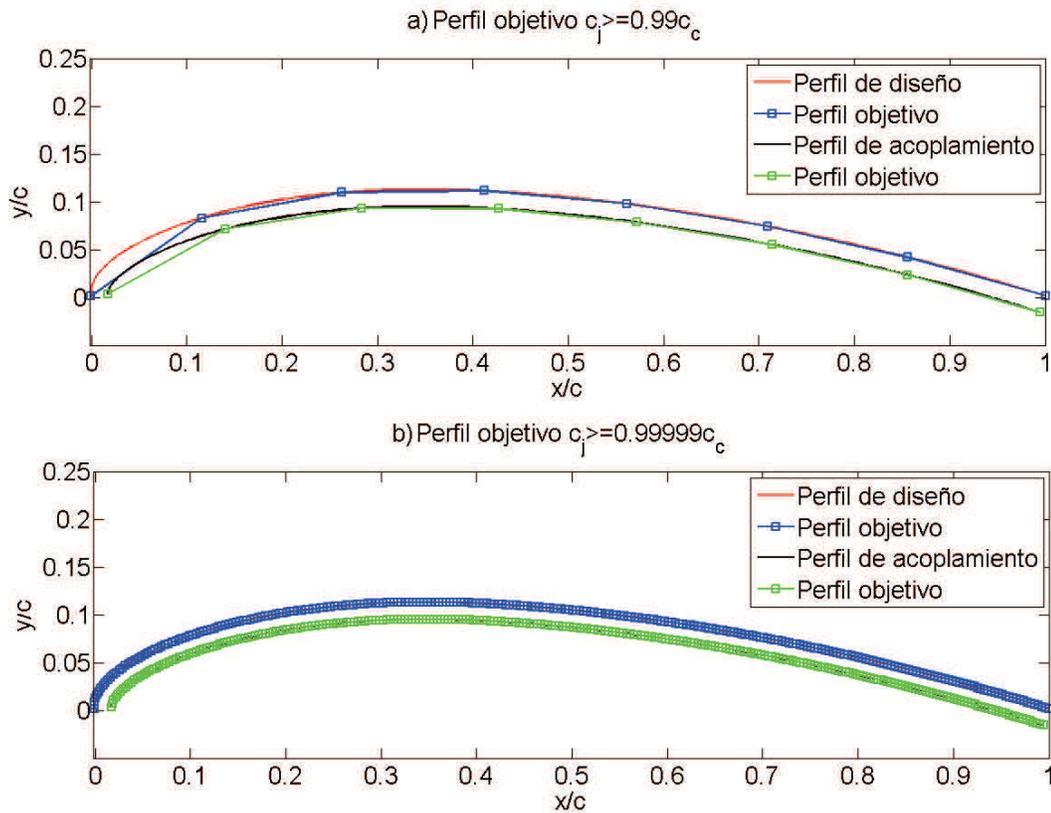
Luego de tener los segmentos que conforman el contorno del perfil se realiza mediante síntesis gráfica la ubicación de rotopolos además se seleccionan los tipos de eslabones, para determinar a configuración estructural del mecanismo.

#### **4.1 Obtención de los perfiles objetivo**

Sabiendo los parámetros bajo los que se determinan los perfiles objetivo, se requiere aumentar el parámetro de diseño mencionado en el cual se especifica que la longitud de curva de los perfiles objetivo determinados de los perfiles de acoplamiento debe representar 0.99 de la longitud de curva del perfil de acoplamiento ( $c_j \geq 0.99c_c$ ), para que el contorno del borde salida pueda ser descrito por puntos separados con la misma longitud de curva.

La figura 36 muestra que si se utiliza un parámetro de diseño bajo las condiciones de este definidas anteriormente, se obtienen pocos puntos, los cuales son insuficientes para el extradós del perfil, mientras si se define que

$c_j \geq 0.99999c_c$ , se puede observar una mejor aproximación de los perfiles de diseño y de los de acoplamiento.



**Figura 36. Perfiles objetivo para el perfil NACA 4415, a) Perfil objetivo con  $c_j \geq 0.99c_c$ ; b) Perfil objetivo con  $c_j \geq 0.99999c_c$ .**

Definido el parámetro de diseño basado en la longitud de curva y teniendo en cuenta que los que deben describir el perfil de un ala deben ser por lo menos 200 tanto para el intradós como para el extradós. La tabla 12 muestra las características de los perfiles objetivo correspondiente al extradós del perfil NACA 4415 y el perfil FUSION.

Se tiene que el extradós del perfil NACA 4415 es descrito mediante un conjunto de 270 puntos y el FUSION por 274. Ya que se tiene un número diferente de puntos es necesario la incorporación de un segmento de curvatura constante.

#### 4.1.1 Curvatura de los perfiles objetivo

El cálculo de la curvatura es realizado bajo el método descrito en la sección 2.2.1, donde se calcula la curvatura para obtener los perfiles de acoplamiento con base a la curvatura de los perfiles de diseño. La obtención de la curvatura de los perfiles objetivo muestra un comportamiento suave hasta  $0.4c$ , de acuerdo con la figura 37, justo en este punto se presenta un salto en la curvatura tanto en el extradós del perfil NACA 4415 como para el del perfil FUSION. Este salto se debe al cambio de función que presenta el perfil NACA4415 pues la determinación de sus coordenadas hasta  $0.4c$  dependen de la ecuación (2) y para la valores mayores corresponde a la ecuación (3), es decir que en este punto hay una discontinuidad. En caso del perfil FUSION, el extradós fue parametrizado mediante curvas de Beziér y pasa algo similar con la determinación de las coordenadas, ya que es obtenido mediante 2 funciones (ecuaciones (9) y (10)).

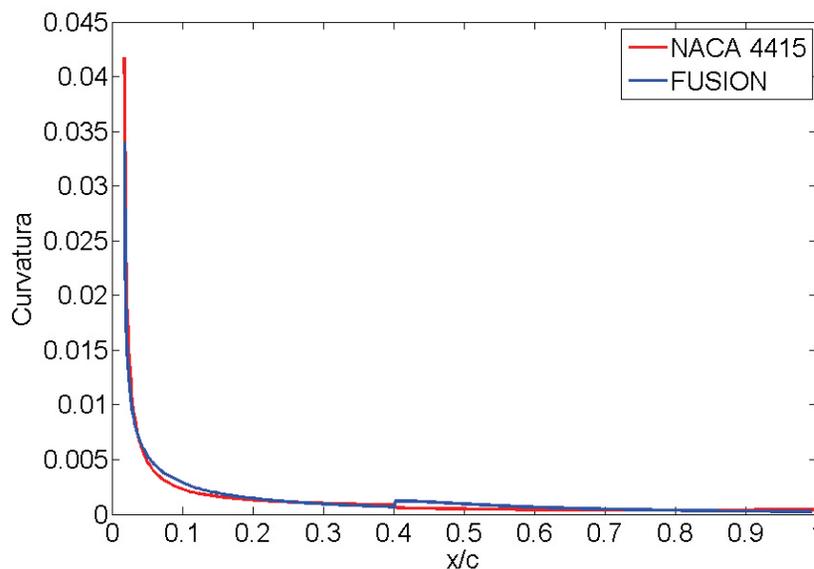
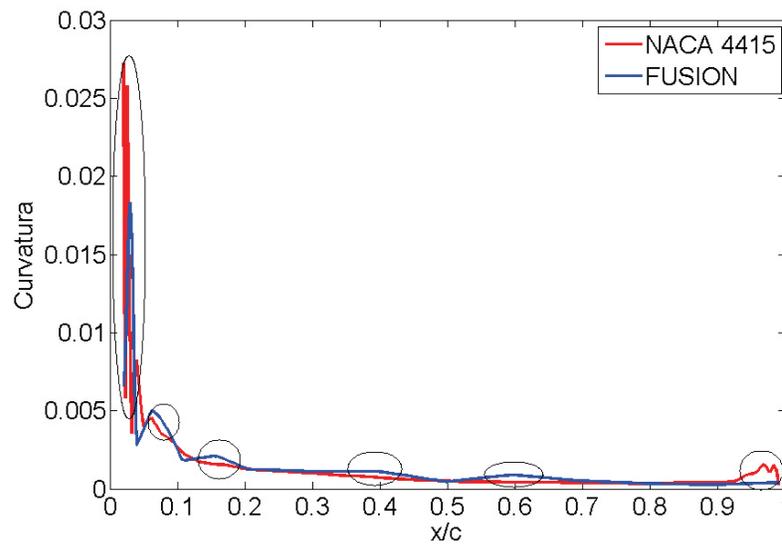


Figura 37. Curvatura de los perfiles objetivo.

La importancia de una cantidad significativa de puntos que describan cada perfil radica en que los cambios de curvatura pueden causar desprendimiento de la capa límite como ya se había mencionado anteriormente. La figura 38 muestra las curvaturas de los perfiles objetivo obtenidos, si solo se utilizan los 49 puntos para el extradós del perfil NACA 4415 y los 17 puntos para el del perfil GOE 449, proporcionados por UIUC [51].



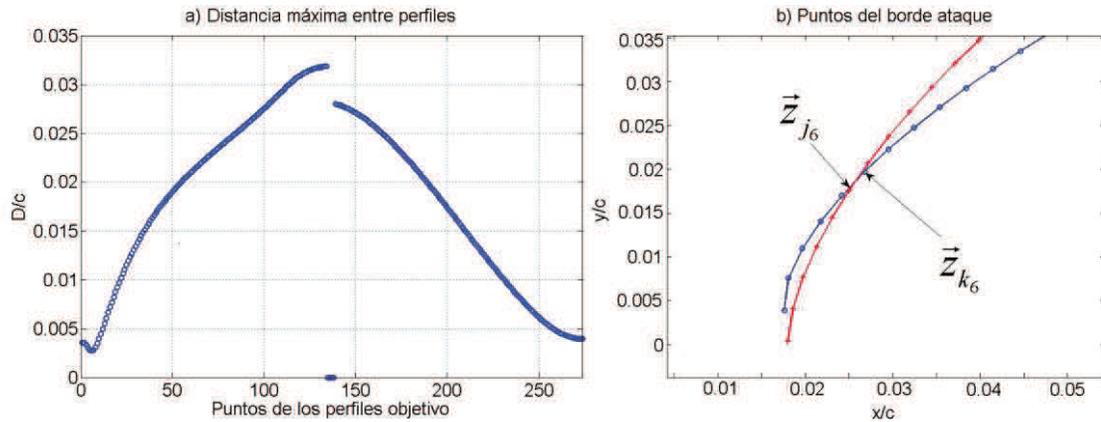
**Figura 38. Curvatura de perfiles sin parametrizar.**

Los cambios de curvatura que se observan en la figura 38 difieren de los cambios suaves mostrados en la figura 37 cuando los perfiles se encuentran parametrizados. Es deseable que esto no se presente antes de realizar el dimensionado del mecanismo, ya que si se realiza la segmentación teniendo cambios de curvatura significativos, los segmentos también los tendrán.

#### **4.1.2 Puntos fijos de los perfiles objetivo**

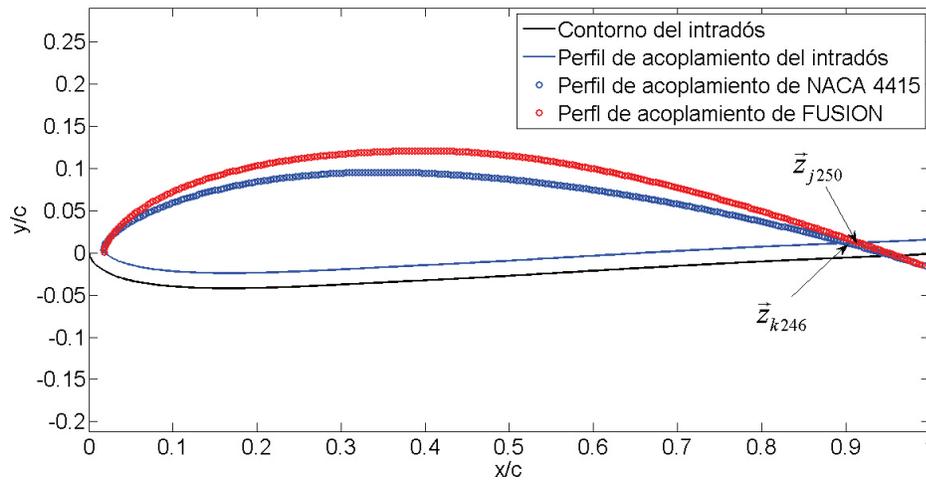
Los puntos fijos son seleccionados para hacer parte del bastidor de acuerdo al movimiento relativo que debe causar el mecanismo el mecanismo. La distancia

entre los puntos de perfil objetivo es calculada, para seleccionar los puntos donde las diferencias geométricas son despreciables (borde de ataque).



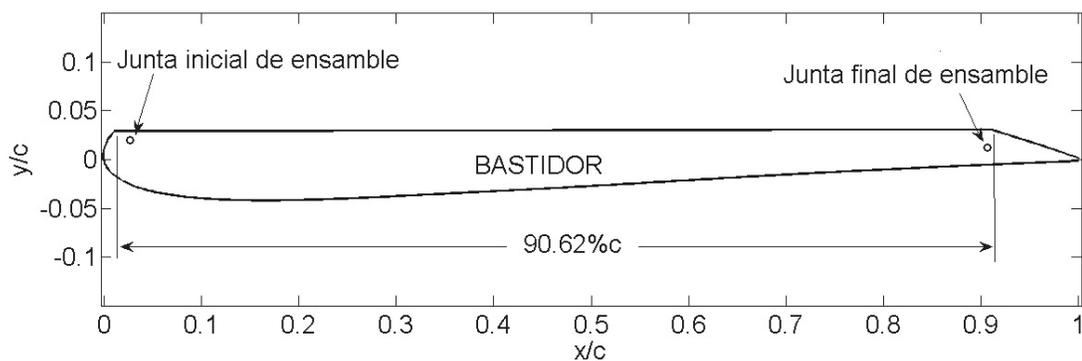
**Figura 39. a) Distancia entre puntos de los perfiles objetivo b) Puntos de los perfiles objetivo en el borde de ataque.**

La distancia entre el punto número 6 de cada perfil es la mínima que presentan, por lo que los seis primeros puntos del perfil  $k$  forman parte del bastidor como lo hace el intradós. De la figura 39a) se puede ver que los últimos puntos correspondientes al borde de salida presentan una distancia entre puntos más alta que en la zona del borde de ataque. Los puntos de borde de salida que se fijan al bastidor no son definidos por la distancia que se tiene entre puntos, sino por el espacio de diseño, ya que se debe tener en cuenta el espesor o distancia entre las coordenadas de los perfiles objetivo y los perfiles de acoplamiento.



**Figura 40. Selección de los puntos fijos del borde de salida.**

Como se ve en la figura 40, el perfil de acoplamiento del intradós se cruza con el punto 246 del perfil de acoplamiento de NACA 4415 y con el punto 250 del perfil de acoplamiento de FUSION. Los puntos de los perfiles objetivo que permanecen fijos son los primeros 6 y los últimos 24, estos puntos son adicionados al intradós rígido de perfil, al tener dos perfiles se mantienen los puntos del perfil NACA 4415 en el borde de ataque y se promedian los dos perfiles en el borde de salida, con el fin de que el mecanismo se adapte de la mejor manera a las dos posiciones requeridas.



**Figura 41. Bastidor del mecanismo (Intradós rígido).**

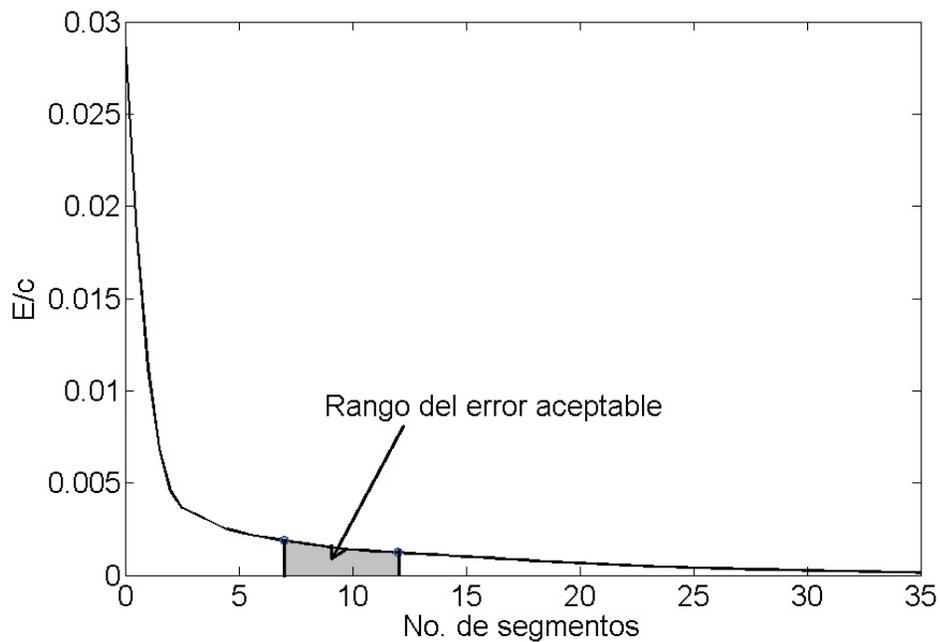
La figura 41 muestra que se definen los puntos de acoplamiento inicial y final para determinar la estructura del mecanismo. El intradós permanece fijo para el cambio geométrico, por esta razón se designa como bastidor del mecanismo. Habiendo definido los puntos que se mantienen fijos del cambio de la morfología, se tiene que el porcentaje de cambio del extradós a lo largo de la cuerda es de  $90.62\% c$ , el cambio es determinado por los puntos ya especificados.

#### **4.2 Proceso de segmentación**

Este proceso de la síntesis se determinan los segmentos, mediante el método ya descrito en la sección 2.2.5, donde se determinan los segmentos  $\mathcal{M}$ , los cuales son obtenidos mediante la especificación de un error, el cual representa la distancia entre perfiles objetivo (trasladados y fijo) y el promedio. Para utilizar la metodología de segmentación es necesario definir el comportamiento del error para una segmentación igualitaria, además se acota el rango de errores para el diseño del mecanismo. Determinados los segmentos  $\mathcal{M}$ , estos son alineados a la cadena de eslabones que describen el contorno del perfil, para poder establecer el punto inicial y final de los segmentos  $\mathcal{E}$ .

##### **4.2.1 Determinación del error aceptable**

Los perfiles objetivo fueron modificados debido a que se definieron puntos fijos de estos para hacer parte del bastidor. Los perfiles objetivo del extradós del NACA 4415 se componen de 241 puntos y los de FUSION por 245, como los perfiles tienen diferente número de puntos se realiza la segmentación uniforme con el menor número de puntos.



**Figura 42. Comportamiento del error con respecto al número de segmentos**

De acuerdo con lo anterior, obtener segmentos con el mismo número no es siempre posible por lo que al dividir los perfiles se obtienen uno o dos segmentos que tienen un punto más. La figura 42 muestra el comportamiento del error con respecto al número de segmentos.

En la figura 41 se observa que a medida que se incrementan el número de eslabones el error es reducido, sin embargo es conveniente determinar mediante el procedimiento descrito en la sección **2.2.5** un rango de errores aceptables ( $E_a$ ). Este es acotado realizando varias iteraciones con el objetivo de obtener 3, 4 y 5 segmentos mediante una segmentación con un error aceptable de diseño, obteniéndose la tabla 12.

**Tabla 12. Error aceptable para la generación de segmentos.**

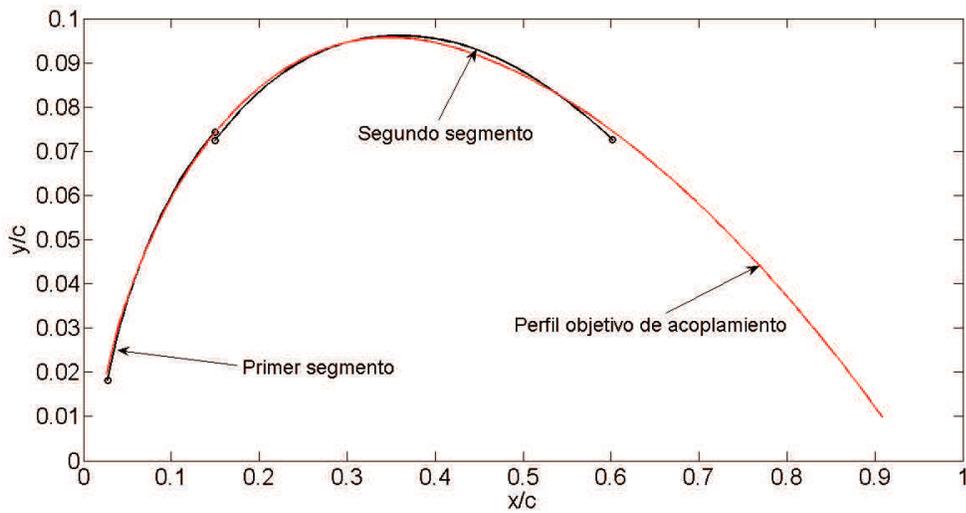
Segmentación uniforme		Segmentación mediante el $E_a$
$E_a$	No. de segmentos	No. de segmentos
0.001878	7	3
0.001693	8	
0.001522	9	
0.001384	10	4
0.001291	11	
0.001221	12	5

De la tabla 12 se puede decir que la segmentación uniforme da como resultado más segmentos que la aplicada mediante la especificación de  $E_a$ , lo que hace un mejor enfoque utilizar la segunda, pues se al tenerse menos segmentos se reduce la complejidad estructural del mecanismo. Se debe tener en cuenta que cada segmento es sustituido por un eslabón en el caso de los segmentos  $\mathcal{M}$ . Mientras los segmentos  $\mathcal{E}$  son reemplazados por una cadena cinemática la cual puede variar la longitud de curva del segmento.

#### **4.2.2 Segmentos promedio**

De acuerdo con la sección anterior, los segmentos promedio son generados mediante el crecimiento de puntos a través de los perfiles objetivo, logrando una aproximación específica. Para el diseño de este mecanismo se establece que los primeros segmentos son  $\mathcal{M}$ , debido a que las curvaturas desde el borde de ataque hasta  $0.5c$  varían significativamente entre perfiles, además no son constantes como se observa en la figura 36.

Cuando se realiza la segmentación se busca que  $E \leq E_a$ , sin embargo los puntos iniciales y finales de los segmentos  $\mathcal{M}$  no coinciden para formar la cadena de segmentos que componen el extradós.



**Figura 43. Segmentos  $\mathcal{M}$  sin ser acoplados.**

De acuerdo con la figura 43, se deben alinear los segmentos  $\mathcal{M}$  sobre cada uno de los perfiles objetivo del extradós para garantizar las posiciones de los mecanismos, los cuales son determinados bajo la segmentación realizada con cada error de la tabla 12. La alineación debe realizarse identificando la diferencia de distancia entre los puntos iniciales del segmento con los puntos correspondiente de los perfiles objetivo, además de la diferencia en la orientación del vector formado por el punto inicial y el final de cada segmento, comparado con el ángulo formado por los puntos que corresponden a estos en los perfiles objetivo.

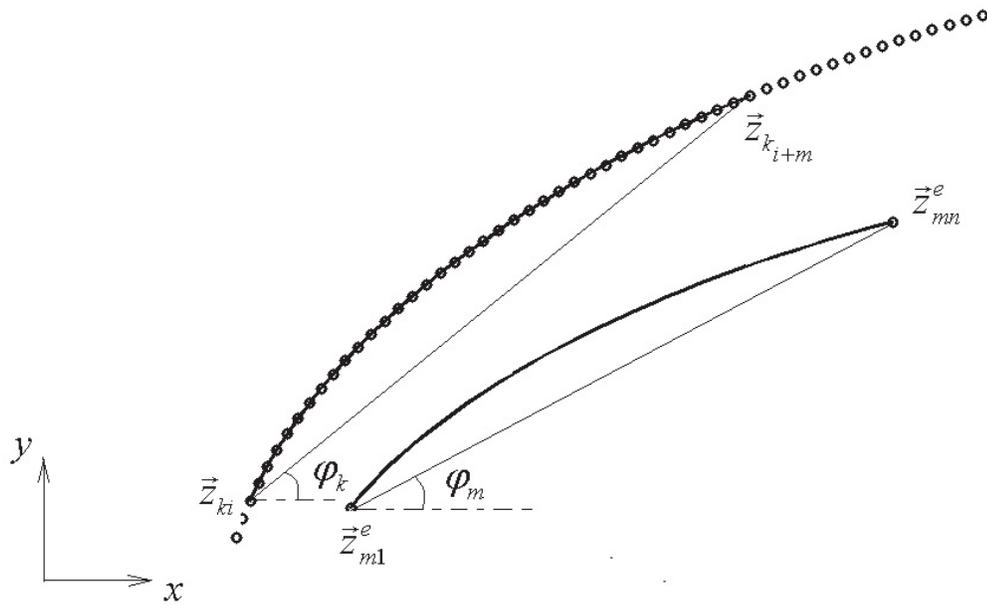


Figura 44. Posición de un segmento promedio con respecto al perfil objetivo.

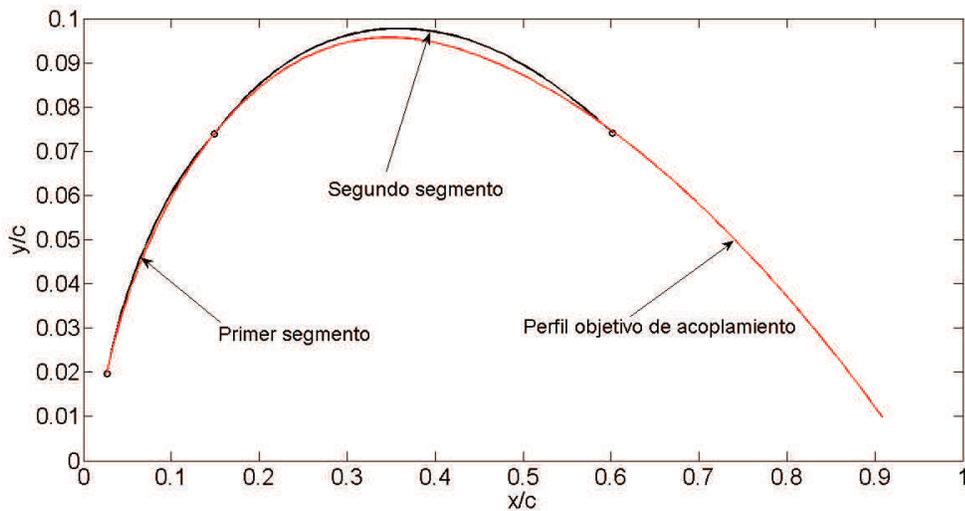
Para hallar la distancia de separación entre el segmento  $\mathcal{M}$  y el perfil objetivo, se tiene que:

$$\overrightarrow{\Delta d} = \left| \vec{z}_{m1}^e - \vec{z}_{ki} \right| \quad (52)$$

También que la diferencia de ángulos corresponde a la ecuación 51.

$$\Delta\varphi = (\varphi_k - \varphi_m^e) \quad (53)$$

Al tener las diferencias calculadas se realiza la alineación realizando la traslación y rotación de los segmentos, para que los puntos iniciales y finales coincidan con el perfil objetivo y además existan puntos comunes para el acoplamiento de los segmentos.



**Figura 45. Segmentos  $\mathcal{M}$  acoplados y alineados con el perfil objetivo de acoplamiento.**

La unión de los segmentos provoca el aumento del error geométrico de los segmentos con respecto al perfil objetivo, esto es causado debido a la generación de segmentos, los cuales son obtenidos desde perfiles con diferencias geométricas. Estas causan que cuando se unan los segmentos obtenidos se obtenga un error  $E_{ac}$  más alto que el de la segmentación.

### **4.2.3 Segmentos de perfil con curvatura constante**

Los segmentos de los perfiles objetivo con curvatura constante son determinados mediante la identificación de zonas, las cuales posean curvaturas similares con respecto al otro perfil, sin embargo el número de puntos debe ser diferente para permitir la variación de la longitud de curva, con el fin de incorporar un elemento mecánico de curvatura constante que facilite la variación de la longitud de curva entre perfiles.

La figura 46 muestra la selección de un rango en las cuales coinciden las curvaturas de dos perfiles objetivo, este es seleccionado para obtener un segmento con curvatura constante en ambos perfiles.

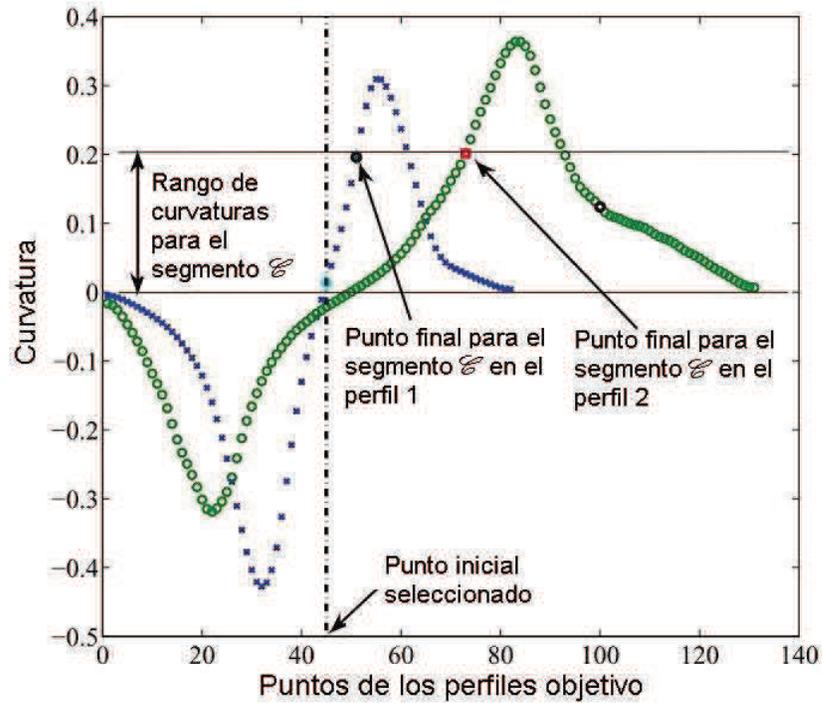


Figura 46. Determinación de segmentos  $\mathcal{E}$  [34].

A diferencia del anterior criterio mostrado para la selección del segmento con curvatura constante se puede ver que en la figura 47, se grafica la curvatura versus las coordenadas en el eje  $x$  del perfil en función de su cuerda. Las zonas 1 y 2 muestran un comportamiento similar en ambos perfiles, además las variaciones de la curvatura en estas son muy pequeñas, por lo que son apropiadas para ser reemplazadas por un segmento  $\mathcal{E}$ . Sin embargo, al realizar la segmentación mediante la especificación del error entre segmentos, ya se obtienen los segmentos  $\mathcal{M}$ , lo que indica que el segmento final (Zona 2) de las curvas es el que debe ser reemplazado por un segmento  $\mathcal{E}$ , de acuerdo con el enfoque utilizado.

Teniendo los segmentos  $\mathcal{M}$  alineados sobre los perfiles objetivo se generan los puntos del segmento  $\mathcal{E}$ , ya que se tienen el punto inicial y final del mismo. Se requiere de la obtención del radio promedio  $r_{e_i}$  mediante la ecuación 25 y del centro del segmento con curvatura constante, para calcular este último se requiere de la solución del siguiente sistema de ecuaciones:

$$\begin{bmatrix} -2x_{e1} & 1 \\ -2x_{en} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \lambda_e \\ \lambda_e^2 + \xi_e^2 \end{bmatrix} - \xi_e \begin{bmatrix} 2y_{e1} \\ 2y_{en} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r^2 - x_{e1}^2 - y_{e1}^2 \\ r^2 - x_{en}^2 - y_{en}^2 \end{bmatrix} \quad (54)$$

El sistema de ecuaciones 54 es de segundo orden por lo tanto se debe identificar la solución correcta para las condiciones geométricas definidas por la segmentación.

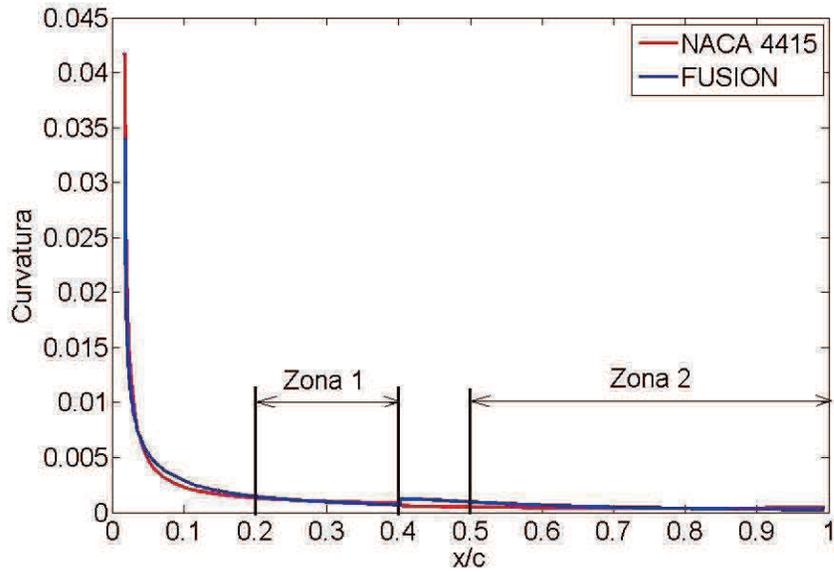


Figura 47. Selección de las zonas con similitudes y curvatura constante.

La construcción de este segmento, se realiza teniendo las coordenadas en  $x$  de cada uno de los puntos de cada perfil en la zona delimitada, las cuales son reemplazadas en la siguiente ecuación que describe un segmento de circunferencia:

$$y_{ei} = \xi_e + \sqrt{r_e^2 - (x_{ei} - \lambda_{ei})^2} \quad (55)$$

De acuerdo con esto, el segmento  $\mathcal{C}$  es construido para ser acoplado exactamente con el punto final del último segmento  $\mathcal{M}$  y el bastidor. Sin embargo al añadir puntos del extradós al bastidor, que corresponde al borde de salida, se ve en la figura 48 el error que esto provoca.

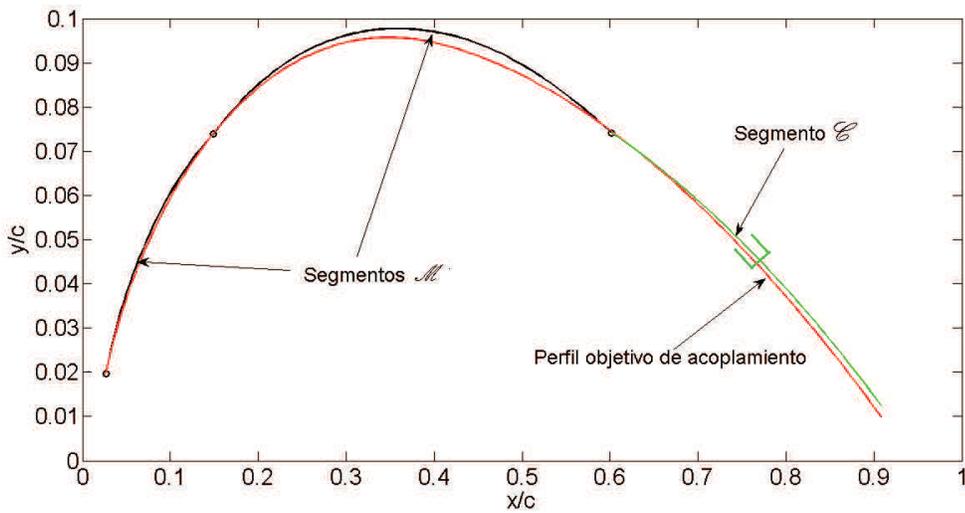


Figura 48. Posicionamiento completo de los segmentos.

### 4.3 Ensamble

Teniendo correctamente posicionados los segmentos  $\mathcal{M}$  y  $\mathcal{C}$ , deben ser reemplazados por elementos mecánicos acoplados de tal forma que generen el contorno de los perfiles deseados. Los segmentos  $\mathcal{M}$  son reemplazados por eslabones (figura 49a), mientras los segmentos  $\mathcal{C}$  son reemplazados por un grupo de Assur de II clase tipo RPR (figura 49b).

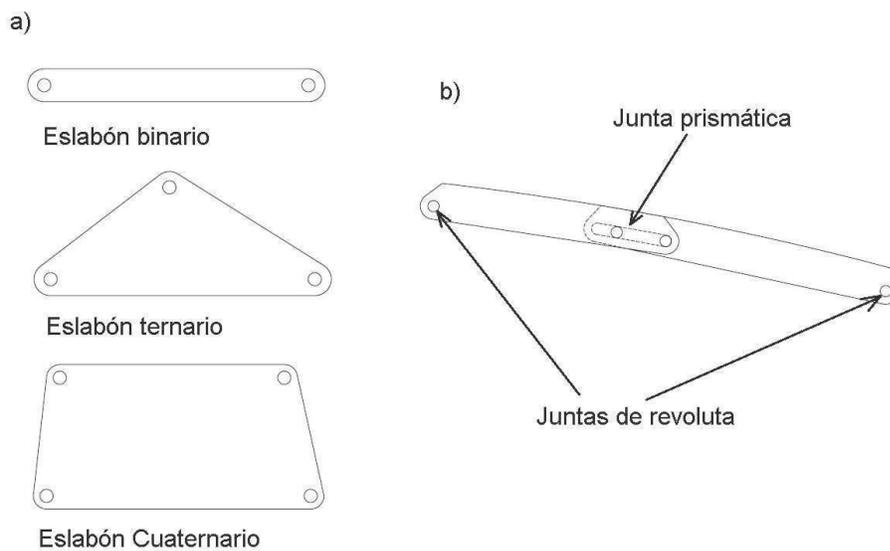
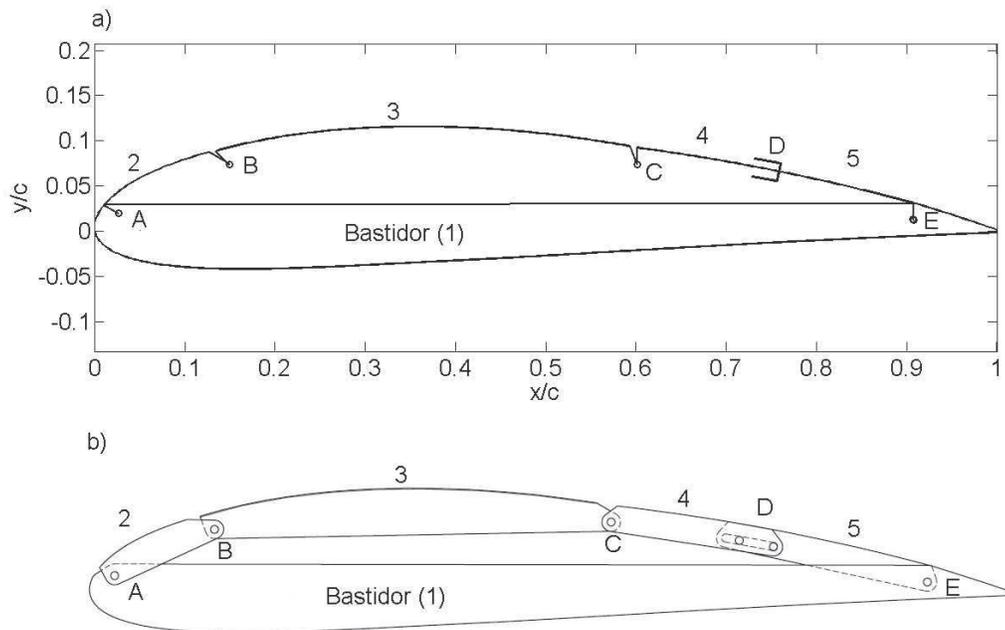


Figura 49. a) Clasificación de eslabones; b) Grupo de Assur de II clase tipo RPR.

Al reemplazar los segmentos por elementos mecánicos se puede decir que es obtenido un mecanismo el cual puede satisfacer cada uno de los perfiles establecidos por la morfología, sin embargo el objetivo es determinar un mecanismo con 1 GDL, por lo que si el mecanismo tiene más de 1 GDL como en el caso de la figura 50, se deben adicionar más eslabones de tal forma que el mecanismo logre alcanzar 1-GDL mediante síntesis gráfica o analítica.



**Figura 50. Mecanismo no desmodrómico obtenido de la segmentación. a) Representación esquemática; b) Representación real.**

El mecanismo obtenido después de realizar la segmentación y alineación es denominado como no desmodrómico, lo que quiere decir que los  $GDL > 1$ . Esto se debe corroborar mediante la ecuación 29. Para el mecanismo se tiene que:

$$N = 4 ; p_V = 6 ; p_{IV} = 0.$$

Por lo que los grados de libertad son determinados de la siguiente manera :

$$W = 3(4) - 2(5)$$

$$W = 2$$

Esto quiere decir que los mecanismos con  $GDL > 1$  después de la segmentación requieren de la adición de eslabones para alcanzar 1 GDL. Cuando se garantiza lo anterior se pueden obtener las características del mecanismo en las posiciones que cumplen con la morfología geométrica, por otra parte, se deben determinar los perfiles generados por cada MGv para posterior a la síntesis poder realizar la selección del sistema mecánico con mejores propiedades aerodinámicas.

#### ***4.3.1 Adición de eslabones binarios para alcanzar 1-GDL***

Normalmente este proceso es llamado síntesis cinemática ya que consiste en el dimensionamiento de eslabones para alcanzar 1-GDL, por medio de variables de entrada las cuales pueden ser curvas de acoplador o coordenadas de puntos. Esto determina el tipo de síntesis a utilizar, sin embargo, para la aproximación de curvas con geometría variable mediante enlaces rígidos se requiere de un dimensionamiento o síntesis previa como se puede ver en las secciones **4.2.2** y **4.2.3**, donde el dimensionamiento consiste en la identificación de las secciones del perfil o curva que guardan similitud geométrica, como distancia entre puntos y curvatura para luego convertirlos en enlaces mecánicos. De acuerdo con el rango de errores seleccionado se tienen diferentes alineaciones de segmentos para determinar los MGv (tabla 13).

**Tabla 13. Vector de diseño para las curvas que establecen la morfología.**

Mecanismo	$E_a$	Vector de diseño
MGV1	0.001878	<i>M M E</i>
MGV2	0.001693	
MGV3	0.001522	
MGV4	0.001408	<i>M M M E</i>
MGV5	0.001291	
MGV6	0.001221	<i>M M M M E</i>

El número de eslabones binarios (eb) a adicionar depende de la cadena de enlaces obtenida mediante la alineación, por lo tanto para determinarlos estos se deben sumar al número de eslabones del mecanismo obtenido después de la alineación para alcanzar  $W=1$ , el término eb se reemplaza en la ecuación 28 de la siguiente manera:

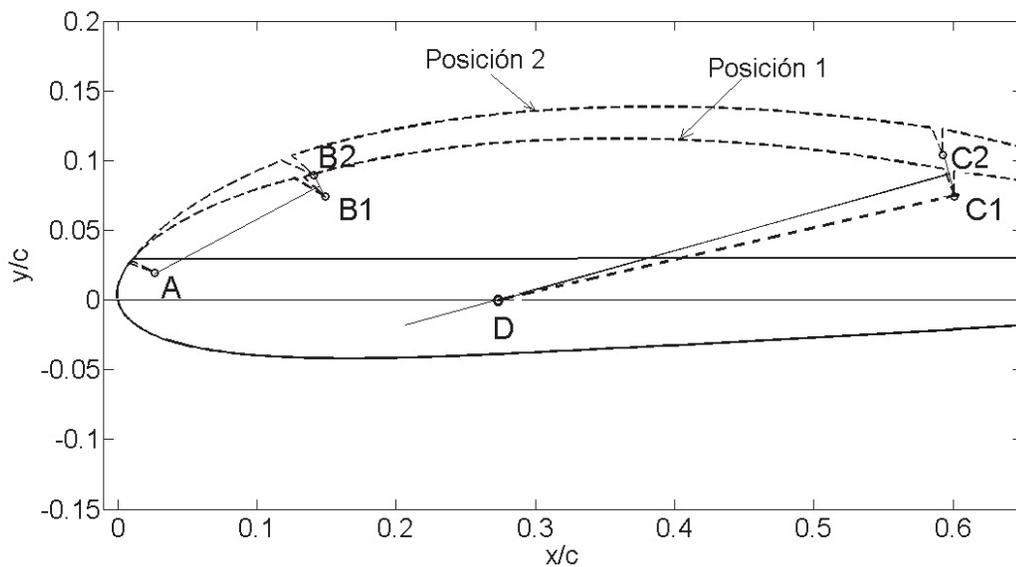
$$W=3(N+eb)-2(p_v+2eb) \quad (56)$$

De la ecuación 54 se puede ver que al número de eslabones móviles N es sumado con eb y también se toma en cuenta los pares de V clase que genera este tipo de enlace, además son eliminados los pares de IV clase, debido a que en la síntesis y análisis de mecanismos planos se busca solo tener pares de V clase para aplicar el enfoque de grupos de Assur. Despejando eb de la ecuación 54 se tiene:

$$eb=3N-2p_v - W \quad (57)$$

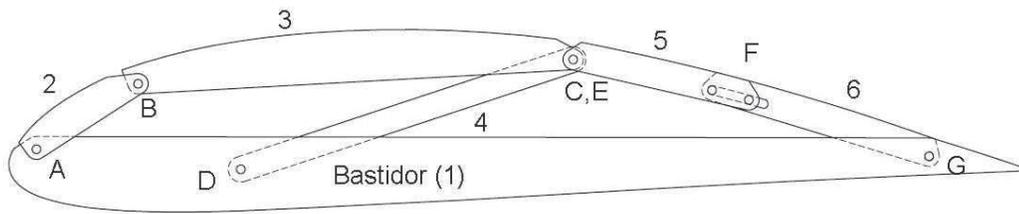
Por otra parte, si los perfiles de diseño son menores o iguales a 5, teóricamente se puede adicionar un eslabón binario entre la cadena de eslabones que describe el perfil y el bastidor sin afectar la aproximación en el cambio de forma [30] [31]. De lo anterior se tiene que para  $p \leq 5$  el centro de giro o rotopolo puede ser determinado para cada junta de revoluta en la cadena [52], mientras que si  $p \geq 6$  el centro de giro debe ser determinado mediante aproximación de

mínimos cuadrados. En este caso solo se tienen dos curvas, las cuales corresponden al extradós del perfil Naca 4415 y el extradós del perfil FUSION. Anteriormente se describió el proceso de alineación de los segmentos para generar la cadena de enlaces en cada posición, el método utilizado consiste en hallar el “*Centro Instantáneo de Rotación*” (CIR) del mecanismo para las dos posiciones establecidas y localizar los rotopolos en el espacio usado como bastidor.



**Figura 51. Síntesis gráfica para lograr un 1GDL.**

En la figura 51 se muestra que el rotopolo A correspondiente al eslabón 2 puede ser situado en el mismo lugar en el que se determina la primera junta de la cadena de enlaces, mientras que el rotopolo del eslabón 4 está definido por la mediatriz de la línea que forman las posiciones C1 y C2. Al adicionar el eslabón binario entre la cadena y el bastidor se obtiene el mecanismo desmodrómico (1-GDL) mostrado en la figura 52.



**Figura 52. MGV 2 sintetizado.**

Se utiliza síntesis gráfica para obtener rápidamente 1-GDL, las coordenadas de las juntas de revoluta obtenidas son mostradas en la tabla 13 para el mecanismo MGV2, el cual corresponde al mecanismo generado bajo la segmentación con  $E_a = 0.01693$ , de acuerdo con la tabla 13.

**Tabla 14. Coordenadas de las juntas del MGV2.**

Rotopolos	Juntas de la morfología
D=(0.2282, 0.0000)	A=(0.0268, 0.0197)
	B1=(0.1349, 0.0695); B2=(0.1270,0.0840)
	C1=(0.5645, 0.0774); C2=(0.5560,0.1078)
	G=(0.9080, 0.0125)
	F1=(0.7512, 0.0489 ); F2=(0.7402,0.06663)

Cómo se observa en las coordenadas mostradas en la tabla 14 solo se tiene una posición para las juntas de revoluta A, D y G; pues son las que se encuentran fijas al bastidor; las juntas que describen cada posición de la morfología requerida son: B, C, E y F. Mientras que las juntas C y E comparten posición por lo que solo se especifican las coordenadas de C, La junta prismática como se ve es definida por dos puntos lo que hace que se deslice con un solo grado de libertad, la coordenada que la representa es dada por las coordenadas del último punto del eslabón 5 en cada una de las posiciones, las coordenadas de las juntas para los demás mecanismos, se muestran en el **apéndice A-1**.

### 4.3.2 Configuración estructural de los MGv.

La selección de cada tipo de eslabones determina la configuración del mecanismo, para cumplir con el enfoque de los Grupos de Assur un mecanismo cerrado con 1-GDL debe ser clasificado separando el bastidor de la entrada de movimiento y de las demás cadenas las cuales deben estar definidas estáticamente. La figura 53 muestra los mecanismos obtenidos de acuerdo al número de segmentos.

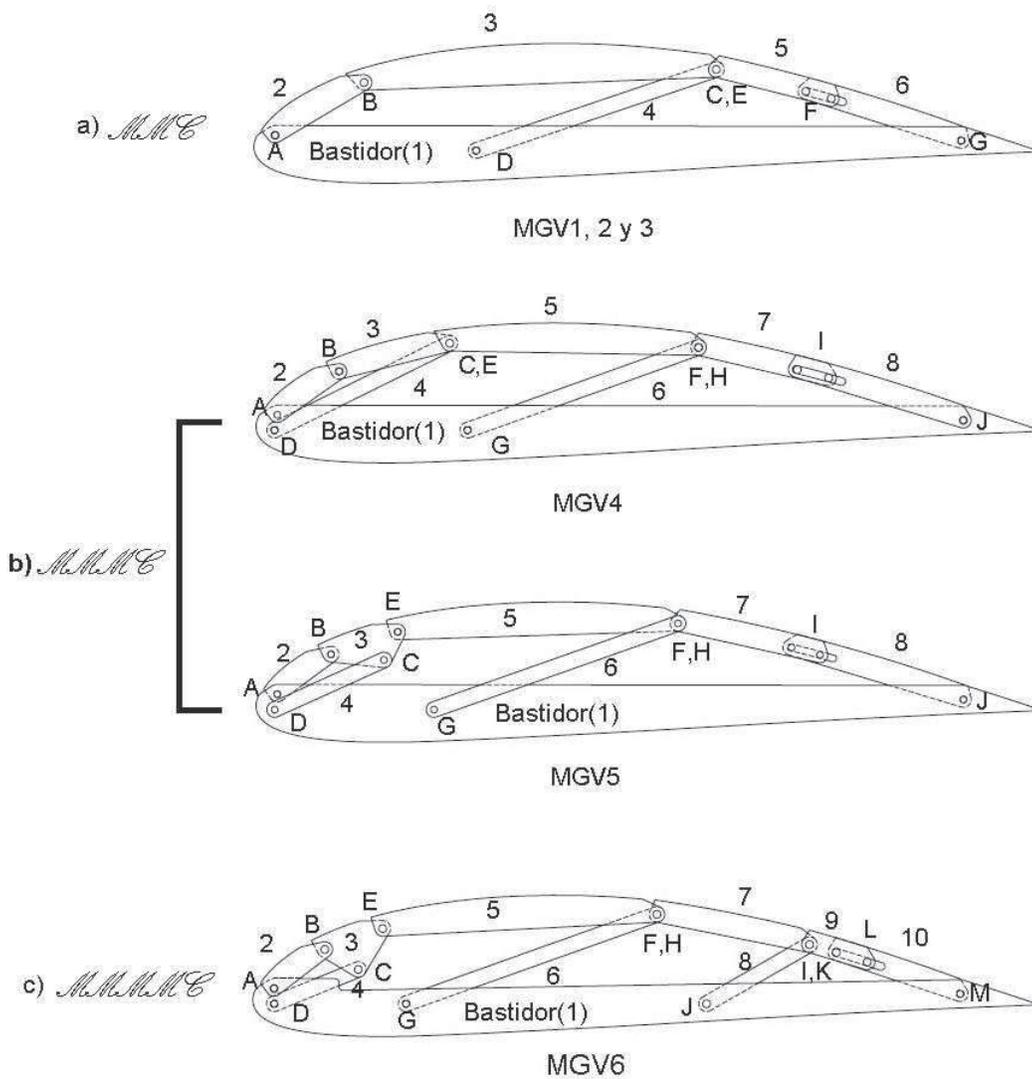


Figura 53. Configuración estructural de los mecanismos de geometría variable. a) MGv1, 2 y 3; b) MGv4 y MGv.5; MGv6.

De acuerdo con la configuración estructural de los mecanismos obtenidos, las cadenas cinemáticas que los conforman fueron determinadas mediante la selección, adición y dimensionamiento de eslabones los cuales permiten cumplir con la aproximación de las posiciones de cada perfil. Dichos eslabones conforman cadenas cinemáticas que determinan la configuración estructural de la siguiente manera:

#### *MGV1, 2 y 3*

- Grupo de Assur de II clase tipo RRR: Eslabones 2 y 3; juntas A, B y C.
- Grupo de Assur de II clase tipo RPR: Eslabones 5 y 6; juntas E, F y G.
- Eslabón de entrada – 4.

#### *MGV4*

- Grupo de Assur de II clase tipo RRR: Eslabones 2 y 3; juntas A, B y C; Eslabones 4 y 5- juntas D, E y F.
- Grupo de Assur de II clase tipo RPR: Eslabones 7 y 8; juntas H, I y J.
- Eslabón de entrada – 6.

#### *MGV5*

- Grupo de Assur de III clase: Eslabones 2, 3, 4 Y 5; juntas A, B, C, D, E y F.
- Grupo de Assur de II clase tipo RPR- Eslabones 7 y 8; juntas H, I y J.
- Eslabón de entrada – 6.

#### *MGV6*

- Grupo de Assur de III clase: Eslabones 2, 3, 4 Y 5; juntas A, B, C, D, E y F.
- Grupo de Assur de II clase tipo RRR: Eslabones 7 y 8; juntas H, I y J.
- Grupo de Assur de II clase tipo RPR: Eslabones 9 y 10; juntas k, L y M.
- Eslabón de entrada - 6.

El número de segmentos determina la estructura del mecanismo, se puede ver de la figura 53 que el número de eslabones que forman la cadena que define la morfología, se puede determinar con el número de segmentos más uno. Debido a que el segmento  $\mathcal{E}$  es formado por dos eslabones unidos mediante una junta prismática. Por otra parte, la complejidad estructural aumenta ya que al tener más eslabones en el contorno del perfil deben ser utilizados más eslabones binarios para alcanzar los GDL deseados en el mecanismo. Los MG1, 2 Y 3 solo requieren la adición de 1-eslabón para alcanzar 1-GDL, mientras que los MG4 y 5 necesitan 2 y en el caso del MG6 se necesitan 3, esto quiere decir que cada que se aumente segmento se debe acoplar 1-eslabón.

De acuerdo con la configuración estructural obtenida y la clasificación utilizando el enfoque de los grupos de Assur, se observa que para los MG5 y 6 se incorpora a la cadena de eslabones un enlace de tipo ternario, esto aumenta la complejidad debido a que el mecanismo no solo está conformado por grupos de II clase como los otros MG, este tipo de estructura se utiliza para garantizar que los rotopolos puedan ser localizados dentro de la zona de diseño.

### **4.3.3 Análisis de movimiento**

Teniendo definidos los mecanismos se debe realizar un análisis de movimiento donde deben ser halladas singularidades, garantizando los mecanismos no presenten puntos de bloqueo ni rangos de movimiento donde no hay transmisión de movimiento, también debe ser verificado que de acuerdo al dimensionamiento de los eslabones estos no presenten interferencia entre sí. El rango de movimiento de los MG está dado por el ángulo de entrada de cada uno y se encuentra limitado por la carrera de la junta prismática. Solo se encuentra interferencias para el MG6 cuando se encuentra en la posición inicial, se ve en la figura 54 que el eslabón 9 se cruza con el bastidor, de igual manera que el eslabón 10 con los 7 y 8. Por esta razón es reestructurado el MG6, generando la cadena RPR desde el par F y H, esto se hace posible ya

que este punto de acoplamiento se encuentra en la zona con curvatura constante (como se puede verificar en el **apéndice A-1**, la coordenada de las juntas F H están después de 0.5 de la cuerda).

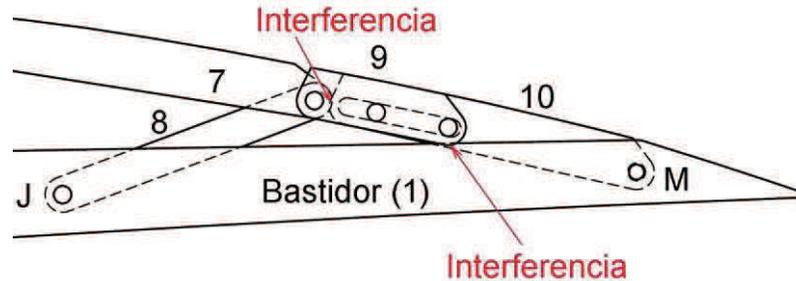


Figura 54. Interferencias encontradas en el MG6.

Otro de los parámetros importantes para evitar singularidades es el ángulo de transmisión  $\phi$ , este se define como el menor ángulo formado entre la dirección de  $v_{BA}$  del eslabón acoplador y la dirección de la velocidad  $v_B$  del eslabón conducido medidos desde el punto de conexión [53] (ver figura 54). Un mecanismo presenta singularidad cuando los ángulos de transmisión están cerca de  $0^\circ$  y  $180^\circ$ , El método utilizado para la síntesis va de acuerdo al propuesto por *A.P Murray* et al [31], el cual define el eslabón inicialmente incorporado al mecanismo como el eslabón de entrada y permite que los otros sean adicionados sin que se vuelvan  $0^\circ$  o  $180^\circ$ . Sin embargo, para este caso los perfiles que determinan la posición de mecanismos causan que el eslabón 2 se fije al bastidor para cada MG6, por lo tanto es necesario verificar que los ángulos de transmisión en el mecanismos no lleguen a los límites ya mencionados.

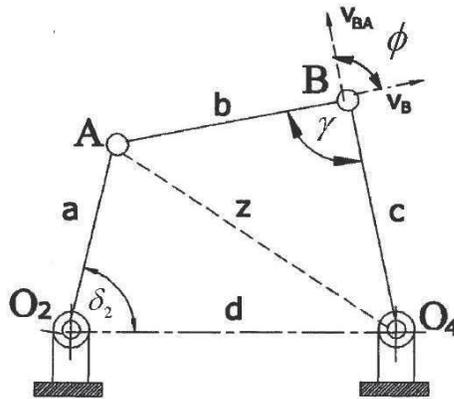


Figura 55. Ángulo de transmisión en un mecanismo cuatro barras [54].

En la figura 55 se puede observar que el ángulo de transmisión en un mecanismo cuatro barras coincide con el ángulo formado entre el acoplador b y el conducido c.

$$\phi = \gamma \quad (58)$$

$$\phi = 180 - \gamma \quad (59)$$

De acuerdo con *H. A. Pinto* [55] la ecuación 58 se cumple cuando el ángulo formado entre el eslabón acoplador y el de salida forman un ángulo agudo, mientras que si este ángulo es obtuso debe ser la ecuación 59 debe ser utilizada.

Con la definición del ángulo de transmisión, se tiene que los mecanismos pueden presentar más de uno de estos dependiendo de su configuración estructural, ya que en cada enlace de tipo acoplador o flotante unido a otro conducido puede ser obtenido. De acuerdo con lo anterior son determinados los ángulos de transmisión mostrados en la tabla 15, especificando los MGV y los puntos de acoplamiento donde se generan.

**Tabla 15. Ángulos de transmisión y de entrada para los MGV.**

	$\phi_1$ (junta B)	$\phi_2$ (junta F)	$\delta_4$ (entrada)	
<b>MGV1</b>	23.84° - 29.69°	88.34°-88.34°	13.18°-18.65°	
<b>MGV2</b>	23.72° - 29.5°	88.07°-88.07°	12.95°-18.21°	
<b>MGV3</b>	22.87° - 28.42°	87.20°-87.20°	13.92°-19.11°	
	$\phi_1$ (junta B)	$\phi_2$ (junta C)	$\phi_3$ (junta I)	$\delta_6$ (entrada)
<b>MGV4</b>	16.14° - 21.13°	23.81° - 27.32°	87.92°-87.92°	14.34°-20.17°
<b>MGV5</b>	13.85 -18.39°	41.63° - 39.45°	87.73°-87.73°	14.19°-19.82°
<b>MGV6</b>	13.32°-17.71°	39.64°-36.91°	87.44°-87.44°	14.23°-19.77°

De acuerdo con la tabla 15, los mecanismos sintetizados con 3 segmentos (MGV1, 2 Y 3) muestran características mecánicas similares, debido a que los ángulos de transmisión para estos son cercanos entre ellos, además no presentan singularidades ya que no llegan a ser 0°. Mientras los MGV4, 5 y 6 se pueden separar en dos grupos pues la configuración estructural del MGV4 es diferente de acuerdo con los elementos seleccionados, además el ángulo de transmisión  $\phi_1$  BA y EB formado entre en los MGV5 y 6 es menor que en el MGV4, esto podría generar bloqueos, sin embargo ninguno de los mecanismos obtenidos mostró este comportamiento.

El ángulo de transmisión además de mostrar puntos muertos del mecanismo o indicar posibles bloqueos es un indicador de la ventaja mecánica por lo que el valor óptimo es de 90°, pero se tienen diferentes sugerencias acerca del rango del ángulo entre barras como: 30°-150°; 35°-145°; 40°-140°; 45°-135°[54]. De acuerdo con *A.P. Murray et al* [31] la morfología establecida y el espacio de diseño normalmente provoca que el ángulo de transmisión de las diferentes cadenas cinemáticas estén por debajo de lo sugerido como en este caso. De acuerdo con lo anterior el criterio de selección para estos mecanismos solo está basado en las características aerodinámicas de los perfiles que se obtienen mediante la síntesis.

#### 4.3.4 Errores de segmentación y de acoplamiento

Los errores de segmentación corresponden a la distancia máxima entre el perfil denotado por los segmentos promedio y el perfil objetivo, estos son especificados de la misma forma que la matriz de segmentos como se muestra a continuación:

*MGV1*

$$MS_1 = \begin{bmatrix} 36 & 121 & 83 \\ 36 & 121 & 87 \end{bmatrix}; ES_1 = \begin{bmatrix} 1.868 * 10^{-3} & 1.874 * 10^{-3} & 3.5928 * 10^{-4} \\ 1.868 * 10^{-3} & 1.874 * 10^{-3} & 3.5928 * 10^{-4} \end{bmatrix}$$

*MGV2*

$$MS_2 = \begin{bmatrix} 32 & 115 & 93 \\ 32 & 115 & 97 \end{bmatrix}; ES_2 = \begin{bmatrix} 1.690 * 10^{-3} & 1.651 * 10^{-3} & 4.117 * 10^{-4} \\ 1.690 * 10^{-3} & 1.651 * 10^{-3} & 4.117 * 10^{-4} \end{bmatrix}$$

*MGV3*

$$MS_3 = \begin{bmatrix} 28 & 98 & 114 \\ 28 & 98 & 118 \end{bmatrix}; ES_3 = \begin{bmatrix} 1.502 * 10^{-3} & 1.500 * 10^{-3} & 1.153 * 10^{-3} \\ 1.502 * 10^{-3} & 1.500 * 10^{-3} & 1.153 * 10^{-3} \end{bmatrix}$$

*MGV4*

$$MS_4 = \begin{bmatrix} 26 & 39 & 85 & 90 \\ 26 & 39 & 85 & 94 \end{bmatrix};$$

$$ES_4 = \begin{bmatrix} 1.404 * 10^{-3} & 1.368 * 10^{-3} & 1.361 * 10^{-3} & 3.905 * 10^{-4} \\ 1.404 * 10^{-3} & 1.368 * 10^{-3} & 1.361 * 10^{-3} & 3.905 * 10^{-4} \end{bmatrix}$$

## MGV5

$$MS_5 = \begin{bmatrix} 23 & 24 & 96 & 97 \\ 23 & 24 & 96 & 101 \end{bmatrix};$$

$$ES_5 = \begin{bmatrix} 1.251 \cdot 10^{-3} & 1.253 \cdot 10^{-3} & 1.245 \cdot 10^{-3} & 4.470 \cdot 10^{-4} \\ 1.251 \cdot 10^{-3} & 1.253 \cdot 10^{-3} & 1.245 \cdot 10^{-3} & 4.470 \cdot 10^{-4} \end{bmatrix}$$

## MGV6

$$MS_6 = \begin{bmatrix} 22 & 21 & 94 & 107 \\ 22 & 21 & 94 & 103 \end{bmatrix};$$

Donde  $MS$  corresponde a la matriz de segmentación y  $ES$  es la matriz de errores de segmentación. En la  $ES$  de cada MGV se tiene que en los segmentos  $\mathcal{M}$ , los errores son muy cercanos al perfil objetivo de cada posición y cada vez que se disminuye el error de diseño, estos se generan con una cantidad menor de intervalos de acuerdo como se muestra en la  $MS$ , también se tiene que el error correspondiente al segmento  $\mathcal{E}$  tiende a crecer hasta que se debe generar otro segmento para garantizar que se cumpla el parámetro de error aceptable. El MGV6 fue reconfigurado, por lo que se convierte a un mecanismo generado por 4 segmentos y no por 5 como lo indica la matriz  $ES_6$ . Como se mencionó en la sección **4.2.2**, la alineación y acoplamiento de los segmentos promedio da como resultado un incremento del error geométrico entre los perfiles de los mecanismos respecto a los objetivo de la morfología, la matriz de cada uno de los mecanismos es obtenida de la misma manera que los errores de segmentación, se debe calcular la distancia entre los puntos del contorno de cada eslabón y los puntos de los perfiles objetivo y para cada segmento identificar el error máximo que presente. Los errores en el acoplamiento se muestran a continuación:

$$EA_1 = \begin{bmatrix} 2.759 * 10^{-3} & 2.884 * 10^{-3} & 2.536 * 10^{-3} \\ 9.309 * 10^{-4} & 2.573 * 10^{-3} & 3.029 * 10^{-3} \end{bmatrix}$$

$$EA_2 = \begin{bmatrix} 2.902 * 10^{-3} & 2.293 * 10^{-3} & 4.850 * 10^{-3} \\ 5.616 * 10^{-4} & 2.480 * 10^{-3} & 5.205 * 10^{-3} \end{bmatrix}$$

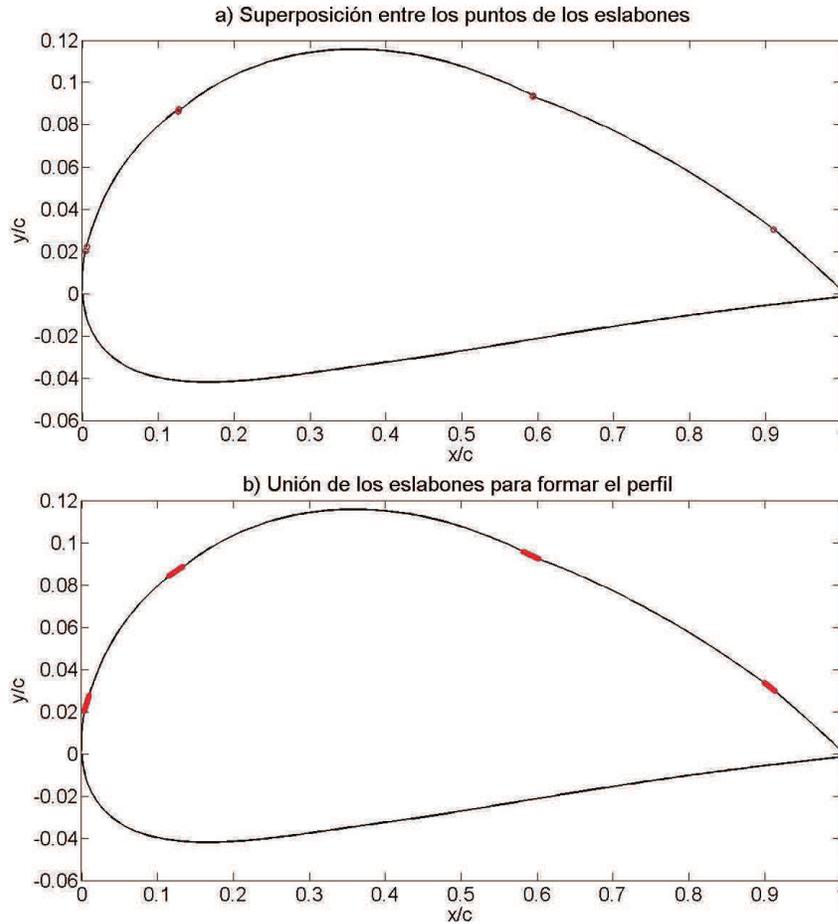
$$EA_3 = \begin{bmatrix} 2.874 * 10^{-3} & 1.705 * 10^{-3} & 3.354 * 10^{-3} \\ 7.628 * 10^{-4} & 2.168 * 10^{-3} & 2.837 * 10^{-3} \end{bmatrix}$$

$$EA_4 = \begin{bmatrix} 2.911 * 10^{-3} & 1.830 * 10^{-3} & 2.108 * 10^{-3} & 2.540 * 10^{-3} \\ 7.318 * 10^{-4} & 1.786 * 10^{-3} & 2.249 * 10^{-3} & 2.783 * 10^{-3} \end{bmatrix}$$

$$EA_5 = \begin{bmatrix} 2.968 * 10^{-3} & 2.017 * 10^{-3} & 1.970 * 10^{-3} & 5.195 * 10^{-3} \\ 6.911 * 10^{-4} & 1.514 * 10^{-3} & 2.138 * 10^{-3} & 5.072 * 10^{-3} \end{bmatrix}$$

$$EA_6 = \begin{bmatrix} 2.988 * 10^{-3} & 2.080 * 10^{-3} & 1.738 * 10^{-3} & 5.277 * 10^{-3} \\ 6.800 * 10^{-4} & 1.446 * 10^{-3} & 2.090 * 10^{-3} & 5.019 * 10^{-3} \end{bmatrix}$$

Las matrices de errores de acoplamiento para los MGv muestran el incremento de las diferencias geométricas al unir los eslabones mediante pares. Si se comparan los errores de segmentación con estos, no se obtiene mejoras significativas del  $EA$  al momento de ensamblar los componentes mientras el  $E_a$  disminuye. El error de acoplamiento para los segmentos  $\mathcal{C}$  es mayor comparado con el de los  $\mathcal{M}$ , debido a la variación del radio de curvatura en la zona 2 para cada perfil objetivo (ver figura 46).



**Figura 56. Generación de los perfiles MGV (la imagen fue escalada en el eje  $y/c$  para observar los cambios de segmentos). a) Superposición entre los puntos de los eslabones; b) Unión de los eslabones.**

La generación de segmentos sobre el contorno y el movimiento relativo de los eslabones provoca que haya puntos que se superponen en la conexión entre los eslabones (figura 56a), lo que hace que la generación de un perfil no sea posible. Para construir los perfiles se eliminan los 2 puntos iniciales y finales que describen el contorno de los eslabones manteniendo los determinados con los perfiles de acoplamiento como se observa en 56 b), Los tramos rojos representa la unión entre los eslabones. De acuerdo con lo anterior hay zonas donde no se puede calcular el error debido a la eliminación de puntos, por lo tanto sabiendo que se tiene errores geométricos, además de las zonas entre eslabones que causan un cambio de curvaturas, se verifica que la aproximación

obtenida mediante la síntesis cumple con la reducción de velocidades obtenidas con el cambio geométrico establecido por la morfología.

## **CAPÍTULO IV**

### **5. RESULTADOS DEL ANÁLISIS AERODINÁMICO DE LA MORFOLOGÍA**

Las características aerodinámicas de un perfil definen las condiciones de operación, por lo tanto, en este caso se tiene un cambio geométrico con el cual la velocidad de operación disminuye, sin embargo el diseño de mecanismos no permite que se pueda llegar a la geometría ideal de la morfología, por lo que se debe validar que la aproximación lograda mediante la síntesis garantiza el cambio de las características aerodinámicas para reducir la velocidad en la aeronave.

Inicialmente se realiza el análisis numérico del perfil base (NACA 4415) y el perfil que causa la disminución de la velocidad de operación (FUSION), para luego compararlos con los perfiles que determina la síntesis de mecanismos, de estos se selecciona el mecanismo que cumpla con las características aerodinámicas de los perfiles de diseño. El perfil seleccionado es utilizado para realizar la simulación de la configuración alar determinada por *M.A. Carrizales*[26], la cual se describe en la sección **3.4.1**. Los resultados obtenidos de cada configuración alar se comparan con la morfología que establecen los perfiles originales y se selecciona el que mejor comportamiento tiene de acuerdo con la eficiencia.

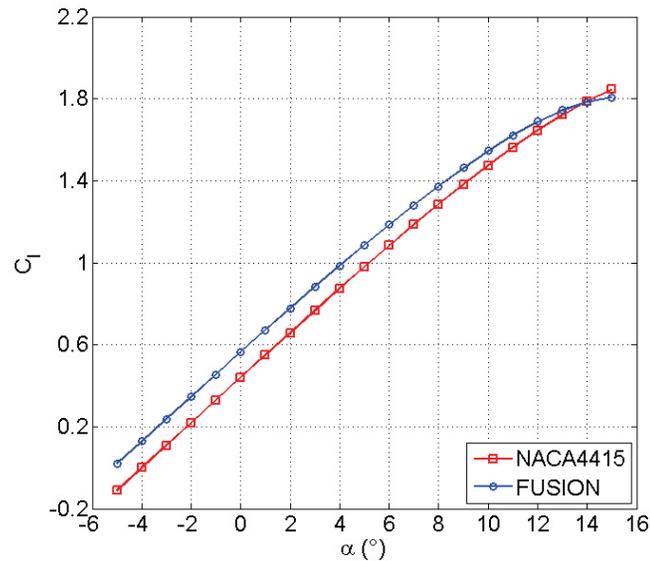
#### **5.1. Análisis de los perfiles obtenidos mediante la síntesis**

La simulación en dos dimensiones determina el comportamiento de un ala con envergadura infinita, por lo que no es posible identificar las condiciones de vuelo en una aeronave o ala partiendo directamente de las propiedades aerodinámicas de un perfil, ya que esto depende de los parámetros de la configuración alar como la conicidad, el alargamiento, la envergadura, entre otros. No obstante, los coeficientes  $C_l$  y  $C_d$  sirven como parámetro de

selección, ya que bajo las mismas condiciones de vuelo y de configuración se espera una disminución predecible de propiedades aerodinámicas, de los perfiles a comparar cuando se trata de un ala con envergadura finita.

### 5.1.1. Parámetros aerodinámicos de la morfología del perfil

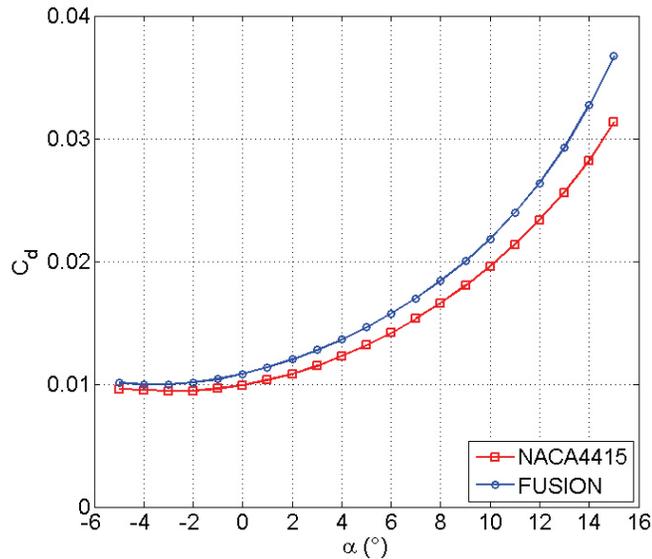
Debido a que el cambio geométrico en el perfil del ala se presentan mejoras de tipo aerodinámico que satisface el perfil de misión de la aeronave AT802, las características de la morfología deben ser determinadas para poder tener un punto de referencia y lograr las especificaciones de diseño. Si se comparan el  $C_l$  del perfil NACA con respecto al de FUSION (figura 57), se puede ver que el cambio de forma en el extradós provoca aumento en el coeficiente de sustentación.



**Figura 57. Comportamiento del coeficiente de sustentación de los perfiles que establece la morfología.**

De acuerdo con la figura 57 el aumento del  $C_l$  es significativo hasta un  $\alpha$  de  $6^\circ$ , para ángulos mayores a este los  $C_l$  de cada perfil se van aproximando el uno al otro, tanto que a los  $14^\circ$  tienden a ser iguales.

Por otra parte, al mejorar las características del levantamiento del perfil se debe tener en cuenta el comportamiento de la fuerza de resistencia al avance, debido a que al aumentar el espesor del perfil puede haber un aumento de esta fuerza.



**Figura 58. Comportamiento del coeficiente de resistencia al avance de los perfiles que establece la morfología.**

En la figura 58 se puede observar que el  $C_d$  del perfil FUSION muestra un incremento con respecto al del perfil base, el cual aumenta con  $\alpha$ .

El comportamiento de los coeficientes aerodinámicos determinan la eficiencia del perfil ( $C_l / C_d$ ), En este caso es tomada como parámetro de selección de los MGV, pues aunque las características de sustentación de los perfiles sean muy cercanas a las de la morfología, si las de resistencia al avance son desfavorables deben ser descartados.

La figura 59 muestra que con el cambio de forma del perfil se presenta un aumento de eficiencia en el rango de entre  $-5^\circ$  a  $5^\circ$ , mientras para ángulos mayores  $5^\circ$  se observa que la eficiencia del perfil FUSION cae con respecto al del perfil NACA 4415.

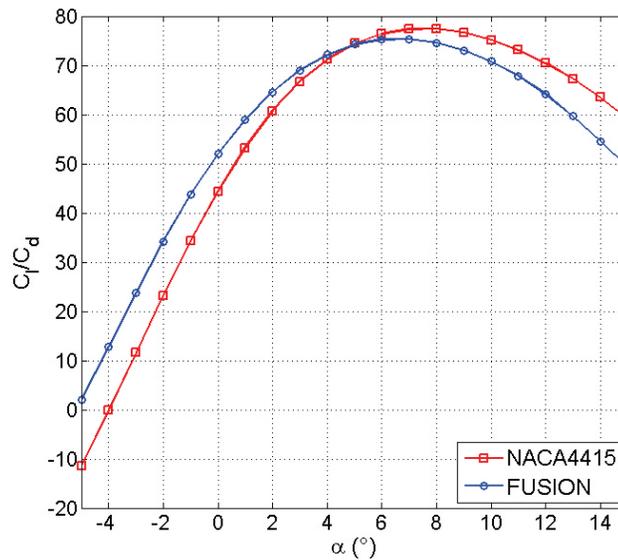
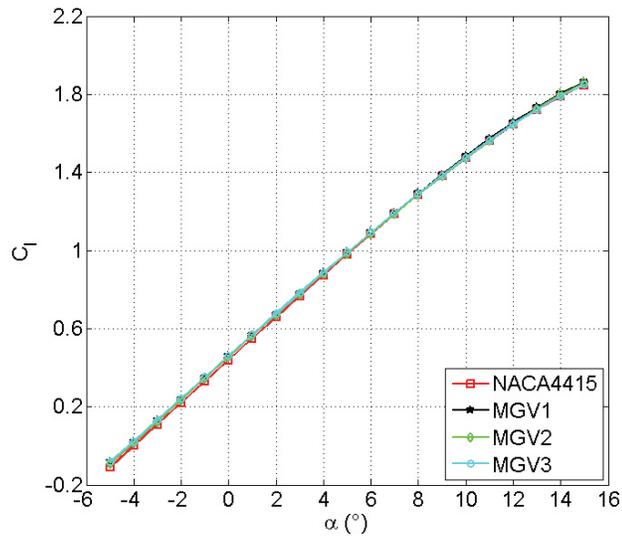


Figura 59. Eficiencia de los perfiles correspondientes a la morfología.

### 5.1.2. Parámetros aerodinámicos de los perfiles MG V

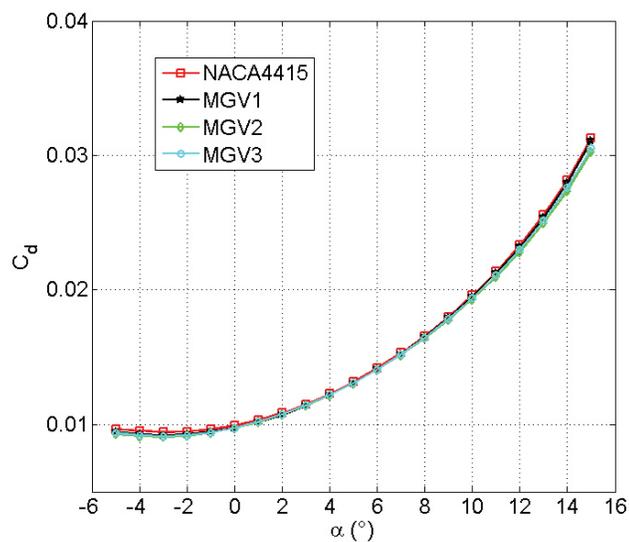
Para realizar la comparación de los parámetros aerodinámicos que define el cambio geométrico del perfil con respecto a la morfología que se determina mediante la síntesis, los mecanismos son clasificados en dos grupos de acuerdo con el número de segmentos de los cuales fueron obtenidos. Las comparaciones deben hacerse con respecto a la posición, lo que quiere decir que los mecanismos en posición 1 corresponden a la aproximación del perfil NACA 4415 y la 2 al perfil FUSION.

El comportamiento del  $C_f$  en función de  $\alpha$  para cada uno de los perfiles correspondientes a los MG V1, 2 Y 3 mostrado en la figura 60 son muy cercanos al perfil base en todo el rango del ángulo de ataque, solo se observa que son mayores de  $-5^\circ$  a  $6^\circ$  por muy poco, pudiendo considerarse como despreciable despreciable.



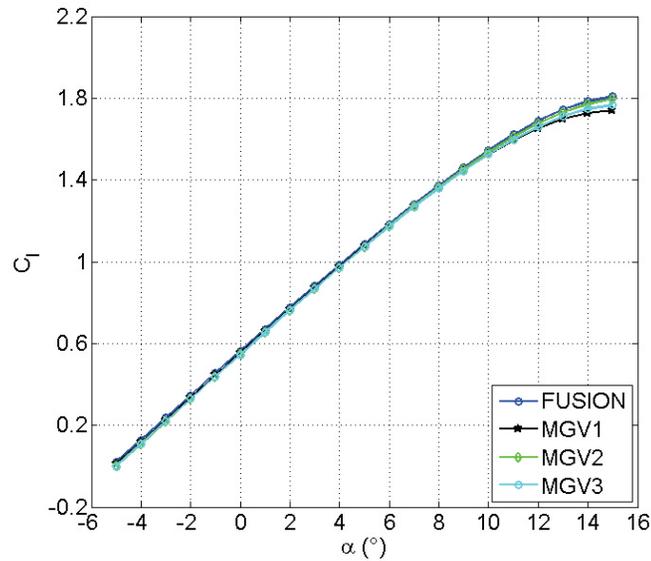
**Figura 60. Comparación de los coeficientes de sustentación de los perfiles correspondientes a los MGV1, 2 y 3 en la posición 1 con respecto a los del perfil inicial.**

Con respecto a los  $C_d$  que se muestran en la figura 61, el comportamiento de los valores correspondientes a los MGV1, 2 Y 3 al igual que para el  $C_l$ , son muy aproximados al perfil final, lo que indica que la aproximación geométrica mediante la síntesis para los mecanismos anteriormente mencionados cumple con los características aerodinámicas del perfil inicial de la morfología.



**Figura 61. Comparación de los coeficientes de resistencia al avance de los perfiles correspondientes a MGV1, 2 y 3 en la posición 1 con respecto a los del perfil inicial.**

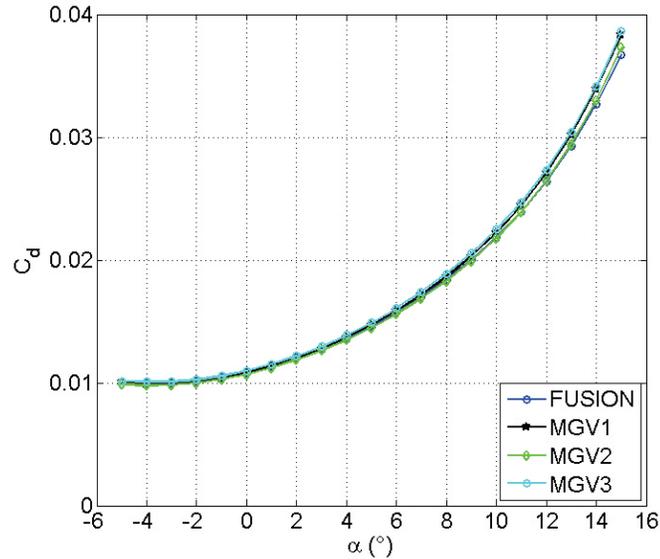
En la selección de los mecanismos no solo basta que las propiedades aerodinámicas obtenidas en la primera posición sean muy cercanas a las del perfil inicial (NACA 4415), también deben ser verificadas en la segunda posición, para garantizar las condiciones de vuelo cuando se realiza cambio de forma en el perfil.



**Figura 62. Comparación de los coeficientes de sustentación de los perfiles correspondientes a los MGV1, 2 y 3 en la posición 2 con respecto a los del perfil final.**

En la gráfica  $C_l$  en función de  $\alpha$  los mecanismos MGV1, 2 y 3 correspondiente a la figura 62, se puede observar que los coeficientes de sustentación del MGV2 se acerca más al comportamiento del perfil FUSION, debido a que los otros dos mecanismos muestran menores  $C_l$  para  $\alpha$  mayor a  $10^\circ$ . De lo anterior se tiene que de este grupo de mecanismos se debería seleccionar el MGV2, ya que si se tiene un  $C_{l_{max}}$  del perfil por debajo de lo que indica la morfología, este afectaría las propiedades aerodinámicas del ala y de la aeronave.

Para la posición 2 de acuerdo con la figura 63, el  $C_d$  de los MGV1 y 3 presenta mayores valores que el perfil FUSION, mientras el del MGV2 aunque es un poco mayor a ángulos grandes, es el más cercano.

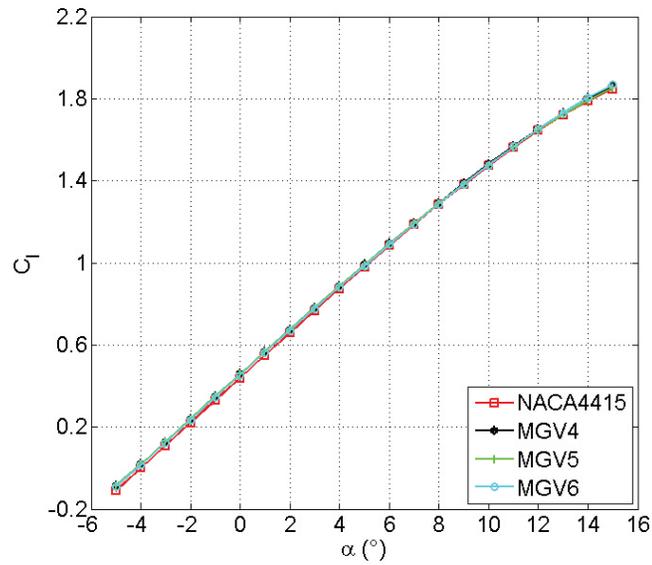


**Figura 63. Comparación de los coeficientes de resistencia al avance de los perfiles correspondientes a los MGV1, 2 y 3 en la posición 2 con respecto a los del perfil final.**

Los resultados expuestos anteriormente muestran que del grupo de mecanismos generados a partir de tres segmentos el MGV2 muestra que el cambio de forma se acerca más a los requerimientos aerodinámicos de la morfología.

El grupo de los mecanismos restantes fueron generados a partir de 4 segmentos, los cuales se obtuvieron con un  $E_a$  más pequeño, sin embargo, a la hora de realizar la alineación y el acoplamiento los perfiles que forman muestran errores de acoplamiento de magnitud similar como se ve en las matrices determinadas en la sección 4.3.4. El comportamiento de los  $C_l$  de los mecanismos MGV4, 5 y 6 al igual que los MGV1, 2, y 3 muestran muy buena aproximación del  $C_l$  como se ve en la figura 64, estos mecanismos muestran valores un poco más altos que el perfil NACA 4415 cuando  $\alpha$  está entre  $-5^\circ$  y

6°, para ángulos mayores este parámetro tienden ser iguales, mostrando un  $C_{l_{max}}$  ligeramente mayor al que presenta la morfología.



**Figura 64. Comparación de los coeficientes de sustentación de los perfiles correspondientes a los MGV4, 5 y 6 en la posición 1 con respecto a los del perfil inicial.**

El  $C_d$  de los perfiles correspondientes a los MGV4, 5 y 6 siguen el comportamiento del perfil inicial de la morfología con valores muy aproximados y ligeramente menores.

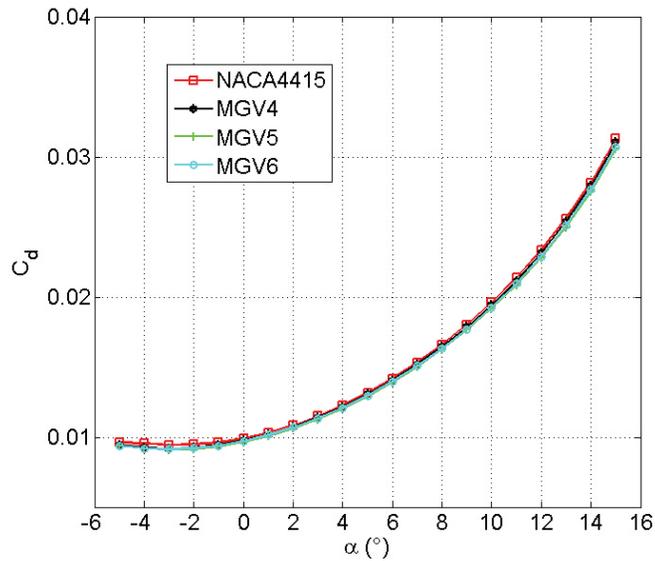


Figura 65. Comparación de los coeficientes de resistencia al avance de los perfiles correspondientes a los MGV4, 5 y 6 en la posición 1 con respecto a los del perfil inicial.

En la segunda posición el  $C_l$  de los perfil que describen los mecanismos tiene valores similares a los del perfil final de la morfología hasta los  $8^\circ$  de  $\alpha$ , a partir de este ángulo son menores presentado un  $C_{l_{max}}$  menor al requerido (figura 66).

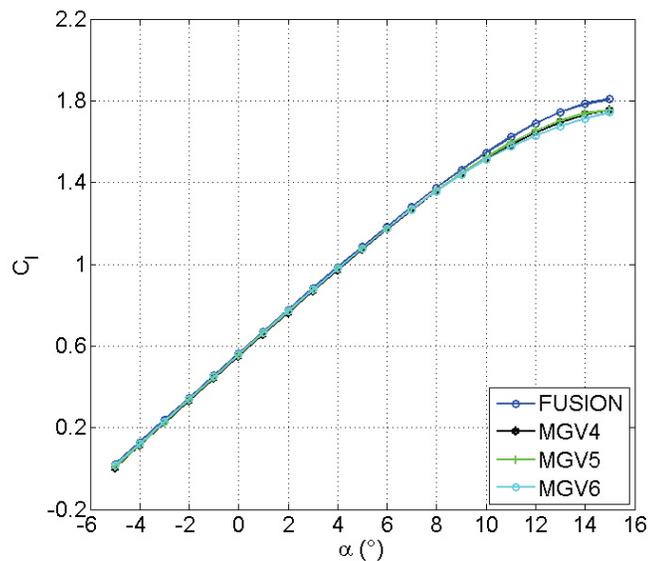
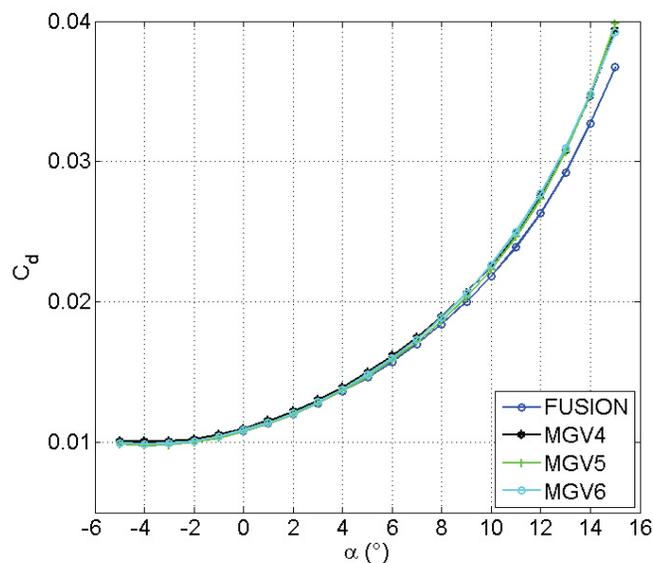


Figura 66. Comparación de los coeficientes de sustentación de los perfiles correspondientes a los MGV4, 5 y 6 en la posición 2 con respecto a los del perfil inicial.

De acuerdo con la figura 67 los mecanismos obtenidos a partir de 4 segmentos presentan coeficientes de resistencia al avance mayores al perfil FUSION para  $\alpha$  por encima de  $6^\circ$ . En los resultados obtenidos para todos los mecanismos se tienen coeficientes aerodinámicos cercanos al perfil inicial de la morfología, sin embargo cuando son comparados para la segunda posición de los MGV y el perfil correspondiente a la morfología se tienen coeficientes de sustentación menores y coeficientes de resistencia al avance mayores, lo cual reduce la eficiencia de los perfiles determinados mediante la síntesis.



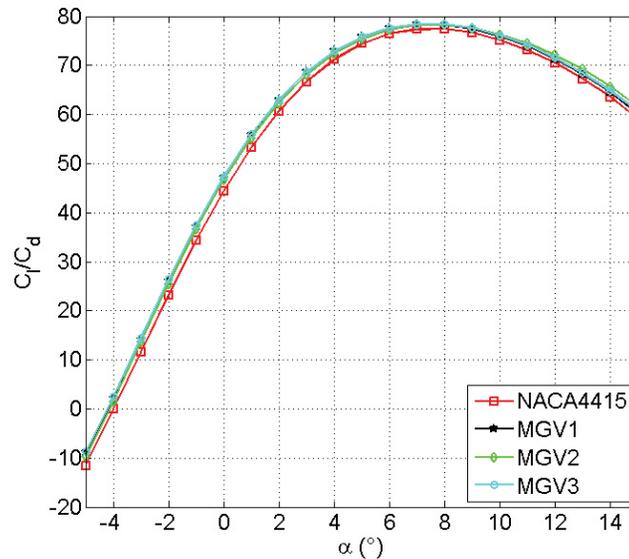
**Figura 67. Comparación de los coeficientes de resistencia al avance de los perfiles correspondientes a los MGV4, 5 y 6 en la posición 2 con respecto a los del perfil inicial.**

### 5.1.3. Selección del perfil

La selección es realizada de acuerdo a la eficiencia de los perfiles que describen los mecanismos en las posiciones que corresponden al diseño para la morfología, Se selecciona el mecanismo cuyos perfiles de eficiencia describan de mejor manera el comportamiento tanto del perfil inicial como del final de diseño.

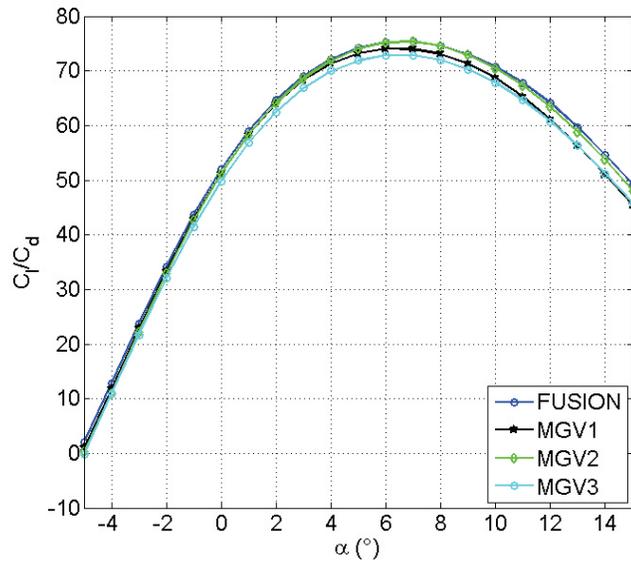
La eficiencia aerodinámica de los perfiles para los mecanismos MGV1, 2 y 3 en la primera posición muestran valores mayores a la del perfil inicial que

establece la morfología como se observa en la figura 68, además se puede ver que entre ellos no presentan mucha diferencia en esta característica, de acuerdo con los coeficientes hallados en la anterior sección, los mecanismos en la posición 2 deben mostrar diferencias entre su eficiencia, esto se valida con los resultados mostrados en la figura 69.



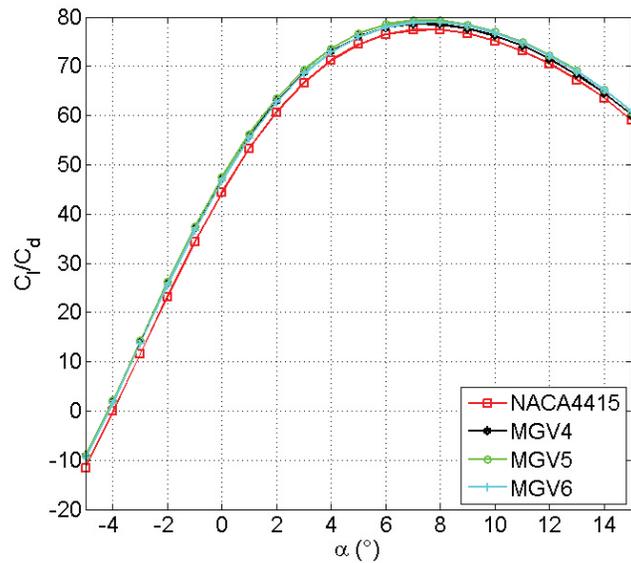
**Figura 68. Eficiencia aerodinámica de los perfiles correspondientes a MG1, 2 y 3 en la posición 1.**

En la figura 69 se observa que el perfil del MG2 en la posición 2 se aproxima más a la eficiencia del perfil final de la morfología, los otros mecanismos presentan eficiencias más bajas razón por la cual son descartados.



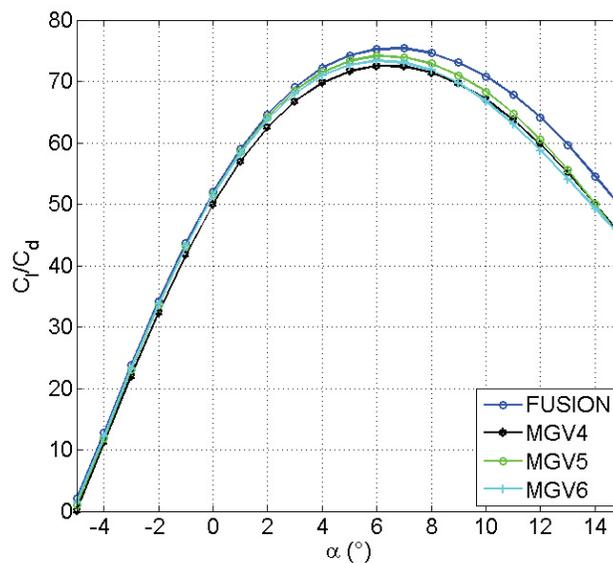
**Figura 69. Eficiencia aerodinámica de los perfiles correspondientes a MG V1, 2 Y 3 en la posición 2.**

De la misma manera que en los perfiles de los mecanismos generados de 3 segmentos los perfiles de los MG V4, 5 y 6 muestran eficiencias superiores al perfil inicial de la morfología (figura 70).



**Figura 70. Eficiencia aerodinámica de los perfiles correspondientes a MG V4, 5 y 6 en la posición 1.**

La eficiencia aerodinámica de los perfiles que describen los MG4, 5 y 6 en la figura 71, no cumplen con las requeridas para el perfil FUSION, esto es debido a que los valores de coeficiente de resistencia para este grupo son mayores que el del perfil diseño como se observa en la figura 67. Además se tiene que los coeficientes de sustentación están por debajo de los requerimientos, esto quiere decir que los MG4, 5 y 6 aunque presenten propiedades aerodinámicas similares para satisfacer el perfil inicial de la morfología, no lo hace para el perfil final el cual representa el perfil de vuelo para bajas velocidades, de esta manera son descartados. De lo anterior se tiene que el mecanismo que muestra mejores características y cumple con los requerimientos tanto para las condiciones de vuelo crucero como para las de vuelo lento es el MG2.

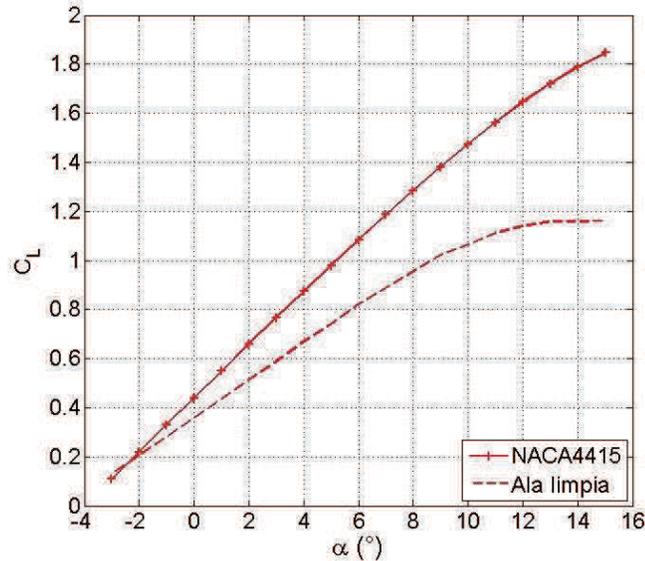


**Figura 71. Eficiencia aerodinámica de los perfiles correspondientes a MG4, 5 y 6 en la posición 2.**

### **5.2. Propiedades aerodinámicas de la morfología del ala**

Acorde con la morfología de diseño descrita en la sección 3.4.1, se tiene una configuración del ala limpia y el ala con morfología, también se sabe que el perfil de diseño para el ala limpia corresponde al NACA 4415. Mientras para el ala con morfología está compuesta por una zona variable en la cual sección

transversal es definida por el perfil FUSION y por una zona estática donde el perfil corresponde al NACA 4415. De la misma manera que para los perfiles aerodinámicos, en el ala se determinan las propiedades aerodinámicas. Inicialmente se realiza un análisis de la morfología del ala ya que en este caso el alargamiento del ala es finito, por lo que el coeficiente de sustentación del ala debe ser menor al del perfil como se afirma en la sección 3.4 y se comprueba con la figura 72. También se puede observar que en el rango de  $\alpha$  que se realizó la simulación, en el perfil NACA 4415 no es posible identificar el coeficiente de levantamiento máximo, mientras en el ala este se da a un  $\alpha$  igual a  $13^\circ$ .



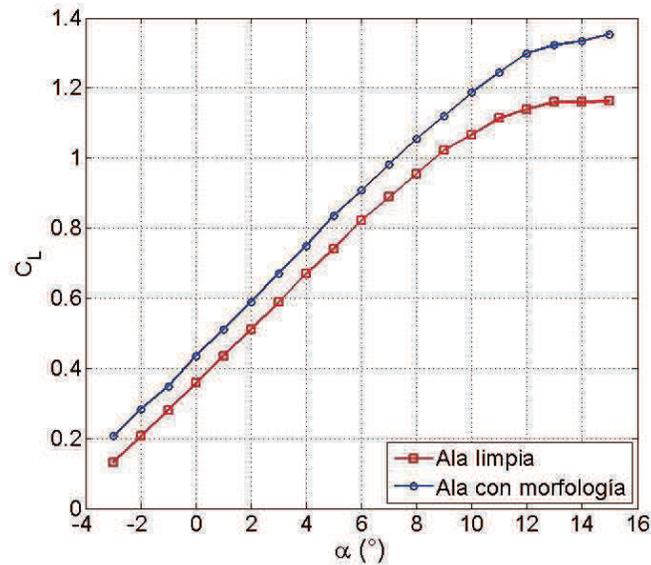
**Figura 72. Reducción del coeficiente de levantamiento del ala de la aeronave AT-802 con respecto al perfil NACA 4415.**

### **5.2.1. Morfología de diseño del ala.**

El comportamiento de los coeficientes aerodinámicos de la configuración del ala limpia y la del ala con morfología definen el punto de referencia para determinar la aproximación obtenida mediante la síntesis de mecanismos.

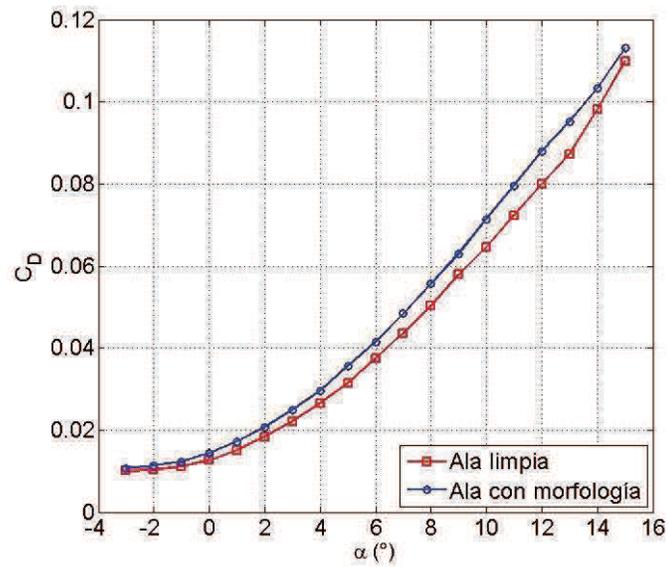
En la figura 73 es mostrada la gráfica de  $C_L$  contra  $\alpha$  de los cambios de forma que establece la morfología, el comportamiento de este coeficiente para la

configuración de ala limpia es lineal de  $-3$  a  $9^\circ$  de  $\alpha$ , mientras en el ala con morfología es de  $-3^\circ$  a  $12^\circ$ . También se puede observar que en el rango donde el  $C_L$  es lineal para el ala limpia el incremento es uniforme y para  $\alpha$  mayores la diferencia entre coeficientes es más grande.



**Figura 73. Comportamiento del coeficiente de sustentación de las configuraciones alares que establece la morfología**

El comportamiento de  $C_D$  contra  $\alpha$  para cada configuración alar se observa en la figura 74, la cual muestra que el cambio entre perfiles involucra aumento de esta propiedad aerodinámica.



**Figura 74. Comportamiento del coeficiente de resistencia al avance de las configuraciones alares que establece la morfología.**

De la misma manera que en los perfiles, la eficiencia de un ala con envergadura o alargamiento finito es definida por la relación entre la fuerza de levantamiento y la fuerza de resistencia al avance ( $L/D$ ) o la de sus coeficientes ( $C_L / C_D$ ), La forma más común de representarla es mediante la curva polar (figura 75).

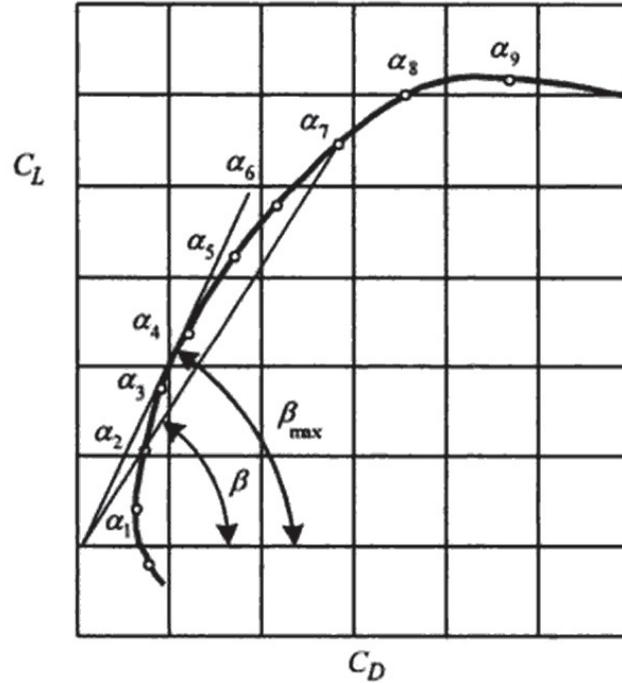


Figura 75. Curva polar de un ala y determinación de la eficiencia máxima [56].

Como se ve en la figura 75 en la curva polar  $C_L$  se muestra como función del  $C_D$  y determina la gráfica de la eficiencia para cada  $\alpha$  en el cual se varíe el ala, también se puede observar que mediante la tangente del ángulo de la curva polar ( $\beta$ ) de un ala puede ser definida [56], lo que quiere decir que el máximo valor de esta ocurre cuando  $\beta = \beta_{max}$ , de lo anterior se tiene que:

$$\tan(\beta) = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (60)$$

En la figura 76 se determinó la curva polar de cada configuración alar correspondiente a la morfología. El ala limpia muestra que su mejor eficiencia ocurre en punto correspondiente a  $1^\circ$  de  $\alpha$ , mientras que para el ala con morfología se presenta a  $0^\circ$ .

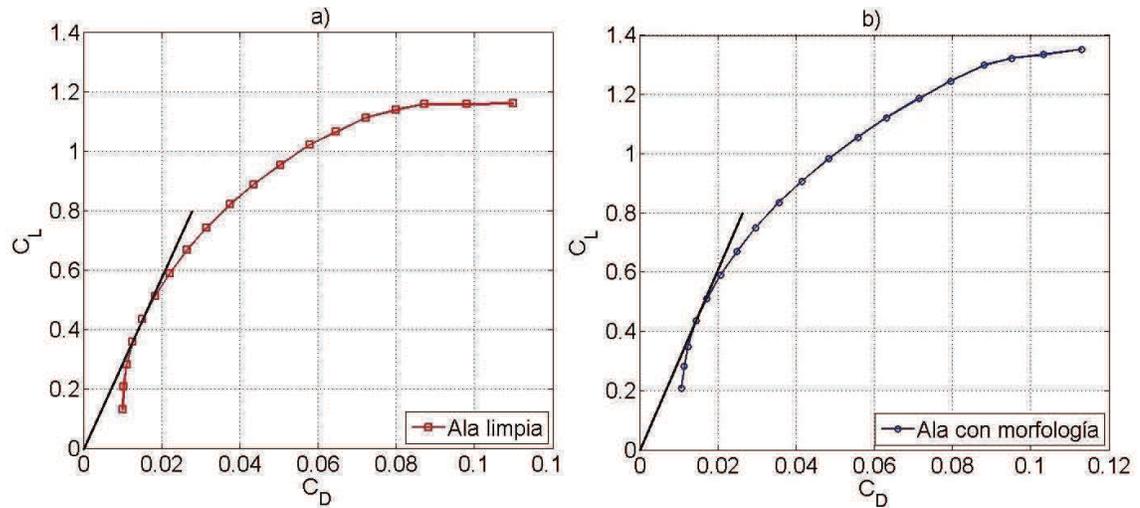
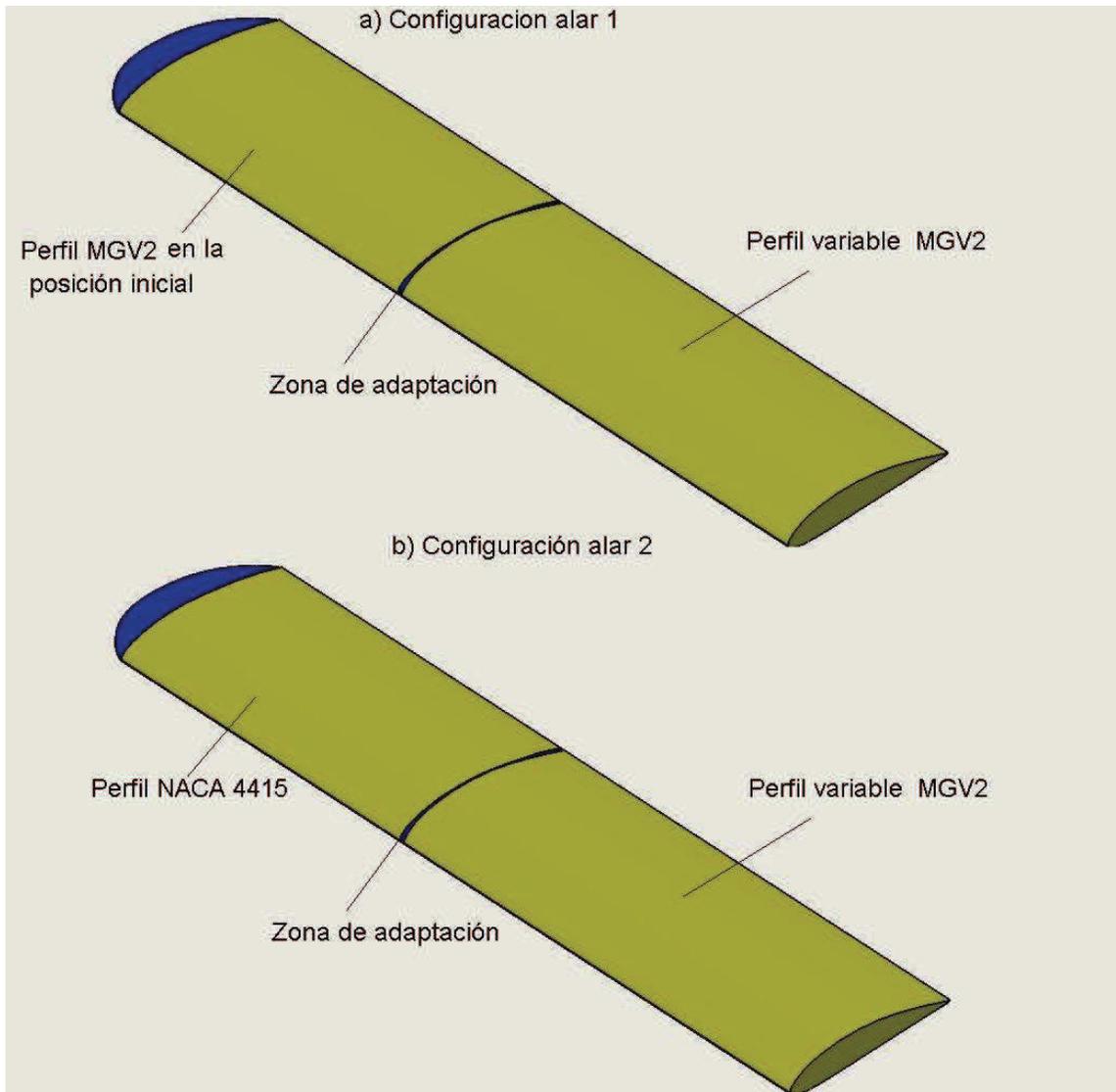


Figura 76. Eficiencia del cambio de forma en el ala: a) Curva polar del ala limpia; b) Curva polar del ala con morfología.

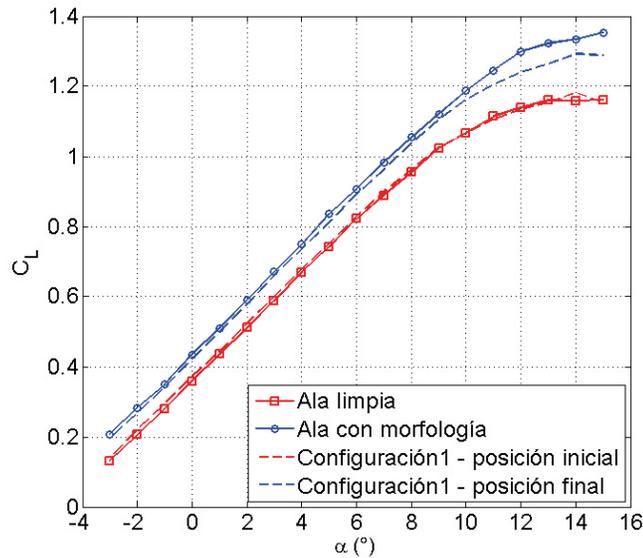
### 5.2.2. Propiedades aerodinámicas de morfología del ala obtenida mediante la aproximación de la síntesis de mecanismos

Teniendo en cuenta el cambio de forma que requiere el diseño del ala, se establecen combinaciones de perfiles aerodinámicos a lo largo de la misma para generar las configuraciones alares como se ven en la figura 77<sup>a</sup>. La configuración 1 corresponde a una semiala en la cual se utilizan los perfiles obtenidos de la síntesis tanto para la zona con cambio de perfil como para la zona sin cambio de perfil, mientras que la configuración 2 corresponde a la utilización de los perfiles de los mecanismos en la zona con cambio y el perfil de diseño original NACA 4115 en la zona sin cambio.



**Figura 77. Combinación de perfiles a lo largo de la semiala: a) Configuración alar 1; b) Configuración alar 2.**

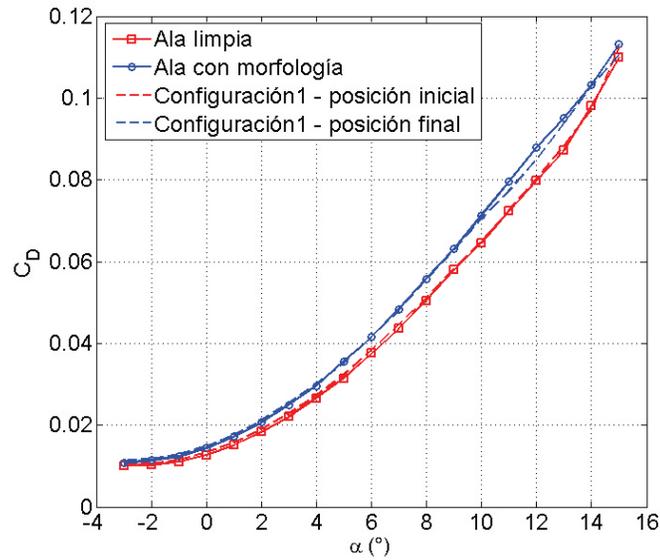
Se obtiene el comportamiento del  $C_L$  en función de  $\alpha$  de la configuración alar 1 en la posición inicial y final, además es comparado con las obtenidas del ala con geometría variable de diseño como se puede observar en la figura 78.



**Figura 78. Comparación del coeficiente de sustentación de las posiciones correspondientes a la configuración alar 1 y la de diseño.**

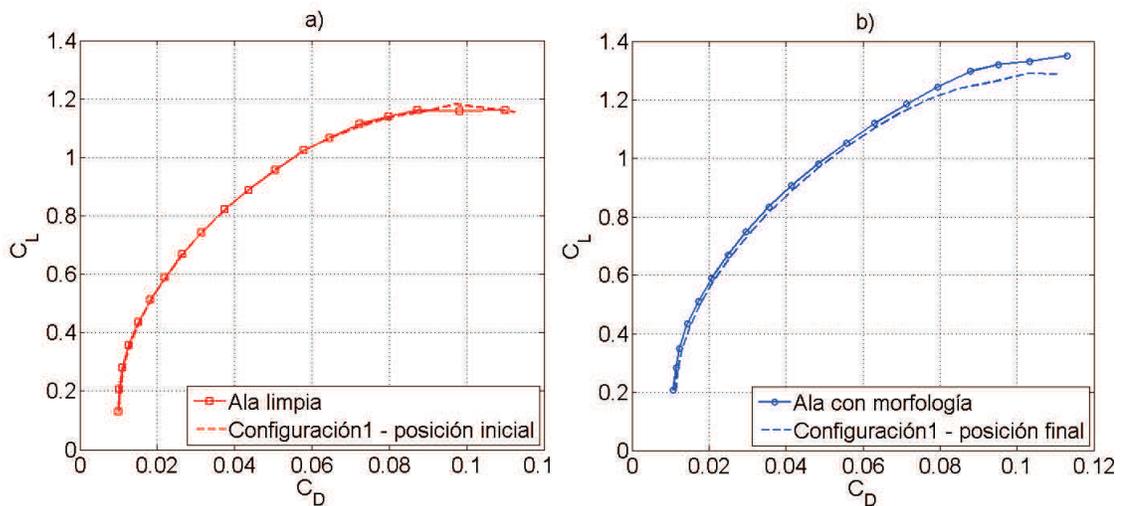
Como se puede observar en la figura 78 el  $C_L$  de la configuración alar 1 en la posición inicial posee un comportamiento demasiado cercano al que muestra la configuración de ala limpia (geometría de diseño inicial establecida para el cambio de forma). Por otro lado, los coeficientes de sustentación para la configuración alar 1 en la posición final se apegan muy bien a los de la configuración del ala con morfología (morfología de diseño final establecido para el cambio de forma) en el rango de  $-3^\circ$  a  $9^\circ$  de  $\alpha$ , para ángulos mayores a este se observa que son menores. Esto significa que al tener un  $C_{L_{\max}}$  menor de lo que requiere el diseño, por lo que lo que la velocidad de desplome estará muy cercana a las velocidades de operación.

También se construye la gráfica de  $C_D$  en función de  $\alpha$  (figura 79), donde se ve que el comportamiento del coeficiente de arrastre de la configuración alar 1 muestra que no hay aumentos sustanciales en el rango de  $\alpha$  analizado con respecto a las configuraciones de diseño.



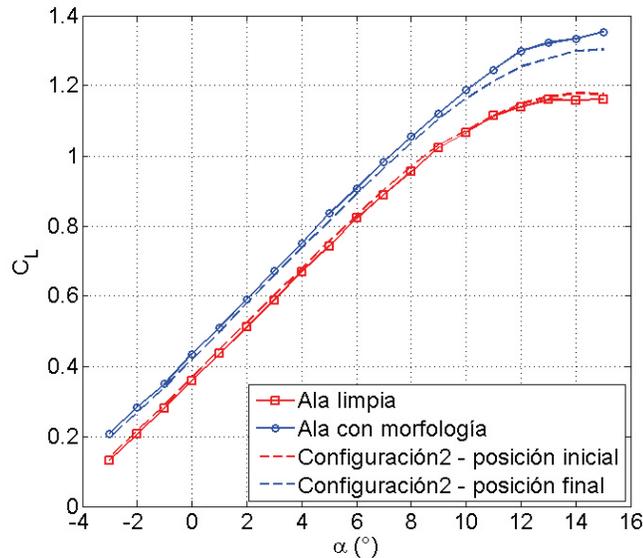
**Figura 79. Comparación del coeficiente de resistencia al avance de las posiciones correspondientes a la configuración alar 1 y la de diseño.**

Por otro lado se determina la curva polar mostrada en la figura 80, para la configuración 1 pues es necesario ver la relación entre los coeficientes aerodinámicos ya que esta determina la relación del  $C_L$  con el  $C_D$ .



**Figura 80. Comparación de eficiencia aerodinámica de la configuración alar 1 en cada posición y la de diseño: a) Curva polar del ala limpia y la configuración alar 1 en la posición inicial; b) Curva polar del ala con morfología y la configuración alar 1 en la posición final.**

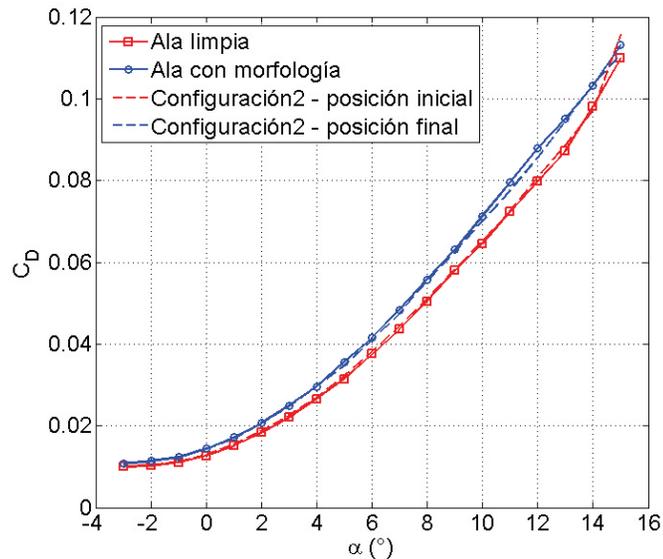
De acuerdo con la figura 80 la eficiencia de la configuración 1 en la posición inicial no se ve afectada con respecto a la del ala limpia, por otro lado, en la posición final se puede ver que la relación de coeficientes es ligeramente menor a la del ala con morfología.



**Figura 81. Comparación del coeficiente de sustentación de las posiciones correspondientes a la configuración alar 2 y la de diseño.**

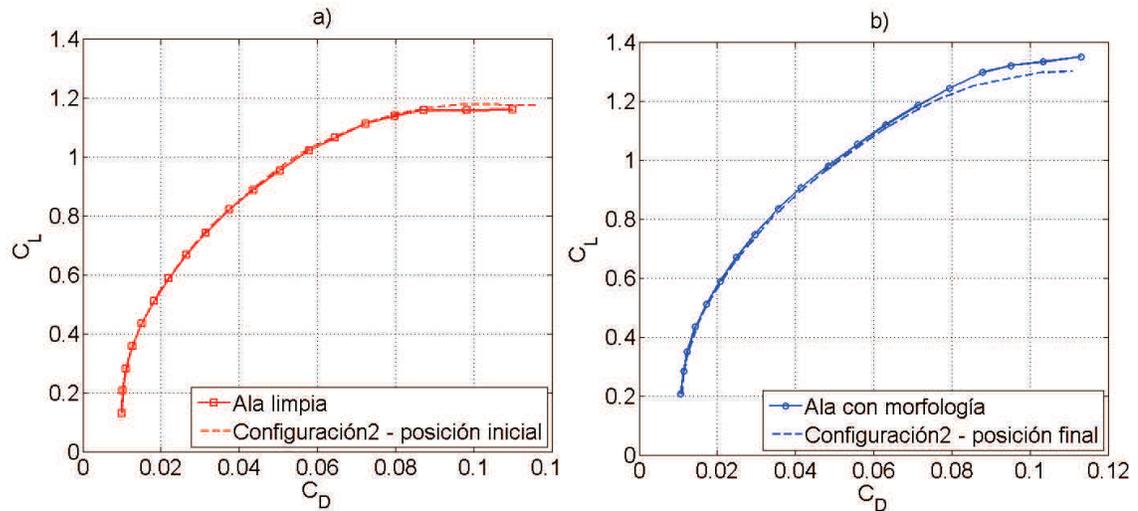
De acuerdo con el comportamiento del  $C_L$  en función de  $\alpha$  para la configuración 2 mostrado en la figura 81, en la posición inicial de la misma manera que en la configuración 1 se tienen valores muy cercanos con respecto a la configuración de ala limpia, por otro lado en la posición final los valores de  $C_L$  son un poco menores que los del ala con morfología, sin embargo se puede ver que sigue el comportamiento de diseño en el rango de  $-3^\circ$  a  $10^\circ$  y se tiene un valor más cercano de  $C_{L_{max}}$  que en la configuración 1.

En la gráfica de  $C_D$  en función de  $\alpha$  se observa que tanto en la posición inicial como en la final la configuración alar 2 muestra un comportamiento similar de este coeficiente al del cambio geométrico que establece la morfología, un poco menor, por lo que la aeronave no requerirá un aumento en la potencia requerida



**Figura 82. Comparación del coeficiente de resistencia al avance de las posiciones correspondientes a la configuración alar 2 y la de diseño.**

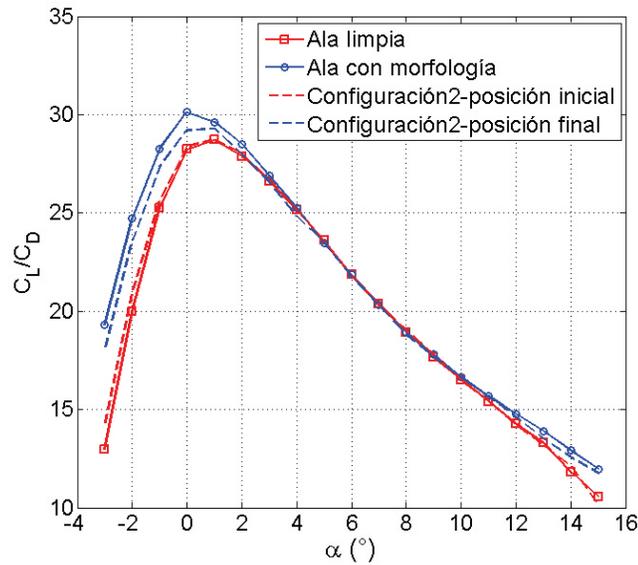
Se puede observar en la curva polar realizada para cada una de las posiciones (figura 83), que para la posición inicial de la configuración 2 la eficiencia no es afectada comparándola con la de diseño (configuración de ala limpia), en la posición final el comportamiento de la curva polar muestra una mejor aproximación con la del ala con morfología, a diferencia de la configuración 1 en esta misma posición. Por lo que en la configuración 2, la eficiencia de la morfología se afecta en un menor grado que en la configuración 1, cumpliendo con el aumento del coeficiente de sustentación, el cual provoca la disminución de la velocidad de operación manteniendo la fuerza de resistencia al avance lo cual se evidencia en la figura 82.



**Figura 83. Comparación de eficiencia aerodinámica de la configuración alar 2 en cada posición y la de diseño: a) Curva polar del ala limpia y la configuración alar 2 en la posición inicial; b) Curva polar del ala limpia y la configuración alar 2 en la posición final.**

### 5.2.3. Determinación de los parámetros de operación

De acuerdo con los perfiles aerodinámicos y la configuración alar definida tanto para el ala limpia como para la morfología, es necesario definir el rango de las velocidades de operación para el ala cuando realice la tarea de fumigación, obteniendo los ángulos de ataque del ala para garantizar el vuelo. En la figura 84 se muestran las curvas de la eficiencia aerodinámica ( $C_L / C_D$ ) para la configuración 2 y la de diseño en función del ángulo de ataque ( $\alpha$ ), donde se puede observar que para la posición inicial se evidencia un aumento de eficiencia con respecto a la configuración de ala limpia desde  $-3^\circ$  hasta  $3^\circ$  de  $\alpha$ , mientras para la posición final se tiene la eficiencia aerodinámica es menor en el rango de  $-3^\circ$  a  $4^\circ$  de  $\alpha$  comparada con el ala con morfología.



**Figura 84. Comparación de la eficiencia correspondiente a la configuración 2 con respecto a la de la morfología de diseño.**

En la tabla 16 se muestra la eficiencia aerodinámica en porcentaje alcanzada mediante la configuración alar 2 teniendo como referencia la morfología de diseño la cual representa el 100%. La eficiencia de la configuración alar con respecto a los coeficientes aerodinámicos de diseño es obtenida de la siguiente manera:

$$\eta = \frac{\left( \frac{L_{\text{configuración}}}{D_{\text{configuración}}} \right)}{\left( \frac{L_{\text{diseño}}}{D_{\text{diseño}}} \right)} * 100\% \quad (61)$$

Donde el subíndice “*configuración*” corresponde a la combinación de perfiles obtenidos mediante la síntesis, “*diseño*” corresponde a la denominada ala limpia y ala con morfología.

De las eficiencias calculadas se tiene que para la posición inicial en el rango de  $\alpha$  que va de los 2° a los 12° la eficiencia no es afectada, debido a que tiende a estar cerca de 100% de la eficiencia de diseño, mientras que para la posición

final esto pasa en el rango de 3° a 12°. Debido a lo anterior se tiene que para la configuración alar seleccionada en la posición inicial, se cumple con los parámetros aerodinámicos necesarios del perfil de vuelo ya que se tiene una mayor eficiencia aerodinámica en ángulos de ataque pequeños y eficiencias muy cercanas al 100% en los demás ángulos. La posición final muestra que solo puede ser aplicada si las condiciones de fumigación se limitan a ángulos de ataque  $\alpha$  donde no es afectada sustancialmente.

**Tabla 16. Eficiencia de la configuración alar 2.**

$\alpha$ (°)	$\eta_{p.inicial}$ (%)	$\eta_{p.final}$ (%)
-3	112.251	93.299
-2	107.913	95.152
-1	103.936	96.746
0	102.251	96.957
1	101.967	98.891
2	101.142	98.195
3	101.028	98.735
4	100.912	98.268
5	100.793	99.998
6	100.593	99.487
7	100.091	99.865
8	100.151	99.542
9	100.781	99.307
10	100.303	99.871
11	99.692	99.901
12	99.598	99.184
13	98.652	97.289
14	103.279	97.351
15	97.958	98.236

Después de haber calculado la eficiencia y obtenido los rangos en la que la configuración seleccionada (aproximación de los perfiles a través del ala) cumple con los parámetros de diseño, se deben calcular las velocidades aproximadas a las que puede volar la aeronave mediante la ecuación 50, con los coeficientes de sustentación obtenidos del análisis para las diferentes

configuraciones de ala y el peso máximo de la aeronave ( $W = 71191 \text{ N}$  de acuerdo con *Airtractor* [27]). Otro parámetro de operación es la potencia requerida para que la aeronave presente sustentación, sin embargo, en este estudio solo se obtuvo información acerca del ala por lo que la velocidad obtenida se presenta en función de la potencia requerida, la cual es dada por la siguiente ecuación:

$$P_R = VD \quad (62)$$

Es necesario calcular este parámetro debido a que el cambio geométrico del ala puede llegar a aumentarlo, por otra parte la curva de  $P_R$  contra  $V$  para una aeronave determina las condiciones de estabilidad del vuelo. De acuerdo a rango de las velocidades de operación para el AT802, se encuentra por debajo de la velocidad crucero, por lo tanto el avión cuando realiza la fumigación se encuentra en la región de comando reverso, como se muestra en la figura 85, lo que quiere decir que se está bajo condiciones de vuelo lento cerca a la velocidad de desplome ( $V_s$ ) [57]. La figura 85 muestra la región de comando reverso y comando normal en una aeronave sobre la curva de potencia requerida contra la velocidad.

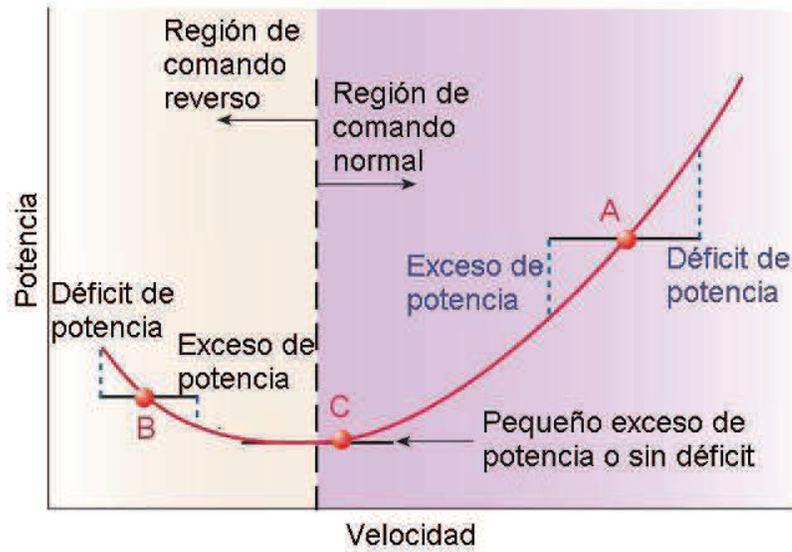
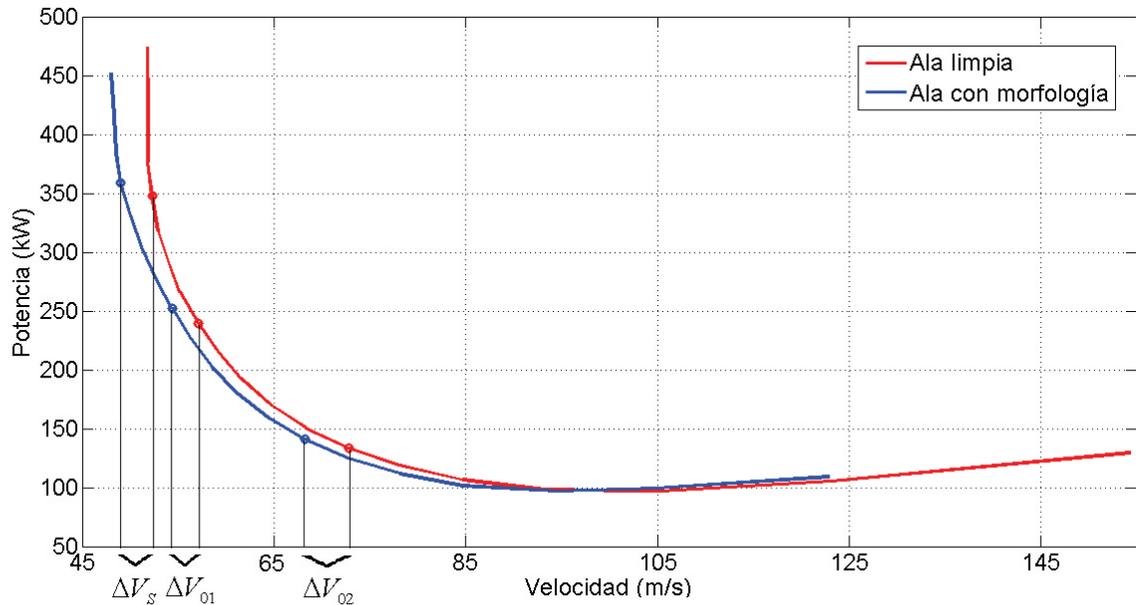


Figura 85. Regiones de estabilidad de acuerdo con la velocidad [57].

La figura 86 muestra la curva de potencia requerida determinada para las configuraciones de ala limpia y ala con morfología, aquí se identifican las velocidades de operación para la morfología de diseño, se tiene en cuenta que para la aeronave AT-802 se mantienen en un rango de  $V_{01} = 58.13 \text{ m/s}$  y  $V_{01} = 71.51 \text{ m/s}$  el cual corresponde aproximadamente a los  $\alpha$  comprendidos entre  $3^\circ$  y  $8^\circ$  según la tabla 17.



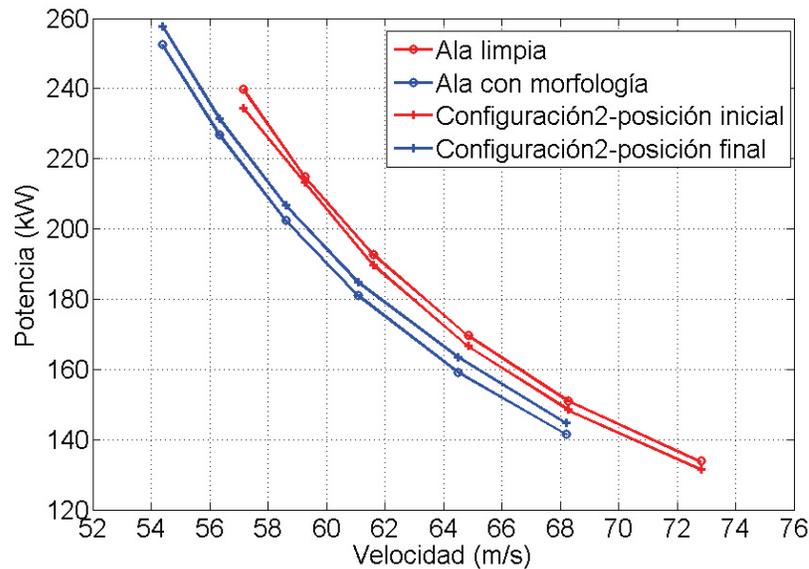
**Figura 86. Curvas de potencia requerida contra velocidad de la morfología del ala.**

La figura 86 y la tabla 17 muestran que la reducción de velocidades ( $\Delta V$ ) de operación es mayor para ángulos de ataque pequeños, es decir en la zona de comando normal cuando se sobrepasa la velocidad de potencia mínima ( $V_{P_{R\min}}$ ), Por otro lado, en la zona de comando reverso el decremento de la velocidad causa aumento en la potencia requerida si tiene el mismo ángulo de ataque. De acuerdo con la curva de potencia requerida y el rango de operación de la aeronave la morfología causa una reducción promedio de velocidades del 5.34%, lo cual requiere de un incremento promedio de la potencia de 5.60%. Si se requiere de una reducción de velocidad de operación sin sacrificio de potencia en el ala con morfología, teniendo como referencia la configuración de ala limpia se debe mantener un ángulo de ataque menor.

**Tabla 17. Reducción de velocidad ocasionada por la adaptabilidad en el ala.**

$\alpha$ (°)	Ala limpia		Ala con morfología		$\Delta V$ (%)	$\Delta P_R$ (%)
	Velocidad (m/s)	Potencia (kW)	Velocidad (m/s)	Potencia (kW)		
-3	154.302	129.877	122.911	109.498	-20.344	-15.691
-2	123.092	105.508	104.976	99.922	-14.717	-5.294
-1	105.390	97.435	94.575	97.065	-10.262	-0.379
0	93.340	98.514	84.697	101.721	-9.260	3.255
1	84.641	106.800	78.160	112.136	-7.658	4.996
2	78.095	119.216	72.749	125.226	-6.845	5.042
3	72.817	133.872	68.212	141.506	-6.324	5.702
4	68.278	151.110	64.519	159.168	-5.507	5.333
5	64.855	169.620	61.101	181.011	-5.787	6.716
6	61.616	192.699	58.626	202.452	-4.852	5.062
7	59.255	214.984	56.342	226.875	-4.916	5.531
8	57.162	239.826	54.387	252.512	-4.854	5.290
9	55.222	266.208	52.752	276.683	-4.473	3.935
10	54.092	290.426	51.272	304.382	-5.212	4.805
11	52.925	318.429	50.043	331.130	-5.446	3.988
12	52.321	347.772	49.006	358.795	-6.335	3.170
13	51.862	376.340	48.577	384.741	-6.334	2.232
14	51.872	423.525	48.354	415.567	-6.783	-1.879
15	51.814	473.829	48.018	451.980	-7.325	-4.611

Teniendo que los parámetros aerodinámicos obtenidos por la aproximación de perfiles con la síntesis de mecanismos (configuración alar 2) no son afectados en la posición inicial, pero en la posición final la eficiencia aerodinámica es menor que la deseada como se evidencia en la tabla 16, esta diferencia entre la eficiencia de esta configuración y la del ala con morfología es menor a 1.265%, lo que es poco significativo. También se puede decir que el rango de operación donde es activado el cambio geométrico (fumigación) se encuentra dentro del rango donde las eficiencias se mantienen en valores muy cercanos a las de diseño. Por lo tanto, se grafica la curva de  $P_R$  en función de  $V$  (figura 87) cuando la morfología es activada.



**Figura 87. Curva de potencia requerida en función de la velocidad de operación de la configuración alar 2 y la morfología.**

Como se puede observar en la figura 87, la configuración alar 2 en la posición inicial presenta menor potencia requerida que el ala limpia para mantener las velocidades de trabajo, además los ángulos de ataque deben estar entre  $2.83^\circ$  y  $7.78^\circ$ , la posición final muestra mayor potencia que el ala con morfología y para garantizar la reducción de velocidades la potencia debe ser mayor que la del ala con morfología manteniendo ángulo de ataque de  $3.14^\circ$  a  $8.24^\circ$ .

De acuerdo con la tabla 18 el aumento de potencia es de 9.71% entre posiciones, lo cual se traduce en un incremento de 1.8 veces con respecto al que causa la morfología del diseño, esto es debido a las diferencias de potencia de las posiciones de la configuración alar 2 con respecto a las correspondientes del diseño.

**Tabla 18. Características de los cambios de velocidad ocasionados por la configuración alar 2.**

Posición inicial			Posición final			$\Delta P_R$ (%)
$\alpha$ (°)	Velocidad (m/s)	Potencia (kW)	$\alpha$ (°)	Velocidad (m/s)	Potencia (kW)	
2.83	72.817	131.6378	3.14	68.212	144.655	9.888
3.89	68.278	148.5252	4.16	64.519	163.390	10.008
4.80	64.855	166.6105	5.29	61.101	184.894	10.974
5.88	61.616	189.7118	6.22	58.626	206.751	8.982
6.82	59.255	213.3758	7.25	56.342	231.465	8.478
7.78	57.162	234.5455	8.24	54.387	257.814	9.921

Aunque el aumento de potencia requerida entre las posiciones, inicial y final de la configuración 2 es alto, la tabla 19 muestra que si se compara con las de diseño se evidencia que para la inicial es menor la potencia con un promedio de 1.61%, mientras que para la posición final se presenta que es mayor con un aumento del 2.21%.

**Tabla 19. Diferencia de potencias entre la morfología de diseño y la aproximación determinada mediante la síntesis.**

Ala limpia Potencia (kW)	Configuración 2- p.i Potencia (kW)	$\Delta P_R$ (%)	Ala con morfología Potencia (kW)	Configuración 2-p.i Potencia (kW)	$\Delta P_R$ (%)
133.872	131.638	-1.67	141.506	144.655	2.22
151.110	148.525	-1.71	159.168	163.390	2.65
169.620	166.611	-1.77	181.011	184.894	2.15
192.699	189.712	-1.55	202.452	206.751	2.12
214.984	213.376	-0.75	226.875	231.465	2.02
239.826	234.546	-2.20	252.512	257.814	2.10

#### **5.2.4. Reducción de velocidades de acuerdo a las posiciones del mecanismo**

Teniendo definida las ecuaciones de cierre del MGV2 (Apéndice), el cual es el responsable de generar el cambio del ala, se calculan posiciones intermedias de acuerdo con el ángulo del eslabón de entrada ( $\delta_4$ ), figura 53<sup>a</sup>, el cual varía entre 12.95° y 18.21°, los ángulos empleados para hallar las posiciones se definen en la tabla 20.

Tabla 20. Posiciones de acuerdo con el ángulo de entrada.

$\delta_4$ (°)	Posiciones
12.95	inicial
14	2
15	3
16	4
17	5
18.21	final

Como se puede observar de la tabla 20 se tienen cuatro posiciones intermedias, con esto se construyen los perfiles intermedios mostrados en la figura 88.

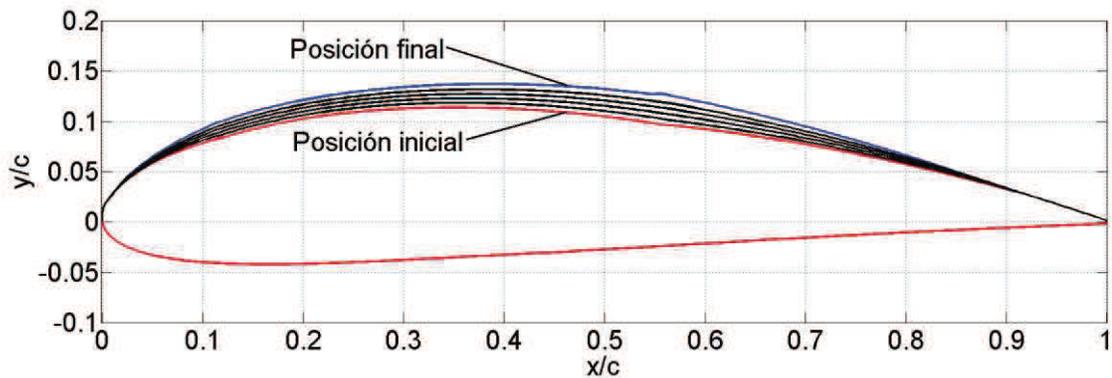
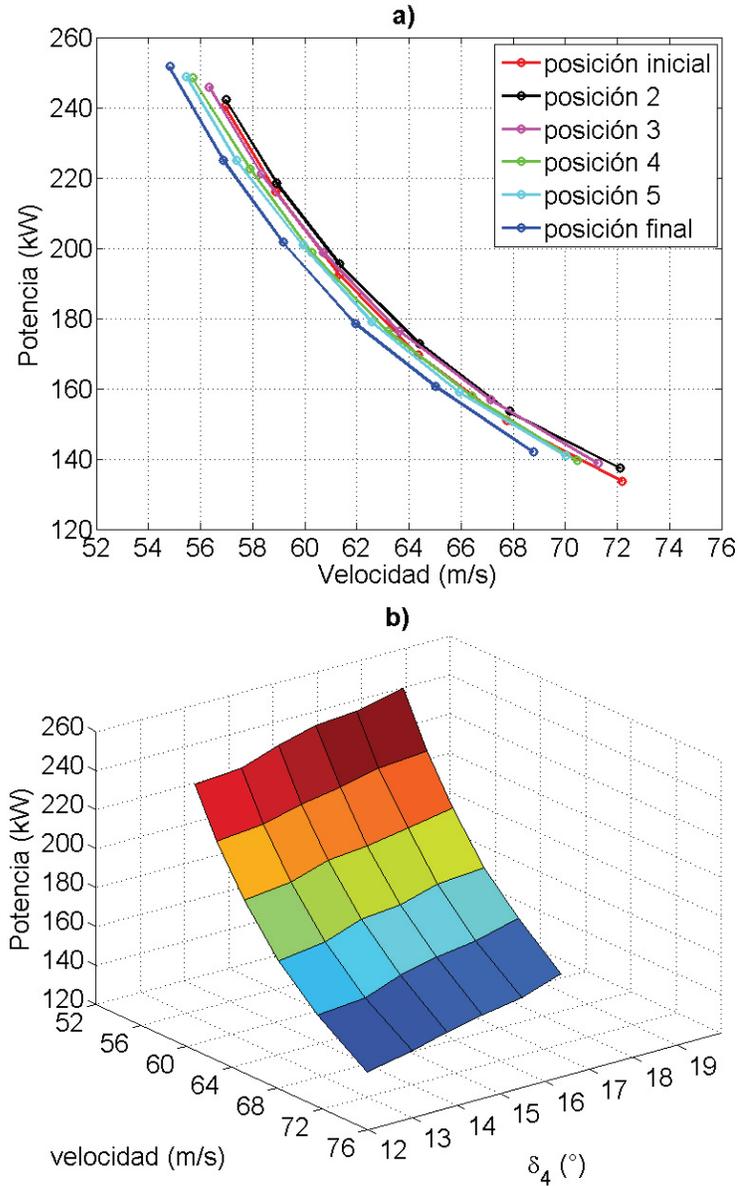


Figura 88. Perfiles generados de acuerdo con la posición del MG2.

Se realizan las combinaciones de perfiles que van de acuerdo con la configuración alar 2 para realizar el análisis numérico en Ansys Fluent para cada una de las posiciones en las condiciones definidas por la fumigación, de esta manera se determina la curva de potencia requerida para cada una de las posiciones en la configuración alar (figura 89).



**Figura 89. Curva de potencia requerida para la configuración alar 2: a) Potencia requerida en función de la velocidad; b) Potencia requerida en función de la velocidad y el ángulo de entrada del MGV que activa el cambio.**

En la figura 89 se puede ver que la potencia tiende a crecer a medida que el ángulo de entrada del mecanismo cambia, la velocidad no muestra cambios sustanciales de acuerdo con las posiciones iniciales, pero entre la posición 5 y la final ocurre un cambio mayor. La figura 89b muestra los cambios de potencia y velocidad que se presentan entre los perfiles no son suaves ya que no se puede apreciar un patrón en el rango donde se obtuvieron los resultados.

## **CAPÍTULO VI**

### **6. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO**

#### **6.1. Conclusiones**

El mecanismo diseñado muestra una configuración estructural sencilla, ya que no requiere de eslabones ternarios o cuaternarios, tampoco requiere de la utilización de grupos de Assur complejos para cumplir con el cambio geométrico. Además Esta estructura muestra ángulos de transmisión bajos, sin presentar bloqueos o puntos muertos.

Los resultados obtenidos mediante dinámica de fluidos computacional (Simulaciones realizadas en Ansys fluent) muestran que aunque los perfiles resultantes de la síntesis presenten errores geométricos altos, como se ve en la matriz de errores de acoplamiento, se logran coeficientes aerodinámicos muy cercanos a los perfiles de diseño. Sin embargo, se tuvieron mejores características para el perfil inicial de la morfología que para el final.

Se esperaría que las propiedades aerodinámicas fueran más cercanas a las de diseño a medida que el error geométrico es menor, sin embargo no se encuentra esta tendencia ya que el MG4 y 3, presentan errores geométricos más pequeños y la eficiencia de los perfiles generados es menor, que la de los perfiles que describe el MG2.

De igual manera que en el análisis aerodinámico en dos dimensiones la configuración alar obtenida por el mecanismo muestra mejor comportamiento en la posición inicial que para la final, además muestra aumento de la eficiencia con respecto a la morfología de diseño en la posición inicial, en cambio para la posición final se encuentra que hay una reducción de esta, la cual es despreciable en el rango de operación. Las diferencias en la eficiencia repercuten tanto en la reducción de velocidades como en el aumento de potencia requerida al accionar la morfología, ya que la posición inicial del

mecanismo en el ala genera un decremento de potencia si se compara con el ala original del 1.61% y la posición final presenta un aumento del 2.21%.

De acuerdo con lo anterior es posible que las condiciones aerodinámicas sean variadas a través del diseño de mecanismos rígidos, sin afectar sustancialmente las condiciones de operación, como lo son el ángulo de ataque y la potencia requerida, Que caracteriza la morfología de diseño.

## **6.2. Trabajo futuro**

Los objetivos de este trabajo se definieron para obtener perfiles aproximados a una morfología de ala establecidos y verificar que los errores geométricos no interfieran con las condiciones de trabajo que determinó el ajuste geométrico, lo siguiente es construir un modelo a escala del mecanismo para realizar pruebas de túnel de viento y validar las características aerodinámicas obtenidas, además cuando se validen se requiere de construir una aeronave a escala con esta estructura.

Lo anterior requiere del estudio de cargas y selección de materiales para la estructura del mecanismo.

Se sugiere llevar a cabo un análisis transitorio del cambio de perfiles aerodinámicos mediante mecánica de fluidos computacional, además de la caracterización del prototipo en túnel de viento mientras es realizado el cambio, para poder predecir la respuesta de la aeronave ante la variación de propiedades aerodinámicas y así ser aplicado en el desarrollo de un prototipo de aeronave.

## Referencias

- [1] J. Valasek, *Morphing Aerospace Vehicles and Structures*. 2012.
- [2] S. Barbarino, O. Bilgen, R. M. Ajaj, M. I. Friswell, y D. J. Inman, “A Review of Morphing Aircraft”, *J. Intell. Mater. Syst. Struct.*, vol. 22, núm. 9, pp. 823–877, 2011.
- [3] Y. K. Yap, “The Morphing Wing : Birds Know Best What is Morphing ?”, pp. 2–10.
- [4] Smithsonian National Air and Space Museum, “The Wright Brothers | 1899 Wright Kite”. [En línea]. Disponible en: <https://airandspace.si.edu/exhibitions/wright-brothers/online/fly/1899/kite.cfm>. [Consultado: 23-abr-2017].
- [5] D. R. Jenkins, T. Landis, y J. Miller, “AMERICAN X-VEHICLES Centennial of Flight Edition An Inventory—X-1 to X-50”, 2003.
- [6] S. Kota, R. Osborn, G. Ervin, D. Maric, P. Flick, y D. Paul, “Mission Adaptive Compliant Wing – Design , Fabrication and Flight Test Mission Adaptive Compliant Wing”, *Rtompavt*, pp. 1–19, 2006.
- [7] J. W. Smith, W. P. Lock, y G. a. Payne, “Variable-camber systems integration and operational performance of the AFTI/F-111 mission adaptive wing”, *NASA Technical Memorandum 4370*. 1992.
- [8] W. A. Lokos, C. D. Olney, N. D. Crawford, R. Stauf, y E. Y. Reichenbach, “Wing Torsional Stiffness Tests of the Active Aeroelastic Wing F/A-18 Airplane”, *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS Struct. Struct. Dyn. Mater. Conf.*, núm. May, 2002.
- [9] N. Aeronautics, “NASA Facts”, *October*, vol. 3, núm. December 1998, pp. 1–7, 2002.
- [10] A. Y. N. Sofla, S. A. Meguid, K. T. Tan, y W. K. Yeo, “Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges”, *Mater. Des.*, vol. 31, pp. 1284–1292, 2009.
- [11] K. Zhao, J. P. Schmiedeler, y A. P. Murray, “Design of Planar, Shape-Changing Rigid-Body Mechanisms for Morphing Aircraft Wings”, *J. Mech. Robot.*, vol. 4, núm. 4, p. 41007, 2012.
- [12] V. P. Galantai, “Design and Analysis of Morphing Wing for Unmanned Aerial Vehicles”, *Master Sci. Thesis, Univ. Toronto.*, pp. 1–75, 2012.
- [13] J. Aguirrebeitia, R. Avilés, I. Fernández, y M. Abasolo, “Kinematical synthesis of an inversion of the double linked fourbar for morphing wing applications”, *Front. Mech. Eng.*, vol. 8, núm. 1, pp. 17–32, 2013.
- [14] A. D. Finistauri y F. J. Xi, “Type synthesis and kinematics of a modular variable geometry truss mechanism for aircraft wing morphing”, *2009 ASME/IFTOMM Int. Conf. Reconfigurable Mech. Robot.*, pp. 478–485, 2009.
- [15] H. Baier y L. Datashvili, “Active and morphing aerospace structures-a synthesis between advanced materials, structures and mechanisms”, *Int. J. Aeronaut. Sp. Sci.*, vol. 12, núm. 3, pp. 225–240, 2011.
- [16] A. Moosavian, F. Xi, y S. M. Hashemi, “Design and Motion Control of Fully Variable Morphing Wings”, *J. Aircr.*, vol. 50, núm. 4, pp. 1189–1201, 2013.
- [17] B. Béguin y C. Breitsamter, “Effects of membrane pre-stress on the aerodynamic characteristics of an elasto-flexible morphing wing”, *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 37, pp. 138–150, 2014.
- [18] T. Xinxing, G. Wenjie, S. Chao, y L. Xiaoyong, “Topology optimization of compliant adaptive wing leading edge with composite materials”, *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 27, núm. 6, pp. 1488–1494, 2014.
- [19] B. Jenett *et al.*, “Digital Morphing Wing: Active Wing Shaping Concept Using Composite Lattice-Based Cellular Structures”, *Soft Robot.*, vol. 4, núm. 1, p.

- soro.2016.0032, 2016.
- [20] M. Mamou *et al.*, “Aerodynamic performance optimization of a wind tunnel morphing wing model subject to various cruise flow conditions”, *27th Congr. Int. Council. Aeronaut. Sci. 2010, ICAS 2010*, vol. 2, pp. 1–25, 2010.
- [21] D. J. Hartl y D. C. Lagoudas, “Aerospace applications of shape memory alloys”, *J. Aerosp. Eng.*, vol. 221, núm. April, pp. 535–552, 2007.
- [22] D. Coutu, V. Brailovski, y P. Terriault, “Optimized design of an active extradados structure for an experimental morphing laminar wing”, *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 14, núm. 7, pp. 451–458, 2010.
- [23] O. Şugar Gabor, A. Koreanschi, R. M. Botez, M. Mamou, y Y. Mebarki, “Numerical simulation and wind tunnel tests investigation and validation of a morphing wing-tip demonstrator aerodynamic performance”, *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 53, pp. 136–153, 2016.
- [24] W. Raither, “Adaptive-twist airfoils”, *Dr. Thesis, ETH ZURICH*, núm. 21804, 2014.
- [25] S. ÖZDEMİR, “Multi Objective Conceptual Design Optimization of an Agricultural Aerial Robot (Aar)”, *Master Thesis, Middle East Tech. Univ.*, núm. September, 2005.
- [26] M. A. Carrizales, “Análisis Numérico de la Morfología del Ala para Uso de Fumigación Aérea.”, *Master Sci. Thesis, Univ. Autónoma Nuevo León.*, núm. February, 2016.
- [27] “Especificaciones técnicas del AT-802A”. [En línea]. Disponible en: <https://airtractor.com/es/aircraft/at-802a/>. [Consultado: 18-jun-2017].
- [28] E. N. Jacobs, K. E. Ward, y R. M. Pinkerton., “REPORT No. 460-THE CHARACTERISTICS OF 78 RELATED AIRFOIL SECTIONS FROM TESTS IN THE VARIABLE DENSITY”. pp. 3–58, 1935.
- [29] T. Melin, *Parametric Airfoil Catalog: An Aerodynamic and Geometric Comparison Between Parametrized and Point Cloud Airfoils*. 2013.
- [30] A. Murray, B. Korte, y J. Schmiedeler, “Approximating planar, morphing curves with rigid-body linkages”, *Adv. Robot Kinemat.*, 2006.
- [31] A. P. Murray, J. P. Schmiedeler, y B. M. Korte, “Kinematic Synthesis of Planar, Shape-Changing Rigid-Body Mechanisms”, *J. Mech. Des.*, vol. 130, núm. 3, pp. 32302–10, 2008.
- [32] S. A. Shamsudin, “Kinematic Synthesis of Planar, Shape-Changing Rigid Body Mechanism for Design Profiles with Significant Differences in Arc Length”, *Ph.D. Thesis, Univ. of Dayton*, 2013.
- [33] S. A. Shamsudin, A. P. Murray, D. H. Myszka, y J. P. Schmiedeler, “Kinematic synthesis of planar, shape-changing, rigid body mechanisms for design profiles with significant differences in arc length”, *Mech. Mach. Theory*, vol. 70, pp. 425–440, 2013.
- [34] S. A. Shamsudin, A. P. Murray, D. H. Myszka, y J. P. Schmiedeler, “Kinematic synthesis of planar, shape-changing, rigid body mechanisms for design profiles with significant differences in arc length”, en *ASME 2011 International Design Engineering Technical Conferences & Computers and Information in Engineering Conference*, 2011.
- [35] G. Calle Trujillo, H. F. Quintero Rianza, E. Henao, y A. Diaz, “LECCIÓN 3, CLASIFICACIÓN DE LOS MECANISMO PLANOS”, 2016. [En línea]. Disponible en: <https://docs.google.com/viewer?a=v&pid=sites&srcid=ZGVmYXVsdGRvbWVpbnxtZW5tYXF1dHB8Z3g6NzRIYjM5OGNIM2ZiYWExMQ>. [Consultado: 26-jul-2017].

- [36] K. Zhao, J. P. Schmiedeler, y A. P. Murray, “Kinematic Synthesis of Planar, Shape-Changing Rigid-Body Mechanisms with Prismatic Joints”, *Proc. ASME 2011 Int. Des. Eng. Tech. Conf.*, 2011.
- [37] C. M. Rodríguez Román, “Comportamiento de Fluidos Sobre Superficies con Cambios de Curvatura”. *Conversación*. Santa María del Tule, Oaxaca, México., 2017.
- [38] J. F. Ferro, “EFECTO DEL FLUJO EXTERNO TURBULENTO Y DEL FLUJO INTERNO BIFÁSICO EN LA VIBRACIÓN DE TUBERÍAS SUBMARINAS”, Universidad Simón Bolívar, 2012.
- [39] C. M. Rodríguez Román, *Dimensiones del Volumen de Control y Configuración de los Análisis mediante CFD para una Aeronave. Conversación*. Santa María del Tule, Oaxaca, México., 2017.
- [40] Ansys, “Lecture 7: Turbulence Modeling”, 2013. [En línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/post/y\\_plus\\_range\\_for\\_turbulent\\_models](https://www.researchgate.net/post/y_plus_range_for_turbulent_models). [Consultado: 02-ago-2017].
- [41] Ansys Inc, “Module 07 : Turbulence”, 2016.
- [42] A. Tzanakis, “Duct optimization using CFD software ‘ANSYS Fluent Adjoint Solver’ - Establishing a Methodology”, Chalmers University, 2014.
- [43] B. J. Mullen y R. Bhaskaran, “Flow over an Airfoil - Exercises”, *Cornell University. Tutorial*, 2016. [En línea]. Disponible en: <https://confluence.cornell.edu/display/SIMULATION/Flow+over+an+Airfoil+-+Exercises>. [Consultado: 05-ago-2017].
- [44] E. Rathakrishnan, *Theoretical aerodynamics*. Singapore: John Wiley & Sons Singapore Pte. Ltd., 2013.
- [45] J. D. Anderson, *Introduction to Flight*. 2005.
- [46] M. A. Carrizales, “Modificaciones para el Cambio de Métodos en la Solución de Ecuaciones para Ansys Fluent.pdf”. *Conversación*. Apodaca, Nuevo León, Mexico., 2016.
- [47] M. Van Dyke, *An Album of Fluid Motion*. Standford, California, United States, 1982.
- [48] I. H. Abbott y A. E. Von Doenhoff, *Theory of Wings*. New York: Dover Publications, Inc, 1958.
- [49] Ansys meshing, “Module 05 : Mesh Quality & Advanced Topics”, pp. 1–19, 2016.
- [50] J. Petrilli, R. Paul, A. Gopalarathnam, y N. Langley, “A CFD Database for Airfoils and Wings at Post-Stall Angles of Attack”, núm. 919.
- [51] M. S. Selig., “UIUC Airfoil Data Site”, 2012. [En línea]. Disponible en: [http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord\\_database.html](http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html). [Consultado: 24-ago-2017].
- [52] A. G. Erdman y G. N. Sandor, *Diseño de Mecanismos, Análisis y Síntesis*, Tercera Ed. Prentice Hall, 1998.
- [53] R. S. Hartenberg y J. Denavit, *Kinematic Synthesis of Linkages*. New York: McGraw-Hill, 1964.
- [54] S. S. Balli y S. Chand, “Transmission angle in mechanisms (Triangle in mech)”, *Mech. Mach. Theory*, vol. 37, núm. 2, pp. 175–195, 2002.
- [55] H. A. Pinto, “Diseño óptimo de mecanismos de cuatro barras para generación de movimiento con restricciones de montaje y ángulo de transmisión.” p. 88, 2007.
- [56] I. Paraschivoiu, *Subsonic Aerodynamics*. Presses internationales Polytechnique, 2003.
- [57] FAA, *Instrument flying handbook*. New York: Skyhorse, 2013.
- [58] J. B. Barlow, W. H. Rae, y A. Pope, *Low Speed Wind Tunnel Testing*, 3rd editio. 1999.

## Apéndices

### A-1 Coordenadas de rotopolos y configuración estructural de los mecanismos.

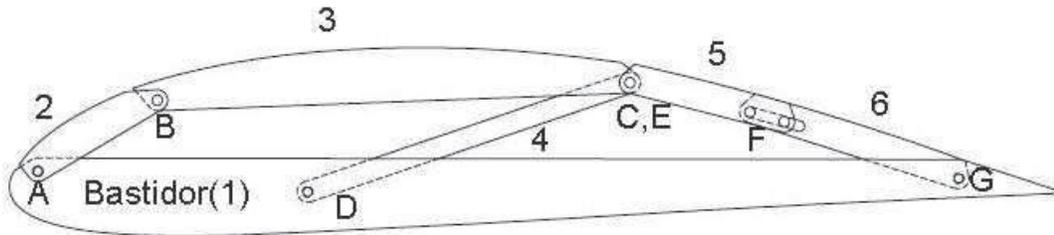


Figura A1.1. Estructura de los MG1,2 y 3.

Tabla A1.1. Coordenadas de las juntas y rotopolos de los MG1, 2 Y 3.

MGV1	
Rotopolos	Juntas de la morfología
D(0.2845, 0.0000)	A(0.0284, 0.0197) B1(0.1491, 0.07388); B2(0.1408,0.0896) C1(0.6012, 0.0718); C2(0.5927, 0.1078) G=(0.9080, 0.0125) F1=(0.7512, 0.0489 ); F2=(0.7401,0.0666)
MGV2	
Rotopolos	Juntas de la morfología
D=(0.2282, 0.0000)	A=(0.0268, 0.0197) B1=(0.1349, 0.0695); B2=(0.1270,0.0840) C1=(0.5645, 0.0774); C2=(0.5560,0.1078) G=(0.9080, 0.0125) F1=(0.7402, 0.0504 ); F2=(0.7292,0.0682)
MGV3	
Rotopolos	Juntas de la morfología
D(0.1300, 0.0000)	A(0.0284, 0.0197) B1(0.1202, 0.0660); B2(0.1124,0.0792) C1(0.4859, 0.0883); C2(0.4765, 0.1200) G=(0.9080, 0.0125) F1=(0.7056, 0.0595 ); F2=(0.6930,0.0778)

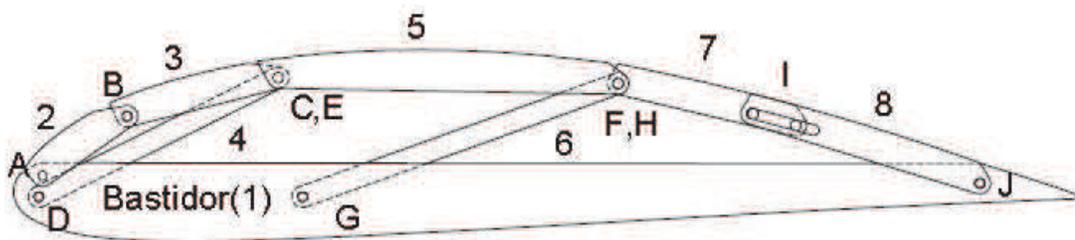


Figura A1.2. Estructura del MGV4.

Tabla A1.2. Coordenadas de las juntas y rotopolos del MGV4.

MGV4	
Rotopolos	Juntas de la morfología
D(0.0233,0.0000)	A(0.0284, 0.0197)
G(0.2708,0.000)	B1(0.1131, 0.0637); B2(0.1054,0.073)
	C1(0.2569, 0.0915); C2=(0.2471, 0.1132)
	F1=(0.5756, 0.0779 ); F2=(0.5662,0.1085)
	I1=(0.7449,0.0508);I2=(0.7329,0.0685)
	J=(0.9080, 0.0125)

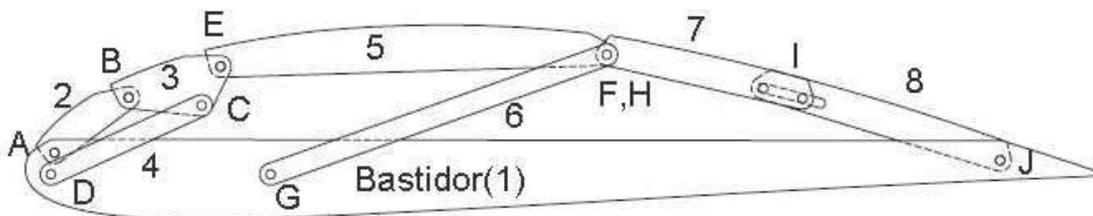


Figura A1.3. Estructura de los MG5 y 6.

Tabla A1.1. Coordenadas de las juntas y rotopolos de los MG5 Y 6.

MGV5	
Rotopolos	Juntas de la morfología
D(0.0233,0.0000)	A(0.0284, 0.0197)
G(0.2278,0.000)	B1(0.1024,0.0602); B2(0.0951,0.0716)
	C1=(0.1696, 0.0479); C2=(0.1630, 0.0647)
	E1=(0.1898,0.0825);E2=(0.1804,0.1007)
	F1=(0.5496,0.0813); F2=(0.5400,0.1125)
	I1=(0.7340,0.0533);I2=(0.72199,0.0712)
	J=(0.9080, 0.0125)

<b>MGV6</b>	
<b>Rotopolos</b>	<b>Juntas de la morfología</b>
D(0.0269,0.0000) G(0.1961,0.000)	A(0.0284, 0.0197) B1(0.0989,0.0589); B2(0.0917,0.0699) C1=0.1396, 0.0299); C2=(0.1347, 0.0444) E1=(0.1751,0.0796);E2=(0.1658,0.0970) F1=0.5272,0.0840); F2=(0.5176,0.1156) I1=(0.7242,0.0530;I2=(0.7125,0.0735) J=(0.9080, 0.0125)

***A-2 Análisis de posición mediante ecuaciones de restricción del mecanismo.***

Para obtener la posición de cada coordenada de las juntas del MGV2 y con esto los ángulos que forman los eslabones, se debe tener en cuenta los grados de libertad y la entrada del mecanismo, por lo que, para modelar el mecanismo en coordenadas naturales se establece un vector de coordenadas  $Q$  :

$$Q = \begin{Bmatrix} x_B \\ y_B \\ x_{C,E} \\ y_{C,E} \\ x_\kappa \\ y_\kappa \\ x_F \\ y_F \end{Bmatrix}$$

Donde los subíndices en letras mayúsculas denotan las coordenadas de las juntas móviles del mecanismo y el subíndice  $\kappa$  para denominar las coordenadas del centro de curvatura de la cadena cinemática conformada por EFG. Se establecen las ecuaciones de cierre  $f(Q)$  del mecanismo:

$$f(Q) = 0$$

El sistema no lineal queda enunciado de la siguiente manera:

$$\begin{aligned}
 (x_B - x_A)^2 + (y_B - y_A)^2 - L_2^2 &= 0 \\
 (x_{C,E} - x_B)^2 + (y_{C,E} - y_B)^2 - L_3^2 &= 0 \\
 (x_{C,E} - x_D)^2 + (y_{C,E} - y_D)^2 - L_4^2 &= 0 \\
 (x_{C,E} - x_D) - L_4 \cos(\delta_4) &= 0 \\
 (x_{C,E} - x_K)^2 + (y_{C,E} - y_K)^2 - L_5^2 &= 0 \\
 (x_G - x_K)^2 + (y_G - y_K)^2 - r_K^2 &= 0 \\
 (x_F - x_{C,E})^2 + (y_F - y_{C,E})^2 - L_5^2 &= 0 \\
 (x_F - x_K)^2 + (y_F - y_K)^2 - r_K^2 &= 0
 \end{aligned}$$

Para resolver el sistema de ecuaciones de manera analítica este debe ser linealizado, de esto se tiene que:

$$f(Q) \cong f(Q_0) + J f(Q_0)(Q - Q_0) = 0$$

Donde  $Q_0$  , es un punto inicial cercano a la solución de la posición que se requiere;  $J f(Q_0)$  es el jacobiano de las ecuaciones de cierre evaluado en el punto inicial, El cual es obtenido mediante la de derivación parcial de cada una de las ecuaciones de cierre con respecto a cada coordenada desconocida, el jacobiano del MGV2 corresponde a:

$$J f(Q) = \begin{bmatrix}
 2(x_B - x_A) & 2(y_B - y_A) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 -2(x_{C,E} - x_B) & -2(y_{C,E} - y_B) & 2(x_{C,E} - x_B) & 2(y_{C,E} - y_B) & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 2(x_{C,E} - x_D) & 2(y_{C,E} - y_D) & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 2(x_{C,E} - x_K) & 2(y_{C,E} - y_K) & -2(x_{C,E} - x_K) & -2(y_{C,E} - y_K) & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & -2(x_G - x_K) & -2(y_G - y_K) & 0 & 0 \\
 0 & 0 & -2(x_F - x_{C,E}) & -2(y_F - y_{C,E}) & 0 & 0 & 2(x_F - x_{C,E}) & 2(y_F - y_{C,E}) \\
 0 & 0 & 0 & 0 & -2(x_F - x_K) & -2(y_F - y_K) & 2(x_F - x_K) & 2(y_F - y_K)
 \end{bmatrix}$$

Teniendo el jacobiano y las ecuaciones de restricción planteadas, el valor del vector de coordenadas puede ser hallado de la siguiente manera:

$$Q = Q_0 - J^{-1}f(Q_0)(f(Q_0))$$

Este proceso corresponde a una solución hallada mediante el método de Newton-Raphson, el cual requiere de varias iteraciones para que converja la solución.

Para hallar los perfiles intermedios se utiliza el vector de posiciones correspondiente a las coordenadas anteriores de la misma. La implementación de este procedimiento es realizada mediante MATLAB. A continuación se muestran las funciones escritas realizar el análisis de posición:

### **A-2.1 Función de ecuaciones de cierre**

```
function F=cierre2(x)

global AB BC CD EF xa ya xd yd xg yg rprom theta i;
AB=0.11906502;
BC=0.42962502;
CD=0.34499071;
EF=0.17770044;
xa=0.02678477;
ya=0.01971463;
xd=0.22825643;
yd=0;
xg=0.90681900;
yg=0.0127865;
rprom=2.3328204;
theta=0.3179166;

F=[(x(1)-xa)^2+(x(2)-ya)^2-AB^2;
(x(3)-x(1))^2+(x(4)-x(2))^2-BC^2;
(x(3)-xd)^2+(x(4)-yd)^2-CD^2;
(x(3)-xd)-CD*cos(theta);
(x(3)-x(5))^2+(x(4)-x(6))^2-rprom^2;
(xg-x(5))^2+(yg-x(6))^2-rprom^2;
(x(7)-x(3))^2+(x(8)-x(4))^2-EF^2;
(x(7)-x(5))^2+(x(8)-x(6))^2-rprom^2;]
```

## A-2.2 Función del jacobiano

```
function J=jacobiano2(x)

global AB BC CD EF xa ya xd yd xg yg rprom theta i;
AB=0.11906502;
BC=0.42962502;
CD=0.34499071;
EF=0.17770044;
xa=0.02678477;
ya=0.01971463;
xd=0.22825643;
yd=0;
xg=0.90681900;
yg=0.0127865;
rprom=2.332820421943655;
theta=0.3179166;

J=[ 2*(x(1)-xa) 2*(x(2)-ya) 0 0 0 0 0 0;
    -2*(x(3)-x(1)) -2*(x(4)-x(2)) 2*(x(3)-x(1)) 2*(x(4)-x(2)) 0 0 0 0;
    0 0 2*(x(3)-xd) 2*(x(4)-xd) 0 0 0 0;
    0 0 1 0 0 0 0 0;
    0 0 2*(x(3)-x(5)) 2*(x(4)-x(6)) -2*(x(3)-x(5)) -2*(x(4)-x(6)) 0 0;
    0 0 0 0 -2*(xg-x(5)) -2*(yg-x(6)) 0 0;
    0 0 -2*(x(7)-x(3)) -2*(x(8)-x(4)) 0 0 2*(x(7)-x(3)) 2*(x(8)-x(4));
    0 0 0 0 -2*(x(7)-x(5)) -2*(x(8)-x(6)) 2*(x(7)-x(5)) 2*(x(8)-x(6));]
```

## A-2.3 Función Newton-Raphson

```
function [x,V]=NR2 (x)
n=500;
epsilon=0.001;
k=0;

while (k<n)
    J=jacobiano2(x);
    F=cierre2(x);
    x_sig=x-(inv(J))*F;

    if (all(abs(x_sig-x)/abs(x_sig))<epsilon)
        x=x_sig;
        break

    else
        x=x_sig;
        k=k+1;

    V(:,k)=x_sig;
end
end
```

### ***A-3 Propuesta de diseño para el prototipo a probar en túnel de viento.***

Las características para probar el modelo del ala se encuentran limitadas por las del túnel de viento, si se requiere probar la semiala con estructura o del perfil, las pruebas a escala deben cumplir con los criterios de semejanza establecidos por números adimensionales como el de Reynolds y Euler, cuando el fenómeno físico es de dominado por las fuerzas viscosas la escala es determinada por el número de Reynolds, si las fuerzas predominantes son ocasionadas por la presión se define mediante el número de Euler.

En este caso para las pruebas se tiene un convenio con el Instituto Tecnológico de Aeronáutica de Brasil (ITA), donde el túnel de mayor tamaño tiene una sección transversal de la cámara de 1.28 m x 1m y una velocidad máxima de 80 m/s. De acuerdo con lo anterior se calcula la cuerda para probar las características aerodinámicas del perfil.

$$Re_{\text{perfil}} = 9000000$$

Se debe cumplir que:

$$Re_{\text{modelo}} = Re_{\text{perfil}}$$

La ubicación del ITA es São José dos Campos, esta ciudad tiene una altura de 600 m sobre el nivel del mar, por lo que se pueden utilizar propiedades del aire mostradas en la tabla 17, ya que son las condiciones a esta misma altura, se tiene que:

$$\frac{\rho V c_{\text{modelo}}}{\mu} = 9000000$$

Se reemplazan los valores de las propiedades del aire y velocidad máxima que puede entregar el túnel de viento y se despeja la cuerda ( $c$ ).

$$c_{\text{modelo}} = 1.723 \text{ m}$$

No es posible reducir significativamente la cuerda del modelo a construir, además que para poder realizarse una prueba para un perfil, ósea se requiere de un ala que cruce de lado a lado la cámara de prueba, y para esto el factor de bloqueo debe estar entre el 10% y 5% [58], este corresponde al área del modelo ocupada en la sección transversal de la cámara.

Para validar las características aerodinámicas de los perfiles la longitud del modelo debe ser igual al ancho de la sección de prueba de túnel de viento por lo tanto para asegurar que el modelo cumpla con los parámetros adecuados, la cuerda del modelo se tiene:

$$A_{\text{modelo}} \leq 6.5\%(A_{\text{cámara}})$$

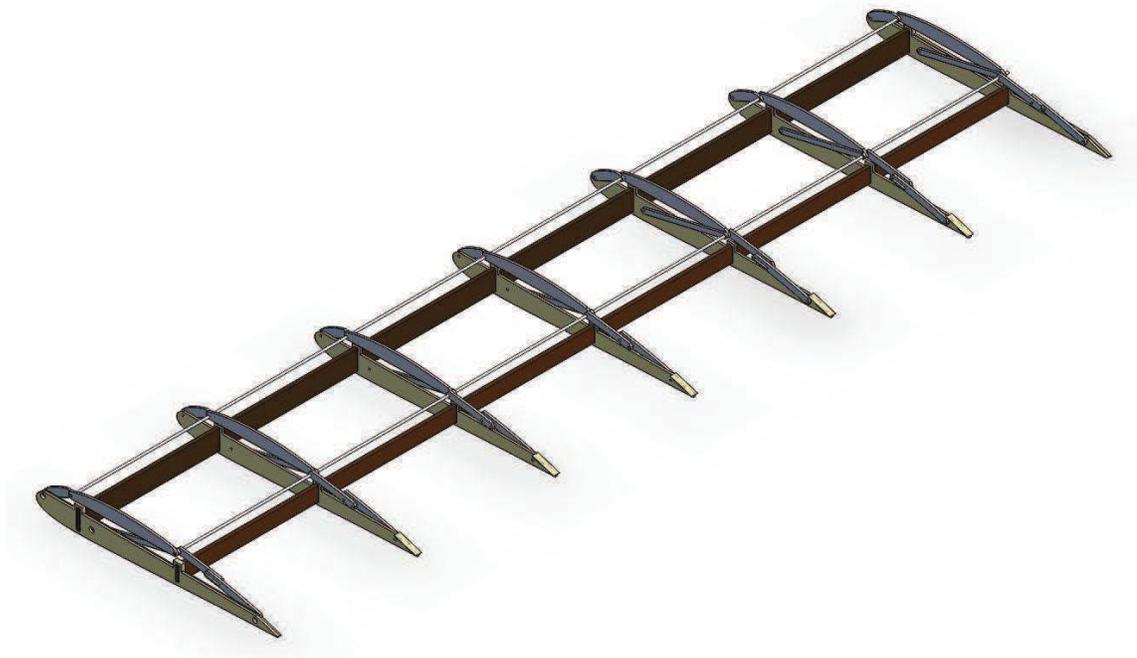
Donde el área del modelo es:

$$A_{\text{modelo}} = 1.28 \text{ m} * (17\%(c_{\text{modelo}}))$$

Los 1.28 m corresponden al ancho de la sección de prueba y el 17% corresponde a que el perfil FUSION tiene un espesor de este porcentaje de cuerda, la cuerda del modelo para un factor de bloqueo del 6% es:

$$c_{\text{modelo}} = 0.38 \text{ m}$$

Teniendo la cuerda definida se realiza el ensamblaje de los elementos del mecanismo para formar las costillas y se obtiene la configuración estructural mostrada en la figura A-2.1.



**Figura A-2.1 Mecanismo estructural de geometría variable.**