



UNIVERSIDAD
AUTÓNOMA DE
NUEVO LEÓN



FACULTAD DE
INGENIERÍA MECÁNICA
Y ELÉCTRICA

Repaso de Aerodinámica

Dinámica de Vuelo

7mo semestre

Plan 401

Dr. Erik Gilberto Rojo Rodríguez



Contenidos de la Unidad Temática

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

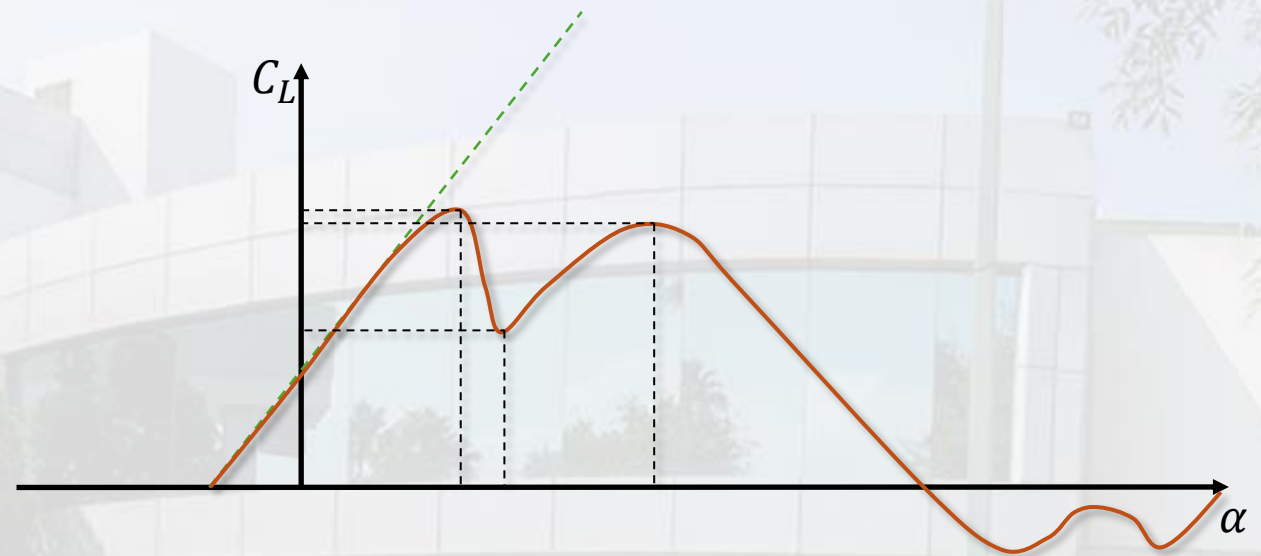
1. Introducción

2. Coeficientes aerodinámicos
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

- a. Coeficientes aerodinámicos**
- b. Superficies de control**
- c. Segmentación de ala**
- d. Amortiguamiento aerodinámico**



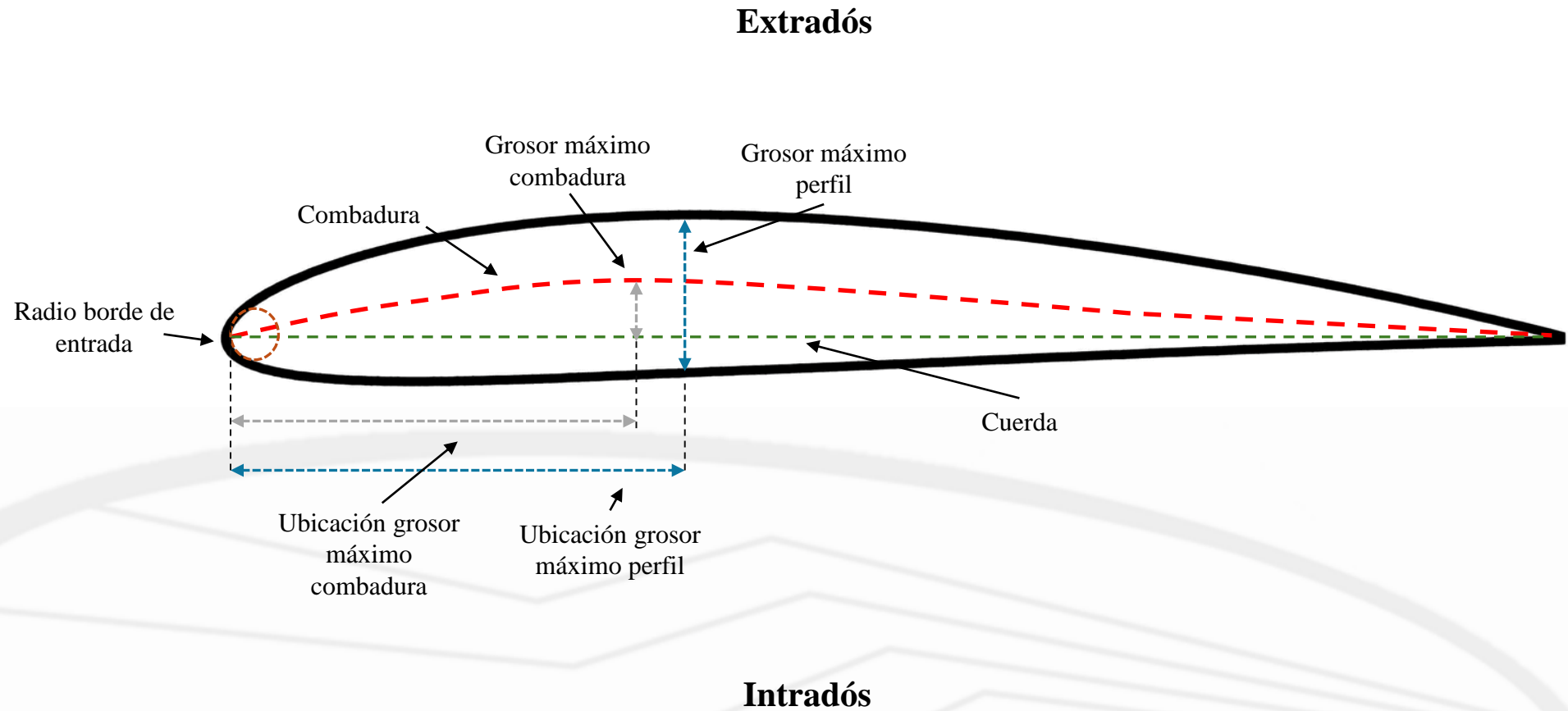
Coeficientes aerodinámicos



Perfil aerodinámico

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
- 2. Coeficientes aerodinámicos**
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

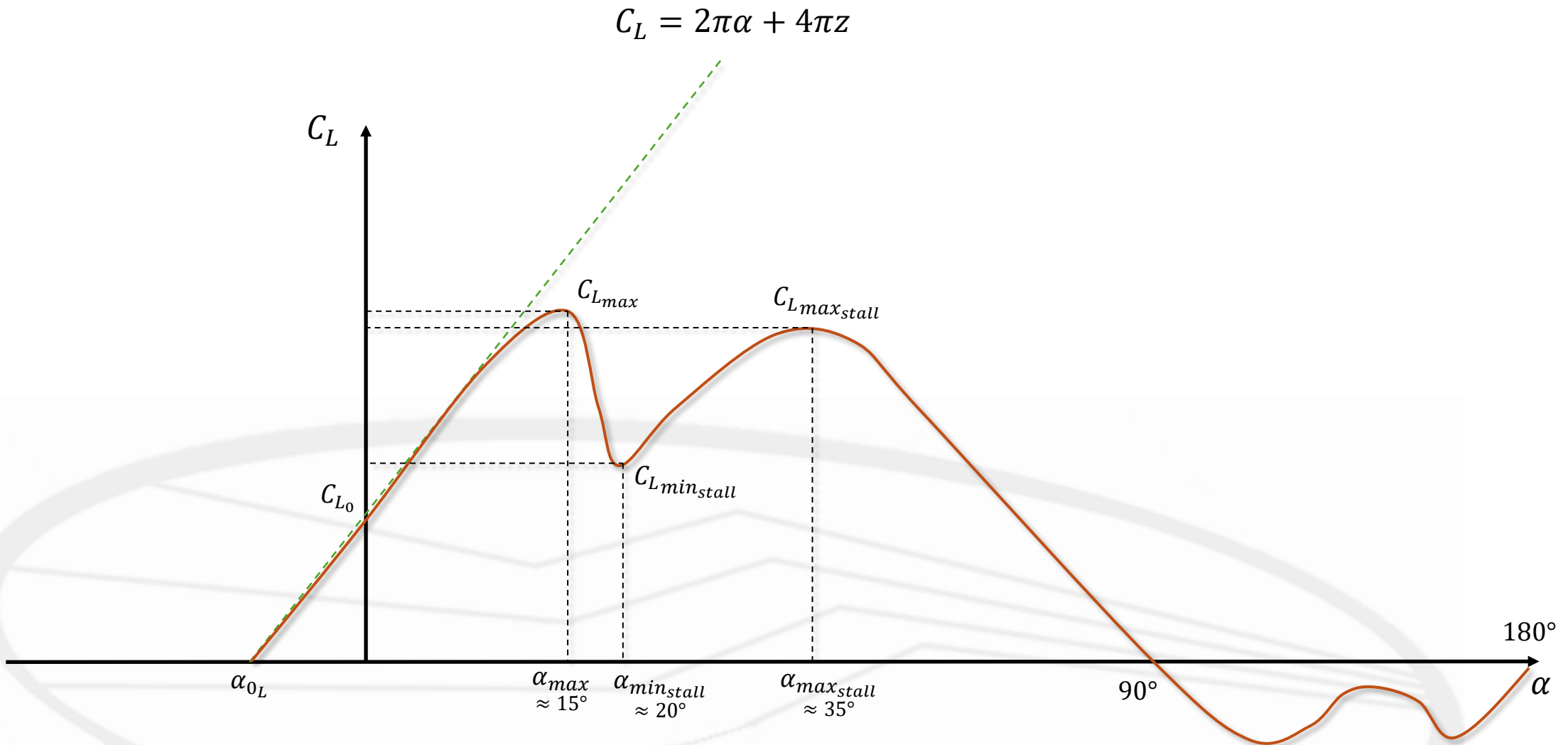




Coeficiente de sustentación

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

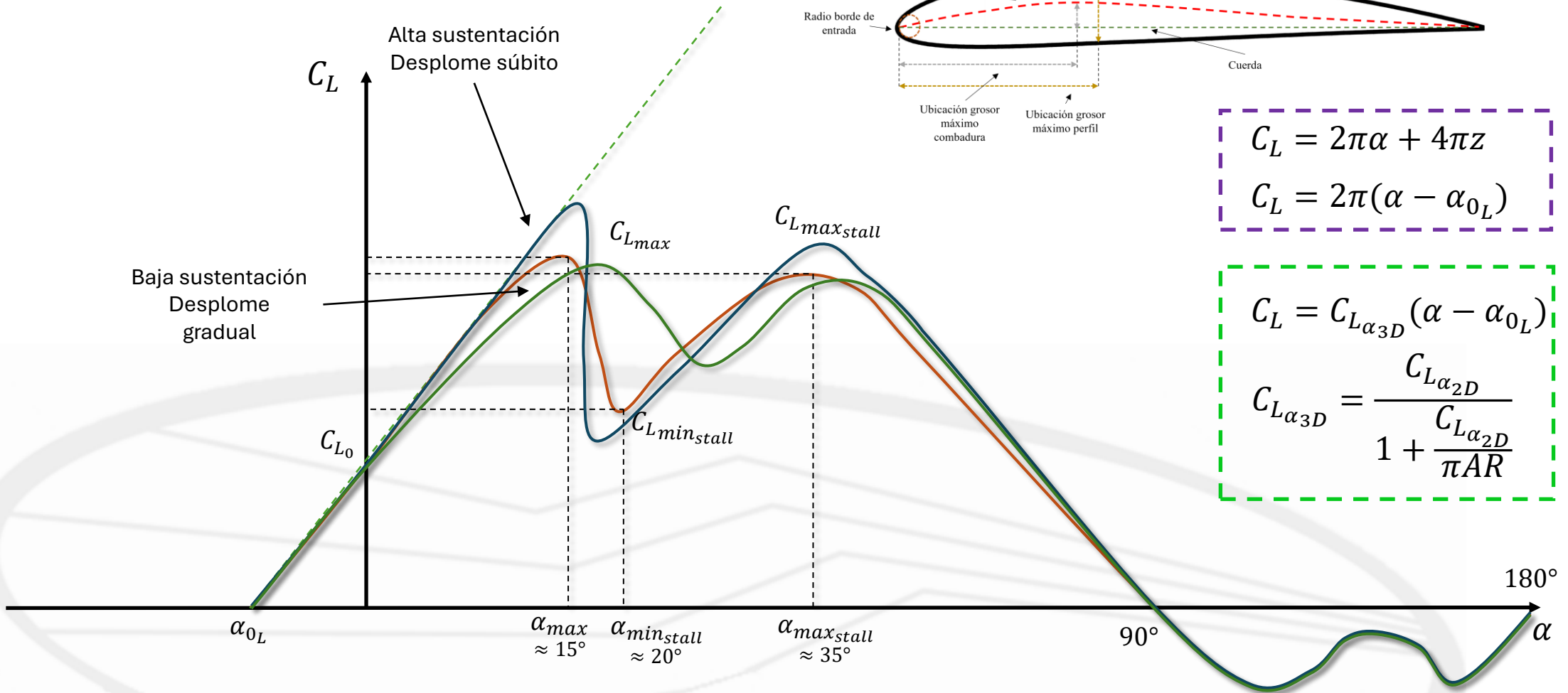
1. Introducción
2. **Coeficientes aerodinámicos**
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación



Coeficiente de sustentación

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. **Coeficientes aerodinámicos**
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación



Coeficiente de resistencia al avance

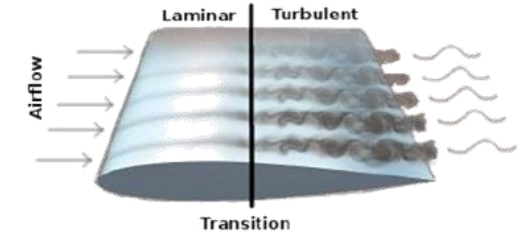
Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. **Coeficientes aerodinámicos**
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

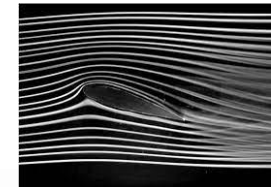
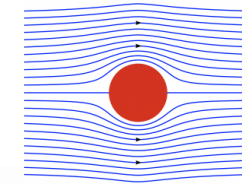
$$D = D_{friction} + D_{pressure} + D_{induced} + D_{interference}$$

$$C_{D_{friction_{laminar}}} = \frac{1.328}{\sqrt{Re}}$$

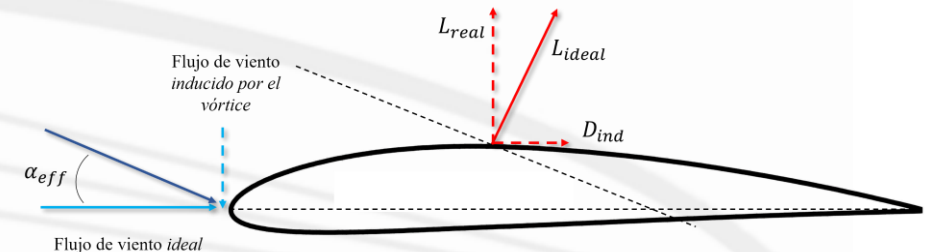
$$C_{D_{friction_{turbulent}}} = \frac{0.074}{Re^{\frac{1}{5}}}$$



$$C_{D_{pressure}} = 0.01 - 0.04$$



$$C_{D_{induced}} = \frac{C_L^2}{\pi A Re}$$

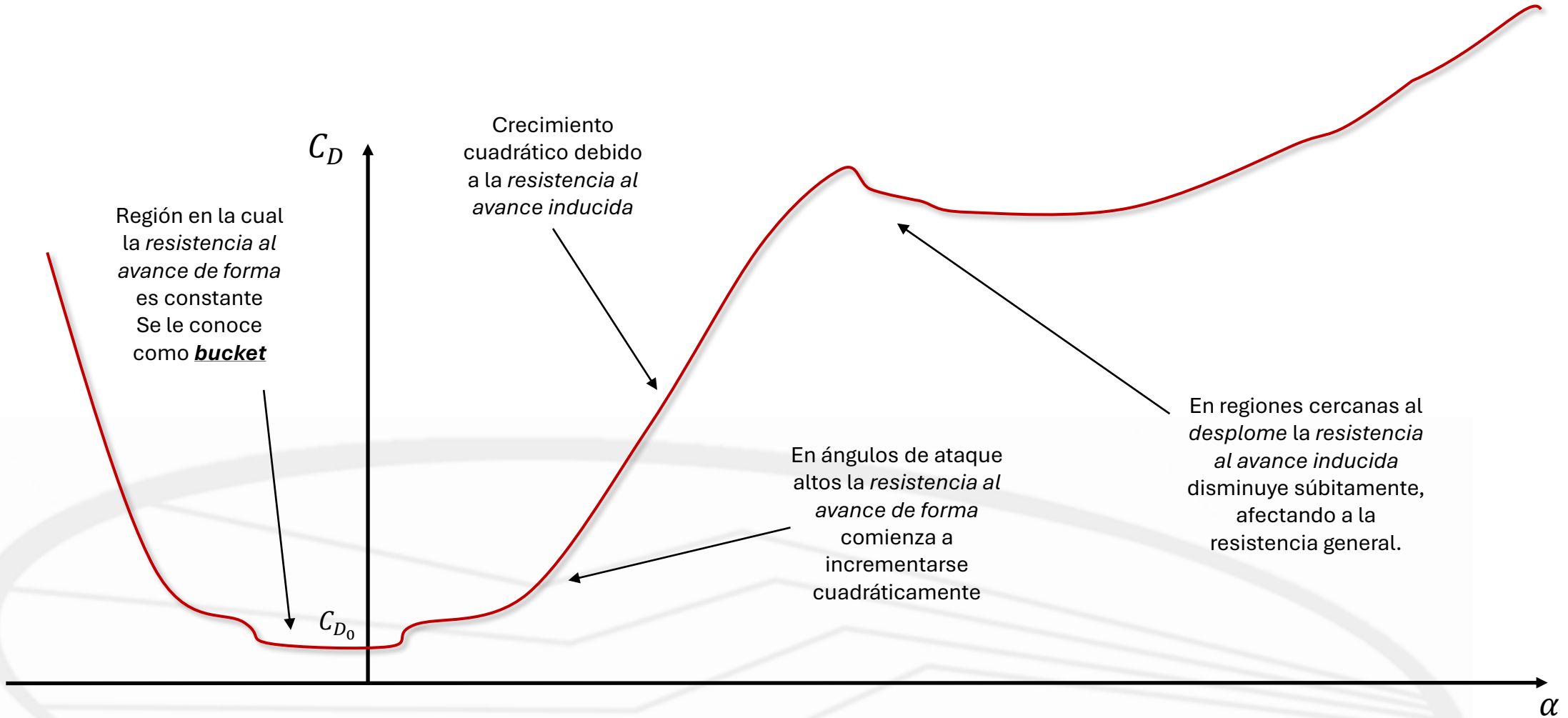


$$D_{interference} = 0.2 * (D_{friction} + D_{pressure} + D_{induced})$$

Coeficiente de resistencia al avance

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. **Coeficientes aerodinámicos**
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

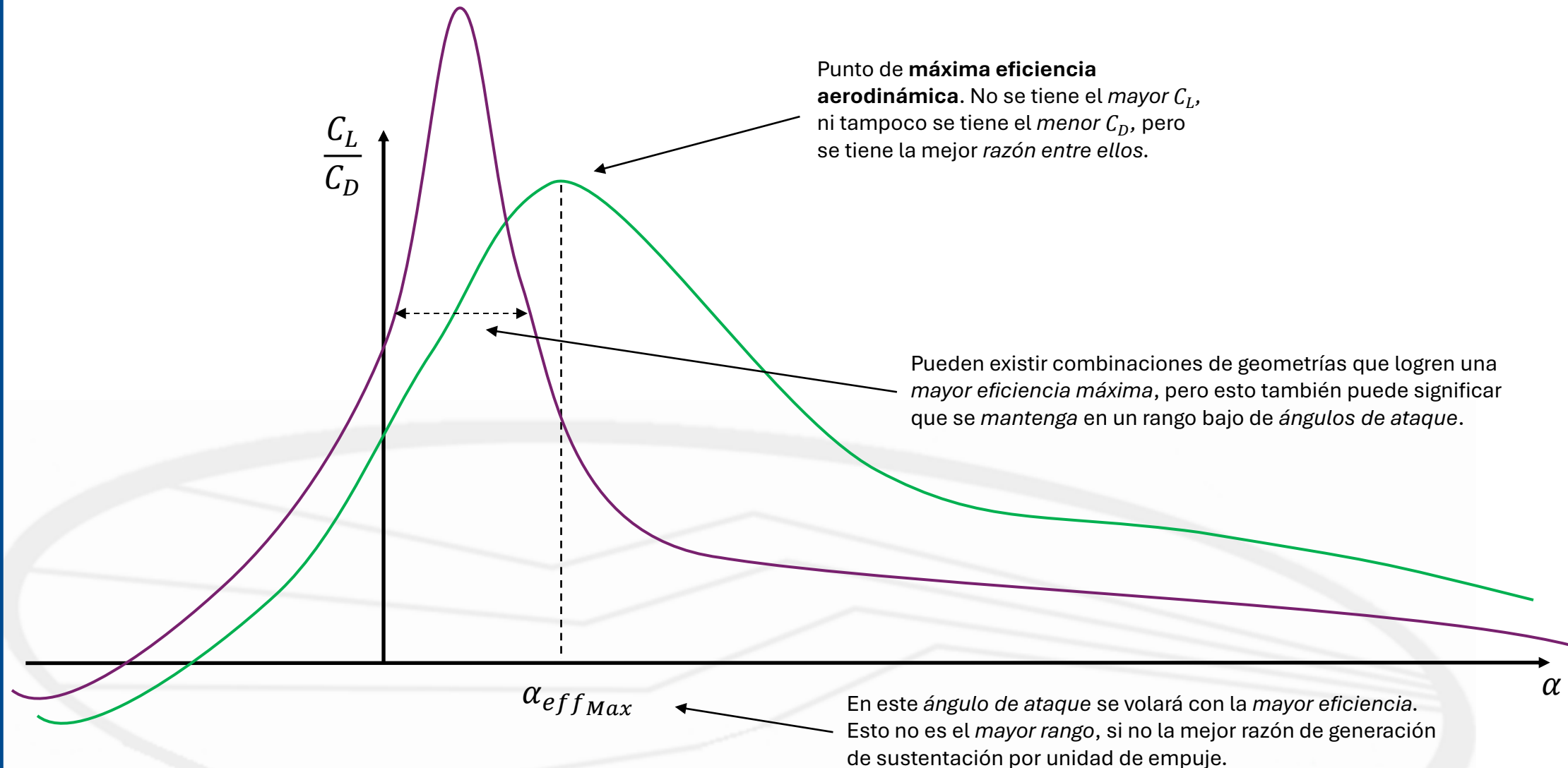




Coeficiente de eficiencia aerodinámica

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

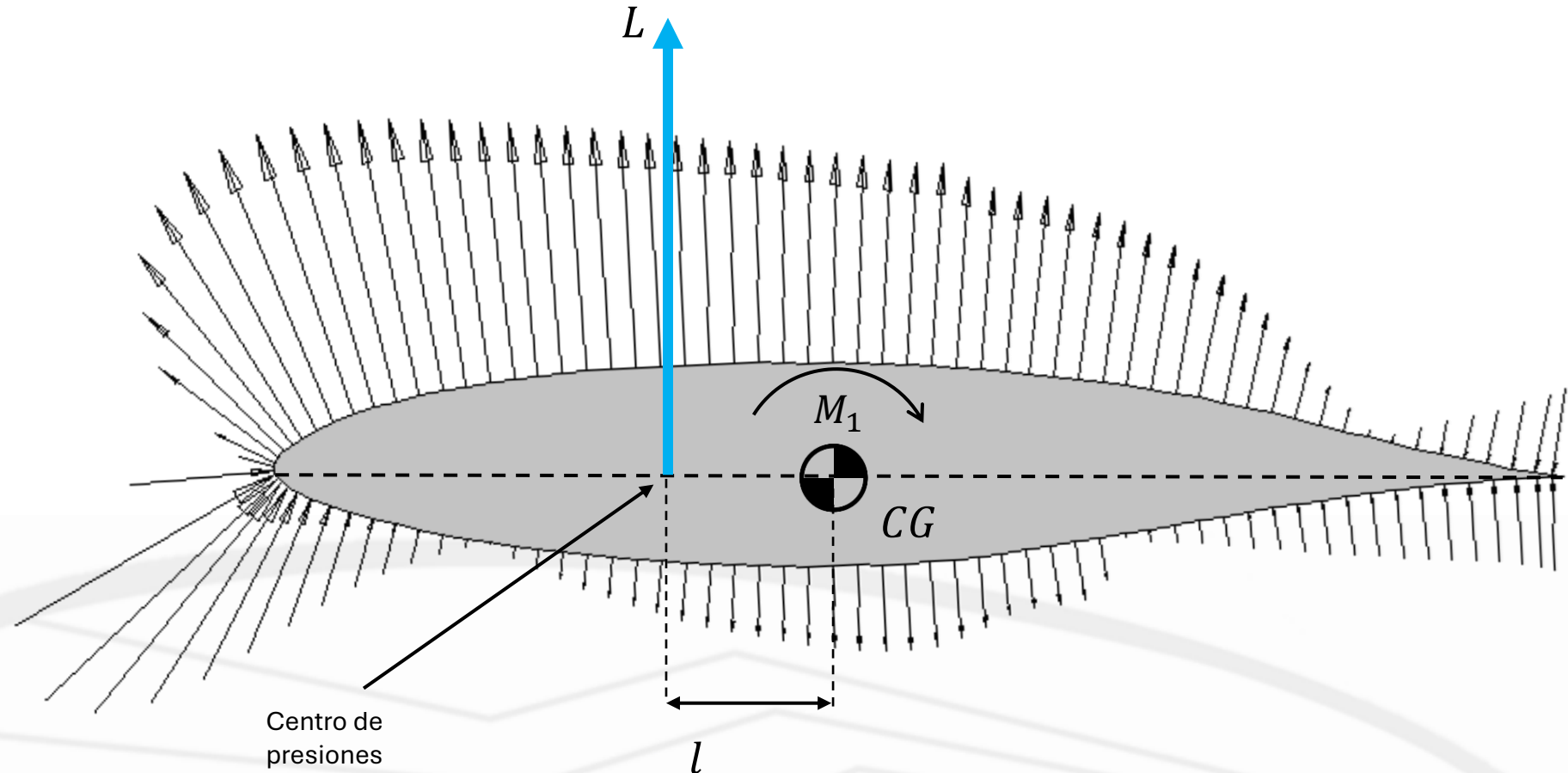
1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación



Coeficiente de momento aerodinámico

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. **Coeficientes aerodinámicos**
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

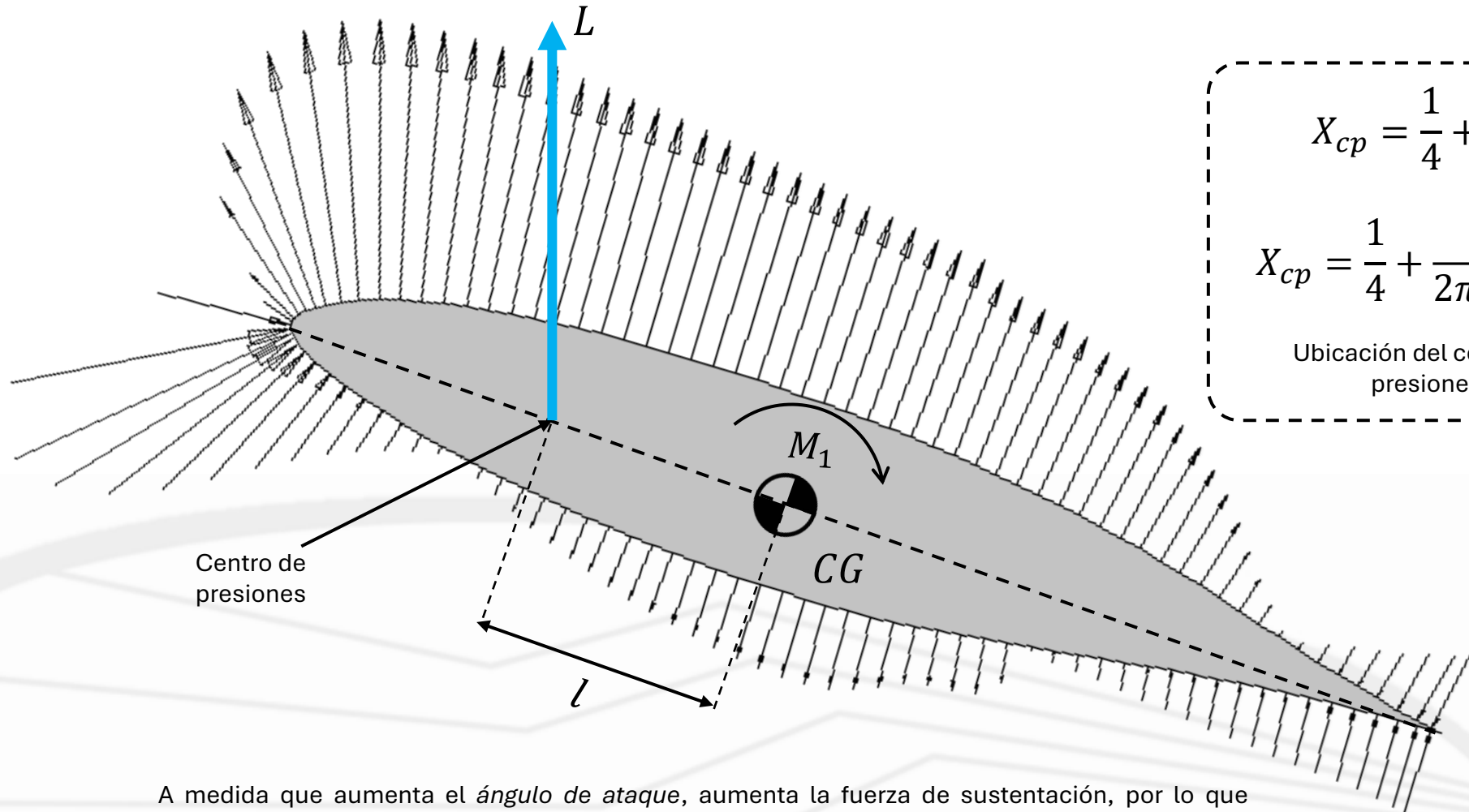


Dado que la *resultante de fuerza* hace su acción en el *centro de presiones*, el cual no necesariamente está posicionado en el *centro de gravedad* del perfil, esto resulta en un *momento* inducido sobre este.

Coeficiente de momento aerodinámico

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. **Coeficientes aerodinámicos**
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación



$$X_{cp} = \frac{1}{4} + \frac{\pi Z}{C_L}$$

$$X_{cp} = \frac{1}{4} + \frac{\pi Z}{2\pi\alpha + 4\pi Z}$$

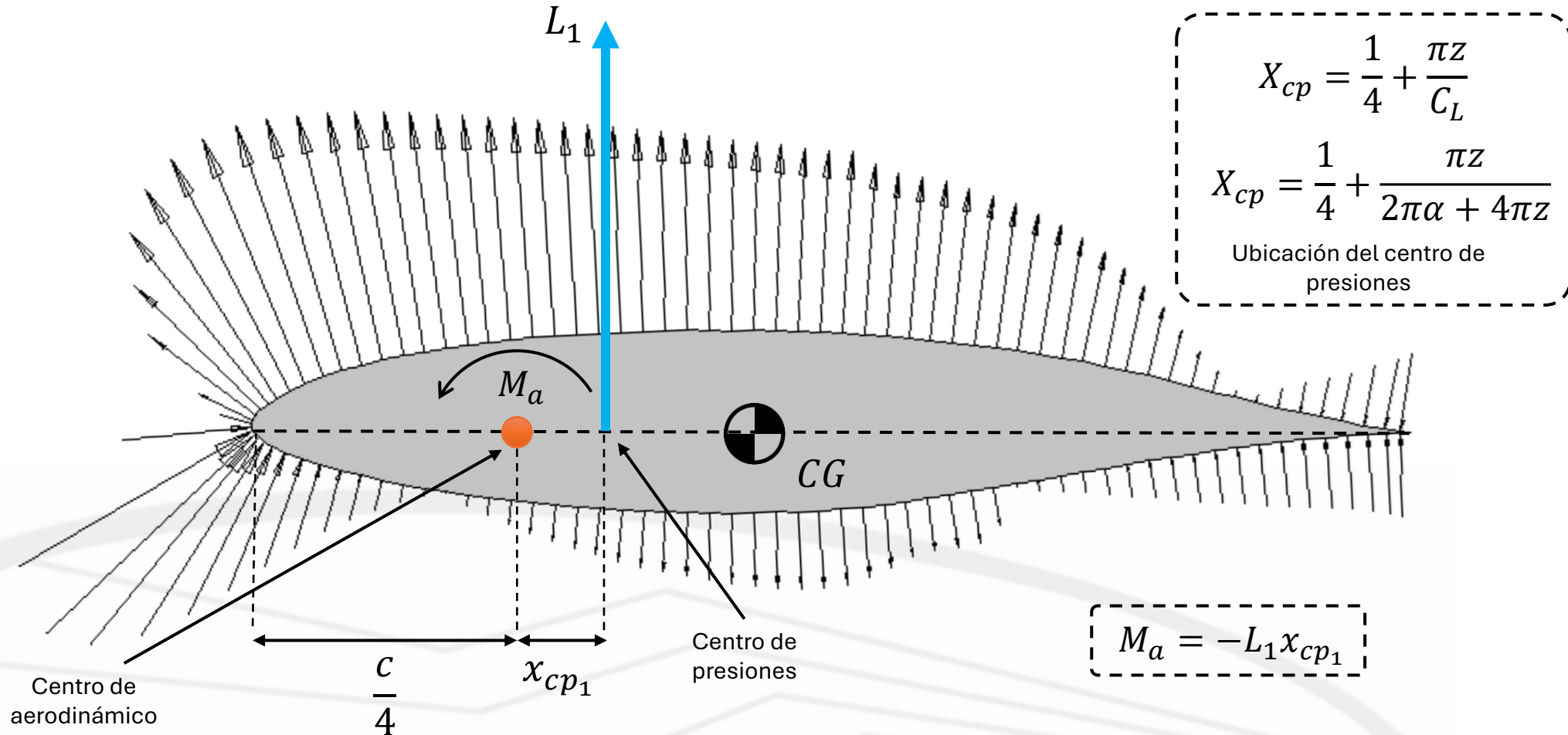
Ubicación del centro de presiones

A medida que aumenta el *ángulo de ataque*, aumenta la fuerza de sustentación, por lo que también aumenta el momento inducido; sin embargo, el *centro de presiones* también se *desplaza*, por lo que *no hay una forma certera* de predecir el momento que se generará sobre el centro de gravedad del perfil.

Coeficiente de momento aerodinámico

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. **Coeficientes aerodinámicos**
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación



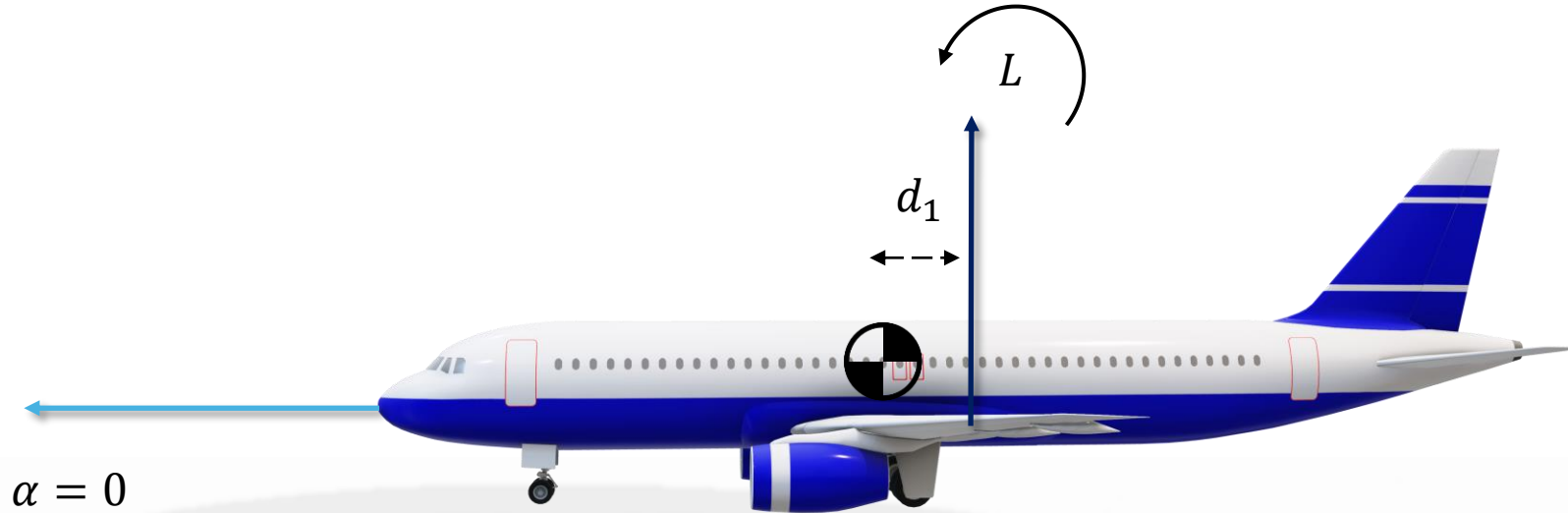
Sobre este punto, el cual es llamado el *centro aerodinámico*, al incrementar la *sustentación* por el incremento en el *ángulo de ataque*, la distancia *disminuye* en proporción tal que el momento resultante se mantiene similar.



Coeficiente de momento aerodinámico

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
- 2. Coeficientes aerodinámicos**
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación



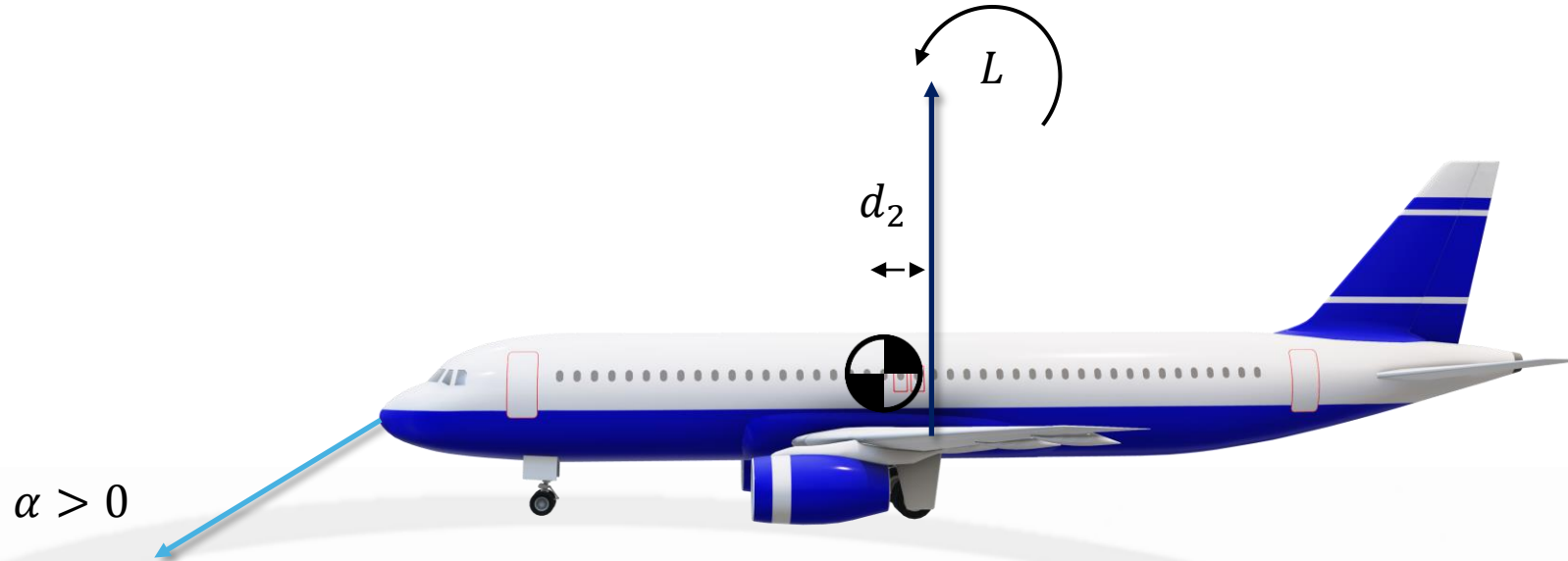
$\alpha = 0$

$$M = -L d_1$$

Coeficiente de momento aerodinámico

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. **Coeficientes aerodinámicos**
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación



$$M = -L d_2$$

La distancia de referencia cambia, por lo que no es posible definir una ecuación *sin dependencia del ángulo de ataque*.

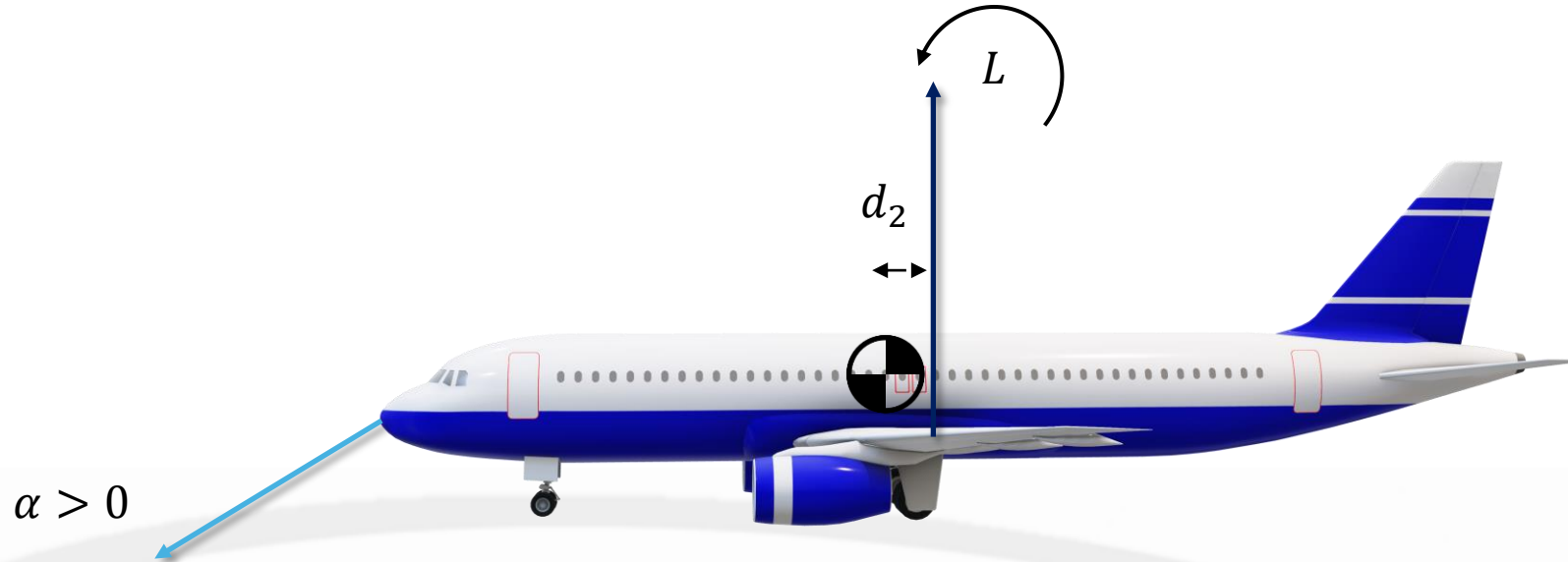
$$M = -L d(\alpha)$$



Coeficiente de momento aerodinámico

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. **Coeficientes aerodinámicos**
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación



$$M = -L d_2$$

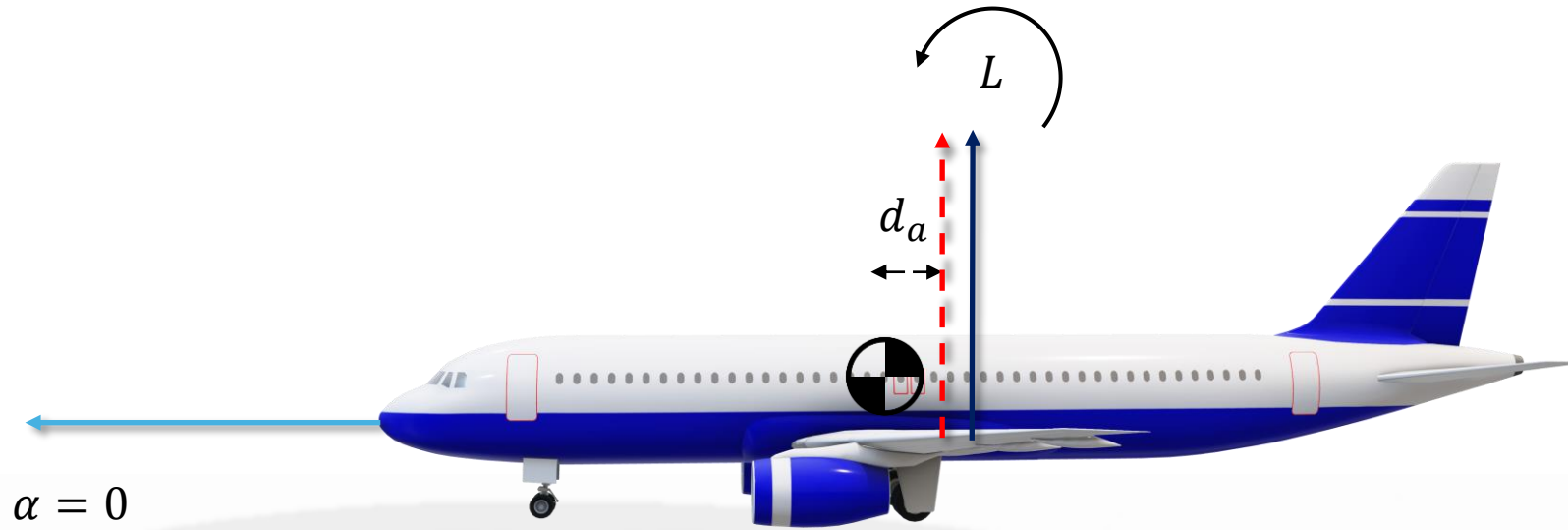
La distancia de referencia cambia, por lo que no es posible definir una ecuación *sin dependencia del ángulo de ataque*.

$$M = -L d(\alpha)$$

Coeficiente de momento aerodinámico

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. **Coeficientes aerodinámicos**
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación



$$M = -L d_a - M_a$$

Posicionando la sustentación sobre el centro aerodinámico, y agregando el momento aerodinámico a la ecuación de momento, se puede hacer independiente el resultado del ángulo de ataque.

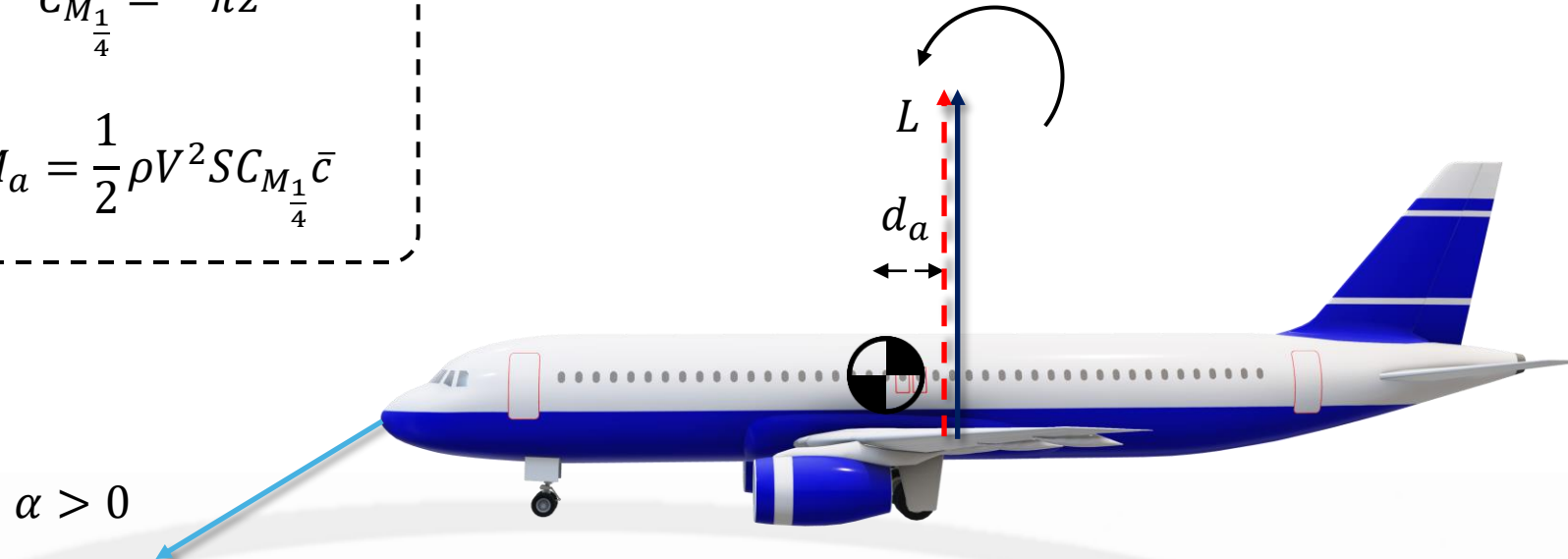
Coeficiente de momento aerodinámico

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. **Coeficientes aerodinámicos**
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

$$C_{M_{\frac{1}{4}}} = -\pi Z$$

$$M_a = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{M_{\frac{1}{4}}} \bar{c}$$



$$M = -L d_a - M_a$$

La diferencia entre el momento real y el momento relativamente *menor* debido al movimiento de la *distancia* de la fuerza de sustentación, se compensa con el término del momento aerodinámico.

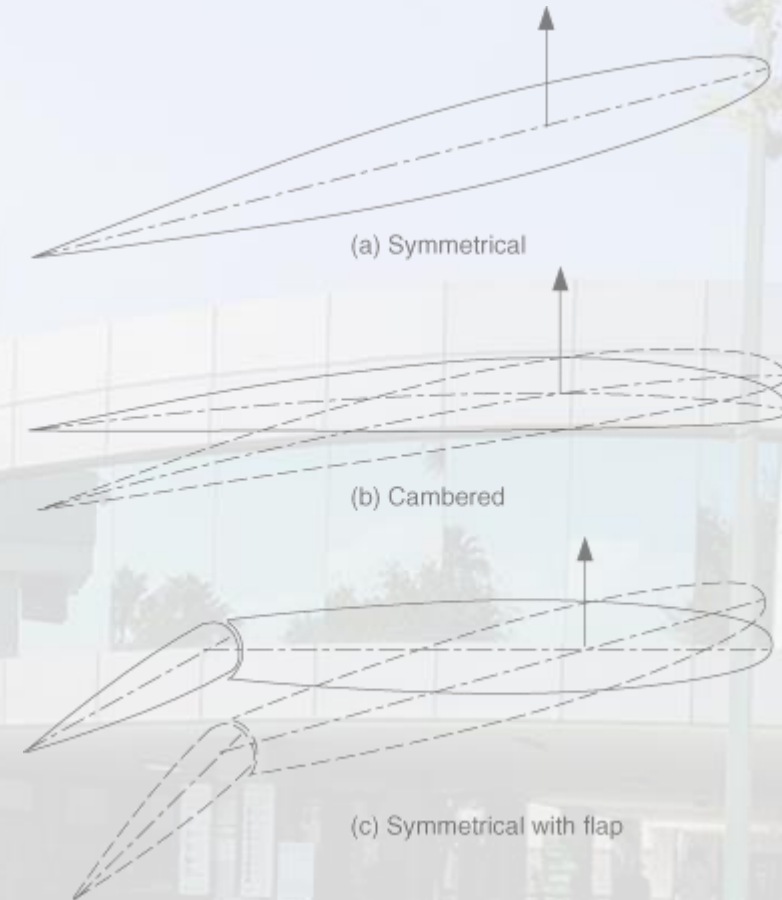


UNIVERSIDAD
AUTÓNOMA DE
NUEVO LEÓN



FACULTAD DE
INGENIERÍA MECÁNICA
Y ELÉCTRICA

Superficies de control

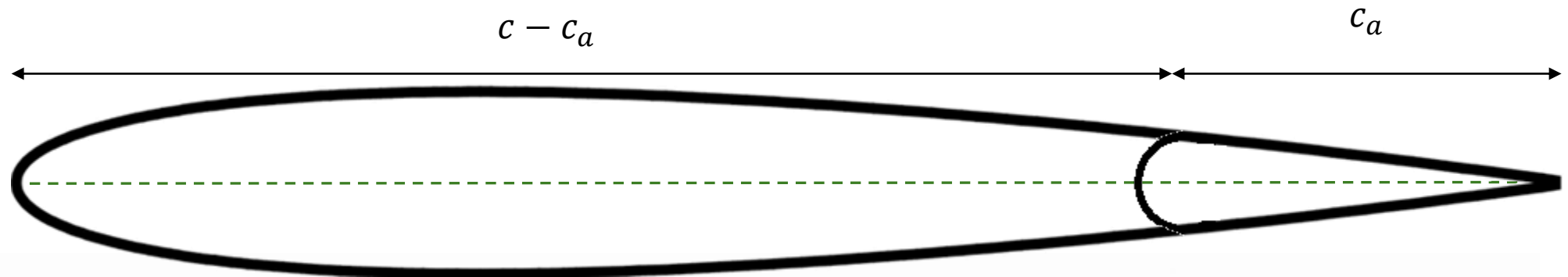




Superficies de control

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
- 3. Superficies de control**
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

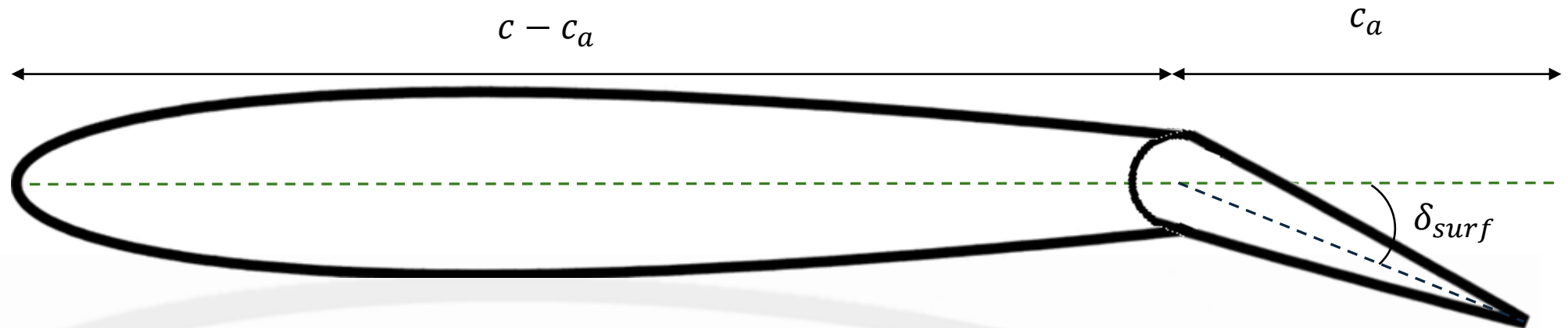




Superficies de control

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
- 3. Superficies de control**
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

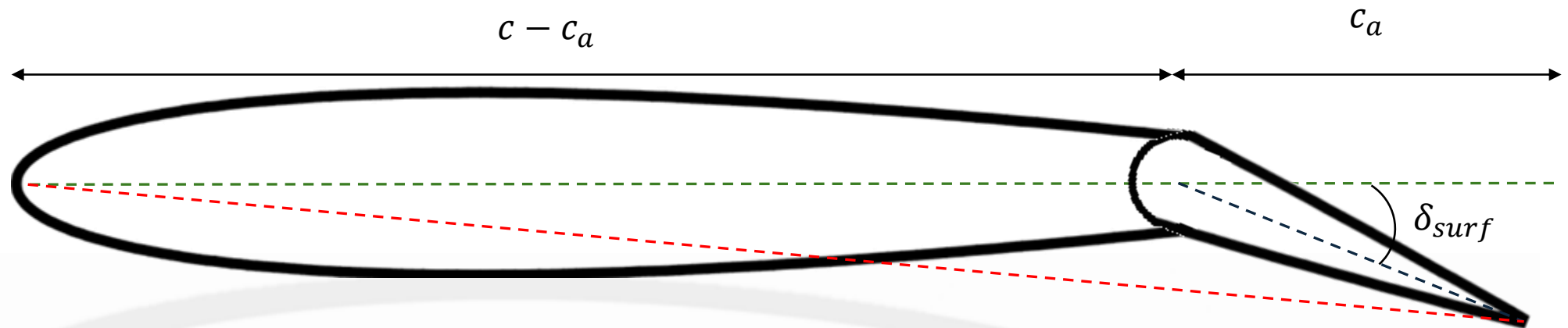




Superficies de control

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
- 3. Superficies de control**
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

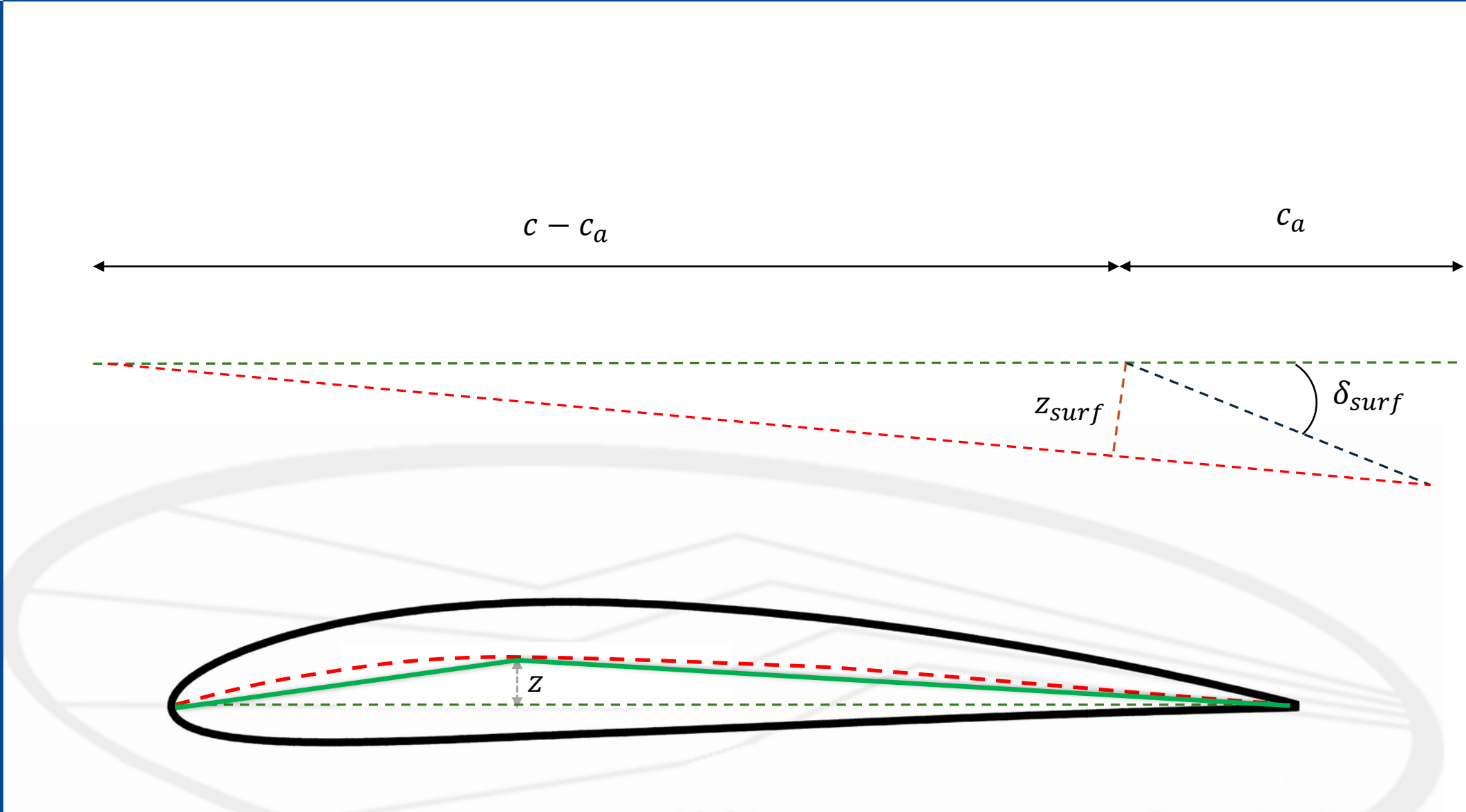




Superficies de control

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
- 3. Superficies de control**
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

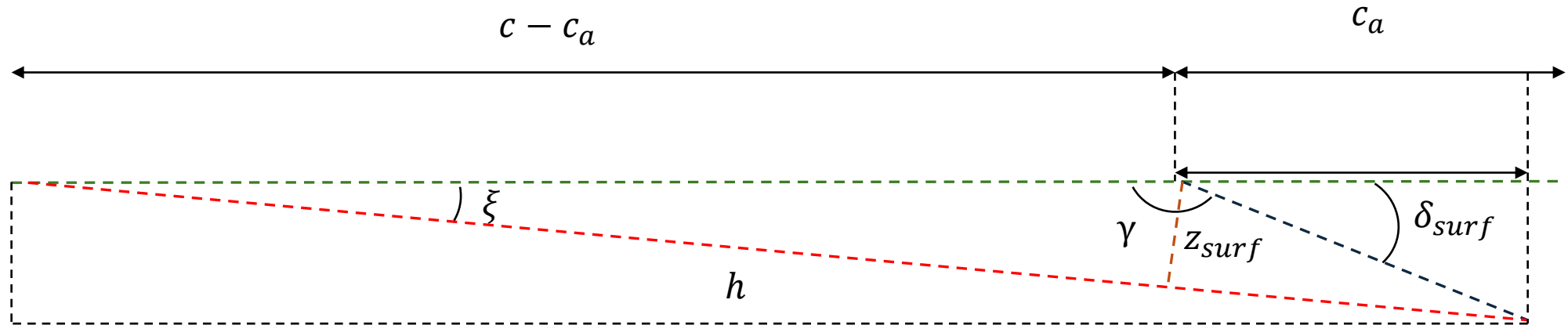




Superficies de control

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
- 3. Superficies de control**
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación



$$\gamma = \pi - \delta_{surf}$$

$$h = \sqrt{(c_a \sin \delta_{surf})^2 + ((c - c_a) + c_a \cos \delta_{surf})^2}$$

$$\xi = \arccos \left(\frac{c_a^2 - (c - c_a)^2 - h^2}{-2(c - c_a)h} \right)$$

$$z_{surf} = (c - c_a) \sin(\xi)$$

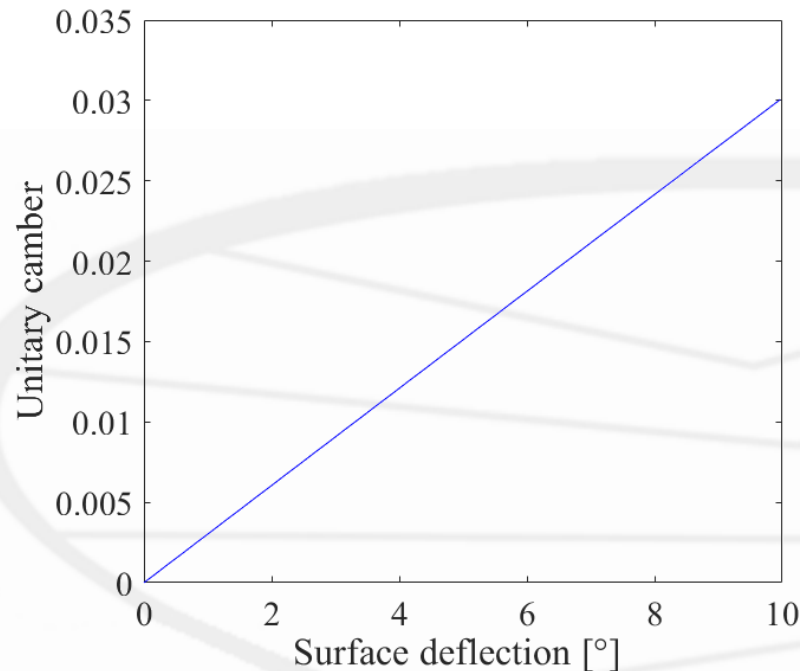
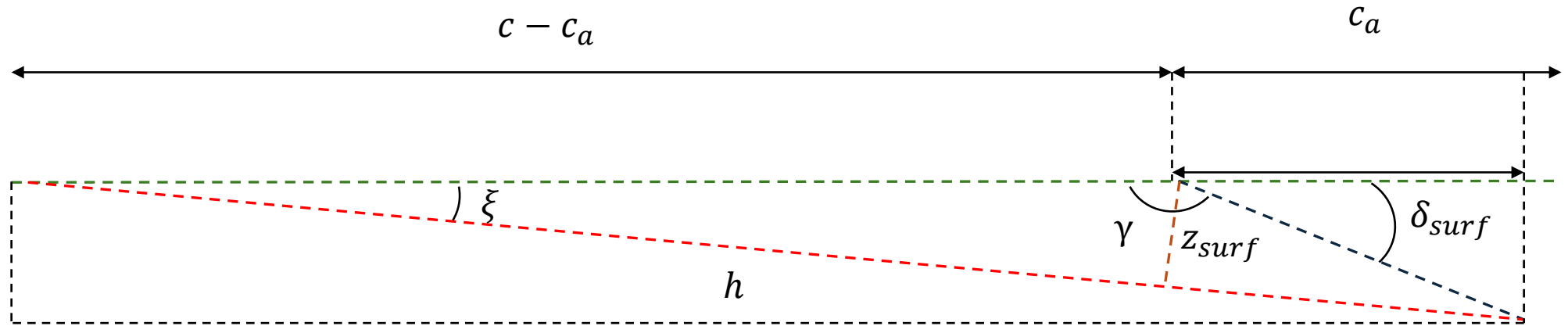
Utilizando la Ley de cosenos y relaciones trigonométricas/geométricas formadas:



Superficies de control

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
- 3. Superficies de control**
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación



Considerando una cuerda de 1.5 m y una superficie de control de 20 cm.

$$\gamma = \pi - \delta_{surf}$$

$$h = \sqrt{(c_a \sin \delta_{surf})^2 + ((c - c_a) + c_a \cos \delta_{surf})^2}$$

$$\xi = \arccos \left(\frac{c_a^2 - (c - c_a)^2 - h^2}{-2(c - c_a)h} \right)$$

$$z_{surf} = (c - c_a) \sin(\xi)$$



UNIVERSIDAD
AUTÓNOMA DE
NUEVO LEÓN



FACULTAD DE
INGENIERÍA MECÁNICA
Y ELÉCTRICA

Segmentación de ala



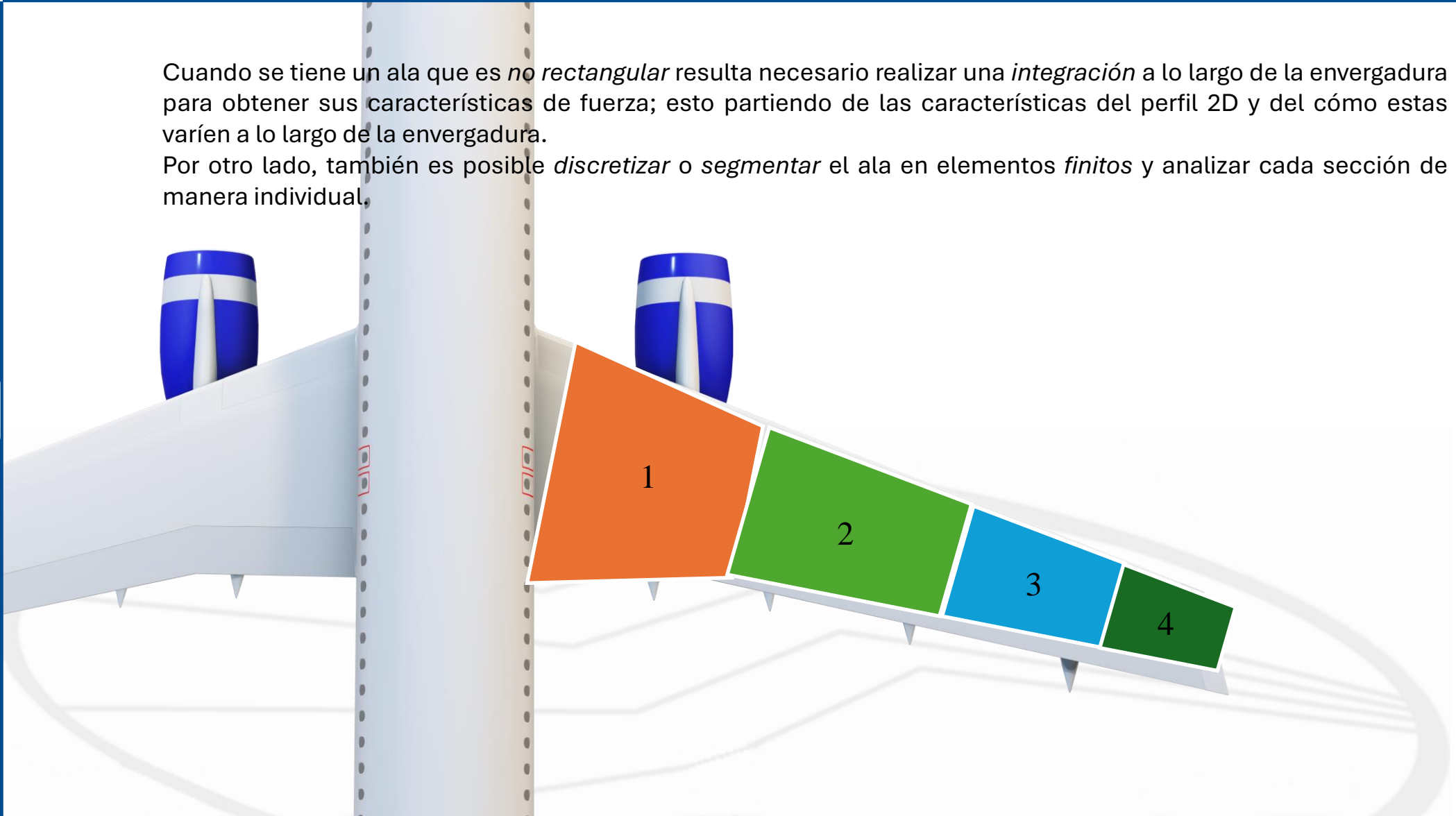
Segmentación de ala

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
3. Superficies de control
4. **Segmentación de ala**
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

Cuando se tiene un ala que es *no rectangular* resulta necesario realizar una *integración* a lo largo de la envergadura para obtener sus características de fuerza; esto partiendo de las características del perfil 2D y del cómo estas varíen a lo largo de la envergadura.

Por otro lado, también es posible *discretizar* o *segmentar* el ala en elementos *finitos* y analizar cada sección de manera individual.





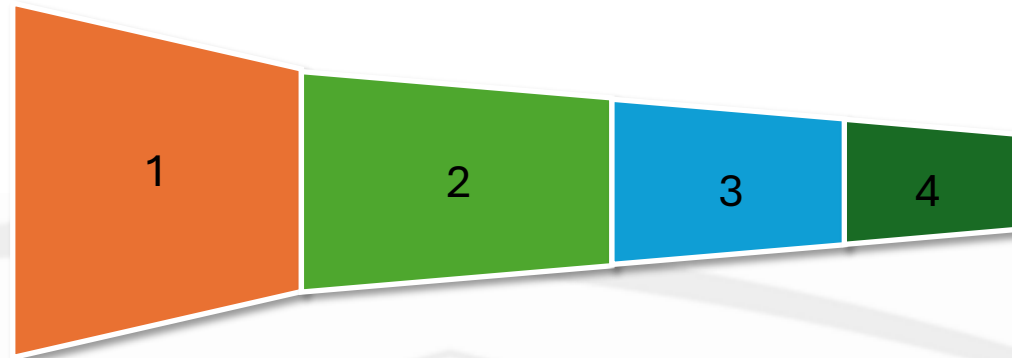
Segmentación de ala

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
3. Superficies de control
4. **Segmentación de ala**
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

Cuando se tiene un ala que es *no rectangular* resulta necesario realizar una *integración* a lo largo de la envergadura para obtener sus características de fuerza; esto partiendo de las características del perfil 2D y del cómo estas varíen a lo largo de la envergadura.

Por otro lado, también es posible *discretizar* o *segmentar* el ala en elementos *finitos* y analizar cada sección de manera individual.



Para cada uno de estos segmentos es necesario calcular:

- Área local.
- Cuerda promedio local.
- Ángulo de la cuerda local.
- Coeficiente de sustentación local.
- Fuerzas locales



Segmentación de ala

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

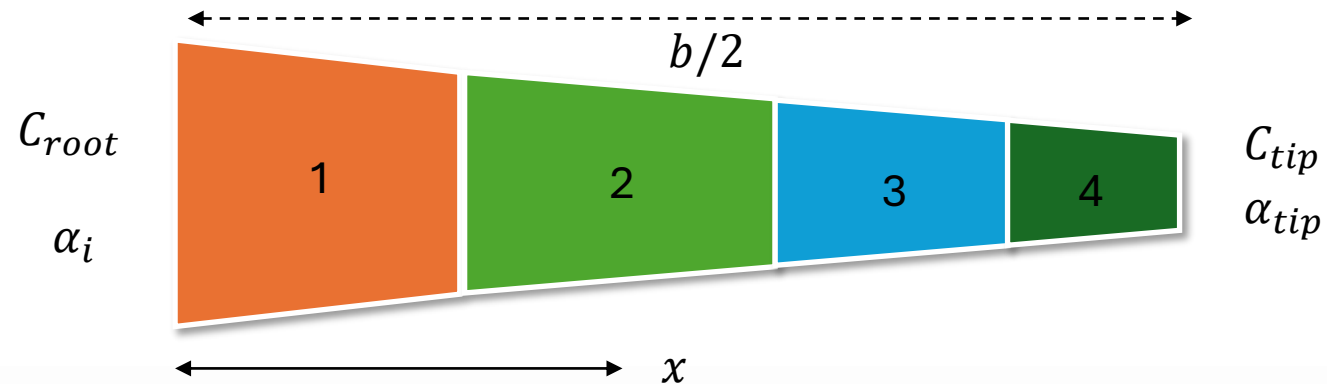
1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

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

$$\alpha_{tip} = \alpha_i + \alpha_{twist}$$

Suponiendo un **estrechamiento constante**

Resulta necesario calcular las *cuerdas* de cada segmento, así como los *ángulos de ataque* locales de cada uno.



Es necesario establecer ecuaciones *lineales* para el cambio de ambos parámetros de tal manera que:

$$\alpha_{local} = \left(\frac{\alpha_{twist}}{b/2} \right) x + \alpha_i$$

$$c_{local} = \left(\frac{C_{tip} - C_{root}}{b/2} \right) x + C_{root}$$



Segmentación de ala

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

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

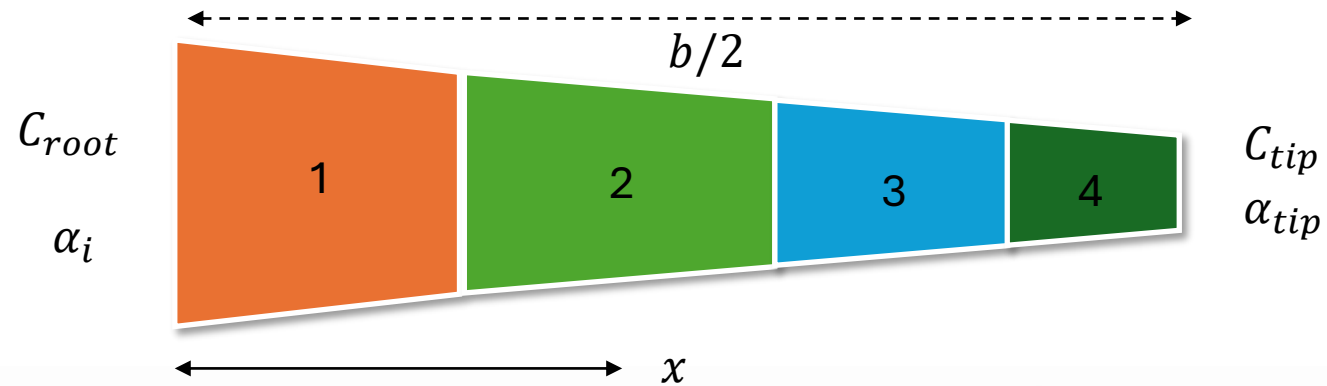
$$\alpha_{tip} = \alpha_i + \alpha_{twist}$$

$$\alpha_{local} = \left(\frac{\alpha_{twist}}{b/2} \right) x + \alpha_i$$

$$c_{local} = \left(\frac{c_{tip} - c_{root}}{b/2} \right) x + c_{root}$$

Suponiendo un **estrechamiento constante**

Resulta necesario calcular las *cuerdas* de cada segmento, así como los *ángulos de ataque* locales de cada uno.



Esto lleva a que el área de cada segmento sea:

$$S_{local} = \left(\frac{C_{root_{local}} + C_{tip_{local}}}{2} \right) h$$

Donde h es el *ancho* del segmento; por lo que si se dividió de manera constante:

$$h = \frac{b/2}{\# \text{ segmentos}}$$



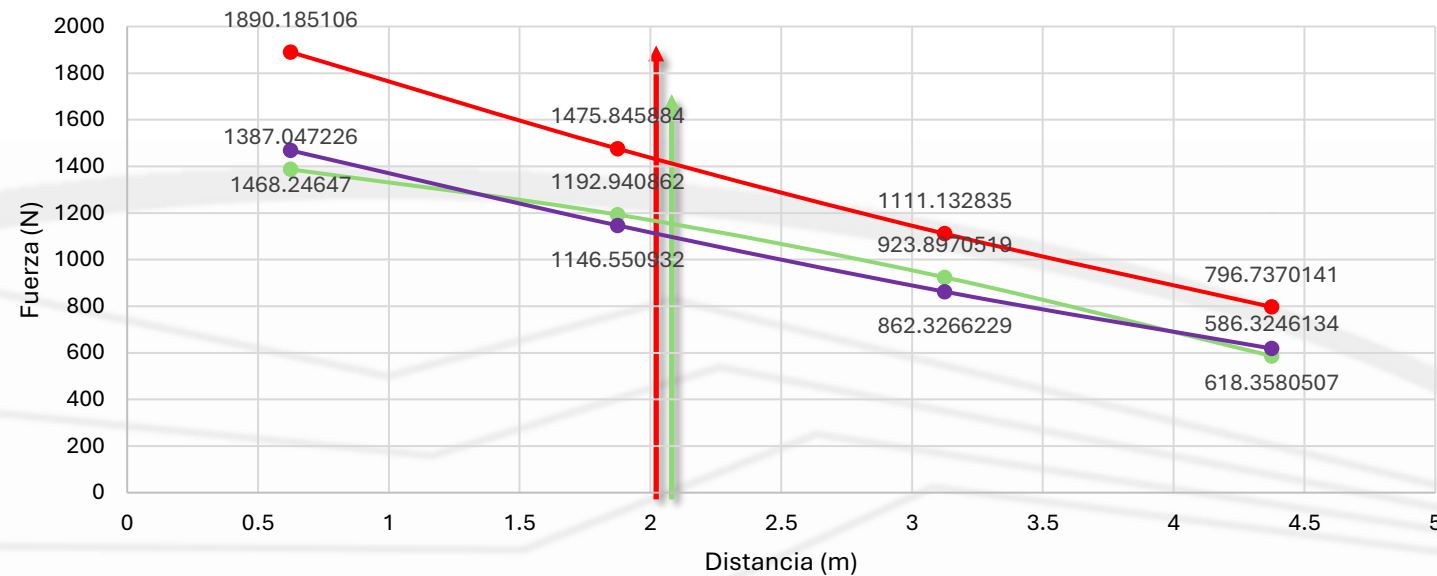
Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

Segmentación de ala

Segmento	Distancia del punto medio del segmento	Cuerda media	Ángulo local	Ángulo local (rad)	Área del segmento	Coeficiente de sustentación local (ideal)	Coeficiente de sustentación local (LLT)	Coeficiente de sustentación segmentación (corregida)
1	0.625 m	1.7858 m	2.75°	0.0480 rad	2.2322 m ²	0.5530	0.4058	0.4295
2	1.875 m	1.5477 m	2.25°	0.0393 rad	1.9346 m ²	0.4982	0.4027	0.3870
3	3.125 m	1.3096 m	1.75°	0.0305 rad	1.6369 m ²	0.4433	0.3686	0.3440
4	4.375 m	1.0715 m	1.25°	0.0218 rad	1.3393 m ²	0.3885	0.2859	0.3015

Distribución de Sustentación



Para un NACA 2412

$$C_L = 2\pi\alpha + 4\pi z$$

$$C_L = 2\pi\alpha + 4\pi(0.02)$$

$$0 = 2\pi\alpha_{0L} + 0.2513$$

$$\alpha_{0L} = 0.0399 \text{ rad}$$

$$x_{res_{idl}} = 2.068 \text{ m}$$

$$x_{res_{LLT}} = 2.092 \text{ m}$$

$$L_{total_{idl}} = 5,273.8 \text{ N}$$

$$L_{total_{LLT}} = 4,090.2 \text{ N}$$

$$L_{total_{corr}} = 4,095.48 \text{ N}$$



UNIVERSIDAD
AUTÓNOMA DE
NUEVO LEÓN



FACULTAD DE
INGENIERÍA MECÁNICA
Y ELÉCTRICA

Amortiguamiento aerodinámico



Amortiguamiento aerodinámico

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

← Componente de *viento*, no de desplazamiento

← Componente de *desplazamiento*

$$\alpha_{w_I} = \text{atan} \left(\frac{w + w_{q_w} + w_{p_I}}{u + u_{r_I}} \right)$$

$$\alpha_{w_D} = \text{atan} \left(\frac{w + w_{q_w} + w_{p_D}}{u + u_{r_D}} \right)$$



Debido al movimiento *angular* de la aeronave, los *ángulos de ataque* de cada semi-ala **son distintos entre si**. Esto significa las velocidades *pqr* inducen velocidades en el ala que alteran su ángulo de ataque local.

Amortiguamiento aerodinámico

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

$$\alpha_{w_I} = \text{atan}\left(\frac{w + w_{q_w} + w_{p_I}}{u + u_{r_I}}\right)$$

$$\alpha_{w_D} = \text{atan}\left(\frac{w + w_{q_w} + w_{p_D}}{u + u_{r_D}}\right)$$

Linealizando el atan cerca del origen, suponiendo una w pequeña, y despreciando los movimientos en q y r :

$$\alpha_{w_I} = \left(\frac{w_{p_I}}{u}\right) \quad \alpha_{w_D} = \left(\frac{w_{p_D}}{u}\right)$$

Recordando la fuerza de sustentación de la semi-ala con alerón como:

$$L_I = \frac{1}{2} \rho V^2 S_I (C_{L_\alpha} \alpha_{w_I} + Cl_0 + C_{ail} \delta_{ail})$$

Sustituyendo el ángulo de ataque linealizado:

$$L_I = \frac{1}{2} \rho V^2 S_I \left(C_{L_\alpha} \left(\frac{w_{p_I}}{u} \right) + Cl_0 + C_{ail} \delta_{ail} \right)$$

El término Cl_0 considerado debe de ser para el ala; esto es, ya con corrección de pendiente.
¿Qué cambiaría si se considera la ecuación de α_{0L} en vez del Cl_0 ?



Expandiendo:

$$L_I = \frac{1}{2} \rho V^2 S_I C_{L_\alpha} \left(\frac{w_{p_I}}{u} \right) + \frac{1}{2} \rho V^2 S_I Cl_0 + \frac{1}{2} \rho V^2 S_I C_{ail} \delta_{ail}$$

Tomando en cuenta las condiciones anteriores de velocidad es posible establecer que:

$$V^2 \approx u^2$$

Por lo tanto:

$$L_I = \frac{1}{2} \rho u S_I C_{L_\alpha} \left(\frac{w_{p_I}}{u} \right) + \frac{1}{2} \rho u^2 S_I Cl_0 + \frac{1}{2} \rho u^2 S_I C_{ail} \delta_{ail}$$

Agrupando términos y afectando:

$$C_1 = \frac{1}{2} \rho u S_I$$

$$L_I = C_1 C_{L_\alpha} \left(\frac{w_{p_I}}{u} \right) + C_1 u Cl_0 + C_1 u C_{ail} \delta_{ail}$$

Sustituyendo la velocidad vertical inducida:

$$w_{p_I} = -C_{w_I} p$$

$$L_I = -C_1 C_{L_\alpha} C_{w_I} p + C_1 u Cl_0 + C_1 u C_{ail} \delta_{ail}$$

Agrupando términos y afectando:

$$C_2 = C_1 u Cl_0$$

$$L_I = -C_1 C_{L_\alpha} C_{w_I} p + C_2 + C_1 u C_{ail} \delta_{ail}$$

Agrupando términos y afectando:

$$C_3 = C_1 C_{L_\alpha} C_{w_I}$$

$$L_I = -C_3 p + C_2 + C_1 u C_{ail} \delta_{ail}$$

Agrupando términos y afectando:

$$C_4 = C_1 u C_{ail}$$

$$L_I = -C_3 p + C_2 + C_4 \delta_{ail}$$

Amortiguamiento aerodinámico

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

Por lo que para ambas semi-alas (con sus respectivas superficies locales):

$$L_I = -C_3 p + C_2 + C_4 \delta_{ail}$$

$$L_D = C_3 p + C_2 - C_4 \delta_{ail}$$

Sabiendo que el momento relativo al eje longitudinal es:

$$\mathcal{L} = L_I c_{w_I} - L_D c_{w_D}$$

Expandiendo:

$$\mathcal{L} = (-C_3 p + C_2 + C_4 \delta_{ail}) c_{w_I} - (C_3 p + C_2 - C_4 \delta_{ail}) c_{w_D}$$

Afectando términos:

$$\mathcal{L} = -C_3 c_{w_I} p + C_2 c_{w_I} + c_{w_I} C_4 \delta_{ail} - C_3 c_{w_D} p - C_2 c_{w_D} + c_{w_D} C_4 \delta_{ail}$$

Agrupando términos:

$$\mathcal{L} = p(-C_3(c_{w_I} + c_{w_D})) + C_2(c_{w_I} - c_{w_D}) + C_4 \delta_{ail}(c_{w_I} + c_{w_D})$$



Suponiendo nulo movimiento en la resultante a lo largo de la semi-envergadura:

$$c_{w_I} = c_{w_D}$$

Simplificando términos:

$$\mathcal{L} = p(-C_3(c_{w_I} + c_{w_D})) + C_4 \delta_{ail}(c_{w_I} + c_{w_D})$$

Agrupando términos y afectando:

$$C_5 = C_3(c_{w_I} + c_{w_D})$$

$$C_6 = C_4(c_{w_I} + c_{w_D})$$

$$\mathcal{L} = -C_5 p + C_6 \delta_{ail}$$

Recordando la Segunda Ley de Newton:

$$J_{xx} \dot{p} = \mathcal{L} = -C_5 p + C_6 \delta_{ail}$$

Reordenando términos:

$$\dot{p} = -\frac{C_5}{J_{xx}} p + \frac{C_6}{J_{xx}} \delta_{ail}$$



Amortiguamiento aerodinámico

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación



$$\dot{p} = -\frac{C_5}{J_{xx}}p + \frac{C_6}{J_{xx}}\delta_{ail}$$

Sistema de primer orden dependiente solamente de la entrada de alerón. Es necesario recordar que esto considera la velocidad u como constante, y el resto como nulas.

Renombrando:

$$C_{roll} = \frac{C_5}{J_{xx}} \quad C_{ail_{eff}} = \frac{C_6}{J_{xx}}$$

$$\dot{p} = -C_{roll}p + C_{ail_{eff}}\delta_{ail}$$



UNIVERSIDAD
AUTÓNOMA DE
NUEVO LEÓN



FACULTAD DE
INGENIERÍA MECÁNICA
Y ELÉCTRICA

Recapitulación de la Unidad Temática

Recapitulación

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

$$C_L = 2\pi\alpha + 4\pi z$$

Para perfiles *2D delgados*, el coeficiente de sustentación **ideal** se puede aproximar con la *teoría de perfil delgado*.

$$C_L = 2\pi(\alpha - \alpha_{0L})$$

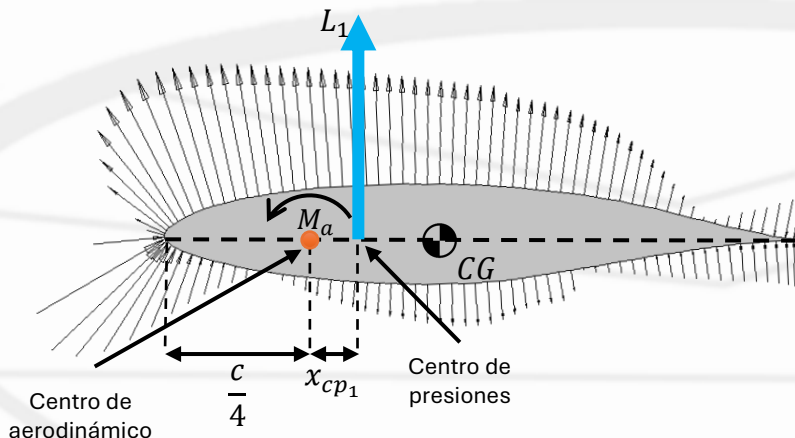
El ángulo de ataque α_{0L} es el punto en el que el perfil no genera sustentación. Se puede obtener con la *combadura*.

$$C_L = C_{L\alpha 3D}(\alpha - \alpha_{0L})$$

La *corrección de pendiente* se aplica para **alas finitas** y establece que el término 2π **no es ideal**, por lo que es necesario encontrar el término *corregido*.

$$C_{L\alpha 3D} = \frac{C_{L\alpha 2D}}{1 + \frac{C_{L\alpha 2D}}{\pi AR}}$$

El Cl_0 no se utiliza directamente en el *coeficiente de sustentación de ala finita*, pero el α_{0L} si es *equivalente*.



$$X_{cp} = \frac{1}{4} + \frac{\pi z}{C_L}$$

$$C_{M\frac{1}{4}} = -\pi z$$

$$X_{cp} = \frac{1}{4} + \frac{\pi z}{2\pi\alpha + 4\pi z}$$

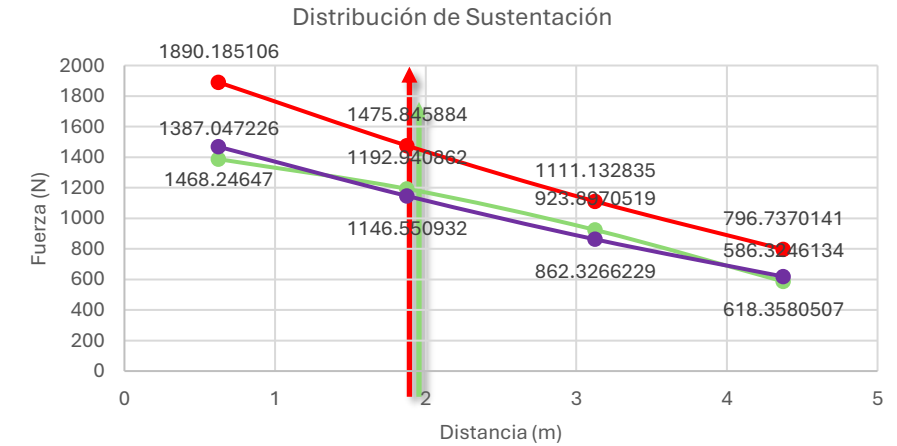
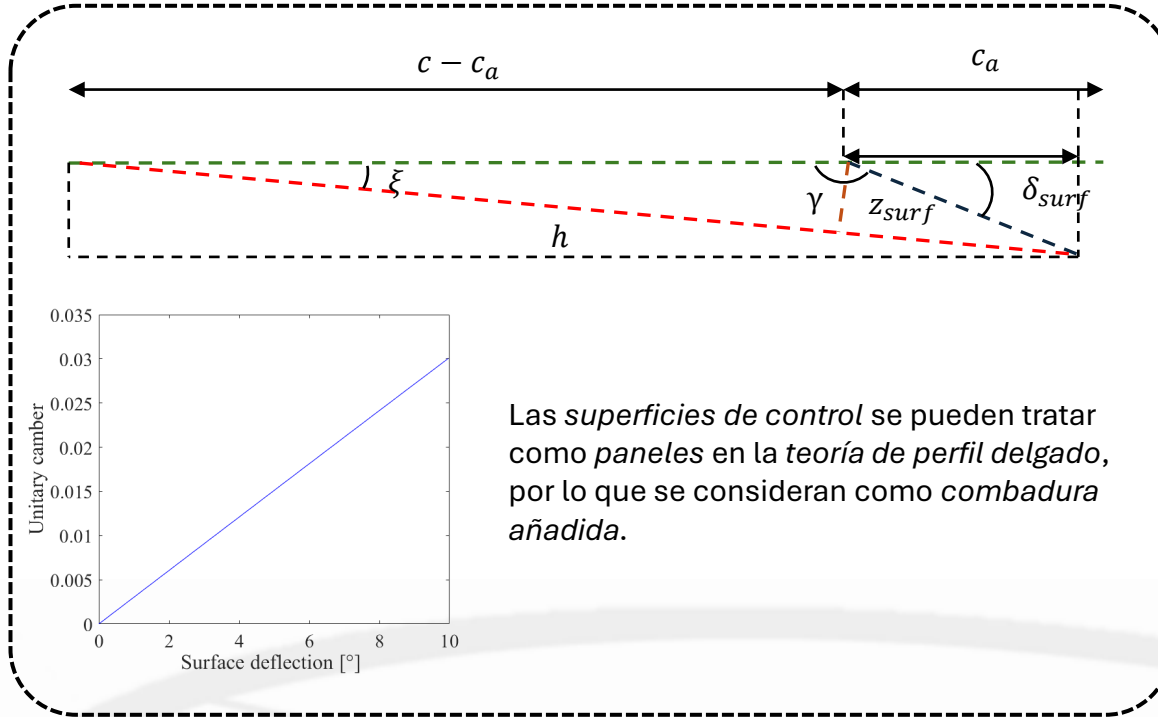
$$M_a = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{M\frac{1}{4}} \bar{c}$$

Dado que el **centro de presiones se mueve**, se puede considerar que la sustentación se encuentra en *un cuarto de la cuerda*, siempre y cuando se **añada el coeficiente de momento aerodinámico** al balance de momentos.

Recapitulación

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación

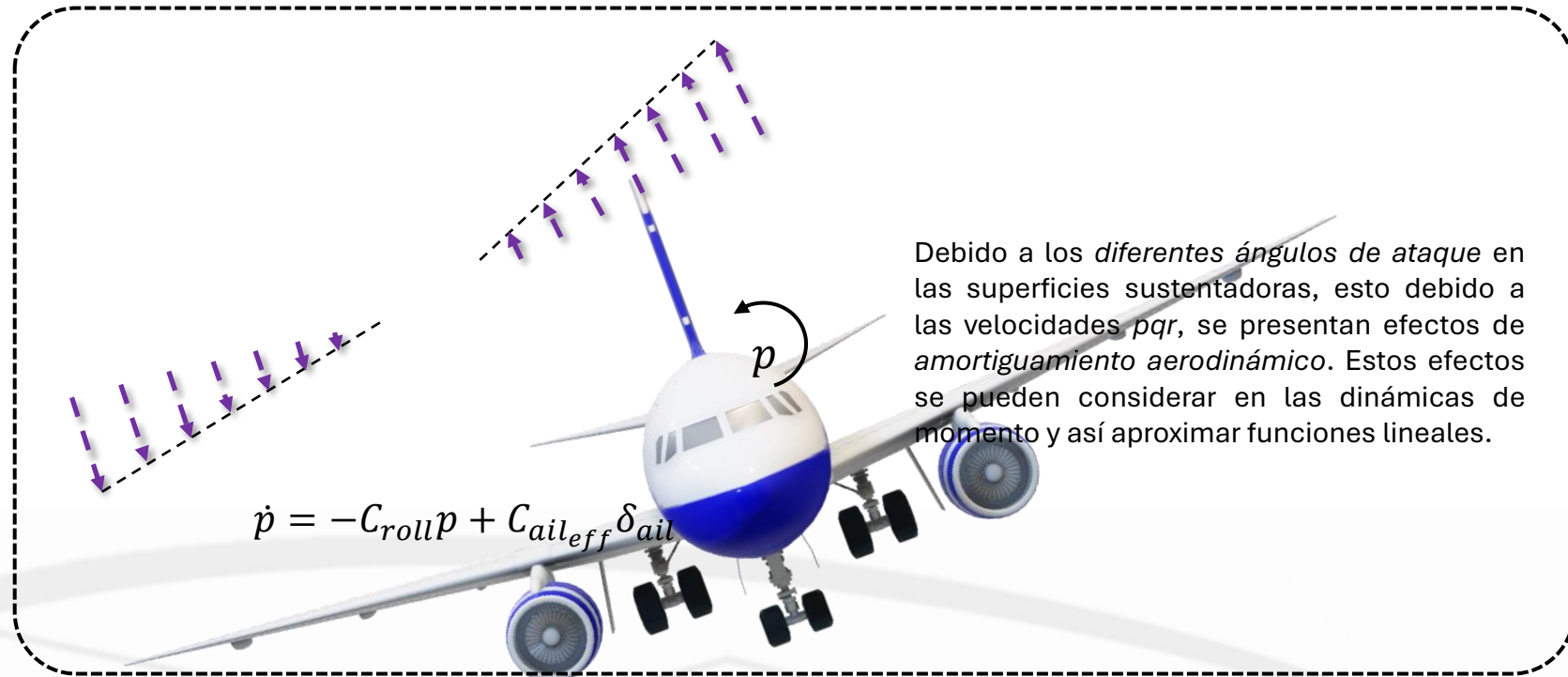


Sí el ala *no* presenta *torcimientos* ni *estrechamientos* importantes, la aproximación de *segmentación lineal* con *corrección de pendiente* aproxima de manera adecuada la *resultante de sustentación* y su ubicación.

Recapitulación

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción
2. Coeficientes aerodinámicos
3. Superficies de control
4. Segmentación de ala
5. Amortiguamiento aerodinámico
6. Recapitulación



Debido a los *diferentes ángulos de ataque* en las superficies sustentadoras, esto debido a las velocidades pqr , se presentan efectos de *amortiguamiento aerodinámico*. Estos efectos se pueden considerar en las dinámicas de momento y así aproximar funciones lineales.



UNIVERSIDAD
AUTÓNOMA DE
NUEVO LEÓN



FACULTAD DE
INGENIERÍA MECÁNICA
Y ELÉCTRICA

Repaso de Aerodinámica

Dinámica de Vuelo

7mo semestre

Plan 401

Dr. Erik Gilberto Rojo Rodríguez