

ESEIAAT



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA  
BARCELONATECH

Escola Superior d'Enginyeries Industrial,  
Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa

# Aerodinàmica d'un planejador

## Estudi de l'efecte terra

---

Informe

**Curs:** Màster en Enginyeria Aeronàutica

**Assignatura:** Aerodinàmica, Mecànica de Vol i Orbital

**Data d'entrega:** 15-12-2016

**Estudiants:**

González García, Sílvia

Kaloyanov Naydenov, Boyan

Pla Olea, Laura

Serra Moncunill, Josep Maria

**Professor:** Lizandra i Dalmases, Oriol

# Llista de continguts

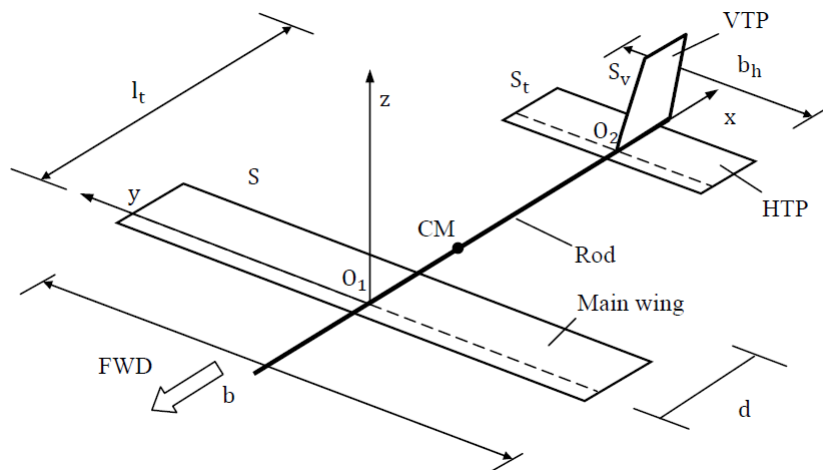
<b>Llista de taules</b>	<b>ii</b>
<b>Llista de figures</b>	<b>iii</b>
<b>1 Introducció</b>	<b>1</b>
<b>2 Vortex lattice</b>	<b>3</b>
2.1 Desenvolupament . . . . .	3
2.2 Algoritme . . . . .	7
<b>3 Convergència</b>	<b>8</b>
<b>4 Ala</b>	<b>10</b>
4.1 Angle de sustentació nul·la . . . . .	10
4.1.1 Resistència aerodinàmica . . . . .	12
4.2 Corba polar . . . . .	13
<b>5 Efecte terra. Ala.</b>	<b>14</b>
5.1 Variació dels coeficients . . . . .	14
5.2 Allargament . . . . .	15
5.3 Algoritme . . . . .	17
<b>6 Ala i estabilitzadors</b>	<b>18</b>
6.1 Coeficients Aerodinàmics . . . . .	19
6.2 Posició del centre de masses . . . . .	19
6.3 Efecte Terra. Planejador. . . . .	20
<b>7 Conclusions</b>	<b>21</b>
<b>8 Bibliografia</b>	<b>22</b>

# Llista de taules

1.1	Relacions geomètriques fixades . . . . .	2
1.2	Paràmetres geomètrics de l'ala . . . . .	2
1.3	Paràmetres geomètrics de l'estabilitzador horitzontal . . . . .	2
1.4	Paràmetres geomètrics de l'estabilitzador vertical . . . . .	2
5.1	Variació dels coeficients amb i sense efecte terra . . . . .	15
6.1	Variació dels coeficients amb i sense efecte terra . . . . .	20

# Llista de figures

1.1	Esquema del planejador [2] . . . . .	1
2.1	Discretització d'una semi-ala [4] . . . . .	4
2.2	Aplicació de la força aerodinàmica. . . . .	5
2.1	Algoritme coeficients aerodinàmics. . . . .	7
3.1	Estudi del nombre de divisions al llarg de l'eix Y . . . . .	8
3.2	Estudi del nombre de divisions al llarg de l'eix X . . . . .	9
4.1	Angle de sustentació nul·la per diferents valors de twist . . . . .	11
4.2	Resistència aerodinàmica en angle de sustentació nul·la . . . . .	12
4.1	Corba polar ( $C_D$ vs. $C_L$ ) . . . . .	13
5.1	Esquema de la posició de l'ala sobre el terra . . . . .	14
5.1	Variació del $C_L$ amb l'allargament amb efecte terra . . . . .	15
5.2	Variació del $C_D$ amb l'allargament amb efecte terra . . . . .	16
5.3	Variació del $C_{m_0}$ amb l'allargament amb efecte terra . . . . .	17
6.1	Configuració geomètrica del planejador . . . . .	18
6.1	Algoritme seguit pel càlcul de la posició del centre de masses . . . . .	19
6.1	Esquema de la disposició del planejador a prop del terra. $h = \bar{c}$ . . . . .	20



Relacions geomètriques fixades			
$S_t/S$	$S_v/S_t$	$l_t/\bar{c}$	$A$
$\frac{1}{8}$	$\frac{2}{3}$	4	$> 6$

Taula 1.1: Relacions geomètriques fixades

A continuació, per tal de definir els paràmetres bàsics de la geometria de l'ala del planejador no establerts, s'ha agafat com a referència l'avió SZD-56 Diana 2 de Diana Sailplanes [1]. Els valors obtinguts es mostren a la Taula 1.2.

Paràmetres geomètrics de l'ala			
$\lambda$	$\Lambda$	$\Gamma$	$A$
0.3	0	0	26

Taula 1.2: Paràmetres geomètrics de l'ala

Un cop definida la geometria alar, s'ha de definir la geometria dels estabilitzadors tant horitzontal com vertical. Les dimensions escullides es mostren a Taules 1.3 y 1.4..

Estabilitzador horitzontal				
$\lambda$	$\Lambda$	$\Gamma$	$c_{rh}$	$b_h$
0.3	0	0	$0.5c_{rw}$	$0.25b_w$

Taula 1.3: Paràmetres geomètrics de l'estabilitzador horitzontal

Estabilitzador vertical			
$\lambda$	$\Lambda$	$\Gamma$	$c_{rv}$
0.3	0	0	$c_{rh}$

Taula 1.4: Paràmetres geomètrics de l'estabilitzador vertical

Per últim, pel que fa als perfils utilitzats, en l'ala s'assumeix un perfil NACA 2412 i en els estabilitzadors vertical i horitzontal, NACA 0009.

## 2 | Vortex lattice

El mètode de resolució emprat és el *Vortex lattice*. Aquest es basa en la teoria de *lifting line* de Prandtl, segons la qual la sustentació en una ala es pot plantejar com una sèrie de segments de vorticitat que generen unes velocitats induïdes als punts del seu voltant. Cal recalcar que aquesta teoria es troba dins del marc de fluid potencial, i per tant no té en compte efectes de viscositat.

Aquest mètode s'utilitza per resoldre l'aerodinàmica d'ales primes, ja que en els seus càlculs només té en compte els efectes de la curvatura i de l'angle d'atac, suposant que el perfil no té espessor. Es diferencia d'altres mètodes com el *Lifting line* perquè permet el càlcul d'ales de qualsevol *aspect ratio*.

Per tal de simplificar el plantejament del mètode de *vortex lattice* a continuació es descriu per la resolució d'una ala aïllada. En els següents apartats ja es descriuen les possibles modificacions que cal tenir en compte en afegir l'efecte terra o els efectes dels estabilitzadors vertical i horitzontal.

### 2.1 Desenvolupament

Com en la majoria de mètodes numèrics, cal discretitzar el domini a estudiar, en aquest cas l'ala. Es fan  $N_x$  divisions en l'eix X i  $N_y$  divisions en l'eix Y.

El següent pas és trobar la disposició dels anells de vorticitat. Aquest mètode planteja que en cada un dels panells que forma l'ala s'hi troba un anell de vorticitat, que genera una velocitat induïda a tots els punts de control de l'ala. Els anells es troben situats a  $1/4$  de la corda de cada panell, tal i com es pot veure en verd a la figura 2.1.

En la mateixa figura també es troben representats en color vermell els punts de control. Aquests són els punts on es calcula la velocitat induïda generada per tots els anells de vorticitat de l'ala. La velocitat induïda en un punt de control  $i$  deguda a una anell de vorticitat  $j$  és la suma

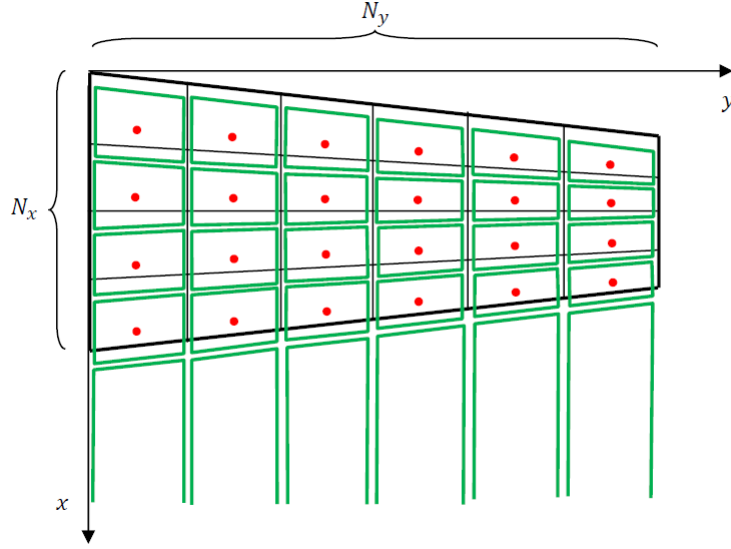


Figura 2.1: Discretització d'una semi-ala [4]

de les velocitats induïdes per cada un dels segments que formen l'anell de vorticitat. És a dir:

$$\vec{v}_{ij} = \vec{v}_{ijAB} + \vec{v}_{ijBC} + \vec{v}_{ijCD} + \vec{v}_{ijDA} \quad (2.1)$$

I la velocitat de cada segment ve determinada per l'expressió [3]:

$$\vec{v}_{ijsegment} = \frac{1}{4\pi} \frac{|\vec{r}_1| + |\vec{r}_2|}{|\vec{r}_1||\vec{r}_2|(|\vec{r}_1||\vec{r}_2| + \vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2)} \quad (2.2)$$

on  $\vec{r}_1$  i  $\vec{r}_2$  són les distàncies del punt de control als extrems del segment de vorticitat.

No obstant, en el càlcul de les velocitats induïdes pels anells de vorticitat cal tenir en compte que en el caire de sortida els anells de vorticitat en realitat són vòrtexs semi-infinitos, com els que es veuen a la figura 2.1. En altres paraules, no són anells tancats, sinó que venen de l'infinit i se'n van a l'infinit. L'expressió de la velocitat induïda per un d'aquests segments semi-infinitos és [3]:

$$\vec{v}_{ijsegment} = \frac{1}{4\pi} \frac{\vec{u}_r \times \vec{r}}{|\vec{u}_r \times \vec{r}|^2} \quad (2.3)$$

on  $\vec{u}_r$  és el vector unitari que indica el sentit del segment i  $\vec{r}$  és la distància entre el punt de control i el punt on comença o acaba el segment.

Per tant, la velocitat induïda final en cada punt de control serà la suma de les velocitat calculades per a cada vòrtex multiplicada pel seu valor de circulació. És a dir:

$$\vec{v} = \sum_{j=1}^N \Gamma_j \vec{v}_{ij} \quad (2.4)$$

Un cop definides les velocitats de l'ala, cal plantejar el sistema d'equacions a resoldre per a obtenir la circulació de cada panell de l'ala i, en conseqüència, la sustentació. La condició que



## Aerodinàmica d'un planejador

s'imposa és que la velocitat normal a l'ala en els punts de control sigui nul·la. Per a poder expressar aquesta condició cal afegir l'efecte de la velocitat aerodinàmica a les velocitats induïdes. És a dir, el sistema a resoldre és:

$$\left[ \vec{U}_\infty + \sum_{j=1}^N \Gamma_j \vec{v}_{ij} \right] \cdot \vec{n}_i = \vec{U}_\infty \cdot \vec{n}_i + \sum_{j=1}^N \Gamma_j [\vec{v}_{ij} \cdot \vec{n}_i] = 0 \quad (2.5)$$

on  $\vec{U}_\infty$  és la velocitat aerodinàmica i  $\vec{n}_i$  és el vector normal al perfil en el punt de control.

Per tal de simplificar aquest sistema, aquest es pot expressar de la següent forma:

$$\sum_{j=1}^N a_{ij} \Gamma_j = b_i \quad (2.6)$$

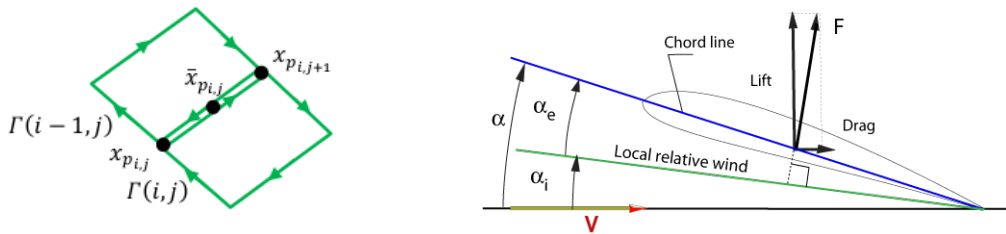
on  $a_{ij}$  són els coeficients d'influència:

$$a_{ij} = \vec{v}_{ij} \cdot \vec{n}_i \quad (2.7)$$

i  $b_i$  és el terme de la dreta (RHS):

$$b_i = -\vec{U}_\infty \cdot \vec{n}_i \quad (2.8)$$

Finalment, un cop obtingut el valor de la circulació, es pot procedir al càlcul de les forces i moments aerodinàmics. A cada element, la força es veu aplicada al punt  $\bar{x}_{p_{i,j}}$ , definit a la figura 2.2a.



(a) Punt d'aplicació de les forces aerodinàmiques.

(b) Secció de l'ala.

Figura 2.2: Aplicació de la força aerodinàmica.

Per trobar la sustentació cal projectar a l'eix perpendicular a la velocitat incident. Com treballem amb angles petits, la força de sustentació es simplifica:

$$L = F \cos \alpha_i \approx F = \sum_{j=1}^{N_y} \sum_{i=1}^{N_x} \Delta L_{ij} = \rho U_\infty \sum_{j=1}^{N_y} \left[ \Gamma_{1,j} + \sum_{i=2}^{N_x} (\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i-1,j}) \right] \Delta y_i \quad (2.9)$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 S} \quad (2.10)$$

on  $U_\infty$  és el mòdul de la velocitat aerodinàmica,  $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$  la densitat de l'aire i  $S$  la superfície alar.

## Aerodinàmica d'un planejador

El càlcul de la resistència aerodinàmica és més complicat, ja que aquesta consta de dos termes: resistència paràsit i resistència induïda.

Ámb el mètode del *Vortex Lattice* es calcula solament la induïda. Així, cal projectar la força en la direcció de la velocitat incident. Per nomenclatura,  $\alpha_i = w$ .

$$D_{ind} = F \sin \alpha_i \approx F \alpha_i = F w \quad (2.11)$$

$$D_{ind} = \sum_{j=1}^{N_y} \sum_{i=1}^{N_x} \Delta D_{ij} = \rho U_{\infty} \sum_{j=1}^{N_y} \left[ \Gamma_{1,j}(w)_{1,j} + \sum_{i=2}^{N_x} (\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i-1,j}) (w)_{i,j} \right] \Delta y_i \quad (2.12)$$

I on l'angle induït es defineix com:

$$(w)_{i,j} = \frac{[\vec{U}_{\infty} \times \vec{V}_{ind,i,j}] \cdot \vec{j}}{|\vec{U}_{\infty}|} \quad (2.13)$$

Per calcular el drag paràsit que origina l'ala es disposa de la relació  $C_l(C_d)$  per cada perfil. Un cop s'ha obtingut la sustentació per cada element, es pot sumar solament la que correspon a una secció d'ala, i obtenir així el seu respectiu drag paràsit.

- NACA 2412.  $C_d = 0.0063 - 0.0033C_l + 0.0067C_l^2$
- NACA 0009.  $C_d = 0.0055 + 0.0045C_l^2$

Per obtenir el drag paràsit de tota l'ala cal integrar al llarg d'aquesta. Numèricament:

$$D_{par} = \frac{\sum_{i=1}^{2N_y} C_{d_y} c_y \Delta Y_y}{S} \quad (2.14)$$

Finalment,  $D = D_{par} + D_{ind}$ .

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2 S} \quad (2.15)$$

Pel que fa al moment, simplement cal multiplicar la sustentació per la distància del punt  $\bar{x}_{p_{i,j}}$  al punt respecte el qual volem obtenir el moment.

$$M = \sum_{j=1}^{N_y} \sum_{i=1}^{N_x} \bar{x}_{p_{i,j}} \Delta L_{ij} \quad (2.16)$$

On:

$$\bar{x}_{p_{i,j}} = \frac{x_{p_{i,j}} + x_{p_{i,j+1}}}{2} \quad (2.17)$$

## 2.2 Algoritme

L'algoritme utilitzat per a resoldre el plantejament proposat es troba esquematitzat a continuació.

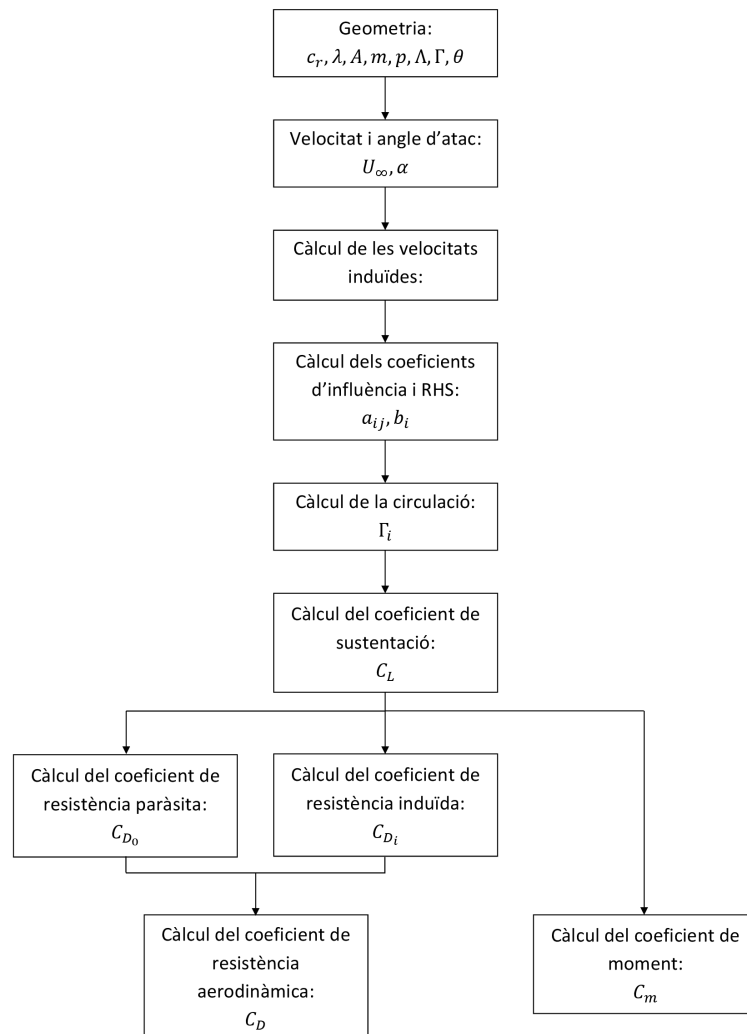


Figura 2.1: Algoritme coeficients aerodinàmics.

Per implementar el *Vortex Lattice* eficientment, el codi s'ha dividit en funcions amb responsabilitats molt limitades. Per exemple, una funció calcula solament la velocitat induïda per un segment mentre que una altra recorre tots els segments i calcula els coeficients d'influència en cada punt de control cridant a la primera funció múltiples vegades. Una tercera funció calcula les circulacions i amb aquestes una calcula la sustentació, una la resistència aerodinàmica i una el moment. Així successivament per resoldre tots els apartats. Cada funció s'ha intentat validar amb *Unit Tests* per tal d'assegurar que no apareixerien problemes quan el codi creixi.

## 3 | Convergència

Com que el mètode proposat de *Vortex Lattice* és un mètode numèric, cal determinar el número de panells en els que es divideix l'ala a l'hora de fer els càlculs. Aquest nombre determinarà la validesa dels resultats, ja que a major nombre de panells més precisió, però també més cost computacional.

A fi d'estimar el nombre de divisions necessàries, s'ha realitzat un anàlisi de convergència. S'ha començat pel nombre de divisions en l'eix Y. En aquest cas s'ha mantingut constant els panells en l'eix X ( $N_x = 10$ ), i s'ha calculat el valor del coeficient de sustentació amb diferent número de panells a l'eix Y. Tot això amb un angle d'atac constant de  $2^\circ$ . Els resultats obtinguts es mostren a la figura 3.1.

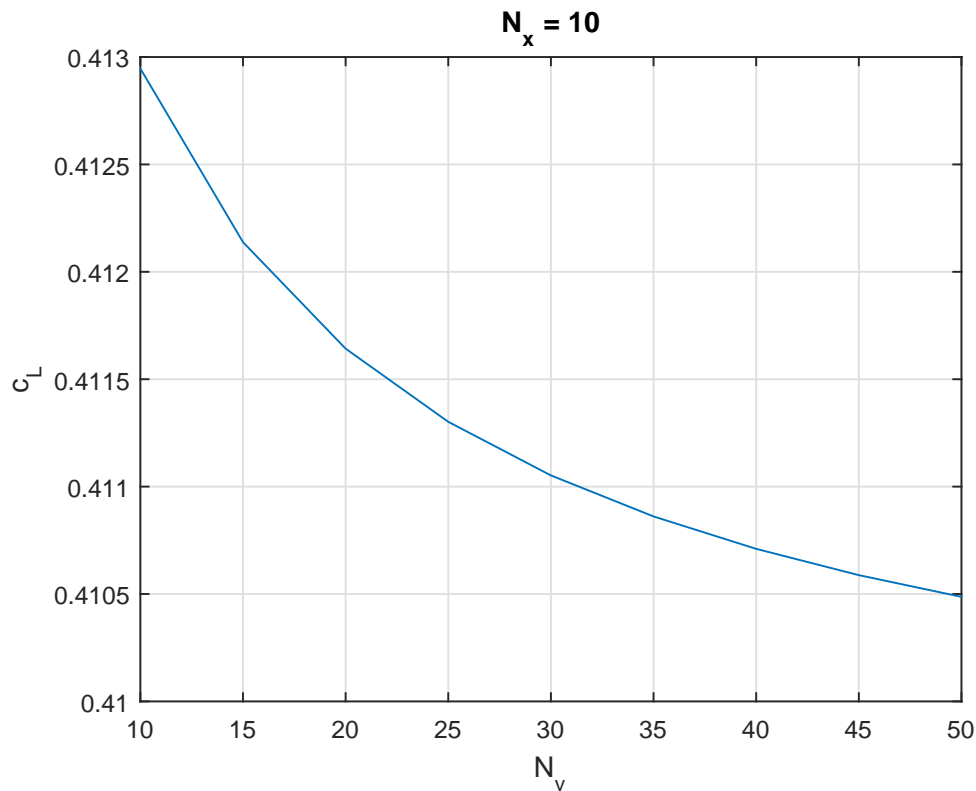


Figura 3.1: Estudi del nombre de divisions al llarg de l'eix Y

Com es pot observar, el coeficient de sustentació tendeix a un valor de  $C_L = 0.41$ . No obstant, amb 10 panells s'obté  $C_L = 0.4129$ , valor que només es desvia un 0.71%. És a dir, que aquest nombre de divisions ja és suficient per tal d'obtenir uns valors acurats. Tanmateix, a mesura que s'augmenten els panells aquest error disminueix considerablement.

Cal tenir en compte que el número que expressa el valor  $N_y$  són els panells en una semi-ala, per tant, el nombre total de divisions en l'eix Y és el doble.

S'ha executat el mateix anàlisi per a l'eix X, en aquest cas mantenint constant el número de panells al llarg de l'ala ( $N_y = 30$ ). Els resultats obtinguts es troben a la figura 3.2.

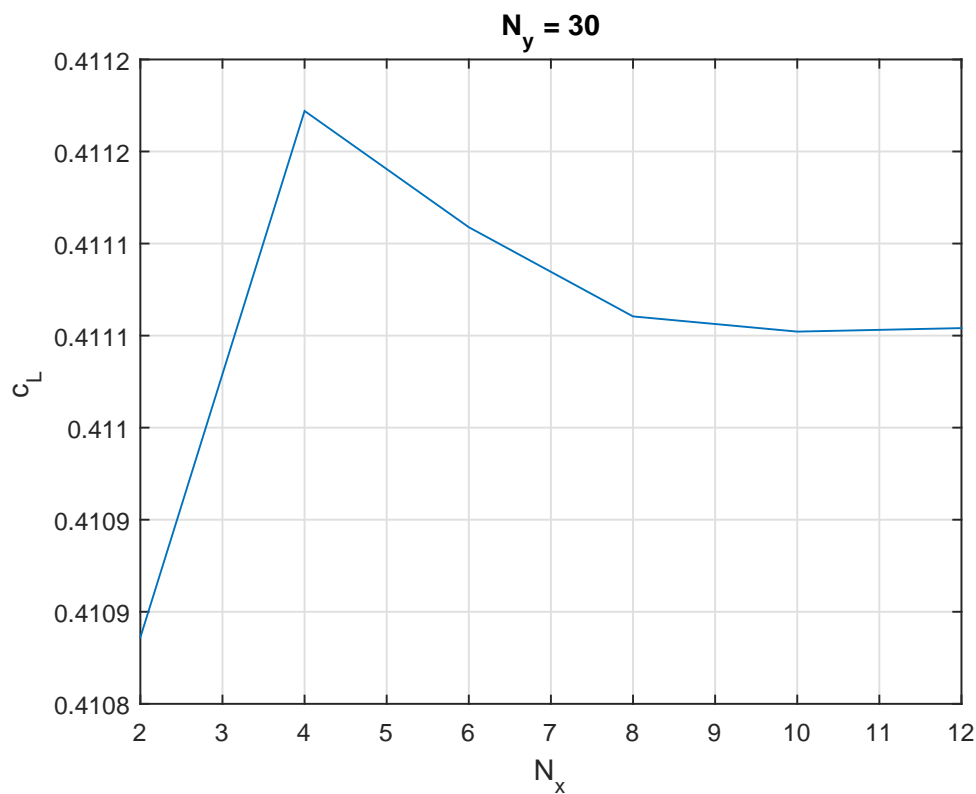


Figura 3.2: Estudi del nombre de divisions al llarg de l'eix X

En quant als resultats, s'observa com la sustentació tendeix a un valor de  $C_L = 0.4111$ , valor molt semblant a l'obtingut anteriorment. Comparant el diferent número de panells, s'observa com en el cas de 2 l'error és de 0.05%, però a partir d'aquí ja va disminuint.

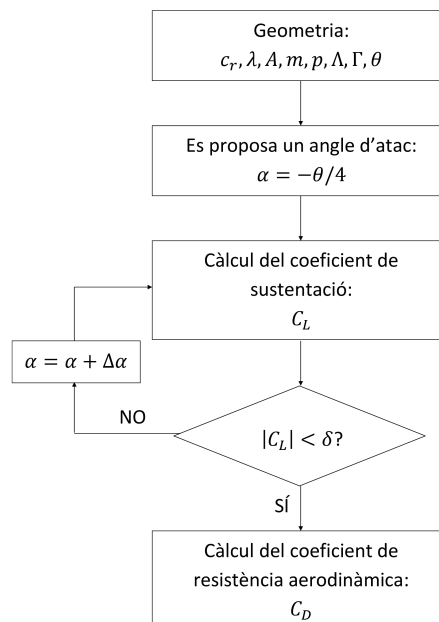
Tenint en compte tots aquests resultats, s'ha optat per realitzar els càlculs que es troben en aquest informe amb un nombre de divisions  $N_x = 5$  i  $N_y = 20$ .

## 4 | Ala

Començant pels càlculs més bàsics, s'estudia el comportament de l'ala com a cos aïllat. En els següents apartats es descriuen l'efecte de l'angle de twist en l'aerodinàmica de l'ala i la variació de la resistència aerodinàmica en funció de la sustentació.

### 4.1 Angle de sustentació nul·la

L'únic paràmetre geomètric de l'ala que queda per determinar és l'angle de twist. Per tal de fer-ho, és útil calcular l'angle de sustentació nul·la de la secció central de l'ala per a diferents valors d'aquest angle, concretament en el rang de  $-8$  a  $0^\circ$ . L'algoritme seguit per fer-ho es mostra a continuació.



Com s'observa, es tracta d'un algoritme iteratiu. Un cop introduïdes les dades geomètriques del planejador, es proposa un angle d'atac inicial per tal que el programa pugui començar a

fer càlculs. Es calcula el coeficient de sustentació i es comprova si aquest és més petit que una tolerància proposada, en aquest cas  $\delta = 10^{-3}$ . Si no és així, es varia l'angle d'atac en un increment que depèn del valor del coeficient de sustentació calculat anteriorment. Aquest procés es va repetint fins que s'obté un coeficient de sustentació més petit que  $\delta$ .

Finalment, el següent pas és el càlcul del coeficient de resistència per a l'angle d'atac obtingut. En aquest càlcul d'imposa que la sustentació és nul·la, per evitar possibles errors deguts a la tolerància.

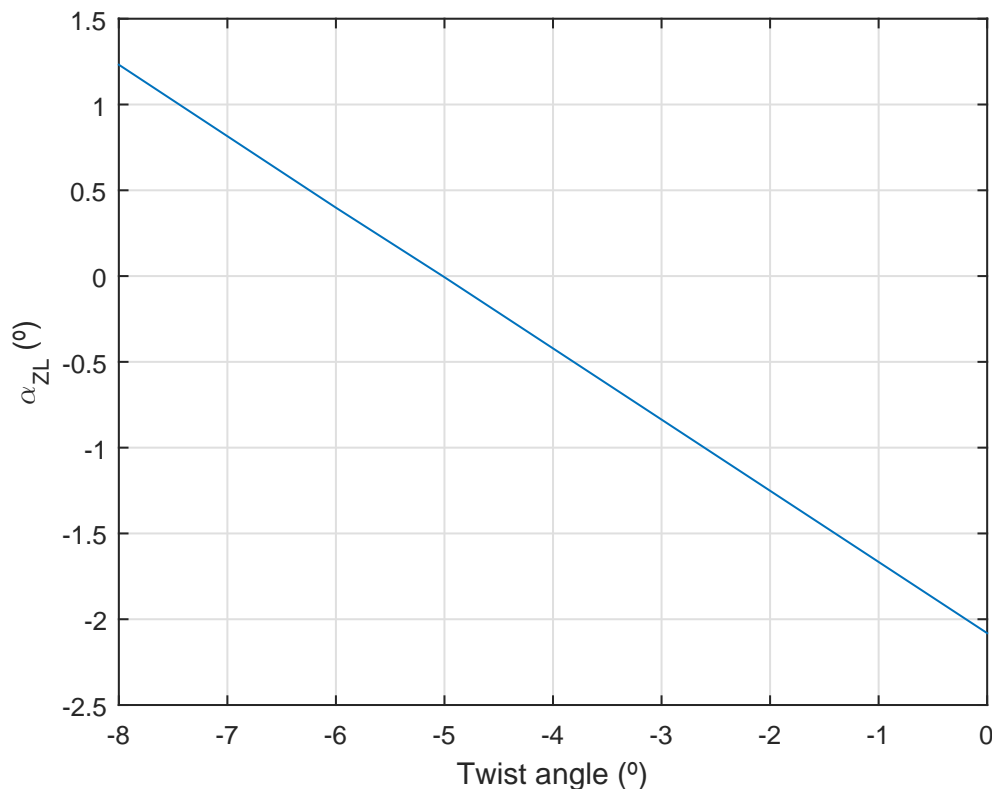


Figura 4.1: Angle de sustentació nul·la per diferents valors de twist

Els resultats d'aquest estudi es resumeixen en la figura 4.1. Com es pot observar, la dependència entre l'angle de twist i l'angle de sustentació nul·la és completament lineal. A mesura que el twist es torna més negatiu, l'angle de sustentació nul·la augmenta. És a dir, a mesura que s'incrementa el twist, l'angle mínim necessari per tal de sustentar també es veu incrementat.

Tenint en compte aquests resultats, es determina que per a tal de tenir el màxim de sustentació possible, el millor angle de twist és el que permet un angle de sustentació nul·la més baix. Per tant, s'escull un twist de  $\theta = 0^\circ$ .

#### 4.1.1 Resistència aerodinàmica

A l'hora de calcular l'angle de sustentació nul·la per a diferents valors de twist, també s'ha determinat el coeficient de resistència aerodinàmica per tal d'estudiar la seva variació en funció d'aquest paràmetre.

Com és de suposar, ja que la sustentació és nul·la, la resistència induïda també és nul·la. No obstant, cal tenir en compte la resistència paràsit. Aquesta, com s'observa a la figura 4.2, no depèn de l'angle de twist, ja que no depèn de la sustentació, i pren un valor constant de  $C_D = C_{D_0} = 0.0063$ .

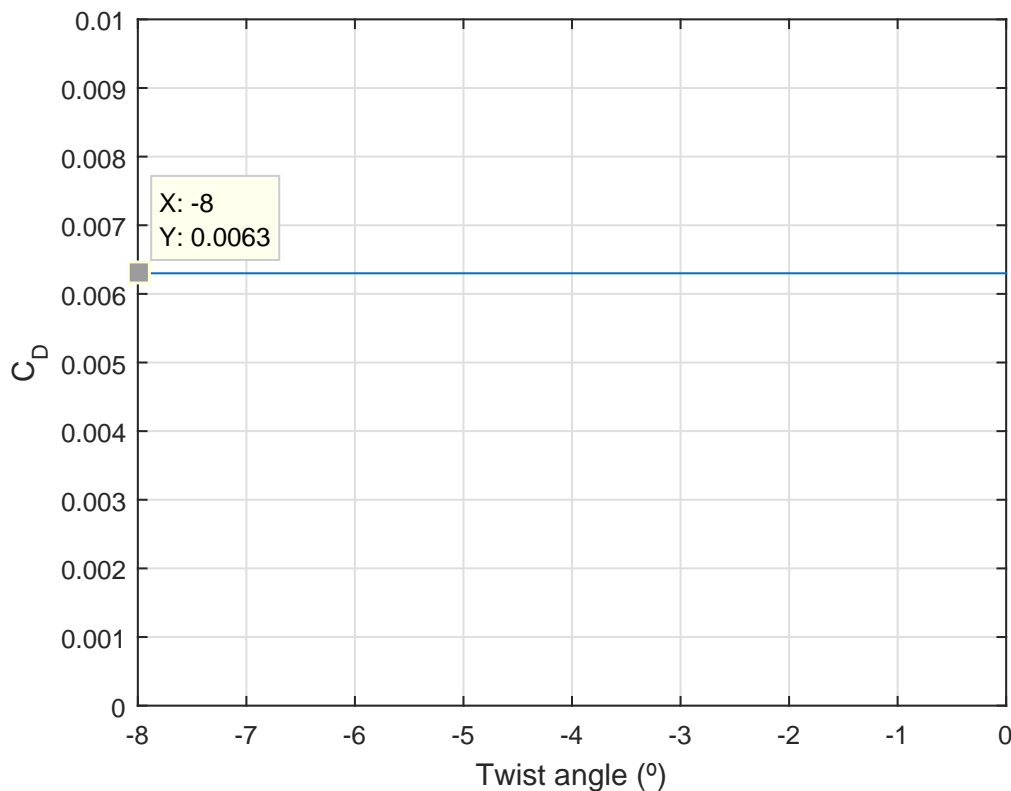


Figura 4.2: Resistència aerodinàmica en angle de sustentació nul·la

Veient que la resistència paràsit no depèn del valor de twist, aquests resultats només serveixen per reafirmar la decisió presa en l'apartat anterior d'assignar al planejador un angle de twist de  $0^\circ$ .



## 4.2 Corba polar

Finalment, per completar l'anàlisi de l'aerodinàmica de l'ala, és necessari calcular els coeficients de sustentació i de resistència aerodinàmica. Per tal d'obtenir diversos valors significatius, aquests s'estudien per a diversos angles d'atac, de 0 a  $10^\circ$ . L'algorisme seguit és el que s'il·lustra a la secció 2.2.

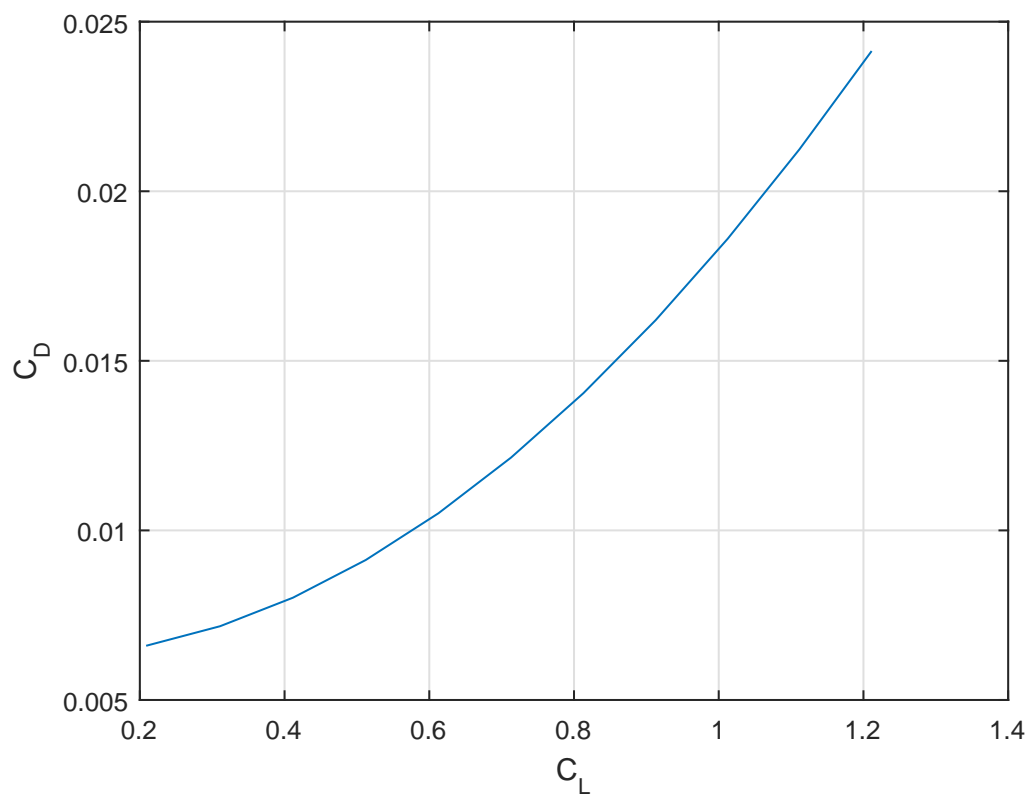


Figura 4.1: Corba polar ( $C_D$  vs.  $C_L$ )

Com s'observa a la figura 4.1, la representació gràfica del coeficient de resistència aerodinàmica en funció del coeficient de sustentació pren forma de paràbola, tal i com s'esperava.

## 5 | Efecte terra. Ala.

Un cop s'ha estudiat el comportament de l'ala sola, s'analitza el seu comportament sota les condicions d'efecte terra. L'efecte terra consisteix en el comportament que presenta l'ala quan es troba a una distància petita respecte el terra. En aquestes condicions, la presència d'una superfície sola força a la velocitat sobre el terra a mantenir-se paral·lela a aquest, quan en condicions normals no ho faria. Això provoca una variació del flux d'aire, que fa variar la sustentació i resistència aerodinàmica de l'ala.

En el cas plantejat, l'ala es troba a una distància de  $h = \bar{c}$ , i amb un angle d'atac respecte la velocitat de  $6^\circ$ . A la figura 5.1 es pot veure un esquema d'aquest cas.

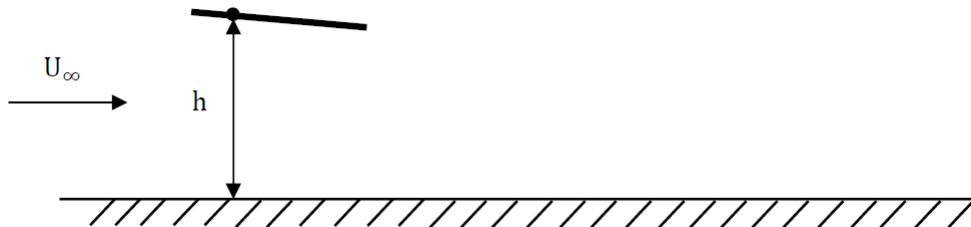


Figura 5.1: Esquema de la posició de l'ala sobre el terra

Concretament s'estudiarà la diferència del  $C_L$  i del  $C_D$ , amb i sense presència d'efecte terra. Addicionalment, s'estudiarà com varien aquests valors en funció de l'allargament de l'ala.

### 5.1 Variació dels coeficients

Agafant l'ala que ja s'ha descrit als apartats anteriors, sense torsió, i amb un angle d'atac de  $6^\circ$ , es comparen els resultats dels coeficients aerodinàmics pel cas sense efecte terra, i pel cas amb efecte terra. Els resultats es poden veure a la taula 5.1.

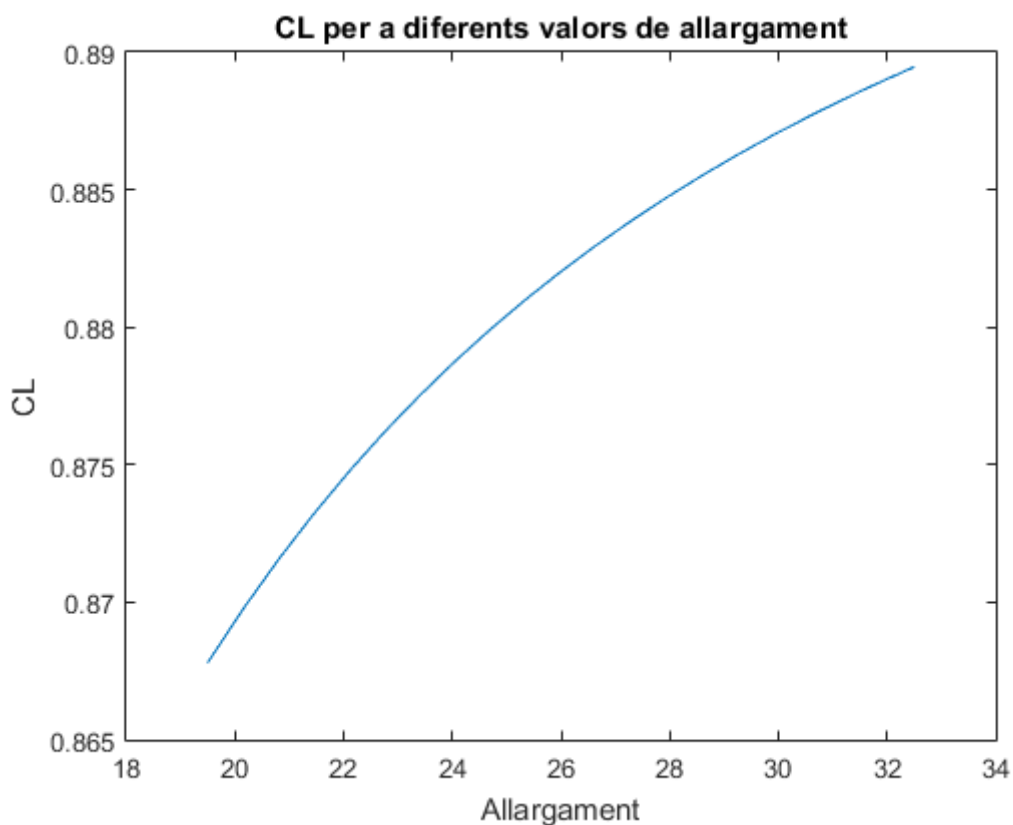
	$C_L$	$C_D$	$C_{m_0}$
Sense efecte terra	0.8273	0.0129	-0.3737
Amb efecte terra	0.8895	0.0082	-0.4051
Variació	7.52%	-36.43%	8.40%

Taula 5.1: Variació dels coeficients amb i sense efecte terra

Com era d'esperar, la sustentació es veu lleugerament incrementada en presència de l'efecte Terra.

## 5.2 Allargament

Per veure la variació dels coeficients aerodinàmics amb l'allargament i l'efecte terra, s'ha pres el valor d'allargament de l'avió ( $A_0=26$ ), i s'ha agafat l'espectre que va des de  $0.75A_0$  fins a  $1.25A_0$ . Concretament s'han agafat 21 punts equidistribuïts, de manera que es té  $A_0$  com a centre de l'espectre. Els resultats obtinguts han estat els següents.

Figura 5.1: Variació del  $C_L$  amb l'allargament amb efecte terra

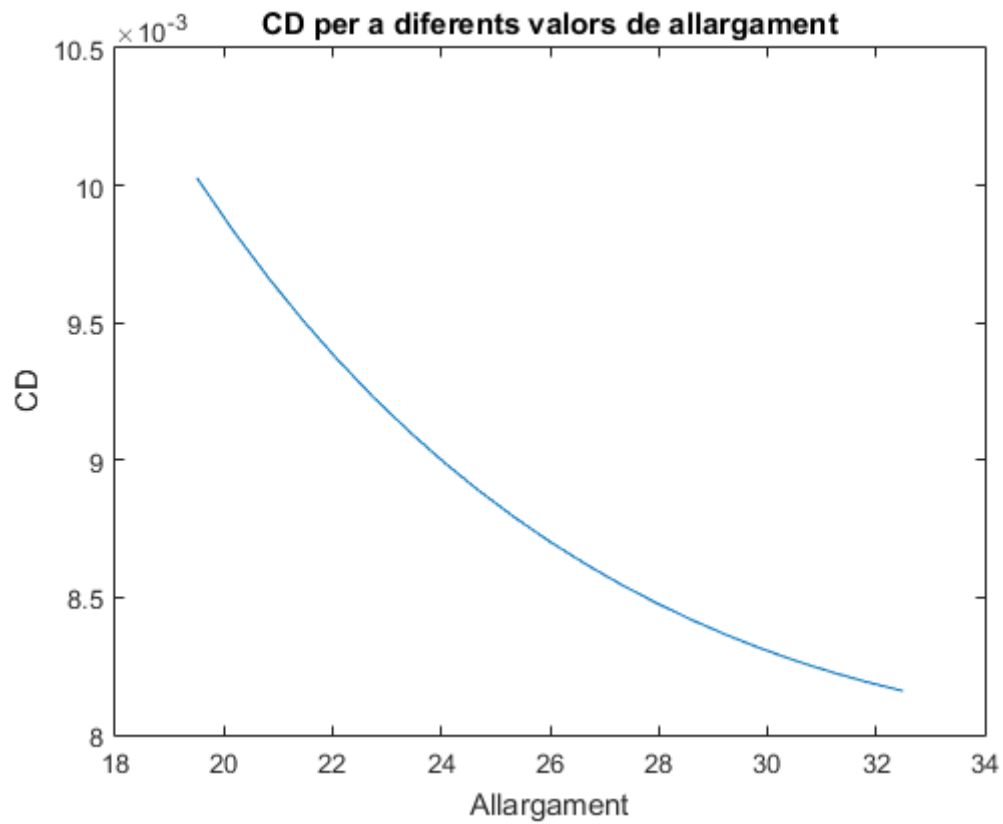
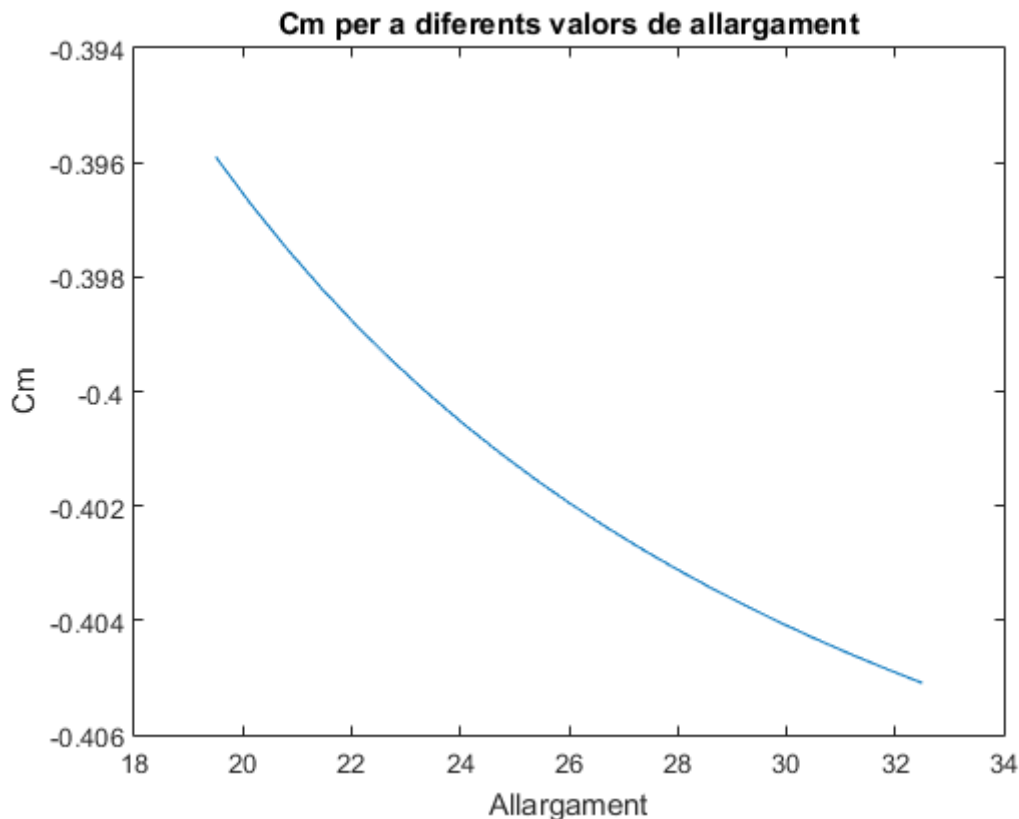


Figura 5.2: Variació del  $C_D$  amb l'allargament amb efecte terra

Figura 5.3: Variació del  $C_{m_0}$  amb l'allargament amb efecte terra

Com es pot veure a les figures 5.1, 5.2 i 5.3, el coeficient de sustentació augmenta amb l'allargament mentre que el coeficient de resistència aerodinàmica disminueix. Això és lògic, ja que en augmentar l'allargament, s'augmenta l'envergadura de l'ala per a una mateixa corda, de manera que hi ha més superfície que sustenta. Per l'altra banda, aquest augment de l'envergadura de l'ala fa que els vòrtex de punta d'ala estiguin més allunyats de la resta de l'ala, de manera que generen menys resistència induïda. Si bé és cert que augmenta la resistència paràsita en haver-hi més superfície, aquest augment no compensa la disminució de la resistència induïda. Finalment, degut a l'augment de la sustentació, augmenta també el moment aerodinàmic respecte el caire d'atac.

### 5.3 Algoritme

Per tal de calcular l'efecte terra s'ha aplicat el mètode de les imatges. Amb aquesta finalitat s'ha afegit una ala simètrica respecte el terra obtenint així uns coeficients d'influència modificats respecte el cas sense efecte Terra. Aquesta modificació afegeix un cost computacional significatiu. Pel que fa al càlcul de les circulacions i dels coeficients aerodinàmics, aquest no varia respecte de l'anterior apartat.

## 6 | Ala i estabilitzadors

Un cop estudiat el comportament de l'ala aïllada, s'ha d'estudiar el comportament del planejador complet, tenint en compte tant l'estabilitzador horitzontal com el vertical i per tant les interaccions i interferències que això produeix respecte l'ala aïllada.

Per tal d'estudiar el conjunt, s'assumeix que l'estabilitzador vertical té un angle de torsió  $\theta$  nul. A més, s'estableix que l'estabilitzador horitzontal només produeix una resistència aerodinàmica parasita ja que presenta un angle de lliscament  $\beta = 0^\circ$  i per tant no genera sustentació ni consegüentment resistència induïda.

La geometria del planejador sencer es pot veure a la Figura 6.1

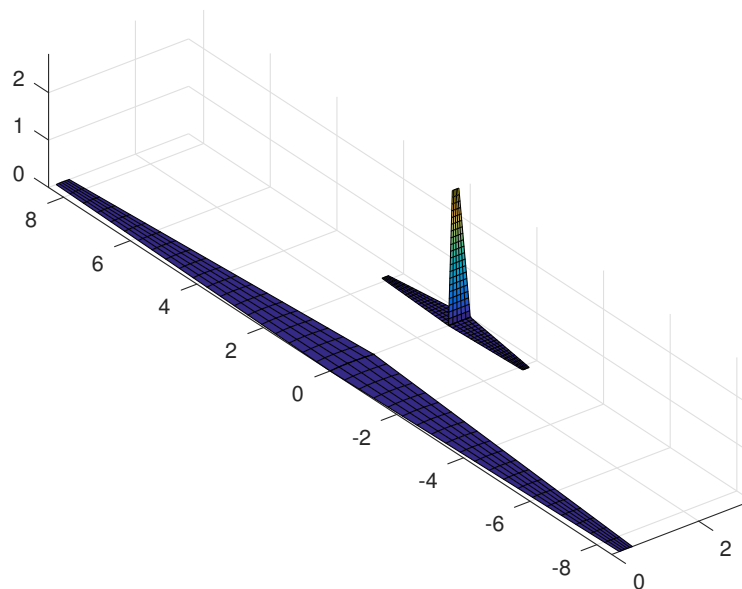


Figura 6.1: Configuració geomètrica del planejador

## 6.1 Coeficients Aerodinàmics

Amb l'objectiu d'estudiar el comportament del conjunt ala-estabilitzadors, es calcula tant el coeficient de sustentació com el de resistència per una configuració de vol amb un angle d'atac de valor  $\alpha = 6^\circ$ .

Els resultats obtinguts són  $C_L = 0.859$  i  $C_D = 0.027$ .

## 6.2 Posició del centre de masses

Finalment, s'estudia l'estabilitat del planejador. Per fer-ho es calcula la posició del centre de masses que fa que el conjunt ala-estabilitzadors sigui longitudinalment estable.

Per realitzar el càlcul s'agafa la configuració d'angle d'atac vista a l'apartat anterior,  $\alpha = 6^\circ$ , i s'imposa que el sumatori de moments respecte el centre de masses (punt a trobar) sigui igual a zero. L'algoritme seguit per fer-ho es mostra a la Figura 6.1.

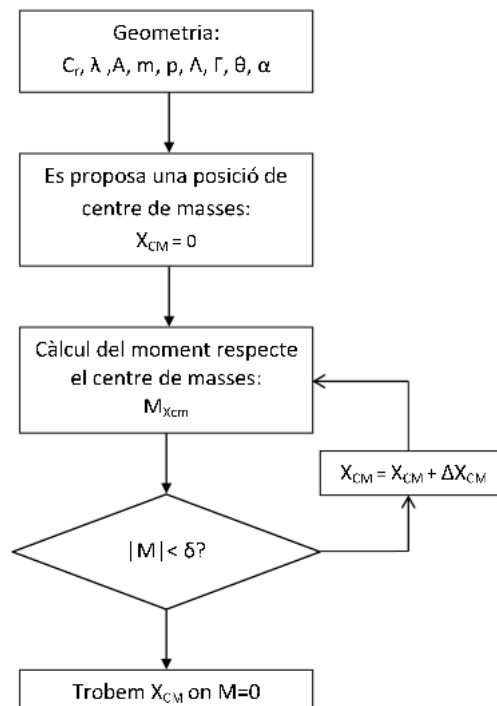


Figura 6.1: Algoritme seguit pel càlcul de la posició del centre de masses

Com es pot observar, es tracta d'un algoritme iteratiu. Per tant, un cop definida la geometria, es proposa una distancia de centre de masses per a que el programi pugui a començar a calcular

i es calculen els moments respecte aquest punt proposat i es comprova que el resultat sigui més petit que una tolerància. En aquest cas com el que busquem és el punt per al qual els moments són zero, aquesta tolerància es de  $\delta = 10^{-9}$ . Si això no es compleix, es varia la distància del centre de masses en un increment que depèn del valor de moments obtingut. El procés es repeteix fins que s'obté el valor buscat.

Així doncs, un cop realitzats els càlculs s'obté que  $X_{CM} = 0.1659$ .

### 6.3 Efecte Terra. Planejador.

Si la configuració anterior s'apropa al terra de forma que  $h = \bar{c}$  apareix efecte terra. Així doncs, per obtenir les noves circulacions, s'aplica el mètode de les imatges similarmet a com ja es va fer a la Sec.5.3. A partir d'aquí es torna a computar la sustentació, la resistència i el moment respecte del centre de masses trobat a l'anterior apartat.

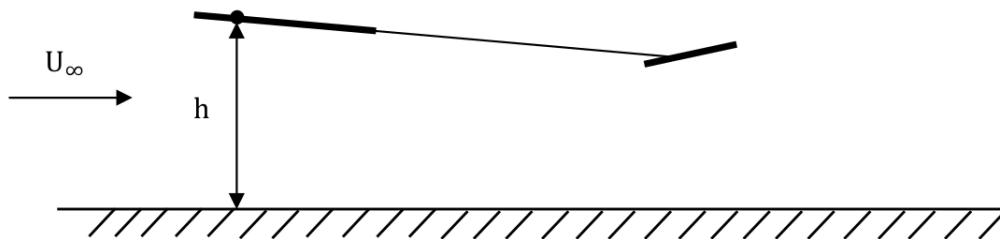


Figura 6.1: Esquema de la disposició del planejador a prop del terra.  $h = \bar{c}$

Fixant un angle d'atac de  $6^\circ$ , es comparen els resultats dels coeficients aerodinàmics pel cas sense efecte terra, i pel cas amb efecte terra.

	$C_L$	$C_D$
Sense efecte terra	0.8595	0.0271
Amb efecte terra	0.9541	0.0177
Variació	11%	-34.57%

Taula 6.1: Variació dels coeficients amb i sense efecte terra

Novament, els resultats obtinguts són físicament coherents, doncs l'efecte terra fa incrementar lleugerament la sustentació.

Per últim, el moment respecte del centre de masses trobat a l'apartat anterior s'ha computat obtenint  $C_{M_{cm}} = -0.0992$ .



## 7 | Conclusions

S'ha escollit resoldre el problema amb el mètode del *Vortex Lattice* doncs suposava una novetat interessant de l'assignatura. A més, per geometries anormals, o per ales amb un allargament petit, és un mètode més precís que el del *Lifting Line*.

El codi emprat per presentar els resultats d'aquest informe, ha sigut validat amb els resultats que s'han publicat pel professor Oriol Lizandra, com també amb el programari lliure XFLR5, que també implementa un *Vortex Lattice*.

Des del punt de vista aerodinàmic, ha sigut interessant poder triar un angle de torsió basant-se en el fregament generat, així com veure l'efecte de l'allargament sobre el  $C_L$  i el  $C_D$ . No obstant, la part més enriquidora ha sigut veure com afecta l'efecte terra sobre el comportament de l'avió, validant les hipòtesis inicials comentades al llarg de l'informe.

Des del punt de vista de la programació, s'ha realitzat un treball en equip molt satisfactori, dividint el problema global en petites funcions amb una responsabilitat limitada. Fent això, aquestes funcions s'han anat validant de forma que un cop el programa ha crescut considerablement, existia la confiança del seu correcte funcionament.

Les possibles millores de cara al futur es centrarien en millorar l'eficiència del codi, reduint així el cost computacional. També, seria interessant substituir l'actual model d'estela rígida, per un d'estela flexible.

## 8 | Bibliografia

- [1] Krzysztof Kubrynski. Aerodynamic design and cross-country flight performance analysis of Diana-2 sailplane. Technical report, Warsaw University of Technology, Institute of Aeronautics and Applied Mechanics, Warsaw, 2006.
- [2] Oriol Lizandra Dalmases. Assignment, 2017.
- [3] Oriol Lizandra Dalmases. Biot-Savart law applied to a straight vortex line, 2017.
- [4] Oriol Lizandra Dalmases. The vortex lattice method, 2017.