

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 Convergència</b>	<b>3</b>
<b>3 Ala</b>	<b>6</b>
3.1 Angle de sustentació nul·la . . . . .	6
3.2 Resistència aerodinàmica . . . . .	7
3.3 Corba polar . . . . .	8
<b>4 Efecte terra</b>	<b>9</b>
<b>5 Ala i estabilitzadors</b>	<b>10</b>
<b>6 Bibliografia</b>	<b>11</b>

# Llista de taules

# Llista de figures

1.0.1	Esquema del planejador . . . . .	1
2.0.1	Estudi del nombre de divisions al llarg de l'eix Y . . . . .	3
2.0.2	Estudi del nombre de divisions al llarg de l'eix X . . . . .	4
2.0.3	bau bau . . . . .	5
3.1.1	Angle de sustentació nul·la per diferents valors de twist . . . . .	6
3.2.1	Resistència aerodinàmica en angle de sustentació nul·la . . . . .	7
3.3.1	Corba polar ( $C_D$ vs. $C_L$ ) . . . . .	8

# 1 | Introducció

L'objectiu principal d'aquest informe és l'estudi de l'aerodinàmica d'un planejador i l'efecte que té sobre ella l'efecte terra. Per tal de poder resoldre el problema plantejat, s'utilitza el mètode numèric de Vortex lattice.

Es comença analitzant l'aerodinàmica de l'ala aïllada per poder estudiar com es troba influenciada pels paràmetres geomètrics, i, un cop determinada la geometria final de l'ala, es procedeix a analitzar l'efecte sòl.

A continuació, s'afegeixen els estabilitzadors vertical i horitzontal i, de nou, se n'estudia els coeficients aerodinàmics. També s'afegeix l'anàlisi de moments. Finalment, es realitza l'anàlisi del planejador complet amb efecte terra.

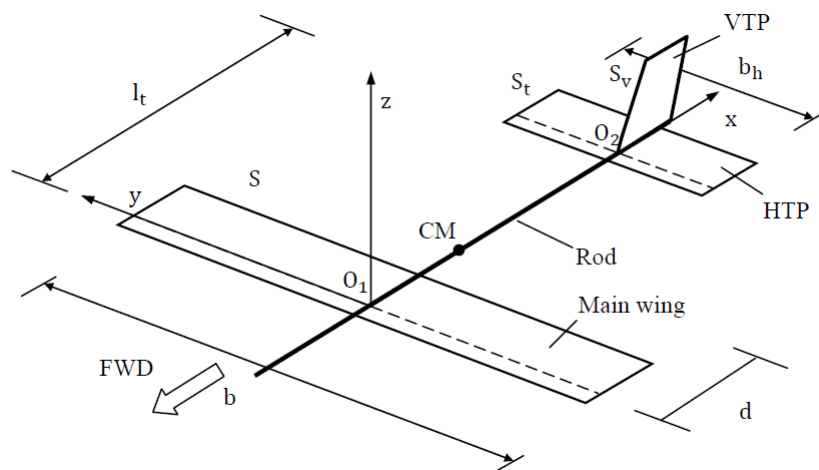


Figura 1.0.1: Esquema del planejador

L'esquema del planejador, així com els paràmetres geomètrics i els eixos de referència utilitzats, es troben definits en la figura 1.0.1. Les relacions entre alguns d'aquests paràmetres estan fixats per les següents expressions:

- $\frac{S_t}{S} = \frac{1}{8}$

- $\frac{S_v}{S} = \frac{2}{3}$
- $\frac{l_t}{c} = 4$

Per tal de definir els paràmetres bàsics de la geometria de l'ala del planejador, s'ha agafat com a referència l'avió SZD-56 Diana 2 de Diana Sailplanes [1]. Els valors determinats són:

- $\lambda = 0.3$
- $A = 26$
- $\Lambda = 0$
- $\Gamma = 0$

En quant als perfils utilitzats, en l'ala s'assumeix un perfil NACA 2412 i en els estabilitzadors vertical i horitzontal, NACA 0009.

## 2 | 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. Els resultats obtinguts es mostren a la figura 2.0.1.

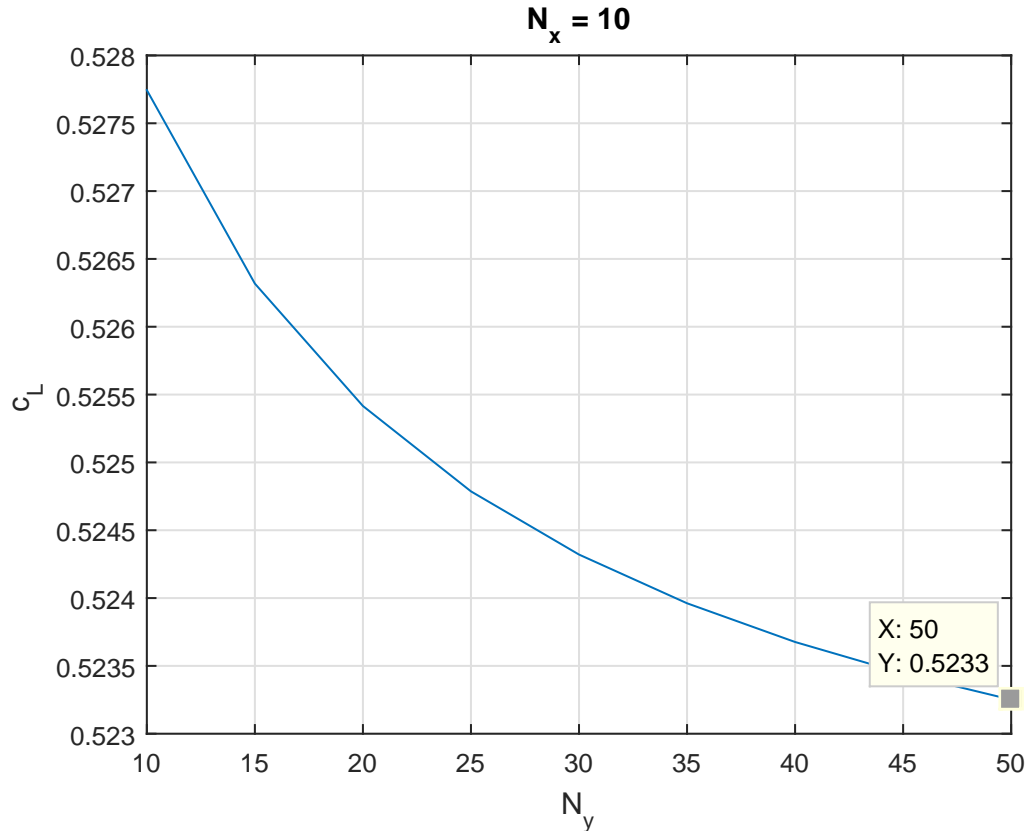


Figura 2.0.1: Estudi del nombre de divisions al llarg de l'eix Y

Com es pot observar, el coeficient de sustentació tendeix a un valor de  $C_L = 0.523$ . No obstant, amb 10 panells s'obté  $C_L = 0.5277$ , valor que només es desvia un 0.86%. 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 2.0.2.

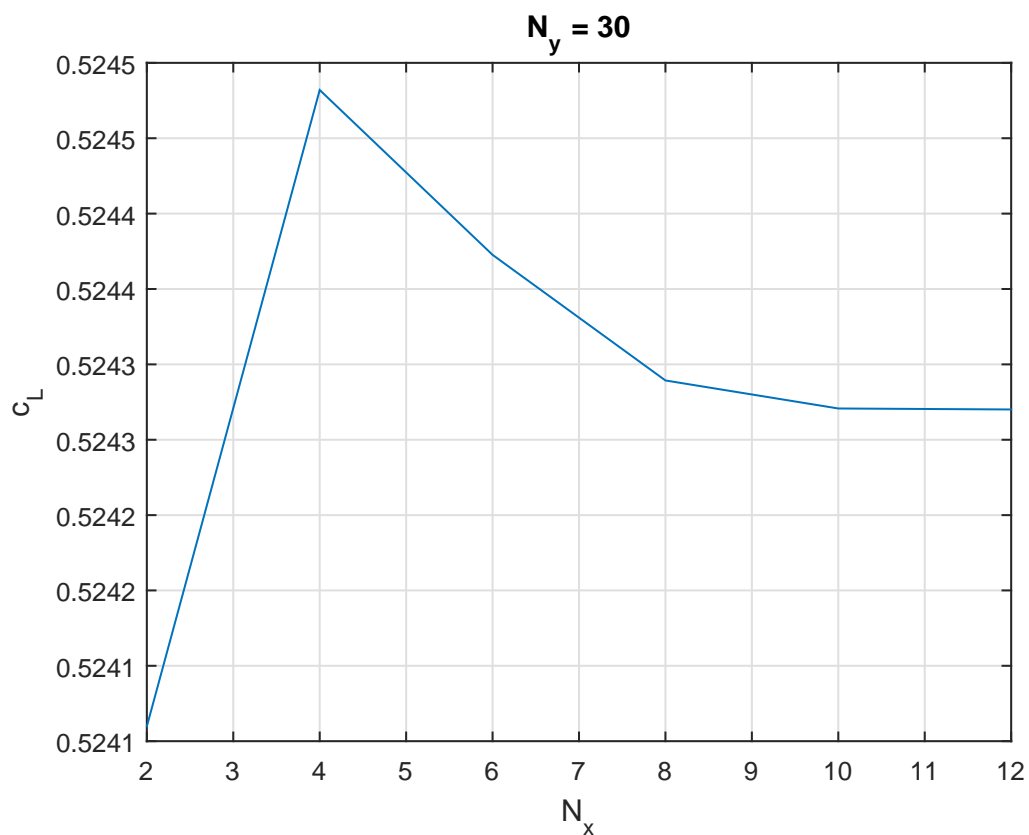


Figura 2.0.2: Estudi del nombre de divisions al llarg de l'eix X

En quant als resultats, es s'observa com la sustentació tendeix a un valor de  $C_L = 0.5243$ , 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 0.04%, 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  $N_y = 10$ .



miau miau miau

lalal

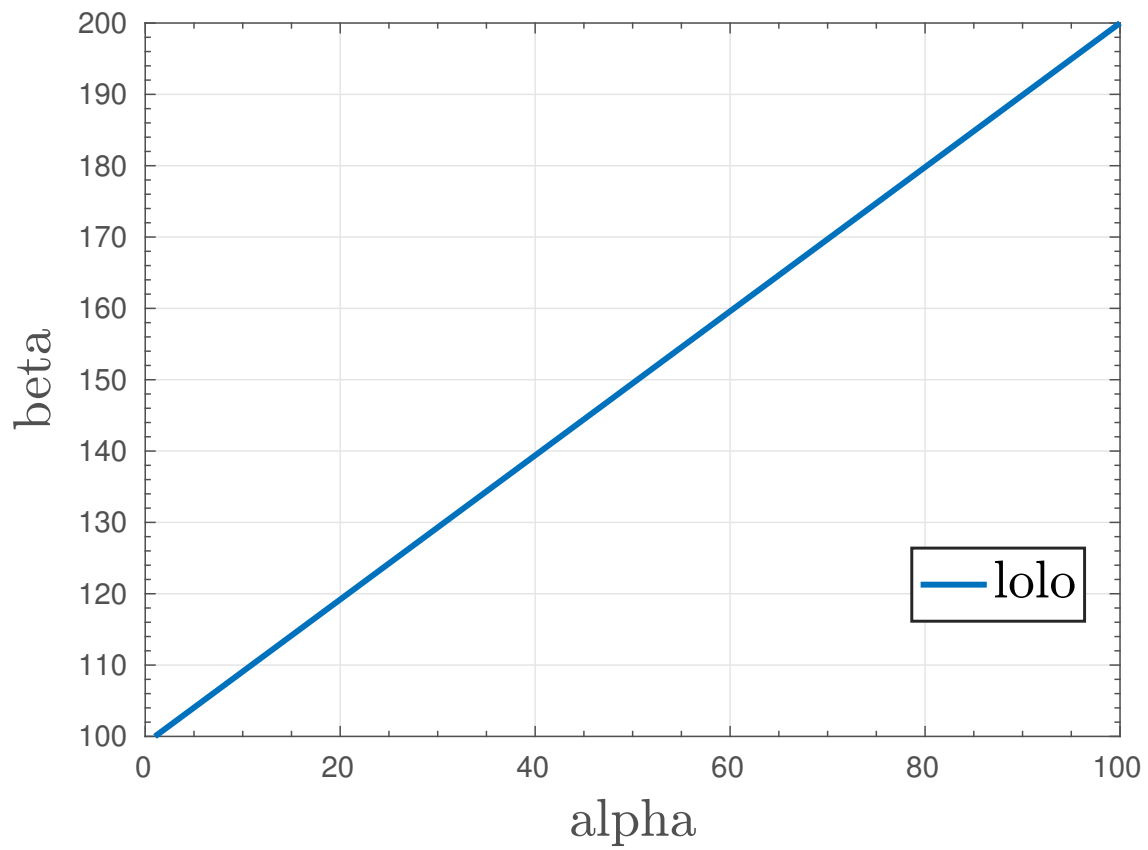


Figura 2.0.3: bau bau

## 3 | Ala

Començant pels càlculs més bàsics, s'estudia el comportament de l'ala com a cos aïllat.

### 3.1 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  $0^\circ$ .

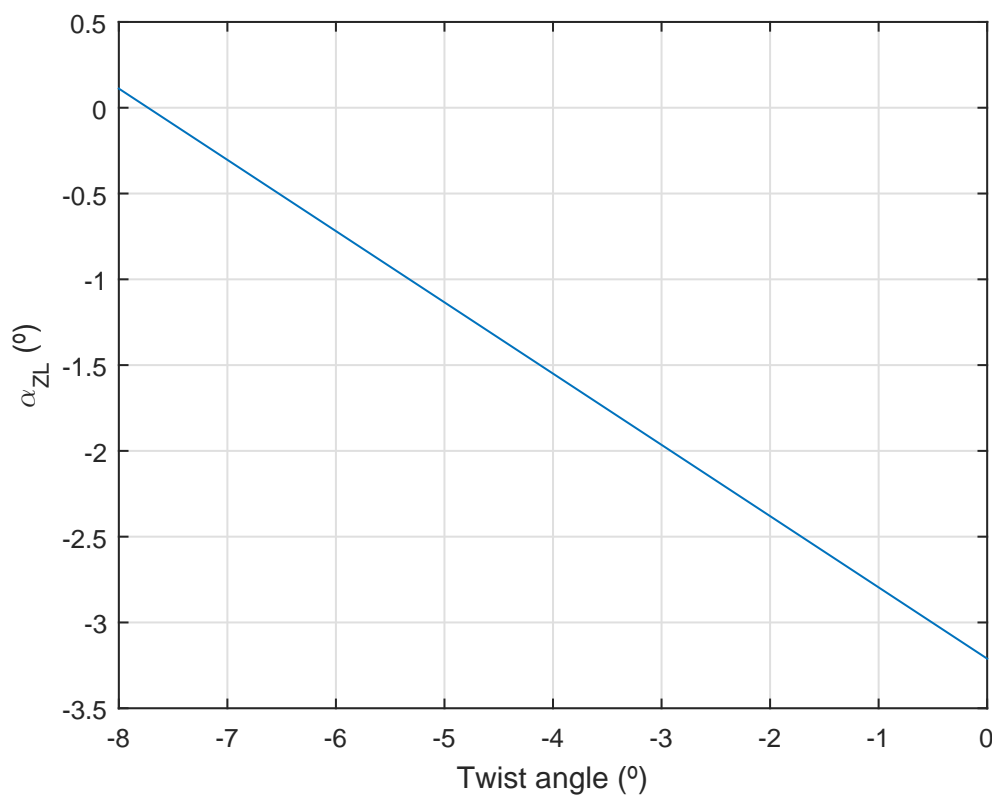


Figura 3.1.1: Angle de sustentació nul·la per diferents valors de twist

Els resultats d'aquest estudi es resumeixen en la figura 3.1.1. 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.

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  $\theta = 0^\circ$ .

## 3.2 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 total.

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 3.2.1, no depèn de l'angle de twist, ja que no depèn de la sustentació, i pren un valor constant de  $C_D = C_{D_0} = 0.0063$ .

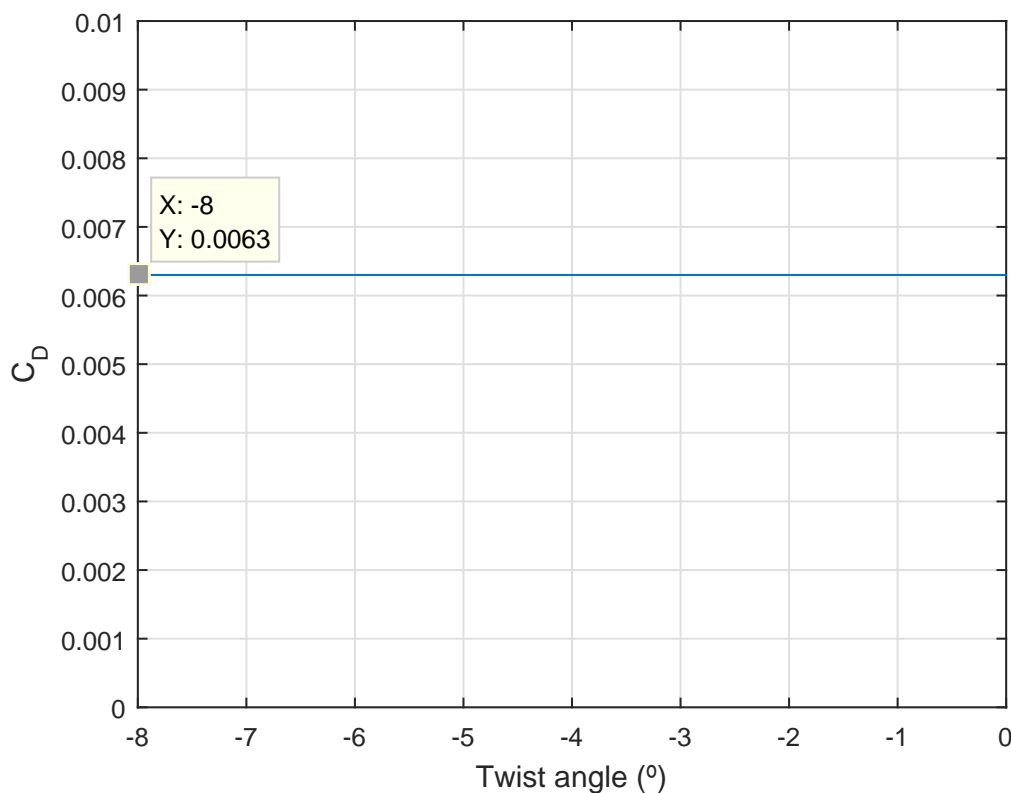


Figura 3.2.1: Resistència aerodinàmica en angle de sustentació nul·la

### 3.3 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°.

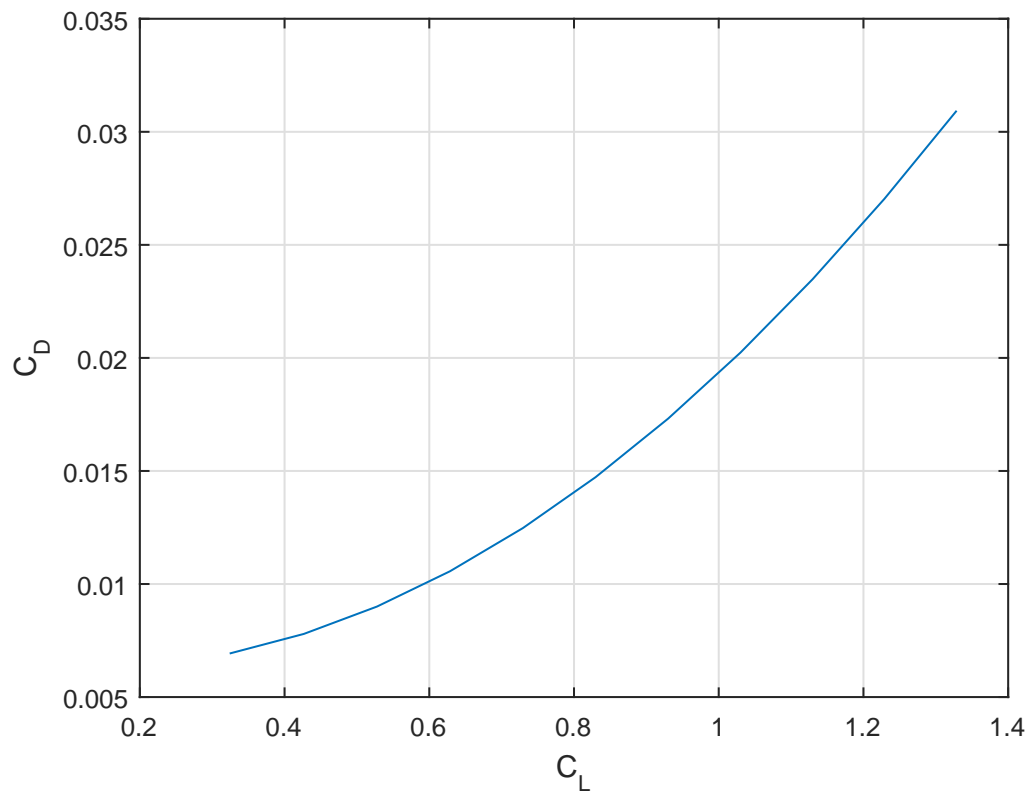


Figura 3.3.1: Corba polar ( $C_D$  vs.  $C_L$ )

Com s'observa a la figura 3.3.1, la representació gràfica del coeficient de resistència aerodinàmica en funció del coeficient de sustentació pren forma de paràbola, tal i com s'esperava.

## 4 | Efecte terra

## **5 | Ala i estabilitzadors**

## 6 | 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.