

Daedalus est un avion à pédales qui détient le record du monde de distance pour un avion à moteur musculaire (cf page 4). Le 23 avril 1988, il a parcouru une distance de 119 kilomètres, de la base aérienne d'Héraklion dans l'île de Crète jusqu'à l'île de Santorin. Le temps de parcours fut de 3 heures 55 minutes avec un léger vent favorable. Avec un vent défavorable, le temps de vol aurait pu monter à 5 ou 6 heures pour parcourir la même distance. Le pilote était Kanellos Kanellopoulos, un champion cycliste grec. Les profils d'ailes ont été étudiés et adaptés à cet avion.



Les Caractéristiques :

- Envergure : 34 m ;
- Masse à vide 32 kg, au décollage (avec le pilote) 104 kg ;
- Vitesse de vol par vent nul 25 km/h ;
- Surface projetée du fuselage  $S_f = 0.9 \text{ m}^2$  ;
- Coefficient de trainée du fuselage  $C_{xf} = 0.040$  ;
- Puissance mécanique du pilote au décollage environ 600 W, en continu environ 200 à 250 W.

La FIG. 1 donne la modélisation de la forme d'une aile vue de dessus. La corde et le profil ne sont pas constants sur toute la longueur de l'aile : leurs variations sont linéaires en  $y$ , distance entre l'axe du fuselage et un profil quelconque. On donne :

$y$ (m)	corde (m)	Profil
$y = 0$	$c_1 = 1.13$	DAE-11
$y_1 = 4.50$	$c_1 = 1.13$	DAE-11
$y_2 = 13.45$	$c_2 = 0.80$	DAE-21
$y_3 = 17.00$	$c_3 = 0.51$	DAE-31

Les caractéristiques de l'air sont sa masse volumique  $\rho = 1.24 \text{ kg.m}^{-3}$  et sa viscosité cinématique  $\nu = 15 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$ .

On donne l'accélération de la pesanteur :  $g = 9.81 \text{ m.s}^{-2}$ .

On considère le vol à la vitesse de vol par vent nul annoncée (sauf pour la question 8)) et pour la masse au décollage annoncée.

On ne prendra pas en compte la courbure des ailes vers le haut (comme le montre la page 4) : on supposera que les ailes sont plates.

On donne les polaires des 3 profils à différents nombres de Reynolds  $\mathcal{R} = 2 \cdot 10^5, 3 \cdot 10^5, 4 \cdot 10^5, 5 \cdot 10^5$  et  $6 \cdot 10^5$ .

Sauf pour une question où cela est précisé, on négligera les efforts sur l'empennage arrière.

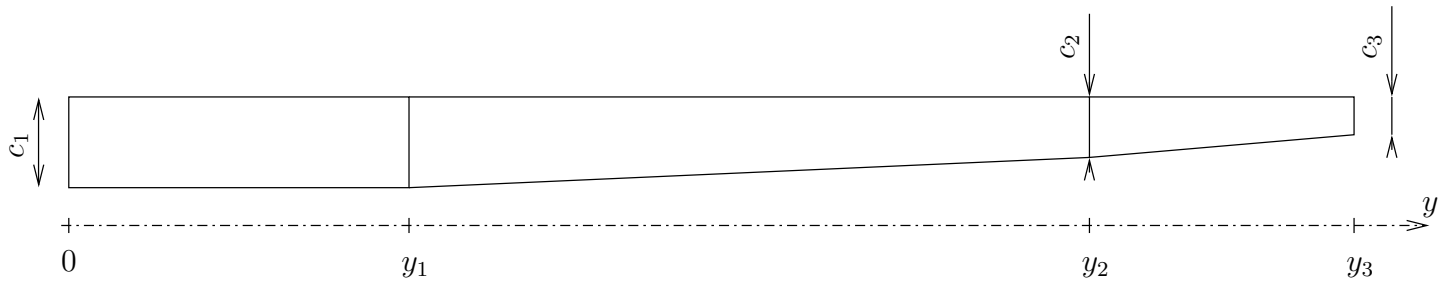


FIG. 1 – Forme de d’une aile : variations linéaires de  $c(y)$ .

- 1) Au vue de la FIG. 1 et après avoir déterminé la surface de chaque portion d’aile, déterminez la surface  $S_a$  des 2 ailes. .... [0.5]
- 2) Quels sont les nombres de Reynolds caractérisant les écoulements autour des 3 profils (pour les 3 cordes  $c_i$ ,  $i \in [1 : 3]$ ) ? ..... [0.5]
- 3) A partir de cette question, on prendrez la valeur  $S_a = 31 \text{ m}^2$ . Quel doit être le coefficient de portance  $C_z$  des ailes (supposé constant sur toute la longueur des ailes) ? ..... [1]
- 4) A quelle incidence correspond ce coefficient de portance pour chaque profil ? Quel sont alors les coefficients de trainée de chaque profil (pour ces angles d’incidence) ? ..... [1.5]
- 5) En considérant la plus faible (puis la plus élevée) des valeurs de ces coefficients de trainée, constante sur toute la longueur de l’aile, déterminez la trainée des ailes puis la trainée de tout l’avion. En déduire la puissance nécessaire pour assurer cette vitesse. .... [2.5]
- 6) Le coefficient de trainée  $C_x$  des ailes évalué précédemment (question 4)) est variable sur toute la longueur de l’aile. Calculez la force de trainée par unité d’envergure pour les ordonnées  $y_1$ ,  $y_2$  et  $y_3$ . Tracez alors la courbe de la force de trainée par unité d’envergure en fonction de  $y$ . Évaluez alors la trainée sur 1 aile puis celle sur l’avion et la puissance perdue correspondante. .... [5]

Pour les 2 questions suivantes, on prendra  $C_z = 1.1$  et  $C_x = 0.01$ .

- 7) Considérons un vol horizontal (cf FIG. 5) à la vitesse constante donnée dans l’énoncé, en prenant en compte les efforts sur les empennages arrières (vertical et horizontal).

A cause des turbulences aux extrémités des ailes, la portance  $P_a$  des 2 ailes est inférieure à celle calculée précédemment : on donne  $P_a = 980 \text{ N}$ .

De même, la trainée des 2 ailes est supérieure à celle calculée précédemment : on donne  $T_a = 15 \text{ N}$ .

L’empennage vertical arrière possède une surface de maître couple  $S_1 = 1.45 \text{ m}^2$  et un coefficient de trainée  $C_{x1} = 0.040$ .

L’empennage horizontal arrière possède une surface de maître couple  $S_2 = 2.74 \text{ m}^2$ , un coefficient de trainée  $C_{x2} = 0.040$  et un coefficient de portance  $C_{z2}$  à déterminer.

Le centre de gravité de l’avion est situé au point  $G$ .

On supposera que la trainée sur le fuselage est appliquée en  $G$ .

On supposera que la force exercée par l’air sur les ailes se résume à une force appliquée en  $A$ .

On supposera que la force exercée par l’air sur l’empennage vertical arrière se résume à une force appliquée en  $B$ .

On supposera que la force exercée par l’air sur l’empennage horizontal arrière se résume à une force appliquée en  $C$ .

On donne les distances (horizontales ou verticales) sauf  $b$  qui reste à déterminer.

$a = 8.88 \text{ m}$	$c = 1.97 \text{ m}$	$d = 1.13 \text{ m}$	$e = 1.69 \text{ m}$
----------------------	----------------------	----------------------	----------------------

Rappelez la valeur de la trainée  $T_f$  du fuselage.

Calculez la trainée  $T_1$  de l’empennage vertical arrière.

Calculez la trainée  $T_2$  de l’empennage horizontal arrière.

Sur la FIG. 5, précisez toutes les forces appliquées à l’avion.

Ecrire les équations d'équilibre.

Quelle doit être la distance  $b$  pour satisfaire ce vol horizontal ?

Quelle est la portance  $P_2$  de l'empennage horizontal arrière ?

Quel est alors le coefficient de portance  $C_{z2}$  de l'empennage horizontal arrière ?

Quelle est la traction de l'hélice ?

Quelle est la puissance nécessaire ? ..... [4.5]

8) Cette puissance est inférieure à celle produite par le pilote. Si le pilote fournit plus de puissance sans agir sur les ailerons des ailes, l'avion va monter en altitude.

Présentez sur la FIG. 6 les efforts exercés sur l'avion lors d'un vol de montée à vitesse constante en direction et intensité et cela sans considérer l'empennage arrière ; La vitesse de 25 km/h n'est donc plus à utiliser. Ecrivez les équations de la résultante du **P.F.D.** .

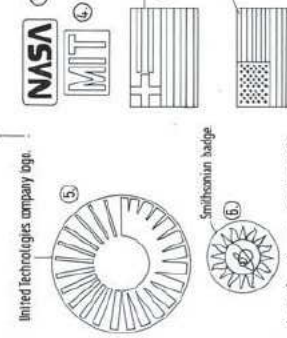
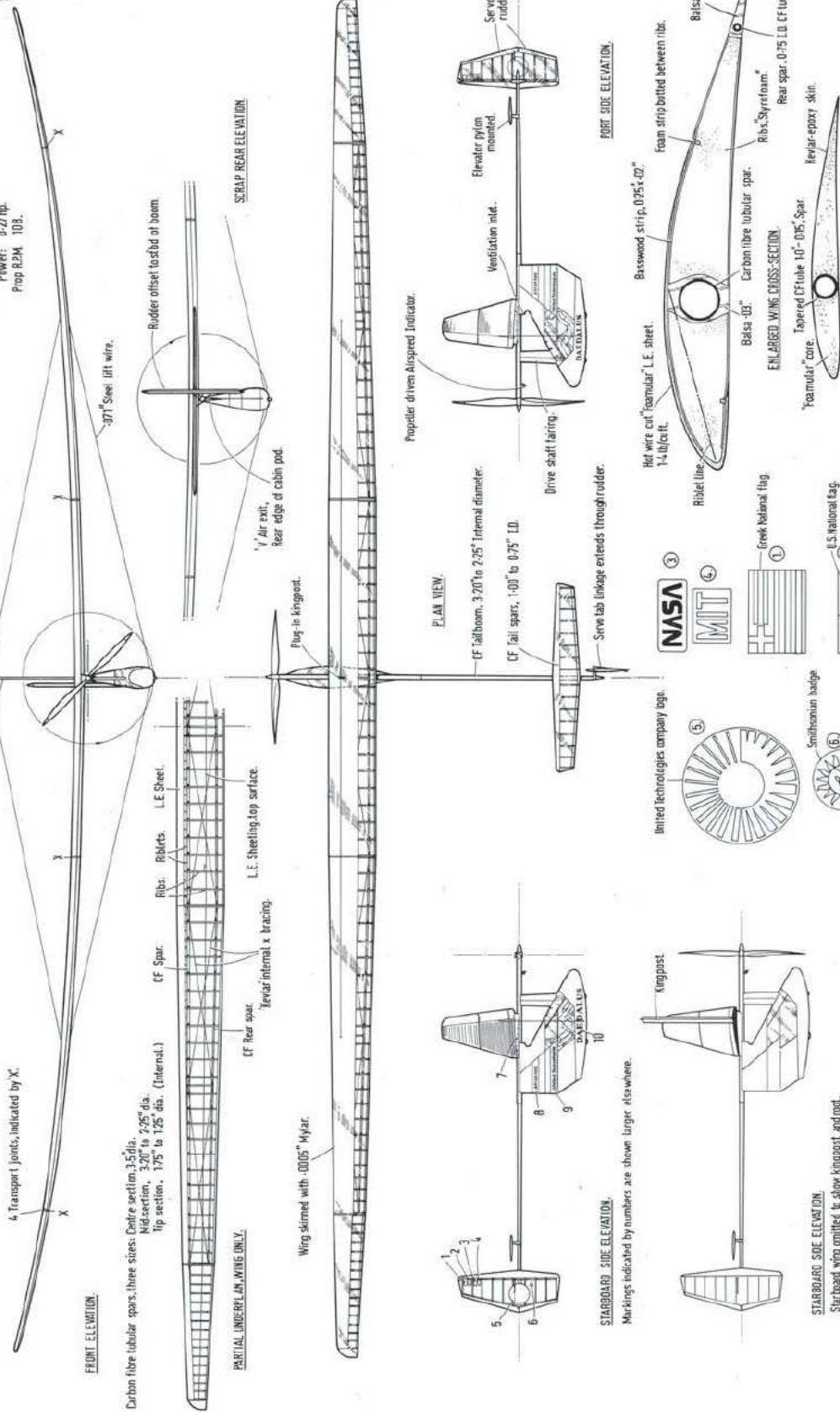
Pour un angle de montée quelconque  $\beta \in ]0^\circ : 5^\circ]$  (c'est à vous de choisir une valeur dans cette plage), calculez la vitesse de l'avion, la traction de l'hélice et la puissance nécessaire à la propulsion. Vu la puissance que le pilote peut fournir, cet angle est-il possible ? ..... [4.5]



This drawing depicts 'DAEDALUS', Massachusetts Institute of Technology's Man-powered distance record holder at the time of its 73 mile flight from Heraklion, Crete, to the island of Santorini, on April 23rd 1998. Grateful thanks and acknowledgements to Mark Orin of MIT, John McInyre and Andrew Cranfield for sketches, photographs, drawings and enthusiasm!

Empty weight: 720 lbs.  
 All up weight: 229 lbs.  
 Span: 112 ft.  
 Length: 28 ft 9 ins  
 Prop diam: 11-3 ft.  
 Wing area: 137 sq ft.  
 Design speed: 14-17 mph.  
 Power: D-Z hp.  
 Prop RPM: 108.

\* All flights prior to April 21st were made with the kingpost and bracing wires in position to protect the wings from damage, on the day of the attempt the post was removed and wing walkers supported the tips.



ENLARGED WING CROSS-SECTION  
 ENLARGED PROPELLER BLADE CROSS-SECTION

DAEDALUS  
 ENLARGED MARKINGS - see starboard side elevation for positions.  
 Drawn by A.A.P. LLOYD.

United Technologies  
 HUMAN-POWERED DISTANCE RECORD BREAKING AIRCRAFT.

DAEDALUS

MASSACHUSETTS INSTITUTE OF TECHNOLOGY

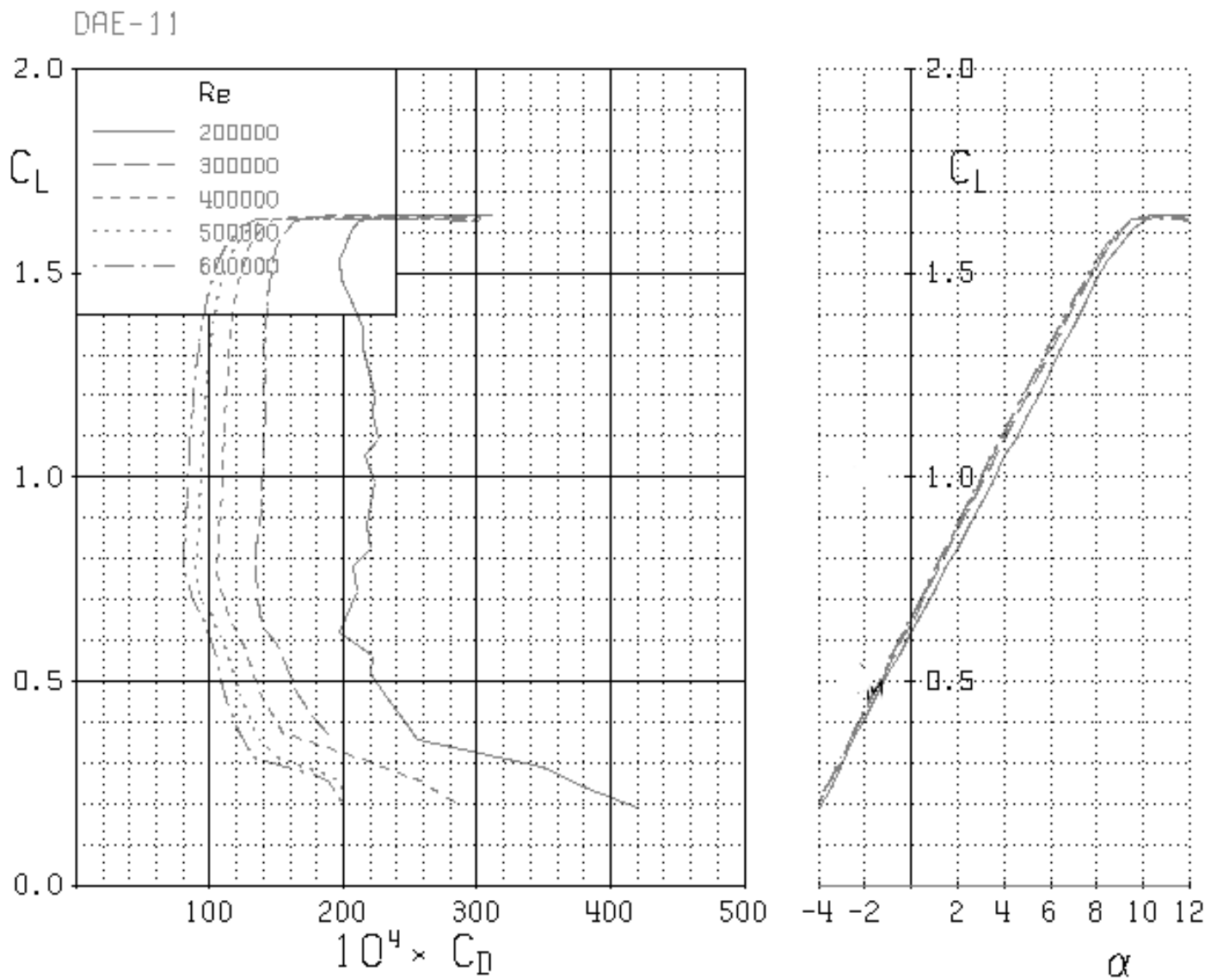
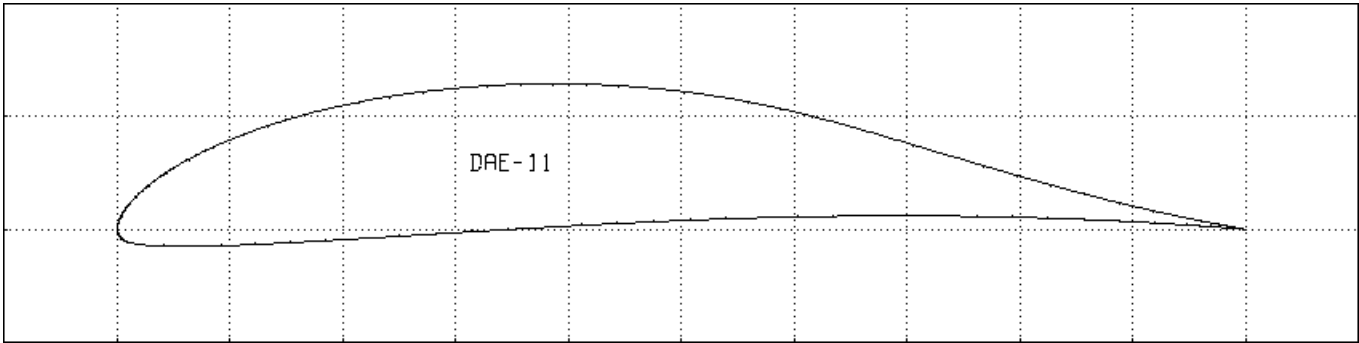


FIG. 2 – Polaires du profil DAE-11 aux 5 nombres de Reynolds.

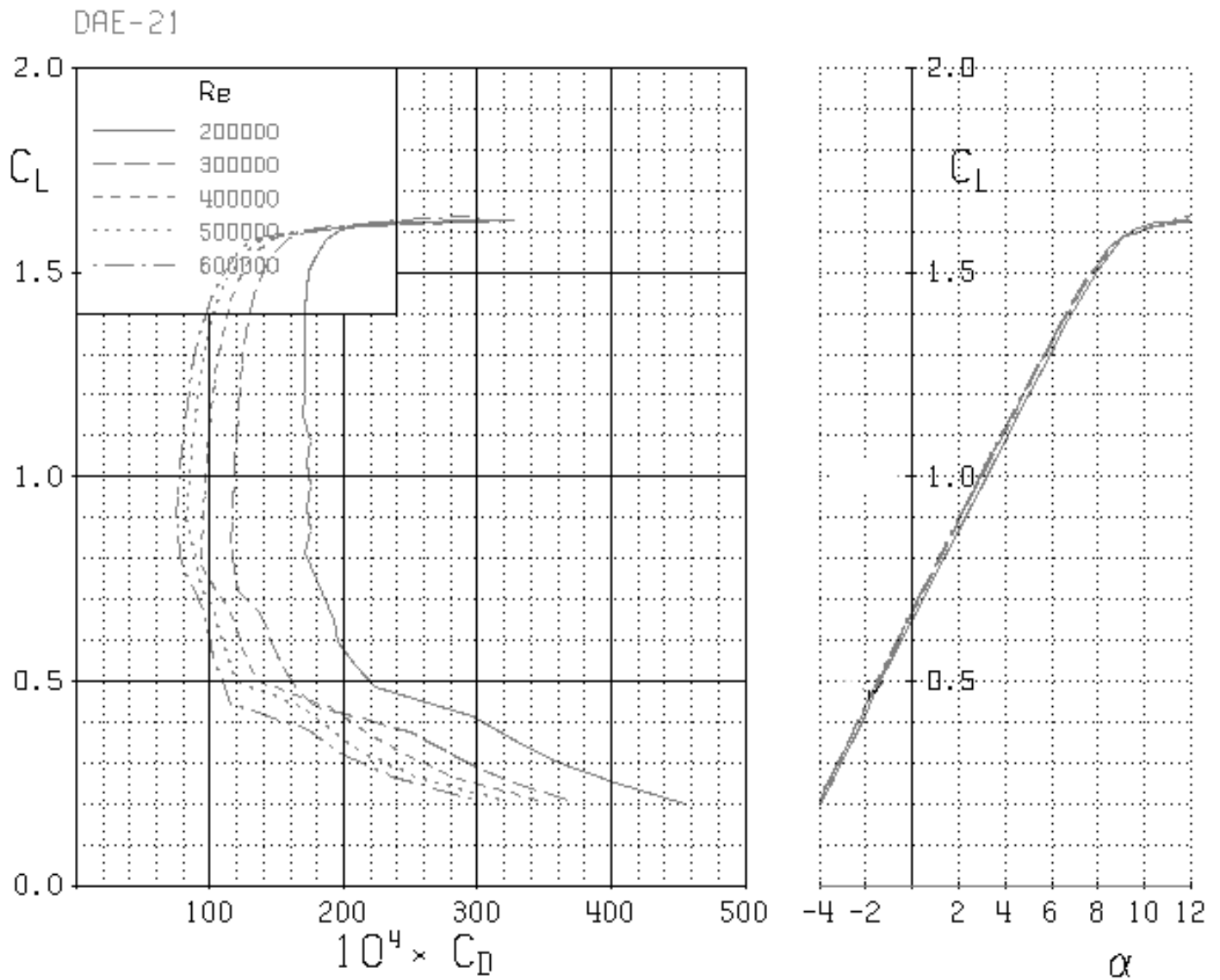
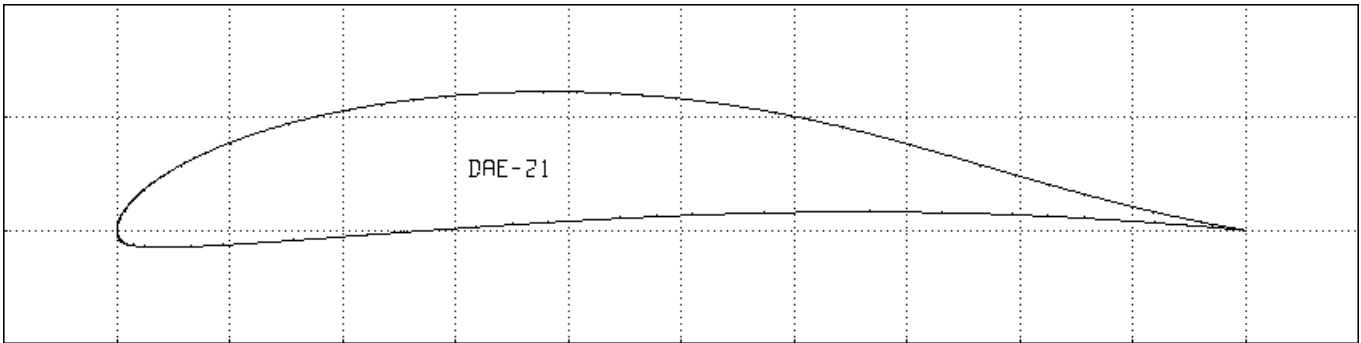


FIG. 3 – Polaires du profil DAE-21 aux 5 nombres de Reynolds.

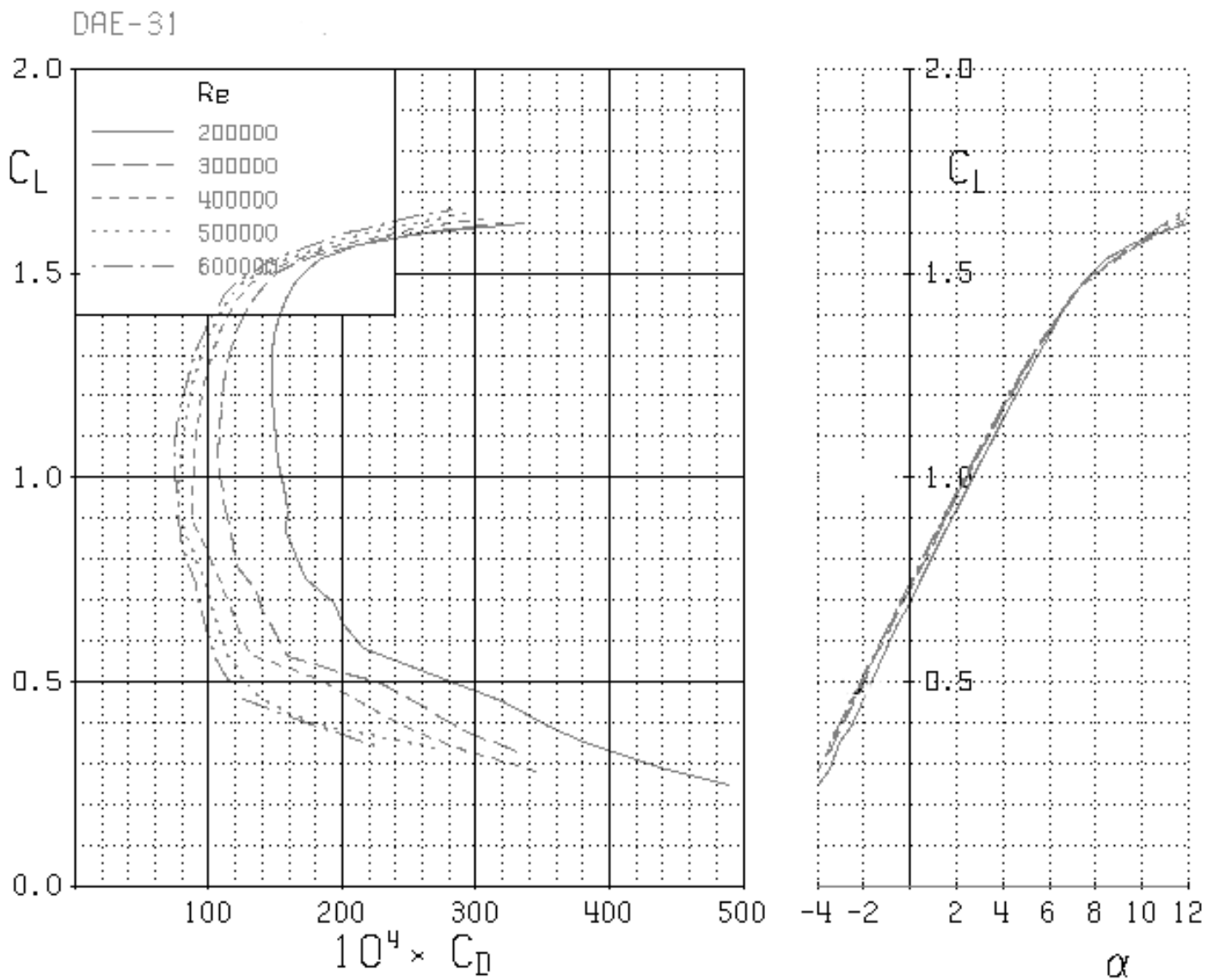
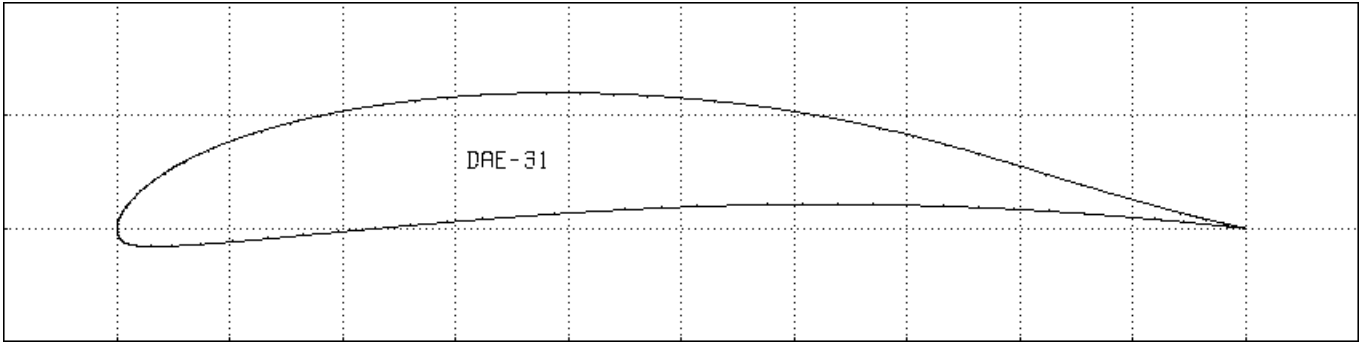


FIG. 4 – Polaires du profil DAE-31 aux 5 nombres de Reynolds.

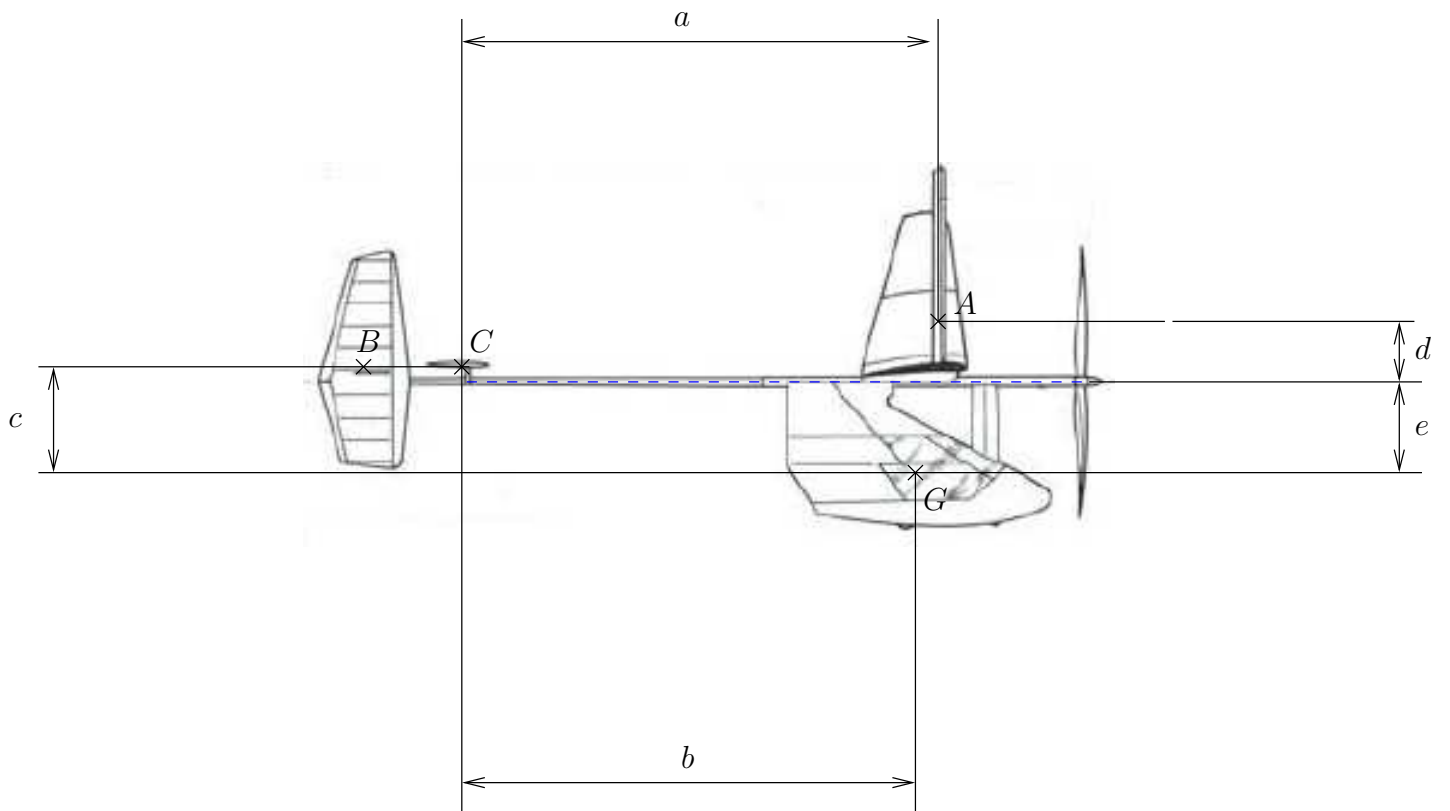


FIG. 5 – à compléter.

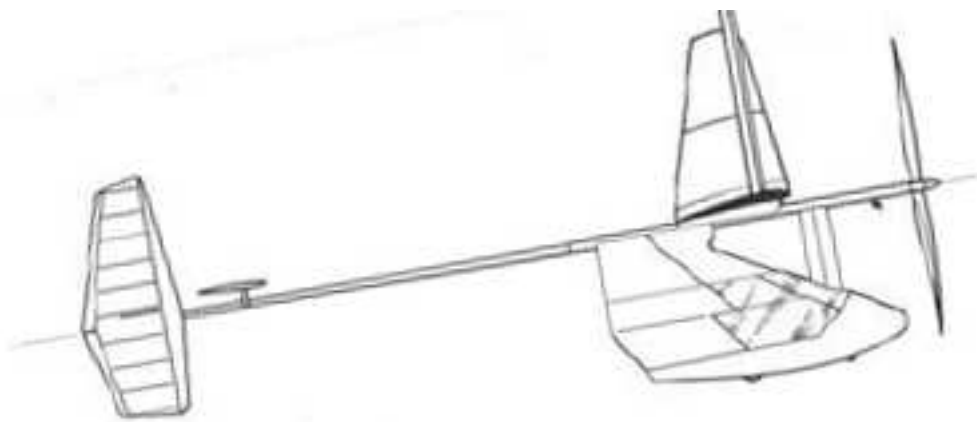


FIG. 6 – à compléter.