

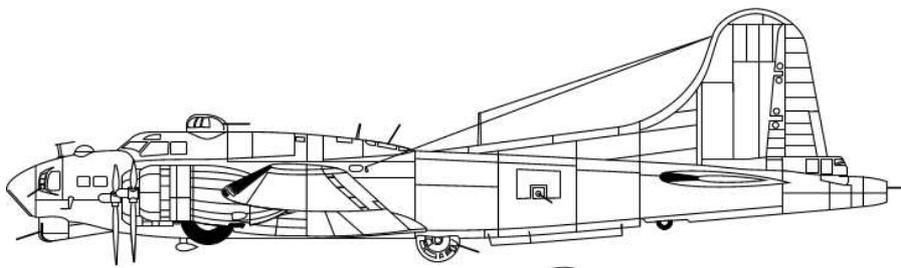
Le Boeing B-17 Flying Fortress est l'un des bombardiers américains, voire alliés, les plus connus de la Seconde Guerre mondiale et surtout celui qui a largué le plus gros tonnage de bombes tout au long du conflit. Conçu dans la seconde moitié des années 1930, le B-17 a été construit à 12 677 exemplaires et a servi sur tous les théâtres d'opération jusqu'en 1945.

Le premier vol eu lieu le 28 juillet 1935 et montre rapidement ses capacités en effectuant un vol non-stop de 3 378 km à la vitesse moyenne de 373 km/h.



Ses caractéristiques :

- Les masses à vide 16 390 kg et avec armement 24 495 kg ;
- La vitesse de croisière est 293 km/h et maximale 462 km/h ;
- L'altitude maximale de vol (plafond) est 10 850 m ;
- L'envergure $L = 31.62$ m ;
- La surface alaire $S = 131.92$ m² ;
- La corde des ailes varie le long des ailes de $c_1 = 6.02$ m à l'emplanture (le long du fuselage, à 1.3 m de l'axe du fuselage) à $c_2 = 2.36$ m à 15.3 m de l'axe du fuselage ;
- Le profil des ailes est un NACA0018 à l'emplanture (côté fuselage) et un NACA0010 au saumon (à l'extrémité) ;
- Le profil NACA0018 est positionné, à l'emplanture, par rapport à l'axe du fuselage (qui est l'axe de rotation des hélices) avec un angle d'incidence de 6° ;
- Le profil NACA0010 est positionné, au saumon, par rapport à l'axe du fuselage avec un angle d'incidence de 2.5° ;
- Le profil et son incidence varient, de façon continue, entre un NACA0018 et un NACA0010 entre l'emplanture et le saumon ;
- Le fuselage possède une surface de maître couple $S_f = 5.7$ m² et un coefficient de traînée $C_{xf} = 0.36$;
- Cet avion possède 4 moteurs Wright "R-1820-97 Cyclone" à 9 cylindres en étoile avec turbocompresseur d'une puissance maximale unitaire de 1 200 ch (1 ch = 732 W).



L'évolution des coefficients aérodynamiques de traînée C_D et de portance C_L des 2 profils sont données par les "polaires" aux 5 nombres de Reynolds $\mathcal{R} = 10^6, 5 \cdot 10^6, 10 \cdot 10^6, 25 \cdot 10^6$ et $50 \cdot 10^6$ sur la FIG. 2.

Les caractéristiques de l'air sont donnés par le TAB. 1.

Vous considérerez que l'air à une vitesse nulle par rapport au sol.

On considère un vol horizontal à 9 km d'altitude pour la vitesse de l'avion $v = 295$ km/h et pour la masse de l'avion $M = 18750$ kg.

- 1) Calculez le coefficient de portance du profil, supposé constant sur toute l'aile, qui permet de réaliser ce vol. [1]
- 2) Calculez alors le nombre de Reynolds relatif à l'écoulement autour des 2 profils d'aile. [1]
- 3) Évaluez alors l'angle d'incidence α pour chacun des 2 profils qui permet d'obtenir le coefficient de portance précédemment calculé.
- Y a t'il besoin d'utiliser les volets sur les ailes pour modifier le coefficient de portance? [2]

On considère dorénavant un vol horizontal à 7 km d'altitude pour la vitesse de l'avion $v = 360$ km/h, pour une masse de l'avion à déterminer. Les volets sur les ailes ne sont pas actionnés.

- 4) Calculez le nombre de Reynolds relatif à l'écoulement autour des 2 profils d'aile. Évaluez alors les coefficients de portance et de traînée des 2 profils. Déterminez alors les composantes de portance et de traînée par unité d'envergure pour chacun de ces 2 profils. [4]
- 5) Tracez alors les courbes de composantes de portance et de traînée par unité d'envergure sur toute la longueur d'une aile. Évaluez alors les portance et traînée globales des 2 ailes. Déduisez alors la masse de l'avion. Comparez aux masses annoncées. Calculez la traînée sur tout l'avion et la puissance perdue par cette traînée. Comparez à la puissance maxi des moteurs. [5]

- 6) On demande de présenter les forces exercés sur l'avion sur la FIG. 3 plane en sachant que :
 - Le vol est horizontal à la vitesse de l'avion $v = 360$ km/h, à une altitude non précisée ;
 - L'axe du fuselage et l'axe de rotation des 4 moteurs sont horizontaux et distants de $a = 30$ cm l'un par rapport à l'autre ;
 - Le centre de gravité G de l'avion est dans le plan horizontal de l'axe de rotation des moteurs ;
 - Le point A positionne le point d'application de la force exercée par l'air sur les 2 ailes avec $\vec{GA} = a\vec{z}$ avec a précisé au dessus ;
 - Le point B positionne le point d'application de la force exercée par l'air sur les 2 empennages horizontaux avec $\vec{GB} = c\vec{x} + d\vec{z}$ avec $c = 11.9$ m et $d = 0.47$ m ;
 - Le point C positionne le point d'application de la force exercée par l'air sur l'empennage vertical avec $\vec{GC} = e\vec{x} + h\vec{z}$ avec $e = 12.7$ m et $h = 2.3$ m .
 - La portance sur les 2 ailes vaut 200 kN ;
 - La traînée sur les 2 ailes vaut 2 kN ;
 - La traînée sur les 2 empennages horizontaux vaut 500 N ;
 - La traînée sur l'empennage vertical vaut 800 N ;
 - La traînée sur le fuselage vaut 4 kN.
 Déterminez la portance des 2 empennages horizontaux, le poids de l'avion et la puissance utile. [7]

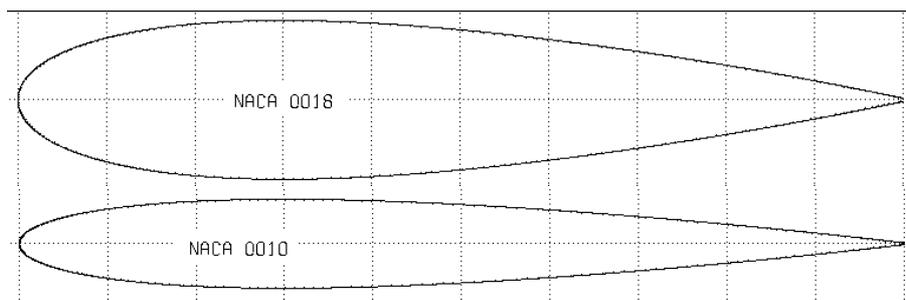
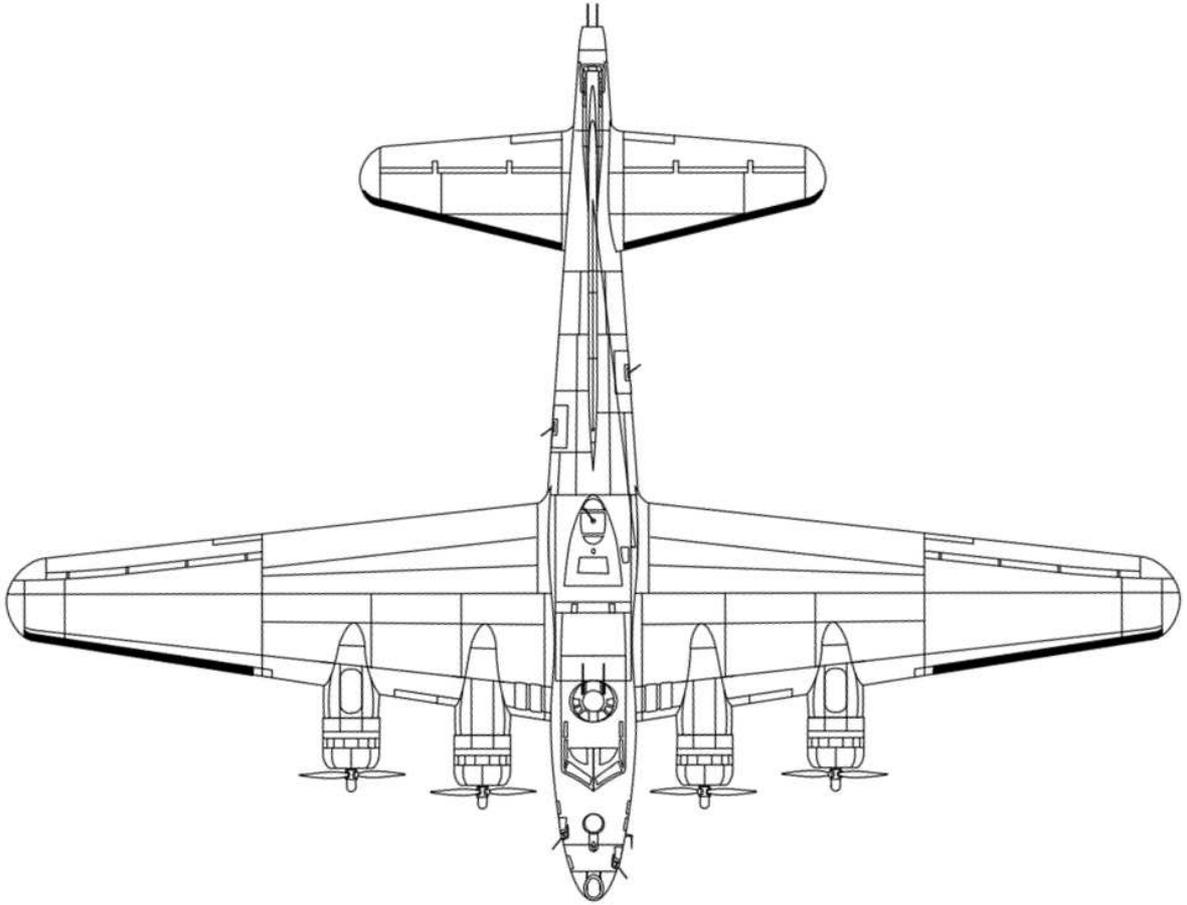


FIGURE 1 – Les profils NACA 0018 et NACA 0010.



altitude h (m)	accélération de la pesanteur g (m/s^2)	masse volumique ρ (kg/m^3)	T		viscosité à l'altitude / viscosité au sol $\nu(h)/\nu(h = 0)$ avec : $\nu(h = 0) = 15 \cdot 10^{-6} m^2/s$
			(K)	($^{\circ}C$)	
0	9,8066	1,22	288	15	1,00
1000	9,8036	1,11	281	8	1,08
2000	9,8005	1,00	275	2	1,17
3000	9,7974	0,90	268	-5	1,27
4000	9,7943	0,82	262	-11	1,38
5000	9,7912	0,73	255	-18	1,51
6000	9,7882	0,66	249	-24	1,65
7000	9,7851	0,59	242	-31	1,81
8000	9,7820	0,52	236	-37	1,98
9000	9,7789	0,46	229	-44	2,18
10000	9,7759	0,41	223	-50	2,41
11000	9,7728	0,36	216	-57	2,66

TABLE 1 – Caractéristiques de l'atmosphère avec l'altitude.

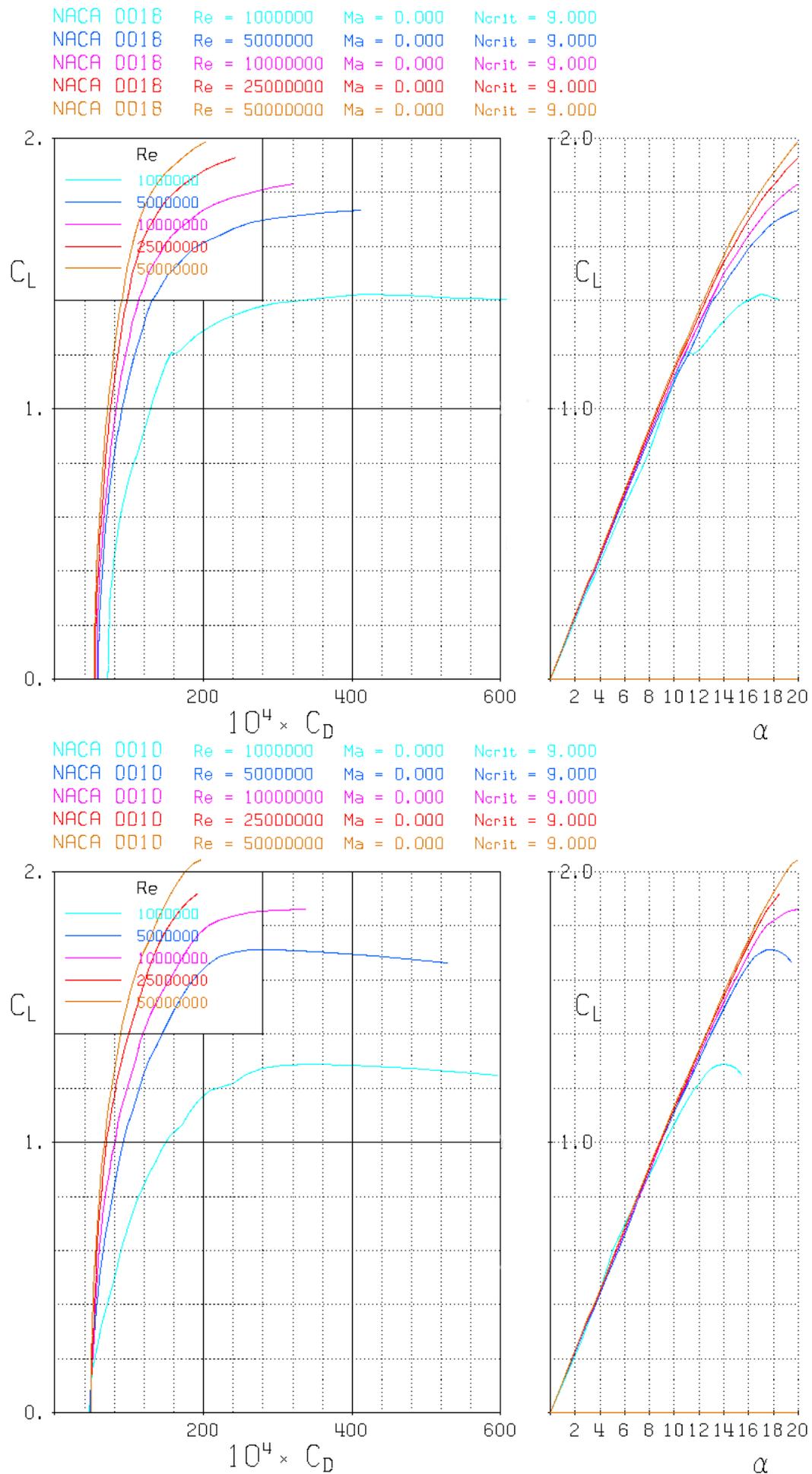


FIGURE 2 – Les polaires des profils NACA0018 et NACA0010 aux 5 nombres de Reynolds $\mathcal{R} = 10^6$, $5 \cdot 10^6$, $10 \cdot 10^6$, $25 \cdot 10^6$ et $50 \cdot 10^6$

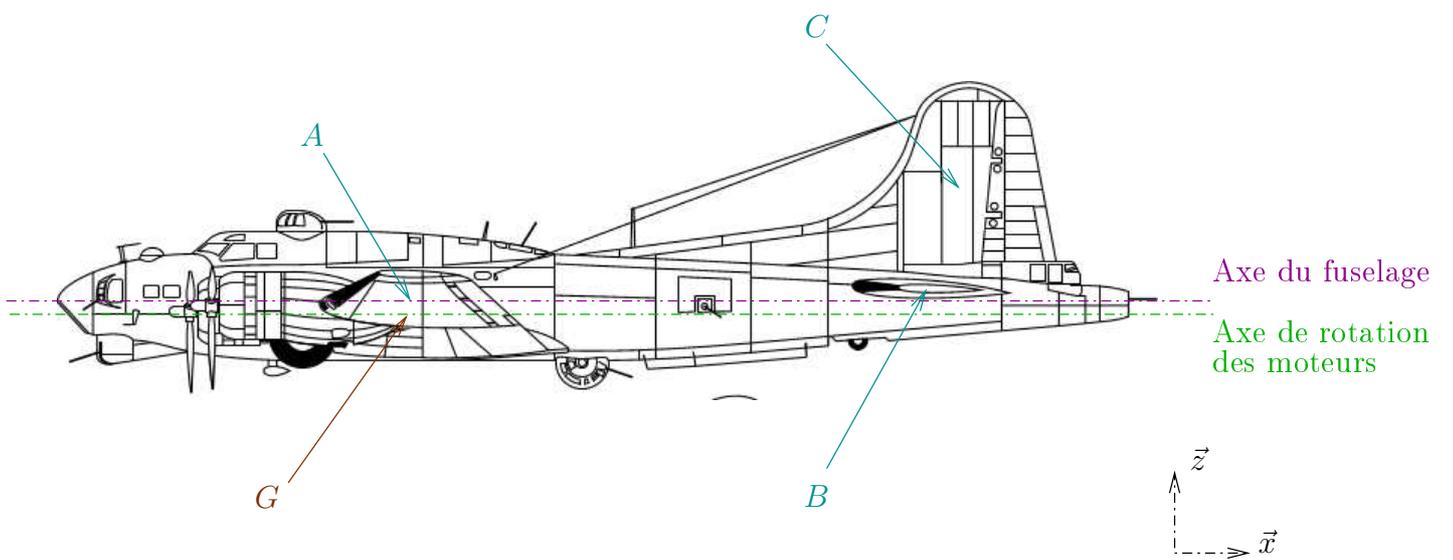


FIGURE 3 – Présentation des forces exercées sur le B-17 (les vecteurs \vec{x} et \vec{z} sont unitaires ; le vecteur \vec{z} est vertical).