

A) AVION DE COURSE (12 points).

Les caractéristiques utiles de l'avion de voltige *Edge 540*, qui s'illustre dans les courses aériennes (*Pylon races*), sont les suivantes : surface de l'aile $S = 9,87\text{m}^2$; allongement $R = 5,6$; surface au maître couple $S' = 0,82\text{m}^2$; profil d'aile NACA 0012 ; masse typique en vol $m = 693\text{kg}$; vitesse de rotation de l'hélice tripale $n_0 = 45$ tours par seconde.

A1) La configuration de base qui permet de déterminer le diamètre d'hélice est ici une prise d'altitude : angle de montée par rapport à l'horizontale $\varepsilon = 9^\circ$ pour une vitesse de l'avion $V_0 = 92,5\text{m.s}^{-1}$ et une masse volumique de l'air $\rho_0 = 1,225\text{kg.m}^{-3}$ (altitude $Z = 0$). Dans ce cas on utilise $C_D' = 0,03$ pour le reste de l'avion sauf l'aile et $\eta = 0,85$ pour le rendement de l'hélice. D'après la documentation fournie, en déduire l'effort de traînée T_0 et la puissance P_0 que doit délivrer le moteur sur l'arbre d'hélice.

A2) En utilisant ces valeurs de base (indices 0) et la documentation de l'hélice tripale Clark Y, calculer C_{S0} , en déduire J_0 et montrer qu'un diamètre d'hélice $D = 1,80\text{m}$ convient.

A3) L'avion décolle selon une trajectoire rectiligne faisant un angle $\varepsilon_I = 15^\circ$ avec l'horizontale. Au moment où il quitte le sol ($Z = 0$) sa vitesse est $V_I = 28\text{m.s}^{-1}$. Dans ce cas on utilise $C_D' = 0,05$. En déduire l'effort de traction T_I qui doit être développé par l'hélice dans le cas d'une vitesse avion constante ($\gamma = 0$).

A4) On précise que l'hélice tripale Clark Y est à pas variable, avec une vitesse de rotation fixe n_0 et une puissance moteur P_0 . En déduire que C_P est constant et donner sa valeur. Calculer J_I pour la vitesse V_I . Avec ces valeurs $J_I - C_P$ lire le C_T par interpolation (Figure 11). En déduire η_I puis l'effort de traction T_2 développé par l'hélice. En déduire l'accélération γ de l'avion sur sa trajectoire au moment où il quitte le sol.

$$\text{Formules utiles : } C_P = \frac{P_0}{\rho_0 n_0^3 D^5} ; J_I = \frac{V_I}{n_0 D} ; \eta_I = J_I \frac{C_T}{C_P} ; T_2 = \eta_I \frac{P_0}{V_I} .$$

Pour information, le moteur Lycoming qui équipe cet avion peut développer une puissance maxi de 254kW nettement supérieure à P_0 . L'hélice tripale est en réalité une Hartzell composite à pas variable, de $11,6^\circ$ à 35° , dont les caractéristiques aérodynamiques ne sont pas publiées.

B) FUITE D'AIR D'UN RESERVOIR SOUS PRESSION (8 points).

A l'instant initial $t = 0$ un réservoir de volume $\Omega = 10\text{m}^3$ est rempli d'air à la pression initiale $p_0(0) = 2 \cdot 10^6$ Pa. La température intérieure est constante $T_0 = 293\text{K}$ de même que la pression atmosphérique extérieure $p_e = 10^5$ Pa. Ce réservoir à une fuite d'air que l'on souhaite modéliser par une tuyère convergente de section au col A_C . On dispose d'une mesure de pression d'air dans le réservoir et on trouve que $p_0(t_1) = 1,9 \cdot 10^6$ Pa au bout d'un temps $t_1 = 14\text{h } 25\text{mn}$. On considère toutes ces données comme des valeurs à 5 chiffres significatifs.

B1) En déduire la valeur de la section au col A_C en m^2 .

B2) A quel instant t_2 aura-t-on $p_0(t_2) = 10^6$ Pa ? Convertir en jours, heures et minutes.

B3) Si on ne fait rien pour colmater la fuite à quel instant t_3 aura lieu la fin du régime amorcé ($M_C = 1$ au col A_C) ? Convertir en jours, heures et minutes.

QUESTION BONUS (3 points).

B4) A quel instant t_4 aura-t-on $M_C = 0,3$ au col A_C ? Toute avancée significative vers le résultat sera valorisée : principe du calcul, équation différentielle, forme intégrale, approximation par la méthode des trapèzes...

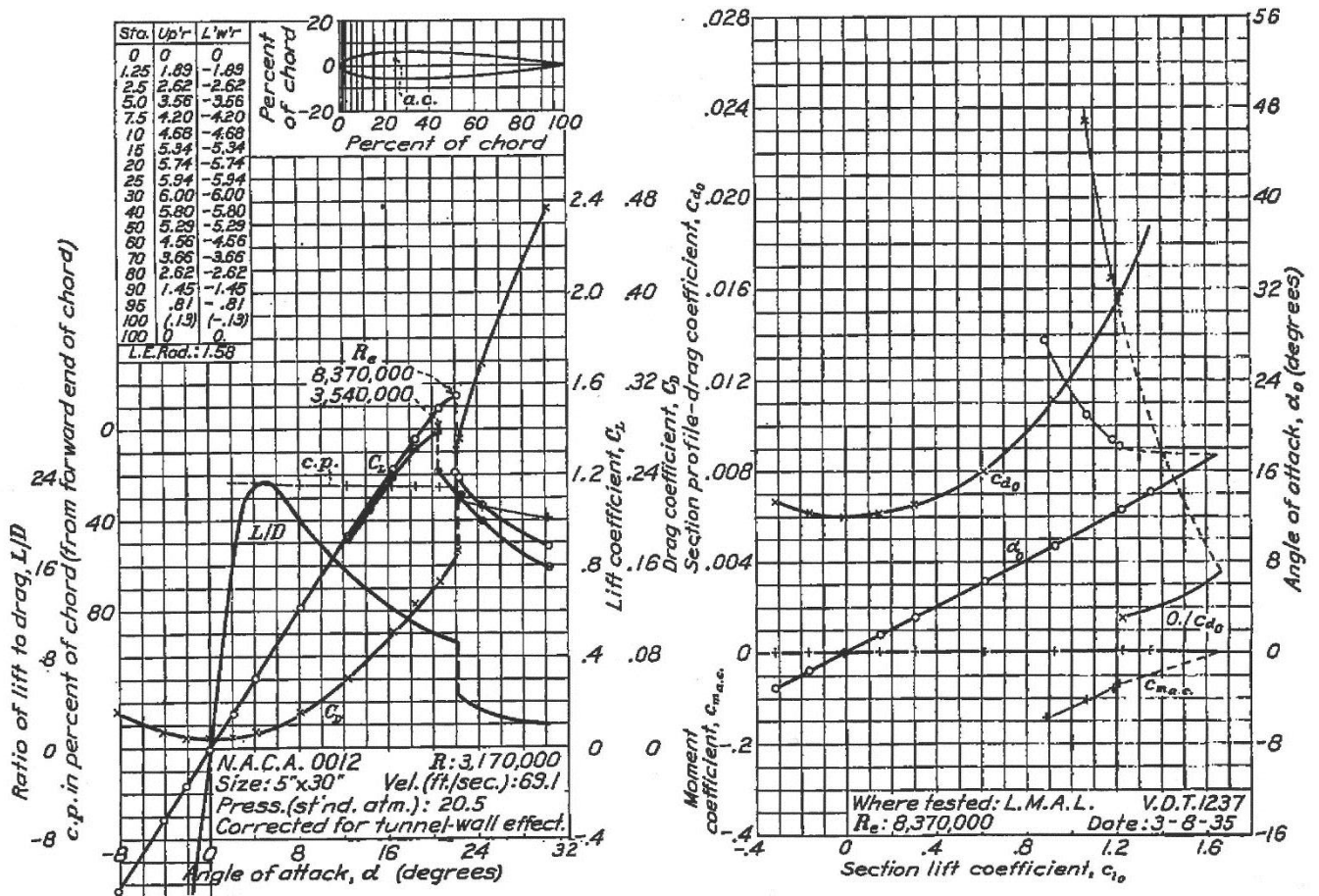


FIGURE 82.—N. A. C. A. 0012 airfoil.

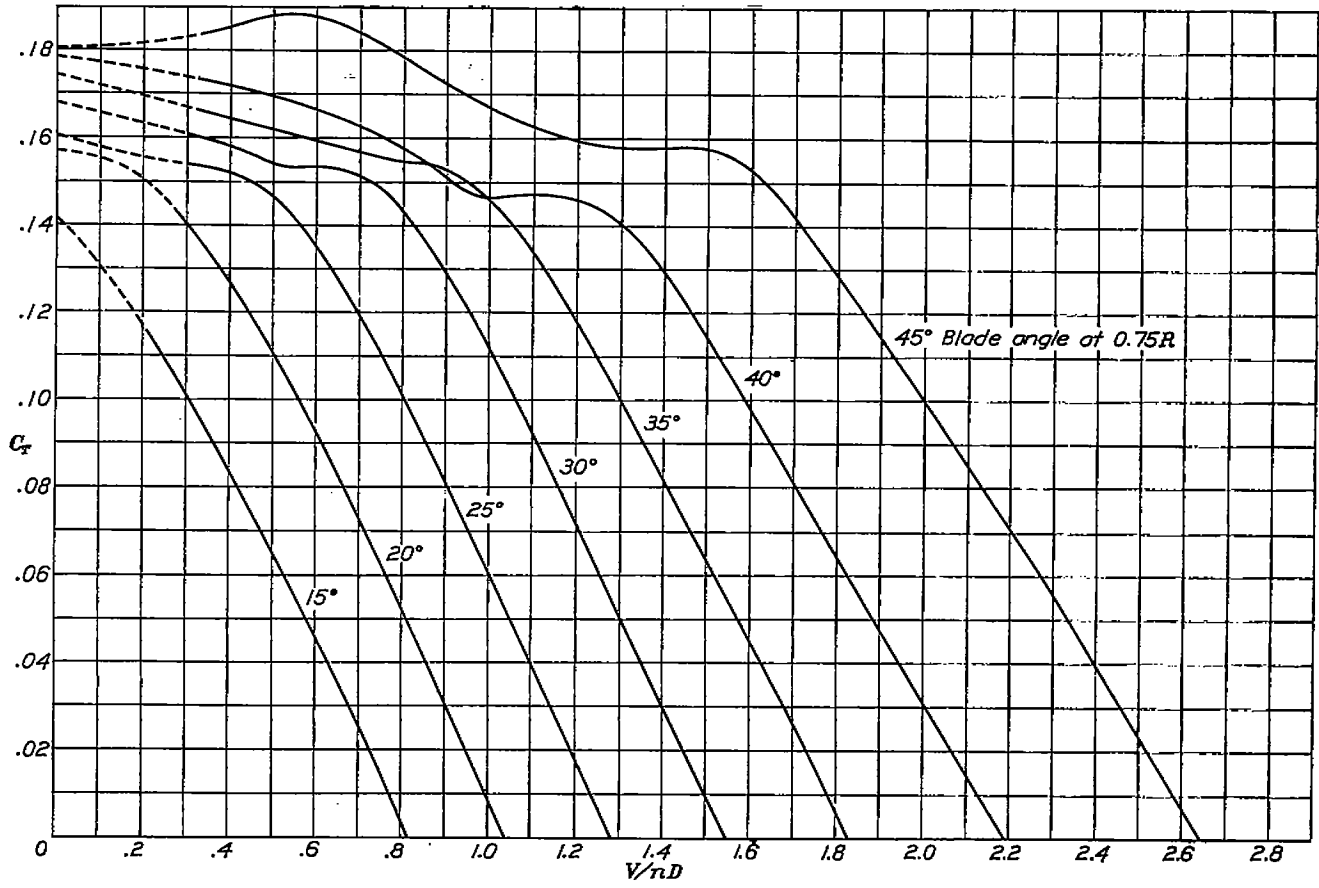


FIGURE 9.—Thrust-coefficient curves for propeller 5808-9, Clark Y section, 3 blades.

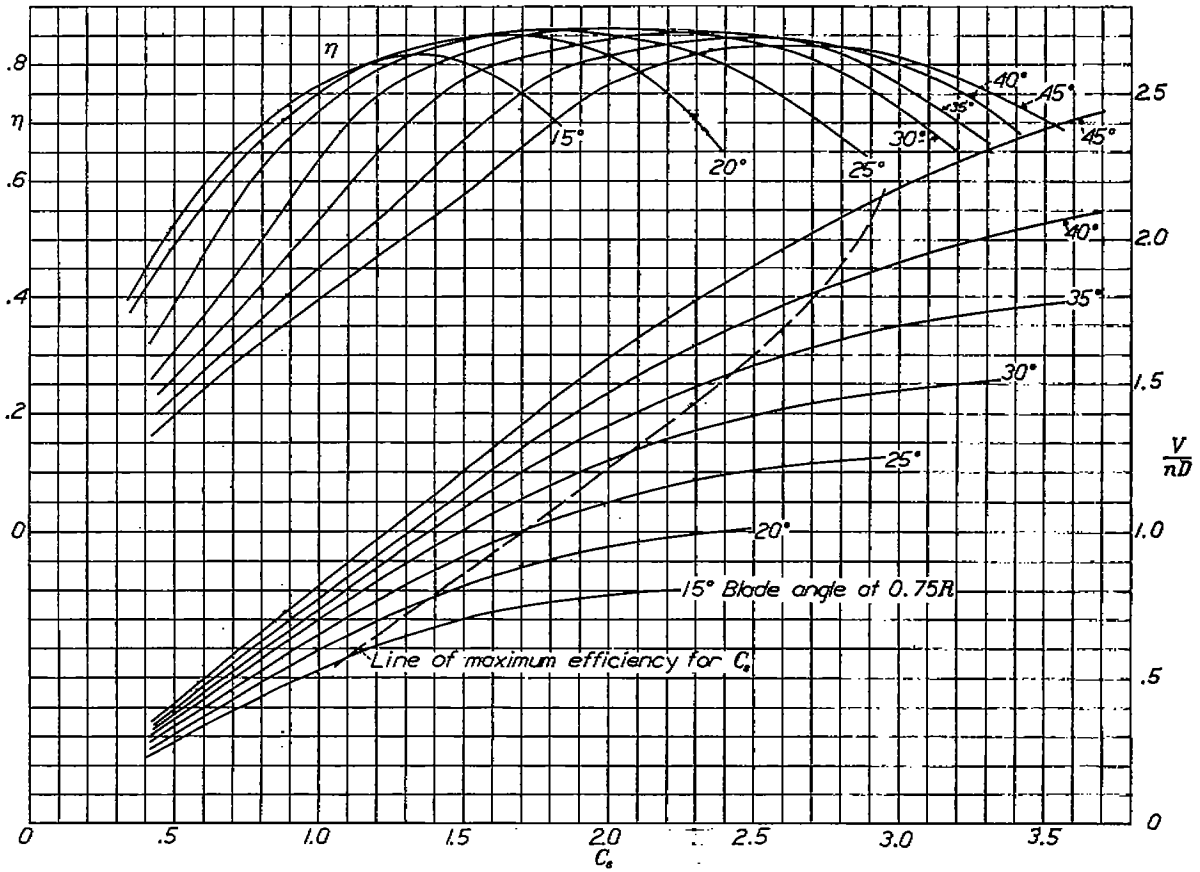


FIGURE 10.—Design chart for propeller 5808-9, Clark Y section, 3 blades.

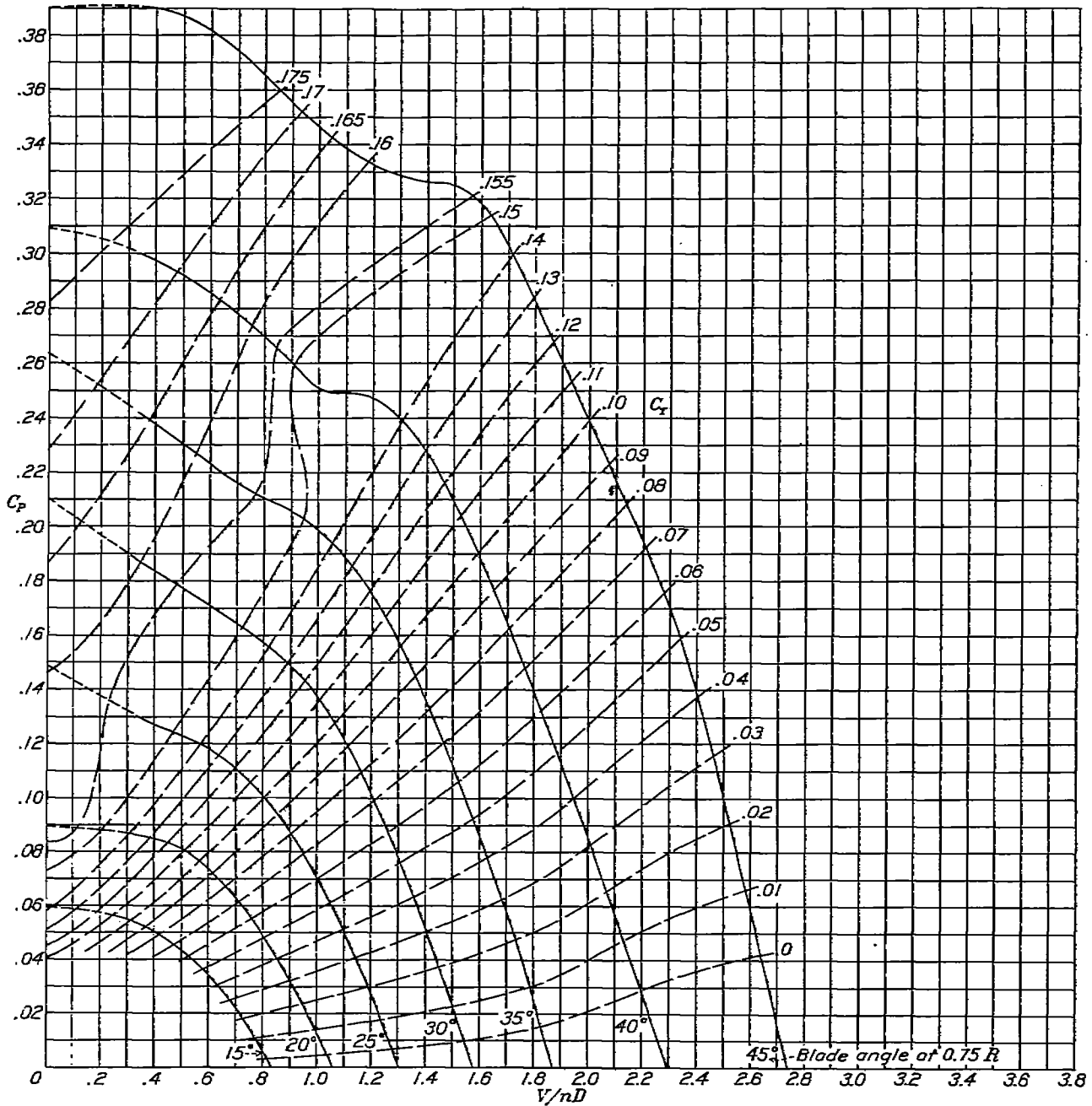


FIGURE 11.—Power-coefficient curves for propeller 5863-9, Clark Y section, 3 blades.

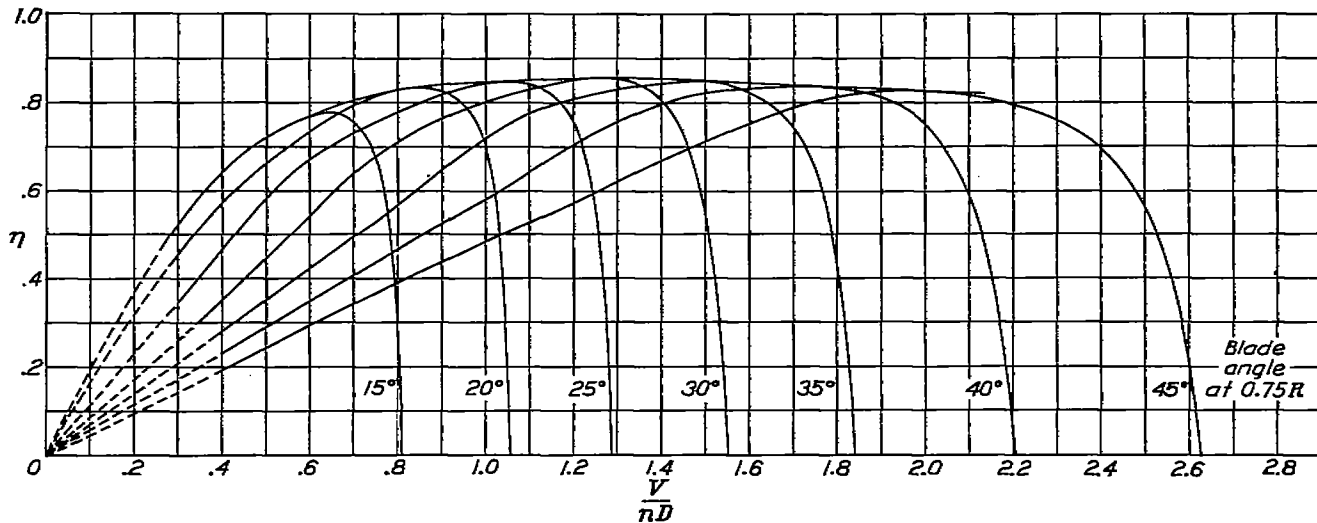


FIGURE 12.—Efficiency curves for propeller 5863-9, Clark Y section, 3 blades.