



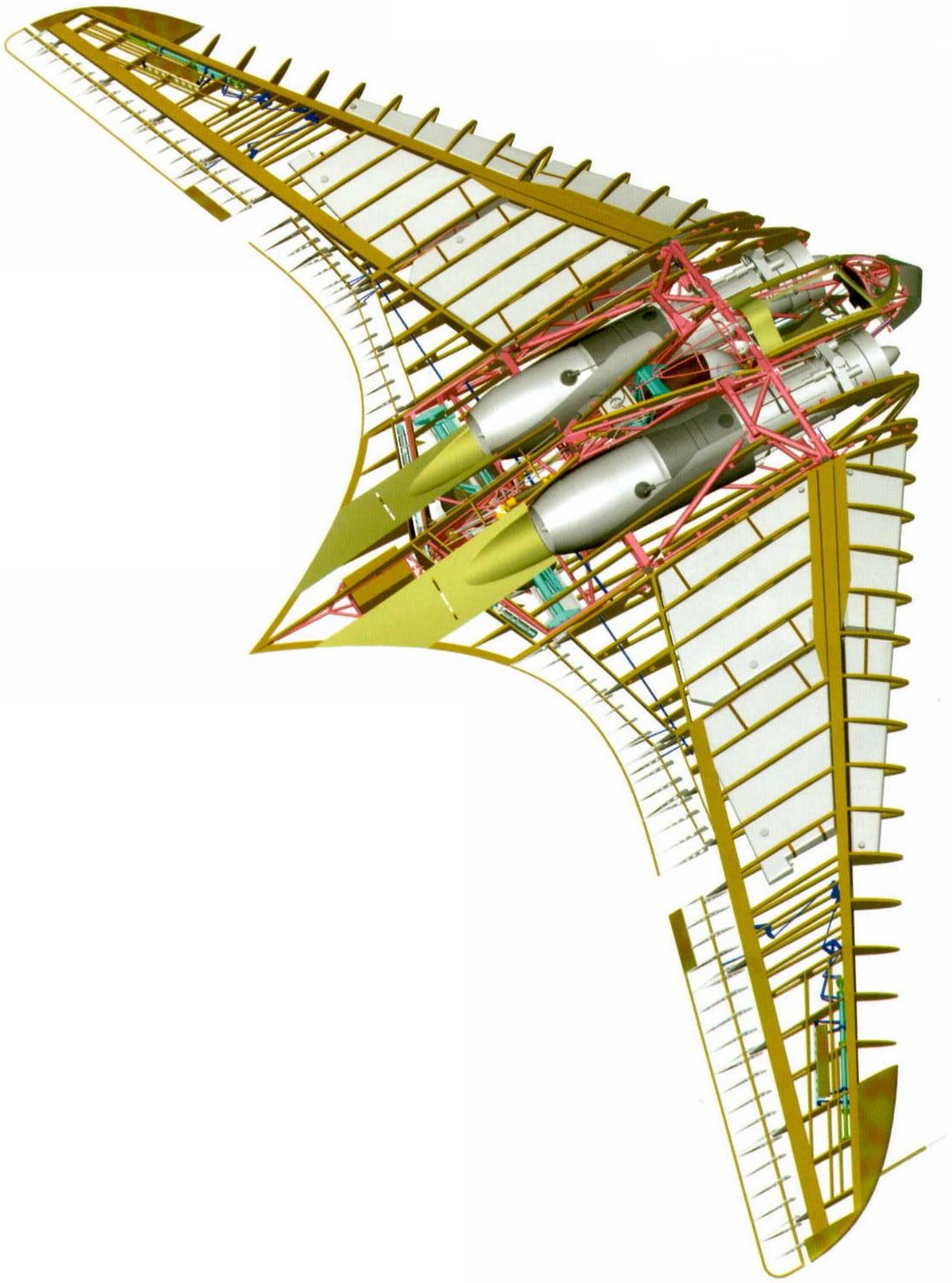
InterAction

Géométrie de l'aile



Matthieu BARREAU

2012



L'aile, sa forme en plan.

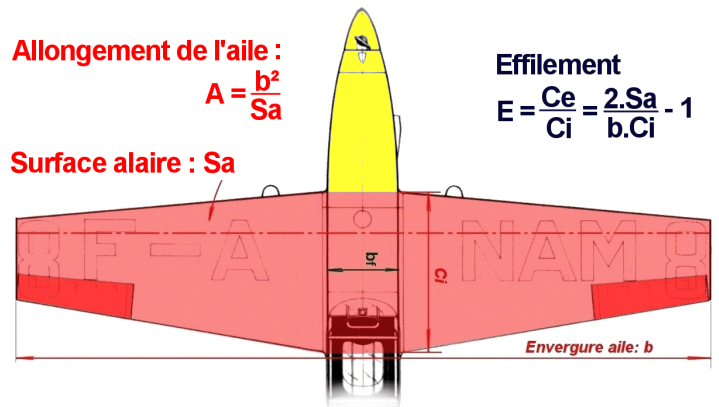
GÉOMÉTRIE DE L'AILE :

- **Surface alaire Sa [m²]:**

C'est la surface en plan de l'aile y compris la portion d'aile qui passe dans le fuselage.

Critère de choix : La masse, la vitesse minimale de sustentation et l'hypersustentation impose une surface alaire minimale.

Rappel : $m.g = \frac{1}{2}.\rho.V^2 . Sa.Cz$ d'où

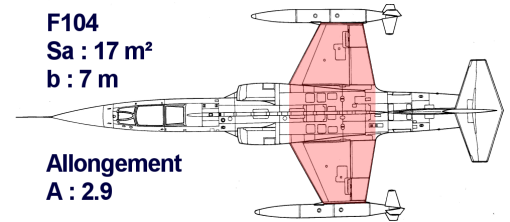


$Sa = 2.m.g / \rho.V^2.Cz$	m :	Masse avion [kg]
	g :	Accélération la pesanteur [N/kg]
	ρ :	Masse volumique de l'air [kg/m ³]
	V :	Vitesse [m/s]
	Cz :	Coef. de portance [-]

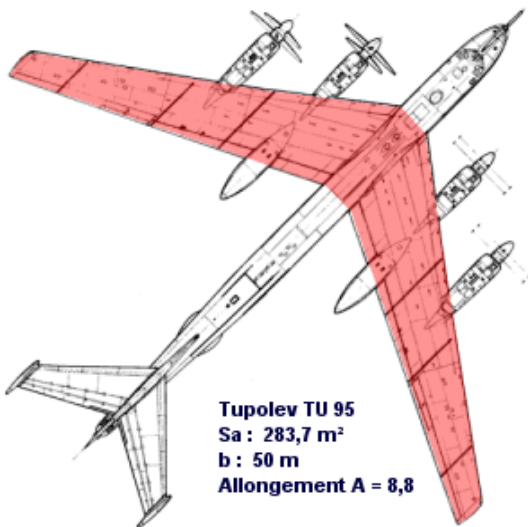
- **Allongement A [-]:**

Surface et envergure permettent de calculer l'allongement de votre aile :

$A = b^2 / Sa$	A :	Allongement de l'aile [-]
	b :	Envergure de l'aile [m]
	Sa :	Surface alaire [m ²]



F104 Starfighter : un allongement de missile !



Tupolev TU 95 : Un allongement compatible avec sa vocation de bombardier à long rayon d'action : Minimiser la traînée induite et stocker du pétrole.

Arrêtons-nous quelques instants sur cet allongement, en commençant par rappeler ce qu'il signifie. Prenons l'exemple simple d'une aile rectangulaire :

L'allongement est alors égal au rapport de la longueur du rectangle (envergure) sur sa largeur (corde).

L'allongement décrit donc l'aspect de l'aile : ramassée ou au contraire filiforme. D'où son nom anglais "aspect ratio", ratio signifiant "proportion".

Les ailes rectangulaires ont la particularité d'avoir une corde constante sur toute l'envergure. La formule précédemment donnée a l'avantage d'être valable pour toutes les formes d'ailes.

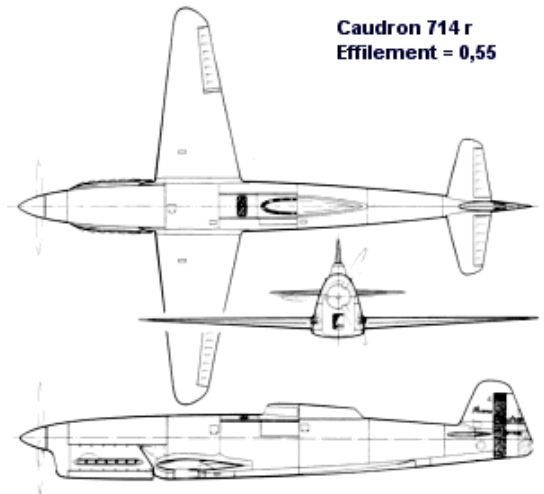
Critère de choix : La vitesse verticale ($V_{z_{max}}$), la tenue d'un virage serré à vitesse constante, la finesse et donc l'autonomie.

L'allongement permet de diminuer la traînée induite par la portance, aux dépends malheureusement de la masse de l'aile. Il convient donc de trouver un compromis acceptable en fonction du cahier des charges. Les valeurs les plus courantes tournent autour de 7 ou 8.

- **L'effilement $E = C_e/C_i$ [-]:**

C'est le rapport de la corde externe C_e (saumon) sur la corde interne C_i (corde sur l'axe longitudinal de l'appareil). Pour une aile en simple trapèze, les meilleurs rendements sont obtenus pour un effilement d'environ 0,7 (en dessous de cette valeur l'effilement provoque des décrochages d'ailerons très dangereux). Pour des ailes à multiples trapèzes, c'est plus compliqué, le rapport des cordes d'extrémités ne voulant plus dire grand chose. Si on veut gagner en performances, le but est théoriquement de se rapprocher de l'aile elliptique.

En pratique cependant, les caractéristiques brutales au décrochage des ailes elliptiques et la complication de leur fabrication leur font préférer les ailes trapézoïdales.

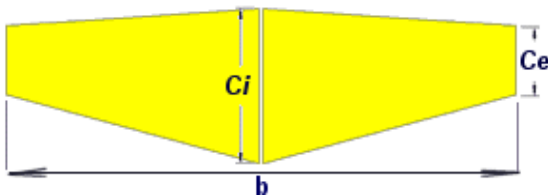


Caudron 714 : un coursier aux décrochages d'ailerons brutaux !

$E = \frac{C_e}{C_i} = \frac{2.Sa}{b.C_i} - 1$	Ce :	Corde extérieur [m]
	Ci :	Corde intérieur [m]
	Sa :	Surface alaire [m ²]
	b :	Envergure [m]

Critère de choix : C'est un compromis entre la masse de l'aile, l'hypersustentation améliorées par l'effilement et les caractéristiques de décrochages dégradées par un effilement trop important.

Armé de ces valeurs (**Sa; A; E**) et des deux équations suivantes : $A = b^2/Sa$ & $E = \frac{C_e}{C_i} = \frac{2.Sa}{b.C_i} - 1$



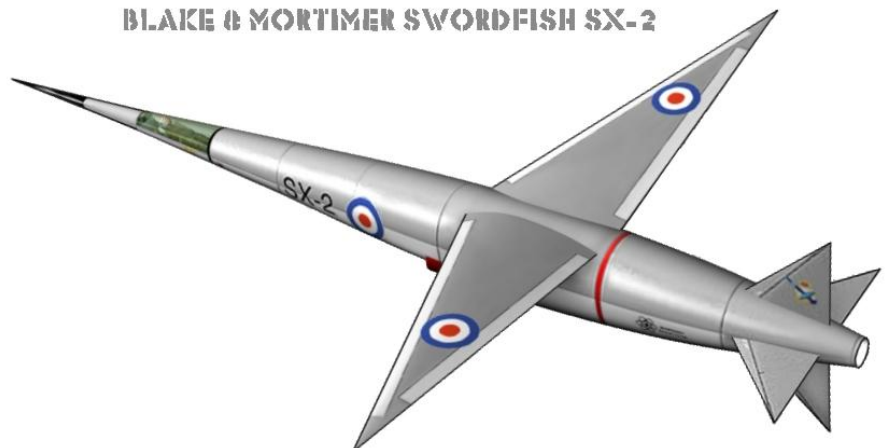
On peut enfin dessiner la vue de dessus de l'aile en calculant l'envergure **b** la corde interne **Ci** et la corde externe **Ce**.

$$b = \sqrt{Sa.A} \quad C_i = \frac{2}{E+1} \sqrt{\frac{Sa}{A}} \quad C_e = \frac{E}{C_i} = \frac{2.Sa}{b} - C_i$$

Rappel : Surface d'une aile trapézoïdale :

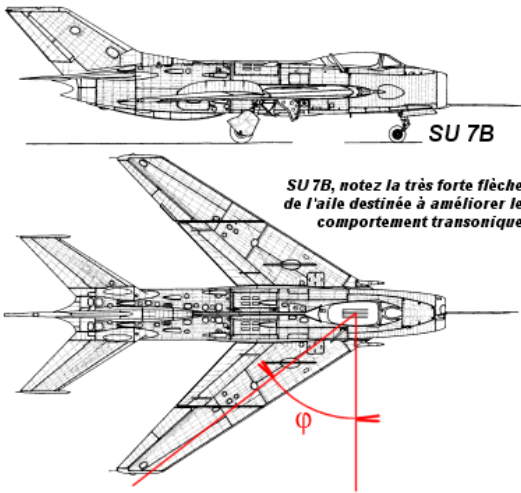
$Sa = b.(C_i + C_e)/2$	Sa :	Surface alaire [m ²]
	b :	Envergure [m]
	Ce :	Corde extérieur [m]
	Ci :	Corde intérieur [m]

BLAKE & MORTIMER SWORDFISH SX-2



L'Espadon d'Edgar P. Jacobs est doté d'un effilement ... problématique ! A coup sûr le pilote va être confronté à des décrochages d'ailerons brutaux.

- **La flèche ϕ [°]:**



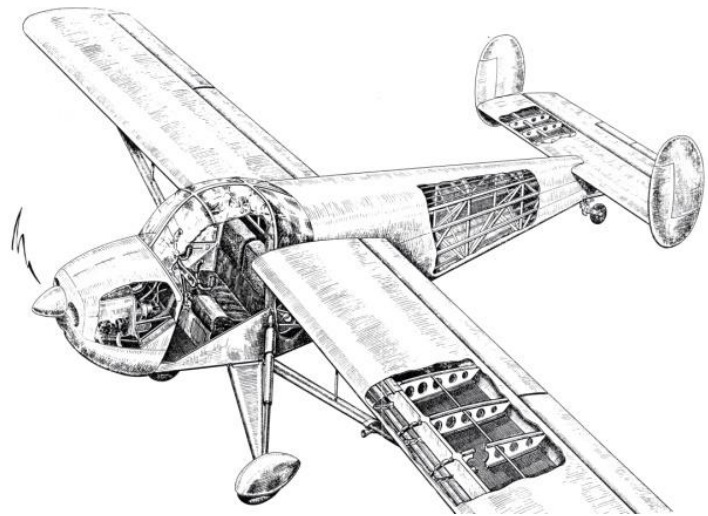
En aviation grandeur, l'effet principal de la flèche est d'améliorer les performances aux vitesses de vol transsoniques, c'est à dire proches de la vitesse du son. Ceci n'a aucun intérêt en aviation générale.

La flèche a au moins deux autres effets : premièrement, elle augmente la stabilité autour de l'axe de lacet, c'est ce qu'on peut appeler un "effet dérive". Deuxièmement, elle a un effet stabilisateur sur l'axe de roulis, encore appelé "effet dièdre". Ces effets ne sont vraiment détectables que si la flèche est importante (saumon franchement en arrière de l'emplanture).

A nos vitesses de vol subsoniques, une aile en forte flèche a un moins bon rendement qu'une aile droite.

Une flèche inverse peut être utilisée pour rattraper un centrage trop avant dans des configurations particulières.

La flèche est mesurée entre l'axe passant par le quart avant des cordes et l'axe transversal.



NC858 : Flèche inverse pour diminuer le centrage trop avant !

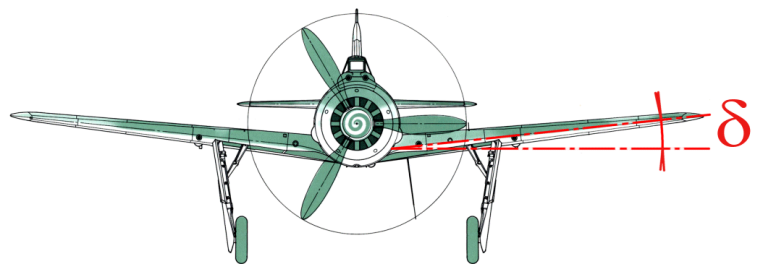
- **Dièdre δ [°]:**

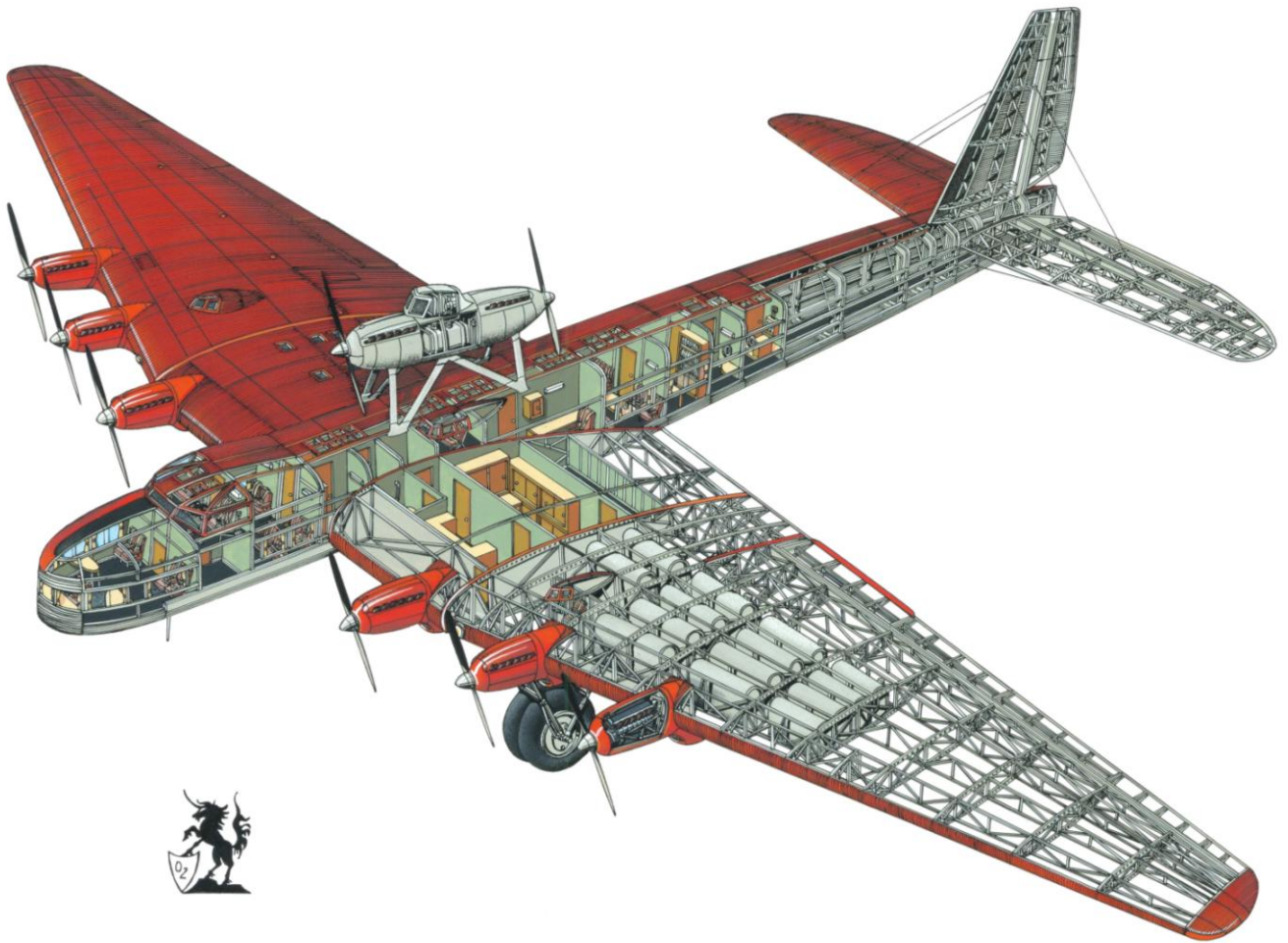
Le dièdre est l'angle (en degrés) mesuré entre l'axe transversal et l'axe du longeron.

L'effet du dièdre est plus complexe qu'il n'y paraît et doit s'harmoniser avec le rappel en lacet exercé par la dérive.

Le dièdre est à l'origine d'un couple sur l'axe de roulis lorsque l'avion est en vol dérapé.

Pour sa détermination, se reporter au cours de M. ROUSSELOT.







La Question du choix du profil

Mathieu BARREAU

Laurent BOUTIN

With a View to Practical Solutions



Wright 1908



Göttingen 387 1919



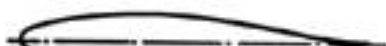
Bleriot 1909



Clark Y 1922



R.A.F. 6 1912



M-6 1926



R.A.F. 15 1915



R.A.F. 34 1926



U.S.A. 27 1919



N.A.C.A. 2412 1933



Joukowski
(Göttingen 430) 1912



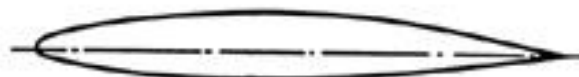
N.A.C.A. 23012 1935



Göttingen 398 1919



N.A.C.A. 23021 1935



N.A.C.A. 66₁-212 1940



N.A.C.A. 747A315 1944

The historical evolution of airfoil sections, 1908-1944. The last two shapes (N.A.C.A. 66₁-212 and N.A.C.A. 747A315) are low-drag sections designed to have laminar flow over 60 to 70 percent of chord on both the upper and the lower surface. Note that the laminar flow sections are thickest near the center of their chords.

La Question du choix du profil

Les concepteurs novices se posent toujours la question dès le départ d'un projet du choix du profil de l'aile.

Nous allons démontrer en utilisant une méthode RATIONNELLE de rédaction de cahier des charges que cette question est secondaire à l'étape de l'avant-projet. En effet le calcul énergétique de prédétermination des performances d'un avion ne fait pas intervenir le type de profil.

MÉTHODE: EN AVOIR ET L'APPLIQUER!

Lorsqu'il s'agit de faire des choix en conception, il convient d'adopter une méthode RATIONNELLE pour identifier les critères OBJECTIFS de caractérisation des fonctions techniques à remplir.

Pour cela, on peut utiliser les méthodes classiques d'analyse fonctionnelle.

L'analyse fonctionnelle est une démarche qui consiste à recenser, caractériser, hiérarchiser et ordonner les fonctions d'un produit.

- Recenser : déterminer et identifier les fonctions.
- Caractériser : énoncer les critères d'appréciation, les niveaux et la flexibilité de ces fonctions.
- Hiérarchiser : évaluer l'ordre d'importance des fonctions de service retenues.
- Ordonner : Classer les fonctions en fonctions de service et fonctions techniques.

On utilisera cette méthode pour rédiger le cahier des charges du profil aérodynamique choisi pour l'aile.



Quel profil choisir?

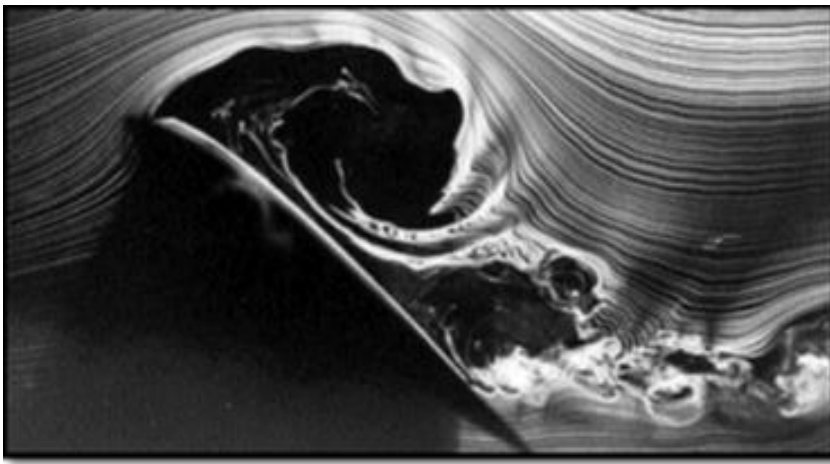
DÉFINIR LE BESOIN : A QUOI SERT L'AILE ?

FONCTION PRINCIPALE : GÉNÉRER DE LA PORTANCE.

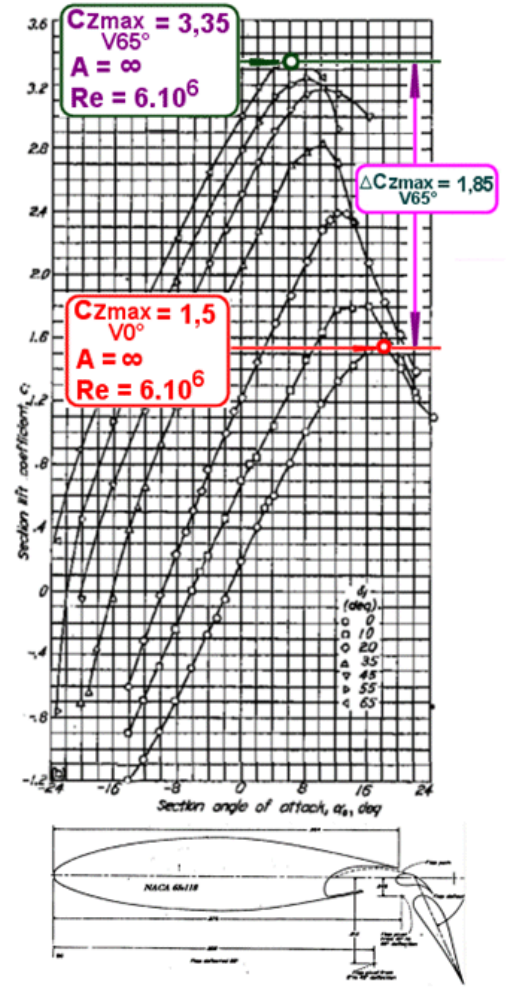
• Critères de caractérisation :

• Le Coefficient de portance maximale ($C_{z_{max}}$) en lisse et/ou avec volets (Vs). On rappelle que ce coefficient intervient dans l'équation de la sustentation : $m.g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_a \cdot C_z$.

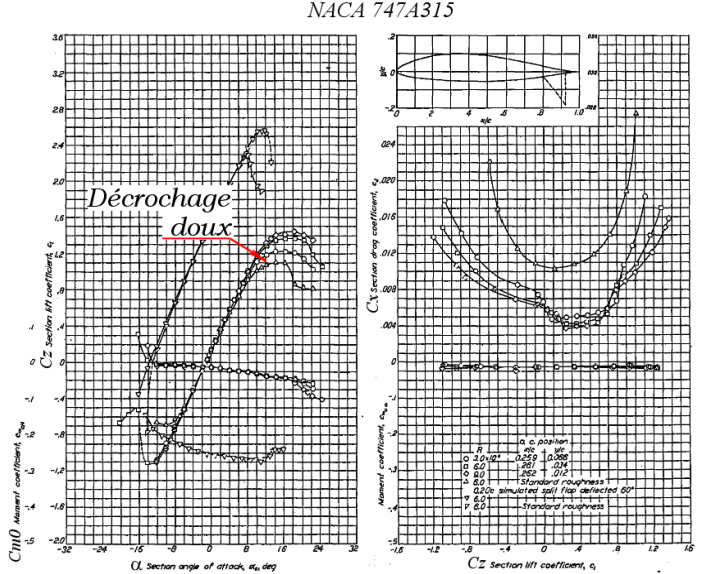
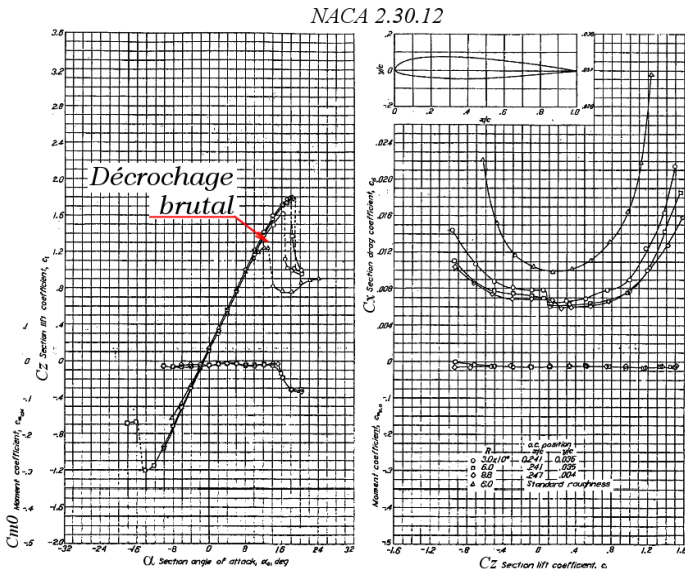
On souhaite évidemment un $C_{z_{max}}$ important pour limiter la surface de l'aile. Il faut toutefois noter que la forme de l'aile est aussi importante que le profil pour l'obtention d'un $C_{z_{max}}$ avion. La vitesse minimum de contrôle réglementaire (ULM, VLA, monomoteurs CDN etc.) impose le produit $S_a \cdot C_{z_{max}}$.



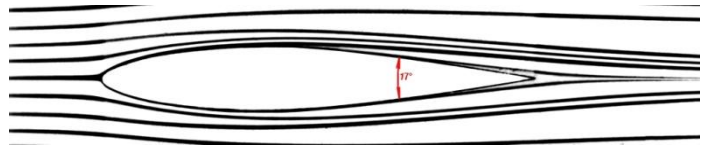
Caractéristiques aérodynamiques. $R = 6.10^6$
NACA 653118 avec volet à double fente



• Type de décrochage - brutal ou doux-. ($dC_z/d\alpha$ à l'approche du décrochage).



CONTRAINTES : LA TRAÎNÉE À PAYER.



La traînée de l'aile se divise en :

- Traînée de frottement.
- Traînée de pression (culot résiduel due à l'épaisseur de la couche limite au bord de fuite).
- Traînée induite par la portance.
- Traînée d'équilibrage nécessaire pour équilibrer, le cas échéant, le moment piqueur de l'aile.
- Traînée d'onde pour les régimes de vol transsonique et supersoniques.

- **Critères de caractérisation:**

- Le coefficient de traînée ($C_{x_{\min}}$) au C_z de croisière (V_{cr}). On souhaite en général minimiser la traînée de l'avion et donc de l'aile. Remarque, un profil d'aile est TRES bien fuselé !

- La variation du C_x avec l'augmentation du C_z ($C_{x_{\text{montée}}}$).

Afin de ne pas trop pénaliser les performances en montée et en virage, l'augmentation du C_x doit être modérée pour des C_z allant jusqu'à 0,8 à 1.

C'est également le cas du **coefficient de traînée induite par la portance ($C_{x_{\text{induit}}}$)**. On notera que l'allongement est un critère dominant pour l'amélioration des perfos à fort C_z . On sera donc attentif au $C_{x_{\max}}$ au $C_{z_{\text{montée}}}$ pour la remise des gaz.

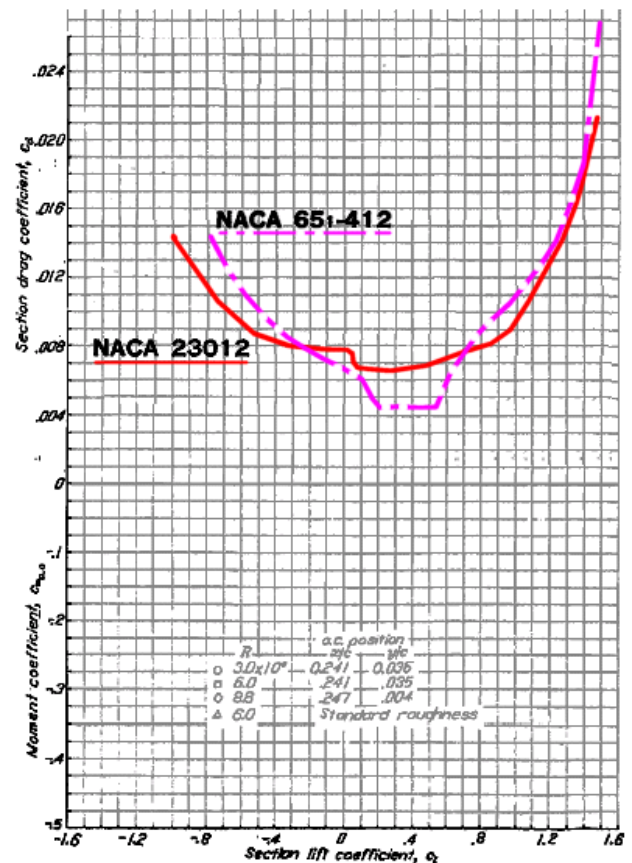
- La variation du C_x avec l'altitude de vol ($C_{x_{\text{altitude}}}$). Cette variation doit rester modérée dans la plage de variation du C_z en fonction des altitudes de vol. On doit penser à l'adaptation du profil à l'altitude de vol envisagée (en général les basses couches de l'atmosphère pour nos avions légers). Un profil laminaire utilisé à un C_z important, à cause de la chute de la masse volumique de l'air avec l'altitude de vol, conduit à une augmentation importante de son C_x qui peut sortir de la plage laminaire.

- Le coefficient de moment (C_{m0}) au C_z de croisière (modélisation avec empennage). On rappelle que ce coefficient intervient dans l'équation du moment: $M = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_a \cdot C_m \cdot L$. Un fort coefficient de moment engendre, pour les avions rapides, un fort moment piqueur qu'il faudra équilibrer soit par un centrage reculé soit par une traînée d'équilibrage et une traînée induite d'empennage importante

- Les performances avec pollution rugueuse de surface (pluie, insectes, etc.). Conséquences sur la traînée maxi et sur la portance (en général, le % de pertes est fonction du % de gain entre un profil classique turbulent et un profil à laminarité étendue).

- Pente du coefficient de moment à l'approche du décrochage (stabilité).

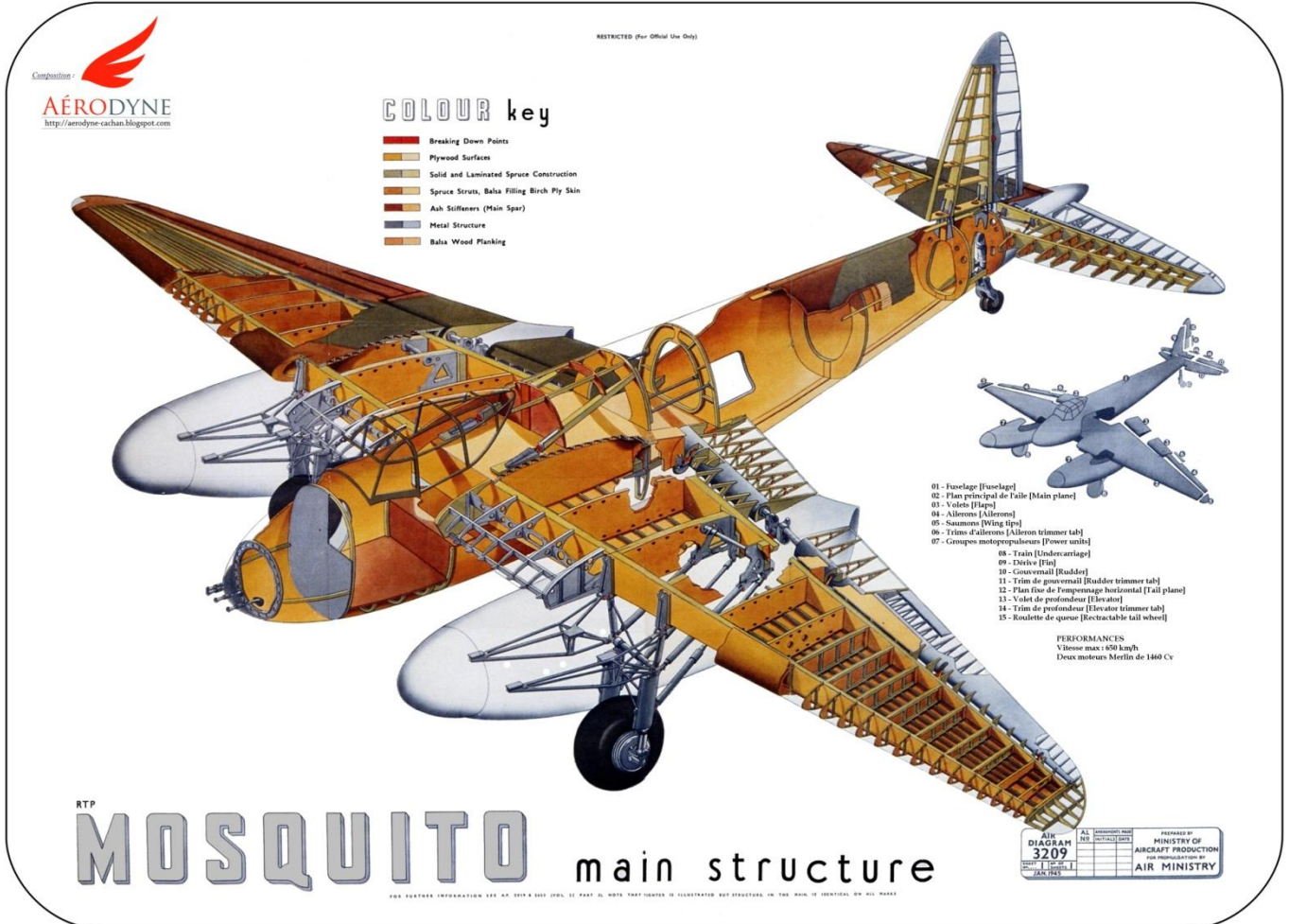
Comparaison d'un profil laminaire et d'un profil turbulent



CONTRAINTES : LA MASSE DE STRUCTURE SUPPLÉMENTAIRE.

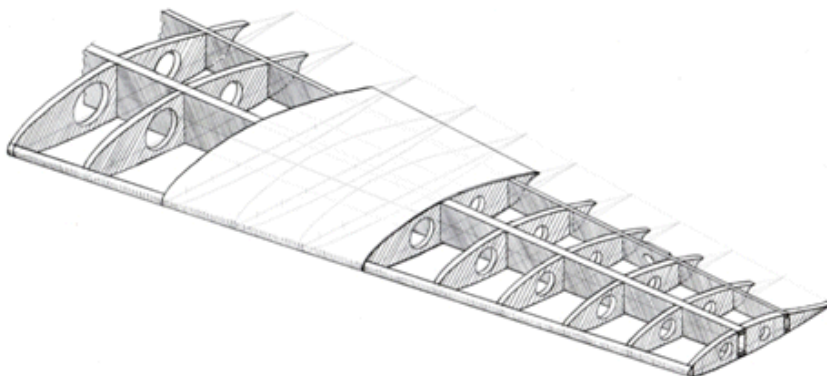
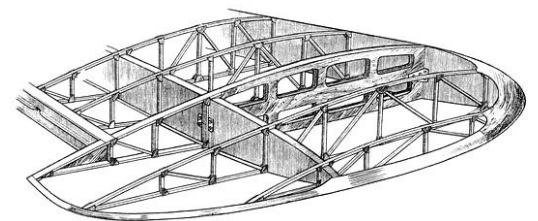
Pour minimiser la masse de l'aile il vaut mieux un longeron épais.

- **Critères de caractérisation:**
 - L'épaisseur relative (volume pour le carburant et les équipements ; masse de l'aile)
 - La position de l'épaisseur maxi. Pour des questions de choix d'architecture. Par exemple, les passagers sont situés devant le longeron.



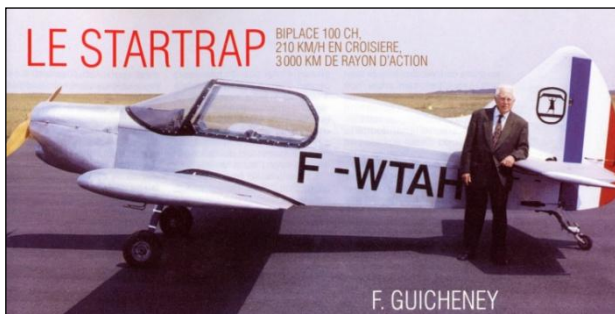
CONTRAINTES : COÛTS/FABRICATION.

- **Critères de caractérisation:**
 - Simplicité de construction (profil si possible à double convexité pour faciliter l'entoilage).



HIÉRARCHISER LES CRITÈRES

Devant la multitude des critères à remplir, il apparaît comme évident qu'aucun profil ne les satisfera tous. Il convient donc de hiérarchiser ces critères en fonction de la mission de l'avion envisagé.

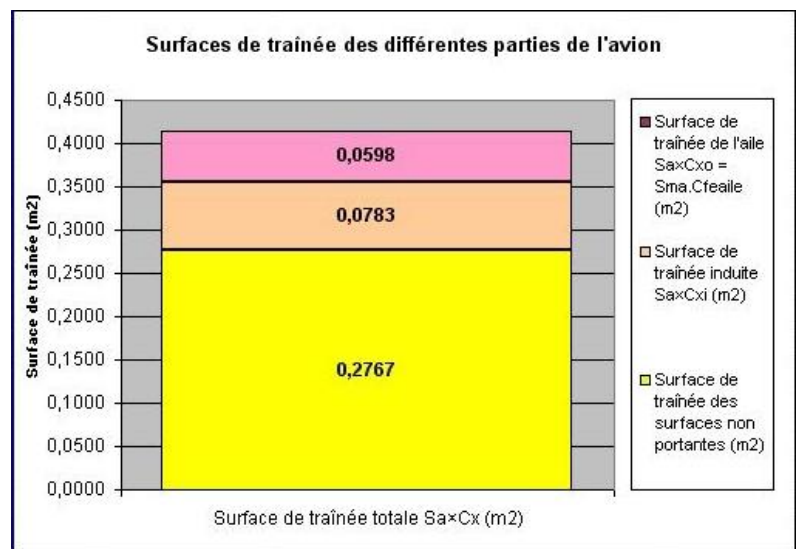


Les caractéristiques de décrochage par exemple nous semblent très importantes car directement liées à la sécurité (non négociable).

Par contre, il faut relativiser l'importance de certains critères comme le $C_{x_{\text{mini}}}$. En effet, on ne gagne pas grand-chose en passant d'un profil turbulent à un profil laminaire. Le gain en vaut la chandelle uniquement si tout le reste de l'aérodynamique de l'avion est parfaitement traitée.

Étudions par exemple le bilan des surfaces de traînée d'un avion (Startrap de F. Guicheney). L'influence du profil est réelle mais le gain (passage d'un profil turbulent à un profil laminaire) en % de la traînée totale ne commencera à être important que quand la surface de traînée des surfaces non portantes aura diminué.

Dans l'exemple présenté, la traînée pure de l'aile représente 14% de la traînée totale de l'appareil. L'adoption d'un profil laminaire diminuerait la traînée de l'aile de 30%, donc la traînée totale de l'avion de 4%. L'accroissement de vitesse obtenue serait d'à peine plus de 1% !

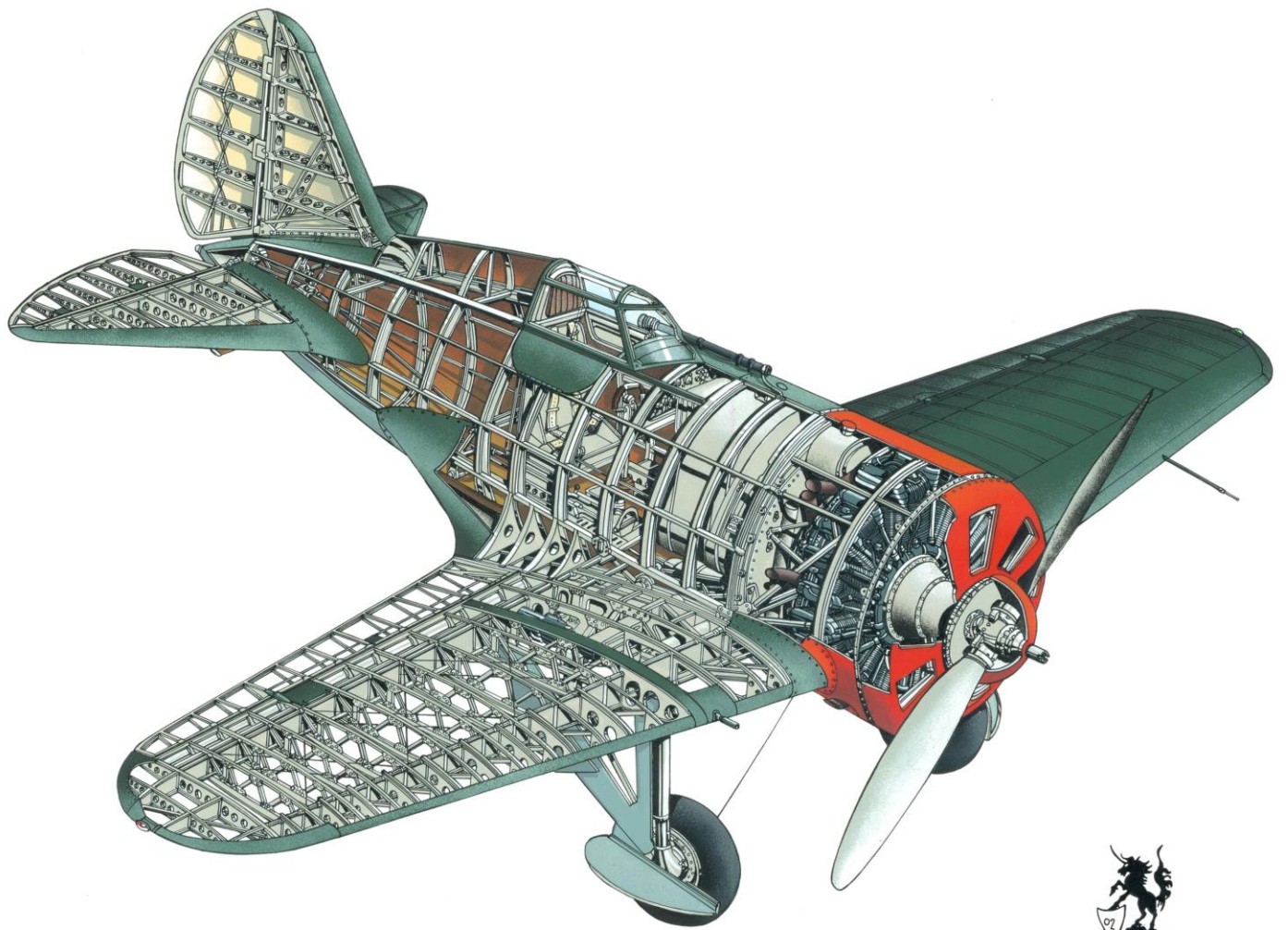


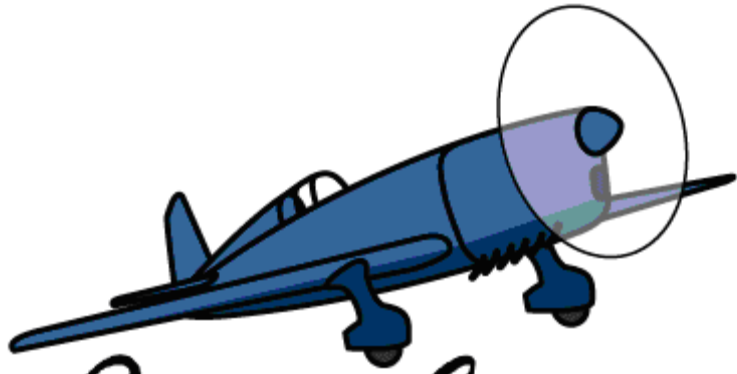
D'autres critères comme par exemple l'épaisseur du profil influent également indirectement sur les qualités de montée et de virage par réduction de la masse des ailes.

Au niveau de l'avant projet, les critères les plus importants semblent donc être:

- Le type de décrochage;
- L'épaisseur relative maxi;
- Le $C_{z_{\text{max}}}$ avec volet;
- Le C_{m0} .

Pour un avion rapide avec un fort écart de vitesse, il est donc souhaitable de prendre un profil presque symétrique (C_{m0} faible); avec un décrochage doux et une épaisseur supérieure à 13 ou 15 %, et un $C_{z_{\text{max}}}$ avec volet de l'ordre de 2,5.





InterAction

Calcul du Cz_{\max} avion équilibré.

Matthieu BARREAU

Calcul du $C_{z_{max}}$ avion équilibré.

1 - DONNÉES D'ENTRÉE :

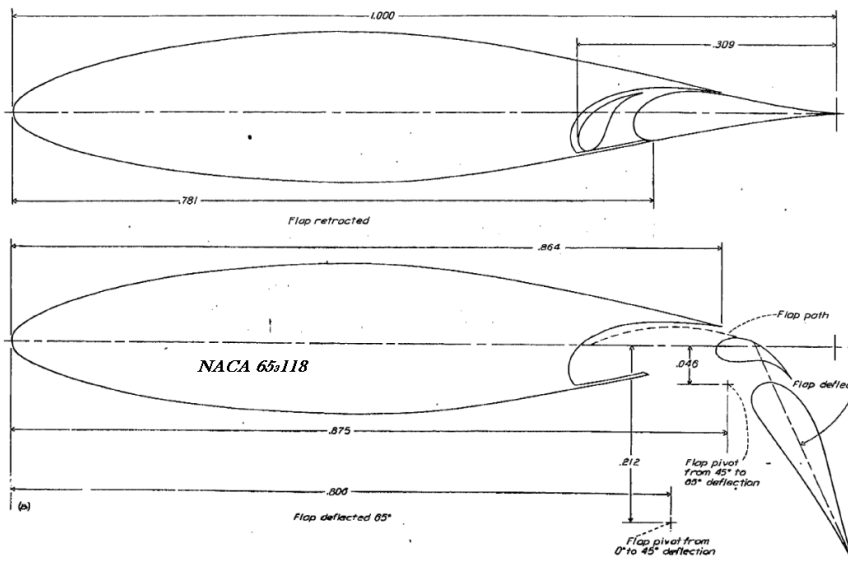
- **Géométrie de l'aile :**

Aile rectangulaire:

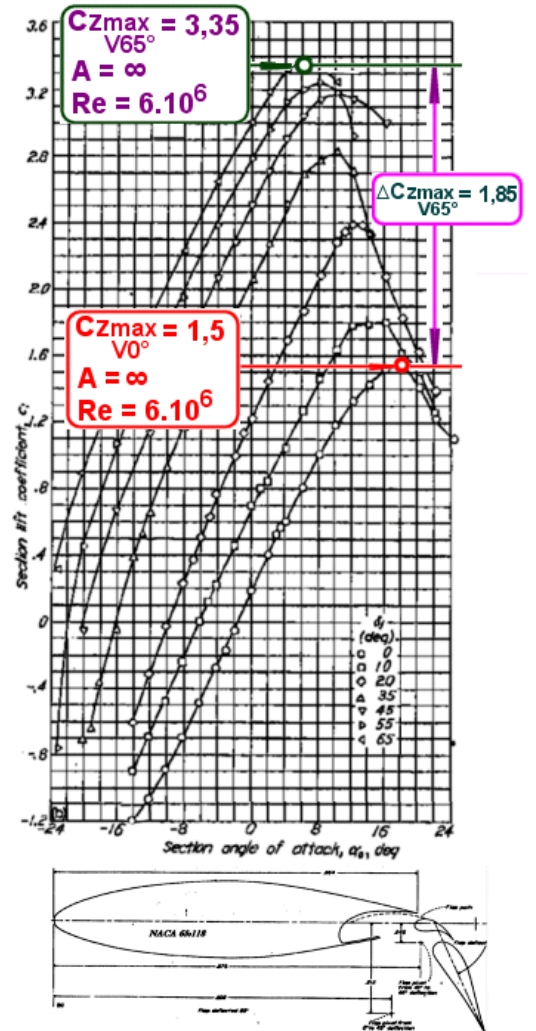
Surface alaire	Sa :	10 m ²
Allongement	A :	7.5 [-]
Envergure	b :	8.66 m
Corde aérodynamique moyenne	Cam :	1.15 m

Type de profil : Profil NACA série 6 de 18% d'épaisseur relative avec volet à fente + bec-goutte.

Ex : NACA 65₃118 ; 65₃218 ; 65₃318 ; 65₃418)



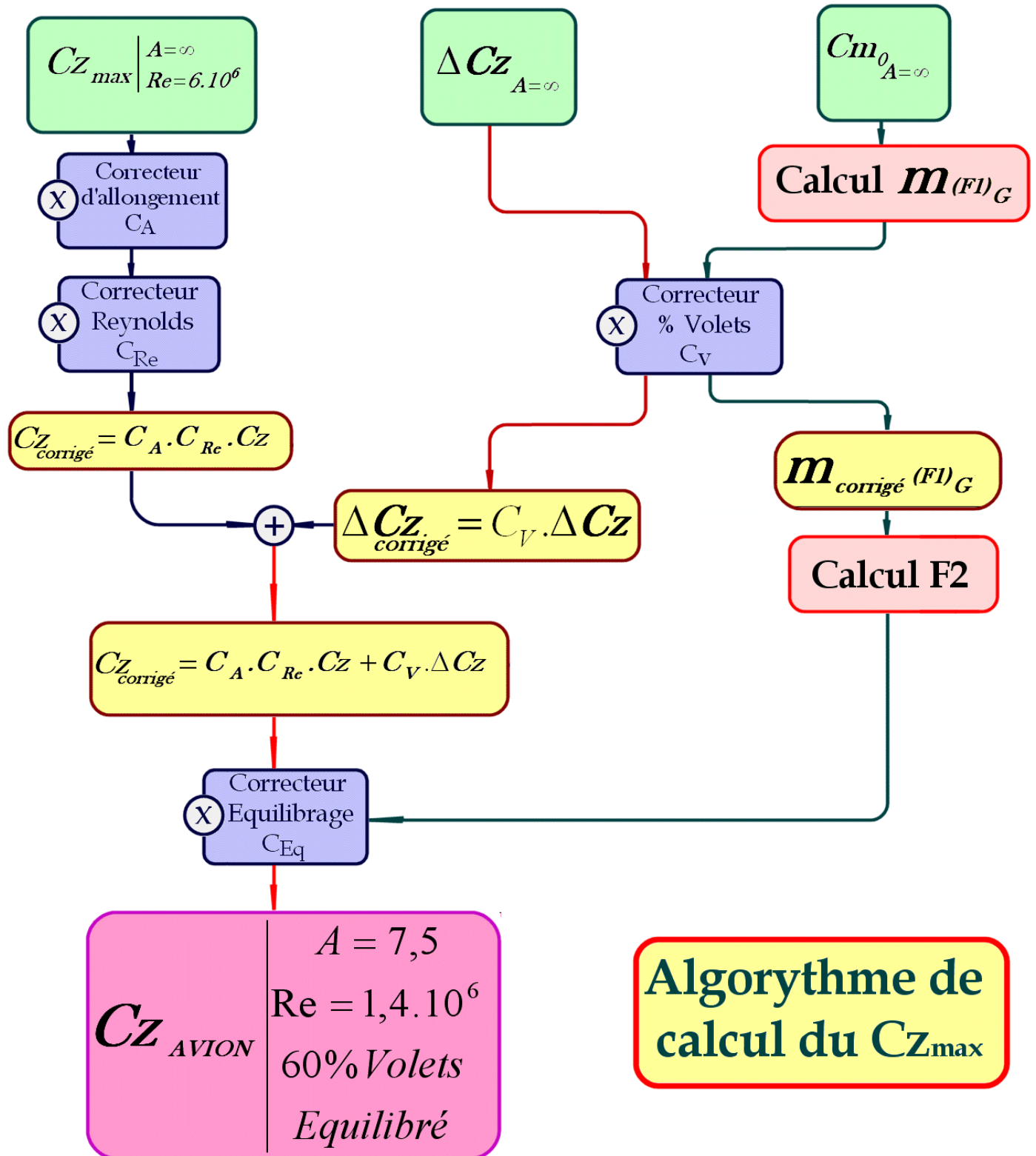
Caractéristiques aérodynamiques. $R = 6.10^6$
NACA 65₃118 avec volet à double fente



On relève sur les courbes caractéristiques :

- $C_{z_{max}}$ profil en allongement infini en lisse ($V0^\circ$) et $Re\ 6.10^6$: $C_{z_{max}} \Big|_{\substack{A=\infty \\ Re=6.10^6}} = 1,5$
- $C_{z_{max}}$ profil en allongement infini avec braquage des volets à 65° et $Re\ 6.10^6$: 3,35
- Delta C_z volets en allongement infini et $Re\ 6.10^6$
 $\Delta C_z = 3,35 - 1,5 = 1,85$

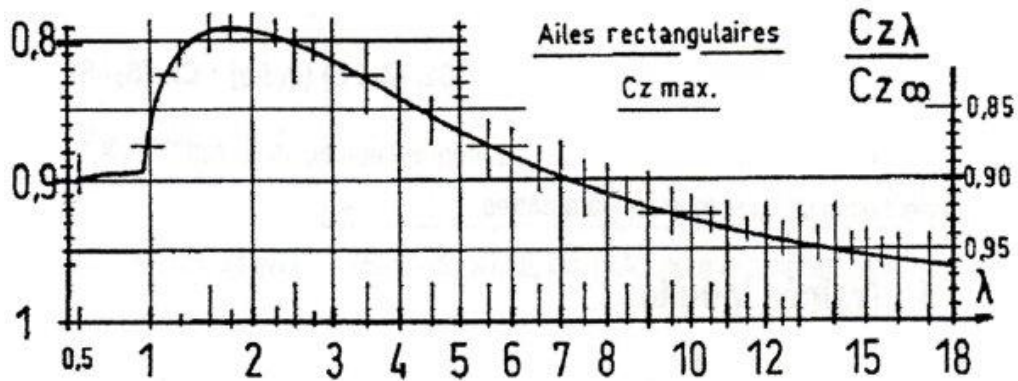
Données d'entrée



Algorithme de calcul du Cz_{max}

2 - CORRECTIONS SUR LE $C_{Z_{MAX}}$ PROFIL EN ALLONGEMENT INFINI EN LISSE ET $RE \geq 6.10^6$

- Correction d'allongement ($A = 7.5$) : $C_A = 0.91$



- Correction Reynolds : $C_{Re} = 0.8$

Avec la vitesse de décrochage (65 km/h ; 18 m/s) et la longueur de la corde aérodynamique moyenne, on peut calculer le nombre de Reynolds de l'aile au moment de l'atterrissage.

$Re = 68500.V.L$	V	Vitesse [m/s] $V=18$ m/s
	L	Longueur caractéristique [m] $L = Cam = 1,15$ m

Reynolds à l'atterrissage = $68500.V.L = 1,4$ million

Reynolds en vol à 100 kt (54m/s) = 3,87 millions.

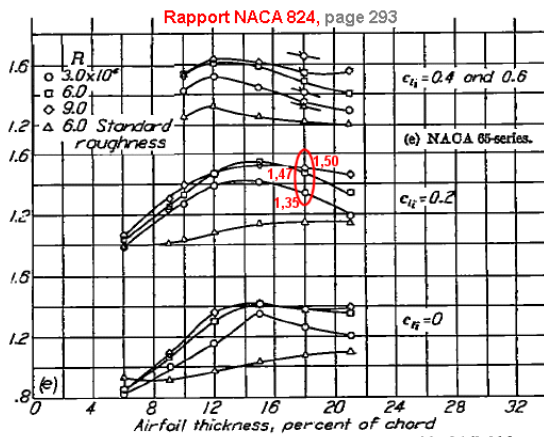
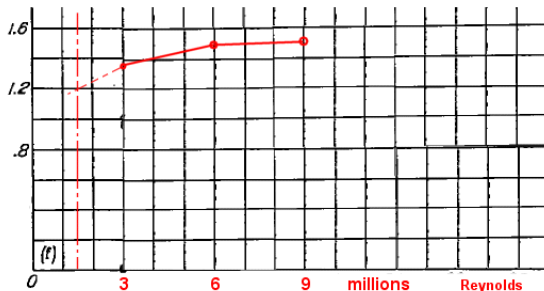


FIGURE 41.—Variation of maximum section lift coefficient with airfoil thickness ratio at several Reynolds numbers for a number of NACA airfoil sections of different cambers.



Valeur estimée par extrapolation des données du rapport naca 824 page 293

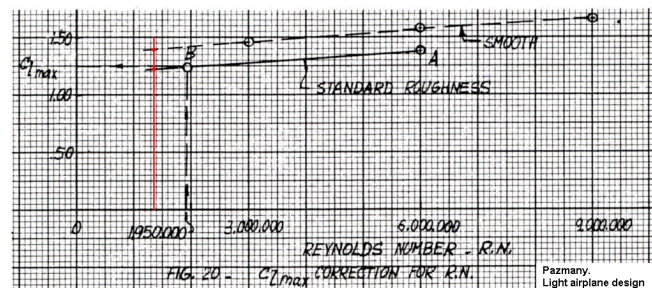


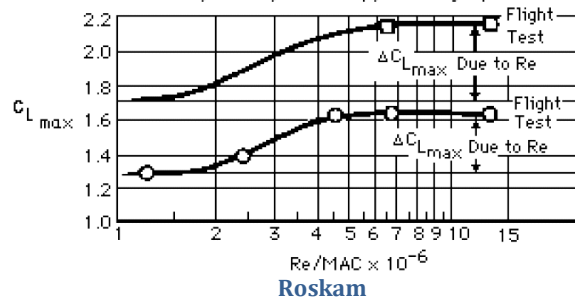
FIG. 20 - $C_{L_{max}}$ CORRECTION FOR R.N.

Pazmany. Light airplane design

DC-9-10

○ 0° Flap Setting. Early Flight Configuration without Vortilons, Fences, Stall Strip, and Wing Tip Extension.

□ 50° Flap Setting. Current Flight Configuration with Vortilons, Fences, Stall Strip, and Wing Tip Extension.



Roskam

La lecture de ces trois documents permet d'estimer un coefficient correcteur due à l'effet Reynolds d'environ 0,8.

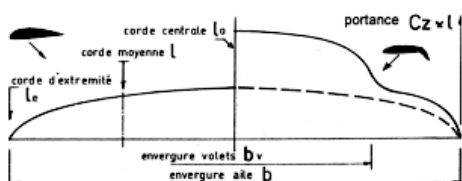
D'où $C_{z\max}$ profil ($V0^\circ$) en allongement 7,5 en lisse et $Re\ 1,4.10^6$:

$$C_{z\max} \left| \begin{array}{l} A=7,5 \\ Re=1,4.10^6 \end{array} \right. = C_A \cdot C_{Re} \cdot C_{z\max} \left| \begin{array}{l} A=\infty \\ Re=6.10^6 \end{array} \right. = 1,09$$

$$C_{z\text{lissemax}} \left| \begin{array}{l} A=7,5 \\ Re=1,4.10^6 \end{array} \right. = 1,09$$

3 - CORRECTIONS SUR LE DELTA CZ VOILETS

- **Correction $b_{\text{voilet}}/b_{\text{Aile}}$ (60% de volets) : $C_v = 0,67$**

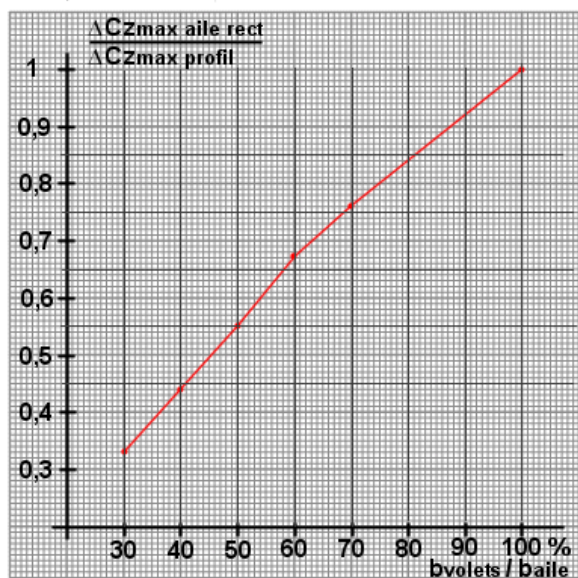


Sur l'avion réel, les volets occupent rarement la totalité de l'envergure. Il faut donc corriger le ΔC_z issue de soufflerie.

Ce facteur correctif s'applique sur le delta Cz

Delta Cz avec volets sur 65% de l'envergure :

$$\Delta C_{z\text{voilet } 60\%b} = 1,85 \times 0,67 = 1,239$$



$$\Delta C_{z\text{corrigé}} = C_v \cdot \Delta C_z$$

$$\Delta C_{z\text{corrigé}} = 1,239$$

D'où

$$C_{z\text{corrigé}} \left| \begin{array}{l} A=7,5 \\ Re=1,4.10^6 \\ 60\% \text{ Volets} \end{array} \right. = 1,09 + 1,24 = 2,33$$

$$C_{z\text{voletscorrigé}} = C_{z\max} \left| \begin{array}{l} A=7,5 \\ Re=1,4.10^6 \\ 60\% \text{ Volets} \end{array} \right. = C_A \cdot C_{Re} \cdot C_{z\max} \left| \begin{array}{l} A=\infty \\ Re=6.10^6 \end{array} \right. + C_v \cdot \Delta C_z$$

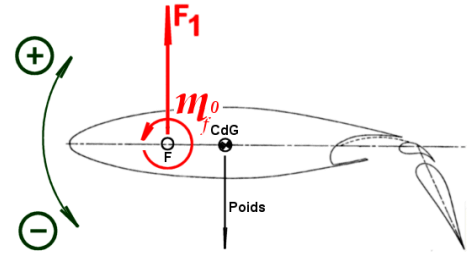
$$C_{z\text{voletscorrigé}} \left| \begin{array}{l} A=7,5 \\ Re=1,4.10^6 \\ 60\% \text{ Volets} \end{array} \right. = 2,33$$

4 - CORRECTION ÉQUILIBRAGE (C_E)

L'équilibre de l'avion sur l'axe de tangage est obtenu par un stabilisateur (Sh ≈ 0,2.Sa) avec un bras de levier L=n.C_{am} (C_{am} = corde aérodynamique moyenne).

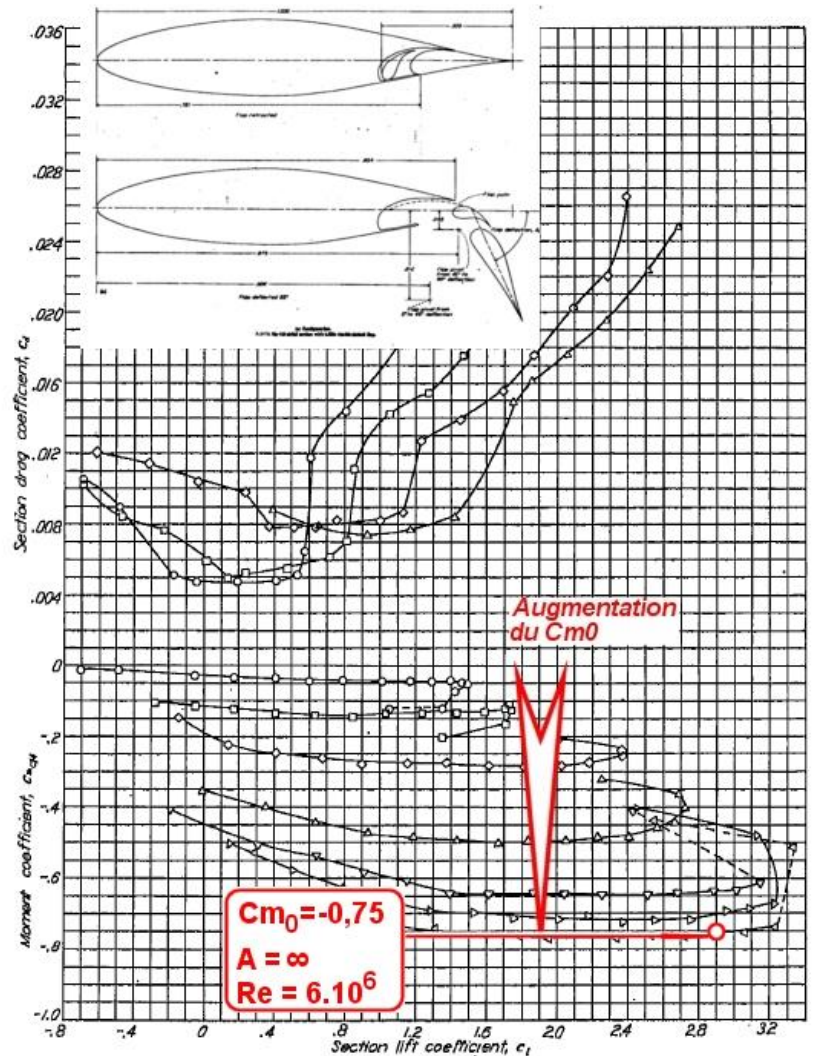
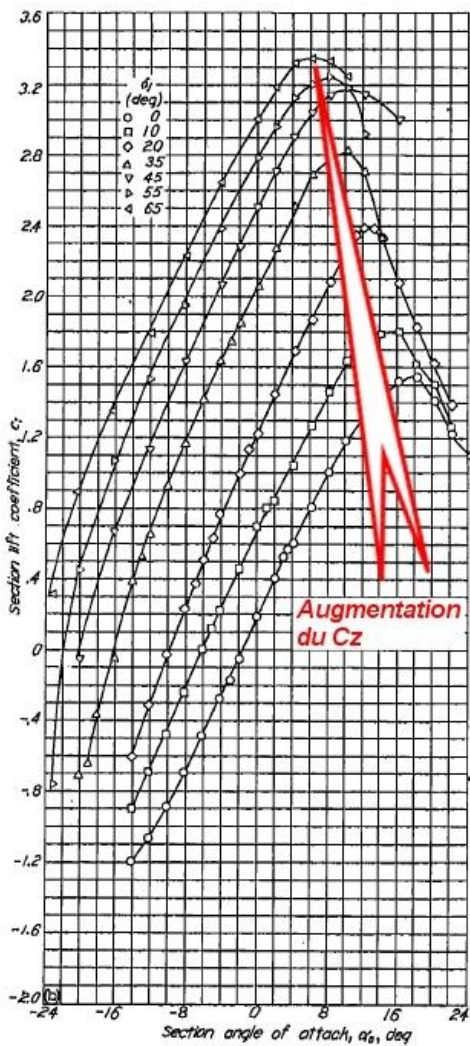
Les champs de pression autour de l'aile peuvent être modélisés par une action mécanique ayant deux composantes :

- une résultante de portance et de traînée (traînée dont on négligera le moment devant celui de la portance) appliquée au foyer de l'aile (25% de la corde) et
- un moment autour de ce même foyer.



• **Calcul du moment piqueur de l'aile au foyer de celle ci :**

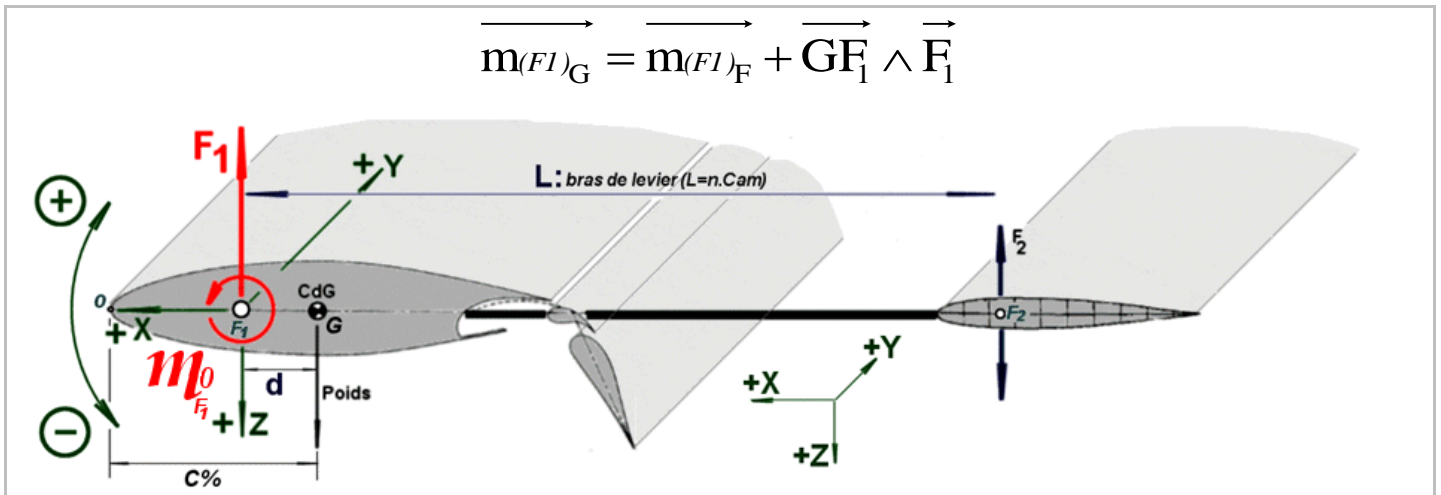
$m_{(F1)_F} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot Sa \cdot Cm_0 \cdot C_{am}$	Vitesse	V	V=18 m/s
	Surface Alaire	Sa	L = Cam = 1,15 m
	Masse volumique air	ρ	ρ = 1,225 kg/m ³
	Coef. Moment	Cm₀	Cm ₀ (volets à 65°) = -0,75
	Corde aérodynamique moyenne	Cam	C _{am} = 1,15 m



NACA 653-118 with flap

(b) Aerodynamic characteristics, R=5x10⁶, NACA 65-118 airfoil section with 0.809 double slotted flap.

• **Données :**



Marge statique (distance GF ₁)	d	[m]
Centrage en % de la Cam	C%	[-]
Corde aérodynamique moyenne	Cam	C _{am} = 1,15 m
Bras de leviers de l'empennage (C/4 - c/4)	L	L = n.Cam avec 2,5 < n < 4 [m]

$\vec{GF}_1 = \vec{GO} + \vec{OF}_1 = d.\vec{x}$	Si C% < 0,25 alors d < 0	$\vec{GF}_2 = \vec{GF}_1 + \vec{F}_1\vec{F}_2 = (d - L).\vec{x}$
$d.\vec{x} = (C\% \cdot C_{am} - 0,25 \cdot C_{am}).\vec{x}$	Si C% = 0,25 alors d = 0	$(d - L).\vec{x} = (C\% \cdot C_{am} - 0,25 \cdot C_{am} - n \cdot C_{am}).\vec{x}$
$d.\vec{x} = C_{am} \cdot (C\% - 0,25).\vec{x}$	Si C% > 0,25 alors d > 0	$(d - L).\vec{x} = C_{am} \cdot (C\% - 0,25 - n).\vec{x}$

• **Calcul du moment piqueur de l'aile au centre de gravité (G) :**

$$\vec{m}_{(F1)_G} = \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_a \cdot C_{am} \cdot Cm_0 \right) \cdot \vec{y} + d.\vec{x} \wedge \left(-\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_a \cdot Cz_{voletscorrigé} \right) \cdot \vec{z}$$

$$\vec{m}_{(F1)_G} = q \cdot S_a \cdot (C_{am} \cdot Cm_0 + Cz_{voletscorrigé} \cdot d) \vec{y}$$

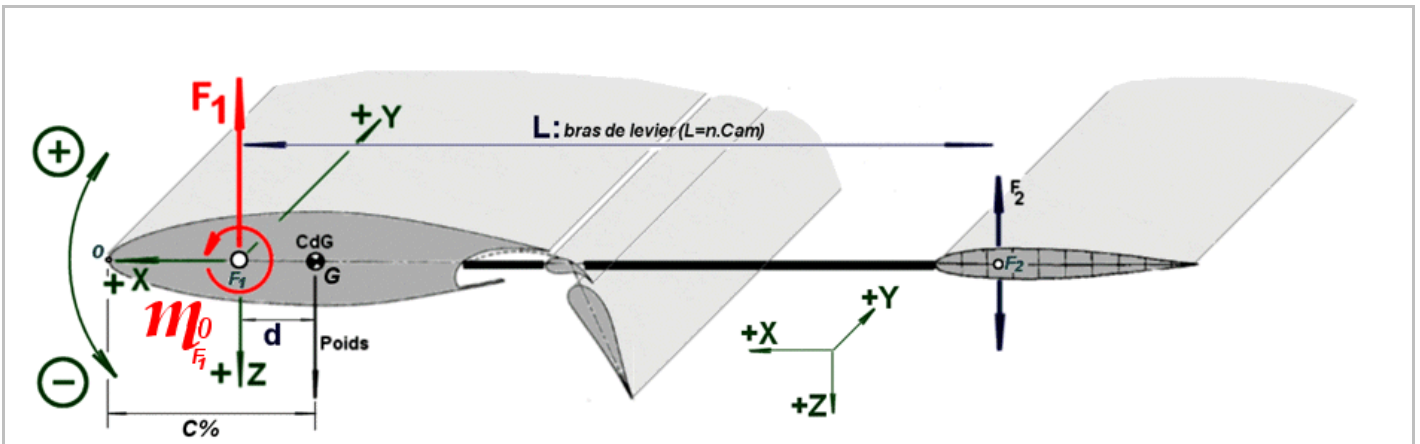
• **Correction b_{volet}/b_{Aile} (60% de volets) : Cv = 0,67**

Les volets occupent 60% de l'envergure d'où un coefficient correcteur de 0,67 (voir plus haut) à appliquer à ce moment pour obtenir le moment de l'aile réelle.

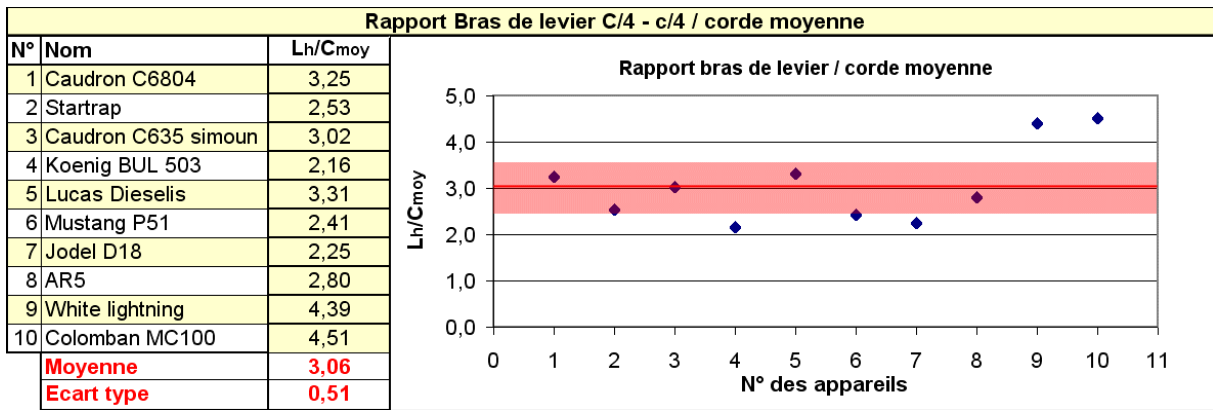
$$\vec{m}_{corrigé(F1)_G} = q \cdot S_A \cdot (Cv \cdot C_{am} \cdot Cm_0 + Cz_{1corrigé} \cdot d) \vec{y}$$

$$\vec{m}_{corrigé(F1)_G} = q \cdot S_A \cdot C_{am} (Cv \cdot Cm_0 + Cz_{1corrigé} \cdot (C\% - 0,25))$$

• Calcul de la force d'équilibrage F2 :



Marge statique (distance GF ₁)	d	[m]
Centrage en % de la Cam	C%	[-]
Corde aérodynamique moyenne	Cam	C _{am} = 1,15 m
Bras de leviers de l'empennage (C/4 - c/4)	L	L = n.Cam avec 2,5 < n < 4 [m]



Le stabilisateur équilibre le moment de l'aile et éventuellement le centrage.

A l'équilibre : $\vec{m}_{(F1)G} + \vec{m}_{(F2)G} = \vec{0}$ $\vec{m}_{(F1)G} = -\vec{m}_{(F2)G}$

$\vec{m}_{(F2)G} = \vec{m}_{(F2)F} + \vec{GF}_2 \wedge \vec{F}_2$

Si on suppose que le profil de l'empennage est symétrique alors $\vec{m}_{(F2)F} = \vec{0}$

$\vec{m}_{(F2)G} = -(L-d) \cdot F_2 \cdot \vec{y}$ donc $\vec{m}_{\text{corrigé}(F1)G} = -(L-d) \cdot F_2$

$F_2 = \frac{\vec{m}_{\text{corrigé}(F1)G}}{(d-L)}$ or $d = (C\% - 0,25) \cdot \text{Cam}$ et $L = n \cdot \text{Cam}$

$F_2 = \frac{\vec{m}_{\text{corrigé}(F1)G}}{\text{Cam} \cdot (C\% - 0,25 - n)}$

$F_2 = \frac{q \cdot S_A \cdot \text{Cam} \cdot (C_v \cdot C_{m0} + C_{z_{\text{corrigé}}} \cdot (C\% - 0,25))}{\text{Cam} \cdot (C\% - 0,25 - n)}$

$F_2 = \frac{q \cdot S_A \cdot (C_v \cdot C_{m0} + C_{z_{\text{corrigé}}} \cdot (C\% - 0,25))}{(C\% - 0,25 - n)}$

$F_2 = \frac{q \cdot S_a \cdot (C_v \cdot C_{am} \cdot C_{m0} + C_{z_{\text{équilibré}}} \cdot d)}{C_{am} \cdot (C\% - 0,25 - n)} = \frac{q \cdot S_a \cdot (C_v \cdot C_{am} \cdot C_{m0} + C_{z_{\text{équilibré}}} \cdot d)}{(d-L)}$

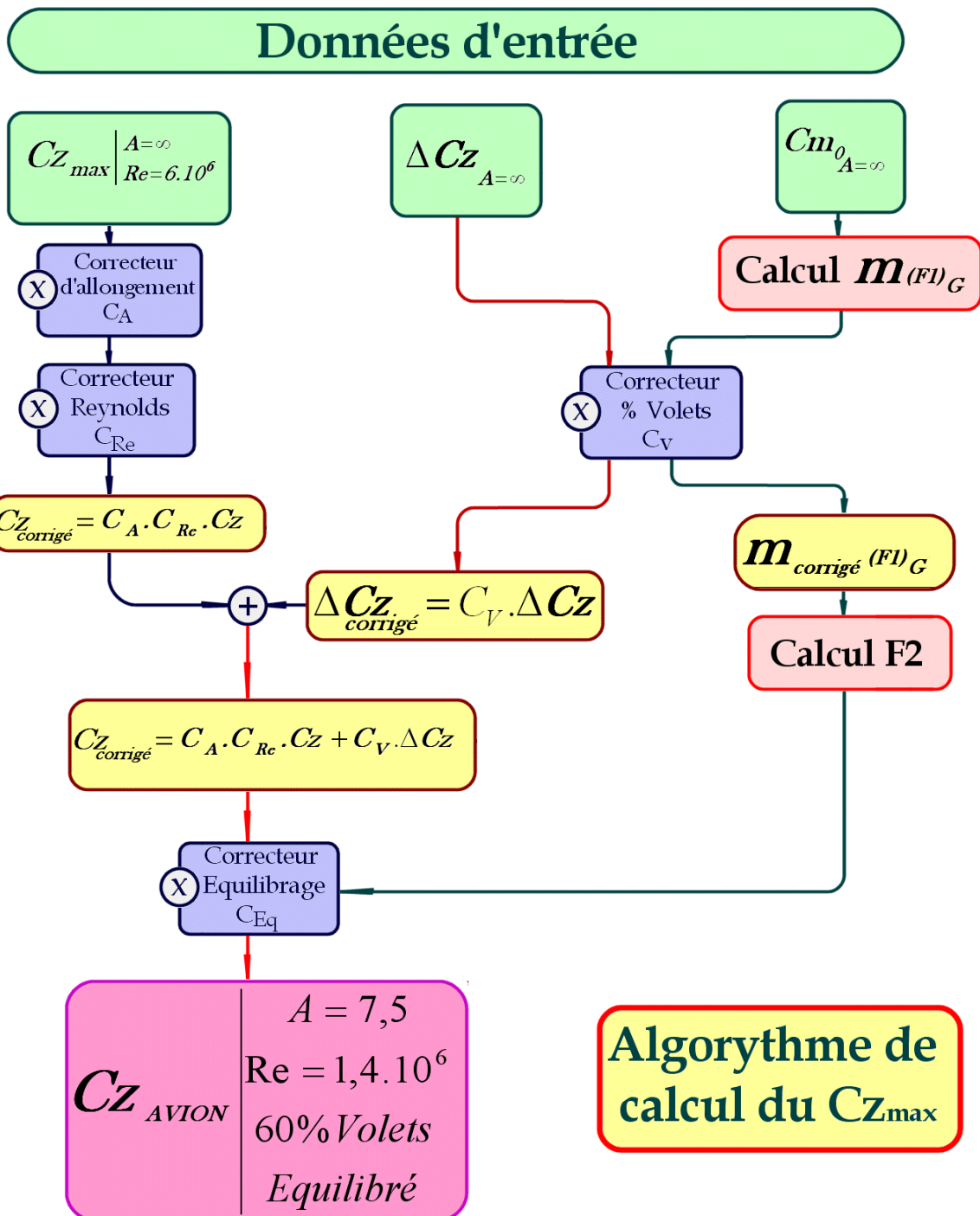
$$C_{eq} = 1 - \frac{F_2}{m \cdot g}$$

Coefficient d'équilibrage	C_{eq} :	[-]
Force d'équilibrage	F_2 :	[N]
masse de l'avion	m :	[kg]
Accélération de la pesanteur	g :	[N/kg]

$$C_{Z_{AVION}} = C_{eq} \cdot C_{Z_{corrigé}} = 2,33$$

$C_{Z_{AVION}}$	$A = 7,5$
	$Re = 1,4 \cdot 10^6$
	60% Volets
	Equilibré

$= 2,33$



5 - COMMENTAIRES

Nous n'avons pas tenu compte de l'importance relative de la corde des volets sur la corde de l'aile ainsi que de l'effilement éventuel de l'aile.

On peut chiffrer approximativement le ΔC_z à l'aide du graphe joint issu d'un travail de M. Rousselot.

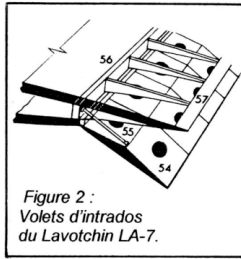
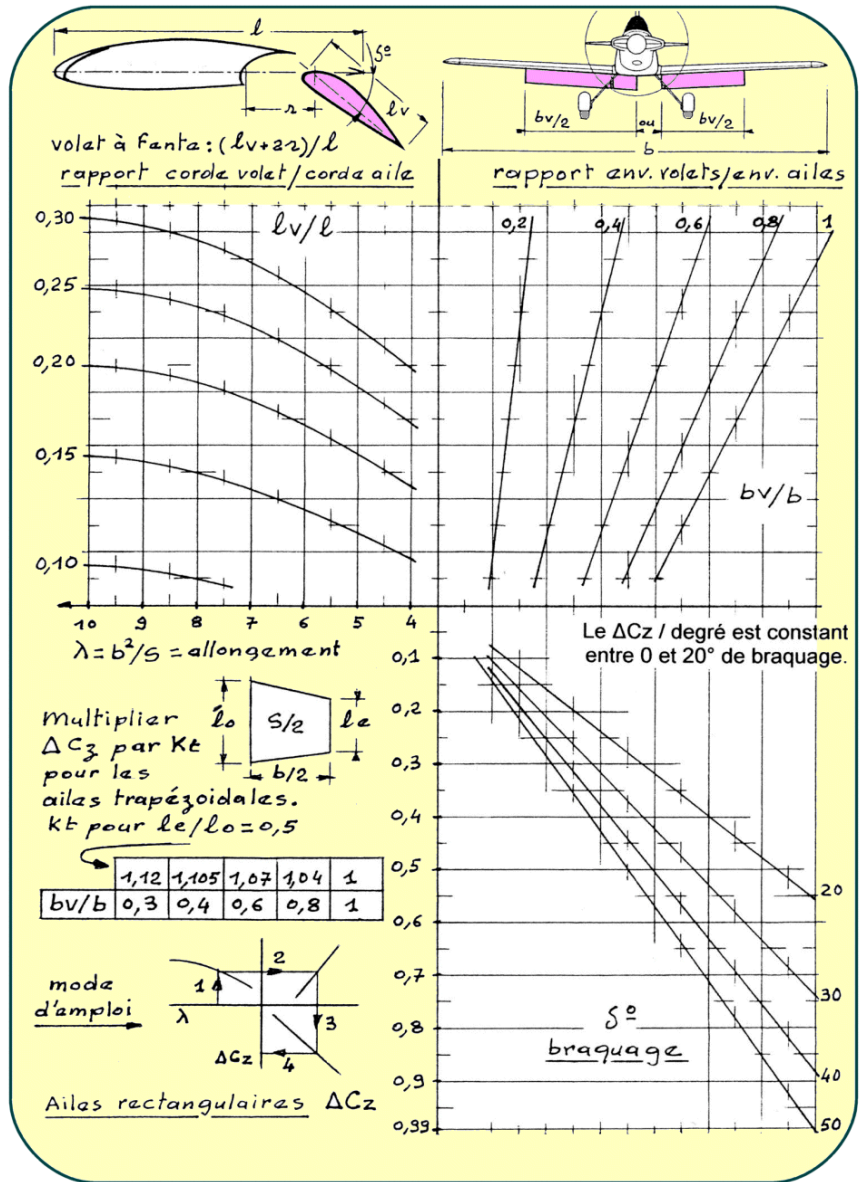


Figure 2 :
Volets d'intrados
du Lavotchin LA-7.

Calcul du ΔC_z obtenu :
l'abaque ci-contre est un travail original, fait à partir d'un rapport anglais de 1953, et utilisé notamment par L. Pazmany.
En partant de l'allongement de l'aile, on bifurque successivement sur les facteurs vus plus haut, pour arriver au ΔC_z d'une aile rectangulaire.
Un petit tableau donne le coefficient à appliquer pour une aile d'effilement (le / lo) égal à 0,5 ; ce coefficient est à estimer entre l'effilement de 0,5 (auquel on peut assimiler une aile elliptique) et 1 qui est une aile rectangulaire.
Bien entendu, cet abaque est trop simple pour être tout à fait exact ; il convient pour un avant-projet et ne donne pas des valeurs trop fortes.



Les méthodes présentées ne sont qu'approximatives. Il convient de conserver un coefficient de sécurité pour le chiffrage du C_z réel. On notera cependant qu'une approche « au moteur » nécessaire vu les traînées engendrées donnera un accroissement de C_z par soufflage de l'aile d'environ 10%.

- **Correction souffle d'hélice : Csouffle 1.1**

Sources :

Cours 2004 de Pierre Rousselot
Rapport NACA 824
Light Airplane Design L. Pazmany

Matthieu BARREAU
IUT de Cachan, Département génie mécanique,
9 avenue de la division LECLERC ; BP 140,
94234 Cachan Cedex.
+33 1 41 24 11 90
matthieu.barreau@u-psud.fr