



**RÉPUBLIQUE
FRANÇAISE**

*Liberté
Égalité
Fraternité*

ONERA

THE FRENCH AEROSPACE LAB

www.onera.fr

Electif Intégration Avion - Structure

Bilan de Masse

- Introduction au bilan de masse :
 - Définition
 - Pourquoi ?
 - Comment ?
 - Quand ?
- Détails des masses
- Résolution et exemples

- Deux sortes de bilan de masse :
 - Lors de la **conception** d'un avion : calcul de la masse totale maximale que l'avion peut avoir pour accomplir le trajet.
 - Lors du **décollage**, vérification par les pilotes que la masse totale et le centre de gravité de l'avion vérifient les limites autorisées

Bilan de Masse | Pourquoi ?

- Impact sur les **performances** et la **sécurité** pendant le vol
- Lors de la conception, on veut **l'avion le plus léger possible** :
 - Consommation de carburant
 - Amélioration des performances (range, climb rate, take-off field length, vitesse de décrochage...)
- Au décollage, problème de **sécurité** de l'appareil si trop lourd ou mauvais centrage :
 - Manœuvrabilité réduite

Bilan de Masse | Pourquoi ?



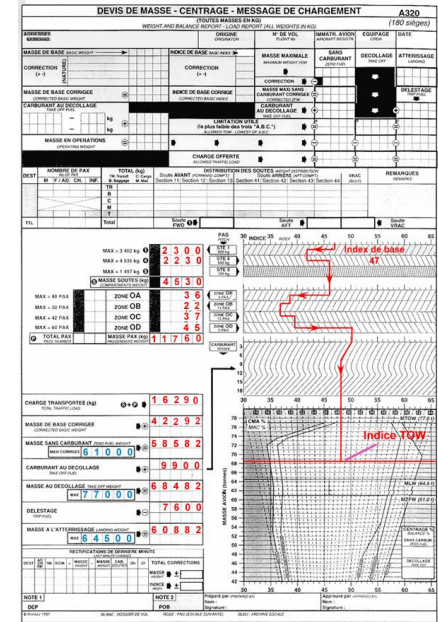
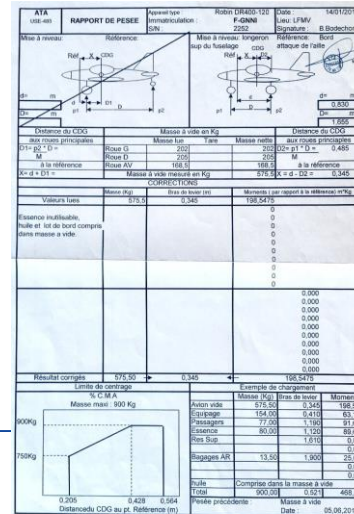
- Exemple d'accident : Vol Air Midwest 5481 (2003)
 - Appareil : Beechcraft 1900 Beechliner (avion de transport régional, longueur et envergure 17m, MTOW 7,6 t)
 - Juste après le décollage, le nez se cabre → décrochage
 - Cause principale : masse trop élevée et centrage arrière de 5% par rapport à la limite autorisée
 - Pourquoi ce surpoids?
 - Poids moyen des passagers sous-estimés de 9kg (les valeurs prises dataient de 1936, mais le poids moyen d'un individu a augmenté depuis)

Bilan de Masse | Quand ?

- Le pilote (et son équipe) doivent effectuer une estimation de la masse et du centrage **avant chaque décollage**
- Un ingénieur structure, **le plus tôt possible dans le processus de design**
 - Pour choisir le concept, grosse estimation rapide
 - Puis affinement du calcul

Bilan de Masse | Comment ?

- Pour les pilotes, remplissent un devis de masse :
 - On connaît la masse de la structure
 - On estime la masse passager/payload...
 - Forces de réaction sur les trains
- Pour l'ingénieur?
 - On va voir plus tard



Bilan de Masse | Pourquoi ?

- Ainsi, pour un ingénieur structure, il est essentiel de correctement estimer la masse de la **partie fixe** de l'avion (structure) et de son centrage
- On passe d'une estimation grossière en phase avant-projet (choix de la géométrie) à une estimation précise sur la géométrie finale.

Bilan de Masse | Détails des masses - MEW

- Le bilan de masse se divise en plusieurs catégories, qui sont utilisées pour la certification
 - La masse de chaque partie de l'avion se calcule différemment.
→ diviser pour mieux régner
- **Manufacturer's Empty Weight (MEW)** : poids de l'avion « tel quel »
 - Structure (voilure, fuselage, trains d'atterrissage)
 - Système de propulsion (moteur, APU)
 - Autres systèmes (hydraulique, électrique, navigation, air conditionnée...)

- Operational Empty Weight (OEW) :

- $OEW = MEW + \text{Operator's item}$

- Operator's item :

- Fluide (eau, huile pour moteur)
 - Siège passager, gilet de secours
 - Équipage + bagages
 - Documentation

→ Dépend de la configuration cabine de l'avion

- Zero Fuel Weight (ZFW) :

- $ZFW = OEW + \text{Payload}$

- Payload:

- Passagers + bagages
 - conteneurs

- Take-Off Weight (TOW) :

- $TOW = ZFW + \text{carburant}$

- Carburant :

- Roulage
 - Voyage
 - Attente
 - Détour

Pour le dimensionnement, nous utilisons principalement la **MTOW (Maximum Take-Off Weight)** :
masse maximale autorisée au décollage)

Bilan de Masse | Détails des masses - récapitulatif

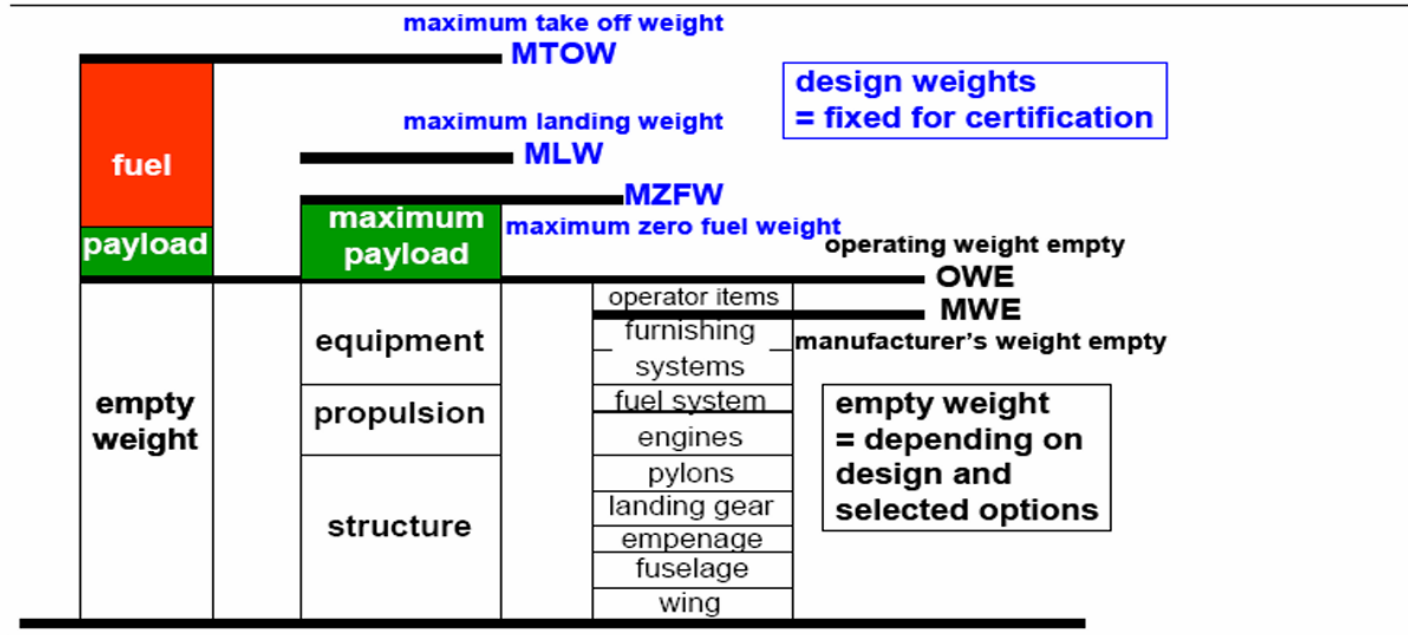
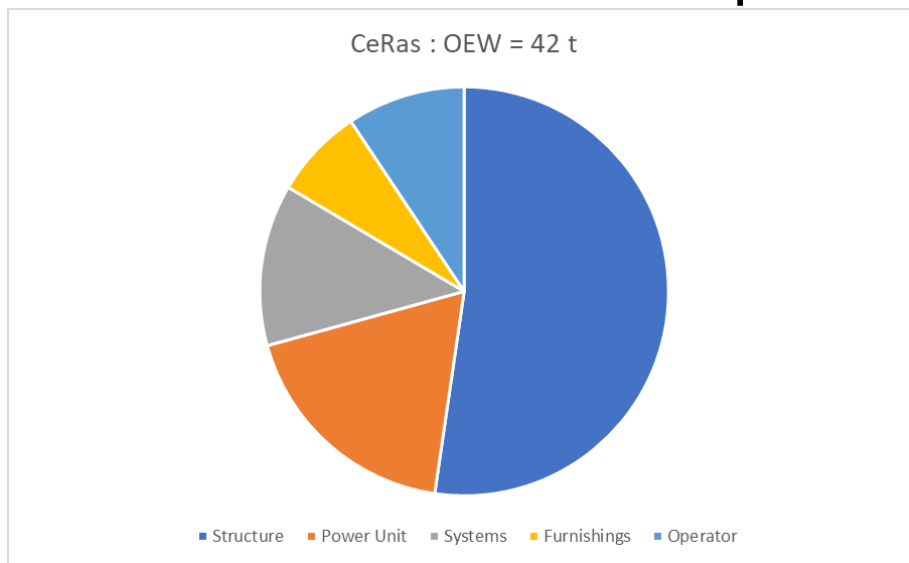


fig. 8.1

Weight Break Down (Trahmer 2008)

Bilan de Masse | Détails des masses - Example

- CeRas (équivalent d'un A320) : un très bon site à voir avec beaucoup de données et de résultats pour comparer nos calculs.



<https://ceras.ilr.rwth-aachen.de/tiki/tiki-index.php?page=Welcome>

Bilan de Masse | Détails des masses - Example

- A319

Manufacturer's Empty Weight (MEW)	36,779 kg
+ Operator's Items	+ 5,205 kg
= Operational Empty Weight (OEW)	= 41,981 kg
+ Payload	+ 13,529 kg
= Actual Zero Fuel Weight (AZFW)	= 55,510 kg
+ Fuel	+ 13,239 kg
= Actual Gross Weight (AGW)	= 68,749 kg
- Taxi Fuel	- 100 kg
= Actual Take-Off Weight (ATOW)	= 68,649 kg
Fuel consumption	-10,900 kg
= Actual Landing Weight (ALW)	= 57,749 kg

https://wiki.ivao.aero/en/home/training/documentation/Standard_aircraft_weight

- Valeurs de MTOW, masse et géométrie d'ailes d'une quarantaine d'avions.

Roux, É. (2006). Modèle de Masse Voilure: Avions de transport civil. *Ph. D. Dissertation, SupAéro-ONERA, Toulouse, France.*

- **Idée** : faire un lien entre toutes ces valeurs pour estimer la masse des ailes d'un nouvel avion

Bilan de Masse | Projet

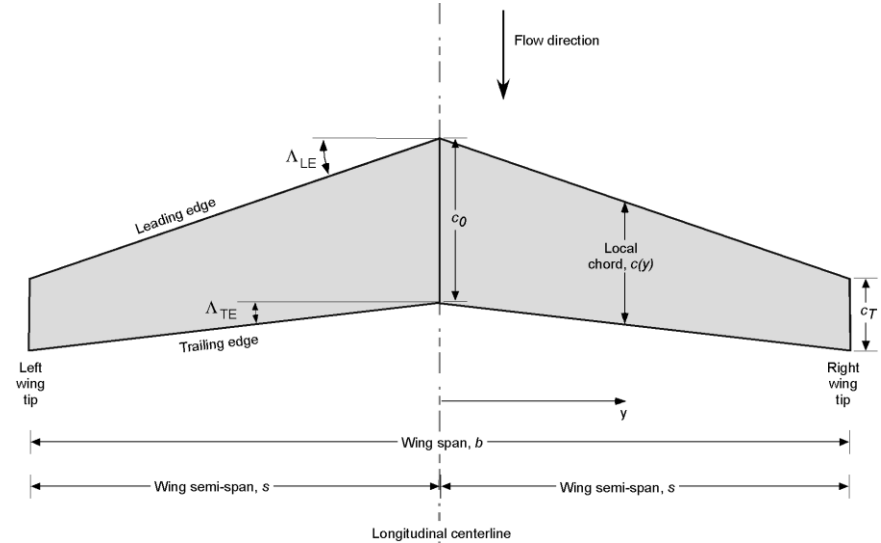
- Dans XFLR5, il faut rentrer la masse des ailes, de l'empennage horizontal, vertical et la masse du reste.
- Ailes :
 - Pour l'instant plusieurs sources à disposition (tableau de données)
 - Cours 4 : formules plus précises (que vous pouvez déjà trouver dans la littérature)
- Le reste
 - Fuselage : pour l'instant, disons que c'est de l'ordre de grandeur que la masse des ailes
 - Empennages: formules analytiques
 - Pour le reste, formules analytiques

Bilan de Masse | Projet

- Pour la partie structure du projet :
 - 2 aspects à détailler :
 - le calcul des masses de votre configuration finale d'avion.
 - La justification de la tenue de la structure
 - Les 2 sont indépendants (dans la vraie vie non mais bon là oui)
 - **Bilan de masse**
 - Beaucoup de choix de formules et d'outils
 - Quel niveau de précision voulez-vous donner? L'important c'est la *cohérence*, la *justification* et la *compréhension* des hypothèses utilisées.
 - **Tenue mécanique**
 - Justification des épaisseurs des composants (aile et fuselage) de la configuration finale
 - Là aussi, il y aura plusieurs niveaux de précision : à justifier votre choix
- Plus de détails au Cours 5.

Bilan de Masse | Projet

- S : surface totale
- b : envergure
- $\lambda = \frac{b^2}{S}$: allongement
- $\varepsilon = \frac{c_T}{c_0}$: effilement
- Λ_{LE} : flèche de bord d'attaque



Rappel : Que cherche t'on à faire?

- Créer une géométrie d'aile et d'empennage
 - Forme en plan pour XLFR5
- Définir une dimension de fuselage
- Calculer la masse :
 - Ailes (à renseigner dans xflr5 lors de la création de l'aile)
 - Fuselage (à ajouter dans xflr5 comme masse ponctuelle)
 - Empennage
 - Et de tout le reste

→ **A la fin, il faut que la masse totale renseignée soit égale à la MTOW (masse maximale au décollage).**

Bilan de Masse | Résolution

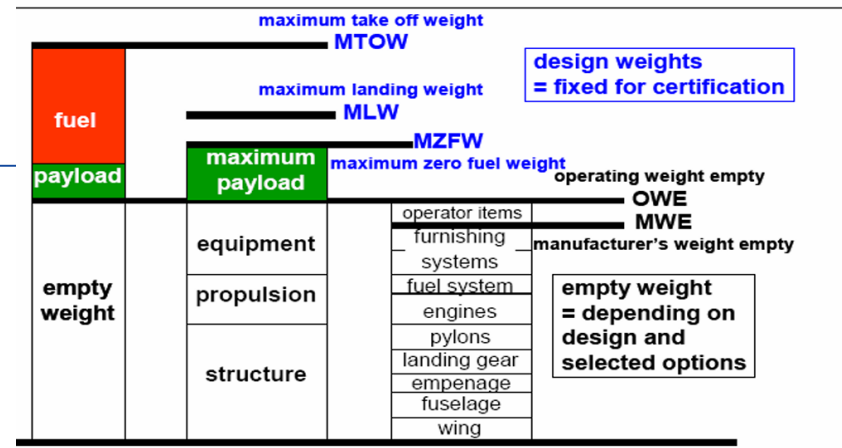
MTOW

= MZF + carburant

= OEW + Payload + carburant

= MEW + Operator's Item + Payload + carburant

= Wing + Fuselage + Empennage + Engine + Landing Gear + System + Operator's Item + Payload + carburant



- Il suffit maintenant de calculer tout cela!
 - Pour tout ce qui n'est pas structure, on utilise des formules analytiques (venant de données réelles)

Quelques formules analytiques

- $M_{empennage} = 5.5 * surface \text{ (Feet square and pounds, [1])}$
- $M_{equipped engine} = 1.3 * M_{engine-seul} \text{ (pounds, [1])}$
- $M_{system} + M_{Operator Item} = 0.11 * MTOW + 0.768 * 0.64 * MTOW^{\frac{2}{3}} \text{ ([2])}$
- $M_{landing gear} = 0.025 * MTOW + 0.016 * MLW \text{ (MLW = Maximum Landing Weight) ([3], kg)}$

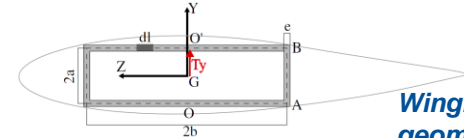
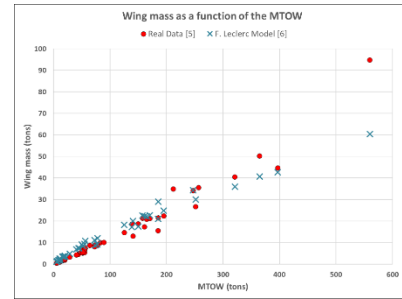
[1] Raymer D. (2012). *Aircraft design: a conceptual approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc..)

[2] https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOOU/AircraftDesign_10_Mass.pdf

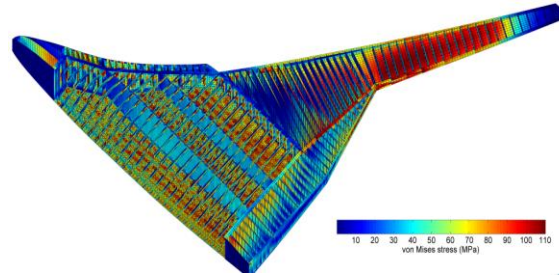
[3] Torenbeek, E. (2013). *Advanced aircraft design: conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes*. John Wiley & Sons.

MASS EVALUATION: HOW?

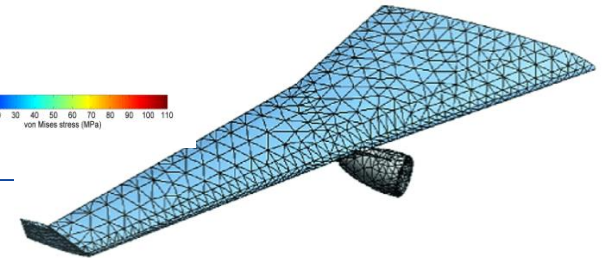
- Empirical methods
 - Data from existing aircraft structures
 - Relate the mass of the wing to its main properties (surface, sweep angle...)
 - Very effective when data are available (e.g. the wing mass of a subsonic civil transport aircraft)
- Analytical methods
 - Mechanics of materials on an approximative geometry
 - Ensure the structure's resistance to different stresses (bending, torsion)
- Finite Element Analysis
 - Complete mesh of the structure
 - Very precise but takes some time
 - Availability of the licence



*Wingbox
geometry
approximation*



von Mises stress (MPa)



Masse de l'aile

- On utilisera des formules analytiques
- La plus simple : $M_{wing} = 10 * S_{exposed}$ (en pound)
 - $S_{exposed}$: surface en dehors du fuselage (en ft²)
 - Provient d'un livre qui date de quelques années (Raymer)...

Table 15.2 Approximate empty weight buildup

Item	Fighters	Transports and bombers	General aviation	Multiplier ^a
Wing	9.0	10.0	2.5	$S_{exposed}$ planform ft ²
Horizontal tail	4.0	5.5	2.0	$S_{exposed}$ planform ft ²
Vertical tail	5.3	5.5	2.0	$S_{exposed}$ planform ft ²
Fuselage	4.8	5.0	1.4	S_{wetted} area ft ²
Landing gear ^b	.033 .045 Navy	.043	.057	TOGW (lb)
Installed engine	1.3	1.3	1.4	Engine weight (lb)
"All-else empty"	.17	.17	.10	TOGW (lb)

^aResults are in pounds.

^b15% to nose gear; 85% to main gear.

Masse de l'aile

- Une meilleure formule :
F. Leclerc, 2002
- Beaucoup de formules existent de complexité variable. A vous d'en essayer plusieurs, de voir leur précision et conditions
- Référence : Roux É. (2006). Modèle de Masse Voilure : Avions de transport civil, SupAéro-ONÉRA

$$e_{réq} = \frac{3 e_{temp} + 2 e_{rCAS} + e_{r\text{ext}}}{6} \quad (1.1)$$

En remarquant que pour une aile trapézoïdale, $S = b C_{emp} \frac{\varepsilon+1}{2}$, et que par définition de l'allongement $\lambda = \frac{b^2}{S}$, le modèle de F.Leclerc devient :

$$M_w = 0.197 \left(\frac{M_{MTOW} \lambda (\varepsilon + 1)}{e_{réq} \cos \varphi_{25}} \right)^{0.6} S^{0.3}$$

b	: Envergure de la voilure (distance entre les deux extrémités)	m
e_r	: Épaisseur relative, c'est-à-dire rapport de l'épaisseur maximale du profil et de la corde. De l'ordre de 12% pour les avions de transport civils modernes $e_r \approx 0.12$	
e_{rCAS}	: Épaisseur relative maximale à la cassure de l'aile	
$e_{réq}$: Épaisseur relative équivalente (Equation 1.1, p. 16)	
e_{temp}	: Épaisseur relative maximale à l'emplanture	
$e_{r\text{ext}}$: Épaisseur relative maximale à l'extrémité	
M_{MTOW}	: Masse Maximale au décollage	kg
S	: Surface de la voilure	m^2
ε	: Effilement de la voilure c'est-à-dire rapport entre les cordes à l'extrémité et à l'emplanture	
λ	: Allongement de la voilure $\lambda = \frac{b^2}{S}$	
φ_{25}	: Flèche à 25% de la corde	rad

Masse du fuselage

- $M_{fuselage} = 1.35(L * diamètre)^{1.28}$ (M en lb, les longueurs en ft)
- 2 petites bases de données :
 - ARDEMA, Mark D., CHAMBERS, Mark C., PATRON, Anthony P., *et al.* Analytical fuselage and wing weight estimation of transport aircraft. 1996.
 - SCHMIDT, Kristian et VOS, Roelof. A semi-analytical weight estimation method for oval fuselages in conventional and novel aircraft. In : 52nd Aerospace Sciences Meeting. 2014. p. 0026

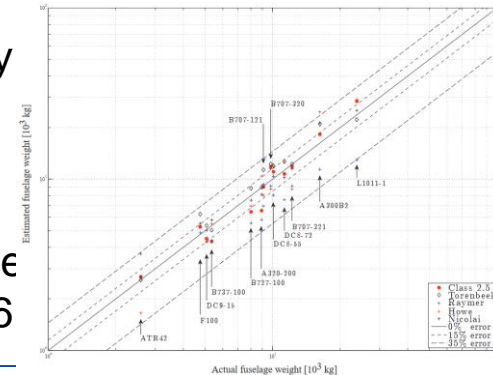
NASA/TM-2017-219627/Volume I



The Flight Optimization System Weights Estimation Method

Douglas P. Wells and Bryce L. Horvath
Langley Research Center, Hampton, Virginia

Linwood A. McCullers, Retired
ATK Space Systems, Inc., Hampton, Virginia



Masse du fuselage

- Une seconde formule à utiliser : modèle de Ilan Kroo

$$M_{fuselage} = (1,051 + 0,102 I_f) S_{w,f}$$

avec : m_{fu} : Masse du fuselage (lb)
 $S_{w,F}$: Surface mouillée du fuselage (ft^2)

$$I_f = I_p \quad \text{si } I_p > I_b$$

$$I_f = \frac{I_p^2 + I_b^2}{2 I_b} \quad \text{si } I_p \leq I_b$$

avec : $I_p = 1.5 \times 10^{-3} \Delta p B_F$
 $I_b = 1.91 \times 10^{-4} n_{zcl} m_{ch} \frac{L_F}{H_F}$

Et avec

Δp : Différence maximale de pression : $\Delta p = p(8000ft) - p(h)$ ($psf = lb/ft^2$)

B_F : Largeur ou diamètre du fuselage (ft)

n_{zcl} : Facteur de charge limite $n_{zcl} = 2.5$

m_{ch} : Masse de chargement du fuselage (lb)
 $m_{ch} = M_{ZFW} - m_w - m_e \approx 0.53 M_{TOW}$ (lb)

m_w : masse voilure

m_e : masse du groupe propulsif, moteurs, nacelles, mâts

L_F : Longueur du fuselage (ft)

H_F : Hauteur du fuselage (ft)

On peut considérer un fuselage cylindrique : $H_F = B_F = D_F =$ diamètre du fuselage.

Enfin, pour estimer la surface mouillée du fuselage $S_{w,F}$ on utilisera la formule de Torenbeek, à savoir :

$$S_{w,F} = \pi D_F L_F \left(1 - \frac{2 D_F}{L_F}\right)^{\frac{2}{3}} \left(1 + \frac{D_F^2}{L_F^2}\right) \quad (1.5)$$

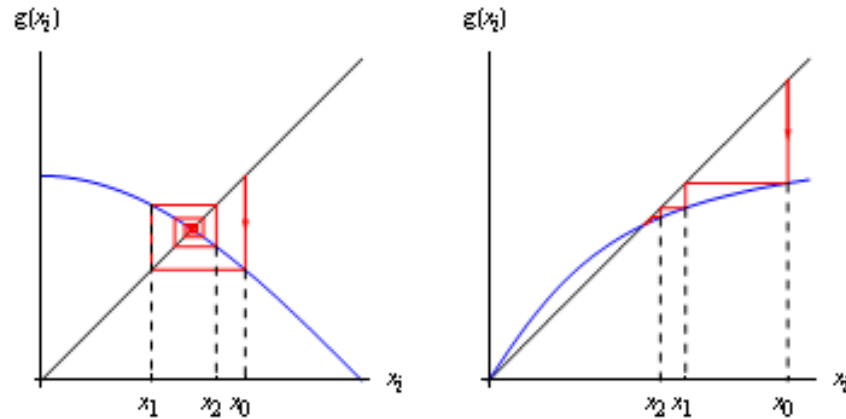
Exercice 6

Faire un bilan de masse de cette configuration (estimation MTOW et détails des autres parties).

Surface alaire	Longueur fuselage	Diamètre fuselage	Surface empennages	Envergure	Masse moteurs seuls	Effilement	Epaisseurs relative (Emplanture, Cassure, Tip)	Flèche bord d'attaque	Distance entre trains d'atterissage
428 m ²	68 m	6 m	100 m ²	62.9 m	23000 kg	0.15	0.15 , 0.11 , 0.1	38°	30 m

Bilan de Masse | Résolution – Exercice (astuce)

- On cherche à résoudre $MTOW = fct(MTOW) \rightarrow$ point fixe de la fonction fct .



- Plusieurs méthodes pour résoudre :
 - Brutale
 - `Scipy.optimize.fixed_point`

Bilan de Masse | TP : recherche information article

- Objectif:

- Savoir parcourir un article scientifique
- Extraire une information importante
- Convertir une équation de FPS -> MKS

- Enoncé:

- Un certain Bradley, travaillant à la NASA sur une méthode de dimensionnement d'aile volante, a écrit un article au début des années 2000. A partir de cet article:
 - Donner la masse en kg d'une cabine d'aile volante de MTOW de 250t et de 350 PAX.
 - Même question pour 330 PAX et 470 PAX
 - Sur la figure 13, est-ce qu'il y a plasticité? Flambage?
 - Quelles sont les propriétés matériaux utilisées (en MKS) pour ces résultats
 - Donner la formule reliant la masse de la cabine à sa surface et à la MTOW (en unité du système international MKS).