

## AEROTECHNIQUE AVION (EA)

Nom : ..... Prénom : ..... Mle : ..... Note : .....

Instructeur : F.LAHLOU

Visa :

### TEST N°1

### QUESTIONNAIRE

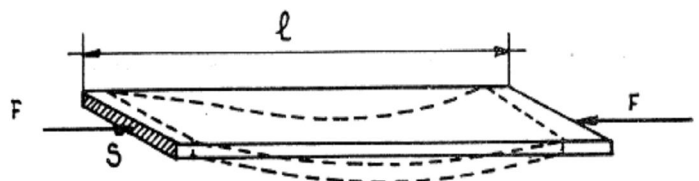
#### QUESTION N°1 :

Expliquer le phénomène **du flambage** – Comment est il défini ?  
Faites un diagramme de cette contrainte.

Dans le cas de compression de pièces courtes et massives, les forces appliquées tendent à raccourcir la pièce suivant son axe.

L'essai de compression conduit aux mêmes conclusions que l'essai de traction.

Par contre, dans le cas de compression de pièces longues <sup>x</sup>, encore appelée flambage, les forces appliquées tendent à fléchir la pièce sous une charge de compression.



Exemple de sollicitation au flambage :

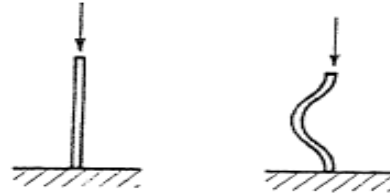
Panneau de revêtement partie inférieure fuselage (voir partie structure fuselage).

<sup>x</sup> Une pièce est dite longue quand sa longueur  $l$  est supérieure à 5 fois la plus petite dimension de la section droite  $s$ .

La contrainte qui résulte du rapprochement des points d'appuis d'une poutre et qui tend à la déformer perpendiculairement à la ligne d'action s'appelle :

- A » la flexion
- B » le flambage
- C » le cisaillement
- D » la compression

Pour des poutres, la déformation sera du type sinusoïdale.



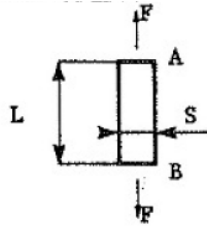
Réponse : B

## QUESTION N°2 :

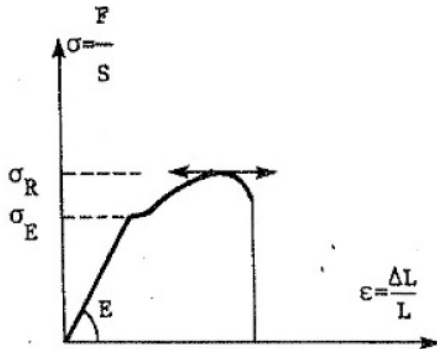
Expliquer le phénomène de **traction**.

Faire des schémas explicatifs de ce phénomène.

Exemple de sollicitations appliquées sur avion – Remèdes utilisés.



Faisons cheminer dans une éprouvette de section  $S$  et de longueur  $L$  un effort  $F$  du point d'introduction  $A$  au point de reprise  $B$ . La pièce s'allonge de  $\Delta L$ .



Affranchissons-nous des dimensions de l'éprouvette pour ne garder que des caractéristiques propres au matériau constitutif :

$\frac{F}{S}$  = effort unitaire,  $\frac{\Delta L}{L}$  = allongement unitaire.

$\frac{F}{S} = \sigma$  = contrainte = dimension d'une pression.

$\frac{\Delta L}{L} = \epsilon$  = allongement relatif sans dimension.

La réponse est d'abord linéaire :  $\sigma = E\epsilon$  = loi de HOOKE dans laquelle  $E$  est une caractéristique du matériau ; c'est le module d'élasticité ou module d'YOUNG.

La validité de la formule s'étend de  $\sigma = 0$  à  $\sigma = \sigma_E$  = limite élastique. Au delà les déformations sont permanentes et en  $\sigma_R$  apparaît la rupture :  $\sigma$  s'annule,  $\Delta L$  devient infini puisqu'il y a décohésion.

Les efforts appliqués tendent à allonger la pièce suivant son axe.

Le rapport de la charge sur la section de la pièce s'appelle la contrainte. Elle est normale à la section  $s$ .

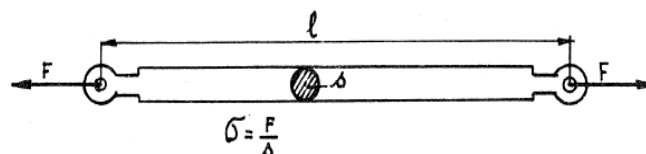
Il existe une contrainte de limite élastique - et une contrainte de rupture.

Pour faire travailler un matériau sous des contraintes réelles inférieures aux limites théoriques, on tient compte d'un coefficient de sécurité qui donne la contrainte pratique.

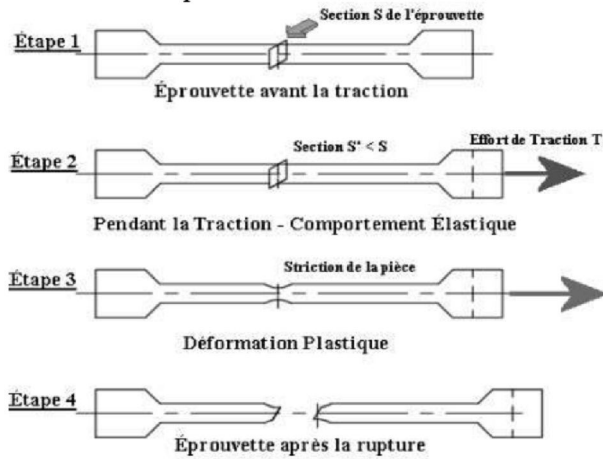
Cette dernière remarque est valable pour toutes les sollicitations.

Exemple de sollicitation en traction :

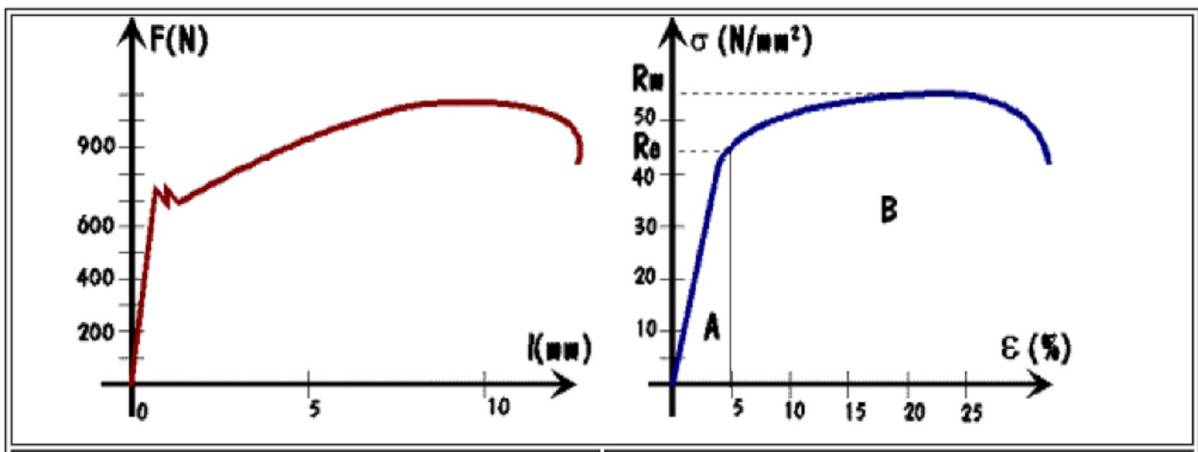
Timonerie rigide de commande de vol - Bielle.



Différentes étapes de l'essai de traction :



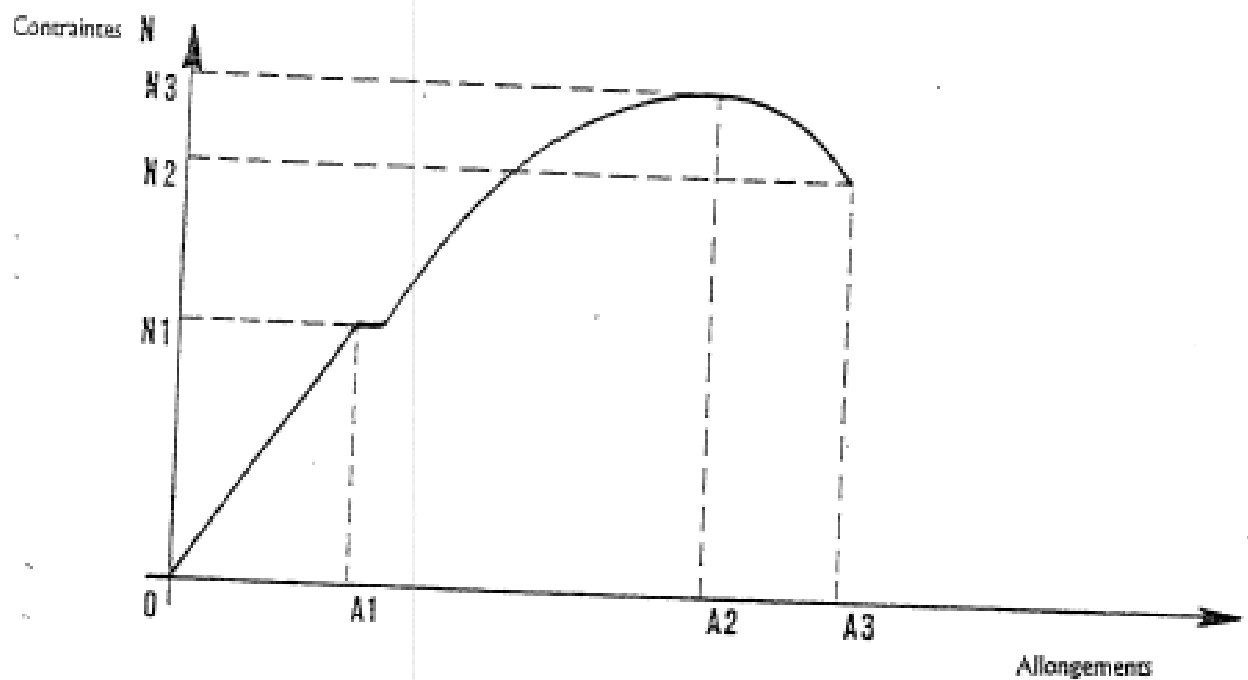
Un enregistrement de l'allongement de l'éprouvette entre deux repères permet de mettre en évidence le comportement élastique et plastique du matériau qui la constitue à travers un graphe. Des paramètres caractéristiques du matériau peuvent alors être définis. Graphe d'un essai de traction :



caractéristiques suivantes :

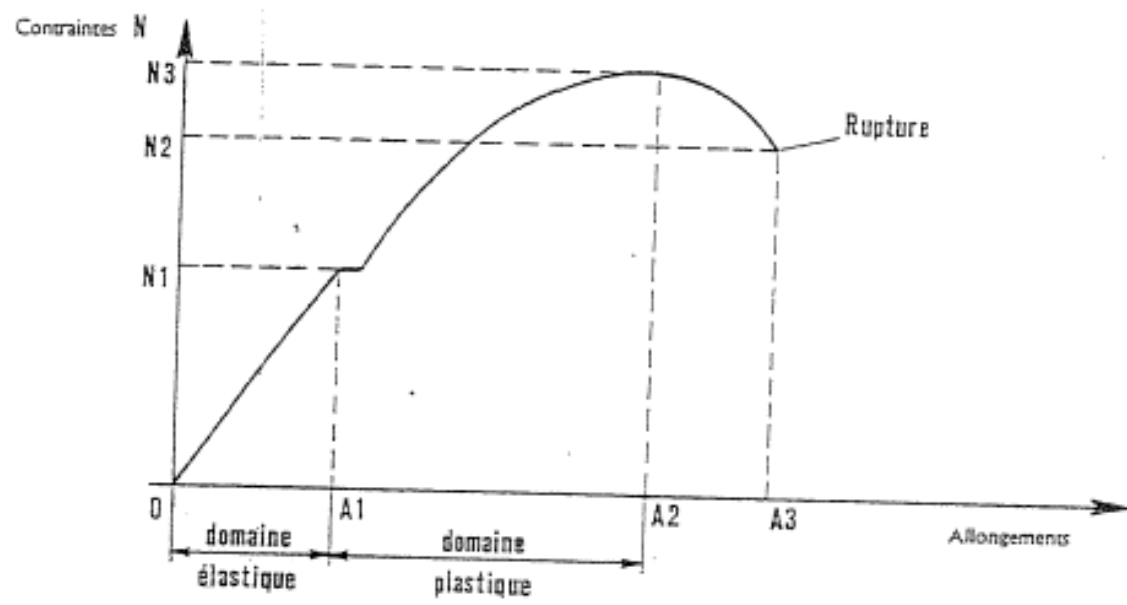
- La contrainte de limite à la rupture  $R_m$  c'est la valeur maximale de la contrainte pendant l'essai de traction.
- La contrainte de limite élastique à 0,2% : pour beaucoup de matériau, la courbe d'essai de traction ne montre pas un passage très net du domaine élastique au domaine plastique, on définit alors une limite élastique à 0,2 % notée  $R_{0,002}$  comme étant la contrainte provoquant un allongement rémanent de 0,2 %.
- Le coefficient de striction qui caractérise la variation relative de la section
- Le coefficient de poisson qui caractérise la variation relative de diamètre.

La courbe suivante représente un essai de caractéristiques mécaniques de matériaux aéronautiques. Certains points particuliers y sont représentés. On appelle Module d'YOUNG :



- A » le point N3
- B » le rapport  $ON1/OA1$
- C » le point N2
- D » le rapport  $ON3/AO2$

Le module d'Young représente le rapport entre la charge par unité de surface et l'allongement unitaire. Il est exprimé en  $\text{daN/mm}^2$  et représente la pente de la droite du domaine élastique.



Réponse : B

### QUESTION N°3 :

Expliquer le phénomène de **la fatigue des matériaux**.

Faire un diagramme explicatif de ce phénomène.

Remèdes utilisés pour la sécurité des avions.

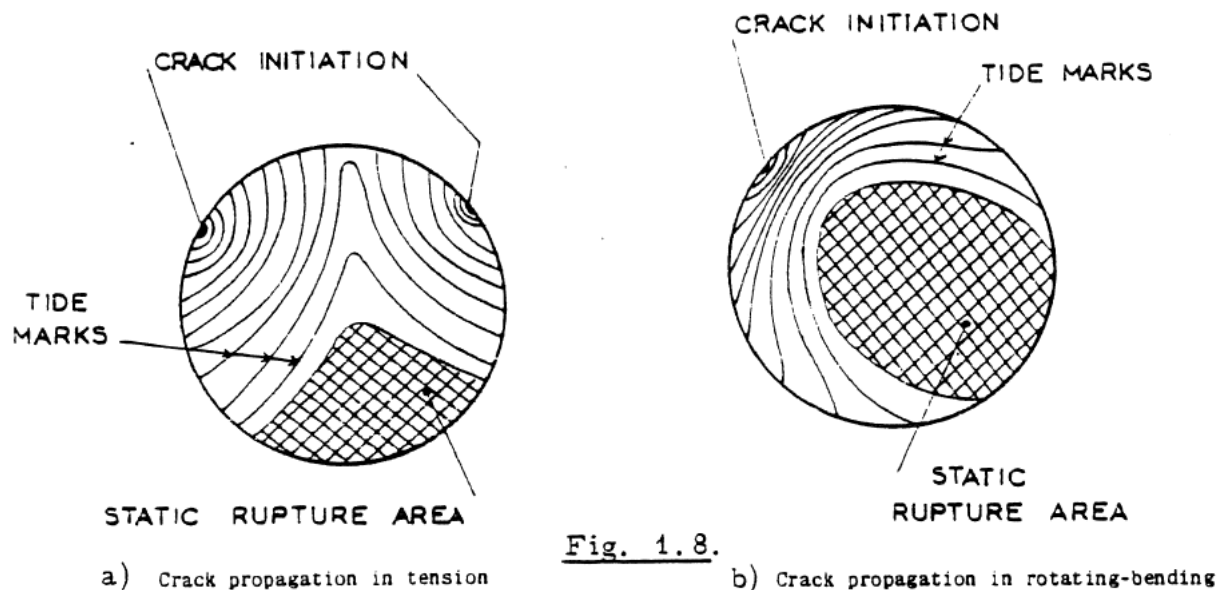
#### **Fatigue et Fluage :**

**Fatigue** : Sollicitation d'une poutre soumise à un effort appliqué de manière cyclique et qui peut amener à la destruction des pièces sans pour autant que la limite élastique du matériau ne soit atteinte.

Problème présent dans les systèmes soumis à vibration et dans les moteurs par exemple.

**Fluage** : On a du fluage quand une force est appliquée sur une pièce pendant une très longue durée. De la même manière la comportement de la pièce peut être modifié et s'éloigner du comportement normal sans nécessairement atteindre les limites de ténacité de celle-ci.

Si un matériau peut encaisser sans dommage une faible contrainte, l'application systématique répétée un grand nombre de fois de cette même contrainte peut entraîner la rupture.

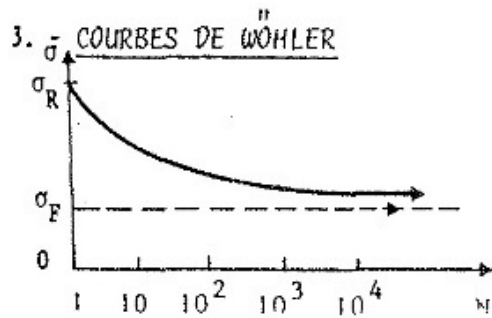


## 2.- LA FATIGUE

Jusque et non compris le SE 210 "Caravelle", la justification statique ci-dessus énoncée s'est avérée valable.

Les accidents du "Comet" (hublots arrachés alors que les contraintes prévues étaient modestes) ont fait apparaître la nécessité d'une analyse plus fine.

Si un matériau peut encaisser sans dommage une faible contrainte, l'application systématique répétée un grand nombre de fois de cette même contrainte peut entraîner la rupture.



- On définit un cycle quelconque d'application de charge que l'on répète sur une éprouvette, un sous-ensemble, un ensemble.

- Portons en abscisse le nombre de cycles



c) Les essais de fatigue.

Une technique communément employée consiste à soumettre un échantillon à une sollicitation de flexion et de rotation simultanées.

Ces essais peuvent être effectués de manière à régler séparément :

- la tension moyenne
- l'amplitude.

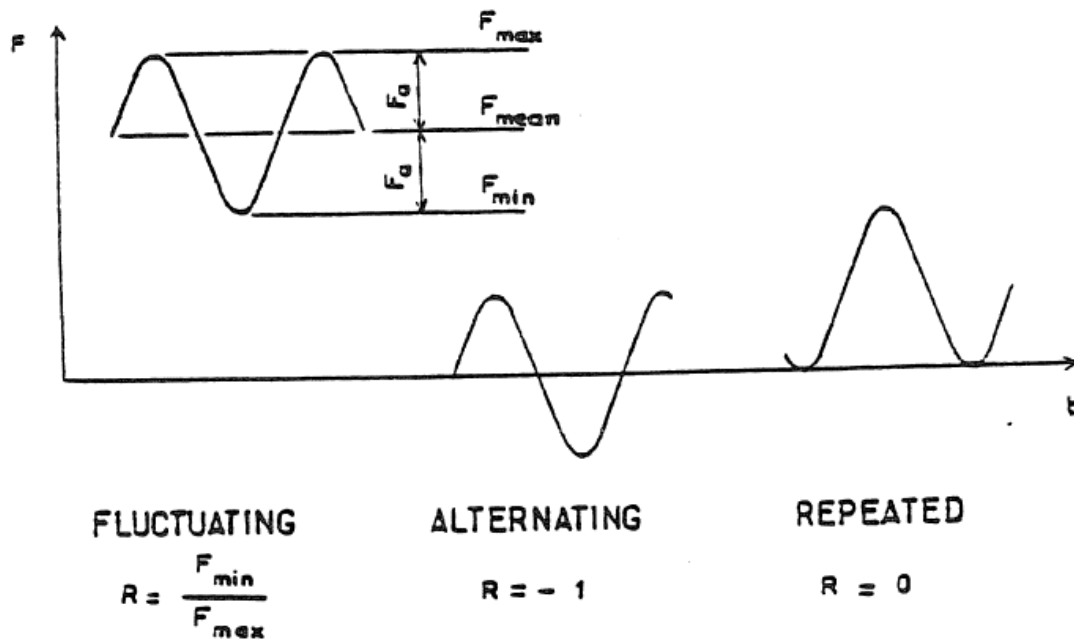


Fig. 1 a

Deux méthodes de conception des structures sont utilisées pour résoudre les problèmes de fatigue.

- La méthode Safe-life
- La méthode Fail-Safe

#### QUESTION N°4 :

Les avions modernes ont la voilure construite en **alliages d'aluminium**. Définissez la terminologie technologique des alliages suivants, nature de leur tenue en RDM et leur emploi ou utilisation :

##### a) AZ5GU ? :

Dosage de Z entre 5 et 8 %.

Exemples : AZ5GU (7075) série 7000  
AZ8GU (7049)

Plus connus sous le nom de Zicral.

##### a - Caractéristiques

Ils possèdent les meilleures caractéristiques mécaniques de tous les alliages légers et présentent une très bonne résistance à la compression, par contre, ils résistent mal à la corrosion intergranulaire sous fortes contraintes.

##### b - Applications

- longerons, fûts et contrefiches de trains d'atterrissage ;
- revêtements, extrados voilure et inférieur fuselage.

##### b) AU4G1 ? :

Dosage de U entre 2 et 6 %.

Exemples : AU4G (2017) série 2000  
AU4G1 (2024)

Plus connus sous les noms de Duralumin, Dural, Dural FR, ce sont les alliages « roi de l'aéronautique ».

##### b - AU4G1 (2024)

Caractéristiques mécaniques supérieures au 2017, même sensibilité à la corrosion, d'où placage des tôles exposées aux milieux agressifs, mais il est aussi très sensible aux phénomènes de fluage (augmentation de la températures sous contraintes et dans le temps). Par contre, il présente une bonne résistance à la traction.

Utilisé pour la fabrication : de tôles, de revêtements intégraux intrados voilure, longerons (semelles), etc...

**QUESTION N°5 :**

- a) Quels sont les **avantages** de l'utilisation des **matériaux composites** en aéronautique ?
- bonne résistance spécifique (caractéristiques mécaniques / densité) ;
  - module spécifique élevé (module d'Young / densité) ;
  - bonne tenue à la fatigue ;
  - fail-safe de part sa conception (risques de propagation de criques minimales) ;
  - bonne tenue à la corrosion ;
  - dilatation thermique faible (notamment pour le kevlar et le carbone) ;
  - fabrication aisée des pièces (↘ des coûts).
  - Bon rapport »caractéristiques mécaniques/poids »
- b) Quels sont les différents **types** de **matériaux composites** ?
- u LA STRUCTURE SANDWICH
  - u LA STRUCTURE MONOLITHIQUE
  - u LES COMPOSITES HYBRIDES

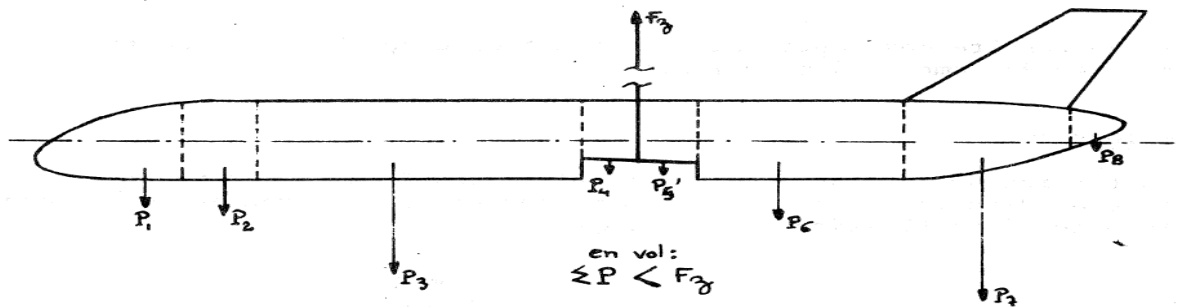
### QUESTION N°6 :

Donner en illustrant par des figures les contraintes (contraintes sur une section de fuselage) que subit **la structure de fuselage** lors des phases : croisière et virage stabilisé.

a) en croisière :

#### 1. Flexion verticale

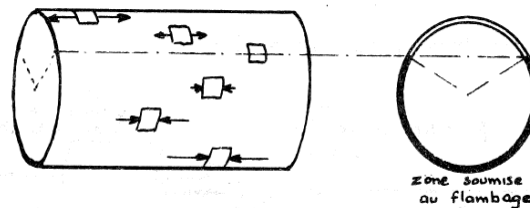
Le fuselage se comporte, en vol, comme une poutre suspendue à la voilure.



Le fuselage est donc soumis, sous l'action de son poids à une flexion verticale qui engendre des contraintes de traction à la partie supérieure et des contraintes de compression à la partie inférieure par le moment fléchissant.

Cette compression crée un risque de flambage du revêtement dans la partie inférieure.

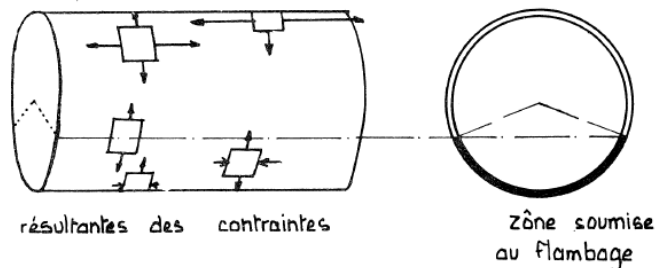
L'effort tranchant engendre une contrainte de cisaillement faible.



#### 2. Efforts dus à la pressurisation

Il apparaît des contraintes de traction longitudinales et transversales.

Ces contraintes dues à la pressurisation s'ajoutent à celles dues au poids.



La résultante peut être nulle ou inversée.

Dans la partie inférieure du fuselage, la zone instable soumise à la compression est diminuée mais il existe toujours une contrainte critique de flambage.

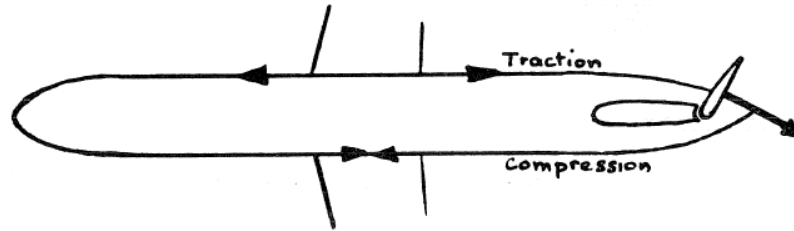
Il est donc nécessaire de raidir la coque (lisses, couples, cadres), les traverses de plancher ainsi que les montants sont utiles.

b) en virage stabilisé :

Flexion horizontale

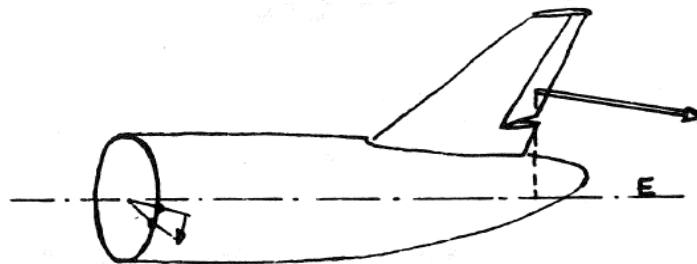
La manœuvre de la gouverne de direction provoque la flexion horizontale du fuselage.

Il en résulte des contraintes de traction d'un côté du fuselage et des contraintes de compression de l'autre.



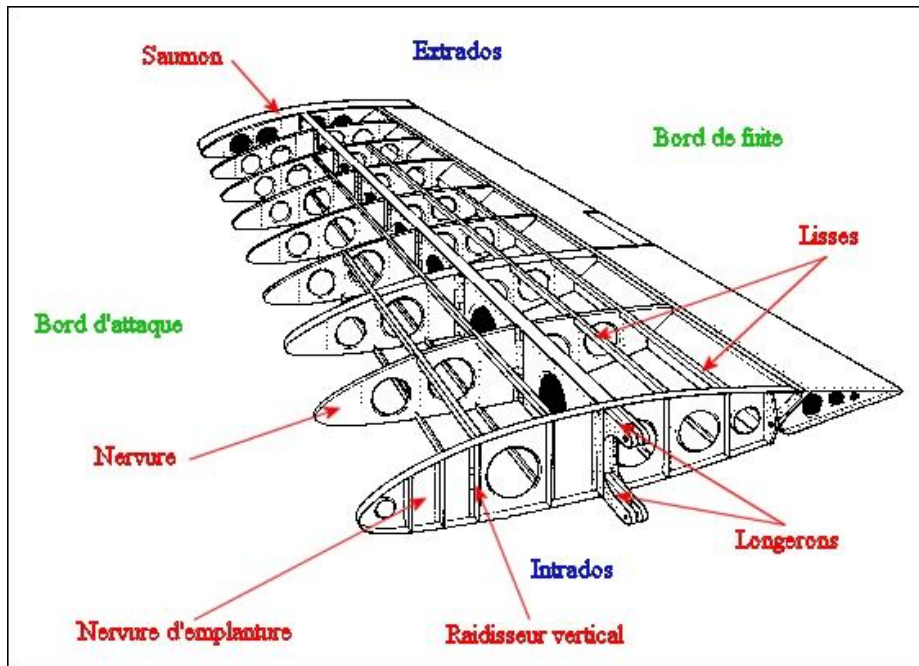
Torsion

La torsion du fuselage est également provoquée par la manœuvre de la gouverne de direction : le point d'application de la force aérodynamique est loin de l'axe élastique du fuselage



### QUESTION N°7 :

Construction d'une **voilure classique** : faites un schéma descriptif de cette conception ?



Les nervures donnent à l'aile une forme très spécifique : son profil.

Les longerons sont les pièces les plus solides d'une aile. les nervures viennent s'y fixer et les fixations de l'aile au fuselage y sont incorporées, au niveau de l'emplanture .

Les lisses sont semblables aux longerons mais n'ont qu'un rôle de renfort.

### QUESTION N°8 :

Expliquer les différentes **méthodes de conception** avec le rôle (de chaque méthode) et donnez en exemple le ou les systèmes avions qui utilise (nt) ces conceptions et pourquoi ?

Deux méthodes de conception des structures sont utilisées pour résoudre les problèmes de fatigue.

- La méthode Safe-life
- La méthode Fail-Safe

#### – TECHNIQUE SAFE-LIFE



La durée de vie  $N$  d'une pièce est obtenue en laboratoire.

La durée de vie effective sera  $N_e$  telle que  $K \cdot N_e = N$  avec  $K = 9$  coefficient de sécurité.

Il sera donc procédé à un remplacement systématique avant que n'intervienne la panne.

Notons que le safe-life est l'apanage de la société de consommation. Il permet de commercialiser des pièces d'une tenue approximative à longue échéance (prix de revient faible) mais fiables si changées souvent (grande diffusion) : conditionnement à "emballage perdu", ensembles indémontables "emboutis-sertis", ensembles mécaniques noyés dans un support plastique, briquets - lampes de poche non rechargeables, filtres en papier, couverts en carton, etc...

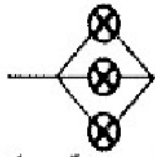
Exemple :

En aéronautique le safe-life supprimera les portes de visite, source d'affaiblissements structuraux, mais nécessitera des immobilisations prolongées programmées dans la vie de l'avion.

#### u TECHNIQUE FAIL-SAFE (RUPTURE SANS DANGER)

Une structure fail-safe est constituée de telle sorte que si une rupture se produit, elle n'affecte pas la sécurité. On parvient à ce résultat en doublant les éléments principaux (redondance) qui supportent les efforts, afin que chaque contrainte ait deux cheminements possibles. Ainsi lorsqu'un des éléments casse, le reste de la structure continue à encaisser les efforts, sans que se déclenche une réaction en chaîne catastrophique. La rupture de cet élément sera là encore visible soit à l'œil nu lors des visites périodiques ou par examens occasionnels (application par exemple, de service bulletin : voir ce mot dans le chapitre entretien) utilisant des appareils de contrôle (rayons X, ultra-sons, etc...).

C'est la multiplication des cheminement d'efforts.  
 ou  $\sigma = \frac{F}{S} = \frac{F}{10.S/10}$  par exemple  $\Rightarrow$  On ne mettra pas une barre de section S mais dix brins de section S/10. La rupture d'un brin ne sera pas catastrophique, du moins dans l'immédiat, les neuf autres se partageant le surplus de contrainte permettront de regagner le terrain.



Le type en est le montage en parallèle.

Exemple :

Le critère de sécurité a vu se systématiser le fail-safe par des multiplications de voies indépendantes les unes des autres : pilote, co-pilote, circuits hydrauliques multiples en parallèle, plusieurs épaisseurs de hublot, multi-moteurs, etc...

parebrise

### QUESTION N°9:

En vol rectiligne stabilisé, les efforts supportés par la voilure sont :

- 1 – extrados en flexion
- 2 – extrados compression
- 3 – torsion si le centre de poussée est en dehors de plan élastique
- 4 – cisaillement
- 5 - intrados en compression
- 6 - intrados en traction

A » 1 – 4 – 6

B » 2 – 4 - 5

C » 3 – 5 – 6

D « 2 – 3 - 6

En vol les efforts aérodynamiques sont prépondérants. La portance provoque des contraintes dans la voilure :

- de compression sur l'extrados,
- de traction sur l'intrados,
- de torsion si le centre de poussée (point d'application de la portance) n'est pas confondu avec l'axe élastique.

Réponse : D



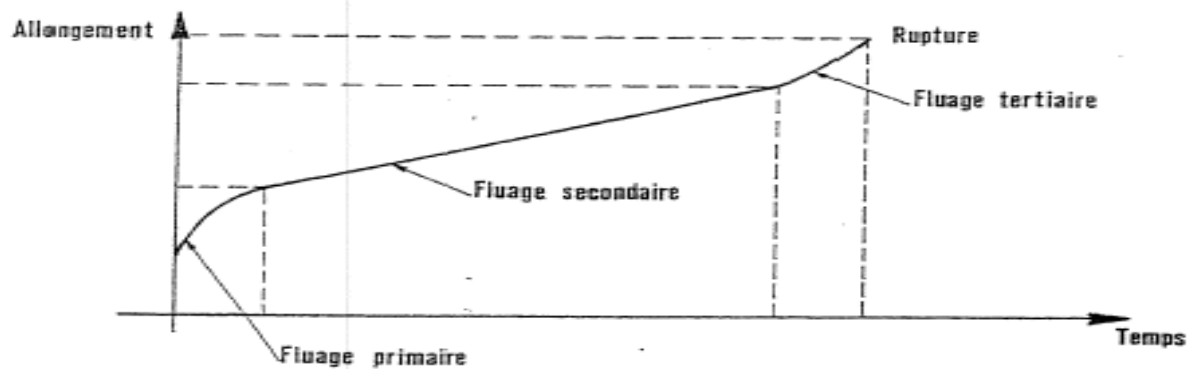
### QUESTION N°10 :

On appelle **FLUAGE** la déformation d'un matériau :

- A » soumis à un grand nombre de cycles
- B » à basse température
- C » soumis à des traitements thermiques
- D » sous l'effet combiné de températures élevées et d'efforts

Lorsque la température est élevée, un matériau peut s'allonger dans le domaine plastique s'il est soumis à un effort même limité.

Ce comportement plastique du métal est le fluage. Au bout d'un certain temps, il peut se produire une rupture par fluage.



Réponse : D

### QUESTION N°11 :

Sur un avion en vol :

- A » lorsque l'incidence augmente, le moment de torsion diminue
- B » lorsque l'incidence diminue, les contraintes dans la voilure diminuent, car le moment de flexion augmente
- C » lorsque l'incidence augmente, les contraintes dans la voilure diminuent, car le moment de torsion diminue
- D » lorsque l'incidence diminue, les contraintes dans la voilure diminuent, car le moment de flexion diminue

Lorsque l'incidence augmente, la portance augmente par augmentation du coefficient de portance ( $C_z$ ), donc le moment de flexion augmente. Les contraintes de flexion dans la voilure augmentent.

C'est l'effet d'incidence.

**Réponse : D**

**QUESTION N°12 :**

La masse maximale sans carburant (MMSC) :

- 1 - est une limitation réglementaire
- 2 - est calculée pour un facteur de charge maximal
- 3 - est liée au moment de flexion maximal à l'emplanture de l'aile
- 4 - nécessite de vider les réservoirs extérieurs en premier
- 5 - nécessite de vider les réservoirs intérieurs en premier

La combinaison regroupant l'ensemble de toutes les affirmations exactes est :

- A » 1 - 2 - 3
- B » 2 - 4
- C » 2 - 5
- D » 1 - 3 - 5

La limitation masse maximale sans carburant (MMSC) encore appelée Zero Fuel Weight (ZFW) est une limitation structurale qui résulte du moment de flexion maximum admissible à l'emplanture de l'aile.

Elle est calculée pour un facteur de charge compris entre - 1 et + 2,5 g. Seul le carburant contenu dans la voilure intervient dans le calcul, et, il convient d'observer un ordre bien précis de délestage des réservoirs d'ailes intérieur puis extérieur, afin de réduire le moment de flexion.

(cf. Tome 1 chap. 03.01)

**Réponse : D**

**QUESTION N°13 :**

Dans le cas d'un turboréacteur suspendu sous la voilure (réacteur en POD), l'attache ARRIERE supporte :

- 1 – la transmission de la poussée à la structure avion
- 2 – la charge massique du turboréacteur
- 3 – les efforts latéraux
- 4 – les efforts gyroscopiques

la combinaison de réponses correctes est :

- A » 2 - 3 - 4
- B » 1 - 2 - 4

C » 1 – 3 – 4

D « 1 – 2 - 3

L'attache **ARRIERE** ne supporte aucun effort dû à la poussée ; C'est le rôle de l'attache avant.

**Réponse : A**

**QUESTION N°14 :**

Une aile tirée (GTR en POD) subit en vol des efforts verticaux dus à la portance et aux charges massiques, l'effort tranchant  $T_z$  provoque dans la section un cisaillement :

- A » maximum à l'aplomb du GTR
- B » nul à l'aplomb du GTR
- C » maximum à l'emplanture
- D » minimum à l'emplanture

L'effort tranchant  $T_z$  est maximum à l'emplanture de l'aile et crée un cisaillement maxi à cet endroit précis, repris par les âmes des longerons.

(cf. Tome 1 chap. 03.01)

**Réponse : C**

### QUESTION N°15 :

Les hublots d'un avion sont construits avec une glace extérieure, une glace intérieure et un panneau de protection intérieur. Concernant les glaces :

- A » la glace intérieure est chargée de résister à la pression différentielle entre la cabine et l'extérieur, le panneau extérieur a un rôle aérodynamique
- B » il n'y a pas de circulation d'air entre la glace extérieure et intérieure
- C » chaque glace peut supporter la pression différentielle entre la cabine et l'extérieur
- D » les glaces extérieures et intérieures sont collées ensemble par une colle plastique

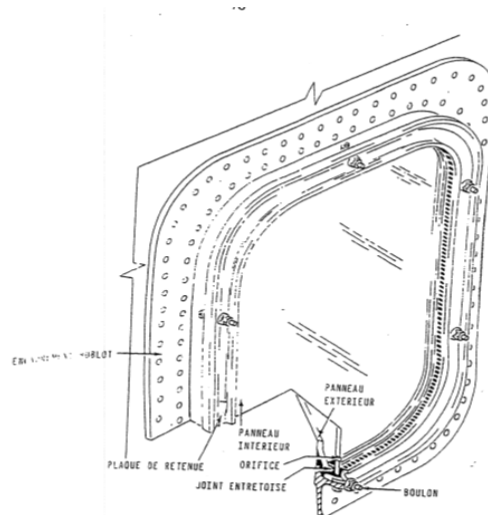
Conception FAIL SAFE

Chaque glace peut supporter la pression différentielle cabine ( $\Delta p$ ) maxi, le panneau de protection ne supporte aucune charge, il protège contre d'éventuelles rayures.

Un orifice situé à la partie inférieure de la glace intérieure permet une circulation d'air et l'équilibrage de la pression entre les deux glaces.

(cf. Tome 1 chap. 05.02)

Réponse : C



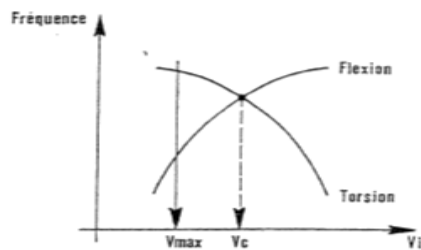
Réponse : C

**QUESTION N°16 :**

**Le flottement (ou flutter) est le nom donné :**

- A » au décrochage aérodynamique haut vitesse de la voilure**
- B » au décrochage aérodynamique basse vitesse de la voilure**
- C » à la résonance des vibrations de flexion et de torsion**
- D » à l'inversion des gouvernes de gauchissement**

Le point d'intersection des 2 courbes est nommé Point de Vitesse Critique, et la vitesse maxi à respecter devra être inférieure à ce point  $V_c$ .



**Réponse : C**

**QUESTION N°17 :**

Sur les avions de nouvelle génération les ensembles de freinage (ou blocs freins) sont réalisés à l'aide de matériaux :

- A » carbone / époxy
- B » acier / titane
- C » carbone / carbone
- D » carbone / acier

On utilise les carbone / carbone pour leurs :

- très bonnes caractéristiques mécaniques ;
- excellente tenue à la température ;
- dilatation thermique nulle ;
- faible densité / aux aciers.

(cf. Tome 1 chap. 02.03)

**Réponse : C**

**QUESTION N°18 :**

Dans une construction du type à revêtement non travaillant, les éléments de la structure de l'aile qui encaissent les moments de flexion verticaux  $M_x$  sont :

- A » les longerons
- B » les raidisseurs
- C » les nervures
- D » le revêtement

Dans une structure d'aile à revêtement non travaillant, ce sont les longerons qui encaissent les moments de flexion verticaux  $M_x$ . Les semelles subissent les contraintes de traction/compression et les âmes résistent au cisaillement vertical  $T_z$ .

(cf. Tome 1 chap. 03.02)

**Réponse : A**

### QUESTION N°19 :

Certains avions civils modernes sont équipés aux extrémités d'ailes de profilés aérodynamiques appelés « winglets » :

- 1 - les winglets introduisent ponctuellement un moment de flexion s'ajoutant à celui dû aux charges verticales en vol
- 2 - aérodynamiquement bénéfiques, les winglets sont structuralement pénalisant
- 3 - les winglets ont les mêmes effets que les réservoirs de bout d'aile quant aux charges verticales
- 4 - les winglets, par les efforts aérodynamiques qu'ils génèrent, diminuent les déformations sous charge de l'aile souple en vol

La combinaison comportant les affirmations correctes est :

- A » 4 - 1
- B » 2 - 3
- C » 1 - 2
- D » 3 - 4

Les winglets induisent un moment de flexion qui s'ajoute à celui dû aux charges verticales ( $F_z$ ) en vol, donc aérodynamiquement bénéfiques, ils sont structuralement pénalisant puisqu'ils augmentent le moment de flexion de l'aile, qui se traduit par des suppléments d'efforts à l'implanture.

Les réponses 3 et 4 sont fausses, car les effets sont rigoureusement inverses.

(cf. Tome 1 chap. 03.01)

**Réponse : C**

### QUESTION N°20 :

Le fuselage d'un aéronef est composé, entre autres, de lisses dont le rôle est :

- A » d'intégrer les efforts dus à la pressurisation encaissés par le revêtement et de les convertir en efforts de traction
- B » d'engraisser les contraintes de cisaillement
- C » d'isoler thermiquement et phoniquement
- D » d'assister le revêtement dans l'absorption des contraintes longitudinales de traction compression

Dans la construction du fuselage comme l'aile d'ailleurs, le revêtement est raidi dans le sens longitudinal par des lisses afin d'assister celui-ci dans l'absorption des contraintes longitudinales de traction, compression.

(cf. Tome 1 chap. 04.02)

**Réponse : D**

