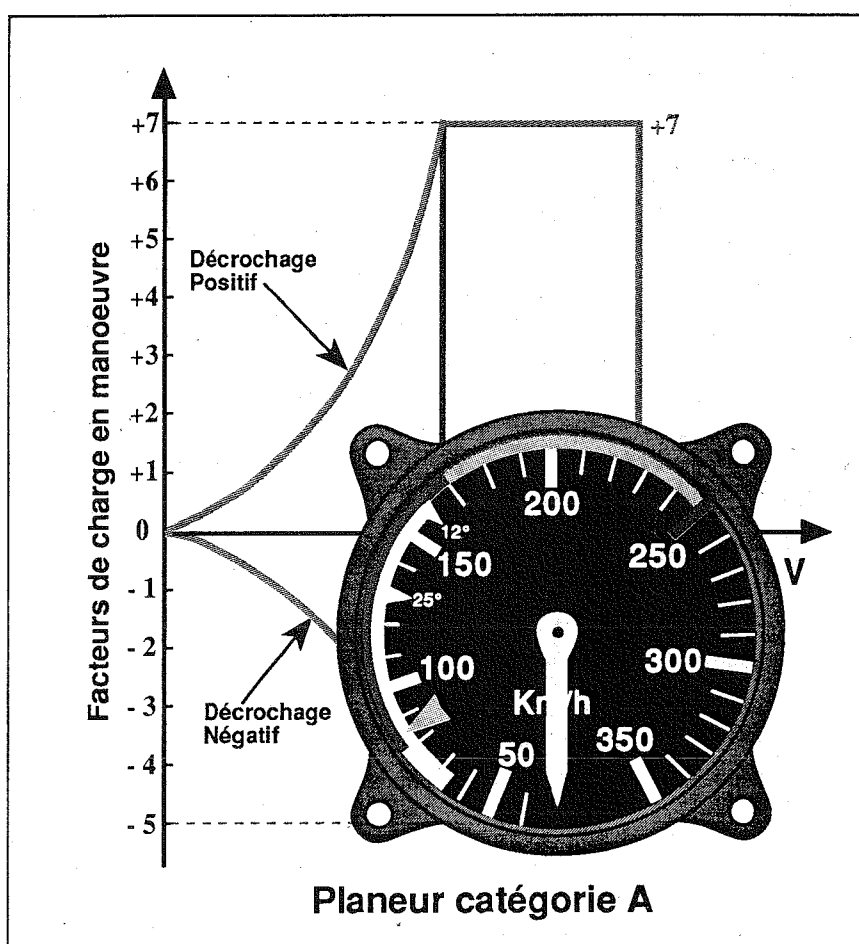
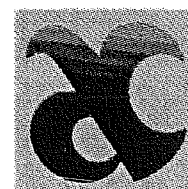


CENTRE DE St AUBAN

DOMAINE DE VOL DES PLANEURS



SERVICE D'EXPLOITATION DE LA
FORMATION AERONAUTIQUE



INTRODUCTION

La connaissance des limitations des planeurs est fondamentale. Tout dépassement peut avoir des conséquences catastrophiques et notamment conduire à la rupture en vol.

Déterminer avec précision le domaine de vol et s'astreindre à ne jamais l'outrepasser sont les conditions qui garantissent que la structure du planeur résistera à toutes les contraintes du vol.

La qualité de la construction repose sur la prise en compte de nombreux éléments :

- la parfaite connaissance des propriétés des matériaux utilisés ;
- l'identification précise des contraintes que la machine subira ;
- l'application de principes technologiques et de conformité aux normes.

La délivrance d'un certificat de type par les autorités de l'Etat consacre l'aptitude du planeur à naviguer. Reste à l'utilisateur d'apporter tout le soin nécessaire à la conduite et à l'entretien de sa machine.

Le but de cet ouvrage est d'apporter aux pilotes de planeurs les éclaircissements qui leur permettront de bien comprendre l'origine des limitations et la nécessité de les respecter.

I - NOTION DE RESISTANCE DES MATERIAUX

I - DEFORMATION DES MATERIAUX

Lorsqu'ils sont sollicités, les matériaux se déforment.
On distingue trois phases de déformation :

1ère phase :

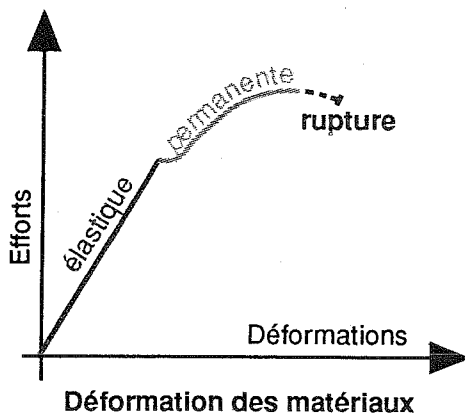
La déformation est élastique : quand l'effort cesse, le matériau reprend sa forme primitive ;

2ème phase :

Au delà d'un certain effort, la limite d'élasticité est dépassée et le matériau conserve une **déformation permanente**.

3ème phase :

Si l'effort grandit encore, le matériau se fragilise subitement puis se rompt.



Selon la nature des matériaux, les plages de déformations élastiques et permanentes sont plus ou moins vastes.

D'une manière générale, les constructions aéronautiques sont calculées pour que les matériaux travaillent exclusivement dans leur domaine élastique.

II - SOLLICITATION DES MATERIAUX

L'aptitude à résister aux efforts dépend du dimensionnement des pièces mais aussi de la manière dont la contrainte est appliquée. On distingue les sollicitations suivantes :

1 - Sollicitations simples

a) **La traction** : (exemple : câble de commande)



la pièce s'allonge quand l'effort est appliqué.

b) **La compression** : (exemple : jambe de train)

la pièce se raccourcit lorsque l'effort est appliqué :



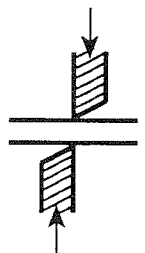
Si une pièce élancée travaille en compression elle peut subir un fléchissement indésirable appelé **flambage**.



Remarque : les bielles de commande qui travaillent alternativement en traction et en compression sont minutieusement calculées pour éviter le flambage.

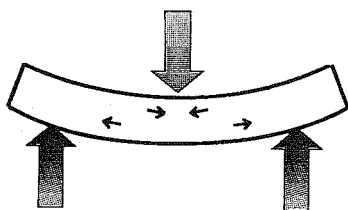
c) **Le cisaillement** : (exemple : axes de longeron)

les efforts appliqués tendent à trancher la pièce comme le ferait une cisaille (effort tranchant).



2 - Sollicitations composées

- a) **La flexion** : (exemple : aile de planeur)
la pièce fléchit sous l'action de forces qui lui sont appliquées perpendiculairement.

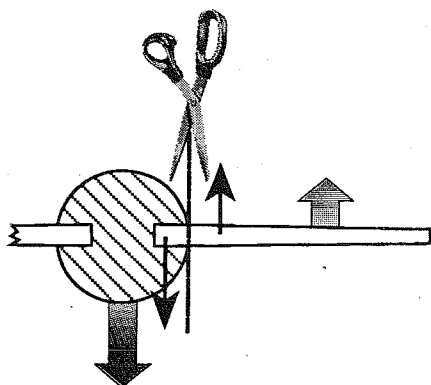


Une partie de la pièce s'allonge (traction), l'autre se comprime (compression). La partie centrale n'est pas sollicitée et peut être avantageusement supprimée (légèreté).

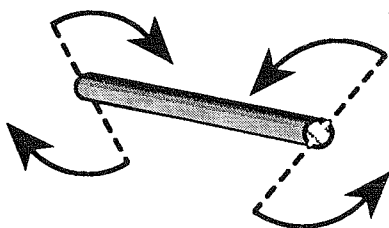
exemple : longeron d'aile dont les semelles supérieures et inférieures assurent la quasi totalité du travail.

- b) **Effort tranchant** :

Lorsque la pièce sollicitée en flexion présente une extrémité encastree (exemple : fixation aile fuselage sur un planeur), la somme des forces appliquées d'une pièce sur l'autre provoque une contrainte de cisaillement appelée **effort tranchant**.



- c) **La torsion** : (exemple : fuselage de planeur lorsque la gouverne de direction est braquée).
La pièce est tordue et se déforme en hélice. Cette sollicitation s'apparente à un cisaillement.



3 - Fatigue :

La fatigue est un phénomène qui altère les qualités mécaniques de certains matériaux (métaux, composites) soumis à des sollicitations répétées. La rupture peut intervenir après quelques cycles alors que l'effort dont s'aurait capable le matériau neuf n'a jamais été atteint.

Le tableau ci-après met en évidence les phénomènes de fatigue :

Contraintes appliquées	Nb de cycles entraînant la rupture
Charge de rupture (CR)	1
3/4 CR	100
2/3 CR	1000
1/2 CR	10 000
1/3 CR	infini

Un nombre de cycles infini ne peut être espéré que si l'effort demandé ne dépasse pas 1/3 de la charge de rupture.

Les phénomènes de fatigue expliquent la périodicité de certaines opérations d'entretien et de remplacement systématique de certains organes (crochet de remorquage par exemple).

4 - Vieillessement :

Le vieillissement est une dégradation des propriétés de certains matériaux au cours du temps, y compris en l'absence de toute sollicitation et même s'ils ne sont jamais utilisés.

Le comportement au vieillissement de certains matériaux modernes n'est pas connu, (puisque d'invention récente, ils n'ont pas subi "l'usure du temps"). Le phénomène peut entraîner des limitations en "durée de vie" de certains matériaux (exemple : collages etc...).

II - EFFORTS APPLIQUES SUR LA CELLULE D'UN PLANEUR

La cellule d'un planeur est fortement sollicitée par les efforts résultant du poids de la machine et des forces nées de l'écoulement aérodynamique sur ses surfaces.

L'analyse de ces contraintes est essentielle pour le calcul et la construction des structures.

I - EFFORTS APPLIQUES SUR LA VOILURE

1 - Efforts liés à la sustentation

Les efforts verticaux appliqués sur la voilure sont :

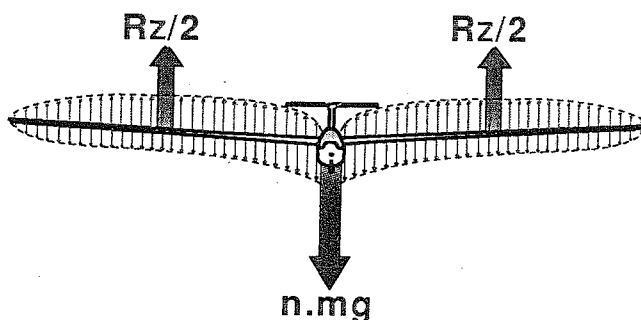
a) les forces massiques $n \cdot mg$

- poids du fuselage et de son chargement qui est concentré entre les deux ailes ;
- poids des ailes qui est réparti régulièrement le long de l'envergure.

Ces poids doivent être multipliés par le facteur de charge n (virages, ressources, turbulences...).

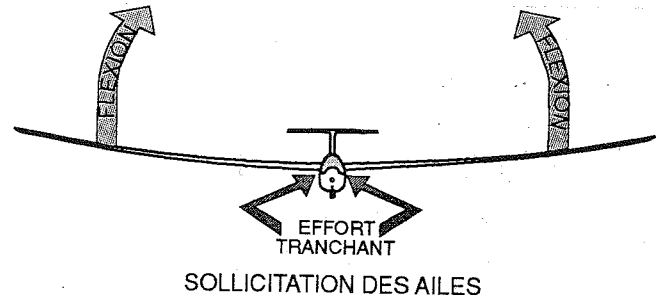
b) les forces de portance

Elles sont la somme des composantes élémentaires de portance qui, réparties sur l'envergure, admettent deux demi-résultantes proches du centre de chaque aile.



Ces efforts se traduisent sur la structure de l'aile par les contraintes suivantes :

- une contrainte de flexion le long de l'envergure ;
- un effort tranchant qui est maximal au niveau de la jonction aile fuselage.

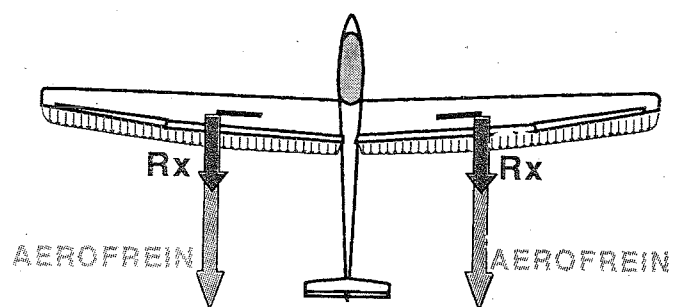


Remarque : Une diminution sensible des contraintes peut être obtenue si le chargement du planeur est réparti le long de l'envergure. C'est dans ce but que les water ballasts sont insérés dans les ailes. Cette solution permet d'augmenter la charge du planeur sans (trop) solliciter sa structure.

2 - Efforts liés à la traînée

Ces efforts sont dus à la somme des forces élémentaires de traînée. Quand le planeur est en configuration lisse, ces forces sont modérées (grande finesse : faible traînée).

Mais elles peuvent être fortement et brutalement augmentées lors de la manœuvre des aérofreins (multiplication par 8 à 10 du coefficient de traînée).

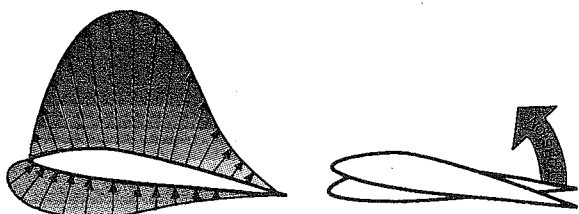


Les forces de traînée provoquent des contraintes de flexion de l'aile vers l'arrière et un effort tranchant au niveau de la liaison aile fuselage.

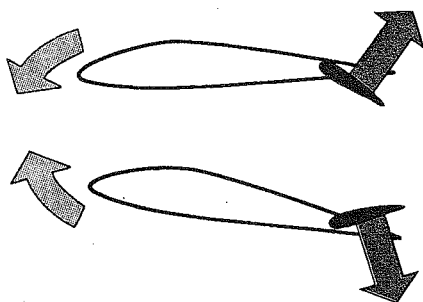
3 - Efforts de torsion

La répartition des surpressions sous l'intrados et des dépressions sur l'extrados provoque un couple qui tend à ramener le profil dans le lit du vent relatif ou tout du moins à lui faire rejoindre une incidence de moindre résistance aérodynamique.

Le maintien de l'incidence désirée impose donc un travail général de l'aile en torsion. Si cette dernière ne présente pas une rigidité suffisante, elle aura tendance à se vriller autour du longeron depuis l'emplanture jusqu'aux saumons.



Ce vrillage peut être aggravé par le braquage des ailerons qui sont implantés près de l'extrémité de l'aile et loin derrière le longeron.

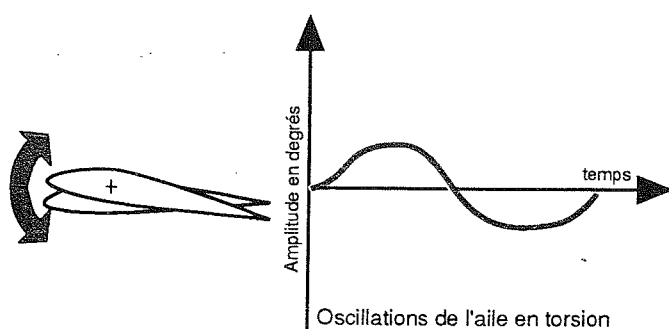


La constitution d'un "caisson" à partir du longeron et du revêtement de l'aile est la solution technologique qui confère à l'aile la rigidité nécessaire pour s'opposer aux contraintes de torsion.

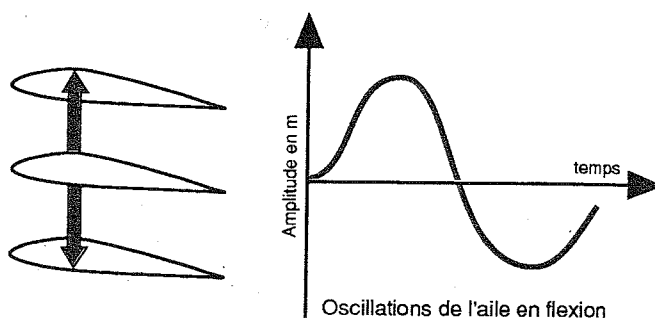
4 - Effet de flutter

Le flutter (flottement) est le résultat du couplage de deux modes vibratoires de l'aile provoqués, entretenus, voire amplifiés par les forces aérodynamiques (phénomènes aéroélastiques) :

- oscillations de l'aile en torsion ;



- oscillations de l'aile en flexion ;

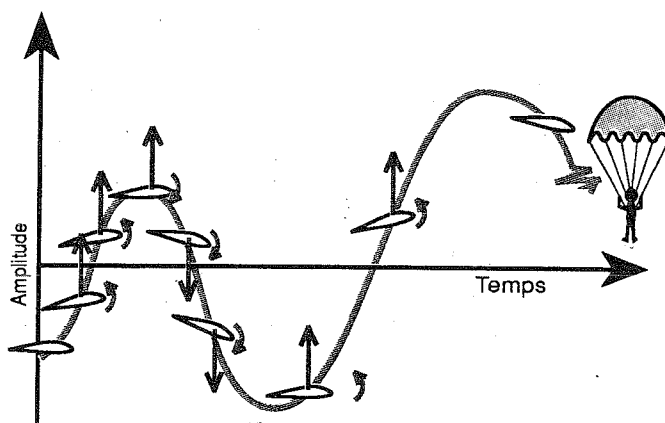


Les oscillations en torsion sont l'origine de variations d'incidence, donc de portance, et induisent ainsi des mouvements de flexion de l'aile.

Pour une certaine vitesse de vol, les fréquences des deux oscillations peuvent être égales. Les effets de torsion et de flexion peuvent se combiner :

- torsion augmentant l'incidence tandis que l'aile fléchit vers le haut ;
- torsion diminuant l'incidence tandis que l'aile fléchit vers le bas.

Ainsi les mouvements s'entretiennent et même s'amplifient jusqu'à la rupture. Dans certains cas, le phénomène revêt un caractère extrêmement brutal (flutter explosif), la désintégration de l'aile pouvant se produire en moins d'une seconde.



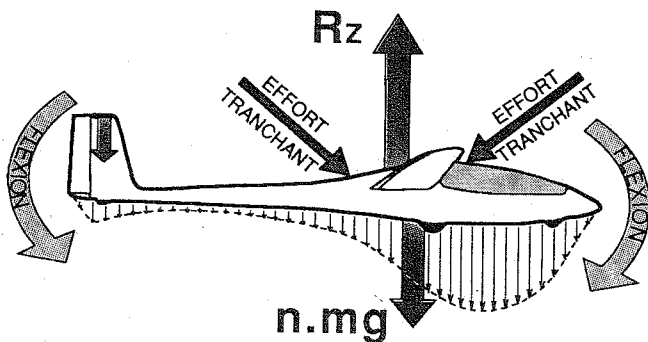
Les phénomènes aéro-élastiques, peuvent concerner l'aile entière, ou le couple aile-aileron ou encore la profondeur, la direction etc...

Les essais doivent montrer que les planeurs sont exempts de phénomènes de flutter à l'intérieur de leur domaine de vol et même un peu au-delà.

II - EFFORTS APPLIQUES SUR LE FUSELAGE

1 - Efforts dus au poids du fuselage

Le fuselage d'un planeur en vol se comporte comme une poutre suspendue à la voilure. L'équilibre est assuré par l'empannage horizontal et la gouverne de profondeur.

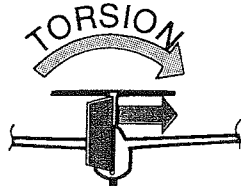
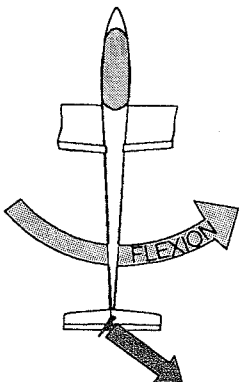


La structure du fuselage est soumise à des contraintes de flexion et à un effort tranchant.

2 - Efforts dus au braquage de la gouverne de direction

Lorsque la gouverne de direction est braquée, le fuselage subit deux contraintes simultanées :

- une contrainte de flexion due aux forces aérodynamiques liées au braquage de la gouverne ;
- une contrainte de torsion due à l'éloignement du point d'application de cette force aérodynamique par rapport à l'axe du fuselage.



III - CAS DES MANOEUVRES DISSYMETRIQUES

Certaines évolutions en vol se traduisent par des écoulements aérodynamiques dissymétriques et donc par des efforts dissymétriques :

- rotation en roulis (portance et traînées $\neq$ sur chaque aile)
- vol dérapé ;
- autorotation etc...

La cellule du planeur subit des contraintes supplémentaires pendant ces manoeuvres. Elles doivent être prises en compte pour le calcul de la structure et peuvent faire l'objet de limitations (braquage des gouvernes, aptitude vrilles etc...).

III - DOMAINE DE VOL DES PLANEURS

NORME JAR 22

La Norme JAR 22 (Joint Airworthiness Requirements : *Exigences communes de navigabilité*) est un règlement qui résulte de l'entente des autorités de navigabilité de plusieurs pays européens.

Elle harmonise les conditions minimales de navigabilité nécessaires pour que soit délivré le certificat de type des planeurs et des planeurs propulsés.

Entre autres, elle spécifie les exigences en matière de résistance structurale et précise les domaines de vol et les limites d'emploi qui en découlent.

I - GENERALITES

1 - Catégories de planeurs

Les planeurs sont classés en deux catégories :

- catégorie U (Utilitaire) : elle est limitée aux planeurs destinés au vol à voile traditionnel. Certaines manoeuvres acrobatiques peuvent être permises si elles sont démontrées en cours de certification (vrilles, 8 paresseux, chandelles, renversements, virages serrés, boucles normales) ;
- catégorie A (Acrobatique) : elle concerne les planeurs destinés aux manoeuvres acrobatiques.

2 - Résistance structurale

La structure du planeur est tenue de résister à des charges qui sont le produit de sa masse que multiplie l'éventuel facteur de charge.

Les exigences de résistance sont spécifiées en termes de **charges limites** (charges maximales à envisager en service) et de **charges extrêmes** (charges limites multipliées par le coefficient de sécurité 1,5).

La structure d'un planeur doit être en mesure de supporter les charges limites sans déformation permanente (domaine élastique) ni altération de fonctionnement (durcissement où blocage des commandes par exemple). Elle doit aussi être capable de résister aux charges extrêmes sans défaillance (rupture) pendant au moins 3 secondes.

3 - Vitesse de calcul et limites d'emploi

Lors de l'étude de son planeur, le constructeur établit un **dossier de calcul**. Il y définit, entre autres des vitesses limites appelées **vitesses de calcul** :

- vitesse maximale de calcul V_D
- vitesse de calcul en manoeuvre V_A
- vitesse de calcul en rafale V_B
- vitesse de calcul avec volets déployés V_F
- etc...

Pendant les épreuves de certification, ces calculs doivent être démontrés en particulier par des essais. A l'issue de ces épreuves, sont spécifiées les **limites d'emploi** : elles sont pour la plupart inférieures aux vitesses de calcul correspondantes (elles ne sont jamais supérieures) et constituent les limitations "pilote" :

- VNE vitesse à ne jamais dépasser	$< V_D$
- Vitesse de manoeuvre	$\leq V_A$
- V_{RA} vitesse maxi en air agité	$\leq V_B$
- V_{Fe} vitesse maxi avec volets	$< V_F$
- etc...	

II - DOMAINE DE VOL "EN MANOEUVRE"

1- Contraintes en manoeuvre

Lors des évolutions qu'il demande à son planeur, le pilote fait varier la vitesse et le facteur de charge.

Il convient que les contraintes qui en découlent soient contenues dans un domaine précis à l'intérieur duquel tout risque de dommage structurel ou d'anomalie de fonctionnement est exclus.

Le constructeur est tenu de déterminer :

- la vitesse de **calcul en manoeuvre** V_A
A cette vitesse, qui sert de base au calcul de la **vitesse de manoeuvre**, un déplacement à fond des commandes ne doit pas entraîner un dépassement du facteur de charge limite (mouvement simple d'une seule gouverne à la fois) ;
- la vitesse **maximale de calcul** V_D
De cette vitesse sera calculée la **vitesse à ne jamais dépasser** V_{NE} .

La norme JAR 22 impose que sur chacune de ces vitesses et pour chaque catégorie de planeur, les structures soient capables de résister au moins aux facteurs de charges suivants.

	à V_D	à V_A
Catégorie U	+ 4,0 g - 1,5 g	+ 5,3 g - 2,65 g
Catégorie A	+ 7,0 - 5,0	+ 7,0 - 5,0

Les valeurs constituent des minimas, que le constructeur est libre de majorer pour obtenir une résistance structurale supérieure et conférer à ses machines des aptitudes particulières.

Exemple :

	à V_D	à V_A
TWIN III (cat. U)	- 4,0 - 3,0	+ 6,5 + 5,3
SWIFT (cat. A)	+ 10 - 7	+ 10 - 7

2 - Planeurs équipés de volets

Si le planeur est équipé de volets, le constructeur doit déterminer la vitesse de calcul avec volets V_F .

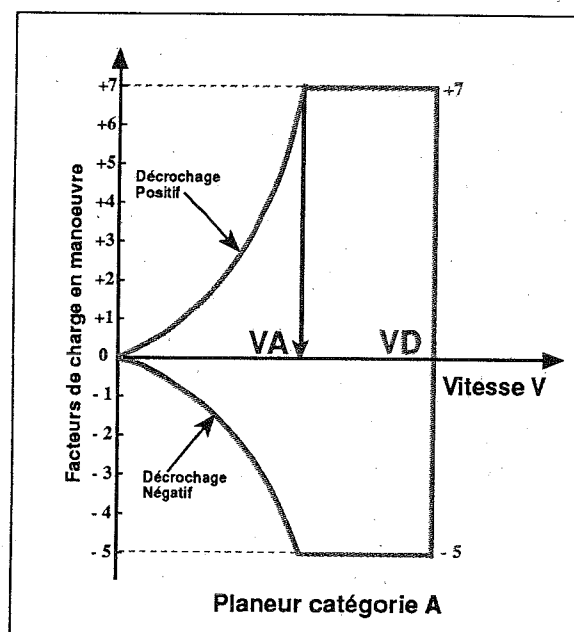
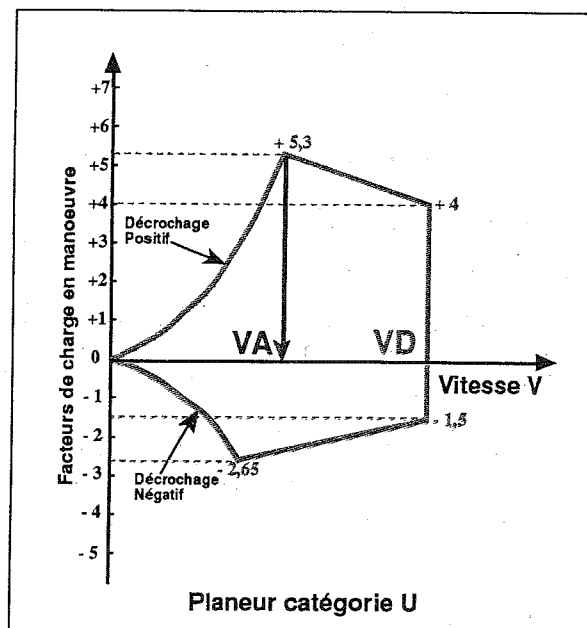
Deux valeurs de V_F sont calculées :

- pour les braquages positifs (spirales, approche, atterrissage) ;
- pour la position "neutre" et les braquages négatifs, où V_F doit être égale à V_D .

De V_F sont déduites les V_{FE} , vitesse maxi d'emploi pour chaque braquage positif des volets. Pour toutes les valeurs de braquage positif des volets, le facteur de charge maximum admissible est + 4.

3 - Diagramme de vol "en manoeuvre"

Le diagramme de vol "en manoeuvre" constitue la synthèse graphique des limites calculées des vitesses et des limites de facteurs de charges spécifiées par la norme.



La surface obtenue (domaine de vol) contient des points de fonctionnement pour lesquels le planeur a été calculé. S'agissant des vitesses, les limites sont les vitesses de décrochage d'une part et V_D d'autre part. S'agissant des facteurs de charge, les limites sont les prescriptions de la norme.

4 - Calcul de la VA

Pour les faibles vitesses de vol, quelle que soit la manoeuvre entreprise par le pilote, le facteur de charge limite ne peut pas être atteint car préalablement intervient le décrochage.

En effet, la vitesse de décrochage pour un facteur de charge n est égale à la vitesse de décrochage pour $n = 1$ multiplié par :

$$\sqrt{n}$$

$$V_{Sn} = V_{S1} \cdot \sqrt{n}$$

V_A , vitesse de calcul en manoeuvre, est la vitesse correspondant à l'intersection de la courbe de décrochage et du facteur de charge positif maximum imposé par la norme (+ 5,3 g ou + 7 g selon la catégorie). Jusqu'à cette vitesse les commandes peuvent être braquées à fond sans que la limite de facteur de charge soit franchie.

La vitesse de manoeuvre (limite d'emploi) sera choisie inférieure ou égale à V_A .

5 - Détermination de la VNE

La vitesse maximum démontrée pendant les essais en vol V_{DF} ne doit pas dépasser V_D , sans toutefois être inférieure à 0,9 fois V_D .

V_{NE} , vitesse à ne jamais dépasser, ne doit pas excéder 0,9 fois V_{DF} .

III - DOMAINE DE VOL EN RAFALE

1 - Effet de rafale

La rencontre brusque d'un courant vertical entraîne une modification instantanée de l'incidence de l'aile et provoque un changement brutal du facteur de charge.

Cette modification, appelée **effet de rafale** est positive si le courant est dirigé du bas vers le haut (ascendance) ou négative s'il est dirigé du haut vers le bas (descendance).

La norme JAR 22 prévoit que des rafales de ± 15 m/s et de $\pm 7,5$ m/s puissent être rencontrées et exige qu'elles soient prises en compte pour le calcul de la structure des planeurs.

Le facteur de charge brusquement subi peut être calculé grâce à l'application de la formule suivante :

$$n = 1 + k \cdot \rho_0 \frac{U \cdot V}{mg}$$

où k = coefficient d'atténuation ;

ρ_0 = masse volumique de l'air au niveau de la mer ;

U = vitesse de la rafale ;

$\frac{mg}{s}$ = charge alaire du planeur ;

V = vitesse du planeur.

Bien que d'apparence compliquée, cette formule peut être simplifiée puisque lors de l'étude d'un planeur particulier, la majorité des facteurs qu'elle rassemble sont fixes :

- k et ρ_0 sont constants ;

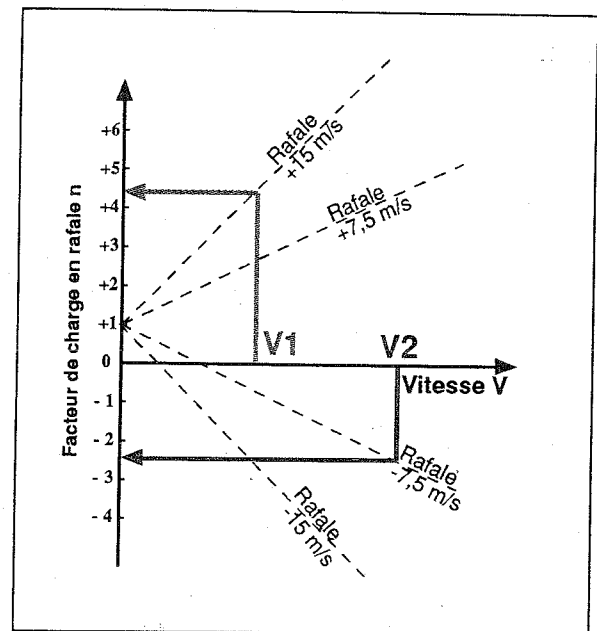
$\frac{mg}{s}$ est propre au planeur étudié ;

- U est fixé par la norme (± 15 m/s ; $\pm 7,5$ m/s).

On peut donc simplifier : $K = k \cdot \rho_0 \frac{U}{mg}$

$$\text{et } n = 1 + K \cdot V$$

Pour une vitesse de rafale donnée, seule la vitesse du planeur reste le paramètre influant pour calculer le facteur de charge subi. La modification instantanée de ce dernier peut être représentée graphiquement par une droite issue de $n = 1$ et dont la pente dépend du planeur étudié et de la rafale fixée.



Exemples :

- si le planeur vole à la vitesse V_1 , la rencontre d'une rafale de + 15 m/s entraînera un facteur de charge instantané de + 4,5 ;
- à la vitesse V_2 , la rencontre d'une rafale de - 7,5 m/s provoque un facteur de charge de - 2,2.

2 - Diagramme de vol en rafale

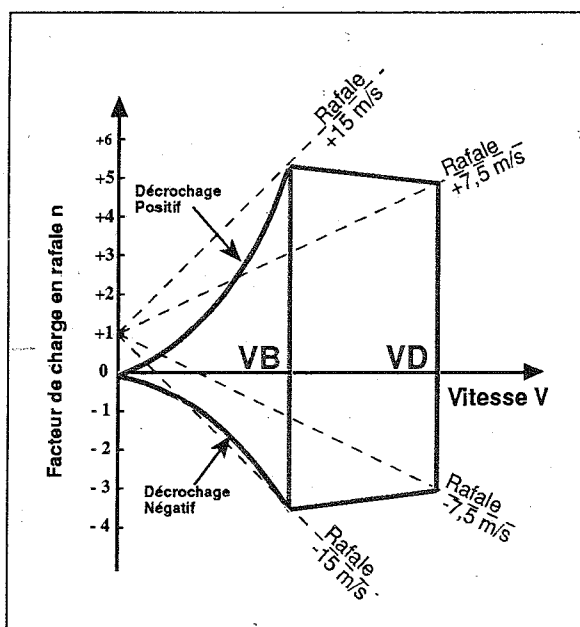
Le diagramme de vol en rafale résume graphiquement les exigences fixées par la norme JAR 22 quant à la résistance structurale d'un planeur subissant des rafales verticales.

A la vitesse maximale de calcul V_D , le planeur doit être capable de résister à des rafales positives et négatives de 7,5 m/s.

Le constructeur doit par ailleurs déterminer la **vitesse de calcul en rafale V_B** , vitesse à laquelle le planeur doit être capable de résister à des rafales positives et négatives de 15 m/s.

V_B ne doit pas être inférieur à V_A .

Aux faibles vitesses de vol, l'augmentation d'incidence due



aux rafales provoque le décrochage et protège ainsi le planeur d'un dépassement de facteur de charge.

De la vitesse V_B est déterminée la **vitesse maximum en air agité V_{RA}** .

Remarque : l'effet de rafale étant instantané (durée inférieure à 3 secondes), il peut arriver que le facteur de charge engendré par la rafale dépasse le facteur de charge limite du domaine en manoeuvre. Le constructeur doit donc veiller à ce que la contrainte subie soit contenue dans le domaine élastique (pas de déformation permanente ni d'altération de fonctionnement).

Les planeurs équipés de volets doivent pouvoir subir pour toutes les positions d'atterrissage et à des vitesses allant jusqu'à V_F des rafales verticales de $\pm 7,5$ m/s.

IV - LIMITATIONS DIVERSES

1 - Domaine d'utilisation des aérofreins

La norme JAR 22 spécifie que les aérofreins puissent être utilisés à tous les braquages, de la position "rétractés" à la position "entièrement déployés" jusqu'à V_D et ce, sous des facteurs de charge pouvant évoluer de 0 à 3,5 g.

Il doit être démontré que le planeur ne dépassera pas la V_{NE} lors d'un piqué avec les aérofreins déployés sur une trajectoire faisant un angle par rapport à l'horizontale de :

- 45° pour les planeurs certifiés "acrobatique" ;
- 30° pour les autres.

Les aérofreins doivent permettre en outre une pente d'approche sans vent correspondant à une finesse inférieure à 7 à 1,3 V_{SO} .

2 - Autres vitesses limites

Le constructeur est tenu de déterminer aussi les vitesses suivantes :

- V_T : **vitesse maximale de remorquage** qui ne doit pas être inférieure à 125 km/h, ni dépasser V_{DF} ;
- V_W : **vitesse maximale de lancement par treuil** qui ne doit pas être inférieure à 110 km/h, ni dépasser V_{DF} ;
- V_{LO} : **vitesse maximale pour la manoeuvre du train d'atterrissage**. Elle n'est spécifiée que si elle est inférieure à V_{NE} . Elle ne doit pas être inférieure à V_T ou V_W ;
- V_{FE} : **vitesse maximale avec les volets déployés**. Elle est établie pour chaque braquage positif. Elle ne doit pas être supérieure à 0,95 fois V_F . La limite d'utilisation des volets en position "neutre" ou braqués négativement est la V_{NE} .

ATTENTION : Quelques planeurs sont limités avec les volets en position "neutre" et parfois même pour le premier braquage négatif à des vitesses inférieures à V_{NE} . Ces planeurs ne répondent donc pas à l'intégralité des exigences de la norme JAR 22. Leur certification est ancienne ou a été accordée par dérogation.

IV - INFORMATION DES UTILISATEURS

Le respect du domaine de vol a une très grande importance pour la sécurité. Il est indispensable que les utilisateurs aient à leur disposition tous les renseignements ayant trait aux limites d'emploi de leur machine. Cette information est fondée sur les moyens suivants :

- l'édition du manuel de vol ;
- le marquage des instruments ;
- la pose de plaquettes indicatrices.

I - MANUEL DE VOL

Le manuel de vol est le document de référence quant à l'utilisation de la machine. Sa forme et son contenu sont définis par la norme JAR 22.

La section 2 du manuel de vol est consacrée aux "limitations". Elle rappelle pour quelles catégories (U ou A) et pour quelle masse la certification a été accomplie et détaille successivement les informations concernant :

- les limitations de vitesse ;
- les limitations de masses ;
- le chargement et le centrage ;
- les manoeuvres permises ;
- les limites de facteurs de charge ;
- les types d'utilisation ;
- les conditions de remorquage et de treuillage.

SEFA St Auban

MANUEL DE VOL

MCE V01-11-93

PLANEUR STRATUS B

EDITION N° 1

SECTION 2

Page 2.1

SECTION 2.

LIMITES D'EMPLOI

Base de certification : le planeur Stratus B a été certifié conformément au règlement JAR 22.

a) Vitesses limites indiquées :

Vi en
km/h

- Vitesse à ne jamais dépasser volets 0°, -5°, -8°.....	VNE	250
- Vitesse maxi en air agité	VRA	180
- Vitesse de manoeuvre	VA	170
- Vitesse maxi de remorquage	VT	165
- Vitesse maxi de treuillage	VW	120
- Vitesse maxi de manoeuvre du train	VLo	170
- Vitesse maxi avec volets: +1° à +12°.....	Vfe	160
+13° à +25°.....	Vfe	130

b) Limitations de masses :

en kg

- Masse maxi autorisée ballasts pleins	470
- Masse maxi des parties non portantes.....	230
- Capacité maxi des water-ballast	150
- Masse à vide (environ).....	230
- Charge utile (environ).....	115
- Masse maxi dans coffre à bagages.....	22

SEFA St Auban

MANUEL DE VOL

MCE V01-11-93

PLANEUR STRATUS B

EDITION N° 1

SECTION 2

Page 2.2

c) Centrage :

- limite du centre de gravité : 210 à 350 mm en arrière du bord d'attaque de l'aile à 30 mm de l'emplanture.

Masse du pilote équipé (en kg)	Nombre de gueuses 1 gueuse = 1kg
75	0
71	1
67	2
63	3
59	4
55	5

d) Manoeuvres :

Toutes les manoeuvres acrobatiques y compris la vrille sont interdites.

e) Facteurs de charge limites de calcul à la masse maxi

à Vi = 170 km/h (VA) $\begin{cases} n = +5,3 \text{ g} \\ n = -2,65 \text{ g} \end{cases}$ à Vi = 250 km/h (VNE) $\begin{cases} n = +4 \text{ g} \\ n = -1,5 \text{ g} \end{cases}$

f) Type d'utilisation :

- Vol VFR de jour
- Vol avec water ballast plein interdit par température négative

g) Remorquage - Lancer au treuil :

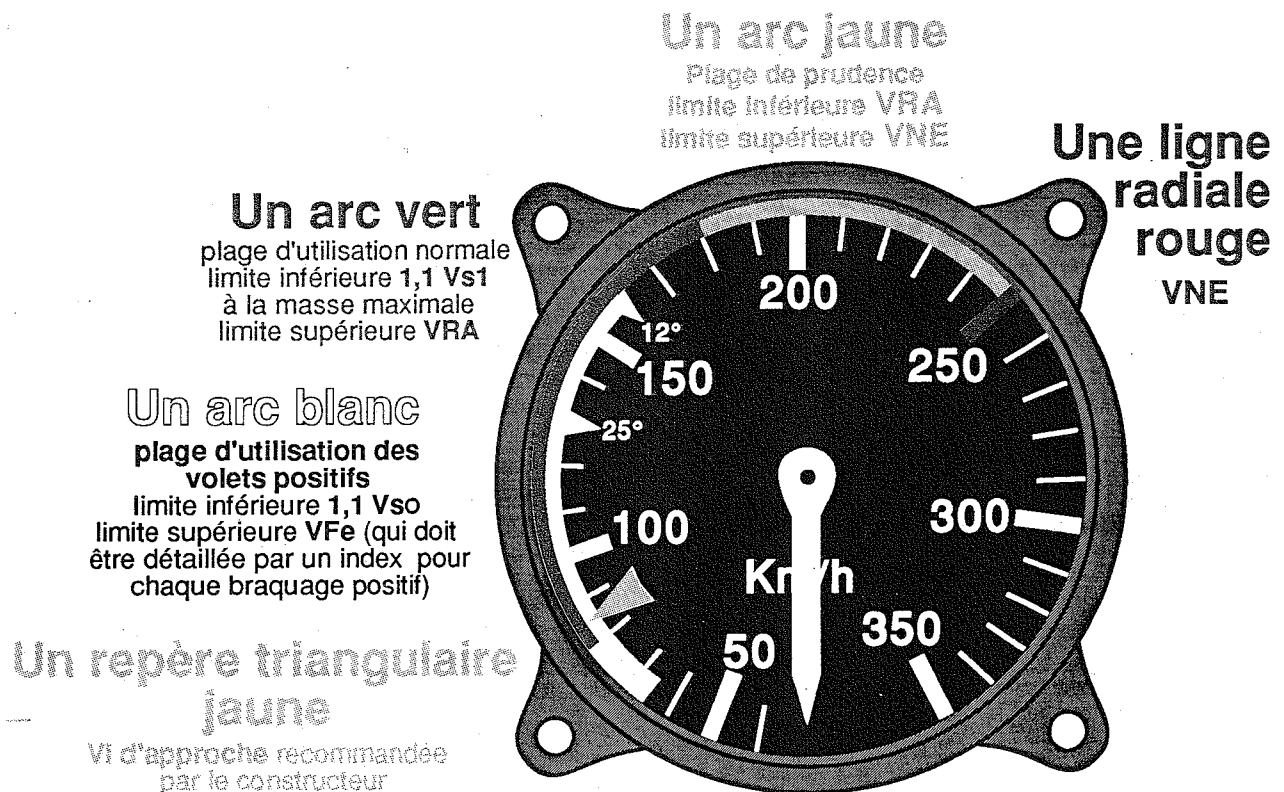
Remorquage par avion	Lancer au treuil
- vitesse maxi de remorquage 165 km/h	- vitesse maxi120 km/h
- fusible sur cable 850 daN	- fusible sur cable ..850 daN
- longueur de cable mini 40 m	

Exemple de section 2 d'un manuel de vol

II - MARQUAGE DES INSTRUMENTS

1 - Anémomètre

L'anémomètre doit présenter les marques suivantes :



REMARQUES SUR LA VNE

La VNE est définie pour garantir la résistance de la structure du planeur subissant les forces aérodynamiques issues des fortes vitesses. Les contraintes sont proportionnelles à la pression dynamique $1/2 \rho V_v^2$. Or c'est aussi cette même pression qui sert à élaborer les indications de vitesse de l'anémomètre.

Ainsi, la "vitesse indiquée Vi" est parfaitement représentative des contraintes subies par le planeur et peut donc servir sans réserve de référence pour exprimer les limites de vitesse. Aucune correction n'est à appliquer à la lecture instrumentale, y compris en altitude (d'où l'intérêt des marquages colorés sur l'anémomètre).

Toutefois, les constructeurs de certains planeurs ont choisi de limiter la vitesse maximale de leur machine en altitude. Ces limitations sont motivées par la crainte que se déclenchent en altitude des phénomènes de type "flutter" qui peuvent apparaître lorsque la vitesse vraie augmente :

$$V_v = \frac{EV}{\sqrt{\delta}}$$

$$\delta = \frac{\rho}{\rho_0}$$

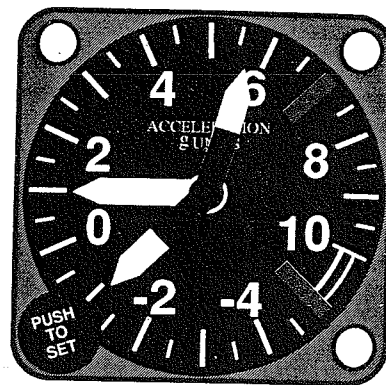
*EV : Equivalent Vitesse, c'est à dire Vi corrigée du coefficient d'antenne et des effets de la compressibilité.
En pratique, pour les planeurs, on admettra $EV \sim Vi$.*

Les vitesses maximales dégressives n'obéissent pas aux modes de calcul spécifiés par la norme JAR 22, mais doivent toutefois être scrupuleusement respectées puisqu'elles sont prises en compte pour les essais et la certification de la machine.

2 - Accéléromètres

Les planeurs certifiés en catégorie A doivent être équipés d'un accéléromètre capable de conserver la valeur maximale et la valeur minimale subies pour une durée de vol choisie par le pilote.

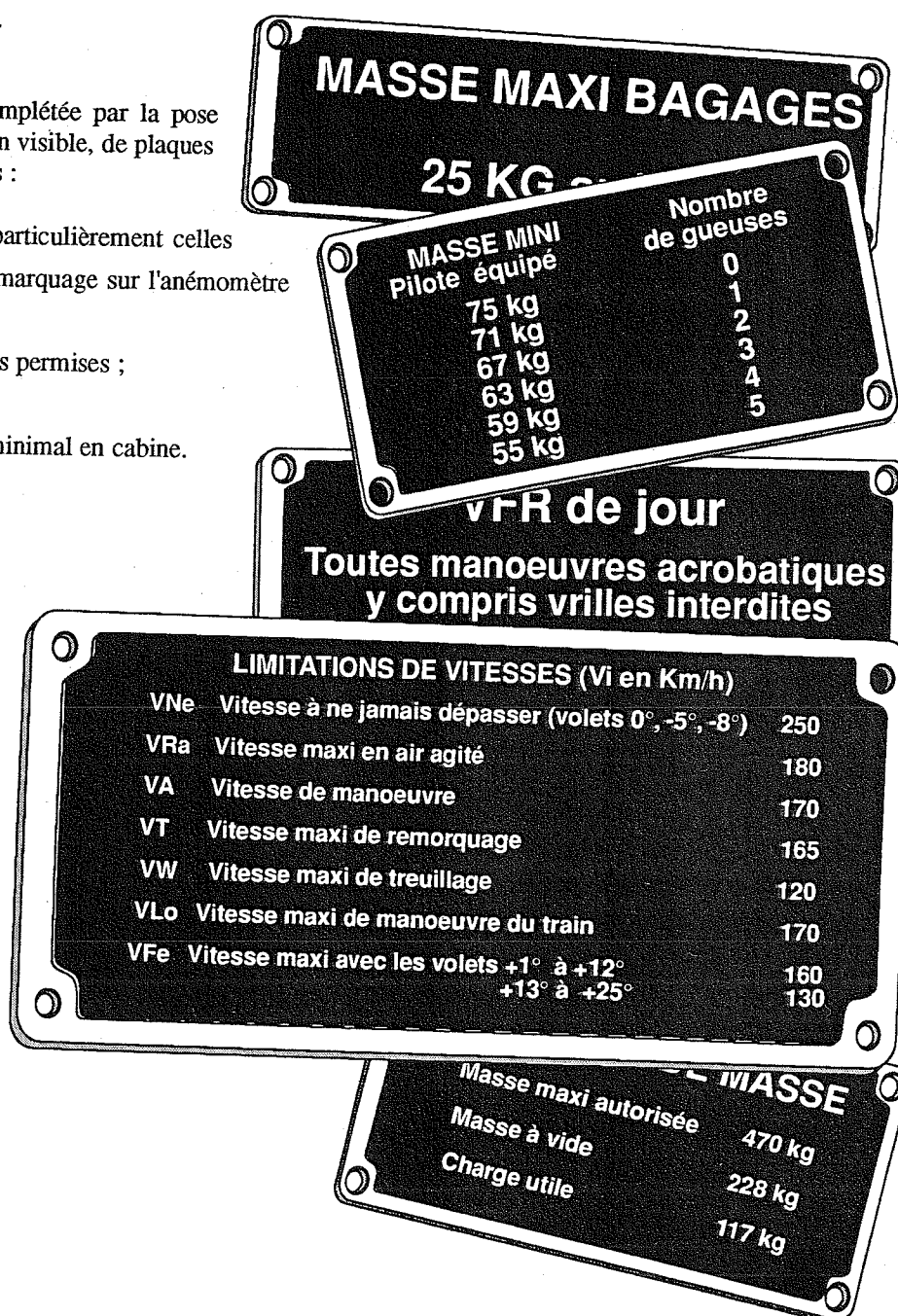
Il doit présenter des lignes radiales rouges pour indiquer la limite positive et la limite négative de facteur de charge.



3 - Plaques indicatrices

L'information des pilotes est complétée par la pose dans la cabine, d'une manière bien visible, de plaques rappelant les limitations suivantes :

- les limites de vitesses et particulièrement celles qui ne font pas l'objet de marquage sur l'anémomètre (V_T , V_A , V_{Lo}) ;
- les manoeuvres acrobatiques permises ;
- la masse maximale ;
- le chargement maximal et minimal en cabine.
- etc.



III - MESURE DE LA VITESSE

1. GENERALITES

La connaissance de la vitesse est indispensable au pilote pour gérer au mieux son **pilotage** car les forces aérodynamiques qui caractérisent le vol sont en relation directe avec la **vitesse**.

- résultante aérodynamique $= 1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot Va^2 \cdot C_R$
- Portance $= 1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot Va^2 \cdot C_z$
- Traînée $= 1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot Va^2 \cdot C_x$

De plus, le pilote doit connaître sa vitesse pour assurer sa **navigation** : en effet la distance parcourue est proportionnelle à la vitesse tenue.

$$D = V \cdot t$$

2. ANEMOMETRE

2.1. Principe de l'anémomètre

Le planeur évoluant dans la masse d'air, il est extrêmement difficile de prendre des "marques" qui permettent de décompter le chemin parcouru et d'en déduire la vitesse comme on le fait en voiture en comptant le nombre de tours qu'effectuent les roues.

Par contre, on sait que l'écoulement de l'air sur le planeur engendre un régime de pression proportionnel à la vitesse : la **pression dynamique**

$$P_d = 1/2 \cdot \rho \cdot Va^2$$

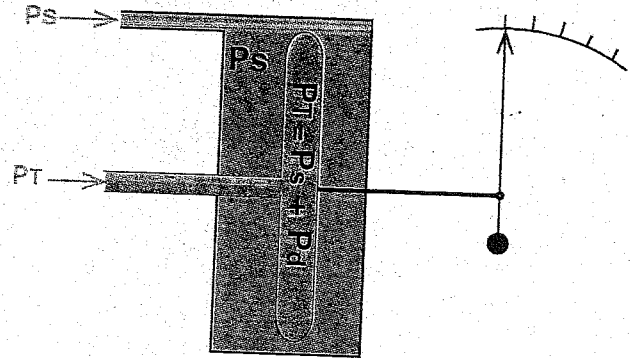
Pour connaître la vitesse, il suffit de chercher la pression dynamique.

Rappelons que la pression totale est la somme de la pression statique et dynamique.

$$\begin{aligned} P_t &= P_d + P_s \\ \Rightarrow P_d &= P_t - P_s \end{aligned}$$

L'isolement de la pression dynamique se fait à partir d'un manomètre différentiel qui réalise la différence entre la pression totale et la pression statique.

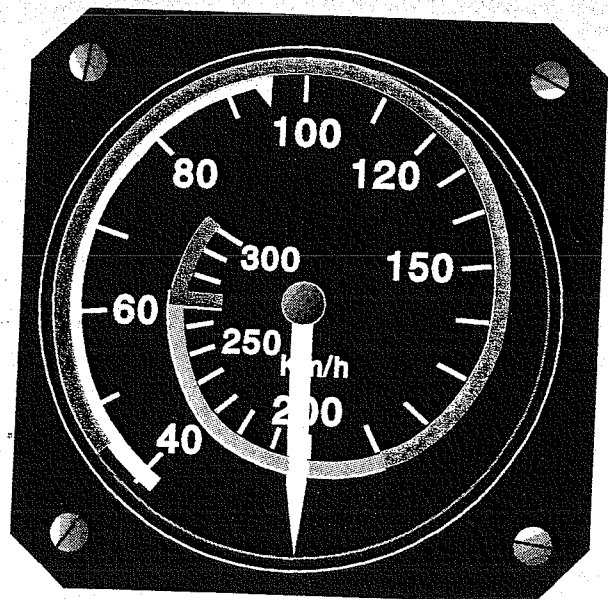
2.2. Réalisation pratique

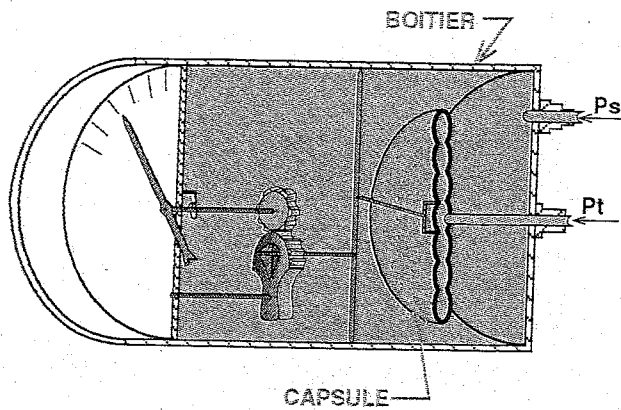


Une capsule est insérée à l'intérieur d'un boîtier étanche dans lequel la pression statique est appliquée. La pression totale est envoyée à l'intérieur de la capsule. La pression statique étant présente à l'intérieur et à l'extérieur de la capsule, cette dernière ne se déformera que sous le seul effet de la pression dynamique. Les déformations de la capsule sont alors transmises à une aiguille qui se déplace sur un cadran gradué en km/h.

Les déformations de la capsule sont proportionnelles au carré de la vitesse (Va^2) et non à la vitesse elle-même. Ce sont les graduations du cadran qui, espacées d'une manière logarithmique effectuent "l'extraction" de la racine carrée.

Ainsi, le même écart de vitesse se traduit par des graduations moins serrées aux faibles vitesses qu'aux grandes vitesses (voir dessin ci-dessous) :





2.3. Vitesse indiquée - Vitesse propre

L'anémomètre, tel que décrit, exprime des valeurs de la pression dynamique. C'est en effet cette pression dynamique qui déforme la capsule.

Supposons maintenant un planeur qui vole à 100 km/h (28 m/s) à une altitude relativement basse ($\rho = \rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$). La pression dynamique appliquée sur la capsule a pour valeur :

$$\begin{aligned} P_d &= 1/2 \cdot \rho \cdot V_a^2 \\ P_d &= 1/2 \cdot 1,225 \cdot 28^2 \\ P_d &= 480 \text{ Pa} \end{aligned}$$

C'est cette pression de 480 Pa qui, appliquée à l'intérieur de la capsule de l'anémomètre, amène l'aiguille en face de 100 km/h.

Ce planeur vole maintenant à une altitude de 1 850 m, à une vitesse indiquée de 100 km/h.

On peut dire qu'une pression dynamique de 480 Pa est appliquée à l'intérieur de la capsule puisque l'aiguille est en face de 100 km/h.

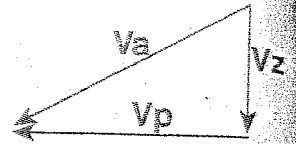
$$\begin{aligned} \text{Mais à 1 850 m } \rho &= 1 \text{ kg/m}^3 \\ P_d &= 480 = 1/2 \cdot \rho \cdot V_a^2 \\ P_d &= 0,5 \cdot 1 \cdot V_a^2 = 480 \text{ Pa} \end{aligned}$$

$$\Rightarrow V_a = \sqrt{\frac{480}{0,5 \times 1}} = 31 \text{ m/s} = \underline{112 \text{ km/h}}$$

On remarque donc que pour une même valeur de vitesse indiquée lue sur l'anémomètre, la vitesse réelle est d'autant plus forte que ρ est plus faible (altitude plus élevée).

Il est nécessaire de faire une distinction entre la vitesse indiquée (V_i) et la vitesse aérodynamique (V_a) parfois appelée vitesse vraie (V_v) qui dépend de ρ (masse volumique de l'air). Pour simplifier nous allons considérer la vitesse propre (composante horizontale de la V_a) identique à la V_a .

Pour connaître la V_p en fonction de la V_i nous devons effectuer un calcul qui porte le nom de correction de densité.



Calcul de la V_p

$$V_p = \frac{V_i}{\sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}}$$

Le calcul de la vitesse propre à partir de la V_i et de la valeur de ρ est complexe, il sort du domaine de ce cours.

Le vol à voile peut se satisfaire d'un calcul approché mais suffisant. La masse volumique de l'air (ρ) varie en fonction de l'altitude et de la température. Pour calculer la V_p il faut tenir compte de ces deux paramètres.

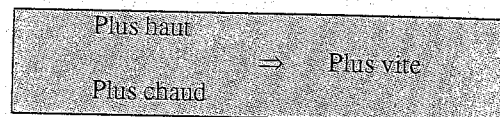
a) Correction due à l'altitude

$V_p = V_i + 1\%$ de V_i par tranche de 200 m au dessus de la surface 1 013,25 hPa.

b) correction due à la température

$V_p = V_i \pm 1\%$ de V_i par tranche d'écart de 5°C entre la température réelle et la température standard.

- en plus si la température réelle est supérieure à la température standard
- en moins si la température réelle est inférieure à la température standard.



Exemple :

Un planeur vole à 3 600 mètres (QNH), $V_i = 150 \text{ km/h}$, température extérieure : $-13,4^\circ\text{C}$

QNH : 1 013 hPa

Quelle est la V_p de ce planeur ?

- correction due à l'altitude :

$$\frac{3\,600}{200} = 18 (\%)$$

$$\Rightarrow V_p = V_i + 18\% \text{ de } V_i$$

- correction due à la température :
température standard à 3 600 mètres

$$T_{std} = (3,6 \cdot -6,5) + 15 = -8,4^\circ\text{C}$$

la différence est de 5°C

$$\Rightarrow V_p = V_i - 1\% \text{ de } V_i$$

$$\Rightarrow V_P = V_i + (0,18 - 0,01) \cdot V_i = V_i + 0,17 V_i$$

$$\Rightarrow V_P = 150 + 25,5 = 175,5 \text{ km/h.}$$

On peut remarquer que la correction due à la différence entre la température réelle et la température standard est en général très faible.

3. UTILISATION DE L'ANEMOMETRE

3.1. Utilisation de la Vitesse indiquée

La vitesse indiquée est l'expression directe de la pression dynamique. Elle est donc parfaitement représentative des forces aérodynamiques appliquées au planeur. A ce titre c'est la V_i qui servira de référence pour le pilotage.

Ainsi seront systématiquement exprimés en V_i :

- V_s : Vitesse de décrochage ;
- V_{so} : Vitesse de décrochage en configuration atterrissage ;
- V_{s1} : Vitesse de décrochage en configuration particulière ;
- Vitesse de finesse max. ;
- Vitesse de taux de chute minimum ;
- V_{OA} : Vitesse optimale d'approche.

C'est également en vitesse indiquée que l'on exprime les vitesses limites d'utilisation imposées par le respect de la résistance structurale du planeur. En effet, la pression dynamique appliquée sur la cellule, sur les gouvernes, sur les volets, sur le train d'atterrissage entraîne des contraintes de torsion, de flexion, de cisaillement obligeant le constructeur à définir des vitesses limites d'utilisation exprimées en V_i .

- V_{NE} : Vitesse maximum à ne jamais dépasser (voir remarque importante) ;
- V_{RA} : Vitesse maximum en air agité ;
- V_{FE} : Vitesse maximum de manoeuvre des volets ;
- V_{LE} : Vitesse maximum train sorti ;
- V_{LO} : Vitesse maximum de manoeuvre du train ;
- V_T : Vitesse maximum en remorquage ;
- V_W : Vitesse maximum en treuillage ;
- V_A : Vitesse de manoeuvre ;
- V_B : Vitesse de calcul en rafale.

3.2. Utilisation de la vitesse propre

La vitesse propre est la vitesse réelle du planeur par rapport à l'air. Le déplacement effectué est proportionnel à la vitesse propre. Elle est donc un élément de base des calculs de navigation qui sera également utilisé pour les calculs de distance d'atterrissage et de décollage.

$$\Rightarrow V_{sol} = V_P \pm \text{Vent effectif}$$

Exemple 1 :

Un planeur effectue une montée en onde sous le vent d'un relief. Il ajuste sa vitesse de manière à contrer exactement le vent. Il maintient le vol stationnaire pour une V_i de 80 km/h. Passant 5 000 m, le pilote veut connaître la force du vent.

Utilisons le calcul simplifié :

$$V_P = V_i + 1\% \text{ de } V_i / 200 \text{ m}$$

$$\text{à } 5\,000 \text{ m} \quad V_P = V_i + 25\% \text{ de } V_i$$

$$V_P = 80 + 20 = 100 \text{ km/h.}$$

La composante de vent de face est de 100 km/h.

Exemple 2 :

Un pilote de planeur doit effectuer un atterrissage en campagne dans un champ d'altitude de 2 000 m. Le vent est nul. Sachant que sa V_{so} dans les basses couches est de 80 km/h, quelle valeur de V_{OA} devra-t-il adopter en finale ?

$$V_{OA} = 1,3 \cdot V_{so} = 1,3 \cdot 80 = 104 \text{ km/h.}$$

Doit-il effectuer une correction de densité ?

Non : La vitesse de décrochage lue sur l'anémomètre est la même quelque soit l'altitude (la V_{so} est liée aux forces aérodynamiques dont la V_i est une fidèle représentation).

$$\Rightarrow \text{la } V_{OA} \text{ à adopter est de } \underline{104 \text{ km/h.}}$$

Par contre, la Vitesse sol qui est fonction de la V_P sera supérieure à la Vitesse indiquée.

$$V_{Sol} = V_P \pm \text{Vent (le vent est nul dans notre cas).}$$

$$\Rightarrow V_{Sol} = V_P$$

$$V_P = V_i + 10\% \text{ de } V_i$$

$$V_P = 104 + 10 = 114 \text{ km/h}$$

$$\Rightarrow V_{Sol} = 114 \text{ km/h pour une } V_i \text{ de } 104 \text{ km/h.}$$

Cette Vitesse sol supérieure va se traduire par une distance d'atterrissage (et d'arrêt) plus importante.

3.3. Remarque sur la VNE

La VNE est **conventionnellement** une vitesse liée à la résistance structurale du planeur. Elle résulte des efforts aérodynamiques sur la cellule, elle se traduit donc par des valeurs de vitesses indiquées et ce **quelle que soit l'altitude**.

Par contre, il est important de se souvenir que la V_i n'est pas la traduction de la vitesse de l'écoulement des particules d'air sur le planeur (directement liée à la V_P).

Or certains phénomènes vibratoires (flutter), dont les conséquences sont très graves, peuvent apparaître pour des valeurs d'écoulement de l'air précise, c'est à dire de certaines V_P .

Pour ces planeurs, le constructeur définit une V_p à ne jamais dépasser qui va se traduire pour le pilote par des V_i limites décroissantes en fonction de l'altitude.

Ces vitesses apparaissent dans les manuels de vol sous l'appellation de V_{NE} , mais il s'agit en fait d'une appellation impropre.

Exemples :

Manuel de vol du Discus, chapitre II (limites d'emploi).
Variation de la V_{NE} en fonction de l'altitude.

Altitude	0 à	4 000 à	5 000 à	6 000 à	7 000 à
en m	4 000	5 000	6 000	7 000	8 000
V_i en km/h	250	243	230	217	205

Altitude	8 000 à	9 000 à	10 000 à	11 000 à	
en m	9 000	10 000	11 000	12 000	
V_i en km/h	193	182	171	160	

Manuel de vol du Pégase, chapitre II (limites d'emploi).
 $V_{NE} (V_i) = 250$ km/h.