

Commentaires sur deux propositions originales du règlement français «Air 2054»

Conférence présentée au Sailplane Development Panel, par M. Bernard Schneider, ingénieur de la Société Louis Breguet, pendant le 10^e Congrès de l'OSTIV

Avant-Propos

Le règlement Air 2054 qui détermine les conditions techniques de délivrance des Certificats de Navigabilité aux planeurs de vol à voile annule et remplace le règlement Air 2104, relatif aux «Conditions de calcul des planeurs». Ce dernier document, qui ne correspondait qu'au chapitre 3 du règlement Air 2054, datait de 1951.

Lorsqu'il s'est agi de le moderniser et d'en étendre la

portée, les «Conditions de navigabilité pour les planeurs» rédigées par l'OSTIV, ont tout naturellement constitué une base de travail.

D'autre part, dans la rédaction de ce texte, les Services Officiels ont été guidés par le souci de créer un règlement homogène et de présentation similaire à ceux actuellement en vigueur pour les avions civils.

Le présent travail examine les deux principaux différents entre le règlement Air 2054 et les conditions OSTIV.

1^{re} partie Détermination d'une valeur minimum de la vitesse maximum de calcul en configuration lisse V_D

1. Importance de la vitesse maximum de calcul

1.1 Structure

L'importance de la valeur de V_D est suffisamment connue pour qu'il ne soit pas nécessaire d'insister longuement sur ce point. Rappelons simplement quelques aspects particuliers à la construction des planeurs.

Les cas d'évolution dans le domaine symétrique sont souvent déterminants pour l'échantillonnage des revêtements et des âmes de longeron par suite de l'importance des moments de torsion.

Les braquages des gouvernes d'empennages à grande vitesse peuvent également être prédominants pour le dimensionnement de ces parties de la structure aussi bien que pour la partie arrière du fuselage et de certaines des liaisons voilure-fuselage.

Par suite, la valeur de V_D détermine, pour une certaine part, le poids de la structure.

Enfin, c'est à grande vitesse que se produisent les phénomènes dangereux d'aéroélasticité et leur prévention conduira à donner à la structure une rigidité suffisante pour lutter contre les forces aérodynamiques qui croissent comme le carré de V_D . Les flottements de gouverne pourront rendre nécessaires l'adoption d'un équilibrage et parfois même faire abandonner certaines solutions relatives à la conception même de ces gouvernes.

1.2 Sécurité

La vitesse maximum de calcul est à la base de la détermination de la vitesse maximum autorisée. Celle-ci doit être suffisamment élevée, compte tenu des performances du planeur, pour qu'en arrivée de course de vitesse, le pilote qui a pris du retard ou quitté trop haut la dernière ascen-

dance n'ait aucun intérêt à dépasser cette limite. L'expérience des dix dernières années a en effet montré que les vitesses maximum n'étaient plus atteintes à la suite d'une perte de contrôle en vol de nuages mais par une infraction délibérée en compétition ou en entraînement à un concours.

D'ailleurs, les règlements actuels imposent des aérofreins suffisamment efficaces pour stabiliser une vitesse inférieure ou égale à la vitesse maximum de la configuration lisse. La consigne en cas de perte de contrôle est donc de sortir immédiatement les aérofreins.

1.3 Aérofreins

Seuls les aérofreins montés sur la voilure se sont révélés jusqu'à ce jour d'un emploi aisé. Leur dimension en envergure est limitée par les ailerons d'une part, par l'empennage horizontal d'autre part, leur sillage ne devant pas rencontrer ces gouvernes.

Leur dimension hors du profil ne peut dépasser une certaine valeur fixée par la rigidité de leurs supports.

En effet, les aérofreins doivent pouvoir être rentrés à vitesse élevée et ne pas se coincer en configuration sortie. Par suite il est souvent difficile d'obtenir un coefficient de résistance aérodynamique

$$C_R = (C_X^2 + C_Z^2)^{1/2}$$

dont le minimum dépasse sensiblement 0,1.

Il ne faut donc pas que la valeur fixée pour V_D soit trop faible sans quoi les aérofreins ne pourraient stabiliser une valeur inférieure de la vitesse.

Le choix de la formule donnant V_D est donc délicat.

2. Etude de la formule proposée par l'OSTIV.

2.1 Dans les conditions de navigabilité pour les planeurs de catégorie normale, l'OSTIV a proposé de lier la V_D à la charge alaire P/S par la formule

$$V_D = 3,25 P/S + 150.$$

V_D étant exprimée en km/h et P/S en kg/m^2 .

Cette formule laisse de côté la considération des performances atteintes par les planeurs et cette impasse est justifiée puisque l'on considère uniquement des planeurs dont les performances, à une époque donnée, sont sensiblement les mêmes. Elle a d'ailleurs conduit, pour ces machines, à des valeurs raisonnables de V_D .

Par contre, elle ne peut être utilisée dans un projet de règlement général applicable à toutes les catégories de planeurs de vol à voile actuels et à venir. Promulgué par décret comme un texte de loi, ce règlement va conditionner la conception des planeurs pendant une dizaine d'années. Il doit donc être assez ouvert pour ne pas figer la technique.

2.2 Planeurs fins de grande charge alaire

Pour ces machines dont un exemple actuel peut être le projet du planeur Sud Africain BJ3, la formule précédente conduit à $V_D = 280$ km/h pour une charge alaire de 40 kg/m^2 et les performances annoncées par le constructeur montrent que cette vitesse sera couramment utilisée puisque la finesse y sera encore grande. Bien sûr le constructeur peut toujours choisir une vitesse supérieure à celle demandée par la norme. Nous pensons cependant que celle-ci doit être réaliste.

2.3 Planeurs peu évolués

Il peut être encore intéressant, à l'heure actuelle, de construire des planeurs assez chargés, parce que robustes, et d'une finesse très moyenne. Ceci pour des raisons d'économie. L'étude, la construction et la mise au point de machines de ce genre seront inutilement compliquées par une valeur de V_D trop élevée qui présentera une marge abusive par rapport aux vitesses utilisées normalement en service compte tenu des performances limitées de ces planeurs.

2.4 Aérofreins

Nous avons déjà évoqué les performances que l'on pouvait atteindre avec ces dispositifs et leurs relations avec V_D . Remarquons simplement que, pour un C_R donné, la valeur de V_{DF} vitesse maximum stabilisée aérofreins sortis est proportionnelle à la puissance $1/2$ de la charge alaire. Au sol,

$$V_{DF} = 14,4 (P/S)^{1/2} (C_R)^{-1/2}$$

si P/S est exprimé en kg/m^2 et V_{DF} en km/h. Or la formule OSTIV prévoit une variation de V_D fonction du premier degré de P/S. Si l'on trace les courbes de V_{DF} en fonction de P/S avec C_R comme paramètre, on obtient une série de paraboles dont l'une, correspondant à $C_R = 0,1062$, est tangente à la droite représentant V_D au point $V = 300$ km/h, $P/S = 46,17 \text{ kg/m}^2$ (fig. 1). Or cette valeur de C_R peut être parfois difficile à dépasser avec des aérofreins de voilure. Ce qui veut dire que pour des valeurs égales ou inférieures de C_R , la formule OSTIV conduit à une limitation de la

charge alaire. Si les valeurs correspondantes sont encore peu utilisées aujourd'hui, nul ne sait quelles valeurs elles atteindront dans dix ans. Tout ce que l'on sait, c'est que le progrès de l'hypersustentation et la recherche de la vitesse conduiront à des valeurs croissantes.

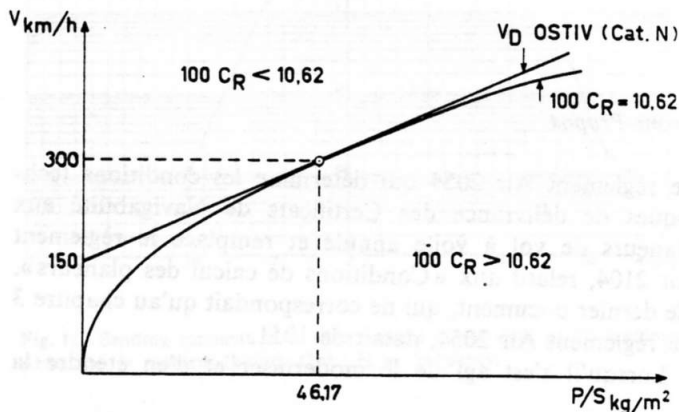


Fig. 1 Vitesse maximale en fonction de la charge alaire

3. Proposition de définition d'une vitesse maximale d'utilisation normale V_C

Cette vitesse est celle à partir de laquelle les performances du planeur ne sont plus intéressantes. On pourrait choisir comme valeur limite, le point où la finesse sol en air calme est 7. Ce chiffre étant par ailleurs considéré comme une mauvaise finesse, puisque c'est celui que l'on doit atteindre en configuration approche aérofreins sortis, nous l'avons choisi comme base de la V_C . V_C est la vitesse où la finesse par rapport à l'air vaut 7.

L'étude aérodynamique permet de l'évaluer dès le stade projet et comme le constructeur a tendance à toujours être optimiste, la valeur choisie pour V_C sera toujours un peu trop grande; ceci sera toutefois compensé par la valeur de P/S qui aura la plupart du temps été sous-estimée. La valeur obtenue sera donc légèrement surabondante et il n'y aura pas lieu de retoucher le dossier de calculs. Ce qui n'était pas le cas avec la formule OSTIV.

La vérification de cette valeur de V_C lors des essais en vol ne présentera pas de difficultés particulières, l'erreur relative sur les V_Z étant beaucoup plus faible dans cette région de la polaire de vitesse. Elle ne demandera pas de vol supplémentaire mais simplement le dépouillement de mesures que l'on laissait autrefois de côté. L'intersection de la courbe représentant la polaire de vitesse avec la droite de finesse 7 sera déterminée avec précision suffisante (fig. 2).

On peut remarquer que l'imprécision avec laquelle la polaire de vitesse est connue n'a que peu d'influence sur la valeur de V_C . Celle-ci est donc suffisamment bien déterminée.

4. Proposition de définition de la vitesse maximale de calcul V_D

A partir de V_C il faut définir V_D présentant une marge suffisante pour couvrir les erreurs de pilotage, les infractions et la dispersion d'une construction en série. La valeur

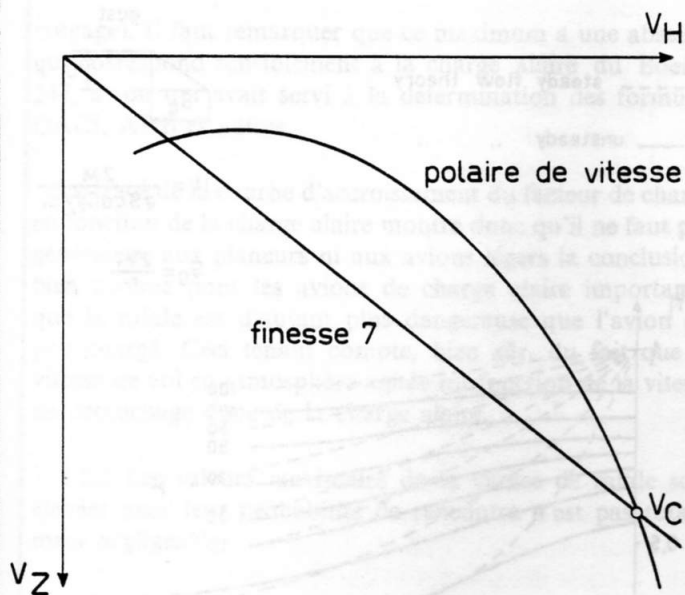


Fig. 2 Détermination de V_C

obtenue pour V_D doit être compatible avec V_{DF} ainsi que nous l'avons montré précédemment, ce qui veut dire qu'elle doit être relativement plus grande pour les faibles valeurs de V_C .

Il n'est pas nécessaire par ailleurs que V_D soit excessivement élevée pour les grandes valeurs de V_C ce qui nous conduirait à d'inutiles difficultés avec des problèmes d'aéro-élasticité. Sans doute la marge doit-elle être une fonction monotone croissante de V_C mais il n'est pas nécessaire qu'elle lui soit proportionnelle.

Les conditions précédentes peuvent être satisfaites en adoptant pour V_D une fonction linéaire de V_C dont l'ordonnée à l'origine tempèrera le gradient de croissance.

Les vitesses étant exprimées en km/h nous avons retenu

$$V_D = 1,05 V_C + 40 \text{ (km/h)}$$

La fig. 3 illustre tout ce qui précède.

En bas à gauche un tapis permet de déterminer V_C en fonction de la charge alaire et d'un facteur de qualité aérodynamique qui est le C_X correspondant au point de finesse 7. Les points figuratifs de planeurs très divers ont été portés sur ce tapis. La droite en haut à gauche permet de passer de V_C à V_D .

Le tapis de droite permet de déterminer V_{DF} à partir de la charge alaire et d'un facteur d'efficacité des aérofreins qui est le C_R minimum des planeurs aérofreins sortis. On a également fait figurer sur ce tapis la courbe représentative de la formule OSTIV.

Pour tous les points situés au-dessus de cette courbe, il n'est pas possible de satisfaire à la condition $V_{DF} \leq V_D$.

On peut remarquer sur ce graphique que, pour les planeurs conçus selon l'esprit de la «Classe Standard» les valeurs de V_D obtenues par la présente formule sont très proches de celles que donne la formule OSTIV.

5. Conclusion

Les formules qui précèdent conduisent à des valeurs raisonnables pour les planeurs actuellement construits et laissent la porte ouverte à l'avenir. En fournissant des valeurs mesurées dans une zone actuellement peu étudiée de la polaire des vitesses elles permettront de mieux connaître les traînées d'interaction et peut-être de les diminuer par la suite.

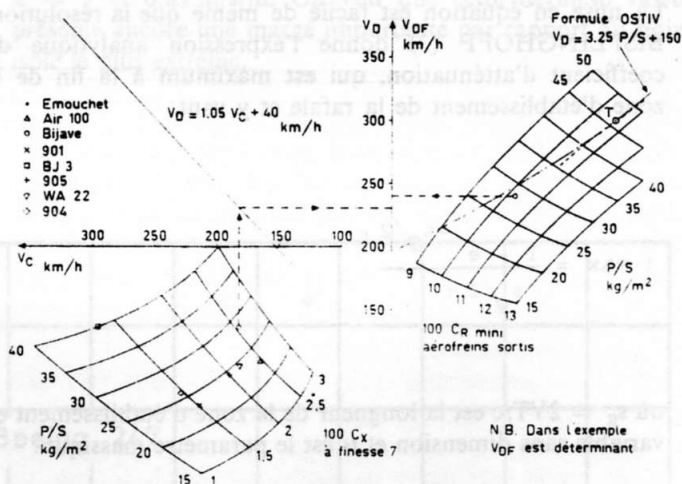


Fig. 3 Relation entre V_C , V_D et V_{DF}

2^e partie Charges sur un planeur de vol à voile dues à la rencontre d'une rafale verticale

1. Introduction

Les méthodes de calcul à la rafale peuvent être classées en deux types:

Le premier, à caractère plutôt théorique, consiste à estimer la valeur maximum et la forme de la rafale la plus dangereuse qu'il soit probable de rencontrer et à calculer la réponse correspondante de l'avion.

C'est à ce type que se rattachent les premiers travaux de RHODE (1) et la méthode exposée par M. SANDAUER à

Leszno (2), méthode qui est la base des conditions de calcul OSTIV.

Le second type a un caractère plus empirique; partant de l'expérience satisfaisante obtenue sur une population d'avions relativement homogène et connaissant les conditions de calcul de ces appareils (facteur de charge, etc.) on définit une rafale normalisée. Cette expérience, bien plus que les statistiques de rafales relevées sur un ou plusieurs avions donnés, constitue la justification fondamentale des formules

utilisées par les règlements CAR 4b, CAR 3, OACI ou ARB.

Remarquons d'ailleurs qu'il est quelque peu arbitraire de classer les méthodes existantes dans l'un ou l'autre type car, en fait, elles procèdent des deux; toute méthode valable doit s'appuyer sur l'expérience passée et permettre la prise en compte de valeurs des paramètres fondamentaux des avions non encore utilisées à ce jour.

2. Examen de la proposition OSTIV

2.1 Hypothèses concernant la réponse du planeur - mise en équilibre

Le planeur est supposé rigide et son seul degré de liberté est la translation verticale, c'est-à-dire que l'on néglige le tangage du moins dans le calcul du coefficient d'atténuation. La rafale est supposée symétrique; on utilise des forces aérodynamiques quasi stationnaires en tenant compte du caractère fini de l'allongement par l'intermédiaire de la pente de portance de l'aile. Les forces aérodynamiques sur l'empennage sont négligées.

La rafale a la forme d'un coin (« flat topped gust ») c'est-à-dire que la vitesse verticale de rafale croît linéairement en fonction de l'espace parcouru, jusqu'à une valeur maximum qui reste constante; le gradient de rafale dans la zone d'établissement de celle-ci est constant; la longueur de cette zone est proportionnelle à la valeur maximum de la rafale. La mise en équation est facile de même que la résolution. BISPLINGHOFF (3) donne l'expression analytique du coefficient d'atténuation, qui est maximum à la fin de la zone d'établissement de la rafale et y vaut:

$$\eta_{\max} = \frac{1 - e^{-s_g/2\mu}}{s_g/2\mu}$$

où $s_g = 2VT/c$ est la longueur de la zone d'établissement en variable sans dimension et μ est le paramètre massique:

$$\mu = \frac{2M}{\rho S c dC_z/di}$$

M étant la masse du planeur, S sa surface, c sa corde moyenne et dC_z/di son gradient de portance.

Remarquons que par suite de la présence de la corde au numérateur et au dénominateur de la fraction $s_g/2\mu$ celle-ci n'intervient pas dans la valeur de η_{\max} .

La formule OSTIV tient compte du caractère instationnaire des forces aérodynamiques en limitant supérieurement à 0.6 la valeur de η_{\max} . Les courbes données par Bisplinghoff montrent que cette approximation est justifiée, surtout pour les faibles valeurs de μ qui sont celles des planeurs (fig. 4).

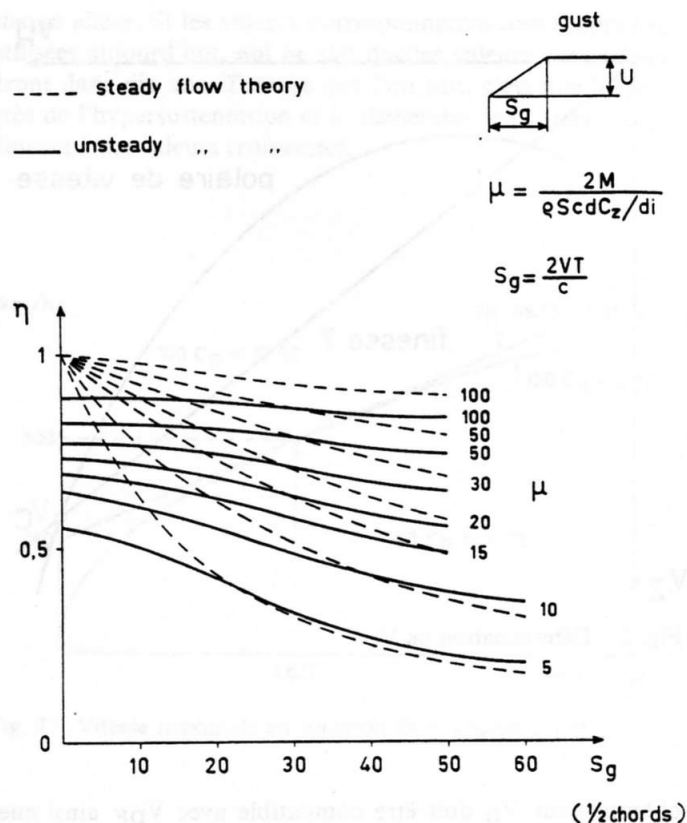


Fig. 4 Coefficient d'atténuation en fonction de la zone d'établissement de la rafale (d'après Bisplinghoff)

Remarquons que la valeur maximum de la rafale n'intervient pas dans le coefficient d'atténuation. Si la formule OSTIV l'indique, c'est par l'intermédiaire de la longueur de la zone d'établissement et du gradient de la rafale qui a été fait, arbitrairement, égal à 1 m/s/m (un mètre seconde par mètre parcouru). Dès lors les valeurs numériques de la vitesse maximum et de la longueur d'établissement sont égales.

De plus, le règlement OSTIV tient compte d'une augmentation du facteur de charge possible, par suite des mouvements de tangage, en majorant forfaitairement de 20% l'accroissement de facteur de charge de rafale précédemment déterminé.

La valeur maximale de la vitesse verticale de rafale est fixée à 30 m/s à la vitesse de calcul à la rafale soit 2,3 fois la vitesse de décrochage ($V_b = 2,3 V_s$). A la vitesse maximale de calcul V_D la vitesse de rafale est fixée à 4 m/s.

Le C_z maximal possible est pris égal à 1,25 fois la valeur du $C_{z_{\max}}$ stationnaire pour tenir compte du caractère instationnaire et rapide de l'augmentation de portance: il s'agit en quelque sorte d'un retard au décrochage.

2.2 Critique de cette méthode

2.2.1 Pour une valeur donnée de l'altitude et de la vitesse de rafale, le paramètre principal de l'augmentation du facteur de charge est la charge alaire, la valeur du dC_z/di étant sensiblement la même d'un planeur à l'autre.

On peut donc tracer la courbe de la fonction $\Delta n = \dot{V}$ (M/S). Cette courbe part de zéro, passe par un maximum de 5 environ pour une charge alaire de 85 kg/m², décroît et tend vers zéro (avant application des 20% pour l'effet de

tangage). Il faut remarquer que ce maximum a une abscisse qui correspond sensiblement à la charge alaire du Boeing 247, avion qui avait servi à la détermination des formules OACI, ARB et autres.

Le tracé de la courbe d'accroissement du facteur de charge en fonction de la charge alaire montre donc qu'il ne faut pas généraliser aux planeurs ni aux avions légers la conclusion, bien connue pour les avions de charge alaire importante, que la rafale est d'autant plus dangereuse que l'avion est peu chargé. Ceci tenant compte, bien sûr, du fait que la vitesse de vol en atmosphère agitée est fonction de la vitesse de décrochage donc de la charge alaire.

2.2.2 Les valeurs maximales de la vitesse de rafale sont élevées mais leur probabilité de rencontre n'est pas totalement négligeable.

Il faut d'ailleurs remarquer qu'elles ont peu d'influence sur le facteur de charge. En effet, soit

- Δn l'accroissement de ce dernier dû à la rafale
- U la valeur maximum de la rafale
- g l'accélération de la pesanteur

$$\Delta n = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{M} g \quad V \quad \eta \quad U \quad \frac{dC_z}{d\alpha} = \frac{V \quad \eta \quad U}{\mu \quad c \quad g}$$

Rappelons que l'on a posé $U = k VT$, T étant la durée de raversée de la zone d'établissement de la rafale. Avec $k = 1$

et $s_g = 2VT/c = 2 U/kc$, on obtient:

$$\Delta n = \frac{V}{g} \left(1 - e^{-\frac{U}{c \mu}} \right)$$

U n'intervient donc que par l'intermédiaire de l'exponentielle.

Pour un $dC_z/d\alpha$ de $5,6 \text{ rad}^{-1}$ et une charge alaire de 30 kg/m^2 le fait de prendre $U = 20 \text{ m/s}$ au lieu de 30 ferait passer d'un facteur de charge final de $5,96$ à $5,6$ (hypothèse de calcul pour la détermination de $V_b : C_{Z_{\max}} = 1,5$).

2.2.3 La forme « en coin » de la rafale a souvent été utilisée. Citons par exemple outre Bisplinghoff, les travaux de ZBROZEK (4). Elle ne donne pas de différence très importante par rapport à un élément de sinusoïde décalée.

2.2.4 Par contre le paramètre fondamental, ainsi qu'il apparaît sur la formule de Δn donnée plus haut, c'est le gradient de rafale k et force nous est de reconnaître que la valeur de 1 lui a été attribuée d'une manière bien arbitraire. La figure 5 est une photo d'un graphique extrait de l'œuvre monumentale de DONELY (5) sur laquelle nous avons fait figurer les droites correspondant aux valeurs de $k = 1$ et $0,85 \text{ m/s/m}$. On voit que cette dernière valeur présente encore une marge importante par rapport au point isolé le plus extrême.

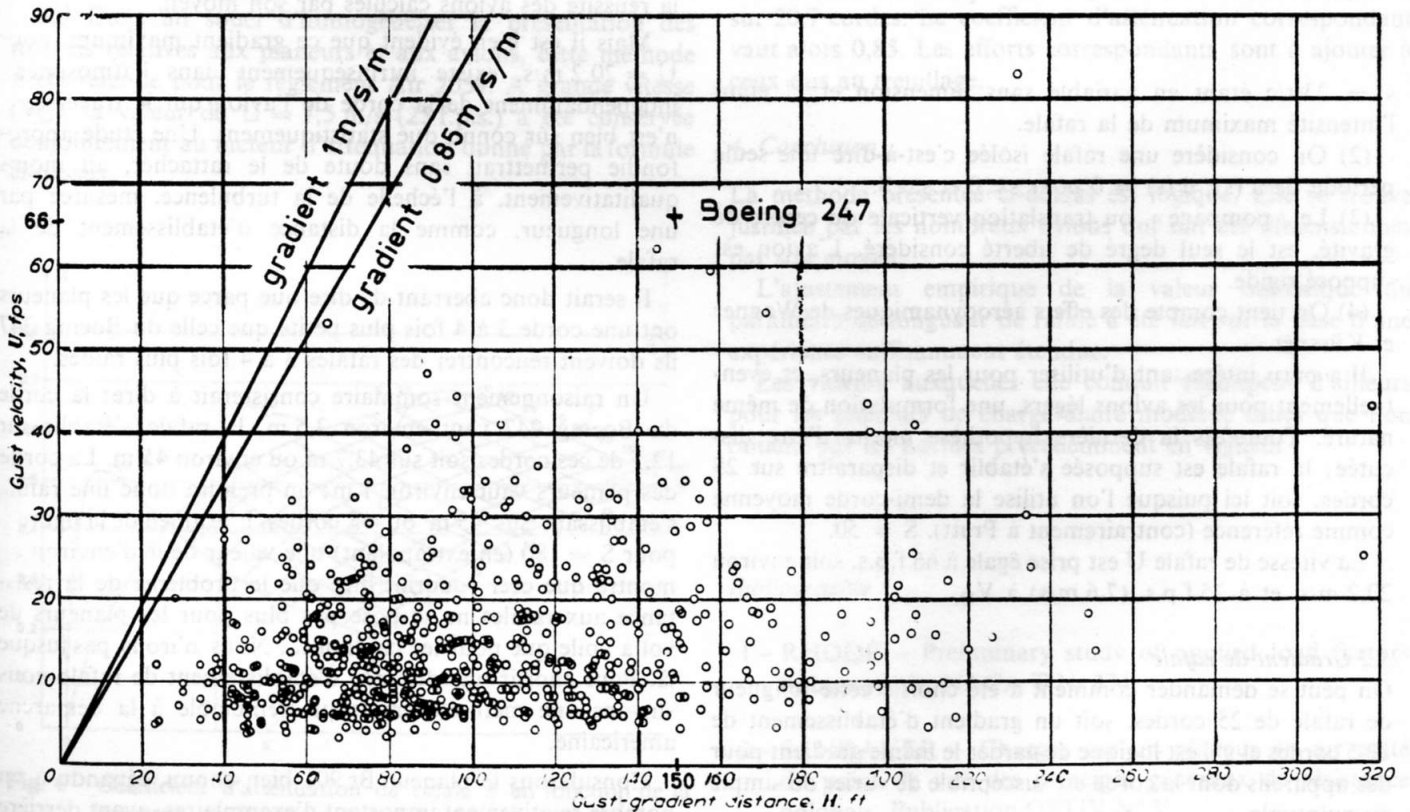


Fig. 5 Vitesse maximale de rafale en fonction de son gradient

2.2.5 Précisons que le profil de rafale qui a servi au dépouillement de ce graphique est justement un coin, mais qu'il n'a pas été tenu compte de degré de liberté en tangage. Les efforts correspondants à ce dernier sont donc intégrés, d'une manière implicite dans le graphique de Donely. Il est dès lors superflu d'ajouter au Δn calculé sur ces bases une majoration de 20%.

2.2.6 Le C_{Zmax} a été majoré de 25%, forfaitairement, seulement dans la limitation du facteur de charge par le décrochage et pas dans la détermination de la vitesse de décrochage servant au calcul de V_b .

Cette majoration apparaît également quelque peu arbitraire. Bien sûr cet effet existe; Donely l'a mesuré sur maquette dans une soufflerie de rafale (6). Il a trouvé une valeur atteignant près de 30%. Mais nous ne disposons pas d'éléments permettant de faire une correction de nombre de Reynolds ou de tenir compte d'un critère caractérisant l'«instationnarité» du phénomène.

2.2.7 Pour toutes les raisons précédemment examinées, il est nécessaire si l'on adopte une formule du style OSTIV, que les valeurs auxquelles elle conduit recoupe, pour des planeurs existants, les errements anciens.

3. Méthode dérivée de la formule de Pratt

3.1 La norme américaine CAR 4b et la norme française Air 2051 qui en est dérivée utilisent, pour le calcul du coefficient d'atténuation, la formule donnée par PRATT et KERMIT (7). Ces normes s'intéressent aux avions de plus de 5,7 tonnes. Les hypothèses qui servent de base à cette formule sont:

(1) Le profil de la rafale est de la forme

$$u(s) = U \frac{1 - \cos 2\pi s/S}{2} \text{ pour } 0 \leq s \leq S$$

$s = 2Vt/c$ étant en variable sans dimension et U étant l'intensité maximum de la rafale.

(2) On considère une rafale isolée c'est-à-dire une seule période de $u(s)$; $u(s) = 0$ pour $s < 0$ et $s > S$.

(3) Le «pompage», ou translation verticale du centre de gravité, est le seul degré de liberté considéré. L'avion est supposé rigide.

(4) On tient compte des effets aérodynamiques de Wagner et Küssner.

Il a paru intéressant d'utiliser pour les planeurs, et éventuellement pour les avions légers, une formulation de même nature. Toutefois la dernière hypothèse mérite d'être discutée: la rafale est supposée s'établir et disparaître sur 25 cordes, soit ici puisque l'on utilise la demi-corde moyenne comme référence (contrairement à Pratt), $S = 50$.

La vitesse de rafale U est prise égale à 66 f.p.s. soit environ 20,2 m/s. et à 25 f.p.s. (7,6 m/s) à V_D .

3.2 Gradient de rafale

On peut se demander comment a été choisie cette longueur de rafale de 25 cordes, soit un gradient d'établissement de 12,5 cordes et s'il est logique de garder le même gradient pour des appareils dont la corde est susceptible de varier du simple au quintuple.

L'étude de l'histoire des règlements montre que cette valeur 12,5 cordes a été choisie pour remplacer un gradient, variant entre 10 et 9 cordes, pour une rafale en forme de coin, utilisé dans l'ancien règlement américain et (avec une légère modification de présentation) dans les règlements OACI, ARB, Air 2052 et CAR 3. Le caractère plus progressif de la rafale en cosinus faisant que les 2 ou 3 premières cordes parcourues avaient peu d'effet.

Il ressort de l'enquête effectuée aux USA par CORNILLON (11) que cette rafale en coin de 9 ou 10 cordes de gradient avait été choisie à la suite d'une importante expérimentation effectuée sur le Boeing 247 de charge alaire 78 kg/m^2 , $dC_Z/di = 4,47$ et dont la corde de référence a oscillé entre 3,66 m et 3,35 m ce qui donne les valeurs de $\mu = 7,75$ et 8,5.

La première question que l'on puisse se poser est de savoir si 10 ou 9 cordes en rafale en coin ou 12,5 cordes en rafale en $1 - \cos$ correspondent à un maximum de η pour ces valeurs de μ . L'étude des courbes de Zbrozek, ou celles de la figure 6 établies suivant la méthode de Pratt, montrent qu'il n'en est rien. $\eta(S)$ à μ constant passe par un maximum variable avec μ : 12,5 cordes ($S = 50$) correspondent à un maximum pour $\mu = 50$ valeur très éloignée de celles du Boeing 247.

Pour ce dernier, le maximum de η se situerait vers $S = 20$ soit un gradient de 5 cordes (rappelons que S représente la longueur totale de la rafale, partie croissante et décroissante, exprimée en demi-cordes) ce qui, pour une valeur de $U = 20,2 \text{ m/s}$, représente un gradient tellement brutal qu'il cesse d'avoir une réalité physique.

Sur la figure 5 nous avons fait figurer le point représentatif du Boeing 247 avec l'abscisse 12,5 cordes. Une abscisse de 10 cordes le placerait à $H = 120 \text{ ft}$.

Cette valeur de gradient de rafale, pour $U = 20,2 \text{ m/s}$, ne correspondant pas à un maximum a donc été choisie parce qu'elle conduisait à des facteurs de charge convenables. Elle s'est trouvée justifiée, a posteriori et empiriquement par la réussite des avions calculés par son moyen.

Mais il est bien évident que ce gradient maximum, pour $U = 20,2 \text{ m/s}$, existe intrinsèquement dans l'atmosphère indépendamment de la corde de l'avion qui le traverse. n'est bien sûr connu que statistiquement. Une étude approfondie permettrait sans doute de le rattacher, au moins qualitativement, à l'échelle de la turbulence, mesurée par une longueur, comme la distance d'établissement de la rafale.

Il serait donc aberrant de dire que parce que les planeurs ont une corde 3 à 4 fois plus petite que celle du Boeing 247 ils doivent rencontrer des rafales 3 à 4 fois plus raides.

Un raisonnement sommaire consisterait à dire: la corde du Boeing 247 vaut environ 3,5 m, la rafale s'établit sur 12,5 de ces cordes soit sur 43,7 m ou environ 45 m. La corde des planeurs vaut environ 1 m: on prendra donc une rafale s'établissant sur 45 m ou 45 cordes. L'examen de la figure 5 pour $S = 180$ (en extrapolant) une valeur de μ d'environ 100 montre que ceci voudrait dire que le problème de la résistance aux rafales ne se pose pas plus pour les planeurs de vol à voile que pour les papillons... Nous n'irons pas jusque là. Pour choisir une distance d'établissement de rafale nous suivons une méthode empirique semblable à la démarche américaine.

Considérons le planeur Br 901 bien connu, répandu à un nombre relativement important d'exemplaires, ayant derrière

lui environ dix ans d'âge et près de 1000 heures de vol par machine. Ce planeur a été utilisé dans toutes les formes de vol à voile et dans des climats très différents. Il n'a pas rencontré de problème de rafale.

Ses caractéristiques sont:

Poids maximum $P = 407 \text{ kg}$
 Surface $S = 15 \text{ m}^2$
 Corde moyenne $c = 0,865 \text{ m}$
 $n = 8$ à charge extrême
 $dC_z/di = 5,73$

ce qui correspond à $\mu = 8,91$.

$C_{Z_{\max}} = 1,3$ en configuration lisse, d'où

$V_S = 18,25 \text{ m/s}$

$V_b = 2,3 V_S = 42 \text{ m/s}$ ou 176 km/h

$$n = 5,3 = 1 + \frac{V_b \eta U}{\mu c g}$$

avec $U = 20,2 \text{ m/s}$ cela fait $\eta = 0,384$

ce que la figure 6 montre correspondre sensiblement, pour $\mu = 8,91$, à $S = 110$ soit une longueur d'établissement de 27,5 cordes au lieu de 12,5.

On peut, comme l'a fait Pratt, chercher une expression approchée de la fonction $\eta_{\max}(\mu)$ pour $S = 110$. Dans la zone correspondante aux planeurs de vol à voile, c'est-à-dire autour de $\mu = 10$, la formule

$$\eta = \frac{0,94 \mu}{13 + \mu}$$

donne une erreur inférieure à $\pm 1\%$. L'application de cette formule à un certain nombre de planeurs existants a donné des résultats cohérents avec ceux obtenus par les normes précédemment en vigueur.

3.3 Dans un souci d'homogénéiser la présentation des normes relatives aux planeurs et aux avions, cette méthode a été retenue pour le règlement Air 2054. A grande vitesse (V_D), la valeur de $U = 7,5 \text{ m/s}$ (25 f.p.s.) a été conservée conjointement au facteur d'atténuation donné par la formule ci-dessus.

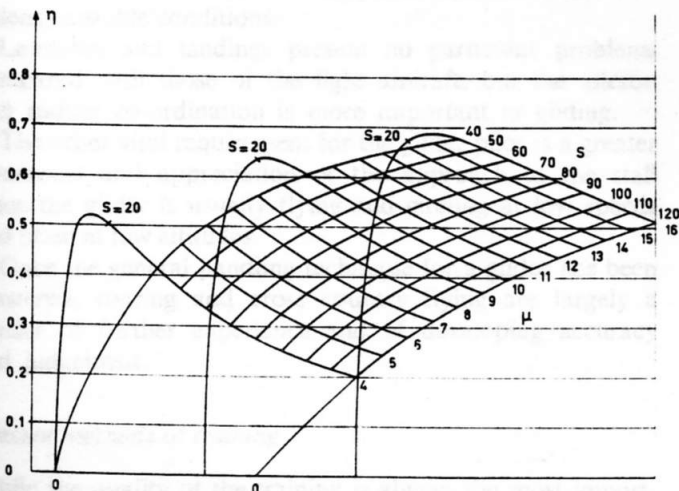


Fig. 6 Coefficient d'atténuation de rafale η en fonction de la longueur de la rafale S (en demi-cordes) et du paramètre de masse μ

3.4 Condition de vol avec volets de courbure braqués

3.4.1 Lorsque les volets hypersustentateurs d'approche, d'atterrissage et de décollage sont utilisés à des vitesses relativement basses et au voisinage du sol, ils sont calculés dans un domaine restreint en vitesse et facteur de charge. Compte tenu de la brièveté de cette phase du vol et de la proximité de la couche limite du sol, la valeur de la rafale a été baissée à 10 m/s .

3.4.2 Par contre, si les volets peuvent être braqués vers le bas pour utiliser des ascendances étroites ou vers le haut afin d'obtenir une meilleure finesse à grande vitesse ils doivent être calculés dans le domaine normal de la configuration lisse.

3.5 Charges de rafale en vol remorqué

Compte tenu de la brièveté relative de cette phase du vol et du fait que les avions remorqueurs ne recherchent pas la présence des zones à très fortes ascendances (cumulo-nimbus) la vitesse de rafale a été réduite à 15 m/s .

3.6 Charges de rafale pendant le treuillage

Là encore la très faible durée du vol et la proximité du sol ont fait réduire la vitesse de rafale à $7,5 \text{ m/s}$. Le coefficient d'atténuation précédemment calculé ne peut plus s'appliquer puisque le planeur n'est pas libre de se dérober devant la rafale. L'hypothèse la plus défavorable consiste à supposer un câble inextensible ou, ce qui revient mathématiquement au même, une charge alaire ou un paramètre de masse μ infini. Le coefficient d'atténuation de rafale ne dépend dès lors plus du planeur mais seulement du profil de la rafale. On a choisi pour la rafale de $7,5 \text{ m/s}$ un profil semblable à celui de la rafale de 20 m/s , qui s'établit donc et disparaît sur 20,7 cordes. Le coefficient d'atténuation correspondant vaut alors 0,85. Les efforts correspondants sont à ajouter à ceux dus au treuillage.

4. Conclusion

La méthode présentée ci-dessus est logique. Elle se trouve justifiée par les nombreux avions qui ont été dimensionnés par son moyen.

L'ajustement empirique de la valeur numérique du paramètre de longueur de rafale a été fait sur la base d'une expérience suffisamment étendue.

Les valeurs auxquelles elle conduit recoupe d'ailleurs pour les planeurs de charge alaire modérée celles que l'on obtient par les normes précédemment en vigueur.

Bibliographie

- 1 - RHODE - Preliminary study of applied load factors in bumpy air. NACA T.N. 374.
- 2 - SANDAUER - Charges sur un planeur en air agité du point de vue des principes généraux de résistance polonaise. Publication OSTIV N° V.

3 - BISPLINGHOFF - ISAKSON - O'BRIEN - Gust loads on rigid airplanes with pitch neglected, JAS. 1/51.

4 - ZBROZEK - Gust alleviation factor, R. & M. 2970.

5 - DONELY - Summary of information relating to gust loads on airplanes, NACA Rep. 997.

6 - DONELY - An experimental investigation of the normal acceleration of an airplane model in a gust, NACA T. N. 706.

7 - PRATT - A revised formula for the calculation of gust loads, NACA T.N. 2964.

8 - JONES - The unsteady lift of a wing of finite aspect ratio, NACA Report 681.

9 - KARMAN and SEARS - Airfoil theory for non uniform motion, J.A.S. 8/1938.

10 - CZINCZENHEIM - Etude de l'écoulement non stationnaire autour des profils, 1^{re} partie, p. 43 - Conférence faite au Centre d'études de mécanique du vol - STAE 1948 - Non publié.

11 - CORNILLON - Complément à l'étude SDIT, N° 20/E. sur le calcul aux rafales, SDIT N° 27/E.

Note to English readers

An English translation of this paper is available from The London Gliding Club, Dunstable Downs, Dunstable, Beds., England. Price £ -/5/- or U.S.\$ 0.75.

(Swiss Aero-Revue 2-3/1966)