

CANARDS ET "DEEP STALL"

Une bien curieuse aventure que celle arrivée en 1991 à deux pilotes très confirmés, Neil HUNTER et Carl PASCARELL, à bord d'un avion-canard "Velocity" diffusé en kit. En vol normal, avec un centre de gravité de l'avion dans ses limites, le "Velocity" est parti en "deep stall" et il est descendu à plat à une vitesse verticale relativement faible jusqu'à l'eau (fort heureusement). L'équipage ne fut pas blessé et l'appareil très peu endommagé.

Cet incident apparemment inexplicable risquant de se reproduire il fallait trouver un remède et Danny MAHER, créateur de l'appareil, prit rapidement contact avec Jim PATTON, ex-chef des opérations en vol au centre NASA de Langley, maintenant retraité.

Celui-ci avait déjà mené d'importantes études sur le décrochage et la vrille, il avait aussi préconisé le montage de bords d'attaques débordants qui ont bien réussi sur "VariEze" et "Venture", il donne ici le récit des travaux menés sur "Velocity".

ESSAIS DE VOLS A GRANDE INCIDENCE DU "VELOCITY", AU SOL

Début 1990 le "Velocity" N81VA en cours d'essais en vol à St-Augustine (Floride) se trouva en "deep stall" d'une façon tout à fait inexplicable. Le centre de gravité (CG) se trouvait vers la limite arrière (la plage de centrage est de 163 mm). Le pilote avait un parachute mais choisit de se diriger au-dessus de l'eau parce que le taux de chute lui paraissait faible et qu'il ne discernait aucun mouvement vers l'avant.

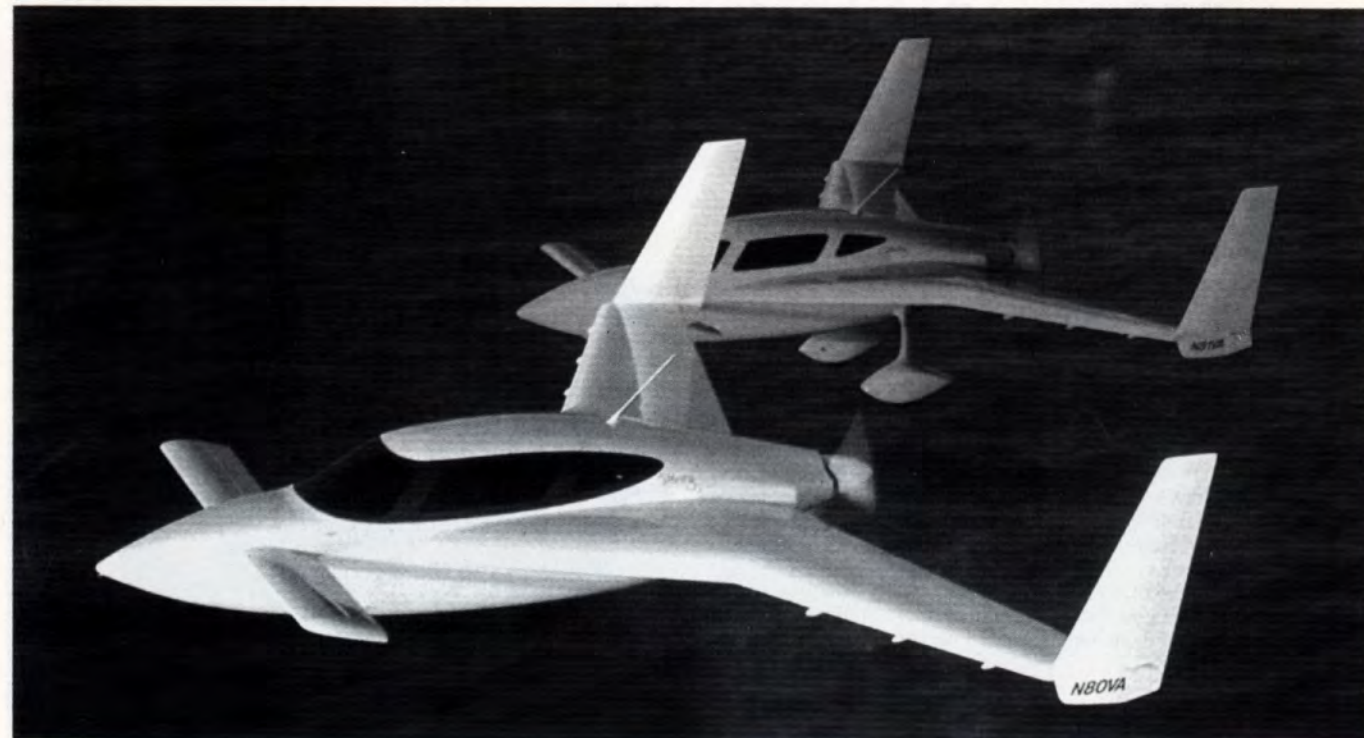
Dans le choc, le pilote ne fut pas blessé et l'avion ne subit que peu de dommages. C'est alors que Dan MAHER, président du "Velocity Aircraft" me contacta pour l'aider à éliminer ce défaut. Dan avait déjà prévenu les acheteurs de kit d'avancer la limite arrière de ce centrage par précaution en attendant que la cause soit déterminée.

METHODES D'ESSAIS

Avant de poursuivre les vols d'essais aux grands angles du "Velocity", la première des choses était de s'assurer de moyens autres que les gouvernes normales pour sortir de la situation précédente.

NDT. — "Deep Stall" est traduit en français par "super-décrochage"; il caractérise, sur avion classique, particulièrement sur les ailes en flèche, une position à grande incidence dans laquelle les gouvernes arrière n'ont plus d'efficacité.

Deux modèles de "Velocity".



Dan monta un poids de 95 kg en place droite de l'avion. Un moteur électrique actionnant pignons et chaîne permettait de déplacer le poids vers l'avant ou vers l'arrière rapidement, modifiant ainsi la position du centre de gravité de l'avion à volonté en dépassant les limites avant et arrière.

C'était un excellent système permettant d'explorer tous les centrages en un seul vol ainsi que d'examiner les stabilités et efficacités des gouvernes, cependant nous n'avions pas la totale assurance que le déplacement extrême avant du poids permettrait de sortir d'un éventuel "deep stall" engagé avec un centrage extrême arrière.

Je consultais aussi mes amis de la NASA de Langley qui avaient une longue expérience en la matière, MM. Paul STOUGH et Long YIP et Dan et moi allâmes à Raleigh, NC, pour discuter avec le Dr John PERKINS et son équipe de l'université de Caroline du Nord. Ce sont eux qui ont dessiné les modifications des extrémités des bords d'attaques de voilure du QUESTAIR "Venture" pour améliorer le décrochage, ainsi que la jambe avant en composite du QUESTAIR "Spirit".

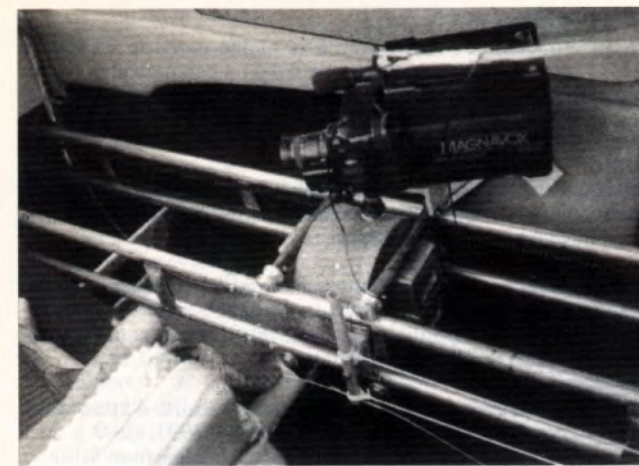
Parmi les solutions envisagées pour le "Velocity", il y avait l'utilisation d'une bouteille d'air comprimé soufflant à travers un orifice pour obliger le nez de l'avion à s'abaisser. Dan émit aussi l'idée de monter le prototype du "Velocity" sur une remorque. En deux semaines le montage fut réalisé.

Comme le montrent les photos, l'avion peut opérer une rotation jusqu'à une incidence de 70° afin de retrouver les conditions du "deep stall". Les pivots, munis de roulements à billes, se trouvent sur la verticale du centre de gravité. L'avion peut être déplacé et fixé vers l'avant ou vers l'arrière sur les pivots de façon à prendre n'importe quelle position entre le centrage extrême avant et le centrage extrême arrière.

Cinq positions furent déterminées par rapport à la ligne de référence des centrages : 2 934 mm, 2 972 mm, 3 010 mm, 3 048 mm et 3 086 mm.

Un dispositif monté sur une remorque permet d'actionner la gouverne du canard pour obtenir le décrochage ou pour en sortir. L'accident de St-Augustine avait montré que le taux de descente était faible, de l'ordre de 7 à 8 m/s, en conséquence la vitesse de la remorque n'avait pas à être élevée, la voiture dont nous disposions était suffisante.

Dans beaucoup de cas, le canard n'ayant pas d'efficacité en "deep stall", le nez de l'avion était levé à la main et abaissé à l'aide d'un câble amarré à la roue avant.



La gueuse de 95 Kg mobile et la caméra.

Nous posâmes des brins de laines sur l'extrados de l'aile, sur le fuselage et le canard pour voir où le décrochage se produisait et comment il progressait.

Un anémomètre d'ULM mesurait la vitesse de déplacement et un inclinomètre indiquait l'incidence.

Ce "tunnel en plein air" nous donna immédiatement des résultats intéressants correspondant à ce que nous savions sur le comportement du "Velocity" aux grands angles.

Il nous permit de constater que les effets de sol, l'influence du vent de travers, des rafales étaient négligeables pour ce que nous cherchions.

Une caméra vidéo était montée dans le cockpit pour filmer le tableau de bord durant les essais et enregistrer le comportement de l'avion lors du décrochage.

RESULTATS

Vitesse de décrochage

Le décrochage survenait vers 70-80 km/h au lieu de 113 en vol. L'angle d'incidence au décrochage était le même à 50-70-80 km/h et sans doute le même qu'en vol⁽¹⁾.

Le canard décrochait à 20° d'incidence, l'aile à 18° et l'apex à 26° au vu des fils de laine. On monta trois vortillons sur chaque aile sous le bord d'attaque.

Quand l'avion était calé à 26° une tendance au cabré se produisait pour un CG avant 3 010 mm et une tendance au piqué pour un CG après 3 010 mm. Ceci indiquait que le centre de pression de l'apex, après que l'aile ait décroché, se trouvait derrière le CG lorsque celui-ci se trouvait à 3 010 mm et vice versa avec la profondeur à plein cabré et le CG à 3 010 mm, il fallait un effort au manche de 5 kg pour amener le "deep stall" à 40° d'incidence.

Avec la profondeur plein piqué l'avion revenait lentement en ligne de vol.

A un centrage de 2 972 mm et moins il fallait un effort considérable pour cabrer l'avion à plus de 40° et il se rétablissait même avec la profondeur plein cabré.

A un centrage de 3 048 mm et plus l'avion atteignait le "deep stall" en actionnant la profondeur pour causer des oscillations.

Au centrage le plus reculé il fallait un effort de plus de 30 kg pour le rétablir avec la profondeur plein piqué.

Pour évaluer les possibilités de sortie d'un "deep stall", l'avion fut calé à 62° d'incidence avec le CG à 2 895 mm puis libéré. Il reprit sa ligne de vol même avec la profondeur plein cabré.

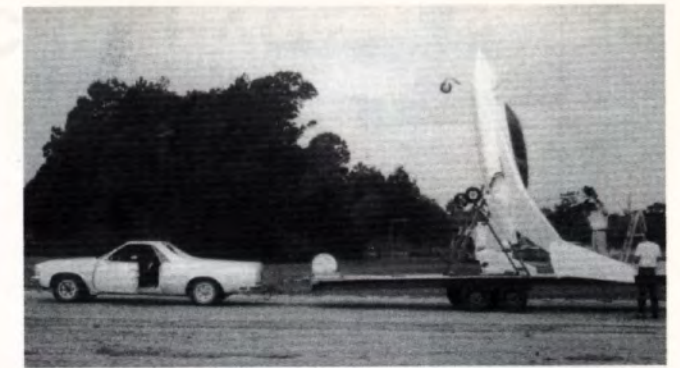
On peut noter que le déplacement extrême de la gueuse permettait un centrage à 2 819 mm.

CONFIGURATIONS AERODYNAMIQUES ESSAYEES

Des manchons divers de bord d'attaques, tous de même section, ont été montés successivement sur la voilure de la façon suivante :

- 1) 1 500 mm à partir de l'extrémité de l'aile.
- 2) 1 000 mm à partir de l'extrémité de l'aile.
- 3) 860 mm à partir de l'extrémité de l'aile.

NDT — 1) Evidemment puisque le décrochage est lié à l'incidence de l'aile et non à la vitesse.



L'ensemble voiture-remorque.



Quatre positions de l'avion en essais.



L'un des manchons essayés.

- 4) 560 mm à partir de 914 mm l'extrémité de l'aile.
- 5) 560 mm à partir de 1 500 mm l'extrémité de l'aile et une cloison de 50 mm de haut du bord de fuite de la profondeur au bord d'attaque de l'apex.
- 6) 530 mm à partir de 1 500 mm l'extrémité de l'aile.
- 7) Cloison de 50 mm de haut du bord de fuite de la profondeur au bord d'attaque de l'apex.
- 8) 530 mm à partir de 1 575 mm de l'extrémité de l'aile et cloison au bout du manchon, côté intérieur.
- 9) 530 mm à partir de 1 575 mm de l'extrémité de l'aile et cloison au bout du manchon, côté extérieur.
- 10) Au bord d'attaque de l'apex, une arête de décrochage de section triangulaire de 12 mm de haut et de 25 mm de large sur 610 mm de long.
- 11) Agrandissement des trois vortillons montés sous le bord d'attaque de l'aile.
- 12) Générateurs de tourbillons juste avant l'arrondi de bord d'attaque de l'apex.
- 13) Quilles de 200 x 450 mm sous le capot moteur.

Les configurations 1, 2, 9 et 3 ont donné les meilleurs résultats dans cet ordre. Toutes les autres étaient inefficaces ou d'influence si faible qu'elles n'ont pas été retenues pour les essais en vol.

La protection contre un "deep stall" total était de conserver une portance sur les extrémités de voilure à une incidence supérieure à celle du décrochage de l'apex.

ESSAIS EN VOL

Pesée et centrage

L'avion a été pesé pour toutes les positions de la gueuse de 95 kg avec pilote, parachute et l'essence nécessaire à bord.

Les positions des centrages sont les suivants :

0	2 854 mm
1	2 888 mm
2	2 921 mm
3	2 952 mm
4	2 983 mm
5	3 016 mm
6	3 047 mm
7	3 079 mm

Premier vol

Tout les essais de décrochage ont été effectués à une altitude de 3 600 mètres.

Le 13 février 1991, de 10 h 40 à 11 h 35, des essais poussés de décrochage ont été effectués, tout d'abord manche "au ventre" et en "pompan" avant et arrière pour obtenir les oscillations maximum en tangage.

Ceci a été fait aux centrages 3 et 4 sans réponse dangereuse. Au centrage 5, plein cabré, l'avion hésitait avant de retrouver une position normale. Après une augmentation des oscillations de tangage, l'avion hésitait longtemps au sommet du cabré, ceci accompagné par une vibration (buffeting) à haute fréquence provoquée par les décollements sur l'aile. Au plein cabré du cycle suivant l'avion soudainement cabra entre 45° et 60° (vérifié par l'avion d'accompagnement), la vitesse tomba à zéro puis le nez bascula lentement vers l'horizontale. Je mis immédiatement "manche au tableau" et plein gaz (il avait été prévu de ne pas utiliser le déplacement de la gueuse pour les premiers essais). L'avion répondit lentement à cette manœuvre, le nez à approximativement à 30° à piquer. L'altitude de départ était de 3 535 mètres, il fallut 20 secondes pour rétablir l'avion à 3 035 mètres (500 mètres avaient été perdus).

Deuxième vol

Ce deuxième vol eut lieu à la même date, de 13 h 40 à 14 h 35, pour évaluer les qualités de vol à un centrage plus reculé. En partant du centrage à la position 5 et en le reculant progressivement à chaque essai, la vitesse était réduite progressivement jusqu'au manche plein arrière et l'avion stabilisé sans forcer le décrochage.

Aux centrages 6 et 7, les vibrations (buffeting) étaient plus importantes et les efforts au manche très faibles comme si nous étions très proches du point neutre.

Troisième vol

Avec un manchon de 860 mm au bord d'attaque de l'aile (3). Le vol a été effectué le 14 février 1991, de 9 h 40 à 10 h 40. L'essai a débuté à la position 5 et n'a révélé que très peu d'amélioration par rapport à l'essai précédent.

Quatrième vol

Avec un manchon de 1 500 mm au bord d'attaque de l'aile (1). Le vol a été effectué le 21 février 1991, de 9 h 50 à 11 h 25. Les essais de décrochage ont débuté à la position 5.

Comme dans les essais précédents l'avion hésitait au cabré maximum et si on insistait il cabrait brusquement à 25-30° avant de revenir lentement en ligne de vol sans perte de vitesse importante et peu de perte d'altitude.

Le même comportement avait lieu aux centrages 6 et 7.

DISCUSSION

On pense que le cabré au quatrième vol se produit lorsque l'aile décroche à 18° alors que l'apex ne décroche qu'à 26°⁽²⁾, mais que le centre de poussée de ce dernier étant en avant du CG fait cabrer l'avion, ce qui indique que l'influence de la portance de l'apex est supérieure à la déportance de l'aile décrochée. Quand l'apex décroche toute la portance disparaît. Dans les essais de vrilles de la NASA sur des ailes droites, on avait noté que la partie centrale de l'aile décrochait vers 18° alors que la partie externe munie d'un manchon ne décrochait que vers 35°⁽³⁾.

MODIFICATION DE LA VOILURE

Dès la première manifestation de "deep stall", Dan MAHER redessina l'aile de "Velocity" en allongeant le bord de fuite et en modifiant la courbure de la partie arrière du profil dans la partie médiane de l'aile et cette voilure montée sur le prototype fixé à la remorque ne semble pas provoquer de "deep stall", les manchons ne sont donc plus nécessaires.

CONCLUSIONS

1) Les "Velocity" issus des premiers kits recevront des manchons de bord d'attaque tels que ceux montrés pour le vol d'essai n° 4.

2) Il est vraisemblable que le cabré au quatrième vol était provoqué par la portance de l'apex qui subsistait après que l'aile ait décrochée et l'avion retrouvait sa ligne de vol après le décrochage de l'apex.

3) D'autres essais avec l'avion sur remorque seront faits pour comprendre la raison du faible taux de chute existant dans le "deep stall". Il est possible qu'un très important et puissant tourbillon se forme au-dessus de l'aile et qui n'ait pas été visualisé par les brins de laine, je pense que c'est ce phénomène qui a été démontré en vol par M. Witolk KASTER.

EPILOGUE

En plus des essais en vol décrits dans le rapport de James PATTON, le "Velocity" a subi une analyse de flutter et des essais statiques sur la nouvelle aile.

La remorque d'essais continuera d'être utilisée afin que quiconque intéressé par ce projet puisse connaître ce phénomène aérodynamique de "deep stall" survenu sur l'aile originale du "Velocity" qui a permis une telle descente verticale.

Il continuera aussi à employer la gueuse mobile de centrage et pourra la mettre à disposition de ceux qui voudraient explorer leurs domaines de centrage.

JAMES PATTON
SPORT AVIATION
Traduction L. Cariou

NDT — 2) Cas classique des ailes deltas, ce qu'est l'apex.

3) Le manchon accroît beaucoup le rayon de bord d'attaque ainsi que la corde de l'aile.