



Techniques visuelles d'analyse aérodynamique des avions légers



par Matthieu BARREAU

Avant-propos : **place de la visualisation dans la conception des avions.**

La conception et la construction des avions légers sont caractérisées par la planification et la conduite du projet en plusieurs étapes dont quelques-unes ont été décrites par Inter Action. On distingue classiquement les étapes suivantes :

1. Acquisition des connaissances du domaine et des avions concurrents connus et recherche d'avions de référence aérodynamique et massique par comparaison des critères de qualité.
2. Définition de la mission envisagée et rédaction du cahier des charges.
3. Conception de l'avion optimal pour cette mission.
4. Construction du prototype (prototypage).
5. Essais du prototype. Diagnostics et correction des déficiences résiduelles :
 - Déficiences aérodynamiques globales par détermination de la polaire de vol. Si $C_{fe} = (S \cdot C_x0) / S_{mt}$ est supérieur à 0,005 il y a déficience aérodynamique et nécessité de faire un :
 - Diagnostic des déficiences aérodynamiques locales par les techniques visuelles d'analyse aérodynamique des avions légers présentées dans cet article.
 - Enfin, évaluation de la stabilité et de la pilotabilité, de la tenue de la structure, de la marge de sécurité aéro-élastique, etc. Correction éventuelles pour obtenir un prototype définitif corrigé des imperfections et déficiences, donc sûr.
6. Industrialisation et éventuellement conception et construction des versions dérivées.

Ewald HUNSINGER



Techniques visuelles d'analyse aérodynamique des avions légers

Matthieu BARREAU



"Au cours du premier vol de distance, une quelconque tubulure creva au moteur. L'huile s'échappa et coula le long du fuselage. J'étais précisément présent au moment de l'atterrissage et je vis, alors qu'elle coulait encore, que l'huile formait avec la suie de l'échappement des traînées parfaitement nettes. On pouvait constater par exemple que là où les ailes se rattachaient au fuselage, il devait y avoir encore une déféctuosité aérodynamique. Sans la suie et l'huile, on ne l'aurait jamais découverte si rapidement.

"- Regardez-moi ça ! criai-je alors que Köhler sortait de l'appareil. Nous allons faire immédiatement un essai de suie. Badigeonnez-moi tout l'appareil avec de l'huile. Et à droite et à gauche du moteur on projettera de la suie d'une façon ou d'une autre pendant le vol. Nous constaterons ainsi les déféctuosités aérodynamiques qui existent encore..."

Extrait du livre de Ernst Heinkel, "A l'assaut du ciel", édité en France chez Plon, en 1955.
Cité par Pierre Rousselot dans son livre "Avions Légers".



Le premier envol de l'avion d'un concepteur-constructeur amateur est une étape décisive. C'est aussi le début d'une nouvelle phase enrichissante et passionnante : la mise au point et la vérification des performances. La conception d'un avion est le fruit de choix judicieux dans un grand nombre de domaines : aérodynamique, calcul de structure, technologies diverses, entre autres. Cependant, il est rare que le compromis soit optimal du premier coup, en particulier en ce qui concerne l'aérodynamique ! La vitesse de pointe et la vitesse d'atterrissage peuvent être différentes de celles prévues. Le décrochage peut être trop vicieux.

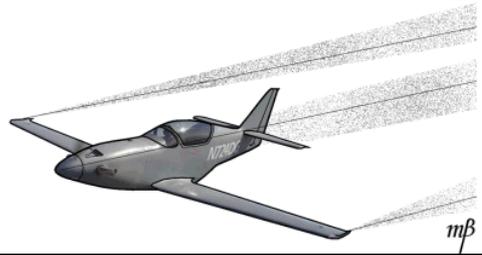
Des techniques très simples, à la portée de l'amateur, permettent d'améliorer et de comprendre l'aérodynamique de son avion, de diagnostiquer les déficiences pour les corriger. Elles utilisent gratuitement la plus grande soufflerie du monde : le ciel !

La NASA a recensé ces techniques et nous avons retenu ici celles qui sont directement utilisables pour l'amateur.

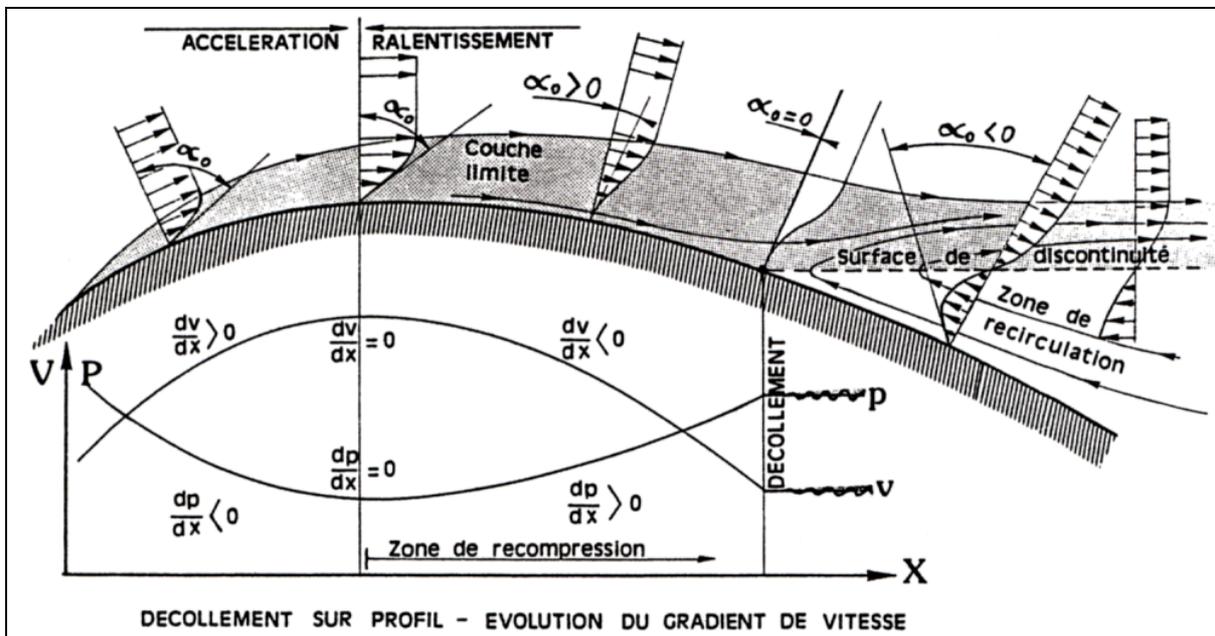
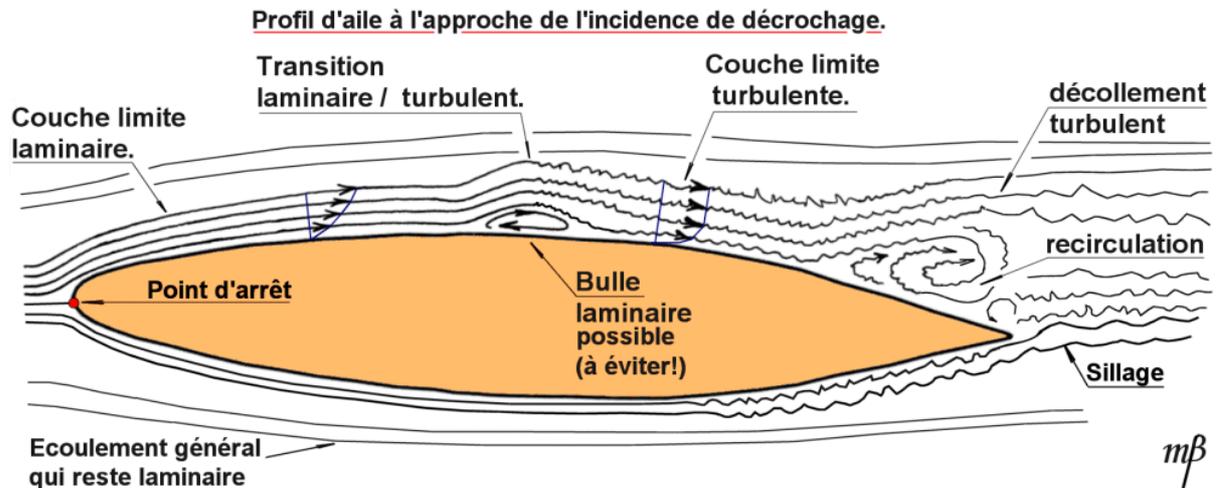
Quelques rappels

Trainée globale

$$\begin{aligned}
 &= \\
 &\text{Trainée induite (par la portance)} \\
 &+ \\
 &\text{Trainée parasite} \left\{ \begin{array}{l} \text{trainée de pression : décollements - culot - turbulences} \\ \text{(à diagnostiquer et à éliminer!)} \\ \text{trainée de frottement : Couche limite : laminaire ou turbulent} \end{array} \right. \\
 &+ \\
 &\text{Trainée d'onde (uniquement pour des vitesses trans et supersoniques)}
 \end{aligned}$$



Vocabulaire



Classification des différents états de la couche limite

Couche limite (CL): Lorsqu'on se place dans un référentiel lié au corps, on peut séparer l'écoulement autour de celui-ci en deux zones distinctes. Loin du corps, l'air peut être considéré comme non visqueux. Très près du corps, au contraire, existe une région appelée « couche limite » où les effets de viscosité sont prépondérants. C'est une zone de gradient de vitesse. Elle a été fixée arbitrairement comme la zone où la vitesse varie de zéro à 99% de la "vitesse amont infinie". La vitesse est en effet nulle à la paroi et sur quelques millimètres ou centimètres, elle atteint la valeur correspondant à l'écoulement général. Les frontières de la couche limite sont issues du point d'arrêt et se prolongent en arrière du corps en encadrant un « sillage ». Couche limite et sillage sont dus à la viscosité du fluide.

Couche limite laminaire : couche dans laquelle les filets d'air sont tous parallèles. le frottement est réduit au minimum.
 $C_{fe} = 0,75/1000$ aux Reynolds de vol des avions légers.
Elle peut transiter précocement en turbulent.

Transition laminaire / turbulent de la couche limite : Cette transition de l'écoulement est située à environ 15% de la corde pour les profils courants dit « turbulents » et jusqu'à 50 – 60% pour les profils à laminarité étendue dit « laminaires ».

Couche limite turbulente : couche dans laquelle le frottement est plus important qu'en laminaire.
 $C_{fe} = 3/1000$
Cette couche est plus « stable » que la couche limite laminaire.

Bulle laminaire : Elle se forme si la couche limite est encore laminaire lors de la re-compression de l'écoulement (après le maître-couple). L'écoulement laminaire peut décoller à cause du ralentissement engendré par le gradient de pression.

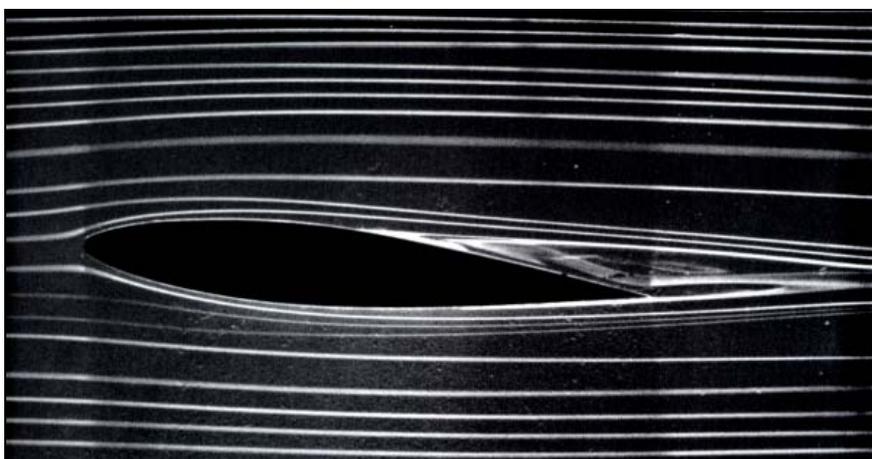
La couche limite transite en turbulent et décroche ou recolle au profil en formant une bulle laminaire de recirculation responsable de l'accumulation de l'huile utilisée pour explorer la couche limite (voir les exemples plus loin dans l'article). En fait la bulle modifie le profil « vu » par l'écoulement. Le gradient de pression est donc modifié et perd les caractéristiques de son évolution étudiée précisément pour conserver la laminarité. C'est parce que les caractéristiques d'évolution du gradient de pression ne sont pas respectées (*parce qu'à l'époque on ne les connaissait pas*) que la CL transite précocement sur les anciens profils.

Re-circulation : En cas de décollements massifs de la couche limite, il se forme une re-circulation responsable du soulèvement des fils de laine dans la zone décollée (rétreint, culot, décrochage) .

Éclatement des bulles laminaires : Une bulle n'existe que si la couche limite est encore laminaire au moment de la recompression (à partir du maître-couple profil), si le nombre de Reynolds l'autorise, et si la dépression est suffisante. C'est la raison pour laquelle elle peut apparaître en dessous d'une certaine vitesse, et au-dessus d'un certain angle d'incidence.

Sur les profils minces, lorsque le C_z augmente, une bulle formée va s'agrandir graduellement avec le C_z jusqu'à atteindre le bord de fuite (BF) ou jusqu'à atteindre une zone déjà décollée qui la relie à la pression ambiante. A ce moment là, elle "éclate". Il n'y a plus recollement et l'aile décroche brutalement. C'est le décrochage des profils minces -*par éclatement de bulle*- qui est particulièrement sec. Par opposition au décrochage (doux) de BF où la zone décollée remonte graduellement vers le BA.

Sur les profils de type NACA 2.30.12, la forte cambrure de bord d'attaque engendre une bulle laminaire localisée près du BA. Avec l'augmentation d'incidence, la largeur de cette bulle diminue et le gradient de recompression après la bulle augmente nettement. Dans certains cas, il peut y avoir éclatement de la bulle laminaire à cause de cette recompression brutale et décrochage sec de l'aile. C'est ce qu'on appelle le décrochage de bord d'attaque (BA). A noter, que ce phénomène peut apparaître concomitamment à une recirculation de bord de fuite.



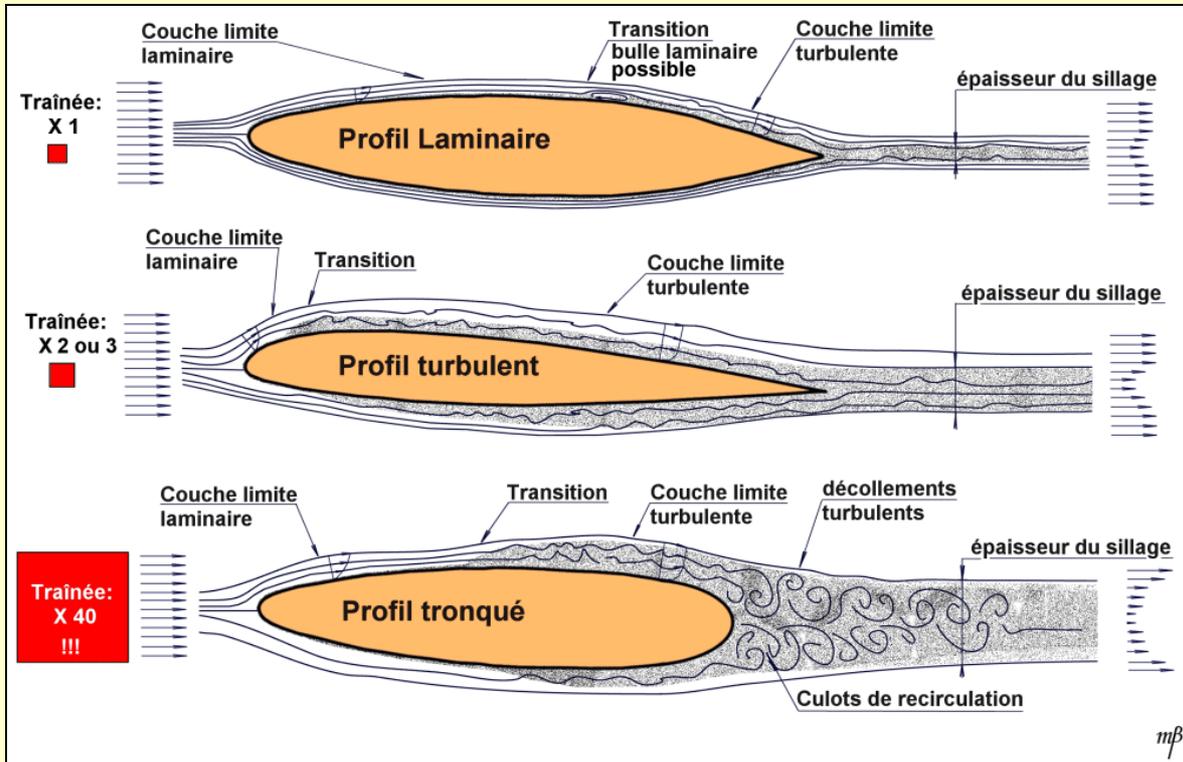
Séparation et re-circulation de l'écoulement sur un profil NACA 64A015 en incidence (5°). On distingue nettement le décollement laminaire à 50% de la corde à l'origine de la séparation de l'écoulement général et de la re-circulation.

Cliché ONERA, Werlé 1974.

Les pourvoyeurs de traînée excessive sont

- les décollements turbulents avec formation d'un culot de re-circulation
- et la bulle laminaire.

La bulle laminaire n'est diagnosticable que par le film d'huile car le fil de laine passe à travers sa faible largeur sans être influencé et il n'est utilisable que sur le décollement turbulent. La bulle laminaire intéresse surtout l'extrados de l'aile ; quelquefois l'intrados.



Les ordres de grandeur des traînées :

« Prenons comme référence une surface en plan d'aile de 1 m² et de 0,15 m² de surface frontale (épaisseur relative du profil : 15 %), et calculons la surface de traînée équivalente de ce bout d'aile (on prendra comme C_{xp} pour un bord d'attaque isolé, celui d'un cylindre en sous-critique, soit C_{xp} = 1,1).

En l'absence de décollement on a :

En régime mixte laminaire + turbulent :

$$S.C_x = 0,004 \times 1 \text{ m}^2 = 0,004 \text{ m}^2$$

En régime turbulent :

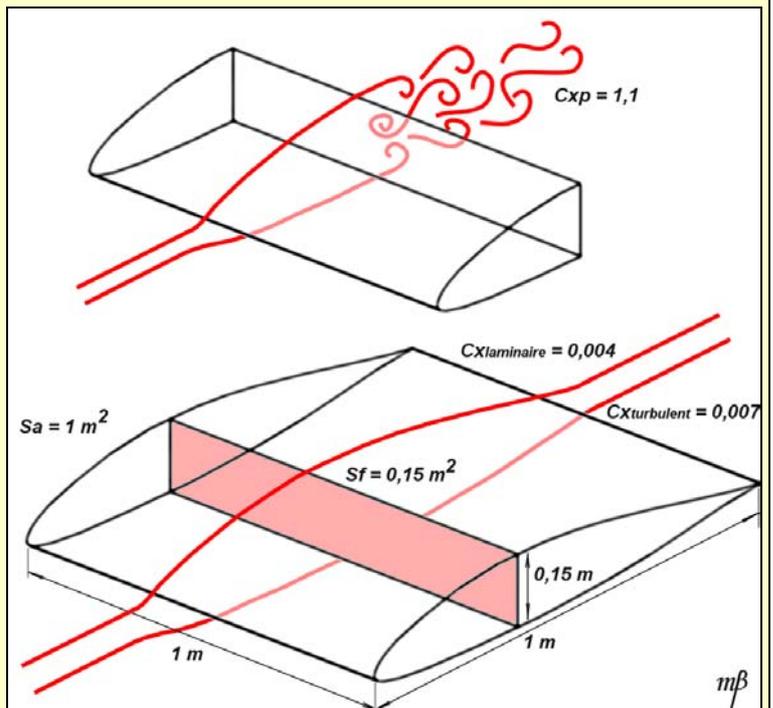
$$S.C_x = 0,007 \times 1 \text{ m}^2 = 0,007 \text{ m}^2$$

Avec décollement à l'épaisseur maxi :

$$S.C_x = 1,1 \times 0,15 + \text{frottements sur la partie avant (négligeable)} = 0,165 \text{ m}^2$$

soit (par rapport au régime laminaire) une traînée 40 fois supérieure lorsque le profil est décollé, alors qu'en turbulent il n'est que 2 fois plus mauvais.

Moralité : entre deux maux, il faut savoir choisir le moindre, et installer par exemple des "turbulateurs", qui amènent bien évidemment un petit surcroît de traînée, mais qui permettent aussi, en recollant un écoulement, de rattraper des situations bien défilantes comme les énormes traînées de culot des fuselages pincés ou têtards à la mode. »



HUNSINGER Ewald & OFFERLIN Michaël,
« L'origine des traînées parasites »,
Recueil Inter Action, 1989-03, p. 144.

I - Diagnostics aérodynamiques à l'aide de fils de laine.

La cause principale de la dégradation des performances d'un avion provient des décollements des filets d'air et autres traînées de culot qui engendrent un accroissement de la traînée aérodynamique par non re-compression de l'écoulement. Il convient donc dans un premier temps de repérer les zones susceptibles d'en produire.



Cirrus VK30. Dessin Sebastien EXTIER

I-1 : Traquer les décollements aérodynamiques

La première technique utilisable (dans l'ordre de leur raffinement) est celle des fils de laine ("tuft test" en anglais). Elle consiste à observer le comportement d'une nappe de fils de laine fixés à l'aide d'adhésifs sur les parois. Un avion d'escorte ou une petite caméra permettent de recueillir un certain nombre de photos et de films.

Les zones les plus suspectes de produire des décollements et qui méritent donc d'être observées sont:

- les jonctions aile(s) fuselage(s)
- Le rétreint sur l'arrière d'une verrière
- Les fuselages tronqués ou trop rajeunis
- les raccords divers : haubans, jambes de train, mâts, ...
- Les sorties d'air de refroidissement...

La localisation et la visualisation des décollements permettent au constructeur-pilote de mettre au point des raccords de Karman ou d'adoucir les rétreints afin d'éliminer complètement ces zones de forte traînée.

En outre, cette méthode de diagnostic permet de visualiser l'influence des différentes protubérances telles que les écopés d'air, les venturi, les antennes ainsi que la direction locale de l'écoulement. On pourra par exemple facilement orienter les écopés dans le sens du flux.

I-2 : Méthode utilisée

La méthode est la suivante:

- On procède à un nettoyage minutieux des ailes et du fuselage afin de retirer toutes les poussières qui pourraient avoir une influence sur la couche limite.
- Pour les zones situées en dehors du flux de l'hélice (ailes) et pour lesquelles on espère une proportion d'écoulement laminaire (15% de la corde pour les profils turbulents, jusqu'à 50% pour les profils laminaires) il faudra faire très attention de ne pas provoquer la transition laminaire / turbulent trop tôt ! En effet, les irrégularités de surfaces doivent être inférieures au quart de l'épaisseur de la couche limite laminaire pour éviter une transition précoce (épaisseur de la couche limite à 0,25 m du bord d'attaque inférieure à 1,5 mm pour une vitesse de 150 km/h). Les fils de laine et les bouts d'adhésif risquent donc de jouer le rôle de petits turbulateurs en forçant la transition.

Quels que soient les profils utilisés, il est donc exclu de coller des fils de laine disons sur le premier tiers de la corde de l'aile.

Ensuite, il ne faut pas qu'un fil de laine se retrouve dans la perturbation conique d'un fil plus en amont. Il conviendra, si l'on souhaite placer plusieurs rangées de fils, de les décaler suffisamment « en échelon refusés ».

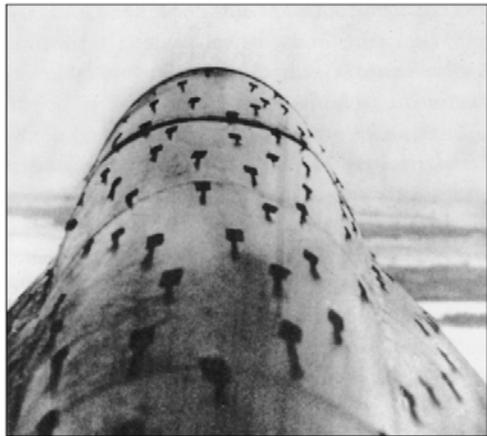
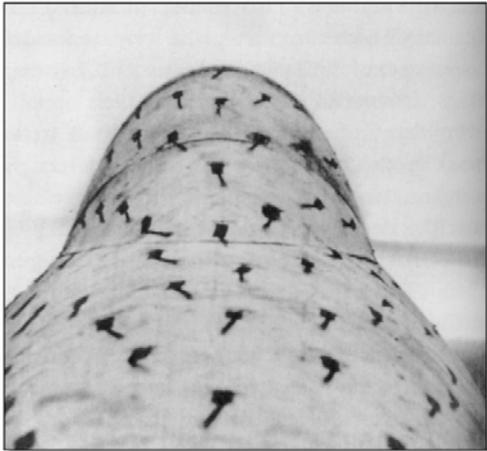
Enfin, il faut commencer l'exploration de la couche limite par l'arrière, le bord de fuite et remonter successivement vers le bord d'attaque en plaçant les fils de laine là où il y a « quelque chose ».

- Pour les zones situées dans le flux de l'hélice (fuselage, emplantures, empennages) et pour lesquelles le régime d'écoulement est turbulent, il n'y a pas de précautions particulières à prendre. On évitera quand même une trop grande profusion de fils qui

pourraient jouer le rôle de micro turbulateurs et risqueraient de recoller des culot en re-dynamisant la couche limite.

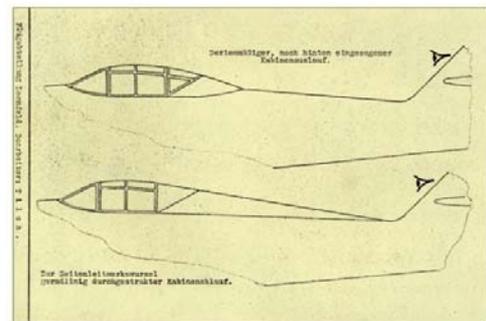
Note : Sur des fuselages très bien finis, on peut obtenir une proportion non négligeable d'écoulement laminaire entre deux pulsations d'écoulement turbulent engendrées par le sillage hélicoïdale du propulseur. Dans ce cas particulier, on prendra les mêmes précautions que celles décrites plus haut.

Quelques exemples



Décollements sur une verrière bulle de Me262

Les aérodynamiciens de Messerschmitt firent des essais en vol afin d'étudier les vibrations d'empennages. On observe des décollements aérodynamiques alternés sur la verrière bulle à l'origine d'une traînée de culot. Une correction par profilage « turtledeck » fut essayée avec succès.



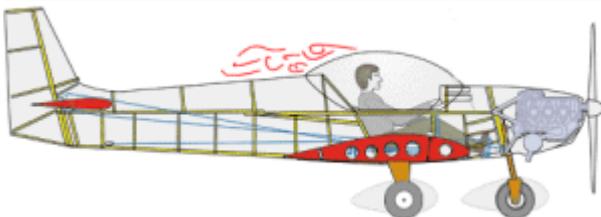
Documents extraits du livre: "Me262" de J.R. Smith & E.J. Creek.



Visualisation des décollements sur l'arrière d'une verrière d'un Zenair "Zodiac"

Peter Chapman a procédé au repérage des décollements sur son Zodiac. Les fils de laine situés au zénith de la verrière sont à peu près alignés avec le vent relatif. Plus en arrière, ils adoptent des directions erratiques traduisant des décollements importants.

Il est fort probable que quelques turbulateurs bien placés amélioreraient un peu la vitesse de croisière. L'idéal étant quand même un nouveau dessin de verrière.



Cliché du constructeur : Peter Chapman
<http://web.ionsys.com/~pchapman/>

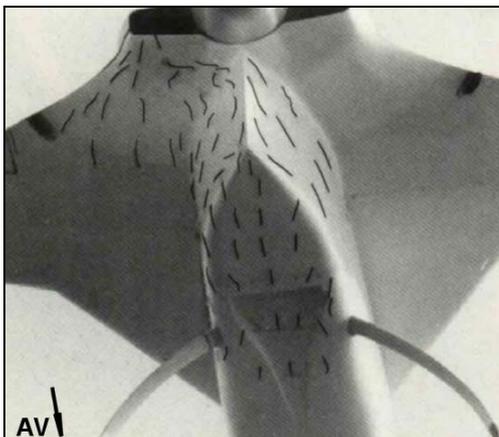


Cliché NASA

Etude de l'écoulement d'intrados de fuselage sur un "Aero-Commander" de la NASA.

L'Aero-Commander 680F du centre de recherche de la NASA est présenté avec des fils de laine attachés sur les cotés et le dessous du fuselage. Il s'agit d'étudier les écoulements sur le fuselage et de vérifier qu'il n'y a pas de décollement après le maître-couple.

La photo montre la qualité du travail des aérodynamiciens sur le fuselage (pas d'angles vifs, rajeunissement progressif, pas de rétreints trop marqués). Notez la forme des nacelles motrices, de largeur constante jusque et en arrière du bord de fuite, afin de minimiser les traînées d'interaction dues au cumul de deux zones de re-compression.



Cliché Mr Steven H. Wood *Sport Aviation*, décembre 1980.

Visualisation des décollements sur capotage moteur de "Varieze".

Steven H. Wood dans un article de la revue *Sport Aviation* décrit les modifications qu'il a apportées à son « Varieze » pour en améliorer le refroidissement moteur. La principale consiste à remplacer l'entrée d'air en écope par une prise NACA sur le fond du fuselage. Une boîte à air, placée en prise directe sur l'écope NACA, a nécessité une modification de l'arrière du fuselage qui adopta une forme en poupe de bateau.

Après ces deux transformations, une amélioration de 9,5 km/h sur la vitesse de croisière fut enregistrée. Sur l'initiative de Dick Rutan, une série de tests en vol fut effectuée à l'aide de fils de laine.

La photo montre un écoulement correct au niveau de la prise NACA mais des décollements sur les carénages moteur.



Photo 1



Photo 2



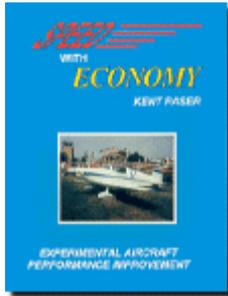
Photo 3

Visualisation des écoulements sur un Wittman "Tailwind".

Des essais en vol sur un Wittman "Tailwind" menés par le département d'aérophysique du Mississippi State Collège attestent d'un bon écoulement général.

La photo 1 met en évidence la naissance d'un écoulement tourbillonnaire au niveau du raccord vif de la verrière. Ce tourbillon perturbe l'écoulement sur l'extrados de la partie centrale de l'aile. Sur la photo 2, on note un écoulement avec composante transversale au niveau de l'emplanture et une légère perturbation sur l'arrière du coin gauche du fuselage.

Clichés August Raspert; *Sport Aviation*, octobre 1956.



***Le diagnostic et l'amélioration aérodynamique par l'expérience : Kent Paser et son Bushby « Mustang II ».**

M. Kent Paser dans son excellent ouvrage « Speed with economy » détaille les améliorations qu'il a apportées à son avion : un Bushby « Mustang II ».

De 1971 à 1993, il a mené une chasse systématique aux traînées de décollement, en mettant en évidence des déficiences aérodynamiques, lors d'essais en vol avec fils de laine.

Une importante traînée de culot fut décelée au niveau du rétreint trop important de la verrière bulle. Celle-ci a été corrigée par l'adaptation d'un dos rond ou « turtle deck », derrière le maître couple de la verrière et jusqu'aux empennages, à l'instar de ce qui faisait par exemple sur les Caudron.

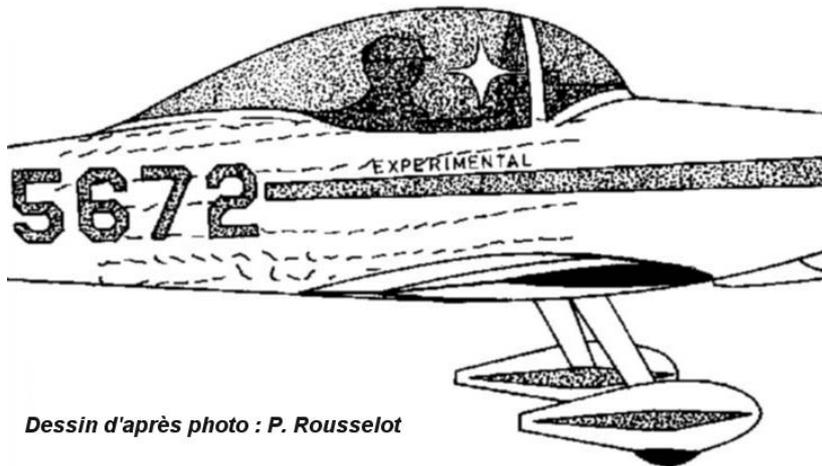
La jonction aile fuselage (cf. dessin) fut traitée de la même manière et rectifiée par raccords Karman.

Kent Paser donne les chiffres suivants :

- Carénage des roues, des jambes du train avec des raccords soignés, et raccords Karman : gain de 19 mph (30,6 km/h).
- Suppression de la verrière bulle, adoption d'un pare-brise développable, plus incliné, et d'un dos de fuselage ré-haussé, baptisé « fastback » : gain de 12 mph (19,3 km/h).

Au final M. Paser a :

- Accru sa V_z de 800 ft/mn (4 m/s).
- Amélioré son plafond de 8000 pieds.
- Augmenté la V_{max} de 64 mph (103 km/h) à 8000 pieds, et de 60 mph (96,5 km/h) à 12000 pieds.



Dessin d'après photo : P. Rousselot

103 km/h de gain sur la vitesse de pointe, cela correspond à une division par 2,3 du coefficient de traînée équivalent plaque plane (C_{fe}) et donc à une amélioration spectaculaire du coefficient de qualité aérodynamique (CQA) qui passe de 44 à 80% !!!!

Le dessin, fait à partir d'une médiocre photo, lors d'un vol à 90 mph (145 km/h), montre bien les décollements ainsi que les turbulences (les fils de laine paraissent plus courts), et la direction des écoulements, en particulier à la jonction aile-fuselage, vers, et en arrière du, bord de fuite.

turbulences, en arrière de la verrière.

Contrairement à ce que le dessin laisse penser, il n'y avait pas encore de raccords Karman, mais l'aile comporte une partie centrale rectangulaire, et des extrémités trapézoïdales.

(d'après « Speed with economy », de K. Paser)

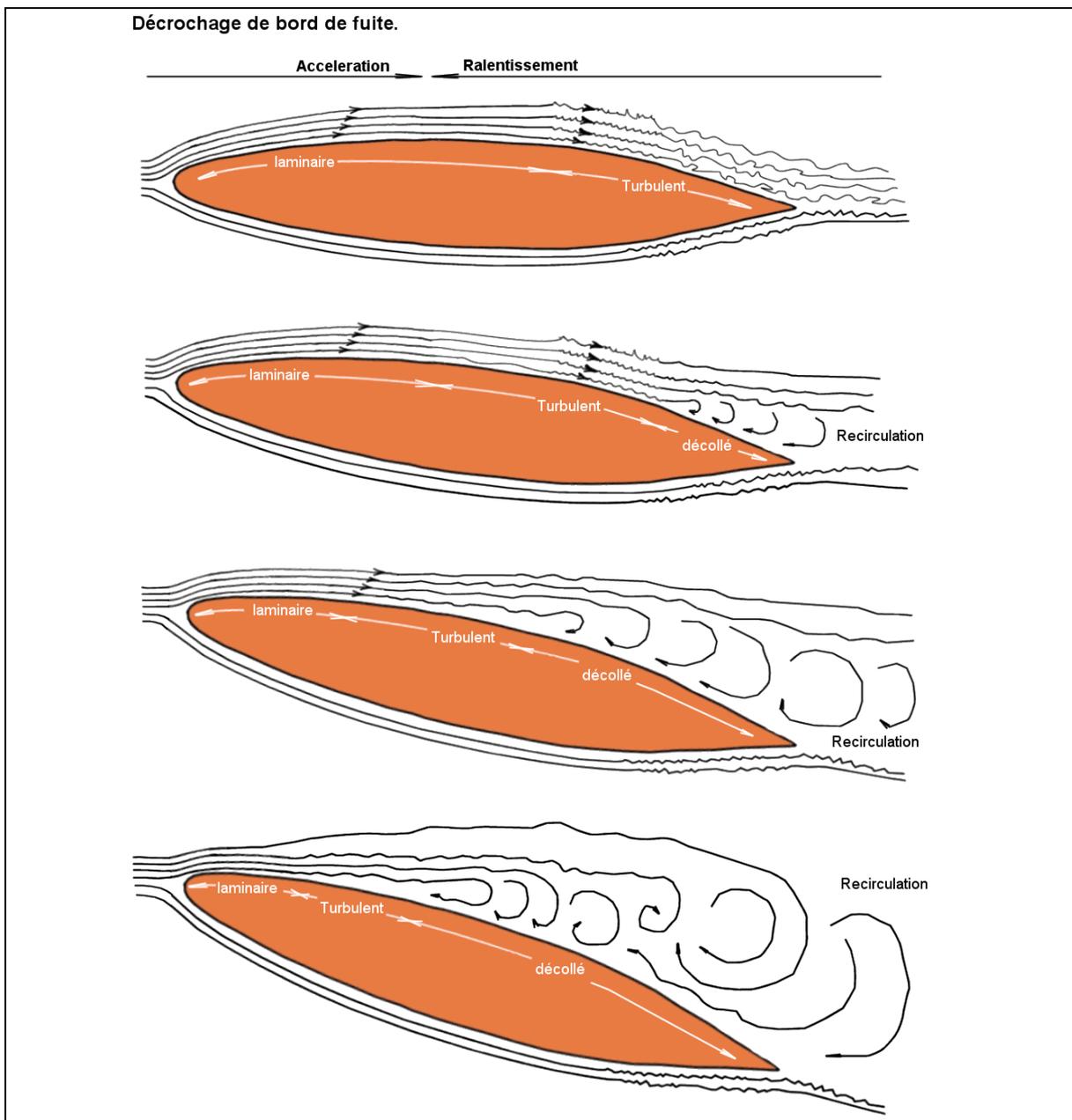
On voit également quelques

I-2 : Etude du décrochage

Après ces divers diagnostics sur la traînée, une utilisation particulièrement intéressante de cette méthode est l'application à l'étude du décrochage (cartographie des décollements). Cette phase fondamentale des essais en vol vise à vérifier que le décrochage est sain et que les ailerons sont bien protégés. La technique consiste donc à couvrir l'aile de fils de laine afin d'observer la progression des décollements en fonction de l'augmentation de l'incidence. Pour avoir un décrochage sain, les décollements doivent apparaître à l'emplanture puis progresser graduellement vers les saumons. Les ailerons seront protégés par les divers artifices connus (extension de bord d'attaque, vrillage etc..) afin de garder une bonne maîtrise en roulis, alors que la partie centrale de l'aile est décrochée, et éviter les décrochages de l'aile au droit des ailerons qui, à basse altitude, conduiront inévitablement à la catastrophe.

L'observation des motifs dessinés par les fils de laine permet de visualiser les décollements et de repérer facilement les zones de décrochage prématuré. Il convient de bien respecter les précautions énoncées précédemment, en particulier sur les profils laminaires, où une transition forcée par les fils de laine pourrait modifier conséquemment la cartographie du décrochage.

En soufflerie, les essais de fils de laine permettent de comprendre l'origine des décollements sur voilure pour améliorer le décrochage et remédier au phénomène de pitch-up.



Quelques exemples

Visualisation du décrochage sur une aile de BD5 modifiée.

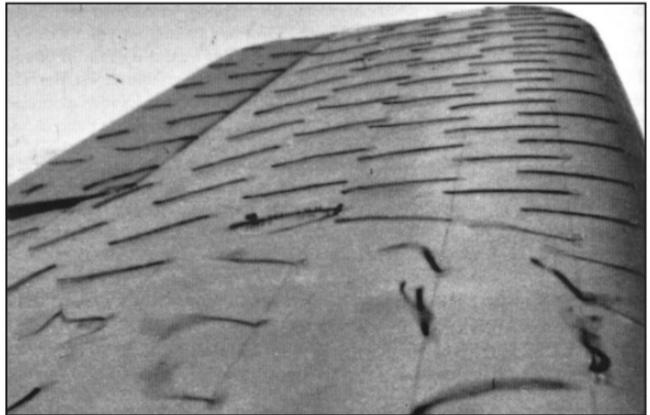
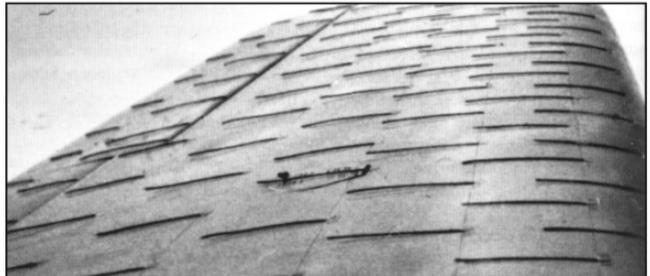
Noter comment le gonflement des bords d'attaque sur le reste de l'aile protège les zones concernées d'un décrochage anticipé.



Cliché Seth Anderson, *Sport Aviation*; août & septembre 1986.

Visualisation de la propagation du décrochage sur une aile de quadriplace.

Noter la propagation progressive du décollement d'extrados au fur et à mesure que l'incidence augmente, signe d'un décrochage sain.



Clichés extraits du remarquable "Essais en vol" de Pierre Bonneau & Christian Briand; Ed. Airpress

II- Diagnostics aérodynamiques à l'aide d'huile.

II: Méthode utilisée

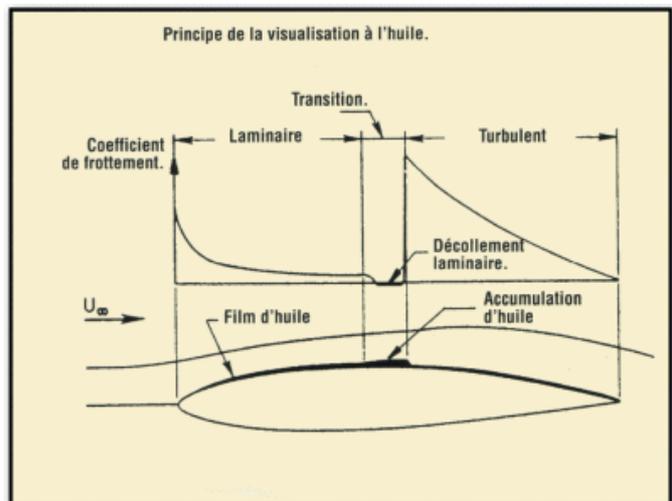
Après une étude minutieuse de la cartographie des fils de laine, les zones de décollements peuvent être minimisées (par des méthodes correctives). On peut alors utiliser les techniques de badigeonnage d'huile ou de sublimation pour étudier, encore plus finement, l'écoulement dans la couche limite et les zones de transition. Le badigeonnage d'huile permet de visualiser les phénomènes de transition laminaire/turbulent, les décollements et la direction des écoulements de surface. On peut également repérer les bulles de décollement laminaires.



La méthode est la suivante:

- On procède à un nettoyage minutieux des ailes afin de retirer toutes les poussières qui pourraient avoir une influence sur la couche limite.

- On applique avec un pinceau un mélange à base d'huile de moteur automobile (par exemple, Mobil 1, 10W40 qui convient très bien pour des pressions dynamiques de 1500 N/m², c.a.d des vitesses de 180 km/h), et de pigment colorant en poudre (oxyde ferrique Fe₂O₃, de couleur foncée, ou oxydes de titane TiO₂, de couleur claire). De la poudre de graphite, disponible dans les magasins d'art sous l'appellation "noir de fumée" ou de la poudre d'aluminium disponible chez les vétérinaires peuvent aussi être utilisées.



Une part en volume de pigment est mélangée avec 10 à 15 parts d'huile ce qui permet d'avoir suffisamment de contrastes sur les photos en vol. Il est important d'éviter les grumeaux qui pourraient être responsables d'une transition prématurée de l'écoulement. On peut éviter cela en mélangeant au préalable une petite quantité d'huile avec les pigments pour former une pâte homogène, à laquelle on ajoute le restant d'huile. Une solution plus simple mais plus polluante serait l'utilisation d'huile de vidange automobile naturellement colorée (attention à la réglementation antipollution !). L'huile végétale alimentaire doit aussi donner de bons résultats pour des vitesses de vol faibles (essais préalables recommandés).

- Des particules de poussières risquant d'adhérer facilement sur le film d'huile, provoquant une transition prématurée de l'écoulement, le mélange ne devra pas être appliqué plus de trente minutes avant le vol.
- L'appareil décolle, rejoint l'altitude de test et vole pendant environ 30 minutes. Le film d'huile, coloré par les pigments, s'écoule sur la paroi selon sa viscosité et la température, mais beaucoup plus rapidement dans la zone turbulente où la contrainte de frottement sur la paroi (contrainte pariétale) est la plus importante. La zone laminaire apparaît en plus foncée ou en plus claire, suivant les pigments utilisés et la couleur du revêtement de l'avion, du fait de la plus grande épaisseur du film d'huile. On effectue quelques clichés à l'aide d'une caméra embarquée ou d'un avion d'escorte. Bien prendre soin d'avoir le soleil dans le dos du photographe afin de maximiser le contraste.

Les différentes phases de vol devront être maintenues pendant au moins 60 secondes afin que les motifs d'huile aient le temps de se former. Pour des pressions dynamiques inférieures à 4800 N/m^2 (soient des vitesses inférieures à 300 km/h), l'écoulement laisse assez d'huile sur la surface pour que l'on puisse étudier les phénomènes de transition et de décollement pendant au moins 30 minutes ; ensuite, le contraste des photos diminue.

Pour les analyses des transitions laminaire/turbulent, on a tout intérêt à fixer une bande crantée (bande rugueuse ou de papier de verre) dans le sens de l'envergure sur une longueur limitée (50 cm), qui puisse servir de témoin pour identifier l'aspect de la zone de transition laminaire/turbulent. Après le vol, la plus grande partie de l'huile peut être nettoyée avec un chiffon, les restes partent avec une lessive ou un solvant compatible avec la peinture.

Quelques exemples

Visualisation des traînées d'interaction et de la transition laminaire/turbulent. sur les capots d'un "Varieze"

Sur cette photo nous pouvons voir, au milieu de la jambe de train, une zone d'accumulation d'huile correspondant à la zone de transition laminaire/turbulent de l'écoulement. De plus, à la jonction de la lame de train et du fuselage on aperçoit une zone de re-circulation d'huile, correspondant à un décollement qui est à l'origine d'une traînée de pression ou de culot.

Cliché www.ez.org



Détection de la position de la bulle* laminaire pour l'implantation de turbulateurs

Aux angles d'incidence usuels, la couche limite transite d'un écoulement laminaire en écoulement turbulent en un certain point de la corde de l'aile. Lorsque que ce point est situé en aval du maître couple du profil et que l'écoulement est encore laminaire, il y a risque de formation d'une bulle de re-circulation laminaire.

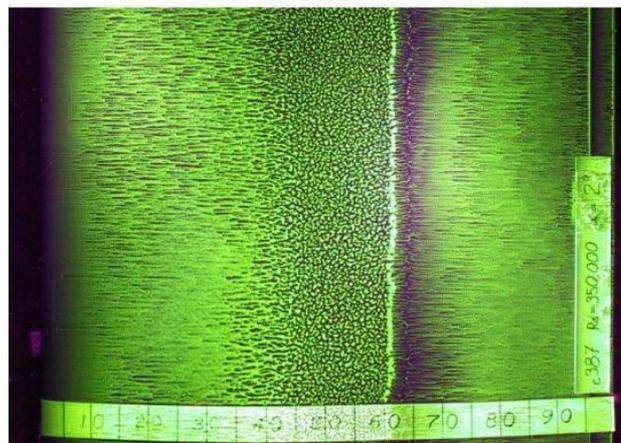
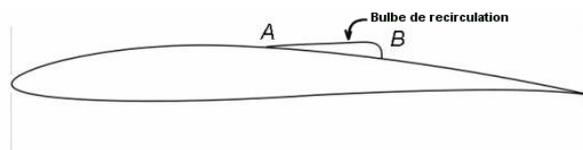
Ainsi, sur les profils laminaires pour lesquels la couche limite est encore laminaire au moment où on passe en re-compression (maître-couple), il peut se former une bulle de re-circulation provoquant en aval une transition turbulente.¹ Cette zone de transition, matérialisée par une bulle de re-circulation, "épaissit" l'aile en ce point.

L'image ci contre illustre ce phénomène.

Si la couche limite est turbulente avant ce point, il n'y a pas de bulle de re-circulation. D'où l'intérêt de faire transiter la couche en amont (problème, soit dit en passant, qui n'existe pas avec les profils non laminaire...sauf sur certains profils à décrochages de bord d'attaque).

Afin de réduire la taille de cette bulle de décollement laminaire il est d'usage, chez les vélioles, d'utiliser des bandes crantées qui, en provoquant la transition laminaire/turbulent, vont d'une certaine manière "organiser" le flux turbulent et presque éliminer la bulle.

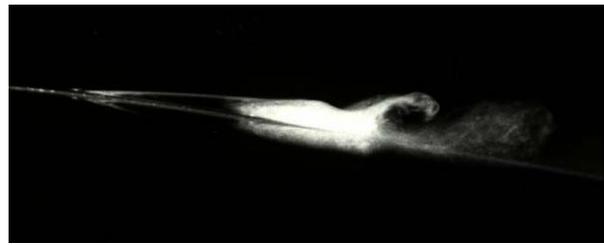
Visualisation par huile de la bulle de décollement.



Cliché Bryan D. Mc Granahan et Prof. Michael S. Selig

¹ Mais sur d'autres types de profils ou bien sur des fuselages ou de façon encore plus évidente sur une plaque plane, il n'y a pas de bulle laminaire matérialisant la transition

Visualisation par fumées de la bulle de décollement.



Cliché Greg Cole and Prof. Mueller; University of Notre Dame.

Des amateurs américains ont mené des tests à l'huile pour déterminer la position exacte de la bulle de décollement aux différents régimes de vols de leurs planeurs.

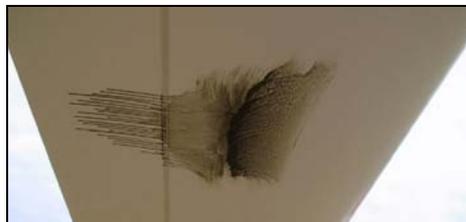
Des badigeonnages d'huile sont effectués sur trois cordes d'intrados respectivement situées à 0,66 ; 2,51 et 3,81 m de l'emplanture.

Nota: La position des cordes est mesurée en mètres depuis l'emplanture et les positions le long de la corde (C) sont mesurées depuis le bord d'attaque. L'emplacement des bulles est paramétré par la position de leur bord d'attaque.

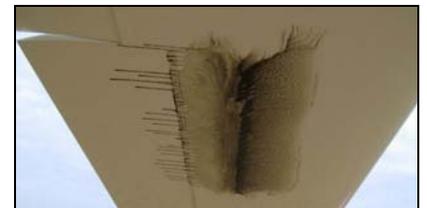
Aile droite après un vol à 96 km/h



Corde 0,66 m, bulle de séparation à 0,46C.



Corde 2,51 m, bulle de séparation à 0,51C

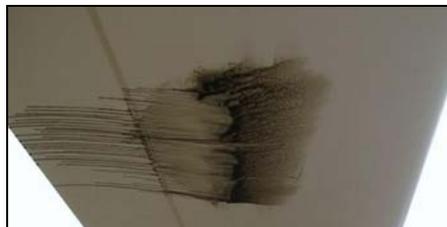


Corde 3,81 m, bulle de séparation à 0,51C

Aile droite après un vol à 130 km/h



Corde 0,66 m, bulle de séparation à 0,43C



Corde 2,51 m, bulle de séparation à 0,48C



Corde 3,81 m, bulle de séparation à 0,50C

Aile droite après un vol à 130 km/h avec des turbulateurs temporaires



Corde 2,51 m, bande crantée temporaire installée à 0,49C (Point médian des bulles de séparations à 96 et 130 km/h).

Clichés <http://www.standardcirrus.org/>

Montage expérimental du winglet



Sans turbulateurs.



Turbulateurs placés à 6 mm devant le début de la bulle laminaire.



Turbulateurs placés sur le début de la bulle laminaire.



Etude de la transition laminaire/turbulent sur un Winglet

Quel effet une bande de turbulateurs a-t-elle sur la bulle de décollement laminaire (zone de re-circulation) d'un profil laminaire lorsqu'elle est placée à l'emplacement de cette bulle? Comment se comporte cette bulle lorsque les turbulateurs sont placés de plus en plus en arrière de la zone de séparation?

Pour répondre à ces questions, Davis Horton, un étudiant d'Oxford a réalisé des essais d'écoulement d'huile sur un winglet de planeur.

Le mode opératoire consiste à monter à environ 0,75 m sur le côté d'une camionnette, un Winglet de planeur; puis à enduire l'extrados d'huile de moteur, et enfin à faire des "vols simulés" à environ 105 km/h sur autoroute.

L'opération était renouvelée pour des positions de plus en plus reculées de la bande de turbulateurs.

La zone laminaire est identifiée par une couleur de plus en plus foncée en partant du bord d'attaque jusqu'à la bulle de décollement laminaire (zone de transition) dans laquelle stagne l'huile (zone de re-circulation, et donc d'accumulation d'huile et de pigments, augmentant le contraste sur la photo). Enfin la zone entièrement turbulente est matérialisée par une couleur claire qui s'obscurcit lorsqu'on approche du bord de fuite à cause de l'accumulation de l'huile à ce niveau.

Ces essais semblent prouver que, même lorsque la bande de turbulateurs (bande crantée) est placée à l'arrière de la bulle de décollement laminaire, elle réduit sensiblement son étendue et, vraisemblablement, son épaisseur.

Turbulateurs placés à 3 mm derrière le début de la bulle laminaire.



Turbulateurs placés à 6 mm derrière le début de la bulle laminaire.



Turbulateurs placés à 13 mm derrière le début de la bulle laminaire.



Turbulateurs placés à 25 mm derrière le début de la bulle laminaire.



Clichés <http://www.standardcirrus.org/>

Commentaires de M. Dick Johnson :

"Voilà de très intéressantes photos d'écoulement d'huile. Celle avec les turbulateurs placés à 6 mm en amont de la bulle est excellente car elle montre que cette bulle de séparation est bien supprimée et les écoulements adhèrent bien en amont et en aval des turbulateurs.

Les autres positions des turbulateurs, au début de la bulle ou en arrière de celle-ci, ne semblent par offrir d'aussi bonnes performances, et il s'avère que l'huile est plus épaisse en amont du turbulateur sur toutes ces photos.

Peut être que l'emplacement non optimum des turbulateurs risque d'épaissir la bulle de décollement.

Un peigne de sillage permettrait d'explorer de manière plus précise la trainée afin de déterminer la meilleure position de la bande crantée."

III- Diagnostics aérodynamiques par sublimation.



La technique qui utilise la sublimation (passage direct de l'état solide à l'état gazeux) de composants chimiques permet de repérer les zones d'écoulements laminaires et turbulents.

Elle est donc particulièrement bien adaptée pour mesurer l'étendue de la zone laminaire.

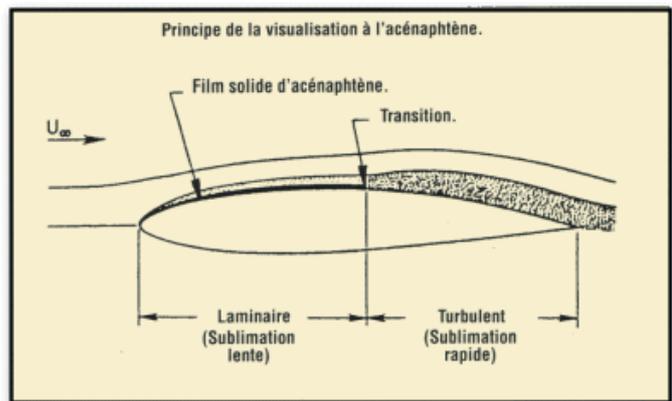
Cette méthode consiste à déposer un film très fin de naphthalène sur la surface à étudier puis à visualiser la sublimation de ce film.

La méthode est la suivante:

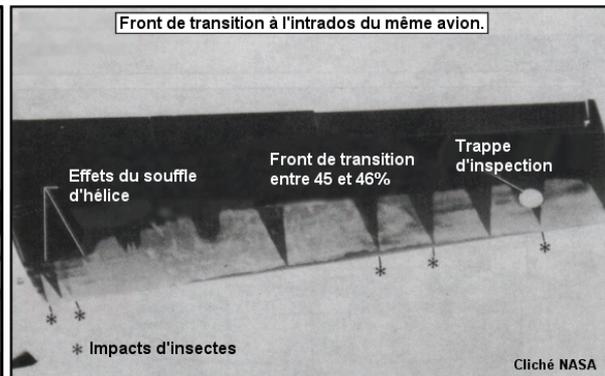
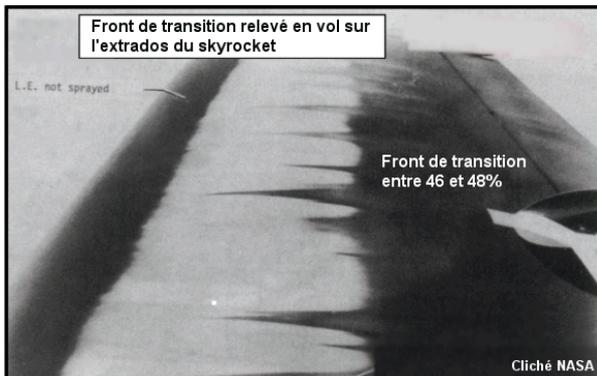
- On procède à un nettoyage minutieux des ailes afin de retirer toutes les poussières qui pourraient avoir une influence sur la couche limite.
- On dissout de la naphthaline dans un solvant adapté (par exemple du trichloréthylène, proportion 1 pour 8 en volume).
- A l'aide d'un pistolet à peinture réglé entre 1,5 et 2 bars, et équipé d'une buse plate, on pulvérise la solution sur l'aile (attention aux vapeurs !).

Les consommations normales sont d'environ 0,3 à 0,5 litre de mélange par mètre carré, ce qui donne une couche de naphthalène d'environ 5 à 10 μm .

- On laisse le solvant s'évaporer. Une fine couche de naphthalène solide apparaît alors en surface.
- Pour éviter des transitions laminaire/turbulent prématurées, causées par des particules chimiques un peu trop grosses, on peut balayer la surface avec un pinceau brosse doux.

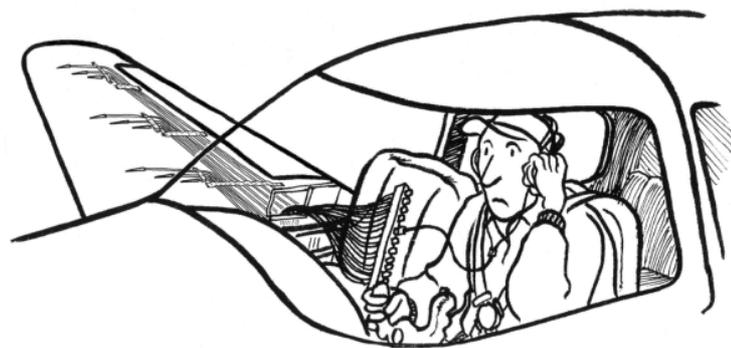


Quand l'avion effectue un vol test, les régions de frictions importantes (écoulement turbulent) entraînent une sublimation rapide du naphthalène alors que sur les zones laminaires, la sublimation est beaucoup plus lente et laisse une pellicule blanche en surface (pour des températures comprises entre 0 et 30° et des vitesses inférieures à 450 km/h, les temps de sublimations varient entre quelques minutes et plusieurs dizaines de minutes). On peut donc repérer les imperfections qui provoquent une transition prématurée.



IV- Détection acoustique de la transition laminaire/turbulent.

Cette méthode, complémentaire des observations d'huile et de naphthalène, permet de détecter en direct les variations de positions de la transition laminaire/turbulent. On peut ainsi étudier l'influence de la pluie, du brouillard ou des insectes sur la couche laminaire. La technique consiste à « écouter » la couche limite par l'intermédiaire de capteurs de pression totale. La couche laminaire étant bien plus silencieuse que la couche turbulente, on peut identifier la zone de transition.

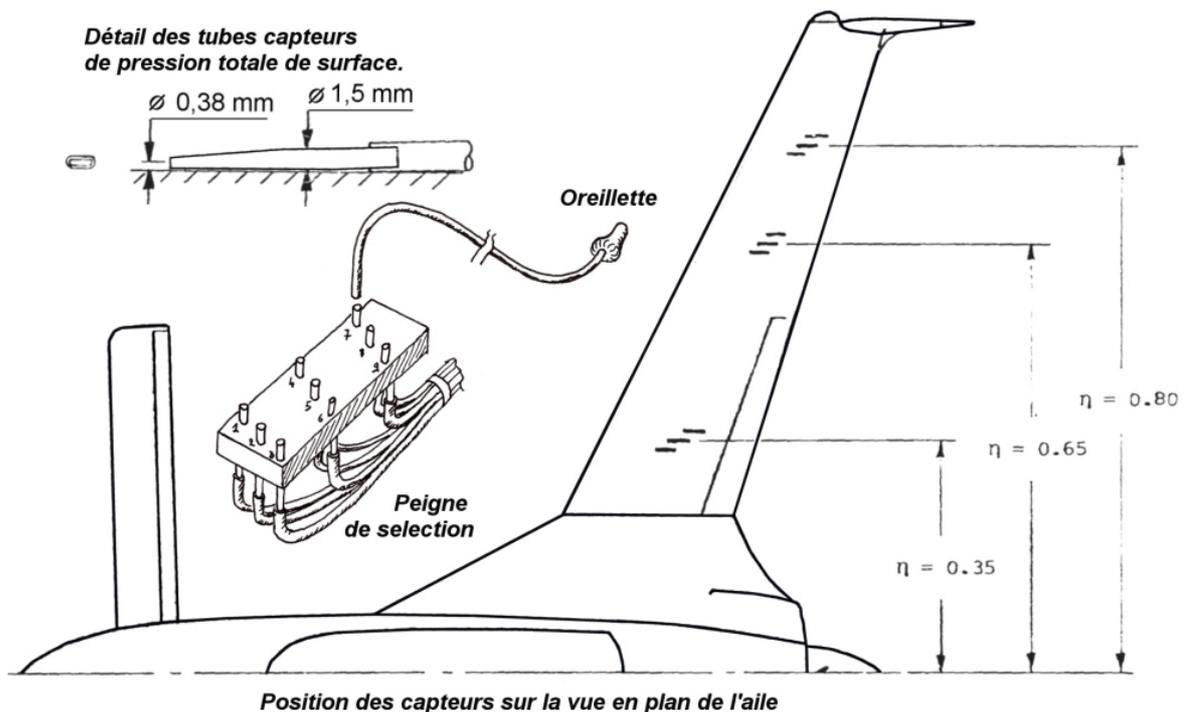


Méthode acoustique.

Seb

La méthode est la suivante:

- On utilise des tubes capteurs de pression totale fixés à l'aide d'adhésifs sur les revêtements des ailes. Les tubes seront décalés de plus ou moins 5% de la corde locale autour de la position supposée de la transition. Les tubes capteurs de pression totale sont des tubes d'acier inoxydable de 15/10^{ème} de diamètre extérieur dont l'une des extrémités est écrasée en forme d'ovale dont le diamètre du petit axe n'excède pas 4/10^{ème} de millimètre. Ces tubes sont ensuite branchés sur des flexibles en caoutchouc (de 2 millimètres de diamètre extérieur et de 15/10^{ème} de diamètre intérieur) reliés à un peigne de sélection dans la cabine. Un tube muni d'une oreillette peut être branché sur ce peigne et permet à l'opérateur d'écouter le tube de son choix. Un bon casque (-20 dB) procure une atténuation suffisante des bruits environnants.
- Les données acoustiques sont enregistrées manuellement en vol. La couche limite laminaire est plus silencieuse que la couche limite turbulente. Il faut donc étalonner chaque tube. A chaque vitesse de vol, les trois tubes situés sur la même corde sont écoutés un à un. Quand un tube est sélectionné sur le peigne, le signal sonore est étalonné en effectuant une manœuvre qui provoque un facteur de charge de 2G (par exemple un virage à 60° d'inclinaison). Cette manœuvre a pour effet d'augmenter l'incidence de l'aile et de provoquer une avancée significative de la zone de transition devant le tube sélectionné. De cette manière chaque tube peut être étalonné indépendamment de sa réponse acoustique particulière.
- Il suffit, une fois l'avion revenu en palier, d'écouter à nouveau les trois tubes situés sur la même corde pour détecter la position de la zone de transition.



Installation utilisée sur un Varieze pour la détection acoustique de la transition. Document NASA

Conclusion

La difficulté, dans la compréhension des phénomènes aérodynamiques, est liée à l'invisibilité de l'air. A défaut de corriger les déficiences aérodynamiques de son avion l'amateur curieux en utilisant les techniques visuelles d'analyse aérodynamiques pourra voir l'invisible et comprendre un peu mieux l'incompréhensible !

Dans tous les cas, le professionnel et l'amateur sérieux n'oublierons pas de corriger les imperfections relevées sur le prototype (Les méthodes de corrections seront vues plus tard).

***Note:** Contrairement à l'usage qui veut que l'on traduise "laminar bubble" par "bulbe de décollement laminaire", nous avons choisi d'utiliser le français "bulle" bien plus parlant à nos yeux.

Merci à Laurent BOUTIN, Alain BUGEAU, Ewald HUNSINGER, Michaël OFFERLIN, Laurent LEFEVRE et Pierre ROUSSELOT pour leurs conseils avisés.

Merci à Sébastien EXTIER pour les illustrations.

sources pour en savoir plus:

"Visual Techniques for Analyzing Aircraft Performance"

Joseph J. CORNISH du département d'aérophysique de l'université du Mississippi. Sport Aviation (décembre 1960).

"The use of oil for in-flight flow visualisation"

Robert E. CURRY; Robert R. MEYER, jr., Mauren O'CONNOR.
NASA technical Memorandum 84915, revised january 1984.

"Natural Laminar Flow Experiments on Modern Airplane Surfaces"

Bruce J. HOLMES, Clifford J. OBARA, Long P. YIP
NASA technical paper 2256; juin 1984

"Flow visualisation techniques for flight research"

David F. FISHER, Robert R. MEYER, Jr.
NASA technical Memorandum 100455; octobre 1988

« L'origine des traînées parasites »

Michaël OFFERLIN & Ewald HUNSINGER ,
Recueil Inter Action, 1989-03, p. 144.

"Laminarité et aviation légère"

Alain BUGEAU.
Recueil Inter Action, 1996-01, p. 388 à 410

« Speed with economy »

Kent PASER, 5672 West Chestnut Ave, Littleton, Co 80128 USA ; tel (303) 904 34 17 ; 24,95 dollars + 10 de frais d'envoi ; mel : paserpubs@mindspring.com

"Essais en vol"

Pierre BONNEAU & Christian BRIAND
Ed. Airpress, 104 rue Oberkampf, 75011 Paris

"Me 262"

J. Richard SMITH, Eddie J. CREEK, Tom TULLIS (dessinateur), Arthur L. BENTLEY (dessinateur)
Ed. Classic Publication; (Juillet 2002); www.classic-books.co.uk
ISBN: 1903223008

"The design of the aeroplane"

Darrol StINTON
Ed. Blackwell Science; 2001
ISBN 0-632-05401-8

Sites internet:

<http://inter.action.free.fr>

Site de l'Association de Sauvetage Créatif du Savoir Aéronautique.

<http://web.ionsys.com/~pchapman/>

Site de M. Peter Chapman, constructeur d'un Zenair Zodiac.

www.ez.org

Site sur les Varieze.

<http://www.standardcirrus.org/>

Site des propriétaire de planeur cirrus.

<http://techreports.larc.nasa.gov/cgi-bin/NTRS/>

Nasa technical report server.

