

Le contrôle de la laminarité : enjeux et domaine d'application

Vincent Lecrubier

Table des matières

Introduction.....	3
1 Physique.....	4
1.1 Laminarité et turbulence.....	4
1.1.1 Définition.....	4
1.2 La couche limite.....	4
1.2.1 Définition.....	4
1.2.2 États de la couche limite.....	5
1.2.3 Profil de vitesses.....	5
1.2.4 Coefficient de frottement.....	6
1.2.5 Stabilité face au décollement.....	7
1.3 La transition.....	8
1.3.1 Définition.....	8
1.3.2 Notion de point critique.....	8
1.3.3 Instabilité naturelle de la couche limite laminaire.....	8
1.3.4 Transition forcée.....	10
1.4 Méthodes de prédiction.....	12
1.4.1 Critères.....	12
1.4.2 Méthodes élaborées (théorie de la stabilité).....	12
1.4.3 Simulation.....	13
1.4.4 Mesure.....	13
1.4.5 Visualisation.....	13
2 Solutions techniques de laminarisation.....	15
2.1 Différents moyens de laminarisation.....	15
2.2 Profils laminaires.....	15
2.2.1 Définition.....	15
2.2.2 Contraintes.....	16
2.3 Optimisation de l'état de surface.....	17
2.3.1 Principe.....	17
2.3.2 Nettoyage du bord d'attaque.....	18
2.3.3 Bec Krüger.....	18
2.3.4 Exsudation de glycol.....	19
2.3.5 Matériaux composites.....	19
2.3.6 Intégration des équipements.....	19
2.4 Contrôle fluidique.....	19
2.4.1 Principe.....	19
2.4.2 Contrôle passif.....	19
2.4.3 Contrôle actif.....	21
3 Applications.....	23
3.1 Vol à voile.....	23
3.2 Aviation légère.....	23
3.3 Transport civil.....	24
3.4 Thermique des véhicules hypersoniques.....	25
Conclusion.....	27

Introduction

Ce rapport fait suite à la conférence réalisée à Supaéro en 2009, intitulée « Le contrôle de la laminarité : enjeux et domaines d'application ». J'ai utilisé ici un plan différent du plan de la conférence, afin de résumer différemment les différentes notions dont j'ai pris connaissance. Dans un premier temps, on parle de la physique de la couche limite, et de la laminarité. Nous parlerons ensuite des solutions techniques à la disposition de l'ingénieur d'aujourd'hui face au problème de la laminarisation. Enfin, nous traitons des applications actuelles de la laminarité dans l'industrie.

1 Physique

1.1 Laminarité et turbulence

1.1.1 Définition

On définit un écoulement laminaire comme un écoulement non turbulent. Un écoulement turbulent est caractérisé par la présence simultanée de nombreuses structures tourbillonnaires sur une plage d'échelles très étendues, allant de grandes structures d'échelle comparable à la longueur caractéristique de l'écoulement, aux petits vortex de taille microscopique.

Ces structures tourbillonnaires ont la particularité de dissiper de l'énergie par frottement visqueux, c'est pourquoi on associe généralement la notion d'écoulement turbulent avec la notion de dissipation d'énergie, de rendement énergétique dégradé. Cependant, cette conception simpliste est parfois fausse, comme nous le verrons.

Au contraire, un écoulement laminaire est représenté par un champ de vitesses assez régulier et uniforme, peu « bruité ». Les écoulements laminaires sont souvent plus simples à modéliser et simuler, et ont l'avantage de dissiper peu d'énergie par frottement visqueux.

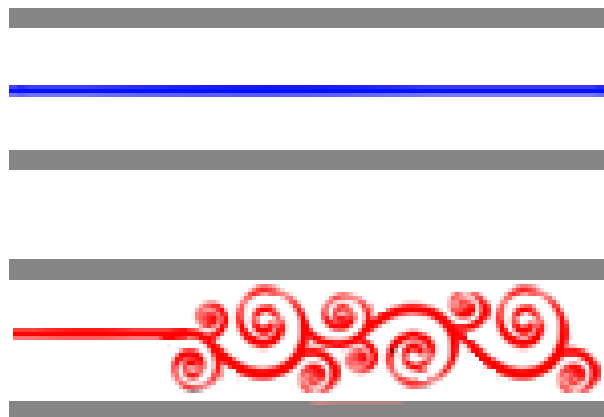


Illustration 1: Lignes d'émission dans un écoulement laminaire (en haut) et turbulent (en bas)

1.2 La couche limite

1.2.1 Définition

Dans tout écoulement de fluide visqueux, on observe une zone proche des parois où le gradient de vitesse est important. En effet, au contact direct de la paroi, le fluide est à l'arrêt par rapport à celle-ci, tandis que si l'on s'éloigne légèrement de la paroi, on constate souvent que la vitesse du fluide est assez proche de la vitesse que l'on trouverait en fluide parfait. C'est dans cette zone, où le gradient de vitesse est très important, que se concentre la majeure partie des pertes énergétiques par

frottement visqueux. En dehors de cette zone, on peut souvent considérer que le fluide est parfait, puisque les gradients, et donc les frottements, sont très faibles.

C'est pourquoi l'on définit une zone, appelée « couche limite », d'épaisseur faible, à proximité de la paroi, où l'on considère que se concentrent les efforts de frottement, tandis que l'on néglige souvent la viscosité en dehors. L'épaisseur de la couche limite étant généralement faible dans les écoulements habituels en aéronautique, il arrive parfois que l'on néglige son épaisseur, et que l'on modélise les efforts de frottements pariétaux de manière empirique en fonction de données sur la couche limite.

1.2.2 États de la couche limite

L'étude et la modélisation de la couche limite a rapidement permis de comprendre que cette couche pouvait comme tous les écoulements avoir deux états distincts : laminaire et turbulent. Nous allons le voir, l'état de la couche limite a une influence importante sur les caractéristiques de l'écoulement, c'est pourquoi l'on a commencé à s'intéresser de plus près à cet aspect.

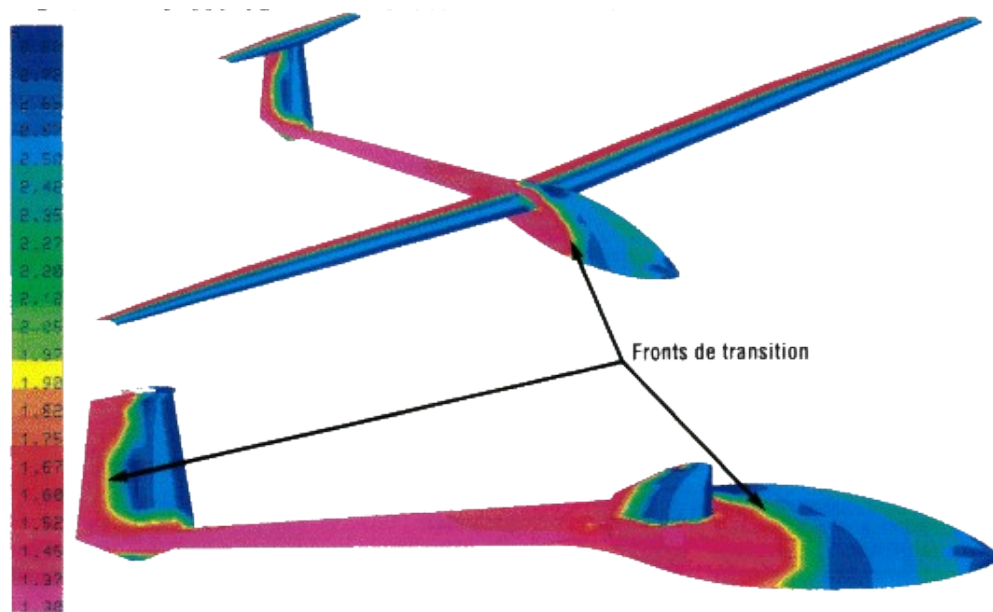


Illustration 2: États de la couche limite sur un planeur : Laminaire en bleu, turbulent en rouge.

1.2.3 Profil de vitesses

La couche limite est définie par le profil des vitesses en son sein, qui représente la norme de la vitesse tangentielle à la paroi dans le sens longitudinal, en fonction de la distance à celle-ci. L'étude du profil des vitesses transversales est aussi étudiée et permet de comprendre les phénomènes d'instabilités de la couche limite.

Plusieurs grandeurs importantes sont visualisables à l'aide du profil des vitesses :

- Le gradient de vitesse à la paroi, auquel le frottement visqueux local C_f est proportionnel.
- L'épaisseur de la couche limite qui est généralement définie comme la distance entre la paroi et le point où la vitesse est égale à 99% de la vitesse en fluide parfait.

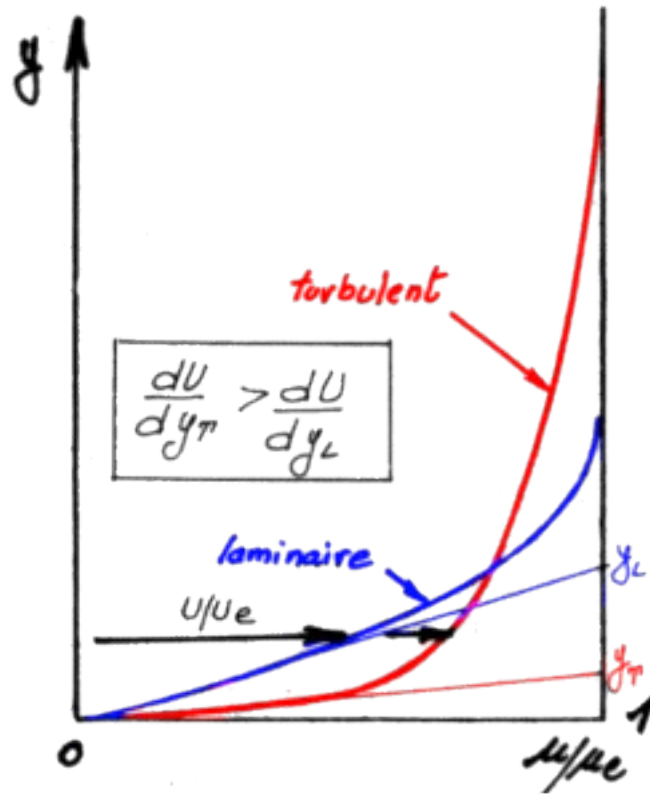


Illustration 3: Profils de couches limite turbulente et laminaire, mettant en évidence le coefficient de frottement plus élevé en turbulent.

1.2.4 Coefficient de frottement

Nous venons de le voir, le coefficient de frottement varie selon l'état de la couche limite. Plus précisément, le coefficient de frottement varie en fonction de beaucoup de paramètre, dont le nombre de Reynolds local R_x , qui est défini en prenant pour longueur caractéristique la distance entre le point d'arrêt avant de l'objet et la position du point courant, c'est à dire $R_x = U \cdot x / \nu$, avec les notations habituelles.

Le coefficient de frottement local C_f dépend de l'état local de l'écoulement. Le coefficient de frottement global C_F est obtenu en intégrant les C_f sur l'objet, c'est à dire $C_F = \int C_f dx / L$.

Le coefficient de frottement est toujours à l'avantage de l'écoulement laminaire. Dans le cas d'une plaque plane à incidence nulle (gradient de pression nul), on trouve par exemple les valeurs empiriques suivantes :

- Laminaire : $C_f = 0.664 R_x^{-1/2}$, d'où $C_F = 1.328 / R_L^{1/2}$
- Turbulent : $C_f = 0.0368 R_x^{-1/6}$, d'où $C_F = 0.0442 / R_L^{1/6}$

D'une manière plus générale, différents travaux donnent les courbes suivantes, sur lesquelles on remarque bien une tendance générale des C_f en $R_x^{-1/2}$ en laminaire et en $R_x^{-1/6}$ en turbulent.

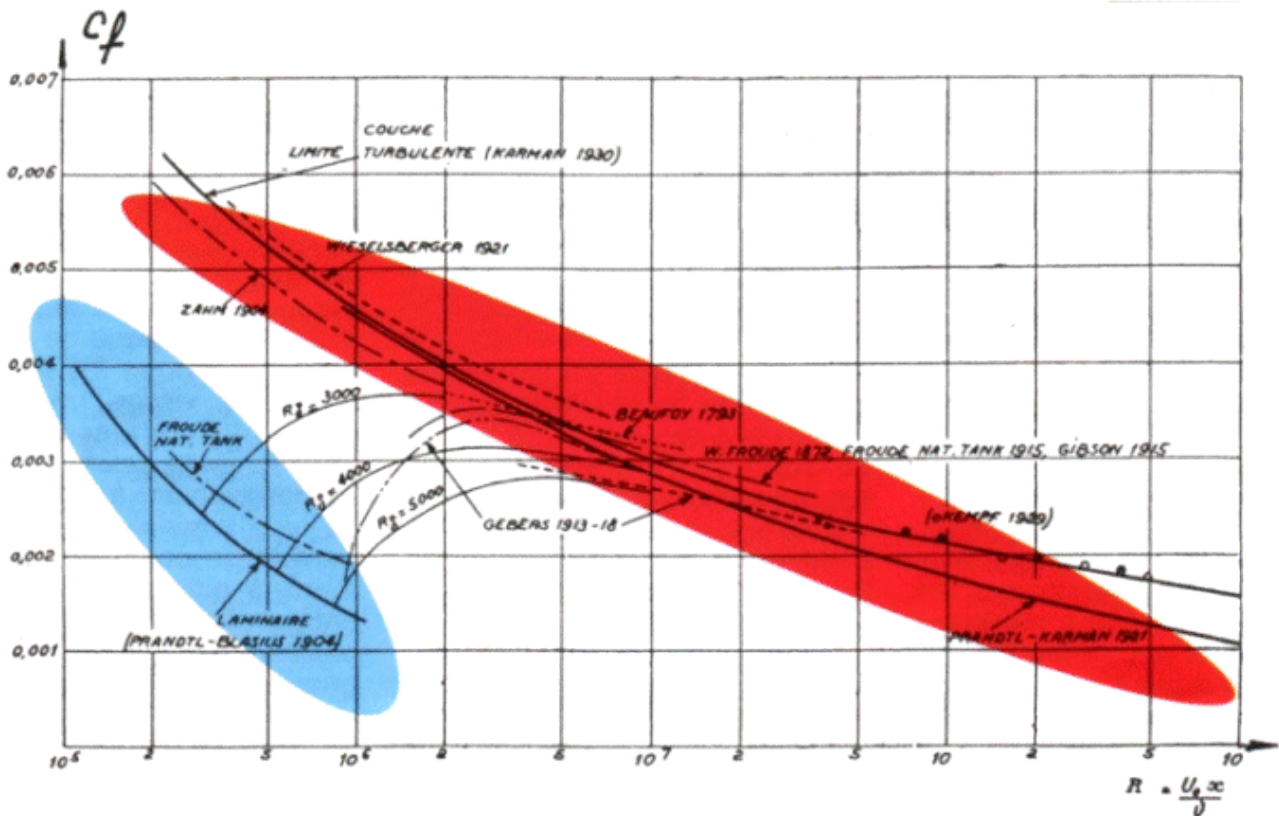


Illustration 4: Évolution du C_f local en fonction du Reynolds local, en laminaire (bleu) et en turbulent (rouge). Les courbes du laminaire sont toujours sous celle du turbulent.

1.2.5 Stabilité face au décollement

Dans certains cas d'écoulements, la couche limite peut se désolidariser totalement de la paroi, faisant place à une zone de recirculation. Ce phénomène est appelé décollement et il est à l'origine par exemple du décrochage d'un profil mis à incidence trop importante, ou de la zone de recirculation à l'arrière des objets munis d'un culot, ou d'une sphère à Reynolds élevé. La couche limite, bien que d'épaisseur faible, joue un rôle important dans la position du décollement, qui peut être un phénomène de grande échelle. C'est un autre point important dans l'étude de la couche limite.

La couche limite a un comportement différent face au décollement selon son état. Ainsi, la couche limite est plus stable si elle est turbulente, car elle est plus énergétique. Au contraire, la couche limite laminaire, offrant un coefficient de frottement plus faible, est plus fragile, et plus propice au décollement.

Ainsi, la couche limite turbulente, qui a des effets négatifs au niveau de la trainée de frottement, peut avoir des effets positifs au niveau de la trainée de pression, et ses effets positifs peuvent parfois être plus intéressants. C'est pourquoi on cherchera parfois à obtenir la turbulence de la couche limite, par différents moyens que nous verrons.

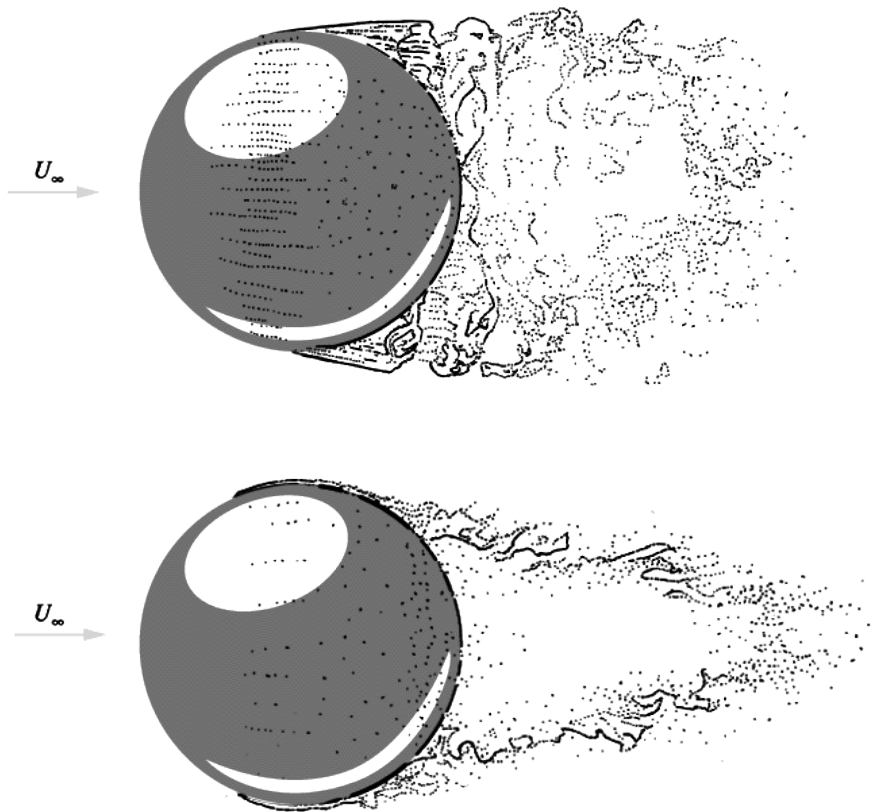


Illustration 5: Un des avantages de la couche limite turbulence : sa stabilité face au décollement. En haut, la couche limite est laminaire, le décollement intervient tôt et la zone de recirculation est grande, le C_x est élevé. En bas, la couche limite est turbulente, le décollement intervient plus tard, et le C_x est plus faible.

1.3 La transition

1.3.1 Définition

Nous allons le voir, une couche limite laminaire est souvent naturellement instable. Cette instabilité se traduit par le passage spontané de l'état laminaire à l'état turbulent, appelé transition. L'étude de la transition est au centre des travaux sur la couche limite, car c'est en agissant sur celle-ci que l'on peut modifier l'état de la couche limite, et donc du coefficient de frottement, sur de grandes étendues.

Dans la plupart des applications aéronautiques, le passage dans le sens opposé, du turbulent vers le laminaire, ne se produit pas naturellement. Le passage de l'état turbulent à l'état laminaire est presque toujours artificiel, et on l'appelle relaminarisation de la couche limite.

1.3.2 Notion de point critique

Le point critique est le point au delà duquel les instabilités naturelles de la couche limite laminaire deviennent prépondérantes. Il est situé avant le début de la zone de transition naturelle.

1.3.3 Instabilité naturelle de la couche limite laminaire

Une couche limite laminaire est soumise à deux principales instabilités :

- Les ondes longitudinales de Tollmien-Schlichting, qui sont de type visqueux, et agissent sur le profil des vitesses longitudinales.
- Les ondes transverses « Cross-Flow », qui sont des instabilités de la vitesse dans le plan transverse. Ces ondes ont pour effet de transformer la trajectoire des particules initialement uniforme en un « Zig-zag » de plus en plus marqué jusqu'à saturation, qui correspond au point critique..

Ces différentes instabilités agissent de sorte que l'épaisseur et les fluctuations de vitesse et de pression dans la couche limite laminaire augmentent progressivement jusqu'à déclencher la transition. La transition est alors qualifiée de « naturelle » puisqu'elle est causée par des instabilités naturelles.

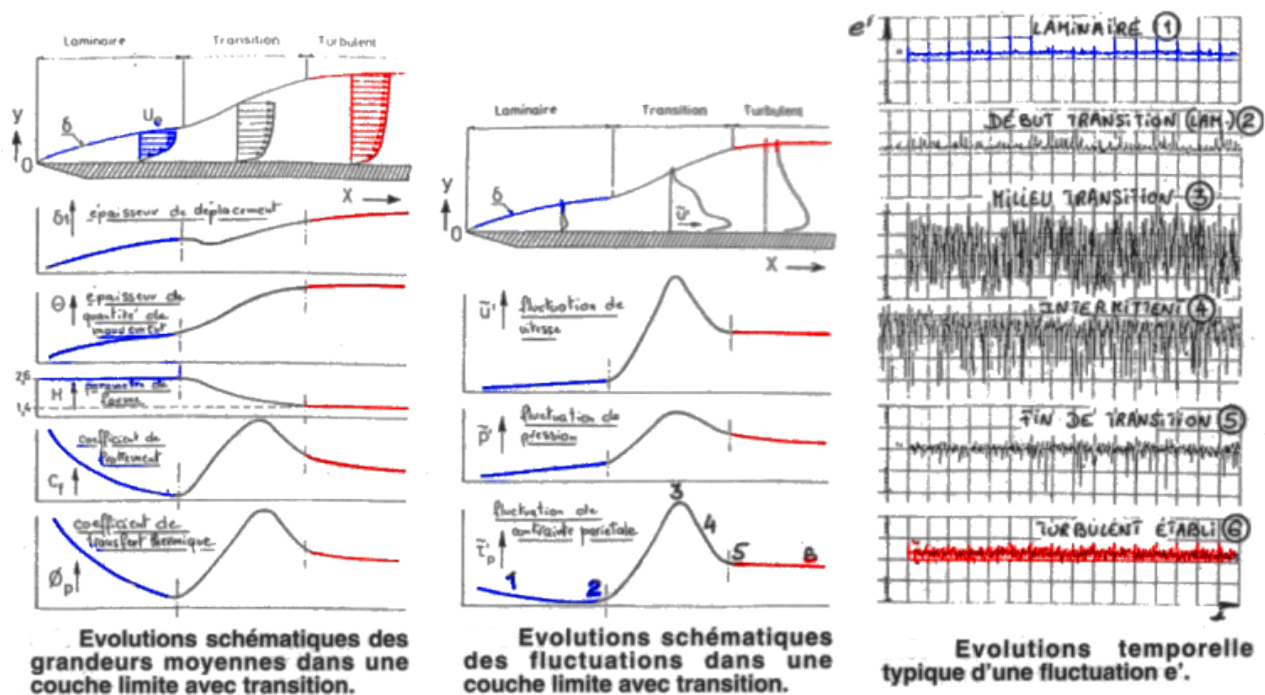


Illustration 6: Évolution des grandeurs importantes de la couche limite sur une plaque plane

Cette transition est inévitable, mais il est possible d'agir sur la stabilité de la couche limite, et donc sur la position du point critique en jouant sur divers facteurs comme :

- Le refroidissement de l'écoulement, qui le stabilise.
- Le gradient de pression, qui stabilise s'il est négatif, et déstabilise dans le cas contraire. Cependant un gradient trop négatif, bien qu'il stabilise l'écoulement longitudinal, déstabilise l'écoulement transversal.
- La flèche de l'aile, qui généralement déstabilise d'autant plus qu'elle est prononcée.
- L'état de surface, qui déstabilise s'il est mauvais (rugueux)

Certaines solutions techniques plus ou moins réalisables permettent réellement de stabiliser la couche limite laminaire. C'est le cas de la peau du dauphin, qui est suffisamment souple et bien structurée pour absorber les instabilités de la couche limite laminaire, et conserver la laminarité sur

100% du corps de l'animal. L'avenir nous permettra peut être de réaliser de tels revêtements pour l'instant inaccessible à des applications techniques.

1.3.4 Transition forcée

La transition dite sous critique, Bypass, ou forcée, par opposition à la transition naturelle, est causée artificiellement par différents artifices, intentionnels ou pas, qui causent le passage de la couche limite en turbulent avant le point critique.

Les différentes causes de transition forcée sont nombreuses, parmi elles on trouve :

- Les insectes écrasés, qui créent une rugosité isolée dépassant la taille admissible, qui vaut environ $h = \delta/4$, avec δ épaisseur de la couche limite.
- Le non respect des formes théoriques de la surface, qui créent des instabilités.
- Des irrégularités de la surface dues à la conception (bordures de verrières, barres anti-foudre, rivets, jointures de pièces, etc...)
- L'interaction de l'écoulement avec une autre partie perturbée de l'écoulement (par exemple contamination du bord d'attaque)
- De fortes turbulences extérieures si $\frac{u'}{u_0} = Tu > 3\%$
- Une irrégularité de surface volontaire afin de profiter des avantages d'une couche limite turbulente.

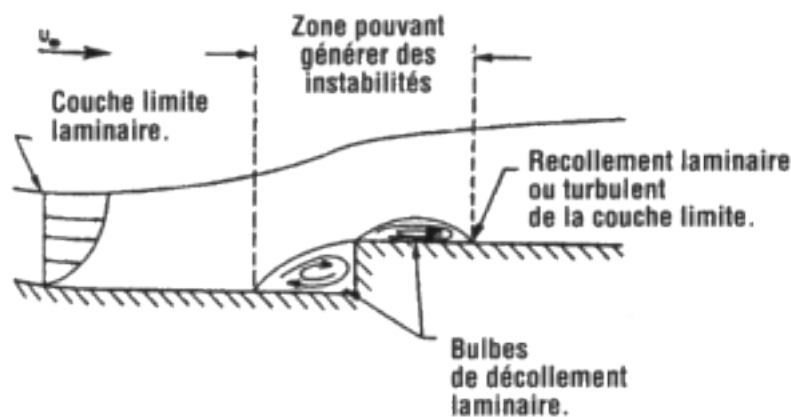


Illustration 7: Écoulement laminaire au passage d'une marche, avec recollement, qui peut être turbulent en fonction des paramètres.

Toutes ces causes de transition forcée agissent en perturbant l'écoulement, qui une fois déstabilisé, passe en turbulent en aval du point perturbé. Mais la zone perturbée ne correspond pas simplement au voisinage de la ligne d'émission issue du point perturbant, en effet, la perturbation se transmet de proche en proche et peut, selon la configuration de l'écoulement, recouvrir de très larges zones, alors que seul un petit point est perturbé. Un exemple de ce phénomène est la contamination du bord d'attaque, qui peut faire passer toute l'aile en turbulent.

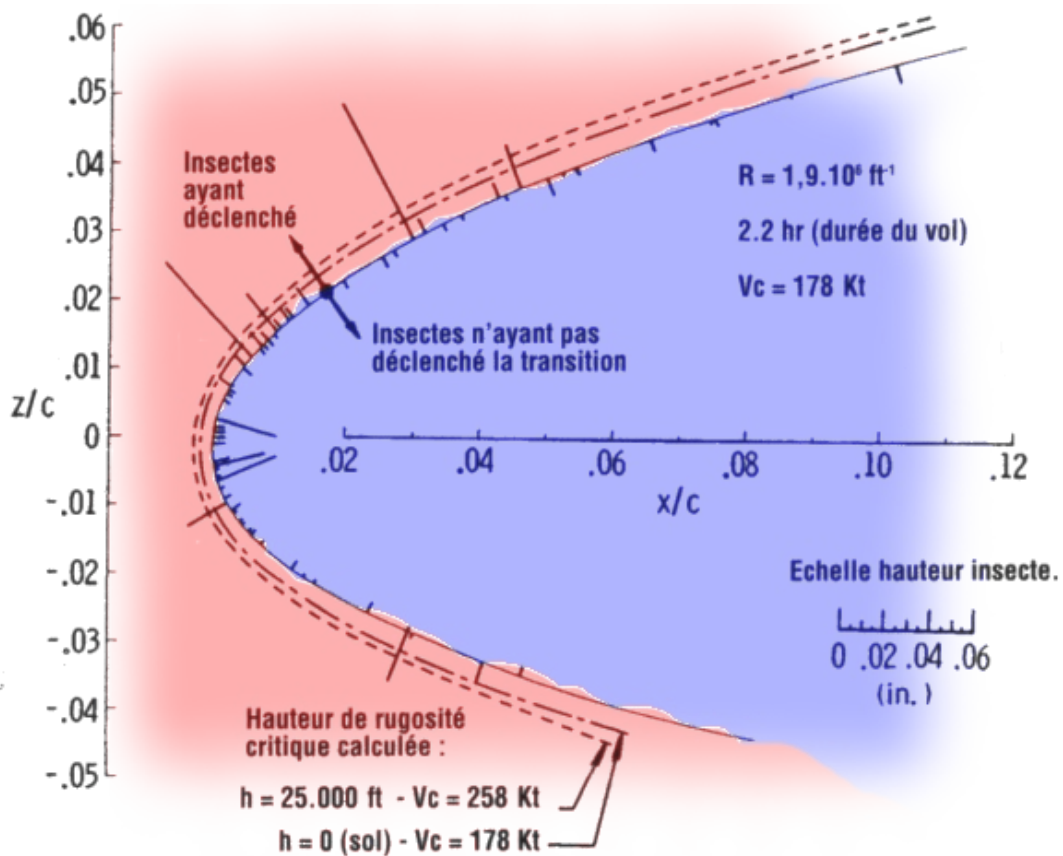


Illustration 8: Diagramme représentant le bord d'attaque d'une aile d'avion (Skyrocket). Les insectes sont représentés par des barres, rentrant vers l'intérieur (bleu) s'ils n'ont pas déclenché la transition, et vers l'extérieur s'ils l'ont déclenché, on remarque que les insectes n'ayant pas déclenché ont tous une hauteur inférieure à la hauteur de rugosité critique.

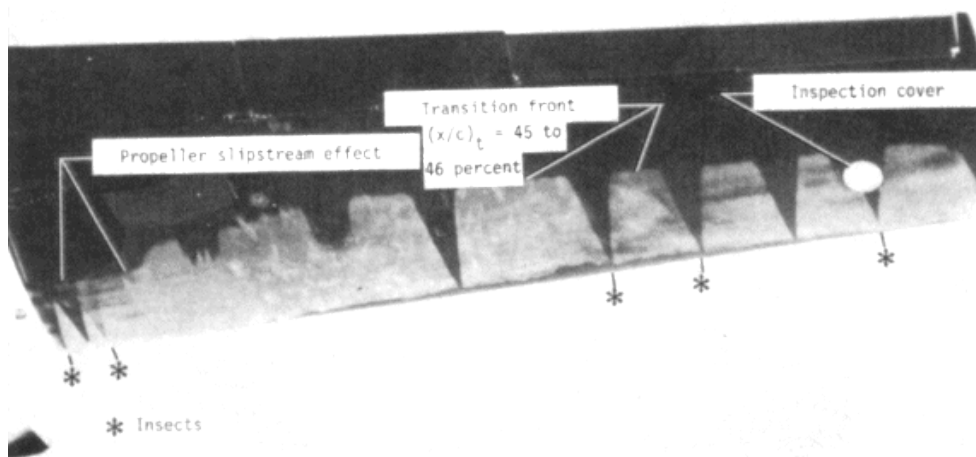


Illustration 9: Transition forcée de la couche limite causée par l'état de surface d'une aile. Les zones claires sont laminaires, les zones sombres sont turbulentes. Les insectes sont représentés par des astérisques, on remarque qu'ils initient la transition sur un large cône en aval, de même que la trappe située sur la droite. Les perturbations dues à l'hélice déplacent aussi le front de transition vers l'amont (à gauche).

1.4 Méthodes de prédiction

1.4.1 Critères

Il existe des critères empiriques simples permettant de prédire grossièrement l'état de la couche limite en un point. Certains critères prédisent la position approximative de l'apparition de la transition naturelle en fonction des caractéristiques de l'écoulement, en particulier le Reynolds local. D'autres critères permettent de déterminer la hauteur des irrégularités de surface admissibles en fonction de leur forme et de leur position.

Il existe Quatre types de critères empiriques :

- Critère longitudinal : donne la position de la transition en fonction du reynolds local et du gradient de pression. Exemple : critère de Michel : $R_\theta - 1.535 R_x^{0.444} = 0$ avec en plaque plane $R_\theta = 0.664 R_x^{0.5}$. Ce qui donne en plaque plane $R_{xt} = 3.15 \cdot 10^6$, sur en avion d'affaire, cela donne un point critique à 1% et une transition à 20% de la corde.
- Critère transversal : donne la position de la transition si la couche limite est soumise à un écoulement transversal. Exemple : critère de Beasley : $R_{\delta 2} = 150$ avec $\delta 2 = \int_0^\delta -w/u_e dy$.
- Critère de transition sous critique : détermine si une irrégularité causera la transition en fonction de ses caractéristiques. Exemple : Critère de Van Doenhoff et Braslow pour une marche de hauteur h : $R_h = U h / \nu > 900 \cdot k$ $k=1$ descendante $k=2$ montante. Pour une rugosité isolée de hauteur h : $R_h = U h / \nu_h > 550$.
- Critère de transition sur bord d'attaque : Critère de transition au bord d'attaque en fonction du Reynolds et de l'incidence. Exemple : Critère de Pfenninger : $R = (U_e \sin(\phi))(\nu / dU_e / dx)^{0.5} > 250$.

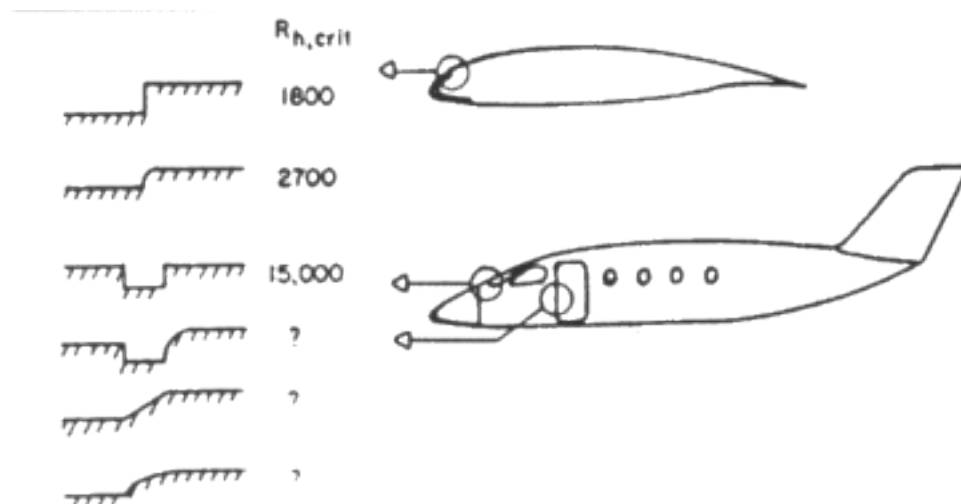


Illustration 10: Exemple de critère empirique simple déterminant le Reynolds critique en fonction de la forme de la marche.

1.4.2 Méthodes élaborées (théorie de la stabilité)

Un autre moyen analytique de prédire la stabilité de la couche limite est la théorie de la stabilité. Il s'agit d'une théorie mettant en équation les instabilités au sein de la couche limite, et permettant de

calculer les interactions entre les différents types d'ondes.

Les équations utilisées sont :

- Les équations de couche limite laminaire.
- Les équations de stabilité, avec $q' = (u', v', w', p')$, $q' = q(x, y) \exp(i(\theta(x) + \beta(z) - \omega(t)))$. Le problème est non linéaire, ce qui donne un couplage des ondes, et un calcul de la transition est possible. Si on linéarise, il faut avoir recours à des critères de transition semi empiriques.

Ces équations permettent de réaliser un diagramme de stabilité. Le point courant de la couche limite évoluant dans ce diagramme en fonction de la position, il est possible de connaître les points où la couche limite est instable.

1.4.3 Simulation

La simulation numérique est un outil relativement peu utilisée pour le calcul de couche limite, parce que la transition est un phénomène très fin qui échappe encore pour l'instant à la simulation numérique directe. La simulation de tous les phénomènes de couche limite de manière suffisamment précise pour pouvoir prédire la transition demanderait encore aujourd'hui trop de calculs, et l'on se contente de modélisations des phénomènes à l'aide des critères définis au 1.4.1. Cette modélisation qui donne de bons résultats si elle est bien utilisée, et permet d'obtenir des résultats corrects dans des cas simple, mais encore aujourd'hui, rien ne remplace l'expérimentation dans le domaine de la laminarité.

1.4.4 Mesure

Le principal moyen de mesure du Cf est le au film chaud, qui permet d'obtenir une mesure très localisée du Cf. Cependant, si l'on désire connaître l'état global de la laminarité de l'écoulement, il est nécessaire de recourir à plusieurs de ces capteurs, ce qui permet d'obtenir une image assez globale des Cf sur l'objet étudié.

Une autre moyen de mesure plus précis mais moins souple à l'usage est le sondage de la couche limite, à l'aide d'un capteur de pression ou d'un fil chaud, que l'on déplace selon l'axe normal à la paroi afin de définir le profil des vitesses en un point.

La combinaison de ces différents moyens de mesures permet d'étudier précisément la couche limite, comme cela a été le cas lors des études menées par Dassault sur la « nageoire » Falcon 50.

1.4.5 Visualisation

La visualisation de l'état de la couche limite peut se faire directement, à l'aide de plusieurs techniques :

- La visualisation à l'huile, qui consiste à déposer un film d'huile sur la surface à étudier. L'huile est repoussée par le flux d'air, en fonction des caractéristiques de la couche limite. Au niveau de la transition, de l'huile s'accumule contre la paroi, permettant de visualiser le front de transition.

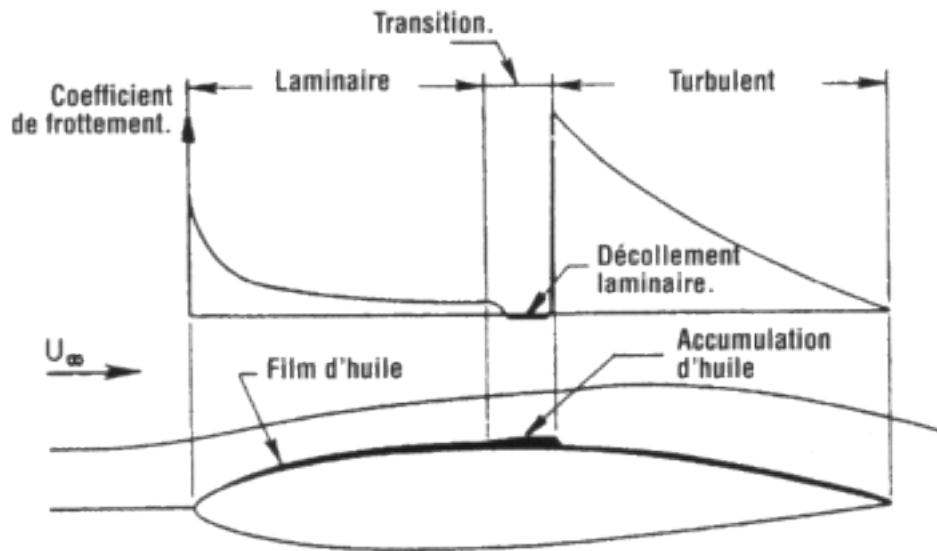


Illustration 11: Principe de la visualisation à l'huile

- La visualisation à l'acénaphène, qui consiste en l'application d'un film d'acénaphène sur la surface, qui présente la propriété de se sublimer à une vitesse différente selon l'état de la couche limite. La sublimation est proportionnelle au gradient de vitesse à la paroi, elle est donc plus rapide pour une couche limite turbulente.

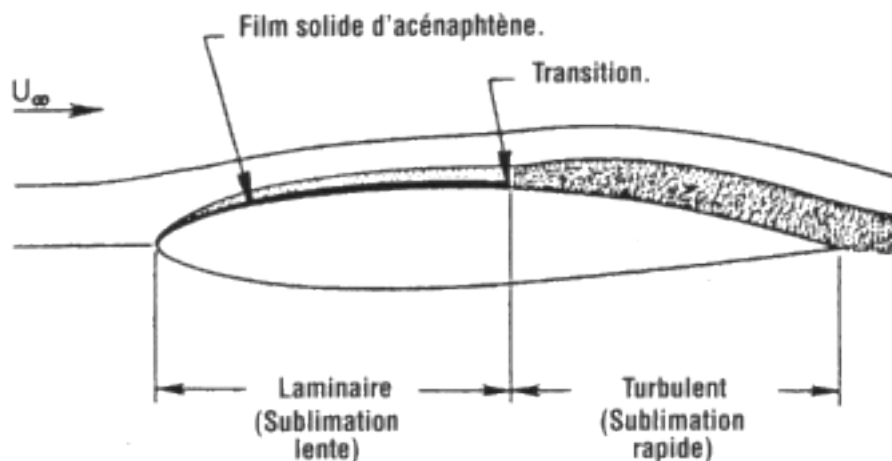


Illustration 12: Principe de la visualisation à l'acénaphène

- La visualisation par imagerie infrarouge, qui permet d'avoir une vision globale de l'état de la couche limite, en mettant en valeur l'échauffement de la paroi due aux frottements, qui est dépend de la laminarité de la couche limite. Cette technique reste cependant difficile à mettre en place, à cause des nombreux facteurs influençant la température de la paroi. Elle est plus performante aux vitesses élevées.

2 Solutions techniques de laminarisation

2.1 Différents moyens de laminarisation

Il existe de nombreuses techniques de laminarisation et de stabilisation de la couche limite, cependant, en l'état actuel, il semble possible de les classer en trois grandes catégories :

- Les techniques basées sur l'optimisation du gradient de pression, en agissant sur la **forme générale** des objets. Nous avons vu en particulier le cas des profils dits laminaires, que nous étudierons au 2.2
- Les techniques basées sur l'optimisation de l'**état de surface**, que nous verrons au 2.3. Ces techniques visent à obtenir un état de surface permettant de stabiliser au maximum l'écoulement. On recherche souvent une surface la plus lisse possible.
- Les techniques basées sur le **contrôle fluide**, que nous étudierons au 2.4. Ces techniques plus complexes demandent une connaissance plus profonde des phénomènes et visent à contrôler de manière précise l'écoulement afin de le stabiliser.

2.2 Profils laminaires

2.2.1 Définition

On l'a vu, le gradient de pression longitudinal le long d'un profil a un effet néfaste sur la stabilité de la couche limite laminaire. Les profils dits « laminaires » sont conçus de manière à reculer le plus loin possible en arrière la transition, en conservant un gradient de pression négatif le plus longtemps possible. On arrive ainsi à avoir une couche limite laminaire jusqu'à 70% de la corde, au lieu des 30% maximum sur des profils classiques.

Classiquement, les profils laminaires ont un maître couple situé à 70% de la corde au lieu de 30%. Ainsi, tant que le profil s'épaissit, l'air est accéléré, et donc le gradient de C_p reste négatif. La partie arrière du profil ne peut cependant pas rester laminaire, sauf si celui-ci présente un culot. Quoiqu'il en soit, il est impossible par des moyens classiques d'obtenir un profil qui soit à la fois laminaire sur 100% de la corde et qui ne crée pas de zone de recirculation. L'objectif du profil laminaire est donc de reculer au maximum la transition qui est inévitable.

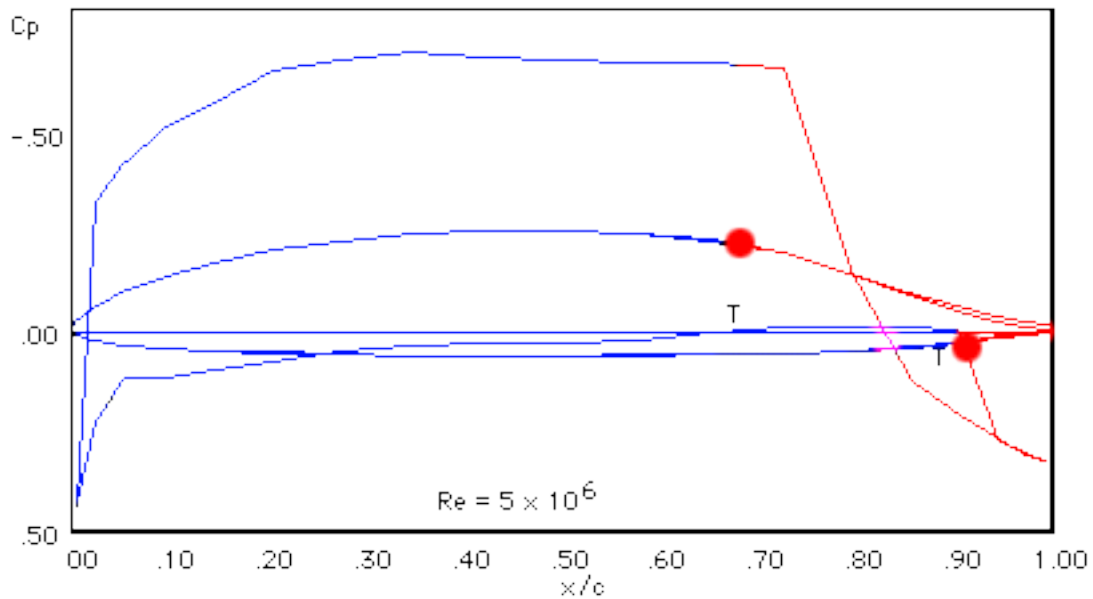


Illustration 13: Répartition de C_p sur un profil laminaire. Les transitions sont représentées par des points rouges, on remarque qu'elles correspondent aux endroits où le gradient de pression devient positif.

2.2.2 Contraintes

La laminarité de l'écoulement sur un profil laminaire reste cependant fragile. Elle est dépendante de nombreux paramètres dont le Reynolds, la turbulence de l'air ambiant, l'état de surface, l'incidence du profil etc... Si un seul de ces paramètres s'écarte de sa valeur nominale, la laminarité de l'écoulement disparaîtra, ainsi que les avantages du profil laminaire, ce qui pose de nombreux problèmes de robustesse, qui posent des contraintes sur la certification, dont nous reparlerons au 3.3. L'illustration suivante montre l'influence de deux paramètres : l'état de surface et l'incidence du profil, sur la laminarité de l'écoulement.

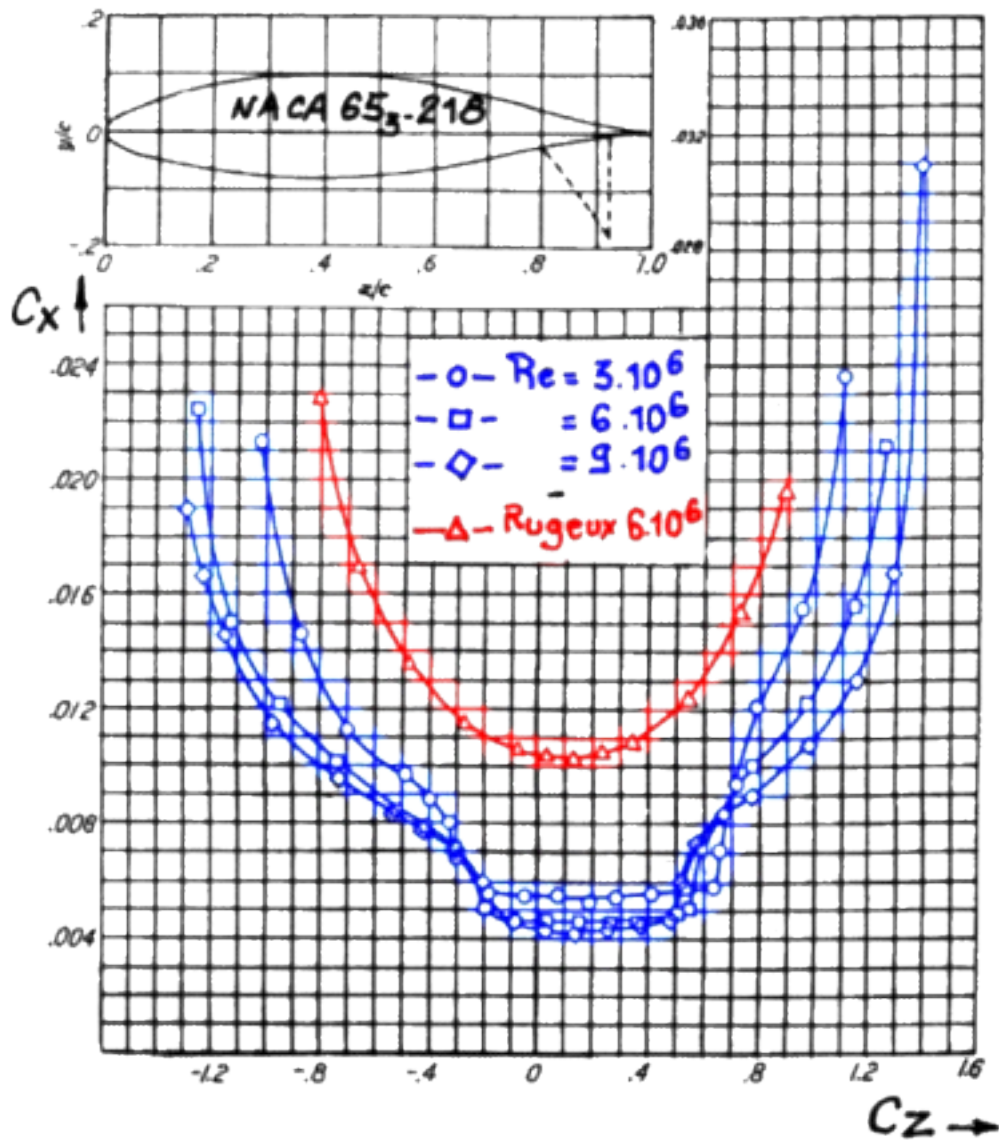


Illustration 14: Polaire d'un profil laminaire NACA 653-218 à différents Reynolds, et d'un exemplaire rugueux. On remarque sur les polaires bleues la "bosse laminaire" correspondant aux points de vol où l'écoulement est laminaire sur une grande partie du profil, et qui présentent un C_x faible.

2.3 Optimisation de l'état de surface

2.3.1 Principe

De nombreuses solutions existent afin de conserver un état de surface compatible avec une couche limite laminaire. L'objectif étant d'éliminer au maximum les irrégularités à la surface.

Les irrégularités sont souvent causées en vol par dépôt de petits débris ou insectes, c'est pourquoi la majeure partie des systèmes présentés ici visent à leur élimination. Nous allons aussi présenter des techniques permettant de remédier aux défauts de constructions qui causent la transition.

2.3.2 Nettoyage du bord d'attaque

Le nettoyage du bord d'attaque est une technique simple, qui vise à éliminer les débris de type insecte, qui viennent polluer le bord d'attaque des ailes, les autres parties de l'aile ne sont pas touchées car les débris ont tous une vitesse air assez faible, et entrent donc en collision avec la partie exposée vers l'avant.

Les systèmes de nettoyage mécanique du bord d'attaque sont en particulier présents sur certains planeurs, car c'est sur ce type d'appareil que le bénéfice est maximum : en effet l'allongement des ailes fait que la longueur de bord d'attaque est importante, ce qui permet d'optimiser le rapport masse du système de dépollution/surface à nettoyer.

Les systèmes de nettoyage de bord d'attaque sont souvent simples : il s'agit souvent d'une sorte de glissière comprenant un fil tendu perpendiculairement au bord d'attaque et contre celui-ci. Lorsque le pilote actionne manuellement le système, le fil racle le bord d'attaque sur toute sa longueur, éliminant les déchets polluant le bord d'attaque.

On pourrait imaginer de tels systèmes pour dépolluer d'autres parties de l'avion comme le nez, mais des contraintes telles que la forme et la longueur du fuselage font que l'écoulement sur celui-ci ne peut pas être laminaire, il est donc inutile de nettoyer le nez.

2.3.3 Bec Krüger

Les becs Krüger sont des becs de bord d'attaque spéciaux qui sont rabattus sous l'intrados, et qui se déplient en pivotant vers l'avant. Ces becs, malgré leur efficacité aérodynamique moyenne, ont l'avantage d'avoir une cinématique assez simple. Ils sont aussi intéressants pour la laminarisation de la couche limite, puisqu'ils permettent de conserver un bord d'attaque non pollué.

En effet les insectes ne sont présents qu'à basse altitude et les appareils ne se trouvent à ces altitudes que lors de la montée initiale et de l'approche finale, où ils évoluent à basse vitesse, donc avec l'hypersustentation sortie. Les insectes viennent ainsi se coller contre les becs Krüger, et pas contre le bord d'attaque de l'aile, qui est situé derrière.

Une fois en croisière, les becs sont rentrés, dégradant l'écoulement à l'intrados, mais permettant de conserver la laminarité à l'extrados. Le gradient de pression compromet de toute manière la laminarité à l'intrados. Les becs Krüger permettent donc de gagner de la laminarité à l'extrados sans en perdre à l'intrados.

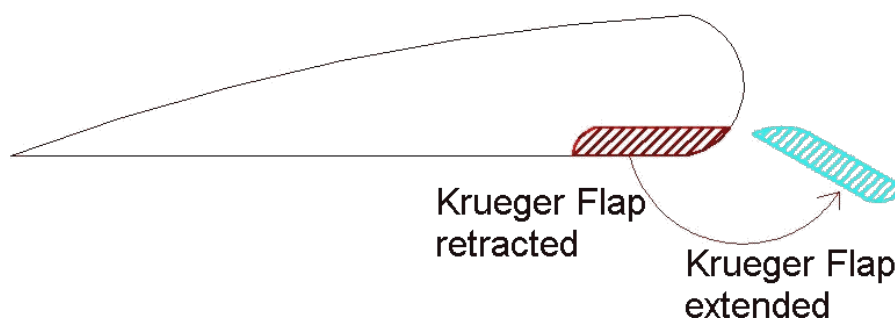


Illustration 15: Cinématique de becs Krüger

2.3.4 Exsudation de glycol

L'exsudation de Glycol est une technique expérimentale permettant de dépolluer le profil. Il s'agit d'exsuder du glycol au travers d'une paroi poreuse, dans les zones susceptibles d'être pollués, comme les bords d'attaque. Le glycol empêche les déchets d'adhérer, et les fait glisser le long du profil jusqu'à leur détachement sous l'effet du flux d'air. De plus, le glycol empêche le givrage, et joue le rôle de dispositif anti givre. Cette technique est très efficace, mais pose différents problèmes :

- La pollution générée par le produit exsudé
- Le bénéfice en terme de trainée compense-t-il la masse supplémentaire emportée ?
- La fiabilité du système : les trous dans la paroi peuvent se boucher et rendre le système inefficace. La résistance aux chocs, pour un système situé sur le bord d'attaque est une contrainte importante.

2.3.5 Matériaux composites

Les matériaux composites sont utilisés en aéronautique avant tout pour leurs caractéristiques mécaniques et leur faible masse, à résistance égale. Ils présentent aussi l'avantage de supprimer les jointures de tôles et les rivets. L'état de surface lisse est donc plus facile à obtenir sur un avion en matériaux composites.

De même, la réparation de matériaux composite, si elle est plus complexe que pour les matériaux métalliques, présente l'avantage de garder un état de surface correct. Cependant, les composites présentent d'autres inconvénients dont nous ne discuterons pas ici, comme leurs caractéristiques électriques.

2.3.6 Intégration des équipements

Afin de conserver la laminarité de la couche limite, il est possible de faire des efforts lors de la conception sur les équipements, fenêtres, hublots, essuie glaces, antennes, barres anti-foudre etc...

L'intégration correcte de ces éléments, afin qu'ils ne provoquent pas d'irrégularité de surface provoquant la transition peut dans certains cas s'avérer payante. Ainsi, Piaggio affirme que la couche limite reste laminaire sur 30% de la longueur du fuselage sur son appareil Piaggio Avanti, ce qui représente environ 5m, alors que sur des appareils plus classiques le fuselage est turbulent dès le premier mètre, en particulier à cause des barres anti-foudre et de l'intégration du radôme.

2.4 Contrôle fluidique

2.4.1 Principe

Le contrôle fluidique consiste à agir sur l'écoulement du fluide afin de le stabiliser ou d'empêcher sa déstabilisation. Il en existe deux grands types : le contrôle passif, qui consiste à modifier légèrement le design, ou ajouter des artifices fixes qui modifient l'écoulement. Le contrôle actif consiste en la modification dynamique de l'écoulement en fonction de nombreux paramètres, via l'action de systèmes mécaniques, électriques ou pneumatiques.

2.4.2 Contrôle passif

Les systèmes les plus courants de contrôle fluidique passif sont :

- Piège à couche limite : Dispositif rencontré le plus souvent à proximité des entrées d'air sur

les avions de combat. L'entrée d'air n'est pas en contact direct avec le fuselage, mais elle en est légèrement écartée par un interstice. Cet interstice réceptionne l'air turbulent de la couche limite afin qu'il ne soit pas ingéré par les moteurs, qui récupèrent en conséquence un écoulement non perturbé.



Illustration 16: Rafale B de face. On remarque les pièges a couche limite entre les entrées d'air et le fuselage.

- Gaster bump : Dispositif permettant d'éviter la contamination du bord d'attaque sur les voilure à flèche prononcée. Il s'agit d'un appendice placé sur le bord d'attaque de l'aile, proche de l'emplanture. La propagation de la couche limite turbulente qui se développe sur le fuselage est arrêtée par le gaster bump, permettant d'avoir un bord d'attaque sain, non contaminé par les turbulences.
- Micro rugosités de surface : Il s'agit de rugosités microscopiques, calculées pour interférer de manière destructive avec les ondes d'instabilités de la couche limite laminaire, décrites au 1.3.3, afin d'empêcher leur développement, et donc la transition en turbulent. Cette technique est encore expérimentale, mais difficilement applicable, car les caractéristiques des ondes d'instabilités dépendent de nombreux paramètres, en conséquence une surface ainsi traitée n'empêcherait la transition que sous certaines conditions particulières. La réponse à ce manque de souplesse serait de modifier la rugosité dynamiquement. Il s'agit alors de contrôle actif.

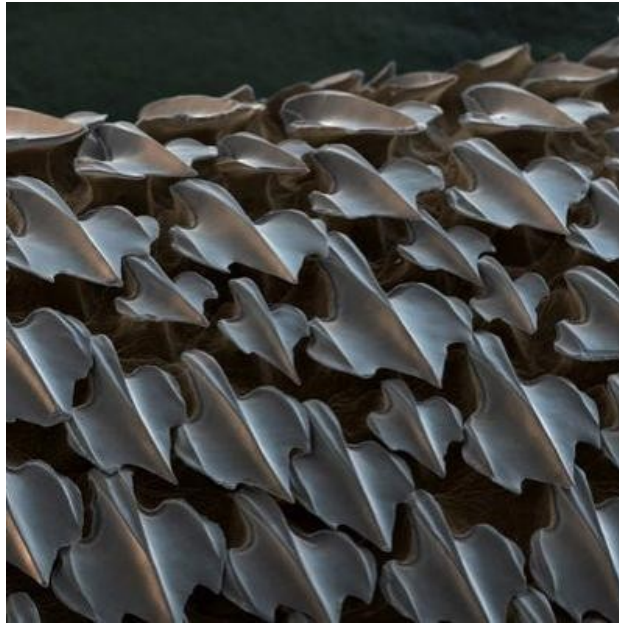


Illustration 17: Peau de requin observée au microscope. La peau de requin stabilise la couche limite turbulente, évitant les décollements. Elle ne stabilise pas la couche limite laminaire, mais elle donne une idée des structures microscopique utilisées pour le contrôle de la couche limite.

- Turbulateurs : il s'agit de dispositifs dont le but est de faire passer la couche limite en turbulent afin d'augmenter sa résistance au décollement. On la trouve par exemple sur certains empennages d'avions, dans le but d'augmenter l'efficacité de ceux ci au braquages élevés. On en trouve aussi sur certaines ailes de vol à voile, afin de fixer le point de transition et de maîtriser l'état de la couche limite sur l'aile.

Globalement, à l'exception des micro rugosités de surface, les systèmes de contrôle passif sont assez bien maîtrisés aujourd'hui, et sont implantés dans bon nombre d'appareil en fonctionnement.

2.4.3 Contrôle actif

Le contrôle fluide actif est un domaine encore expérimental, les travaux portent en général sur certains de ces systèmes :

- Jet pulsés : Jets de fluide réalisés à l'aide d'actionneurs piézoélectriques, dont le but peut être de favoriser la transition, ou même, de provoquer le décollement de la couche limite. Les actionneurs sont piézoélectriques car, afin d'interagir avec les ondes d'instabilités, la fréquence de pulsation des jets est très élevée et non réalisable à l'aide de systèmes mécaniques.
- Systèmes micromécaniques : systèmes microscopique issus des nanotechnologies, utilisés en grand nombre pour modifier l'écoulement au voisinage de la paroi, afin de stabiliser la couche limite. Ces systèmes sont actuellement réalisés à base de silicium, mais ont l'inconvénient d'être peu résistants et robustes.

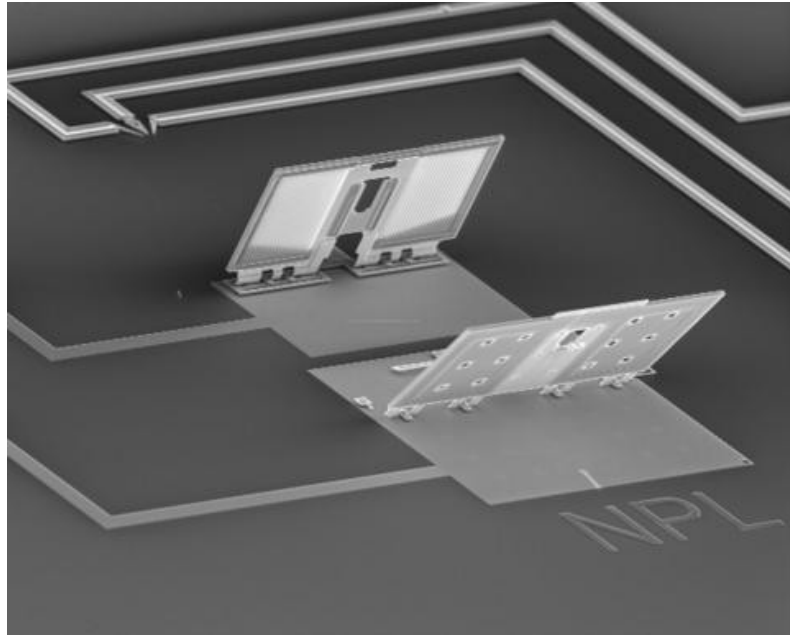


Illustration 18: Exemple de volet microscopique ressemblant à ceux qu'on imagine utiliser pour le contrôle fluidique à petite échelle

- Aspiration pariétale : Système déjà expérimenté en vol, où la paroi est percée de milliers de trous d'un diamètre d'environ $50\mu\text{m}$. Un système d'aspiration fournit une dépression, qui a pour effet d'aspirer du fluide au niveau de la paroi. Les instabilités se développant dans la couche limite sont ainsi éliminées, ce qui permet de conserver la laminarité plus longtemps. Cependant ce système comporte encore des inconvénients, tels que le bouchage éventuel des pores, la puissance nécessaire à l'aspiration, qui est non négligeable, ainsi que la masse et l'encombrement du système, qui peut compenser ses avantages.

La plupart des systèmes de contrôle actif ne sont aujourd'hui toujours pas utilisés dans les produits finaux, pour plusieurs raisons :

- Leur robustesse n'est pas encore suffisante. Comment certifier un avion qui ne vole correctement que si ses systèmes de contrôle actif fonctionnent ?
- Leur fragilité, ces systèmes ne sont pour l'instant pas suffisamment résistants, leur durée de vie est nettement insuffisante pour un usage commercial.
- Leur consommation énergétique est souvent trop importante, et compense le gain d'énergie réalisé grâce au contrôle de la laminarité.

3 Applications

3.1 Vol à voile

Le vol à voile est le domaine où la performance en terme de finesse est la plus prépondérante. Chaque paramètre est donc optimisé pour la finesse. Il en va ainsi pour la laminarité de la couche limite. Les planeurs disposent donc d'un maximum de dispositifs de laminarisation, dans un but de performance.

On y trouve des dispositifs de nettoyage automatique des bords d'attaque, afin de conserver la laminarité sur les ailes au profil laminaire. L'intégration des éléments du fuselage, en particulier la verrière, est maximale, afin de ne pas provoquer de transition prématurée. Les empennages sont conçus afin de minimiser les interactions avec le fuselage et la voilure (empennage en T). La flèche de la voilure est quasi nulle pour plusieurs raisons, dont la stabilité de la couche limite. Les structures en composites permettent des états de surface excellents.

3.2 Aviation légère

En aviation légère, il existe certains travaux sur la conception d'avions laminaires, dans un but de performance et d'économie de carburant. Des voilures laminaires sont utilisées sur quelques appareils optimisés. Il existe des concepts d'avions à hélice arrière afin entre autre d'éviter les perturbations créées par l'hélice sur la couche limite. L'utilisation des matériaux composites et l'intégration des équipements est de plus en vogue, à l'heure où le prix du pétrole commence à faire peur.

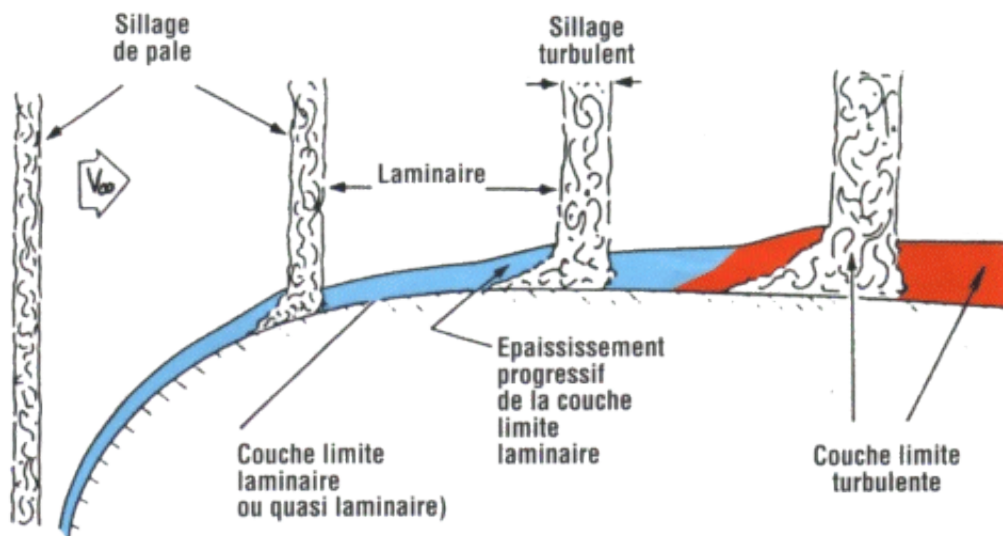


Illustration 19: Influence du sillage de pale d'hélice sur la laminarité en aviation légère

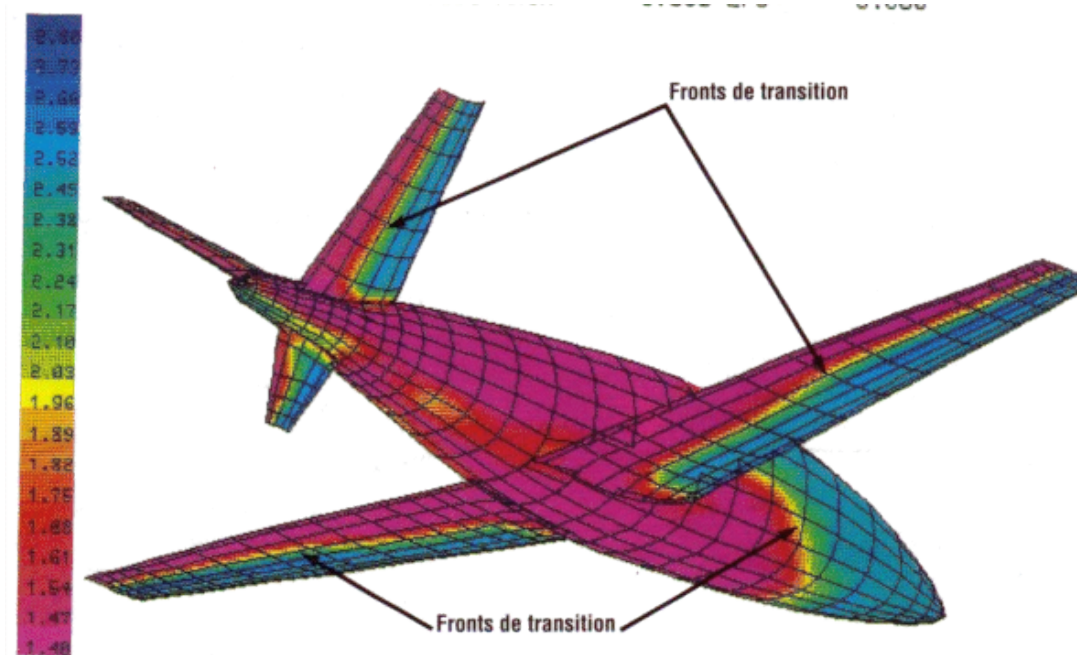


Illustration 20: Concept d'avion "laminaire" à hélice propulsive, profils laminaire, empennage en V et fuselage optimisé.

3.3 Transport civil

Dans le transport civil, l'objectif de la laminarisation est la réduction de trainée, et donc la réduction de consommation de carburant, dans un but économique mais aussi de rayon d'action. Aujourd'hui, aucun avion de transport civil n'est optimisé pour la laminarité. Cependant, un rapide calcul permet de se rendre compte de l'utilité d'un effort dans ce sens :

Dans le cas d'un avion d'affaire par exemple, on peut espérer laminariser la voilure sur 50%, or :

$$C_{F \text{ voilure}} = 40 \% C_{F \text{ avion}}$$

$$C_{F \text{ avion}} = 55 \% C_{X \text{ avion}}$$

On trouve donc :

$$\text{Gain } C_{X \text{ avion}} = 50 \% \times 40 \% \times 55 \% = 11 \%$$

On obtient donc un gain de 11% sur la trainée avion et donc sur la consommation en laminarisant 50% de la voilure. Globalement, selon les avions, le gain varie entre 10% et 20%.

Les normes ACARE contraignent à une réduction de 50% des émissions de CO2 et de NOX d'ici à 2020, la laminarisation des appareils semble donc une étape nécessaire à la réalisation de cet objectif, l'autre élément étant l'optimisation de la motorisation.

Cependant, la laminarisation pose des problèmes de certification. En effet, la laminarité obtenue risque de ne pas être robuste, et peu disparaître dans de nombreux cas de pannes. Par exemple, un simple passage dans un essaim d'insecte peut compromettre la laminarité sur un profil. Les appareils doivent donc pouvoir voler en mode non-laminaire, et l'intérêt de la laminarisation devient moindre.

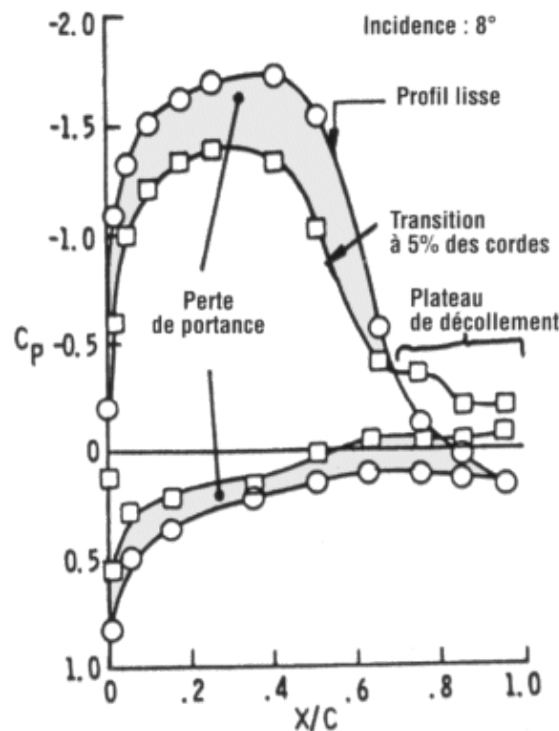


Illustration 21: Répartition de C_p sur un profil avec et sans transition à 5% des cordes, qui peut être due à des insectes pas exemple. On remarque la perte de portance importante qui peut être dangereuse.

3.4 Thermique des véhicules hypersoniques

Le flux de chaleur à la paroi est réduit en laminaire, en effet :

$$\phi = \epsilon \sigma T_p^4 = Ch \rho U (H_f - H_p) \quad , \text{ avec}$$

$$Ch = s Cf / 2 \quad s = 1.24 \text{ laminaire}$$

$$s = 1.20 \text{ turbulent}$$

On a donc :

$$T_p = \sqrt[4]{C_f \frac{\rho U s}{2 \epsilon \sigma} (H_f - H_p)}$$

Donc si la couche limite est laminaire, on gagne un facteur 4 sur C_f , d'où un gain d'un facteur 1.4 sur T_p , soit 500K pour un planeur hypersonique.

Ce gain de température permet la réalisation de véhicules qui ne seraient pas réalisables si l'écoulement était turbulent, car les matériaux ne résisteraient pas, comme le montre la figure suivante.



Illustration 22: Températures en fonction du temps sur un corps de rentrée portant de type Hermes. En bleu la température lors d'une rentrée nominale, en rouge la température en cas de transition prématurée due à une tuile mal placée. La limite de résistance du matériau est en jaune...

Conclusion

Finalement, remarquons que la science de la couche limite et de sa laminarisation est une science très complexe qui n'est pas encore parfaitement maîtrisée. La preuve en est qu'il s'agit d'un des quelques sujets de l'aérodynamique où la simulation numérique n'a pas encore vraiment réussi à percer. Historiquement, les travaux réalisés sur la laminarisation sont en nombre proportionnel au prix du pétrole, nous pouvons donc espérer de nouvelles avancées dans ce domaine...