

Gilbert Klopstein

Comprendre l'avion



*L'air
et l'avion*

Tome 1

Cépaduès
- éditions -

Comprendre l'avion

Tome 1

L'air et l'avion

Gilbert KLOPFSTEIN

CÉPADUÈS-ÉDITIONS

111, rue Nicolas-Vauquelin
31100 TOULOUSE – France

Tél. : 05 61 40 57 36 – Fax : 05 61 41 79 89
(de l'étranger) + 33 5 61 40 57 36 – Fax : + 33 5 61 41 79 89

www.cepades.com

Courriel : cepades@cepades.com

CHEZ LE MÊME ÉDITEUR

Leçons de pilotage – Maniabilité du PPL	Attias J., Dartaguiette G.
Apprendre à piloter les ULM multiaxe et les avions légers	Attias J., Dartaguiette G.
Météorologie – Montgolfière, carnet de vols	Beaudenon Th.
Prépa à l'Anglais du PNC – Flight Attendants' English (PNC)	Billange C., Milne A.
Météorologie du vol à voile	Bradbury T.
La Réglementation du pilote privé avion	Casanova D.
VFR – Flight Rules France	Casanova D.
Incidents et infractions expliqués au pilote privé	Casanova D.
Formation des PNC au secourisme pratique	Cattier A., Sellier C.
Avionique de la navigation aérienne	Combes M.
Guide de phraseologie du pilote VFR VFR (F-A)	Coulombe C.
Guia de fraseologia del piloto VFR (Es-F-A)	Coulombe C.
La météo du pilote VFR – Savoir analyser et interpréter son dossier de vol	Fieque J.-P.
La météo du vol à voile et du vol libre expliquée au pilote	Fieque J.-P.
L'Autogire de la théorie à la pratique	Hoffmann V.
La sécurité du PPL – Méprises et maîtrise en aéronautique	Hovan F.
Le vol sans moteur	Kassera W.
Courchevel Airport	Kossa M.
Dictionnaire de l'aéronautique (F-An-All / D-F-E)	Krafft J.-H.
Dictionnaire technique de l'aéronautique (A-F / F-A)	Lambert R.
Propulseurs aéronautiques	Lepourry P., Ciryoi R.
A380 le défi	Marc Y.
La Légende des Guppy	Méchain D.
Cédérom PC la Maîtrise du PPL	Messud M.
Cédérom PC Briefings avant vol	Messud M.
Cédérom PC la Maîtrise de la radiotéléphonie Fr/En	Messud M.
Cédérom PC pratique de l'IFR – maîtrise du VFR	Messud M.
Cédérom PC Radionavigation Unlimited	Messud M.
Cédérom PC Altimétrie	Messud M.
Cédérom PC Les points clés du PPL et du BB	Messud M.
La radionavigation et l'IFR	Mougery F.
Le computer expliqué au pilote privé	Mougery F.
Initiation au pilotage	Nicolas J.
Fais-moi piloter l'hydravion	Nicolas J.
Dessine-moi un avion – Premiers vols	Nicolas J., Ziegelbaum P.
Apprends-moi l'avion - Perfectionnement, cours théoriques	Nicolas J., Ziegelbaum P.
Enseigne-moi la navigation	Nicolas J., Ziegelbaum P.
Devenir PNC – Le métier de PNC expliqué aux candidates hôtesses de l'air et aux futurs stewards	Plangor A.
La théorie du CSS	Plangor A.
DicoVol – Aviation légère, vol à voile et voltige aérienne Fr/En/De	Plays A.
L'Anglais du PNC	Plays A.
El inglés del TCP	Plays A.
Performance humaine et ses limites	Pratt J.
Le voyage aéronautique	du Puy de Goyné Th.
La Radionavigation, une aide au vol VFR	du Puy de Goyné Th.
Le précis du pilote ULM et avion léger	du Puy de Goyné Th., Barcouda P.
Le GPS – Marine, Aviation, Randonnées	du Puy de Goyné Th.
Technique d'utilisation de l'hélicoptère – « T.U. Hélico »	du Puy de Goyné Th., Koska M.
Initiation à l'aéronautique	du Puy de Goyné Th., Plays Y., Lepourry P., Besse J.
Instruments de bord	du Puy de Goyné Th., Roumens A., Lepourry P.
Théorie élémentaire de l'hélicoptère – Initiation par l'image	Raletz R.
Initiation à la radiotéléphonie en anglais (avec cd MP3)	Rengade Y.
Manuel d'anglais du pilote privé, Tome I (avec 6 audio cds)	Rengade Y., Molac J.
Manuel d'anglais du pilote privé, Tome II	Rengade Y., Molac J.
Cellule et circuits associés	Ripoll J.-C.
Aviateurs – Petites chroniques des nuages	Roy G., Vincent
Comme l'oiseau – Les ailes de l'Ultra Léger Motorisé	Sicaud J.-L., Nicolas J.
Guide de l'instructeur vol à voile	SEFA/CNVV
Guide pratique du pilote remorqueur	SEFA/CNVV
Pilotage des montgolfières	Deramecourt A., -FFA
Bases d'électricité avion – Protection contre les incendies	Valentin M.
Guide des épreuves pratiques de secourisme aéronautique (CSS)	Collectif
Manuel du pilote d'avion	Collectif
Manuel du pilote – Vol à voile	Collectif
Manuel du pilote – ULM	Collectif

Édition originale © Institut du Transport Aérien – Paris, 1995 (ISBN 2-908537-12-5)

© CEPAD 2008

ISBN : 978.2.85428.777.6



Le code de la propriété intellectuelle du 1^{er} juillet 1992 interdit expressément la photocopie à usage collectif sans autorisation des ayants-droit. Or, cette pratique en se généralisant provoquerait une baisse brutale des achats de livres, au point que la possibilité même pour les auteurs de créer des œuvres nouvelles et de les faire éditer correctement est aujourd'hui menacée.

Nous rappelons donc que toute reproduction, partielle ou totale, du présent ouvrage est interdite sans autorisation de l'Éditeur ou du Centre français d'exploitation du droit de copie (CFC – 3, rue d'Hautefeuille – 75006 Paris).

Dépôt légal : septembre 2008

N° éditeur : 777

Remerciements

Nous tenons à remercier tous ceux qui ont permis la publication de ces trois tomes, et particulièrement Monsieur Bruno Debiesse.

L'éditeur

SOMMAIRE

AVANT-PROPOS	1
 Chapitre I : L'ATMOSPHERE	
I.1 Généralités	5
■ Composition de l'atmosphère	5
■ Les différentes couches de l'atmosphère	6
■ L'air et la propulsion	7
I.2 L'atmosphère type	7
 Chapitre II : L'AIR AU REPOS	
II.1 Variation de la pression avec l'altitude en atmosphère type	13
■ Principe fondamental de l'hydrostatique	13
■ Pression en fonction de l'altitude	16
■ Altitude en fonction de la pression	19
■ Reconstitution du tableau de l'atmosphère type	20
■ Les cartes isobares	22
II.2 L'altimètre	24
■ Qu'est-ce qu'un altimètre ?	24
■ Étalonnage de l'altimètre	29
■ Calage de l'altimètre	32
■ Erreurs de mesure des altimètres	39
II.3 Altimétrie en atmosphère réelle	41
■ Les calages altimétriques en atmosphère réelle	41
■ Ce que l'altimètre indique et ce qu'il n'indique pas	46
■ Les avantages du QFE par rapport au QNH	52
■ Les avantages du QNH par rapport au QFE	53
■ L'influence de la température	55
II.4 L'altitude-densité	61

Chapitre III : L'AIR EN MOUVEMENT

III.1 Eléments d'aérodynamique	65
■ Tube de courant	66
■ Point d'arrêt	67
■ Variation de la vitesse et de la pression le long d'un tube	69
■ Loi de Bernoulli	75
■ Vitesse du son et nombre de Mach	77
■ Loi de Saint-Venant	80
■ Température d'arrêt	81
III.2 Mesures à bord de l'avion	83
■ L'anémomètre	83
■ Correspondance entre l'indication de l'anémomètre et la pression différentielle	88
■ Détermination du Mach... sans machmètre	91
■ Mesure de la température	93
■ Détermination de la vitesse-air	97
■ Le variomètre	102
III.3 Pratique de l'anémométrie	104
■ L'erreur de statique	104
■ Comment passer rapidement de V_c à V et réciproquement	110
■ La centrale anémométrique	119

Chapitre IV : LA SUSTENTATION

IV.1 La portance et la traînée	121
IV.2 Le tourbillon de Prandtl, cause de la portance	123
■ Écoulement théorique en gaz parfait non visqueux	124
■ Visualisation de l'écoulement par le calcul	125
■ Écoulement avec portance	130
■ Génération du tourbillon dans le cas de l'avion	137
■ Le tourbillon marginal	144
■ Le « winglet », application du tourbillon marginal	148

■ La traînée induite	150
■ Influence de l'incidence et moment à incidence nulle	153
IV.3 L'écoulement réel autour de l'avion	157
■ Influence réciproque de tubes de courant adjacents	157
■ Couche limite et traînée de frottement	160
■ Le phénomène de décollement	163
■ La traînée de profil	166
■ Les dispositifs hypersustentateurs	170
IV.4 Les coefficients aérodynamiques C_x et C_z	180
■ Paramètres influant sur la portance et la traînée	180
■ Définition du C_x et du C_z par l'analyse dimensionnelle	183
■ La polaire	188
■ Points caractéristiques de la polaire	192
■ Limites de validité	193
■ L'anémomètre, indicateur de décrochage	199

ANNEXES

<i>Annexe 1 :</i>	Sigles, notations et unités	209
<i>Annexe 2 :</i>	L'atmosphère type	213
<i>Annexe 3 :</i>	Construction de l'abaque altitude-Mach-vitesses-températures	215
<i>Annexe 4 :</i>	L'équivalent de vitesse	219

L'auteur remercie tout particulièrement Jean FORESTIER, son ancien chef du département des véhicules aérospatiaux à l'École Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace, pour son soutien et ses avis précieux.

Il tient également à exprimer toute sa gratitude à Bruno DEBIESSE, de la Direction générale de l'Aviation civile, et Stéphane DUMONT, de l'Institut du Transport Aérien, grâce auxquels cet ouvrage a pu voir le jour.

Préface

Savoir, c'est pouvoir.

Faire savoir, c'est offrir la liberté de pouvoir.

Réglementer, c'est par contre restreindre la liberté d'agir.

La diffusion des connaissances doit donc constituer le premier instrument de celui qui veut promouvoir la sécurité, avant qu'il ne se tourne vers l'outil réglementaire.

Néanmoins, du fait de sa complexité et de sa dimension internationale, l'Aviation Civile fait reposer sa sécurité sur un ensemble réglementaire fort, structurant.

Ce n'est pas un motif pour omettre la diffusion du savoir.

La Direction Générale de l'Aviation Civile, et notamment le Service de la Formation Aéronautique et du Contrôle Technique, poursuit donc un effort permanent pour développer des ouvrages didactiques répondant aux attentes de ceux qui construisent la sécurité de l'Aviation Civile.

Parmi ceux-ci, le navigant joue un rôle particulier : intégrateur final de toutes les composantes humaines et techniques qui concourent au vol, il doit disposer d'un savoir couvrant la totalité du champ de ces composantes, mais sans atteindre dans chaque domaine la profondeur de connaissances du spécialiste. Opérateur il est, opérateur il doit rester pour bien jouer son rôle, avec la modestie qui doit caractériser tout professionnel conscient d'être un rouage de l'horloge, fût-il le rouage qui supporte la grande aiguille !

Plutôt que de philosopher sur le savoir, le Service de la Formation Aéronautique et du Contrôle Technique a souhaité mettre à la disposition des navigants des ouvrages présentant l'aérodynamique, la mécanique du vol et les performances des avions sous leurs aspects les plus actuels.

Les cours professés par Gilbert KLOPFSTEIN, dont beaucoup de pilotes ont loué les talents de professeur, ont constitué la base naturelle de ces ouvrages.

Avec une petite équipe de rédacteurs, puis un comité de relecture composé de scientifiques, de professeurs et de pilotes, Gilbert KLOPFSTEIN a bien voulu mettre au point le livre qui vous est proposé aujourd'hui et qui constitue le premier tome d'une série nouvelle.

Que l'auteur, les rédacteurs et les relecteurs soient remerciés d'avoir bien voulu apporter leur pierre à la diffusion des connaissances pour l'amélioration permanente de la sécurité de notre Aviation Civile.

Que le lecteur soit remercié, sans lequel ce livre n'aurait pas d'objet.

Et donnons-nous rendez-vous pour le prochain tome, qui couvrira la mécanique du vol et la propulsion.

A stylized, handwritten signature in black ink, consisting of several fluid, overlapping strokes that form a unique monogram.

Claude FRANTZEN

*Ingénieur Général de l'Armement
Chef du Service de la Formation Aéronautique
et du Contrôle Technique*

AVANT-PROPOS

La formation des pilotes n'est que l'un des maillons de la longue chaîne de cette activité humaine qui permet aux hommes de se déplacer par avion. C'est toutefois, me semble-t-il, le plus difficile à maîtriser du point de vue de la sécurité.

La sécurité absolue n'est pas encore accessible au genre humain, malheureusement. L'objectif à atteindre, celui que s'est fixé la communauté aéronautique mondiale, est que l'accident fatal ne survienne pas plus d'une fois par million de vols.. le fameux « 10^{-6} ». Pour atteindre cet objectif, tous les acteurs de l'aviation civile s'emploient à faire toujours mieux : recherche dans le domaine des matériaux et des équipements, élaboration des règlements les plus judicieux possibles, meilleure ergonomie des postes de travail, etc.

La formation des navigants n'est certainement pas le dernier domaine où il est indispensable de redoubler d'efforts.

C'est dans cet esprit d'amélioration de la formation des pilotes que la collection « COMPRENDRE L'AVION » a été conçue. Il s'agit non seulement d'enseigner au lecteur un grand nombre de connaissances, de la façon la plus claire possible et quelquefois sous un jour nouveau voire inédit, mais aussi d'expliquer à tous le véritable « pourquoi des choses » et de participer ainsi à l'amélioration globale de la sécurité du transport aérien.

Pour quantifier la sécurité, on dispose d'outils formidables : les statistiques et la théorie des probabilités. De fait, certaines erreurs et certains enchaînements d'incidents sont aujourd'hui bien connus; l'enseignement délivré aux pilotes permet de parer à l'éventualité de leur reproduction. Mais il existe aussi ce que l'on appelle la « queue de probabilité », c'est-à-dire l'ensemble des événements — ou des enchaînements d'événements — qui ne se sont jamais produits et que, dans certains cas, nous ne soupçonnons même pas.

Comment faire face le plus efficacement possible à une situation totalement imprévue ? La réponse est qu'il faut réussir, le plus vite possible, à prendre conscience de cette situation pour prendre la décision qui s'impose. Or, pour comprendre correctement et rapidement la situation, il faut avoir acquis des connaissances sûres, profondes et bien mises en pratique. C'est la survie même des occupants de l'avion qui peut dépendre de cette « intelligence acquise ».

L'ambition de cette collection « COMPRENDRE L'AVION » est aussi de réconcilier l'enseignement théorique avec l'enseignement pratique du pilotage et la compréhension du vol de l'avion. C'est pourquoi les expressions mathématiques sont volontairement réduites au strict minimum nécessaire à la justification de certaines affirmations. L'usage d'une formulation mathématique a été, autant que possible, reporté au fascicule annexe de cette collection, intitulé « ÉLÉMENTS DE MATHÉMATIQUES ET DE SCIENCES PHYSIQUES ».

La démarche entreprise n'exclut pas la rigueur scientifique. Ainsi, l'ouvrage fait couramment appel à des modèles, dont le double impératif est d'être aussi simples que possible tout en étant vraisemblables c'est-à-dire sans contradiction inexplicable avec la réalité (le compromis entre ces deux exigences limite bien sûr leur validité à des domaines en dehors desquels ils cessent d'être vraisemblables). De nombreuses applications numériques sont proposées, dans lesquelles le nombre de chiffres significatifs utilisés a été généralement limité à la précision imposée par les modèles et les mesures, même s'il est vrai qu'une grande précision doit être retenue pour certains étalonnages ou pour les formules des conventions internationales. Par exemple, l'O.A.C.I. définit au moyen de 6 chiffres significatifs la valeur de l'accélération de la pesanteur ($g = 9,80665 \text{ m/s}^2$), ce qui n'empêche pas l'accélération de la pesanteur de diminuer d'environ un pour mille entre le niveau de la mer et trois mille mètres : il sera généralement raisonnable de s'en tenir à 2 chiffres significatifs ($g = 9,8 \text{ m/s}^2$).

De même, l'ouvrage s'efforce d'éviter des déviations courantes qui finissent par passer inaperçues, telles que celle illustrée par l'expression « dans l'hémisphère nord, le vent tourne dans le sens des aiguilles d'une montre en zone anticyclonique, selon la loi de Buys Ballot ». En fait, les vents ne tournent pas « selon une loi », car la réalité a toujours raison sur l'interprétation qu'en font les hommes : c'est aux modèles de se conformer à la réalité, et non le contraire.

Il est sans doute utile de préciser également que la collection « COMPRENDRE L'AVION » s'adresse davantage aux pilotes qu'aux concepteurs d'avions. L'avion y est considéré comme un tout plutôt que comme l'assemblage d'une aile, d'un fuselage, de propulseurs, etc. Ainsi, lorsque l'on parle de portance et de traînée dans le premier tome, il s'agit — sauf mention contraire explicite — de la portance et de la traînée de l'avion complet et non de sa seule voilure.

Enfin, je tiens à remercier toutes les personnes qui, par leur compétence et leur enthousiasme, ont largement contribué à la réalisation de ce premier livre, et tout d'abord Bruno DEBIESSE et Stéphane DUMONT.

Bruno DEBIESSE, chef de projet à la Direction Générale de l'Aviation Civile, est l'initiateur de cette collection et s'est engagé, depuis longtemps déjà, en faveur d'une pédagogie et d'idées que d'autres ont peut-être jugées trop novatrices. Son talent de coordinateur a, par ailleurs, permis de réunir et de faire travailler en harmonie une équipe rassemblant ingénieurs et pilotes.

Je remercie également Stéphane DUMONT, chef de projet à l'Institut du Transport Aérien. La mise en forme pédagogique de l'ouvrage, les recherches complémentaires, la réalisation des illustrations et la synthèse des suggestions formulées par les relecteurs ont bénéficié de son sens critique et de son esprit créatif.

Je suis reconnaissant à Isabelle PETROFF, Maxime COFFIN, Jean-Pierre DELPECH, Jean FORESTIER, Claude GIGOT, Gérard LACROUTE, Paul LAMY et Jean-Paul TROADEC, d'avoir bien voulu relire, à l'invitation de Claude FRANTZEN, les épreuves de ce premier tome, en nous faisant bénéficier de leurs remarques pertinentes et constructives.

Bernard ADÈS, Michel BOMMIER, le colonel CAZALENS, Stéphane CORCOS, Philippe ESCARNOT, François GONNET, Didier LAFFONT, Ivan-David NICOLAS, Roland PLANTIER, Didier PRADEL, René VAILLANT et Laurent VANDENBORGH ont spontanément accepté de relire, eux aussi, les épreuves de ce premier tome : je les remercie chaleureusement de leurs commentaires et propositions, qui ont permis d'enrichir encore cet ouvrage.

Gilbert KLOPFSTEIN
Biot, septembre 1994

L'ATMOSPHÈRE

I.1. Généralités

L'atmosphère est la couche de gaz entourant la croûte terrestre. Elle est maintenue à son contact par la gravitation. Sans cette attraction, l'atmosphère se serait détendue dans l'espace.

■ Composition de l'atmosphère

Les pourcentages des principaux gaz entrant dans la composition de l'atmosphère figurent dans tous les ouvrages de météorologie. Il faut retenir que l'atmosphère est constituée essentiellement d'un mélange gazeux d'azote, d'oxygène (environ 20%) et de vapeur d'eau. Elle comprend également du gaz carbonique, des gaz dits « rares », des gaz résiduels du développement humain appelés polluants, des liquides et des solides.

L'air est un mélange essentiellement gazeux contenant environ 20% d'oxygène

Les liquides peuvent être de l'eau, parfois salée, ou des résidus polluants. L'eau se présente sous forme de gouttes généralement très petites (ce sont les nuages), mais qui peuvent être énormes vis à vis des dimensions des écoulements ayant une influence sur le vol des avions. Elle peut alors perturber fortement les conditions du vol.

Les gouttelettes d'eau contenues dans l'air peuvent affecter les conditions de vol

Les solides peuvent être constitués de glace, sans danger pour les avions lorsque celle-ci se présente sous forme de micro-cristaux dans les nuages de haute altitude, mais capables d'endommager gravement n'importe quel avion si la glace prend la forme de grêlons gros comme des balles de ping-pong. Les solides peuvent aussi prendre la forme de particules

Les cristaux de glace peuvent mettre l'avion en danger...

... de même que
le sable ou les
cendres volcaniques

telles que le sable des déserts ou les cendres issues d'une éruption volcanique. La traversée d'un nuage de cendres volcaniques peut entraîner l'extinction de tous les moteurs d'un avion à réacteurs.

Restent les « obstacles volants » tels que... les oiseaux, dont l'étude n'est pas l'objet de cet ouvrage.

■ Les différentes couches de l'atmosphère

Nous vivons dans la
troposphère,
sous la tropopause

L'observation de l'atmosphère conduit à la décrire comme constituée de plusieurs couches superposées. La plus basse, celle dans laquelle nous vivons et nous respirons, est la **troposphère**. La température dans la troposphère diminue progressivement avec l'altitude, jusqu'à la **tropopause**, limite à partir de laquelle la température cesse de décroître et se stabilise autour d'une valeur d'environ -50 ou -60 degrés Celsius (selon le lieu et le moment). L'altitude moyenne de la tropopause est d'environ 11 000 mètres au dessus du niveau moyen des mers, mais varie selon les conditions atmosphériques du moment et selon la latitude du lieu (elle est d'environ 9 000 mètres au-dessus des pôles mais peut atteindre 17 000 mètres au-dessus des tropiques).

Plus haut, la
stratosphère
(jusqu'à la
stratopause)...

Au-dessus de la tropopause se trouve la **stratosphère**. Cette couche de l'atmosphère est caractérisée par une température d'abord peu variable jusqu'à une altitude d'environ 25 kilomètres. Au-delà, la température croît, en raison de l'absorption des rayons ultraviolets par l'ozone, jusqu'à pratiquement zéro degré Celsius à une altitude de l'ordre de 50 kilomètres appelée **stratopause**. Au-delà de la stratopause, la température décroît à nouveau.

... puis la
mésosphère
(jusqu'à la
mésopause)

Après la stratopause viennent la **mésosphère**, la **mésopause** (vers 90 kilomètres d'altitude), puis la **thermosphère**... mais les avions « classiques », qui utilisent tous l'oxygène de l'air comme comburant (tout aussi indispensable à la combustion que le carburant), n'atteignent

jamais ces couches hautes de l'atmosphère où la pression atmosphérique devient extrêmement faible.

Notons qu'il est possible d'analyser différemment la structure de l'atmosphère si l'on s'intéresse à d'autres paramètres physiques que la température ou la pression (on peut alors parler de magnétosphère, d'ionosphère, etc.).

■ L'air et la propulsion

L'atmosphère sert non seulement à sustenter (autrement dit à faire voler les avions) mais aussi à les propulser, au travers de deux phénomènes combinés indispensables à la propulsion :

- la combustion,
- l'échange de quantité de mouvement.

L'air permet la propulsion par l'intermédiaire de la combustion et de l'échange de quantité de mouvement

Il ne faut pas oublier que pratiquement tous les avions n'emportent que le carburant, et puisent leur comburant dans l'atmosphère.

I.2. L'atmosphère type

Il n'existe pas d'instrument de bord qui permette au pilote de connaître directement sa hauteur au-dessus de la mer ou du sol. De même que l'altimètre utilise une *variable de substitution* en mesurant une pression, la *radiosonde* (également appelée radioaltimètre) exploite une variable de substitution qui est le temps de trajet aller-retour de l'onde qu'elle émet. Notons que la radiosonde n'existe pas sur tous les avions, même s'il est vrai qu'elle équipe maintenant presque tous les appareils de transport commercial de passagers. De plus, elle n'est habituellement utilisée qu'en phase d'approche finale, bien qu'elle puisse en général fonctionner jusqu'à l'altitude de croisière.

On ne peut mesurer directement l'altitude ou la hauteur : il faut utiliser la pression comme variable de substitution

**L'altimètre n'est
fondamentalement
qu'un baromètre**

L'altimètre, lui, équipe absolument tous les aéronefs mais il n'est rien d'autre, en fait, qu'un baromètre. Il est donc indispensable d'établir une correspondance rigoureuse entre la pression et l'altitude. Mais, la pression variant selon le lieu et variant dans le temps, encore est-il nécessaire de bâtir la correspondance entre l'altitude et la pression sur la base d'un modèle d'atmosphère qui soit d'une part défini par convention et qui soit d'autre part vraisemblable, c'est-à-dire qui corresponde à des conditions « moyennes » observées par les statistiques.

**La correspondance
entre pression et
altitude est réalisée
au travers d'une
convention
définissant un
modèle :
l'atmosphère type**

C'est ainsi que les autorités internationales, en particulier l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (O.A.C.I.), ont été amenées à adopter ce que l'on appelle l'**atmosphère type** (on disait autrefois **atmosphère standard**). Cette convention définissant l'atmosphère type était indispensable, notamment pour que deux avions fabriqués et exploités dans deux pays différents puissent comparer leurs altitudes respectives au passage d'une frontière commune et, surtout, pour que deux avions volant à la verticale d'un même point avec deux indications distinctes de leurs altimètres soient effectivement étagés dans le ciel...

En fait, la convention internationale établissant l'atmosphère type ne définit pas directement une correspondance entre l'altitude et la pression : elle définit une correspondance entre l'altitude et la température, laquelle, par l'intermédiaire des lois de la physique, conduit à son tour à une correspondance entre l'altitude et la pression.

**La convention
définit des
« conditions
standard »
de pression
et de température
au niveau de la
mer...**

L'atmosphère type, définie par l'O.A.C.I., est caractérisée par :

- une pression de 1013,25 hectopascals au niveau de la mer;
- une température de 15 °C au niveau de la mer;
- une décroissance de température de 0,65 °C par élévation de 100 mètres (soit 1,9812 °C par élévation de 1000 ft... ce qu'il est généralement acceptable d'arrondir à « 2 °C par 1000 ft ») entre le niveau de la mer et une altitude de 11000 mètres

**... et une loi de
décroissance
de la température
avec l'altitude**

(soit 36089 ft), qui est par convention l'altitude de la **tropopause** en atmosphère type;

- **une température constante au-delà de la tropopause**, dans la partie inférieure de la stratosphère.

Il découle de cette convention que

la température de la tropopause est de $-56,5\text{ }^{\circ}\text{C}$ en atmosphère type (puisque $15\text{ }^{\circ}\text{C} - 110 \times 0,65\text{ }^{\circ}\text{C}$ par centaine de mètres = $-56,5\text{ }^{\circ}\text{C}$).

Il faut aussi retenir que **l'atmosphère type est un modèle d'atmosphère vraisemblable issu d'observations statistiques**. En d'autres termes, l'atmosphère type est souvent assez proche des conditions météorologiques rencontrées par le pilote, bien que les conditions météorologiques réelles ne soient jamais exactement celles de l'atmosphère type.

L'atmosphère type est souvent proche mais jamais identique à l'atmosphère réelle

Pour tout possesseur d'une simple calculatrice, le calcul de la température de l'atmosphère type en fonction de l'altitude est quasiment immédiat :

$$t = 15 - 1,9812 \frac{Z}{1000}$$

où Z est l'altitude exprimée en pieds et t la température exprimée en degrés Celsius,

ou encore

$$T = 288,15 - 1,9812 \frac{Z}{1000}$$

où Z est l'altitude exprimée en pieds et T la température exprimée en kelvins.

SIR WILLIAM THOMSON, LORD KELVIN
Physicien britannique (1824-1907)

Professeur à Glasgow, il a consacré l'essentiel de ses travaux de recherche à la thermodynamique, l'électrostatique et la géophysique. Après s'être intéressé aux variations du point de fusion de la glace en fonction de la pression, il découvrit, en 1852, le refroidissement que provoque la détente d'un gaz (*effet Joule-Thomson*). En thermodynamique, ses travaux ont abouti à la définition de la température thermodynamique dite *température absolue*. En électricité et électromagnétisme, il mit au point la méthode des images électriques, inventa le galvanomètre à aimant mobile et établit la théorie complète des circuits oscillants. En géophysique, il s'est intéressé au phénomène des marées et à leur action de ralentissement de la rotation de la Terre.

ANDERS CELSIUS

Physicien et astronome suédois (1701-1744)

Professeur d'astronomie, il participa à l'expédition française de 1737 chargée de mesurer un degré du méridien dans les régions polaires. Il créa, en 1742, l'échelle thermométrique qui porte son nom. CELSIUS réalisa de nombreux travaux concernant les calendriers et la mesure du temps, la déclinaison magnétique, les aurores polaires, les satellites de Saturne et la mesure de l'éclat lumineux des étoiles.

Le graphique ci-après visualise la correspondance, en atmosphère type, entre l'altitude et la température exprimée en degrés Celsius.

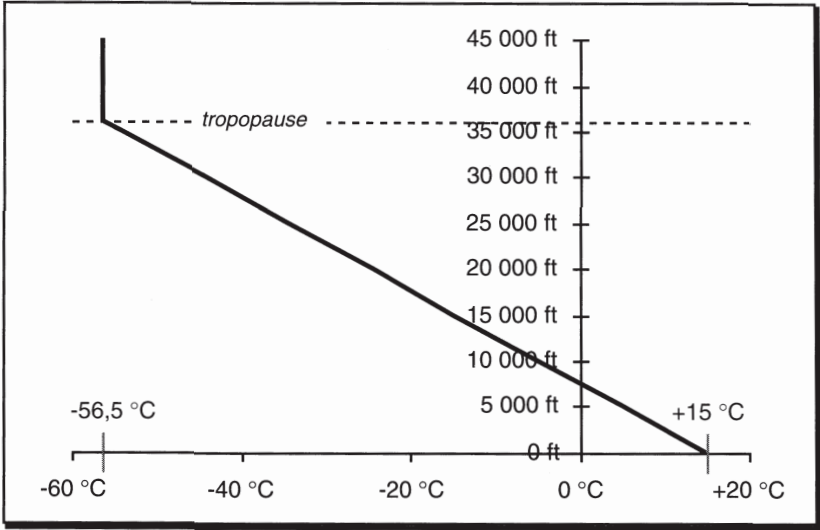


Figure I-1 : correspondance altitude - température en atmosphère type

Deux degrés
tous les
mille pieds

De façon pratique, la règle à retenir est la suivante : la température varie approximativement de 2 °C par 1000 pieds.

Remarque :

Il ne faut pas confondre les conditions de pression et de température dites **conditions standard**, et les **conditions de l'atmosphère type**. Dans le second cas, la température et la pression sont celles de l'atmosphère type pour la valeur considérée de l'altitude-pression (notion que nous allons rencontrer dans le chapitre suivant), ce qui, schématiquement, signifie que ces valeurs de température et de pression varient avec l'altitude. Au contraire, les **conditions standard** sont seulement l'ensemble des deux valeurs constitué par :

- une pression de référence qui a été choisie, par convention, égale **1013,25 hectopascals**,
- une température de référence qui a été choisie, par convention, égale à **+15 °C**.

**Les conditions
standard :
1013,25 hPa
et
+15 °C**

Retenons que **les conditions standard sont les conditions de pression et de température de l'atmosphère type au niveau de la mer.**

L'AIR AU REPOS

Après avoir présenté, dans le chapitre précédent, la convention internationale qui fixe la correspondance entre la *température* et l'*altitude* en *atmosphère type*, il nous reste à établir la correspondance entre la pression, grandeur physique facilement mesurable dans un avion en vol, et l'altitude en atmosphère type.

II.1. Variation de la pression avec l'altitude en atmosphère type

■ Principe fondamental de l'hydrostatique

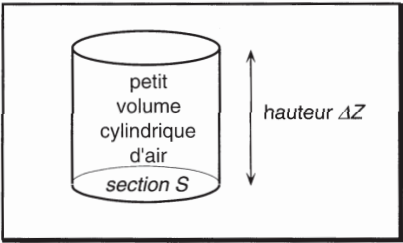
Nous allons voir qu'il n'est plus possible d'énoncer une convention, au contraire de ce qui a été fait pour la correspondance entre l'altitude et la température en atmosphère type. En effet, l'air obéit aux lois de la physique et en particulier au *Principe fondamental de l'hydrostatique*, lequel fixe la variation de pression en fonction de l'altitude et de la masse volumique de l'air à l'intérieur d'une petite tranche d'altitude :

La variation de pression avec l'altitude obéit au Principe fondamental de l'hydrostatique

$$\frac{\text{variation de pression}}{\text{variation d'altitude}} = \frac{dP}{dZ} = -\rho g$$

où dP est la petite variation de pression,
exprimée en pascals,
 dZ est la petite variation d'altitude,
exprimée en mètres,
 ρ est la masse volumique de l'air à cette altitude,
 g est l'accélération de la pesanteur terrestre.

Voici une démonstration de cette formule, qui s'applique d'ailleurs à tous les fluides (eau, mercure, etc.). Considérons un petit volume cylindrique d'air, de section S .



BLAISE PASCAL
Savant, écrivain et
penseur français
(1623-1662)

Très jeune, il mit en œuvre ses dons pour les mathématiques et les sciences physiques. Après avoir été témoin de l'expérience de Torricelli, il montra que « la nature n'a aucune répugnance pour le vide ». Il s'intéressa particulièrement à l'hydrostatique, l'arithmétique (il inventa une machine à calculer) et les probabilités. Adeptes d'une conception mystique d'un Dieu caché, il s'opposa aux Jésuites et se rapprocha des Jansénistes. Dans les *Pensées*, il cherche non seulement à convaincre par la science mais aussi à toucher l'imagination, le cœur et la conscience.

Figure II-1 : petit volume cylindrique contenant de l'air

Ce petit volume de fluide est en équilibre par rapport à la masse d'air dans son ensemble; il existe donc nécessairement une force qui équilibre son poids, et qui ne peut provenir que de la pression exercée par l'air environnant. Puisque le poids s'exerce vers le bas, la pression au-dessous du petit volume d'air est nécessairement plus forte que la pression au-dessus de ce petit volume. La masse de l'air contenu dans ce petit cylindre est égale au produit de ρ par son volume, et vaut donc $\rho S dZ$. La force de pesanteur exercée sur le petit volume d'air vaut par conséquent $\rho S dZ g$.

Or, l'intensité de la résultante des forces de pression est pour sa part égale au produit de la surface correspondant à la section du cylindre par la différence de pression entre le haut et le bas du cylindre : elle vaut donc $S dP$.

Il suffit d'égaliser ces deux expressions — en tenant compte du fait que, les forces étant opposées, leurs signes sont opposés — pour obtenir ce que nous voulions démontrer :

$$dP = - \rho g dZ .$$

Par ailleurs, la masse volumique de l'air ρ dépend elle-même de la pression et de la température, comme l'indique une autre loi de la physique, l'équation d'état des gaz parfaits :

$$\frac{P}{\rho} = R T$$

- où P est la pression exprimée en pascals,
 ρ est la masse volumique de l'air,
 exprimée en kilogrammes par mètre cube,
 R est une constante caractéristique du gaz, qui
 vaut 287,053 joules par kelvin dans le cas de l'air,
 T est la température absolue exprimée en kelvin.

Il apparaît ainsi que la seule donnée de la température, donc de l'altitude en atmosphère type, suffit à fixer la variation de pression avec l'altitude sans qu'il soit nécessaire de définir une quelconque convention supplémentaire.

**En atmosphère type,
 la température
 (ou l'altitude)
 détermine la
 pression**

APPLICATION NUMÉRIQUE

• *Question :*

En atmosphère type, à quelle élévation au niveau de la mer correspond une baisse de pression de 1 hectopascal ?

• *Réponse :*

Appliquons le principe fondamental de l'hydrostatique à l'atmosphère type, au niveau de la mer.

La valeur de l'accélération de la pesanteur terrestre au niveau de la mer est, par convention, $g_0 = 9,80665 \text{ m/s}^2$ (il s'agit là de la valeur retenue par l'O.A.C.I., valeur au demeurant très proche de la valeur réelle mesurée au niveau de la mer en France métropolitaine). Par ailleurs, la masse volumique de l'air au niveau de la mer est

$$\rho_0 = \frac{P_0}{R T_0} = \frac{1013,25 \times 100}{287,053 \times 288,15} = 1,25 \text{ kg/m}^3$$

(attention, l'unité légale de pression est le pascal, et non pas l'hectopascal, d'où la multiplication par 100...).

La variation d'altitude pour 1 hectopascal, à l'intérieur de cette tranche d'atmosphère de très faible épaisseur, est donc

$$\Delta Z = \frac{\Delta P}{-\rho_0 g} = \frac{-100}{-1,225 \times 9,80665} = 8,324 \text{ m}.$$

Exprimée en pieds, cette variation d'altitude vaut $8,324 \text{ m} \times 0,3048 = 27,31 \text{ ft}$.

**1 hPa pour 8,32 m
c'est-à-dire 27,31 ft...
... mais uniquement
au niveau de la mer
et
en atmosphère type**

**Au niveau de la mer, en atmosphère type, une diminution de pression
d'un hectopascal correspond à une augmentation d'altitude de 8,32
mètres, ou 27,31 pieds.**

ISAAC NEWTON

*Mathématicien, physicien
et astronome anglais
(1642-1727)*

Il créa une théorie de la composition de la lumière et des couleurs puis posa les fondements du calcul différentiel et intégral, au moment où LEIBNIZ inventait lui aussi le calcul infinitésimal. Il fit progresser les méthodes de résolution numérique des équations et fut un précurseur du calcul vectoriel. Il s'attaqua aussi à l'unification de la « physique céleste » et de la « physique terrestre » grâce à sa loi de la gravitation universelle. Il inventa le télescope et l'analyse spectrale. Il expliqua le phénomène des marées, l'aplatissement de la Terre et la précession des équinoxes, ce qui ne l'empêcha pas de s'intéresser à l'alchimie.

Il faut bien comprendre que l'application numérique qui vient d'être faite est un calcul approché, car dans les quelques « pieds du haut » de la tranche d'atmosphère considérée, par exemple entre 25 et 27 pieds, la masse volumique de l'air n'est plus tout à fait égale à $1,225 \text{ kg/m}^3$ (elle est légèrement inférieure puisque l'air se raréfie avec l'altitude).

■ Pression en fonction de l'altitude

Pour effectuer un calcul exact de la pression à chaque altitude, il faudrait pouvoir découper l'atmosphère type en une infinité de couches infiniment minces à l'intérieur desquelles la masse volumique de l'air pourrait être considérée comme constante. Les mathématiques permettent d'effectuer ce type de calcul; il s'agit là de ce que l'on appelle le *calcul infinitésimal*, inventé à la fin du XVII^e siècle par NEWTON et par LEIBNIZ. Ce type de calcul mathématique dépasse le cadre de cet ouvrage et nous nous contenterons d'en accepter les résultats. Il est simplement demandé au pilote de savoir effectuer le calcul approché de la variation de pression à l'intérieur d'une petite tranche d'air, comme nous l'avons fait dans l'application numérique.

Les résultats fournis par le calcul infinitésimal sont donnés ci-après. Ils expriment, d'une part au-dessous et d'autre part au-dessus de la tropopause, les valeurs de la pression en atmosphère type en fonction de l'altitude.

Cette relation entre l'altitude et la pression, en atmosphère type, permet de définir l'**altitude-pression**. En atmosphère réelle, donc en l'absence d'hypothèse quant à la variation de la température avec l'altitude, **on appelle altitude-pression en un point l'altitude à laquelle, si l'on se trouvait en atmosphère type, la pression serait égale à celle mesurée dans la réalité en ce point.**

Nous verrons un peu plus loin, en étudiant l'altimétrie, que la valeur d'altitude-pression est fournie par tout altimètre calé sur 1013,25 hPa, quelles que soient les conditions réelles de pression et de température.

Attention : même si la pression et la température au niveau de la mer sont égales à 1013,25 hPa et 15 °C, l'altitude réelle de l'avion n'est pas la valeur indiquée par l'altimètre calé sur 1013,25 hPa. En effet, même dans un tel cas, rien ne dit que la variation de température, à toute altitude entre le niveau de la mer (ou du sol) et l'avion, soit conforme à l'hypothèse retenue pour la définition de l'atmosphère type.

Dans la pratique, le **niveau de vol** est l'unité couramment utilisée pour les valeurs d'altitude-pression multiples de 100 pieds. La valeur du niveau de vol est alors obtenue en divisant la valeur de l'altitude-pression par 100. En d'autres termes, le niveau de vol exprime l'altitude-pression en centaines de pieds. Ainsi, par exemple, on dira « voler au niveau de vol 170 » ou « voler au FL170 » (FL étant l'abréviation de l'expression anglaise *Flight Level*) plutôt que « voler à une altitude-pression de 17000 pieds ». Dans le plan vertical, les avions sont généralement espacés par « tranches » de 1000 ft en espace aérien contrôlé; ils sont normalement étagés à des niveaux de vol multiples de 10 (par exemple FL160, FL170, FL180, ...).

GOTTFRIED WILHELM LEIBNIZ

Philosophe et savant allemand (1646-1716)

Après des études de mathématiques, de philosophie et de droit, il entra en politique et fut diplomate. Il s'intéressa aux travaux de PASCAL et mit au point sa propre machine à calculer. Il fit, en même temps que NEWTON, la découverte du calcul infinitésimal. Il consacra la fin de sa vie à la philosophie.

Lorsqu'il est calé sur 1013,25 hPa, l'altimètre indique l'altitude-pression

Le niveau de vol résulte de la division par 100 de l'altitude-pression exprimée en pieds

La formule de correspondance entre la pression et l'altitude-pressure n'est évidemment pas la même au-dessous et au-dessus de la tropopause, puisque, par convention, la température est constante au-dessus de la tropopause.

Pour éviter d'avoir à manipuler des nombres trop grands, la pression est exprimée ici en hectopascals (non pas en pascals...). De même, conformément à l'usage aéronautique, l'altitude-pressure est exprimée ici en pieds (et non en mètres).

- **Au-dessous de la tropopause,**
c'est-à-dire au-dessous de 11000 mètres (soit 36089 ft),

$$P = 1013,25 \left(1 - 6,875586 \cdot 10^{-6} Z_p \right)^{5,25588}$$

où P est la pression exprimée en hectopascals,
 Z_p est l'altitude-pressure exprimée en pieds.

- **Au-dessus de la tropopause,**
c'est-à-dire au-dessus de 11000 mètres (soit 36089 ft),

$$P = 226,32 e^{-48,06343 \cdot 10^{-6} (Z_p - 36089)}$$

où P est la pression exprimée en hectopascals,
 Z_p est l'altitude-pressure exprimée en pieds,
 e désigne la fonction mathématique
« fonction exponentielle ».

Ces formules sont très faciles à utiliser au moyen d'une simple calculatrice programmable, et même au moyen d'une calculatrice non programmable mais disposant des puissances fractionnaires.

■ Altitude en fonction de la pression

Un calcul mathématique simple permet de déduire les *formules réciproques*, c'est-à-dire les formules donnant l'altitude-pression en fonction de la pression :

- **Au-dessous de la tropopause,**
c'est-à-dire **au-dessous de 11000 mètres** (soit 36089 ft),

$$Z_p = 145442 \left(1 - \left(\frac{P}{1013,25} \right)^{0,190263} \right)$$

où Z_p est l'altitude-pression exprimée en pieds,
 P est la pression exprimée en hectopascals.

- **Au-dessus de la tropopause,**
c'est-à-dire **au-dessus de 11000 mètres** (soit 36089 ft),

$$Z_p = 36089 - 20805,84 \ln \left(\frac{P}{226,32} \right)$$

où Z_p est l'altitude-pression exprimée en pieds,
 P est la pression exprimée en hectopascals,
 \ln désigne la fonction mathématique
« logarithme népérien ».

Le graphique ci-après visualise la correspondance entre la pression et le niveau de vol; il résulte directement des formules qui viennent d'être données.

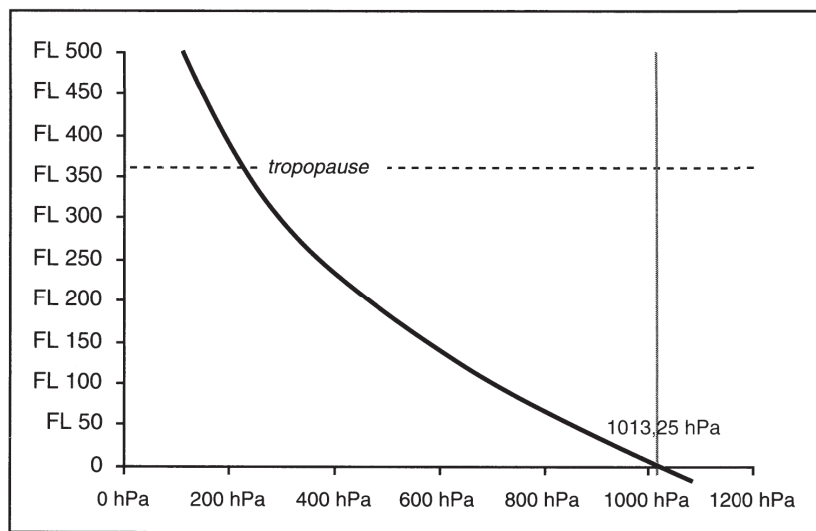


Figure II-2 : correspondance entre la pression et le niveau de vol

■ Reconstitution du tableau de l'atmosphère type

L'annexe 2 de cet ouvrage est un tableau de l'atmosphère type, tel qu'on peut le trouver dans un manuel de vol. À l'exception de la colonne vitesse du son (cette variable sera évoquée un peu plus loin), vous pouvez d'ores et déjà, à l'aide d'une simple calculatrice programmable, retrouver, pour n'importe quelle valeur de l'altitude-pressure, chacune des valeurs correspondantes constituant les autres colonnes du tableau de l'annexe 2 : température, pression, rapport de pression $\frac{P}{P_0}$, densité de l'air $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$, et racine carrée de la densité (variable dont nous verrons plus tard qu'elle est très utile à l'étude des performances). Pour reconstruire vous-même ce tableau, il vous suffit de disposer des quelques formules de conversion d'unités rappelées en annexe 1, en plus des formules déjà énoncées de correspondance altitude-température (la convention...) et de correspondance altitude-pressure (les lois de la physique...).

La densité de l'air σ vaut

$$\sigma = \frac{P}{P_0} \frac{T_0}{T}$$

puisque, d'après l'équation d'état des gaz parfaits déjà citée,

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{\frac{P}{R T}}{\frac{P_0}{R T_0}}.$$

Il faut retenir la formule $\sigma = \frac{P}{P_0} \frac{T_0}{T}$, ou encore $\sigma = \frac{P}{1013,25} \times \frac{288,15}{T}$.

Autrement dit, il faut retenir que **la densité est d'autant plus grande que la pression est grande et que la température est faible.**

Avec un micro-ordinateur disposant d'un logiciel de type tableur, c'est le tableau de l'annexe 2 tout entier qui peut être recréé en seulement quelques minutes.

Le tableau de l'atmosphère type constituant l'annexe 2 est d'une grande importance et nous l'utiliserons plusieurs fois. Il faut bien se souvenir qu'il découle d'une convention internationale (correspondance température - altitude) et des lois de la physique. Lorsque l'on ne dispose pas d'une calculatrice, le tableau permet d'obtenir des valeurs approchées acceptables par simple interpolation (le lecteur qui ne saurait pas — ou plus — effectuer une interpolation linéaire est invité à se reporter aux rappels mathématiques du fascicule « ÉLÉMENTS DE MATHÉMATIQUES ET DE SCIENCES PHYSIQUES » complétant la collection « COMPRENDRE L'AVION »).

Il est conseillé à tout pilote d'avoir en tête quelques valeurs de correspondance entre la pression et le niveau de vol « multiple de 10 le plus proche ». Les valeurs indiquées dans le tableau ci-dessous sont celles qui correspondent aux cartes météorologiques à usage aéronautique.

Pression P	850 hPa	700 hPa	500 hPa	300 hPa	250 hPa	200 hPa
Altitude-pression Zp	4781 ft	9882 ft	18287 ft	30063 ft	33996 ft	38659 ft
Niveau de vol voisin	FL 50	FL 100	FL 180	FL 300	FL 340	FL 390

Tableau II-3 : Valeurs usuelles des pressions utilisées pour la construction des cartes isobares de la météorologie et niveaux de vol correspondants

■ Les cartes isobares

Les cartes météorologiques à usage aéronautique de type **cartes isobares** permettent de visualiser, à un moment donné et pour une région donnée, les altitudes réelles qui correspondent à l'altitude-pression de la carte. Elles permettent en quelque sorte de visualiser les « écarts » entre l'atmosphère type et les conditions atmosphériques réelles rencontrées en vol. Ces cartes fournissent aussi des données de température et de vent, qui constituent des informations précieuses pour le pilote : la température permet l'appréciation du risque de givrage et le niveau de vol choisi est souvent celui, parmi les niveaux de vol possibles, qui offre les vents les plus favorables.

La figure II-4 ci-après reproduit une telle carte, établie pour l'isobare 700 hPa, autrement dit, à une centaine de pieds près, pour le niveau de vol FL100. On notera que le cartouche de la carte porte le titre incorrect « 700 MB », le terme « millibar » ne devant plus être utilisé puisque, depuis le 1^{er} janvier 1986, l'unité internationale de mesure de la pression est l'hectopascal (ou, plus précisément, le pascal).

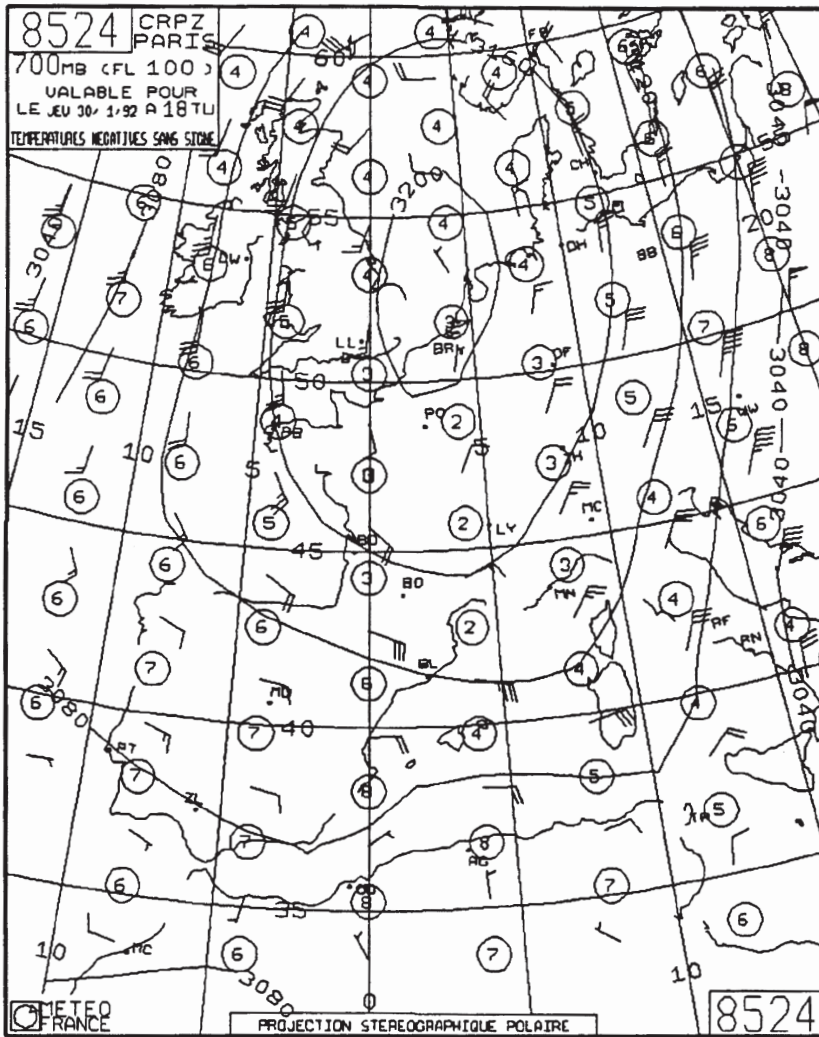


Figure II-4 : carte météorologique isobare

Sans entrer dans les détails d'explications que l'on pourra trouver dans les ouvrages de météorologie, rappelons simplement que les courbes superposées au fond de carte de la figure II-4 sont les isohyps représentant les lieux ayant même altitude réelle (exprimée en mètres), pour la valeur de pression 700 hPa (autrement dit pour les aéronefs se trouvant au niveau de vol 100). Ainsi, l'altitude d'un avion volant à la

surface 700 hPa (pratiquement le niveau 100) volerait en Ile-de-France, selon la carte, à peu près à 3200 mètres, tandis qu'il volerait ce jour-là au-dessus des Alpes à une altitude de 3160 mètres environ (d'où la nécessité d'adopter peut-être un niveau de vol plus élevé pour survoler certaines parties du relief). Ce type de carte est surtout utilisé pour choisir le niveau de vol de croisière, car les vents varient quelquefois très sensiblement en fonction du niveau de vol.

**CHRISTOPHORUS HENRICUS
BUYS BALLOT**
*Météorologiste néerlandais
(1817-1890)*

Professeur à l'université d'Utrecht, il fonda en 1854 l'institut météorologique néerlandais et organisa le service de prévision météorologique de son pays. Il est l'auteur d'une règle permettant de localiser le centre d'une dépression ou d'un anticyclone en fonction de la direction des vents : le vent laisse les basses pressions à gauche dans l'hémisphère Nord (à droite dans l'hémisphère Sud). Il réalisa également des expériences de physique concernant l'effet Doppler.

Rappelons enfin que les nombres représentés à l'intérieur des petits cercles sont les températures (négatives lorsqu'ils ne sont pas précédés d'un signe +), et que les « brosses à dents » de la carte météorologique représentent la direction et le sens de provenance du vent (des *barbules* vers l'autre extrémité de la *hampe*), ainsi que la vitesse du vent (10 kt par barbule longue et 5 kt par barbule courte). Ainsi, sur la carte de la figure II-4, le vent dans la région de Nice, au niveau de vol 100, souffle à 25 kt en provenance du nord-est. Le vent souffle toujours parallèlement aux isohypses. Les valeurs élevées des isohypses correspondent à des valeurs élevées de pression (anticyclone), et, réciproquement, les valeurs faibles des isohypses correspondent à des valeurs faibles de pression (dépression). Selon la règle énoncée par BUYS BALLOT, le vent « tourne » dans le sens des aiguilles d'une montre en zone anticyclonique dans l'hémisphère nord (et en sens contraire dans l'hémisphère sud), et il « tourne » dans le sens trigonométrique (inverse de celui des aiguilles d'une montre) en zone dépressionnaire dans l'hémisphère nord (et dans le sens des aiguilles d'une montre dans l'hémisphère sud).

II.2. L'altimètre

■ Qu'est-ce qu'un altimètre ?

L'altimètre est un instrument fondamental pour la sécurité de la navigation aérienne. Nous n'aborderons pas dans le détail la technologie mise en œuvre dans ce type d'instrument; rappelons seulement qu'il est

relié à une seule source de pression appelée **prise de pression statique**, ou plus simplement, **prise de statique**.

L'altimètre est relié à un seul type de capteur : la (les) prise(s) de pression statique...

Tous les avions d'une certaine taille possèdent au moins deux prises de statique indépendantes. Lorsque l'avion n'est équipé que d'un seul altimètre, il existe généralement un dispositif de commutation permettant de brancher l'altimètre sur l'une ou sur l'autre des prises de statique. La seconde prise de statique, dite **statique de secours**, peut quelquefois se trouver à l'intérieur de la cabine de pilotage dans le cas d'un avion non pressurisé. Dans un tel cas, le poste de pilotage se trouve à peu près à la même pression que l'extérieur (pression statique) grâce à l'effet de « moyenne » exercé par les interstices situés autour de la porte, du fait de la non étanchéité de la cabine.

L'altimètre est fondamentalement un « manomètre absolu ». En effet, il mesure une pression qui n'est pas relative mais au contraire absolue, c'est-à-dire indépendante de toute pression de référence et au contraire mesurée par rapport au vide :

... c'est un baromètre !

l'altimètre n'est fondamentalement qu'un baromètre.

Pour bien comprendre la différence entre une pression *relative* (que l'on peut également appeler *différentielle*) et une pression *absolue*, mesurée par rapport au vide, considérons le baromètre le plus simple qui soit, à savoir le *baromètre de TORRICELLI*.

EVANGELISTA
TORRICELLI
 Physicien italien
 (1608-1647)

Il fut un disciple direct de GALILÉE et s'intéressa à divers domaines de la physique. En 1643, il mit en évidence l'existence de la pression atmosphérique par l'intermédiaire de la célèbre expérience portant son nom, qui utilisait un tube en forme de U contenant du mercure et fermé à l'une de ses deux extrémités. TORRICELLI poursuivit les études de GALILÉE concernant le mouvement des corps pesants et montra l'égalité des vitesses de chute le long de différents plans inclinés. Il fut aussi l'un des tout premiers chercheurs en hydrodynamique et s'intéressa notamment aux écoulements des liquides au travers d'un orifice.

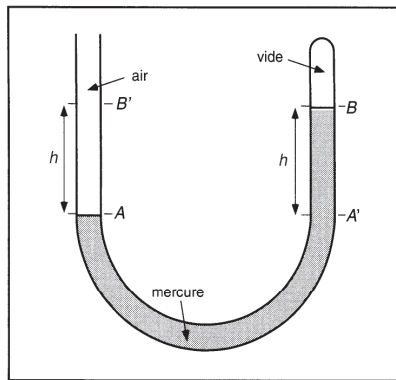


Figure II-5 : le baromètre de TORRICELLI

Le baromètre de TORRICELLI peut être schématiquement représenté par un « tube en U ». L'une des branches s'ouvre sur l'air ambiant dont il s'agit de mesurer la pression, alors que l'autre branche est fermée et constitue une cloche à vide.

Les pressions sont égales dans le mercure en A et en A', selon le *principe fondamental de l'hydrostatique* déjà évoqué, parce que ces deux points se trouvent dans un même liquide et à une même hauteur au-dessus du point le plus bas du tube. La pression en A' est donc égale à la pression atmosphérique, puisque, par nécessité de continuité physique des deux côtés de la surface A, la pression en A est la pression atmosphérique. Par ailleurs, la pression en B est nulle, là aussi par nécessité de continuité physique des deux côtés de la surface B. Ainsi, la force de pression exercée par l'air sur la surface A est donc égale au poids exercé en A' par la colonne de mercure de hauteur h entre A' et B. Ceci explique pourquoi la mesure de la hauteur h , mesurée entre A' et B ou entre A et B', traduit la valeur de la pression atmosphérique (le tube peut être directement gradué en hectopascals).

Notons qu'il est possible de calculer la pression dans le mercure parce que l'effet de compression de ce métal liquide soumis à la pression atmosphérique est absolument négligeable, et qu'il est légitime de considérer que la masse volumique du mercure reste constante sur toute la hauteur du tube. Bien entendu, il ne faut pas négliger la variation de cette masse volumique avec la température, qui nécessite une correction (effectuée par les observateurs de la météorologie).

L'altimètre est, comme le baromètre de TORRICELLI, un **manomètre absolu**, tandis que l'anémomètre, qui sera étudié dans le chapitre III, est un **manomètre différentiel**.

Dans un altimètre, à la différence du baromètre de TORRICELLI, la pression atmosphérique ne s'exerce pas sur un liquide mais sur une capsule hermétique spéciale dite **capsule anéroïde**, à l'intérieur de laquelle le vide a été fait et sur l'extérieur de laquelle s'exerce la pression ambiante. Un ressort interne empêche l'écrasement de la capsule anéroïde par la pression ambiante et fait ainsi office de dynamomètre : à chaque longueur du ressort correspond une valeur de pression.

Au cœur de l'altimètre se trouve la capsule anéroïde, qui se déforme en fonction de la pression

La figure II-6 illustre, de façon très schématique, le principe de fonctionnement de l'altimètre : les aiguilles de l'altimètre traduisent la déformation mécanique de la capsule anéroïde (ou de plusieurs capsules anéroïdes), par l'intermédiaire d'un système de transmission qui est mécanique et nécessairement non linéaire en altitude, puisque la pression atmosphérique n'est pas une fonction linéaire de l'altitude lue (en d'autres termes, la transmission ne doit pas être linéaire puisque la rotation des aiguilles de l'altimètre ne doit pas être linéairement proportionnelle à la variation de pression).

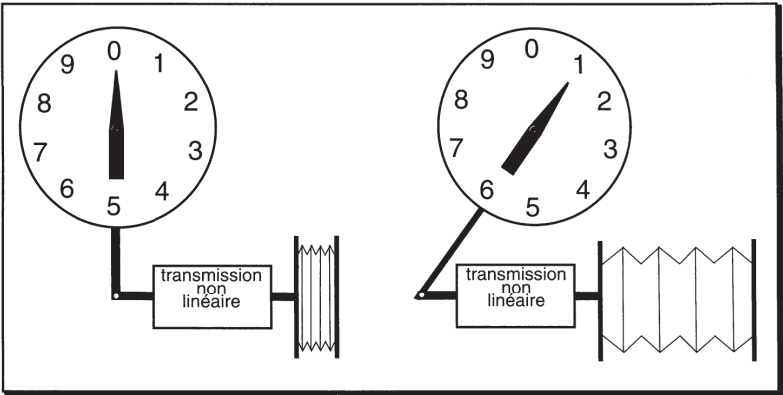


Figure II-6 : principe de fonctionnement de l'altimètre

Le cadran d'un altimètre peut posséder en fait plusieurs aiguilles (généralement trois aiguilles, l'une effectuant un tour complet en 100 000 pieds, une seconde en 10 000 pieds, et une troisième en 1000 pieds), qui sont mises en mouvement par l'intermédiaire d'un système d'engrenages. Le cadran d'un altimètre contient également une **fenêtre de calage** et un **bouton de calage**. Le bouton de calage permet de faire défiler des valeurs de pression dans la fenêtre de calage, pour afficher une pression de référence appelée **calage altimétrique**.

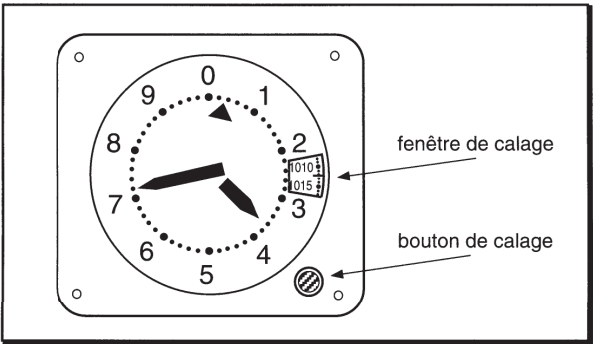


Figure II-7 : le calage altimétrique est ajusté au moyen du bouton de calage

Le bouton de calage agit simplement par l'intermédiaire d'un « différentiel » (une sorte de palonnier) situé au niveau des capsules anéroïdes. En tournant le bouton de calage, le pilote ajuste un **décalage** de la transmission mécanique qui relie les capsules anéroïdes au corps de l'altimètre proprement dit. Ainsi, le décalage est linéaire en pression (comme la déformation des capsules anéroïdes) et non pas linéaire en altitude lue.

La valeur de l'altitude lue augmente lorsque la valeur de calage augmente et, réciproquement, la valeur de l'altitude lue diminue lorsque la valeur de calage diminue.

Contentons-nous pour le moment d'admettre cette règle, que nous saurons justifier un peu plus loin.

Après avoir parlé de l'étalonnage des altimètres, nous verrons ce que signifie le calage altimétrique et nous étudierons les calages altimétriques les plus souvent utilisés que sont le calage au QFE, le calage au QNH, et le calage à 1013,25 hPa.

■ **Étalonnage de l'altimètre**

Tous les altimètres sont construits en respectant la même loi d'étalonnage. La loi d'étalonnage retenue est celle qui répond, pour la valeur de référence 1013,25 hPa du calage altimétrique, à la **correspondance entre l'altitude et la pression en atmosphère type** (illustrée par le tableau de l'annexe 2). Cela veut dire que les indications des altimètres, qui sont exprimées en unités de distance (généralement en pieds, plutôt qu'en mètres), sont traduites depuis la mesure de la pression par application de la loi de correspondance entre la pression et l'altitude-pressure.

Tout altimètre est fabriqué et étalonné pour indiquer l'altitude-pressure lorsqu'il est calé à 1013,25 hPa

Le bon étalonnage d'un altimètre doit être périodiquement vérifié, car un altimètre délivrant des informations incorrectes serait extrêmement dangereux pour l'avion et ses occupants.

Le bon étalonnage de l'altimètre doit être régulièrement vérifié

Dans la pratique, l'opération d'étalonnage est effectuée généralement en plaçant l'altimètre, préalablement démonté de l'avion, dans un caisson vitré à l'intérieur duquel l'air est progressivement évacué au moyen d'une pompe à vide. L'opération d'étalonnage consiste à vérifier, sur toute la plage des pressions atmosphériques susceptibles d'être rencontrées en vol, que la valeur de pression correspondant à la valeur d'altitude-pression indiquée par l'altimètre au travers de la vitre est bien égale à la valeur de la pression mesurée par un baromètre placé à l'intérieur du caisson vitré.

Bien entendu, pour qu'un altimètre soit correctement étalonné, il faut non seulement qu'il délivre des informations correctes lorsqu'il est calé à 1013,25 hPa mais aussi qu'il délivre des informations correctes pour toute autre valeur du calage altimétrique qu'il autorise.

Pour le moment, retenons qu'un altimètre correctement étalonné, s'il est calé à 1013,25 hPa,

- subit la pression ambiante, appelée *pression statique*, par l'intermédiaire de la loi de correspondance de l'atmosphère type qui relie les valeurs de la pression aux valeurs de l'altitude-pression;
- indique l'*altitude-pression*, qui est par définition l'altitude de l'atmosphère type à laquelle règne la même pression que celle mesurée par l'instrument;
- fournit le *niveau de vol*, obtenu en divisant l'altitude-pression exprimée en pieds par 100 si celle-ci est un multiple de 100 pieds.

Nous verrons par la suite que la valeur de la pression statique est indispensable à tous les calculs relatifs à l'anémométrie et donc à la compréhension des performances des avions. S'il est correctement étalonné et à condition qu'il soit calé sur 1013,25 hPa, l'altimètre convient

donc parfaitement comme... baromètre. L'application numérique suivante illustre cette qualité de l'altimètre.

APPLICATION NUMÉRIQUE

• *Question :*

Un pilote s'apprête à décoller d'un aérodrome situé en altitude. Lorsqu'il affiche 1013,25 hPa dans la fenêtre de calage de l'altimètre, il lit 4467 pieds. Cela lui fournit-il la pression ambiante et, si oui, quelle est la valeur de cette pression ?

• *Réponse :*

Compte tenu de la loi d'étalonnage des altimètres, il suffit, pour connaître la pression ambiante, de lire la valeur indiquée par l'altimètre calé à 1013,25 hPa (autrement dit l'altitude-pression du lieu), et d'appliquer la règle de correspondance de l'atmosphère type. On peut appliquer directement la formule

$$P = 1013,25 \left(1 - 6,875586 \cdot 10^{-6} Z_p \right)^{5,25588}$$

énoncée au II.1, qui fournit $P = 860$ hPa pour $Z_p = 4467$ ft. On peut aussi procéder par interpolation linéaire à partir des valeurs indiquées dans le tableau de l'atmosphère type constituant l'annexe 2, comme expliqué ci-après.

Le tableau de l'annexe 2 indique 875,11 hPa pour 4000 ft, et 843,07 hPa pour 5000 ft.

La variation de pression vaut donc -32,04 hPa pour une variation d'altitude-pression de 1000 ft. Par conséquent, pour 467 ft, la variation de pression est égale à

$$-32,04 \times 467 / 1000, \text{ soit environ } -15 \text{ hPa.}$$

La pression ambiante au niveau de l'aérodrome est donc

$$875 \text{ hPa} - 15 \text{ hPa} = 860 \text{ hPa.}$$

L'interpolation linéaire permet ici d'aboutir au résultat recherché, parce que la pression est une fonction « quasiment linéaire » de l'altitude-pression dans l'intervalle d'amplitude 1000 ft entre 4000 ft et 5000 ft.

■ Calage de l'altimètre

Nous avons dit précédemment que l'altimètre contient un **bouton de calage** qui permet au pilote d'ajuster une valeur de calage altimétrique à l'intérieur de la **fenêtre de calage**, et que ce calage correspond à un **mécanisme de décalage** entre les capsules anéroïdes mesurant la pression et les aiguilles du cadran. Mais pourquoi est-il nécessaire de définir un calage altimétrique ?

N'oublions pas que l'altimètre est fondamentalement un baromètre, qui ne fait que mesurer la pression atmosphérique à l'endroit où se trouve l'avion. La seule connaissance de cette valeur ne suffit pas à déterminer la hauteur de l'avion (distance verticale par rapport au sol) ou son altitude (distance verticale par rapport au niveau de la mer), car il faudrait que les conditions atmosphériques réelles soient celles de l'atmosphère type en tout point situé entre l'avion et le sol ou le niveau de la mer... ce qui n'est jamais le cas.

On peut dire également que les conditions météorologiques « du moment » conditionnent la valeur affichée par l'altimètre, en un lieu donné et pour une altitude ou une hauteur donnée. Ainsi, s'il n'existait pas de possibilité de décalage, les aiguilles de l'altimètre au moment de l'atterrissage sur un aéroport donné n'indiqueraient pas la même valeur chaque jour !

Le calage altimétrique permet d'utiliser l'altimètre en conditions réelles (toujours différentes de celles de l'atmosphère type)

Le calage altimétrique apporte une solution à ce problème en permettant, par la prise en compte des conditions atmosphériques du moment, de comparer les valeurs affichées par l'altimètre avec des valeurs d'altitude ou de hauteur au-dessus du sol. Cela ne signifie pas pour autant que l'altimètre, une fois convenablement calé, fournira des indications exactes d'altitude ou de hauteur, car la valeur du calage altimétrique ne traduit que très partiellement l'ensemble des conditions de température et de pression de l'atmosphère à toutes les altitudes, dans la région pour laquelle la valeur de calage altimétrique est donnée.

Examinons ce que signifie le calage altimétrique à une valeur donnée.

Lorsque l'on tourne le bouton de calage de l'altimètre, on ajuste en fait un décalage de la transmission entre les capsules anéroïdes et les aiguilles de l'altimètre. Cela signifie qu'il est possible de modifier la position des aiguilles sur le cadran de lecture sans agir sur la déformation des capsules sensibles.

Pour des raisons sans doute « historiques » relatives à la technologie de fabrication des premiers altimètres, le décalage entre les capsules et les aiguilles ne pouvait être que *linéaire en pression*, c'est-à-dire linéairement proportionnel à la rotation du bouton de calage (indépendamment de la pression elle-même).

En effet, la rotation du bouton de calage entraîne, par l'intermédiaire de roues dentées, la rotation de l'ensemble du corps de l'altimètre. Cette rotation entraîne à son tour, via un système d'engrenages, la rotation des aiguilles affichant l'altitude. La rotation du bouton de calage se traduit ainsi directement par une variation de la valeur affichée par les aiguilles. Or, sur un altimètre « mécanique », il est très difficile de faire fonctionner un train d'engrenages à pas variable. De plus, la contrainte d'un pas constant induit un rapport constant entre l'angle de rotation du bouton de calage et la rotation des aiguilles de l'altimètre. L'échelle de graduation des altitudes (ou hauteurs) affichées étant par ailleurs nécessairement linéaire par rapport à la rotation des aiguilles (puisque'elle doit permettre plusieurs tours d'aiguilles avec une unique échelle de graduation), la variation de la valeur affichée par les aiguilles doit donc être, sur les altimètres « classiques » (mécaniques), linéairement proportionnelle à la rotation du bouton de calage et à la valeur du décalage. La constante choisie pour traduire cette linéarité « obligée » est la valeur prise par le taux d'accroissement « nombre de pieds par hectopascal » en atmosphère type au niveau de la mer.

Par nécessité, les altimètres « classiques » ont un décalage linéaire en fonction de la pression...

Le problème est que, même en atmosphère type, ce taux « nombre de pieds par hectopascal » n'est pas constant : il vaut 27,31 pieds par

... ce qui ne correspond pas exactement au modèle de l'atmosphère type

hectopascal en atmosphère type au niveau de la mer, mais varie rapidement avec l'altitude. La contrainte de fabrication des altimètres mécaniques, puis, plus tard, le souci d'utiliser une règle unique pour tous les altimètres ont ainsi conduit à utiliser pour l'ensemble des altimètres une modélisation très imparfaite de l'atmosphère type. Cette situation a prévalu jusqu'à l'apparition d'altimètres modernes et surtout de centrales anémobarométriques sophistiquées, capables d'utiliser des méthodes de traitement numérique. Ces instruments modernes, non contraints par des limitations mécaniques, intègrent les formules adéquates fournissant la valeur précise, pour l'atmosphère type, du taux d'accroissement « nombre de pieds par hectopascal » pour toute valeur de l'altitude-pressure.

... d'où une utilisation limitée à l'intérieur d'une plage de calage réduite

En ce qui concerne les altimètres « classiques », la linéarité du décalage en fonction de la pression a entraîné une limitation de la plage de pression et de la plage d'altitude à l'intérieur desquelles le taux d'accroissement de l'altitude par rapport à la pression en atmosphère type reste proche de sa valeur au niveau de la mer, c'est-à-dire 27,31 pieds par hectopascal.

La formule suivante exprime précisément la valeur affichée par un altimètre « classique » en fonction de la pression mesurée $P_{mesurée}$ et de la valeur du calage altimétrique P_{calage} :

La valeur indiquée par l'altimètre augmente de 27,31 fois la valeur de décalage par rapport à 1013,25 hPa

$$Valeur\ affichée = Z_p(P_{mesurée}) - 27,31(1013,25 - P_{calage})$$

ou
$$Valeur\ affichée = Z_p(P_{mesurée}) + 27,31(P_{calage} - 1013,25).$$

où Z_p désigne la fonction qui, pour une valeur donnée de pression, fournit la valeur correspondante de l'altitude-pressure (autrement dit la valeur correspondante de l'altitude en atmosphère type).

Cette formule exprime bien le fait que la valeur affichée par les aiguilles de l'altimètre correspond à la pression mesurée par les capsules, convertie en altitude-pressure selon la formule reliant la pression et l'altitude en atmosphère type, la valeur obtenue étant « décalée » d'une quantité 27,31 fois égale au « décalage en pression » quelle que soit la valeur de la pression. Nous comprenons maintenant, grâce à cette formule, pourquoi **la valeur affichée augmente lorsque la valeur de calage augmente, et réciproquement**. Enfin, la formule montre que **l'altimètre n'indique pas zéro lorsqu'il est calé à la valeur de la pression ambiante** (sauf dans le cas très particulier où celle-ci vaut précisément 1013,25 hPa).

Il nous faut maintenant nous demander si l'erreur due à la linéarité du décalage pose un réel problème et empêche de pratiquer l'altimétrie avec une précision parfaitement acceptable, ou, tout au moins, si elle n'induit pas de limitations d'utilisation du calage altimétrique.

Pour le moment, contentons-nous de retenir que le décalage des altimètres est linéaire et correspond à 27,31 pieds par hectopascal, alors que la valeur réelle de la variation du nombre de pieds par hectopascal, même en atmosphère type, ne prend cette valeur qu'au niveau de la mer. La figure II-8 indique les valeurs de cette variation entre 0 et 10 000 pieds en atmosphère type, et montre bien que ces valeurs s'éloignent rapidement, avec l'altitude, de la valeur 27,31 hPa. Ces valeurs sont obtenues à l'aide du calcul infinitésimal, par dérivation de la fonction Z_p . Il n'est pas nécessaire de savoir effectuer ce calcul; il faut en revanche retenir l'ordre de grandeur des variations du taux d'accroissement « nombre de pieds par hectopascal » avec l'altitude.

Le taux d'accroissement « nombre de pieds par hectopascal », en atmosphère type, vaut -27,31 au niveau de la mer mais diminue rapidement avec l'altitude...

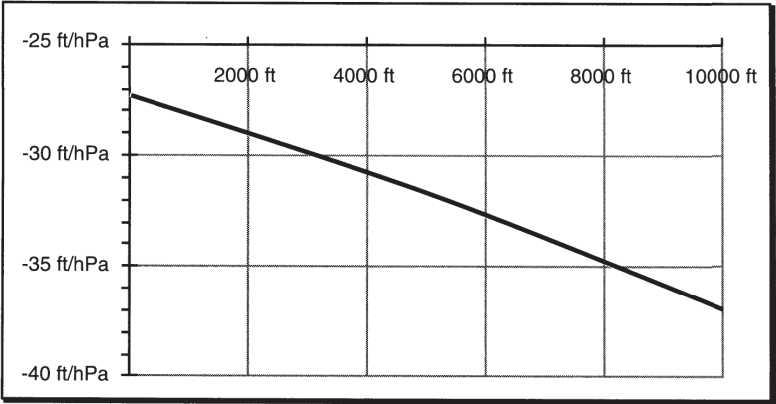


Figure II-8 : Variations du « nombre de pieds par hectopascal » en fonction de l'altitude (en atmosphère type)

La figure II-9 montre les variations du taux d'accroissement de l'altitude en fonction de la pression (en atmosphère type), mais exprimées cette fois en fonction de la pression et non plus de l'altitude. Cette figure II-9 laisse pressentir que la linéarité du décalage des altimètres va limiter l'utilisation du calage altimétrique à une plage de valeurs assez réduite autour de 1013,25 hPa.

... et, par conséquent, augmente rapidement en fonction de la pression

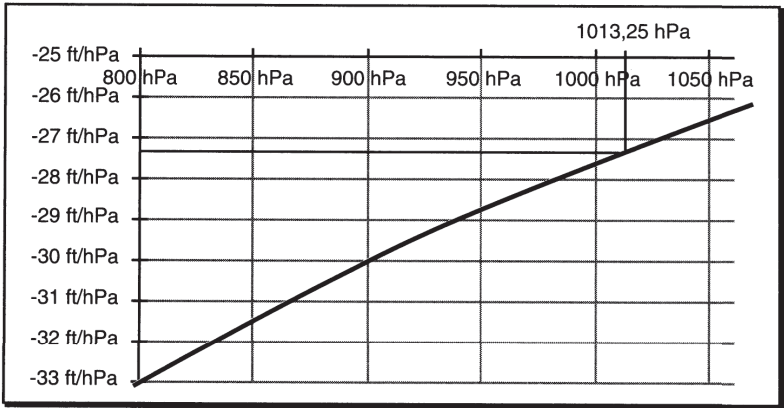


Figure II-9 : Variations du « nombre de pieds par hectopascal » en fonction de la pression (en atmosphère type)

Le calage d'un certain nombre d'altimètres est limité à une plage de valeurs s'étendant de 950 hPa à 1050 hPa, ce qui correspond à une gamme d'altitude en atmosphère type allant d'environ -1000 ft à +1800 ft et à une valeur du taux d'accroissement de l'altitude en fonction de la pression comprise entre 27 et 29 pieds par hectopascal. Une telle limitation est imposée parce que, à l'extérieur de cette plage, la linéarité du décalage des altimètres induit une erreur légère mais non négligeable, dont nous estimerons l'amplitude un peu plus loin.

L'utilisation des altimètres est souvent limitée à un calage entre 950 hPa et 1050 hPa

Cette limitation de la plage de calage induit l'avantage de limiter le nombre de tours de bouton nécessaires, lequel peut être grand. En effet, pour passer par exemple de 1013,25 à 960 hPa, il est déjà nécessaire de faire tourner le bouton de calage sur une demi-douzaine de tours voire davantage. Tous ces tours de bouton requièrent une action et une attention continues du pilote pendant une dizaine de secondes, ce qui est beaucoup lorsque cette action doit avoir lieu pendant une phase critique telle que la phase d'approche intermédiaire. La limitation à une plage réduite de valeurs de calage évite, indirectement, qu'un calage altimétrique monopolise l'attention du pilote pendant un laps de temps excessif compte tenu de la charge de travail dans cette phase du vol.

Retenons de tout cela que le décalage entre les capsules et les aiguilles de l'altimètre présente les caractéristiques fondamentales suivantes :

- le décalage est réglable manuellement, par l'intermédiaire du bouton de calage;
- le décalage est mesurable et correspond au calage altimétrique indiqué dans la fenêtre de calage;
- le décalage obéit, pour des raisons « historiques », à la même règle sur tous (ou presque tous) les altimètres fabriqués dans tous les pays membres de l'O.A.C.I., à raison de 27,31 pieds par hectopascal quelle que soit la pression (d'où l'expression *décalage linéaire*);
- le décalage induit, par principe, une erreur sur l'altitude ou la hauteur, raison pour laquelle il n'est rendu possible que pour une plage de calage limitée autour de 1013,25 hPa (généralement entre 950 hPa et 1050 hPa);
- la coexistence d'altimètres « classiques » à décalage linéaire et d'instruments « modernes » modélisant parfaitement l'atmosphère type ne pose pas de problème de sécurité puisque, en croisière c'est-à-dire là où la séparation des avions repose essentiellement sur les indications altimétriques, les altimètres classiques sont justement calés par les pilotes sur la valeur 1013,25 (la variation de 27,31 pieds par hectopascal est alors exactement celle fournie par les systèmes modernes);
- le décalage nécessite une action physique et une attention du pilote pendant de longues secondes, et quelquefois pendant plus d'une dizaine de secondes si l'ancienne et la nouvelle valeur de calage altimétrique sont éloignées l'une de l'autre.

**La linéarité
du décalage
des altimètres
« classiques »
ne nuit
heureusement pas
à la sécurité**

■ Erreurs de mesure des altimètres

Pour terminer cette présentation de l'altimètre et de ses limitations, avant d'aborder l'aspect pratique de l'altimétrie en atmosphère réelle, examinons les autres risques d'erreur qui peuvent entacher la valeur lue sur l'altimètre par le pilote.

Sans entrer dans les détails fournis par les ouvrages spécialisés, disons que l'erreur commise en utilisant la valeur indiquée par l'altimètre provient de deux causes principales :

- les erreurs propres à l'instrument lui-même,
- l'erreur liée au montage de l'instrument dans l'avion, dite **erreur de statique**.

Les premières sont dues à l'effet de la température et de l'hystérésis sur les capsules, que les équipementiers savent réduire à des valeurs acceptables pour l'opération aérienne courante.

La dernière est due à l'impossibilité de trouver sur la peau de l'avion un emplacement qui soit en permanence à la pression statique de l'atmosphère entourant l'avion. L'avion qui avance modifie en effet, et c'est heureux, le champ des pressions qui l'entoure (faute de quoi il ne volerait pas...); ce phénomène sera étudié dans le chapitre consacré à l'aérodynamique.

L'erreur de statique existe souvent...

Les constructeurs d'avions savent maintenant trouver des emplacements sur l'avion au niveau desquels la pression mesurée ne s'écarte pas de la pression statique exacte de plus de 3 ou 4 hPa dans tout le domaine de vol.

... mais ne dépasse pas, en principe, 3 ou 4 hPa dans tout le domaine de vol

Nous verrons dans le chapitre III que cette erreur influe à la fois sur l'indication de l'altimètre et sur celle de l'anémomètre, et que si

l'indication de l'anémomètre est surestimée par rapport à la vitesse conventionnelle réelle de l'avion, alors l'indication de l'altimètre sera également surestimée (ce cas correspond à une prise de statique en légère dépression).

Il faut enfin savoir que la correction de statique est faite automatiquement lorsque la lecture s'effectue sur un instrument qui « recopie » une *centrale anémobarométrique*, mais qu'elle est ignorée lorsqu'on « lit » la capsule au moyen d'aiguilles classiques liées mécaniquement à la capsule (ce qui n'empêche pas les deux types d'instruments de cohabiter dans un même espace aérien).

Reste l'erreur due au vieillissement de l'instrument, laquelle doit normalement être mise en évidence lors des visites périodiques... mais il convient de ne jamais oublier cette éventualité.

Avant chaque vol, le pilote devrait vérifier la qualité de son (ou de ses) altimètre(s), par l'intermédiaire d'une valeur de calage (QFE ou QNH) transmise par l'organisme de contrôle ou d'information aéronautique. L'O.A.C.I. définit des tolérances selon le type d'altimètre utilisé et recommande de ne pas apporter de correction, pendant le vol, aux lectures ultérieures d'un altimètre dont l'erreur constatée se situe à l'intérieur des tolérances. Ainsi, pour un altimètre dont la gamme d'essais s'étend de 0 à 30 000 pieds, aucune correction ne doit être apportée si l'erreur constatée n'excède pas 60 pieds (selon le document *Doc 8160 OPS/611* de l'O.A.C.I.). Cette procédure d'utilisation de l'information altimétrique sans correction est motivée par le fait que, d'une part, l'information de calage QNH ou QFE n'est pas transmise en temps réel et que la pression peut ainsi avoir changé depuis l'instant de la détermination, et que, d'autre part, l'altimètre souffre d'imperfections mécaniques inévitables. Cette procédure est préférée, pour des raisons de sécurité, à des corrections en vol qui nécessiteraient une charge de travail supplémentaire et un calcul mental toujours susceptible d'erreur et de toute façon inutile compte tenu de la précision limitée des mesures altimétriques.

**La qualité
des indications
de l'altimètre
doit être vérifiée...**

**... pour éviter de
devoir corriger,
les valeurs affichées
si l'erreur
ne dépasse pas
60 pieds**

II.3. Altimétrie en atmosphère réelle

Nous avons compris que l'altimètre, schématiquement, n'est qu'un baromètre gradué en altitude (en supposant les conditions atmosphériques identiques à celles de l'atmosphère type), doté d'un système de décalage de l'affichage qui est linéaire en fonction de la pression. Ce système est suffisant lorsqu'il s'agit d'espacer des avions par l'intermédiaire d'une même référence de calage (1013,25 hPa), mais il est insuffisant lorsqu'il s'agit de connaître de véritables hauteurs ou altitudes en atmosphère réelle c'est-à-dire à des pressions et températures différentes de celles de l'atmosphère type.

L'altimètre apparaît donc comme un instrument bien imparfait. Compte tenu qu'il s'agit d'un instrument fondamental pour la sécurité du vol, il convient de bien comprendre quelles sont, dans la pratique, les limitations et les erreurs induites par le fait que les conditions atmosphériques réelles ne sont jamais les conditions de l'atmosphère type.

L'altimètre n'est qu'un baromètre a priori peu adapté à la mesure des hauteurs et altitudes...

■ Les calages altimétriques en atmosphère réelle

Certes, l'altimètre n'indique pas directement une altitude, mais seulement une pression convertie en altitude dans les conditions théoriques de l'atmosphère type. Néanmoins, l'utilisation de l'altimètre en atmosphère réelle est possible grâce au système de **calage altimétrique**, sinon pour mesurer exactement des altitudes ou des hauteurs, tout au moins pour assurer la **séparation verticale des avions**, l'**évitement du relief**, et l'**approche intermédiaire et finale** vers l'aérodrome.

... mais parfaitement utilisable, y compris en atmosphère réelle, grâce au calage altimétrique

Afin de comprendre pourquoi cette utilisation est possible et justifiée, et pour bien appréhender comment, dans la pratique, l'altimètre est utilisé en atmosphère réelle, nous allons d'abord raisonner sur un exemple concret, au moyen d'une application numérique.

APPLICATION NUMÉRIQUE

• *Questions :*

- 1) Soit un seuil de piste situé à une altitude de 5000 pieds. Sachant que la pression atmosphérique à cet endroit, mesurée à l'aide d'un baromètre, est de 860 hPa, les conditions météorologiques sont-elles celles d'une dépression ou d'un anticyclone ?
- 2) Existe-t-il un calage altimétrique adapté à l'approche et à l'atterrissage sur cette piste ? Si oui, quelle valeur de calage le pilote doit-il précisément afficher ?

• *Réponses :*

- 1) Si les conditions atmosphériques réelles étaient celles de l'atmosphère type, la pression à cette altitude de 5000 pieds vaudrait 843 hPa, d'après la formule de correspondance de l'atmosphère type (se reporter à la formule du II.1 ou au tableau de l'atmosphère type en annexe 2). Or, la pression réelle est 860 hPa, soit 17 hPa de plus, ce qui signifie que la situation météorologique est celle d'un anticyclone.
- 2) La pression atmosphérique valant 860 hPa, un altimètre calé à 1013,25 hPa indiquerait au seuil de piste 4467 pieds, selon la formule réciproque du II.1 donnant l'altitude en fonction de la pression en atmosphère type. Or, le seuil de piste est situé à 5000 pieds, soit une différence entre « la valeur qui serait affichée au calage 1013,25 hPa » et l'altitude réelle de -533 ft. Cet écart de -533 ft correspond, en atmosphère type et au niveau de la mer, à $-533 \text{ ft} / -27,31 \text{ ft/hPa} = +19,52 \text{ hPa}$. Par conséquent, un observateur au sol qui tourne le bouton de calage d'un altimètre aéronautique dont le décalage est linéaire (27,31 ft/hPa dans toute la plage de calage altimétrique), jusqu'à amener les aiguilles de l'altimètre exactement sur la valeur 5000 ft (et non pas 4467 ft), va réaliser un décalage de 19,52 hPa. La valeur lue dans la fenêtre va devenir $1013,25 \text{ hPa} + 19,52 \text{ hPa} = 1032,77 \text{ hPa}$.

Cela revient à appliquer la formule

$$\text{Valeur affichée} = Z_P (P_{\text{mesurée}}) - 27,31 \left(1013,25 - P_{\text{calage}} \right)$$

que nous avons donnée précédemment, laquelle donne ici

$$5000 = 4467 - 27,31 \left(1013,25 - P_{\text{calage}} \right),$$

soit une pression de calage de 1032,77 hPa. C'est cette indication de calage altimétrique 1032,77 hPa (ou plutôt, arrondie, 1033 hPa) que l'observateur va transmettre au pilote de l'avion en approche. Ce dernier, disposant d'un altimètre aéronautique construit suivant la même norme, va lui aussi afficher 1032,77 (ou plutôt 1033 hPa) dans la fenêtre de calage et ainsi décaler les aiguilles de 19,52 hPa par rapport à la capsule... il lira alors l'indication 5000 ft lors de l'atterrissage, à condition évidemment qu'au décalage de 19,52 hPa corresponde bien un décalage des aiguilles de 533 ft, c'est-à-dire à condition que le décalage soit aussi, sur ce second altimètre, de 27,31 ft par hPa. En conclusion, bien que la pression sur l'aérodrome ne soit pas celle de l'atmosphère type à 5000 pieds, et bien que le système de décalage de l'altimètre au sol et le système de décalage de l'altimètre dans l'avion soient linéaires donc « inexacts », il est bel et bien possible de fournir au pilote une indication de calage altimétrique (1033 hPa, en l'occurrence) telle que les aiguilles de l'altimètre indiqueront l'altitude de l'aérodrome (en l'occurrence 5000 ft) lorsque l'avion se posera : l'altimétrie est possible en atmosphère réelle, avec des systèmes à décalage linéaire.

Dans cette application numérique, le lecteur aura non seulement reconnu le célèbre **QNH**, mais aussi appris comment le QNH est déterminé. Il peut maintenant comprendre pourquoi l'expression souvent entendue « ramenée au niveau de la mer en standard » est incorrecte, et pourquoi il conviendrait plutôt de dire « compte tenu de la loi d'étalonnage des altimètres et des caractéristiques arbitraires mais normalisées du

**Le QNH est
déterminé
(ou établi),
et non pas calculé**

**Le QNH
n'est pas la pression
« ramenée au niveau
de la mer »**

dispositif de décalage » (décalage linéaire de 27,31 ft/hPa dans toute la plage de calage altimétrique).

Insistons bien sur le fait que le pilote effectue un décalage de 19,52 hPa au lieu des 17 hPa imputables à l'anticyclone. Puisqu'il règne à 5000 pieds une pression de 860 hPa et non pas de 843 hPa, l'atmosphère n'est pas l'atmosphère type et, en toute rigueur, l'expression « on se ramène au niveau de la mer en standard » est incorrecte.

Cette application numérique nous laisse entrevoir une autre façon d'utiliser l'altimètre : l'observateur au sol ne pourrait-il pas effectuer un décalage amenant les aiguilles à indiquer zéro ? Il s'agirait alors, bien sûr, du calage au QFE. Le pilote recevant la valeur du décalage correspondant et l'affichant dans la fenêtre de son instrument lirait lui aussi la valeur zéro à l'atterrissage...

Nous allons voir que le calage au QFE n'est en fait pas possible dans ce cas.

Quelle valeur de QFE l'opérateur au sol devrait-il transmettre au pilote de l'avion en approche ? Nous avons vu dans l'application numérique que, la pression au sol valant 860 hPa, l'altimètre calé à 1013,25 hPa indique 4467 ft. Pour amener les aiguilles de l'altimètre de 4467 ft à 0 ft, l'opérateur au sol doit réaliser un décalage correspondant à 4467 ft en atmosphère type, soit $4467 / 27,31 = 163,57$ hPa. Cela veut dire que, pour amener les aiguilles sur zéro, l'opérateur doit pouvoir tourner le bouton de calage jusqu'à ce que 850 hPa (valeur arrondie à l'hectopascal le plus proche de la différence $1013,25 \text{ hPa} - 163,57 \text{ hPa}$, c'est-à-dire 849,68 hPa) apparaisse dans la fenêtre de calage. Or ceci n'est pas possible, puisque, nous l'avons dit précédemment, les constructeurs d'altimètres ont volontairement imposé une valeur minimale du calage permis dans la fenêtre des pressions qui est généralement 960 ou 950 hPa. Nous retrouvons la valeur du QFE en appliquant notre formule générale

$$\text{Valeur affichée} = Z_P (P_{\text{mesurée}}) - 27,31 (1013,25 - P_{\text{calage}}),$$

qui donne ici

$$0 = 4467 - 27,31 (1013,25 - QFE),$$

d'où $QFE = 850$ hPa (valeur arrondie à l'hectopascal le plus proche).

Imaginons un instant qu'il soit malgré tout possible de trouver un altimètre à décalage linéaire autorisant le calage à 850 hPa. La fenêtre de calage de l'altimètre indiquerait 850 hPa lorsque l'avion serait au sol, c'est-à-dire lorsque les aiguilles de l'altimètre indiqueraient zéro, alors que la pression au sol vaut 860 hPa et non pas 850 hPa (ce qui est fort différent !). Par ailleurs, et ceci est encore plus gênant, passer d'un calage 1033 hPa (la valeur du QNH, dans notre exemple) à un calage 850 hPa (la valeur du QFE) nécessiterait de la part du pilote une dizaine de tours du bouton de calage de l'altimètre, et au moins une vingtaine de secondes d'attention continue portée sur le seul altimètre !

Nous voyons bien apparaître, ici, les raisons de la limitation de l'utilisation du QFE, et il devient facile de comprendre pourquoi les Français utilisent le QFE, au contraire, par exemple, des pilotes américains :

- 1) en Europe et en particulier en France, il est très rare de voir un anticyclone de plus de 1050 hPa ou une dépression de moins de 950 hPa : la plage des valeurs pouvant être affichée dans la fenêtre des pressions est suffisante à basse altitude;
- 2) les aérodromes français situés à plus de 1800 pieds (altitude correspondant à 950 hPa en atmosphère type) sont très peu nombreux, si l'on exclut les altiports.

**En France,
l'utilisation du QFE
est possible
sur presque tous les
aérodromes
et à tout moment...**

Au contraire de la France, les États-Unis d'Amérique présentent d'immenses régions plates et riches en aérodromes, bien que situées à plus de 1000 voire 2000 mètres d'altitude, et, par ailleurs, de fortes dépressions et de forts anticyclones y sont quelquefois rencontrés : il

**... ce qui n'est
pas vrai
dans tous les pays**

**L'utilisation du QNH
est possible partout
et à tout moment**

n'est pas possible d'y adopter le calage au QFE compte tenu du système de décalage linéaire (27,31 ft par hPa quelle que soit la pression) universellement adopté pour les raisons « historiques » que nous avons évoquées. Au contraire, se poser au QNH ne pose jamais de problème car, quelle que soit l'altitude de l'aérodrome, la valeur du QNH reste toujours dans la plage accessible (généralement 950 hPa à 1050 hPa) à l'intérieur de laquelle l'erreur d'altitude due à la linéarité du système de décalage est vraiment très faible.

Comprenons bien qu'il était impensable, avant l'apparition des centrales anémobarométriques de type numérique, de réaliser sans dépense excessive une commande de décalage non linéaire de tous les altimètres. Or, comme nous l'avons vu dans l'application numérique précédente, il est indispensable que le décalage de tout altimètre embarqué dans un avion ait la même valeur, en toute circonstance, que le décalage de tout altimètre au sol servant à fournir une indication de QNH ou de QFE aux pilotes. Les altimètres obéissent donc tous, par nécessité, au système de décalage linéaire à raison de 27,31 ft par hPa pour toute valeur du calage altimétrique. Dans la plage des -1000 ft à +1800 ft, l'erreur commise sur l'altitude réelle est heureusement très réduite, comme nous le verrons dans l'application numérique suivante.

■ Ce que l'altimètre indique et ce qu'il n'indique pas

Les trois types de calage altimétrique les plus courants sont le calage au QFE, le calage au QNH, et le **calage à 1013,25 hPa**.

Nous avons vu que l'indication fournie par les aiguilles de l'altimètre change dès que l'on agit sur le bouton de calage. En effet, si l'on augmente la valeur de la pression de référence affichée dans la fenêtre de calage, la valeur d'altitude indiquée par les aiguilles va augmenter elle aussi puisque, d'après la formule déjà rencontrée

$$\text{Valeur affichée} = Z_P(P_{\text{mesurée}}) - 27,31 \left(1013,25 - P_{\text{calage}} \right),$$

la valeur affichée varie dans le même sens que la pression de calage (le produit des deux signes négatifs donne une valeur positive +27,31 pieds par hectopascal de la pression de calage).

Réciproquement, si l'on diminue la valeur affichée dans la fenêtre de calage, la valeur d'altitude indiquée par les aiguilles va diminuer elle aussi.

Le **QFE** est, par définition, la **valeur du calage altimétrique telle que les aiguilles de l'altimètre indiquent zéro lorsque l'avion se trouve au sol** à l'endroit pour lequel le QFE est fourni.

**Ce qu'est,
par définition,
le QFE...**

Attention : le QFE n'est pas la valeur de la pression atmosphérique au niveau du sol survolé par l'avion ! Souvenons-nous de la dernière application numérique effectuée, dans laquelle le QFE vaut 850 hPa alors que la pression au sol vaut 860 hPa.

**... et ce qu'il n'est
surtout pas**

Lorsque l'altimètre est calé au QFE, il indique approximativement la hauteur de l'avion au-dessus du sol. La valeur indiquée par l'altimètre n'est pas exactement la valeur de la hauteur, en partie à cause de la linéarité du décalage, et, essentiellement, parce que l'atmosphère réelle ne peut jamais être exactement identique à l'atmosphère type, même à l'intérieur d'une tranche d'atmosphère éventuellement très fine située entre l'aérodrome et l'avion.

Le QFE ne doit être utilisé qu'en phase de décollage et d'atterrissage, phases de vol pour lesquelles il est naturellement adapté puisque, par définition, l'altimètre indique exactement zéro lorsque l'avion se trouve sur la piste.

Le **QNH** est, par définition, la **valeur du calage altimétrique telle que les aiguilles de l'altimètre indiquent l'altitude** du lieu pour lequel il est donné.

**Ce qu'est,
par définition,
le QNH...**

Comment est déterminée la valeur de QNH transmise par radio à l'avion ? Comme nous l'avons vu dans l'application numérique précédente, la valeur du QNH est établie tout simplement à l'aide d'un altimètre, en tournant le bouton de calage jusqu'à faire afficher par les aiguilles l'altitude du lieu.

**... et ce qu'il n'est
surtout pas**

Attention : le QNH n'est pas, contrairement à une idée répandue, la valeur de la pression atmosphérique au niveau de la mer dans la zone géographique où se trouve l'avion !

De plus, l'altimètre calé au QNH indique seulement approximativement la distance verticale entre le niveau de la mer et l'avion, autrement dit il n'indique qu'approximativement l'altitude de l'avion, parce que l'atmosphère réelle n'est jamais identique à l'atmosphère type (et, accessoirement, parce que le décalage des altimètres est linéaire).

En revanche, lorsque l'avion se pose en ayant son altimètre calé au QNH, la valeur affichée par l'altimètre, dans ce cas particulier, est exactement égale, par définition du QNH, à l'altitude de l'aérodrome. Cela justifie l'utilisation du QNH à l'atterrissage.

**Même calé au QNH,
l'altimètre
n'indique pas
l'altitude réelle
de l'avion**

L'altimètre calé au QNH permet-t-il de connaître exactement la hauteur au-dessus du relief ? Non, malheureusement : la différence entre la valeur indiquée par l'altimètre et la hauteur d'une montagne indiquée par une carte n'est pas égale à la hauteur de l'avion au-dessus du sommet de la montagne. L'écart entre la valeur de hauteur calculée en utilisant la valeur indiquée par l'altimètre et la valeur réelle de hauteur au-dessus du relief est fonction des conditions atmosphériques, c'est-à-dire qu'elle est fonction de la variation réelle de la pression avec l'altitude. Nous expliquerons un peu plus loin qu'il convient pour cette raison, dans un certain type de conditions atmosphériques (en l'occurrence en atmosphère exceptionnellement froide), de majorer par sécurité les marges de franchissement du relief. On peut tout de même retenir que le calage au QNH permet à l'altimètre d'afficher une valeur qui est « plus ou moins proche » de l'altitude réelle de l'avion, et de fournir une

hauteur « plus ou moins proche » de la hauteur réelle au-dessus du sol; la valeur de hauteur déduite de l'indication de l'altimètre est d'autant meilleure que le relief survolé est proche du point où a été établi la valeur du QNH.

Pour terminer cette présentation des calages altimétriques utilisés en atmosphère réelle, notons que le **calage à 1013,25 hPa** est utilisé lorsque le relief ne présente pas de danger (parce que l'avion le survole largement) et que l'avion vole en croisière et doit « s'étager » parfaitement par rapport aux autres avions.

Lorsque l'avion vole au calage 1013,25 hPa et à indication constante de l'altimètre (par exemple à un niveau de vol donné), il se déplace sur une surface isobare — ce qui est d'ailleurs le cas quel que soit le calage altimétrique, si l'indication des aiguilles est constante — et son altitude réelle par rapport au niveau de la mer peut fluctuer sensiblement, mais cela ne représente pas véritablement un inconvénient. L'essentiel est de séparer parfaitement les avions dans un plan vertical, ce qui sera toujours assuré puisque deux avions volant tous deux « à 1013,25 hPa » (ou à tout autre valeur de calage d'ailleurs, à condition que cette valeur soit la même pour les deux avions) ne pourront pas se percuter tant que leurs indications altimétriques seront différentes. L'intérêt du calage à 1013,25 hPa est qu'il assure la séparation verticale sans nécessiter la connaissance des données météorologiques de pression réelle.

À calage et indication altimétrique constants, l'avion se déplace sur une surface isobare

Le calage à 1013,25 permet l'espacement vertical des avions sans nécessiter la connaissance des conditions météorologiques réelles

Nous avons énoncé précédemment que l'erreur induite sur les altitudes et les hauteurs par la linéarité du décalage ne nuit pas à la sécurité et reste parfaitement acceptable pour les valeurs de calage altimétrique situées à l'intérieur de la plage habituelle des altimètres. L'application numérique suivante le prouve, en montrant, a fortiori, que l'erreur commise est encore acceptable pour une valeur de calage altimétrique située sensiblement à l'extérieur de la plage de calage habituellement retenue par les constructeurs.

APPLICATION NUMÉRIQUE

• Questions :

- 1) Soit un aéroport situé à une altitude de 5000 pieds, sur lequel la pression atmosphérique est mesurée égale à 860 hPa. En supposant que les conditions atmosphériques soient telles que les valeurs de la variation d'altitude en fonction de la pression soient à ce moment là celles de l'atmosphère type à l'intérieur d'une tranche d'atmosphère s'étendant sur plusieurs milliers de pieds au-dessus de l'aéroport, à quelle hauteur réelle un avion survolera-t-il l'aéroport si son altimètre calé au QNH indique à ce moment 7000 pieds?
- 2) Avec la même hypothèse concernant les conditions atmosphériques, à quelle hauteur réelle l'avion survolera-t-il l'aéroport si son altimètre calé au QFE indique à ce moment 2000 pieds?

• Réponses :

- 1) L'application numérique précédente nous a montré que l'altitude-pression au niveau de l'aéroport vaut 4467 ft, que le QNH vaut 1032,77 hPa et que le QFE vaut 849,68 hPa. Appliquons notre formule générale reliant la valeur affichée par l'altimètre à la pression mesurée et au calage altimétrique :

$$\text{Valeur affichée} = Z_P(P_{\text{mesurée}}) - 27,31 \left(1013,25 - P_{\text{calage}} \right).$$

qui devient ici, dans les deux cas particuliers du QNH et du passage à 7000 pieds au QNH, respectivement,

$$\begin{aligned} 5000 &= 4467 - 27,31 \left(1013,25 - QNH \right) \\ \text{et } 7000 &= Z_P(P_{\text{mesurée}}) - 27,31 \left(1013,25 - QNH \right). \end{aligned}$$

Cela nous donne une altitude-pression exactement égale à 6467 pieds. À cette valeur de l'altitude-pression correspond

une pression de 797,79 hPa (d'après les formules de l'atmosphère type). Or, nous avons supposé, par hypothèse, que la variation de l'altitude en fonction de la pression est localement la même qu'en atmosphère type. La figure II-9, rencontrée précédemment, montre que, entre 860 hPa (pression au sol) et 798 hPa (7000 pieds QNH), l'augmentation d'altitude pour une diminution de pression d'un hectopascal varie en atmosphère type d'environ 31,1 à 33,1 pieds. On peut donc considérer que l'augmentation d'altitude pour une diminution de pression d'un hectopascal est « en moyenne », ici, de 32,1 pieds, disons entre 32,0 et 32,2 pieds (seul le calcul infinitésimal, bien entendu, permettrait d'obtenir un résultat très précis). Cette valeur approchée nous conduit à une hauteur réelle au-dessus de l'aérodrome comprise entre $32,0 \text{ ft/hPa} \times (860 \text{ hPa} - 798 \text{ hPa})$ et $32,2 \text{ ft/hPa} \times (860 \text{ hPa} - 798 \text{ hPa})$, ce qui donne entre 1985 et 1995 pieds. Il y a donc sous-estimation de la hauteur de l'avion au-dessus de la piste, l'erreur étant de l'ordre de la dizaine de pieds (entre 5 et 15 pieds). Une telle erreur n'est pas grande et ne met certainement pas en cause la sécurité du vol, mais elle n'est pas infime non plus. Insistons sur le fait que l'erreur est ici induite uniquement par la linéarité du décalage des altimètres, puisque nous avons adopté une hypothèse de variation de l'altitude avec la pression correspondant à celle de l'atmosphère type.

- 2) Estimons maintenant l'erreur commise pour un passage à 2000 pieds au QFE. Nos formules reliant la valeur affichée par l'altimètre à la pression mesurée et au calage altimétrique deviennent, dans les deux cas particuliers du QFE et du passage à 2000 pieds au QFE, respectivement,

$$0 = 4467 - 27,31 (1013,25 - QFE)$$

$$\text{et } 2000 = Z_P (P_{\text{mesurée}}) - 27,31 (1013,25 - QFE).$$

Ceci conduit une nouvelle fois à l'altitude-pression de 6467 pieds exactement. Autrement dit, on se retrouve dans le même cas que précédemment : l'erreur commise en utilisant le QFE n'est ni plus grande ni moins grande qu'en utilisant le QNH. Si la variation de pression avec l'altitude, entre le sol et l'avion, est très proche de celle de l'atmosphère type, la hauteur de l'avion est sous-estimée d'une dizaine de pieds.

L'erreur due à la linéarité du décalage de l'altimètre est acceptable, aussi bien en calage au QNH qu'en calage au QFE

Cette application numérique montre que, même sensiblement à l'extérieur de la plage habituelle des valeurs de calage altimétrique, l'erreur d'altitude ou de hauteur induite par la linéarité du système de décalage des altimètres reste acceptable, que l'altimètre soit calé au QNH ou au QFE.

De tout cela, il convient de retenir que

- les valeurs d'altitude et de hauteur fournies par les altimètres ne sont pas des valeurs exactes d'altitude ou de hauteur;
- si l'on exclut l'erreur instrumentale, l'erreur commise est due essentiellement au fait que l'atmosphère réelle n'est jamais identique à l'atmosphère type en tout lieu situé entre l'avion et le sol;
- l'erreur commise n'est due que pour une faible part à la linéarité du système de décalage.

■ **Les avantages du QFE par rapport au QNH**

Le calage altimétrique au QFE présente l'avantage de faire manipuler par le pilote des données plus « parlantes », au sens où leur représentation mentale est plus immédiate que dans le cas du calage au QNH. En effet, les valeurs affichées par un altimètre calé au QFE sont comparées à des hauteurs au-dessus du sol.

Les valeurs indiquées par un altimètre calé au QFE sont plus « parlantes »...

En outre, les fiches de procédure expriment généralement les minima opérationnels sous forme de hauteurs. Ainsi, si une fiche de procédure d'approche indique par exemple une hauteur de décision de 200 pieds, cette valeur de 200 pieds sera comparée à la valeur affichée par l'altimètre nécessairement calé au QFE.

■ Les avantages du QNH par rapport au QFE

Nous avons expliqué précédemment que l'usage du QFE n'est pas possible pour les aérodromes situés à plus de 1500 ft ou 2000 ft d'altitude car, compte tenu de la non linéarité « historique » du système de décalage utilisé par tous les altimètres, les constructeurs ont limité la plage des valeurs de calage. L'utilisation du QFE peut également se révéler problématique sur des aérodromes situés à moins de 1500 ft d'altitude, dans des conditions météorologiques dépressionnaires qui conduisent à un QFE sensiblement inférieur à 950 hPa. Cela milite déjà en faveur de l'utilisation généralisée du QNH.

**... mais le QFE
n'est pas utilisable
dans tous les cas**

En fait, même pour les aérodromes situés à basse altitude, et même lorsque les conditions atmosphériques réelles sont proches des conditions de l'atmosphère type, le calage au QNH offre plusieurs avantages importants par rapport au calage au QFE :

- 1) Compte tenu que l'utilisation du QFE n'est pas possible sur tous les aérodromes, continuer d'atterrir et de décoller au QFE sur certains aérodromes revient à refuser un type de calage universel pour l'atterrissage et le décollage, c'est-à-dire valable pour tous les aérodromes et en toute circonstance. Or, il est indiscutable que **l'utilisation de deux types de calage à l'atterrissage multiplie les risques d'erreurs** liées à l'incompréhension (problèmes linguistiques ou de qualité sonore de la communication radio) ou à un mauvais affichage, dans la fenêtre de calage, de la valeur transmise à l'avion, sans parler de l'oubli toujours possible du passage effectif du calage QNH au calage QFE. Il faut ajouter à cela plusieurs arguments d'ordre ergonomique et en rapport direct avec la sécurité du vol. D'une part, la fenêtre de calage est petite et donc peu lisible, en particulier lors d'un vol de nuit : il faut

**L'utilisation
hors croisière
d'un unique
type de calage
améliore la
sécurité...**

**... et ce type de
calage unique
ne peut être que
le QNH**

donc changer de calage altimétrique le moins souvent possible car chaque changement représente un risque réel d'introduction d'une erreur... qui elle-même risquera de passer inaperçue. D'autre part, nous l'avons dit, caler un altimètre requiert une action et une attention du pilote pendant un laps de temps pouvant excéder dix secondes (cas d'une valeur faible du QFE) à un moment où la charge de travail du pilote est grande et où le sol n'est jamais bien loin. En outre, une maladresse dans l'exécution de la procédure de comparaison des 2 altimètres de la planche de bord peut augmenter cette durée bien au-delà d'une dizaine de secondes. On peut donc affirmer que **le changement de calage au décollage ou en approche (QFE vers QNH, ou QNH vers QFE) diminue la sécurité du vol.**

Les risques d'erreur de transmission ou de mauvaise compréhension de l'information de calage altimétrique sont moindres avec le QNH

- 2) La grande variation des valeurs du QFE (puisque, au contraire de celle du QNH, la valeur du QFE dépend largement de l'altitude de l'aérodrome) fait qu'un pilote peut ne pas réaliser que la valeur de QFE qu'on lui transmet — ou qu'il comprend — est grossièrement incorrecte, ou peut ne pas réaliser que la valeur qu'il affiche dans la fenêtre de calage de son altimètre est en contradiction avec une valeur de pression transmise précédemment concernant un autre aérodrome de la région : **une erreur d'affichage du QFE est difficilement détectable.** Au contraire, le pilote réagira immédiatement si la donnée de QNH transmise (ou comprise, ou lue dans la fenêtre de calage de l'altimètre) est en contradiction avec « l'ordre de grandeur » attendu à la lecture du dossier météo.
- 3) Le calage au QNH est irremplaçable, parce qu'il est le seul type de calage altimétrique **adapté à l'évitement du relief.** Au contraire, il existe des moyens alternatifs

à l'atterrissage « au QFE » lors d'approches aux instruments, tels que la radiosonde et le faisceau d'alignement de descente (*glide*) de l'ILS.

Le calage au QNH est seul adapté à l'évitement du relief

- 4) l'utilisation du QFE peut être la source d'une déviation dangereuse. Le comportement suivant est, en effet, quelquefois observé : un pilote en approche a reçu une instruction exprimée en QNH (par exemple : « rappelez passant 2000 ft QNH ») alors que l'altimètre a été calé au QFE; le pilote soustrait alors l'altitude de l'aérodrome à l'altitude autorisée (d'où, par exemple, 1700 ft si l'aérodrome est à une altitude de 300 ft). Ce procédé est non seulement intrinsèquement incorrect mais, surtout, il est doublement dangereux : d'une part parce que le pilote fait autre chose que ce qu'il dit et d'autre part parce que sa façon de procéder nécessite un calcul mental donc une charge de travail supplémentaire en phase d'approche.

En utilisant le QFE, le pilote peut être amené à ne pas faire ce qu'il dit

Tout cela montre les avantages déterminants, en termes de sécurité, de l'adoption du QNH comme unique type de calage altimétrique au décollage et pour toutes les approches : il est souhaitable de n'utiliser qu'un seul type de calage au décollage et en approche, et ce type de calage ne peut être que le QNH.

Hors phase de croisière, il faut utiliser uniquement le calage au QNH

■ L'influence de la température

Nous avons vu, dans un paragraphe précédent, que des erreurs de mesure peuvent affecter les altimètres, en particulier les erreurs propres à la technologie de l'instrument (hystérésis des capsules anéroides, par exemple) et les erreurs liées au montage de l'instrument sur l'avion (erreur de prise de statique).

Indépendamment de ces erreurs éventuelles, nous venons d'expliquer que, quel que soit le type de calage altimétrique utilisé, il existe un écart entre la valeur de distance verticale (altitude ou hauteur) fournie par l'altimètre et la valeur réelle correspondante. Cet écart, nous l'avons dit, résulte très partiellement de la linéarité du décalage et, surtout, du fait que l'atmosphère réelle n'est jamais identique à l'atmosphère type.

En particulier, l'écart entre la valeur altimétrique lue et la valeur réelle dépend de la différence de température entre l'atmosphère réelle et l'atmosphère type.

Nous avons vu que, en atmosphère type et au niveau de la mer, l'altitude augmente de 27,31 pieds pour une diminution de pression d'un hectopascal. Calculons ce qu'il en est, toujours au niveau de la mer mais cette fois en atmosphère réelle, lorsque les conditions sont « standard + 20 » (20 degrés Celsius de plus qu'en atmosphère type) et « standard - 20 » (20 °C de moins qu'en atmosphère type).

Considérons l'*équation d'état des gaz parfaits* déjà mentionnée au tout début du chapitre II :

$$\frac{P}{\rho} = R T ,$$

que l'on peut aussi bien exprimer sous la forme

$$\rho = \frac{P}{R T} ,$$

où P est la pression, exprimée en hectopascals,
 ρ est la masse volumique de l'air,
exprimée en kilogrammes par mètre-cube,
 T est la température absolue, exprimée en kelvins,
 R est la constante caractéristique de l'air, qui vaut
287,053 joules par kelvin.

En « standard + 20 », c'est-à-dire, au niveau de la mer, pour $T = 308,15 \text{ K}$ (puisque $273,15 + 15 + 20 = 308,15$), la masse volumique de l'air vaut

$$\rho = \frac{1013,25 \times 100}{287,053 \times 308,15} \text{ , soit } \rho = 1,1455 \text{ kg/m}^3 \text{ .}$$

Appliquons maintenant, dans une « petite tranche d'atmosphère », le *principe fondamental de l'hydrostatique* :

$$\frac{\text{variation de pression}}{\text{variation d'altitude}} = \frac{dP}{dZ} = -\rho g \text{ ,}$$

que l'on peut également exprimer sous la forme

$$\text{variation d'altitude} = - \frac{\text{variation de pression}}{\rho g} \text{ ,}$$

où dP est la petite variation de pression,
 exprimée en pascals,
 dZ est la petite variation d'altitude,
 exprimée en mètres,
 ρ est la masse volumique de l'air à cette altitude,
 exprimée en kilogrammes par mètre cube,
 g est l'accélération de la pesanteur terrestre,
 exprimée en mètres par seconde carrée.

À une diminution de 1 hPa (autrement dit 100 pascals) correspond donc, en « standard + 20 » au niveau de la mer, une augmentation d'altitude de $\frac{100}{1,1455 \times 9,80665}$ c'est-à-dire 8,902 mètres, ou encore 29,21 pieds.

**Au niveau de la mer,
 en « standard + 20 »,
 l'altitude varie de
 29,21 ft
 par hectopascal
 (au lieu de 27,31)...**

De même, en conditions « standard - 20 », la masse volumique de l'air au niveau de la mer vaut $\rho = \frac{1013,25 \times 100}{287,053 \times 268,15}$, soit $\rho = 1,3164 \text{ kg/m}^3$, et à une diminution de pression de 1 hPa correspond une augmentation d'altitude de $\frac{100}{1,3164 \times 9,80665}$ c'est-à-dire 7,746 mètres, ou encore 25,41 pieds.

**... et de
 25,41 ft
 par hectopascal
 en « standard - 20 »**

On le voit, la variation d'altitude pour une diminution de pression de 1 hPa, autour d'une pression de 1013,25 hPa, varie très sensiblement entre « standard - 20 » (25,41 pieds) et « standard + 20 » (29,21 pieds).

Le cas dangereux est celui de l'atmosphère froide (surestimation de l'altitude)

On peut déduire de cela que **l'altimètre surestime l'altitude ou la hauteur en atmosphère froide** (27,31 pieds par hPa, par construction, au lieu d'une valeur inférieure dans la réalité, par exemple 25 pieds), ce qui peut être dangereux. Au contraire, l'altimètre sous-estime l'altitude ou la hauteur en atmosphère chaude (27,31 pieds par hPa, par construction, au lieu d'une valeur réelle supérieure), ce qui ne nuit pas à la sécurité. Retenons donc qu'il **faut majorer les marges de franchissement d'obstacle en atmosphère exceptionnellement froide**.

Mais comment le pilote peut-il savoir si l'atmosphère est chaude ou froide entre le sol et l'avion ? C'est là toute la question, et, malheureusement, le pilote ne peut pas, par la simple lecture du thermomètre de bord de son avion, connaître autre chose que la température de l'air là où se trouve l'avion.

En fait, l'obtention de valeurs exactes de l'altitude ou de la hauteur par rapport au sol nécessiterait l'utilisation du calcul infinitésimal pour toutes les tranches d'altitude situées entre le sol et l'avion, et donc la connaissance des valeurs réelles exactes de pression et de température dans une infinité de tranches d'altitude. En somme, il faudrait disposer « pied par pied » d'un ballon muni d'un baromètre, d'un thermomètre et d'une transmission VHF capables d'indiquer au pilote la correction à apporter à la lecture de l'altimètre...

Attention aux formules miracles...

... tout à fait incorrectes

On entend encore parfois conseiller la formule « *augmenter l'altitude par rapport à l'altitude lue de 4 millièmes de cette altitude par degré d'écart positif par rapport à la standard pour obtenir l'altitude réelle* ». Une telle formule ne doit pas être utilisée ! D'abord, une diminution de 20 degrés par rapport à la température standard correspond à une surestimation, au niveau de la mer, de 1,9 pieds par hPa (27,31 ft/hPa - 25,41 ft/hPa), soit, en fait, 75 millièmes ($27,31 / 25,41 = 1,075$) et non 80 millièmes

contrairement à ce qu'énonce la formule (4 millièmes \times 20 degrés d'écart). De toute façon, ce ratio ne peut être constant, puisqu'il varie avec la pression et donc avec l'altitude. De plus, et c'est plus grave, cette formule ne sert rigoureusement à rien si l'on ne connaît pas les conditions atmosphériques en tout point situé entre l'avion et le point de référence où le QNH a été établi. La formule est même pernicieuse, dans la mesure où elle laisse penser que la seule connaissance de la température à l'endroit où se trouve l'avion suffit à assurer la sécurité d'un franchissement d'obstacle.

Ce qui compte, ce n'est pas seulement la température là où se trouve l'avion...

Il faut penser au danger encouru par un pilote volant dans une profonde inversion de température (tranche d'atmosphère dans laquelle la température croît avec l'altitude au lieu de décroître), au-dessus d'une couche très froide : la probabilité de percuter la montagne en utilisant la formule qui vient d'être citée ne serait pas négligeable. Ce type de situation météorologique n'est pourtant pas rarissime. Ainsi, en hiver, il est parfois possible de prendre un bain de soleil au troisième étage de la Tour Eiffel, à +15 °C ou +16 °C, alors que les pieds de la Tour Eiffel baignent dans un brouillard humide et froid, à une température proche de 0 °C.

... mais l'ensemble des températures entre le sol et l'avion

Il est important de bien comprendre que le pilote assis dans son avion ne connaît généralement la valeur réelle de température qu'à l'altitude où il se trouve, et ne dispose le plus souvent d'aucune information quant à la température des couches atmosphériques situées entre le relief et son avion. Si l'avion vole au bas d'une couche chaude correspondant par exemple à des conditions « standard + 10 », mais que cette couche est elle-même située au-dessus d'une couche froide allant jusqu'au sol et correspondant par exemple à des conditions « standard - 20 », alors l'avion est certes « en standard + 10 » là où il se trouve, mais la hauteur de l'avion au-dessus du sol est inévitablement très inférieure à ce que croit le pilote, et sans doute est-elle à peine supérieure à ce qu'elle serait en atmosphère « standard - 20 ». Autrement dit, l'avion se trouve localement en atmosphère chaude, et pourtant les données de l'altimètre et du thermomètre de bord conduisent à une surestimation

... ce qu'il n'est malheureusement pas possible de connaître

forte — donc dangereuse — de la hauteur réelle de l'avion au-dessus du relief.

**La sécurité impose
que les MFO
soient majorées...**

**... en cas de
température
exceptionnellement
basse
entre le sol et l'avion**

Les **marges de franchissement d'obstacles (MFO)** sont des valeurs minimales de hauteur à respecter au-dessus des obstacles. Elles ne sont pas établies à partir de statistiques de températures observées. Le souci impératif de sécurité commande au pilote de majorer ces valeurs de MFO en cas de température exceptionnellement basse. Dans le cas de la recherche du niveau de vol le moins élevé possible au-dessus d'un relief, le pilote doit s'assurer, au moyen de cartes météo du jour pour le plus grand nombre possible de niveaux de vol intermédiaires, qu'aucune des températures intermédiaires n'est exceptionnellement basse et que, donc, l'ensemble de ces températures garantit une MFO suffisante — autrement dit ne nécessite pas de majoration de la MFO.

En conclusion, l'attitude raisonnable qu'il convient d'adopter est la suivante :

**... ou de
présomption de
température
exceptionnellement
basse
entre le sol et l'avion**

- s'il y a certitude d'atmosphère chaude entre l'avion et le sol, alors on peut se contenter des marges de franchissement d'obstacle publiées;
- s'il y a certitude ou même seulement présomption d'atmosphère exceptionnellement froide entre l'avion et le sol, alors il faut majorer les marges de franchissement d'obstacle et le faire « franchement » (et non pas de 3 ou 4 ou 5 millièmes par degré... car il n'existe aucun moyen de savoir de combien exactement il est nécessaire de majorer);
- si seule est connue la température à l'endroit où se trouve l'avion, alors on se retrouve en fait dans le cas précédent : il faut majorer les marges, et le faire « franchement », même si localement l'atmosphère est chaude.

**... ou de
méconnaissance
de la température
entre le sol et l'avion**

II.4. L'altitude-densité

Cette notion est importante parce qu'elle permet de comprendre une grande partie des variations des performances des avions à motopropulseurs et à turbopropulseurs en fonction de l'altitude et de la température.

L'altitude-densité intervient dans le domaine des performances des moteurs

Par définition, **l'altitude-densité est l'altitude de l'atmosphère type à laquelle la densité a la même valeur que dans l'atmosphère réelle entourant l'avion.**

Un exemple numérique précis va faire comprendre cette définition, et va permettre d'entrevoir son grand intérêt.

APPLICATION NUMÉRIQUE

• *Question :*

Un avion doit décoller d'un aéroport sur lequel est mesurée une altitude-pression de 5000 pieds (autrement dit : un altimètre affiche 5000 ft lorsqu'il est calé sur 1013,25 hPa), un jour où la température est de 25 degrés Celsius. Quelles seront les conséquences de cette température élevée sur les performances de l'avion ?

• *Réponse :*

La densité de l'air σ est le rapport de sa masse volumique ρ à sa masse volumique ρ_0 en atmosphère type au niveau de la mer, qui vaut $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$. En appliquant l'équation d'état des gaz parfaits, d'une part au niveau de la mer et en atmosphère type, d'autre part dans les conditions réelles, il est possible d'éliminer R et d'exprimer la densité σ en fonction de la pression et de la température :

$$\frac{P_0}{\rho_0} = R T_0 \text{ et } \frac{P}{\rho} = R T$$

$$\text{d'où } R = \frac{P_0}{\rho_0 T_0} = \frac{P}{\rho T}$$

$$\text{et donc } \sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = \frac{P}{P_0} \frac{T_0}{T}.$$

Notons au passage qu'il est donc toujours facile de calculer la densité de l'air, la pression en atmosphère type étant donnée par l'une ou l'autre des deux formules énoncées au II.1 (suivant que l'on se trouve au-dessous ou au-dessus de la tropopause) et sachant que la température en atmosphère type est de +15 °C au niveau de la mer et décroît de 0,65 °C par centaine de mètres jusqu'à atteindre -56,5 °C à la tropopause.

La pression de l'air à 5000 pieds en atmosphère type vaut 843,07 hPa, autrement dit la pression réelle correspondant à la valeur 5000 ft indiquée par l'altimètre au niveau de l'aérodrome est 843,07 hPa.

La densité de l'air à cette pression réelle de 843,07 hPa et à la température de +25 °C est donc

$$\begin{aligned}\sigma &= 843,07 / 1013,25 \times (273,15 + 15) / (273,15 + 25) \\ &= 0,8041.\end{aligned}$$

Cette valeur est à comparer à la valeur $\sigma = 0,8617$ à 5000 ft indiquée pour l'atmosphère type par le tableau constituant l'annexe 2.

La question posée consiste à déterminer l'altitude, en atmosphère type, à laquelle la densité de l'air prend cette valeur 0,8041, et donc pour laquelle les performances de l'avion seraient approximativement équivalentes aux performances réelles attendues. Ce sera l'altitude-densité. Le problème peut être résolu par tâtonnements successifs et interpolation, en calculant à chaque fois la pression et la température — et donc la densité — qui correspondent à une valeur donnée de l'altitude en atmosphère type, jusqu'à obtenir la valeur pour laquelle la densité calculée est suffisamment proche de 0,8041.

C'est ainsi qu'à 7000 pieds, la pression est de 781,85 hPa (valeur fournie par la formule énoncée au II.1, ou par l'annexe 2) et la température vaut $273,15 + 15 - 7000 \times 0,3048 / 100$

$\times 0,65 = 274,28$ K, d'où une densité $\sigma = 781,85 / 1013,25 \times (273,15 + 15) / 274,28 = 0,8106$. De même, on calcule que, pour 7500 pieds, la pression vaut 767,13 hPa et la température vaut 273,29 K, d'où une densité de 0,7983. Les valeurs de densité obtenues pour 7000 ft et 7500 ft encadrent bien la valeur 0,8041; l'altitude recherchée est donc comprise entre 7000 ft et 7500 ft, elle est donnée par la formule d'interpolation linéaire :

$$Z_{\sigma} = 7000 + 500 \times (0,8041 - 0,8106) / (0,7983 - 0,8106) \\ = 7264 \text{ ft.}$$

On pouvait aussi procéder directement par interpolation sur les valeurs de la densité σ lues en annexe 2 :

$\sigma = 0,7860$ à 8000 ft et $\sigma = 0,8106$ à 7000 ft, d'où

$$Z_{\sigma} = 7000 \\ + 1000 \times (0,8041 - 0,8106) / (0,7860 - 0,8106) \\ = 7264 \text{ ft.}$$

Evidemment, un programme informatique très simple, utilisant la première des deux méthodes, permet d'obtenir très rapidement et avec une très grande précision la valeur de la densité de l'air pour toute valeur de la pression (ou de l'altitude-pression) et toute valeur de la température. En revanche, il n'est pas possible d'obtenir l'altitude-densité en fonction de la densité σ directement à partir d'une formule mathématique simple.

Il faut essentiellement retenir de cette application numérique que, à une température de 25 degrés Celsius (température estivale typique en France métropolitaine), les performances à une altitude-pression de 5000 ft seront comparables à celles qui seraient obtenues, en atmosphère type, à presque 7300 pieds : elles seront donc sensiblement dégradées.

Les performances se dégradent rapidement avec l'altitude c'est-à-dire avec la diminution de la densité de l'air

Nous verrons ultérieurement, dans le troisième tome consacré aux performances, la simplification que peut apporter aux opérations aériennes, en particulier à la *préparation informatisée des vols*, l'utilisation de la variable *densité*.

L'AIR EN MOUVEMENT

Le chapitre précédent a été consacré à l'étude de paramètres physiques (pression, température, densité) de l'atmosphère *au repos*. Nous allons maintenant étudier l'air *en mouvement* autour de l'avion, autrement dit l'avion *en vol*.

Nous commencerons par voir (ou revoir) quelques notions de base de l'aérodynamique, science qui, par définition, s'intéresse à l'air en mouvement. Cela nous permettra de bien comprendre les phénomènes et les lois de l'anémométrie. La portance, qui est le phénomène fondamental de l'aérodynamique, fera l'objet du chapitre suivant.

III.1. Éléments d'aérodynamique

Nous savons que l'air est constitué de molécules, essentiellement gazeuses. Nous allons donc être amenés à nous intéresser au mouvement d'un ensemble de molécules gazeuses, que nous appellerons **l'écoulement**. Nous allons naturellement chercher à connaître quelles sont la pression et la vitesse le long de l'écoulement. Nous savons, ou nous devinons intuitivement, que ces grandeurs physiques varient sensiblement dans l'espace entourant l'avion, même entre deux points très proches d'une même aile par exemple. Il est donc nécessaire de définir une notion de « lieu suffisamment petit » — grand à l'échelle moléculaire, mais petit par rapport à l'avion — à l'intérieur duquel des grandeurs physiques telles que la pression et la vitesse seront constantes et pourront être mesurées ou calculées. Pour cela, nous allons définir, d'une façon qui au départ peu paraître quelque peu abstraite, la notion de **tube de courant** (on dit aussi *filet d'air*).

Le tube de courant
pour étudier
l'écoulement

■ Tube de courant

Par définition, un tube de courant est un volume, délimité par une surface prenant la forme approximative d'un tube ou d'un tuyau, de section variable mais répondant impérativement aux deux conditions suivantes :

Dans un tube de courant, la pression, la température et la vitesse peuvent varier le long du tube mais sont constants en tout point d'une section donnée du tube

- ① l'air entrant par la section d'entrée du tube, appelée amont, sort par l'extrémité de sortie du tube, appelée aval (il n'y a ni accumulation ni fuite d'air);
- ② la pression, la température et la vitesse sont constantes en tout point d'une section donnée du tube.

Plusieurs remarques peuvent être immédiatement formulées.

D'abord, la première condition ne peut être remplie si l'on se place à l'échelle moléculaire. En effet, le mouvement « désordonné » — les physiciens disent *aléatoire* — propre aux molécules gazeuses peut provoquer localement des échanges « infiniment petits » entre un tube de courant et les tubes de courant voisins. Néanmoins, la moyenne de ces échanges est nulle, aucune direction n'étant privilégiée puisque le mouvement des molécules est véritablement « désordonné » : à une échelle sensiblement plus grande que l'échelle moléculaire, la première condition peut donc être remplie.

La seconde remarque concerne la condition d'égalité de la pression, de la température, et de la vitesse en tout point d'une section donnée du tube. Cette condition peut-elle toujours être remplie ? En fait oui, d'un point de vue physique. En effet, si l'une des grandeurs physiques n'est pas exactement constante, il est toujours possible de distinguer plusieurs tubes plus petits, jusqu'à ce que la grandeur physique y soit constante... à la précision de la mesure. La « bonne échelle » est celle que les

physiciens qualifient de « microscopiquement grande mais macroscopiquement petite ».

La taille d'un tube de courant peut être très différente suivant le type d'écoulement et le type d'objet éventuellement placé dans l'écoulement. Ainsi, dans un immense *jet-stream* de la haute atmosphère, la section d'un tube peut valoir plusieurs dizaines de mètres carrés, alors que, au bord d'attaque de l'aile d'un modèle réduit d'avion, le tube n'a qu'une fraction de millimètres carrés de section.

Enfin, notons bien que la seconde condition concerne les sections du tube, et qu'aucune condition n'est imposée quant aux variations des grandeurs physiques le long du tube.

■ Point d'arrêt

Considérons une aile qui avance dans l'air, ou, ce qui revient à peu près au même, une aile fixe installée dans une soufflerie et soumise à un écoulement d'air.

Notons que, en toute rigueur, il n'y a pas équivalence exacte, en raison de la rotation de la Terre. La maquette étudiée en soufflerie, au contraire de l'avion en vol, est en effet immobile par rapport à la Terre et n'est donc soumise ni aux variations de pesanteur locale ni à la force dite *force de Coriolis* (dans le cas de la maquette, ce sont les molécules de l'écoulement qui subissent ces deux effets). Sur un avion tel que le Concorde, la force de Coriolis n'est pas négligeable puisqu'elle se traduit par une consommation de carburant un peu inférieure dans le sens des États-Unis vers l'Europe, toutes choses égales d'ailleurs (distance parcourue, altitude, vents rencontrés...). De même, toutes les fusées porteuses de satellites sont lancées vers l'est afin de bénéficier de la vitesse de rotation de la Terre. Ces phénomènes sont développés dans l'ouvrage « ÉLÉMENTS DE MATHÉMATIQUES ET DE SCIENCES PHYSIQUES », publié dans la même collection « COMPRENDRE L'AVION ».

GUSTAVE CORIOLIS
Mathématicien français
(1792-1843)

Il est connu pour son théorème de mécanique, essentiel à l'étude des mouvements composés. Ce théorème exprime l'accélération, dans un second système, d'un point subissant une accélération dans un premier système lui-même soumis à une accélération par rapport au second : l'accélération dans le second système est fournie par la somme vectorielle de l'accélération dans le premier système, de l'accélération d'entraînement et d'un terme supplémentaire dit « de Coriolis ».

L'avancement d'un objet dans l'air est « presque équivalent » à l'écoulement de l'air autour de l'objet immobilisé

Cela étant dit, nous pouvons considérer qu'il y a équivalence satisfaisante entre les phénomènes subis par une aile fixe installée dans une soufflerie et ceux subis par une aile d'avion en vol, pour l'ensemble des phénomènes qui vont être étudiés dans ce chapitre.

Que se passe-t-il donc au voisinage du bord d'attaque de la maquette placée dans la soufflerie ?

Les molécules gazeuses passant au-dessus de l'aile (extrados)...

Certaines molécules gazeuses vont se diriger vers le dessus de l'aile appelé l'**extrados**, alors que d'autres vont contourner le profil par le bas c'est-à-dire vers l'**intrados**. En effet, l'air contourne nécessairement l'aile puisqu'il ne peut ni s'engouffrer à l'intérieur ni s'accumuler dans un tube de courant.

... ou au-dessous (extrados)...

Il existe un point sur le bord d'attaque où la vitesse de l'écoulement est nulle : le point d'arrêt

Il existe donc un point, sur le bord d'attaque, au-dessus duquel les molécules contournent le profil à l'intérieur d'un tube de courant longeant l'**extrados**, et au-dessous duquel les molécules contournent le profil à l'intérieur d'un tube de courant longeant l'**intrados**. Ce point s'appelle **point d'arrêt de l'écoulement**, ou, plus simplement, **point d'arrêt**.

Il est facile d'expliquer que **la vitesse de l'écoulement est nulle au point d'arrêt**.

En effet, les molécules se déplacent tangentiellement à la paroi puisque le tube de courant ne peut pénétrer à l'intérieur du profil. Mais, par ailleurs, il ne peut y avoir discontinuité brutale entre une vitesse dirigée « vers le haut », au point situé juste au-dessus du point d'arrêt, et une vitesse dans la direction opposée « vers le bas », au point situé juste au-dessous du point d'arrêt. La vitesse est donc nécessairement nulle au point d'arrêt.

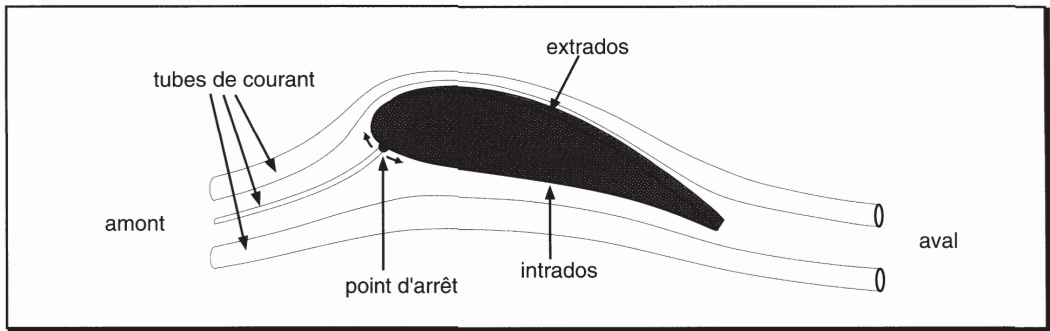


Figure III-1 : tubes de courant et point d'arrêt

■ Variation de la vitesse et de la pression le long d'un tube

La section d'un tube de courant varie le long du tube. Quelles sont, en conséquence, les variations de la vitesse et de la pression de l'écoulement le long du tube ?

Par définition, le **débit** de l'écoulement est la masse qui s'écoule par unité de temps, généralement exprimée en kilogrammes par seconde. Le débit de l'écoulement peut ici s'exprimer par le produit de la masse volumique par la vitesse de l'écoulement et par la section du tube. En effet, ce produit est une grandeur homogène à un débit, c'est-à-dire à des kg/s, puisque la masse volumique s'exprime en kg/m^3 , la vitesse en m/s , et la section en m^2 .

On peut dire aussi que le débit est de la forme

$$\text{débit} = \text{masse} / \text{unité de temps},$$

$$\text{ou } \text{débit} = \text{volume} \times \text{masse volumique} / \text{unité de temps},$$

$$\text{ou } \text{débit} = \text{section} \times \text{longueur} \times \text{masse volumique} / \text{unité de temps},$$

$$\text{ou } \text{débit} = \text{section} \times \text{masse volumique} \times \text{longueur} / \text{unité de temps},$$

$$\text{ou finalement } \text{débit} = \text{section} \times \text{masse volumique} \times \text{vitesse}.$$

Par ailleurs, le débit d'air dans le tube est nécessairement constant, puisque les molécules qui entrent dans le tube ne peuvent qu'en sortir (c'est l'une des conditions définissant le tube de courant).

Le produit de la masse volumique par la vitesse et par la section est constant à l'intérieur d'un tube de courant

On peut donc énoncer la formule suivante, qui est la **loi de conservation du débit** :

$$\text{débit} = \text{masse volumique} \times \text{vitesse} \times \text{section} = \text{constante}$$

À basse vitesse, le produit de la vitesse par la section est constant

Les physiciens montrent que, tant que la vitesse de l'écoulement n'est pas trop élevée (tant qu'elle est très inférieure à la vitesse du son), l'air peut être considéré en première approximation comme un fluide incompressible. Dans ces conditions, la masse volumique ne varie pas à l'intérieur du tube de courant et, par conséquent, le produit de la vitesse par la section est constant. Ainsi, la vitesse diminue quand la section augmente, et, réciproquement, la vitesse augmente (« pour conserver le débit ») lorsque le tube rétrécit. Retenons que **la vitesse et la section varient en sens opposé**.

Mais comment la pression varie-t-elle en fonction de la section ?

Supposons que la section du tube de courant augmente. Comme nous venons de le voir, cela implique une diminution de la vitesse des molécules des gaz présents dans l'air. Imaginons un petit volume d'air, de forme cylindrique (donc de section constante), situé dans l'écoulement à l'intérieur du tube de courant. Lorsque la vitesse du petit cylindre d'air diminue, tout se passe comme si les molécules étaient davantage freinées que poussées, autrement dit la pression qui règne devant le cylindre apparaît supérieure à la pression qui règne derrière lui. Cela n'est pas surprenant puisque, selon le principe fondamental de la dynamique, il y a diminution de la vitesse lorsqu'il y a excès de forces défavorables au mouvement par rapport aux forces favorables au mouvement. Or, la force exercée sur chaque section du petit volume cylindrique d'air est égale au produit de cette section (constante) par la pression qui y règne : la pression sur chacune des deux sections du petit volume cylindrique d'air est proportionnelle à la force exercée. La vitesse de l'écoulement diminue si la force exercée sur la section aval du petit volume cylindrique d'air est supérieure à la force exercée sur sa section amont, donc si la pression en aval est supérieure à la pression en amont.

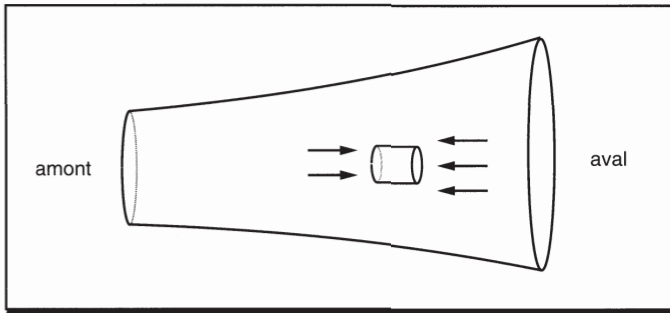


Figure III-2 : ralentissement d'un petit cylindre d'air dans un tube de courant qui s'élargit

Ainsi, la **pression et la section varient dans le même sens** (à un élargissement correspond une augmentation de pression, et réciproquement) et la **pression et la vitesse varient en sens opposé** (à une augmentation de pression correspond une diminution de vitesse, et réciproquement).

La pression varie dans le même sens que la section

Nous allons poursuivre notre analyse au moyen d'une analogie avec les *montagnes russes* des parcs d'attractions, quelquefois appelées *scenic railway* ou *roller coaster*. Observons donc un wagonnet de montagnes russes, en supposant, pour simplifier le raisonnement, qu'il fonctionne dans le vide (autrement dit sans résistance de l'air) et avec des roulements parfaits (pas de frottement).

Si le wagonnet est lâché à une vitesse nulle depuis une certaine altitude, il pourra remonter à la même altitude, compte tenu des hypothèses que nous venons de formuler, et sa vitesse deviendra nulle lorsqu'il parviendra au point le plus haut de sa trajectoire (quelle que soit la longueur parcourue).

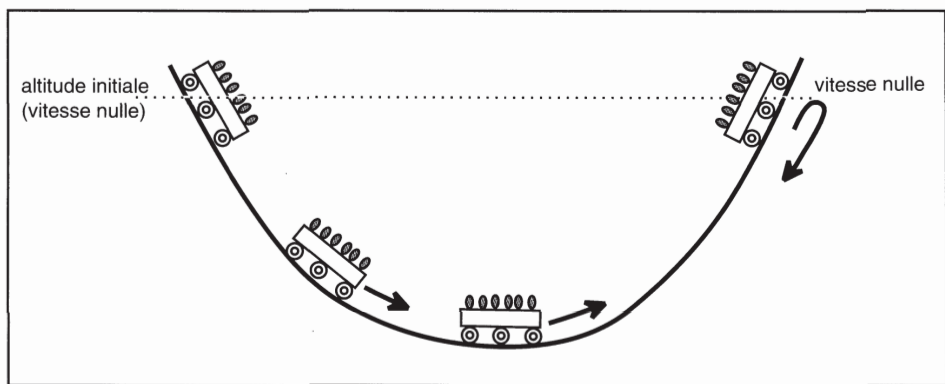


Figure III-3 : les « montagnes russes »

Dans les montagnes russes, il y a « échange » entre la vitesse et l'altitude du wagonnet

Lorsqu'il se trouve dans la partie basse de sa trajectoire, le wagonnet possède de la vitesse mais moins d'altitude. Lorsqu'il monte, il gagne de l'altitude mais perd de la vitesse, et il gagne de la vitesse mais perd de l'altitude lorsqu'il descend. En fait, comme disent les physiciens, il échange en permanence de l'**énergie potentielle** (fonction de son altitude) et de l'**énergie cinétique** (fonction de sa vitesse).

De même, dans un tube de courant, il y a échange permanent entre l'« énergie de pression » et l'énergie cinétique. À tout moment, il peut y avoir « transformation de vitesse en pression » (par ralentissement du fluide en mouvement) ou au contraire « transformation de pression en vitesse » (par accélération du fluide en mouvement).

L'altitude de vitesse nulle ne dépend que de l'altitude du lieu du lâcher...

Lâchons le wagonnet des montagnes russes sur une rampe quelconque : où que l'on se trouve sur la planète et quel que soit l'instant auquel cette action a lieu, le train va remonter exactement à l'altitude initiale à laquelle il a été lâché, quels que soient la rampe et l'endroit où il a été lâché (point *A* ou point *B* de la figure III-4, par exemple).

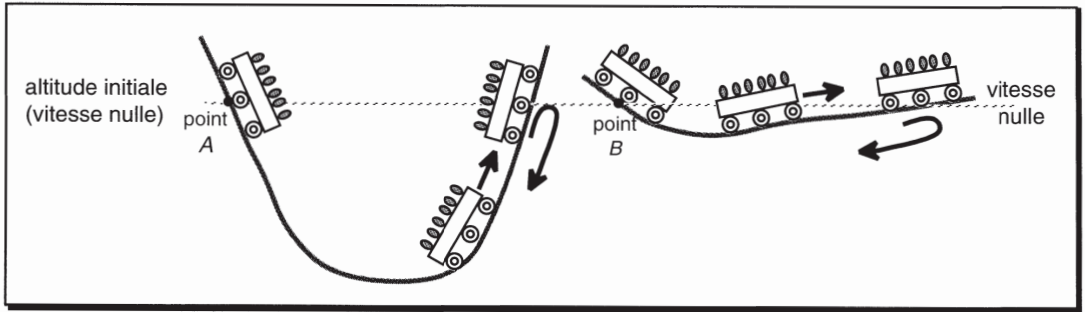


Figure III-4 : altitude de vitesse nulle

De la même façon, il est possible d'arrêter l'écoulement de l'air à tout endroit et à tout moment, en réduisant la vitesse de l'écoulement jusqu'à la rendre nulle, c'est-à-dire en créant un point d'arrêt. La pression dans le tube de courant menant au point d'arrêt remonte alors jusqu'à une certaine valeur qui est indépendante de l'endroit où l'écoulement a été arrêté dans le tube de courant. Cette valeur de pression, qui est intrinsèque au tube de courant contenant le point d'arrêt, est appelée **pression génératrice** ou **pression d'arrêt** de l'écoulement. Plus loin dans ce chapitre, nous l'appellerons également la **pression totale**.

... de même,
la **pression d'arrêt**
de l'écoulement
ne dépend pas de
l'emplacement du
point d'arrêt dans
le tube de courant

Ce qu'il faut retenir, c'est que la **pression d'arrêt ne dépend pas de l'emplacement du point d'arrêt** dans le tube de courant.

Evidemment, la pression d'arrêt sera modifiée si l'on enlève de l'énergie au tube de courant (par exemple en lui faisant entraîner une turbine) ou si on lui en fournit (par exemple en augmentant sa vitesse au moyen d'une hélice), de même que l'altitude maximale atteinte par le wagonnet sera augmentée si de l'énergie lui est fournie (par exemple au moyen d'un propulseur) ou sera au contraire diminuée si de l'énergie lui est enlevée (par exemple par freinage).

Hormis ces cas très particuliers d'apport ou de dissipation d'énergie, il apparaît qu'une transformation totale de l'énergie cinétique est possible : en ce qui concerne l'écoulement, il suffit de placer un petit tube fermé face au « courant d'air » pour obtenir un arrêt de l'écoulement, c'est-à-dire un point d'arrêt, auquel correspond une transformation totale de la vitesse en pression.

Ce qui compte, c'est la variation d'altitude du wagonnet, pas son altitude absolue...

Par ailleurs, dans le cas des « montagnes russes », l'échange entre l'énergie potentielle et l'énergie cinétique n'est pas modifié si l'on décale l'ensemble complet des rails de quelques dizaines de mètres vers le haut ou vers le bas.

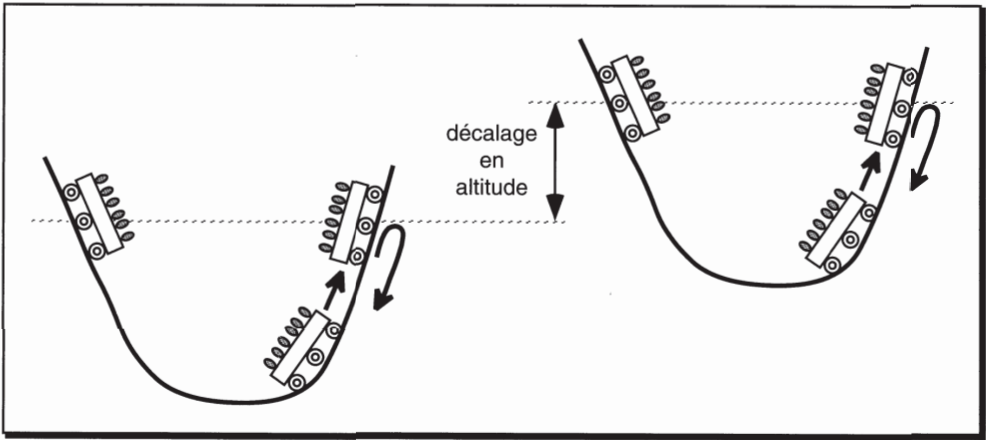


Figure III-5 : décalage en altitude

De même, pour le tube de courant...

De même, dans le cas de l'écoulement, les variations de section, de vitesse et de pression ne dépendent que de la forme du tube de courant, si l'on « décale » la pression initiale de ce tube de courant.

Ce qui importe, dans le cas des montagnes russes, ce sont les variations d'altitude et de vitesse par rapport aux valeurs prises au point de départ. Dans le cas de l'écoulement, seules sont déterminantes les variations relatives de la pression, lesquelles dépendent seulement de la variation de section du tube.

C'est pourquoi l'on est amené à considérer plutôt la différence entre la **pression d'arrêt** et la **pression statique** qui est la valeur de référence située à l'**infini** **amont** de l'écoulement (là où l'écoulement n'est pas encore « perturbé » par le point d'arrêt). Ainsi, la pression est mesurée au moyen d'un *manomètre différentiel*, dont la prise de pression d'arrêt peut se situer n'importe où dans le tube de courant mais dont la prise de pression statique doit théoriquement se situer en un endroit où règne la même pression qu'au départ de l'écoulement (c'est-à-dire à l'infini amont).

... ce qui compte, c'est la différence entre la pression d'arrêt et la pression statique (plutôt que la pression d'arrêt elle-même)

Cette dernière contrainte est très difficile à respecter. Elle conduit à une grande difficulté de réalisation (nous y reviendrons à propos des erreurs de mesure de l'anémomètre). Idéalement, il faudrait pouvoir mesurer la pression statique par l'intermédiaire d'un baromètre placé dans une montgolfière immobile (en vol stationnaire), quelques centaines de mètres à côté de la trajectoire de l'avion...

Sur un avion en vol, la pression statique est difficile à mesurer précisément

La pression d'arrêt est aussi appelée **pression totale**, parce qu'elle résulte de la somme de la pression statique et de la « pression différentielle » mesurée par le manomètre.

■ Loi de Bernoulli

Les premiers physiciens qui ont étudié les écoulements aérodynamiques utilisaient des instruments de mesure peu précis et, surtout, ne disposaient pas de moyens adaptés à l'expérimentation de vitesses élevées.

Les premiers aérodynamiciens considéraient l'air comme un fluide incompressible (c'est-à-dire de masse volumique constante)

Leurs mesures et les conclusions qu'ils en tiraient apparaissaient exactes compte tenu des moyens limités de cette époque. L'une de leurs premières conclusions énonçait que l'air se comportait comme un fluide incompressible, c'est-à-dire dont la masse volumique était invariante le long d'un tube de courant. Moyennant cette hypothèse, Bernoulli a donné un énoncé fort simple de la relation censée relier les variations de

DANIEL BERNOULLI

Professeur et physicien suisse (1700-1782)

De la « deuxième génération » de la famille des grands mathématiciens et physiciens suisses Bernoulli (ou Bernouilli), DANIEL BERNOULLI étudia la médecine et les mathématiques puis effectua de nombreux travaux de recherche concernant l'élasticité, l'hydrodynamique et la première théorie cinétique des gaz (dès 1727). Il transposa à la mécanique des fluides les principes de conservation de l'énergie et les appliqua au cas de l'écoulement d'un fluide parfait incompressible. Outre la physique, il enseigna la médecine, la botanique, l'anatomie et la philosophie. Il fut le premier à expliquer le travail du muscle cardiaque et rédigea aussi un traité sur les marées.

La masse volumique de l'air augmente dès les basses vitesses (c'est la compressibilité) bien que les phénomènes liés à la compressibilité n'y soient pas encore sensibles

pression aux variations de vitesse le long d'un tube de courant. Cette relation, dite **loi de Bernoulli** ou **loi de Bernoulli restreinte**, s'énonce ainsi :

« la somme des pressions statique et dynamique est constante ».

Elle se traduit par la formule suivante :

$$P_t = P_s + \frac{1}{2} \rho V^2$$

où P_t est la pression totale, exprimée en pascals,
 P_s est la pression statique, exprimée en pascals,
 ρ est la masse volumique de l'écoulement, exprimée en kg/m^3 ,
 V est la vitesse de l'écoulement, exprimée en m/s .

Cette formule « historique » exprime bien le fait que, pour un **tube de Pitot** qui arrête l'écoulement en un point d'arrêt, la vitesse est élevée dans le tube de courant là où la pression statique est faible (infini amont) et, à l'opposé, la vitesse est nulle au point où la pression est maximale (point d'arrêt).

Lorsque les vitesses expérimentées sur les maquettes d'avion et sur les avions eux-mêmes ont commencé à largement dépasser la centaine de nœuds et que, dans le même temps, les instruments de mesure se sont faits plus précis, les aérodynamiciens ont constaté que l'hypothèse de l'invariance de la masse volumique ne pouvait être conservée.

La masse volumique varie en fait dès qu'il y a mouvement, mais il est vrai qu'elle varie très peu aux basses vitesses (à moins de cent ou cent cinquante nœuds). En toute rigueur, il faut considérer que la compressibilité commence dès qu'il y a mouvement, même si ses effets ne se manifestent qu'à des vitesses élevées (plusieurs centaines de nœuds).

Au contraire de la loi de Bernoulli, la **loi de Saint-Venant** prend en compte la compressibilité de l'air. C'est elle qui, quelques années après la Seconde Guerre mondiale, a remplacé la loi de Bernoulli pour l'étalonnage de tous les anémomètres. Avant de pouvoir présenter la loi de Saint-Venant, il nous faut introduire la **vitesse du son** et définir le **nombre de Mach**.

■ Vitesse du son et nombre de Mach

Les physiciens ont montré que **le son se propage dans l'air à une vitesse qui ne dépend que de sa température**. Ainsi, si l'on considère par exemple deux masses d'air dont les pressions sont différentes et dont les masses volumiques sont différentes, mais dont les températures sont identiques, alors la vitesse du son est la même dans les deux masses d'air.

Plus précisément, la vitesse du son est une fonction de la racine carrée de la température absolue (exprimée en kelvins), selon la formule ci-après.

$$a = 38,968 \sqrt{T}$$

où a est la vitesse du son,
exprimée en nœuds (kt),
 T est la température absolue,
exprimée en kelvins (K).

Si la vitesse du son est exprimée en mètres par seconde plutôt qu'en nœuds, la formule devient :

$$a = 20,047 \sqrt{T}$$

Au contraire de la loi de Bernoulli, la loi de Saint-Venant prend en compte la compressibilité de l'air

ERNST MACH

Physicien et philosophe autrichien (1838-1916)

Il enseigna les mathématiques et la physique mais aussi la philosophie. Il effectua des travaux de recherche en optique et en acoustique, qui lui permirent de mettre en évidence le rôle de la vitesse du son en aérodynamique. Il s'intéressa aussi à la mécanique newtonienne et critiqua le principe d'égalité de l'action et de la réaction. Il fut l'un des fondateurs de l'*empirio-criticisme*, théorie empiriste et idéaliste de la science. Sa philosophie et sa remise en question de la mécanique newtonienne ont influencé les premiers travaux d'ALBERT EINSTEIN sur la théorie de la *Relativité Restreinte*.

La vitesse du son ne dépend que de la température de l'air : elle est proportionnelle à la racine carrée de la température absolue

APPLICATION NUMÉRIQUE

• Question :

Quelles sont les vitesses du son au niveau de la mer et au niveau de vol 250, en atmosphère type ?

• Réponse :

Nous avons vu au chapitre II qu'au niveau de la mer, en atmosphère type, la température absolue vaut 288,15 K (soit 15 °C). L'application de la formule donne une vitesse du son de 661,48 kt, que nous arrondirons à 661 kt, ou 340 mètres par seconde.

Toujours en atmosphère type, mais à une altitude de 25 000 ft, la température est d'environ -34,5 °C (arrondie au dixième de degré), ou 238,6 K (voir tableau de l'annexe 2). On en déduit, par l'intermédiaire de la formule, que la vitesse du son est de 602 kt (arrondie au nœud le plus proche).

La vitesse du son
vaut 661 kt à 15 °C

L'avant-dernière colonne du tableau de l'atmosphère type (annexe 2) a été construite à partir de la formule qui vient d'être donnée. La courbe ci-après, déduite des valeurs de cette colonne, représente la variation de la vitesse du son selon le niveau de vol, en atmosphère type.

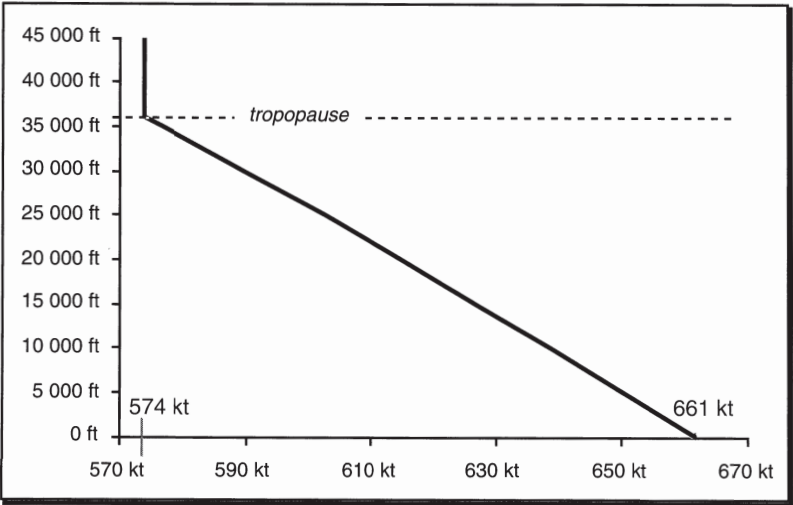


Figure III-6 : vitesse du son en atmosphère type

Remarque :

La partie de la courbe correspondant à la troposphère (sous la tropopause) n'est pas parfaitement rectiligne car la vitesse du son est fonction de la racine carrée de la température (elle-même fonction linéaire de l'altitude-pressure) : c'est un arc de parabole.

Pourquoi s'intéresse-t-on à la vitesse du son ? Tout simplement parce qu'il s'agit d'une vitesse de référence fondamentale. En effet, les phénomènes aérodynamiques ne sont plus les mêmes lorsque la vitesse de l'écoulement approche, lorsqu'elle atteint, et lorsqu'elle dépasse la vitesse du son.

En anémométrie, la vitesse du son intervient comme une constante de référence qui traduit la compressibilité, par l'intermédiaire du **nombre de Mach**. Par définition, **le nombre de Mach d'un écoulement en un point est le quotient de la vitesse locale dans le tube de courant, en ce point, par la vitesse du son en ce point.**

$$M = \frac{V}{a}$$

Le nombre de Mach est le quotient de la vitesse-air par la vitesse du son

où M est le nombre de Mach,
 grandeur sans dimension (sans unité),
 V est la vitesse-air c'est-à-dire la vitesse de l'écoulement,
 exprimée généralement en nœuds (kt),
 a est la vitesse du son,
 exprimée dans la même unité que V ,
 généralement en nœuds (kt).

APPLICATION NUMÉRIQUE

• *Question :*

Quel est le nombre de Mach correspondant à un écoulement de 150 kt, en atmosphère type et au niveau de vol 250 ?

• *Réponse :*

En atmosphère type, à une altitude de 25 000 ft, la vitesse du son est de 602 kt (voir l'application numérique précédente).

Le nombre de Mach est donc 150 kt divisé par 602 kt, soit

$$M = 0,249.$$

ADHÉMAR BARRÉ,

COMTE DE

SAINT-VENANT

Ingénieur français

(1797-1886)

Affecté en 1816 au Service des poudres et salpêtres, il travailla à partir de 1823 au service des Ponts et Chaussées. En 1823, il effectua les premières expériences précises relatives à l'écoulement des gaz à grande vitesse. Il a laissé son nom à la loi (ou équation) s'appliquant à certains écoulements de fluides compressibles dont elle permet de déterminer la vitesse. Cette équation s'applique notamment à l'écoulement d'air subsonique autour d'un avion.

■ *Loi de Saint-Venant*

Nous venons de voir la relation qui existe entre la vitesse et le nombre de Mach. Mais existe-t-il une relation entre ces grandeurs physiques et les pressions statique et totale mesurables à l'aide de manomètres placés en un point quelconque du tube de courant ?

En écoulement subsonique — uniquement en écoulement subsonique, autrement dit à condition que la vitesse de l'écoulement n'atteigne pas la vitesse du son —, il existe une relation assez simple entre la pression statique, la pression totale, et le nombre de Mach. Cette relation s'obtient en appliquant le *principe fondamental de la dynamique* à un petit cylindre d'air. Sans chercher à la démontrer, nous admettrons cette relation appelée **loi de Saint-Venant**.

$$P_t - P_s = P_s \left(\left(1 + 0,2 M^2 \right)^{3,5} - 1 \right)$$

La loi de Saint-Venant établit une relation entre le nombre de Mach et les pressions statique et totale

où P_t est la pression totale,
 exprimée généralement en hectopascals,
 P_s est la pression statique,
 exprimée généralement en hectopascals,
 en tout cas dans la même unité que P_t ,
 M est le nombre de Mach,
 grandeur sans dimension.

La loi de Saint-Venant montre que tout avion dispose « gratuitement » d'un machmètre, dès lors qu'il dispose d'un manomètre différentiel et d'un baromètre... autrement dit d'un anémomètre et d'un altimètre, ce qui est le cas de quasiment tout avion (y compris le plus léger des monomoteurs, tout planeur et tout ULM).

■ Température d'arrêt

Avant d'étudier l'anémométrie d'un point de vue pratique, c'est-à-dire avant d'examiner les moyens et la méthode qui permettent au pilote de connaître la vitesse de son avion, il nous faut encore définir une grandeur physique mesurable dont nous allons avoir besoin.

Expérimentalement, on constate que la température augmente au point d'arrêt. Cela correspond à une transformation d'énergie cinétique en énergie calorifique.

La température augmente au point d'arrêt

Les physiciens montrent que la température au point d'arrêt, appelée **température d'arrêt**, peut être calculée facilement car elle n'est fonction que du nombre de Mach et de la température statique (température d'un point situé à l'infini amont de l'écoulement), selon la formule ci-après.

$$T_{\text{arrêt}} = T_{\text{statique}} \left(1 + 0,2 M^2 \right)$$

où $T_{\text{arrêt}}$ est la température d'arrêt,
 exprimée en kelvin,
 T_{statique} est la température statique,
 exprimée en kelvin,
 M est le nombre de Mach,
 grandeur sans dimension.

La température au point d'arrêt ne dépend que de la température statique et du nombre de Mach

Notons que cette formule-ci s'applique non seulement au domaine de vol subsonique mais aussi au domaine de vol supersonique.

APPLICATION NUMÉRIQUE**• Questions :**

- 1) Quelle est la température d'arrêt d'un Concorde volant en atmosphère « standard + 10 », au niveau de vol 590, à Mach 1,90 ?
- 2) Réciproquement, quel est le nombre de Mach d'un Concorde volant en atmosphère type, au niveau de vol 570, si la température d'arrêt est 119 °C ?
- 3) Enfin, quelles sont les conditions de température de l'atmosphère du jour, par rapport à l'atmosphère type, si la température d'arrêt vaut 101 °C, alors que le machmètre indique 1,97 ?

• Réponses :

- 1) En atmosphère « standard + 10 », à une altitude-pressure de 59 000 ft, donc largement au-dessus de la tropopause, la température statique vaut -56,5 °C + 10 °C soit 226,65 K. La température d'arrêt à Mach 1,90 vaut 390,29 K soit 117 °C (en arrondissant au degré le plus proche), par simple application de la formule

$$T_{\text{arrêt}} = T_{\text{statique}} \left(1 + 0,2 M^2 \right).$$

- 2) Réciproquement, si l'on connaît la température d'arrêt et la température statique, le nombre de Mach est donné par la formule

$$M = \sqrt{5 \left(\frac{T_{\text{arrêt}}}{T_{\text{statique}}} - 1 \right)}$$

facilement déduite de la formule directe.

Pour une température d'arrêt de 119 °C (soit 392,15 K) et pour un avion volant en atmosphère type au-dessus de la tropopause, donc à une température statique de -56,5 °C (soit 216,65 K), le nombre de Mach vaut 2,01.

Notons toutefois que dans la pratique, c'est-à-dire en vol, c'est le nombre de Mach qui servira à la détermination de la température statique (voir ci-après), et non le contraire.

- 3) Si la température d'arrêt et le nombre de Mach sont connus, la température statique est déduite par la formule

$$T_{\text{statique}} = \frac{T_{\text{arrêt}}}{1 + 0,2 M^2} .$$

Ainsi, pour une température d'arrêt de 101 °C (soit 374,15 K) et un nombre de Mach de 1,97, la température statique vaut 210,65 K, soit -62,5 °C : au-dessus de la tropopause, les conditions du jour sont à cet endroit « standard - 6 ».

III.2. Mesures à bord de l'avion

Après avoir rappelé quelques éléments essentiels de l'aérodynamique et établi les principales définitions et formules nécessaires, nous pouvons maintenant aborder l'aspect pratique de l'anémométrie.

De même que l'altimètre ne peut mesurer directement une hauteur (c'est-à-dire une distance) et doit faire appel à une variable de substitution (la pression), l'anémomètre ne peut mesurer directement une vitesse ou une distance parcourue par unité de temps. C'est encore la pression qui est utilisée comme variable de substitution. On peut imaginer que les réglementations internationales prendront en compte, dans un avenir proche, des moyens de mesure plus directe utilisant par exemple la vélocimétrie laser, la mesure de position par satellites, ou tout autre moyen de mesure de la vitesse d'avancement de l'avion dans la masse d'air qui l'entoure.

Comme l'altimètre, l'anémomètre ne peut effectuer de mesure directe et utilise la pression comme variable de substitution

■ L'anémomètre

Nous avons vu que la vitesse en un point de l'écoulement est liée à la pression en ce point; aussi la vitesse de l'avion dans l'air peut-elle être déterminée par l'intermédiaire de la mesure de la pression totale et de la pression statique. Mais où et comment la prise de pression totale et la prise de pression statique doivent-elles être installées, et comment passe-t-on de l'indication de pression à une valeur de vitesse ?

**Le positionnement
de la (ou des)
prise(s) de statique
est toujours
délicat...**

En ce qui concerne la prise de pression statique, il faut trouver sur l'avion un point tel que la vitesse de l'écoulement en cet endroit soit identique, quelles que soient les conditions de vol, à la vitesse de l'avion lui-même dans la masse d'air (c'est-à-dire à sa vitesse d'avancement). Cet emplacement, si on le trouve, sera à la même pression que l'air ambiant qui entoure l'avion. Dans la pratique, un tel emplacement se révèle très difficile à trouver; on parvient toujours à trouver un endroit acceptable mais qui n'est jamais parfaitement satisfaisant pour toutes les conditions de vol possibles. Généralement, l'avion est équipé de deux prises de pression statique indépendantes placées chacune sur un flanc du fuselage : en cas de dérapage, la surpression de l'une est ainsi compensée par la dépression de l'autre.

Le positionnement de la prise de pression totale est beaucoup plus facile.

Dans le cas des « montagnes russes », nous avons vu précédemment que le wagonnet peut échanger à tout moment tout ou partie de son énergie cinétique en énergie potentielle, et réciproquement. L'énergie totale du wagonnet, somme de son énergie cinétique et de son énergie potentielle, reste constante quel que soit l'endroit où se trouve le wagonnet; elle ne dépend que de la hauteur d'où il a été initialement lâché.

**... au contraire de
celui de la prise de
pression totale**

De la même façon, l'énergie totale d'un ensemble de molécules de l'écoulement peut se décomposer en énergie cinétique et en « énergie de pression », la somme étant constante et fonction uniquement de la pression totale de l'écoulement (dans le cas particulier d'un point d'arrêt, l'énergie cinétique est nulle, et l'énergie totale est uniquement une « énergie de pression » qui correspond à la pression totale P_t). Le « tuyau » de la prise de pression totale peut donc être placé en n'importe quel point de l'avion susceptible de constituer un point d'arrêt, autrement dit n'importe où face au courant d'air qui s'écoule autour de l'avion, en prenant simplement la précaution de ne le mettre ni dans le sillage du moteur (dans le cas de l'hélice, il y aurait fourniture d'énergie) ni trop près de la « peau » de l'avion (car il se trouverait alors dans la *couche*

limite dont nous parlerons un peu plus loin, et recevrait, de ce fait, moins de pression).

La prise de pression totale a généralement la forme d'un petit tube très allongé, à bout arrondi, souvent appelé **tube de Pitot** ou **antenne de Pitot**. Il a la propriété de restituer fidèlement la pression totale de l'écoulement pour une gamme élevée d'orientations par rapport au vent relatif.

Le manomètre différentiel, qui mesure la différence *pression totale - pression statique*, fournit évidemment un résultat qui est une pression. Or, on veut mesurer une vitesse et non pas une pression : le cadran du manomètre différentiel sera gradué en nœuds (kt) et non pas en hectopascals... Encore faut-il avoir préalablement défini, par convention, la relation entre la graduation en hectopascals et la graduation en nœuds, car il faut bien que tous les anémomètres du monde indiquent la même chose pour une valeur donnée de la différence $P_t - P_s$.

Par **convention internationale**, les manomètres différentiels sont gradués en **unité de vitesse** (généralement en kt ou en km/h) selon un étalonnage réalisé **au niveau de la mer et en atmosphère type**, c'est-à-dire de telle sorte que leur indication soit exactement la **vitesse-air** de l'avion (ou **vitesse aérodynamique**) au niveau de la mer et en atmosphère type.

Le manomètre différentiel ainsi gradué selon la loi de Saint-Venant est appelé **anémomètre**; il fournit une indication de **vitesse conventionnelle**. La vitesse conventionnelle est généralement notée V_c (en anglais CAS, pour *Calibrated Air Speed*). C'est une référence pour le pilotage valable dans tout le domaine subsonique, aussi sa signification doit-elle être bien comprise.

Si, très exceptionnellement, l'avion se trouve au niveau de la mer et si, en plus, les conditions atmosphériques à ce moment et à cet endroit sont celles de l'atmosphère type, alors l'anémomètre indique non seulement la vitesse conventionnelle mais aussi la vitesse-air. Dans le

HENRI PITOT

Ingénieur et physicien français (1695-1771)

Il s'initia seul aux mathématiques et publia divers mémoires de géométrie. Il réalisa des recherches sur le rendement des machines hydrauliques et améliora la théorie des pompes. Il imagina le *tube de Pitot*, qui mesure la pression dans un fluide et qui, combiné avec une prise de pression statique, permet de déterminer la vitesse de l'écoulement.

Il faut une convention pour définir le passage de $P_t - P_s$ à une vitesse

Les anémomètres sont étalonnés selon la loi de Saint-Venant en conditions standard (1013,25 hPa et +15 °C)...

... en l'absence d'erreur de statique, ils indiquent alors à tout moment la vitesse conventionnelle...

... mais hélas, en général, pas la vitesse-air

cas général, la valeur indiquée par l'anémomètre n'est pas la vitesse-air, mais, dans tous les cas, l'anémomètre indique la vitesse conventionnelle (par définition).

En énonçant la définition de la vitesse conventionnelle, nous avons supposé non seulement un étalonnage parfait mais aussi une absence d'erreur anémométrique imputable à l'imperfection de la prise de pression statique. En fait, nous l'avons dit, il est très difficile de trouver un emplacement idéal pour la prise de statique : il existe souvent une **erreur de statique**.

Lorsque l'erreur de statique n'est pas nulle, la vitesse conventionnelle est obtenue en corrigeant la vitesse indiquée de l'erreur de statique

Dans la pratique, l'anémomètre fournit une indication de vitesse dite **vitesse indiquée**, généralement notée V_i (en anglais IAS, pour Indicated Air Speed), qu'il peut être nécessaire de corriger d'une **erreur de statique** pour obtenir la valeur de la vitesse conventionnelle V_c . Le problème constitué par l'erreur de statique sera abordé dans le détail et illustré par une application numérique un peu plus loin, à la fin de ce chapitre.

L'anémomètre est aussi, sous certaines conditions, un indicateur de point de polaire, un incidencemètre et un indicateur de proximité de décrochage...

Signalons dès à présent que **l'anémomètre est aussi un indicateur de point de polaire**. Nous expliquerons cela à la fin du chapitre IV, lorsque nous étudierons la polaire. On peut d'ores et déjà énoncer que, à masse donnée et à facteur de charge donné (par exemple à facteur de charge égal à 1, en vol rectiligne en palier), à une indication donnée de l'anémomètre correspond toujours la même position sur la polaire, autrement dit les mêmes valeurs de l'incidence, du coefficient de portance C_z et du coefficient de traînée C_x (que nous présenterons dans le chapitre IV). En d'autres termes, l'anémomètre est aussi un **incidencemètre** (à masse donnée et à facteur de charge donné) et c'est, de ce fait, un **bon indicateur de proximité de décrochage**. Nous verrons dans le chapitre IV que, d'une façon plus générale, à tout point caractéristique de la polaire tel que le point de finesse maximale ou le point de début de décrochage (point de la polaire où C_z est maximal) correspond une valeur précise et constante de la vitesse conventionnelle, quelle que soit l'altitude de l'avion, à masse donnée et à facteur de charge donné.

Par ailleurs, répétons que tous les anémomètres modernes sont construits et étalonnés selon la loi de Saint-Venant (et selon la loi de Rayleigh en supersonique), et non pas selon la loi de Bernoulli. Il nous faut insister sur ce point parce que certaines personnes croient nécessaire d'apporter une « correction de compressibilité » à une vitesse fournie par un anémomètre étalonné selon la loi de Saint-Venant. Comme l'explique l'annexe 4, la « correction de compressibilité », la « vitesse corrigée » et « l'équivalent de vitesse » n'ont plus aucune raison d'être avec les anémomètres actuels et ne doivent donc plus être employés.

Formulons une dernière remarque concernant l'anémomètre et son utilisation. Nous venons de dire que l'anémomètre peut faire office d'indicateur de point de polaire, et qu'il constitue en particulier un bon indicateur de marge de sécurité par rapport au décrochage. Le lecteur se demandera peut-être, après tout, pourquoi ne pas remplacer l'anémomètre par un... incidencemètre, qui est évidemment un meilleur indicateur encore de la position sur la polaire et de la marge par rapport au décrochage. De plus, l'incidencemètre possède l'avantage, par rapport à l'anémomètre, de présenter une indication indépendante de la masse de l'avion (l'avion décrochera à la même valeur de l'incidence quelle que soit sa masse, alors que la vitesse conventionnelle de décrochage, elle, dépend de la masse de l'avion). D'ailleurs, l'incidencemètre est de plus en plus souvent présent sur le tableau de bord des avions, il est même depuis longtemps installé systématiquement sur tous les avions de combat (ainsi, l'approche finale et l'appontage sur porte-avions se font dans tous les cas à l'incidence et non pas à la vitesse).

Pourquoi donc ne pas remplacer l'anémomètre par un incidencemètre ? Cette question admet une double réponse. D'une part, l'anémomètre fournit une **indication de navigation et de performances** (vitesse conventionnelle permettant de connaître la vitesse-air, permettant elle-même d'estimer la vitesse par rapport au sol et aussi de vérifier que l'avion offre les performances indiquées par le manuel de vol). D'autre

V_c est la **vitesse conventionnelle** et non pas la « vitesse corrigée »

JOHN WILLIAM STRUTT, BARON RAYLEIGH
Physicien anglais
(1842-1919)

Il enseigna la physique et poursuivit divers travaux de recherche. Il détermina les dimensions de certaines molécules par l'intermédiaire de l'étude de couches minces mono-moléculaires et étudia la propagation des ondes stationnaires à la surface des liquides ainsi que les phénomènes de capillarité. Il participa à la découverte des gaz inertes et expliqua, par ailleurs, pourquoi la diffusion de la lumière donne au ciel sa couleur bleue. Il s'intéressa aussi à la mécanique statistique et obtint le prix Nobel en 1904.

L'anémomètre ne remplace pas l'incidencemètre...

... mais possède d'autres qualités

part, l'anémomètre fournit, au même titre que le machmètre pour les avions concernés, une **indication de marge par rapport à la résistance structurale de l'avion** puisqu'il traduit les pressions et donc les efforts subis sur la structure.

■ **Correspondance entre l'indication de l'anémomètre et la pression différentielle**

Lorsque les conditions atmosphériques ne sont pas celles de l'atmosphère type au niveau de la mer (autrement dit les *conditions standard* +15 °C et 1013,25 hPa), comment passer de la vitesse conventionnelle V_c à la vitesse-air V ?

Dans un premier temps, cherchons à établir ce que doit être la loi d'étalonnage des anémomètres, autrement dit la relation entre la différence de pression mesurée par les capsules de l'anémomètre et la valeur de la vitesse conventionnelle indiquée sur le cadran, dans les conditions de l'atmosphère type au niveau de la mer.

Reprenons la loi de Saint-Venant, qui établit la relation entre les pressions (statique et totale) et le nombre de Mach :

$$P_t - P_s = P_s \left(\left(1 + 0,2 M^2 \right)^{3,5} - 1 \right) .$$

Dans le cas des conditions d'étalonnage définies par la convention internationale, P_s vaut 1013,25 hPa. D'autre part, le nombre de Mach M est, par définition, le quotient de la vitesse-air par la vitesse du son. Or, la vitesse du son dans ces conditions particulières vaut 661,48 kt, comme nous l'avons vu dans l'application numérique de la formule $a = 38,968 \sqrt{T}$.

La loi d'étalonnage des anémomètres s'écrit donc

$$P_t - P_s = 1013,25 \left(\left(1 + 0,2 \left(\frac{V_c}{661,48} \right)^2 \right)^{3,5} - 1 \right) .$$

On peut aussi l'exprimer sous sa forme réciproque

$$V_c = 661,48 \sqrt{5 \left(\left(1 + \frac{P_t - P_s}{1013,25} \right)^{2/7} - 1 \right)} .$$

C'est au moyen de cette loi que les laboratoires responsables de l'étalonnage des instruments de bord vérifient les anémomètres lors des visites périodiques de l'avion.

APPLICATION NUMÉRIQUE

• *Question:*

L'anémomètre d'un avion en vol indique 180 kt, à une altitude-pression de 30 000 ft et en conditions « standard + 10 ». Quelle est la différence entre la pression totale et la pression statique ?

• *Réponse :*

En fait, l'altitude-pression n'intervient pas ici, pas plus que la température !

L'indication de l'anémomètre est une vitesse conventionnelle (à condition que l'erreur de prise de statique soit nulle). La convention internationale d'étalonnage des anémomètres est telle que l'anémomètre considéré, lorsqu'il indique une vitesse conventionnelle de 180 kt, mesure en fait une certaine pression qui, certes, ne correspond à une vitesse-air de 180 kt que dans le cas des **conditions standard**... mais qui est une vitesse conventionnelle de 180 kt dans tous les cas. En d'autres termes, le même anémomètre, installé dans un avion volant au niveau de la mer en atmosphère type, mesure une pression différentielle

Par sa définition même, la vitesse conventionnelle ne dépend que de la pression différentielle $P_t - P_s$

$$P_t - P_s = 1013,25 \left(\left(1 + 0,2 \left(\frac{180}{661,48} \right)^2 \right)^{3,5} - 1 \right) = 53,50 \text{ hPa}$$

lorsque son aiguille indique 180 kt, selon la loi d'étalonnage. Ceci veut dire, tout simplement, que la différence entre la

pression totale et la pression statique est 53,50 hPa lorsque l'aiguille indique 180 kt, et ce, dans tous les cas puisque l'anémomètre ne mesure rien d'autre que la différence entre la pression totale et la pression statique.

Le tableau de la figure III-7 fournit les valeurs $P_t - P_s$ correspondant à diverses valeurs de la vitesse conventionnelle, selon la loi d'étalonnage. Nous ferons appel à ce tableau dans une application numérique ultérieure.

80 kt 10,41 hPa	90 kt 13,19 hPa	100 kt 16,30 hPa	110 kt 19,75 hPa	120 kt 23,53 hPa	130 kt 27,66 hPa
140 kt 32,13 hPa	150 kt 36,94 hPa	160 kt 42,11 hPa	170 kt 47,63 hPa	180 kt 53,50 hPa	190 kt 59,73 hPa
200 kt 66,34 hPa	210 kt 73,31 hPa	220 kt 80,65 hPa	230 kt 88,37 hPa	240 kt 96,48 hPa	250 kt 104,98 hPa
260 kt 113,88 hPa	270 kt 123,17 hPa	280 kt 132,88 hPa	290 kt 143,00 hPa	300 kt 153,55 hPa	310 kt 164,52 hPa
320 kt 175,93 hPa	330 kt 187,78 hPa	340 kt 200,09 hPa	350 kt 212,86 hPa	360 kt 226,10 hPa	370 kt 239,82 hPa
380 kt 254,03 hPa	390 kt 268,73 hPa	400 kt 283,94 hPa	410 kt 299,68 hPa	420 kt 315,94 hPa	430 kt 332,74 hPa

Figure III-7 : correspondance entre V_c et $P_t - P_s$

Notons que les anémomètres sont étalonnés selon Saint-Venant dans des conditions particulières d'étalonnage bien définies (par une convention) et que, utilisés en vol, ils « traduisent Saint-Venant dans les conditions conventionnelles d'étalonnage ». Ils mesurent dans tous les

cas $P_t - P_s$ et non pas $\frac{P_t - P_s}{P_s}$.

... autrement dit, la correspondance entre V_c et $P_t - P_s$ est valable quelles que soient l'altitude, la pression et la température

Insistons sur le fait que, cependant, la correspondance entre les valeurs de $P_t - P_s$ et les valeurs de V_c , fournie dans le tableau ci-dessus, ne s'applique pas seulement aux conditions particulières définies pour l'étalonnage : la correspondance s'applique quelles que soient les conditions atmosphériques et quelle que soit l'altitude à laquelle l'avion se trouve.

■ Détermination du Mach... sans machmètre

La loi de Saint-Venant montre que le nombre de Mach ne dépend que de la pression statique, d'une part, et de la différence entre la pression totale et la pression statique d'autre part.

Plutôt que $P_t - P_s = P_s \left(\left(1 + 0,2 M^2 \right)^{3,5} - 1 \right)$, on peut d'ailleurs écrire la loi de Saint-Venant sous la forme équivalente

$$M = \sqrt{5 \left(\left(\frac{P_t}{P_s} \right)^{2/7} - 1 \right)} .$$

Or, la pression statique est fournie « implicitement » par l'altimètre (la détermination de la pression statique ambiante a été étudiée au chapitre II), et la différence $P_t - P_s$ est fournie « implicitement » par l'anémomètre (tableau III-7).

Posséder un altimètre et un anémomètre, c'est disposer d'un « machmètre implicite »...

Autrement dit, tout avion disposant d'un altimètre et d'un anémomètre — c'est-à-dire pratiquement tout avion — dispose « implicitement » d'un machmètre.

Cela présente un grand intérêt car, nous le verrons un peu plus loin, la connaissance du nombre de Mach permet de connaître la vitesse-air de l'avion, moyennant seulement la connaissance supplémentaire de la température statique.

... et être en mesure de calculer la vitesse-air (si la température statique est connue)

APPLICATION NUMÉRIQUE

• Question:

Deux avions volent à une vitesse conventionnelle de 210 nœuds, et leurs altimètres sont calés sur 1013,25 hPa. L'un vole à une altitude-pressure de 2 000 pieds, tandis que l'autre vole à une altitude-pressure de 21 000 pieds. Quels sont les nombres de Mach respectifs de chacun de ces deux avions ?

• Réponse :

L'altimètre est un baromètre; lorsqu'il est calé sur 1013,25 hPa (qui est le calage correspondant aux conditions d'étalonnage), à toute indication d'altitude-pressure de l'altimètre correspond une valeur de la pression ambiante selon la loi d'étalonnage en atmosphère type, même si les conditions atmosphériques du jour ne sont pas les conditions de l'atmosphère type.

Dans le cas de l'avion volant à une altitude-pressure de 2 000 pieds, la pression ambiante est 942,13 hPa (d'après la formule du chapitre II donnant la pression P en fonction de l'altitude-pressure Z_p , ou d'après le tableau de l'annexe 2). Par ailleurs, à la vitesse conventionnelle de 210 kt correspond une différence $P_t - P_s$ de 73,31 hPa, d'après le tableau III-7, quelles que soient les conditions atmosphériques et quelle que soit l'altitude-pressure puisque l'anémomètre est un manomètre différentiel gradué en vitesse conventionnelle selon l'équivalence donnée dans le tableau III-7. L'application de la loi de Saint-Venant, exprimée sous la forme

$$M = \sqrt{5 \left(\left(\frac{P_t}{P_s} \right)^{2/7} - 1 \right)},$$

conduit à la valeur $M = 0,33$.

Dans le cas de l'avion volant à une altitude-pressure de 21 000 pieds, la pression ambiante vaut 446,45 hPa (annexe 2), et $P_t - P_s$ vaut toujours 73,31 hPa puisque l'indication anémométrique est la même. L'application de la formule donne cette fois $M = 0,47$.

On le voit avec cette application numérique, il est possible de déterminer, lors de la préparation d'un vol ou pendant le vol, la valeur du nombre de Mach correspondant à une indication de l'anémomètre et à une altitude-pressure.

■ Mesure de la température

Nous avons énoncé précédemment que la connaissance du nombre de Mach permet de déduire la vitesse-air, moyennant seulement la connaissance de la vitesse du son. Or, nous venons de voir comment déterminer la valeur du nombre de Mach, même en l'absence de machmètre, en utilisant simplement les indications de l'altimètre et de l'anémomètre : il nous reste à mesurer la vitesse du son.

Nous savons que la vitesse du son n'est fonction que de la température ambiante, comme le traduit la formule $a = 38,968 \sqrt{T}$ présentée au III-1. Autrement dit, nous saurons calculer la vitesse-air d'un avion, quelles que soient son altitude et les conditions atmosphériques, lorsque nous saurons déterminer à tout moment la température ambiante.

Contrairement à ce que l'on pourrait croire a priori, cette mesure de la température ambiante présente une réelle difficulté.

En effet, la plupart des thermomètres fonctionnent selon le principe de la mesure de dilatation d'un liquide à bas point de congélation. Il est dans ce cas indispensable qu'au moins une partie du réservoir contenant le liquide soit placée au contact de l'objet ou dans le fluide dont on veut mesurer la température. D'autres types de thermomètres utilisent la propriété que possèdent les métaux de voir leur résistance électrique varier avec la température : la méthode consiste alors à mesurer la résistance électrique d'un fil métallique soumis aux conditions de température examinées, et à en déduire la valeur de la température. Il faut, dans ce cas, que le fil sorte à l'extérieur de l'avion. Enfin, le thermomètre peut être une sonde de type *thermocouple*, faisant appel à l'effet thermoélectrique dit *effet Peltier* (effet calorifique d'un courant électrique passant à travers la jonction de deux métaux différents).

Que le thermomètre utilise un réservoir de liquide, un fil électrique ou un thermocouple, le problème vient du fait qu'il se produit

La vitesse-air est le produit du nombre de Mach par la vitesse du son

La mesure de la température statique présente une difficulté...

JEAN CHARLES ANATHASE PELTIER

*Physicien français
(1785-1845)*

Il découvrit l'effet thermo-électrique portant son nom, qui est l'effet calorifique (dégagement ou absorption de chaleur) d'un courant électrique passant à travers la jonction de deux métaux différents. Il observa aussi l'électrisation du jet de vapeur sortant d'une chaudière et effectua la détermination expérimentale de la température de l'eau en caléfaction (lorsqu'une goutte de liquide, projetée sur une plaque de métal fortement chauffée, prend une forme sphérique).

... parce que
le capteur de
température
constitue
inévitavelmente
un point d'arrêt

inévitablement un **point d'arrêt** sur la partie extérieure du capteur de température. En effet, une partie des molécules d'air ne peut contourner l'obstacle et s'écrase sur le capteur, libérant ainsi de l'énergie qui se transforme en échauffement : il y a arrêt de l'écoulement et **échauffement cinétique**. Ainsi, en ce point d'arrêt, la température est supérieure à la température ambiante, c'est-à-dire supérieure à la température que l'on veut mesurer.

La température mesurée par le capteur n'est donc pas la température statique. À défaut, est-ce la température d'arrêt telle que nous l'avons définie au III-1 ?

Nous avons vu au III-1 que l'augmentation de température au point d'arrêt est fonction uniquement du nombre de Mach. Si le thermomètre était parfait, c'est-à-dire s'il mesurait exactement la température d'arrêt, il serait facile de déduire la valeur de la température statique recherchée d'après la formule $T_{\text{arrêt}} = T_{\text{statique}} (1 + 0,2 M^2)$ déjà énoncée au III-1.

Sur certains
avions sophistiqués,
le capteur mesure
la température
d'impact
(température au
point d'arrêt)...

Cela est possible sur les avions sophistiqués, lesquels disposent de sondes mesurant directement la température d'arrêt, appelée aussi **température d'impact**. Il s'agit en quelque sorte de petits « paniers » dont l'entrée se trouve face au courant d'air et dont les trous sont d'une taille suffisamment grande pour que l'air se renouvelle en permanence au niveau du capteur, et cependant d'une taille suffisamment petite pour que le « phénomène d'arrêt » se manifeste pleinement.

Sur les avions moins sophistiqués, en revanche, tout n'est malheureusement pas aussi simple. Dans la plupart des cas, le capteur de température, porté par une sonde placée dans l'écoulement, ne peut pas mesurer directement la température d'arrêt. Le capteur mesure seulement une température intermédiaire entre la température d'arrêt et la température statique. Une partie du capteur se trouve bien à la température d'arrêt mais une autre partie (par exemple la plus grande partie du réservoir de liquide, ou une partie du fil électrique de résistance variable) n'est pas située à l'emplacement exact du point d'arrêt. Cette

partie, refroidie par l'air, se trouve à une température sensiblement inférieure à la température d'impact. Le capteur mesure donc une valeur intermédiaire entre

- ① la température d'impact de la partie du capteur située exactement au point d'arrêt,
- ② la température locale de la partie du capteur qui ne se situe pas elle-même exactement au point d'arrêt, et se trouve refroidie par l'air ambiant.

... mais, en général, la température mesurée est intermédiaire entre la température d'impact et la température statique

Les manuels de vol des avions doivent indiquer les valeurs d'étalonnage du thermomètre, autrement dit le moyen de passer de la valeur mesurée à la valeur calculée de la température d'impact.

Le constructeur de l'avion doit normalement fournir un **coefficient de récupération** qui exprime que la température indiquée par le thermomètre est intermédiaire entre la température d'impact et la température statique :

Le coefficient de récupération, compris entre 0 et 1, permet de passer de la température indiquée...

$$T_{\text{indiquée}} = T_{\text{statique}} + k \left(T_{\text{impact}} - T_{\text{statique}} \right) .$$

Ce coefficient k est évidemment compris entre 0 et 1. Si ce coefficient pouvait être exactement nul, le thermomètre mesurerait la température statique (cas idéal et irréaliste d'un thermomètre capable de mesurer la température ambiante sans créer lui-même un point d'arrêt). Si le coefficient de récupération pouvait être exactement égal à 1, alors le capteur mesurerait exactement la température d'arrêt de l'écoulement.

Si l'on divise les deux membres de la formule précédente par T_{statique} , on

fait apparaître le terme $\frac{T_{\text{indiquée}}}{T_{\text{statique}}}$ qui traduit l'échauffement cinétique.

Nous avons vu que cet échauffement cinétique vaut $1 + 0,2 M^2$.

On obtient ainsi

$$\frac{T_{indiquée}}{T_{statique}} = 1 + k \left(\frac{T_{impact}}{T_{statique}} - 1 \right) = 1 + k \left(\left(1 + 0,2 M^2 \right) - 1 \right) = 1 + 0,2 k M^2 ,$$

... à la
température
statique,
en fonction du
nombre de Mach

d'où l'expression de la température statique en fonction de la température lue, du coefficient de récupération et du nombre de Mach :

$$T_{statique} = \frac{T_{indiquée}}{1 + 0,2 k M^2} .$$

En conclusion, il est possible de connaître la température statique, c'est-à-dire la température ambiante régnant à l'extérieur de l'avion, soit directement par consultation de courbes d'étalonnage donnant la température statique en fonction de la température d'impact indiquée et du nombre de Mach, soit par l'intermédiaire de la température d'impact indiquée, du nombre de Mach, et du coefficient de récupération.

APPLICATION NUMÉRIQUE

• Question:

Le pilote d'un avion lit les indications 18 000 ft sur l'altimètre calé à 1013,25 hPa, 170 kt sur l'anémomètre, et -5 °C sur le thermomètre. Sachant que le coefficient de récupération du thermomètre vaut 0,84 selon le manuel de vol, quelle est la température à cet endroit et à cet instant, et quelles sont les conditions atmosphériques (par rapport à celles de l'atmosphère type) à cet instant ?

• Réponse :

Il nous faut tout d'abord calculer le nombre de Mach. Comme nous l'avons vu dans l'application numérique précédente, le

tableau III-7 et la formule $M = \sqrt{5 \left(\left(\frac{P_t}{P_s} \right)^{2/7} - 1 \right)}$ permettent

de connaître le nombre de Mach pour une vitesse conventionnelle et une altitude-pression données. Ici, pour $V_c = 170$ kt, $P_t - P_s$ vaut 47,63 hPa (tableau III-7), et, pour $Z_p = 18\,000$ ft, P_s vaut 506,00 hPa. L'application de la formule donne $M = 0,3608$.

La formule $T_{statique} = \frac{T_{indiquée}}{1 + 0,2 k M^2}$, utilisée avec cette valeur

du nombre de Mach, avec un coefficient de récupération $k = 0,84$ et avec $T_{indiquée} = 268,15$ K (autrement dit -5 °C), donne le résultat $T_{statique} = 262,41$ K c'est-à-dire

$$T_{statique} = -10,7 \text{ °C}.$$

Les conditions de l'atmosphère à cet instant et à cet endroit sont donc « standard + 10 », puisque le tableau de l'annexe 2 nous indique que la température à l'altitude-pression 18 000 ft est $-20,7$ °C en atmosphère type.

■ Détermination de la vitesse-air

Nous savons calculer le nombre de Mach à partir des indications de l'altimètre et de l'anémomètre. Par ailleurs, nous venons de voir comment calculer la température statique, à partir de la température indiquée par le thermomètre, du coefficient de récupération et du nombre de Mach. Cette température statique suffit à déterminer la vitesse du son. La vitesse-air étant le produit du nombre de Mach par la vitesse du son, nous savons donc maintenant déterminer la vitesse-air en toute circonstance, en appliquant la démarche résumée dans la figure ci-après.

**Il est facile
de calculer la
vitesse-air V
à partir de Z_p ,
 V_i et T_i**

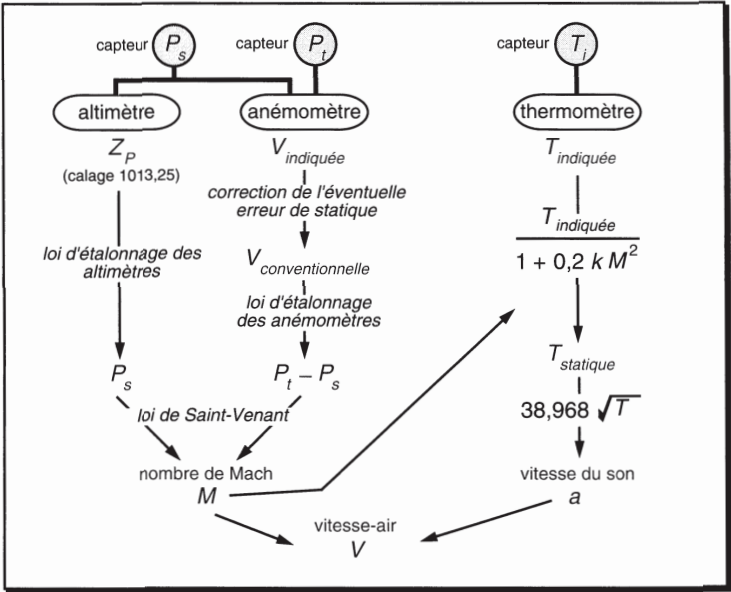


Figure III-8 : détermination de la vitesse-air

APPLICATION NUMÉRIQUE

Reprenons l'application numérique précédente, et complétons-la en déterminant maintenant la valeur de la vitesse-air.

• Question:

Le pilote lit les indications 18 000 ft sur l'altimètre calé à 1013,25 hPa, 170 kt sur l'anémomètre, et -5 °C sur le thermomètre dont le coefficient de récupération vaut 0,84 selon le manuel de vol. Quelle est la vitesse-air ?

• Réponse :

Dans l'application numérique précédente, nous avons calculé que le nombre de Mach correspondant aux indications 18 000 ft et 170 kt est $M = 0,3608$. Par ailleurs, nous avons

calculé que la température statique, pour une température indiquée de -5 °C avec coefficient de récupération égal à 0,84, est $T_{\text{statique}} = -10,7\text{ °C}$ ou $T_{\text{statique}} = 262,41\text{ K}$.

La vitesse du son, calculée selon la formule $a = 38,968 \sqrt{T}$ (où la température doit être exprimée en kelvins), vaut ainsi $a = 631,25\text{ kt}$. On en déduit que la vitesse-air, produit de la vitesse du son par le nombre de Mach, vaut $V = 228\text{ kt}$ (résultat arrondi au nœud le plus proche).

Nous venons d'étudier la façon de déterminer la vitesse-air à partir des indications lues sur l'altimètre, l'anémomètre, et le thermomètre. Le problème « réciproque » consistant à calculer quelle doit être la vitesse conventionnelle affichée par l'anémomètre, pour une vitesse-air donnée, à une altitude-pression donnée et pour des conditions atmosphériques données, est également facile à traiter.

Il suffit de procéder de la façon suivante :

- 1) Calculer la température statique compte tenu de l'altitude-pression et de l'écart par rapport aux conditions de température de l'atmosphère type;
- 2) En déduire la vitesse du son;
- 3) Calculer le nombre de Mach en fonction de cette vitesse du son et de la valeur de la vitesse-air donnée;
- 4) Calculer, à partir de la loi de Saint-Venant, la valeur de $P_t - P_s$ correspondant au nombre de Mach et à la pression statique à l'altitude-pression donnée;
- 5) Déduire la vitesse conventionnelle pour cette valeur de $P_t - P_s$, à partir de la loi d'étalonnage des anémomètres.

**Réciproquement,
il est facile de
calculer (ou vérifier)**

V_c

**à partir de
l'altitude-pression**

Z_P ,

de la vitesse-air

V

**et des conditions de
température**

La figure ci-après illustre cette démarche.

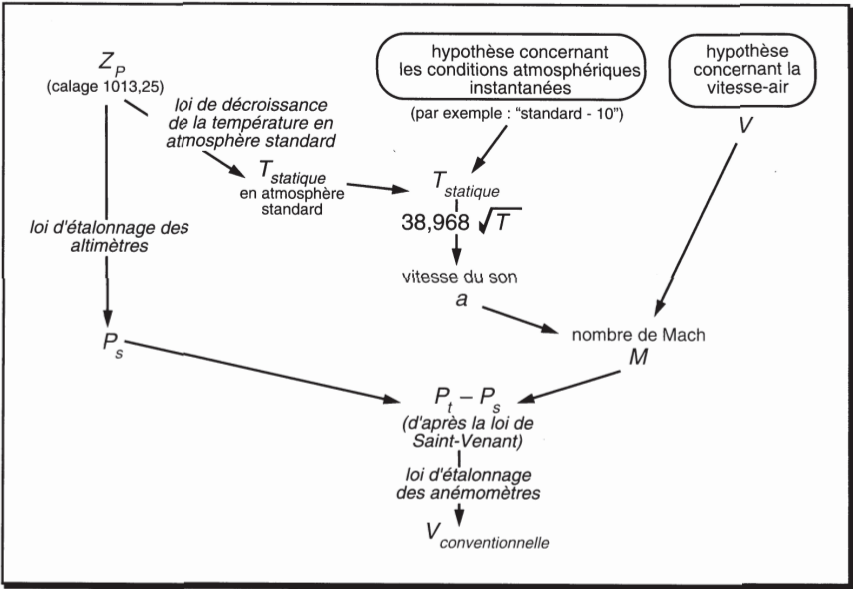


Figure III-9 : détermination de la vitesse conventionnelle

Ce type de calcul est utile pour préparer une navigation...

Il est utile d'effectuer ce type de calcul lors de la préparation d'une navigation, lorsque la vitesse-air et le niveau de vol sont suffisamment élevés en croisière pour que la vitesse-air diffère sensiblement de la vitesse conventionnelle (et ce sera toujours le cas, si l'on excepte les avions légers monomoteurs très limités en vitesse et en niveau de vol).

... et, en vol, pour vérifier les performances de l'avion

De plus, la vérification des valeurs anémométriques est une bonne façon de détecter les éventuels écarts entre ce qui est prévu par le manuel de vol et le comportement réel de l'avion. En effet, un avion quelque peu « tordu », à l'aile mal calée, aux ailerons réglés « trop déporteurs », ou à la peinture abîmée, n'atteindra pas la vitesse conventionnelle prévue par le manuel de vol (et donc n'atteindra pas la vitesse indiquée prévue, après correction de l'éventuelle erreur de statique). Cela est important, parce qu'un tel avion n'offrira pas, entre autres choses, la distance franchissable escomptée !

APPLICATION NUMÉRIQUE**• Question:**

Un avion vole en croisière au niveau de vol 230, en conditions « standard + 5 », avec des paramètres de conduite du vol qui doivent, selon le manuel de vol, lui donner une vitesse-air de 215 kt. Or, l'anémomètre indique 145 kt : cette valeur de la vitesse indiquée est-elle conforme aux performances annoncées par le manuel de vol ?

• Réponse :

L'avion se trouvant à une altitude-pressure de 23 000 ft, la pression statique vaut 409,98 hPa (voir tableau de l'annexe 2) d'après la convention d'étalonnage des altimètres. Par ailleurs, la température statique à cet endroit vaut 247,6 K puisqu'elle vaudrait 242,6 K en atmosphère type (tableau de l'annexe 2) et puisque les conditions sont « standard + 5 ». La vitesse du son vaut ainsi $38,968 \times \sqrt{247,6}$, soit 613,17 kt. Compte tenu d'une vitesse-air de 215 kt (par hypothèse), le nombre de Mach est $M \approx 215 / 613,17$, soit 0,3506. Puisque nous connaissons maintenant les valeurs de P_s et de M , nous pouvons appliquer la loi de Saint-Venant

$P_t - P_s = P_s \left(\left(1 + 0,2 M^2 \right)^{3,5} - 1 \right)$: nous obtenons ainsi pour

$P_t - P_s$ une valeur de 36,38 hPa. L'interpolation des valeurs du tableau III-7 pour 140 et 150 kt donne $V_c = 148,84$ kt, qu'il convient d'arrondir à 149 kt (au nœud le plus proche, compte tenu de la précision sur les autres données). On peut également utiliser la loi d'étalonnage, sous sa forme réciproque

$$V_c = 661,48 \sqrt{5 \left(1 + \frac{P_t - P_s}{1013,25} \right)^{2/7} - 1} ,$$

qui conduit à $V_c = 148,87$ kt, résultat un petit peu plus précis... mais identique après le nécessaire arrondi.

La vitesse conventionnelle devrait être 149 kt, or la vitesse indiquée est 145 kt. Ceci veut dire, en supposant que l'erreur

**Perdre quelques
« nœuds de V_c en
croisière », c'est en
perdre quelques-uns
de plus encore « en
vitesse-air »...**

**...ce qui n'est
généralement
pas dramatique
si l'écart est connu
et limité**

de statique soit nulle, que l'avion « perd 4 nœuds de V_c en croisière » par rapport aux performances qui devraient être les siennes d'après le manuel de vol. Cette anomalie doit être étudiée à l'issue du vol; elle peut provenir d'un problème aérodynamique (par exemple dégradation de la qualité du revêtement des ailes) ou d'un problème de motorisation. Le calcul réciproque, selon la démarche décrite dans la figure III-8 illustrée par l'application numérique précédente, montre que la vitesse-air correspondant à une vitesse conventionnelle de 145 kt et aux autres conditions décrites précédemment est $V = 209,5$ kt. Par conséquent, c'est 5 ou 6 nœuds que l'avion « perd en vitesse-air » — ce qui n'est toutefois pas dramatique et constitue d'ailleurs un écart inférieur à la plupart des erreurs de prévision de vent fournies par les services météorologiques (d'où la nécessité, simplement, de prendre des marges... et de vérifier en vol que ces marges sont respectées).

■ Le variomètre

Avant de conclure ce paragraphe consacré aux mesures effectuées à bord de l'avion, et plus particulièrement à l'anémométrie, disons quelques mots à propos de l'instrument de bord qui mesure la vitesse verticale de l'avion, le **variomètre**.

**Comme
l'anémomètre,
le variomètre est
fondamentalement
un manomètre
différentiel**

Il peut paraître étonnant de présenter le variomètre après l'anémomètre... et non pas juste après l'altimètre. Ce lien entre le variomètre et l'anémomètre est pourtant fondé, car il existe un point commun important entre ces deux instruments : tout comme l'anémomètre, le variomètre est un manomètre différentiel.

Dans le cas des avions modernes « sophistiqués », la mesure de la vitesse verticale fait également intervenir un accéléromètre, afin de rendre les mesures plus précises en « hautes fréquences » c'est-à-dire lorsque la vitesse verticale n'est pas stabilisée et que sa variation dans le temps est très rapide (vol à l'intérieur d'une zone de fortes turbulences, par exemple).

Dans le cas du variomètre le plus classique, la différence de pression est mesurée entre la pression statique et une **statique retardée**. En effet, le variomètre est construit sur le principe d'un **retard** introduit sur une prise de pression statique. Ce retard est « fabriqué » par un volume clos relié à la prise de statique par un petit orifice appelé **fuite capillaire**.

Le variomètre traduit la différence entre la pression statique et une pression statique retardée par fuite capillaire dans un volume clos

Lorsque l'avion s'élève, la pression ambiante diminue et la prise de statique perçoit instantanément cette diminution de pression, alors que la statique retardée, reliée au volume clos, n'enregistre cette diminution de pression qu'avec un léger retard. C'est ce retard qui détermine la vitesse verticale affichée par le variomètre.

Cet instrument est plus précis qu'on ne l'imagine souvent en l'observant. De par sa conception même, sa réponse aux variations brusques de pression ambiante — donc d'altitude — est lente, mais cela ne l'empêche pas d'être précis en régime stabilisé.

L'indication du variomètre est précise...

C'est grâce à la précision des indications du variomètre, en régime stabilisé, que nombre d'approches délicates — de nuit, mais aussi de jour, ou vers une altisurface — sont rendues possibles. En règle générale, le pilote surveillera les indications du variomètre pendant toute l'approche finale, après l'avoir débutée à une hauteur donnée au-dessus du sol, et il ajustera la trajectoire de l'avion de sorte à respecter un taux de descente préétabli. Plus précisément, le pilote se servira généralement des indications du variomètre pendant l'approche pour contrôler et calibrer son plan de descente, aussi bien à vue qu'aux instruments.

... au point de permettre au pilote de calibrer sa pente d'approche

L'utilisation du variomètre ne pose pas de problème particulier et la lecture se fait directement en mètres par seconde ou, plus généralement, en pieds par minute. Retenons qu'il suffit de multiplier par **200** un taux de descente exprimé en mètres par seconde pour l'exprimer en pieds par minute. Ainsi, par exemple, un taux de descente de 2 m/s correspond presque exactement à 400 ft/mn, puisque 400 ft/mn font 400 x 0,3048 m en 60 secondes c'est-à-dire 2,032 m/s.

Il suffit de multiplier par 200 un taux de descente exprimé en m/s pour l'exprimer en ft/mn

En cas de détérioration de la prise de statique (ou des prises de statique) normale(s), le bris de la glace du variomètre ou de l'un des autres instruments alimentés en pression statique (altimètre, anémomètre) est un moyen de secours ultime pour rétablir une prise de pression statique à peu près correcte... à condition bien sûr que l'avion ne soit pas pressurisé. On préférera, dans cette éventualité, briser la glace du variomètre (comme le préconisent certaines check-lists) parce que le variomètre est, des trois instruments considérés, celui qu'il est le moins grave d'endommager.

III.3. Pratique de l'anémométrie

Dans ce paragraphe, nous allons revenir d'une part sur le problème de l'erreur de statique et d'autre part sur la question du passage de la vitesse conventionnelle à la vitesse-air (et réciproquement). Ces deux questions vont être abordées essentiellement sous l'angle de leur « aspect pratique ».

■ L'erreur de statique

Nous avons vu précédemment que la valeur de la pression totale mesurée ne dépend pas de l'endroit où est placée la prise de pression totale. Il n'en va pas de même avec la prise de pression statique.

On cherche à mesurer la pression P_s de l'infini amont...

En effet, on recherche un point sur la « peau » de l'avion où la pression ait une valeur précise, en l'occurrence la valeur P_s qui est la valeur de la pression statique. Or, cette valeur P_s est la valeur de la pression ambiante à l'*infini amont*, lequel infini amont est également caractérisé par sa vitesse, qui est la vitesse, par rapport à l'avion, de l'écoulement non encore perturbé par l'avion. Cette vitesse correspondant à la pression P_s , appelée *vitesse infini amont*, est aussi la vitesse d'avancement de l'avion par rapport à la masse d'air.

On ne peut pas placer la prise de pression statique n'importe où sur la peau de l'avion, tout simplement parce que la vitesse et la pression en un point de la peau de l'avion varient selon l'emplacement de ce point (sauf si le point est un point d'arrêt, auquel cas, nous l'avons vu, la vitesse des molécules d'air est nulle et la pression est égale à la pression totale génératrice de l'écoulement). Ainsi, on ne peut placer la prise de statique ni sur l'extrados de l'aile (qui est en légère surpression et donc en légère dépression par rapport à P_s) ni sur l'intrados de l'aile (où la vitesse est légèrement plus faible et où la pression est légèrement supérieure à P_s). C'est généralement sur le fuselage que l'on recherche le point « idéal » qui ne soit ni en dépression ni en surpression par rapport à P_s .

... mais l'avion n'est pas à l'infini amont et l'écoulement est perturbé tout autour de l'avion

Il est bien difficile de trouver un point qui ne soit ni en dépression ni en surpression quel que soit le domaine de vol...

Cet emplacement « idéal » est, en fait, très difficile à trouver. En outre, la pression statique mesurée dépend de l'incidence, de la configuration (volets, train, becs, ...) et, en toute rigueur, du nombre de Mach (même aux faibles vitesses). Chez l'avionneur, le spécialiste en équipements va devoir déployer tout son art pour trouver cet emplacement optimal au niveau duquel, dans le plus grand domaine de vol possible en incidence et en nombre de Mach, la pression aura la valeur la plus proche possible de la pression statique... autrement dit pour lequel la vitesse de l'écoulement sera aussi proche que possible de la vitesse de l'avion dans la masse d'air.

... car l'erreur de statique dépend de la configuration, de l'incidence et du nombre de Mach

Dans la pratique, cela est plus ou moins parfaitement réalisé et il peut subsister une erreur « résiduelle », dite **erreur de statique**. Si la prise de statique se trouve en légère surpression par rapport à la pression statique exacte, alors l'altimètre indiquera une valeur sous-estimée de l'altitude (puisque l'altitude-pression varie dans le sens inverse de la pression) et l'anémomètre indiquera une valeur de vitesse elle-aussi sous-estimée (puisque V_c varie dans le sens de $P_t - P_s$, donc dans le sens inverse de P_s). Réciproquement, bien sûr, la vitesse et l'altitude seront toutes deux surestimées si la prise de statique mesure une valeur de pression inférieure à celle de la pression statique exacte.

Il existe souvent une erreur de statique résiduelle, qui affecte dans le même sens les indications de l'altimètre et de l'anémomètre

Au-delà de 3 ou 4 hPa dans une partie du domaine de vol, le constructeur de l'avion doit fournir un procédé de correction de l'erreur de statique

Lorsque la prise de statique est très bien positionnée, l'erreur de statique n'excède pas 3 ou 4 hPa dans tout le domaine de vol. Lorsqu'il n'est pas possible d'arriver en deçà de telles valeurs, le constructeur de l'avion doit fournir une table (ou un abaque) de correction. En principe, cette table de correction doit faire intervenir non seulement la configuration et l'incidence, mais aussi le nombre de Mach si l'avion concerné est susceptible de voler à un nombre de Mach proche ou assez proche de 1 (domaine du haut subsonique et du transsonique, c'est-à-dire au-delà de Mach 0,6 ou Mach 0,7). Les avions à moteurs à pistons ou à turbopropulseurs, qui sont les seuls auxquels nous nous intéressons dans les premiers tomes de cette collection *COMPRENDRE L'AVION*, n'atteignent jamais les domaines du haut subsonique et du transsonique : on peut considérer, en première approximation, que l'erreur de statique de ces avions est uniquement fonction de l'incidence, donc de la différence $P_t - P_s$ mesurée par l'anémomètre (puisque, comme nous l'avons dit, à toute valeur de l'incidence en vol rectiligne en palier et à masse constante correspond une vitesse conventionnelle, ce qui fait de l'anémomètre un *indicateur de point de polaire*).

Les manuels de vol indiquent parfois des procédés de correction spécifiques, qu'il faudra bien évidemment toujours respecter. Par exemple, le manuel de vol du biturbopropulseur B200 fournit diverses courbes de corrections altimétriques et anémométriques. En configuration d'approche (train et volets sortis), la vitesse conventionnelle peut être inférieure de 3 voire 4 nœuds à la vitesse indiquée, selon la vitesse d'approche choisie. Cela signifie qu'il est nécessaire de majorer de 3 ou 4 nœuds la vitesse indiquée pour respecter la vitesse d'approche préconisée si celle-ci est exprimée en vitesse conventionnelle.

À titre d'illustration, voici la méthode que pourrait mettre en œuvre un pilote d'essais pour mesurer l'erreur de statique.

Dans un premier temps, le pilote d'essais aura vérifié le bon étalonnage de l'altimètre au sol, par exemple au moyen d'un baromètre de type *baromètre de Torricelli* : l'avion étant immobilisé au sol, l'altimètre calé sur 1013,25 hPa doit indiquer une valeur d'altitude-pressure

correspondant exactement à la valeur de pression indiquée par le baromètre, selon la règle d'équivalence entre pression et altitude-pression expliquée au chapitre II (et appliquée au tableau de l'atmosphère type de l'annexe 2). Cette mesure doit être effectuée en l'absence de vent, car sinon l'avion n'est pas immobile dans la masse d'air (même s'il est parfaitement immobile par rapport au sol) et la prise de statique peut, si elle est placée dans le vent, mesurer une pression différente de la pression statique réelle P_s .

S'il n'y a pas correspondance exacte entre l'indication du baromètre (supposé parfaitement étalonné) et celle de l'altimètre (après conversion en hPa), et si la prise de statique est bien immobile par rapport à la masse d'air, alors... il n'y a pas pour autant erreur de statique ! Il ne peut en effet y avoir erreur de statique dans ce cas, par définition, car l'avion est immobile dans la masse d'air : par rapport à la valeur exacte de la pression statique, l'écoulement n'induit pas de surpression ou de dépression à l'emplacement de la prise de statique... puisqu'il n'y pas d'écoulement. Cet éventuel écart entre l'indication du baromètre et celle de l'altimètre signifierait seulement un mauvais étalonnage de l'altimètre, ce qui est un autre problème (qu'il conviendrait bien sûr de résoudre préalablement).

Dans un second temps, c'est-à-dire après avoir testé au sol (et à vitesse-air nulle) l'étalonnage de l'altimètre et à condition, donc, que l'altimètre se soit révélé étalonné de façon correcte, il est possible de mesurer l'éventuelle erreur de statique au moyen d'un passage à basse altitude à côté d'un obstacle de hauteur connue. Il peut s'agir, entre autres exemples, d'un grand arbre isolé ou d'un pylône. Le pilote d'essais doit alors procéder de la façon suivante : d'abord relever l'indication de l'altimètre au moment du passage à la hauteur de l'obstacle, ensuite, à l'issue du vol, utiliser le *principe fondamental de l'hydrostatique* afin de comparer la valeur de pression mesurée par l'altimètre avec la pression qui doit régner au niveau de l'obstacle. L'écart entre la valeur de la pression « lue » (après conversion de l'altitude-pression en pression) et la valeur de la pression calculée fournit la valeur de l'erreur de statique...

pour la vitesse conventionnelle utilisée lors du passage à côté de l'obstacle.

L'application numérique ci-après illustre cette méthode. On notera qu'il est nécessaire de connaître également la température ambiante au moment de l'expérience.

Pour terminer, notons que l'erreur de statique est quelquefois appelée, à tort, « erreur de position d'antenne ». Cette formulation n'est pas bonne, puisque l'erreur ne concerne que la prise de pression statique à proprement parler et absolument pas l'*antenne de Pitot* (ou *tube de Pitot*) qui est la prise de pression totale.

**Normalement,
il n'existe
pas d' « erreur
instrumentale »
(mais seulement
une éventuelle
erreur de statique)**

Enfin, une erreur purement instrumentale de l'anémomètre, autre qu'une erreur de statique, est toujours possible mais peu probable sur tout anémomètre fabriqué il y a moins de 20 ans (les visites techniques périodiques, imposées par la réglementation, permettent d'éliminer le matériel défectueux).

APPLICATION NUMÉRIQUE

• *Question:*

Après vérification du bon étalonnage de l'altimètre (au sol et à vitesse-air nulle), l'avion étant immobilisé au sol par vent nul, un pilote d'essais expérimenté effectue à une vitesse conventionnelle de 120 nœuds un passage à côté d'un repère placé sur le côté de la piste à une hauteur de 32 mètres au-dessus d'elle. Il relève une altitude-pression de 2300 pieds alors que l'altitude-pression lue au sol était de 2250 pieds. Sachant que la température est de 28 °C, combien vaut l'erreur de statique ?

• Réponse :

Nous allons appliquer le **Principe fondamental de l'hydrostatique** présenté au tout début du chapitre II, qui exprime que, à l'intérieur d'une tranche très fine de l'atmosphère, la variation de pression est égale et opposée au produit de la variation d'altitude par la masse volumique de l'air et par l'accélération de la pesanteur terrestre : $dP = -dZ \rho g$. Pour cela, il nous faut d'abord connaître la valeur de ρ , à la température de 28 °C. Celle-ci, qui est le produit de la densité de l'air par la valeur de la masse volumique ρ_0 dans les conditions de l'atmosphère type, est connue grâce à la formule

$$\sigma = \frac{P T_0}{P_0 T}$$

fournie dans le chapitre II, formule déduite de l'**équation d'état des gaz parfaits**.

Ici, P vaut 933,53 hPa, d'après la formule

$$P = 1013,25 \left(1 - 6,875586 \cdot 10^{-6} Z_P \right)^{5,25588}$$

donnant la correspondance entre la pression et l'altitude-pression, appliquée pour $Z_P = 2250$ ft.

D'autre part, ρ_0 vaut 1,225 kg/m³, P_0 vaut 1013,25 hPa, T_0 vaut 288,15 K (15 °C) et T vaut 301,15 K (28 °C). La masse volumique de l'air au niveau de l'aérodrome vaut donc 1,080 kg/m³.

Ainsi, selon le **Principe fondamental de l'hydrostatique** exprimé sous la forme $dP = -dZ \rho g$, et en considérant la valeur $g_0 = 9,80665$ de la pesanteur terrestre (valeur de l'atmosphère type, très proche de la valeur réelle en France métropolitaine au niveau de la mer ou à faible altitude), la différence de pression correspondant à la hauteur de 32 mètres qui caractérise l'obstacle devrait valoir $-32 \times 1,080 \times 9,80665$ soit -338,9 Pa, c'est-à-dire -3,39 hPa. La pression mesurée à la hauteur du repère placé à côté et au-dessus de la piste devrait donc être 933,53 hPa - 3,39 hPa c'est-à-dire 930,14 hPa.

Or, l'application de la formule de correspondance entre la pression et l'altitude-pression, cette fois pour la valeur mesurée $Z_P = 2300$ ft, conduit à $P = 931,82$ hPa.

Il apparaît donc que la prise de statique est en surpression de 931,82 hPa - 930,14 hPa, soit environ 1,7 hPa. Cette erreur de statique, qui n'a été mesurée ici que pour une valeur de 120 kt de la vitesse conventionnelle, est relativement acceptable. Il lui correspond une sous-estimation de l'altitude-pression d'environ 50 ft (soit environ 15 mètres) puisque nous venons de voir qu'à une différence d'altitude de 50 pieds correspond justement une différence de pression d'environ 1,7 hPa. Par ailleurs, l'erreur de statique induit ici une sous-estimation de la vitesse conventionnelle d'environ 4 kt, puisque le tableau III-7 nous apprend qu'à une différence de V_c de 10 kt correspond une différence de $P_t - P_s$ d'environ 4 hPa, autour de 120 kt.

■ *Comment passer rapidement de V_c à V et réciproquement*

Les figures précédentes III-8 et III-9 montrent la démarche à suivre pour passer, respectivement, de V_c à V et de V à V_c . Les calculs nécessaires ne sont pas bien compliqués et nécessitent seulement l'utilisation d'une calculatrice disposant des puissances fractionnaires. Une calculatrice programmable — en l'occurrence programmée pour ces transformations — est évidemment très souhaitable; elle permettra de gagner du temps et d'éviter des erreurs de saisie des coefficients ou des puissances qui interviennent dans les formules. A fortiori, un micro-ordinateur s'acquittera de cette tâche encore plus rapidement, et pourra offrir un meilleur confort d'utilisation en affichant l'ensemble des résultats intermédiaires (nombre de Mach, température statique, etc.).

Ces moyens sont faciles à mettre en œuvre au sol. Mais comment faire en vol, si l'on ne dispose pas d'une calculatrice programmée ou d'un micro-ordinateur portable ?

Dans un tel cas, on peut utiliser une méthode alternative simple qui permet rapidement de passer de V_c à V et réciproquement, sans calcul et avec une assez bonne précision. Cette méthode consiste à utiliser un graphique, ou plus précisément un abaque nommé **abaque altitude-Mach-vitesses-températures**. Cet abaque représente les courbes

d'altitude-pressure, de nombre de Mach, de vitesse-air, de vitesse conventionnelle, de température statique et de température indiquée. Sa réalisation nécessite la connaissance de la valeur du coefficient de récupération, qui permet de passer de la température indiquée à la température statique.

Un tel abaque est fourni un peu plus loin. Nous allons l'examiner et l'utiliser au moyen d'un exemple. Par ailleurs, l'annexe 3 permet de découvrir que les courbes constituant cet abaque « ne sortent pas d'un chapeau » et qu'il est facile de le reconstituer au moyen des formules de l'atmosphère type et de l'anémométrie, pour peu que l'on dispose d'un micro-ordinateur et d'un simple logiciel de type tableur-grapheur.

Notons tout d'abord que l'abaque est un graphique très pratique mais moins précis que la méthode numérique utilisant les formules. Il ne faut toutefois pas perdre de vue que le but recherché n'est pas d'obtenir la précision la plus grande possible, mais seulement une précision adaptée à la question posée. En fait, la précision fournie au pilote par un abaque est généralement suffisante.

L'abaque altitude-Mach-vitesses-températures est un moyen alternatif pratique de détermination de la vitesse-air

Par ailleurs, en comparaison avec une méthode numérique utilisant les formules, l'abaque n'offre pas l'avantage de « montrer » les modèles physiques qui conduisent étape par étape aux résultats recherchés.

Enfin, comme avec tout graphique surchargé de plusieurs faisceaux de courbes représentant plusieurs grandeurs physiques, il existe toujours un risque, surtout en vol, de mal se positionner dans les courbes, de mal se déplacer le long des courbes, de mal interpoler les valeurs lues ou de mal lire les résultats. De ce point de vue, l'utilisation d'une machine programmée (calculatrice ou micro-ordinateur) est préférable puisqu'elle restreint le risque d'erreur à la seule saisie des données du calcul. C'est pourquoi, avant de procéder à un « calcul graphique » au moyen d'un abaque, le pilote devra a priori estimer (même assez grossièrement) quel devrait être « approximativement » le résultat du calcul précis à effectuer... afin d'être en mesure de réagir immédiatement si le résultat

trouvé ne correspond pas à l'ordre de grandeur attendu, autrement dit si une erreur grossière a été commise.

L'abaque altitude-Mach-vitesses-températures possède néanmoins, outre sa facilité d'emploi, un avantage très remarquable par rapport au calcul par micro-ordinateur : il permet de visualiser, dès le premier coup d'œil, l'allure des courbes iso- V_c en fonction du niveau de vol et du nombre de Mach. Ainsi, l'abaque montre très bien que la vitesse conventionnelle diminue lorsque le niveau de vol augmente, à nombre de Mach constant. Réciproquement, l'abaque montre très bien, au premier coup d'œil, que le nombre de Mach augmente lorsque le niveau de vol augmente, à vitesse conventionnelle constante (donc, en pratique, à indication constante de l'anémomètre).

Quant à la nécessité d'estimer préalablement l'ordre de grandeur du résultat attendu, afin de détecter toute erreur grossière, cette démarche est de toute façon souhaitable pour tout type de calcul en vol ou au sol, qu'il soit effectué ou non à l'aide d'un abaque.

Examinons donc l'abaque altitude-Mach-vitesses-températures, et raisonnons sur l'exemple qui est donné dans le cartouche situé dans la partie inférieure droite de l'abaque.

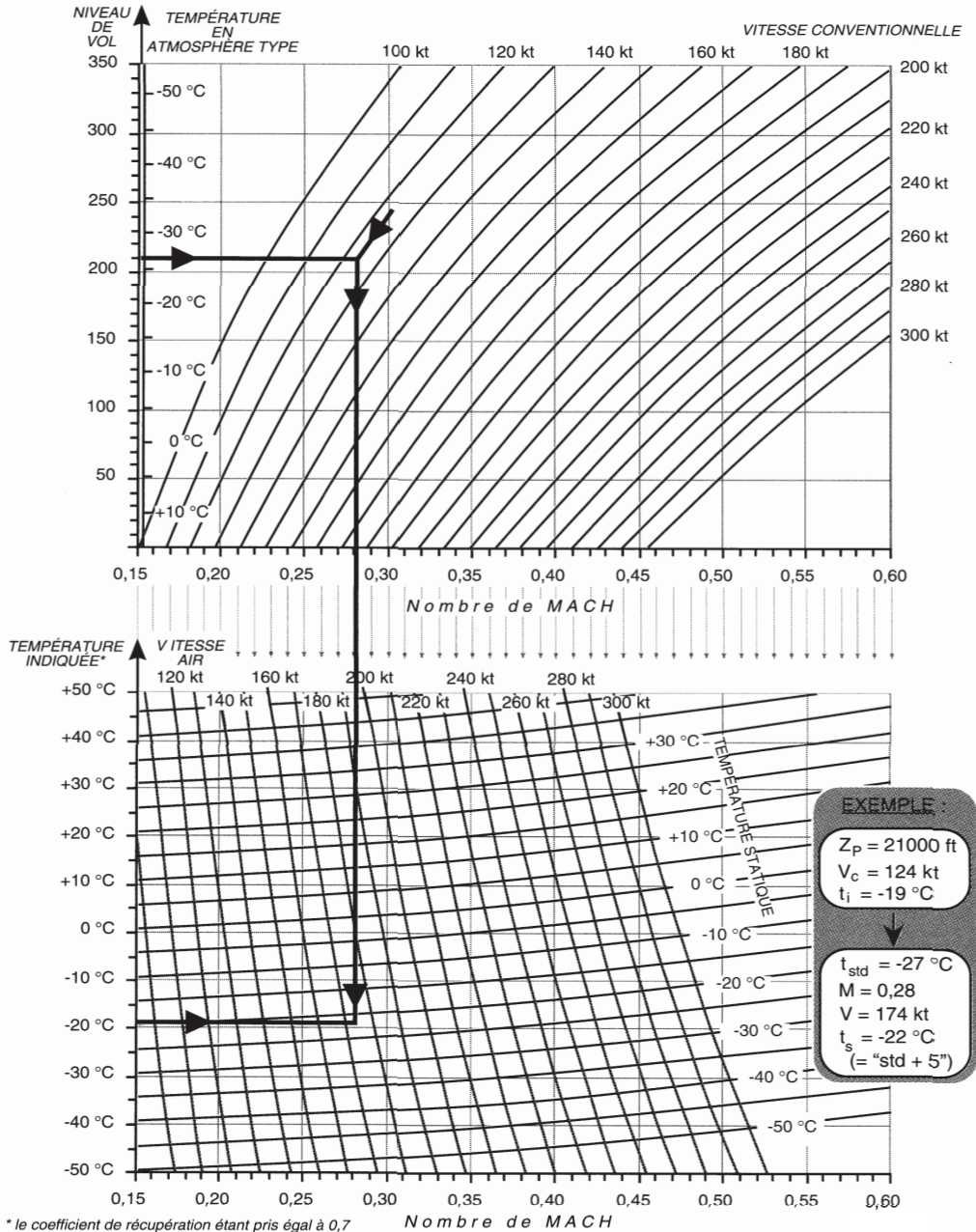


Figure III-10 : abaque altitude-Mach-vitesses-températures

Par hypothèse, dans notre exemple, le niveau de vol est le niveau 210. On entre donc dans le graphique du haut par un trait horizontal coupant l'axe vertical des niveaux de vol à la valeur 210. L'axe vertical situé juste à côté de celui des niveaux de vol indique la valeur de la température en atmosphère type, pour cette valeur de l'altitude-pressure. En l'occurrence, nous lisons -27°C . Cela veut dire que, « si l'atmosphère réelle était l'atmosphère type », la température statique vaudrait -27°C ... mais souvenons-nous que les conditions atmosphériques réelles ne sont jamais exactement identiques à celles de l'atmosphère type. En fait, cette valeur de la température en atmosphère type nous sera utile, lorsque nous aurons déterminé la valeur de la température statique, pour savoir si nous sommes « en atmosphère froide » ou au contraire « en atmosphère chaude ».

Prolongeons le trait horizontal jusqu'à intercepter la courbe correspondant à la valeur de la vitesse conventionnelle. Par hypothèse, dans notre exemple, $V_c = 124 \text{ kt}$. Prolongeons donc le trait jusqu'à intercepter la « courbe interpolée », située schématiquement « aux 4 dixièmes » entre la courbe 120 kt et la courbe 130 kt. Abaissons maintenant une verticale jusqu'à l'axe des abscisses, qui représente les valeurs du nombre de Mach : nous lisons que le nombre de Mach vaut pratiquement 0,28.

Prolongeons maintenant notre trait vertical sur le graphique du bas, jusqu'à intercepter un trait horizontal que nous tirons depuis la valeur -19°C , puisque, dans notre exemple, la température indiquée par le thermomètre de bord vaut par hypothèse $t_i = -19^{\circ}\text{C}$. Notons que l'hypothèse d'un coefficient de récupération de 0,70 a été retenue pour la réalisation de cet abaque. Le point d'intersection entre le trait horizontal et le trait vertical prolongé vers le bas nous indique à la fois la valeur de la vitesse-air, lue par « interpolation » des courbes de vitesse-air (celles qui sont presque verticales), et la valeur de la température statique, lue par « interpolation » des courbes de température statique. Ici, nous pouvons lire $V = 174 \text{ kt}$ et $t_s = -22^{\circ}\text{C}$. De cette dernière information, nous pouvons déduire que les conditions sont « standard

+ 5 », puisque nous savons déjà que la température correspondant au niveau de vol 210, en atmosphère type, est -27°C .

L'utilisation de l'abaque se révèle donc fort simple. Sa création est par ailleurs assez facile, à condition de disposer d'un micro-ordinateur et d'un logiciel capable de dessiner des courbes représentant des fonctions mathématiques. Les explications et les formules mathématiques permettant de constituer l'abaque altitude-Mach-vitesses-températures constituent l'annexe 3 de cet ouvrage.

La création de l'abaque est moins compliquée qu'il n'y paraît

Remarque :

La méthode de passage de la vitesse conventionnelle à la vitesse-air n'est correcte que si le nombre de Mach est inférieur à 1. Dans le tome 4 de cette collection, consacré aux nombres de Mach approchant 1 (haut subsonique), nous verrons qu'il est possible, dans certaines conditions de vol, de dépasser Mach 1 pour des vitesses conventionnelles inférieures à 661 kt.

Pour clore cette présentation des méthodes utilisées pour passer de la vitesse conventionnelle à la vitesse-air, il nous faut dire un mot des «plateaux de navigation», souvent appelés «computers». Les «computers» sont des règles à calcul, assez comparables aux règles à calcul utilisées par les scientifiques jusqu'à la fin des années 1970 (c'est-à-dire jusqu'à l'avènement des calculatrices scientifiques programmables), mais d'un type spécifique puisque spécialement conçu pour des opérations telles que le calcul de la vitesse-air, la conversion d'unités aéronautiques, etc.

Ces «computers», qui ont été largement utilisés par les navigateurs au cours de la Seconde Guerre mondiale, n'ont plus leur place dans les postes de pilotage d'aujourd'hui. On les rencontre encore quelquefois, lors de la préparation d'examens théoriques par des élèves-pilotes, mais il ne devraient plus être utilisés. En effet, comme nous allons le voir, leur principe même de fonctionnement, pour certaines opérations, est tout à fait incorrect. En outre, comme nous allons également l'expliquer, ils ne correspondent pas à un objectif souhaitable en matière de formation des pilotes.

Les «plateaux de navigation» (ou «computers») ne doivent plus être utilisés car certaines des méthodes qu'ils mettent en œuvre sont incorrectes

Prenons tout d'abord un exemple concret, qui concerne la détermination de la vitesse-air. Pour une vitesse indiquée de 500 kt sans erreur de statique (autrement dit pour une vitesse conventionnelle de 500 kt), une altitude-presseion de 9000 ft et une température extérieure de -5 °C, le «computer» donne pour résultat une vitesse-air de 570,5 kt. Or, dans de telles conditions, le calcul correct (effectué au moyen des formules fournies dans ce chapitre, selon la démarche expliquée par la figure III-8) indique que la vitesse-air vaut 557,5 kt. Le «computer» commet donc une erreur de 13 kt. Cette erreur est inacceptable pour un instrument qui prétend être précis et dont le manuel d'utilisation, en outre, n'explique pas pourquoi une telle erreur est commise.

**Le «computer»
calcule
la vitesse-air
au moyen de
la loi de Bernoulli...**

L'explication de cette erreur est pourtant simple : comme toutes les règles à calcul, il ne peut réaliser que des opérations simples de type multiplication ou élévation à une puissance. En l'occurrence, le «computer» fait appel, pour le calcul de la vitesse-air, à la formule de Bernoulli. Il s'agit effectivement d'une formule qui peut être traduite par une règle à calcul puisque l'«équivalent de vitesse» qu'il utilise comme intermédiaire de calcul est une fonction numérique simple de cette unique variable (voir annexe 4). L'erreur commise par le «computer» est en fait l'erreur commise par la formule de Bernoulli lorsqu'on l'applique, à vitesse élevée ou relativement élevée (au-delà d'environ 150 ou 200 kt) à un gaz compressible tel que l'air. De par leur principe même, les règles à calcul ne sont pas adaptées à la traduction d'expressions plus complexes telles que les deux formulations de la loi de Saint-Venant mises en œuvre pour le calcul de la vitesse-air :

$$P_t - P_s = 1013,25 \left(\left(1 + 0,2 \left(\frac{V_c}{661,48} \right)^2 \right)^{3,5} - 1 \right)$$

$$\text{et surtout } M = \sqrt{5 \left(\left(\frac{P_t}{P_s} \right)^{2/7} - 1 \right)}.$$

En effet, ces deux expressions contiennent des additions (qui, au contraire des multiplications, ne peuvent se traduire facilement sur une règle à calcul par l'intermédiaire des logarithmes) et, de plus, la seconde

formulation traduit une fonction numérique de deux variables ($P_t - P_s$ et P_s) et non pas d'une seule.

Contraint d'employer la loi de Bernoulli, inadaptée au domaine des écoulements compressibles, le «computer» est incapable de fournir une valeur correcte de la vitesse-air dans ce domaine. Certes, le manuel d'utilisation du «computer» fournit des tables de correction destinées à corriger l'erreur commise, mais l'existence même de ces tables complémentaires, non intégrées au «computer» lui-même et noyées quelque part au milieu de sa documentation, souligne le défaut fondamental de cet instrument : un pilote qui partirait voler sans le manuel d'utilisation du «computer» ne pourrait en aucun cas effectuer la nécessaire correction de l'erreur commise par son «computer».

... et corrige
l'inévitable erreur
au moyen de tables
extérieures au
«computer»

Citons un autre problème fondamental et encore plus inacceptable caractérisant le «computer» le plus souvent rencontré : il prétend déterminer l'altitude vraie à partir de l'altitude lue sur l'altimètre, par la prise en compte de la température à l'altitude où se trouve l'avion. Le principe même de cette détermination est grossièrement incorrect puisque, comme nous l'avons expliqué dans le chapitre II, la détermination de l'altitude vraie nécessiterait la connaissance de la température non seulement à l'endroit où se trouve l'avion mais aussi dans chacune des «tranches infiniment minces» d'atmosphère situées entre le sol et l'avion (attention aux couches d'inversion de température !).

D'autres erreurs
fondamentales,
dans ses principes
et dans sa
documentation,
disqualifient
le «computer»

Le «computer» est caractérisé par d'autres aberrations encore, telles que la prise en compte d'une valeur constante (une valeur «moyenne» commune à tous les avions) du coefficient de récupération des thermomètres de bord, hypothèse pour le moins simplificatrice et au demeurant non mentionnée par la documentation, qui parle par ailleurs d'«*erreur causée par le frottement, c'est-à-dire par la compressibilité*» (alors que l'échauffement est dû à la compression de l'air et non au frottement contre la sonde).

Terminons par une remarque concernant les opérations de conversion d'unités proposées par le «computer». Ce sont là des opérations simples (de simples multiplications) pour lesquelles le computer paraît bien adapté. En fait, les surcharges entraînées par les indications de conversion des «IMP. GAL, U.S. GAL., STAT. M., YARDS» (entre autres) sont plus dangereuses qu'utiles : elles encombrant le «computer» en rendant plus difficile la lecture de son échelle logarithmique extérieure. Plus fondamentalement, ce type d'opération ne peut être mis en œuvre que par des personnes agissant de façon mécanisée. En effet, l'apprentissage et l'utilisation de ce type d'opération ne sont pas intuitifs : cette fonctionnalité de conversion d'unités nécessite un entraînement et une pratique assidue, qui rendent inévitable la «mécanisation» de l'utilisateur. Or, cette «mécanisation» présente deux dangers :

- après un arrêt prolongé de la pratique du «computer», l'utilisateur peut ne pas se souvenir parfaitement de la procédure de conversion (il peut par exemple se tromper dans le calage d'une couronne par rapport à l'autre, ce qui conduit évidemment à un résultat faux);
- l'utilisateur «mécanisé» finit par perdre sa capacité de jugement, parce qu'il oublie ce qu'il y a derrière son geste mécanique. Bien souvent, il ne cherche plus à déterminer préalablement un ordre de grandeur du résultat recherché : en cas d'erreur de manipulation conduisant à un résultat grossièrement faux, il n'est généralement pas en mesure de détecter l'erreur commise.

Il n'est pas exagéré de dire que le jugement du pilote est le moyen dont il dispose pour se maintenir en vie. La mécanisation, qui est l'opposé du jugement, doit être bannie. Il faut en effet réaliser que l'accident qui tue n'est jamais décrit dans le manuel de vol. Pour cette raison et compte tenu des autres défauts rédhibitoires précédemment exposés, les «computers» ne doivent plus être utilisés.

**L'utilisation du
«computer» incite à
la «mécanisation»...**

**... qui est
le plus sûr ennemi
du pilote**

■ La centrale anémobarométrique

Pour clore ce chapitre consacré à la pratique de l'anémométrie, il nous reste à dire quelques mots d'un système qui équipe tous les avions de transport modernes : il s'agit de la **centrale anémobarométrique**, souvent appelée ADC (pour *Air Data Computer*).

Cette centrale anémobarométrique est un calculateur qui reçoit les entrées de base de l'anémométrie : P_t , P_s , et la température d'impact. À partir de ces données, la centrale anémobarométrique corrige P_s de l'erreur de statique (en utilisant, au besoin, la valeur de l'incidence) et calcule, notamment, la vitesse conventionnelle, l'altitude-pression, la température statique, le nombre de Mach, la vitesse verticale, et bien sûr la vitesse-air.

Ces sorties du calculateur servent en premier lieu à informer le pilote pour la conduite du vol de l'avion. Certaines sorties sont également utilisées par le pilote automatique, et certaines agissent sur la régulation des moteurs. La centrale anémobarométrique envoie aussi le niveau de vol à l'alticodeur du transpondeur radar et elle alimente l'enregistreur de vol (communément appelé « boîte noire »).

Notons que les capteurs sont les mêmes quel que soit le niveau de sophistication du traitement des données de base, autrement dit que l'avion soit équipé ou non d'une centrale anémobarométrique : le tube de Pitot, la prise de pression statique, la sonde de température d'impact.

La centrale anémobarométrique effectue tous les calculs et les corrections nécessaires...

... mais les capteurs sont les mêmes que sur les avions moins sophistiqués

LA SUSTENTATION

Pour le scientifique, l'aérodynamique est la branche de la mécanique des fluides qui s'intéresse à l'écoulement de l'air autour d'un objet en mouvement. Pour le concepteur d'avions, l'aérodynamique est une science qui recherche la forme « idéale » d'un objet, dans le but d'obtenir les meilleures performances pour l'exécution d'une mission donnée. Enfin, pour le pilote d'avion, l'aérodynamique représente un ensemble de connaissances destinées à améliorer son comportement non seulement face à des situations normales (correspondant à des probabilités élevées d'occurrence) mais aussi et surtout en cas de situations dégradées donc difficiles, dont la probabilité est faible mais jamais nulle.

Dans la pratique, aussi bien pour le concepteur d'avions que pour le pilote, le comportement aérodynamique de l'avion sera analysé essentiellement au travers des deux phénomènes aérodynamiques de base que sont la **portance** et la **traînée**.

IV.1. La portance et la traînée

Avant d'étudier dans le détail ces deux phénomènes fondamentaux, nous pouvons déjà les définir d'une façon très simple : lorsqu'un objet (généralement une aile, ou un avion) se trouve placé dans un écoulement aérodynamique, il apparaît une force appelée **résultante aérodynamique**, traditionnellement décomposée en une **portance** et une **traînée**.

Une force, appelée **résultante aérodynamique**, apparaît lorsqu'un objet est placé dans un écoulement aérodynamique...

La **portance** est une force située dans un plan perpendiculaire à la direction de l'écoulement, qui permet généralement de compenser la force de pesanteur (elle la compense exactement dans le cas d'un vol

... on la décompose en une portance (perpendiculaire à l'écoulement)...

**... et une traînée
(dans la direction de
l'écoulement)**

rectiligne en palier). **La traînée est une force de résistance à l'avancement dans l'air**, qui est dans la direction de l'écoulement donc perpendiculaire à la portance.

Schématiquement, l'art de l'aérodynamicien concepteur d'un avion est de maximiser la portance tout en minimisant la traînée. Pour le pilote, il va s'agir plutôt d'amener l'avion d'un point à un autre en le maintenant dans un domaine de vol où la traînée sera raisonnablement faible, de manière à assurer en sécurité un vol économique (c'est-à-dire un vol caractérisé à la fois par une consommation de carburant pas trop élevée et une vitesse pas trop faible).

**La portance est le
phénomène de base
de la sustentation...**

Nous allons, dans un premier temps, nous intéresser à la portance et au phénomène qui est la cause de son existence.

**... tandis que
la traînée est un
phénomène
secondaire**

Il faut bien comprendre que la traînée, au contraire de la portance, est un phénomène secondaire. D'une part, en effet, la traînée résulte elle-même, en grande partie, de la portance. D'autre part, la traînée s'exerçant sur un avion en vol est une force toujours beaucoup plus faible que la force de portance (contrairement à ce que laissent supposer les schémas de certains ouvrages, dont les vecteurs représentant la traînée ont une taille tout à fait comparable à celle des vecteurs représentant la portance). On peut dire que l'aviation existe parce qu'il a été possible de construire des objets spécialement « profilés », pour lesquels le phénomène de traînée est secondaire tandis que la portance est bel et bien le phénomène fondamental résultant de la vitesse d'avancement dans l'air.

En effet, l'avion vole avant tout grâce à la portance, puisque c'est la portance qui s'oppose au poids de l'avion. En palier rectiligne, qui est le cas normal de vol en croisière, la portance est exactement égale et opposée au poids.

La traînée n'est qu'un phénomène secondaire et « parasite », qui résulte uniquement de certains « défauts » de l'atmosphère et des imperfections inévitables affectant la fabrication des avions. La traînée est une force

toujours faible par rapport à la portance; elle est fonction du type d'aéronef et généralement comprise, en situation normale de vol, entre $1/8^{\circ}$ de la portance (monomoteur léger) et $1/60^{\circ}$ de la portance (planeur moderne).

La traînée est toujours très inférieure à la portance

IV.2. Le tourbillon de Prandtl, cause de la portance

La portance est quelquefois présentée par l'intermédiaire d'expériences simples telles que la mise en évidence de la force ressentie vers le haut par une main sortant de la portière d'une automobile en marche, ou la mise en évidence de la force qui soulève une feuille de papier tenue dans un plan vertical lorsque l'on souffle le long de cette feuille dans le même plan vertical. On peut aussi mettre en évidence la force de portance dans un écoulement liquide, en observant par exemple la déviation, sous un robinet, d'une petite cuiller tenue verticalement, côté bombé contre le filet d'eau.

Des expériences simples mettent en évidence l'existence du phénomène physique de portance

Au-delà de ces simples constatations expérimentales, nous avons besoin de connaître de manière approfondie le pourquoi et le comment du phénomène de portance. Plus généralement, nous voulons comprendre comment s'effectue l'écoulement autour d'une aile.

Comment faire ? Plutôt que d'observer un écoulement réalisé en soufflerie, ce qui ne permettrait que de constater les phénomènes existants, nous allons au contraire bâtir un véritable raisonnement scientifique, étape par étape, qui nous fera mieux comprendre les phénomènes. Nous commencerons par étudier le cas très simple d'un profil cylindrique placé dans l'écoulement d'un gaz parfait non visqueux, puis nous nous rapprocherons petit à petit de la réalité plus complexe du vol de l'avion. À chaque étape, nous examinerons l'écoulement tel que modélisé et tracé par ordinateur, compte tenu des caractéristiques de l'objet placé dans l'écoulement et compte tenu de l'écoulement lui-même.

Un écoulement modélisé permet de comprendre pourquoi la portance existe et comment elle se manifeste

■ Écoulement théorique en gaz parfait non visqueux

On considère
d'abord le cas
le plus simple, celui
d'un cylindre de
révolution...

Commençons donc par réfléchir au cas le plus simple, celui d'un **cylindre de révolution**. Cela ne veut pas dire que le cylindre tourne (et nous ne le ferons pas tourner), mais, simplement, qu'il s'agit d'une surface engendrée dans l'espace par la rotation d'une droite autour d'un axe qui lui est parallèle. Plaçons ce cylindre dans une position telle que son axe soit perpendiculaire à un écoulement d'air, considéré en première approximation comme un gaz parfait non visqueux.

Avant de dire ce qu'est un gaz parfait non visqueux, rappelons que fixer un objet dans un écoulement d'air caractérisé par une certaine vitesse, relativement à un référentiel donné (par exemple lié à l'observateur), est pratiquement équivalent à faire avancer l'objet à la même vitesse dans une masse d'air immobile par rapport à ce repère, comme nous l'avons expliqué dans le chapitre III en introduisant la notion de point d'arrêt.

... placé dans
l'écoulement d'un
gaz considéré
comme parfait et
non visqueux

Un gaz parfait est un gaz qui obéit à l'*équation d'état des gaz parfaits*, expliquée au chapitre II. Aux pressions élevées et aux températures faibles, lorsqu'un gaz tel que l'air approche de son point de liquéfaction, il n'y obéit plus et les physiciens disent qu'il ne s'agit pas d'un gaz parfait. Mais, pour les aérodynamiciens, l'air est toujours considéré loin de son point de liquéfaction : il obéit à l'équation d'état. Toutefois, il existe des frottements entre tubes de courant adjacents, qui traduisent la viscosité de l'air. Pour cette raison, les aérodynamiciens considèrent généralement que l'air n'est pas « parfait » : disons plutôt que c'est un gaz parfait mais visqueux.

Dans un premier temps, nous allons considérer quant à nous que l'air est un gaz parfait non visqueux, c'est-à-dire un gaz parfait dans lequel les tubes de courant sont parfaitement indépendants. En particulier, si la vitesse des molécules dans un tube de courant donné devient supérieure à la vitesse des molécules dans un tube adjacent, alors le

tube le plus rapide ne doit avoir aucun « effet d'entraînement » — donc d'accélération — sur le tube le plus lent, et, réciproquement, le tube le plus lent ne doit pas ralentir le tube le plus rapide.

Nous verrons plus loin que la réalité est légèrement différente, et qu'il convient plutôt de considérer l'air comme un gaz parfait visqueux. Pour le moment, le fait de négliger les réactions entre tubes voisins (autrement dit le fait de supposer l'air non visqueux) nous permet d'effectuer la détermination exacte des tubes de courant par le calcul, moyennant l'hypothèse d'un cylindre de révolution de longueur infinie (nous abandonnerons cette hypothèse, purement théorique, lorsque nous examinerons le cas de l'aile d'un avion).

Si, de plus, le cylindre est de longueur infinie, le tracé exact des tubes de courant est possible par le calcul théorique

■ Visualisation de l'écoulement par le calcul

Le calcul proprement dit sort du propos de cet ouvrage, mais nous allons en donner les résultats sous la forme du tracé par ordinateur des tubes de courant. En chaque point, le calcul permet de connaître les caractéristiques du tube de courant, notamment les valeurs de la vitesse et de la pression. Ces résultats peuvent être fournis par des procédés mathématiques classiques, mais uniquement à condition que des hypothèses simplificatrices aient été adoptées. Dans le cas d'un avion complet, ou même simplement d'une aile réelle de forme et de construction inévitablement complexes (en raison notamment de la présence de dispositifs spéciaux au bord d'attaque et au bord de fuite), les ordinateurs — même les plus puissants — ne suffisent plus, et l'aérodynamicien devient un artisan qui a besoin d'une soufflerie pour peaufiner expérimentalement les formes en étudiant l'influence de nombreuses variantes sur l'écoulement.

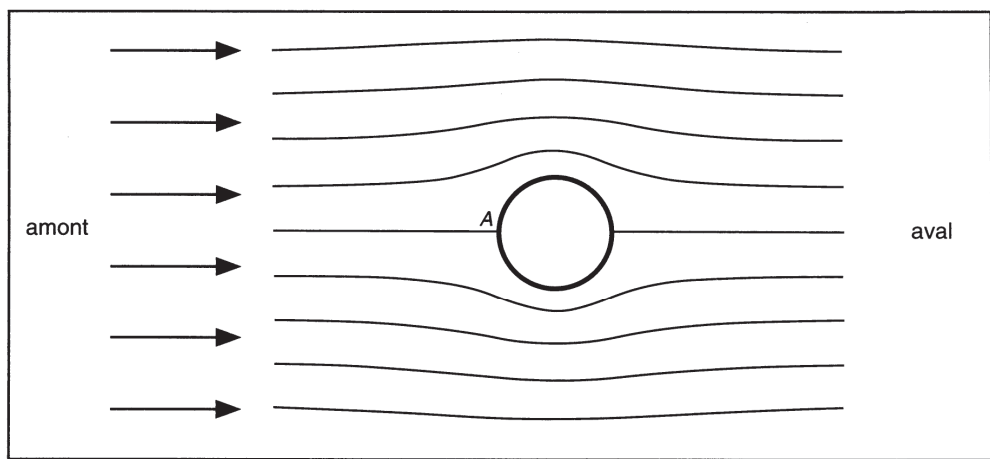


Figure IV-1 : écoulement autour d'un cylindre de révolution

L'ordinateur permet, dans ce cas théorique, de visualiser les lignes de courant correspondant aux tubes de courant

Examinons la figure IV-1, qui reproduit le tracé par ordinateur de l'écoulement autour d'un cylindre de révolution de longueur infinie, selon une vue en coupe transversale. Les lignes qui contournent le cylindre visualisent le trajet des molécules gazeuses constituant l'air. On les appelle **lignes de courant**. Chaque ligne de courant représente en quelque sorte le « centre » d'un tube de courant. Plus exactement, une ligne de courant matérialise la limite (au sens mathématique) d'un tube de courant lorsque sa section devient infiniment petite. La ligne de courant arrivant au point d'arrêt A correspond à un tube de courant qui se divise en deux (un tube longe l'extrados, un autre longe l'intrados).

Dans le tube de courant qui se dirige depuis l'**infini amont** vers l'axe du cylindre, les molécules du mélange gazeux constituant l'air ralentissent progressivement à l'approche du cylindre, jusqu'à finalement s'arrêter au contact de la paroi. En effet, il ne peut en être autrement puisque, d'une part, ce tube de courant n'est pas dévié et que, d'autre part, les molécules ne peuvent pas aller au-delà de la paroi du cylindre.

Ce tube de courant très particulier marque la séparation entre la partie de l'écoulement déviée vers le haut (qui contourne le cylindre par

l'extrados) et celle déviée vers le bas (qui contourne le cylindre par l'intrados). Le point A où le tube de courant rencontre le cylindre est bien un **point d'arrêt** tel que nous l'avons défini dans le chapitre III. Ainsi, la vitesse en ce point A est nulle parce que ses composantes tangentielle à la paroi et normale à la paroi sont nulles :

- la composante tangentielle est nulle par nécessité physique de symétrie par rapport au plan horizontal;
- la composante normale est nulle par nécessité physique de continuité du module du vecteur vitesse.

La loi de Saint-Venant, appliquée au point A , permet de calculer la pression qui est la **pression d'arrêt**, également appelée **pression totale** ou **pression génératrice de l'écoulement**. Cette pression totale est plus élevée en A , car toute l'énergie cinétique a été « transformée en pression ». Dans cette zone du point d'arrêt A , le tracé montre un élargissement très perceptible entre les lignes de courant.

Observons maintenant le tracé des lignes de courant au-delà du point d'arrêt A , c'est-à-dire vers l'aval.

**Au point d'arrêt A ,
la vitesse est nulle...**

**... et la pression est
la pression d'arrêt**

**Près du
point d'arrêt A ,
les lignes de courant
sont plus espacées
(la pression
augmente)**

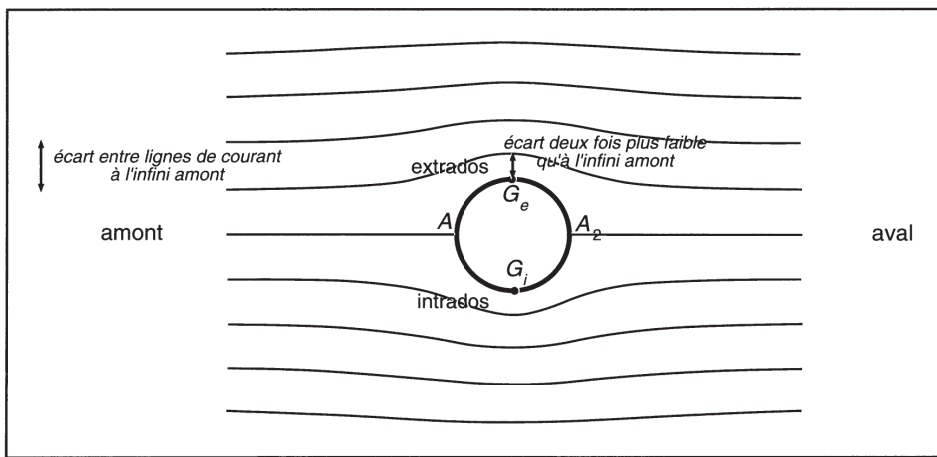


Figure IV-2a : écart entre les lignes de courant

**À l'intrados
et à l'extrados,
les lignes de courant
se resserrent
(la pression
diminue)**

Jusqu'à la verticale passant par l'axe du cylindre, les lignes de courant se resserrent aussi bien à l'extrados qu'à l'intrados. En d'autres termes, les tubes de courant « se rétrécissent » (leur section diminue). Ils sont plus étroits que loin en amont du cylindre, ce qui signifie que, sur une surface très large des parois d'extrados et d'intrados, la pression est inférieure à la pression atmosphérique ambiante (la pression diminue puisque la section diminue, comme expliqué au chapitre III).

Il existe, près du cylindre, quatre lieux notés S_1 , S_2 , S_3 , S_4 sur la figure IV-2b, où l'écart entre les lignes de courant est égal à l'écart entre les lignes de courant à l'infini amont. Le tracé par ordinateur montre que ces quatre points sont disposés à 120 degrés à l'intrados et à l'extrados. En ces points, la pression est égale à la pression atmosphérique ambiante. Une application de cette propriété est le positionnement, sur le fuselage des avions, dans des zones correspondant à ces points, des prises de pression statique dont il a été question précédemment.

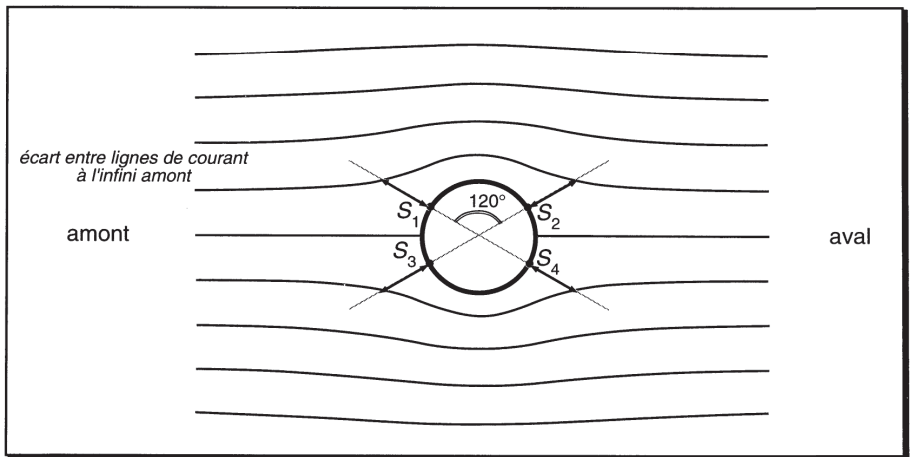


Figure IV-2b : lieux où l'écart entre lignes de courant est le même qu'à l'infini amont

Sur les droites génératrices d'extrados et d'intrados, notées G_e et G_i sur la figure IV-2a, la vitesse de l'écoulement atteint sa valeur la plus élevée. Si l'on observe attentivement la figure, on constate que l'écart entre les lignes de courant apparaît, à ces deux endroits, deux fois plus faible qu'à l'infini amont. Le calcul, que nous ne donnons pas, indique que l'écart est exactement deux fois moindre, autrement dit que la section des tubes de courant est deux fois plus petite qu'à l'infini amont. Cela signifie aussi que la vitesse de l'écoulement est double le long de la génératrice d'extrados G_e et de la génératrice d'intrados G_i .

La figure IV-2a montre également qu'un tube de courant très éloigné de l'axe du cylindre est peu dévié. À l'intérieur d'un tel tube, les molécules gazeuses s'écoulent presque en ligne droite. Cela veut dire que l'objet se comporte véritablement comme une obstruction de l'écoulement, lequel est obligé de contourner l'objet. Et puisque les lignes de courant sont un peu plus serrées dans la zone du contournement, même lorsqu'elles sont situées assez loin au-dessus de l'extrados ou au-dessous de l'intrados, la vitesse est nécessairement plus élevée et la pression est plus faible (selon les règles de variation expliquées au III.1).

Lorsque l'écoulement a franchi le plan perpendiculaire à l'écoulement contenant la génératrice supérieure G_e , la section des tubes augmente à nouveau pour retrouver à l'infini aval sa valeur initiale de l'infini amont. On constate qu'il existe même un second point d'arrêt, et que la symétrie est donc parfaite non seulement par rapport au plan horizontal passant par l'axe du cylindre mais aussi par rapport au plan vertical passant par cet axe, ce qui était nettement moins prévisible. Au second point d'arrêt, noté A_2 sur la figure IV-2a, la pression est très élevée. Plus précisément, la pression en A_2 est la même qu'au premier point d'arrêt A . En A_2 , la surpression pousse évidemment le cylindre vers l'avant (c'est-à-dire vers l'amont de l'écoulement), mais cette poussée est parfaitement équilibrée par la poussée vers l'arrière (vers l'aval) créée par la surpression au premier point d'arrêt A .

Il existe une parfaite symétrie à la fois par rapport à un plan horizontal et par rapport à un plan vertical...

**... il ne peut donc y
avoir de portance !**

Il résulte de la symétrie de l'écoulement, par rapport au plan horizontal passant par les deux points d'arrêt, que... l'écoulement ne crée aucune portance ! En effet, la dépression engendrée dans la région des survitesses de l'extrados est égale à celle engendrée dans la région de l'intrados qui lui est symétrique.

... ni de traînée !

Quant à la symétrie par rapport au plan vertical passant par les génératrices G_e et G_i , qui s'applique notamment à la répartition des pressions, elle implique... qu'il n'existe pas de traînée !

En conclusion, il apparaît qu'un écoulement non visqueux autour d'un cylindre de révolution de longueur infinie, en gaz parfait, n'engendre

- ni portance (ce qui ne surprend pas)
- ni traînée (ce qui était moins facile à deviner).

Il nous faut donc rechercher un moyen de faire naître une portance (quitte à faire aussi apparaître une traînée), afin de nous rapprocher du cas concret de l'écoulement réel de l'air autour d'un avion en vol.

■ *Écoulement avec portance*

Apparaîtra-t-il une portance si l'on crée une incidence ? Cette condition, sans doute nécessaire, est-elle suffisante ?

**Il n'est pas possible
de créer une
incidence
qui ferait naître une
portance**

En fait, dans le cas du cylindre, il ne peut y avoir d'incidence compte tenu de la symétrie même de l'objet : si le courant d'air arrive d'une direction différente (mais toujours perpendiculaire à l'axe de révolution du cylindre), l'écoulement reste le même à une rotation générale près, et il n'y a pas davantage de portance ni de traînée. Il nous faut chercher autre chose...

Observons la figure IV-3, qui représente le tracé par ordinateur d'un autre écoulement autour d'un cylindre... mais avec une différence manifeste : cette fois, il existe une portance !

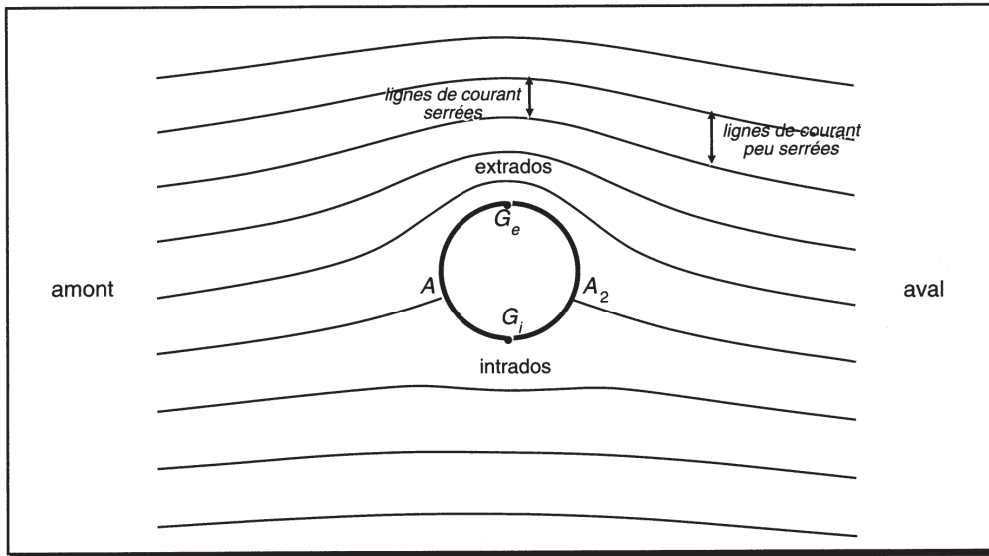


Figure IV-3 : écoulement avec portance

Il y a bien une portance puisque le tracé « serré » des lignes de courant montre que les molécules gazeuses contournant l'extrados vont plus vite que celles qui contournent l'intrados. La zone où l'écoulement est en dépression relative (autrement dit, où les lignes de courant sont serrées) est assez vaste. Enfin, et c'est une observation importante, le point d'arrêt A de l'écoulement n'est plus situé sur le rayon du cercle parallèle à la direction de l'écoulement infini amont, mais sensiblement plus bas (vers l'intrados). Par ailleurs, le second point d'arrêt A₂ est lui aussi situé nettement plus vers le bas (vers l'intrados).

Il semblerait donc que quelque chose ait « obligé » le flux d'air à contourner le cylindre par l'extrados plutôt que par l'intrados. En tout cas, la vitesse est manifestement plus élevée à l'extrados qu'à l'intrados, et donc, puisque les pressions à l'extrados sont inférieures, il y a portance positive c'est-à-dire **sustentation**.

Il nous reste à expliquer la nature de ce « quelque chose » qui oblige le flux d'air à contourner le cylindre préférentiellement par l'extrados.

La figure IV-3 correspond aux phénomènes recherchés : dépression à l'extrados et sustentation...

... grâce à l'ajout
d'un tourbillon

Le tourbillon est un
être mathématique
défini par plusieurs
caractéristiques...

En fait, pour obtenir le tracé de la figure IV-3, nous avons tout simplement fait prendre en compte par l'ordinateur l'adjonction d'un être mathématique appelé **tourbillon**.

Un tourbillon est défini par la donnée d'un point central autour duquel l'écoulement tourne en rond. Les vitesses locales sont donc toutes tangentes à des cercles concentriques, la vitesse étant par définition constante le long d'un cercle et proportionnelle à l'inverse du rayon (elle est nulle à l'infini, et tend vers une valeur théoriquement infinie au centre du tourbillon lorsque la distance au centre devient infiniment faible).

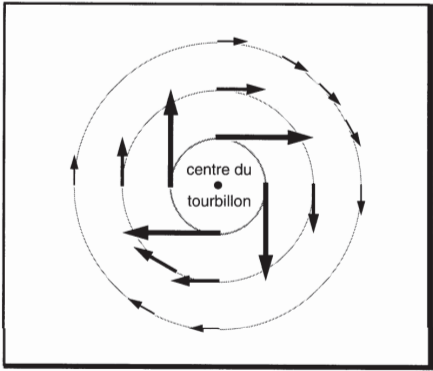


Figure IV-4 : vitesses dans un tourbillon

Les tourbillons
ont une existence
physique

La nature nous offre divers exemples de tourbillons, tels que la « sorcière » des jours ensoleillés en atmosphère instable, capable de soulever une meule de foin ou de devenir une trombe dévastatrice, ou, plus communément, la vidange d'un lavabo...

La portance
apparaît en présence
d'un tourbillon
« adéquat »
centré sur l'axe
du cylindre

Dans le cas qui nous intéresse, il a suffi, pour faire apparaître l'écoulement montré par la figure IV-3, d'ajouter par le calcul un tourbillon centré sur l'axe du cylindre. Le sens de rotation du tourbillon a bien sûr été choisi de telle sorte que la vitesse locale engendrée par le tourbillon s'ajoute à la vitesse locale de l'écoulement initial à l'extrados

et se retranche à l'intrados, comme l'illustre l'addition vectorielle de la figure IV-5.

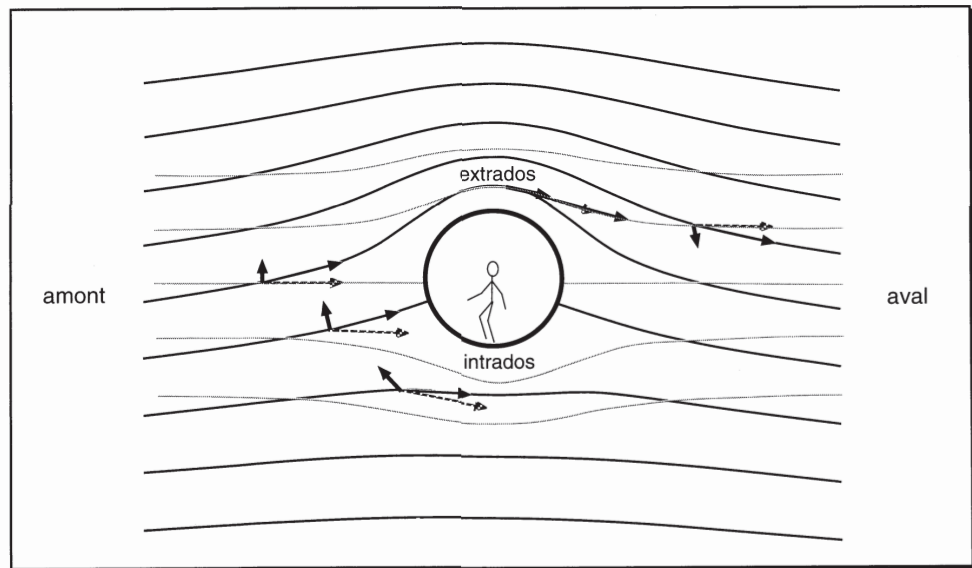


Figure IV-5 : addition vectorielle de la vitesse du tourbillon à la vitesse de l'écoulement initial

Vues par un observateur imaginaire qui serait situé à l'intérieur du cylindre, les vitesses locales du tourbillon montent lorsque l'observateur regarde vers l'avant et descendent derrière lui. Il résulte de cela que les deux points d'arrêt sont abaissés.

Attardons-nous quelque peu sur l'abaissement des deux points d'arrêt, qui est un phénomène très important parce qu'il détermine l'existence même de la sustentation.

Montrons que le tourbillon abaisse le point d'arrêt, autrement dit qu'il existe bien un point A' , situé sur la paroi du cylindre entre le lieu A du point d'arrêt en l'absence de tourbillon et la génératrice G_i , où la vitesse de l'écoulement — qui est égale à la somme du tourbillon et de l'écoulement sans tourbillon — est nulle.

La présence d'un tourbillon abaisse les deux points d'arrêt

Nous avons vu précédemment que la vitesse de l'écoulement, à l'endroit de la génératrice d'intrados G_i , en l'absence de tourbillon, est parallèle à l'écoulement et qu'elle est double de la vitesse de l'écoulement à l'infini amont. Cette vitesse est notée $2\overline{V}_{ia}$ sur la figure IV-6 ci-après. Au point A , en l'absence de tourbillon, la vitesse est nulle puisque A est défini comme étant le point d'arrêt.

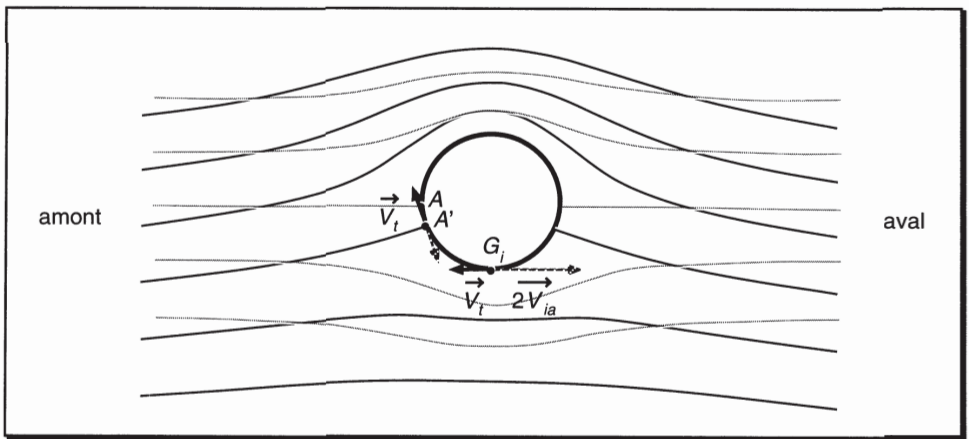


Figure IV-6 : position du premier point d'arrêt sans et avec tourbillon

Ajoutons maintenant le tourbillon. En G_i , la vitesse de l'écoulement est maintenant la composée (la somme vectorielle) de la vitesse double de celle de l'infini amont ($2\overline{V}_{ia}$) et de la vitesse du tourbillon notée \overline{V}_t , qui est elle aussi dans un plan horizontal mais qui est dirigée vers l'amont et donc se retranche à $2\overline{V}_{ia}$. À condition que la vitesse choisie pour le tourbillon soit raisonnable et reste bien inférieure à $2\overline{V}_{ia}$ à cette distance de l'axe du cylindre, la vitesse de l'écoulement avec tourbillon reste dirigée vers l'aval.

Lorsque l'on se déplace de G_i vers l'ancien point d'arrêt A , le long de la paroi du cylindre, la vitesse de l'écoulement avec tourbillon diminue puisqu'elle résulte de l'addition vectorielle

- de la vitesse de l'écoulement sans tourbillon, qui est tangente à la paroi et dirigée vers l'aval mais dont la valeur est de plus en plus petite jusqu'à devenir nulle au point A (par nécessité de continuité physique) alors qu'elle vaut $2V_{ia}$ en G_i ;
- de la vitesse \vec{V}_t du tourbillon, elle-aussi tangente à la paroi mais dirigée vers l'amont et dont la valeur est constante puisqu'elle ne dépend que de la distance à l'axe du cylindre (qui est constante).

L'addition vectorielle des vitesses de l'écoulement et du tourbillon permet d'expliquer pourquoi le tourbillon abaisse les points d'arrêt

Comme le montre la figure IV-6, il existe bien un point situé entre G_i et A , noté A' , où la vitesse de l'écoulement sans tourbillon est égale et opposée à \vec{V}_t , autrement dit où la vitesse résultante en présence de tourbillon est nulle. Avec l'ajout du tourbillon, l'ancien point d'arrêt A s'est donc effectivement déplacé vers le bas et l'aval jusqu'au nouveau point d'arrêt A' .

L'abaissement du point d'arrêt est intimement lié à l'apparition du tourbillon. Nous verrons par la suite que cet abaissement du point d'arrêt est à la base du principe de fonctionnement de l'avertisseur de décrochage de certains avions, et, surtout, à la base du phénomène de décrochage lui-même.

Ce sont en fait les deux points d'arrêt (le premier point d'arrêt, côté amont, et le second point d'arrêt, côté aval) qui se trouvent abaissés en présence du tourbillon. À cause de cet abaissement des deux points d'arrêt, il n'y a plus symétrie du « contournement » par rapport à un plan horizontal. La dissymétrie correspond à l'apparition d'une force perpendiculaire au plan horizontal, c'est-à-dire perpendiculaire à la direction de l'écoulement infini amont, et cette force aérodynamique est bien sûr la **portance**.

**Le tourbillon
a engendré
une portance,
mais toujours
pas de traînée**

**Le rotoplan est un
petit cerf-volant
qui vole grâce au
tourbillon qu'il
engendre lui-même...**

**... forçant les
molécules gazeuses
à le contourner et
créant ainsi une
sustentation**

Récapitulons : nous cherchions à créer et à comprendre un écoulement avec portance; nous avons pour le moment réussi à engendrer une portance, grâce à l'ajout d'un tourbillon. Nous n'avons toujours pas mis en évidence une quelconque traînée puisque, dans notre écoulement avec tourbillon illustré par les figures IV-3 à IV-6, il existe toujours une symétrie parfaite des lignes de courant par rapport au plan vertical passant par les génératrices G_e et G_i du cylindre. Il nous faut donc poursuivre notre démarche...

Le tourbillon n'est pas seulement un être purement mathématique, et ça n'est pas tout à fait par hasard si nous avons décidé de regarder ce que donne l'ajout d'un tourbillon à l'écoulement autour d'un cylindre. On trouve quelquefois sur les plages, l'été, un magnifique petit cerf-volant d'un type bien particulier, qui vole admirablement grâce à... un tourbillon. Ce cerf-volant est appelé *rotoplan*. Il se compose d'une dérive qui lui permet de rester face au vent et de deux axes perpendiculaires au fuselage (comme des ailes). Sur chacun de ces deux axes est montée une surface de voilure tournante dont la section a la forme d'un « S » très ouvert centré sur l'axe.

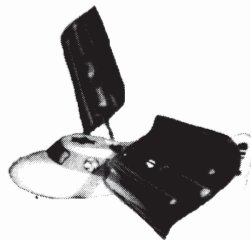


Figure IV-7 : le rotoplan

Comment expliquer le vol de ce rotoplan autrement que par le tourbillon engendré par la forme particulière des voilures, qui tournent frénétiquement dans le vent autour de leur axe ? Cette rotation se transmet aux molécules gazeuses avoisinantes et impose un contournement préférentiel par le haut... à condition que le sens de montage des voilures ait été correct. D'ailleurs, la notice du constructeur

recommande explicitement de monter les surfaces selon l'indication reproduite ci-après sur la figure IV-8.

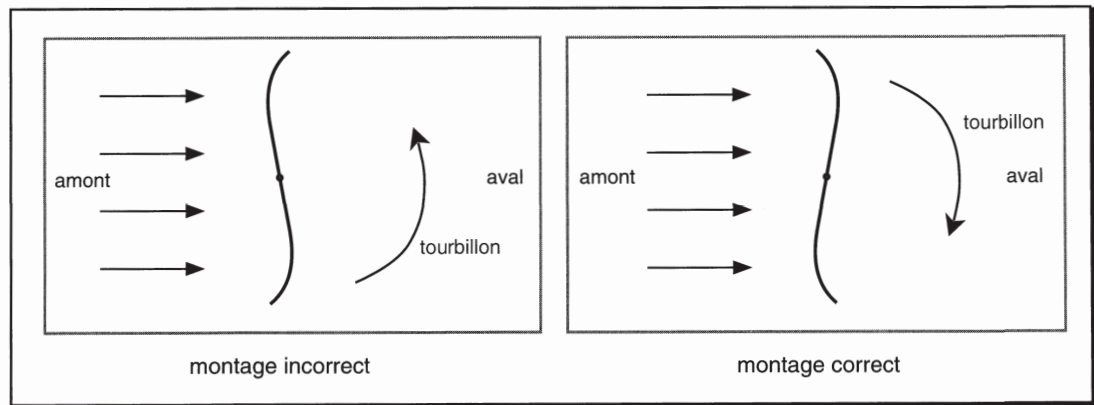


Figure IV-8 : montage des voilures tournantes du rotoplan

Ce que la notice n'explique pas, mais que nous pouvons maintenant comprendre, c'est que le tourbillon tournera bien vers l'amont à l'intrados et engendrera donc une sustentation... à condition précisément que le montage ait été effectué correctement, tandis que, dans le cas contraire, la portance sera négative et le rotoplan s'apparentera davantage à une excavatrice...

■ Génération du tourbillon dans le cas de l'avion

La question que nous nous posons naturellement, désormais, est de savoir comment il est possible de générer un tourbillon autour d'une aile d'avion, afin de créer une portance (et sans doute une traînée) sans pour autant mettre en œuvre devant l'aile une « mécanique délirante » de type rotoplan.

Avant tout, demandons-nous ce qu'est une aile ou, plus précisément, comment est obtenu le profil classique bien connu de toutes les personnes qui, de près ou de loin, s'intéressent au monde de l'aéronautique.

CLÉMENT ADER

*Ingénieur et inventeur
français (1841-1925)*

Il construisit un grand cerf-volant capable de faire voler un homme, puis, pendant la guerre de 1870, un ballon. En 1890, il réalisa l'*Eole*, un appareil « plus lourd que l'air » qu'il appela *avion*, avec lequel il réussit à s'élever de quelques dizaines de centimètres et à parcourir une cinquantaine de mètres. Incompris de ses contemporains, il dut renoncer à ses expérimentations.

**WILBUR WRIGHT
et ORVILLE WRIGHT**

*Aviateurs et constructeurs
américains d'aéronefs
(1867-1912 et 1871-1948)*
Après avoir été fabricants de bicyclettes, les frères WRIGHT s'essayèrent au vol plané en 1902. En 1903, ORVILLE réussit un premier véritable vol au moyen de leur avion, équipé de deux hélices et d'un petit moteur à explosion. En 1908, WILBUR fit en France une démonstration qui eut un retentissement considérable parmi les pionniers de l'aviation.

NIKOLAÏ JOUKOVSKI

*Aérodynamicien russe
(1847-1927)*

En 1891, il réalisa une étude complète de la dynamique du vol des oiseaux. Il construisit l'un des premiers tunnels aérodynamiques et énonça, en 1906, la loi de la portance d'une aile d'avion. Professeur, il se consacra à l'étude théorique des écoulements des fluides parfaits autour de profils d'ailes d'avion et d'hélices. En 1918, il participa, avec Tupolev, à la formation de l'aviation soviétique.

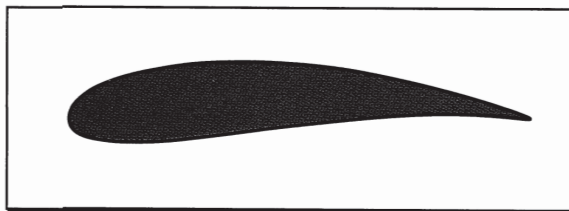


Figure IV-9 : profil d'aile « classique »

Notons que ce profil n'a pas été « inventé » par le premier aérodynamicien qui ait bénéficié de l'existence d'une soufflerie. Contrairement à une idée reçue, la théorie de l'aérodynamique du vol de l'avion a été mise au point dès la fin du XIX^e siècle, c'est-à-dire avant les premiers vols de CLÉMENT ADER (1890 et 1897) puis des frères WRIGHT (1903). En effet, dès 1877, le savant russe JOUKOVSKI avait commencé à se consacrer à l'étude théorique des écoulements des fluides autour d'objets de formes diverses, et il avait mis en évidence la possibilité de calculer la forme des lignes de courant non seulement dans le cas d'un cercle (ou d'un cylindre, dans un espace à trois dimensions) mais aussi dans le cas d'objets issus d'un cercle par certaines transformations mathématiques appelées *fonctions de variables complexes*, étudiées par le mathématicien français CAUCHY. De son côté, JOUKOVSKI a trouvé une fonction particulière qui transforme un cercle en ce profil bizarre et pourtant bien connu...

La figure IV-10 montre l'écoulement autour de l'un de ces fameux profils appelés quelquefois **profils de Joukovski**. Un tel profil est obtenu par transformation d'un cercle selon une fonction de variables complexes. On sait par conséquent calculer le tracé des lignes de courant. Nous pouvons espérer qu'un tel profil « ajoute mathématiquement » au cercle le tourbillon et donc la portance recherchée. La figure IV-10, qui reproduit le tracé de l'ordinateur (toujours dans l'hypothèse d'un gaz parfait non visqueux), est pourtant décevante : il n'existe toujours pas de portance !

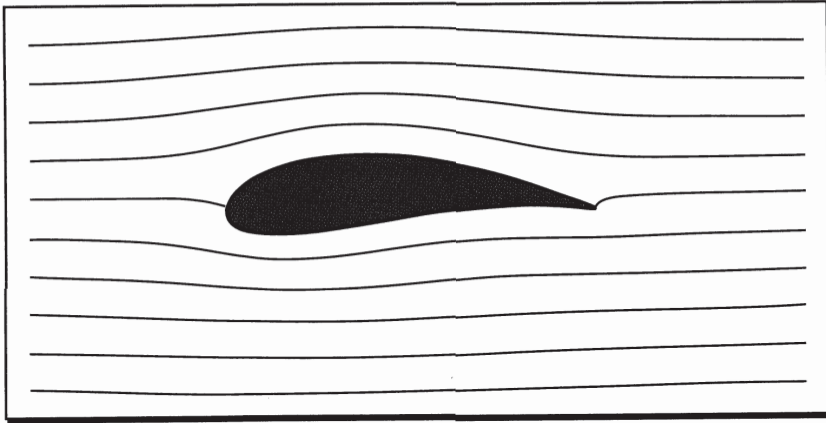


Figure IV-10 : écoulement autour d'un profil d'aile « classique »

Il n'y a effectivement aucune portance puisque les lignes de courant visibles au milieu de l'extrados ne sont pas plus serrées que celles situées au milieu de l'intrados.

Mais peut-être le lecteur a-t-il déjà trouvé le dernier ingrédient manquant : l'**incidence** !

L'incidence est définie soit par rapport à l'aile soit par rapport au fuselage. L'incidence d'une aile est l'**angle entre l'écoulement** du flux infini amont **et la corde du profil** de cette aile, la corde étant elle-même définie comme le segment joignant les deux extrémités du profil (sur le bord d'attaque et au bord de fuite). C'est cette définition qui est généralement utilisée par les aérodynamiciens. Au contraire, pour les mécaniciens du vol et les pilotes, l'incidence est mesurée par rapport à « l'axe principal d'inertie longitudinal », très voisin de l'axe du fuselage. Remarquons que l'aile est montée sur l'avion avec un **angle de calage positif**. Ainsi, en croisière à la vitesse la plus utilisée, le fuselage demeure horizontal (confort des passagers et traînée raisonnable) et l'incidence positive procure une portance qui équilibre le poids de l'avion.

AUGUSTIN CAUCHY
Ingénieur et mathématicien français (1789-1857)

Baron, il eut bien des soucis avec plusieurs gouvernements successifs. Il enseigna l'algèbre, la physique mathématique et la mécanique. Il réalisa de remarquables travaux dans de nombreux domaines des sciences physiques (élasticité, mécanique céleste) et des mathématiques. En particulier, il renouvela la théorie des équations différentielles et créa la théorie des fonctions d'une variable complexe.

Avec un profil d'aile, il n'y a toujours pas de portance...

... tant qu'il n'y a pas d'incidence

L'incidence est souvent mesurée entre l'écoulement et la corde joignant le bord d'attaque et le bord de fuite

L'angle de calage de l'aile est généralement positif...

... et l'incidence de portance nulle est généralement négative

Dans le cas de portance nulle illustré par notre figure IV-10, l'incidence de l'aile, que l'on appelle l'**incidence de portance nulle**, est légèrement négative. L'incidence serait nulle dans le cas particulier d'un profil biconvexe symétrique.

Afin d'essayer de produire une portance, créons donc une incidence positive en cabrant le profil par rapport à l'écoulement, puis observons le tracé résultant tel que peut le fournir l'ordinateur (toujours dans l'hypothèse d'un gaz parfait non visqueux).

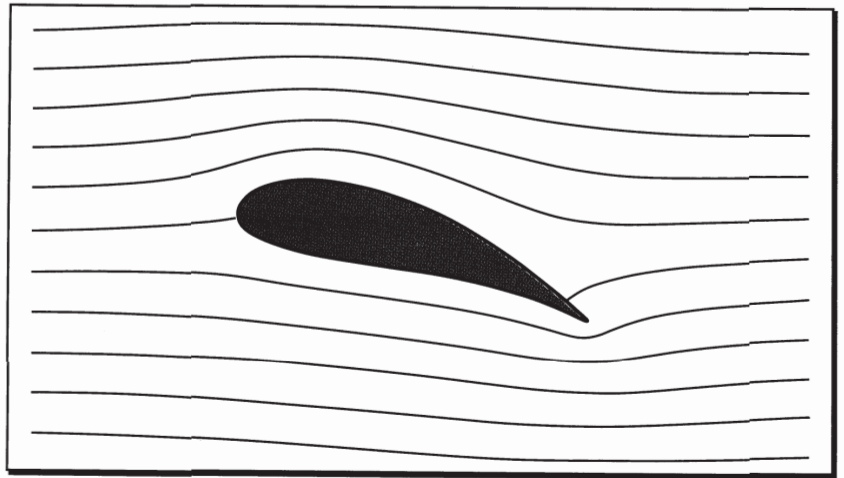


Figure IV-11 : écoulement autour d'un profil avec incidence

Même avec de l'incidence, il n'y a pas de portance...

Contrairement à ce que nous attendions, le tracé des lignes de courant ne fait toujours pas apparaître de portance ! Pourquoi ?

Regardons le tracé des lignes de courant au voisinage des deux points d'arrêt, autrement dit, puisqu'il s'agit d'un profil, au voisinage du bord d'attaque et du bord de fuite.

La ligne de courant du point d'arrêt de bord d'attaque ne s'est pratiquement pas abaissée par rapport à la position qui était la sienne

en l'absence d'incidence (cf. figure IV-10), ce qui est un peu décevant. Par ailleurs, la ligne de courant du second point d'arrêt ne part pas exactement du bord de fuite « acéré » du profil mais d'un point situé nettement en amont du bord, sur l'extrados. Enfin, on constate que la ligne de courant la plus proche de l'intrados contourne non seulement l'intrados mais aussi... le bord de fuite en remontant vers le haut juste après le bord acéré, ce qui est étrange. Cela est même physiquement impossible ! En effet, pour qu'un objet quel qu'il soit (objet matériel, molécule, simple particule, etc.) effectue un virage serré, il est indispensable qu'il subisse une force assez considérable en travers de sa trajectoire. Tel n'est pourtant pas le cas ici, puisque le tracé des lignes de courant de la figure IV-11 ne montre pas les très fortes surpressions qui devraient correspondre à ce virage serré de la ligne de courant.

**... puisque
le point d'arrêt
de bord d'attaque
ne s'est pas abaissé**

**... et que le second
ne se trouve pas
au bord de fuite**

Notre écoulement, qui est mathématiquement correct, ne peut donc pas avoir de réalité physique. En d'autres termes, nous n'avons pas encore tenu compte d'un phénomène supplémentaire, physiquement présent (puisque les avions réussissent à voler), dont nous savons seulement, pour l'instant, qu'il se traduit forcément par le recul du second point d'arrêt vers l'extrémité exacte du bord de fuite. Ce phénomène peut être mis en évidence par des essais en soufflerie.

Mais comment donc la nature s'y prend-elle pour faire reculer le point d'arrêt ?

Souvenons-nous du tourbillon de la figure IV-6 : il suffit, en fait, d'ajouter un tourbillon pour faire s'abaisser (donc reculer) le point d'arrêt !

**Il manquait
le tourbillon !**

Effectivement, si l'on ajoute par le calcul un tourbillon tel que la vitesse engendrée à l'endroit du bord de fuite soit égale à la vitesse de l'écoulement en l'absence de tourbillon et soit dirigée dans le sens opposé, on obtient par construction une vitesse exactement nulle (donc un point d'arrêt) au bord de fuite. En outre, dans ces conditions, on donne effectivement naissance à une portance comme le montre la figure IV-12 ci-après.

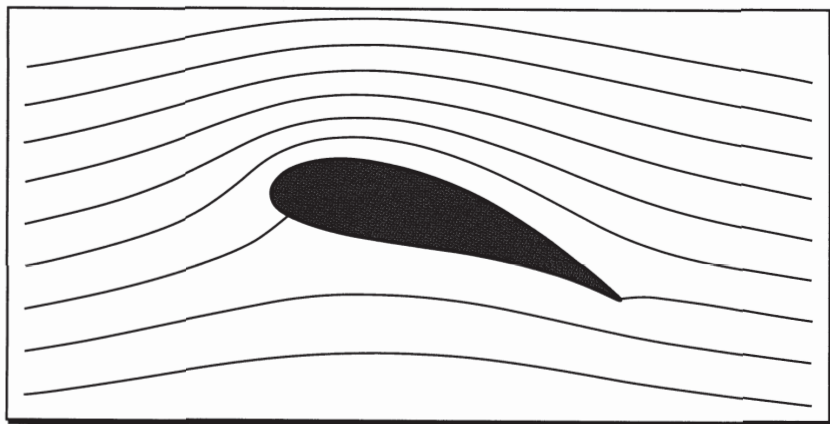


Figure IV-12 : écoulement autour d'un profil avec incidence et tourbillon

L'existence du tourbillon adéquat entraîne l'apparition, enfin, d'une portance

Il existe bien une portance puisque les lignes de courant sont sensiblement plus serrées au-dessus de l'extrados et moins serrées au-dessous de l'intrados. Les lignes de courant sont particulièrement serrées vers l'avant de l'extrados, ce qui témoigne d'une portance prépondérante de l'avant du profil. Notons que la sustentation est un phénomène global, résultant de « l'intégration » des forces de pressions locales (la pression locale est supérieure à la pression ambiante là où les lignes de courant sont moins serrées qu'à l'infini amont, et, réciproquement).

Le second point d'arrêt est au bord de fuite (par construction) et le premier est nettement plus bas

Alors que le second point d'arrêt est situé exactement au bord de fuite, par construction (c'est-à-dire par choix des caractéristiques du tourbillon), le premier point d'arrêt se retrouve quant à lui très nettement abaissé.

Le tourbillon s'enroule du bas vers le haut autour du bord d'attaque

Tout cela nous permet de comprendre que la condition physique qui empêche le flux d'air de contourner le bord de fuite se manifeste, lorsqu'il y a incidence du profil dans l'écoulement, par l'apparition d'un tourbillon tournant dans le sens attendu (vers le haut au bord d'attaque). Il faut bien retenir que l'apparition du tourbillon est provoquée par l'incidence sur le bord de fuite « acéré » de l'aile (et non pas sur le bord d'attaque).

Et c'est ce tourbillon qui engendre la portance en créant la dissymétrie du contournement, c'est-à-dire en obligeant le flux d'air à contourner l'aile préférentiellement par l'extrados.

L'apparition du tourbillon résulte de l'incidence sur le bord de fuite acéré...

Il existe une expérience simple, facile à mettre en œuvre, qui permet d'illustrer la génération d'un tourbillon au bord de fuite acéré d'un objet de forme analogue à celle d'une aile d'avion. Cette expérience consiste à faire glisser une lame de couteau sur un morceau de beurre pas trop froid donc suffisamment fluide, en appliquant à la lame de couteau une incidence convenable par rapport au « flux de beurre » que va rencontrer le bord de fuite acéré de la lame de couteau. À l'occasion de son prochain petit-déjeuner, le lecteur est invité à apprécier le magnifique tourbillon (de beurre) qui ne manquera pas de s'enrouler autour de la lame de couteau, dans le sens attendu (toujours vers le haut au bord d'attaque), sous forme d'une belle coquille comme le montre la figure IV-13.

... comme avec la coquille de beurre engendrée par l'incidence du bord de fuite acéré d'un couteau

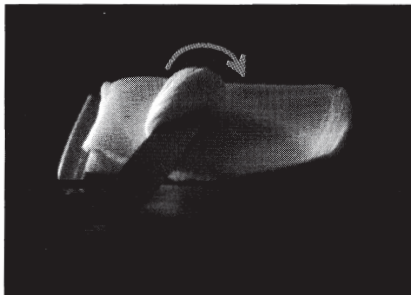


Figure IV-13 : tourbillon créé par une lame de couteau sur un morceau de beurre

Il est important de bien comprendre que l'analogie entre le couteau sur le beurre et l'aile dans le flux d'air est tout à fait valide puisqu'il s'agit, dans les deux cas, d'un tourbillon créé par une incidence au niveau d'un bord de fuite acéré. On notera que, dans le cas du couteau sur le beurre, le bord d'attaque du couteau ne rentre même pas en contact avec « l'écoulement de beurre » : c'est bien au niveau du bord de fuite que l'incidence produit le tourbillon.

C'est le tourbillon de Prandtl

LUDWIG PRANDTL
Savant allemand
(1875-1953)

Professeur, il se consacra essentiellement à la mécanique des fluides et la mécanique des solides. Il introduisit, en 1904, la notion de couche limite dans l'écoulement d'un fluide autour d'un obstacle et étudia le mécanisme des phénomènes de décollement. Il s'intéressa à l'influence de la compressibilité sur l'écoulement des gaz (1907) puis aux écoulements supersoniques. Plus tard, il énonça la loi de répartition des vitesses dans la couche limite turbulente et établit par ailleurs la théorie hydrodynamique de l'aile portante d'envergure infinie dans un fluide parfait (1919-1920).

En bout d'aile, le tourbillon se « replie » vers le fuselage : c'est le tourbillon marginal...

... qui se replie vers le fuselage par l'extrados : le tourbillon marginal est supraconvergent

Ce fameux tourbillon, qui naît au bord de fuite et s'enroule autour du profil pour engendrer la portance, porte le nom de l'aérodynamicien allemand qui, le premier, l'a décrit : c'est le **tourbillon de Prandtl**. L'histoire ne dit pas si c'est un matin, en préparant ses tartines, que Prandtl a découvert l'existence du tourbillon qui porte maintenant son nom.

■ Le tourbillon marginal

Dans le cas de l'avion, il n'est généralement pas possible de voir le tourbillon de molécules gazeuses qui s'enroule tout autour de chaque aile. En effet, il n'est pas facile de visualiser le trajet de molécules gazeuses parmi d'autres molécules gazeuses. On pourrait certes utiliser un dispositif de type fumigène, mais les vitesses locales engendrées par le tourbillon de Prandtl sont inférieures aux vitesses locales de l'écoulement sans tourbillon (même lorsque l'avion vole à basse vitesse) et le tourbillon se trouve ainsi masqué par l'écoulement général.

Le tourbillon existe réellement, néanmoins, sur toute l'envergure des ailes. L'envergure d'une aile étant forcément limitée, et la corde de l'aile, en bout d'aile, n'étant jamais négligeable, le tourbillon se replie immanquablement à l'extrémité de l'aile (que l'on appelle quelquefois le *saumon*), comme l'illustre la figure IV-14. Dans cette zone d'extrémité de l'aile, il tourne encore de l'intrados vers l'extrados par le bord d'attaque, mais le bord d'attaque est alors presque parallèle à la direction du fuselage, ce qui implique qu'il se replie vers le fuselage. Cette partie du tourbillon de Prandtl est appelée **tourbillon marginal**. Le tourbillon marginal est **supraconvergent**, ce qui signifie simplement qu'il se replie vers le fuselage par l'extrados.

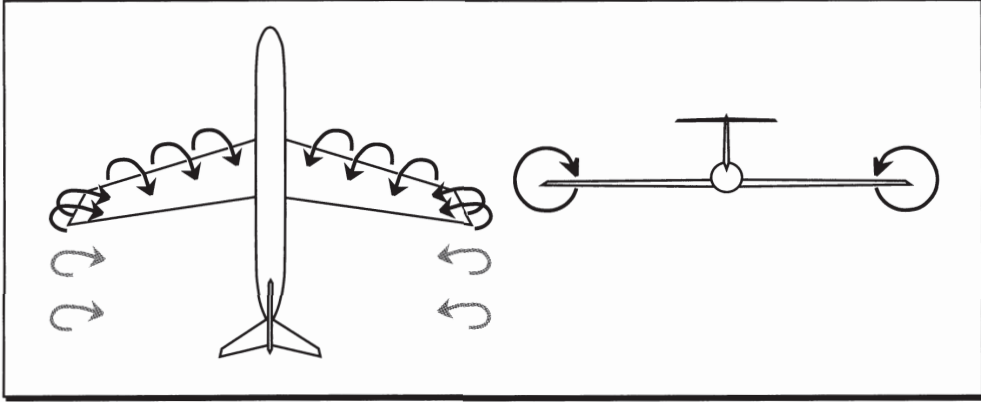


Figure IV-14 : le tourbillon marginal est supraconvergent

Attention : contrairement à une idée reçue, l'existence du tourbillon marginal et son mouvement supraconvergent ne sont pas dus à la surpression de l'intrados et à la dépression de l'extrados ! D'ailleurs, la différence de pression entre l'intrados et l'extrados est très faible, et ne pourrait en aucune façon suffire à engendrer en bout d'aile un tourbillon de l'intensité du tourbillon marginal (nous allons voir un peu plus loin que le tourbillon marginal est capable de littéralement retourner un petit avion qui suivrait de trop près un avion gros porteur). Pour que cela soit bien clair, nous allons maintenant effectuer le calcul très simple qui permet d'estimer la différence de pression régnant entre l'intrados et l'extrados.

La différence de pression entre l'extrados et l'intrados est toujours très faible...

Prenons l'exemple d'un petit biturbopropulseur du type Beechcraft 200, d'une masse d'environ 5,5 tonnes et d'une surface portante d'environ 30 mètres carrés. Dans l'hypothèse d'un vol rectiligne en palier, c'est-à-dire dans le cas particulier où la portance est égale au poids, il est facile de calculer un ordre de grandeur de la différence de pression entre l'intrados et l'extrados :

$$P_{\text{intrados}} - P_{\text{extrados}} = \frac{\text{portance}}{\text{surface portante}} = \frac{\text{poids}}{\text{surface portante}} = \frac{\text{masse} \times g}{\text{surface portante}} .$$

Dans notre exemple, pour une valeur de l'accélération de la pesanteur $g = 9,81$, la différence vaut environ 1800 pascals, soit 18 hPa. Cela représente moins de 2% de la pression statique (environ 1000 hPa) ! Bien sûr, cette valeur de 18 hPa est une valeur moyenne de la différence de pression entre l'intrados et l'extrados, la valeur maximale locale de la dépression pouvant atteindre une cinquantaine d'hectopascals vers le tiers avant de l'extrados, et la valeur locale de la surpression à l'intrados pouvant être sensiblement supérieure à la valeur moyenne de la surpression. Il n'empêche que — et c'est ce qu'il faut retenir — **la différence moyenne de pression entre l'intrados et l'extrados est de l'ordre de seulement 2% de la valeur de la pression statique.**

... et n'est pas responsable de l'existence du tourbillon marginal

Cela montre bien que la représentation « traditionnelle », qui consiste à dessiner une abondance de - - - - au-dessus de l'extrados et une abondance de + + + + sous l'intrados, est trompeuse et pernicieuse : elle tend à faire croire que la différence de pression est grande et contribue à laisser penser que le tourbillon marginal pourrait résulter de la simple différence de pression, en bout d'aile, entre l'intrados et l'extrados).

On peut bien sûr se demander comment les avions réussissent à voler dans ces conditions, avec « si peu de dépression » à l'extrados et « si peu de surpression » à l'intrados...

Le très faible écart entre dépressions et surpressions est suffisant, moyennant quelques dizaines de mètres carrés de surface portante...

C'est que, tout simplement, les surfaces portantes suffisent à équilibrer le poids des avions. Grâce à notre exemple d'un biturbopropulseur de type Beech 200, nous venons de voir que la différence moyenne de pression entre l'intrados et l'extrados n'est que d'environ 2% de la pression atmosphérique, soit environ 20 hPa, mais cette valeur, multipliée par une trentaine de mètres-carrés de surface portante, suffit parfaitement à compenser le poids d'une masse de 5 tonnes et demie dans le cas d'un vol en palier rectiligne (c'est-à-dire à facteur de charge égal à 1). Il est d'ailleurs fort heureux que la différence de pression entre l'intrados et l'extrados soit toujours faible car, si tel n'était pas le cas, les avions à structure légère ne résisteraient pas (à la sustentation). N'oublions pas que la « peau » des ailes de certains avions légers est en toile, et qu'elle

ne s'arrache pas pour autant, même lorsque le facteur de charge est sensiblement différent de 1. Il faut retenir que les différences de pression sont faibles mais suffisent à sustenter de grandes masses dès lors que des surfaces portantes de plusieurs dizaines de mètres carrés sont mises en œuvre.

De la même façon, on peut faire remarquer que la différence de pression entre l'intérieur et l'extérieur d'une cabine d'avion pressurisé n'est pas colossale (de l'ordre de 500 hPa entre la pression cabine et la pression statique à 30 000 ft, contre par exemple plus de 1000 hPa entre la pression à l'extérieur et la pression à l'intérieur d'un pneu de véhicule automobile), mais, appliquée sur une surface de l'ordre du mètre carré, cette différence de pression suffit à véritablement arracher une porte de cabine ou de soute mal fermée. Des accidents l'ont malheureusement montré, et la simple arithmétique le montre tout aussi bien : cinq cents hectopascals appliqués sur une surface d'un mètre carré correspondent à une force de 50 000 newtons, soit l'équivalent du poids d'un objet d'environ 5 tonnes ! Voilà pourquoi, lorsqu'un voyant de tableau de bord d'un avion pressurisé indique pendant le vol qu'une porte est mal fermée, le pilote doit réagir immédiatement et appliquer les procédures qui s'imposent (en l'occurrence, une dépressurisation adéquate et, simultanément, une descente d'urgence).

... de même que la faible différence de pression entre l'extérieur et l'intérieur d'une cabine pressurisée suffit à arracher une porte mal fermée.

Après cette parenthèse relative à l'ordre de grandeur des différences de pression, revenons au tourbillon marginal. Ce tourbillon appelé marginal n'est autre, il faut bien le comprendre, qu'une partie du tourbillon de Prandtl (lequel s'enroule en fait tout le long de la voilure et pas seulement aux extrémités des ailes).

Le tourbillon marginal n'est que la « partie en bout d'aile » du tourbillon de Prandtl

Ce tourbillon marginal, autrement dit la partie d'extrémité d'aile du tourbillon de Prandtl, est plus facile à voir que la partie du tourbillon proche du fuselage. Lorsqu'un avion effectue, en atmosphère humide, une violente ressource (c'est-à-dire « tire » une portance élevée), le cœur du tourbillon devient visible. Cela est facile à expliquer. Rappelons-nous que la vitesse en un point d'un tourbillon est d'autant plus grande

Le tourbillon marginal est parfois visible en atmosphère humide

que la distance à son centre est faible. Au cœur du tourbillon, les vitesses sont donc très grandes et les pressions sont en conséquence très faibles : en atmosphère humide, il se produit ainsi une condensation d'eau, et le trajet des fines gouttelettes peut alors suffire à « visualiser » le tourbillon marginal. On peut aussi apercevoir le tourbillon marginal en cas de brusque écart de portance (donc de pression) d'un endroit à l'autre d'une aile, par exemple au bord d'un volet hypersustentateur.

La forte turbulence de sillage laissée par les avions gros-porteurs résulte elle aussi du tourbillon de Prandtl

Sur un avion gros-porteur, la portance est très grande puisqu'il y a sustentation d'un avion très lourd. Cela explique pourquoi l'intensité du tourbillon de Prandtl d'un gros-porteur est à ce point phénoménale. On parle dans ce cas de **turbulence de sillage**, mais il s'agit, là encore, des effets du tourbillon de Prandtl.

La turbulence de sillage est capable de « retourner comme une crêpe » un avion de tonnage moyen qui la traverse. Il faut bien se souvenir de l'importante figure IV-14, qui montre que l'avion laisse derrière les extrémités d'ailes un flux d'air qui est tournant donc extrêmement difficile à contrôler par un pilote dont l'avion viendrait par malheur à y pénétrer. La NASA a réalisé un film impressionnant qui montre l'effet très violent du tourbillon marginal créé par un Boeing 747 sur des générateurs de fumée installés près de la piste. L'un des prototypes du bombardier de très fort tonnage B70 Walkyrie s'est écrasé après avoir littéralement retourné sur son dos un chasseur F104 qui volait en formation serrée avec lui.

■ **Le « winglet », application du tourbillon marginal**

L'ailette d'extrémité de voilure met à profit le tourbillon marginal

Le « **winglet** », en bon français **ailette d'extrémité de voilure**, est une application directe du tourbillon marginal : ce dispositif situé en bout d'aile, qui apparaît comme une petite aile montée dans un plan perpendiculaire à celui de la voilure « principale », utilise le tourbillon marginal pour créer une composante de portance vers l'avant. Cela permet en quelque sorte de diminuer la traînée en la compensant par

une force opposée, et, en conséquence, de diminuer très légèrement la consommation de carburant ou d'augmenter très légèrement la vitesse de l'avion.

Les « winglets » équipent maintenant la majorité des avions de transport commercial. Leur forme est très variable d'un avion à l'autre, mais il s'agit en général d'un véritable profil possédant un intrados et un extrados, qui est installé sur l'extrémité extrados de la voilure principale. Comme le montre la figure IV-15, l'ailette est alors soumise à la fois à l'écoulement provenant de l'infini amont, lequel est parallèle au fuselage de l'avion, et au tourbillon marginal qui est supraconvergent c'est-à-dire dirigé vers le fuselage sur l'extrados. La résultante de ces deux écoulements est dirigée vers l'arrière du fuselage, ce qui lui donne une incidence positive (angle α sur la figure IV-15). L'ailette crée donc une portance positive, dirigée vers l'avant du fuselage. La composante de cette portance sur l'axe parallèle au fuselage est bien dirigée vers l'avant, ce qui contribue à « tirer » l'avion. La traînée associée à cette portance est très faible.

L'ailette d'extrémité de voilure crée un peu de portance vers l'avant du fuselage

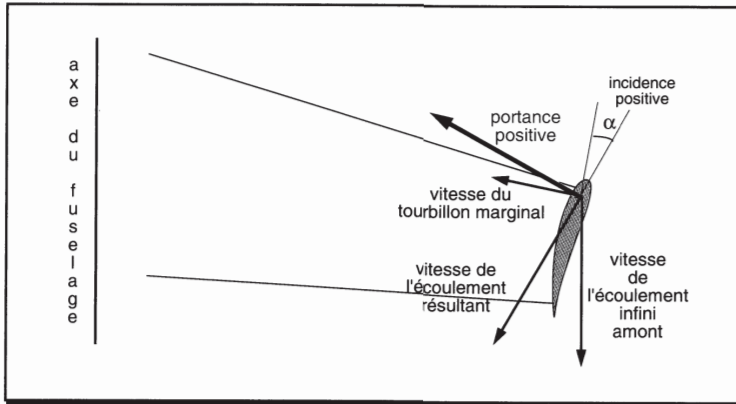


Figure IV-15 : le « winglet » (avion vu de dessus)

**La plage de calage
de l'aillette
est très limitée**

La plage de calage possible de l'aillette par rapport au fuselage est limitée. En effet, il faut que l'écoulement résultant du tourbillon marginal et de l'écoulement infini amont attaque l'aillette avec une incidence positive suffisante, correspondant à un coefficient de portance élevé (mais pas trop, car il faut éviter tout décrochage de l'aillette). Pour cela, il faut que l'angle entre la corde de l'aillette et l'axe du fuselage de l'avion ne soit pas trop grand. À l'opposé, il faut que la portance produite soit dirigée le plus possible vers l'avant plutôt que vers le fuselage, car la composante selon l'axe du fuselage ne présente aucun intérêt. Cela nécessite que l'angle entre la corde de l'aillette et l'axe du fuselage de l'avion ne soit pas trop faible.

Sur certains avions commerciaux conçus dans le courant des années 1980, les formes des ailettes d'extrémité de voilure sont quelquefois sensiblement différentes de celles illustrées par la figure IV-15. Ces ailettes un peu spéciales résultent d'ajustements empiriques effectués en soufflerie, et sont moins performantes que les ailettes de conception plus récente dont le principe repose véritablement sur l'utilisation du tourbillon marginal.

■ *La traînée induite*

**C'est le
tourbillon marginal
qui engendre la
traînée induite**

L'une des conséquences les plus importantes du tourbillon de Prandtl est que, dans le cas d'une voilure réelle donc finie (c'est-à-dire admettant des « bouts d'aile »), il existe toujours une traînée qui est induite par la portance, même en formulant l'hypothèse d'un écoulement non visqueux. Nous allons maintenant expliquer, en effet, que le tourbillon marginal créé par le tourbillon de Prandtl engendre inévitablement une traînée.

Lorsque le tourbillon de Prandtl s'incurve vers l'arrière et vers le fuselage en bout d'aile, prenant le nom quelque peu inconvenant de tourbillon marginal, il tourne comme l'a montré la figure IV-14 dans un sens supraconvergent. La totalité de l'envergure est ainsi balayée par un flux d'air dirigé de haut en bas, dont l'intensité décroît à mesure que l'on se

rapproche du fuselage puisque les vitesses engendrées en un point par un tourbillon sont inversement proportionnelles à la distance entre ce point et le centre du tourbillon. Au-dessus de l'extrados de l'aile, le flux correspondant au tourbillon marginal, c'est-à-dire au repli supraconvergent du tourbillon de Prandtl, est dirigé à la fois vers le bas et vers le fuselage. Sur l'extrados lui-même, ce flux est purement vertical et dirigé du haut vers le bas (voir figure IV-14).

Chaque tranche d'aile est donc soumise, d'une part, à « l'écoulement amont » correspondant à l'avancement de l'avion dans la masse d'air, et, d'autre part, à un flux vertical venant du haut qui est d'autant plus fort que la tranche d'aile considérée se trouve près de l'extrémité de l'aile. Or, comme le montre la partie droite de la figure IV-16a, ce flux additionnel venant du haut s'ajoute au flux infini amont pour donner un flux global résultant qui n'est plus parallèle à la direction du flux infini amont.

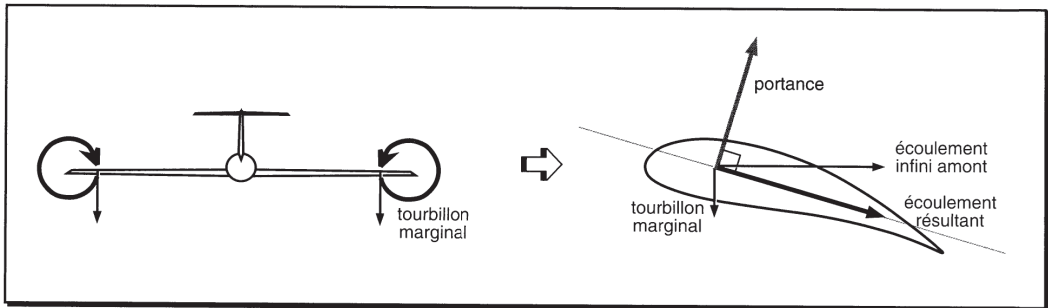


Figure IV-16a : le tourbillon marginal fait basculer la portance vers l'arrière

Notons que les divers vecteurs portés sur la figure IV-16a représentent, symboliquement, soit une force aérodynamique en un point (la portance) soit des vitesses en ce point (vitesse du tourbillon marginal, vitesses de l'écoulement infini amont et de l'écoulement résultant). Dans la réalité, les forces aérodynamiques et les vitesses existent en chacun des points du profil c'est-à-dire en chacun des points de la « peau » de l'aile (et même de l'avion), et leurs directions et leurs valeurs varient d'un point à un autre.

Le tourbillon marginal fait basculer l'écoulement résultant et donc la portance

Nous avons vu précédemment que, dans notre hypothèse d'un écoulement en air non visqueux, la résultante aérodynamique est exactement perpendiculaire au flux, comme l'est par définition la portance, puisqu'il n'y a pas de traînée. Ici, la portance n'est plus perpendiculaire à l'écoulement infini amont, elle est seulement perpendiculaire à l'écoulement résultant. De ce fait, la portance « bascule » quelque peu vers l'arrière par rapport à l'écoulement infini amont, comme le montre la figure IV-16a.

Le basculement de la portance vers l'arrière entraîne l'apparition d'une traînée : la traînée induite

Considérons maintenant, toujours dans notre hypothèse d'écoulement non visqueux, l'avion dans son ensemble. Outre la portance, l'avion est soumis à une force verticale dirigée vers le bas qui est son poids. De ce fait, comme l'illustre la figure IV-16b, la portance et le poids admettent une force résultante qui n'est plus nulle. Cette force traduit l'existence d'un « frein » à l'avancement de l'avion de l'air, c'est la **traînée induite**.

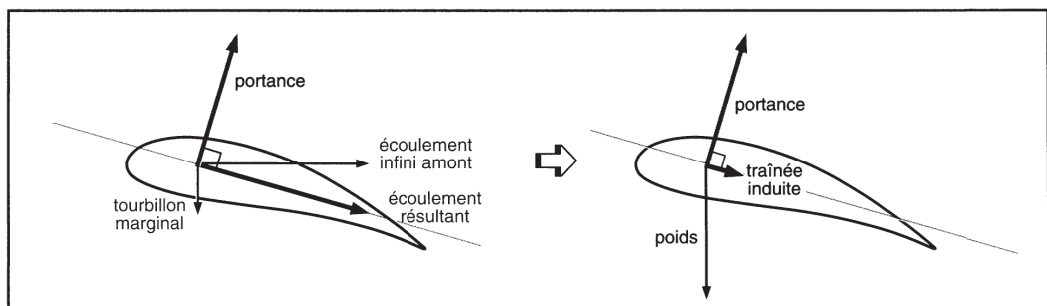


Figure IV-16b : le basculement de la portance engendre la traînée induite

La traînée induite est inévitable et ne résulte pas de la viscosité de l'air

Même en écoulement parfait non visqueux, il existe une traînée induite dès lors qu'il y a un tourbillon marginal... autrement dit dans tous les cas puisque toute aile admet nécessairement une extrémité.

Puisque la traînée induite résulte directement du tourbillon marginal, elle est d'autant plus grande que le tourbillon est intense, et d'autant plus faible que l'aile est allongée (puisque la proportion de la surface de l'aile soumise à un tourbillon marginal non négligeable est d'autant

moins grande). Un calcul assez simple, mais sortant du cadre de cet ouvrage, montrerait que **la traînée induite est proportionnelle au carré de la portance et à l'inverse de l'allongement de l'aile.**

La traînée induite est proportionnelle au carré de la portance et à l'inverse de l'allongement de l'aile

Pour terminer cette présentation de la traînée induite, notons que la forme en plan (projection de l'aile sur un plan horizontal) possède elle aussi une influence sur l'amplitude de la traînée induite. Ainsi, l'aile trapézoïdale effilée traîne moins que l'aile rectangulaire (ce qui, intuitivement, se comprend très bien puisque, à surface totale et à allongement égaux, le « bout d'aile » de l'aile trapézoïdale offre une surface relative plus faible, donc subit le tourbillon marginal sur une surface relativement plus faible). La forme en plan la plus satisfaisante, de ce point de vue, est l'aile elliptique telle que celle des avions Spitfire de la seconde guerre mondiale ou celle des avions de voltige de type Cap10.

La forme de l'aile influe sur l'amplitude de la traînée induite

■ **Influence de l'incidence et moment à incidence nulle**

La figure suivante IV-17 illustre l'influence de l'augmentation d'incidence sur l'écoulement autour d'une aile. Un calcul approprié montrerait que, pour maintenir la ligne de courant séparant le flux d'extrados du flux d'intrados exactement sur le bord de fuite acéré de l'aile lorsque l'incidence augmente, il faut que **l'intensité du tourbillon augmente de façon rigoureusement proportionnelle à l'incidence.** Ceci se répercute au niveau du bord d'attaque, par un glissement sensible du premier point d'arrêt vers l'aval de l'écoulement le long de l'intrados.

L'intensité du tourbillon de Prandtl est proportionnelle à l'incidence

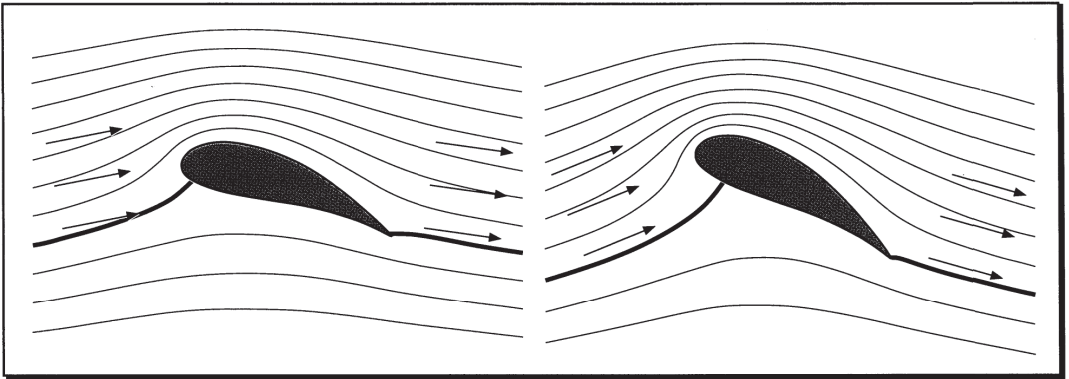


Figure IV-17 : influence de l'augmentation d'incidence sur l'écoulement

On notera que la ligne de courant qui arrive de l'infini amont vers le premier point d'arrêt est davantage déviée vers le haut sur la partie droite de la figure IV-17 (incidence plus forte), ce qui traduit que le tourbillon est plus fort lorsque l'incidence est elle-même plus forte.

Par ailleurs, la comparaison des directions générales de l'écoulement en amont et en aval du profil (flèches noires sur la figure IV-17) fait apparaître le phénomène de **déflexion**, qui est une conséquence du phénomène de portance : une aile en sustentation dévie le flux d'air vers le bas d'autant plus que l'aile porte. Il résulte de cette observation qu'un empennage situé en aval d'une aile reçoit un flux dévié vers le bas donc offrant une incidence plus faible que le flux de l'infini amont, et d'autant plus faible que l'incidence est grande.

L'incidence de l'empennage arrière est plus faible puisque la déflexion de l'écoulement augmente avec l'incidence

L'incidence créée, par l'intermédiaire du tourbillon de Prandtl, un moment piqueur...

Enfin, l'incidence appliquée à l'avion a un **moment piqueur**. En effet, le tourbillon de Prandtl qu'elle engendre tourne de bas en haut autour du bord d'attaque, aussi le profil est-il soumis à un moment piqueur de la part du tourbillon (selon le *principe de l'action et de la réaction*) puisque le système global constitué par le profil et la masse d'air n'a pas de raison de tourner dans un sens ou dans l'autre. Dans le cas de la lame de couteau qui glisse sur le beurre, il existe aussi un moment piqueur à cause duquel, d'ailleurs, la lame « s'affalerait » inévitablement à plat

sur le beurre si un coup de poignet « cabreur » n'était pas exercé sur le manche du couteau par la personne qui prépare les tartines...

Dans le cas de l'avion « classique » doté d'un empennage arrière, le moment piqueur créé par le tourbillon de Prandtl est contré par le moment cabreur engendré par la portance de l'empennage (laquelle est parfois appelée **déportance** parce qu'elle est dirigée vers le bas), l'empennage étant soumis à une incidence négative compte tenu de la déflexion et compte tenu également du braquage négatif (c'est-à-dire diminuant l'incidence) exercé par le pilote sur l'empennage.

... contré par le moment cabreur de l'empennage arrière soumis à une incidence et une portance négatives

Le moment piqueur est proportionnel à la réaction de l'aile par rapport au tourbillon, autrement dit à l'incidence puisque l'intensité du tourbillon est elle-même proportionnelle à l'incidence, comme nous l'avons dit précédemment.

Le moment piqueur est proportionnel à l'incidence

Si le profil est biconvexe symétrique, alors il y a symétrie de l'écoulement lorsque l'incidence est nulle, et le moment est nul en même temps que la portance.

Si le profil n'est pas symétrique, ce qui est le cas général d'un profil cambré, alors à l'incidence de portance nulle ne correspond pas un moment nul. Le moment, qui est nécessairement piqueur pour une incidence positive correspondant aux conditions normales d'un vol, peut être soit positif soit négatif pour l'incidence de portance nulle lorsque le profil n'est pas symétrique. On dit alors que le profil présente un **moment résiduel**.

Le moment est généralement non nul (résiduel) à l'incidence de portance nulle

Si le profil, à l'incidence de portance nulle, présente un moment résiduel cabreur, ce qui est le cas lorsque le bord de fuite remonte légèrement, le fait de libérer le profil en rotation lui fait prendre une incidence positive, et donc une portance positive. Un tel profil est appelé **profil à Cm_0 positif**, Cm_0 étant par définition le **coefficient de moment à portance nulle**. Ce profil présente la particularité de sustenter sans qu'il soit nécessaire de lui adjoindre un empennage générateur de moment

Certains avions ont un Cm_0 positif et ne nécessitent pas d'empennage...

cabreur de compensation. On peut ainsi réaliser, avec ce type de profil, de véritables ailes volantes non empennées (exemple de l'A.V.36, planeur conçu dans les années 60 par CHARLES FAUVEL). Mais ces profils n'ont le plus souvent que des performances modestes, et les constructeurs leur préfèrent des profils plus classiques complétés par un empennage.

Les meilleurs profils ne sont pas ceux qui portent le plus, mais ceux qui sont capables de délivrer une portance raisonnable sans trop de traînée au point d'utilisation la plus fréquente de l'avion (c'est-à-dire en croisière), avec le moment piqueur le plus faible possible. Il est important, en effet, que le moment piqueur soit très faible, car il faut l'équilibrer par un empennage qui va devoir quant à lui porter... vers le bas (sauf dans le cas rarissime de l'empennage « canard », placé à l'avant du fuselage). L'aile devra donc délivrer une portance « majorée », ce qui entraînera une traînée induite plus grande... sans oublier la traînée induite de l'empennage lui-même, laquelle n'est pas négligeable. Dans certaines conditions de centrage, la « déportance » de l'empennage peut être de l'ordre de 10% de la portance totale. Ainsi, sur un Boeing 747 volant à une masse de 300 tonnes, la portance négative de l'empennage peut atteindre 300 000 newtons... aussi l'aile « principale » doit-elle être capable de fournir une portance sensiblement supérieure au poids de l'avion, même en vol rectiligne en palier (autrement dit, même à facteur de charge égal à 1).

... mais tous les profils performants sont à C_{m_0} négatif : l'aile principale doit assurer une portance sensiblement supérieure au poids de l'avion, à cause de la déportance de l'empennage arrière

Avant de passer à l'étude de l'écoulement en air visqueux, concluons ce paragraphe en soulignant que, malgré l'hypothèse limitative de non viscosité adoptée jusqu'à présent, nous avons pu analyser les principaux phénomènes caractéristiques du vol de l'avion. En particulier, nous avons vu que le tourbillon de Prandtl engendre une portance lorsqu'il y a incidence, que le tourbillon marginal n'est autre que le repli du tourbillon de Prandtl en bout d'aile, que la traînée induite est inhérente au fait que les ailes ne peuvent être infiniment longues, et que le moment piqueur — lui aussi engendré par le tourbillon de Prandtl — est une cause supplémentaire de diminution des performances car il faut généralement le compenser par un empennage déporteur. Enfin, souvenons-nous que

le tourbillon de Prandtl fait descendre le premier point d'arrêt vers l'aval le long de l'intrados. Le paragraphe suivant va nous donner l'occasion d'étudier les conséquences de ce dernier phénomène.

IV.3. L'écoulement réel autour de l'avion

Dans le paragraphe précédent IV.2, nous avons étudié le phénomène fondamental de l'aérodynamique que constitue le tourbillon de Prandtl, et nous avons analysé plusieurs implications très importantes de ce phénomène parmi lesquelles la portance, le tourbillon marginal, la turbulence de sillage et la traînée induite. Pour mener à bien notre démarche, nous avons dû « simplifier le problème » en considérant l'air comme un gaz parfait non visqueux. Or, la viscosité de l'air n'est pas négligeable. Il nous faut donc maintenant étudier les conséquences de la viscosité de l'air sur le vol de l'avion.

La viscosité de l'air est une réalité : elle doit être prise en compte

■ Influence réciproque de tubes de courant adjacents

Nous allons voir que l'hypothèse de tubes de courant indépendants, retenue jusqu'à présent, ne permet pas d'expliquer la réalité.

Que se passe-t-il donc véritablement à l'intérieur des tubes de courant, c'est-à-dire au niveau moléculaire ? Pour le savoir, nous allons à nouveau procéder par analogie, en réfléchissant au sort des molécules de gaz situées non pas dans un tube de courant, mais à l'intérieur d'un récipient quelconque tel qu'une bouteille.

Imaginons donc que nous enfermions un volume d'air à l'intérieur d'une bouteille...

Le volume gazeux est constitué par un ensemble de molécules de chacun des gaz qui forment le mélange. En ce qui concerne l'air atmosphérique, ce sont surtout des molécules d'azote, d'oxygène, de vapeur d'eau, de

gaz carbonique et de quelques « gaz rares », accompagnées de molécules produites par la pollution (de moins en moins rares)...

Dans certains cas, des particules solides ou liquides très petites peuvent s'ajouter au mélange gazeux. Il peut s'agir par exemple de micro-cristaux de glace (tels ceux que l'on rencontre lors d'un vol dans un cirrus), de gouttelettes d'eau de pluie, ou, heureusement beaucoup plus rarement, de cendres volcaniques. Les particules solides peuvent même atteindre une grande taille, dans le cas de grêlons (sans parler des oiseaux).

Les molécules gazeuses sont animées d'un mouvement désordonné selon des trajectoires en lignes presque droites (en fait, très légèrement incurvées vers le bas par la pesanteur). Plus précisément, les trajectoires sont en « lignes brisées » interrompues par les chocs avec les parois et avec d'autres molécules.

Les chocs avec les parois donnent naissance au phénomène d'action du gaz sur celles-ci, qui est la **pression**. La vitesse des molécules entre les chocs est d'autant plus grande que la température du gaz est élevée. Par ailleurs, il y a d'autant plus de chocs sur les parois que les molécules sont en plus grand nombre dans la bouteille... On voit se dessiner *l'équation d'état des gaz parfaits*, déjà énoncée dans le chapitre II, qui dit que la pression est d'autant plus élevée que la température et que la masse volumique sont élevées :

Les molécules de gaz enfermées dans un récipient créent une pression proportionnelle à la température et à la masse volumique

$$\frac{P}{\rho} = R T$$

où P est la pression exprimée en pascals,
 ρ est la masse volumique de l'air,
exprimée en kilogrammes par mètre cube,
 R est une constante caractéristique du gaz, qui
vaut 287,053 joules par kelvin dans le cas de l'air,
 T est la température absolue exprimée en kelvin.

À l'intérieur de la bouteille, les vitesses des molécules sont dirigées dans tous les sens, sans direction préférentielle. Ce phénomène est appelé **mouvement Brownien**. Si la bouteille, maintenue fermée, est lancée en l'air, alors les molécules prennent par rapport à un observateur imaginaire lié à la bouteille un mouvement d'allure générale identique à celui qui régnait dans la bouteille lorsque celle-ci était posée sur une table (pas de direction préférentielle). Il n'empêche que la moyenne des vitesses de toutes les molécules gazeuses contenues dans la bouteille est, pour un observateur non lié à la bouteille, la vitesse de la bouteille.

De la même façon, pour un observateur imaginaire installé à l'intérieur d'un tube de courant, le mouvement brownien des molécules gazeuses constituant l'écoulement d'air est fondamentalement indépendant de la « vitesse du tube de courant » : les vitesses des molécules gazeuses en un point quelconque du tube de courant sont dirigées dans tous les sens par rapport à une vitesse moyenne que l'on peut appeler **vitesse du tube de courant en ce point** (attention, cette vitesse n'est évidemment pas constante le long du tube de courant... il s'agit d'une vitesse locale).

Mais que se passe-t-il en un point où deux tubes de courant, ayant des vitesses locales différentes, s'écoulent au contact l'un de l'autre ?

Des molécules du tube de courant le plus rapide arrivent à la limite des deux tubes puis pénètrent dans le tube le plus lent. Leur vitesse est le plus souvent supérieure à la vitesse moyenne du tube le plus lent, aussi ces molécules vont-elles « accélérer » légèrement le tube le plus lent en augmentant sa vitesse moyenne. Réciproquement, des molécules du tube le plus lent vont pénétrer dans le tube le plus rapide et vont ainsi « ralentir » quelque peu le tube le plus rapide en diminuant sa vitesse moyenne en ce point.

**Au contact
l'un de l'autre,
deux tubes
de courant
échangent
de l'énergie**

Ce phénomène s'apparente tout à fait à un **frottement**, bien qu'il ne s'agisse pas d'un frottement. Si les différences entre les vitesses des tubes de courant sont grandes, il existe de véritables **forces de réaction**

(ou *d'interaction*) entre les tubes de courant. Ces forces doivent être prises en compte.

■ *Couche limite et traînée de frottement*

À partir d'études théoriques et sans avoir effectué la moindre expérience préalable sur ce sujet, LUDWIG PRANDTL avait énoncé, dès 1904, qu'il faut distinguer deux régions le long d'une paroi solide soumise à un écoulement :

Le long d'une paroi solide existe une couche limite de l'écoulement où les phénomènes de frottement ne peuvent être négligés

- une **couche limite** qui avoisine la paroi, où se trouvent localisés des phénomènes de **frottement**;
- l'écoulement « sain », situé plus loin de la paroi et hors de la couche limite, où les phénomènes de frottement peuvent être négligés.

L'étude expérimentale de la couche limite fut menée pour la première fois au laboratoire de Delft (Pays-Bas) en 1924. L'analyse des vitesses de l'écoulement le long d'une plaque a été réalisée, très simplement, en utilisant un micro-anémomètre à fil chaud. Cet appareil est, schématiquement, une résistance électrique mesurable qui varie en fonction du refroidissement produit par l'écoulement (donc variable en fonction de sa vitesse).

L'analyse des vitesses de l'écoulement a montré que la couche limite présente deux aspects successifs lorsque l'on s'éloigne du bord d'attaque.

La partie de la couche limite la plus proche du bord d'attaque est la couche limite laminaire, où l'effet du frottement est peu sensible

Dans une première zone, près du bord d'attaque, il existe une couche dite **couche limite laminaire**, à l'intérieur de laquelle les vitesses décroissent progressivement depuis l'écoulement sain jusqu'à la paroi, le long d'une perpendiculaire à la paroi. Le frottement contre la paroi elle-même n'est donc pas très important puisque la décroissance des vitesses n'est pas brutale à l'approche de la paroi.

À l'intérieur d'une seconde zone, appelée **couche limite turbulente**, située plus loin du bord d'attaque, la couche limite change d'aspect : à une certaine distance de la paroi, après une décroissance lente de la vitesse comme dans le cas de la couche limite laminaire, la vitesse commence brutalement à décroître très vite et donne lieu à des forces de frottement importantes.

**Plus loin
du bord d'attaque,
la couche limite
est turbulente**

Dans le cas de la couche limite laminaire, l'écoulement s'effectue en couches très minces et les vitesses restent parallèles à la surface de la plaque. À l'intérieur de la couche limite turbulente, au contraire, une analyse fine montre que les vitesses fluctuent de façon désordonnée autour de la vitesse moyenne et peuvent ne pas être exactement parallèles à la surface de la plaque.

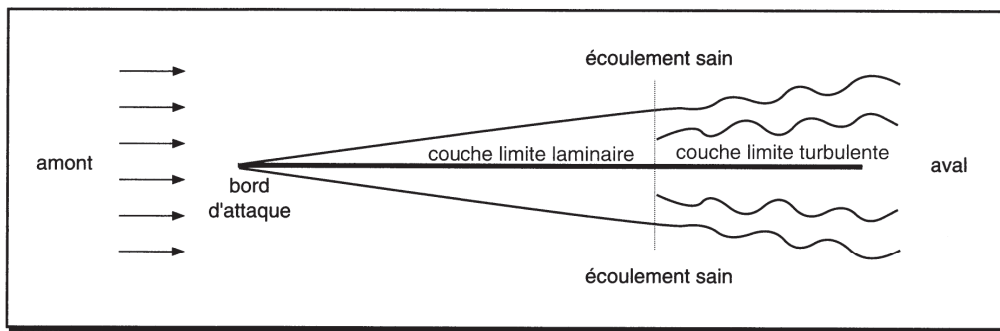


Figure IV-18 : couche limite laminaire et couche limite turbulente

Que se passe-t-il au niveau moléculaire, le long de la paroi ?

Quelle que soit la qualité du polissage de la plaque, quelle que soit sa finition, et quelle que soit la qualité de l'éventuel vernis ou de l'éventuelle peinture, la plaque va inévitablement présenter au niveau moléculaire des aspérités plus ou moins fortes. Les molécules gazeuses ne pourront donc être animées de la moindre vitesse tangentielle tout contre la paroi, car les aspérités constituent une barrière infranchissable à la progression des molécules. Les molécules gazeuses ne pourront ainsi effectuer que des rebonds suivant une direction « aller-retour » pratiquement

**Le long de la paroi,
la vitesse des
molécules
ne peut pas être
tangentielle...**

... et le tube
de courant
est immobile

perpendiculaire à la paroi. Nous pouvons donc énoncer que **la vitesse de l'écoulement est nulle tout contre la paroi.**

On peut exprimer cela sous une autre forme, en disant que le tube de courant infiniment mince collé à la paroi est immobile par rapport à celle-ci.

Il est facile d'expliquer ce qui se passe à l'intérieur de la couche limite laminaire : puisqu'il y a frottement — ou, plus précisément, « équivalence » avec un frottement — entre deux tubes adjacents, l'influence de la paroi se répercute de proche en proche en ralentissant les vitesses de façon de moins en moins sensible jusqu'à une certaine distance de la paroi (à laquelle elle finit par être négligeable).

Mais à quoi correspond le passage de la couche limite laminaire à la couche limite turbulente ?

Ce passage peut être comparé au phénomène naturel des vagues à la surface de la mer. Lorsqu'un vent venant de la côte souffle sur une mer calme, il n'existe pas de vagues près de la côte. Mais, à partir d'une certaine distance de la côte, la limite entre l'eau et l'air ne peut rester plate et horizontale et il se forme une première ride qui donne naissance à une vague puis à d'autres : on passe alors d'une « couche laminaire » à une « couche turbulente ».

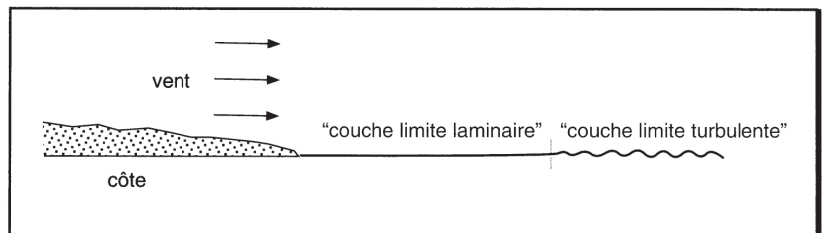


Figure IV-19 : vagues créées sur une mer calme par un vent venu de la côte

La nature fournit de nombreux autres exemples du même type : effet du vent sur le sable (dunes), effet du courant sur le sable du fond des rivières, etc.

La nature fournit de nombreux exemples de traînée engendrée par la viscosité d'un écoulement

Tout cela nous fait comprendre que l'existence d'une paroi donne naissance, en écoulement visqueux, à une **traînée de frottement**. La viscosité de l'air entraîne l'impossibilité du contournement d'un profil sans traînée : il existera toujours une force de frottement le long des parois d'un profil placé dans un écoulement d'air.

La traînée de frottement est inévitable puisque l'air est visqueux

Bien évidemment, l'importance de la traînée de frottement dépendra étroitement de l'état des parois, souvent appelées *surfaces mouillées*. Tout pilote et toute personne responsable de l'entretien d'un avion doivent donc avoir à l'esprit la remarque de bon sens suivante : **les performances d'un avion sale sont dégradées**. Cela est particulièrement important pour les pilotes de planeurs, dont les performances sont directement liées à l'état de surfacage et de propreté de la « peau » de l'appareil. De la même façon, il est clair que le givre, même en couche très mince, représente un sérieux danger pour tout avion.

La qualité de surfacage et de propreté de la « peau » de l'avion conditionne directement l'intensité de la traînée de frottement

■ **Le phénomène de décollement**

Examinons maintenant les conséquences de la viscosité de l'air sur la variation de la portance en fonction de l'incidence.

Dans un premier temps, considérons à nouveau les conditions « hypothétiques » d'un écoulement non visqueux.

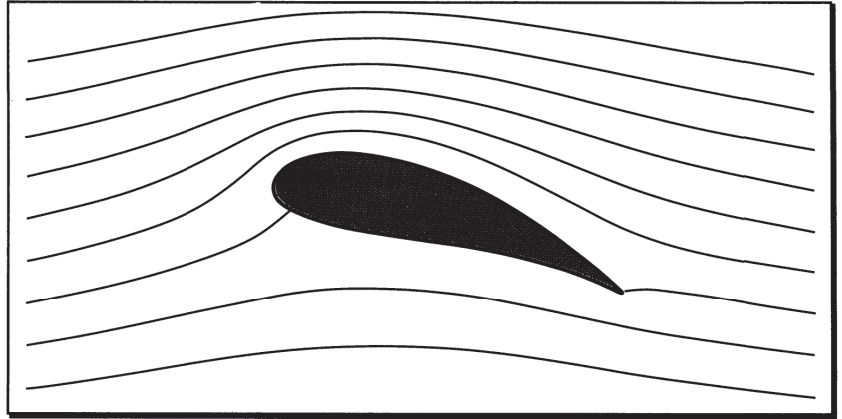


Figure IV-20 : écoulement non visqueux autour d'un profil

Le tube de courant qui passe tout près du point d'arrêt de bord d'attaque et qui contourne le profil par l'extrados commence par « ralentir » avant de presque « s'arrêter » tout à côté du point d'arrêt (c'est par abus de langage que l'on parle de la « vitesse » d'un tube de courant... concrètement, ce sont les molécules gazeuses constituant l'air qui se déplacent, pas le tube). Au voisinage du point d'arrêt, la pression est élevée. Au-delà du point d'arrêt, vers l'aval par l'extrados, le tube de courant « accélère » (plus précisément, ce sont les molécules de gaz qui accélèrent) jusqu'à atteindre une vitesse maximale sur l'extrados, à environ 25% de la corde du profil. La pression est relativement faible à cet endroit, et c'est cette dépression relative qui donne naissance à la portance. La vitesse diminue ensuite, toujours sur l'extrados mais plus loin vers l'aval, parce que les pressions augmentent jusqu'à atteindre la valeur de la pression statique de l'écoulement amont peu après le bord de fuite, à l'issue du contournement du profil (en théorie, la valeur de la pression statique n'est atteinte à nouveau qu'à l'infini aval, mais en pratique elle est quasiment atteinte à une distance d'environ une corde au-delà du bord de fuite). On peut dire que le ralentissement observé tout le long de la partie finale de l'extrados est dû au champ de pression qui va croissant dans cette zone.

**Le long de
l'extrados,
la vitesse des
molécules de gaz
diminue...**

Prenons maintenant en compte le **frottement** de l'air le long de la paroi du profil.

Le tube de courant « accepte » de s'écouler vers les pressions élevées parce qu'il a acquis de l'énergie cinétique, en quelque sorte « de l'élan ». Mais si ce tube perd une partie de son énergie à frotter contre la paroi... il risque de s'arrêter avant le bord de fuite ! Or, ce tube de courant s'écoulant tout contre la paroi d'extrados est précisément celui qui circule sur la plus grande longueur le long d'une paroi du profil. Cette caractéristique est d'autant plus marquée que l'incidence est grande, puisque, nous l'avons vu précédemment, le tourbillon de Prandtl a pour effet de reculer le premier point d'arrêt d'autant plus loin le long de l'intrados que l'incidence est grande (cf. figure IV-17).

... et diminue
d'autant plus
qu'il y a frottement
(par viscosité)
et incidence
(allongement
du « trajet »
du tube de courant)

Que se passe-t-il donc si ce tube de courant très long s'arrête « faute d'énergie restante » avant d'avoir pu atteindre le bord de fuite du profil ?

Dans un tel cas, une sorte de point d'arrêt apparaît obligatoirement sur l'extrados, à l'endroit où le tube de courant n'a plus d'énergie pour continuer vers le bord de fuite. Au-delà de ce point, localement et sur une courte distance, l'air circule nécessairement en sens inverse, c'est-à-dire de l'aval vers l'amont puisque les pressions croissent vers le bord de fuite. Ce phénomène n'existait pas dans notre hypothèse de gaz non visqueux, en raison de la vitesse élevée des molécules (dirigée de l'amont vers l'aval). En air visqueux, à proximité immédiate du point de l'extrados où la vitesse est nulle, plus rien n'empêche les molécules gazeuses proches du bord de fuite de revenir vers l'amont, comme l'illustre la figure IV-21 ci-après.

Si l'énergie cinétique
est insuffisante, il
existe un point de
l'extrados au-delà
duquel les
molécules font
« marche arrière »
et créent une zone
tourbillonnaire...

La rencontre des molécules gazeuses se dirigeant vers l'aval et des molécules gazeuses se dirigeant vers l'amont crée une zone tourbillonnaire. Ce phénomène est appelé **décollement de la couche limite**. L'endroit de l'extrados où ce phénomène se manifeste est appelé **point de décollement**.

...c'est le point de
décollement de la
couche limite

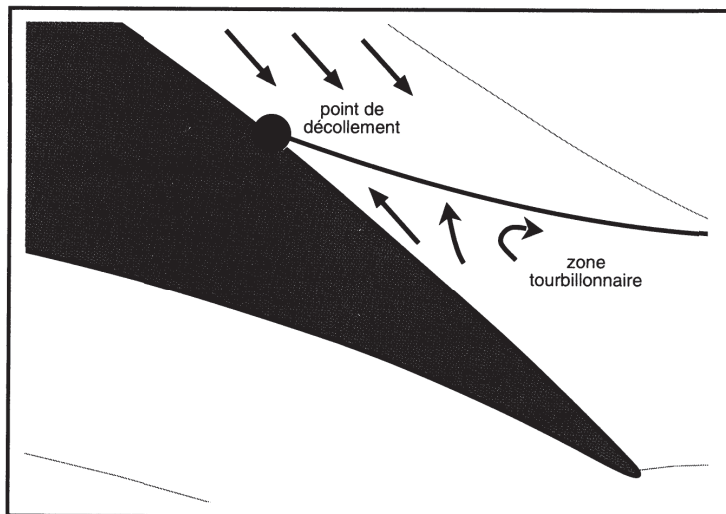


Figure IV-21 : décollement de la couche limite

Afin de faciliter la lisibilité, la figure IV-21 représente une couche limite très épaisse. Dans la réalité, la couche limite est nettement plus mince, par rapport à l'épaisseur du profil.

Les vibrations créées par le « buffeting » correspondent au décollement de la couche limite

L'écoulement tourbillonnaire situé en aval du point de décollement est parfois nettement ressenti par le pilote aux commandes de l'avion : c'est le phénomène de **buffeting**. Il est possible de visualiser ce phénomène au moyen de fils de laine judicieusement placés sur l'extrados.

■ La traînée de profil

Le décollement de la couche limite engendre un « déficit de pression »...

À cause du phénomène de décollement, l'écoulement n'a plus, au-delà du point de décollement, la forme calculée par la théorie des écoulements en fluide non visqueux. La pression n'augmente pas sur l'arrière du profil dans les mêmes proportions qu'en air non visqueux, et la surpression au premier point d'arrêt, qui pousse l'objet vers l'arrière,

n'est plus compensée totalement par une « remise en pression » du culot du profil. Cela est une cause supplémentaire de traînée. La traînée engendrée par ce « déficit de pression » est appelée **traînée de profil**.

La traînée de profil, due au décollement en air visqueux, représente une perte d'énergie beaucoup plus faible que la traînée induite due au tourbillon marginal.

Outre la traînée de profil, le décollement a une autre conséquence sur le vol de l'avion. Cette autre conséquence est d'ailleurs beaucoup plus importante, puisqu'il s'agit tout simplement du **décrochage**.

Pourquoi y a-t-il décrochage, autrement dit perte brutale de portance, à incidence élevée ?

Nous avons insisté précédemment sur le fait qu'une augmentation d'incidence augmente proportionnellement l'intensité du tourbillon de Prandtl, et qu'un effet direct de ce tourbillon est de faire reculer le point d'arrêt le long de l'intrados. Autrement dit, lorsque l'incidence augmente, le chemin parcouru le long de la paroi du profil par le tube de courant contournant l'extrados augmente et fait donc avancer le point de décollement le long de l'extrados, comme le montre la figure IV-22.

... qui est source de l'apparition d'une traînée supplémentaire mais faible : la traînée de profil

Le décollement de la couche limite est également à l'origine du décrochage

En augmentant l'incidence, on fait reculer le point d'arrêt de l'intrados donc avancer le point de décollement...

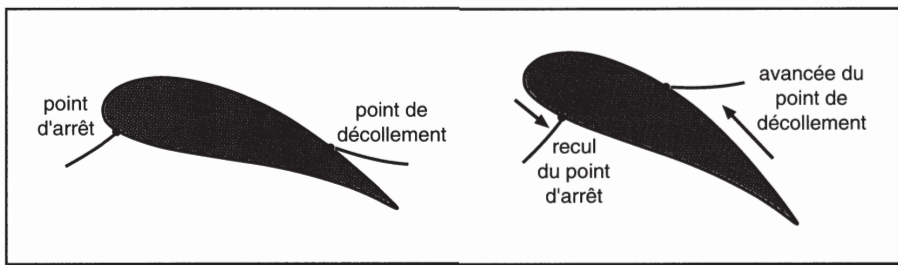


Figure IV-22 : avancée du point de décollement avec l'augmentation de l'incidence

Il faut surtout retenir de tout cela qu'il y a toujours décollement (parce que l'air est visqueux) donc risque potentiel de décrochage, et que le

décrochage est causé par une avancée excessive du point de décollement.

... jusqu'à provoquer, éventuellement, le décrochage si le point de décollement remonte jusque dans la zone de l'extrados qui sustente le plus

Dans le premier temps d'un décrochage, quand l'incidence commence à devenir excessive, la portance augmente grâce à la forte intensité du tourbillon de Prandtl. Dans un second temps, lorsque le point de décollement approche la zone qui sustente le plus, c'est-à-dire la région centrale avant de l'extrados où les pressions sont les plus faibles en écoulement sain, il y a simultanément :

- baisse forte et brutale de la portance;
- ralentissement brutal de l'écoulement;
- accroissement notable de la traînée de profil.

En décrochage « installé », la déportance de l'empennage arrière devient insuffisante et l'assiette diminue brutalement : c'est l'abattée

Finalement, la baisse de portance entraîne une diminution notable de la déflexion, et l'empennage déporteur se trouve alimenté par un écoulement local d'incidence plus grande. De ce fait, la portance de la gouverne de profondeur, tout en restant dirigée vers le bas, devient moins importante et ne suffit plus à compenser le moment piqueur naturel de l'avion. L'avion se met alors à piquer : c'est le phénomène de l'abattée.

La façon dont se manifeste le décrochage dépend aussi du profil considéré. Le décrochage est souvent assez brutal, mais peut, dans certains cas, être assez progressif.

Il résulte de notre analyse que tout ce qui peut contribuer à gêner l'écoulement du tube de l'extrados — ou à altérer l'évolution de la couche limite en amont du point de décollement — risque d'affecter de façon sensible les conditions d'apparition du décrochage.

En particulier, tout pilote doit apporter une attention particulière aux cas suivants :

- un avion sale;
- une modification ou altération même mineure du bord d'attaque (impact d'un volatile, par exemple);

- une précipitation abondante;
- une quantité même très faible de givre blanc sur le bord d'attaque des ailes.

Le pilote doit surveiller tout problème susceptible d'affecter la couche limite...

Dans chacun de ces cas, le comportement de l'avion peut se trouver affecté de façon importante.

Dans le cas de l'avion sale, la couche de saleté représente un excédent de masse substantiel (jusqu'à 150 kg voire 200 kg sur un avion de ligne, soit l'équivalent de 2 à 4 passagers !), ce qui n'est pas sans influence sur les performances de l'avion. De plus, la saleté affecte les performances par son effet néfaste sur la couche limite.

... en particulier la présence de saleté ou l'altération du bord d'attaque

En ce qui concerne le risque d'altération du bord d'attaque, il faut savoir que l'on impose aux pilotes militaires l'exécution systématique, à moyenne altitude avant la présentation en finale, d'une approche basse vitesse en configuration atterrissage. Cette règle est justifiée par le risque d'une altération du fait d'un projectile ennemi... ou de l'impact accidentel d'un oiseau.

Il faut également bien prendre conscience du danger encouru lors d'un vol sous une précipitation abondante. Certaines mises en garde font quelquefois l'objet de publications. Ainsi, le bulletin de liaison d'un syndicat de pilotes de ligne français citait il y a quelques années une étude réalisée sur ce sujet par le constructeur McDonnell-Douglas. L'étude faisait apparaître une chute de 25% de la portance d'un DC9 sous forte pluie, par dégradation de la couche limite. Comme nous le verrons plus loin en présentant les coefficients aérodynamiques, une chute de 25% du C_z nécessite une majoration de 11% de la vitesse, pas moins ! Il est pourtant connu qu'un pilote expérimenté a jugé bon de diminuer un jour sa vitesse d'approche sous une précipitation abondante, parce que la piste risquait d'être très glissante : son avion a décroché et s'est écrasé avant même d'atteindre la piste...

... ou encore une forte pluie : il faut alors majorer la vitesse afin de conserver la portance nécessaire

Une mince couche de givre suffit à avancer fortement le point de décolllement

De même, des avions se sont écrasés au décollage simplement parce que leurs pilotes avaient estimé « négligeable » la quantité de givre déposé sur les ailes... le poids et le volume du givre étaient effectivement négligeables, mais l'avancée du point de décolllement était très grande.

Une mince couche d'eau sur l'aile suffit à engendrer une épaisse vaguelette qui précipite le décrochage

Une couche d'eau même très mince peut engendrer de véritables vaguelettes beaucoup plus épaisses que la couche limite. En effet, la surface de séparation de deux fluides de densités différentes et de vitesses différentes (par exemple l'air et l'eau) n'est pas une surface plane : il apparaît une **vague** (vague à la séparation de l'eau et du vent de bord de mer, vague de sable au fond d'une rivière à la séparation du sable et du courant d'eau, dune de sable du désert à la séparation du sable et du vent, etc.). Dans le cas de la présence d'une couche d'eau sur l'aile de l'avion, l'épaisseur des vaguelettes engendrées par le frottement des deux fluides est capable dans certains cas, même si la couche est très mince, de fortement perturber l'écoulement le long de l'extrados et de précipiter ainsi l'avancée du point de décolllement donc le décrochage.

En conditions de givrage tout comme sous une forte pluie, il faut majorer la vitesse

C'est pourquoi, dans le cas d'un vol sous une pluie intense ou en conditions de givrage, non seulement il ne faut surtout pas diminuer la vitesse (même si la piste est courte ou glissante) mais il faut au contraire la majorer car l'avion risque de décrocher à une vitesse sensiblement plus élevée qu'en conditions normales.

Tout pilote doit être parfaitement conscient du fait qu'il **faut très peu de choses pour modifier un écoulement de couche limite**. En particulier, toute modification du profil — même si elle est négligeable en apparence — peut entraîner des variations inattendues et fortes du comportement de l'avion aux grands angles d'incidence.

■ **Les dispositifs hypersustentateurs**

Tout ce qui peut contribuer à retarder la remontée vers l'amont du point de décolllement — autrement dit tout ce qui peut contribuer à

retarder le décrochage — porte le nom de **dispositif hypersustentateur aérodynamique**. Les systèmes qui consistent à éjecter de la quantité de mouvement vers le bas, comme sur les avions de type *Harrier*, n'entrent pas dans cette catégorie.

Les dispositifs hypersustentateurs retardent le décrochage en retardant la remontée du point de décollement vers l'amont

Les dispositifs hypersustentateurs les plus utilisés sont les **volets de bord de fuite** et les **becs de bord d'attaque**.

▣ *Les volets de courbure et les volets d'intrados*

Un **volet de courbure** est un volet de bord de fuite mobile qui pivote tout entier vers le bas pour augmenter la courbure du profil.

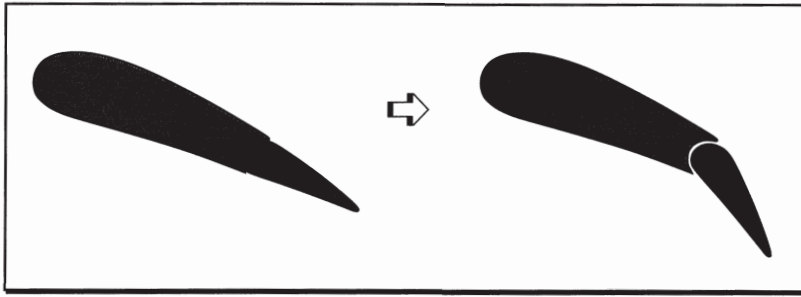


Figure IV-23 : volet de courbure

Sur un **volet d'intrados**, seule la partie intrados du bord de fuite pivote vers le bas.

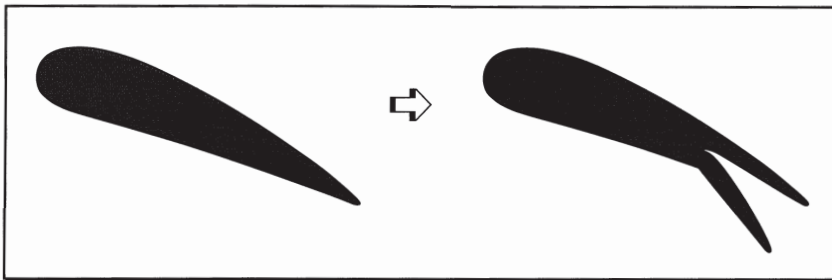


Figure IV-24 : volet d'intrados

Ces deux types de dispositif hypersustentateur de bord de fuite entrent dans la même catégorie : le fait de cambrer le bord de fuite vers le bas permet dans les deux cas de remonter le premier point d'arrêt vers le bord d'attaque, le long de l'intrados, pour une valeur donnée du tourbillon de Prandtl. En fait, le braquage du bord de fuite vers le bas a pour premier effet de modifier la courbure du profil donc le « calage moyen » de l'aile par rapport au fuselage.

Avec les volets de courbure et les volets d'intrados, le « calage moyen » de l'aile augmente et le décrochage n'intervient que pour une valeur plus élevée de l'incidence mesurée par rapport au fuselage

En considérant les incidences mesurées par rapport au fuselage (seule référence utilisable dans ce cas, car comment parler d'incidence par rapport à la corde d'un profil de forme variable), le braquage de ces volets permet généralement d'aller « un tout petit peu plus loin en incidence » grâce à la diminution du chemin parcouru par le tube de courant qui longe le profil en le contournant par l'extrados.

En effet, comme nous l'avons dit précédemment, il y a décrochage lorsque le point de décollement remonte trop en amont vers le milieu de l'extrados. Or, la position du point de décollement est directement liée à la longueur du « chemin parcouru par le tube d'extrados » puisque le point de décollement est celui où le tube de courant a consommé toute son énergie contre la paroi et ne peut plus poursuivre son chemin vers le bord de fuite. Grâce à la remontée vers l'amont du premier point d'arrêt, lorsque les volets de bord de fuite sont utilisés, le décrochage intervient pour une valeur plus élevée de l'incidence.

Nous verrons un peu plus loin, en étudiant la *polaire*, que la portance est proportionnelle au produit du *coefficient de portance* C_z par le carré de la vitesse dans l'écoulement (et par d'autres grandeurs physiques). Une approche avec volets sortis permet, à portance égale, une **diminution de la vitesse d'approche** grâce à l'**augmentation du coefficient de portance** C_z , qui compense la diminution de vitesse. Malgré une vitesse plus faible, la marge de sécurité par rapport au décrochage pourra être conservée après sortie des volets, car la vitesse de décrochage en configuration de vol « volets sortis » est elle-même sensiblement plus faible qu'en configuration « volets non sortis » (généralement, l'approche

Les volets hypersustentateurs permettent une approche à vitesse plus faible...

sera effectuée à 1,3 fois la vitesse de décrochage pour la configuration utilisée, que les volets soient sortis ou non). Toutefois, la traînée est plus forte lorsque les volets sont sortis, aussi l'utilisation des volets nécessite-t-elle un surcroît de puissance ou de poussée du moteur (ou des moteurs).

**... mais
la traînée
est plus forte**

La figure IV-25 montre que la sortie des volets de bord de fuite permet d'aller un tout petit peu plus loin en incidence (mesurée par rapport au fuselage) mais à peine plus loin, et, surtout, qu'elle permet d'atteindre une valeur sensiblement plus élevée du coefficient de portance C_z .

**Les volets de bord
de fuite permettent
surtout d'augmenter
la portance**

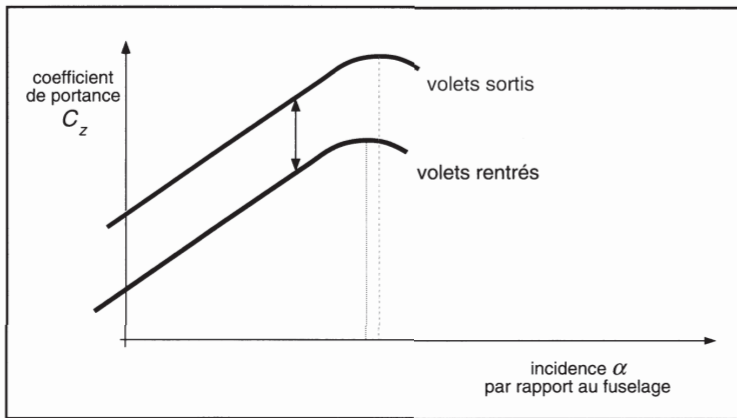


Figure IV-25 : les volets permettent d'augmenter le coefficient de portance C_z

Que le moment dû au braquage des volets soit piqueur ou soit cabreur, le braquage des volets de bord de fuite entraîne dans presque tous les cas une **diminution de l'assiette du fuselage** à portance égale et à vitesse égale. La figure suivante (IV-26) compare l'écoulement autour d'un profil pratiquement sans courbure et l'écoulement autour du « même » profil... fortement courbé et pénétrant la masse d'air avec, par hypothèse, une même valeur de l'incidence par rapport à la corde du profil. Cette analogie avec un profil à courbure uniforme mais forte va nous permettre de bien comprendre pourquoi, sur un profil à faible courbure, la sortie

**Le moment
dû au braquage
des volets
de bord de fuite
peut être
piqueur ou cabreur...**

de volets de bord de fuite entraîne une diminution de l'assiette de la partie avant du profil, donc de l'assiette du fuselage.

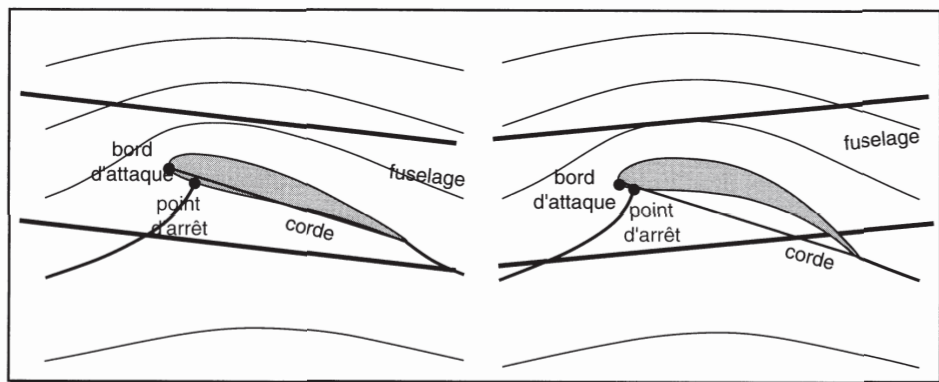


Figure IV-26 : la courbure diminue l'assiette de l' « avant » du profil

La forte courbure du profil (partie droite de la figure IV-26) facilite le contournement du bord d'attaque. La courbure rapproche la partie avant du profil du « lit du vent » correspondant à la direction de l'écoulement infini amont, et le point d'arrêt remonte et se rapproche du bord d'attaque. Étant donné que c'est l'avant du profil qui est fixé sur le fuselage, le profil « sans courbure » (partie gauche de la figure IV-26) donne au fuselage une assiette à peu près égale à l'incidence, soit une quinzaine de degrés au moins, tandis que le fuselage installé sur le profil « avec courbure » (partie droite de la figure IV-26) conduit à une assiette à piquer.

Par conséquent, non seulement la sortie des volets permet de **voler à vitesse plus faible** (grâce à l'augmentation du C_z) tout en autorisant une bonne marge de sécurité par rapport au décrochage, mais elle présente aussi le grand intérêt d'améliorer le confort des passagers et la visibilité de la piste, grâce à la **diminution de l'assiette du fuselage**. Ainsi, sur l'avion T6, il était bien connu que les volets ne permettaient pas de diminuer sensiblement la vitesse d'approche... mais qu'ils permettaient au moins à l'instructeur de voir la piste en approche finale ! Ajoutons que la diminution de l'assiette en approche finale offre

... mais entraîne
presque toujours
une diminution de
l'assiette du
fuselage

également l'avantage de diminuer les risques de toucher la piste avec... la queue du fuselage (à l'opposé, il faut prendre soin d'assurer le premier contact avec la piste par l'intermédiaire du train d'atterrissage principal et non du train avant !).

▣ Les dispositifs de bord d'attaque

Il s'agit généralement de becs qui sortent du bord d'attaque

- soit « en translation », ce qui crée un canal qui offre à l'écoulement un « raccourci » entre l'intrados et l'extrados,
- soit « en rotation », ce qui augmente la courbure du profil.

Les becs de bord d'attaque sortent « en translation » ou « en rotation » ou « en translation et rotation »

Les mouvements de translation et de rotation peuvent bien sûr être combinés.

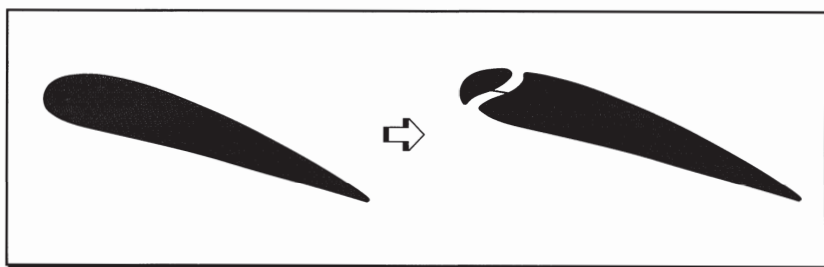


Figure IV-27 : becs de bord d'attaque sortant « en translation »

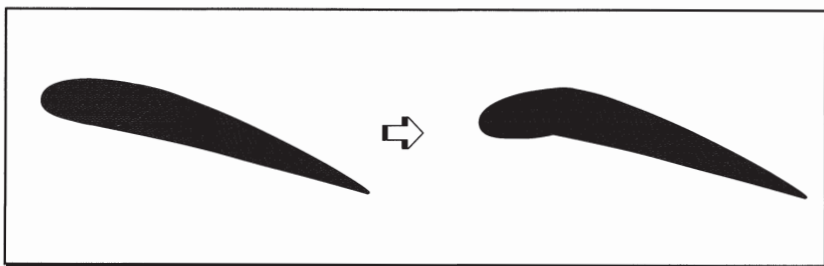
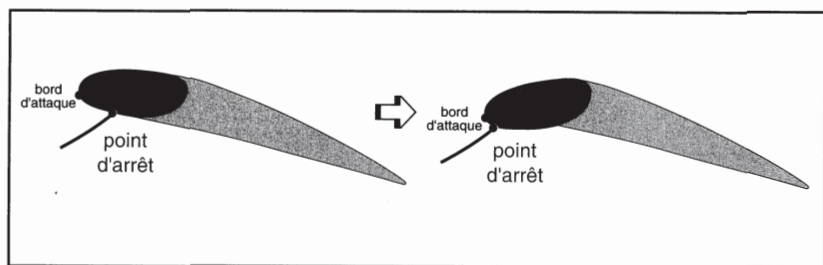


Figure IV-28 : becs de bord d'attaque sortant « en rotation »

Dans tous les cas, les dispositifs de bord d'attaque retardent le décrochage en agissant de deux façons différentes mais souvent combinées, que nous allons examiner.

D'une part, si la sortie du dispositif correspond à une augmentation de la courbure du profil comme illustré par la figure IV-28, le fait de diriger le bord d'attaque vers le bas — autrement dit vers le point d'arrêt — fait se rapprocher le point d'arrêt de l'extrémité avant du bord d'attaque.

**La sortie d'un bec
« en rotation »
augmente
la courbure du profil
et rapproche
le point d'arrêt
du bord d'attaque...**



*Figure IV-29 : « remontée » du point d'arrêt
par augmentation de la courbure au bord d'attaque*

D'autre part, dans le cas d'une sortie du dispositif « en translation », le fait de créer un canal entre l'extrados et la zone à haute pression avoisinant le point d'arrêt permet aux molécules gazeuses dotées d'une grande énergie cinétique de se substituer sur l'extrados à des molécules gazeuses ralenties par le contournement complet du bord d'attaque. Cet apport d'énergie cinétique au tube de courant longeant l'extrados, illustré par la figure IV-30, repousse très efficacement le point de décollement.

**... tandis que
la sortie d'un bec
« en translation »
diminue
le « trajet moyen »
des molécules
le long de l'extrados**



Figure IV-30 : apport d'énergie cinétique
au tube de courant longeant l'extrados

Il existe d'autres types de dispositifs hypersustentateurs de bord d'attaque. Citons le système de **fentes fixes** du *Fieseler Storch* (alias *Morane-Criquet*), avion de collection que l'on trouve encore dans quelques aéro-clubs.

Quel que soit le type du dispositif hypersustentateur de bord d'attaque utilisé, il est possible « d'aller **plus loin en incidence** » que dans la configuration qui n'utilise pas le dispositif. En revanche, à incidence donnée, le dispositif hypersustentateur de bord d'attaque n'augmente généralement pas (ou pas sensiblement) la valeur du coefficient de portance C_z . La figure IV-31 ci-après illustre ces caractéristiques.

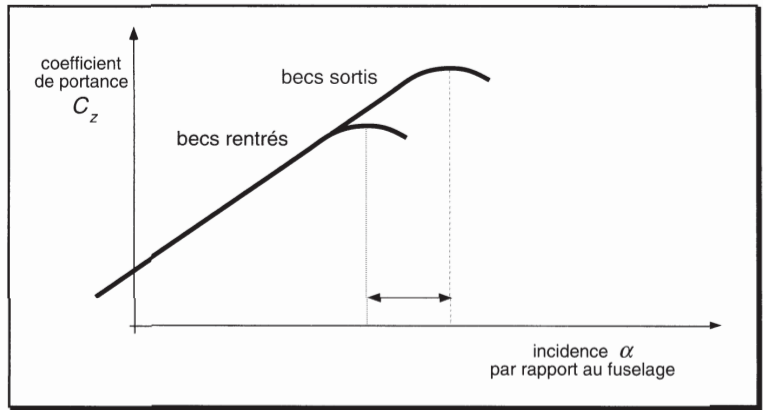


Figure IV-31 : les becs de bord d'attaque permettent d'aller « plus loin en incidence »

Les becs de bord d'attaque permettent surtout d'aller « plus loin en incidence »

La figure IV-31 peut être comparée à la figure IV-25 relative aux volets de bord de fuite qui, eux, ne permettent pas d'aller beaucoup plus loin en incidence mais qui, à incidence donnée par rapport au fuselage, augmentent le C_z . Par ailleurs, au contraire des dispositifs installés en bord de fuite, les dispositifs de bord d'attaque ne modifient pas sensiblement la corde du profil, et l'on peut parler indifféremment de l'incidence de l'aile ou de l'incidence du fuselage.

... mais ils augmentent fortement l'assiette

Ainsi, en vol en palier utilisant un dispositif de bord d'attaque, une grande incidence par rapport à l'aile entraîne une grande incidence par rapport au fuselage et donc une **assiette forte**. Sur certains avions, à basse vitesse, la queue de l'avion pourra risquer de toucher la piste, si la configuration de l'avion fait appel uniquement au dispositif hypersustentateur de bord d'attaque.

... c'est pourquoi l'utilisation des becs de bord d'attaque requiert souvent celle des volets de bord de fuite

L'association d'un dispositif de bord d'attaque (généralement des becs) et d'un dispositif de bord de fuite (volets d'intrados ou, le plus souvent, volets de courbure) offre l'avantage de combiner l'efficacité de ces deux types de dispositifs hypersustentateurs. En outre, l'utilisation de volets de bord de fuite, en complément de celle des becs de bord d'attaque, permet dans certains cas de réduire l'assiette de façon appréciable par

rapport à la configuration utilisant uniquement les becs de bord d'attaque. D'ailleurs, il existe des avions pour lesquels il est recommandé de ne pas utiliser les becs de bord d'attaque en cas d'impossibilité de braquer les volets de bord de fuite.

□ Les autres dispositifs hypersustentateurs

Rappelons que tout ce qui repousse le point de décollement vers l'aval participe à l'hypersustentation du profil.

On peut retarder le décrochage par **aspiration de la couche limite** sur l'extrados, en retirant de l'air à faible énergie cinétique. Des avions expérimentaux utilisent ce principe, qui met en œuvre des plaques percées de milliers de trous au moyen d'un rayon laser. Un autre moyen de repousser le point de décollement consiste à « injecter » de l'air à forte énergie cinétique par **soufflage de la couche limite**.

D'autres dispositifs hypersustentateurs existent...

L'un des dispositifs les plus souvent employés pour retarder le décrochage est le **générateur de tourbillon**, également appelé **générateur de vortex**. Il est constitué de « petites ailes » installées sur l'extrados, perpendiculairement à la surface de l'extrados. Ces « petites ailes » courtes engendrent leur propre tourbillon marginal, qui vient remplacer, le long de l'extrados, l'air à faible énergie cinétique de la couche limite par un air plus rapide. La figure IV-32 montre l'aspect de ce type de générateur de vortex (l'échelle n'est pas respectée; les « petites ailes » mesurent chacune, en fait, de l'ordre d'un centimètre sur trois).

... notamment le générateur de tourbillon, qui augmente l'énergie cinétique de la couche limite

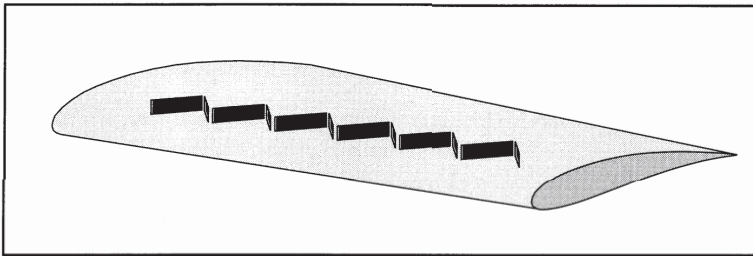


Figure IV-32 : générateur de vortex

**... sans altérer
les performances
de l'avion**

Le bimoteur Beechcraft 58 de type Baron, lorsqu'il est muni de générateurs de vortex tout le long de l'envergure de l'extrados de sa voilure, voit sa vitesse de décrochage diminuer de plus de 10 kt. En outre, les performances de croisière ne sont pas altérées, car l'augmentation de traînée due à la traînée propre des générateurs de vortex est compensée par la diminution de la traînée de profil globale des ailes de l'avion.

Enfin, on peut créer un générateur de tourbillon... à partir du tourbillon de Prandtl lui-même, en lui faisant réalimenter la couche limite en air « frais ». C'est l'un des domaines de recherche les plus intéressants de l'aérodynamique moderne. Certains avions de combat récents, utilisant ce principe, réussissent à voler à des incidences de plus de 35 degrés. De tels résultats peuvent être obtenus grâce à un dessin très particulier de la voilure, en particulier du bord d'attaque.

IV.4. Les coefficients aérodynamiques C_x et C_z

**Expérimentalement,
il apparaît que
la portance est
à peu près
proportionnelle
à l'incidence
(jusqu'au
décrochage)**

Les premiers aérodynamiciens ont constaté que **la portance est à peu près proportionnelle à l'incidence tant que l'on ne s'approche pas du décrochage**. Tout naturellement, ils ont alors recherché l'influence que d'autres paramètres peuvent avoir sur la portance et aussi sur la traînée.

L'étude de l'influence de ces paramètres a permis de comparer entre elles les diverses formes pouvant être prises par les véhicules aériens. Elle a également permis d'optimiser les performances des machines volantes ainsi conçues.

■ Paramètres influant sur la portance et la traînée

La préoccupation essentielle des premiers aérodynamiciens était de dessiner des profils d'aile et de publier les résultats de leurs recherches sous la forme de catalogues. Dans ces catalogues, chaque profil était

défini par les cotes de l'extrados et de l'intrados pour une série de valeurs du pourcentage de la corde.

Pour comparer les qualités de ces profils, c'est-à-dire leur aptitude à fournir de la portance sans traînée excessive, les premiers aérodynamiciens ont utilisé les trois relations suivantes notées ①, ② et ③. Ces relations découlent du bon sens et peuvent être établies par le calcul (que nous avons présenté à propos de l'écoulement autour du cylindre et d'un profil de Joukovski, au début de ce chapitre).

- ① Si deux ailes sont **homothétiques** (c'est-à-dire de formes rigoureusement identiques mais de dimensions différentes) et sont « soufflées » avec la même incidence, les deux valeurs de la portance, d'une part, et les deux valeurs de la traînée, d'autre part, sont dans le rapport des **surfaces** des deux ailes dans un plan horizontal (dites *surfaces portantes* ou *surfaces alaires*, ou encore *surfaces mouillées*). En fait, nous verrons plus loin dans ce chapitre qu'une correction doit être apportée par l'intermédiaire d'un coefficient appelé *nombre de Reynolds*.

La portance et la traînée apparaissent proportionnelles à la surface portante...

OSBORNE REYNOLDS

*Ingénieur anglais
(1842-1912)*

Il effectua de nombreuses recherches en hydrodynamique et s'intéressa particulièrement à la propulsion par les hélices et aux écoulements des liquides et des fluides visqueux. C'est lui qui distingua les écoulements laminaire et turbulent. Il découvrit aussi le rapport qui définit les conditions de similitude de deux écoulements (ce *nombre de Reynolds* est le produit de la vitesse de l'écoulement par une longueur de référence de l'objet dans l'écoulement, divisé par le coefficient de viscosité cinématique du fluide).

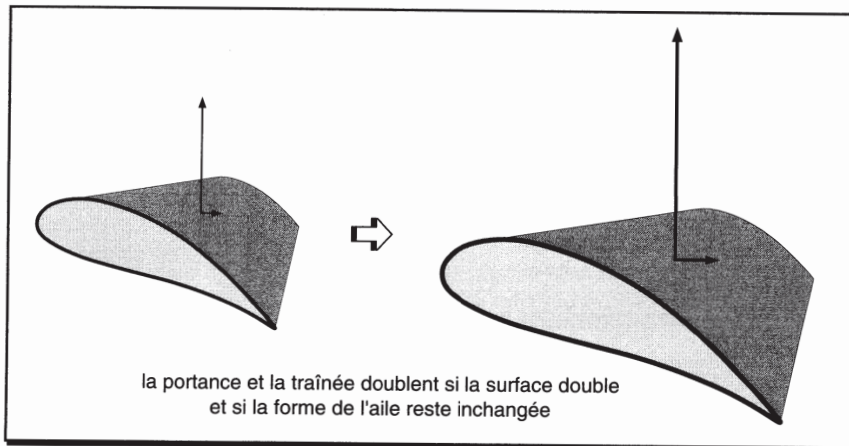


Figure IV-33 : influence de la dimension de l'aile sur la portance

... ainsi qu'à
la masse volumique

- ② Si la **masse volumique** de l'air circulant autour d'une aile varie, la portance et la traînée varient comme cette masse volumique. En particulier, il n'y a pas de portance dans le vide !

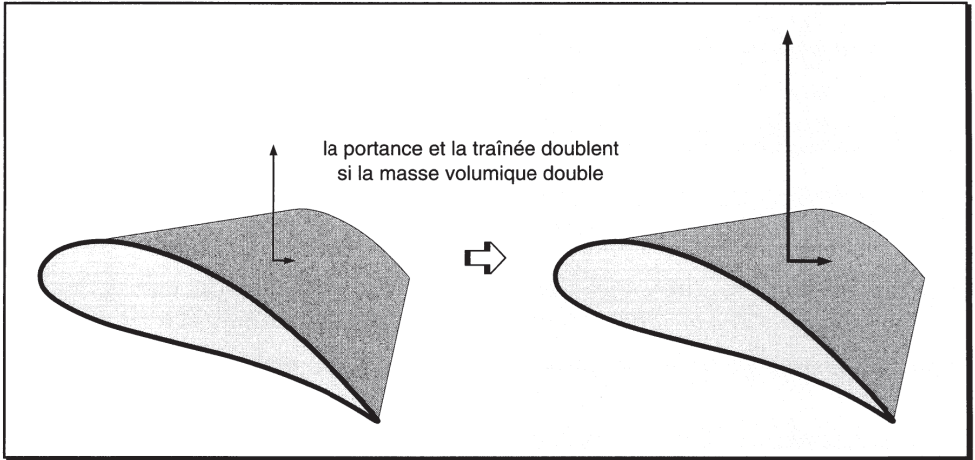


Figure IV-34 : influence de la masse volumique de l'air sur la portance

... et au carré
de la vitesse

- ③ Les lois élémentaires de la dynamique nous enseignent que, si la **vitesse de l'écoulement** varie, la portance et la traînée varient comme l'énergie cinétique moyenne des molécules gazeuses, c'est-à-dire comme le carré de la vitesse. En particulier, il n'y a pas de portance à vitesse nulle !

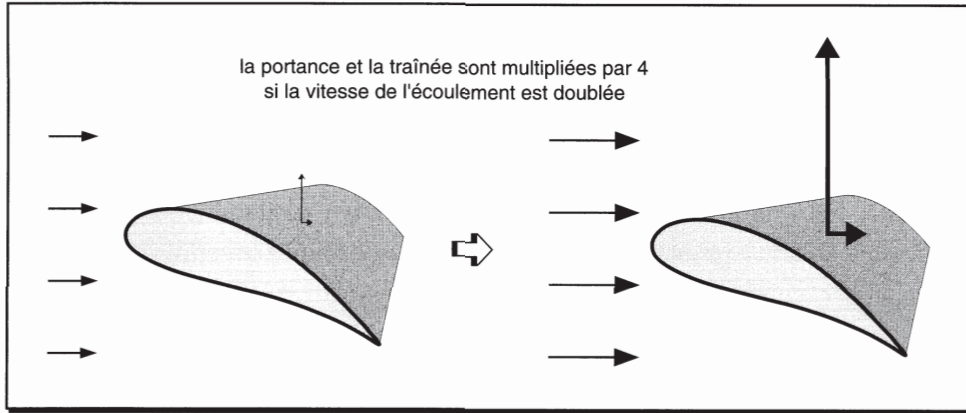


Figure IV-35 : influence de la vitesse de l'écoulement sur la portance

Remarque :

Dans un souci de lisibilité, les figures IV-33 à IV-35 représentent des traînées très grandes par rapport aux portances (rappelons que la traînée est en fait de l'ordre du dixième voire du cinquantième de la portance; sa représentation à une échelle correcte, par rapport à la portance, la rendrait illisible sur les figures IV-33 à IV-35).

■ Définition du C_x et du C_z par l'analyse dimensionnelle

Avec les relations ①, ②, et ③, nous venons d'établir que la portance et la traînée sont toutes deux proportionnelles au produit $\rho V^2 S$,

où ρ est la masse volumique de l'air

(exprimée en kilogrammes par mètre cube),

V est la vitesse de l'écoulement (exprimée en mètres par seconde),

S est la surface portante (exprimée en mètres carrés).

Mais d'autres grandeurs physiques n'interviennent-elles pas ? En d'autres termes, le produit $\rho V^2 S$ est-il bien homogène à une force ? Nous allons le vérifier en faisant appel à l'analyse dimensionnelle, technique

qui permet aux physiciens de vérifier l'homogénéité de deux grandeurs physiques.

L'analyse dimensionnelle consiste à exprimer toute grandeur physique telle qu'une surface, une longueur ou une pression, en fonction d'un produit des quatre grandeurs physiques de base que sont la longueur (L), la masse (M), le temps (T), et l'intensité d'un courant électrique (I). Les physiciens montrent en effet que toute grandeur physique peut s'exprimer comme un produit de puissances positives ou négatives de ces quatre grandeurs fondamentales qui sont indépendantes les unes des autres. C'est ainsi qu'une surface est de la forme L^2 (carré d'une longueur), qu'une force est de la forme $\frac{ML}{T^2}$ (produit d'une masse par une accélération, elle-même le quotient d'une longueur par le carré d'un temps), qu'une pression est de la forme $\frac{M}{LT^2}$ (puisque c'est le quotient d'une force par une surface), etc.

Dans le cas qui nous intéresse ici, la masse volumique ρ est de la forme $\frac{M}{L^3}$, tandis que le carré de la vitesse est en $\frac{L^2}{T^2}$ (puisque la vitesse est une distance parcourue par unité de temps, autrement dit $\frac{L}{T}$), et la surface portante est évidemment en L^2 .

L'analyse dimensionnelle confirme que la portance et la traînée sont homogènes au produit $\rho V^2 S$

Le produit $\rho V^2 S$ est donc de la forme $\frac{M}{L^3} \frac{L^2}{T^2} L^2$, c'est-à-dire $M \frac{L}{T^2}$. Ce produit est bien homogène à une force, c'est-à-dire au produit d'une masse par une accélération.

Grâce à l'analyse dimensionnelle, nous pouvons énoncer que la portance et la traînée sont toutes deux proportionnelles au produit $\rho V^2 S$, autrement dit qu'elles peuvent s'exprimer sous la forme

$$\text{portance} = C_p \rho V^2 S \quad \text{et} \quad \text{traînée} = C_T \rho V^2 S,$$

où C_p et C_T sont nécessairement des *coefficients sans dimension* (c'est-à-dire des nombres sans unité, tels que des pourcentages).

Les aérodynamiciens ont en fait choisi de conserver le coefficient $\frac{1}{2}$ provenant du terme « traditionnel » de l'expression de l'énergie cinétique $\left(\frac{1}{2} \rho V^2\right)$ et ont appelé C_z le coefficient sans dimension caractérisant la portance et C_x le coefficient sans dimension caractérisant la traînée :

$$\boxed{\text{portance} = C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad \text{et} \quad \boxed{\text{traînée} = C_x \frac{1}{2} \rho V^2 S} .$$

Rappelons que, par définition, la portance est toujours perpendiculaire à la direction de l'écoulement, tandis que la traînée est toujours parallèle à cette direction.

Le coefficient C_z traduit l'aptitude d'une surface portante à « transformer en portance » les pressions exercées sur elle par les tubes de courant qui la contournent, tandis que le coefficient C_x est le coefficient de « défaut inévitable résiduel » de cette transformation (dans le cas d'un parachute ou d'un aérofrein, le coefficient C_x traduit en fait une qualité plutôt qu'un défaut...).

C_z traduit la
« capacité à porter »
tandis que
 C_x traduit le
« freinage associé »

APPLICATIONS NUMÉRIQUES

1) • Question :

Des mesures en soufflerie ont montré que le C_x d'un disque qui avance selon une direction perpendiculaire à sa surface est d'environ 1. Si la surface d'un tel disque est de 90 m², à quelle vitesse ce disque doit-il avancer, au niveau de la mer et en atmosphère type, pour que sa traînée soit égale à 800 newtons ?

• Réponse :

De la formule $\text{traînée} = C_x \frac{1}{2} \rho V^2 S$, on déduit

$$V = \sqrt{\frac{2 \text{ traînée}}{\rho S C_x}} .$$

L'application de cette seconde formule au cas particulier où $C_x = 1$, $\text{Traînée} = 800 \text{ N}$, $\rho = \rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$ (atmosphère type au niveau de la mer) et $S = 90 \text{ m}^2$, conduit à $V = 3,81 \text{ m/s}$. Le lecteur aura peut-être deviné l'objet de cette application numérique : le parachute !

La valeur trouvée est un peu élevée, mais la forme hémisphérique

du parachute classique donne heureusement un C_x un peu supérieur à 1, d'où une vitesse inférieure.

2) • *Question :*

Dans le Grand Nord canadien, un pilote doit amarrer, contre le flanc du fuselage de son avion, un canoë dont le *maître-couple* (section transversale de plus grande surface) vaut $0,3 \text{ m}^2$. En supposant à nouveau que les conditions sont celles de l'atmosphère type au niveau de la mer, quel est l'ordre de grandeur de la traînée supplémentaire à laquelle il faut s'attendre, pour un vol à une vitesse de 90 kt ?

• *Réponse :*

Sans essai préalable en soufflerie, tout ce que peut faire le pilote est de négliger la « traînée d'interaction » entre le fuselage et le canoë, traînée supplémentaire constatée lorsque l'on accole deux objets (la traînée globale est alors supérieure à la somme des traînées de chacun des objets). En revanche, notre pilote peut raisonnablement « majorer » la traînée du canoë par celle du disque plein de surface égale au maître-couple du canoë (à condition d'avoir pris soin d'amarrer le canoë en plaçant son ouverture contre le fuselage, et sa quille vers l'extérieur !).

Il suffit donc ici d'appliquer la formule

$$\text{traînée} = C_x \frac{1}{2} \rho V^2 S,$$

avec $C_x = 1$, $\rho = \rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$, en supposant $V = 46,3 \text{ mètres par seconde}$ (soit 90 kt), et $S = 0,3 \text{ m}^2$.

Le calcul indique que la traînée vaut 394 newtons.

La puissance correspondante à mettre en œuvre pour compenser cette force résistante est le produit de cette force par la vitesse :

$$\text{puissance} = \text{force} \times \text{vitesse}.$$

Ici, la puissance requise vaut $394 \text{ N} \times 46,3 \text{ m/s}$, soit environ 18200 watts (c'est-à-dire 25 environ chevaux-vapeur).

Ce calcul doit aider notre pilote à dimensionner correctement les cordes d'amarrage, et aussi à chiffrer les conséquences de cet emport sur les performances de vol de son avion.

3) • *Question :*

Sachant que le C_x maximum non hypersustenté d'un profil classique subsonique se situe vers 1, à quelle vitesse commencera à décrocher, en configuration *lisse* (train rentré et dispositifs hypersustentateurs non utilisés), un avion d'une masse de 5000 kg

ayant une surface alaire de 28,15 m² ?

• *Réponse :*

La vitesse de décrochage est la vitesse à laquelle, à la portance maximale, le vol cesse d'être possible. Autrement dit, la vitesse de décrochage est la vitesse la plus faible à laquelle la portance équilibre encore le poids, à la valeur maximale du C_z . Cette vitesse, qui est généralement notée V_s (de l'anglais *stall* qui signifie *décrochage*), est donc déterminée par la formule

$$C_{z_{\max}} \frac{1}{2} \rho V^2 S = m g ,$$

où m est la masse de l'avion et g est la valeur de l'accélération de la gravité terrestre.

À partir de cette formule, il est facile de déduire

$$V_s = \sqrt{\frac{2 m g}{\rho S C_{z_{\max}}}} .$$

Dans notre exemple, m vaut 5000 kg et l'on peut prendre $g = 9,807$ m/s² (valeur moyenne en France métropolitaine) et $\rho = \rho_0 = 1,225$ kg/m³ (au niveau de la mer en atmosphère type). Ces valeurs conduisent à $V_s = 53,3$ m/s, soit 104 kt.

Compte tenu que nous avons effectué le calcul en considérant l'hypothèse d'un vol en atmosphère type et au niveau de la mer, la valeur 104 kt est la valeur de la vitesse conventionnelle que doit indiquer l'anémomètre lorsque l'avion décroche.

Ces trois applications numériques nous ont fait entrevoir que l'intérêt des coefficients aérodynamiques ne réside pas seulement dans le fait de permettre la comparaison des performances, mais également dans celui de rendre possible l'évaluation des comportements en vol à partir de résultats obtenus sur des modèles. Cela n'est rien moins que le principe de base de la construction aéronautique.

C_x et C_z traduisent non seulement les performances aérodynamiques mais aussi le comportement en vol

Dans un chapitre ultérieur consacré à l'étude des performances, nous verrons que l'utilisation des coefficients aérodynamiques est indispensable à la compréhension du *manuel de vol*, laquelle à son tour est indispensable à une exploitation correcte et sûre de l'avion.

**La soufflerie
aérodynamique
permet d'étudier
un avion par
l'intermédiaire de
son modèle réduit**

■ La polaire

Une soufflerie aérodynamique permet de mesurer la portance et la traînée d'un modèle réduit d'avion, pour toute valeur de l'incidence.

Les relations ①, ②, et ③ présentées précédemment nous enseignent qu'il est possible d'étudier le comportement aérodynamique d'un avion à partir d'un simple *modèle réduit* homothétique de l'avion réel, en se libérant non seulement de toute contrainte de dimension mais aussi des contraintes de vitesse et de masse volumique de l'écoulement. En effet, rien n'empêche de calculer, postérieurement à la mesure de la portance et de la traînée — donc du C_x et du C_z — exercées sur la maquette, les valeurs des forces qui s'exerceront sur le véhicule aérien en situation réelle, c'est-à-dire pour des valeurs différentes de ρ , de V , et de S .

En d'autres termes, **les coefficients aérodynamiques de l'avion et de sa maquette ont les mêmes valeurs**. Nous verrons par la suite que la différence de dimensions entre un avion et son modèle réduit a quand même une certaine influence, mais négligeons-là dans un premier temps.

**Les coefficients
aérodynamiques
 C_x et C_z sont
souvent reportés sur
une même courbe :
la polaire**

Pour visualiser l'allure des variations simultanées de la portance et de la traînée selon l'incidence, les aérodynamiciens ont trouvé commode de reporter sur un même graphe les valeurs du C_z (représentées sur l'axe des ordonnées) et les valeurs du C_x (représentées sur l'axe des abscisses), pour un ensemble de valeurs de l'incidence. Par définition, **la polaire est la courbe reliant les points dont l'abscisse est le C_x et dont l'ordonnée est le C_z , pour l'ensemble des valeurs de l'incidence**.

Nous avons dit, lorsque nous l'avons présentée, que la traînée induite est proportionnelle au carré du C_z . Étant donné que cette traînée induite est la composante essentielle de la traînée, il est clair que le C_x doit être approximativement proportionnel au carré du C_z , autrement dit que la polaire doit avoir sensiblement la forme d'un arc de parabole dont l'axe de symétrie est l'axe des abscisses. Nous avons dit aussi que les valeurs

de la portance sont beaucoup plus grandes que celles de la traînée (généralement de l'ordre de 6 à 50 fois plus grandes que les valeurs correspondantes de la traînée); nous savons donc que la polaire est un arc de parabole nécessairement très « écrasée en abscisse ».

**La polaire
est un arc de
parabole « écrasée »**

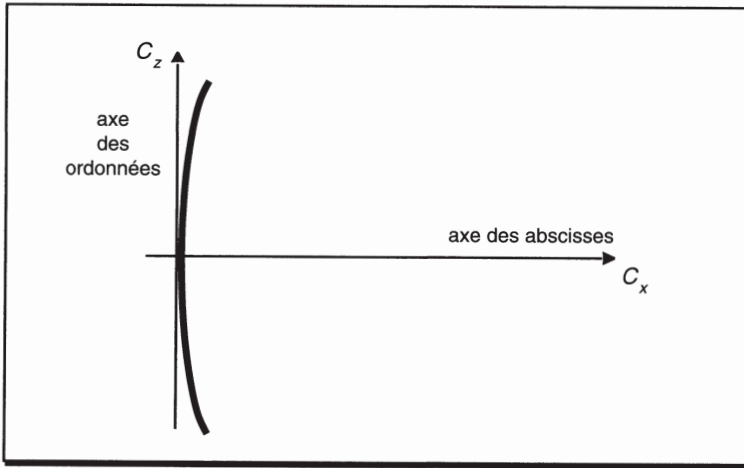


Figure IV-36 : la polaire a approximativement la forme d'une parabole « écrasée en abscisse »

En fait, la courbe diffère sensiblement d'une parabole pour les incidences s'approchant de l'incidence de portance maximale. Lorsque l'incidence est supérieure à l'incidence de $C_{z_{\max}}$, le C_z diminue en effet brutalement sans que le C_x diminue pour autant. Par ailleurs, la polaire n'admet pas de symétrie par rapport à l'axe des abscisses, car l'avion n'est pas symétrique par rapport au plan de ses ailes. Enfin, dans la pratique, la représentation est généralement dilatée 100 fois sur l'axe des abscisses, afin que la courbe soit plus lisible. On notera que les valeurs prises par le coefficient C_x sont toujours positives et jamais nulles, car un profil (ou un avion complet) « traîne dans tous les cas », quelle que soit la valeur de l'incidence (et que la portance soit positive, négative ou nulle). Compte tenu de ces diverses remarques, l'allure générale d'une polaire est donc celle indiquée ci-après par la figure IV-37.

OTTO LILIENTHAL
Ingénieur allemand
 (1848-1896)

Il observa les oiseaux et s'efforça de transposer leur vol à celui d'un « homme-planeur ». Il étudia en particulier la sustentation de divers types de surfaces courbes, concaves ou convexes, la stabilité au vent et le vol en virage. Il modifiait sans relâche les appareils qu'il construisait lui-même et dont l'armature était faite de rotin ou de bambou. Suspendu entre les ailes, il pilotait ses planeurs par des mouvements des bras et des jambes, après s'être élancé d'une colline, d'une dune ou d'un terri. Véritable pionnier du vol à voile, il se tua après plus de deux mille vols planés, lorsqu'une violente rafale de vent le projeta au sol. Ses travaux ont inspiré les frères WRIGHT.

**L'avion « réagit »
 comme l'indique la
 polaire**

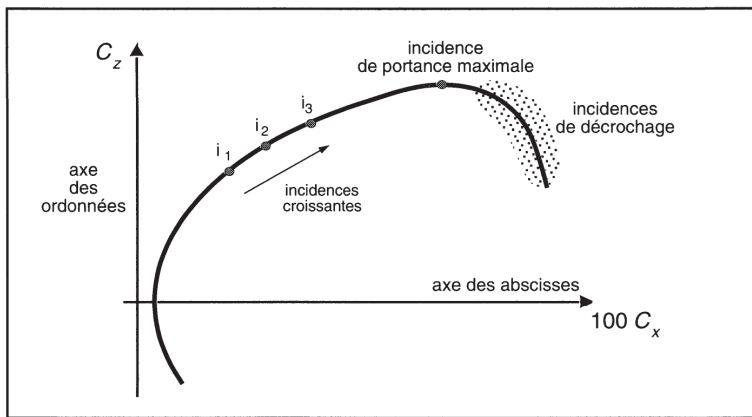


Figure IV-37 : allure générale d'une polaire

Notons que, pour des valeurs fixées de ρ , de V , et de S , la polaire traduit les valeurs de la portance et de la traînée en fonction de l'incidence. Ainsi, à condition que les axes C_x et C_z soient gradués avec la même échelle (ce qui n'est pas le cas sur la figure IV-37), la polaire est homothétique à la courbe qui relierait l'extrémité des vecteurs représentant la résultante aérodynamique pour chaque valeur de l'incidence. On peut alors dire que **la polaire est homothétique à l'indicatrice des résultantes aérodynamiques**.

D'un point de vue pratique, cela veut dire que **l'avion « réagit » comme le montre la polaire** (d'où son intérêt) : en particulier, lorsque l'incidence augmente, la portance augmente dans un premier temps (comme le fait C_z sur la polaire) puis chute brutalement au-delà d'une valeur maximale (qui correspond sur la polaire au $C_{z_{\max}}$).

Notons que la polaire n'est homothétique à l'indicatrice des résultantes aérodynamiques que si elle est tracée selon des axes gradués avec la même échelle et si elle est définie en axes liés à la vitesse c'est-à-dire à l'écoulement (il n'y a pas homothétie dans le cas d'une **polaire d'Otto Lilienthal**, qui est une polaire définie dans des axes liés au profil et non à l'écoulement).

REMARQUE IMPORTANTE :

À partir de ce point de l'ouvrage, pour éviter toute confusion, le C_z et le C_x représenteront le coefficient de portance et le coefficient de traînée de l'avion complet et non plus de sa seule voilure. Rappelons que cet ouvrage est écrit avant tout pour les navigants, plutôt que pour les concepteurs d'avions : il n'y a pas ici d'intérêt à étudier séparément les caractéristiques aérodynamiques des ailes, du fuselage, de l'empennage, des moteurs, etc.

La figure IV-38 représente la polaire réelle d'un biturbopropulseur du type Beechcraft 200, reconstituée à partir des données de performances en croisière figurant dans le manuel de vol. Plus précisément, la figure représente une partie de la polaire, celle correspondant à la croisière normale c'est-à-dire aux grandes vitesses (par opposition aux vitesses d'approche ou de montée) et aux faibles incidences. Bien que « partielle », cette polaire est très intéressante parce qu'elle résulte directement et de façon concrète des données fournies par le manuel de vol. Ce passage des données du manuel de vol aux valeurs de C_x et de C_z fera d'ailleurs l'objet d'une application numérique dans le tome 3 consacré aux performances, lorsqu'auront été vues les notions de rendement de l'hélice, de couple moteur et de traction.

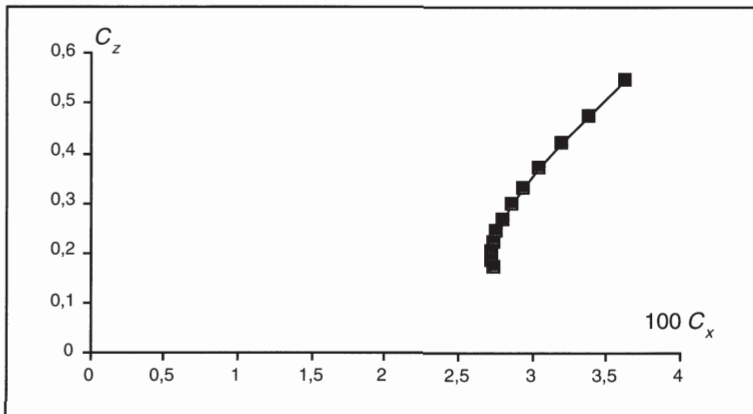


Figure IV-38 : partie « croisière normale »
de la polaire reconstituée du Beechcraft 200

■ Points caractéristiques de la polaire

Certains points particuliers de la polaire correspondent à des conditions de vol typiques. Nous nous contenterons ici de les citer, une étude plus détaillée en sera faite dans le tome de cette collection consacré aux performances :

- Le point où C_z est maximal, appelé **point de $C_{z_{\max}}$** , correspond à un vol stabilisé à la plus faible vitesse possible (à condition que la motorisation le permette, car la traînée est forte en ce point);
- Le point où $\frac{C_x}{C_z^{3/2}}$ est minimal correspond aux conditions de vol nécessitant la puissance la plus faible pour tenir le palier;
- Le point où $\frac{C_z}{C_x}$ est maximal correspond au plus grand rapport de la portance à la traînée, c'est-à-dire à la **finesse maximale**, donc à la distance maximale franchissable pour les avions à hélice (à condition de négliger la faible influence du système propulsif);
- Le point où C_x est minimal correspond à la traînée minimale; c'est un indicateur — assez secondaire — de la qualité aérodynamique d'un avion ou de tout autre type de véhicule se déplaçant dans l'air (véhicule automobile, par exemple).

$$\text{finesse} = \frac{\text{portance}}{\text{traînée}}$$

Par définition, la finesse est le quotient de la portance par la traînée, en tout point de la polaire. La finesse maximale, ou « finesse max », n'est qu'une valeur particulière de la finesse.

■ Limites de validité

L'un des premiers facteurs limitant la validité de la correspondance entre un avion et son modèle réduit provient de la différence des **dimensions** des deux objets, laquelle exerce une influence malgré tout non négligeable.

En effet, nous avons vu que le frottement du tube de courant circulant sur l'extrados est la cause initiale du décrochage. Les points de décollement sur la maquette, d'une part, et les points de décollement sur l'avion, d'autre part, n'ont aucune raison de se trouver en correspondance géométrique exacte, car la *viscosité de l'air* ne se manifeste pas nécessairement de la même manière dans les deux cas. Pour tenir compte de ce phénomène, les aérodynamiciens ont défini un paramètre appelé **nombre de Reynolds**, lequel exprime le fait qu'une maquette de Boeing 747 de 20 centimètres d'envergure, par exemple, ne décrochera pas exactement à la même incidence qu'un véritable Boeing 747 « grandeur nature ».

Le nombre de Reynolds permet de corriger l'effet d'échelle entre l'avion et sa maquette lié à la viscosité de l'air

Notre propos n'est pas d'expliquer en détail, dans ce chapitre, ce qu'est le nombre de Reynolds. En effet, nous avons dit nous intéresser uniquement, dans ce premier tome, aux avions à pistons et à turbopropulseurs, dont les domaines de vol ne sont pas concernés de façon sensible par les phénomènes liés à la variation de la viscosité de l'air.

Les phénomènes de viscosité et de compressibilité concernent surtout les vitesses élevées

En revanche, il existe une **variation de la masse volumique de l'air à l'intérieur d'un tube de courant, à vitesse élevée**, qui limite la validité des coefficients aérodynamiques, ou, tout au moins, qui nécessite que l'on précise leur définition. Cette variation de la masse volumique et les effets qu'elle induit porte le nom générique de **phénomènes de compressibilité**.

La compressibilité commence dès qu'il y a mouvement mais les phénomènes critiques de compressibilité n'apparaissent qu'en haut subsonique, lorsque certains points de l'avion approchent Mach 1

Par abus de langage, on parle souvent de **compressibilité** ou de **phénomènes de compressibilité** à propos des **phénomènes critiques de compressibilité**, c'est-à-dire des phénomènes tels que l'apparition d'ondes de choc (passage en supersonique localement) qui peuvent se produire lorsque le nombre de Mach de l'écoulement est proche (ou assez proche) de la valeur 1 localement. La compressibilité « existe » en fait à tout nombre de Mach et à toute vitesse, y compris aux très basses vitesses telles que celles du décollage et de l'atterrissage, où ses effets sont négligeables. La compressibilité ne commence à être vraiment sensible que lorsque le nombre de Mach atteint des valeurs « moyennes » telles que 0,4 ou 0,5, pour lesquelles les « phénomènes critiques de compressibilité » ne se produisent pas encore. Enfin, la compressibilité devient « critique » lorsqu'il existe des points de l'avion où le nombre de Mach local de l'écoulement est proche de 1 (le machmètre de l'avion pouvant quant à lui, au même moment, indiquer par exemple 0,9 ou 0,8, ou même seulement 0,6 dans certaines conditions si le profil est épais).

Viscosité et compressibilité sont deux choses différentes

Les phénomènes de compressibilité n'ont rien à voir avec la viscosité de l'air, laquelle est due à l'agitation des molécules (mouvement brownien) et existe même lorsque la masse d'air n'est pas en mouvement.

Avant d'examiner l'incidence de la non prise en compte des phénomènes de compressibilité aux débuts de l'histoire de l'aviation, nous allons effectuer une application numérique qui nous fournira quelques ordres de grandeur de la variation relative de la masse volumique en fonction du nombre de Mach.

APPLICATION NUMÉRIQUE

• Question :

En utilisant les trois formules suivantes

$$(1) \frac{P}{\rho} = R T \text{ (équation d'état des gaz parfaits),}$$

$$(2) \frac{T_i}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \text{ (équation de l'échauffement cinétique, où l'indice } i \text{ désigne l'air en mouvement et où } \gamma \text{ est la constante thermodynamique de l'air et vaut 1,4),}$$

(3) $\frac{P}{\rho^\gamma} = \text{constante}$ (équation de l'adiabatique, que nous

ne chercherons pas à démontrer ici),

quelles sont les valeurs de la variation relative de la masse volumique pour les nombres de Mach $M = 0,2$, $M = 0,5$, et $M = 0,8$?

• Réponse :

Des formules (1) et (3), on déduit $\frac{RT}{\rho^{\gamma-1}} = \text{constante}$, d'où

$$\frac{T_i}{T} = \frac{\rho_i^{\gamma-1}}{\rho^{\gamma-1}}. \text{ De ce résultat et de la formule (2), on déduit}$$

$$\text{ensuite } \frac{\rho_i}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}, \text{ et finalement, puisque}$$

$$\frac{\Delta\rho}{\rho} = \frac{\rho_i - \rho}{\rho} = \frac{\rho_i}{\rho} - 1 \text{ et puisque } \gamma = 1,4 \text{ pour l'air,}$$

$$\frac{\Delta\rho}{\rho} = \left(1 + 0,2 M^2\right)^{2,5} - 1.$$

L'application de cette dernière formule conduit à des

augmentations relatives de la masse volumique de $\frac{\Delta\rho}{\rho} = 2\%$

pour $M = 0,2$, $\frac{\Delta\rho}{\rho} = 13\%$ pour $M = 0,5$, et $\frac{\Delta\rho}{\rho} = 35\%$ pour

$M = 0,8$.

La masse volumique de l'air n'augmente que de 2% à Mach 0,2 mais augmente de 35% à Mach 0,8

La figure IV-39 reprend la formule énoncée dans l'application numérique. Elle traduit le fait que la compressibilité, dans un premier temps négligeable, prend très progressivement puis de plus en plus rapidement de l'importance en fonction du nombre de Mach. Elle montre bien qu'il n'y a pas de « domaine du compressible » qui commencerait brutalement à Mach 0,5 ou Mach 0,6, après un « domaine de l'incompressible ».

La masse volumique de l'air augmente progressivement et de plus en plus rapidement avec le nombre de Mach

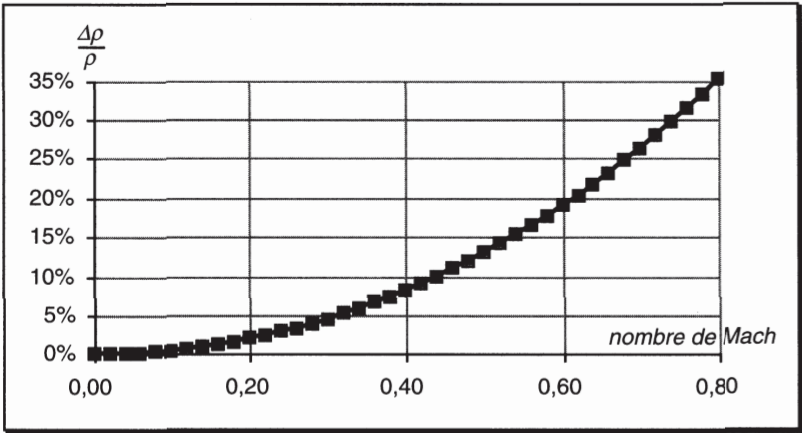


Figure IV-39 : variation de la masse volumique en fonction du nombre de Mach

Un bref rappel de l'histoire de l'aviation va maintenant nous permettre de comprendre pourquoi les phénomènes de compressibilité sont passés inaperçus pendant bien longtemps, et sont à la base d'idées fausses et d'incompréhensions en matière d'anémométrie, chez beaucoup de gens encore.

Les premiers anémomètres étaient gradués en ρV^2 ...

Les études des premiers aérodynamiciens, au tout début du XX^e siècle, sont restées parfaitement valables jusqu'environ dix ans après le premier conflit mondial. Les premiers anémomètres mesurant la différence entre la pression totale et la pression ambiante avaient été gradués selon la variation du produit $\frac{1}{2} \rho V^2$. Pour ces instruments et pour les avions lents de l'époque, la formule définissant le coefficient C_z montrait qu'indiscutablement, pour un avion de masse donnée en vol rectiligne horizontal, à toute valeur du célèbre produit $\frac{1}{2} \rho V^2$ correspondait toujours une même valeur bien définie du coefficient C_z .

Puis, dans les années 1930, sont apparus des avions sensiblement plus rapides, du type « Coupe Deutsch de la Meurthe ». Ces appareils étaient conçus avant tout pour gagner des compétitions de vitesse, et ils ont

préfiguré les avions de combat du deuxième conflit mondial. Avec ces avions « rapides », on s'est alors aperçu que la vieille formule de Bernoulli $P_t - P_s = \frac{1}{2} \rho V^2$ n'était pas compatible avec les équations de la physique des écoulements : l'hypothèse de la non variation de la masse volumique le long d'un tube de courant ne conduisait pas à des résultats conformes à la réalité observée !

... selon la formule de Bernoulli, mais ne fournissaient une indication correcte qu'aux basses vitesses...

À l'issue de la seconde guerre mondiale, les Américains — et d'autres — ont rapidement adopté les arguments exposés par la NACA (ancêtre de la NASA) aux constructeurs américains, à l'armée américaine, et aux autorités de l'aviation civile américaine c'est-à-dire à la C.A.A. (ancêtre de la F.A.A.). La NACA faisait simplement observer que, pour fonctionner correctement, un anémomètre doit être nécessairement gradué en respectant la loi de la physique qui modélise la variation de pression le long d'un tube de courant. Et cette loi est, à toutes les vitesses, **la loi de Saint-Venant**

$$P_t - P_s = P_s \left(\left(1 + 0,2 M^2 \right)^{3,5} - 1 \right) ,$$

... au contraire de la loi de Saint-Venant

où le nombre de Mach M est le quotient de la vitesse de l'écoulement par la vitesse du son.

Remarquons que la loi de Saint-Venant s'applique non seulement aux hautes vitesses subsoniques, au contraire de la loi de Bernoulli, mais aussi aux basses vitesses et même... en supersonique ! En effet, la loi de Rayleigh, utilisée dans le domaine supersonique, n'est qu'une extension de la loi de Saint-Venant, à laquelle elle ajoute l'effet de recompression du choc droit créé en écoulement supersonique par la prise de pression totale elle-même.

À la fin de la Seconde Guerre mondiale, l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (O.A.C.I.) a été créée et s'est tout de suite attachée à la rédaction de règles permettant le développement d'un important trafic aérien international. C'est bien la loi de Saint-Venant que l'O.A.C.I. a alors adoptée comme standard d'étalonnage des anémomètres.

... adoptée à l'issue de la Seconde Guerre mondiale pour l'étalonnage de tous les anémomètres

Cette façon de voir les choses était d'ailleurs la seule attitude conforme à la logique scientifique, car on ne voit pas bien pourquoi l'effet de la vitesse d'avancement sur la déformation des capsules métalliques de l'anémomètre aurait pu être différent de l'effet physique qui régit les efforts de la pression sur les tôles du revêtement de l'avion !

Mais alors, comment résoudre cette incompatibilité entre, d'une part, les lois physiques des écoulements, et, d'autre part, la loi de Bernoulli qui repose sur la définition que nous avons donnée des coefficients aérodynamiques ?

Par ailleurs, comment expliquer que tous les anémomètres actuels (tous étalonnés selon la loi de Saint-Venant) remplissent aussi la fonction d'indicateur de décrochage, comme nous l'avons énoncé au chapitre III ?

La réponse à la première question est simple : on peut continuer à exprimer la portance et la traînée en fonction de la masse volumique de l'air, de la surface portante, et du carré de la vitesse de l'écoulement, mais uniquement à condition d'adapter la définition des coefficients aérodynamiques... qui cessent d'être constants aux vitesses plus élevées que celles atteintes par les premières machines volantes !

Pour **conserver la notation ancienne** des coefficients aérodynamiques C_x et C_z , malgré les effets de la compressibilité c'est-à-dire malgré la variation de la masse volumique de l'air, il a été convenu tacitement que les conséquences de la variation du produit $\frac{1}{2} \rho V^2$ aux vitesses élevées devaient être incluses — c'est-à-dire prises en compte — dans les valeurs des coefficients aérodynamiques eux-mêmes.

En d'autres termes, il est correct de dire $Portance = C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S$ et $Traînée = C_x \frac{1}{2} \rho V^2 S$, même hors du domaine des basses vitesses, mais seulement à condition de faire varier les coefficients C_x et C_z selon les effets de la compressibilité. Ainsi, pour une surface mouillée S donnée, les coefficients aérodynamiques C_x et C_z varient non plus seulement

Compte tenu de la compressibilité, C_x et C_z ne sont plus constants (pour un objet et une incidence donnés)

... moyennant quoi les formules définissant la portance et la traînée restent correctes

en fonction de l'incidence mais aussi en fonction du **nombre de Mach** c'est-à-dire du quotient de la vitesse de l'écoulement par la vitesse du son. Cela permet de traduire le fait que les caractéristiques des tubes de courant ne sont pas identiques à basse vitesse et à Mach élevé, pour un même objet et à des incidences identiques.

C_x et C_z dépendent
du nombre de Mach

Le calcul des forces aérodynamiques à partir des coefficients variables C_x et C_z peut toujours être effectué selon les relations $portance = C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S$ et $traînée = C_x \frac{1}{2} \rho V^2 S$; il appartient aux aérodynamiciens de fournir les valeurs de C_x et de C_z en fonction du nombre de Mach.

■ L'anémomètre, indicateur de décrochage

Nous allons maintenant voir pourquoi l'**anémomètre est, sous certaines réserves, un bon indicateur de marge de sécurité par rapport au décrochage, et, plus généralement, un bon indicateur de point de polaire**. Nous ne nous contenterons pas de constater cette propriété très importante de l'anémomètre : nous allons la démontrer, d'une façon au demeurant très simple, et nous allons voir quelles sont les réserves qui en limitent la portée.

Tout d'abord, demandons-nous quand et pourquoi il y a décrochage. Comme nous l'avons dit précédemment, l'avion en palier et en vol rectiligne décroche lorsque le décollement remonte vers l'amont, le long de l'extrados, jusqu'à atteindre la zone la plus « portante » située entre le milieu et l'avant de l'extrados, là où les pressions sont les plus faibles.

Imaginons un avion en croisière, plus précisément un avion en palier et en vol rectiligne, et supposons que le pilote coupe les gaz et essaye de tenir le palier.

Dans un premier temps, la vitesse va diminuer (l'avion n'est plus tracté par sa motorisation, et il est freiné par sa traînée) mais la portance va

Le palier peut être tenu sans motorisation aussi longtemps que C_z peut augmenter suffisamment pour compenser la diminution de V^2

rester constante et égale au poids parce que, en tirant légèrement sur le manche donc en augmentant l'incidence, le pilote va augmenter la valeur du C_z et parce que cette augmentation de C_z va compenser la diminution de V^2 : l'égalité $C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S = m g$ entre la portance et le poids est encore respectée.

Mais la vitesse va continuer à diminuer, puisque le pilote refuse de descendre. Il lui faut cabrer de plus en plus, pour trouver toujours plus de C_z et maintenir constant le produit $C_z V^2$. Arrivé à l'incidence de $C_{z_{\max}}$, l'avion est toujours en palier mais la vitesse diminue toujours, et, pour ne pas descendre, le pilote tire toujours sur le manche. L'incidence passe alors au-delà de l'incidence de $C_{z_{\max}}$, le C_z chute et l'avion commence à décrocher. Lorsque C_z atteint la valeur $C_{z_{\max}}$, la vitesse est par définition la vitesse de décrochage V_s . La vitesse de décrochage V_s est donnée par la formule de la portance dans ce cas particulier où C_z vaut $C_{z_{\max}}$ en palier et en vol rectiligne : $C_{z_{\max}} \frac{1}{2} \rho V_s^2 S = m g$.

... mais, au-delà de $C_{z_{\max}}$, C_z chute et la portance ne peut plus équilibrer le poids : c'est le décrochage

La portance diminue alors brutalement et devient très inférieure au poids. La condition *portance = poids*, autrement dit $C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S = m g$, ne peut plus être remplie puisque C_z devient très inférieur à $C_{z_{\max}}$: l'avion décroche.

Si l'avion se trouve au départ en palier et en virage (non plus en vol rectiligne), le phénomène est exactement le même, à ceci près que la portance est à ce moment nécessairement plus grande que le poids, puisque, comme le montre la figure IV-40, seule sa composante sur un axe vertical (l'axe du poids) compense le poids.

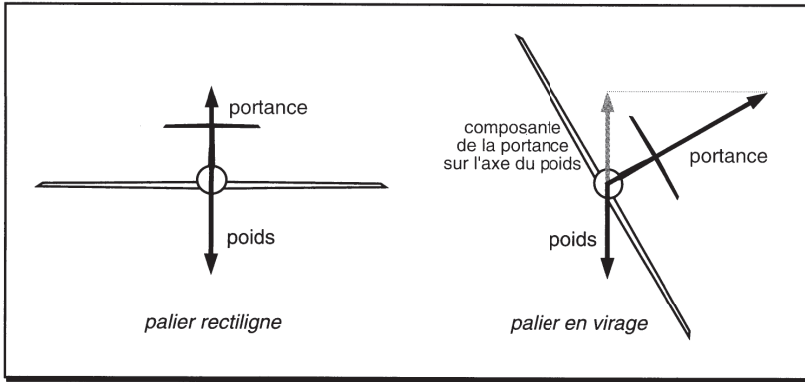


Figure IV-40 : en virage et en palier, la portance est plus grande que le poids

Par définition, **le facteur de charge, généralement noté n , est le quotient de la portance par le poids**. En vol en palier et en virage, si l'inclinaison vaut φ , la composante de la portance sur un axe vertical est égale au produit de la portance par le cosinus de l'angle φ :

$$\text{poids} = \text{portance} \times \cos(\varphi) .$$

Le facteur de charge vaut donc ici

$$n = \frac{\text{portance}}{\text{poids}} = \frac{1}{\cos(\varphi)} .$$

Ainsi, la formule plus générale traduisant le vol en palier est

$$C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S = m g n \quad \text{ou encore} \quad C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S = \frac{m g}{\cos(\varphi)} .$$

Cette formule montre bien que la portance doit être d'autant plus forte que le facteur de charge est grand. Par exemple, pour une inclinaison de 30 degrés, $\cos(\varphi)$ vaut environ 0,87 soit un facteur de charge $n = 1,15$ environ. Pour une inclinaison de 60 degrés, $\cos(\varphi)$ vaut exactement 0,5 et le facteur de charge est $n = 2$: la portance doit alors être deux fois plus forte qu'en palier, pour que le palier puisse être tenu. Il est facile de comprendre le grand danger des virages serrés : pour ne pas descendre, le pilote doit augmenter fortement la portance, et, pour ce faire, il va devoir tirer fortement sur le manche (pour augmenter fortement l'incidence). On retrouve le phénomène de décrochage décrit

Le facteur de charge est le quotient de la portance par le poids

Plus le virage est serré, plus la portance doit être grande...

**... et plus le danger
de décrochage
est grand**

précédemment dans le cas du vol rectiligne : au-delà de l'incidence de $C_{z_{\max}}$, la portance ne va plus augmenter et va au contraire chuter brutalement, entraînant le décrochage... et éventuellement le départ en autorotation (étudiée dans le chapitre du tome 2 consacré à la mécanique du vol latérale).

Nous venons de souligner l'importance du facteur de charge dans les conditions qui déterminent le décrochage, mais que dire du rôle de la masse et du rôle de la vitesse ? Par ailleurs, pour revenir à la question essentielle qui nous préoccupe, pourquoi l'anémomètre est-il un indicateur de marge de sécurité par rapport au décrochage ?

La formule $C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S = m g n$ montre que la portance nécessaire pour éviter le décrochage est proportionnelle à la masse, ce qui revient à dire que, toutes choses égales d'ailleurs, il faudra d'autant plus « tirer du C_z » (avec le danger de dépasser l'incidence de $C_{z_{\max}}$) que la masse de l'avion sera élevée.

Notre formule permet-elle aussi de dire que le décrochage se produit, à masse et facteur de charge donnés, toujours à la même vitesse indiquée quelle que soit l'altitude ?

De la formule $C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S = m g n$, on peut déjà déduire que, à masse et à facteur de charge donnés, le produit $C_z \rho V^2$ est constant. Si, en plus, on s'intéresse au domaine de vol concerné par l'approche et le décrochage, autrement dit à condition de se restreindre au domaine des basses vitesses, alors on peut légitimement négliger les phénomènes de compressibilité et considérer comme acceptable la formule de Bernoulli $P_t - P_s = \frac{1}{2} \rho V^2$.

**Le décrochage a lieu
pour une valeur de
 C_z indépendante de
la vitesse...**

Mais alors, pour une indication donnée de l'anémomètre, autrement dit pour une valeur donnée de $P_t - P_s$, ρV^2 a une valeur bien déterminée (deux fois $P_t - P_s$) et donc, puisque le produit $C_z \rho V^2$ est lui-même constant comme nous venons de le voir, la valeur de C_z est parfaitement déterminée !

Il faut comprendre que tout cela n'est vrai que dans la mesure où la compressibilité ne joue pas, ou tout au moins joue de façon négligeable. En effet, si le nombre de Mach atteint par exemple 0,5, l'avion ne vole plus « comme en incompressible » puisque l'augmentation relative de la masse volumique de l'air atteint 13% (voir l'application numérique précédente), et la formule $P_t - P_s = \frac{1}{2} \rho V^2$ n'est plus valable. De même, si l'avion vole à haute altitude, ne serait-ce qu'au niveau de vol FL350 par exemple, alors son nombre de Mach est inévitablement élevé même pour une valeur basse de l'indication anémométrique (par exemple Mach 0,46 au FL350, à seulement 150 kt de V_c , comme le montre l'abaque de l'annexe 3). Ces restrictions, qui portent d'une part sur le nombre de Mach et d'autre part sur l'altitude-pression, ne sont en fait pas limitatives si l'on s'en tient à une utilisation de l'anémomètre comme indicateur de marge par rapport au décrochage en approche finale. En effet, les deux restrictions « ni trop vite ni trop haut » ne jouent pas dans ce cas puisque tous les atterrissages ont lieu à une altitude et à une vitesse d'approche telles que la compressibilité est très faible (il n'existe pratiquement aucun aéroport situé à plus de 10 000 ft).

... à condition
d'être « en
incompressible »
(« ni trop vite
ni trop haut »)

Ainsi, nous dirons que **quelles que soient les conditions de vol « en incompressible »**, quelles que soient en particulier les valeurs de la température et de l'altitude-pression (que l'on se pose sur une piste située au niveau de la mer ou que l'on décolle d'une altisurface de haute montagne... mais à condition que l'altitude ne fasse pas jouer la compressibilité de façon sensible), **le décrochage d'un avion se produit toujours pour la même indication anémométrique, à masse et à facteur de charge donnés**. Plus généralement encore, à masse et à facteur de charge donnés, et à la seule condition de ne considérer que le domaine des basses vitesses, **l'anémomètre est un bon indicateur de position sur la polaire** puisqu'il est un bon indicateur du C_z (et donc aussi du C_x et de l'incidence, qui lui sont liés par l'intermédiaire de la polaire).

À masse et facteur
de charge donnés,
« ni trop haut
ni trop vite »
(ce qui est le cas à
l'atterrissage)...

On pourrait objecter que, pour démontrer cette propriété fondamentale de l'anémomètre, nous n'avons pas fait appel à la loi de Saint-Venant utilisée pour l'étalonnage de tous les anémomètres modernes. Cela ne

constitue pas un problème. En effet, quelle que soit la règle d'étalonnage, l'anémomètre est toujours un manomètre différentiel mesurant $P_t - P_s$, et à toute valeur précise de l'indication lue pour un étalonnage donné correspondra toujours une valeur précise — peut-être différente, mais unique et parfaitement déterminée — de l'indication lue pour un étalonnage différent. En d'autres termes, qu'il s'agisse d'un modèle moderne « en Saint-Venant » ou d'un modèle de musée « en Bernoulli », l'anémomètre est dans tous les cas un indicateur de la garde par rapport au décrochage.

... l'anémomètre est un bon indicateur de marge de sécurité par rapport au décrochage et, plus généralement, de position sur la polaire

Nous avons énoncé, au tout début de notre explication, que « l'anémomètre est, sous certaines réserves, un bon indicateur de marge de sécurité par rapport au décrochage, et, plus généralement, un bon indicateur de point de polaire ». Le lecteur doit non seulement retenir cette propriété très utile de l'anémomètre, mais aussi les réserves qui en limitent la portée : d'une part cette propriété n'est vraie qu'en incompressible (« ni trop vite ni trop haut ») et d'autre part elle n'est vraie qu'à masse et à facteur de charge donnés.

L'**incidence**mètre, instrument qui mesure directement l'incidence et qui n'est pas concerné par ces restrictions relatives au nombre de Mach, à l'altitude, à la masse et au facteur de charge, est un indicateur de point de polaire et de marge par rapport au décrochage bien meilleur encore que l'anémomètre. D'ailleurs, tous les avions de combat — et de plus en plus d'avions civils — sont équipés d'incidence mètres. Dans le cas de l'appontage sur porte-avions, qui est toujours particulièrement délicat, l'approche finale et l'atterrissage se font « à l'incidence » et jamais autrement.

L'incidence mètre est intégré au *collimateur de pilotage tête haute* (en anglais *H.U.D.*, pour *Head Up Display*), installé sur de nombreux avions militaires et sur certains avions de transport commercial, qui a démontré son efficacité et ses qualités ergonomiques.

En résumé :

- les formules

$$\text{portance} = C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S \text{ et } \text{traînée} = C_x \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

sont satisfaisantes à condition de prendre en compte les variations de C_z et de C_x en fonction du nombre de Mach;

- si l'on considère C_z et C_x comme des constantes indépendantes du nombre de Mach, les deux formules représentent une approximation acceptable loin des phénomènes critiques de la compressibilité, autrement dit à nombre de Mach faible;
- en l'absence d'incidencemètre, la lecture de l'anémomètre, complétée par la connaissance de la masse de l'avion et du facteur de charge, constitue « en incompressible » (dans le domaine des basses vitesses et jusqu'à 10 000 ou 15 000 ft) une bonne indication de point de polaire, et, en particulier, une bonne et précieuse indication de marge de sécurité par rapport au décrochage.

ANNEXES

SIGLES

D.G.A.C.	Direction Générale de l'Aviation Civile
O.A.C.I.	Organisation de l'Aviation Civile Internationale (en anglais <i>ICAO</i> , pour <i>International Civil Aviation Organisation</i>)
SFACT	Service de la Formation Aéronautique et du Contrôle Technique

NOTATIONS ET UNITÉS DE MESURE

Ce sont celles du système métrique international M.K.S.A. (mètre, kilogramme, seconde, ampère), complétées de celles spécifiques au monde de l'aéronautique (pieds et nœuds).

a Symbole de la **vitesse du son**, généralement exprimée en mètres par seconde (m/s) ou en nœuds (kt). La vitesse du son ne dépend que de la température (elle est proportionnelle à la racine carrée de la température absolue).

°C Abréviation de l'unité de mesure **degré Celsius** (unité de mesure d'une température). On disait autrefois « degré centigrade ».

°F Abréviation de l'unité de mesure **degré Fahrenheit** (unité de mesure d'une température).

Conversion de degrés Fahrenheit en degrés Celsius : $t_{°C} = \frac{5}{9} (t_{°F} - 32)$

Conversion de degrés Celsius en degrés Fahrenheit : $t_{°F} = \frac{9}{5} t_{°C} + 32$

On peut retenir que 0 °F correspond à -18 °C (environ), 32 °F à 0 °C, 59 °F à 15 °C et 212 °F à 100 °C.

FL Abréviation de **niveau de vol**, de l'anglais *Flight Level*.

ft Abréviation de l'unité de mesure **pied**, de l'anglais *foot* (unité de mesure d'une altitude ou d'une altitude-pressure).

Conversion de pieds en mètres : 1 ft = 0,3048 m

Conversion de mètres en pieds : 1 m = 3,281 ft

- g Symbole de l'**accélération de la pesanteur**, normalement exprimée en m/s^2 . Celle-ci diminue avec l'altitude et, au niveau de la mer, vaut en moyenne $9,8 \text{ m/s}^2$ et varie selon le lieu (la Terre n'étant pas une sphère parfaite de densité homogène).
- g_0 Symbole de l'accélération de la pesanteur au niveau de la mer, en atmosphère type.
 g_0 est égale à $9,80665$ (définition de l'atmosphère type par l'O.A.C.I.).
- γ Symbole du rapport des capacités thermiques à pression et à volume constants pour un fluide, notamment pour un **gaz parfait** ou considéré comme tel ($\gamma = 1,4$ dans le cas de l'air).
- hPa** Abréviation de l'unité de mesure **hectopascal** (unité de mesure d'une pression; $1 \text{ hPa} = 100 \text{ Pa}$).
 La pression est quelquefois exprimée en pouces de mercure ou en millimètres de mercure.
Conversion de pouces de mercure en hectopascals :

$$P_{\text{hPa}} = 33,86 \times P_{\text{in. Hg}}$$
Conversion d'hectopascals en pouces de mercure :

$$P_{\text{in. Hg}} = 0,02953 \times P_{\text{hPa}}$$
Conversion de millimètres de mercure en hectopascals :

$$P_{\text{hPa}} = 1,3332 \times P_{\text{mm Hg}}$$
Conversion d'hectopascals en millimètres de mercure :

$$P_{\text{mm Hg}} = 0,75006 \times P_{\text{hPa}}$$
- J** Abréviation de l'unité de mesure **joule** (unité de mesure d'une énergie).
- k Symbole du **coefficient de récupération d'une sonde de température** (nombre sans dimension).
- K** Abréviation de l'unité de mesure **kelvin** (unité de mesure d'une température absolue). L'expression « degré kelvin », autrefois employée, est incorrecte.
Conversion de kelvins en degrés Celsius : $t_{\text{C}} = T_{\text{K}} - 273,15$
Conversion de degrés Celsius en kelvins : $T_{\text{K}} = t_{\text{C}} + 273,15$
- m** Abréviation de l'unité de mesure **mètre** (unité de mesure d'une longueur), défini à l'origine comme la quarante-millionième partie du méridien terrestre.

M	Symbole du nombre de Mach (nombre sans dimension).
mb	Abréviation de l'unité de mesure millibar (unité de mesure d'une pression, aujourd'hui abandonnée au profit du pascal : $1\text{ mb} = 100\text{ Pa} = 1\text{ hPa}$).
N	Abréviation de l'unité de mesure Newton (unité de mesure d'une force).
P	Symbole de la pression , généralement exprimée en hectopascals ou en pascals.
Pa	Abréviation de l'unité de mesure pascal (unité de pression). Cette unité de mesure remplace le bar (et le millibar) depuis le 1er janvier 1986 (amendement n°14 de l'annexe 5 de l'O.A.C.I.).
P_s	Symbole de la pression statique , exprimée en pascals.
P_t	Symbole de la pression totale , exprimée en pascals.
R	Symbole de la constante caractérisant un gaz parfait ou considéré comme tel, exprimée en joules/kelvin ($R = 287,053$ pour l'air).
ρ	« Rhô », symbole de la masse volumique (c'est-à-dire du quotient d'une masse par un volume) généralement exprimée en kg/m^3 . Ce symbole est souvent utilisé pour désigner la masse volumique de l'air.
ρ_0	Symbole de la masse volumique de l'air dans les conditions standard, autrement dit au niveau de la mer et en atmosphère type. Elle est généralement exprimée en kg/m^3 et vaut $1,225\text{ kg/m}^3$.
σ	« Sigma », symbole de la densité relative de l'air . C'est le quotient de la masse volumique de l'air ρ , dans les conditions examinées, par la masse volumique de l'air ρ_0 dans les conditions standard (c'est-à-dire pour $P = 1013,25\text{ hPa}$ et $T = 288,15\text{ K}$, pour lesquelles, par définition, $\sigma = 1$).
t	Symbole de la température , exprimée en degrés Celsius (on disait autrefois « degrés centigrades »).
T	Symbole de la température absolue , exprimée en kelvins; elle est liée à la température t exprimée en degrés Celsius par la formule $T = t + 273,15$.

- t_i Symbole de la **température indiquée** par le thermomètre de bord, exprimée en degrés Celsius.
- T_i Symbole de la **température indiquée** par le thermomètre de bord, exprimée en kelvins.
- t_s Symbole de la **température statique**, exprimée en degrés Celsius.
- T_s Symbole de la **température statique**, exprimée en kelvins.
- t_{std} Symbole de la **température standard**, c'est-à-dire de la **température en atmosphère type**, pour une valeur donnée de l'altitude-pression.
- V Symbole de la **vitesse-air** (ou **vitesse vraie**, ou **vitesse aérodynamique**), généralement exprimée en nœuds. Le terme **vitesse-air** est utilisé conformément à la norme ISO 1151-1 (1.3). Le terme anglais correspondant est TAS (*True Air Speed*). Il ne faut pas confondre la vitesse-air avec la **vitesse propre**, utile en navigation, qui est sa projection sur le sol (la vitesse-air et la vitesse propre ne sont égales qu'en vol horizontal).
- V_c Symbole de la **vitesse conventionnelle**, généralement exprimée en nœuds. Le terme anglais correspondant est CAS pour *Calibrated Air Speed*.
- V_i Symbole de la **vitesse indiquée** par l'anémomètre, généralement exprimée en nœuds. Le terme anglais correspondant est IAS (*Indicated Air Speed*)
- Z Symbole de l'**altitude**, généralement exprimée en mètres ou en pieds.
- Z_p Symbole de l'altitude-pression, généralement exprimée en pieds.

ATMOSPHÈRE TYPE

Altitude- pression (ft)	Température			Pression	Rapport de pression	Densité (ρ / ρ_0)	Racine carrée de σ	Vitesse du son	Altitude- pression
	(°C)	(°F)	(K)	(hPa)	P / P_0	σ	$\sqrt{\sigma}$	(kt)	(m)
40 000	-56,5	-69,7	+216,7	187,54	0,1851	0,2462	0,4962	574	12 192
39 000	-56,5	-69,7	+216,7	196,77	0,1942	0,2583	0,5082	574	11 887
38 000	-56,5	-69,7	+216,7	206,46	0,2038	0,2710	0,5206	574	11 582
37 000	-56,5	-69,7	+216,7	216,62	0,2138	0,2843	0,5332	574	11 278
36 089	-56,5	-69,7	+216,7	226,32	0,2234	0,2971	0,5450	574	11 000
36 000	-56,3	-69,4	+216,8	227,29	0,2243	0,2981	0,5460	574	10 973
35 000	-54,3	-65,8	+218,8	238,42	0,2353	0,3099	0,5567	576	10 668
34 000	-52,4	-62,2	+220,8	249,99	0,2467	0,3220	0,5674	579	10 363
33 000	-50,4	-58,7	+222,8	262,01	0,2586	0,3345	0,5783	582	10 058
32 000	-48,4	-55,1	+224,8	274,49	0,2709	0,3473	0,5893	584	9 754
31 000	-46,4	-51,6	+226,7	287,45	0,2837	0,3605	0,6004	587	9 449
30 000	-44,4	-48,0	+228,7	300,90	0,2970	0,3741	0,6117	589	9 144
29 000	-42,5	-44,4	+230,7	314,85	0,3107	0,3881	0,6230	592	8 839
28 000	-40,5	-40,9	+232,7	329,32	0,3250	0,4025	0,6344	594	8 534
27 000	-38,5	-37,3	+234,7	344,33	0,3398	0,4173	0,6460	597	8 230
26 000	-36,5	-33,7	+236,6	359,89	0,3552	0,4325	0,6576	599	7 925
25 000	-34,5	-30,2	+238,6	376,01	0,3711	0,4481	0,6694	602	7 620
24 000	-32,5	-26,6	+240,6	392,71	0,3876	0,4642	0,6813	604	7 315
23 000	-30,6	-23,0	+242,6	410,01	0,4046	0,4807	0,6933	607	7 010
22 000	-28,6	-19,5	+244,6	427,91	0,4223	0,4976	0,7054	609	6 706
21 000	-26,6	-15,9	+246,5	446,45	0,4406	0,5150	0,7176	612	6 401
20 000	-24,6	-12,3	+248,5	465,63	0,4595	0,5328	0,7299	614	6 096
19 000	-22,6	-8,8	+250,5	485,48	0,4791	0,5511	0,7424	617	5 791
18 000	-20,7	-5,2	+252,5	506,00	0,4994	0,5699	0,7549	619	5 486
17 000	-18,7	-1,6	+254,5	527,22	0,5203	0,5892	0,7676	622	5 182
16 000	-16,7	+1,9	+256,5	549,15	0,5420	0,6090	0,7804	624	4 877
15 000	-14,7	+5,5	+258,4	571,82	0,5643	0,6292	0,7932	626	4 572
14 000	-12,7	+9,1	+260,4	595,24	0,5875	0,6500	0,8062	629	4 267
13 000	-10,8	+12,6	+262,4	619,43	0,6113	0,6713	0,8193	631	3 962
12 000	-8,8	+16,2	+264,4	644,41	0,6360	0,6932	0,8326	634	3 658
11 000	-6,8	+19,8	+266,4	670,20	0,6614	0,7156	0,8459	636	3 353
10 000	-4,8	+23,3	+268,3	696,82	0,6877	0,7385	0,8593	638	3 048
9 000	-2,8	+26,9	+270,3	724,28	0,7148	0,7620	0,8729	641	2 743
8 000	-0,8	+30,5	+272,3	752,62	0,7428	0,7860	0,8866	643	2 438
7 000	+1,1	+34,0	+274,3	781,85	0,7716	0,8106	0,9004	645	2 134
6 000	+3,1	+37,6	+276,3	812,00	0,8014	0,8359	0,9143	648	1 829
5 000	+5,1	+41,2	+278,2	843,07	0,8320	0,8617	0,9283	650	1 524
4 000	+7,1	+44,7	+280,2	875,11	0,8637	0,8881	0,9424	652	1 219
3 000	+9,1	+48,3	+282,2	908,12	0,8962	0,9151	0,9566	655	914
2 000	+11,0	+51,9	+284,2	942,13	0,9298	0,9428	0,9710	657	610
1 000	+13,0	+55,4	+286,2	977,17	0,9644	0,9711	0,9854	659	305
0	+15,0	+59,0	+288,2	1013,25	1,0000	1,0000	1,0000	661	0
-1 000	+17,0	+62,6	+290,1	1050,41	1,0367	1,0296	1,0147	664	-305

CONSTRUCTION DE L'ABaque ALTITUDE-MACH-VITESSES-TEMPÉRATURES

L'échelle des « températures standard », parallèle à celle des niveaux de vol, peut être construite très simplement en utilisant la loi de décroissance de température qui définit l'atmosphère type :

$$t = 15 - 1,9812 \frac{FL}{10} ,$$

où FL est le niveau de vol et t la température exprimée en degrés Celsius.

Mais quelle est l'équation des courbes « iso- V_c » qui correspondent chacune à une valeur de la vitesse conventionnelle ?

L'axe des abscisses représentant le nombre de Mach et l'axe des ordonnées représentant le niveau de vol, nous pourrions tracer les courbes de vitesse conventionnelle si nous arrivons à exprimer le niveau de vol (c'est-à-dire l'ordonnée) en fonction du nombre de Mach (l'abscisse), pour diverses valeurs d'un paramètre qui est la vitesse conventionnelle.

Ceci est effectivement possible, à partir des trois formules suivantes, rencontrées dans le chapitre II et le chapitre III :

$$Z_p = 145442 \left(1 - \left(\frac{P_s}{1013,25} \right)^{0,190263} \right) \quad (\text{au-dessous de la tropopause}),$$

$$P_t - P_s = P_s \left(\left(1 + 0,2 M^2 \right)^{3,5} - 1 \right) \quad (\text{loi de Saint-Venant}),$$

$$P_t - P_s = 1013,25 \left(\left(1 + 0,2 \left(\frac{V_c}{661,48} \right)^2 \right)^{3,5} - 1 \right)$$

(loi d'étalonnage des anémomètres).

Rappelons-nous que la première de ces trois formules est vraie même en atmosphère réelle (et non pas seulement en atmosphère type) si Z_p représente l'altitude-pressure fournie par l'altimètre calé sur 1013,25 hPa, par convention de construction et d'étalonnage des altimètres.

En remplaçant Z_p par $100 \times FL$ dans la première équation, et en éliminant $P_t - P_s$ dans les deux autres, on obtient ainsi :

$$FL = 1454,42 \left(1 - \left(\frac{P_s}{1013,25} \right)^{0,190263} \right)$$

$$\text{et } P_s \left(\left(1 + 0,2 M^2 \right)^{3,5} - 1 \right) = 1013,25 \left(\left(1 + 0,2 \left(\frac{V_c}{661,48} \right)^2 \right)^{3,5} - 1 \right),$$

$$\text{d'où } FL = 1454,42 \left(1 - \frac{\left(\left(1 + 0,2 \left(\frac{V_c}{661,48} \right)^2 \right)^{3,5} - 1 \right)^{0,190263}}{\left(1 + 0,2 M^2 \right)^{3,5} - 1} \right).$$

Cette formule exprime, comme nous le voulions, le niveau de vol en fonction du nombre de Mach et de la vitesse conventionnelle. Chaque courbe iso- V_c de l'abaque est obtenue en décrivant les valeurs de l'abscisse M et de l'ordonnée FL , pour une valeur donnée du paramètre V_c .

De la même façon, les deux réseaux de courbes qui constituent le graphique de la partie inférieure de l'abaque représentent les valeurs de la fonction température indiquée pour les valeurs de la variable nombre de Mach et d'un paramètre qui est soit la vitesse-air (courbes iso- V) soit la température statique (courbes iso- t_s).

Commençons par rechercher l'équation du réseau de courbes iso- V . Puisque nous cherchons à exprimer l'ordonnée t_i en fonction de la variable M et du paramètre V , il nous suffit d'éliminer T_s entre les deux équations

$$T_i = T_s \left(1 + 0,2 k M^2 \right), \text{ où } k \text{ est le coefficient de récupération,}$$

$$\text{et } V = 38,968 \sqrt{T_s} M,$$

cette seconde équation étant pour sa part issue de

$$V = a M \quad (\text{définition du nombre de Mach})$$

$$\text{et } a = 38,968 \sqrt{T_s} \quad (\text{vitesse du son en fonction de la température statique}).$$

En posant $t_i = T_i - 273,15$ pour passer d'une température exprimée en kelvin à une température exprimée en degrés Celsius, l'élimination de T_s nous conduit bien à une formule qui exprime T_i (l'ordonnée) en fonction de M (l'abscisse) et de V (le paramètre) :

$$t_i = \frac{V^2 (1 + 0,2 k M^2)}{(38,968 M)^2} - 273,15 .$$

Enfin, l'équation du réseau de courbes iso- t_s est obtenue en exprimant l'ordonnée t_i en fonction de la variable M et du paramètre t_s . Il suffit pour cela de considérer l'équation déjà rencontrée

$$T_i = T_s (1 + 0,2 k M^2) ,$$

et d'exprimer les températures indiquée et statique en degrés Celsius (t_i et t_s au lieu de T_i et T_s), pour obtenir la formule recherchée :

$$t_i = (t_s + 273,15) \times (1 + 0,2 k M^2) - 273,15 .$$

L'ÉQUIVALENT DE VITESSE

On trouve encore, dans certains ouvrages, une méthode de détermination de la vitesse-air, d'ailleurs quelquefois confondue avec la *vitesse propre*, qui repose sur l'utilisation d'une « vitesse corrigée » et d'un « équivalent de vitesse ».

La « vitesse corrigée » est le nom donné par ces ouvrages, à tort, à la vitesse conventionnelle V_c . Quant à l'équivalent de vitesse, il est utilisé dans ces ouvrages comme intermédiaire de calcul pour l'obtention de la vitesse-air à partir de V_c .

■ *Vitesse propre ou vitesse-air ?*

La *vitesse propre* est une notion de navigation et non pas une notion d'anémométrie. Il s'agit de la projection au sol (sur un plan horizontal) du vecteur vitesse-air de l'avion. Si l'avion ne vole pas en palier, autrement dit si la pente de sa trajectoire n'est pas nulle, la vitesse propre n'est pas égale à la vitesse-air. En anémométrie, il convient donc de parler de vitesse-air et non pas de vitesse propre.

■ « *Vitesse corrigée* » ou *vitesse conventionnelle* ?

Si l'on parle de « vitesse corrigée », il faut d'abord dire de quoi cette vitesse est censée être corrigée. En fait, après lecture de l'indication anémométrique, la seule correction à apporter, au besoin, est celle qui correspond à l'erreur de prise de statique et permet de passer de la vitesse indiquée à la vitesse conventionnelle (en principe, sur un avion correctement équipé et maintenu, l'anémomètre ne souffre pas d'erreur instrumentale).

Comme nous allons le voir, la vitesse conventionnelle est bien plus qu'une vitesse indiquée corrigée de ceci ou de cela : il s'agit d'une vitesse définie selon les règles précises d'une convention internationale reposant sur la loi de Saint-Venant, laquelle est utilisée depuis longtemps pour l'étalonnage de tous les anémomètres du monde.

■ *Historique de la mesure de vitesse à bord des avions*

Comme expliqué dans le chapitre III, l'anémomètre est essentiellement un manomètre différentiel mesurant la différence de pression $P_t - P_s$, c'est-à-dire la différence entre la pression P_t existant en un point d'arrêt de l'écoulement situé sur l'avion et la pression statique ambiante P_s de l'atmosphère entourant l'avion.

La logique voudrait que l'anémomètre soit donc gradué en hectopascals. Mais, puisque c'est la vitesse que le pilote recherche au moyen de cet instrument, on a toujours cherché à graduer l'anémomètre « directement » en unité de vitesse (nœud ou mètre par seconde).

Des confusions concernant l'anémométrie, qui persistent aujourd'hui encore dans certains esprits, proviennent de ce que la méthode utilisée pour graduer les anémomètres n'est plus la même aujourd'hui que dans la première moitié du XX^e siècle. Il faut en effet distinguer deux périodes :

- l'ère « largement subsonique », pendant laquelle les vitesses atteintes par les avions restaient éloignées de celles où les phénomènes soniques de compressibilité commencent à être perceptibles;
- l'ère « moderne », au début de laquelle la vitesse du son a été approchée puis atteinte et enfin dépassée.

■ *La mesure de vitesse dans la première moitié du XX^e siècle*

Pendant l'ère « largement subsonique », les premiers aérodynamiciens ne disposaient pas d'avions suffisamment rapides et d'instruments de mesure suffisamment précis pour mettre en évidence la compressibilité de l'air. Aux basses vitesses (les seules qu'ils pouvaient expérimenter), la loi de Bernoulli $P_t - P_s = \frac{1}{2} \rho V^2$ apparaissait pouvoir décrire de façon satisfaisante la réalité telle que mesurée avec les instruments de l'époque. Les premiers anémomètres ont donc été naturellement gradués selon cette loi de Bernoulli. En fait, au lieu de véritablement étalonner les anémomètres, non

seulement en les graduant en unité de vitesse mais aussi en vérifiant que la vitesse affichée correspondait bien, après coup, à la vitesse effective de l'avion en vol, les premiers aérodynamiciens se sont contentés d'appliquer, en toute confiance, la relation

$$V = \sqrt{\frac{2(P_t - P_s)}{\rho}}$$

traduisant la loi de Bernoulli.

S'ils avaient pu disposer d'avions plus rapides, ou de radars, ils auraient constaté que l'erreur atteint déjà 1% vers 180 kt. En effet, en conditions standard et pour $P_t = 1065,77$ Pa, $P_t - P_s$ vaut 52,52 hPa et la loi de Bernoulli donne 92,60 m/s soit 180,00 kt, alors que l'avion vole en réalité à 178,37 kt, comme l'indique la loi de Saint-Venant appliquée en conditions standard pour cette valeur de $P_t - P_s$:

$$P_t - P_s = 52,52 \text{ hPa} \Rightarrow 661,48 \sqrt{5 \times \left(\left(1 + \frac{P_t - P_s}{1013,25} \right)^{2/7} - 1 \right)} = 178,37 \text{ kt} .$$

Pour les vitesses atteintes par les avions pendant la période précédant la Seconde guerre mondiale, la graduation des anémomètres « selon Bernoulli » était acceptable, et fournissait une valeur très proche de la vitesse réelle atteinte par l'avion, tout au moins aux alentours des conditions standard c'est-à-dire pour une pression d'environ 1013 hPa et une température de +15 °C (conditions de l'atmosphère type au niveau de la mer). Mais que se passait-il en altitude ?

Evidemment, la valeur indiquée par l'anémomètre ne correspondait plus à la vitesse effective de l'avion dans l'air. Il était pourtant possible d'utiliser l'indication anémométrique pour calculer, assez simplement, la vitesse de l'avion.

En effet, si l'on pose $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$, où σ est la densité relative de l'air c'est-à-dire le rapport de la masse volumique de l'air ρ (dans les conditions atmosphériques examinées) par sa masse volumique ρ_0 (dans les conditions standard), alors la loi de Bernoulli peut s'écrire

$$P_t - P_s = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} (\rho_0 \times \sigma) V^2 = \frac{1}{2} \rho_0 (\sqrt{\sigma} \times V)^2 ,$$

où ρ_0 possède « l'avantage » d'être une constante.

En somme, les anémomètres de la première moitié du XX^e siècle, parce qu'ils étaient gradués en Bernoulli, étaient des indicateurs non pas de vitesse mais de la quantité $\sqrt{\sigma} \times V$. Les premiers aérodynamiciens ont ainsi été naturellement tentés d'utiliser cette propriété des anémomètres « anciens » et ont appelé *équivalent de vitesse* la quantité $\sqrt{\sigma} \times V$.

Lorsqu'un avion de l'époque volait avec une indication anémométrique de 100 kt à 10 000 ft, il volait en fait à plus de 100 kt mais le « comportement » de l'avion, dans ces conditions d'altitude, était « équivalent », de beaucoup de points de vue (incidence de palier, efforts aux commandes, etc.), à celui du même avion qui aurait volé à 100 kt au niveau de la mer.

Cette propriété des anémomètres gradués selon la loi de Bernoulli permettait donc de calculer facilement une bonne approximation de la vitesse d'avancement des avions de l'époque à différentes altitudes, moyennant simplement la connaissance de la densité relative de l'air dans les conditions considérées.

Retenons que les anémomètres de la première moitié du XX^e siècle, à défaut de pouvoir délivrer une indication acceptable au-delà d'environ 180 kt, possédaient la propriété d'être des indicateurs d'équivalent de vitesse, c'est-à-dire de la quantité $\sqrt{\sigma} \times V$. Ils possédaient cette propriété parce qu'ils avaient été gradués selon la loi de Bernoulli.

■ *L'étalonnage des anémomètres selon la loi de Saint-Venant*

Malheureusement, la loi de Bernoulli ne modélise de façon satisfaisante que des écoulements de fluides incompressibles. Or, précisément, **l'air est un fluide compressible**. Pour s'en convaincre, il suffit par exemple d'appuyer sur le piston d'une seringue remplie d'air et dont l'orifice est maintenu bouché : il est possible de comprimer l'air c'est-à-dire de diminuer son volume, à masse constante.

La compressibilité de l'air existe dès les basses vitesses, même s'il est vrai que ses effets sont peu visibles aux basses vitesses. Au-delà des vitesses pratiquées par les premiers aérodynamiciens (schématiquement, des vitesses inférieures à la centaine de

nœuds), la compressibilité de l'air entraîne des erreurs importantes lorsque la loi de Bernoulli est utilisée.

Lorsque ce problème a été mis en évidence, les aérodynamiciens ont, dans un premier temps, décidé d'appliquer à la valeur lue sur l'anémomètre un coefficient de correction appelé *coefficient de compressibilité*. Mais cet artifice n'a pas été maintenu longtemps car la nécessité est rapidement apparue d'étalonner les anémomètres selon une loi adaptée à la caractéristique de compressibilité qui caractérise l'air.

Il n'est pas inintéressant de savoir comment et pourquoi ce passage des anémomètres « gradués en Bernoulli » aux anémomètres « étalonnés en Saint-Venant » s'est effectué.

À la fin de la Seconde guerre mondiale, les Allemands et les Américains ont commencé, chacun de leur côté, à fabriquer des avions approchant la vitesse du son.

Les Allemands, submergés par les attaques aériennes massives des Alliés, essayaient de produire des avions de chasse à réacteurs : ils constatèrent rapidement que les anémomètres ne donnaient plus une valeur correcte de la vitesse effectivement atteinte à partir de 300 km/h environ (le km/h était leur unité). Mais les événements ne leur laissaient guère le temps d'analyser les causes de ce phénomène, et ils se contentèrent de fournir à leurs pilotes... des tables de correction empiriques.

Quelques temps après la fin de la Seconde guerre mondiale, les scientifiques américains de la NACA (ancêtre de la NASA), bénéficiant de conditions de travail plus confortables, ont pu étudier ce problème avec toute la sérénité et la rigueur scientifique nécessaires. Ils ont alors expliqué qu'il devenait indispensable et urgent de revoir complètement le principe de l'étalonnage des anémomètres. Leur conclusion était en effet fort simple : l'air étant compressible, il convenait d'étalonner les anémomètres selon la loi adéquate prenant en compte la compressibilité de l'air, autrement dit selon la loi de Saint-Venant. Evidemment, la vitesse indiquée par l'anémomètre ne serait la vitesse-air de l'avion que dans le cas des conditions standard, et il faudrait toujours prendre en compte, comme auparavant avec les anémomètres gradués en Bernoulli, la différence entre les conditions atmosphériques réelles et les conditions standard pour passer, par exemple en altitude, de la vitesse indiquée (même en supposant l'absence d'erreur de statique) à la vitesse-air. Il n'empêche que, en

conditions standard, les anémomètres donneraient enfin une indication exacte quelle que soit la vitesse. En 1948, il fut convenu au niveau de l'O.A.C.I. (dans le cadre, précisément, d'une convention internationale) que la nouvelle méthode était adoptée et remplaçait dorénavant la précédente. La convention définit une vitesse appelée très naturellement... conventionnelle, qui correspond à la vitesse-air en conditions standard. Ainsi, selon les termes de cette convention, **la vitesse conventionnelle est la vitesse-air qu'aurait l'avion au niveau de la mer en atmosphère type, à même indication anémométrique.**

Il faut bien comprendre qu'avec tous les anémomètres modernes, qui sont tous étalonnés selon la loi de Saint-Venant, la compressibilité est prise en compte par le principe même de l'étalonnage selon la loi de Saint-Venant.

■ *Pourquoi l'utilisation d'un coefficient de compressibilité est aberrante*

Avec tous les anémomètres des avions actuels, il n'y a absolument pas lieu, au contraire des anémomètres de la première moitié du XX^e siècle, d'appliquer la moindre correction de compressibilité, la loi d'étalonnage étant adaptée aux écoulements compressibles. De même, il n'y pas lieu d'utiliser l'équivalent de vitesse comme valeur de transfert entre la vitesse indiquée et la vitesse-air, puisque la loi d'étalonnage, issue de la loi de Saint-Venant, ne le fait pas apparaître.

Certains ouvrages commettent pourtant encore l'erreur de définir un équivalent de vitesse pour des anémomètres étalonnés selon la loi de Saint-Venant. Ils ne « retombent » sur des résultats corrects qu'en définissant un très artificiel « coefficient de compressibilité » K , défini comme une variable dont les valeurs ont été établies afin que K soit précisément le quotient de l'équivalent de vitesse par la vitesse conventionnelle...

L'application d'un « coefficient de compressibilité » à une mesure de vitesse issue d'un anémomètre moderne n'est pas seulement incorrecte. On peut dire qu'elle procède d'un raisonnement aberrant puisque cette méthode consiste

- 1) à partir d'une vitesse V_c « à caractère compressible » (puisque issue d'un anémomètre gradué selon la loi de Saint-Venant),
- 2) à lui appliquer un coefficient de compressibilité pour la transformer en équivalent de vitesse, paramètre « à caractère incompressible » qui a été défini pour être utilisé avec la loi de Bernoulli (laquelle ne modélise pas les écoulements compressibles),
- 3) à diviser l'équivalent de vitesse ainsi obtenu par $\sqrt{\sigma}$, terme caractéristique de la variation de la masse volumique de l'air c'est-à-dire terme « à caractère compressible ».

Autrement dit, cette méthode revient à s'éloigner de la réalité en créant un intermédiaire de calcul « à caractère incompressible » ne traduisant aucune réalité physique, pour finalement... corriger ce résultat intermédiaire au moyen d'un facteur lui rendant son caractère compressible conforme à la réalité (et permettant d'obtenir le bon résultat, mais au prix d'un raisonnement erroné).

■ Comment passe-t-on de la vitesse indiquée à la vitesse-air ?

S'il est clair que l'utilisation d'un coefficient de compressibilité et d'un équivalent de vitesse constitue une aberration avec des anémomètres modernes, il faut toutefois se demander de quoi l'on « corrige » la vitesse conventionnelle V_c — puisque ce n'est pas de la compressibilité — lorsque l'on passe de la vitesse conventionnelle à la vitesse-air.

Rappelons-nous la définition de la vitesse conventionnelle : c'est, en subsonique, la vitesse-air qu'aurait l'avion dans les conditions de l'étalonnage c'est-à-dire dans les conditions dites *conditions standard* (pression de 1013,25 hPa et température de +15 °C), qui sont les conditions de l'atmosphère type au niveau de la mer.

Ainsi, s'il était possible de voler dans une atmosphère où la température vaille exactement $+15\text{ }^{\circ}\text{C}$ et la pression $1013,25\text{ hPa}$, l'anémomètre indiquerait précisément la valeur de la vitesse-air, quelle que soit cette valeur de vitesse et quel que soit aussi le nombre de Mach correspondant (même à Mach $0,95$, par exemple), pourvu seulement que l'avion reste dans le domaine subsonique.

Autrement dit, la « correction » appliquée pour passer de la vitesse conventionnelle à la vitesse-air correspond au fait que l'on ne se trouve jamais (ou quasiment jamais) dans les conditions dites *conditions standard* : **le passage de la vitesse conventionnelle à la vitesse-air traduit non pas la compressibilité, déjà prise en compte par l'étalonnage même de l'anémomètre, mais l'écart de pression et l'écart de température par rapport aux conditions standard.**

La partie III.3 de cet ouvrage explique comment, dans la pratique, passer de la vitesse conventionnelle à la vitesse-air. La méthode préconisée, appliquée par l'intermédiaire d'un abaque, de tableaux de valeurs ou de formules préalablement programmées, utilise la loi de Saint-Venant et la mesure de la température. C'est la seule méthode correcte.

**Vous pouvez faire part de vos remarques,
critiques, suggestions
aux auteurs à cette adresse :**

auteurs@cepadues.com

Imprimé en France par Messages SAS

111, rue Nicolas-Vauquelin
31100 Toulouse