

OBSERVATIONS ET NOTES TECHNIQUES

CONCERNANT LES

TRANSPORTS AÉRIENS

ET LEURS SERVICES ANNEXES

OBSERVATIONS ET NOTES TECHNIQUES

CONCERNANT LES

TRANSPORTS AÉRIENS
ET LEURS SERVICES ANNEXES

PAR

LE CAPITAINE DE SYLVESTRE

ANCIEN ÉLÈVE DE L'ÉCOLE SUPÉRIEURE D'AÉRONAUTIQUE
BREVETÉ PILOTE



PARIS

LIBRAIRIE AÉRONAUTIQUE

E. CHIRON, Editeur

40, Rue de Seine

1919

PRÉFACE

Quel est l'avenir de l'aviation commerciale ? Dans quel sens doit-elle progresser ? Sera-t-elle en lutte avec l'aérostation ou ces deux parties de l'aéronautique se compléteront-elles ?

Autant de questions qu'il est, actuellement, difficile de résoudre et pour lesquelles il est même difficile d'établir un programme définitif avant d'avoir le résultat d'expériences.

Peut-être les gros transports, s'il en est fait par l'aéronautique, et les transports à charge moyenne sur de longs parcours sans escale seront-ils plutôt réservés aux dirigeables de fort cubage et, aux avions, les grandes vitesses à faible charge ou les petits parcours avec escales à charge moyenne et à vitesse accélérée.

L'aviation, embryonnaire avant la guerre, a pris pendant ces dernières années un essor considérable, mais elle a été orientée uniquement vers le but militaire.

Le but commercial ne répond pas tout à fait aux mêmes données.

En particulier, il a été fait vers la fin une dépense exagérée de puissance par rapport à la charge utile, cela pour obtenir une montée rapide et, par conséquent, un plafond élevé qui ne sont peut-être pas aussi nécessaires au transport commercial.

De plus, la hâte inhérente aux besoins de la guerre n'a pas permis d'étudier et de perfectionner les détails de construction et d'aménagement.

Le résultat seul intéressait, indépendamment de ces détails et du prix de revient.

Ici, c'est autre chose, et l'avion commercial devra être étudié en partant du but à atteindre et en tablant sur un minimum de frais d'exploitation, y compris l'amortissement qui écarte les grandes puissances massives du moteur et les assurances qui écartent les risques dont on ne peut tenir un compte aussi grand en temps de guerre.

OBSERVATIONS ET NOTES TECHNIQUES

CONCERNANT LES

TRANSPORTS AÉRIENS

ET LEURS SERVICES ANNEXES

PREMIÈRE PARTIE

OBSERVATIONS

CONCERNANT L'EXPLOITATION

I. — OBSERVATIONS GÉNÉRALES

L'étude des régions à exploiter et des points terminus semble être la première à envisager.

Du choix de la région découlera l'étude du genre de transport à effectuer : voyageurs, poste ou marchandises spéciales.

Ces différents transports vont exiger une grande régularité dans les arrivées, et la sécurité dans les voyages ; les deux premiers, surtout les voyageurs, vont exiger en plus l'exactitude même des heures.

DU CLIMAT

La grande cause d'insuccès dans la régularité des transports aériens est certainement le nuage au sol sous forme

de brouillard, ou près du sol menaçant de s'y déposer.

Il n'est pas douteux qu'on arrive un jour à passer outre et à voyager par la brume, grâce à des procédés de repérage et de signalisation.

Mais il n'est pas moins vrai que, dans l'air comme sur mer, il y aura toujours là un gros danger, avec cette différence que sur mer le mobile peut ralentir et même s'arrêter, ce qui est actuellement impossible en aviation.

Il y aura donc avantage dans les premiers transports aériens à choisir un itinéraire sur des régions sèches, afin de faciliter les expériences.

Une autre cause de perturbation est le vent ; bien qu'il n'empêche plus en général la sortie des avions, il influe néanmoins sur le prix de revient du trafic, et son régime moyen doit être étudié ; il peut même arrêter l'avion lorsqu'il se présente sous la forme de cyclones ou bourrasques de grande violence.

Ces bourrasques se forment le plus souvent dans certains pays chauds où l'absence de nuages pourrait amener le choix d'une ligne aérienne.

Il y a donc lieu de faire une moyenne de jours dangereux ou non volables en se basant sur les statistiques, et, pour éviter les surprises, étudier le trajet ordinaire de ces bourrasques et leur prévision.

Le climat du pays doit encore intervenir dans le choix des matériaux de construction de l'avion et les prix d'amortissement ; choses qui seront vues dans un autre chapitre.

Le climat intervient enfin dans la carburation qui doit être étudiée spécialement.

RÉSEAU MÉTÉOROLOGIQUE

Pour obtenir la sécurité aussi bien que la régularité des transports, un système de postes météorologiques sérieux

sement organisés et disposés devra être établi, de telle sorte que durant les voyages une très petite part de hasard soit laissée aux intempéries.

STATIONS ET ESCALES

L'étude du trafic propre au pays amènera le choix des points terminus et intermédiaires.

Les centres industriels, agricoles et commerciaux importants amèneront proportionnellement à leur trafic un transport de voyageurs et de courrier.

Il ne faut évidemment pas, pour l'instant, compter sur l'aviation pour augmenter ce trafic ; mais celle-ci pourrait néanmoins se charger des transports rapides de marchandises de valeur importante sous faible volume.

Le nombre des points intermédiaires basés sur l'exploitation des ressources régionales peut ne pas concorder avec les escales nécessaires au bon fonctionnement de l'avion.

Il y a lieu alors d'établir des escales intermédiaires avec dépôt de combustibles, outillage de secours et hangars.

Les escales sont donc fonction du rayon d'action moyen de l'avion ; mais celui-ci même est calculé pour être le plus grand possible en conservant un rendement utile satisfaisant.

Ces deux dernières conditions sont contradictoires : en effet pour un même avion, plus le poids combustible sera grand, plus la charge utile sera faible.

D'autre part l'établissement des stations avec leur outillage et leur personnel seront une source de dépenses d'exploitation, et l'arrêt une cause de retards dans les transports, d'où abaissement de la vitesse moyenne.

Il faut donc équilibrer les distances entre escales avec le prix de revient de la tonne, kilomètre.

Nous verrons par ailleurs qu'il y a plusieurs moyens,

Dépôts de combustibles. — Pour parer aux imprévus, le réseau d'aérodromes devra être complété par des dépôts réduits de combustibles et de pièces de rechange dans la plupart des villes sur ou près de la route ; principalement dans les pays à faible densité de population. Réserves peu coûteuses placées chez des dépositaires.

Réseau de communication. — Enfin un réseau téléphonique, avec ou sans fil, doit joindre les stations ou dépôts, et des communications par T. S. F. doivent être prévues entre les centres importants, les postes de météorologie et l'aviog.

ETUDE DU TRAJET

L'étude du trajet entre les points terminus comprendra donc, outre la valeur commerciale des régions traversées, leurs facilités d'atterrissage ou facilités d'y établir une route d'aviation jalonnée, continue ou discontinue, courant sous la route aérienne ; ce sera la sécurité.

Celle-ci, d'autre part, sera donnée par la sécurité des moteurs ; sécurité obtenue et par leur multiplicité et par leur qualité.

La multiplicité doit cependant être bien étudiée, car elle peut parfois nuire au rendement.

Cette étude sera d'ailleurs reprise au chapitre concernant l'établissement de l'avion en fonction de son utilisation.

II. — OBSERVATIONS CONCERNANT LE TRANSPORT DES VOYAGEURS

Le voyageur doit être amené à adopter le transport aérien non par curiosité ou par estime, ce qui réduirait

l'aviation au tourisme de luxe, mais bien parce qu'il y voit des avantages matériels.

C'est la condition de durée des lignes aériennes.

L'inconvénient principal et incontestable, déjà signalé, sera longtemps encore l'irrégularité venant des brouillards et des pluies ; et si on passe outre, le danger.

Cet inconvénient, bien que pouvant être en partie tourné soit par le choix des régions et des itinéraires, soit par des arrangements que nous verrons plus loin, reste toutefois très gros.

Pour qu'il n'entrave pas le trafic aérien, les compagnies doivent arriver à obtenir les avantages suivants :

- 1° La sécurité.
- 2° Une régularité bien délimitée.
- 3° Un confort suffisant.

I. — LA SÉCURITÉ

Les accidents peuvent venir :

- a) De la rupture des pièces.
- b) Des fautes de pilotage.
- c) De l'incendie en vol.
- d) En roulant au sol.

a) RUPTURE DES PIÈCES

Nous n'en parlerons que pour mémoire ; les coefficients de sécurité sont suffisamment connus pour que toute erreur dans ce sens soit évitée par les maisons sérieuses.

Il y aurait pourtant, semble-t-il, encore à travailler du côté de l'homogénéité dans la résistance des pièces employées.

Ce défaut d'homogénéité peut amener un excès de poids inutile ou des points de faiblesse.

b) FAUTES DE PILOTAGE. — DU PILOTE

La première chose à rechercher est un bon pilote.

Quel sera ce pilote ?

Pour la route il n'est pas besoin d'un pilote brillant et trop audacieux, au contraire ; ces pilotes auront d'autres emplois.

Ils ont été des précurseurs, ont indiqué ce qu'on pouvait attendre de l'aviation.

Ils ont ainsi montré la voie aux constructeurs, et ont donné à leurs collègues une confiance absolue.

Ils ont été pendant la guerre des auxiliaires indispensables, mais l'aviation commerciale est dominée par la sécurité et le prix de revient.

L'avion de route doit être mené par un chef pilote, mûr au moral et au physique, sérieux, soigneux et consciencieux.

Ce ne sera donc pas, en général, un trop jeune homme, mais un homme d'expérience.

Le pilotage est alors pour lui uniquement une affaire de soin, de réflexion constante et de pratique.

L'âge n'y est pour rien, à condition toutefois de débiter assez jeune dans le métier.

Les réflexes viennent par la pratique et une connaissance approfondie de la navigation.

Le pilote doit toujours continuer son éducation, la perfection n'étant jamais atteinte.

Il doit chercher à voler comme si le moteur et la cellule faisaient partie intégrante de lui-même, chercher à sentir les efforts imposés et les réactions de l'air.

Le pilote de route doit en plus sentir les courants aériens connaître sa météorologie et, en vol, profiter de toute cir-

constance, même fugitive, qui facilitera sa marche ou aidera l'avion.

D'où nécessité des écoles de pilotes : écoles libres ou écoles du gouvernement, avec brevet spécial.

On peut admettre qu'il y aura deux catégories de pilotes :

1° L'homme de métier qui aura débuté mécanicien d'atelier ou d'équipe, sera devenu mécanicien navigant, enfin pilote en second et chef pilote.

2° Le pilote d'avenir, faisant un stage en sortant d'écoles spéciales, destiné à monter dans la hiérarchie et à devenir ingénieur ou chef de service.

Les pilotes doivent être largement rétribués, mais très tenus et sévèrement réprimés pour les fautes dans le service.

Dans ces conditions, les fautes de pilotage pourront être évitées à peu près complètement.

c) ACCIDENTS VENANT DE L'INCENDIE EN VOL

L'incendie en vol, bien que très rare, peut venir d'une fuite d'essence enflammée par un retour au carburateur.

Il faut donc agir sur ces deux causes :

1° *Fuite d'essence.* — L'essence ne doit en aucun cas couler dans l'avion.

Le raccord en durit doit être supprimé, l'élasticité paraît être donnée plus sûrement et avec moins de danger par l'enroulement des tubes en spirale.

On peut aussi rechercher une matière plus appropriée que la durit.

Lorsque c'est possible, il y a avantage à doubler la canalisation pour fermer, en cas de fuite, le côté détérioré. (Voir § pannes.)

On peut enfin, pour ce cas de surprise, prévoir une gouttière sous la canalisation qui conduirait l'essence à l'extérieur.

2° *Retours au carburateur.* — La question est difficile et complexe, mais non insoluble; les constructeurs doivent s'y attaquer sérieusement, car elle est vitale pour l'aviation.

En aucun cas, la flamme ne doit pouvoir lécher un air carburé, même accidentellement.

On peut imaginer pour cela de nombreux systèmes, comme le blindage du carburateur la prise d'air étant à l'extérieur (comme il a déjà été fait pour les rotatifs), l'adoption de clapets empêchant le retour des courants gazeux, ou des dispositions spéciales de la carburation.

d) ACCIDENTS EN ROULANT AU SOL

1° *Freinage.* — Le grand danger est le capotage qui peut blesser et même causer la mort des passagers, ou amener des incendies.

Le capotage est généralement causé par un obstacle ou un ressaut de terrain (il ne doit jamais venir de la faute du pilote, sinon le seul remède est une sévère sanction ou même le renvoi).

Le capotage pourra généralement être évité en arrêtant l'avion à temps, brusquement au besoin; d'où la nécessité d'un freinage au sol; un frein à ancre étant fixé au fuselage en arrière du centre de gravité, ou à un endroit quelconque, l'axe de traction passant au-dessus du centre de gravité.

Ce même frein à ancre dont l'effet pourra être exagéré, ou un deuxième frein plus brutal, servira de frein de secours en arrêtant très rapidement, et même presque instantanément, l'avion, quitte à contusionner les passagers et à briser une partie du fuselage.

En cas de rupture de la pièce d'attache sur le fuselage, cette pièce peut être prolongée jusqu'au bâti central au

moyen d'une tige ou câble fixé au-dessus du C. G. comme il a été dit.

Ce frein de secours, à la disposition des pilotes et des mécaniciens en cas de danger imminent, devra pouvoir être mis d'un seul coup à l'aide du déplacement d'un levier.

Il est à remarquer que si l'avion arrive trop vite au sol, la queue ne se pose pas de suite et en tous cas n'a pas, au début, l'appui suffisant. L'avion devra donc aussi être muni de puissants freins sur l'air, genre Sopwith, déclanchables rapidement à faible distance du sol: c'est le complément du frein de secours à ancre.

2° *Terrains de secours.* — Bien que la panne doive être pratiquement supprimée, il faudra néanmoins la prévoir, ne serait-elle occasionnée que par un brouillard subit.

Une route aéronautique de signalisation et de terrains d'atterrissage de fortune sera alors établie. Terrains continus ou en chapelet.

Ces terrains auront leur plus grand côté dans le sens de la route; leur largeur étant déterminée par la dimension nécessaire à l'atterrissage lorsque le vent perpendiculaire à la route est assez fort pour exiger un atterrissage dans ce sens.

Cette dimension sera évidemment fonction du type d'avion le plus difficile de la ligne, du dégagement des abords, et aussi des possibilités de freinage.

Les terrains, plus ou moins rapprochés selon chaque cas particulier, devront être suivis par une ligne téléphonique; et sur chaque terrain, ou de distance en distance si la ligne est continue, se trouvera un dispositif de branchement pour un poste téléphonique mobile d'avion.

3° *Incendie par choc ou capotage.* — En prévision de cette éventualité, le pilote doit couper l'allumage en arrivant au sol.

Cependant il peut se présenter tel cas particulier où il croit nécessaire de maintenir ses moteurs ou bien un incident quelconque peut l'empêcher de fermer le contact.

Un dispositif automatique doit alors fonctionner pour tout choc anormal ou toute inclinaison exagérée vers l'avant (capotage lent).

Plusieurs dispositifs sont possibles (1).

II. — RÉGULARITÉ ET CONFORT

L'exactitude absolue ne peut être assurée dans l'état actuel de l'aviation ; mais nous pouvons, dans la mesure des possibilités des pays traversés, donner la garantie du transport avec un minimum de rapidité sensiblement égale à celle du chemin de fer.

AMÉLIORATIONS DU MATÉRIEL VOLANT

Dans ce sens nous chercherons à obtenir :

- a) La suppression pratique des pannes.
- b) La permanence des communications avec les stations.
- c) L'établissement d'un régime variable permettant à

(1) EXEMPLE DE DISPOSITIF. — 1° *Par chocs.* Un bouton de contact *b* mettant le courant à la masse en position normale. Ce bouton porte à la partie supérieure un évidement *e* très léger où se loge l'extrémité d'une tige *t* articulée à rotule à son autre extrémité *a*, vers le milieu de la tige, un tore *T* assez lourd, de diamètre intérieur légèrement supérieur au diamètre de la tige et tenu par des ressorts. Sous un choc brutal, le tore porte brusquement sur la tige, la dégage de son évidement, et le bouton, redevenu libre, met le courant à la masse.

2° *Par inclinaison ou capotage lent.* Deux godets à mercure réunis par un tube *U*, le godet *G* en avant, a un fond métallique et un cou-

l'avion de modifier normalement et le plus économiquement possible ses conditions de marche.

a) *Suppression pratique des pannes.* — D'une façon générale la panne est impossible à supprimer absolument, il y a alors intérêt à en diminuer ses chances par la multiplicité des moteurs. On est limité dans ce sens par la diminution du rendement massique et par le prix de revient.

Il n'y a pas avantage, semble-t-il, à dépasser le résultat qui consiste pour l'avion, à ne pas être influencé d'une façon dangereuse par l'arrêt d'un moteur, même au départ, et à pouvoir continuer sa route jusqu'à la prochaine escale en cas d'arrêt de deux moteurs.

Dans le détail et pour un moteur, quelles sont les principales causes de pannes ?

La rupture de pièces.

L'encrassement ou rupture du circuit d'essence.

L'encrassement ou rupture du circuit d'allumage.

La 1^{re} catégorie sera corrigée par la diminution de la puissance massique et le soin de la construction.

La 2^e catégorie sera corrigée par la propreté de l'essence employée, la disposition judicieuse de purgeurs-filtres bien compris et souvent visités.

— La suppression des raccords en durit, l'élasticité pouvant être donnée par l'enroulement des tubes en serpentin.

vercle percé d'une tige *t*, fond et tige reliés respectivement à la masse et au circuit.

Le godet *H* contient le mercure dont l'écoulement en *b* produit le contact *G* d'où mise à la masse, le niveau du mercure en *H* doit être fonction de l'inclinaison limite choisie.

La rapidité d'arrêt de l'allumage est déterminée par le diamètre du tube *U* et par la hauteur de la tige *t* au-dessus du fond.

— Le doublement des parties délicates de la circulation d'essence, y compris le gicleur.

La 3^e catégorie sera corrigée par le doublement de tout le circuit électrique, y compris les magnétos et les bougies.

b) *Permanence des communications avec les stations.* — Elle peut être obtenue par la disposition sur l'avion d'un poste de T. S. F., d'un poste téléphonique mobile pouvant être branché en un point quelconque de la ligne téléphonique courant sous la route aéronautique et d'un poste radiogoniométrique permettant à l'avion de s'orienter sur un poste à terre émetteur.

De plus, et surtout aux colonies, les stations gagneraient à avoir des bases radiogoniométriques permettant, soit avec un seul poste d'orienter l'avion, soit avec deux postes de le repérer en cas de panne.

Le corollaire de cette dernière disposition est d'avoir en réserve sur l'avion un dispositif émetteur et une antenne de fortune pour le sol.

c) *Etablissement d'un régime variable.* — Cette question assez complexe est étudiée spécialement dans la 2^e Partie de la présente Notice.

CONFORT EN VOL

Le confort en avion ne peut être très nettement défini d'avance, il variera dans chaque cas particulier et devra être étudié avec beaucoup de soin par les constructeurs.

AMÉLIORATION DES STATIONS

Le matériel d'une station commerciale ou de tourisme peut être étudié ici qualitativement d'une façon générale,

mais non pas quantitativement. Ce sont plutôt des observations et des directives qu'un devis, lequel ne peut être établi, même sommairement, que sur des données précises.

Le nombre et la valeur du matériel, souvent même sa désignation, dépendent d'une foule de variables spécifiques de chaque cas : importance de la station, proximité d'une voie ferrée, facilités de ravitaillement, logement du personnel et des voyageurs, etc.

On peut cependant étudier quelques cas :

Correction des irrégularités. — Les voyageurs d'avion seront en général pressés : c'est la raison d'être de ce mode de transport.

Ils seront donc gênés par l'aléa des départs.

Cet aléa peut être, en partie, compensé par arrangement avec les compagnies de chemins de fer.

Cet arrangement pourra se faire facilement dans la plupart des nations européennes.

En cas de non départ ou de gros retard venant du vent ou d'un imprévu, lorsque l'heure d'arrivée probable sera postérieure à l'heure d'arrivée par chemin de fer, les voyageurs pressés devront être transportés par les moyens de la compagnie aérienne à la gare desservant le trajet, et cela pour l'heure du train commode et rapide menant à destination, ou pour les grands voyages, à une station aérienne désignée capable de fournir un départ et prévenue par téléphone ou T. S. F.

Il faut donc organiser un décalage correspondant dans les horaires de départ, avion et train, sur la grande ligne la plus proche.

L'accord devra être fait d'avance avec les compagnies intéressées, au besoin avec concours de l'État.

Pour les voyageurs qui n'utiliseraient pas cette organisation, ou si dans certains endroits elle est reconnue impos-

sible, la station doit être pourvue de logements confortables, cela obligatoirement si elle est loin d'une ville et dans le cas contraire, autant que possible sur simple demande des voyageurs.

En résumé, toute gare aérienne de voyageurs devra posséder des moyens de transport automobiles pour ces derniers, en nombre variable suivant les cas et capables de mener ceux-ci à la ville s'ils doivent y rester, à la gare de chemin de fer ou station aérienne voulue en cas de nécessité.

Elle devra aussi organiser un hôtel, quand c'est possible, et en tous cas entourer le voyageur du confort compatible avec les dépenses d'exploitation.

D'ailleurs dans les stations desservant une ville, l'aérodrome doit être aussi rapproché que possible de cette ville.

Il aura ainsi le double avantage d'être moins coûteux et plus pratique.

En tous cas si la ville possède un réseau de tramways, la station devra être reliée à ceux-ci et prévoir en cas de besoin des départs spéciaux.

Pour les transports aux colonies, les dernières têtes de lignes européennes et les stations coloniales sont en général dans le sud avec peu ou pas de brouillards ; les empêchements et retards seront donc moins fréquents, et en tous cas auront une importance moins grande, vu la longueur des voyages ordinaires.

Enfin toutes les stations devront être munies de postes de T. S. F. et centraux téléphoniques.

Une ligne téléphonique spéciale devra courir le long du trajet passant près de tous les terrains de secours avec dispositions pour le branchement rapide en un point quelconque d'un poste téléphonique d'avion.

Enfin des dépôts de voitures de transports automobiles devront être nombreux et leur emplacement connu.

III. — COURRIERS ET MARCHANDISES

I. — COURRIERS

Les transports de courriers demandent des organisations analogues à celles des voyageurs, quoique plus simplifiées.

Ils demandent la sécurité et la garantie de régularité.

Ils exigent les mêmes services annexes d'automobiles, de téléphone, de T. S. F. et de terrains.

Ils seront donc généralement accolés aux transports de voyageurs, ils emprunteront les mêmes avions qui seront alors mixtes, et les mêmes stations.

Il pourra cependant se faire que la nécessité d'un service spécial soit reconnue, il faudra alors établir des avions spéciaux et parfois aussi des stations.

L'avion pourra être un appareil assez léger au mètre carré, à dépense réduite ainsi que la vitesse, ou un avion très rapide destiné à concurrencer les autres modes de transport, il pourra enfin être à conditionnement variable, ce qui permettrait de n'avoir qu'un seul type uniforme.

Selon le résultat à obtenir, on pourra choisir l'une ou l'autre méthode, la taxe variant évidemment avec les méthodes choisies. On pourra se reporter pour ce choix à la Deuxième Partie concernant l'étude des régimes.

Les demandes du public après essais guideront le choix de la méthode à adopter.

La taxe sera correspondante.

Les régimes pourront d'ailleurs varier d'une ligne à l'autre et même d'un jour à l'autre.

Les stations. — L'organisation sera très simplifiée, les hangars seront les mêmes que dans les stations à voyageurs,

de manière à pouvoir être utilisés par tout type d'avion en service ; leur nombre sera réduit en conséquence.

Les services automobiles seront les mêmes que pour voyageurs, mais aussi réduits que possible.

Les services de communications avec et sans fil seront les mêmes.

Les services d'entretien, réparations, etc., seront fonction de la densité de rendement de la ligne et de l'importance de la station postale.

II. — MARCHANDISES

Dans l'état actuel de l'aviation on ne peut prévoir ce mode de transport que pour :

1° *Des denrées de valeur et très périssables* jusqu'ici d'un transport difficile ou impossible dans de bonnes conditions ;

2° *Certaines expéditions particulièrement urgentes* et pour lesquelles les intéressés n'hésiteront pas à mettre le prix nécessaire ;

3° *Le ravitaillement normal ou exceptionnel* de certaines stations isolées, métropolitaines et surtout coloniales.

Il faut bien remarquer que le fonctionnement d'un tel ravitaillement est très onéreux et que son amortissement doit être porté en dépense sur l'exploitation des lignes ainsi ravitaillées, ce qui augmente beaucoup le prix de revient de la tonne-kilomètre.

L'avion de transport marchandises peut être mixte voyageurs-marchandises pour les lignes à faible rendement et les denrées peu encombrantes.

Cependant les avions de ravitaillement auront avantage à être compartimentés spécialement, suivant un modèle approprié.

Le régime de marche de l'avion, les rapports entre ses éléments selon le résultat à obtenir, pourront être étudiés d'après les données exposées dans la 2^e Partie.

Le régime variera évidemment selon les difficultés de la route, la climatérie, la concurrence des autres moyens de transport et la limite des prix pouvant être raisonnablement exigés du commerce.

Les départs pourront être, selon les cas, à date fixe ou sur demande.

DEUXIÈME PARTIE

NOTES TECHNIQUES ÉLÉMENTAIRES
SUR LES RÉGIMES DE ROUTE.

TITRE PREMIER

NOTIONS PRÉLIMINAIRES

- 1° Régime des montées et descentes.
- 2° Action du vent horizontal sur la vitesse.
- 3° Consommation.
- 4° Rendement.

I — RÉGIME DES MONTÉES ET DESCENTES

(PAR VENT NUL)

Supposons l'incidence normale i de l'avion sensiblement égale à l'angle de traction minima, et soit un avion en ligne de vol horizontal avec une puissance U du moteur.

Donnons en ouvrant les gaz la puissance U' et prenons la pente d'incidence constante correspondant à cette puissance.

Dans la figure, lorsque a croît, OR varie, mais l'incidence n'ayant pas changé par hypothèse, les rapports entre OR , OS , OT , sont constants, en particulier $\frac{OT}{OS}$ que nous avons appelé qualité ou $\frac{Kx}{Ky}$.

Donc l'utilisation de la réaction a la même qualité.

Nous avons étudié d'autre part la pente d'incidence normale i pour une puissance déterminée.

A part quelques avions spécialisés dans la montée, l'angle i a été choisi par le constructeur comme donnant avec son avion la meilleure utilisation de la réaction, soit sensiblement l'angle de traction minima ou de meilleure qualité, nous venons de voir que cette qualité était indépendante de la pente.

Avec cette incidence, nous avons par construction un minimum de traînée secondaire ; le fuselage et toutes les parties résistantes de l'avion ayant dans cette position des lignes fuyantes de résistance minima.

De plus, l'hélice se déplacera sensiblement dans son axe, ce qui est une des conditions de meilleur rendement.

D'ailleurs pour une pente donnée a nous avons la relation en appelant F et F' les tractions :

$$F' = F \cos a + P \sin a,$$

qui est évidemment minima en même temps que F .

On a aussi le minimum de consommation C' pour la même valeur de F puisqu'on a par vent nul :

$$C' = (m) F' d \text{ (} d \text{ étant la distance).}$$

Les pentes sous incidence normale i sont donc des pentes économiques.

La pente économique qui utilisera la puissance maxima du moteur sera la pente économique maxima.

Elle variera évidemment avec l'altitude.

Par vent quelconque, on a :

$$C' = m F' d \frac{V}{V_1}$$

On a une forme analogue à la marche en palier.

Vitesse sur la trajectoire. — En remarquant que la composante du poids à équilibrer sur la trajectoire est $P \cos a$. La vitesse sur la trajectoire est donnée par l'égalité

$$K_y S V'^2 = P \cos a.$$

$$V'^2 = \frac{P}{K_y S} \cos a.$$

En appelant V_p la vitesse en palier :

$$V = V_p \sqrt{\cos a}.$$

Vitesse horizontale. — La vitesse horizontale est donnée par la projection de V sur l'horizontale :

$$V_h = V_p \cos a \sqrt{\cos a}.$$

Possibilités. — Dans les montées d'angle a , soit F' la nouvelle traction, une partie de la traction est annulée

par la composante du poids $P \sin a$. L'autre partie $F' - P \sin a$ doit être égale à la traction nécessaire pour tenir en vol horizontal le poids $P \cos a$ (composante du poids perpendiculaire de la trajectoire), soit, $F \cos a$.

On a alors :

$$F' - P \sin a = F \cos a = P \cos a \frac{K_x}{K_y}$$

$$F' = P \left(\cos a \frac{K_x}{K_y} + \sin a \right).$$

Relation qui donne F' ou a selon que l'un ou l'autre est déterminé. Autrement dit pour une pente déterminée à la condition de possibilité est :

$$F' = Q \left(\cos a \frac{K_x}{K_y} + \sin a \right).$$

ou :

$$\frac{F'}{F} = \cos a + \frac{K_y}{K_x} \sin a.$$

Conclusions. — La montée est moins intéressante pour l'avion de commerce que pour l'avion militaire. Cependant en dehors de l'altitude de sécurité, dont on peut ne pas tenir compte et de l'altitude de délestage, l'avion de commerce pourra se trouver dans telle circonstance qui l'obligera à prendre de la hauteur plus ou moins rapidement.

Il aura :

1° A prendre une pente maxima.

2° A se trouver au-dessus d'un point fixé à telle altitude.

1°) Le pilote prend l'angle de puissance minima et donne au moteur toute sa puissance disponible.

Il se trouve alors sur la pente maxima de l'avion.

2°) Le pilote doit :

a) Prendre la pente la plus faible possible, l'avion dirigeant directement sur B (quand c'est possible).

b) Régler sa puissance de manière à prendre, sur cette pente, l'incidence de traction minima.

c) *Possibilités.* — Si la pente AB est supérieure à la pente économique maxima pour l'altitude B, le pilote se reportera à un barème donnant les temps de montée verticale en fonction des charges pour le type d'avion (barème 2).

Si les surfaces changent, un autre tableau doit donner les variations en fonction de $\frac{S'}{S} = n$.

Connaissant le temps nécessaire à sa montée, le pilote, maintenant sa pente maxima, suivra un chemin l'amenant au point B au bout du temps t .

Il devra éviter les virages qui donnent une perte d'énergie.

DESCENTE ÉCONOMIQUE. — Pour la descente, le pilote prendra en principe la pente réelle minima d'angle a donnée par $tg a = \frac{K_x}{K_y}$.

En effet, la pente la plus économique sera celle qui permettra d'arrêter les moteurs le plus tôt avant d'arriver au point d'atterrissage.

C'est la descente qui, pour une altitude donnée, aura le plus grand parcours horizontal, soit la descente de pente minima.

Elle est donnée par le minimum de $tg a$.

Or,
$$tg a = \frac{K_x}{K_y}$$

En effet,
$$P \sin a = P \cos a \frac{K_x}{K_y}$$

$P \sin a$ étant la traction

il en résulte que la pente minima est donnée par l'angle de traction minima.

2°. — ACTION DU VENT HORIZONTAL SUR LA VITESSE

a) *Vent dans l'axe.* — La vitesse du vent s'ajoute ou se retranche de celle de l'avion.

b) *Vent oblique.* — *Angles de dérives et vitesses.*

Soit AB la direction de marche (direction origine).

C l'angle de la direction du vent.

D l'angle de dérive (axe de l'avion).

W la vitesse du vent.

Angle de dérive. — L'avion A est soumis à la force du vent et à la force de traction propre.

Ses forces peuvent se décomposer en deux directions :

1°) Une parallèle à la marche.

2°) Une perpendiculaire à la marche.

Soit pour le vent :

1°) $W \cos c$.

2°) $W \sin c$.

et pour la traction :

1°) $V \cos d$.

2°) $V \sin d$.

Pour que l'avion suive l'axe de marche, les forces perpendiculaires doivent être égales et de sens contraires.

Soit
$$W \sin c = V \sin d,$$

ce qui donne la valeur de d

$$\sin d = \frac{W}{V} \sin c.$$

Vitesse de route. — Il reste les deux vitesses parallèles qui n'ajoutent pour donner la vitesse de marche :

Soit :
$$V' = W \cos c + V \cos d$$

$$V' = W \cos c + V \sqrt{1 - \frac{W^2}{V^2} \sin^2 c}.$$

C'est la vitesse de marche sur l'axe de route.

La formule $\frac{V'}{V}$ sera utilisée plus tard.

$$\frac{V'}{V} = \frac{W}{V} \cos c + \sqrt{1 - \frac{W^2}{V^2} \sin^2 c}.$$

Si la valeur absolue de c croît de 0° à 180° , V' va diminuer.

Voyons pour quelle valeur de c on aura :

$V' = V$, ce sera l'angle critique au delà duquel l'effet du vent sera nuisible.

$$\text{On aura : } V = W \cos c + V \sqrt{1 - \frac{W^2}{V^2} \sin^2 c}.$$

$$1 - \frac{W}{V} \cos c = \sqrt{1 - \frac{W^2}{V^2} \sin^2 c},$$

en élevant au carré :

$$1 + \frac{W^2}{V^2} \cos^2 c - 2 \frac{W}{V} \cos c = 1 - \frac{W^2}{V^2} \sin^2 c,$$

$$\frac{W^2}{V^2} = 2 \frac{W}{V} \cos c.$$

$$\frac{W}{2V} = \cos c.$$

La condition de possibilité est $W < 2V$.

Dans ces conditions, plus W est grand, plus c doit être petit, c'est-à-dire plus le secteur de vent nuisible est grand.

VITESSE AVEC PENTE « a » PAR VENT OBLIQUE D'ANGLE c .

La vitesse horizontale de l'avion est V_h par vent nul.

$$V_h = V \cos a \sqrt{\cos a}.$$

La vitesse horizontale sur l'axe de marche par vent W .

$$V' = W \cos c + V_h'^2 - W^2 \sin^2 c,$$

$$V' = W \cos c + V^2 \cos^2 a - W^2 \sin^2 c.$$

On aura une idée de la réduction de vitesse par les exemples suivants :

pour $a = 15^\circ$	$\cos a$	$\sqrt{\cos a} = 0,97$
35°	—	= 0,67
45°	—	= 0,59.

— Dans l'état actuel de la science aéronautique, il est impossible de donner des règles utiles concernant les vents ayant une composante verticale ascendante ou descendante.

Un bon pilote doit cependant les étudier pratiquement dans sa région ou sur son itinéraire, en tenir compte et les utiliser pour améliorer les conditions économiques ou commerciales du voyage.

3°. — CONSOMMATION

Soit c la consommation par HP heure.

c la consommation totale pour temps t .

La première valeur intéresse la construction. La deuxième est modifiée par le régime de l'avion et doit être étudiée.

La consommation totale est donnée par :

$$C = c U t = c F V \frac{d}{V'}.$$

V' étant la vitesse utile de l'avion par rapport au sol.

Par vent nul.

$$V' = V,$$

d'où

$$C = c F d.$$

C , consommation totale, est donc proportionnelle à la traction.

Elle sera minima avec l'angle de traction minima et la vitesse correspondante.

Vent dans l'axe. — Soit V la vitesse correspondant au cas précédent.

Par vent dans l'axe de vitesse W (supposons-le contraire, c'est le seul cas intéressant), on a :

$$C = c \frac{Ud}{V-W}$$

ou :
$$C = cd(KxS + r) \frac{V^3}{V-W}$$

Si on cherche le minimum de cette fonction en annulant la dérivée (V étant seul variable), on voit que ce minimum a lieu pour :

$$V = \frac{3}{2}W.$$

Mais V ne peut être inférieur à V^0 , vitesse de sustentation :

donc si :
$$\frac{3}{2}W \leq V^0,$$

le minimum a lieu pour $V = V^0$.

En effet, $cd(KxS + r) \frac{V^3}{V-W}$ peut s'écrire :

$$cdF \frac{V}{V-W}$$

Or, F est minimum pour $V = V^0$.

La quantité $\frac{V}{V-W}$ est minima pour $V = \text{Infini}$.

Le minimum ne peut donc descendre au-dessous de V^0 .

Par vent oblique. — $V-W$ devient V' donné par le barème des dérives, cette quantité variant de V à 0 . On obtient une courbe des variations de même allure que pour vent dans l'axe.

La valeur minima de C et la valeur de V correspondante sont obtenues par deux barèmes dont il est question à « Prix de revient ».

La puissance et la traction sont variables pendant tout le trajet en raison du délestage de combustible ; leur valeur complée ici est leur valeur à un moment donné.

CORRECTION ALTIMÉTRIQUE

Si le moteur n'est pas suralimenté on démontre que pour conserver une richesse constante, le débit d'essence doit diminuer comme le rapport des pressions $\sqrt{\frac{A}{A_0}}$.

Or, par suite de la diminution d'aspiration, la diminution du débit se fait automatiquement dans le rapport $\sqrt{\frac{A}{A_0}}$.

Il sera donc nécessaire de freiner le débit d'essence dans le rapport $\sqrt{\frac{A}{A_0}}$.

1°. — RENDEMENTS

RENDEMENT DE L'AVION. — Il peut être défini : rapport pour un poids donné entre la vitesse et la puissance dépensée.

Autrement dit l'avion ayant été prévu pour transporter le poids P à la vitesse V , on aura le meilleur rendement lorsque ce résultat sera obtenu avec le minimum de puissance.

Le rendement de l'avion ainsi défini dépend uniquement de sa finesse dont il est inversement proportionnel.

En effet :

Soit G le rendement, on a :

$$G = \frac{PV}{U}$$

Or :

$$P = \frac{FKy}{Kx}$$

$$G = \frac{FVKy}{U Kx} = \frac{Ky}{Kx}$$

La finesse de l'avion est étudiée par les polaires. On voit que les résistances accessoires devront évidemment être minima en même temps que Kx .

RENDEMENT DU MOTEUR. — On peut considérer :

a) *Son rendement thermique*, sensiblement mesuré par sa consommation qui doit être automatiquement réglée pour conserver son minimum à tous les régimes.

b) *Son rendement massique*. A consommation unitaire égale, le moteur à faible puissance massique diminue d'autant le poids utile disponible, ce qui est nuisible au rendement commercial.

Mais, d'autre part, ce même type de moteur est d'une tenue meilleure que les moteurs à grande puissance massique et les frais d'amortissement sont de ce fait réduits.

Il résiste également mieux à un léger déséquilibre toujours à prévoir et, de ce fait, il réduit aussi l'amortissement de l'avion proprement dit.

La question est donc complexe et sort du cadre de cette étude sommaire pour rentrer dans la « construction de l'avion ».

Rendement de l'hélice. — La puissance fournie à l'hélice par le moteur est $2\pi nL$ (L , couple moteur).

La puissance réalisée par l'hélice est :

$$RxV.$$

Le rendement de l'hélice est donc :

$$\frac{RxV}{2\pi nL} = \frac{1}{2\pi} \frac{VF}{L}$$

$\frac{V}{2\pi n}$ est le rapport des vitesses du moteur et de l'avion, $\frac{F}{L}$ et les $\frac{Ry}{Rx}$ de l'hélice ou l'inverse de sa finesse.

Cette formule montre clairement les meilleures conditions de fonctionnement de l'hélice.

Or, pour les pales d'hélice, $\frac{Ry}{Rx}$ est fonction de l'incidence, l'incidence étant fonction de $\frac{V}{n}$.

Il en résulte que le rendement d'une hélice est uniquement fonction de $\frac{V}{n}$.

Pour une hélice, V a une valeur déterminée donnant le maximum de rendement et qui est à déterminer pour chaque unité, soit P .

Pour un avion déterminé, V est fixé par l'angle de traction minima.

Il reste à choisir une hélice donnant, avec le type du moteur et le type d'avion, le rapport $\frac{V}{n} = P$.

TITRE DEUXIÈME

ÉTUDE DE L'ÉQUILIBRE DE ROUTE
ET CONCLUSIONS PRATIQUES

- 1° Répartition des charges ;
- 2° Régime des délestages ;

I. — RÉPARTITION DES CHARGES

Elle a une grande importance ; les charges variables en cours de route, en particulier les combustibles, sont placées par le constructeur de façon à maintenir l'équilibre dans les conditions prévues.

Les charges utiles prises au départ ne devront pas modifier l'emplacement déterminé par le constructeur pour le centre de gravité.

Toute erreur dans ce sens nécessitant une correction modifiera R_n et, par conséquent, la consommation et la vitesse.

II. — DÉLESTAGE

Pendant son trajet, l'avion à chaque instant perd de son poids : le poids du combustible brûlé.

Il en résulte une modification continue de l'équilibre que nous appellerons « délestage ».

Les différents facteurs étant fonction du poids, leurs valeurs varieront avec lui.

Le délestage sera équilibré, ou automatiquement par la montée, ou mécaniquement par le pilote.

D'où deux procédés types concernant l'incidence constante :

1° *Altitude constante* en diminuant la puissance du moteur dans la proportion nécessaire et nous admettrons que la consommation unitaire est constante dans cette limite.

2° *Altitude variable, puissance maxima* laissant monter l'avion à sa demande, le moteur gardant sa puissance maxima.

Le régime des puissances et vitesses varie avec le régime de délestage.

Les Consommation et Rayon d'action, pris par rapport au temps varient avec le régime de délestage ; *pris par rapport à la distance parcourue* : par vent nul, sont indépendants du régime, ainsi que nous le verrons plus loin. Par vent W , tel que $\frac{W}{V}$ ne soit pas négligeable, la consommation et le rayon varient avec le délestage.

1° ALTITUDE CONSTANTE

Variations des puissances, vitesses, consommations.

Soient :

P le poids total au dédard.

U la puissance au départ.

V la vitesse.

C la consommation au *kgm* seconde.

c la consommation dans le temps t .

f la finesse ou $\frac{Kx}{Ky}$.

On montre facilement que le rapport des puissances est à chaque instant égal à la puissance $3/2$ du rapport des poids et le rapport des vitesses comme en puissance $1/2$ du rapport des poids d'où :

La Puissance à chaque instant U' :

$$U' = U \left(\frac{P-C}{P} \right)^{\frac{3}{2}}$$

La vitesse à chaque instant V'

$$V' = V \left(\frac{P-C}{P} \right)^{\frac{1}{2}}$$

La consommation au bout du temps t donné :

$$dC = cU \left(\frac{P-C}{P} \right)^{\frac{3}{2}} dt \quad (1)$$

au bout du temps t la consommation est la somme intégrale des consommations dC , soit :

$$C = P - \frac{P^3}{(cUt + 2P)^2}$$

ou :

$$C = P \left(1 - \frac{4}{(c\sqrt{V}t + 2)^2} \right)$$

Consommation et rayon d'action D ou distance. En posant dans (1) $dt = \frac{dD}{V \left(\frac{P-C}{P} \right)^{\frac{1}{2}}}$.

on a :

$$D = \frac{1}{cU} L(P-C).$$

On voit, en appliquant cette formule que l'économie réalisée par ce délestage croît en raison inverse de la charge par cheval.

Le temps. En partant de (1) en cherchant t on trouve :

$$t = \frac{2P}{cU} \left(\sqrt{\frac{1}{1-\frac{C}{P}}} - 1 \right)$$

2° DÉLESTAGE PAR ALTITUDE VARIABLE EN LAISSANT AU MOTEUR SA PUISSANCE MAXIMA

Nous avons vu, d'autre part, en parlant de la correction altimétrique que cette puissance maxima peut être considérée comme proportionnelle aux pressions, la correction altimétrique une fois faite.

Or, si nous laissons l'avion s'équilibrer librement à incidence constante, on démontre facilement que ce rapport des densités sera sensiblement égal au rapport des poids et que, par conséquent, la vitesse sera constante. (Voir Titre III, note 1.)

D'où :

La vitesse constante.

La puissance utile (1)

$$U' = U \left(1 - \frac{C}{P} \right)$$

LA CONSOMMATION PAR RAPPORT AU TEMPS sera la somme intégrale des consommations unitaires dC :

$$dC = cU \frac{P-C}{P} dt.$$

$$C = P \left(1 - e^{-\frac{cU}{P} T} \right) = P \left(1 - e^{-c\sqrt{V}T} \right)$$

Le temps. La même formule donne :

$$T = \frac{P}{cU} \left(L \frac{1}{1-\frac{C}{P}} \right)$$

CONSOMMATION PAR RAPPORT AUX DISTANCES.

Par vent nul. — Dans la formule donnant dC remplaçons dt par sa valeur $\frac{dD}{V}$.

Dans le délestage à altitude variable :

$$dt = \frac{dD}{V}$$

Dans le délestage à altitude constante :

$$dt = \frac{dD}{V \left(\frac{P-C}{P} \right)^{\frac{1}{2}}}$$

(1) La puissance utile égale la puissance nominale du moteur multiplié par 0,77 environ.

Or, en remplaçant dans les formules correspondantes, on trouve le même résultat :

$$dC = \frac{cU}{V} \frac{P-C}{P} dD,$$

ou : $dC = cf(P-C)dD,$

ce qui donne : $C = P(1 - e^{-cfD})$ ou $= P \left(1 - e^{-\frac{cU}{V} D} \right).$

Par vent W tel que $\frac{W}{V} < \frac{1}{10}$

on peut admettre : $C = P \left(1 - e^{-\frac{cU}{V} D} \right)$. pour les deux délestages.

RAYON D'ACTION de même.

Vent nul :

$$dD = dC \frac{1}{cf} \frac{1}{P-C}$$

$$D = + \frac{1}{cf} L \left(\frac{1}{1 - \frac{C}{P}} \right).$$

Ces formules sont indépendantes de la forme du délestage.

Par vent quelconque, W d'angle α , tel que $\frac{W}{V}$ et $\frac{C}{P}$ ne soient pas négligeables.

Au régime d'altitude variable on a toujours

$$D = \frac{1}{cf} L \left(\frac{1}{1 - \frac{C}{P}} \right).$$

Au régime d'altitude constante on a :

$$dC = cU \left(\frac{P-C}{P} \right)^2 \frac{dD}{V_1}$$

dans lequel V a pour valeur la vitesse résultante due à l'action du vent sur la vitesse, mais V a pour vitesse réelle à chaque instant $V \left(\frac{P-C}{P} \right)^{\frac{1}{2}}$.

On doit donc poser :

$$dD = \frac{1}{Vc} \frac{W \cos \alpha + \sqrt{\frac{V^2 P - C' - W^2 \sin^2 \alpha}{P}}}{\left(\frac{P-C}{P} \right)^{\frac{3}{2}}} dC.$$

en développant les calculs on trouve une valeur de D très compliquée, mais qu'on trouvera plus loin sous forme de tableau.

Si on divise en 2 membres,

le premier $M = \frac{2}{cfV} \cos \alpha \left(\frac{1}{\sqrt{1 - \frac{C}{P}}} - 1 \right)$

ne dépend que de $\frac{W}{V} \cos \alpha$ et $\frac{C}{P}$; l'autre K ne dépend que de $\frac{W}{V} \sin \alpha$ et $\frac{C}{P}$. On peut donc faire 2 tableaux à 2 entrées, le premier donnant M connaissant $\frac{C}{P}$ et $\cos \alpha$, le 2^e donnant K connaissant $\frac{C}{P}$ et $\sin \alpha$. Comme on connaît l'angle α du vent et $\frac{W}{V}$ par un tableau précédent, on obtiendra D par une soustraction $M - K$. (Voir barème.)

Consommation par vent W en fonction de la distance ressort réciproquement des tableaux connaissant $M - K$, $\frac{W}{V} \cos \alpha$ et $\frac{W}{V} \sin \alpha$.

Un léger tâtonnement sera nécessaire au début pour trouver M et K connaissant M-K, mais avec un peu d'habitude, ce tâtonnement sera très réduit, la méthode est expliquée aux tableaux joints.

TITRE TROISIÈME

ÉTUDE DES VARIATIONS DE RÉGIMES SELON LES CONDITIONS DU VOYAGE

- 1° Résumé d'ensemble.
- 2° Régime de base.
- 3° Régimes comparatifs de route.
- 4° Variation des consommations et Rayons. Prix de revient.
- 5° Conclusions concernant le choix d'un régime.

I. — RÉSUMÉ D'ENSEMBLE

Nous nous proposons d'orienter nos recherches vers les différentes adaptations pratiques de l'avion.

Les éléments divers étant complexes et souvent contradictoires, nous ne pouvons poser nettement un but à atteindre et en déduire les facteurs élémentaires. Cette méthode analytique mènerait à des difficultés et à des complications.

Les différents facteurs : *incidence, vitesse, charge, puissance*, ne peuvent être étudiés isolément car ils sont fonction les uns des autres, et forment un tout défini par les formules élémentaires d'aérodynamique.

Nous emploierons alors une méthode comparative qui consistera à prendre un avion connu, de régime absolument quelconque, mais ayant des caractéristiques bien définies ; nous appellerons ce régime : *régime de base*.

Nous prendrons alors une des caractéristiques : la *vitesse* par exemple, et nous proposerons de la faire croître dans le rapport n en modifiant les autres facteurs.

Nous trouverons alors un certain nombre de solutions donnant le même résultat, et ayant chacune ses qualités particulières.

Ces qualités seront classées pour être comparées aux qualités requises dans les différents cas de transports commerciaux.

Nous prendrons ensuite un autre facteur, la *puissance* par exemple, et ferons une opération analogue.

Certaines solutions pourront être sans intérêt, d'autres rentreront dans le cas précédent, d'autres enfin pourront être intéressantes, et seront ajoutées au cas précédent.

Nous aurons ainsi un ensemble de qualités classées, auquel nous pourrons nous référer, selon les conditions de l'exploitation, pour modifier l'avion dans un sens ou dans l'autre.

Certaines de ces conditions sont *contradictoires* et nécessiteront un choix ; d'autres pourront être *cumulées*.

Certains facteurs sont *variables* sur un même avion et pourront être réglés avant le départ et même en vol : tels sont la *charge* et la *puissance*.

Quant à la surface variable non encore adoptée, elle semble réalisable au sol, avant le départ, par montage ou démontage rapide d'éléments de surface (plans rabattants ou éléments de cellule), au moyen d'équipes de mécaniciens-ajusteurs spécialement entraînés dans ce but. Le constructeur doit évidemment avoir prévu son avion pour cette condition spéciale, autant que possible sans

modifier la polaire pendant l'opération sinon, il faudra dans les formules en tenir compte, $\left(\frac{K_x}{K_y}\right)$.

Les *qualités optima* à rechercher : vitesse, charge, rayon d'action, prix de revient, n'ont pas toutes même valeur, et selon les conditions, l'une ou l'autre devra être prépondérante. Quelquefois les conditions changeront pour un même avion d'un voyage à l'autre (vent, nécessités commerciales); quelquefois, quoique rarement, elles changeront en cours de route.

Il nous restera alors à établir le régime normal de notre avion et ses variations.

Nous l'établirons sur les bases suivantes :

II. — RÉGIME DE BASE

Le régime de base sera un régime moyen ou normal pris par rapport à l'utilisation que nous voulons donner à l'avion.

Il dépendra en grande partie des caractéristiques de l'avion, celles-ci sortent du cadre restreint de cet ouvrage.

Le constructeur devra connaître le coefficient de sécurité en fonction des efforts à prévoir, partant la qualité nécessaire à la construction et le rapport du poids variable au poids mort.

Il devra connaître sommairement la durée moyenne nécessaire et suffisante des trajets et sa charge utile, donc aussi son poids combustible d'après les données moyennes actuelles.

Il devra étudier enfin très sérieusement son profil d'aile qui est une qualité primordiale.

L'étude qui va suivre lui permettra de modifier les facteurs variables dans tel sens qui lui plaira en vue du résultat pratique.

Cette étude sera condensée en un tableau (Titre III).

Il résulte du délestage que dans un même régime différents facteurs V , U , etc., varient tout le temps du voyage en fonction au combustible brûlé.

Mais d'un régime à l'autre, le rapport est le même pour chaque élément de trajet.

Les divers régimes seront donc étudiés ici en ne considérant que leur rapport avec le régime de base.

III. — RÉGIMES COMPARATIFS DE ROUTE

§ 1. — VARIATION DES VITESSES

Méthode à employer. — La question des vitesses est très complexe et reliée intimement à celle des puissances, des poids et des surfaces, aussi est-il nécessaire de sérier les questions.

Nous considérerons toujours les ailes de même polaire. La vitesse de base V est donnée par la relation :

$$V^2 = \frac{P}{K_y S} = \frac{P}{S} \frac{1}{K_y}$$

Soit à augmenter cette vitesse de V à nV .

On a :

$$n^2 V^2 = n^2 \frac{P}{S} \frac{1}{K_y}$$

Pour obtenir ce résultat on peut

soit augmenter $\frac{P}{S}$ jusqu'à $n^2 \frac{P}{S}$,

soit diminuer K_y jusqu'à $K_y \cdot \frac{1}{n^2}$

1^o *Accroissement de $\frac{P}{S}$ ou charge au mètre carré :*

On a :

$$\frac{P'}{S'} = n^2 \frac{P}{S}$$

- a) On peut : ou multiplier P par n^2 ,
- b) ou diviser S par n^2 ,
- c) ou modifier les deux de manière à obtenir le rapport n^2 .

Voyons à quoi ces données correspondent :

a) *Caractéristiques :*

Le poids est multiplié par n^2 .

La surface de l'avion ne peut être modifiée.

Il doit avoir un excédent de puissance.

La nouvelle puissance U' doit croître comme le cube des vitesses.

$$U' = n^3 U.$$

En effet,

On a : $P' = n P,$

et : $U = P \frac{Kx}{Ky} V.$

$$U' = n^3 P \frac{Kx}{Ky} n V = n^3 U.$$

b) *Caractéristiques :*

La surface est variable et doit être divisée par n^2 .

Le poids ne peut ou ne doit être modifié.

L'avion a un excédent de puissance.

Cet excédent peut être moins considérable que dans le cas précédent :

La nouvelle puissance doit croître comme les vitesses :

$$U' = n U.$$

En effet : $U' = P \frac{Kx}{Ky} n V = n U.$

c) *Caractéristiques :*

La surface et le poids sont variables.

On peut les régler de façon à avoir une puissance constante.

Le poids doit alors varier comme l'inverse des vitesses. La surface doit varier comme l'inverse du carré des vitesses.

En effet : $U' = U = P' \frac{Kx}{Ky} n V,$

d'où : $P' = \frac{P}{n}.$

On a alors : $Ky S' n^2 V^2 = \frac{P}{n},$

d'où : $S' = \frac{S}{n^2}.$

2° *Variation du coefficient $Ky = \frac{1}{n^2}.$*

Ky dépend de l'angle d'incidence et est proportionnel à la résistance du milieu, par conséquent à la densité de l'air, d'où deux méthodes pour varier Ky .

d) *Variation de l'angle d'incidence. — Caractéristiques :*

L'avion ne peut être modifié ni en surface ni en poids.

Il a un excédent de puissance.

Prendre sur la polaire de l'avion complet l'angle d'incidence correspondant à :

$$Ky = \frac{1}{n^2} Ky.$$

Quelle sera la puissance nécessaire ?

Nous remarquons que Kx n'est plus constant et les résistances secondaires de l'avion augmentent beaucoup avec le changement d'incidence.

Nous allons voir que ce rapport des puissances doit être comme le cube du rapport des vitesses multiplié par le rapport des résistances.

$$\frac{U'}{U} = \frac{Kx' S + r'}{Kx S + r} \times \left(\frac{nV}{V}\right)^3,$$

d'où : $U' = n^3 U \times \frac{Kx' S + r'}{Kx S + r}.$

e) Variation du milieu. — Caractéristiques :

Variation du milieu.

Surface, charge et incidence constantes.

K_y est proportionnel à la densité A de l'air.

On doit donc monter à une altitude telle

$$\text{que } \frac{A}{A^0} = \frac{1}{n^2}$$

La puissance doit alors être multipliée par n . En effet, K est aussi proportionnel à la densité.

$$\text{On a donc : } U' = P \frac{Kx}{K_y} nV,$$

$$U' = nU.$$

Pour arriver au résultat, le moteur ne doit pas baisser de puissance avec l'altitude, mais, au contraire, croître.

Il faudra donc, en général, lui donner une suralimentation à l'aide d'un compresseur à gaz.

§ 2. — VARIATIONS DES POIDS

Faisons varier maintenant le poids, ce qui revient à établir un avion à plus grosse charge.

Si P devient nP , on doit avoir :

$$nP = K_y' S' V'^2$$

$$nP = n K_y S V^2.$$

Pour obtenir ce résultat, on peut prendre :

$$\text{ou : a') } V' = \sqrt{n}$$

K_y et S constants,

$$d') K_y' = n K_y$$

V et S constants,

$$f) S' = nS$$

K_y et V constants,

$$e') S' V'^2 = n S V^2$$

S et V liés par une condition quelconque, soit U constant.

$$a') V' = V n^{1/2} \text{ — surface constante.}$$

Analogue au régime vu plus haut (a).

d') Accroissement d'incidence.

Prendre sur la polaire de l'avion complet une valeur $K_y' = n K_y$.

Dans ce cas la puissance diminue jusqu'à l'angle de puissance minima, c'est la limite pratique.

Au delà : il n'y a aucun avantage.

f') Caractéristiques : $P' = nP$,

ou : $Pu' = Pu + P(n-1)$.

La surface est augmentée, par hypothèse, comme le poids.

La puissance croît aussi comme le poids, en effet :

$$U' = Kx nS V^3 \\ = nU.$$

e') Caractéristiques : $S' V'^2 = n S V^2$,

Puissance constante.

Cette dernière condition s'écrit :

$$Kx S' V'^2 = Kx S V^2.$$

On a alors :

$$S' V'^2 = S V^2 \quad (1)$$

$$S' V'^2 = n S V^2 \quad (2)$$

$$\text{d'où : } V' = \frac{V}{n}$$

et en remplaçant dans (1) $S' V'^2 = n^2 S V^2$,

$$S' = n^2 S.$$

§ 3. — DÉTERMINATION DE $U' = \frac{U}{n}$

On peut enfin chercher à utiliser une puissance réduite avec même charge.

$$\text{Soit : } U' = \frac{U}{n}$$

Dans ce cas, la surface doit varier comme l'inverse du carré des puissances. La vitesse diminue alors comme la puissance.

En effet, si la charge est la même, on a :

$$\begin{aligned} P &= K_y S_1 V_1^2 & U &= K_x S V^3 \\ P &= K_y S V^2 & \frac{U}{n} &= K_x S_1 V_1^3 \\ \frac{S'}{S} &= \left(\frac{V'}{V}\right)^2 & \frac{S_1}{S} &= \frac{1}{n} \left(\frac{V'}{V}\right)^3 \\ \text{d'où :} & & V' &= \frac{V}{n} \\ & & S' &= n^3 S. \end{aligned}$$

Remarque. — On aurait pu déduire ce résultat du précédent, en remarquant que P et U sont proportionnels à S si V est constant.

Remarque concernant les hélices. — Il est évident que dans ces divers régimes de l'avion le rendement de l'hélice mesuré par $\frac{V}{n}$ n'est pas constant. Il y a donc lieu, dans chaque cas, de mesurer $\frac{V}{n}$ et si ce rapport s'éloigne de $\frac{V_0}{n_0}$, optimum, il faut changer d'hélice. Il est, en effet, nécessaire de croître soit le diamètre, en maintenant $\frac{Dn}{V}$ constant dans la même famille d'hélice, soit le pas.

Un tableau des hélices donnera au chef-pilote le type d'hélice correspondant à chaque cas, sauf dans le cas N° 1 où la vitesse est modifiée pendant le vol et où, par conséquent, l'hélice ne peut être changée, si elle n'est pas variable.

Remarque concernant les charges. — Le poids P envisagé jusqu'ici est le poids total ; si ce poids est multiplié par n et que cet accroissement doit être fourni par la charge utile Pu, on doit multiplier cette charge Pu par :

$$\frac{Pu + P(n-1)}{Pu}$$

P(n-1) étant l'accroissement à donner.

Si cet accroissement doit être pris sur l'ensemble : charge utile combustible, la valeur de Pu sera remplacé par cet ensemble, et la répartition de la surcharge sera faite par le chef-pilote ou par le chef de station en fonction de ses besoins.

§ 4. — NOTE SUR LES CONSOMMATIONS, RAYONS D'ACTION ET PRIX DE REVIENT.

La consommation pour un élément de trajet est évidemment fonction de la puissance et de la vitesse. Toutes autres choses égales d'ailleurs, elle est proportionnelle à la puissance dans les limites pratiques et inversement proportionnelle à la vitesse.

Si donc dans le régime de base :

$$C = c U t = c U \frac{d}{V}$$

on a :

$$C' = c U' \frac{d'}{V'}$$

et : $C' = C \frac{U' V}{U V'}$ ou, en cas de vent : $C' = \frac{U' V}{U V_1'}$

La valeur du rapport dans chaque cas est donnée dans le tableau résumé du Titre III.

Le rayon d'action, pour une consommation correspondant à un élément de temps est aussi fonction de la puissance et de la vitesse, il est l'inverse de la consommation, par conséquent inversement proportionnel à la puissance et proportionnel à la vitesse :

$$C = c U \frac{d}{V}$$

$$C = c U' \frac{d'}{V'} \quad d' = d \frac{U}{U'} \times \frac{V'}{V}$$

PRIX DE REVIENT

1^o Prix total du voyage :

Appelons J :

- c* le poids de combustible brûlé.
- m* l'amortissement du matériel volant.
- s* l'assurance du voyage.

Rapport des dépenses mensuelles au nombre de voyages mensuels.

- o* entretien et ravitaillement des stations, moyens de transport voyageurs et marchandises.
- o'* entretien des terrains.
- g* frais généraux personnel et divers.
- l* aléas, indemnités.

(*c*) le prix unitaire de combustible.

$$J = m + s + o + o' + g + l.$$

Le prix total X du voyage est :

$$X = C(c) + J.$$

2^o Prix de la tonne-kilomètre :

$$X_t = \frac{C(c) + J}{DPu}$$

en appelant : D le trajet parcouru
Pu charge utile payante.

CONCLUSIONS CONCERNANT LE CHOIX D'UN RÉGIME

Nous pouvons admettre comme régimes-types les régimes de relèvement des vitesses, les autres dérivent des mêmes variables.

Nous avons vu (remarque 1) que les régimes *a*, *b*, *c*, étaient exclusifs les uns des autres, mais pouvaient être employés concurremment avec les régimes *d* et *e* et avec les deux régimes de délestage.

L'économie est classée par l'ordre *c*, *b*, *a*, pour la première catégorie ; *e*, *d*, pour la seconde ; pour le délestage, égalité dans la dépense de combustible avec économie de temps par altitude variable.

Mais il existe des considérations qui peuvent primer l'économie ; on devra alors ne considérer celle-ci qu'une fois les questions primordiales posées.

Ces questions primordiales seront en général :

1^o La construction de l'avion qui imposera ou laissera varier certains facteurs.

2^o Les nécessités commerciales qui désigneront soit la vitesse, soit la sécurité, soit la charge comme devant primer tout.

3^o Les vents qui pourront dans certains cas exiger une vitesse réelle considérable pour obtenir une vitesse utile pratique.

4^o L'état de l'atmosphère qui influera principalement sur le régime *e*, et sur le délestage par altitude.

Lorsque le pilote veut modifier sa vitesse en vol, il ne peut qu'utiliser la variation des coefficients. Dans cette catégorie, le régime (*c*) demande moins de puissance pour une même augmentation de vitesse. Par contre, il y a des inconvénients venant de l'altitude. L'avion trouve souvent, en montant, des vents plus violents qu'au sol. Il risque de rencontrer des couches de nuages inférieurs à l'altitude nécessaire et qui peuvent la gêner ou même l'égarer si ces nuages coïncident, avec des zones de changement de vent. Il risque, enfin, s'il vole au-dessus des nuages, surtout en hiver, de trouver au sol un brouillard qui rende l'atterrissage très dangereux.

Ce régime, au point de vue rapport des vitesses et des puissances dépensées, est semblable au régime (*e*). Il a, cependant, l'avantage de n'avoir pas touché aux surfaces, ce qui est préférable au point de vue entretien de l'avion.

L'avion atterrit à une vitesse plus lente puisqu'au sol

la vitesse correspondant à l'angle de puissance minima est réduite dans la proportion inverse des pressions

$$\frac{V^0}{V} = V \frac{A}{A^0} \text{ donc diminuée.}$$

Remarque II. — Les régimes *d* et *e* peuvent être employés concurremment avec les régimes *a*, *b* ou *c* et avec l'une des deux méthodes indiquées pour l'équilibre du délestage.

On a, évidemment, un maximum de vitesse pour une puissance déterminée en combinant les régimes *c* et *e* avec un équilibre de délestage par altitudes; mais les conditions ne sont pas toujours possibles à remplir, pour une exploitation commerciale diverses autres questions entrent en jeu.

NOTES, FORMULES PRATIQUES ET MODÈLES DE TABLEAUX

DEVANT FORMER UN CARNET DE RENSEIGNEMENTS
ET BAREMES POUR LE CHEF PILOTE

NOTE I

SUR LE DÉLESTAGE PAR ALTITUDE VARIABLE VITESSE CONSTANTE

Pour que cette vitesse soit constante nous devons avoir une puissance variable comme les densités.

Or, il arrive qu'à certaines altitudes où existent de grandes différences de température avec le sol, et particulièrement dans certaines conditions, la puissance *U* du moteur proportionnelle aux pressions décroît plus vite que les densités.

L'avion ne peut alors se maintenir à une altitude correspondante au rapport des poids, il reste à une altitude plus basse avec, évidemment, une vitesse diminuée.

La correction sera un chiffre variable avec la région, la saison, la direction du vent et la distance à parcourir.

Un tableau est nécessaire, basé sur l'expérience.

On peut éviter cette correction si l'avion a un léger excès de puissance au départ (la puissance maxima pratique n'étant jamais la vraie puissance maxima sous peine d'usure rapide du moteur), le chef-pilote corrige l'écart de puissance constatée en ouvrant en conséquence l'admission des gaz avec correction altimétrique correspondante.

On peut aussi compenser le léger manque de pression par un petit compresseur d'air dont plusieurs modèles ont été sérieusement étudiés.

FORMULES PRATIQUES

- c finesse de l'avion = $\frac{Kn}{Ky}$.
- kg^m.... U puissance utile égale à puissance normale du moteur multiplié par 0,77.
- ms..... γ vitesse réelle.
- ms..... V' vitesse utile par vent W d'angle α .
- kg..... c combustible brûlé à un moment donné.
- kg..... P poids total au départ.
- s..... t temps.

* * *

Vitesse réelle à un moment donné délestage par altitude constante :

$$V' = V \left(1 - \frac{C}{P} \right)^{\frac{1}{2}}$$

* * *

Puissance normale à un moment donné, délestage altitude constante :

$$U' = U \left(1 - \frac{C}{P} \right)^{\frac{3}{2}}$$

délestage par altitude variable :

$$U' = U \left(1 - \frac{C}{P} \right)$$

* * *

Consommation du bout du temps t :
altitude constante vent nul :

$$C = P \left(1 - \frac{4}{(cfVt + 2)^2} \right);$$

altitude variable vent nul :

$$C = P(1 - e^{-\alpha V t}).$$

* * *

Consommation en fonction de la distance parcourue :
vent nul :

$$C = P(1 - e^{-\alpha D}),$$

ou :

$$C = P \left(1 - e^{-\frac{cU}{PV} D} \right) D.$$

par vent : W tel que $\frac{W}{V} < \frac{1}{10}$

pour altitude constante et vent quelconque pour altitude variable.

$$C = P \left(1 - e^{-\alpha D \frac{V}{V'}} \right),$$

ou :

$$C = P \left(1 - e^{-\frac{cU}{PV'} D} \right).$$

* * *

Rayon d'action en fonction du poids du combustible.

vent nul

$$D = \frac{1}{cf} L \left(\frac{1}{1 - \frac{C}{P}} \right),$$

ou

$$D = \frac{PV}{cU} L \left(\frac{1}{1 - \frac{C}{P}} \right).$$

vent W tel que $\frac{W}{V} < \frac{1}{10}$.

pour altitude constante et vent quelconque pour altitude variable.

$$D = \frac{V_1}{cfV} L \left(\frac{1}{1 - \frac{C}{P}} \right).$$

vent W tel que $\frac{W}{V} > \frac{1}{10}$,

pour altitude constante.

Voir barème 2.

Vitesse horizontale sur une pente d'angle β
 V étant la vitesse en palier pour la même altitude.

$$V' = V \cos. \beta \sqrt{\cos. \beta}$$

BARÈME I

TABLEAU DES VITESSES UTILES RÉSUŁTANTES V_1
 PAR VENT W D'ANGLE α SUR LA DIRECTION DE MARCHÉ.

Vitesse réelle de l'avion V
 Vitesse du vent W
 Angle du vent α
 Vitesse résultante V_1 tel que $\frac{V_1}{V} = \frac{W}{V} \cos \alpha + \sqrt{1 - \frac{W^2}{V^2} \sin^2 \alpha}$.

Tab: $\frac{V_1}{V}$	$\frac{W}{V}$	Valeurs de $\frac{V_1}{V}$										
		α	0°	5°	10°	15°	20°	25°	30°	35°	40°	45°
	$\frac{1}{10}$	$\frac{V_1}{V}$	*	*	$\frac{V_1}{V}$	*	*	*	*	*	*	*
	0,2	*	$\frac{V_1}{V}$	$\frac{V_1}{V}$	*	*	*	*	*	*	*	*
	0,3	*	$\frac{V_1}{V}$	*	*	*	*	*	*	*	*	*
	0,4	$\frac{V_1}{V}$	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*
	0,5											
	0,6											
	0,7											
	etc.											

BARÈME II

TABLEAUX DONNANT LE RAYON D'ACTION EN FONCTION
 DU POIDS DE COMBUSTIBLE

ou la consommation en fonction de la distance

avec un poids total P au départ;
 un vent de vitesse W et d'angle α sur la direction de marche, un
 vent de vitesse réelle V (voir page).

Deux tableaux sont nécessaires.

Le rayon d'action D est donné par une différence de deux for-
 mules : $M - K$.

TABLEAU I DONNANT M

Tabl. M	$\frac{W}{V} \cos \alpha$						
		$\frac{C}{P}$	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4
	0,05	M_1	B_1	*	D_1		
	0,1	A_2	*	*	*		
	0,2	A_3	*	*	*		
	0,3	A_4	*	*	*		
	0,4	A_5	*	*	*		
	0,5	A_6	*	*	*		

TABEAU 2 DONNANT K

Tabl. K	$\frac{W}{V} \sin \alpha$					
	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5
$\frac{C}{P}$	0,05	P ₁	Q ₁	R ₁	T ₁	
	0,1	P ₂	"	"	"	"
	0,2	P ₃	"	"	"	"
	0,3	P ₄	"	"	"	"

Remarque. — Pour avoir la consommation en fonction de la distance il faudra calculer C fonction de D, $\frac{W}{V} a$. On peut encore se des deux tableaux ci-dessus. On connaît M — K, $\frac{W}{V} \cos \alpha$, $\frac{W}{V} \sin \alpha$, trouver $\frac{C}{P}$.

Connaissant $\frac{W}{V} \sin \alpha$ et $\frac{W}{V} \cos \alpha$ on connaît 2 colonnes verticales soient 0,2 dans M et 0,3 dans K; $\frac{C}{P}$ est le même dans les 2 tableaux.

on sait donc que la différence doit se faire par colonnes horizontales correspondantes : les A₁ avec les P₁, les A₁ avec les P₂, etc. On sait donc qu'on aura les différences C₁ — S₁ ou C₂ — S₂ ou C₃ — S₃, etc. On a donc à choisir entre un maximum de N soustractions 6 ou 7 environ. Avec un peu d'habitude on détermine très rapidement les places aux tableaux de M et K, ce qui détermine $\frac{C}{P}$ ou C.

TABEAU III

TABEAU DES CARACTÉRISTIQUES DES RÉGIMES EN FONCTION D'UN RÉGIME DE BASE PAR VENT NUL

	Vitesses réelles	Surfaces	Poids	Puissances	Combustible	Rayons d'action	Dépense de la tonne kilométrique en combustible
	$\frac{V'}{V}$	$\frac{S'}{S}$	$\frac{P'}{P}$	$\frac{U'}{U}$	$\frac{C'}{C}$	$\frac{D'}{D}$	
nV	a	n	1	n ²	n ³	$\frac{n^2 V}{n^3 V''}$	$\frac{V''}{n^3 V}$
	b	n	$\frac{1}{n^2}$	1	n	$\frac{n V}{n V''}$	$\frac{V''}{n V}$
	c	n	$\frac{1}{n^2}$	$\frac{1}{n}$	1	$\frac{V}{V''}$	$\frac{V''}{V}$
	d	n	1	1	n ^{3r''}	$\frac{n^2 r'' V}{n^3 r'' V''}$	$\frac{1 V''}{n^3 r'' V}$
	e	n	1	1	n	$\frac{n V}{n V''}$	$\frac{V''}{n V}$
n^2	f	1	n	n	n	$\frac{n V}{n V''}$	$\frac{1 V''}{n V}$
	g	$\frac{1}{n}$	n ²	n	1	$\frac{V}{V''}$	$\frac{V''}{n V}$
$\frac{U}{n}$	k	$\frac{1}{n}$	n ²	1	$\frac{1}{n}$	$\frac{1 V}{n V''}$	$\frac{V''}{n V}$

$$\frac{C'}{C} = \frac{Pu}{Pu + P'(V' - V)}$$

- V Vitesse réelle.
- V' Vitesse utile avec vitesse réelle V.
- V'' Vitesse utile avec vitesse réelle modifiée.
- S Surface.
- P Poids total.
- Pu Poids utile.
- U Puissance.
- D Rayon d'action.
- I Dépense de combustible par tonne kilométrique.

Si le vent est nul $V' = nV$.

Si le vent est VV et si l'on veut avoir $\frac{C'}{C}, \frac{D'}{D}, \frac{I'}{I}$ par rapport à une vitesse utile du régime de base V₁, il suffit de remplacer dans les formules ci-dessus V par la valeur V' prise dans le barème des dérives.

TABLEAUX SUPPLÉMENTAIRES A ADJOINDRE AU CARNET
DU PILOTE-CHEF

Valeurs de :

(Tableau 4) i' fonction de x dans les limites de

$$x = -c f \frac{V}{V_1} D.$$

(Tableau 5) les sin et cos de 0° à 45° .

(Tableau 6) Lx fonction de x pour $x = \frac{10}{9}, \frac{10}{8}, \dots, \frac{10}{2}, 10$.

AVANT LE DÉPART

LE CHEF PILOTE DOIT CONNAITRE :

Le poids mort de l'avion.
Le poids des charges utiles.
Le poids du combustible.

Pour la charge totale du départ.
La vitesse de régime au départ.
La puissance correspondante (tour-minute).

Le bulletin météorologique très complet.
Direction et vitesse des vents à différentes altitudes
sur tout le parcours.

Corrections altimétriques :

L'altitude normale du voyage
ou les altitudes des différents secteurs.

Corrections délestage :

Rapport du poids de combustible au poids total.
Consommation moyenne et maxima pour différents
points du trajet.
La réduction horaire de puissance, s'il y a lieu.

Corrections dues au vent :

Vitesse du vent et son angle à chaque altitude sur tout
le parcours).

Angles de route.
Angles de dérive.
Vitesse utile de l'avion.

Corrections de montée :

Pente-limite de l'avion (en fonction de la charge).
La pente à prendre dans les différents secteurs (s'il
y a lieu).

Si l'avion est à surface variable, il doit déterminer avant
tout la voilure de son avion.

Page 30 ligne 16 au lieu de $V = -W \cos \alpha \sqrt{V_B^2 - W^2 \sin^2 \alpha}$

ERRATA

Page 30 2 dernières lignes $\cos \alpha \left\{ \begin{array}{l} V = W \cos \alpha + \sqrt{V_B^2 - W^2 \sin^2 \alpha} \\ = W \cos \alpha + \sqrt{V^2 \cos^2 \alpha - W^2 \sin^2 \alpha} \end{array} \right.$

Page 33, ligne 10, au lieu de :

rapport des pressions $\sqrt{\frac{A}{A_0}}$

lire : $\frac{A}{A_0}$

Page 40, ligne 6, au lieu de :

Par vent W

lire : *Par vent W d'angle α*

Même page, ligne 7, au lieu de :

$$1 - e^{-\frac{cU}{PV} D}$$

lire : $1 - e^{-\frac{cU}{eV} D}$

Page 41, ligne 4, au lieu de :

dans lequel V

lire : dans lequel V,

Page 53, ligne 21, au lieu de :

régime (c)

lire : régime (e)

Page 56, ligne 9, au lieu de :

V' vitesse utile

lire : V, vitesse utile

Page 57, ligne 4, au lieu de :

$$\left(1 - e^{-\frac{cU}{PV} D} \right)^D$$

lire : $\left(1 - e^{-\frac{cU}{eV} D} \right)^D$

Page 59, ligne 7, au lieu de :

vent de vitesse réelle

lire : avion de vitesse réelle

page 25 figures : ajouter \odot