

LES ÉQUIPEMENTS DE PLANEURS ET D'AVIONS

PAR

P. A. CHOMBARD

INGÉNIEUR DES TRAVAUX DE L'AIR

PRÉFACE DE

M. HYMANS

SECRÉTAIRE GÉNÉRAL
A L'AVIATION CIVILE ET COMMERCIALE

PARIS



92, RUE BONAPARTE (VI)

1948

LES ÉQUIPEMENTS DE PLANEURS ET D'AVIONS

PAR

P. A. CHOMBARD

INGÉNIEUR DES TRAVAUX DE L'AIR

PRÉFACE DE

M. HYMANS

SECRÉTAIRE GÉNÉRAL
A L'AVIATION CIVILE ET COMMERCIALE

PARIS



92, RUE BONAPARTE (VI)

1948

PRÉFACE

La documentation sur la technique française des équipements de planeurs et d'avions est actuellement très réduite et rend difficile l'enseignement des jeunes membres des Aéro-Clubs.

Ce petit livre a été rédigé à la demande du Service de l'Aviation Légère et Sportive au Secrétariat Général à l'Aviation Civile et Commerciale pour combler cette lacune.

Il importait que l'auteur sans compromettre l'intérêt de l'ouvrage se mit à la portée de l'lecteurs de toutes formations scientifiques.

C'était là une entreprise délicate pour laquelle M. Chombard, Ingénieur à la Section des Équipements du Service Technique du Ministère de l'Air et Professeur à l'Ecole Nationale des Travaux Aéronautiques, était particulièrement qualifié.

J'ai plaisir à constater qu'il sut la conduire heureusement.

S'exprimant dans une forme toujours simple et claire, il rappelle opportunément certaines notions utiles de mécanique ou de physique.

La simplicité avec laquelle il explique le fonctionnement des instruments gyroscopiques, habituellement si mystérieux pour qui n'est pas rompu aux disciplines de la mécanique rationnelle, mérite d'être soulignée.

Tout en restant dans le cadre de la tâche d'initiation qui lui avait été proposée, M. Chombard n'a pas craint en outre d'ouvrir des horizons sur les matériels plus complexes qui équipent les avions modernes.

Son livre constituera un instrument de travail sérieux dans un domaine mal connu où la doctrine est souvent instable.

Je lui souhaite de trouver auprès du public une large audience qui contribuera efficacement au développement des connaissances aéronautiques dans notre pays.

MAX HYMANS.

*Secrétaire général à l'Aviation
Civile et Commerciale.*

AVANT-PROPOS

Cet ouvrage s'adresse principalement aux pilotes de planeurs et d'avions légers. Il a pour objet de leur enseigner le rôle, le principe et le fonctionnement des équipements de ces appareils, de leur donner des renseignements pratiques sur leur emploi, et, en définitive, de leur permettre d'en tirer le meilleur parti possible.

Mais nous n'avons pas craind d'ouvrir des perspectives sur des matériels plus évolués et tous ceux qui, à des titres divers, s'intéressent aux équipements d'avions, y trouveront d'utiles renseignements.

L'ouvrage est limité aux matériels suivants :

- Instruments de pilotage.
- Instruments de navigation.
- Equipements de protection et de sauvetage.

Il ne sera pas parlé, notamment, des installations électriques et radio-électriques et des instruments de contrôle du groupe motopropulseur.

**

Les véritables ressources d'un matériel ne sont bien connues de l'utilisateur que si celui-ci possède sur le principe et sur la technique de ce matériel des notions suffisantes pour lui permettre d'apprécier la qualité des services qu'il peut rendre et les limites d'emploi qu'impose la sécurité.

Les principes utilisés dans les différents équipements dont nous parlerons ont, en général, une valeur permanente.

La technique, par contre, est en continuelle évolution. De ce fait, la description détaillée de tel ou tel type de matériel, qui fait d'ailleurs habituellement l'objet d'une notice technique particulière, perd beaucoup de son intérêt.

Notre but est plutôt de faire des utilisateurs avertis pour qui l'exploitation de ces notices sera aisée, et les descriptions qui seront faites auront surtout une valeur d'illustration.

**

Nous proposant d'être intelligibles pour le plus grand nombre, nous avons évité, en nous efforçant de ne pas nuire à l'intérêt des questions, les exposés ardues et les formules rébarbatives, nous attachant davantage aux réalités physiques qu'au langage mathématique qui les masque souvent. Nous pensons que, de la sorte, le texte gagne en clarté ce qu'il peut perdre en rigueur scientifique.

Pour alléger le texte, nous employons le terme avion dans un sens général qui englobe le planeur de vol à voile.

Quand cela est nécessaire, nous précisons la nature exacte de l'appareil volant dont il est question.

I

GÉNÉRALITÉS

NÉCESSITÉ ET ROLE DES ÉQUIPEMENTS D'AVIONS

Nous sommes maintenant loin de l'époque héroïque où le fait d'avoir décollé un avion du sol, puis, un peu plus tard, de l'avoir fait évoluer, était considéré comme une prouesse constituant en soi une fin suffisante.

Actuellement la conduite des avions n'est plus l'apanage d'une rare élite d'acrobates ou de casse-cou. On s'est ingénier à rendre cette conduite plus facile, plus agréable, plus sûre, et peu à peu l'avion est devenu un engin utilisable par tout individu normal, répondant à un but déterminé qui constitue en définitive sa fonction propre.

On voit ainsi apparaître le rôle important des équipements qui, d'une manière générale, permettent de satisfaire les exigences posées par ces conditions d'utilisation.

Les équipements d'avions ne peuvent plus être considérés comme des « accessoires », ainsi qu'une terminologie à consonance péjorative les a longtemps désignés. Ils doivent au contraire requérir tous les soins du constructeur qui, dès l'origine, doit avoir en vue l'utilisation prévue pour son avion afin de pouvoir, dans la conception, tenir compte des équipements nécessaires.

Équipements est un terme très général qui peut s'entendre aussi bien des instruments de bord que du poste radio, des lance-bombes pour les avions de bombardement que des fauteuils de passagers pour les avions de transport, etc... Notre but est de nous limiter aux équipements concernant le pilotage, la navigation, la protection et le sauvetage.

EXIGENCES GÉNÉRALES

Disons tout de suite qu'il n'est pas très judicieux d'établir avec l'automobile un parallèle trop étroit qui vient quelquefois à l'esprit.

En effet, pour prendre un exemple concret, la disposition des instruments sur le tableau de bord d'une automobile est surtout guidée par des considérations d'esthétique où la fantaisie joue un grand rôle. Il ne saurait en être de même pour la planche de bord d'un avion où le choix, la présentation et la disposition des instruments doivent d'abord être inspirés par le souci de la sécurité et de la meilleure utilisation possible.

D'un autre point de vue, il se pose pour l'aviation un problème de qualité qui n'a pas son équivalent en automobile. C'est ainsi qu'une panne ou une fausse indication du compteur de vitesse d'une automobile ne sauraient avoir de conséquences bien gênantes, tandis que le même incident survenant à l'anémomètre met le pilote d'avion dans une situation délicate.

Les équipements d'avions doivent avoir leur technique propre conditionnée à la base par une exigence très impérieuse de qualité.

La nécessité évidente de faire léger et de s'accommoder des dimensions souvent exiguës des habitacles d'avion, font, du poids et de l'encombrement, deux ennemis permanents. Ce n'est guère que sur les avions de gros tonnage que la sévérité à leur égard peut se relâcher un peu.

Les avions sont soumis en utilisation à des températures extrêmement variables pouvant aller de 70° C pour un avion stationné au soleil dans les pays chauds, à — 70° C au cours de vols à haute altitude, en hiver. Ce sont là évidemment des températures extrêmes, mais, dans la pratique courante, les écarts restent grands ; il faut considérer qu'une température de — 10° C par exemple, qui n'a rien d'excèsif sur un aérodrome, en hiver, correspond, à 4.000 mètres, à une température de l'ordre de — 36° C.

Les contractions d'organes, les changements de caractéristiques des corps (fluidité des huiles de graissage notam-

ment) dues au froid, les phénomènes opposés provoqués par la chaleur, soumettent les équipements à des conditions très dures et très variées qui influent grandement sur leur technique. Celle-ci doit aussi, pour certains matériels, tenir compte de la décroissance de la pression avec l'altitude.

Des exigences particulières sont créées par les vibrations qui affectent tout spécialement les instruments de bord (cf. p. 32).

Les équipements doivent pouvoir aussi supporter sans dommage les chocs ou accélérations brutales auxquels un avion peut être soumis soit au contact du sol, soit, en l'air, du fait de l'agitation atmosphérique ou des évolutions.

Dans les avions à cabine étanche, les instruments dont le fonctionnement implique une relation avec l'atmosphère extérieure (altimètre, anémomètre, variomètre) doivent pouvoir résister aux différences de pression qu'ils supportent et être parfaitement étanches pour fonctionner correctement.

Pour compléter ce tableau des exigences générales auxquelles doivent satisfaire les équipements, notons, finalement, la résistance aux variations de pression, aux intempéries (pour les avions découverts), aux agents atmosphériques (brouillard, humidité, éventuellement air salin), au soleil, et, pour les organes extérieurs, la nécessité de parer au grave danger du givrage et parfois aux coups de foudre.

L'ATMOSPHÈRE

GENERALITES

L'atmosphère est la couche d'air qui enveloppe la terre. L'air que nous respirons est composé principalement d'oxygène et d'azote dans la proportion en volume de 79 % d'azote et 21 % d'oxygène. Il renferme aussi un peu d'argon et des traces de gaz carbonique, d'hydrogène, de néon et d'hélium.

L'air atmosphérique contient toujours de la vapeur d'eau en proportion variable (de quelques décigrammes à quelques grammes par mètre cube). Les nuages sont formés d'eau condensée et même de glace.

L'air se raréfiant avec l'altitude, il est difficile de définir la limite de l'atmosphère. Des observations permettent d'af-

firmer qu'à plusieurs centaines de kilomètres se trouve encore de l'air extrêmement raréfié.

PRESSION ATMOSPHERIQUE

La pression atmosphérique peut être définie par le poids de la colonne d'air de 1 cm² de section placée au-dessus du lieu où l'on fait la mesure. Le calcul direct de ce poids est évidemment impossible. La célèbre expérience de Torricelli permet de tourner la difficulté en ramenant le calcul à celui du poids d'une colonne de mercure équilibrant la pression atmosphérique.

Lorsqu'on s'élève, la pression diminue du poids de la colonne d'air laissée au-dessous de soi. La décroissance de la pression avec l'altitude n'est pas régulière. Elle est de moins en moins rapide à mesure qu'on s'élève car, l'air étant compressible, le poids des éléments de même hauteur de la colonne d'air qu'on laisse au-dessous de soi, décroît à mesure qu'on s'élève.

Au même instant la pression atmosphérique n'est pas la même en tous les points du globe. Ce sont ces différences de pression qui sont à l'origine des vents.

De plus, en un même lieu, la pression atmosphérique n'est pas constante. Elle varie pour des raisons complexes, en particulier par suite des variations du degré d'humidité (état hygrométrique). On conçoit, en effet, que l'air soit plus lourd quand il renferme davantage de vapeur d'eau.

TEMPERATURE DE L'AIR

C'est un fait d'observation que la température décroît lorsqu'on s'élève. Cette décroissance est généralement irrégulière, surtout aux basses altitudes, et il arrive parfois qu'on observe localement une croissance de la température avec l'altitude. On dit dans ce cas qu'il y a « inversion de température ».

A partir d'une certaine altitude la température cesse de décroître pour rester sensiblement constante.

La couche d'air où la température décroît avec l'altitude est appelée la *troposphère*. Elle contient les 3/4 de la masse totale de l'atmosphère et presque toute sa vapeur d'eau. Elle est le siège de presque tous les nuages.

Les régions supérieures où la température cesse de décroître constituent la *stratosphère*. Les nuages y sont très rares. On y rencontre parfois des vents extrêmement violents (vitesse supérieure à 250 km-h).

La limite qui sépare la troposphère de la stratosphère n'est pas déterminée d'une manière précise. Les météorologues appellent cette surface de séparation la *tropopause*.

La température de l'air ne varie pas seulement avec l'altitude, elle varie aussi d'un lieu à un autre et, pour un même lieu, avec le temps.

La hauteur moyenne de la tropopause croît du pôle (6 km) à l'équateur (17 km) tandis que sa température moyenne décroît du pôle (— 50°) à l'équateur (— 85°).

MASSE ET POIDS SPECIFIQUES DE L'AIR — DENSITÉ

Rappelons que la *masse spécifique* d'un corps est la masse de l'unité de volume de ce corps. Pour l'air, nous la désignerons par ϱ (rô).

Le *poids spécifique* est le poids de l'unité de volume. Pour l'air, nous l'appellerons a .

$$\text{Par définition } \varrho = \frac{a}{g}$$

g étant l'accélération due à la pesanteur, égale, à Paris, à 9,81 m/s. par s.

La *densité* d'un corps est le rapport de la masse d'un certain volume de ce corps à la masse du même volume d'un autre corps pris comme terme de comparaison ⁽¹⁾. Ce dernier doit toujours être défini très explicitement. Le rapport n'est pas changé si l'on remplace les masses par les poids. En aérodynamique on utilise la densité δ (delta) de l'air prise par rapport à l'air à 15° C et sous la pression de 760 mm de mercure (altitude 0 de l'atmosphère-type définie plus loin).

$$\delta = \frac{\varrho}{\varrho_0} = \frac{a}{a_0}$$

(1) La masse spécifique est quelquefois appelée densité ou densité absolue et la densité, densité relative.

Ces définitions prêtent à équivoque. Nous nous en tiendrons aux définitions données dans le texte, qui sont dépourvues de toute ambiguïté.

On apprend en physique que, à cause de la compressibilité, la masse spécifique d'un gaz parfait est proportionnelle à sa pression et inversement proportionnelle à sa température absolue.

Les variations de pression et de température de l'air atmosphérique se traduisent donc par des variations corrélatives de sa masse spécifique. Remarquons que, lorsqu'on s'élève, la diminution de pression et la diminution de température jouent en sens inverses sur la masse spécifique de l'air, mais l'influence de la diminution de pression est largement prépondérante et la masse spécifique de l'air diminue.

ROLE IMPORTANT DE LA MASSE SPECIFIQUE DE L'AIR EN AÉRODYNAMIQUE

Chacun sait, par expérience personnelle, que le vent exerce sur les corps qu'il rencontre une certaine pression ; on observe un phénomène analogue si c'est le corps qui se déplace dans l'air. La pression aérodynamique ainsi observée est donc due à la vitesse relative du corps par rapport à l'air.

L'expérience prouve que, pour une vitesse déterminée, la pression est proportionnelle à la masse spécifique de l'air. Si, sur un bateau en marche, la main éprouve dans l'eau une résistance beaucoup plus grande que dans l'air, cela provient manifestement du fait que la masse spécifique de l'eau est bien supérieure à celle de l'air.

La pression aérodynamique croît avec la vitesse relative. On a vérifié expérimentalement que si la vitesse devient :

2 fois plus grande, la pression est multipliée par 4 ;

3 fois plus grande, la pression est multipliée par 9, etc...

On a ainsi reconnu que la pression est proportionnelle au carré de la vitesse relative.

En réunissant les deux observations, on voit que la pression exercée sur un corps par son déplacement dans l'air est proportionnelle au produit ρV^2 de la masse spécifique de l'air par le carré de la vitesse relative.

Nous verrons que les anémomètres donnent directement une mesure de ce produit.

La science aéronautique consiste à utiliser judicieusement les pressions aérodynamiques qui naissent du mouvement relatif pour sustenter les avions avec le minimum de résistance à l'avancement.

L'ATMOSPHÈRE-TYPE

Les actions aérodynamiques sur un avion étant proportionnelles à ρV^2 , on ne peut parler de vitesse sans préciser en même temps la masse spécifique de l'air ambiant. L'atmosphère réelle étant très variable on voit la difficulté qui se présente pour faire des comparaisons entre des essais en vol effectués à des époques ou en des lieux différents. On a donc eu l'idée de définir une atmosphère fictive moyenne dans laquelle on transcrirait les résultats des essais en vol de manière à les rendre directement comparables entre eux.

Cette atmosphère fictive moyenne, dite atmosphère-type ou atmosphère standard, présente aussi d'autres avantages.

On sait, depuis Pascal, qu'on peut évaluer l'altitude en mesurant la pression atmosphérique. En aviation, on utilise des baromètres spéciaux portant le nom d'altimètres, qui sont gradués directement en altitudes selon la correspondance donnée entre celles-ci et les pressions par l'atmosphère-type.

Les vitesses ascensionnelles sont données par les variomètres qui mesurent des vitesses de variation de pression mais sont gradués directement en mètres/seconde d'après la correspondance fournie par l'atmosphère-type.

On utilise aussi l'atmosphère-type pour les calculs de la décroissance de puissance des moteurs avec l'altitude, du débit des compresseurs d'air, etc..., c'est-à-dire d'une manière générale pour l'étude de tous les matériaux dont le fonctionnement est influencé par la décroissance de la densité, de la pression ou de la température avec l'altitude.

L'atmosphère-type internationale correspond sensiblement à la moyenne de nombreuses mesures effectuées en Allemagne, en Angleterre, en Italie et en France, et réparties sur plusieurs années.

Les caractéristiques de l'atmosphère-type à l'altitude zéro (niveau de la mer) sont :

Température $\Theta_0 = 15^\circ \text{ C}$

Pression $p_0 = 760 \text{ mm de mercure}$
ou 1013 millibars ⁽¹⁾.

Poids spécifique $a_0 = 1,2255 \text{ kg par m}^3$

La formule donnant la variation de la température avec l'altitude est, de 0 à 11.000 mètres (troposphère) :

$$\Theta = \Theta_0 - 0,0065 z$$

z étant l'altitude exprimée en mètres.

Au-dessus de 11.000 mètres (stratosphère), la température est constante et égale à -56.5° C .

Les bases expérimentales étant celles qui viennent d'être définies, toutes les autres caractéristiques de l'atmosphère-type ont été calculées en admettant que l'air est parfaitement sec, que l'accélération g de la pesanteur est constante et égale à $9,80665 \text{ m/s}^2$ et que :

1° l'atmosphère satisfait à l'équation fondamentale de l'hydrostatique qui exprime l'augmentation de la pression dans un fluide en fonction de l'accumulation des couches successives ; cette hypothèse est vérifiée avec une très grande approximation ;

(1) Il nous paraît utile de rappeler quelques définitions d'unités qui permettent de bien comprendre celle du millibar.

Dans le *système légal m. t. s.*, les unités fondamentales sont le mètre, la tonne (masse) et la seconde.

L'unité de force est le sthène (sn). Le sthène est la force capable de communiquer en une seconde, à une masse de 1 tonne, un accroissement de vitesse de 1 m/s (c'est-à-dire une accélération de 1 m/s^2).

L'unité de pression est la pièze (pz). La pièze est la pression uniforme qui, répartie sur une surface de 1 m^2 , produit un effort total de 1 sn.

Dans le *système c. g. s.* les unités fondamentales sont : le centimètre, le gramme (masse) et la seconde.

L'unité de force est la dyne (dy). La dyne est la force capable de communiquer en une seconde, à une masse de 1 gramme, un accroissement de vitesse de 1 cm/s (c'est-à-dire une accélération de 1 cm/s^2).

L'unité de pression est la barye. La barye est la pression uniforme qui, répartie sur une surface de 1 cm^2 , produit un effort total de 1 dy.

La pièze vaut 10^4 baryes.

La mégabarye (10^6 baryes), qu'on utilise sous le nom de bar pour la mesure des pressions barométriques, vaut donc 100 pz , c'est-à-dire 1 hectopièze.

Le millibar est la millième partie du bar.

L'atmosphère normale vaut $1,013 \text{ hpx}$, ou 1013 mb , ou $1,033 \text{ kg-p/cm}^2$
 $1 \text{ kg-p/cm}^2 = 0,98 \text{ hpx}$.

2° l'air atmosphérique satisfait à l'équation des gaz parfaits $\frac{p}{\varrho} = R \Theta$ (R : constante des gaz parfaits) qui est aussi suffisamment vérifiée.

L'atmosphère-type internationale fait l'objet d'un Règlement de la Commission Internationale de Navigation Aérienne (C. I. N. A.) auquel est joint un tableau des caractéristiques.

En France, l'application de ce document est sanctionnée par la norme Air 0600 qui donne un tableau résumé des caractéristiques de l'atmosphère-type et leur représentation graphique ⁽¹⁾. Cette norme est reproduite ci-après (fig. 1).

(1) Voici une formule très simple qui permet un calcul rapide, avec une approximation souvent suffisante, de la densité de l'air à une altitude z inférieure à 12 km. :

$$\delta = \frac{az}{a_0} = \frac{20 - z}{20 + z}$$

où l'altitude z doit être exprimée en kilomètres.

MINISTÈRE DE L'AIR

MC	Atmosphère-type	AIR	0600
			1

1. — Par hypothèse, l'air de l'atmosphère-type est sec et sa composition chimique est la même à toutes les altitudes (1).

La valeur de g , accélération de la pesanteur, est prise uniformément égale à 980,665 m/s² (2).

Toutefois, lorsque la précision des mesures considérées le permettra, on pourra se contenter pour g de la valeur approchée et plus simple de 980.

2. — A l'altitude zéro, niveau moyen de la mer, la température est prise égale à 15 degrés centésimaux et la hauteur barométrique ramenée à zéro degré, égale à 760 mm de mercure.

3. — Dans ces conditions, la pression atmosphérique p_0 est de 10 332 kg/m² (1 013,23 millibars) et le poids du mètre cube d'air a_0 de 1,2255 kg.

4. — Pour toute altitude z mesurée au-dessus du niveau moyen de la mer, et inférieure à 11 000 m, la loi de variation de la température θ de l'air est par hypothèse la suivante :

$$\theta = 15 - 0,0065 z$$

θ étant exprimé en degrés centésimaux et z en mètres.

5. — Pour toutes les altitudes supérieures à 11 000 m, la température de l'air est par hypothèse constante et égale à — 56,5 degrés centésimaux.

6. — Il s'ensuit que pour toute altitude, mesurée au-dessus du niveau de la mer et inférieure à 11 000 m, la pression p , le poids spécifique a , et la masse spécifique ρ de l'air varient suivant les relations :

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{288 - 0,0065 z}{288} \right)^{4,255} \hat{z} = \frac{a}{a_0} = \frac{p}{p_0} = \left(\frac{288 - 0,0065 z}{288} \right)^{4,255}$$

ρ_0 étant la masse spécifique de l'air à l'altitude zéro.

Pour toutes les altitudes supérieures à 11 000 m, les relations précédentes sont remplacées par les suivantes :

$$\log \left(\frac{p_{11000}}{p} \right) = \log \left(\frac{a_{11000}}{a} \right) = \log \left(\frac{p_{11000}}{p_0} \right) = \frac{z - 11000}{14600}$$

p_{11000} , a_{11000} , p_{11000} étant respectivement la pression, le poids spécifique et la masse spécifique de l'air à 11 000 m.

Un tableau et un graphique, résultant des formules ci-dessus, sont annexés à la présente norme.

(1) On rappelle, à titre de renseignement, que cette composition est, en volumes, approximativement la suivante : 78,63 % d'azote, 20,99 % d'oxygène, 0,94 % d'argon, 0,04 % de dioxyde de carbone.

(2) La valeur de g figurant au règlement de la C.I.N.A. est 980,62.

Cette Norme est pratiquement conforme au Règlement de la C.I.N.A.

4 Septembre 1935

FIG. 1-a.

MINISTÈRE DE L'AIR

MC	Atmosphère-type	AIR	0600
			2

TABLEAU DES NOMBRES CARACTÉRISTIQUES

z en mètres	p en mm de mercure	Δp	θ en degrés centésimaux	$\frac{p}{p_0}$	a en kg/m ³	\hat{z}	$\frac{1}{\sqrt{z}}$
0	760	44	15	1	1,2255	1	1,0122
500	710,0	41,9	11,75	0,9421	1,1677	0,9328	1,0244
1 000	674,1	39,9	8,5	0,8874	1,1121	0,9075	1,0488
1 500	634,2	38	5,25	0,8345	1,0585	0,8638	1,0628
2 000	596,2	36,1	2	0,7845	1,0068	0,8216	1,0896
2 500	560,1	34,3	- 1,25	0,7369	0,9572	0,7810	1,1174
3 000	525,8	32,6	- 4,5	0,6919	0,9095	0,7421	1,1462
3 500	493,2	30,9	- 7,75	0,6480	0,8635	0,7044	1,1761
4 000	462,3	29,4	- 11	0,6082	0,8194	0,6686	1,2071
4 500	432,9	27,8	- 14,25	0,5696	0,7770	0,6340	1,2394
5 000	405,1	26,4	- 17,50	0,5330	0,7363	0,6000	1,2730
5 500	378,7	25	- 20,75	0,4983	0,6972	0,5680	1,3079
6 000	353,7	23,5	- 24	0,4655	0,6599	0,5384	1,3442
6 500	330,2	22,3	- 27,25	0,4344	0,6240	0,5094	1,3821
7 000	307,9	21,1	- 30,5	0,4051	0,5896	0,4811	1,4216
7 500	286,8	19,9	- 33,75	0,3774	0,5566	0,4543	1,4627
8 000	266,9	18,7	- 37	0,3512	0,5252	0,4286	1,5056
8 500	248,2	17,4	- 40,25	0,3265	0,4952	0,4040	1,5504
9 000	230,4	16,1	- 43,5	0,3032	0,4664	0,3805	1,5971
9 500	213,8	14,8	- 46,75	0,2814	0,4389	0,3582	1,6460
10 000	198,2	13,6	- 50	0,2607	0,4126	0,3368	1,6971
10 500	183,4	12,4	- 53,25	0,2414	0,3877	0,3163	1,7788
11 000	169,6	11,2	- 56,5	0,2232	0,3635	0,2969	1,8353
11 500	156,8	10,0	- 56,5	0,2063	0,3362	0,2744	1,8720
12 000	144,9	8,8	- 59	0,1906	0,3107	0,2536	1,9473
12 500	133,9	7,5	- 62	0,1762	0,2871	0,2344	2,0256
13 000	123,7	6,2	- 65	0,1628	0,26535	0,2166	2,1070
13 500	114,4	5,0	- 68	0,1505	0,2452	0,2002	2,1920
14 000	105,7	3,7	- 71	0,1391	0,2266	0,1850	2,3250
14 500	97,7	2,5	- 74	0,1285	0,2095	0,1710	2,4190
15 000	90,3	1,2	- 77	0,1188	0,1936	0,1580	2,5160
15 500	83,4	0,0	- 80	0,1098	0,1789	0,1460	2,6170
16 000	77,1	- 5,8	- 83	0,1014	0,1653	0,1349	2,7237
16 500	71,3	- 13,4	- 86	0,0957	0,1528	0,1247	2,8220
17 000	65,9	- 21,0	- 89	0,0866	0,1412	0,1153	2,9460
17 500	60,9	- 28,6	- 92	0,0801	0,1305	0,1065	3,0644
18 000	56,25	- 36,2	- 95	0,0740	0,1206	0,0984	3,1255
18 500	52	- 43,8	- 98	0,0684	0,1115	0,0910	3,3160
19 000	48	- 51,4	- 101	0,0632	0,1030	0,0841	3,4400
19 500	44,4	- 58,0	- 104	0,0584	0,0952	0,0777	3,5880
20 000	41	- 65,6	- 107	0,0540	0,08798	0,0718	3,7320

(1) Les valeurs de la 2^e colonne correspondent aux moyennes arithmétiques des termes de la 1^e colonne qui les encadrent.

Cette Norme est pratiquement conforme au Règlement de la C.I.N.A.

4 Septembre 1935

FIG. 1-b.

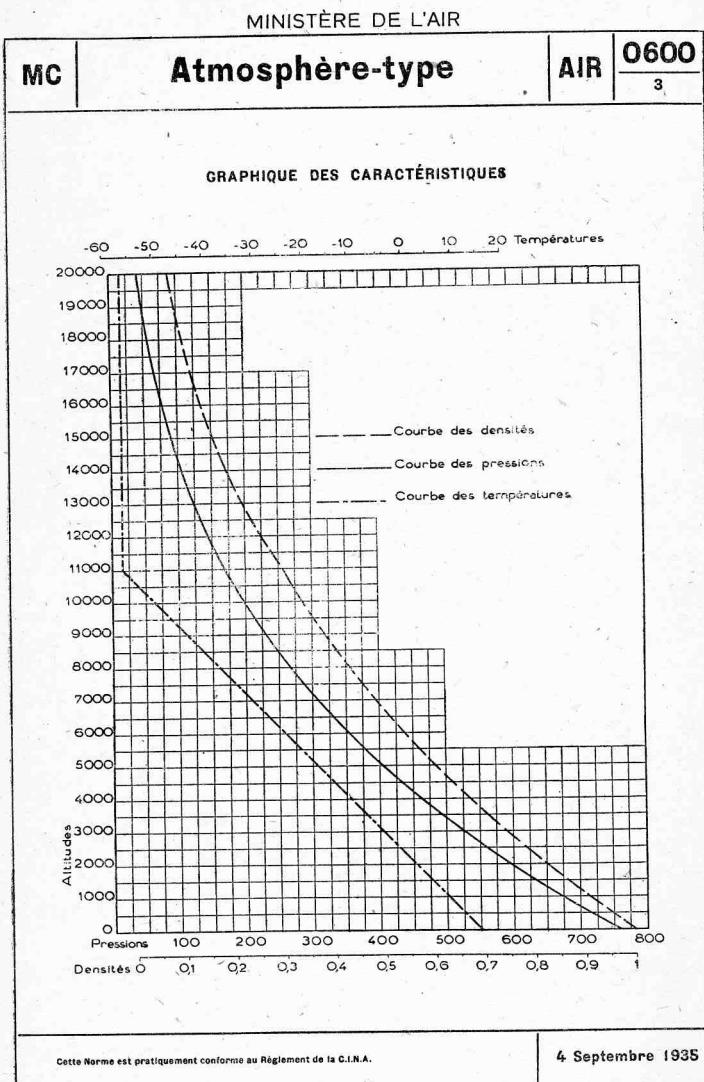


FIG. 1-c.

II

PILOTAGE

GÉNÉRALITÉS

Le milieu invisible, l'air, dans lequel l'avion évolue en tous sens ne permet pas au pilote de conduire son appareil comme le fait le conducteur d'un véhicule terrestre qui se réfère aux repères voisins et peut fort bien se passer de tout instrument de contrôle de conduite.

La sustentation de l'avion est due à son déplacement relatif à l'air qui, généralement, se déplace lui-même par rapport au sol (vent). La perception et le contrôle de ce mouvement par rapport à l'air, distinct par conséquent du mouvement par rapport au sol, doivent être donnés au pilote par des instruments spéciaux complétant ou suppléant ses sens défaillants. L'assiette même de l'avion, qui est la même par rapport à l'air et par rapport au sol quand le vent est horizontal ou nul, assez facile à déterminer dans le sens transversal par la vue de l'horizon, l'est beaucoup moins dans le sens longitudinal et devient impossible à tenir par visibilité mauvaise ou nulle.

La nécessité des instruments de pilotage est donc évidente.

Mais, avant de parler des instruments, il est nécessaire de voir d'un peu plus près ce qu'on veut contrôler, c'est-à-dire les différentes grandeurs qui caractérisent le vol d'un avion. Dans cette étude, il est essentiel de se rappeler que le système de référence est la masse d'air dans laquelle l'avion évolue. Il est indifférent que cette masse d'air soit ou non entraînée en translation par un vent supposé régulier.

REGIME PERMANENT DE VOL

GRANDEURS CARACTÉRISTIQUES

Un avion est dit en régime variable ou en régime permanent selon que les grandeurs caractéristiques du vol varient ou restent constantes.

Le régime permanent le plus général est celui d'un avion décrivant à vitesse constante une spirale régulière en montant ou en descendant.

Dans ces conditions, le centre de gravité de l'avion décrit, dans l'atmosphère qui sert de référence, une hélice circulaire d'axe vertical.

Le vol en ligne droite à vitesse constante, en palier, en montée ou en descente, le virage régulier, sont des cas particuliers de ce cas général.

La valeur absolue du cap de l'avion n'est pas une grandeur caractéristique du vol : un vol en ligne droite, à vitesse constante, par exemple, est un régime permanent bien défini, quel que soit le cap. Du point de vue du pilotage, il n'y a que les écarts de cap ou les vitesses d'écart, c'est-à-dire la tenue de la ligne droite, qui présentent de l'intérêt. Le rôle de la valeur absolue du cap apparaît uniquement dans la navigation.

On peut en dire autant de l'altitude. La mesure de sa valeur absolue intéresse la navigation, mais les petits écarts ou les vitesses d'écart autour d'une altitude fixée peuvent être exploités pour le pilotage, dans un vol à altitude constante.

Il n'entre pas dans le cadre de cet ouvrage de traiter de la mécanique du vol de l'avion et de l'équilibre des forces auxquelles il est soumis.

Rappelons simplement que les forces extérieures sont : le poids de l'avion, la traction due à l'hélice et les forces aérodynamiques s'exerçant sur le planeur. Le mouvement de l'avion est tel que, à tout instant, le système de ces forces est équilibré par les forces d'inertie.

Dans un régime permanent, les forces extérieures et les forces d'inertie sont constantes et leur distribution par rapport à l'avion, invariable ; les forces d'inertie se réduisent

d'ailleurs à la force centrifuge, due au virage, appliquée au centre de gravité de l'avion.

Le pilotage ne se réfère habituellement pas à la grandeur des forces mises en jeu ⁽¹⁾ mais aux éléments cinématiques ⁽²⁾ du vol — vitesses linéaires, positions et vitesses angulaires — qui conditionnent la grandeur et la disposition relative de ces forces, et qui sont :

— La vitesse de rotation ou *régime de l'hélice*, qui règle sa traction ⁽³⁾.

— La vitesse de l'avion par rapport à l'air, ou *vitesse propre*, et les *angles d'incidence et de dérapage* qui définissent l'orientation de l'avion par rapport au vent relatif, c'est-à-dire par rapport à la direction de la vitesse propre, tangente à la trajectoire. Ces éléments fixent la grandeur des forces aérodynamiques et leur position par rapport à l'avion.

— Les angles d'*inclinaison longitudinale* et d'*inclinaison transversale* qui définissent l'orientation de l'avion par rapport à la verticale ou, ce qui revient au même, par rapport au plan horizontal. Ces angles fixent donc la position par rapport à l'avion du poids de l'avion, considéré comme force extérieure.

— Enfin les éléments qui définissent l'hélice-trajectoire. La pente de cette trajectoire est déjà fixée par la connaissance des éléments précédents. Une perception plus immédiate en est donnée par la connaissance de la *vitesse ascensionnelle* (considérée comme positive à la montée et négative à la descente). Il reste à déterminer la courbure de la trajectoire ; pour des raisons de commodité (et de possibilité) on prend pour cela la *vitesse angulaire de virage* (qui, avec la vitesse propre, permettrait le calcul du rayon du virage, inaccessible à une mesure directe).

La connaissance de la trajectoire et de la vitesse fixe la grandeur de la force centrifuge dont la position par rapport à l'avion est déterminée par les autres données.

*
* *

(1) Cependant l'utilisation d'accéléromètres a été parfois préconisée voir p. 35.

(2) Rappelons que Cinématique vient d'un mot grec qui signifie mouvement.

(3) Nous nous plaçons dans le cas le plus simple de l'hélice à pas fixe.

La définition de certaines de ces grandeurs demande à être un peu précisée.

Pour cela il est utile de définir un système d'axes de référence lié à l'avion.

On prend habituellement trois axes rectangulaires GX, GY, GZ, issus du centre de gravité G de l'avion (v. fig. 2).

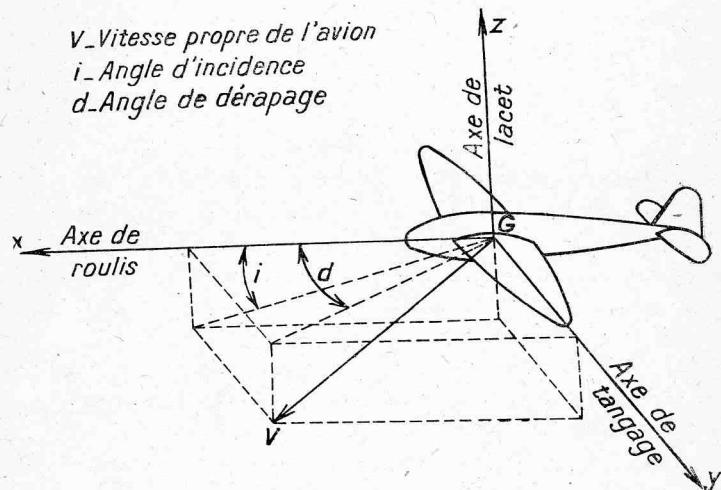


FIG. 2.

L'axe longitudinal GX, dirigé vers l'avant, autour duquel s'effectuent les mouvements de roulis de l'avion, s'appelle *l'axe de roulis*. Sa direction est choisie arbitrairement, par exemple parallèle à la corde de l'aile ou à la vitesse de l'avion.

L'axe transversal GY, dirigé vers la gauche, est *l'axe de tangage* et l'axe vertical ascendant GZ, qui complète le système, est *l'axe de lacet*.

L'*angle d'incidence* i est l'angle sous lequel le vent relatif attaque l'aile parallèlement au plan longitudinal de symétrie de l'avion GXZ. C'est pourquoi on l'appelle aussi angle d'attaque. On le mesure à partir de l'axe GX (v. fig. 2). Il peut être positif ou négatif. L'*angle de dérapage* d est l'angle sous lequel le vent relatif attaque l'avion parallèlement au plan GXY (v. fig. 2). Le dérapage peut être à droite ou à gauche. En vol normal, il est nul. Son nom provient de

ce qu'il apparaît en particulier dans un virage incorrectement incliné où l'avion glisse vers l'intérieur du virage (avion trop incliné) ou vers l'extérieur (avion insuffisamment incliné) comme une voiture qui dérape dans un virage mal relevé.

**

Quand on veut niveler une surface quelconque, on dispose sur elle deux niveaux placés à angle droit. Ces niveaux sont soumis à l'action de la pesanteur qui, par définition, est dirigée suivant la verticale (niveau à bulle d'air, niveau de maçon). Ils peuvent porter une graduation permettant de lire l'inclinaison de la surface sur laquelle on les applique. Sur un avion en vol rectiligne à vitesse uniforme, l'indication des niveaux est correcte. Mais lorsque l'avion accélère ou ralentit, ou décrit une trajectoire courbe, les forces d'inertie qui prennent naissance se combinent avec le poids pour donner une résultante qui est le poids apparent. Ce phénomène s'observe facilement lorsqu'on est debout dans un véhicule en marche. Pour conserver l'équilibre il faut se pencher en avant ou en arrière, lorsqu'il y a accélération ou ralentissement, à droite ou à gauche, lorsqu'on vire à droite ou à gauche. Tout se passe comme si la verticale, suivant laquelle le corps (ou la bulle ou le pendule du niveau) tend à s'aligner, était déviée. Cette nouvelle direction, qui est celle de la pesanteur apparente, s'appelle *la verticale apparente* et le plan perpendiculaire, plan horizontal apparent, par opposition avec la verticale vraie et le plan horizontal vrai.

Nous appellerons donc *inclinaison longitudinale vraie*, l'angle que fait l'axe longitudinal GX de l'avion avec le plan horizontal vrai ; *inclinaison transversale vraie*, l'angle que fait l'axe transversal GY de l'avion avec le plan horizontal vrai.

Nous appellerons *inclinaison longitudinale apparente*, l'angle que fait l'axe longitudinal GX de l'avion avec le plan horizontal apparent ; *inclinaison transversale apparente*, l'angle que fait l'axe transversal GY de l'avion avec le plan horizontal apparent.

**

On peut alors dresser le tableau résumé suivant des grandeurs caractéristiques utilisables pour le contrôle du vol.

Pour le tangage :

Vitesse propre.

Vitesse ascensionnelle.

Angle d'incidence.

Inclinaison longitudinale vraie.

Inclinaison longitudinale apparente.

Régime de l'hélice.

Pour le lacet et le roulis, qui sont inséparables parce qu'influant l'un sur l'autre :

Inclinaison transversale vraie.

Inclinaison transversale apparente.

Vitesse angulaire de virage.

Angle de dérapage.

**

Il n'est pas nécessaire de connaître toutes ces grandeurs pour qu'un régime permanent soit défini. On montre que 4 de ces grandeurs prises arbitrairement, 2 dans le premier groupe et 2 dans le second, suffisent. Ce choix étant fait, la valeur des autres grandeurs est déterminée par les caractéristiques de l'avion considéré. Les 4 grandeurs nécessaires et suffisantes pour définir un régime permanent sont dites *indépendantes*, par opposition aux autres qui dépendent de leur connaissance.

On peut prendre, par exemple, comme grandeurs indépendantes :

- dans le 1^{er} groupe, le régime de l'hélice et la vitesse propre,
- dans le 2^e groupe, la vitesse angulaire de virage et l'inclinaison transversale apparente.

**

Remarquons que le pilote dispose, pour régler et maintenir un régime de vol, de 4 commandes : la manette des gaz et les 3 commandes de profondeur, de direction et de gaufrage ; un régime permanent de vol est caractérisé par une position bien définie de chacune de ces commandes.

La manette des gaz et le tachymètre sont donc respectivement une commande et un instrument de pilotage. Nous soulignons ce fait au passage, mais nous ne ferons pas figurer le tachymètre parmi les instruments de pilotage lui laissant son rôle essentiel d'instrument de contrôle du groupe motopropulseur ⁽¹⁾.

**

Si, pour la définition d'un régime et son contrôle, il suffit, en principe, de 4 instruments pouvant comprendre le tachymètre ⁽²⁾, pratiquement le choix des grandeurs indépendantes ne saurait être quelconque. Il y a des grandeurs qui sont plus commodes que d'autres à exploiter. On conçoit, en effet, que choisir, par exemple, les inclinaisons longitudinales, vraie et apparente, et transversales, vraie et apparente, ne saurait procurer des conditions de pilotage très faciles. Enfin il n'y a pas avantage, surtout pour la sécurité, à se limiter au nombre strictement indispensable.

HISTORIQUE

Sur les premiers avions qui volèrent en France vers les années 1900, la planche de bord ne comportait qu'un *tachymètre*. Il était utilisé pour contrôler non seulement le fonctionnement du moteur, mais aussi, dans une certaine mesure, le pilotage en tangage, dont l'importance était apparue immédiatement avec les risques de perte de vitesse.

Mais le ralentissement ou l'augmentation du régime moteur provoqués par un cabré ou un piqué de l'avion étaient peu sensibles et en retard sur les variations corrélatives de l'inclinaison longitudinale. Pour détecter et contrôler ces dernières, on eut l'idée de monter un *niveau longitudinal* (cf. p. 99).

(1) Sur les avions munis d'hélices à vitesse constante, le contrôle doit s'effectuer avec l'indicateur de pas d'hélice ou avec le manomètre de pression d'admission puisque la traction est liée au pas d'hélice donc à la puissance du moteur et, en définitive, à la pression d'admission.

Si le pas de l'hélice peut être réglé manuellement on se trouve, pour chaque valeur donnée au pas, ramené au cas de l'hélice à pas fixe.

(2) et éventuellement (voir 1 ci-dessus) le manomètre de pression d'admission.

C'était, là encore, un instrument très imparfait dont les indications utilisables en régime permanent exigent, en régime variable, une interprétation difficile et pratiquement inexploitable.

Une solution bien meilleure consistait à mesurer la vitesse propre de l'avion qui conditionnait la sécurité aérodynamique du régime.

Dès 1909, le colonel Dorand, reprenant un procédé déjà utilisé en météorologie pour mesurer la vitesse du vent, montait sur un avion un tube de Venturi connecté à un manomètre à eau formé d'un tube en U placé au poste de pilotage.

Vers la même époque, M. Etévé expérimentait un anémomètre constitué par une palette mobile, rappelée par un ressort, dont les déplacements, sous l'effet du vent relatif, indiquaient avec une aiguille la vitesse de ce vent. M. Badin, de son côté, utilisait un moulinet maintenu par un ressort spiral dont la grande course circulaire facilitait les lectures (appareil S A F).

Enfin, en 1913, par la conjugaison d'un venturi double (cf p. 47) exposé au vent relatif, avec un manomètre à membrane métallique placé dans le fuselage sous les yeux du pilote, M. Badin réalisait le premier anémomètre vraiment pratique. Depuis, le même constructeur a successivement créé d'autres modèles plus perfectionnés avec antennes Pitot (cf. p. 43) ou à déflecteur (cf. p. 54), et la plupart des anémomètres utilisés en France jusqu'à ce jour sont sortis de ses ateliers. C'est ainsi que le nom de M. Badin est passé dans le langage courant pour désigner l'anémomètre.

L'altimètre (cf. p. 112) a été utilisé très tôt. Dès que les avions ont commencé à réaliser des vols appréciables, on les dota des altimètres qu'employaient déjà les alpinistes et les aéronautes, en les arrimant à bord par des moyens de fortune. La formule propre aux altimètres d'aviation se dégagea peu à peu.

Les premiers altimètres étaient gradués suivant la loi de Radau. L'atmosphère-type actuelle a été adoptée en France en 1920, avant de l'être par les autres pays d'Europe.

Le besoin du *compas* (cf. p. 125) s'est fait sentir un peu plus tard dès que les distances franchissables permirent l'exécution de petits voyages. D'abord simple boussole rus-

tique à laquelle on demandait une indication grossière, il a donné de nombreux déboires aux premiers pilotes qui ignoraient tout de ses conditions d'utilisation. L'évolution que lui imposait la nécessité d'une navigation de plus en plus précise à mesure que les voyages s'allongeaient en s'effectuant par tous les temps, a demandé plusieurs années.

En 1914, à la déclaration de la guerre, les avions étaient équipés avec les instruments dont nous venons de parler.

Pendant la guerre apparurent *l'indicateur de virage* (cf. p. 95) et le *niveau transversal* (cf. p. 97) qui complétèrent pour le pilotage en lacet et en roulis, l'anémomètre et le niveau longitudinal qui concernaient le pilotage en tangage.

Vers 1921, M. Badin eut l'idée d'associer dans un même instrument un anémomètre, un indicateur de virage et un niveau transversal, de manière à concentrer dans un champ de vision restreint les indications nécessaires pour assurer le contrôle de l'avion autour de ses trois axes.

Cet instrument triple est appelé *contrôleur A C F* en application de la norme AIR 7600 qui prescrit, pour tout instrument multiple, l'appellation de « contrôleur » suivie de lettres symbolisant conventionnellement chaque instrument simple élémentaire. Ces symboles sont, dans le cas présent : anémomètre A, indicateur de virage C, niveau transversal F.

Le contrôleur A C F devint l'élément central de la planche de bord.

Tous ces instruments étaient employés uniquement pour contrôler les sensations du pilote, mais sans grande confiance de sa part. Tous les pilotes de l'époque croyaient sentir leur avion suffisamment pour pouvoir le conduire même en l'absence de repères extérieurs. Cette conviction était très ancrée malgré les nombreux accidents provoqués par des vols dans les nuages ou le brouillard. Il faut penser que lorsqu'il leur arrivait une mésaventure dans un nuage, les pilotes s'accusaient de maladresse là où il y avait impossibilité de nature.

Pourtant des gens clairvoyants s'élevaient contre cette erreur. Il appartint à la Société Farman et notamment à M. Rougerie, d'appliquer systématiquement l'utilisation des instruments de pilotage pour le vol sans visibilité et de créer en 1928 le matériel qui permit de convaincre les pilotes de

leur erreur et surtout de les initier au pilotage sans visibilité (P. S. V.).

En enfermant le pilote sous une capote qui ne lui laissait aucune visibilité extérieure, il fut facile de démontrer qu'il était impossible dans ces conditions d'assurer le contrôle de l'avion par la seule référence aux sensations. Un deuxième pilote, avec vues normales, assurait la sécurité de la démonstration.

L'entraînement au P. S. V. se faisait au sol et en vol.

L'entraînement au sol s'effectuait sur un appareil spécialement conçu et aménagé, rappelant la disposition du poste de pilotage d'un avion. L'élève placé sur le siège pilote disposait de toutes les commandes et de tous les instruments de bord équipant alors les avions.

Ces derniers comprenaient : un contrôleur A C F, un niveau longitudinal, un tachymètre, une montre, un altimètre, un compas, un manomètre de pression d'huile.

Un moniteur assis derrière l'élève faisait, à l'aide de commandes appropriées, varier les indications des instruments de manière à simuler des mouvements de l'avion. L'action de l'élève sur ses commandes avait pour effet de ramener les indications à leurs valeurs initiales.

Ce dégrossissage au sol était complété en vol par un entraînement sur l'avion à capote déjà mentionné, où l'élève, placé sous la capote, retrouvait les mêmes instruments ; le moniteur se plaçait au poste de 2^e pilote, avec vues normales.

Si le P. S. V. était devenu une réalité, il n'était malgré tout pas très facile et nécessitait un entraînement sérieux.

Vers 1930, l'apparition du *variomètre* (cf. p. 65), déjà bien connu des aérostiers, apporta quelques facilités supplémentaires.

M. Badin, le juxtaposant à son contrôleur A C F avec un niveau longitudinal, crée le *contrôleur A C D F K* (niveau longitudinal D, variomètre K) qui équipe de nombreux avions.

Depuis longtemps déjà on avait songé à utiliser la fixité du gyroscope libre pour suppléer, dans le vol sans visibilité, à l'absence de repères fixes extérieurs à l'avion. Cet *horizon gyroscopique* (cf. p. 85), capable de remplacer l'horizon réel,

a donné lieu à bien des recherches et à bien des réalisations plus ou moins heureuses.

Le problème fut résolu d'une manière satisfaisante par la Société américaine Sperry dont l'horizon gyroscopique pneumatique est encore utilisé dans l'aéronautique mondiale.

Il fut introduit en France, en 1934, par la Société l'Appareillage Aéronautique, en même temps que le *directionnel Sperry* (cf. p. 92) (directional-gyro).

Ces 2 instruments ont apporté une grande facilité dans le P. S. V.

Leur apparition a été l'occasion d'une étude de la disposition la plus rationnelle des instruments de pilotage sous forme de tableaux de pilotage suspendus élastiquement pour soustraire les instruments à l'influence néfaste des vibrations.

En 1938, à l'occasion de ses études sur le pilotage automatique, M. Alkan met au point son horizon gyroscopique électrique de conception intégralement française.

L'horizon gyroscopique est aussi appelé contrôleur EG en application de la norme Air 7600 (inclinaison longitudinale vraie E, inclinaison transversale vraie G).

Pour terminer ce rapide historique où nous avons été amenés à parler de l'école de P. S. V. Farman, disons que les méthodes d'instruction au sol se sont perfectionnées par l'utilisation du link-trainer, d'origine américaine, qui a été importé en France en 1939. C'est un petit avion maquette articulé à la cardan sur un socle de manière à pouvoir s'incliner en tous sens ; il peut, de plus, tourner en azimut sans limitation, dans les deux sens. Ces mouvements sont provoqués par la manœuvre des commandes. La planche de bord est très complète et tous les instruments sont agencés pour donner les mêmes indications que sur un avion réel. Une capote peut se rabattre sur le pilote pour le placer dans les conditions de vol sans visibilité.

Le moniteur, assis à une table voisine, est lié à l'élève par téléphone. Devant lui des instruments répétiteurs reproduisent les indications des instruments de la planche de bord. Sur la table un petit chariot, commandé à distance par les évolutions du pilote, trace sur une carte la route suivie par l'avion.

ROLE DES INSTRUMENTS DE PILOTAGE

Le but des instruments de pilotage est d'aider le pilote à fixer et à maintenir son avion dans un régime de vol déterminé et de faciliter l'exécution des évolutions nécessaires à l'utilisation de l'avion, notamment le décollage et l'atterrisage. Le plus grand intérêt des instruments est de permettre d'atteindre ce but quelles que soient les circonstances atmosphériques et la visibilité extérieure.

Ainsi le rôle des instruments est d'apporter au pilotage la sécurité, la facilité et la précision.

Lorsqu'il s'agit simplement de piloter avec bonne visibilité, les instruments sont utilisés surtout pour contrôler que le vol est effectué dans les limites, généralement assez larges, exigées par la sécurité. Pendant longtemps ils n'ont pas été utilisés autrement d'où l'expression « contrôleur » qui est maintenant utilisée conventionnellement pour désigner tout instrument multiple.

Pour le contrôle du vol nécessaire à la sécurité, les qualités essentielles de l'instrument sont sa sécurité propre de fonctionnement et sa justesse.

Au contraire, pour piloter sans visibilité et dans des conditions atmosphériques pénibles, on considère avant tout la facilité que les instruments apportent au pilote ; ils servent alors à régler ses mouvements. C'est actuellement leur rôle essentiel et c'est pourquoi on les appelle plus couramment *instruments de P. S. V.* Ce mode d'utilisation se retrouve dans le pilotage automatique où la liaison entre l'instrument et la gouverne est mécanique et se substitue au pilote.

Pour la facilité du pilotage, l'instantanéité des indications et la sensibilité sont les qualités fondamentales.

La variable mesurée doit, elle-même, accuser tout changement de régime par des variations instantanées et le plus amples possible.

Par contre la justesse des mesures absolues n'est pas indispensable ; on utilise alors les instruments de contrôle pour déterminer le régime correct et on le maintient avec l'instrument de pilotage proprement dit, le travail du pilote se résumant, en général, à maintenir la coïncidence ou une certaine position relative de deux repères.

Lorsque, pour les besoins de la navigation ou pour toute autre raison, il faut tenir un régime de vol avec précision, on se sert, même si la visibilité est bonne, des instruments qui facilitent le pilotage. Il est évidemment nécessaire qu'ils aient eux-mêmes une précision suffisante. On a besoin, en outre, des instruments de contrôle pour fixer ou mesurer avec la même précision celles des grandeurs caractéristiques du régime sur lesquelles doit porter la précision.

**

La différence que nous venons de marquer entre instruments de contrôle du vol, exploitant les mesures absolues des grandeurs caractéristiques du régime, et instruments de pilotage proprement dit, indiquant les écarts des grandeurs caractéristiques du régime à tenir⁽¹⁾, ne correspond pas forcément à deux catégories très nettes d'instruments. Il s'agit là surtout d'une distinction portant sur la fonction, et plusieurs instruments peuvent jouer à la fois les deux rôles. Prenons pour exemple le pilotage en tangage. L'anémomètre est l'instrument de contrôle toujours utilisé pour fixer le régime ; puis, cela fait, on peut l'employer comme instrument de pilotage en se bornant à assurer la correspondance de l'aiguille avec la division adéquate de la graduation. Nous verrons d'ailleurs que, pour faciliter ce rôle, on a fait des anémomètres tournants (cf. p. 52). Mais la variable mesurée par l'anémomètre, c'est-à-dire la vitesse, étant en retard sur les variations d'inclinaison longitudinale de l'avion (cf. p. 41), il est plus commode, pour cette fonction de pilotage, d'utiliser l'horizon gyroscopique qui apporte une grande facilité par l'instantanéité de ses indications. Réciproquement, cet instrument de pilotage, donnant la possibilité de mesurer les inclinaisons vraies, pourrait être aussi considéré comme instrument de contrôle, mais il manquerait de justesse et de sécurité.

Il est intéressant d'attirer l'attention sur cette distinction de base, mise en évidence par M. Schnerb, à cause de la persistance de vieilles théories concernant « le pilotage aux

(1) Nous avons vu plus haut que l'on utilise aussi pour le pilotage les écarts et les vitesses d'écart, d'altitude et de cap, alors même que ces deux grandeurs ne sont pas caractéristiques du régime mais relèvent de la navigation.

forces » et « le pilotage aux positions », basées sur la confusion entre les deux fonctions des instruments : l'établissement et le contrôle du régime d'une part, et sa tenue d'autre part.

DEFINITION DES CARACTERISTIQUES PRINCIPALES

Les instruments de pilotage, ainsi d'ailleurs que les instruments de navigation, entrent dans la catégorie très vaste des instruments de mesure dont les principales caractéristiques sont : *la justesse, la précision, la fidélité, la sensibilité*. Ces termes n'étant pas toujours employés à bon escient, nous allons les passer en revue pour en préciser le sens. Nous parlerons aussi de la *rapidité d'indication* dont l'importance est fondamentale pour les instruments de pilotage et de *l'hystérosis* des instruments à capsules manométriques.

La *justesse* caractérise l'exactitude des indications fournies par un instrument.

La *précision* est l'aptitude d'un instrument à prendre, quand il mesure une grandeur bien définie, une position d'équilibre bien déterminée, donc à fournir une indication très nette.

En général, si, avec le même instrument, on effectue une série de mesures portant sur une grandeur invariable les indications successives sont légèrement discordantes. Cette imprécision est due aux frottements et aux jeux⁽¹⁾ dans l'instrument. Elle est bien mise en évidence par le fait qu'un tapotement peut modifier l'indication. La précision est d'autant meilleure que la dispersion des indications est plus faible. Dans une mesure, la valeur à prendre en considération est la moyenne de ces indications. C'est elle qui permet d'apprécier la justesse.

Cette définition de la précision ne rend cependant pas compte totalement du sens qu'on lui accorde habituellement. Il faut y ajouter l'idée de l'approximation avec laquelle on peut lire la grandeur mesurée.

En somme, pour mesurer une grandeur avec précision, il est nécessaire que l'instrument de mesure soit lui-même suffisamment précis (au sens que nous avons défini de la limitation de la dispersion des mesures répétées), suffisam-

ment juste, et possède une graduation assez subdivisée pour qu'on puisse lire les indications avec l'approximation voulue.

Il est essentiel de remarquer qu'une *précision de lecture* meilleure que la *précision instrumentale* est illusoire. En d'autres termes, il est inutile de pouvoir apprécier sur la graduation des divisions ayant une valeur inférieure à celle des erreurs dues à l'imprécision ou au manque de justesse de l'instrument.

En général, dans le langage courant, lorsqu'on dit d'un instrument qu'il est précis, on sous-entend qu'il est juste aussi.

La *fidélité*, c'est la constance dans les indications. Elle caractérise l'aptitude de l'instrument à fournir les mêmes indications quelles que soient l'époque des mesures et les conditions de fonctionnement : température, vibrations, etc...

La *sensibilité* peut être définie par le rapport entre l'amplitude de la variation de l'indication correspondant à une certaine variation de la grandeur mesurée et l'amplitude de cette dernière variation. Un instrument est d'autant plus sensible qu'il accuse par un déplacement plus ample une certaine variation de la grandeur mesurée. Sur un même instrument la sensibilité peut varier d'un point à l'autre de l'échelle.

La *rapidité d'indication* est souvent recherchée dans les instruments de mesure ; pour les instruments de pilotage, c'est une qualité essentielle. Elle nécessite un réglage judicieux de l'*amortissement* : trop amorti, l'instrument est paresseux ; pas assez amorti, l'instrument oscille trop longtemps.

Ces phénomènes méritent d'être regardés d'un peu près.

Que se passe-t-il lorsque la grandeur mesurée par un instrument subit une variation ? L'aiguille (ou l'organe indicateur) est sollicitée vers une nouvelle position par une force généralement proportionnelle à l'écart entre les positions initiale et finale. Il se produit alors le phénomène qu'on observe avec un pendule dévié de la position verticale : lorsqu'on le libère, il y revient après une série d'oscillations.

Ces oscillations sont dues au fait que, en arrivant à la position qui doit être celle de l'équilibre final où la force de rappel est nulle, le pendule possède une certaine vitesse qui lui fait dépasser cette position.

(1) Et, dans certains cas, à l'hystérosis dont nous parlons plus loin.

En l'absence de frottement, le pendule oscillerait indéfiniment.

En examinant le problème du point de vue de l'énergie, on voit que, en déviant le pendule, on lui a apporté de l'extérieur une énergie égale à son poids multiplié par le déplacement vertical de son centre de gravité, et qui ne demande qu'à se manifester puisque le pendule appuie sur la main qui le tient. Cette énergie en réserve est de l'énergie potentielle.

Lorsqu'on libère le pendule, cette énergie se transforme progressivement en énergie cinétique et elle se trouve entièrement sous cette forme lorsque le pendule passe à la position verticale. En remontant de l'autre côté, le phénomène est inverse : l'énergie cinétique se transforme progressivement en énergie potentielle, puis le processus se répète. Ainsi le pendule est un accumulateur d'énergie.

Cette énergie, qui apparaît alternativement sous 2 formes, potentielle et cinétique, ne peut se dépenser que sur une résistance extérieure, c'est-à-dire une force opposée au mouvement, qui la transforme en chaleur. Dans le pendule, ce rôle est joué par le frottement de la suspension et la résistance de l'air. Le mouvement est alors amorti et le pendule finit par s'arrêter.

Le phénomène est exactement le même pour tous les corps susceptibles d'osciller (ou de vibrer) ; le pendule n'est qu'un cas particulier familier sur lequel il est facile de raisonner.

L'amortissement par frottement de corps solides en contact donne de très mauvais résultats dans les instruments de mesure. Il est facile de voir que, avec du frottement, la position d'équilibre correspondant à la mesure d'une certaine grandeur n'est pas la même si elle est atteinte par valeurs lentement croissantes ou par valeurs lentement décroissantes. Dans chaque sens l'aiguille s'arrête en effet au moment où la force de rappel, qui décroît avec l'écart, est égale à la force de frottement. Ces deux positions extrêmes limitent la zone d'imprécision de l'instrument ; son étendue est aussi augmentée par les jeux.

La précision d'un instrument de mesure étant gravement entachée par les frottements, on cherche à réduire ceux-ci au minimum.

L'amortissement est obtenu par des systèmes fournissant des forces antagonistes proportionnelles à la vitesse, qui s'annulent donc quand la position d'équilibre est atteinte : freins à air ou dash-pot, systèmes à courant de Foucault, etc. L'amortissement peut être donné simplement par les mouvements de l'aiguille dans l'air. Pour cette fonction, on lui adjoint parfois une petite palette. C'est le cas dans les galvanomètres.

L'hystérosis est un défaut présenté par les instruments manométriques dont le fonctionnement est basé sur les déformations élastiques subies par une capsule, ou un ensemble de capsules métalliques sous l'effet des différences de pression existant entre l'intérieur et l'extérieur. De telles capsules sont utilisées dans les altimètres et baromètres, les anémomètres, les variomètres et les statoscopes. Elles sont constituées par deux flans en tôle mince, emboutis, avec des cannelures concentriques destinées à augmenter la course, soudés par leurs bords. Si, soumettant une capsule à une différence de pression variable, on trace la courbe donnant les déformations en fonction des différences de pression et qu'on trace ensuite la courbe de retour, on observe que celle-ci ne se superpose pas à celle de l'aller (v. fig. 3). Cela est dû au fait que la capsule n'est pas parfaitement élastique et qu'il subsiste au retour une légère déformation permanente. Cette espèce de « retard » de la déformation sur la différence de pression s'appelle *hystérosis* (1). L'hystérosis est fonction des caractéristiques du métal de la capsule et de sa fabrication, notamment de la soudure qu'il faut éviter de faire travailler à cause de son manque d'élasticité. Une partie de l'hystérosis disparaît avec le temps : c'est le retard proprement dit.

On peut considérer que l'hystérosis provient d'un frottement interne du métal de la capsule. Dans un instrument, il s'ajoute au frottement du mécanisme attelé sur la capsule pour augmenter, dans une mesure, l'écart, dont nous avons parlé un peu plus haut, entre les indications obtenues par valeurs croissantes, et celles obtenues par valeurs décroissantes.

Les sollicitations alternées que subit la capsule d'un ins-

(1) Hystérosis vient d'un mot grec qui signifie retard.

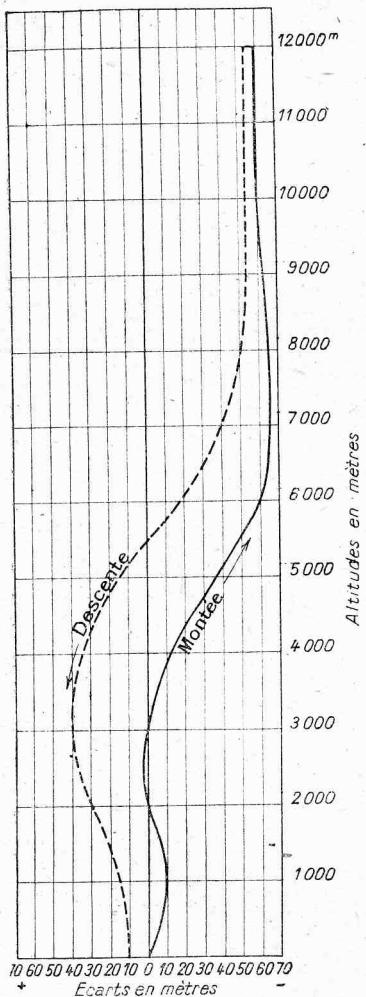


FIG. 3.

Courbe d'étalonnage d'un altimètre, à la température ordinaire, montrant l'influence de l'hystéresis.

trument en service peuvent se traduire par un vieillissement du métal et par conséquent une modification de son élasticité, qu'on cherche parfois à produire artificiellement avant le montage, en la soumettant à un grand nombre de cycles de déformations.

INFLUENCE SUR LES MÉCANISMES DES CONDITIONS D'UTILISATION

Nous avons déjà indiqué dans les généralités (cf. p. 2) combien les conditions d'utilisation sur avion sont dures pour les équipements tant à cause des grands écarts de température qu'en raison des vibrations et accélérations. Nous allons compléter les indications déjà données par quelques considérations qui s'appliquent plus spécialement aux mécanismes des instruments de bord.

Les effets des *variations importantes de température* sont multiples :

- Modification de la viscosité des huiles de graissage.
- Dilatation ou contraction des éléments, avec leurs conséquences :
 - Déplacement du zéro.
 - Modification des rapports d'amplification, donc de l'étalonnage.
 - Modification des jeux et particulièrement risques de coincements.
- Sur les appareils à capsule, modification des propriétés élastiques de celle-ci.

Ils nécessitent une détermination judicieuse des matériaux utilisés et des jeux, qui permette d'éviter à la fois les coincements ou les frottements trop importants et les mouvements relatifs anormaux des pièces du mécanisme.

Dans les altimètres, on est conduit à introduire dans le système amplificateur des bilames dont les effets de courbure sous l'influence des variations de température sont utilisés pour modifier des longueurs de bras de levier en vue de compenser les variations de l'instrument.

Une bilame est formée par la juxtaposition par laminage de 2 petites lames de métaux ayant des coefficients de dilatation différents. Les dilatations ou contractions inégales des éléments de la bilame, sous l'effet des variations de tem-

pérature, provoquent des courbures plus ou moins accentuées, dans un sens ou dans l'autre.

Les vibrations du bord, transmises par le fonctionnement du moteur, mais qui ont parfois aussi une origine aérodynamique, engendrent dans chaque pièce des forces alternatives. Pour les pièces mobiles autour d'un axe, la résultante de ces forces, qui passe par le centre de gravité, doit rencontrer l'axe d'articulation sous peine de provoquer des oscillations. Il est donc nécessaire que tous les éléments mobiles d'un mécanisme soient équilibrés. Cet équilibrage, dit statique, consiste à répartir les poids de manière que le centre de gravité des parties mobiles coïncide avec les axes fixes d'articulation. Nous verrons plus loin, à propos des gyroscopes, ce qu'il faut entendre par équilibrage dynamique.

Un mauvais équilibrage provoque non seulement des oscillations de l'indication mais aussi un décalage de celle-ci s'il existe des dissymétries dans les frottements des pièces en contact. En effet, dans ce cas, à chaque vibration correspond un déplacement plus petit dans un sens que dans l'autre, d'où déplacement moyen dans le sens où le frottement est moindre.

Mais les effets les plus pernicieux d'un mauvais équilibrage statique sont ceux qui résultent des phénomènes de résonance qui affectent aussi les éléments susceptibles de vibrer élastiquement.

La *résonance* se manifeste par des vibrations (ou oscillations) très importantes qui se produisent chaque fois qu'un corps susceptible de vibrer ou d'osciller librement se trouve soumis à des impulsions périodiques tendant à amplifier ses oscillations naturelles. D'une manière plus rigoureuse, il y a résonance lorsque le corps est soumis à des impulsions périodiques ou à des vibrations dont la fréquence est égale à sa fréquence propre de vibration. On ne saurait mieux, pour faire comprendre ce phénomène, qu'évoquer le mouvement de l'escarpolette : elle se balance librement après un déplacement initial ; mais si on lui donne à chaque passage une impulsion, son effet s'ajoute à celui des impulsions précédentes et l'amplitude du balancement s'accroît progressivement. On voit ainsi que le corps en oscillation accumule l'énergie qui lui est fournie par les impulsions successives et on conçoit sans peine que cela puisse conduire à des rup-

tures de pièces ou tout au moins à des oscillations incompatibles avec un fonctionnement correct, comme c'est le cas, par exemple, pour toutes les aiguilles indicatrices.

Les vibrations produisent en outre dans toutes les pièces des efforts alternés et l'expérience montre que leur répétition peut engendrer des ruptures dites de *fatigue*, même si ces efforts restent toujours inférieurs à la limite élastique du matériau considéré. C'est le nombre des alternances qui est à prendre en considération et au-delà d'un certain nombre la rupture n'est plus à craindre (ce nombre, variable avec les matériaux, est de l'ordre de 10 millions). Les ruptures de fatigue sont dues au fait que les efforts peuvent atteindre localement des valeurs sensiblement supérieures par suite de certaines hétérogénéités.

Remarquons enfin que des vibrations de faible amplitude peuvent avoir une influence heureuse sur le fonctionnement de beaucoup d'instruments, la variation des efforts aux différents points de contact ou d'articulation diminuant le frottement moyen.

C'est ainsi que le fonctionnement d'instruments extrêmement sensibles comme les altimètres de précision peut être amélioré par un léger régime vibratoire.

Les accélérations d'ensemble de l'avion, dues aux rafales, n'imposent pas habituellement aux instruments des sollicitations dangereuses. Mais il n'en est pas de même des chocs à l'atterrissement et au cours du roulement au sol.

Nous verrons plus loin que, pour soustraire les instruments à l'influence néfaste de ces chocs et des vibrations, on est conduit à suspendre élastiquement la plupart d'entre eux (cf. p. 102).

CONTROLE DU VOL ET PILOTAGE HUMAIN

GENERALITES

Cette partie est relative à tous les instruments utilisés par le pilote pour le contrôle du vol ou le pilotage proprement dit, à l'exclusion des appareils de pilotage automatique dont nous dirons quelques mots dans une seconde partie.

En nous basant sur la nature des références exploitées, nous avons divisé les instruments existants suivant les catégories suivantes :

— Les *indicateurs aérodynamiques* comprenant : les appareils de mesure de la vitesse ou *anémomètres* (pratiquement les seuls utilisés) et les *indicateurs d'angles d'incidence et de dérapage* dont quelques modèles ont été expérimentés mais ne sont pas entrés dans la pratique courante.

Nous dirons en plus quelques mots sur les *indicateurs de perte ou d'excès de vitesse* et sur les *machmètres*.

— Les *indicateurs de mouvements ascensionnels* comprenant : les *variomètres*, qui mesurent les vitesses ascensionnelles et sont employés universellement, et les *statoscopes*, qui mesurent les écarts d'altitude par rapport à une altitude fixée à l'avance, dont l'emploi est assez peu répandu.

Nous y joignons les *altimètres de précision* ou *altimètres sensibles*, qui sont des instruments de navigation mais que leur sensibilité permet d'utiliser à la place des statoscopes.

— Les *indicateurs de positions et de mouvements angulaires* comprenant : les *horizons gyroscopiques* ou contrôleurs E. G., qui donnent à la fois les inclinaisons longitudinale et transversale vraies, les *directionnels* qui donnent l'azimut, les *indicateurs de virages* qui mesurent la vitesse angulaire de virage, les *niveaux longitudinaux* et les *niveaux transversaux* qui donnent les inclinaisons par rapport à la verticale apparente.

Cette classification, pour être complète, devrait aussi mentionner :

— Les *indicateurs d'accélérations*, c'est-à-dire les accéléromètres. Mais nous n'étudierons pas ces instruments qui ne sont pas employés habituellement.

Après l'étude de ces différents instruments, nous examinerons, en plus des conditions générales de leur *présentation*, les *combinaisons* et les *groupements* d'instruments conçus pour faciliter l'utilisation, ainsi que les questions de *montage* et d'*installation*.

INDICATEURS AÉRODYNAMIQUES

Les indicateurs aérodynamiques sont relatifs aux déplacements de l'avion par rapport à l'air. Les variables à mesurer sont donc :

— la grandeur de la vitesse de l'avion par rapport à l'air, ou *vitesse propre* ;

— les angles qui déterminent, par rapport à l'avion, l'orientation de cette vitesse (ou réciproquement) ; ce sont les *angles d'incidence et de dérapage*.

**

Les variables aérodynamiques déterminent, en grandeur et en position, les forces aérodynamiques appliquées à l'avion ; elles ont par conséquent un rôle fondamental pour la détermination du régime de vol. C'est à leur mesure qu'on fait appel en premier lieu pour le contrôle du vol. Comme on ne peut les obtenir qu'avec des mesures locales fournies par un détecteur, un caractère commun de tous les indicateurs aérodynamiques est le fait qu'ils font intervenir nécessairement les mouvements locaux de l'air.

En théorie, ce sont bien les mouvements *relatifs* instantanés de l'avion et de la masse d'air environnante qui sont à considérer. Mais, pratiquement, certains mouvements relatifs très rapides, dus à l'agitation de l'air, n'interviennent pas dans le régime de vol à cause de l'inertie de l'avion qui l'empêche de suivre ces mouvements. On est conduit à en faire abstraction soit que l'instrument ne les indique pas à

cause de son inertie propre, soit que le pilote moyenne à vue les variations très rapides des indications.

Le passage de l'avion dans l'air crée une perturbation dans tout l'espace environnant. En chaque point de cette zone perturbée, appelée champ aérodynamique de l'avion, la grandeur et la direction de la vitesse se trouvent modifiées car, à la vitesse propre, s'ajoute la vitesse locale de l'air mis en mouvement par le passage de l'avion.

Les mesures de tous les indicateurs aérodynamiques se trouvent donc affectées systématiquement par le champ aérodynamique de l'avion dans lequel le détecteur est situé nécessairement. L'emplacement du détecteur doit être déterminé avec soin pour que l'erreur soit suffisamment réduite ; on peut ainsi être conduit à le placer assez loin de l'avion. Comme de plus la traînée doit être réduite au minimum, son encombrement et son poids doivent être strictement limités.

Le détecteur, spécialement exposé au givrage, précisément dans les cas où l'emploi de l'instrument peut être indispensable, doit être efficacement protégé contre ce risque sur tous les avions devant voler dans des conditions où on peut le redouter.

**

A propos de l'installation des anémomètres, nous parlerons des prises statiques qui sont utiles également pour d'autres instruments : indicateurs d'altitude et de mouvements ascensionnels, notamment. Enfin nous dirons quelques mots des indicateurs de perte ou d'excès de vitesse.

ANEMOMETRES

La connaissance de la vitesse d'un avion par rapport à l'air est d'une importance fondamentale puisqu'elle détermine les conditions de sustentation de l'appareil, qui ne peut se maintenir en l'air au-dessous d'une vitesse minimum déterminée, et les conditions de résistance, l'appareil ne pouvant, sans risque de rupture, dépasser une certaine vitesse maximum.

La vitesse par rapport à l'air, ou vitesse propre, composée avec la vitesse du vent, donne la vitesse par rapport au sol, qu'on utilise pour la navigation.

**

La détermination de la vitesse propre s'effectue à l'aide des anémomètres. Nous dirons quelques mots des différents principes qu'on a cherché à exploiter dans la conception des anémomètres avant d'étudier plus longuement ceux dont l'emploi s'est généralisé depuis longtemps : les anémomètres à antenne et à récepteur manométrique.

Anémomètres à palette. — Ils sont basés sur la mesure directe de l'effort exercé par le vent relatif sur une palette montée élastiquement, dont les déplacements sont amplifiés par une aiguille indicatrice. Ils donnent donc directement une indication sur les forces aérodynamiques qui s'exercent sur l'avion. L'effort étant proportionnel à ρV^2 , comme nous l'avons vu, pour une altitude déterminée, c'est-à-dire pour une masse spécifique ρ déterminée de l'air, l'instrument peut être utilisé pour indiquer la vitesse. Si la masse spécifique de l'air dans lequel l'avion évolue est différente, une correction est nécessaire. Cette question est traitée d'une manière plus approfondie à propos des anémomètres à antenne et à récepteur manométrique.

Le plus connu, en France, des anémomètres à palette fut l'anémomètre Etévé. Cet instrument, très rustique, n'a plus qu'un intérêt historique, ainsi que tous ceux de cette catégorie, en raison, notamment, de leur traînée, de leur difficulté de lecture et de leur vulnérabilité aux heurts et aux agents atmosphériques.

Anémomètres à moulinet. — Dans ces instruments plus couramment connus sous le nom de *lochs*, l'organe soumis au vent relatif est un moulinet ou une hélice, de formes variables, dont la vitesse de rotation est sensiblement proportionnelle à la vitesse propre. Un étalonnage préalable permet donc, en mesurant la vitesse de rotation du moulinet, de connaître la vitesse propre. La mesure, très peu affectée par les variations de masse spécifique de l'air, est sensiblement indépendante de l'altitude.

Le *loch* permet la totalisation des espaces parcourus. A ce titre on le considère surtout comme un instrument de navigation. Son étude sera faite avec celle des instruments de navigation (cf. p. 154).

Anémomètres à antenne et à récepteur manométrique.

— Ce sont les seuls qui soient employés pratiquement et dont nous allons parler plus longuement. Dans la suite du texte nous les désignerons sous le terme abrégé d' « anémomètres », qu'on n'entendra plus que dans ce sens restrictif.

PRINCIPE ET UTILISATION — Nous savons que sur une surface exposée au vent relatif s'exerce une force proportionnelle à ρV^2 . En regardant les choses de plus près, on s'aperçoit que cette force est due à une différence de pression sur les deux faces : surpression sur la face soumise au vent relatif, dépression sur la face arrière. Cette surpression et cette dépression sont proportionnelles toutes deux à ρV^2 . Précisons bien qu'il s'agit de valeurs mesurées par rapport à la pression de l'air ambiant, dite *pression statique*, c'est-à-dire de pressions relatives. Pour satisfaire à l'habitude nous dirons désormais pression dynamique au lieu de surpression, mais nous continuerons à dire dépression ou mieux dépression dynamique, au lieu de pression dynamique négative.

**

Dans le cas d'un avion se déplaçant dans l'air, la notion de pression statique est immédiate : c'est la pression atmosphérique habituelle qu'on peut mesurer avec un baromètre.

Dans le cas d'une maquette essayée en soufflerie, la notion est moins simple. Il faut imaginer un observateur immobile par rapport à l'air, donc se déplaçant avec sa vitesse, et qui effectuerait sa mesure de pression dans ces conditions. Cet observateur verrait la maquette se déplacer dans l'air dans les mêmes conditions qu'ori voit, du sol, l'avion évoluer dans l'atmosphère.

Pratiquement, la pression statique dans un courant d'air se mesure par des petits orifices percés dans une paroi parallèle à l'écoulement.

**

Un anémomètre est constitué essentiellement par un détecteur, appelé antenne, dans lequel le vent relatif engendre une pression, ou une dépression dynamique, suivant le type, et sur lequel on mesure aussi la pression statique. Un mano-

mètre différentiel très sensible, appelé récepteur, placé sur la planche de bord, mesure la différence entre les 2 pressions absolues qui lui sont transmises par des canalisations, c'est-à-dire, en définitive, la pression ou la dépression dynamique.

Le cadran du récepteur est gradué directement en kilomètres-heure, en utilisant la courbe de tarage du détecteur.

Cette courbe de tarage indique les pressions ou dépressions dynamiques h , fournies par le détecteur, en fonction de la vitesse V_a , dans un air de masse spécifique ρ_a , égale à celle de l'atmosphère-type à l'altitude zéro (760 mm Hg et 15°C) : $h = k \rho_a V_a^2$, k étant un coefficient caractéristique de l'antenne (cf. fig. 4).

Cette courbe est déterminée par points en soufflerie. Pour chaque vitesse obtenue dans la soufflerie, on mesure la pression ou la dépression dynamique fournie par le détecteur et l'on affecte cette mesure de la correction convenable pour tenir compte du fait que la masse spécifique de l'air dans la section de la veine où se trouve le détecteur, n'est pas ρ_a .

Le récepteur est gradué de façon que, en le soumettant à une pression, ou une dépression, dont on fait varier la valeur, on lise sur le cadran les vitesses correspondantes données par la courbe de tarage.

**

Quand l'anémomètre indique la vitesse V_a , dite *vitesse anémométrique*, à une altitude z où la masse spécifique de l'air est ρ_z , la vitesse réelle par rapport à l'air, c'est-à-dire la *vitesse propre* V_p , est telle que : $h = k \rho_a V_a^2 = k \rho_z V_p^2$

On a donc :

$$V_p = V_a \sqrt{\frac{\rho_a}{\rho_z}} = V_a \frac{1}{\sqrt{\frac{\rho_a}{\rho_z}}}$$

ρ_z est la densité de l'air à l'altitude z (v. p. 5).

Cette relation est très importante.

**

Les indications de l'anémomètre étant proportionnelles à $\rho_a V_a^2$, c'est-à-dire aux efforts aérodynamiques, sont donc, du

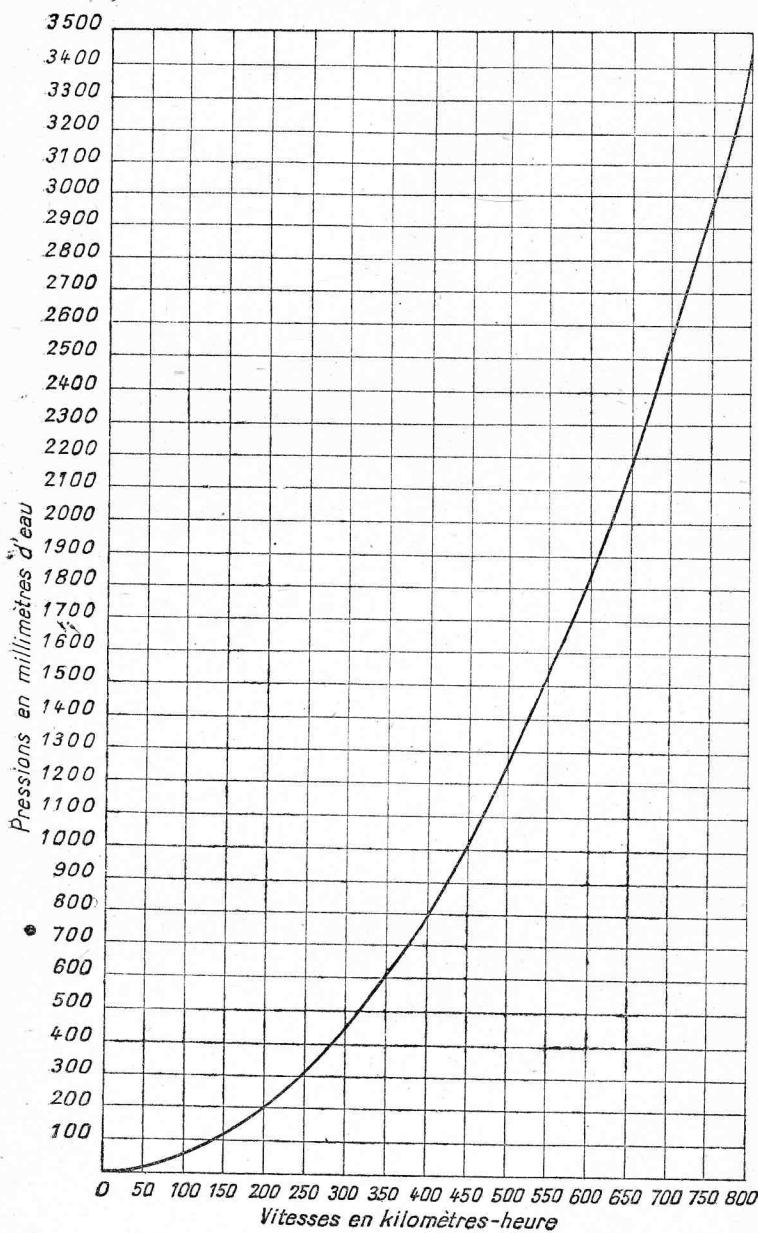


FIG. 4.

Courbe de tarage d'un pitot.

point de vue du contrôle du vol, exploitables directement, quelle que soit l'altitude. C'est ainsi que la vitesse minimum de sustentation en vol horizontal, pour un poids donné de l'avion, et la vitesse maximum compatible avec la résistance du planeur, correspondent à des divisions bien déterminées du cadran, quelle que soit l'altitude.

**

La rapidité des indications de l'anémomètre est fonction de l'installation sur avion et des caractéristiques du récepteur, mais de toute façon on peut la rendre très grande.

Comme instrument de *contrôle du vol*, l'anémomètre a un rôle fondamental. C'est l'instrument de sécurité nécessaire pour toutes les évolutions délicates : décollage, atterrissage, piqué, etc...

Pour la facilité du *pilotage*, il faut considérer que la variable mesurée, la vitesse, est en retard sur les variations d'assiette de l'avion, en raison de l'inertie de ce dernier, et que l'anémomètre mesure non seulement les variations de vitesse de l'avion mais encore celles qui sont dues à l'agitation atmosphérique. L'anémomètre, quoique très sensible, est donc un médiocre instrument pour le pilotage en tangage ; il nécessite un grand entraînement et une attention soutenue et pénible.

**

On utilise également l'anémomètre pour les mesures de vitesse en *navigation*. L'instantanéité des indications présente alors moins d'intérêt que la stabilité de l'aiguille, la facilité de lecture et la justesse des indications, toutes qualités qu'on peut donner à l'anémomètre. Mais, pour cette utilisation, le soin apporté à l'étude de l'installation d'antenne prend une importance considérable.

Quoique cette question trouve sa place dans l'étude de la navigation, il est opportun de rappeler ici que la détermination précise de la vitesse propre nécessite l'application de deux coefficients à la vitesse lue sur l'anémomètre :

a) $\frac{1}{\sqrt{\frac{g}{2}}}$ correspondant à l'altitude du vol ; (voir les valeurs données dans l'atmosphère-type)

b) un coefficient d'étalonnage K qui tient compte des erreurs dues aux interactions entre l'antenne et l'avion, à l'étalonnage de l'antenne et du récepteur et, éventuellement, aux défauts de l'installation (cf. p. 54). Ce coefficient K est égal au rapport de la vitesse anémométrique vraie à la vitesse effectivement lue sur l'anémomètre. Il est déterminé par des mesures de vitesse et est toujours voisin de 1 dans une installation bien faite.

Signalons également que le réchauffage des antennes pour le dégivrage et l'antigivrage (v. ci-après) en modifiant la densité de l'air avoisinant modifie l'indication de l'anémomètre. Les mesures précises de vitesse doivent donc être faites en dehors des périodes de réchauffage.

**

Les antennes anémométriques placées dans le vent relatif, sont éminemment exposées au givrage. Etant donné le rôle fondamental de l'anémomètre, il est absolument nécessaire de pouvoir compter sur son fonctionnement, quelles que soient les conditions atmosphériques. La solution universellement adoptée pour protéger les antennes contre le givrage consiste à réchauffer leur extrémité avec une résistance électrique. La puissance à dépenser, variable avec le type d'antenne et sa conception particulière, est de l'ordre d'une centaine de watts.

Il faut faire une distinction entre la fonction d'*antigivrage* et celle de *dégivrage*. La première concerne la protection contre la formation du givre par chauffage préalable dès que les conditions extérieures sont favorables au givrage, c'est-à-dire pratiquement quand la température descend au-dessous de $+2^\circ$ en atmosphère nuageuse. La puissance nécessaire est bien plus faible que pour le dégivrage, c'est-à-dire la fusion de la glace déjà formée.

**

Un autre inconvénient des antennes anémométriques réside dans le fait que les ouvertures par lesquelles s'effectuent les prises de pression peuvent aussi laisser pénétrer la pluie ou l'eau de fusion provenant du dégivrage. Des gouttes d'eau

peuvent donc s'introduire dans les canalisations reliant l'antenne au récepteur, perturbant les indications. Elles provoquent aussi l'oxydation des canalisations et s'accumulent dans les points bas où elles peuvent former, par temps froid, des tampons de glace. On s'efforce de remédier à cet inconvénient par des dispositions judicieuses des prises et, parfois, en prévoyant dans leur voisinage de petits trous pour l'écoulement de l'eau.

Aux points bas des canalisations il est recommandé de prévoir des petites capacités où s'accumule l'eau introduite accidentellement ou provenant des condensations internes ; ces capacités doivent être purgées de temps en temps.

**

On distingue, selon la nature du détecteur, trois types principaux d'anémomètres :

- les anémomètres à tubes de Pitot,
- les anémomètres à antenne à déflecteur Badin,
- les anémomètres à tube de Venturi.

On utilise parfois des combinaisons des différentes antennes.

TUBE DE PITOT. — Le tube de Pitot utilise la pression qui s'exerce sur une surface exposée perpendiculairement au vent relatif. Dans ces conditions, la pression obtenue est maximum et égale à $\frac{1}{2} \rho V^2$. On l'appelle surpression d'arrêt, ou pression due à la vitesse, ou, de préférence, comme nous l'avons déjà dit (cf. p. 40), *pression dynamique*. La pression absolue d'impact, ou *pression totale*, est donc égale à la somme de la pression statique et de la pression dynamique.

$$p_i = p + \frac{1}{2} \rho V^2$$

On sait que l'énergie cinétique d'un corps de masse m qui se déplace à la vitesse V est $\frac{1}{2} m V^2$. On voit ainsi que la pression dynamique est égale à l'énergie cinétique de l'unité de volume d'air (dont la masse est ρ) à la vitesse V . Cette

énergie se dépense intégralement sur la face d'arrêt du pitot où la vitesse relative s'annule au prix d'une certaine pression exercée sur l'obstacle.

On peut vérifier facilement que le travail effectué pour déplacer la face d'arrêt avec la vitesse V contre cette pression dynamique est égal à l'énergie cinétique abandonnée par l'air qui frappe le pitot à la vitesse V .

Nous allons dès maintenant passer à une généralisation de ce phénomène pour le cas où la vitesse au lieu de s'annuler subit des variations quelconques.

Dans un écoulement fluide, on appelle ligne de courant une ligne qui suit partout la direction de l'écoulement, c'est-à-dire qui est tangente en chacun de ses points à la vitesse du fluide. Si le mouvement est permanent, les lignes de courant ont une forme constante bien définie qui coïncide avec les trajectoires des particules du fluide. Dans un courant d'air on peut les rendre visibles par l'émission d'un mince filet de fumée.

Dans un écoulement où les lignes de courant sont déviées par des obstacles quelconques (aile d'avion, antenne anémométrique, etc.), si l'on suit une particule le long de sa ligne de courant, on démontre que sa vitesse V et sa pression p

varient de manière que la somme $p + \frac{1}{2} \rho V^2$ reste constante.

C'est la loi de Bernoulli qui suppose le fluide incompressible (masse spécifique ρ constante) et néglige l'influence de la viscosité de l'air. Cette loi est suffisamment exacte pour les vitesses d'avion que nous avons à considérer ⁽¹⁾.

**

Le tube de Pitot se compose schématiquement d'un tube cylindrique disposé parallèlement au vent relatif (v. fig. 5). La partie antérieure porte un trou borgne, sorte de puits dans lequel on recueille, à l'aide du tube D , la pression totale due à l'arrêt des lignes de courant sur le fond. Au fond de

(1) A 50 m/s., la pression dynamique fournie par un pitot est de 156 $\text{mm}_\text{d'eau}$, donnant un accroissement de la masse spécifique de l'air de 1,5 % environ.

A 100 m/s., la pression dynamique est de 652 $\text{mm}_\text{d'eau}$ et l'augmentation de la masse spécifique de l'air de 6 % environ.

ce puits on trouve souvent un petit trou destiné à l'évacuation de l'eau et qui ne diminue pas de façon sensible la pression totale. La pression statique est recueillie par le tube S , grâce à une couronne de petits trous ou de petites fentes,

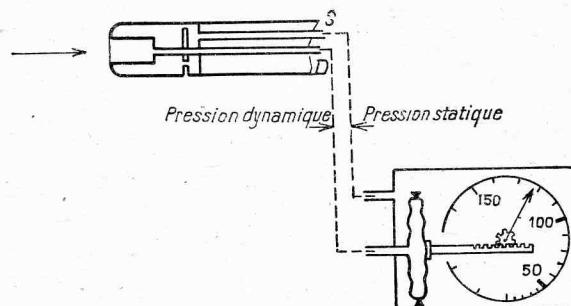


FIG. 5.

Schéma de principe d'un tube de Pitot avec son récepteur.

débouchant sur la périphérie. Ces orifices sont situés à une distance suffisante de l'extrémité pour que la mesure ne soit pas affectée par la déflexion des filets d'air. Le récepteur mesure directement la différence entre ces 2 pressions, c'est-à-dire la pression dynamique $1/2 \rho V^2$. Il est nécessaire de prendre la pression statique au pitot même parce que la pression atmosphérique dans l'avion, influencée par les déflexions du fuselage, n'est généralement pas la même que dans l'atmosphère.

**

On sait que le givre se dépose de préférence sur les parties saillantes de l'avion où il se développe, par apports successifs dus au vent relatif, dans le sens de la marche. Sur un pitot disposé bien parallèlement au vent relatif, il se forme sur l'extrémité et se développe annulairement autour de l'orifice axial pour prise de pression totale. Il prend ainsi l'aspect d'un tube de glace prolongeant le pitot vers l'avant et ne recouvrant son corps que sur une longueur réduite. Tant que ce tube n'est pas fermé à l'avant, la pression totale reste correcte, mais il produit une déflexion des filets d'air qui a pour effet de placer les prises statiques dans une zone

perturbée. Les indications de l'anémomètre sont alors erronées. Les prises statiques peuvent aussi être obturées par le dépôt de givre.

Si le pitot n'est pas parallèle au vent relatif, le dépôt de givre affecte toute la surface exposée au vent.

La forme des pitots modernes est étudiée pour défavoriser le givrage et pour que celui-ci perturbe le moins possible les indications. Le diamètre du trou de pression totale doit être un compromis : trop petit, il s'obturera rapidement par soudure de l'anneau de givre, trop grand, il laisserait le givre se former à l'intérieur. Les orifices de prise statique sont disposés pour diminuer les risques d'obturation et l'effet de déflexion que produit un commencement de givrage.

ANTENNE A DEFLECTEUR BADIN. — Nous avons dit plus haut que lorsqu'une surface est exposée au vent relatif, celui-ci exerce sur elle une pression proportionnelle à ρV^2 (c'est ce phénomène qui est exploité dans le pitot en disposant la surface perpendiculairement au vent pour obtenir le maximum de pression: $1/2 \rho V^2$) et en même temps il fait naître derrière la surface une dépression également proportionnelle à ρV^2 .

C'est ce vide partiel qui, créant un appel d'air, provoque les remous qui sont d'une observation banale derrière tout corps en déplacement un peu rapide.

La valeur de la dépression en un point situé à l'arrière du mobile est obtenue en multipliant ρV^2 par un coefficient constant déterminé par la forme même du mobile : très faible pour un corps fuselé, ce coefficient croît au fur et à mesure que les formes du mobile deviennent plus fortement les filets d'air.

M. Badin a exploité ce phénomène dans son antenne à déflecteur que nous allons décrire et dans laquelle il s'est arrangé pour que le coefficient de proportionnalité dont nous venons de parler soit égal à $1/2$. De cette façon la courbe de tarage de l'antenne à déflecteur est symétrique de celle d'un pitot.

La figure 6 représente schématiquement les dispositions essentielles de l'antenne à déflecteur Badin. Le nez d'antenne cylindrique porte des petites fentes, qui constituent la prise statique. Le rebord qui fait suite provoque, par déflexion des filets d'air, une dépression dans un petit inter-

valle périphérique F, appelé fente. Cette dépression est fonction de la forme du déflecteur, de la différence des diamètres des bords de la fente et de la largeur de cette fente. La pression statique et la dépression sont transmises au récepteur par les tuyaux S et D, respectivement.

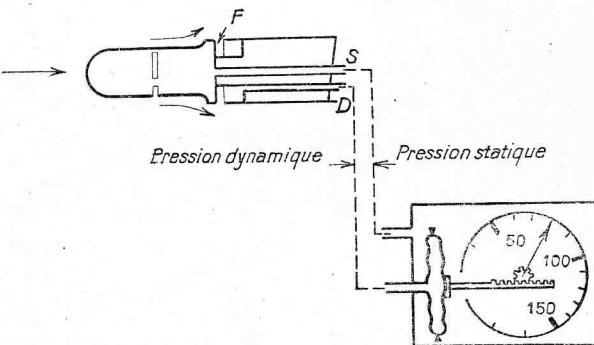


FIG. 6.

Schéma de principe d'une antenne à déflecteur Badin avec son récepteur.

Le constructeur revendique pour son antenne un double avantage : les précipitations atmosphériques, déviées par le déflecteur, risquent moins d'obstruer la canalisation de dépression que, dans le pitot, celle de pression dynamique ; la forme du nez d'antenne se prête bien au logement d'une résistance chauffante et la puissance nécessaire pour le dégivrage doit être plus faible. Par contre, on voit qu'un commencement de givrage affecte tout de suite la prise statique et la prise de dépression, par effet de déflexion.

Observons aussi que, dans un pitot, la pression dynamique $1/2 \rho V^2$ est obtenue pour ainsi dire automatiquement, quel que soit le soin de la fabrication, qui doit surtout être porté sur la prise statique, alors que, dans l'antenne à déflecteur, il est nécessaire, en plus, de régler avec soin les paramètres de forme fixant la valeur de la dépression.

TUBE DE VENTURI. — Le tube de Venturi se compose essentiellement d'un ajutage convergent-divergent disposé, par rapport au vent relatif, comme l'indique la figure 7. L'expérience montre que, dans ces conditions, on observe une dépression dans la partie resserrée, appelée gorge ou col

du venturi. Le fait n'est pas intuitif et il nous souvient avoir lu que le constructeur de ce tube espérait obtenir une surpression dans le col, par resserrement des molécules d'air. La perception physique du phénomène est donc assez malaisée.

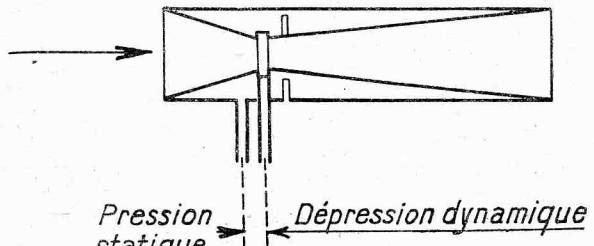


FIG. 7.

Schéma d'un tube de Venturi.

Il est évident que l'air qui entre dans le tube se retrouve intégralement à la sortie, c'est-à-dire que le débit est le même dans toutes les sections du tube. Si l'on désigne par S et V la section et la vitesse à l'entrée, et par S_1 et V_1 la section et la vitesse dans le col, on a :

$$S V = S_1 V_1 \quad (1)$$

La vitesse s'accélère quand la section diminue, et réciproquement. L'accroissement de vitesse dans le convergent ne peut s'expliquer que par le fait que la pression va en diminuant, les mouvements de l'air étant provoqués, comme on sait, par des différences de pression. Dans le divergent, le phénomène est inverse. Ainsi, à défaut de concevoir facilement que l'augmentation de vitesse dans le convergent crée une dépression, nous voyons mieux que cette augmentation de vitesse ne peut s'expliquer que par une diminution progressive de la pression.

Considérons maintenant une ligne de courant traversant le venturi. Si p est la pression à l'entrée et p_1 la pression dans le col, la loi de Bernouilli (cf. p. 44) donne :

$$p + \frac{1}{2} \varrho V^2 = p_1 + \frac{1}{2} \varrho V_1^2 \quad (2)$$

ϱ étant la masse spécifique de l'air, supposée constante, comme nous l'avons déjà dit, en raison des faibles valeurs des variations de pression.

Les équations (1) et (2) donnent :

$$p - p_1 = \left(\frac{S^2}{S_1^2} - 1 \right) \frac{1}{2} \varrho V^2 \quad (3)$$

On voit qu'il règne dans le col du venturi une dépression proportionnelle à ϱV^2 .

Le raisonnement précédent n'est qu'approché parce qu'il est basé sur la loi de Bernoulli qui néglige l'influence de la compressibilité et de la viscosité de l'air, et qu'il ne tient pas compte des décollements sur les parois. L'expérience a montré que, pour obtenir de bons résultats, l'angle d'ouverture du divergent ne devait pas dépasser 8° , environ, tandis que celui du convergent peut atteindre 20° , environ.

Pratiquement la formule (3) donne des résultats nettement supérieurs à ceux obtenus dans les essais. C'est ainsi

$$\text{qu'avec } \frac{S}{S_1} = 4, \text{ le coefficient de } \frac{1}{2} \varrho V^2 \text{ au lieu de la}$$

valeur théorique de 15, n'a pratiquement qu'une valeur de l'ordre de 4 (d'après Lapresle). Nous retiendrons que le tube de Venturi fournit une dépression dont la valeur absolue est égale à celle de la pression dynamique $1/2 \varrho V^2$ donnée par les pitots, multipliée par un certain coefficient.

On peut d'ailleurs augmenter ce coefficient en disposant intérieurement au premier venturi un deuxième venturi dont le divergent débouche dans le col du premier. On a fait ainsi des venturis doubles pour lesquels ce coefficient a une valeur voisine de 12.

La dépression est recueillie en général par une couronne de petits trous percés dans le col, avec des dispositions variables pour empêcher les entrées d'eau.

La prise de pression statique, quand elle existe, se fait sur le cylindre limitant extérieurement le tube de Venturi. Mais souvent, et notamment sur les venturis doubles donnant une grande dépression, on se contente de prendre la pression statique à l'intérieur de l'avion, l'erreur qui en résulte éventuellement n'étant qu'une partie négligeable de la dépression fournie par le venturi.

On voit que le tube de Venturi est un instrument très sensible qui se prête particulièrement bien à la mesure des faibles vitesses. On est d'ailleurs limité dans l'utilisation par la vitesse de l'avion pour laquelle la vitesse au col du venturi est égale à celle du son, car à partir de cette vitesse la dépression au col cesse d'augmenter par suite de phénomènes complexes.

Le Venturi est très exposé au givrage qui modifie très rapidement la courbe de tarage et il nécessite pour le dégivrage un réchauffage important dont les éléments sont peu commodes à disposer. Ses indications sont très influencées par les petits changements de forme que peuvent provoquer les oxydations ou les chocs. Enfin, les orifices de dépression peuvent être obstrués par les précipitations atmosphériques.

Il n'est plus utilisé sur les avions rapides modernes et n'est encore employé que sur les planeurs de vol à voile et certains avions peu rapides, en raison de sa sensibilité.

ANTENNES MIXTES. — On a parfois associé dans une même antenne, en vue d'augmenter la sensibilité, une prise de pression dynamique avec une prise de dépression, celle-ci étant constituée par un venturi ou par un système à déflecteur analogue à celui de l'antenne Badin. Cette prise de dépression est substituée évidemment à la prise statique.

RECEPTEURS. — Nous avons déjà vu qu'un récepteur anémométrique consiste essentiellement en un manomètre différentiel très sensible gradué directement en km-h, selon la correspondance fournie par la courbe de tarage du détecteur.

L'élément manométrique est constitué par une capsule (cf. p. 29) fabriquée ordinairement en tôle mince de maillechort, de bronze phosphoreux ou même d'alliage d'argent. La pression ou la dépression dynamique est toujours en communication avec l'intérieur de la capsule, alors que la pression statique est amenée au boîtier du récepteur, cela pour éviter les erreurs dues aux fuites possibles, sans avoir à pousser à l'extrême l'étanchéité du boîtier.

Les déplacements de la capsule, qui se dilate avec un pitot et se contracte avec une antenne à déflecteur ou un venturi, sont transmis à l'aiguille indicatrice par un système amplificateur, comprenant des leviers et des secteurs et pignons

dentés. Un petit ressort spiral fixé sur l'axe de l'aiguille sert à compenser les jeux par rappel constant de l'aiguille vers le zéro. Ces mécanismes relèvent un peu de la technique horlogère.

Les pressions ou dépressions dynamiques étant proportionnelles au carré de la vitesse, il en est de même des déplacements de l'aiguille ; les divisions de la graduation vont donc en s'élargissant vers les grandes vitesses (cf. fig. 8).

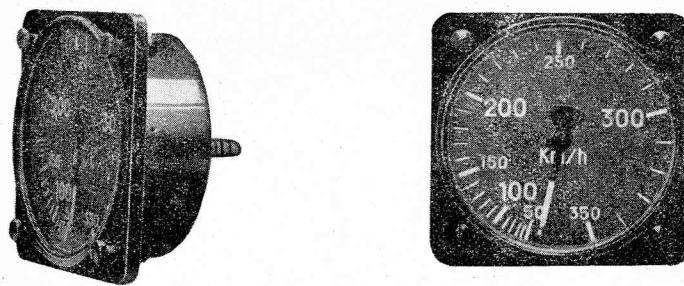


FIG. 8.
Anémomètre Badin à un tour.

Les déplacements de l'aiguille sont ainsi proportionnels aux efforts aérodynamiques et certains voient dans cette propriété une qualité précieuse de l'anémomètre considéré comme indicateur de sustentation. Malheureusement cet avantage, surtout théorique, est contre-balance par l'inconvénient qui résulte du fait de la mauvaise utilisation de la place disponible sur les cadrants : les grandes vitesses, rarement ou même jamais atteintes, occupent une place considérable réduisant la zone correspondant aux vitesses de croisière et d'atterrissement pour lesquelles on recherche une sensibilité et une facilité de lecture, aussi grandes que possible.

Pour obtenir une plus grande sensibilité on prolonge parfois la graduation sur un deuxième tour de cadran (cf. fig. 9).

Au prix d'une petite complication on peut réaliser des mécanismes dont le coefficient d'amplification au lieu d'être constant, décroît quand la vitesse augmente. On obtient de cette façon un resserrement de la graduation vers les grandes vitesses et, pour une même place disponible sur un cadran, on peut se permettre d'étaler davantage la gradu-

tion vers les faibles vitesses. Un effet analogue peut être obtenu par l'action d'un ressort avec lequel la capsule vient en contact après une certaine course libre.

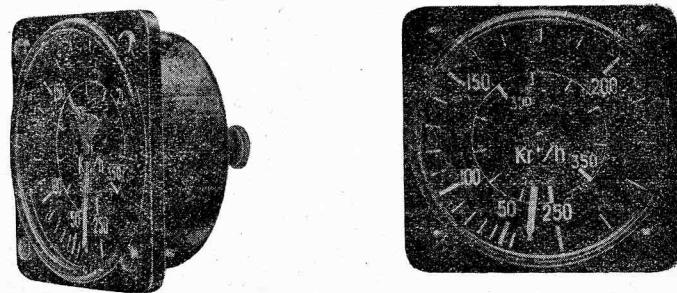


FIG. 9.
Anémomètre Badin à deux tours.

Pour éviter les oscillations rapides de l'aiguille dues à la turbulence atmosphérique, l'arrivée de la pression (ou dépression) dynamique à la capsule se fait habituellement par un petit orifice capillaire qui amortit les variations rapides de pression.

On prévoit habituellement un réglage du zéro par rotation du cadran ou par déplacement à l'aide d'une vis de la platine supportant la capsule ou d'un élément du mécanisme.

Pour faciliter le pilotage, on construit des récepteurs tournants qui permettent de placer l'aiguille suivant l'horizontale pour n'importe quelle vitesse et de l'aligner ainsi, sur les tableaux de pilotage, avec les autres indications concernant le pilotage en tangage (cf. p. 102).

D'une manière générale, le récepteur anémométrique est assez rustique, peu fragile et d'un fonctionnement sûr. Et cela est très heureux, étant donné le rôle essentiel de l'anémomètre, pour lequel le grand danger reste le givrage de l'antenne.

Installation des antennes anémométriques. — Dans tout ce qui précède, nous avons considéré l'antenne anémométrique comme soumise à un vent relatif dont la vitesse est égale à celle de l'avion sur lequel elle est montée et disposée parallèlement à cette vitesse. Or ces conditions sont très difficiles à réaliser pratiquement. On sait en effet que

le champ aérodynamique autour de l'avion en vol, c'est-à-dire (cf. p. 36) l'espace perturbé par son passage, est très complexe et varie avec les conditions du vol : incidence, ouverture de trappes, braquage de volets, etc..., et cependant des servitudes évidentes d'installation obligent à rechercher pour l'antenne un emplacement proche de l'avion.

Cette recherche est à entreprendre pour chaque type d'avion et aucun emplacement standard ne saurait être défini à priori. Toutefois les nombreux essais en soufflerie et en vol, que cette question a déjà suscité, permettent de guider les recherches et de prévoir, dans une certaine mesure, les zones proches de l'avion pour lesquelles il est probable qu'on obtienne, avec peu de tâtonnements, des erreurs de valeur acceptable.

Nous verrons que cette recherche est étroitement liée au problème de la détermination de la pression statique à bord des avions.

EXPOSE DU PROBLEME. — En dehors des zones tourbillonnaires, comme celles qui sont situées en arrière des hélices et qui ne sauraient évidemment convenir à un emplacement d'antenne anémométrique, une ligne de courant parallèle à la vitesse relative passe au voisinage de l'avion en subissant une déformation, comme le montre la fig. 10.

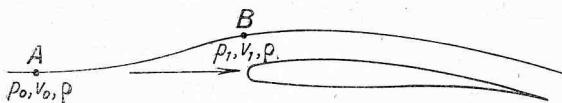


FIG. 10.

En un point A situé loin en avant de l'avion, la pression, la vitesse (qui est la vitesse propre de l'avion) et la masse spécifique de l'air sont : p_0 , V_0 , ρ . Au point B, proche de l'avion, ces quantités deviennent p_1 , V_1 , ρ .

L'équation de Bernouilli (cf. p. 44) appliquée aux points A et B donne :

$$p_0 + \frac{1}{2} \rho V_0^2 = p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = C \text{ (constante)}$$

La pression totale (pression statique + pression dynamique) en un point quelconque de la ligne de courant consi-

dérée est *constante*, mais la pression statique et la vitesse sont modifiées. (Rappelons que la loi de Bernoulli suppose la constance de la masse spécifique).

En définitive le récepteur mesure

$$\frac{1}{2} \rho V_1^2 = C - p_1$$

si l'antenne est un pitot, ou une quantité proportionnelle si l'antenne est un venturi ou une antenne à déflecteur.

CAUSES D'ERREURS. — ERREURS DUES A LA VITESSE AU VOISINAGE DE L'ANTENNE. — L'espace au voisinage de l'avion est constitué par des zones en surpression et des zones en dépression. En passant d'une zone de surpression à une zone de dépression on rencontre une pression égale à la pression statique p_0 . En ces zones frontières on a $p_1 = p_0$ donc $V_1 = V_0$.

Le champ aérodynamique variant, comme nous l'avons dit, avec les conditions de vol (incidence, braquage de volets, etc...), les zones frontières, quand ces conditions varient, se déplacent par rapport à l'avion et il est très difficile, sinon impossible, de trouver des points pour lesquels on a constamment $V_1 = V_0$, quelles que soient ces conditions. Ces points correspondraient à des emplacements corrects pour l'antenne. On doit se contenter, en général, d'emplacements pour lesquels la vitesse varie dans de faibles limites.

ERREURS DUES AUX INTERACTIONS SECONDAIRES.

— Le montage de l'antenne et de son support provoque une perturbation dans le champ aérodynamique qui peut être une cause d'erreur supplémentaire variable avec le type, la forme, la fixation et l'emplacement de l'antenne. Elle est en général de faible importance.

ERREURS DUES A L'ANGLE D'ATTAQUE DE L'ANTENNE. — Si l'antenne n'est pas parallèle aux filets d'air dans lesquels elle est placée, les indications des prises statique et dynamique sont modifiées.

L'influence globale avec un pitot est un accroissement de la vitesse indiquée avec l'angle d'attaque du pitot. Avec une antenne à déflecteur l'effet est *contraire*.

Ces erreurs dues à l'angle d'attaque de l'antenne sont assez petites lorsque cet angle a des valeurs comparables aux

variations d'incidence de l'avion même (valeurs peu supérieures à 10°).

Mais il existe dans le champ aérodynamique des points où les variations d'incidence de l'avion se traduisent par des variations corrélatives bien plus considérables de l'angle d'attaque de l'antenne et produisent des erreurs appréciables. Un exemple est donné par la figure 11. On voit que le

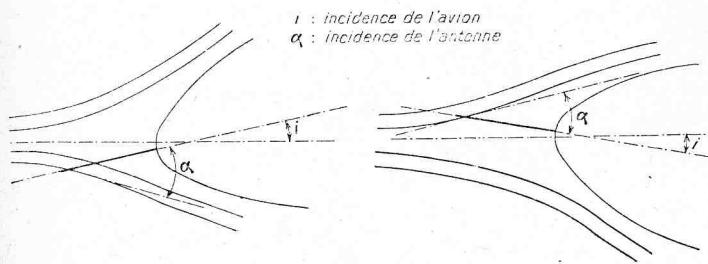


FIG. 11.

phénomène est dû à la déflexion des filets d'air par l'extrémité du fuselage. Cette particularité peut se présenter également en avant du bord d'attaque des ailes.

Dans ces régions, le champ varie très rapidement pour un point donné quand l'incidence varie, et aussi d'un point à l'autre pour une incidence déterminée. On conçoit, dans ces conditions, que même des petites différences d'emplacement puissent se traduire par des divergences dans les indications de l'anémomètre.

Non seulement le champ aérodynamique provoque ainsi sur l'angle d'attaque de l'antenne de trop amples variations, mais, si l'on n'y prend garde, il conduit à un mauvais calage de l'antenne dont l'axe peut faire un angle important avec la direction moyenne de la vitesse aérodynamique locale. Dans certains cas, il peut arriver alors que pour l'un des régimes extrêmes l'angle d'attaque prenne des valeurs très grandes (plusieurs dizaines de degrés). Lorsque cela se produit pour les grandes incidences de l'avion (cas de l'atterrissement), les erreurs d'anémomètre qui en résultent sont particulièrement gênantes, d'où l'intérêt d'étudier le *calage* de l'antenne, précaution souvent négligée.

RECHERCHE D'UNE BONNE DISPOSITION D'ANTENNE. — Quoique cette question concerne au premier chef le

constructeur, il n'est pas sans intérêt pour l'utilisateur de posséder sur elle quelques lumières.

D'après ce qui précède, la recherche d'une bonne disposition d'antenne doit comporter deux opérations : recherche de l'emplacement et calage de l'antenne.

RECHERCHE DE L'EMPLACEMENT. — Il s'agit de trouver un emplacement répondant, dans l'ordre d'importance, aux conditions suivantes :

— rapport $\frac{V_1}{V_0}$ variant peu avec l'angle d'incidence et

les changements de configuration de l'avion ;

— angle de \vec{V}_1 par rapport à l'avion variant peu avec l'angle d'incidence et les changements de configuration de l'avion ;

— rapport $\frac{V_1}{V_0}$ aussi proche de 1 que possible.

Cet emplacement aura probablement aussi l'avantage de donner un coefficient $\frac{V_1}{V_0}$ variant peu d'un avion à l'autre

pour des avions d'un même type.

CALAGE DE L'ANTENNE. — Il faut le déterminer de façon que les angles d'attaque de l'antenne restent petits dans tous les cas, c'est-à-dire que l'axe de l'antenne sera fixé

suivant la bissectrice des directions extrêmes de \vec{V}_1 .

Eventuellement le calage sera effectué de façon que l'angle d'attaque de l'antenne soit à peu près nul pour le régime où l'emploi de l'anémomètre est particulièrement utile.

**

La disposition obtenue aura les propriétés suivantes :

— l'erreur due à l'angle d'attaque de l'antenne est presque négligeable ;

— pratiquement l'erreur se réduit à celle correspondant au rapport $\frac{V_1}{V_0}$ qui est à peu près constant ; la correction de

$\frac{V_1}{V_0}$

l'erreur est alors facile par le calcul. Pour rectifier cette

erreur, on a fait parfois, sans grand succès, semble-t-il, des antennes dans lesquelles un dispositif permet de modifier la courbe de tarage.

— *l'erreur est pratiquement indépendante du type d'antenne adopté.*

Mais il est possible que cette disposition n'apparaisse pas en vol comme la meilleure, car il peut se faire que, pour un calage différent, l'erreur qui correspond au rapport $\frac{V_1}{V_0}$ soit

compensée plus ou moins par celle due à l'angle d'attaque de l'antenne. Cette compensation est possible avec un pitot dans un endroit où V_1 est trop faible ; elle est possible avec une antenne à déflecteur si V_1 est trop grand. Pour cette raison on ne peut pas toujours remplacer impunément un pitot par une antenne à déflecteur, et vice-versa.

**

La recherche d'une bonne disposition d'antenne anémométrique est un problème particulier à chaque type d'avion, et il n'est pas possible d'indiquer avec certitude à priori un emplacement correct.

En dehors des considérations aérodynamiques, on est souvent obligé de tenir compte, pour le choix de l'emplacement, des servitudes qui incombent à l'avion : roulement au sol, logement dans les hangars, etc...

PRISES STATIQUES

A un bon emplacement d'antenne la pression statique est celle qui correspond à l'altitude du vol (cf. équation de Bernouilli). La détermination d'un tel emplacement, dont l'importance est fondamentale pour le bon fonctionnement de l'anémomètre, conditionne également le bon fonctionnement du variomètre et de l'altimètre, fondé sur une bonne détection de la pression statique.

A l'intérieur de l'avion la pression est perturbée par l'influence des pressions ou dépressions dynamiques que créent les diverses ouvertures du fuselage. Il est difficile d'y trouver une pression stable et égale à la pression statique. Aussi le plus souvent on relie le variomètre et l'altimètre à la prise statique de l'antenne anémométrique.

Une tendance récente consiste à utiliser comme prise statique deux petits orifices percés symétriquement dans les

parois latérales du fuselage de l'avion. Ces prises sont à l'abri du givrage. La recherche de leur emplacement exige des tâtonnements.

— La prise de pression totale n'exige par contre aucune recherche ; il suffit qu'elle soit orientée pour être toujours sensiblement normale au vent relatif.

CANALISATIONS ENTRE ANTENNE ET RECEPTEUR.

— Ces canalisations sont habituellement en alliage léger ou en cuivre rouge. Les raccordements sont effectués avec des tubes de caoutchouc (durit) ou avec des raccords vissés. Les raccords en caoutchouc ont l'avantage de la simplicité mais ils demandent à être surveillés de très près. On doit les changer dès qu'ils présentent la moindre apparence de fissure ou de porosité.

Les variations de pression (ou dépression) dynamique détectées par l'antenne sont transmises au récepteur avec un léger retard égal à la durée de l'écoulement d'air nécessaire à la mise en équilibre de pression de la capacité constituée par la canalisation et la capsule du récepteur. L'écoulement est d'autant plus important que la capacité est plus grande et il subit une résistance qui est fonction de la forme et des dimensions du circuit. Le diamètre intérieur des canalisations doit être un compromis entre la tendance à le prendre grand pour diminuer la résistance, c'est-à-dire le freinage des échanges d'air, et celle à le prendre petit pour diminuer la capacité. Pratiquement, on utilise souvent du tube d'aluminium de 4×6 m/m. Le capillaire placé à l'entrée de la capsule des récepteurs pour amortir les oscillations de l'aiguille dues à la turbulence a, en contre-partie, une influence malencontreuse sur le retard de l'indication. Sa valeur résulte donc aussi d'un compromis.

Sur des avions de petites dimensions, où la longueur des canalisations est de quelques mètres au maximum, la valeur du retard reste inférieure à 1/2 seconde.

Les canalisations peuvent s'obstruer par introduction d'eau ou oxydation, ou présenter des fuites dues à des fissures dans le métal des tuyaux ou à des raccordements défectueux. Il importe de les surveiller avec soin. Un petit appareillage approprié peut rendre de grands services. Nous

allons décrire à titre d'exemple le vérificateur d'installations anémométriques Badin.

Cet instrument est destiné à vérifier sans démontage l'étanchéité des canalisations d'anémomètre installées sur avion.

Le principe de la vérification consiste à créer dans l'ensemble antenne-canalisation-récepteur une pression⁽¹⁾ mesurée à l'aide d'un petit manomètre, et de s'assurer que cette pression s'établit normalement et subsiste un temps assez long pour que les fuites du circuit puissent être considérées comme négligeables.

Le vérificateur d'installations anémométriques comprend 2 éléments (cf. fig. 12).

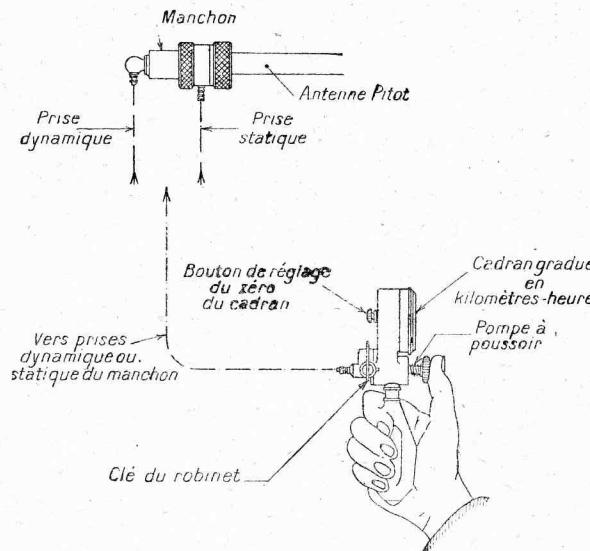


FIG. 12.
Vérificateur d'installation anémométrique Badin.

a) — Un manchon se plaçant à l'extrémité de l'antenne de façon à la coiffer. Il est divisé en 2 compartiments étanches par deux joints circulaires en caoutchouc. Ces compartiments communiquent, l'un avec la prise dynamique, l'autre avec la statique de l'antenne, quand le manchon est en place.

(1) S'il s'agit d'un pitot ; avec une antenne à déflecteur il faut créer une dépression pour ne pas abîmer le récepteur.

Deux tétons de prise permettent d'adapter à chaque compartiment l'extrémité d'un tube de caoutchouc.

b) — Une petite pompe à pousoir, tenue à la main par une poignée, destinée à créer une pression. On relie cette pompe par un tuyau de caoutchouc à l'un des tétons du manchon et un petit robinet permet de faire communiquer la pression avec la canalisation correspondante de l'installation anémométrique.

Sur la pompe est fixé un manomètre gradué comme un récepteur anémométrique, qui sert à déceler les variations de la pression.

Lorsque la canalisation est étanche, l'aiguille du manomètre s'immobilise à une certaine position. Une descente très lente de l'aiguille, indice de légères fuites, peut être tolérée pratiquement, l'étanchéité parfaite étant difficilement réalisable.

Le manomètre est gradué en vitesses pour contrôler sommairement les indications du récepteur de l'anémomètre, lors de la vérification de la canalisation de pression dynamique. Mais ce contrôle est très approximatif.

INDICATEURS D'ANGLES D'INCIDENCE ET DE DERAPAGE

Nous ne dirons que quelques mots de ces instruments qui ne sont pas entrés dans la pratique courante.

La définition que nous avons donnée précédemment des angles d'incidence et de dérapage (cf. p. 16) se trouve illustrée par la description même des instruments qui servent à les mesurer et qu'on appelle communément des girouettes.

Une girouette est un corps mobile autour d'un axe et de forme appropriée pour s'orienter parallèlement au vent relatif dans lequel on le place. C'est l'instrument bien connu utilisé pour indiquer la direction du vent.

Pour détecter l'angle d'incidence on dispose l'axe de la girouette parallèlement à l'axe transversal de l'avion (axe de tangage) GY (cf. fig. 2).

Pour détecter l'angle de dérapage on dispose l'axe de la girouette parallèlement à l'axe vertical de l'avion (axe de lacet) GZ (cf. fig. 2).

Les angles ainsi détectés sont transmis par un procédé

généralement électrique à un récepteur placé sous les yeux du pilote.

Des précautions particulières doivent être prises concernant l'équilibrage des girouettes, leur amortissement et les frottements autour de l'axe de rotation.

Etant donné la défexion des filets d'air au voisinage de l'avion en vol, la recherche d'un emplacement correct pour la girouette présente des difficultés analogues à celles que nous avons exposées pour l'antenne anémométrique.

La vulnérabilité au givrage, l'encombrement, la fragilité de ces instruments, sont des inconvénients graves qui, joints à la perturbation qu'ils apporteraient dans les méthodes universelles de pilotage sans introduire de facilités supplémentaires, expliquent suffisamment qu'ils n'aient pas été adoptés pratiquement.

**

En dehors des girouettes, on a aussi expérimenté pour la mesure des angles d'incidence et de dérapage, des antennes de direction dont le principe est basé sur l'observation suivante.

Si un solide présentant un plan de symétrie est placé dans un courant d'air, les pressions relevées en 2 points symétriques sont égales quand la vitesse du vent est parallèle au plan de symétrie. Sinon, la différence des pressions relevées en ces 2 points est fonction de l'angle formé par la direction du courant d'air avec ce plan ; elle est de plus proportionnelle à ρV^2 .

Les antennes de direction sont constituées par un cylindre, un cône, une sphère ou un solide lenticulaire comportant des prises de pression. Leur utilisation a été limitée à des travaux de recherche.

INDICATEURS DE PERTE OU D'EXCES DE VITESSE MACHMETRES

La perte de vitesse, assez improprement désignée, est caractérisée par une instabilité de l'avion qui tend à partir en vrille, lorsque l'incidence dépasse la valeur pour laquelle la portance est maximum.

La perte de vitesse est surtout dangereuse au voisinage

du sol ; c'est dans les manœuvres de décollage et d'atterrisage qu'elle est le plus à craindre.

On a donc parfois jugé utile, par souci de sécurité, de monter un avertisseur de perte de vitesse pour alerter éventuellement le pilote négligent, par un signal sonore ou visuel.

A cet égard l'indicateur d'incidence serait le meilleur avertisseur. En fait des dispositifs variés utilisant des mesures d'incidence, de vitesse anémométrique, ou la détection de décollements d'air sur l'extrados, etc..., ont été expérimentés ou préconisés. Mais sur les avions modernes bien étudiés la mise en perte de vitesse n'est généralement pas brutale et le pilote perçoit son approche par le ramollissement des commandes. On se contente pratiquement d'utiliser l'anémomètre et l'expérience journalière prouve qu'on peut fort bien se dispenser de l'emploi d'un indicateur de perte de vitesse.

**

Les indicateurs d'excès de vitesse ont pour but de signaler l'approche des vitesses dangereuses à cause des risques de rupture de l'avion. L'anémomètre donnant dans tous les cas, comme nous l'avons vu, une indication de la valeur des efforts aérodynamiques exercés sur l'avion, un indicateur d'excès de vitesse se compose essentiellement d'un récepteur anémométrique qui ferme un contact électrique actionnant un avertisseur visuel ou sonore.

Ces instruments n'ont pas eu plus de succès que les précédents et les planches de bord n'en sont pratiquement jamais munies.

**

Lorsque la vitesse d'un avion dépasse celle du son dans l'air où il se meut, les lois de l'aérodynamique classique cessent d'être valables. Mais, avant même qu'un avion atteigne la vitesse du son, celle-ci peut être atteinte localement dans les zones en dépression ou dans le souffle des hélices. Il en résulte l'apparition brutale de phénomènes qui peuvent affecter gravement la sécurité : durcissement des commandes, battements des gouvernes, etc...

Il y a donc le plus grand intérêt sur les avions rapides actuels, susceptibles d'atteindre des vitesses auxquelles ces phénomènes commencent à se manifester, d'avertir le pilote de l'approche du danger. Le critérium approprié est le nombre de Mach (ou de Sarrau), rapport entre la vitesse propre de l'avion et la vitesse du son dans l'air ambiant. Les instruments qui mesurent le nombre de Mach sont appelés *machmètres*. Ils ont fait leur apparition sur les avions rapides ces dernières années. Sans entrer dans le détail de leur conception, nous dirons simplement qu'ils se présentent comme un instrument de planche de bord ordinaire utilisant les déplacements d'une capsule anémométrique branchée sur un pitot et d'une capsule altimétrique, sensible uniquement à la pression statique (cf. altimètres). Actuellement, leur graduation s'étend de 0,5 à 1 environ.

INDICATEURS DE MOUVEMENTS ASCENSIONNELS

La détermination de l'altitude concerne essentiellement la navigation. Mais les petits mouvements de l'avion en tangage produisent des mouvements ascensionnels de celui-ci par rapport à l'air. La détection de ces mouvements ascensionnels peut être exploitée pour le pilotage en tangage au même titre que l'inclinaison longitudinale, l'angle d'incidence, la vitesse propre ou la pente de la trajectoire. On a déjà fait remarquer que la vitesse ascensionnelle, lorsque la vitesse propre est connue, est directement liée à la pente de la trajectoire et que, pour régler celle-ci, il était commode de mesurer celle-là.

D'autre part, après avoir fixé une altitude de vol dans des conditions qui sont du domaine de la navigation, le maintien de cette altitude est une question de pilotage.

Les instruments actuellement utilisés sont :

- le *variomètre*, destiné à la mesure des vitesses ascensionnelles ;
- le *statoscope*, qui indique les écarts par rapport à une altitude fixée à l'avance.

En outre, il existe des *altimètres* suffisamment sensibles pour être utilisés à la place des statoscopes.

VARIOMETRES

GENERALITES. PRINCIPE. — Le variomètre est un instrument qui mesure les vitesses verticales de montée et de descente des avions.

Avant d'être utilisé sur les avions et les planeurs, cet instrument, sous une forme plus simple, était employé depuis longtemps par les aéronautes comme indicateur de changement d'altitude. Il était constitué essentiellement par une capacité remplie d'air, reliée à l'atmosphère par un tube de verre renfermant une petite quantité de liquide. Pendant l'ascension, la pression atmosphérique décroissant, la mise en équilibre de pression de la capacité provoquait un écoulement d'air vers l'extérieur qui apparaissait sous forme de bulles traversant le liquide. La fréquence des bulles donnait une idée de la vitesse ascensionnelle. A la descente, le sens du mouvement des bulles était inversé.

Par la suite, cet instrument primitif fut remplacé par un variomètre comportant un réservoir relié à l'atmosphère par un orifice capillaire.

Dans les mouvements ascensionnels, la mise en équilibre de pression du réservoir avec l'atmosphère est freinée par cet orifice. Pendant la montée, la pression dans le réservoir est donc un peu supérieure à la pression atmosphérique et d'autant plus que l'on monte plus vite. Pendant la descente, c'est le contraire qui se produit. En mesurant avec un manomètre à tube en U la différence de pression entre le réservoir et l'atmosphère, on a une indication de la vitesse de variation de la pression atmosphérique, donc de la vitesse verticale de montée ou de descente.

Sous cette forme encombrante, le variomètre ne pouvait être monté sur avion. En remplaçant le tube en U par un manomètre à capsule très sensible, on obtint l'instrument qui s'est généralisé dans l'aéronautique (v. fig. 13).

Essayons de regarder d'un peu plus près le fonctionnement du variomètre.

Supposons que l'avion se mette rapidement en montée à vitesse constante. La capacité variométrique va commencer à se vider et le débit dans l'orifice capillaire ira croissant jusqu'au moment où il se stabilisera à la valeur de régime correspondant à la vitesse de montée. L'aiguille du variomè-

tre mettra donc un certain temps avant d'indiquer la vitesse de montée exacte.

Supposons maintenant que l'avion se mette rapidement en palier. La capacité variomètre va continuer à se vider jus-

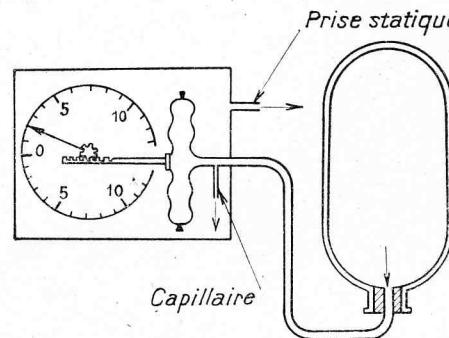


FIG. 13.

Schéma de principe d'un variomètre.

qu'au moment où elle sera en équilibre de pression avec l'atmosphère. Le pilote verra l'aiguille du variomètre revenir lentement au zéro qu'elle n'atteindra qu'un certain temps après la mise en palier (quelques secondes).

On ferait évidemment des observations analogues si l'on considérait une descente au lieu d'une montée.

On voit que le variomètre n'indique qu'avec un certain retard les vitesses verticales de l'avion. Dans les mouvements ascensionnels de courte durée la vitesse peut s'annuler ou même changer de sens avant que le variomètre ait eu le temps de donner l'indication correcte. Si la vitesse verticale varie constamment, l'aiguille courra après l'indication exacte sans jamais l'atteindre et pourra très bien indiquer encore une montée, par exemple, alors qu'on sera déjà en descente, et inversement.

Le fonctionnement correct du variomètre suppose, évidemment, que l'instrument est relié à une bonne prise de pression statique (cf. p. 57).

La canalisation qui relie l'instrument à la prise statique peut être la cause d'un retard supplémentaire non négligeable si elle est trop longue.

UTILISATION. — D'une manière générale, le variomètre permet de contrôler l'horizontalité des vols et de régler les vitesses de montée et de descente.

Pour faciliter l'interprétation, on dispose le zéro à gauche du cadran, sur l'horizontale. Le demi-cadran supérieur est gradué en vitesses de montée et le demi-cadran inférieur en vitesses de descente. De cette façon le pilote voit son aiguille monter quand l'avion monte, et inversément.

Le pilote doit tenir compte du retard de l'instrument pour interpréter ses indications. Au cours d'une montée ou d'une descente à vitesse constante, il devra attendre quelques secondes après l'établissement du régime pour faire une lecture juste. Après une remise en palier, il saura que l'instrument ne revient au zéro qu'au bout de quelques secondes.

Pour la montée, l'utilisation du variomètre présente de l'intérêt lorsqu'on recherche la vitesse ascensionnelle la plus grande. Le pilote qui veut ainsi monter le plus vite possible cabre progressivement son appareil jusqu'au moment où l'indication du variomètre passe par son maximum, ce dont il s'aperçoit après l'avoir un peu dépassé quand l'aiguille commence à redescendre. Il doit donc revenir légèrement en arrière. Cette manœuvre doit s'accomplir par petits à-coups séparés par des temps d'arrêt pour tenir compte du délai d'indication.

Dans le vol en palier, si le variomètre ne donne pas les valeurs exactes de la vitesse dans les petits mouvements ascensionnels, à cause du retard, il permet cependant le contrôle de l'horizontalité du vol.

Si le palier doit se prolonger assez longtemps, le pilote devra néanmoins se référer de temps en temps à l'altimètre pour corriger les variations d'altitude dues à de très faibles vitesses ascensionnelles peu appréciables avec le variomètre, ou à l'addition des petits écarts que peut laisser subsister le pilotage au variomètre.

Le contrôle de la vitesse de descente peut être utile à l'atterrissement.

**

Il est essentiel de remarquer que les mouvements ascensionnels de l'avion peuvent résulter non seulement, comme considéré jusqu'ici, de l'action de la gouverne de profondeur, mais aussi de son entraînement dans les mouvements ascensionnels de la masse d'air où il se meut. Ces derniers ne modifient pratiquement pas la loi de décroissance de la

pression avec l'altitude, il en résulte que le variomètre, sensible à la vitesse de variation de la pression atmosphérique, fonctionne dans les deux cas d'une manière identique. Il indique donc toujours la vitesse verticale de l'avion par rapport au sol et non par rapport à l'air.

On voit ainsi le rôle fondamental du variomètre dans le vol à voile où on l'utilise pour détecter et mesurer les ascensions et régler le vol de façon à les exploiter au mieux.

**

L'étalonnage des variomètres est effectué par rapport à l'atmosphère-type. Les indications dans l'atmosphère réelle sont faussées dans la mesure où celle-ci s'écarte de l'atmosphère-type. De plus, en l'absence de dispositifs compensateurs appropriés, la graduation n'est exacte qu'à l'altitude correspondant à son réglage. En effet, pour une vitesse ascensionnelle déterminée, l'indication du variomètre est fonction d'un certain nombre de paramètres (pression, température, viscosité de l'air) qui varient avec l'altitude.

Les vitesses lues au variomètre ne doivent donc pas être considérées comme des valeurs rigoureuses mais comme des ordres de grandeur, d'ailleurs assez approchés.

DIFFERENTS TYPES. — Le principe général du variomètre défini plus haut a été exploité de différentes manières. Nous allons examiner quelques types d'instruments.

**

Le type le plus répandu est exactement conforme au principe donné, c'est-à-dire qu'on utilise une capacité à volume constant, reliée à l'atmosphère par un petit orifice. On mesure la différence de pression entre l'intérieur de la capacité et l'atmosphère (v. fig. 13).

Il est nécessaire que la capacité soit isolée thermiquement le mieux possible sous peine d'introduire des erreurs dues aux variations de la température extérieure. Un exemple fera bien comprendre ce dont il s'agit. Supposons qu'en été, on sorte un avion d'un hangar dont l'ombre est relativement fraîche, pour l'amener en plein soleil. La masse de l'avion, et notamment le variomètre, va s'échauffer. L'air contenu dans la capacité va se dilater et, à cause du freinage

de l'orifice, la pression intérieure montera légèrement. Le variomètre indiquera donc une vitesse de montée. On observerait le contraire en hiver, si on sortait l'avion d'un hangar chauffé. L'isolation thermique de la capacité variométrique rend ces phénomènes insensibles en ralentissant considérablement les variations de la température de l'air intérieur.

La capacité thermostatique est souvent constituée par un vase de Dewar (bouteille thermos) relié par un tube à la capsule manométrique de l'indicateur placé sur la planche de bord. Les déplacements de la capsule sont amplifiés et transmis à l'aiguille par un mécanisme analogue à celui des anémomètres.

Actuellement on utilise de préférence le boîtier même de l'instrument comme capacité thermostatique. L'isolation thermique est obtenu en utilisant un boîtier en bakélite ou un vase de Dewar. Dans ces instruments, contrairement aux

précédents, c'est l'intérieur de la capsule qui est en relation avec la pression statique (v. fig. 14).

Il existe un grand nombre de variomètres qui se diffèrent surtout par la nature de l'orifice : tube capillaire, élément en porcelaine poreuse, etc. Certains instruments comportent des dispositifs visant à assurer la compensation des erreurs dont nous avons parlé (v. fig. 15).

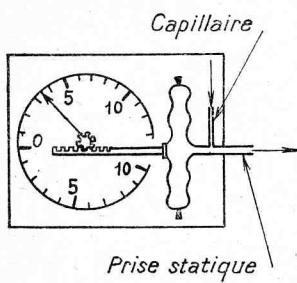


FIG. 14.

Schéma, de principe, d'un variomètre dont le boîtier forme capacité.

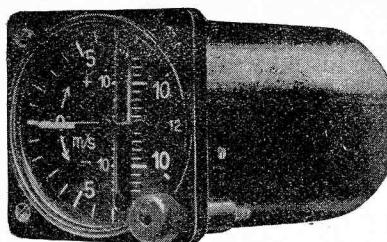


FIG. 15.

Variomètre Badin avec niveau longitudinal (contrôleur DK).

**

Dans le variomètre à palette (variomètre allemand Horn), l'indicateur auquel est relié la capacité thermostatique a une conception entièrement différente des précédents. Il est constitué par une boîte cylindrique portant une cloison fixe et une palette mobile autour de son axe, maintenue en position moyenne par un ressort spiral de rappel (v. fig. 16).

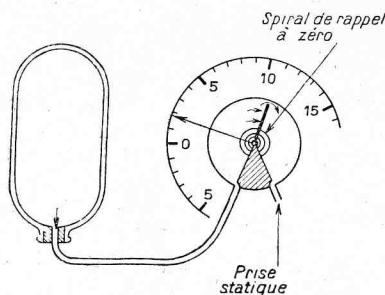


FIG. 16.

Schéma, de principe, du variomètre Horn.

L'une des chambres ainsi formées est reliée à la capacité et l'autre est en relation avec l'atmosphère.

L'orifice est constitué par le petit jeu ménagé entre le bord de la palette et le cylindre. La palette se déplace dans un sens ou dans l'autre suivant qu'on monte ou qu'on descend, entraînant l'aiguille fixée directement sur son axe.

Le retard de ce variomètre est inférieur à celui des précédents. Il est, pour cette raison, à conseiller sur les planeurs de vol à voile.

**

Le principe du variomètre anglais Cobb-Slater est illustré par le schéma de la fig. 17. La bouteille thermostatique est reliée à 2 trous assez fins, légèrement coniques, percés dans une matière transparente. Dans ces trous disposés verticalement, se déplacent 2 petites boules très légères, dont le diamètre est égal au diamètre inférieur des trous.

Dans la montée, par exemple, l'air sortant de la bouteille soulève la boule B qui s'immobilise plus ou moins haut selon

l'importance du débit, donc de la vitesse ascensionnelle. L'air s'échappe par l'orifice D, l'orifice C étant bouché par la boule A.

A la descente, au contraire, l'air pénètre par C et soulève la boule A, pendant que la boule B vient boucher l'orifice E.

La boule B qui indique la montée est verte et la boule A

qui indique la descente est rouge.

Le retard très faible de cet instrument le rend précieux pour le vol à voile malgré sa présentation peu orthodoxe.

STATOSCOPES

Le statoscope est un instrument qui permet de mesurer, dans des limites assez étroites, des écarts d'altitude de part et d'autre d'une altitude de référence choisie par l'utilisateur. Le statoscope n'est souvent qu'un instrument de zéro indiquant que l'altitude choisie est bien maintenue et dans ce cas ses indications sont purement qualitatives.

Le principe de cet appareil est très simple. Imaginons que, dans un variomètre classique (récepteur à capsule manométrique), nous bouchions la fuite à une certaine altitude. L'air enfermé dans la capacité thermostatique restera en permanence à la pression correspondant à cette altitude. Si l'altitude vient à varier, la pression extérieure change et l'aiguille se déplace cette fois en fonction de l'écart par rapport à l'altitude de référence.

Cet instrument très sensible permet de tenir des paliers rigoureux, ses indications étant instantanées et sa référence toujours juste.

Malgré cet avantage, il n'est pratiquement guère utilisé. On dispose en effet pour tenir un palier avec précision du variomètre, de l'anémomètre et de l'altimètre de précision, instruments dont le montage est déjà justifié par d'autres

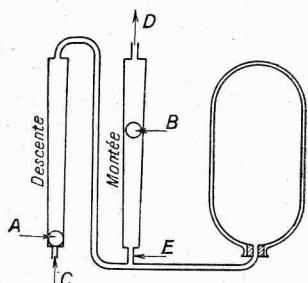


FIG. 17.

Schéma de principe du variomètre Cobb-Slater.

raisons et dont l'emploi est immédiat, ne nécessitant pas, comme c'est le cas pour le statoscope, la manœuvre d'un bouton.

L'isolement thermique de la bouteille du statoscope doit être très poussé, car il est nécessaire que la température de l'air intérieur, dont la pression sert d'étalon, reste parfaitement constante.

La plupart des statoscopes sont constitués par des variomètres dans lesquels la manœuvre d'un bouton spécial permet de boucher l'orifice. Pour éviter que l'appareil soit détérioré au cas où on oublierait de rouvrir la fuite au moment d'opérer un changement d'altitude assez important, il est nécessaire de prévoir un dispositif de sûreté pour protéger l'indicateur manométrique contre des différences de pression exagérées.

ALTIMETRES SENSIBLES

Les altimètres ne sont pas, à proprement parler, des instruments de pilotage. Nous les avons classés parmi les instruments de navigation (cf. p. 112).

Cependant, le développement des altimètres de précision, ou altimètres sensibles, leur a conféré une sensibilité qui permet, dans une certaine mesure, de les utiliser pour le pilotage en palier, rendant superflu l'emploi d'un statoscope.

On fait couramment des altimètres dans lesquels la grande aiguille fait un tour de cadran tous les 1.000 mètres, les kilomètres étant indiqués par une autre aiguille plus petite ou par affichage dans un guichet. Ils permettent d'apprécier assez facilement des changements d'altitude de l'ordre de 5 mètres.

Dans les pays anglo-saxons on utilise des altimètres dont la grande aiguille fait un tour tous les 1.000 pieds (environ 300 mètres) et qui permettent d'apprécier des changements d'altitude de l'ordre de 2 mètres.

Une telle précision de lecture, si elle est superflue pour la navigation, compte tenu des erreurs de l'instrument (cf. p. 116), présente un grand intérêt pour le pilotage en palier. Le pilotage au variomètre laisse en effet passer des petites erreurs d'altitude que l'altimètre de précision permet de déceler et de corriger.

INDICATEURS DE POSITIONS ET DE MOUVEMENTS ANGULAIRES

Les indicateurs de positions et de mouvements angulaires fournissent des références dont l'intérêt est particulièrement grand pour le P. S. V. Ces instruments comprennent 2 catégories faisant appel aux propriétés du gyroscope :

- Les indicateurs de positions ou d'écart angulaires : *horizons gyroscopiques* ou contrôleurs E G et *directionnels* ;
- Les *indicateurs de virages*.

Nous y joignons les *niveaux*, instruments pendulaires qui présentent de l'intérêt, d'une part, pour le contrôle du vol en indiquant la direction de la verticale apparente et, d'autre part, pour le pilotage, en supplétant dans une mesure très imparfaite aux horizons gyroscopiques.

On observera à la lecture de ce chapitre que la facilité apportée au pilotage par les instruments gyroscopiques est obtenue au prix de complications mécaniques importantes.

Instruments gyroscopiques

Les instruments gyroscopiques de pilotage sont utilisés principalement dans le P. S. V. pour suppléer à l'absence de repères fixes extérieurs à l'avion. Pour comprendre le principe de ces instruments, il est nécessaire de connaître les propriétés particulières du gyroscope. Il est malheureusement difficile d'expliquer simplement ces propriétés qui paraissent à première vue déconcertantes. Nous nous efforcerons cependant de le faire en ne nous appuyant que sur des considérations banales. En tout état de cause, il suffira de retenir ces propriétés.

Un gyroscope est essentiellement constitué par un solide de révolution animé d'une grande vitesse de rotation autour de son axe et pouvant en outre tourner librement autour d'un point de son axe. Cette dernière condition est pratiquement réalisée par un montage à la cardan (v. fig. 20). Un tel gyroscope est dit à 3 degrés de libertés parce qu'il peut tourner autour de 3 axes concourants. Ce mouvement peut être assimilé à une rotation autour du point de concours des axes, qui permet au gyroscope de prendre une orientation quelconque dans l'espace.

Nous verrons plus loin qu'on utilise des gyroscopes dans

lesquels on supprime un des anneaux de la cardan. Ces gyroscopes sont dits à 2 degrés de liberté (rotations possibles autour de 2 axes seulement).

Un gyroscope à 3 degrés de liberté dont les 3 axes concourent au centre de gravité, s'appelle *gyroscope libre*. Le centre de gravité des anneaux de la cardan doit coïncider avec celui du gyroscope de manière à réaliser l'équilibrage statique autour des 3 axes. Le gyroscope doit de plus être équilibré dynamiquement autour de son axe de révolution.

Un corps en rotation autour d'un axe (volant, arbre de moteur, gyroscope, etc...) est équilibré dynamiquement lorsque les forces qu'il exerce sur ses paliers sont les mêmes qu'à l'état de repos. Considérons, par exemple, l'ensemble formé par 2 masses M et 2 masses plus faibles m , disposées comme l'indique la figure 18, à la même distance r d'un axe.

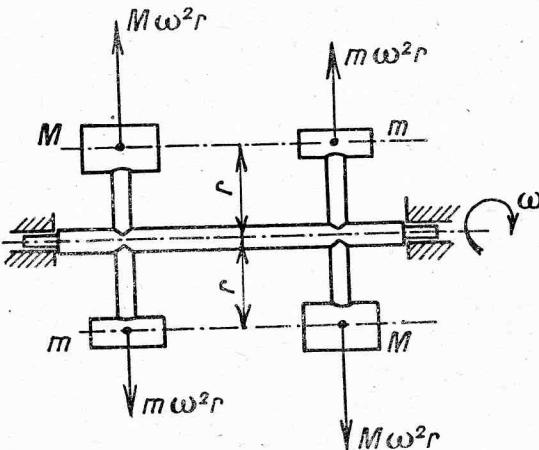


FIG. 18.

Cet ensemble est équilibré statiquement puisque son centre de gravité est sur l'axe de rotation. Mais il ne l'est pas dynamiquement car, si on le fait tourner à la vitesse angulaire ω , les forces centrifuges opposées $M\omega^2 r$ et $m\omega^2 r$ dans chaque accouplement de masses M et m , ont une résultante non nulle $(M - m)\omega^2 r$ dirigée radialement vers la masse M et qui tourne avec l'ensemble. On voit que chaque palier subit en plus de la pression d'appui, due à la pesanteur, cette force constante tournante, qui tend à provoquer des vibrations.

Pour équilibrer dynamiquement notre ensemble tournant, il faudrait, par exemple, diminuer les masses M pour les rendre égales à m , ou les rapprocher de l'axe à une distance r_1 telle que $M \omega^2 r_1 = m \omega^2 r$, ou $M r_1 = m r$.

Dans un gyroscope, la non homogénéité du métal et les imperfections inévitables de la fabrication obligent généralement, malgré les soins apportés à celle-ci, à procéder à un équilibrage dynamique sur des machines spéciales.

PROPRIETES DU GYROSCOPE

Les propriétés du gyroscope sont des manifestations de l'inertie qui surprennent au premier abord parce que nous sommes davantage accoutumés aux effets d'inertie qui s'observent quand on tente de modifier la valeur ou l'orientation de la vitesse d'un corps animé d'un mouvement de translation et qui sont dus au fait que le corps tend à conserver sa vitesse en grandeur et en direction (mouvement rectiligne uniforme).

Voici un cycliste lancé à grande vitesse. S'il donne un coup de frein violent, il se sent projeté vers l'avant par l'effet de l'inertie qui tend à lui faire conserver la même vitesse. La force d'inertie est, dans ce cas, dirigée dans le même sens que la vitesse.

Veut-il, au contraire, augmenter sa vitesse, il doit fournir un effort pour vaincre l'effet de l'inertie qui tend à s'opposer à cet accroissement de vitesse. Dans ce cas, la force d'inertie est dirigée en sens inverse de la vitesse.

Pour exécuter un virage, le cycliste s'incline pour faire intervenir une force centripète⁽¹⁾ destinée à vaincre la répugnance de la matière à changer la direction de sa vitesse ; cette répugnance se manifeste par la force d'inertie centrifuge.

Dans tous les cas, la force d'inertie est égale et opposée à la force extérieure qui est venue perturber le mouvement : effort retardateur dû au frein ; effort accélérateur dû à l'action sur les pédales; composante horizontale de la pesanteur due à l'inclinaison du cycliste dans le virage.

Comment passer de ces considérations familières à l'explication des réactions curieuses que chacun a pu constater

(1) Composante horizontale de son poids.

lorsque, tenant horizontalement par les extrémités l'axe d'une roue de bicyclette et ayant mis celle-ci en rotation, on essaie de la faire pivoter autour d'un axe vertical, par exemple (v. fig. 19).

Nous observons, en effet, que la roue s'incline à 90° du sens dans lequel on la sollicite.

Pour essayer de comprendre ce phénomène, nous allons considérer un élément matériel de la périphérie (jante et pneu) et le suivre dans son mouvement pour voir les modifications que subit sa vitesse. Nous en déduirons les effets de l'inertie sur cet élément matériel par analogie avec ceux qui s'exercent sur le cycliste dans les conditions qu'on a envisagées.

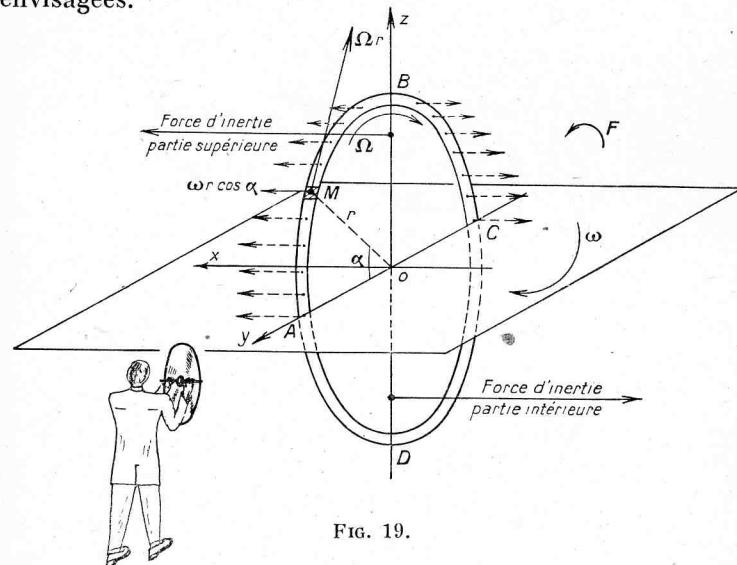


FIG. 19.

Soient M cet élément matériel, m sa masse, r le rayon de la roue et Ω (grand oméga) sa vitesse angulaire ou vitesse de rotation autour de son axe Ox .

La vitesse de M est, à tout instant, tangente à la roue et a pour valeur Ωr . La courbure de la trajectoire de M , astreint à décrire un cercle, donne naissance à une force centrifuge, qu'on sait être égale à $m \Omega^2 r$ et dirigée suivant le prolongement de $O M$. Cette force ne nous intéresse pas. Son seul effet est d'introduire des efforts de tension, insignifiants d'ailleurs, dans la roue.

Supposons maintenant que l'expérimentateur imprime à la roue un mouvement de rotation de vitesse angulaire ω autour de l'axe Oz. A la vitesse Ω r de M s'ajoute la vitesse $\omega r_1 = \omega r \cos \alpha$ dirigée parallèlement à Ox. Cette vitesse part de la valeur ωr au point A, décroît, passe par O au point B, change de sens et croît jusqu'à la valeur ωr au point C.

Dans le parcours AB l'inertie tend à s'opposer à la diminution de la vitesse de M due à la rotation ω ; il en résulte une force d'inertie dirigée parallèlement à Ox, vers la gauche de l'opérateur.

Dans le parcours B C l'inertie tend à s'opposer à l'augmentation de la vitesse de M due à la rotation ω ; il en résulte une force d'inertie dirigée parallèlement à Ox, et toujours vers la gauche de l'opérateur.

En suivant l'élément M dans le parcours C D A, on verrait de la même façon que la force d'inertie due à la rotation ω , qui s'exerce sur M, est dirigée encore parallèlement à Ox, mais vers la droite de l'opérateur.

Finalement, les effets de l'inertie sur l'ensemble des éléments matériels de la roue se réduisent à un couple qui tend à faire basculer la roue autour de l'axe Oy suivant le sens de la flèche F⁽¹⁾. C'est ce couple, d'axe Oy, que l'expérimentateur doit vaincre s'il veut entretenir la rotation ω , d'axe Oz, sans laisser basculer la roue. Si les vitesses de rotation Ω et ω sont exprimées en radians/seconde, on démontre que la

valeur de ce couple est $C = I \Omega \omega$, I étant le moment d'inertie de la roue par rapport à Ox.

Le produit $I \Omega$ est une grandeur caractéristique des gyroscopes qu'on appelle le moment cinétique.

On retiendra que le sens du basculement est celui qui tend à amener, par le plus court chemin, la rotation propre Ω de la roue, à se confondre avec la rotation d'entraînement ω .

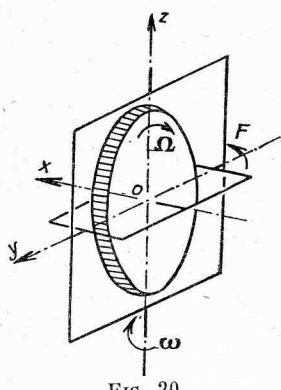


FIG. 20.

(1) Signalons, pour les esprits curieux, que l'explication précédente est incomplète.

Si l'on considère maintenant un gyroscope dans ses anneaux de cardan, disposé comme la fig. 20, et qu'on impose à l'anneau vertical une rotation ω , l'analogie avec l'expérience qu'on vient de décrire apparaît immédiatement.

Imaginons alors que l'anneau intérieur de cardan soit pivoté dans un avion remplaçant en quelque sorte l'anneau extérieur (v. fig. 21). Les rotations azimutales de l'avion,

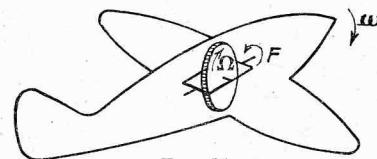


FIG. 21.

c'est-à-dire les virages, provoqueront le basculement du gyroscope dans un sens ou dans l'autre, suivant le sens du virage. C'est là le principe des indicateurs de virages que nous verrons plus loin.

**

Pour provoquer la rotation ω autour de Oz dans l'expérience faite avec la roue de bicyclette, l'expérimentateur doit exercer un couple autour de Oy qui s'oppose au basculement de la roue.

D'une manière analogue, si nous imposons à l'anneau intérieur de la cardan du gyroscope un couple constant C, d'axe Oy, par exemple en y suspendant un poids P (v. fig. 22), il en résultera non pas un basculement de la roue autour de Oy, mais une rotation à vitesse constante ω autour de Oz. Cette rotation du gyroscope, à 90° du sens dans lequel on le sollicite, s'appelle *précession*. La formule précédente, évidemment valable puisqu'il s'agit, en somme, du même phénomène envisagé sous un aspect un peu différent, donne :

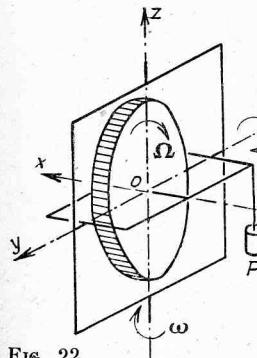


FIG. 22.

$$\omega = \frac{C}{I \Omega}$$

Le sens de la précession est celui qui tend à amener, par le plus court chemin, la rotation propre Ω du gyroscope à se confondre avec celle que le couple C imprimerait à un corps inerte.

Pour la satisfaction de l'esprit, nous allons chercher à saisir plus directement la nature physique de ce phénomène.

Lorsqu'on applique le couple C, l'anneau intérieur de cardan commence à céder très légèrement. Ce mouvement, dit de *nutation*, est pratiquement imperceptible et d'autant plus que le gyroscope tourne plus vite. Mais cette petite rotation suffit, par le jeu des forces d'inertie qu'elle engendre dans le gyroscope, à faire naître un petit couple d'axe Oz par le processus que nous avons analysé dans l'expérience précédente. Ce couple provoque une rotation autour de Oz, qui se stabilise à la vitesse angulaire ω pour laquelle le couple d'inertie qu'elle engendre à son tour autour de Oy, équilibre juste le couple imposé C. Le poids P, envisagé précédemment, ne descendra pas plus bas que la nouvelle position atteinte par suite de la légère nutation.

Il est intéressant de remarquer que l'augmentation d'énergie cinétique de l'équipage gyroscopique (gyroscope et anneaux de cardan), due à la vitesse de précession, a été fournie par le travail du couple C dans la petite rotation autour de Oy (travail du poids P dans son petit déplacement vertical).

**

Il nous reste à parler de la propriété fondamentale suivante du gyroscope libre :

L'axe d'un gyroscope libre reste fixe dans l'espace absolu.

Précisons d'abord ce qu'on entend par espace absolu.

Les mouvements qu'on étudie dans la mécanique courante sont définis par rapport à la terre ou à l'espace lié à la terre. Mais si l'on veut étudier le mouvement de la terre elle-même, ou des planètes, on est conduit à se référer à un système de repères constitué par des étoiles fixes. Ce système de référence est dit absolu et l'espace qui lui est lié, espace absolu.

Dire que l'axe d'un gyroscope libre est fixe dans l'espace absolu signifie en réalité qu'il reste parallèle à lui-même malgré les déplacements du gyroscope dans l'espace absolu,

dus à la rotation de la terre et à ses déplacements éventuels à la surface de celle-ci.

La valeur de ces déplacements dans l'espace absolu étant négligeable au regard des distances astronomiques qui nous séparent des étoiles, on peut dire que l'axe du gyroscope libre reste pointé en permanence vers le même point de la voûte céleste.

On sait que, dans l'espace absolu que nous avons défini, la terre accomplit une révolution complète en 24 heures autour de l'axe passant par ses pôles.

Cette rotation apparaîtrait effectivement à un observateur placé sur une étoile ou... juché sur l'axe de notre gyroscope.

Pour nous, qui sommes cloués à la terre, ce sont les étoiles qui semblent effectuer une rotation d'un tour en 24 heures autour de l'axe de la terre, en sens inverse de la rotation de celle-ci. De même, par rapport à la terre, l'axe d'un gyroscope libre décrit, en 24 heures, un cône dont le sommet est le centre de rotation du gyroscope (c'est-à-dire son c. d. g.) et dont l'axe est parallèle à l'axe de la terre (v. fig. 23 et 24).

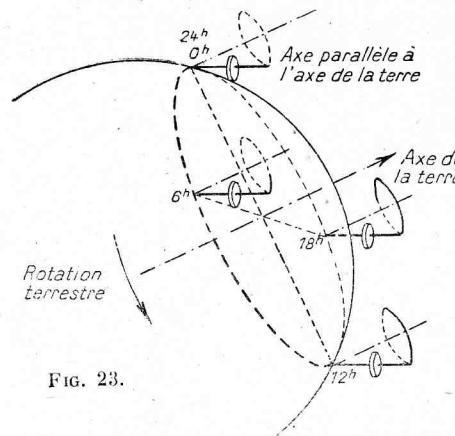


FIG. 23.

La démonstration de cette propriété, qui repose sur le théorème de Poinsot, sort du cadre de cet ouvrage et n'apporte d'ailleurs pas de grandes lumières sur la perception physique du phénomène.

La grande question est de comprendre la différence qu'il y a entre le gyroscope à l'état de repos (nous dirons inerte) et le gyroscope en rotation. Essayons d'y voir un peu clair, sans prétendre à une explication rationnelle.

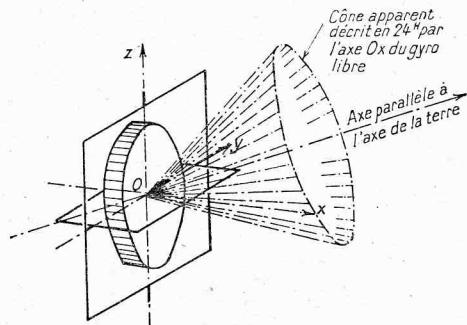


FIG. 24.

Supposons qu'un observateur placé sur une étoile, donc dans l'espace absolu, et regardant tourner la terre, ait le bras assez long pour saisir l'extrémité de l'axe du gyroscope inerte et l'orienter suivant une direction fixe dans l'espace absolu. Supposons aussi que le gyroscope soit suspendu exactement par son c. d. g. et que les axes de la cardan ne présentent rigoureusement aucun frottement.

La seule force extérieure agissant sur le gyroscope est son poids qui, appliqué au c. d. g. et équilibré par la réaction du support, est sans effet. Il n'y a donc aucune raison, *théoriquement*, pour que, dans ces conditions, l'axe du gyroscope *inerte* ne reste pas fixe dans l'espace absolu.

L'expérience n'est d'ailleurs pas inconcevable pour un opérateur terrestre, puisqu'il suffirait de donner à l'axe du gyroscope une vitesse de rotation égale et opposée à celle de la terre pour qu'il se trouve fixe dans l'espace absolu. Mais cette rotation très lente se trouverait pratiquement immédiatement arrêtée par les frottements inévitables qui subsistent dans les axes de la cardan, quel que soit le soin apporté à leur réalisation. Autrement dit le gyroscope inerte est entraîné dans la rotation de la terre par le frottement dans les axes de la cardan.

Qu'y a-t-il de changé lorsque le gyroscope tourne ?

Il y a que la grande vitesse de rotation propre du gyros-

cope confère à la trajectoire de ses divers éléments matériels une sorte de rigidité dynamique qui rend de plus en plus négligeable, au fur et à mesure que la vitesse augmente, l'action des petits couples de frottement des axes de la cardan qui, nous le savons, est, dans ce cas, une précession

$$\omega = \frac{C}{I \Omega}$$

Cette précession extrêmement lente tend à amener au parallélisme l'axe du gyroscope et l'axe de la terre. La fixité rigoureuse de l'axe du gyroscope dans l'espace absolu exigeait un équilibrage parfait et des axes de cardan à frottement nul, ce qui constitue un idéal jamais atteint pratiquement.

**

Ce qui précède permet de préciser, dans la définition du gyroscope que nous avons donnée au début, ce qu'il faut entendre par « grande vitesse de rotation ». Il s'agit d'une vitesse suffisante pour permettre d'observer les phénomènes gyroscopiques décrits : précession sans nutation perceptible et fixité de l'axe troublée seulement par une précession très lente.

APPLICATION AU PILOTAGE DES AVIONS

La propriété fondamentale du gyroscope libre de garder une orientation fixe dans l'espace absolu est utilisée dans les instruments gyroscopiques de pilotage de diverses manières.

Un gyroscope libre à axe vertical donne une référence de verticale, permettant de maintenir l'assiette de l'avion. Un tel gyroscope est utilisé dans les *horizons gyroscopiques* (ou contrôleurs E G).

Un gyroscope libre à axe horizontal donne une référence de direction permettant de maintenir le cap de l'avion. Un tel gyroscope est utilisé dans les *directionnels*.

Ces deux instruments permettent un pilotage qui correspond en quelque sorte à celui que pratique le pilote lorsqu'il utilise les repères terrestres. Leur emploi dans le P. S. V., qu'ils facilitent grandement, ne saurait pourtant dispenser de celui des autres instruments de pilotage, particulièrement de l'anémomètre. En effet, les instruments

gyroscopiques sont sujets à des précessions indésirables et leur complexité relative les expose à des anomalies de fonctionnement ou à des pannes.

Une 3^e catégorie d'instruments gyroscopiques, les *indicateurs de virages*, est basée sur l'utilisation d'un gyroscope à 2 degrés de liberté, disposé de manière à détecter les vitesses angulaires de virage de l'avion.

**

Les gyroscopes utilisés en aviation sont des appareils d'une technique très poussée. Ils utilisent des roulements à billes de haute précision destinés à réduire au minimum les couples de frottement dans les axes de la cardan et le couple résistant du rotor.

Les équilibrages statique et dynamique requièrent les plus grands soins. Un déséquilibre statique est cause de précession. Un mauvais équilibrage dynamique provoque des vibrations. Il y a intérêt à donner au rotor le plus grand moment d'inertie possible, en rejetant au maximum la matière vers la périphérie.

La rotation du gyroscope est entretenue pneumatiquement ou électriquement.

La solution pneumatique est la plus simple. Le carter de l'instrument est maintenu en dépression par rapport à l'air ambiant qui y pénètre par un orifice approprié. Le jet d'air ainsi obtenu débouche par une ou plusieurs buses sur des aubes taillées dans le pourtour du gyroscope qui constitue une véritable turbine à air.

La dépression utilisée est de l'ordre de 10 à 12 pièces (100 à 130 g/cm², environ). Elle est obtenue en général par une pompe à vide entraînée par le moteur de l'avion. Les trompes de venturi utilisées autrefois à cette fin sont encore parfois employées pour alimenter les indicateurs de virage.

Il est nécessaire d'introduire entre la source de dépression et les instruments gyroscopiques une soupape réglant automatiquement la dépression à la valeur voulue.

L'alimentation en air déprimé présente des inconvénients dans le vol en atmosphère humide. Il circule en effet dans les instruments un volume d'air assez important (60 l/mn environ pour un horizon gyroscopique Sperry) qui, lorsqu'il

est chargé d'humidité, provoque des condensations à l'intérieur des instruments et dans les tuyauteries. Cette condensation est favorisée par le refroidissement consécutif à la détente de l'air sur les aubes du gyroscope. Il peut même se produire des congélations si l'instrument est très froid, par exemple, dans une descente après un vol à haute altitude. Il est inutile de s'étendre sur les perturbations provoquées dans le fonctionnement des instruments par ces phénomènes.

L'air qui traverse les instruments peut être, surtout au voisinage du sol, chargé de poussières. Pour éviter que ces poussières aillent encrasser malencontreusement les roulements, on place, sur l'entrée d'air des instruments, un filtre fin en toile ou même en papier buvard.

Notons que l'indicateur de virage, de par son principe, est beaucoup moins affecté par ces inconvénients que les instruments comportant un gyroscope à 3 degrés de liberté (horizon gyroscopique et directionnel) ; à moins du cas extrême d'arrêt complet, ils n'ont pour effet que de diminuer la sensibilité de l'indicateur de virage, alors que les indications de position données par les 2 autres instruments deviennent erronées.

Les gyroscopes électriques sont de véritables moteurs électriques dans lesquels l'induit porte une espèce de volant épanoui extérieurement pour avoir un grand moment d'inertie.

Ils fonctionnent sur le courant continu 24 volts du bord ou même, sur les planeurs, sur piles sèches. Leur construction est assez délicate. Le courant alternatif fournit une solution heureuse par l'emploi de moteurs asynchrones à cage d'écureuil, alimentés par courant d'assez haute fréquence (400 à 500 périodes/seconde). L'absence de bobinage dans l'induit facilite la construction et l'équilibrage. Il est nécessaire de disposer à bord d'un petit groupe convertisseur fournissant le courant alternatif.

Les gyroscopes actuellement employés en aviation ont des vitesses de rotation variant, selon les appareils, entre 3.000 et 30.000 t/mn environ.

**

Les instruments gyroscopiques de pilotage sont fixés sur la planche de bord par l'intermédiaire d'une suspension

élastique destinée à les soustraire aux vibrations et à amortir les accélérations brutales, les unes et les autres ayant sur les roulements à billes de haute précision dont dépend la qualité des gyroscopes, une influence pernicieuse.

Au cours du roulement au sol, pendant le décollage et l'atterrissement où les accélérations sont particulièrement fortes et répétées, il est préférable de laisser tourner les gyroscopes, l'expérience ayant montré que, dans ces conditions, les roulements se comportaient mieux.

L'influence de l'altitude se manifeste sur la vitesse de rotation des gyroscopes par deux effets contraires: diminution du couple dû à la résistance de l'air, par diminution de la densité et de la viscosité ; augmentation du couple résistant des roulements par augmentation de la viscosité de l'huile de graissage et parfois par les effets de la contraction due au froid. Le premier effet est habituellement prépondérant et la vitesse des gyroscopes, pour le même couple moteur, croît avec l'altitude.

HORIZON GYROSCOPIQUE

GENERALITES. — BUT ET UTILISATION. — Dans le pilotage avec visibilité extérieure, le pilote se réfère, plus ou moins consciemment, à l'horizon réel, pour maintenir l'assiette de son avion et contrôler ses évolutions.

L'horizon gyroscopique (ou contrôleur E G) a pour but, comme son nom l'indique, de fournir au pilote une référence qui se substitue, dans le P. S. V., à l'horizon réel.

Le gyroscope libre, par la fixité de son axe, donne une référence stable, au contraire des pendules et niveaux qui, sensibles à la pesanteur et aux accélérations diverses subies par l'avion en vol, suivent tous les déplacements que ces dernières imposent à la verticale apparente. Mais, pour être exploitable, cette référence doit être fixe par rapport à la terre et non par rapport à l'espace absolu. On obtient ce résultat grâce à des systèmes sensibles à la verticale apparente, c'est-à-dire, comportant des pendules ou des niveaux, qui provoquent des précessions lentes tendant constamment à amener l'axe du gyroscope suivant cette direction. Comme, dans le vol habituel, la verticale apparente oscille en quelque sorte autour de la verticale vraie et que la vitesse de

rappel de l'axe du gyroscope est très faible, celui-ci reste pratiquement orienté suivant la verticale vraie. On peut dire que le gyroscope ainsi utilisé « moyenne » les indications du pendule ou du niveau.

Il arrive parfois que les accélérations autres que la pesanteur n'ont pas ce caractère fugitif et symétrique qui est à la base de l'approximation précédente. C'est le cas notamment dans les virages prolongés où l'accélération centrifuge dévie la verticale apparente pendant un temps suffisant pour que le système pendulaire de rappel, appelé aussi *érecteur*, entraîne une déviation sensible de l'axe du gyroscope de la verticale vraie.

Une erreur très répandue consiste à croire que, dans un virage prolongé régulier, l'axe du gyroscope finit par venir se confondre avec la verticale apparente. Il n'en est rien, car, sous l'effet de l'érecteur, l'axe du gyroscope court lentement après la verticale apparente qui tourne avec la vitesse angulaire de l'avion, sans jamais l'atteindre tant que dure le virage. Dans cette poursuite, le mouvement de l'axe du gyroscope est complexe ; il est fonction des caractéristiques de l'érecteur et du virage.

Pratiquement, l'erreur maximum est une erreur en piqué qui apparaît au bout d'un demi-tour. En arrêtant le virage à ce moment, le pilote suivant les indications de son horizon s'engage en piqué avec une légère inclinaison à droite ou à gauche, selon que le virage a été effectué à droite ou à gauche. Au bout d'un tour, les déviations sont presque nulles. En continuant de virer, leur valeur croît à nouveau et finit par se stabiliser, c'est-à-dire qu'on obtient une erreur constante en tangage et en roulis.

On retiendra donc que l'horizon gyroscopique donne dans le vol en ligne droite une référence stable et juste, mais que, à la suite d'évolutions, et particulièrement de virages prolongés, ses indications se trouvent faussées. Il convient, dans ce dernier cas, en attendant que l'erreur de l'horizon gyroscopique se résorbe pendant le vol en ligne droite, de se référer quelques instants aux autres instruments (anémomètre, variomètre, niveaux...) qu'il est d'ailleurs bon de consulter également, de temps en temps, au cours d'un vol normal.

La référence de verticale fournie par le gyroscope est exploitée par la commande des mouvements relatifs d'une ligne d'horizon et d'une figurine ou maquette rappelant grossièrement la silhouette d'un avion vu de l'arrière.

Les changements d'assiette de l'avion provoquent corrélativement des mouvements relatifs de la maquette et de la ligne d'horizon. La maquette passe au-dessus de la barre

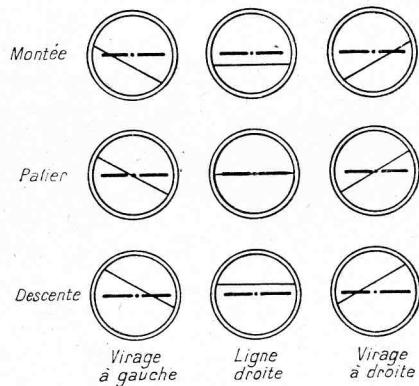


FIG. 25.

dans le cabré et au-dessous dans le piqué; elle s'incline à droite par rapport à la barre si l'avion penche à droite et à gauche si l'avion penche à gauche (v. fig. 25).

DIFFERENTS TYPES. — Les artifices utilisés pour asservir à la verticale le gyroscope des horizons gyroscopiques sont très variables. Les couples érecteurs peuvent être d'origine aérodynamique, mécanique (frottement, balourd), magnétique ou électro-magnétique.

Nous allons décrire deux types d'instruments de fonctionnement éprouvé et de conceptions dissemblables : l'horizon Sperry et l'horizon Alkan.

**

L'horizon gyroscopique pneumatique Sperry, d'origine américaine, qui fut le premier à fonctionner d'une manière satisfaisante, s'est répandu dans le monde entier et jouit encore d'une faveur méritée (v. fig. 26).

Le gyroscope d'axe vertical est logé dans un carter suspendu dans un anneau de cardan dont l'axe intérieur est parallèle à l'axe de tangage et l'autre à l'axe de roulis. Le carter du gyroscope joue donc le rôle d'anneau intérieur de la cardan (v. fig. 27).

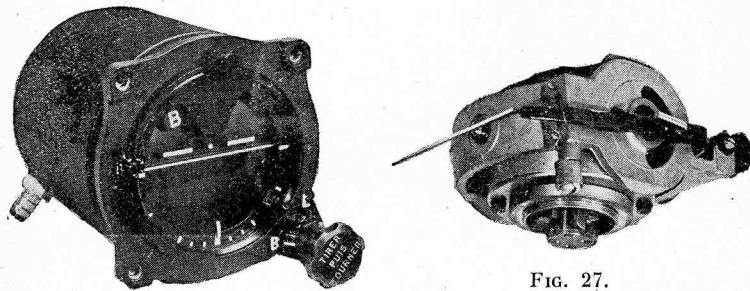


FIG. 26.

Horizon gyroscopique Sperry-Bronzavia avec bouton de blocage du gyroscope et réglage de position de la maquette.

Horizon gyroscopique Sperry-Bronzavia. Equipage intérieur : anneau de cardan, carter du gyroscope avec pendules érecteurs, barre d'horizon avec sa commande.

Il est entraîné à une vitesse comprise entre 10.000 et 14.000 t/mn, par deux jets d'air dirigés par des tuyères sur des aubes taillées à sa périphérie.

Le boîtier de l'instrument étant maintenu à une dépression de l'ordre de 12 pièces par une pompe à vide, l'air ambiant y pénètre par un orifice, muni d'un filtre, dans l'axe du roulement arrière de la suspension, circule dans le cadre de la cardan, arrive au carter du gyroscope par un de ses axes et s'échappe par les 2 tuyères motrices. Après action sur les aubes du gyroscope, l'air passe dans une cavité inférieure du carter et s'échappe à l'intérieur du boîtier de l'instrument à travers 4 orifices ; de là il s'engage dans le tuyau d'aspiration de la pompe à vide.

Les 4 orifices placés à la partie inférieure du carter sont percés dans des parois verticales disposées suivant les faces d'un prisme à base carrée ; ils sont partiellement obturés par deux couples de petits volets pendulaires opposés dont les axes de suspension sont respectivement parallèles aux axes de la cardan (v. fig. 28).

L'ensemble formé par le gyroscope, son carter et les 4

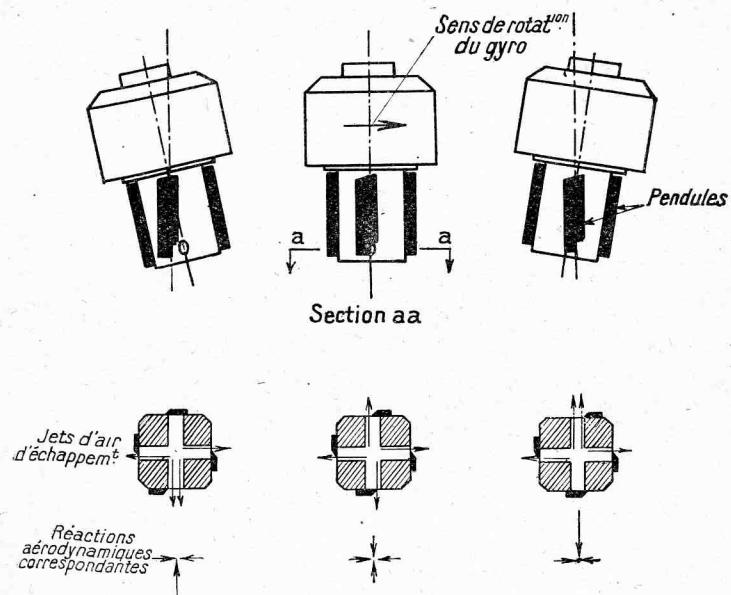


FIG. 28.
Principe de l'érection des horizons Sperry.

petits volets est en équilibre indifférent autour du centre de rotation de la cardan.

Les volets sont montés de telle sorte que lorsque l'axe de rotation du gyroscope est vertical, chacun recouvre la moitié de l'orifice correspondant ; les réactions aérodynamiques sur le carter, dues à l'échappement de l'air par les orifices, sont alors égales et opposées 2 à 2.

Si le gyroscope s'écarte de la verticale dans un plan perpendiculaire à l'axe de l'un des couples de volets, ces deux volets restent verticaux sous l'action de la pesanteur et l'un d'eux découvre davantage son orifice pendant que l'autre obture davantage le sien. La réaction aérodynamique du jet d'air à travers l'orifice qui s'agrandit devient prépondérante et crée un couple d'axe perpendiculaire à la déviation. Ce couple produit une précession qui ramène le gyroscope à la verticale.

Si le gyroscope s'écarte de la verticale d'une manière quelconque, les deux couples de volets s'orientent chacun suivant la projection de la verticale dans son plan d'oscilla-

tion et provoquent deux petits couples redresseurs qui se composent pour ramener le gyroscope à la verticale.

Les phénomènes sont évidemment identiques si des accélérations parasites interviennent, à cette nuance près que ce sont alors les volets qui se déplacent pour suivre la verticale apparente.

La vitesse de précession dépend du couple redresseur. Pour des déviations très faibles, ce couple est fonction de la déviation par suite de l'ouverture ou de la fermeture progressive des orifices. Le couple atteint son maximum lorsque l'un des orifices est complètement fermé et l'autre grand ouvert. Des butées limitent alors la rotation des volets pour éviter que l'orifice fermé ne se découvre à nouveau lorsque la déviation devient plus importante.

Dans les conditions normales, la vitesse maximum de précession du gyroscope est comprise entre 5 et 10 degrés par minute.

Les mouvements du boîtier par rapport au gyroscope sont ceux de l'avion par rapport à l'horizon réel. Ils sont matérialisés sur le cadran de l'instrument par une barre figurant l'horizon, qui se déplace derrière une figurine fixée au milieu du cadran et schématisant une maquette d'avion. La barre d'horizon est fixée à l'extrémité d'un levier articulé à l'arrière de l'anneau de cardan. Ce levier est attaqué par un doigt fixé sur le carter du gyroscope ; ce doigt traverse l'anneau de cardan dans un évidement qui permet les débats en tangage. Dans ces conditions, la barre d'horizon reste horizontale et se déplace verticalement dans les mouvements de tangage. On constate que les mouvements relatifs de la figurine et de la barre d'horizon correspondent aux mouvements relatifs de l'avion et de l'horizon réel.

Un fond fixé derrière la barre d'horizon sur l'anneau de cardan masque les mécanismes intérieurs.

Les inclinaisons maxima permises par les butées du gyroscope sont de l'ordre de $\pm 60^\circ$ en tangage et $\pm 90^\circ$ en roulis.

Pour éviter les précessions violentes provoquées par la rencontre de ces butées dans les évolutions très amples, les instruments modernes possèdent un système de blocage qui permet de centrer et d'immobiliser le carter du gyroscope.

Un réglage en hauteur de la figurine par un bouton per-

met, pour la facilité du pilotage, de la faire coïncider avec la barre d'horizon, quelle que soit l'inclinaison longitudinale de l'avion.

**

L'horizon gyroscopique Alkan est une réalisation française. Il utilise un gyroscope électrique (v. fig. 29), fonctionnant sur le courant continu à 24 volts du bord, constitué par un petit moteur série dont l'induit (1) porte une masse (2) qui s'épanouit autour de l'inducteur à 2 pôles (3). La vitesse de régime est de 10.000 à 12.000 tours-minute environ.

Le carter du gyroscope (4) est articulé dans un anneau de cardan horizontal (5) lui-même axé dans le boîtier de l'instrument parallèlement à l'axe de tangage. La disposition des axes est donc l'inverse de celle du Sperry. Les 2 arrivées de courant au gyroscope se font par de petites aiguilles de tungstène (6) placées suivant les axes des roulements des articulations de la cardan. Cette disposition permet au gyroscope d'évoluer sans limitation dans tous les sens.

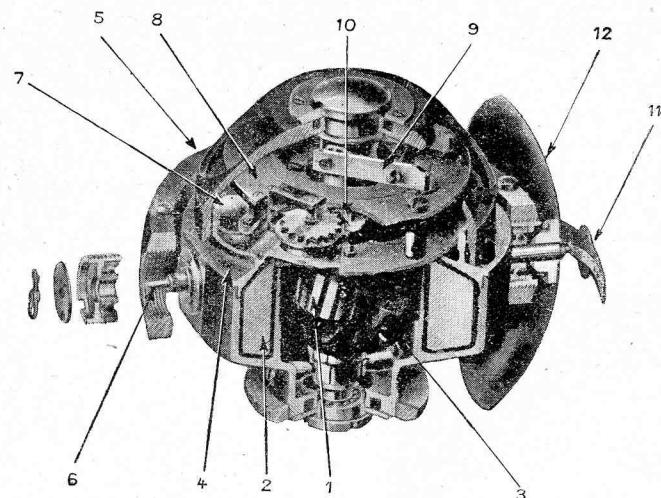


FIG. 29.
Equipage gyroscopique de l'horizon Alkan.

Le système érecteur placé à la partie supérieure du carter du gyroscope est constitué par une bille d'acier (7) qui

roule sur un chemin circulaire dans un plan perpendiculaire à l'axe du gyroscope. Ce mouvement est provoqué par un entraîneur (8) qui emprunte de l'énergie à l'axe du gyroscope par 2 frotteurs (9). Pour éviter que la vitesse de la bille n'atteigne progressivement une valeur voisine de celle du gyroscope, l'entraîneur est freiné par une petite ancre battante (10) qui oppose un couple croissant avec la vitesse et qui stabilise celle-ci à 25 tours-minute environ.

Le gyroscope étant en équilibre indifférent, le balourd créé par la bille d'acier donne un petit couple et par conséquent une précession dirigée perpendiculairement à l'orientation de la bille. Lorsque la bille tourne d'un mouvement uniforme, c'est-à-dire lorsque l'axe du gyroscope est parallèle à la direction de la pesanteur, ses actions dans les positions diamétralement opposées sont égales et de sens contraires. Pendant un tour, la moyenne de ces actions est donc nulle. En fait, l'axe du gyroscope décrit, avec la vitesse de la bille, un petit cône, dont l'amplitude est d'environ 10 minutes d'arc, et qui n'est pratiquement pas visible.

Mais si l'axe du gyroscope est dévié par rapport à la verticale, c'est-à-dire si le plan dans lequel se meut la bille n'est plus horizontal, celle-ci a, dans son tour, à gravir en quelque sorte une montée où elle est retardée, puis à descendre une pente où son mouvement est plus rapide. La bille est donc plus longtemps du côté de la montée que du côté de la descente et la moyenne de ses actions sur un tour correspond à un balourd du côté de la montée, c'est-à-dire à 90° de la déviation. La précession qui en résulte tend à résorber l'écart entre l'axe du gyroscope et la verticale.

L'index (11) figurant la maquette d'avion est solidaire de l'anneau de cardan et lui est parallèle. Ses déplacements en hauteur provoqués par les mouvements de tangage sont observés par rapport à 2 repères latéraux solidaires du boîtier.

L'indication d'inclinaison transversale est donnée par un ensemble de traits parallèles tracés sur une calotte sphérique noire fixée derrière la maquette, au bout de l'axe d'articulation du carter du gyroscope dans l'anneau de cardan.

Dans un nouveau modèle, la maquette ne reste pas parallèle à l'anneau de cardan. Axée sur lui dans le prolongement de l'axe du carter du gyroscope, elle est entraînée en

rotation dans les mouvements de roulis en sens inverse des mouvements relatifs du gyroscope par rapport à l'anneau de cardan, grâce à un engrenage de renvoi. De sorte que le pilote voit la maquette d'avion effectuer, par rapport à la barre d'horizon fixe dans le cadran, tous les mouvements de l'avion en tangage et en roulis. C'est en somme l'inverse de la figuration Sperry où ce sont les mouvements de la barre d'horizon qui matérialisent ceux de l'avion.

L'ensemble de l'instrument est inclinable longitudinalement par rapport à sa plaque support, de manière à permettre d'assurer la coïncidence de la maquette avec ses repères, quel que soit le régime de vol.

L'appareil est complété par un interrupteur électrique pour la mise en marche et l'arrêt, et un filtre antiparasite transformé de condensateurs et de selfs, destiné à éviter la transmission au réseau électrique des parasites provoqués par la marche du moteur et susceptibles de troubler le fonctionnement de la radio du bord.

**

DIRECTIONNEL

GENERALITES. — BUT ET UTILISATION. — Cet instrument donne une référence de direction stable permettant de tenir facilement un cap déterminé.

La lecture des caps s'effectue sur un compas magnétique. Mais la rose de cet instrument, constamment perturbée par les mouvements de l'avion, rend cette lecture malaisée. Il s'ensuit qu'il est très difficile, en dehors du temps calme, de l'utiliser pour tenir un cap déterminé et qu'un virage quantitatif ne peut s'effectuer que par approximations successives.

Le directionnel possède la stabilité qui manque au compas magnétique et lui est un complément précieux pour le pilotage.

L'élément fondamental du directionnel est un gyroscope libre à axe horizontal. L'anneau extérieur vertical supporte une rose graduée comme celle du compas. Cette rose se trouve donc stabilisée en azimut. Il suffit, pour faire des lectures correctes, d'amener cette rose en concordance avec

celle du compas. Pour cela, le pilote s'attache pendant quelques instants à éviter les mouvements qui perturbent la rose du compas pour pouvoir faire une lecture précise ; en même temps il recalcule la rose du directionnel avec un bouton *ad hoc*. Ce recalage doit être effectué de temps en temps pour corriger les précessions dues aux imperfections inévitables de l'équilibrage et aux frottements dans les axes de la cardan et la précession apparente due à la rotation de la terre. Cette dernière peut cependant être compensée, pour une latitude déterminée, comme nous allons le montrer.

On sait qu'un observateur terrestre voit l'axe d'un gyroscope libre effectuer une rotation très lente d'un tour en 24 heures, autour d'un axe passant par le c. d. g. du gyroscope et parallèle à la ligne des pôles, balayant ainsi la surface d'un cône (v. fig. 23 et 24).

Cette rotation met en mouvement les axes Oy et Oz de la cardan. On cherche à l'annuler en empêchant séparément les rotations autour de ces axes.

Pour empêcher la rotation autour de Oy, on utilise un artifice qui, lorsque les 2 anneaux de cardan cessent d'être perpendiculaires l'un à l'autre, provoque un petit couple d'axe Oz tendant à les ramener lentement à cette position relative. L'axe Oz étant toujours grossièrement voisin de la verticale, on peut dire que l'axe du gyroscope est ainsi astreint à rester sensiblement horizontal.

Il reste la rotation azimutale d'axe Oz, qui entraîne l'anneau vertical portant la rose de lecture des caps.

Il est possible d'annuler cette précession apparente par un balourd placé à l'extrémité convenable de l'anneau horizontal et qui tend à provoquer une précession égale et opposée. La valeur correcte de ce balourd est fonction de la latitude.

Faisons remarquer, avant de clore ces généralités, combien l'accouplement d'un compas magnétique et d'un directionnel, réalisé dans les compas gyromagnétiques (cf. p. 146), présente une analogie marquée avec celui du pendule et du gyroscope vertical dans les horizons gyroscopiques.

REALISATION. — Nous ne décrirons que le directionnel Sperry qui, comme l'horizon gyroscopique Sperry, est utilisé dans le monde entier (v. fig. 30 et 31).

Le gyroscope à aubes (1) est entraîné à 12.000 tours-minute environ par l'action des jets d'air émis par 2 tuyères parallèles portées par l'anneau vertical (3) de la suspension.

L'air entre à travers un filtre par l'axe inférieur de l'anneau vertical et circule dans cet anneau pour arriver aux tuyères. Après action sur les aubes il est aspiré par le tuyau connecté à la pompe à vide.

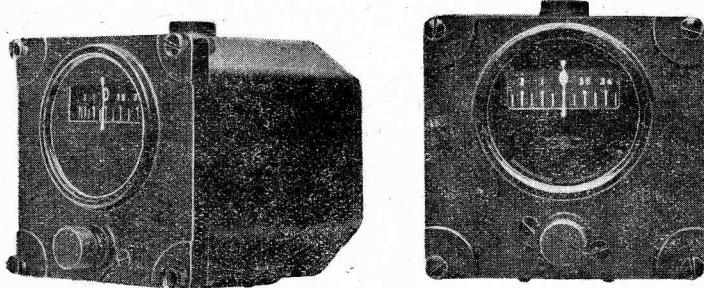


FIG. 30.
Directionnel Sperry-Badin.

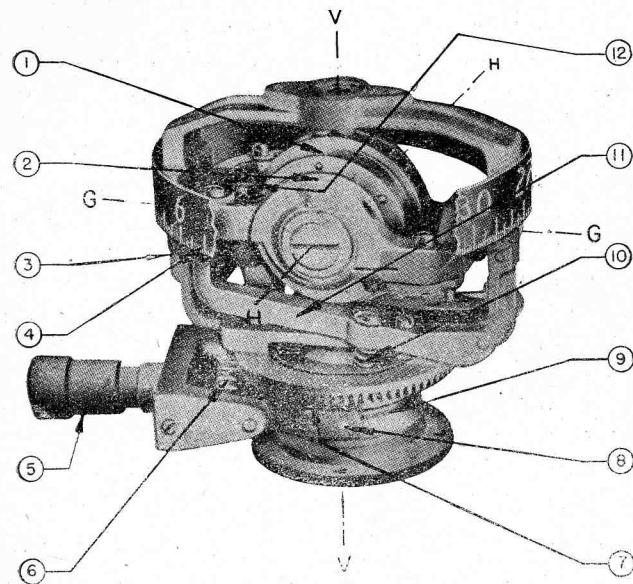


FIG. 31.
Equipage gyroscopique du directionnel Sperry-Badin.

L'anneau vertical porte une rose cylindrique (4), graduée de 0 à 360°, et visible à travers la glace de l'instrument. Lorsque l'axe du gyroscope est perpendiculaire à l'anneau vertical, les jets d'air sont dirigés parallèlement aux joues qui limitent les aubes et leur rôle se limite à l'entretien de la rotation du gyroscope. Mais, si l'axe du gyroscope s'incline, l'un des jets vient frapper latéralement la joue correspondante. La petite composante horizontale de cette action donne un couple d'axe vertical qui provoque une précession ramenant l'axe du gyroscope à sa position perpendiculaire aux jets, donc à l'anneau vertical.

Dans l'équilibrage statique autour de l'axe horizontal, on laisse subsister un petit balourd qu'on règle pour annuler, comme on l'a indiqué, la précession azimutale due à la rotation de la terre.

Pour recaler la rose du directionnel sur celle d'un compas on dispose d'un bouton (5) placé sur la face avant de l'instrument. En poussant ce bouton on engrène un pignon (6) avec une couronne dentée (7) solidaire de l'anneau vertical et l'on peut alors, par la rotation du bouton, faire tourner la rose. Par cette opération, on provoquerait un basculement violent de l'axe du gyroscope (expérience de la roue de bicyclette). Pour l'éviter, lorsqu'on enfonce le bouton, on provoque simultanément à l'engrènement, le soulèvement d'un levier (11) articulé sur l'anneau vertical, qui vient appuyer sous l'anneau horizontal (2). En tirant le bouton, on redonne simultanément leur liberté aux 2 anneaux.

La liberté d'inclinaison permise par les butées de l'anneau horizontal est de $\pm 55^\circ$.

INDICATEUR DE VIRAGE

GENERALITES. — BUT ET UTILISATION. — Cet instrument est utilisé pour mesurer la vitesse angulaire de virage de l'avion qu'on appelle souvent la « cadence » de virage. Il est basé sur l'emploi d'un gyroscope à deux degrés de liberté dont l'anneau est horizontal (v. fig. 32). Lorsqu'un tel gyroscope est entraîné dans une rotation autour d'un axe vertical, nous avons vu qu'il est soumis à un couple de basculement proportionnel à la vitesse angu-

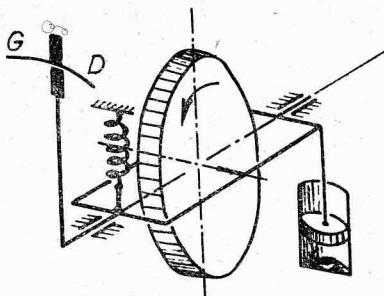


FIG. 32.

Schéma de principe d'un indicateur de virage.

laire de la rotation d'entraînement (v. p. 76 $C = 1 \Omega \omega$). Si l'anneau est accroché à un ressort de rappel, il basculera d'un angle proportionnel à la vitesse angulaire de virage de l'avion. Pour éviter les oscillations on adjoint un amortisseur constitué souvent par un dash-pot à air. Une aiguille liée à l'anneau et visible sur un cadran indique donc à la fois la vitesse des virages et leur sens, la disposition étant choisie pour que l'aiguille se déplace du côté où s'effectue le virage.

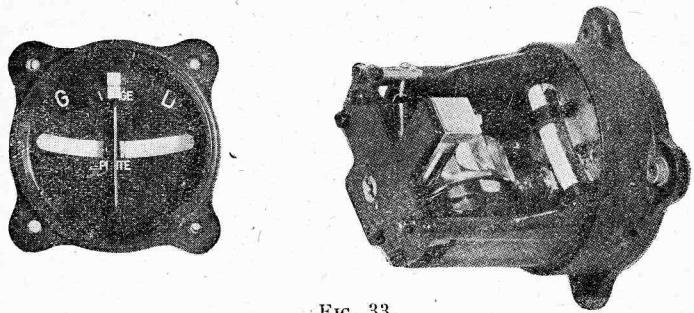


FIG. 33.

Contrôleur CF de la Société LMT.
Cadran et vue intérieure.

L'indicateur de virage est un instrument très sensible qui détecte la moindre tendance de l'avion à virer ; sa sensibilité peut être réglée en modifiant la vitesse de rotation du gyroscope à laquelle le couple de basculement est directement proportionnel ou la caractéristique du ressort de rappel. Dans le vol en ligne droite, il facilite la tenue de cap

instantanée en fournissant des indications qui sont en avance sur les écarts de cap, c'est-à-dire que le déplacement de l'aiguille apparaît avant que le cap ait varié de façon appréciable. Mais son utilisation laisse subsister sur le cap une erreur résiduelle croissante qui nécessite, pour sa correction, l'utilisation conjointe du directionnel ou du compas.

Le grand intérêt de l'indicateur de virage est de permettre, dans le P. S. V., de contrôler la vitesse des virages.

Cet instrument est très robuste et d'un fonctionnement sûr. Il reste un instrument fondamental du pilotage sans visibilité. Il est presque toujours associé à un niveau transversal (contrôleur CF) (v. fig. 33). Nous verrons plus loin l'intérêt de cette combinaison (cf. p. 99).

Niveaux

Les niveaux sont des instruments de pilotage qui définissent la position de l'avion par rapport à la verticale apparente. Au cours d'un vol rectiligne à vitesse uniforme, cette verticale apparente est confondue avec la verticale vraie et les niveaux permettent de contrôler l'assiette de l'avion. Ces instruments d'une technique très simple et d'une grande robustesse sont utilisés depuis fort longtemps. Malheureusement ils sont sensibles à toutes les accélérations que subit l'avion en vol et leurs indications sont instables et demandent à être interprétées, ce qui n'est pas toujours facile.

L'apparition des horizons gyroscopiques donnant une référence stable de verticale vraie a marqué un gros progrès. Néanmoins les niveaux, étant donné leur simplicité, leur robustesse, leur faible encombrement et leur prix modique, ont conservé leur place sur les tableaux de bord où ils peuvent servir d'instruments de secours en cas de panne de l'horizon gyroscopique, instrument plus complexe et davantage sujet aux défaillances. Nous verrons en plus l'intérêt considérable que présente le niveau transversal pour l'exécution de virages correctement inclinés et qui en fait, en définitive, un instrument de pilotage fondamental.

NIVEAU TRANSVERSAL

Cet instrument mesure l'angle d'inclinaison transversale de l'avion sur le plan horizontal apparent ; cet angle doit

être nul pour que l'équilibre latéral des forces agissant sur l'avion soit réalisé sans dérapage.

La première idée a été d'utiliser à cette fin des niveaux à bulle d'air analogues au niveau des maçons. Mais on s'est aperçu qu'ils présentaient d'assez graves inconvénients, en particulier difficulté de lecture et modification du volume de la bulle avec la température.

On a utilisé aussi un petit pendule ordinaire convenablement amorti, avec un dash-pot à air, par exemple. L'indication est donnée par une aiguille qui se meut avec le pendule. De tels niveaux sont très employés en Angleterre.

Mais les niveaux transversaux les plus couramment utilisés sont formés d'un tube de verre cintré dont la convexité est tournée vers le bas (élément de tore) dans lequel se meut une bille (v. fig. 34). Le tube est rempli d'un liquide à bas

point de congélation, destiné à amortir les mouvements de la bille. En contre-partie cet amortissement donne à l'instrument une certaine paresse. A une extrémité (ou aux deux) le tube comporte une petite cloche verticale dans laquelle on laisse subsister une bulle destinée à absorber les variations de volume apparent du liquide dues aux changements de température. Ce niveau est en somme l'équivalent d'un pendule dont la masse pesante serait la bille et l'axe d'oscillation, le centre du tore.

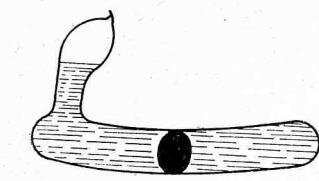


FIG. 34.

Schéma d'un niveau transversal

me apparent du liquide dues aux changements de température. Ce niveau est en somme l'équivalent d'un pendule dont la masse pesante serait la bille et l'axe d'oscillation, le centre du tore.

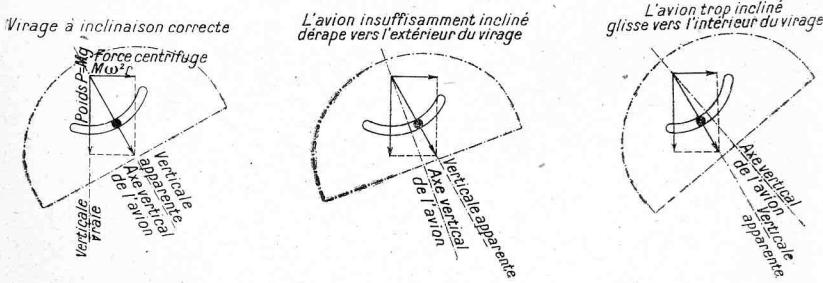


FIG. 35.

Schémas montrant le fonctionnement en virage du niveau transversal.

Dans le vol en ligne droite, le niveau transversal indique les inclinaisons latérales. Dans un virage correctement incliné l'axe vertical de l'avion doit rester parallèle à la verticale apparente, sinon l'avion glisse vers l'intérieur ou vers l'extérieur du virage (v. fig. 35). La bille du niveau transversal doit donc rester au zéro. On voit l'intérêt de l'utilisation conjointe de l'indicateur de virage et du niveau transversal et la raison de leur association en contrôleur C F (v. fig. 36).

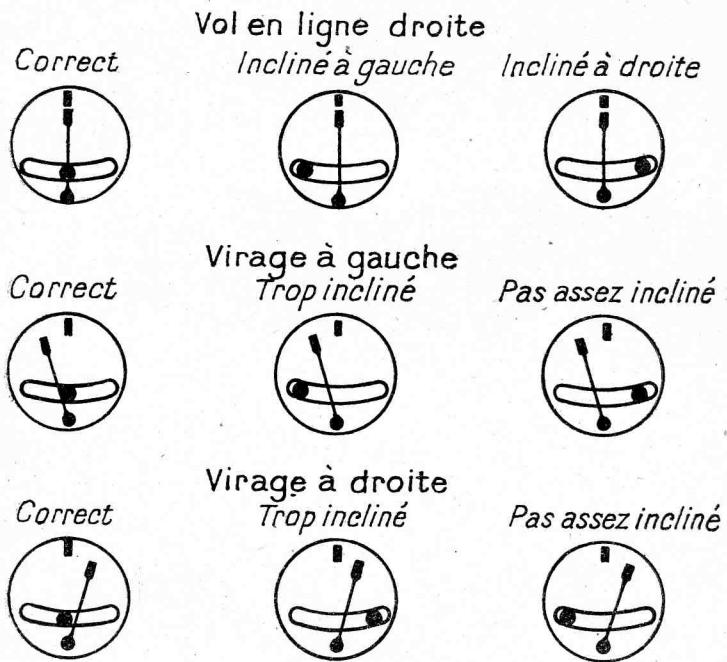


FIG. 36.

Schémas montrant l'utilisation du contrôleur CF.

NIVEAU LONGITUDINAL

Cet instrument mesure l'angle d'inclinaison longitudinale de l'avion sur le plan horizontal apparent.

Il est utilisé pour suppléer à l'absence ou à une panne de l'horizon gyroscopique, l'anémomètre et le variomètre devant d'ailleurs aussi être consultés.

Les indications de l'instrument sont affectées par les accélérations longitudinales et par les accélérations centrifuges

qui naissent dans les trajectoires courbes qui amorcent un cabré ou un piqué. Elles ne sont correctes qu'en mouvement rectiligne uniforme. Le pilote doit tenir compte de ce fait pour interpréter les indications de son instrument.

Comme le niveau transversal, le niveau longitudinal peut être constitué par un pendule ordinaire, convenablement amorti, muni d'une aiguille indicatrice.

Mais, le plus souvent, il est formé d'un tube de verre, ayant la forme d'un triangle à peu près isocèle, à demi rempli d'un liquide coloré incongelable (v. fig. 37). Le plan du

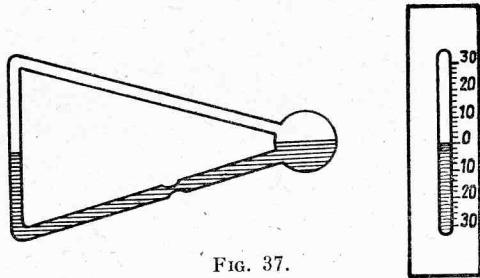


FIG. 37.

Schéma d'un niveau longitudinal.

tube est disposé parallèlement au plan vertical de symétrie de l'avion. La lecture se fait dans la branche verticale constituant la base du triangle, le long de laquelle est disposée une graduation en degrés. Au sommet opposé est un réservoir dont la capacité est grande vis-à-vis de celle du tube. Un étranglement du tube amortit les oscillations du liquide.

Pour gagner de la place sur les planches de bord, on intègre parfois le niveau longitudinal dans le variomètre (contrôleur D K) (v. fig. 15). Cette disposition a en outre l'avantage de permettre une interprétation plus complète des indications du variomètre. Nous avons vu en effet qu'une vitesse ascensionnelle peut résulter soit d'un mouvement en tangage de l'avion, soit d'un mouvement ascensionnel de la masse d'air où il évolue (ascendance).

Le niveau permet de voir à quel phénomène on a affaire, puisque dans le premier cas il indique une variation d'inclinaison alors qu'il reste immobile dans le second cas.

Le niveau longitudinal présente beaucoup moins d'intérêt que le niveau transversal. La plupart des avions n'en sont pas munis.

MISE EN ŒUVRE DES INSTRUMENTS DE PILOTAGE

Les perfectionnements incessants apportés à l'avion et à sa conduite ont amené une augmentation corrélatrice du nombre des organes de commande, des instruments de contrôle divers et des instruments de pilotage.

On s'efforce à concevoir les différents instruments ou organes et à les grouper de manière à faciliter leur utilisation.

Nous nous proposons, dans ce chapitre, d'étudier rapidement la présentation, la coordination (combinaisons et groupements) et l'installation des instruments de pilotage, en vue de leur meilleure utilisation par le pilote. Certains instruments de navigation : compas, altimètre, montre, placés généralement à côté des instruments de pilotage, seront englobés dans cette étude.

**

Les dimensions et les cotes de fixation des instruments de pilotage ont fait l'objet d'une normalisation qui est la même dans de nombreux pays. Quelques instruments échappent cependant à cette normalisation, notamment l'horizon gyroscopique et le directionnel, dont la technique s'accommode difficilement de dimensions trop réduites et pour lesquels, d'ailleurs, il y a intérêt à avoir des cadrans très visibles, donc assez grands.

On cherche à simplifier la présentation des cadrans, pour faciliter leur lecture, par un choix, une disposition et un dessin judicieux des indications. Sur les avions destinés à faire du vol de nuit les indications sont recouvertes de peintures radio-luminescentes qui permettent leur lecture en cas de panne d'éclairage du tableau. En utilisation normale, on préfère habituellement à la lumière blanche un éclairage ultra-violet qui provoque la fluorescence des peintures. Ce mode d'éclairage évite l'éblouissement du pilote qui, lorsqu'il quitte son tableau des yeux, peut voir à l'extérieur sans une trop longue accommodation. Des précautions sont néces-

saires pour éviter que les rayons ultra-violets viennent frapper les yeux du pilote, soit directement, soit après réflexion, ce qui fatigue la vue et peut même être dangereux. L'éclairage indirect des cadrans par lumière blanche est aussi employé mais il est assez difficile à bien réaliser. Il peut être intérieur aux instruments ou bien extérieur.

**

Les conditions d'un pilotage facile imposent non seulement la forme de l'indication de chaque instrument mais aussi un mode de coordination des indications, c'est-à-dire que l'on recherche la disposition d'ensemble la plus favorable.

Cette coordination est réalisée de 2 façons :

— par l'emploi d'instruments combinés, ou contrôleurs, dont on a vu 2 exemples caractéristiques : contrôleur C F et contrôleur D K, qui ont aussi l'avantage d'un gain d'encombrement appréciable,

— par la juxtaposition des instruments sur un tableau de pilotage.

Sur ces tableaux de pilotage on a trouvé grand avantage à disposer sur une même ligne verticale les instruments relatifs aux stabilités latérale et de route : horizon gyroscopique, directionnel, contrôleur C F, et sur une même ligne horizontale, ceux qui intéressent la stabilité longitudinale : anémomètre, horizon gyroscopique, variomètre (ou contrôleur D K). C'est en vue de réaliser l'alignement des indications de tangage sur une même ligne horizontale pour une vitesse quelconque, qu'on fait des anémomètres à boîtier tournant (cf. p. 52). Pour des raisons d'encombrement, le contrôleur C F est souvent disposé en dehors de l'alignement vertical sus indiqué (v. fig. 38).

Pour la bonne conservation des roulements des instruments gyroscopiques et des instruments délicats comme les altimètres de précision, les tableaux de pilotage sont suspendus élastiquement. Cette suspension a pour but :

- de supporter le poids du tableau ;
- de le rappeler élastiquement à sa position d'équilibre ;
- d'amortir les vibrations ;

— de limiter par des butées élastiques les débattements maxima au moment des fortes accélérations (pendant le roulement au sol notamment).

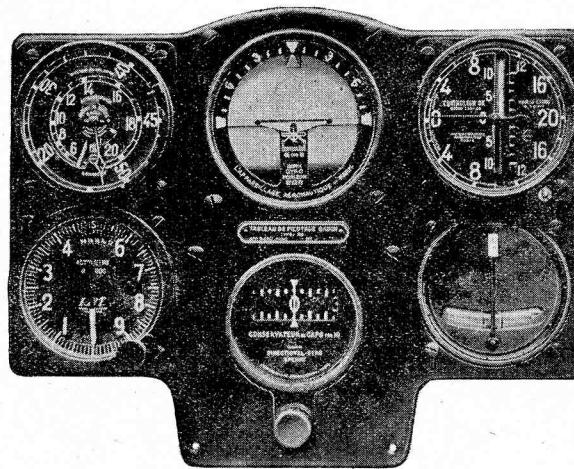


FIG. 38.

Tableau de pilotage Badin.
(la suspension est enlevée)

Ces fonctions sont habituellement remplies par des ressorts et des éléments de caoutchouc.

PILOTAGE AUTOMATIQUE

Le pilotage automatique sort du cadre de cet ouvrage. Mais, étant donné la grande importance qu'il a acquise actuellement, il nous semble utile d'en dire quelques mots pour définir son rôle et les principes généraux qui sont à sa base.

Dans le pilotage manuel les indications des instruments de pilotage sont interprétées par le pilote qui agit sur les gouvernes en fonction de ces indications.

Dans un régime permanent, et notamment en vol de croisière, le rôle du pilote consiste, comme nous l'avons vu, à

maintenir des index en coïncidence ou des aiguilles en face d'une division. Ce travail fastidieux, fatigant, et quasi mécanique peut être avantageusement confié à un mécanisme : le pilote automatique.

Le rôle des pilotes automatiques actuels est donc de maintenir l'avion dans un régime permanent de vol réglé préalablement par le pilote avec les commandes habituelles, et de conserver le cap.

Les pilotes automatiques comportent, en plus des dispositifs de mise en route et de débrayage, une commande pour le virage automatique et une autre pour le réglage de la pente (montée et descente). Le pilote conserve le contrôle de la manette des gaz.

**

Le pilote automatique, qui se substitue à la fois au cerveau et aux muscles du pilote, comprend, pour chacune des gouvernes, un mécanisme qui, à partir des indications fournies par des instruments détecteurs analogues aux instruments de pilotage étudiés précédemment, élabore des ordres qui sont transmis à des servo-moteurs agissant sur les gouvernes.

Au lieu du pilote automatique complet agissant sur les 3 gouvernes, on n'utilise parfois qu'un élément agissant sur la gouverne de direction, qu'on appelle stabilisateur de cap, et qui suffit sur un avion stable pour réduire le rôle du pilote à très peu de chose.

Après des tâtonnements dans le choix des *détecteurs*, l'emploi de gyroscopes analogues à ceux des directionnels et des horizons, semble actuellement se généraliser. A ces gyroscopes, qui permettent de détecter les écarts angulaires de l'avion autour de ses 3 axes, on ajoute souvent, pour chacun de ces axes, un gyroscope à 2 degrés de liberté qui détecte les vitesses angulaires des écarts. Il est en effet nécessaire pour un bon pilotage de tenir compte non seulement des écarts mais aussi des vitesses angulaires des écarts : lorsque l'avion s'écarte très vite, il faut braquer la gouverne rapidement et beaucoup, dans le même sens que l'écart ; d'une manière plus précise, on donne à la gouverne un braquage proportionnel à l'écart auquel on ajoute un braquage supplémentaire proportionnel à la vitesse de

l'écart. Lorsque l'avion revient vers la position de régime, si on veut éviter qu'il la dépasse, il faut « contrer » pour que la vitesse de retour s'annule en même temps que l'écart ; d'une manière plus précise, on retranche du braquage de la gouverne proportionnel à l'écart, un braquage proportionnel à la vitesse de retour.

Les *servo-moteurs* sont soit électriques, soit à fluide. Dans les premiers, pour éviter les retards dus à l'inertie du rotor à la mise en route ou à l'arrêt, on utilise parfois des moteurs tournant en permanence avec des dispositifs à embrayages.

Les servo-moteurs à fluides sont simplement constitués par des cylindres avec piston attelé à la timonerie de la gouverne, fonctionnant à l'huile ou à l'air comprimé.

Entre les détecteurs et le servo-moteur intervient le mécanisme *d'asservissement* dont le rôle est de donner au servo-moteur, donc à la gouverne, un déplacement fonction de la valeur des indications fournies par les détecteurs.

Nous allons exposer sommairement le principe de ces mécanismes en prenant l'exemple d'un servo-moteur à air comprimé (v. fig. 39).

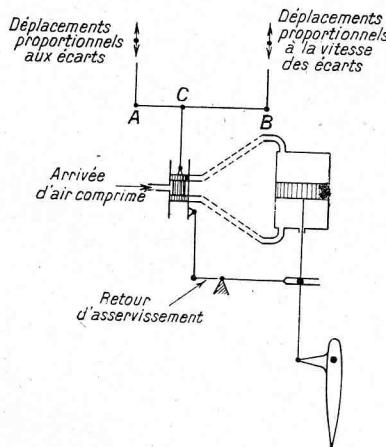


FIG. 39.

Les extrémités A et B d'un levier reçoivent, par exemple, les déplacements fournis par un gyroscope libre donnant les écarts et par un gyroscope à 2 degrés de liberté donnant les vitesses d'écart. Les déplacements du point C sont une fonc-

tion des déplacements de A et B où chacun de ceux-ci intervient dans une mesure définie par la position du point C sur A B. Les déplacements de C matérialisent les ordres donnés par les détecteurs.

Au point C est attelé un petit tiroir distribuant l'air comprimé sur les 2 faces du servo-moteur. Au repos, les 2 départs d'air de la valve distributrice sont fermés, le piston du servo-moteur est à sa position moyenne et la gouverne en position neutre.

Si un écart de l'avion se produit, le point C va se déplacer, vers le haut par exemple. La valve va envoyer de l'air à la partie supérieure du servo-moteur dont la partie inférieure est mise à l'air libre. Le piston va descendre en braquant la gouverne. Mais il faut éviter qu'il aille ainsi à fond de course. Il faut limiter son déplacement, donc celui de la gouverne, à une valeur déterminée par l'ordre reçu, c'est-à-dire le déplacement du point C. Pour cela, le déplacement du piston, par un système de bielles et de leviers appelé retour d'asservissement, déplace le corps de la valve dans le même sens que le tiroir, jusqu'au moment où, la valve étant refermée, le piston s'arrête. Par ce retour d'asservissement, le déplacement de la gouverne est, à tout instant, directement proportionnel à celui du point C, donc à l'ordre donné.

Avec un servo-moteur électrique, on aurait, par exemple, à la place du tiroir un contact situé, en position neutre, sur une plage isolante comprise entre 2 plages conductrices, sur l'ensemble desquelles s'exercerait le retour d'asservissement.

Nous nous en tiendrons, pour le pilotage automatique, à ces quelques généralités qui n'ont pour but que de donner au lecteur quelques idées simples sur la façon dont le problème se pose et est traité actuellement.

III

NAVIGATION

GÉNÉRALITÉS

Si le pilotage, et surtout les instruments de pilotage, n'ont pas fait, en France tout au moins, l'objet d'une littérature abondante, il n'en est pas de même de la navigation aérienne qui, tout en évoluant avec ses méthodes et ses instruments propres, a largement bénéficié des enseignements apportés par la navigation maritime, science aussi vieille que le monde.

Naviguer, c'est effectuer l'ensemble des opérations nécessaires pour la bonne exécution d'un voyage.

Le navigateur aérien pourra d'autant mieux satisfaire ce programme, dont l'énoncé est simple, mais l'application difficile, qu'il possède des connaissances plus étendues sur la météorologie, la géographie physique des régions à survoler, les règles de la navigation aérienne et les possibilités de son avion et de ses équipements.

Il n'entre pas dans notre programme de faire un cours de navigation. Nous nous contenterons de rappeler les principes généraux qui, mettant en évidence les problèmes à résoudre, montreront l'utilité des différents instruments de navigation dont nous parlerons.

Certaines parties des généralités sur les instruments de pilotage s'appliquent aussi aux instruments de navigation, notamment l'« Historique » (p. 19) et les parties intitulées : « Définitions des caractéristiques principales » (p. 28) et « Influence sur les mécanismes des conditions d'utilisation » (p. 31).

NAVIGATION A L'ESTIME. — POINT

La navigation la plus facile à pratiquer par temps clair consiste à suivre les repères du sol : routes, rivières, voies ferrées, etc..., en utilisant une carte de la région survolée. La nuit, par mauvaise visibilité, ou au-dessus de la mer ou des régions désertiques, ce « cheminement » simple ne saurait être pratiqué.

La navigation rationnelle procède par éléments de route rectilignes définis par le point de départ et l'angle de route, c'est-à-dire l'angle formé par cette route avec la direction du nord géographique⁽¹⁾.

En navigation aérienne, il est nécessaire de tenir compte du vent qui a une influence directe sur la vitesse et la route suivie. La navigation est basée sur l'hypothèse d'un vent constant en grandeur et en direction. Cette hypothèse n'est évidemment jamais parfaitement réalisée.

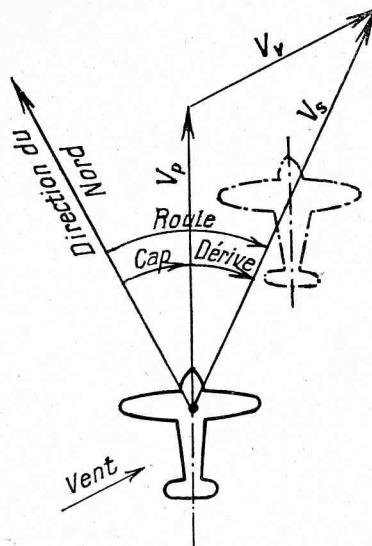


FIG. 40.

(1) En toute rigueur, le chemin le plus court entre 2 points du globe est l'arc de grand cercle passant par ces 2 points, appelé orthodromie. En naviguant à cap constant, on décrit une courbe différente qu'on appelle loxodromie. Pour de petites distances, restant par exemple dans les limites de la France, cette distinction n'a pas d'importance pratique.

Pour bien comprendre l'influence du vent il est commode de s'imaginer une portion d'atmosphère se déplaçant en bloc d'un mouvement horizontal rectiligne uniforme à la vitesse du vent V_v , dans laquelle l'avion évolue à la vitesse V_p . (v. fig. 40). C'est le problème classique du mobile animé d'une vitesse relative (ici la vitesse propre V_p) par rapport à un système de référence (le bloc d'atmosphère considéré) animé lui-même d'une vitesse d'entraînement (la vitesse du vent V_v). On apprend en mécanique que la vitesse résultante (ici la vitesse V_g par rapport au sol) est la somme géométrique de la vitesse relative et de la vitesse d'entraînement :

$$\vec{V}_g = \vec{V}_p + \vec{V}_v$$

Il est essentiel de s'en tenir à cette vue simple des choses et de ne pas chercher à analyser l'action du vent sur l'avion, qui ne s'exerce, en fait, qu'au départ (ou lors des variations de vitesse du vent).

De cette composition des vitesses résultent les notions de cap, c'est-à-dire d'orientation de l'avion (suivant \vec{V}_p), de route, c'est-à-dire de trajet sur le vol (suivant \vec{V}_g) et enfin de dérive, celle-ci étant la différence entre les angles de route et de cap (v. p. 125).

Il est évident que l'influence relative du vent est d'autant plus faible que la vitesse des avions est plus grande.

Pour suivre une route définie *a priori* sur une carte, il faut pouvoir mesurer le cap et la dérive. Pour connaître à tout instant sa position sur cette route, il faut, en plus, connaître sa vitesse-sol et disposer d'une montre. Malheureusement, les éléments entrant dans ce calcul de position sont, à part le temps, affectés d'erreurs qui, malgré la science du navigateur, peuvent, sur de longs parcours, conduire à des erreurs de position considérables, d'où le nom de navigation estimée ou *navigation à l'estime* qui lui a été donné.

Un élément important de la navigation aérienne est l'altitude. Son choix est dicté par le relief du sol, les conditions météorologiques et des considérations diverses relatives à la commodité de l'équipage, à l'objet du vol, aux possibilités de l'avion, etc...

La connaissance de la température extérieure est nécessaire pour éviter les zones où le givrage est à craindre, c'est-

à-dire pratiquement où la température descend au-dessous de + 2° C en atmosphère nuageuse, le risque étant maximum pour les températures légèrement négatives. On utilise aussi la température extérieure pour effectuer certaines corrections sur les indications de l'altimètre et pour calculer la vitesse propre à partir de la vitesse anémométrique (correction de densité en utilisant l'altitude lue à l'altimètre et la température).

Pour rectifier la navigation, on cherche de temps en temps à déterminer d'une manière plus précise la position de l'avion pour disposer d'un point qui permette de contrôler la route et à partir duquel on peut reprendre la navigation estimée. Cette opération s'appelle *faire le point*. Lorsqu'un point survolé visible peut être identifié, la solution est immédiate. Dans le cas de navigation aveugle ou en mer, on peut faire le point astronomique ou le point par radio. Si des repères terrestres éloignés sont identifiables, on peut faire un point par relevés optiques. Dans tous les cas, les repères : astres, postes de radio ou repères terrestres caractéristiques sont utilisés pour définir 2 lieux de position (droite ou courbe) dont l'intersection donne le point cherché. On se contente parfois d'un seul lieu de position qui permet de rectifier avantageusement l'estime. Mentionnons enfin la navigation par radio-alignements qui permettent de baliser des routes rectilignes, et la navigation de nuit sur trajets jalonnés par des phares lumineux.

CLASSIFICATION DES INSTRUMENTS DE NAVIGATION

En nous appuyant sur les généralités qui précédent, nous avons opéré une classification des instruments de navigation, indiquée ci-après, qui n'a évidemment rien d'absolu et vise surtout à clarifier l'exposé.

— *Instruments de base* : Nous désignons sous ce terme, un peu arbitraire, les instruments d'un usage général et utiles même pour la navigation élémentaire que constitue le « cheminement » :

— *Cartes et documents de navigation*.

— *Instruments pour mesurer* :

l'altitude : altimètres et barographes ;

la température : thermomètres.

— *Instruments pour la navigation à l'estime*, permettant de mesurer :

— le *cap* : compas } cap et dérive donnant
— la *dérive* : dérivomètres } la route ;
— la *vitesse-sol* : cinémomètres ; pratiquement toujours combinés avec les dérivomètres sous forme de *cinémo-dérvomètres* ; la vitesse-sol s'obtient aussi par l'addition géométrique de la *vitesse-propre* (*anémomètres compensés, lochs*) et de la *vitesse-vent* ;

— le *temps* : montres ;

et de faciliter l'exploitation de ces données : *règles rapporteuses, calculateurs d'estime, règles à calculs, totalisateurs d'estime*.

— *Instruments pour faire le point* ou pour déterminer un lieu de position :

— par relevés optiques,
— par radio,
— par observation des astres.

Nous reprendrons les différents points de cette classification afin de faire un exposé logique, mais nous ne développerons que ceux qui concernent les instruments fixés à bord et utilisés pour la navigation à l'estime.

INSTRUMENTS DE BASE

CARTES ET DOCUMENTS DE NAVIGATION

Parmi les instruments qui sont à la base de la navigation figurent, en premier lieu, les cartes, utilisées à la fois pour la préparation et pour l'exécution des voyages. Leur étude est faite dans tous les cours de navigation.

Pour manipuler plus commodément les cartes en vol, on emploie des porte-cartes de modèles très variés comportant deux rouleaux sur lesquels s'enroule la carte découpée en bande, ou utilisant des pliages ou découpages de cartes plus ou moins ingénieux.

Sur les avions de tonnage suffisant, le navigateur dispose d'une table à cartes.

L'étude de tous ces matériels sort du cadre de cet ouvrage. Nous citerons aussi les documents divers tels que : codes de signaux, listes de postes radios, livres de phares, etc...

MESURE DE L'ALTITUDE

Il existe 2 méthodes pour mesurer l'altitude à bord des avions : une directe, le sondage, donne la distance effective de l'avion au sol, l'autre, indirecte, est basée sur la mesure de la pression atmosphérique.

Les sondeurs radio-électriques, ou radio-altimètres, sont les seuls sondeurs qui aient, jusqu'à présent, donné lieu à des réalisations satisfaisantes. Ils donnent directement la distance entre l'avion et le lieu survolé. Ces instruments complexes sont lourds et encombrants et leur emploi ne peut s'envisager actuellement que sur les avions d'une certaine importance.

Leur étude n'a pas sa place dans cet ouvrage.

Les altimètres équipent au contraire tous les avions. Si, par leur principe même, leurs indications sont entachées d'erreurs qui justifient les gros efforts accomplis dans la technique difficile des sondeurs, ils présentent, outre des avantages de simplicité et de sécurité de fonctionnement, quelques qualités particulières que nous mettrons en évidence.

Nous dirons aussi quelques mots des altimètres enregistreurs ou barographes, qui ne sont pas, à proprement parler, des instruments de navigation mais des instruments de contrôle d'un emploi fréquent.

ALTIMETRES

La diminution de la pression atmosphérique avec l'altitude est un phénomène que les alpinistes ont exploité depuis longtemps pour déterminer l'altitude.

L'atmosphère-type utilisée en aviation donne une correspondance entre la pression atmosphérique et l'altitude.

Considérons un baromètre dont l'aiguille se meut sur un cadran circulaire gradué en millibars, par exemple (v. fig. 41-a). Adjoignons-lui une couronne extérieure portant une

graduation altimétrique correspondant à la graduation barométrique selon les valeurs données par l'atmosphère-type, l'altitude 0 correspondant par conséquent à 1.013 millibars. L'aiguille indique simultanément la pression atmosphérique et l'altitude-type.

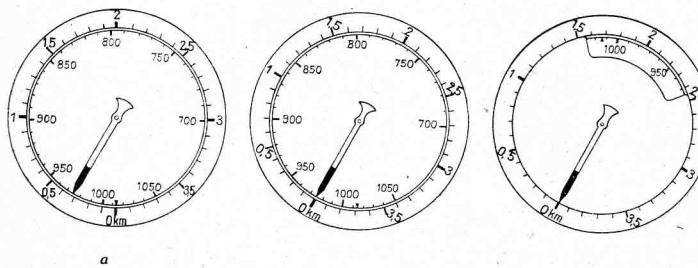


FIG. 41.

L'instrument ainsi conçu indique au sol non pas l'altitude zéro mais l'altitude correspondant, dans l'atmosphère-type, à la pression atmosphérique du moment. Après une montée, pour connaître l'altitude au-dessus de l'aérodrome de départ, il est nécessaire de soustraire de chaque lecture l'altitude indiquée au départ. Pour éviter cet inconvénient, il suffit, au départ, de décaler la graduation altimétrique pour que l'altimètre indique l'altitude zéro (v. fig. 41-b).

Pour que les altitudes lues restent correctes malgré ce décalage initial, il est nécessaire que les graduations altimétriques soient équidistantes. En effet, à deux pressions différentes quelconques correspondent dans l'atmosphère-type deux altitudes bien définies, différent, par exemple, de 500 mètres. Entre ces deux pressions la course de l'aiguille est bien définie et doit correspondre à 500 mètres sur l'échelle altimétrique, quelle que soit la position de celle-ci. Cela revient à dire que les graduations altimétriques doivent être équidistantes. Comme conséquence, les divisions barométriques ne le sont pas.

A l'issue d'un voyage, pour connaître l'altitude au-dessus du terrain d'atterrissement, on demande par radio la pression au sol et l'on fait correspondre le zéro de la graduation altimétrique à cette pression.

Au cours même du voyage, il est préférable d'utiliser l'altitude au-dessus du niveau de la mer auquel se réfèrent

les altitudes des obstacles naturels. Il convient, pour cela, d'afficher, avant l'envol, l'altitude du terrain de départ, en face de l'aiguille.

La graduation barométrique ne servant qu'aux affichages dont nous venons de parler, son étendue est limitée pratiquement aux pressions extrêmes qu'on peut trouver sur les terrains d'atterrissements, compte tenu de leur altitude et des variations de la pression atmosphérique : pression maximum sur les terrains les plus bas, pression minimum sur les terrains les plus élevés. En France cette graduation s'étend de 1.050 à 800 millibars (790 à 600 mm de mercure). Dans l'atmosphère-type ces pressions correspondent aux altitudes — 300 mètres et 1.950 mètres.

Pour la clarté de l'exposé, nous avons présenté les 2 graduations sur le même plan. En réalité, dans les altimètres, le cadran barométrique est placé derrière le cadran altimétrique qui est simplement percé d'un petit guichet permettant de lire les pressions (v. fig. 41-c). Pour des raisons de commodité, la graduation barométrique est, en général, décalée angulairement par rapport à l'aiguille. Pour lire la pression du lieu il faut amener en face de l'aiguille le zéro de la graduation altimétrique ; la pression se lit au regard d'un repère situé au milieu du guichet (graduation 2 sur la fig. 41-c). En somme, la lecture de la pression, au lieu d'être faite directement en face de l'aiguille, se fait en face d'un repère dont la position, au moment de la lecture, est décalée par rapport à l'aiguille d'un angle constant égal au décalage angulaire du cadran barométrique, dont nous avons parlé plus haut.

Une autre différence des altimètres usuels avec la description précédente réside dans le fait qu'on préfère laisser fixe le cadran altimétrique et faire tourner en bloc le corps de l'instrument (capsule, mécanisme, cadran barométrique, aiguille) : le mouvement relatif reste le même. Cette rotation s'opère avec un bouton dépassant sur la face avant de l'instrument.

L'organe sensible des altimètres est une capsule formée de deux flans ronds en tôle emboutie, soudés par leur périphérie, dans laquelle on a fait un vide très poussé. Les flans en métal très élastique (bronze phosphoreux, bronze au silicium ou au beryllium, maillechort, etc...) sont plissés de

cannelures concentriques formées par repoussage ou emboutissage, destinées à augmenter la déformation de la capsule sous l'influence des variations de pression. La capsule, écrasée au maximum au sol par la pression atmosphérique, se dilate au fur et mesure que l'on monte.

Dans certains altimètres, l'écrasement de la capsule était équilibré par un ressort distinct. Cette solution n'est plus guère employée dans les altimètres modernes où l'on utilise seulement les propriétés élastiques des flans de la capsule.

Les déplacements de la capsule sont transmis à l'aiguille par un mécanisme amplificateur à leviers et à engrenages, chargé également de réaliser la proportionnalité des déplacements aux altitudes, ce qui présente une certaine difficulté puisque la décroissance de la pression n'est pas proportionnelle à l'altitude. Dans ce mécanisme, des dispositifs sont prévus qui permettent le réglage de chaque instrument individuellement.

Pour éviter une trop grande amplification on emploie parfois plusieurs capsules superposées dont les déplacements s'ajoutent.

Dans les altimètres ordinaires, dits de service courant, l'aiguille décrit en un tour de cadran l'étendue totale de la graduation.

Les altimètres sensibles ou de précision (cf. p. 91) ont deux aiguilles : la grande aiguille fait, par exemple, un tour tous les mille mètres et la petite aiguille totalise les kilomè-

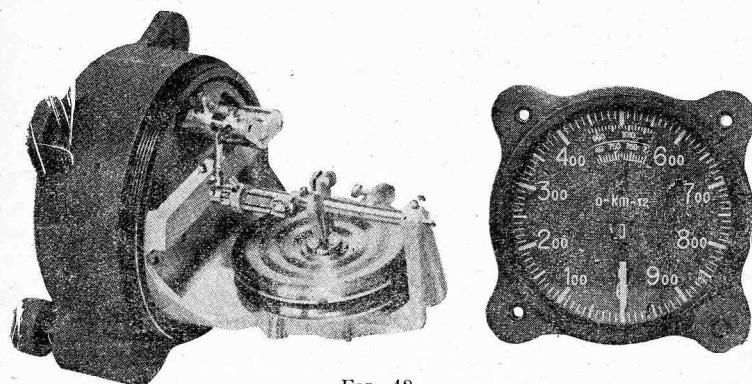


FIG. 42.

Altimètre sensible LMT.
Cadran et vue intérieure.

tres. Cette dernière est parfois remplacée par un guichet où apparaissent les nombres ronds de kilomètres (v. fig. 42). On fait aussi des altimètres à trois aiguilles dont la sensibilité est encore plus grande.

Quelle que soit la perfection de l'altimètre, c'est-à-dire l'exactitude avec laquelle il mesure la pression atmosphérique, on voit immédiatement que l'indication d'altitude qu'il donne est entachée de l'erreur due à la différence qui existe entre l'atmosphère du moment et l'atmosphère-type.

Cette erreur peut atteindre, en France, des valeurs de l'ordre de 5,5 % de l'altitude. Il s'y ajoute l'erreur éventuelle provenant de la prise statique de l'altimètre (cf. p. 57).

Pour faire comprendre, grossièrement, la nature des erreurs dues aux différences entre l'atmosphère réelle du moment et l'atmosphère standard on peut faire le raisonnement simplifié suivant. Lorsque la température moyenne de l'air est, par exemple, supérieure à la température moyenne

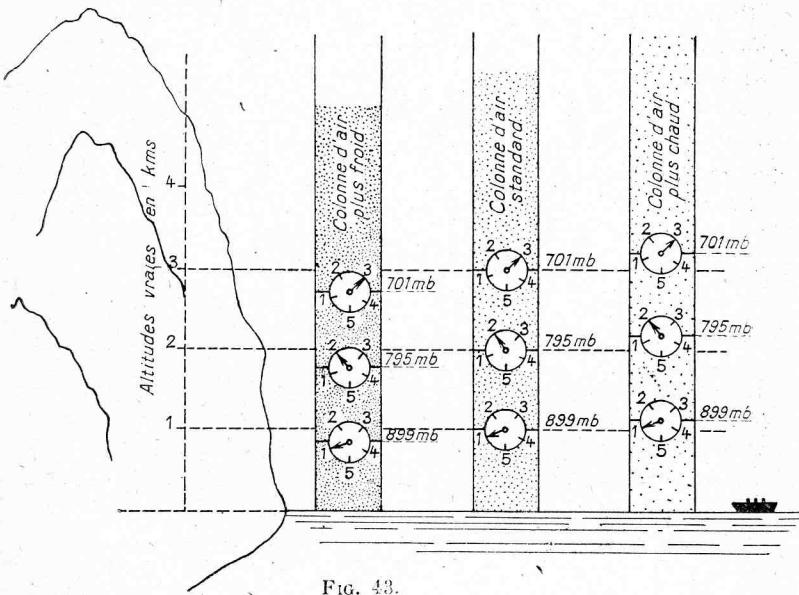


FIG. 43.

de l'atmosphère standard, la colonne d'air barométrique se trouve dilatée. Dans ces conditions, pour une certaine pression, donc une certaine indication de l'altimètre, l'altitude réelle est plus grande que l'altitude indiquée. Si, au contrai-

re, la température moyenne de la colonne d'air barométrique est inférieure à celle de l'atmosphère standard, cette colonne d'air est contractée et l'altitude réelle est inférieure à l'altitude lue. Ce raisonnement simplifié est illustré par la fig. 43.

Pour calculer l'altitude exacte, il serait nécessaire de connaître la répartition verticale des pressions et des températures depuis le sol jusqu'à l'avion. Il n'est pas possible, pratiquement, de se livrer à pareille opération. Mais, pour des besoins particuliers, on cherche parfois à améliorer l'indication de l'altimètre en lui apportant une correction généralement basée sur la mesure de la température de l'air extérieur, en vol, et sur l'hypothèse que la croissance de la température jusqu'au sol est la même que dans l'atmosphère standard. Cette correction s'effectue avec un abaque ou une règle à calcul. L'hypothèse sur laquelle elle repose pouvant être grossièrement erronée, le résultat obtenu n'est pas forcément très amélioré.

A l'erreur de principe introduite par l'atmosphère réelle, s'ajoute toujours une erreur instrumentale qui est fonction de l'altimètre utilisé. Les mécanismes d'altimètre, en raison de leur grande amplification et des exigences relatives à l'exactitude des indications, sont d'une technique très poussée, notamment dans les altimètres de précision. La réalisation d'une capsule sans hystérésis est extrêmement difficile et on n'y réussit toujours qu'imparfaitement (cf. p. 29). Les effets des variations de température sont très sensibles et nécessitent toujours l'introduction de bilames compensatrices (cf. p. 31).

L'exposé des erreurs qui entachent la mesure des altitudes par les altimètres montre qu'il ne faut pas s'illusionner sur la valeur des indications fournies par les altimètres de précision. L'intérêt de ces instruments réside beaucoup dans leur sensibilité qui permet au pilote d'apprécier facilement de faibles changements d'altitude, donc de tenir commodelement les paliers (cf. p. 71). Ils rendent aussi de bons services dans les atterrissages sans visibilité quand il est possible de connaître exactement la pression au sol.

Voler à altitude constante avec un altimètre quelconque revient en réalité à voler à pression constante. Sur les lignes aériennes à grand trafic les consignes édictées pour le vol

à une altitude fixée sur l'altimètre, en vue d'éviter les collisions, restent donc sûres quelle que soit l'évolution des conditions météorologiques sur le trajet.

BAROGRAPHES

Pour le contrôle des records et des épreuves d'entraînement ou de passation des brevets, on utilise des barographes qui permettent d'enregistrer les altitudes atteintes et la durée des différentes phases du vol.

Un barographe comprend essentiellement un ensemble de capsules barométriques dont les déplacements sont amplifiés par un système de leviers ; le dernier porte à son extrémité un style inscripteur encré. Le style appuie sur un papier enroulé sur un tambour mû par un mouvement d'horlogerie, généralement à 2 vitesses (par exemple 1 tour en 1 heure et 1 tour en 8 heures).

Le papier enregistreur porte en ordonnées une double graduation en millimètres de mercure et en mètres suivant la correspondance fournie par l'atmosphère-type.

Les ordonnées ont une courbure définie par le rayon du levier portant le style.

Les temps sont portés en abscisses, en conformité avec la vitesse de déroulement du tambour.

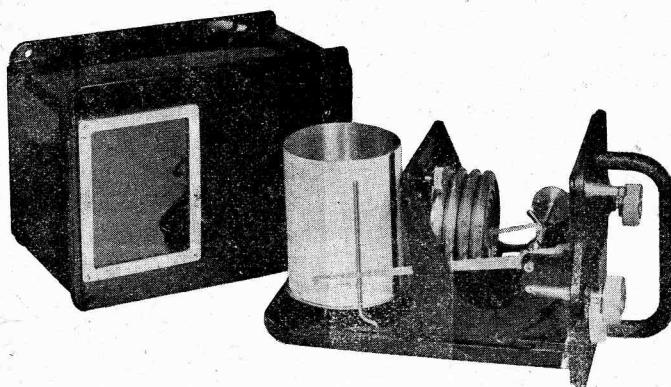


FIG. 44.

Barographe EAA sorti de sa boîte.

Les altitudes maxima permises varient avec les types de barographes.

Le contact style-papier obtenu par l'élasticité du levier terminal introduit en fonctionnement un frottement qui conduit à employer des capsules plus grandes et plus nombreuses que pour les altimètres. Le mécanisme comprend des dispositifs de réglage et de compensation (bilame) analogues à ceux des altimètres.

Les barographes sont enfermés dans des boîtes de forme généralement parallélépipédique portant une ouverture vitrée par laquelle on peut voir l'inscription sur le tambour. Cette boîte est généralement étanche et porte un téton qui permet de la relier à une prise statique. La nécessité de sortir aisément le barographe de sa boîte rend difficile l'obtention d'une bonne étanchéité. Certains constructeurs, renonçant délibérément à l'étanchéité, préfèrent relier le téton de prise statique à un empilage de capsules qui accuse une déformation lorsque la pression dans la boîte (qui est la pression à laquelle sont soumises les capsules barométriques), c'est-à-dire la pression locale dans l'avion, diffère de celle qui est amenée de la prise statique. Une bielle attelée à cet empilage de capsules attaque un levier du système amplificateur pour introduire la correction convenable.

On ajoute parfois un 2^e style porté par une grande aiguille horizontale placée à la partie inférieure qui inscrit une ligne parallèle aux abscisses. Cette aiguille peut basculer légèrement soit par action directe du doigt, soit par celle d'un électro-aimant commandé à distance, de façon à faire marquer un petit trait vertical. On a ainsi la faculté d'enregistrer des tops qui permettent de repérer des instants caractéristiques au cours d'un vol.

Afin d'éviter l'effet désastreux des vibrations sur l'enregistrement, les barographes sont fixés à bord par des élastiques ou sandows.

Malgré cette précaution, le décollage et l'atterrissement produiraient des bavures et des éclaboussures sur le papier qu'on évite en relevant les styles inscripteurs par une tige spéciale dont la manœuvre arrête simultanément le mouvement d'horlogerie. La manœuvre inverse déclenche le mouvement et libère les styles qui viennent s'appliquer sur le papier.

Sur les barographes de précision, pour obtenir des enregistrements très fins et diminuer le frottement, on remplace

la feuille de papier par une feuille métallique qu'on recouvre de noir de fumée sur laquelle l'enregistrement se fait par une fine pointe métallique. On fait aussi des enregistrements avec pointe sèche sur papier paraffiné.

MESURE DE LA TEMPÉRATURE

La mesure correcte de la température de l'air ambiant présente de grandes difficultés. Le déplacement rapide du thermomètre ou de la sonde thermométrique dans l'air provoque, en effet, des phénomènes thermiques qui trouvent leur origine dans deux causes distinctes.

L'air est un fluide visqueux qui oppose au déplacement d'un corps quelconque une résistance de frottement qui provoque, par conséquent, un échauffement. Il ne faut d'ailleurs pas croire qu'il s'agit là d'un phénomène négligeable. Monsieur Brun donne pour valeur de l'élévation de température en °C, dans le cas d'un écoulement laminaire :

$$\Delta T = 4,2 \cdot 10^{-4} \cdot V_0^2$$

V_0 étant la vitesse exprimée en mètres par seconde. L'écart de température, proportionnel au carré de la vitesse, est donc de 1°,05 pour une vitesse de 50 m/s (180 km/h), de 4°,2 pour une vitesse de 100 m/s (360 km/h), de 16°,8 pour une vitesse de 200 m/s (720 km/h). En écoulement turbulent, les valeurs sont légèrement supérieures.

La deuxième cause d'échauffement réside dans la compression de l'air, provoquée par le déplacement du corps. On sait, en effet, que cette compression s'accompagne d'une élévation de température. M. Brun donne, pour le calcul de l'élévation de température due à la compression, dans le cas d'une surface (ou d'un petit élément de surface) disposée perpendiculairement au vent relatif (compression maximum), la formule :

$$\Delta T = 5 \times 10^{-4} \cdot V_0^2,$$

soit 1°,25 pour une vitesse de 50 m/s, 5° pour une vitesse de 100 m/s et 20° pour une vitesse de 200 m/s.

Théoriquement, sur les surfaces parallèles au vent relatif, l'échauffement est dû uniquement au frottement (viscosité) et sur les surfaces perpendiculaires au vent relatif, il est dû uniquement à la compression. Dans les autres cas, les deux causes d'échauffement coexistent avec des importances relatives variables.

On voit ainsi que le thermomètre placé dans le vent relatif indique toujours une température plus élevée que la température réelle de l'atmosphère. Pour connaître celle-ci, il est nécessaire de corriger la température lue d'une quantité proportionnelle au carré de la vitesse.

Le coefficient de proportionnalité, fonction de la forme de la sonde thermométrique, peut être déterminé expérimentalement. Si Θ est la température vraie, Θ_1 la température indiquée à la vitesse V_1 , Θ_2 la température indiquée à la vitesse V_2 , on a :

$$\begin{aligned} \Theta_1 &= \Theta + K V_1^2 \\ \Theta_2 &= \Theta + K V_2^2 \\ K &= \frac{\Theta_1 - \Theta_2}{V_1^2 - V_2^2} \end{aligned}$$

D'où :

Ces corrections des températures sont toujours approximatives.

Les causes d'erreur qui viennent d'être indiquées ne sont d'ailleurs pas les seules ; on peut encore citer comme cause d'erreur notable l'influence du rayonnement solaire sur la sonde.

THÉRMOMÈTRES

Les thermomètres utilisés pour la mesure de la température extérieure sont, soit des thermomètres à alcool coloré, soit des thermomètres électriques à distance.

Les premiers ont généralement une forme coudée qui permet de faire dépasser commodément le réservoir à l'extérieur.

Les seconds sont composés d'une sonde placée dans le vent relatif, d'une canalisation électrique et d'un indicateur placé sous les yeux de l'utilisateur.

Dans les sondes, on utilise le plus souvent la propriété de certains métaux (nickel notamment) d'avoir une résistance électrique qui croît avec la température.

L'indicateur est constitué par le galvanomètre qui mesure les variations de courants provoquées par les variations de résistance de la sonde, grâce à un montage en pont de Wheatstone ou autre.

Des sondes d'une conception entièrement différente sont basées sur les dilatations d'un liquide en fonction de la température, qui font mouvoir un balai sur un potentiomètre. Le récepteur est encore un galvanomètre.

On trouve enfin des thermomètres à bilame extrêmement rustiques qui se fixent, comme les thermomètres à alcool, contre la cloison de l'avion, la partie sensible dépassant à l'extérieur.

NAVIGATION A L'ESTIME

MESURE DU CAP

Le cap est l'angle formé par l'axe longitudinal de l'avion, auquel la vitesse propre est, en principe, parallèle, avec la direction du nord. Il se compte de 0 à 360°, à partir du nord, dans le sens de la marche des aiguilles d'une montre.

Le cap se mesure à l'aide du compas, basé sur la propriété bien connue que possède une aiguille aimantée d'être orientée par le champ magnétique terrestre. C'est en somme une boussole perfectionnée.

Si l'on suspend une aiguille aimantée par son centre de gravité, elle se place parallèlement au champ magnétique terrestre, son pôle nord dirigé vers le nord magnétique et incliné vers le sol (dans notre hémisphère).

L'angle qui fait l'aiguille avec le plan horizontal s'appelle *inclinaison*. Il varie de 0° à l'équateur à 90° aux pôles magnétiques. Pour faciliter la lecture et l'utilisation des compas on annule cet angle par des artifices qui maintiennent l'aiguille horizontale : contre-poids, poussée hydrostatique d'un liquide, suspension de la rose au-dessus de son c. d. g., ou action de petits aimants verticaux annulant au voisinage de la rose la composante verticale du champ terrestre.

Les pôles géographiques, nord et sud, sont les extrémités de l'axe de la terre.

La direction du nord magnétique, indiquée par l'aiguille aimantée, n'est pas la même que celle du nord géographique.

L'angle que forment ces deux directions s'appelle la *déclinaison*.

Elle est comptée à partir de la direction du nord géographique, appelé aussi nord vrai, positivement vers l'est et négativement vers l'ouest. L'inclinaison et la déclinaison sont variables suivant le lieu d'observation et aussi dans le temps, c'est-à-dire d'une année à l'autre. La déclinaison varie aussi avec l'altitude.

Les cartes aéronautiques donnent les valeurs de la déclinaison à une époque donnée sous la forme de courbes d'égale déclinaison ; la variation annuelle de la déclinaison est indiquée en marge de façon à permettre d'effectuer la correction nécessaire pour avoir la valeur exacte au moment de l'utilisation.

Actuellement (1947), en France, l'inclinaison est de l'ordre de 65° et la déclinaison varie de -6 à -12° .

Le champ magnétique terrestre dont nous venons de parler est celui qui existe loin de toute masse magnétique susceptible de le modifier localement. Mais cette condition n'est pas réalisée dans un avion où, en un point donné, s'ajoutent au champ terrestre les champs perturbateurs des aimants permanents du bord et des aimants induits que constituent les pièces de fer par concentration du flux magnétique terrestre et enfin les champs produits par les courants continus des circuits électriques. L'aiguille aimantée s'oriente suivant le champ résultant local, en faisant avec la direction du nord magnétique un angle appelé *déviation*, compté, comme la déclinaison, positivement vers l'est et négativement vers l'ouest.

La somme algébrique de la déclinaison et de la déviation s'appelle *variation*.

Nous groupons ci-après les définitions qu'il est nécessaire

de bien retenir (v. fig. 45) :

N_c : *nord compas*, direction de l'aiguille aimantée du compas.

N_m : *nord magnétique*, direction du champ magnétique terrestre.

N_v : *nord géographique ou nord vrai*.

d : *déviation du compas*, angle $\widehat{ON_m, ON_c}$; positive si N_c est à l'est de N_m et inversement.

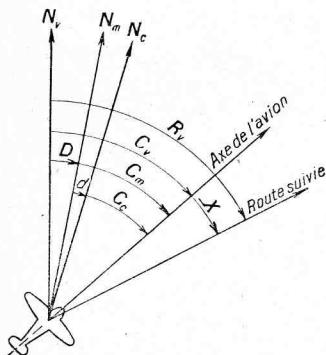


FIG. 45.

D : *déclinaison magnétique*, angle $\widehat{ON_v, ON_m}$, positive si N_m est à l'est de N_v et inversement.

W : *variation*, angle $\widehat{ON_v, ON_c}$; même règle de signe que pour D .

$$W = D + d$$

C_c : *cap compas*, angle compris entre ON_c et l'axe longitudinal de l'avion; compté de 0 à 360° à partir de ON_c dans le sens de la marche des aiguilles d'une montre.

C_m : *cap magnétique*, angle compris entre ON_m et l'axe longitudinal de l'avion (compté comme C_c).

$$C_m = C_c + d$$

C_v : *cap vrai*, angle compris entre ON_v et l'axe longitudinal de l'avion (compté comme C_c et C_m).

$$C_v = C_m + D = C_c + d + D = C_c + W$$

X : *angle de dérive ou dérive*, angle compris entre l'axe longitudinal de l'avion et la route suivie sur le sol (influence du vent); positive si la route est à droite de l'axe de l'avion, et inversement.

R_v : *route vraie*, angle compris entre ON_v et la projection sur le sol de la trajectoire de l'avion.

$$R_v = C_v + X = C_m + D + X = C_c + W + X = C_c + d + D + X$$

COMPAS MAGNETIQUES

Le compas est l'instrument fondamental de toute navigation.

L'équipage magnétique des compas d'avion comprend 2 et parfois 4 aiguilles aimantées fixées parallèlement les unes aux autres et symétriquement par rapport à un pivot central. Il est placé dans une cuvette, appelée bol, remplie d'un liquide incongelable (white spirit, toluène, alcool...) qui amortit les oscillations provoquées par les mouvements de l'avion et qui, par la poussée hydrostatique, soulage le pivot dont il diminue ainsi le frottement et l'usure.

Un flotteur solidaire de l'équipage magnétique est utilisé pour donner à cette poussée sa valeur optimum.

Le couple directeur dû à la composante horizontale du champ magnétique terrestre étant très faible, il est essentiel que le pivotage de la rose présente un couple de frottement infime. Ce pivotage est constitué par une pointe en acier très dur fixée à l'équipage magnétique, qui repose dans une petite crapaudine en pierre dure : agate, rubis, saphir, etc...

Sur l'équipage magnétique est fixée une rose des vents graduée de 0 à 360°.

La rose peut être plane et visible à travers une glace horizontale fermant le bol à sa partie supérieure (rose horizontale), ou cylindrique (parfois légèrement tronconique), l'observation se faisant alors par une glace verticale (rose verticale).

La lecture des caps se fait au regard d'une ligne de foi disposée de manière à matérialiser avec le centre de la rose une ligne ou un plan vertical parallèle à l'axe longitudinal de l'avion.

Le bol comporte une chambre d'expansion à parois élastiques destinée à absorber les variations apparentes de volume du liquide sous l'influence des variations de température.

L'expérience ayant prouvé qu'on empêche difficilement la formation de bulles gazeuses gênantes, on ajoute souvent un dispositif, dit gobe-bulles, dont le nom seul indique bien la fonction.

Des organes divers complètent le compas : support de fixation, lampes d'éclairage de la rose et enfin dispositifs compensateurs de déviations.

En France, on distingue les compas d'orientation et les compas de navigation et de grande navigation.

Les compas d'orientation (v. fig. 46) se fixent sur la planche de bord comme les autres instruments (anémomètre, altimètre...) et satisfont aux mêmes normes

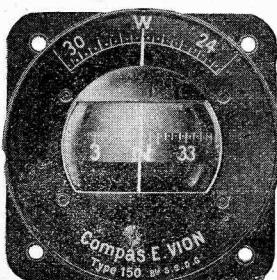


FIG. 46.

Compas d'orientation Vion type 150.

dimensionnelles que ceux-ci. Ils ont une rose verticale graduée de 5 en 5° seulement, en raison de son petit diamètre.

Les compas de navigation (v. fig. 47) et de grande navigation (v. fig. 48), mis à la disposition du navigateur, ont des roses plus grandes graduées respectivement de 2 en 2 degrés, et degré par degré, qui permettent des lectures plus précises.

Dans les compas à grille, l'équipage magnétique ne porte pas de rose mais simplement un trait Sud-Nord ; sur la glace supérieure deux traits parallèles solidaires d'une couronne graduée de 0 à 360° peuvent être orientés avec un bouton pour les amener au parallélisme avec le premier qu'ils encadrent alors symétriquement. Le parallélisme étant réalisé, le cap se lit en face d'un repère fixe sur la couronne graduée. L'œil appréciant très facilement la mise en parallèle, cette disposition permet une bonne lecture des caps et, pour le pilotage, une bonne tenue en direction.

Le liquide employé pour amortir par frottement visqueux les oscillations de l'équipage magnétique qui rendraient sans cela toute lecture impossible, présente, par contre, l'inconvénient d'être lui-même entraîné, dans les virages, par le frottement sur les parois du bol. Il entraîne alors à son tour l'équipage magnétique. En sorte que celui-ci se trouve, à la fin d'un virage, dévié de sa position d'équilibre à laquelle il revient par un mouvement apériodique ou périodique amorti.

Si, pour la facilité de lecture, il est agréable d'avoir un compas très amorti, on voit par contre que cette qualité s'obtient en favorisant l'entraînement. On est obligé de s'en tenir au compromis jugé le plus avantageux.

La rose en équilibre dans le liquide amortisseur s'oriente

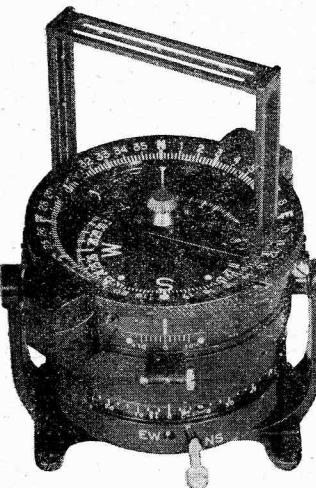


FIG. 47.
Compas de navigation Aéra
type 601
avec alidade de visée.

suivant un plan horizontal grâce aux artifices mentionnés plus haut pour annuler l'action de la composante verticale

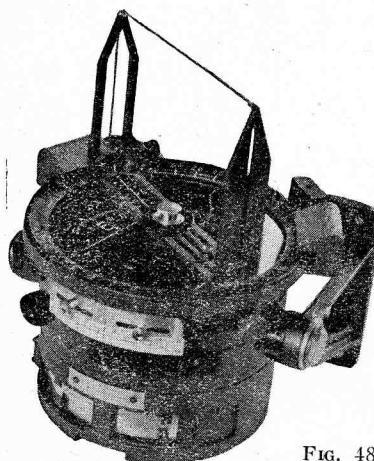


FIG. 48. Nord et Sud et nulle aux caps

Compas de grande navigation BBT type 700 avec alidade de visée.

peut s'ajouter à cet effet celui qui est dû à l'action de la force centrifuge sur le balourd excentré parfois prévu pour maintenir la rose horizontale.

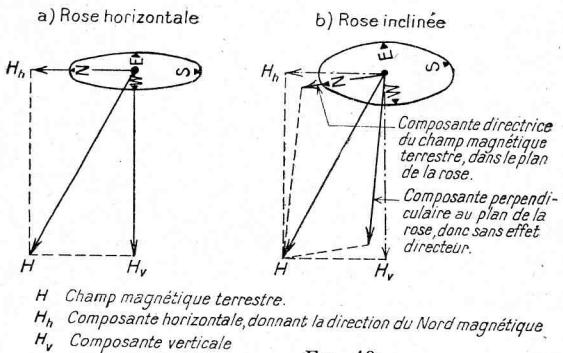


FIG. 49.

Perturbations magnétiques dans les avions. — Nous avons déjà fait observer que, à bord des avions, le champ magnétique terrestre est modifié en *grandeur* et en *direction* par les champs perturbateurs dus aux pièces magnétiques du bord. Il peut s'y ajouter des champs produits par les courants continus des circuits électriques, qui sont équa-

lents aux champs produits par des aimants permanents dans la mesure où les intensités restent constantes.

La compensation des compas a pour but de restituer, autant que possible, au champ agissant dans le plan de la rose, la *direction* et la *grandeur* de la composante horizontale du champ magnétique terrestre. Il s'agit, en d'autres termes, d'annuler (ou tout au moins de réduire le plus possible) les déviations et, simultanément, d'empêcher le compas d'être paresseux aux caps où le champ parasite opposé au champ terrestre donne une résultante faible, donc un effet directeur faible qui augmente la plage d'imprécision due aux frottements de la rose.

Pour comprendre le fonctionnement des dispositifs de compensation il est nécessaire de chercher à pénétrer les causes physiques des déviations des compas.

Les métaux magnétiques du bord sont pratiquement des aciers de diverses nuances qui possèdent simultanément, en proportions diverses, du magnétisme rémanent et du magnétisme induit par le champ terrestre. L'état magnétique des différentes pièces d'acier est d'ailleurs essentiellement variable sous l'influence, notamment, des vibrations, des variations de température, des durées de séjour à une certaine orientation, etc. Il peut être modifié brutalement par les effets de la foudre. La question est extrêmement complexe et, pour la simplifier, on considère habituellement les éléments magnétiques du bord comme formés :

— de *fers idéalement durs*, c'est-à-dire présentant uniquement du magnétisme rémanent (aimants permanents),

— et de *fers idéalement doux*, qui s'aimantent instantanément lorsqu'ils sont placés dans un champ magnétique et perdent instantanément ce magnétisme induit quand le champ inducteur disparaît.

Nous allons étudier séparément les déviations produites par les fers durs et par les fers doux.

ACTION DES FERS DURS : DEVIATION SEMI-CIRCULAIRE. — Au point 0 où la rose se trouve placée dans l'avion, l'ensemble des fers durs du bord donne un champ résultant H_D *invariable et fixe dans l'avion*, qu'on peut décomposer suivant les directions verticale et horizontale.

Si l'on oriente l'avion successivement aux différents caps

la composante verticale H_{dv} reste inchangée et son action s'ajoute ou se retranche, selon son sens, à celle de la composante verticale du champ terrestre.

La composante horizontale H_{dh} donne, avec la composante horizontale H_h du champ terrestre, la résultante directrice agissant sur la rose.

Supposons, pour fixer les idées, que H_{dh} ait dans l'avion la position indiquée sur la fig. 50 a. Si, partant du cap nord, nous faisons décrire à l'avion un tour complet dans le sens des caps croissants, il est facile de suivre sur la figure 50 a

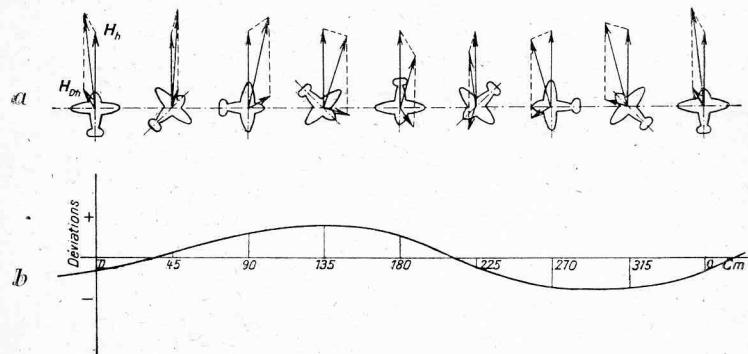


FIG. 50.

le sens et la grandeur des déviations dont la figure 50 b donne une représentation graphique. C'est une courbe d'allure sinusoïdale qui s'annule 2 fois dans le tour, quand H_{dh} et H_h se trouvent alignés. Cette déviation est dite *semi-circulaire*. Il est bien évident qu'elle se reproduit identiquement les tours suivants.

ACTION DES FERS DOUX : DEVIATION QUADRAN-
TALE. — Pour un *cap déterminé*, l'ensemble des fers doux du bord, aimantés d'une certaine manière par le champ terrestre, donne en 0 un champ résultant H_d qui, contrairement à celui donné par les fers durs, varie avec le cap puisque l'induction dans chaque élément de fer doux en dépend.

La décomposition du champ H_d à un cap déterminé, en ses composantes verticale H_{dv} et horizontale H_{dh} , permet de montrer la possibilité de substituer à l'ensemble des fers doux du bord un système équivalent de deux fers doux seulement, dont l'action peut être étudiée commodément. En

effet, la composante verticale H_{dv} peut être considérée comme résultant de l'action d'un fer doux vertical aimanté par la composante verticale du champ terrestre, et n'est par conséquent pas modifiée par la rotation en azimut de l'avion. Cette composante verticale constante est donc analogue à celle due à l'action des fers durs à laquelle elle s'ajoute algébriquement.

La composante horizontale H_{dh} peut être considérée comme résultant de l'action d'un fer doux horizontal aimanté par la composante horizontale du champ terrestre. Il est nécessaire de regarder de près comment elle varie avec le cap.

Considérons, au départ, le cap de l'avion pour lequel le barreau de fer doux est parallèle au champ terrestre (v. fig. 51). Son induction est maximum ainsi que le champ H_m produit en 0, qui s'ajoute à la composante horizontale du champ terrestre. En faisant tourner l'avion dans le sens des caps croissants, le barreau ne se trouve plus influencé que

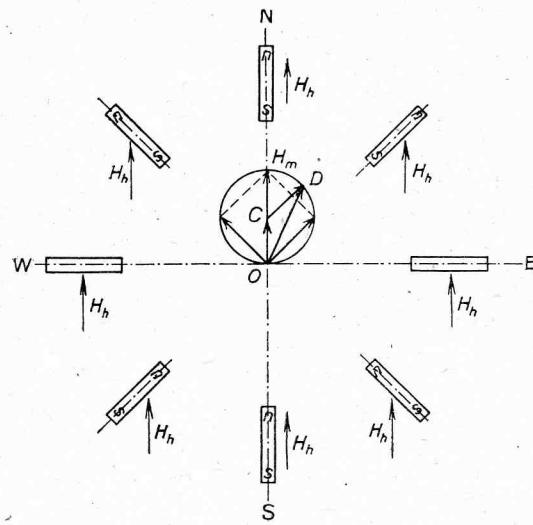


FIG. 51.

par la projection sur son axe de la composante horizontale du champ terrestre. Son induction décroît donc jusqu'à devenir nulle après une rotation de 90°. Le champ en 0 décroît de la même manière. A une position du barreau correspond

un champ qui est la projection sur l'axe du barreau du champ maximum initial H_m . On voit ainsi que l'extrémité du vecteur représentatif du champ parcourt une demi-circonference décrite sur H_m .

En continuant la rotation, le flux magnétique terrestre entre dans le barreau, par l'autre extrémité. Le champ en 0 se trouve changé de sens et l'extrémité de son vecteur représentatif parcourt l'autre demi-circonference décrite sur H_m pendant que l'avion fait le deuxième quart de tour qui ramène le fer doux parallèle au champ terrestre.

Au cours du demi-tour suivant qui complète le tour d'horizon de l'avion, l'extrémité du champ dû au fer doux en 0 parcourt à nouveau la circonference complète décrite sur H_m .

A chaque cap le champ en O, dû au fer doux, peut être considéré comme la somme algébrique de 2 champs égaux \vec{OC} et \vec{CD} .

\vec{OC} , constamment parallèle au champ terrestre, a pour effet de renforcer son action. \vec{CD} est un champ qui tourne dans le même sens que l'avion mais 2 fois plus vite, puisqu'il fait 2 tours pendant que l'avion en fait un. Son action déviatrice se traduit graphiquement par une courbe d'allure sinusoïdale qui s'annule 4 fois dans le tour (v. fig. 52). Cette déviation est dite *quadrantale*. Elle se reproduit identiquement tous les demi-tours de l'avion.

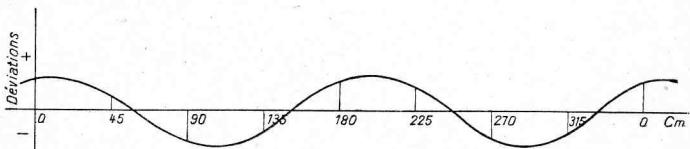


FIG. 52.

DEVIATION CONSTANTE. — En plus des déviations semi-circulaire et quadrantale, il existe en général une déviation constante à tous les caps, qui trouve souvent son origine dans un mauvais calage de la ligne de foi.

La déviation constante peut aussi provenir d'une action des fers doux horizontaux que nous avons négligée par simplification.

FORMULE D'ARCHIBALD SMITH. — Malgré notre souci de ne pas faire de mathématiques, il nous semble difficile de ne pas parler de la formule classique d'Archibald Smith, dont les coefficients littéraux sont employés communément pour définir les différentes déviations que nous venons d'étudier.

Il est évident que lorsque l'avion tourne les déviations reprennent à chaque tour les mêmes valeurs.

Autrement dit, la déviation du compas est une fonction périodique du cap, de période 2π . On sait qu'une fonction périodique d'allure quelconque peut être considérée comme la somme d'un nombre infini de fonctions sinusoïdales de fréquences croissantes. L'expression mathématique de cette loi générale s'appelle développement en série de Fourier.

La déviation d , fonction du cap magnétique C_m , développée en série de Fourier, s'écrit :

$$d = A + B \sin C_m + C \cos C_m + D \sin 2 C_m + E \cos 2 C_m + F \sin 3 C_m + G \cos 3 C_m + \dots$$

.... où A, B, C,... sont des coefficients constants, positifs ou négatifs, exprimés en degrés.

En pratique les termes de cette série sont négligeables à partir du 6°, et l'on s'en tient aux 5 premiers qui constituent la formule d'Archibald Smith :

$$d = A + B \sin C_m + C \cos C_m + D \sin 2 C_m + E \cos 2 C_m$$

Le terme A est la déviation constante.

La somme des 2 termes suivants représente la déviation semi-circulaire :

$$B \sin C_m + C \cos C_m = \sqrt{B^2 + C^2} \sin (C_m + \varepsilon)$$

$$\text{avec } \operatorname{tg} \varepsilon = \frac{C}{B} = c^{\text{te}}$$

On voit sur la fig. 53 la représentation graphique des termes $B \sin C_m$ et $C \cos C_m$ et de leur somme

$$\sqrt{B^2 + C^2} \sin (C_m + \varepsilon).$$

Enfin la somme des 2 derniers termes représente la déviation quadrantale :

$$D \sin 2 C_m + E \cos 2 C_m = \sqrt{D^2 + E^2} \sin (2 C_m + 2 \omega)$$

$$\text{avec } \operatorname{tg} 2 \omega = E = \frac{C^{\text{te}}}{D}$$

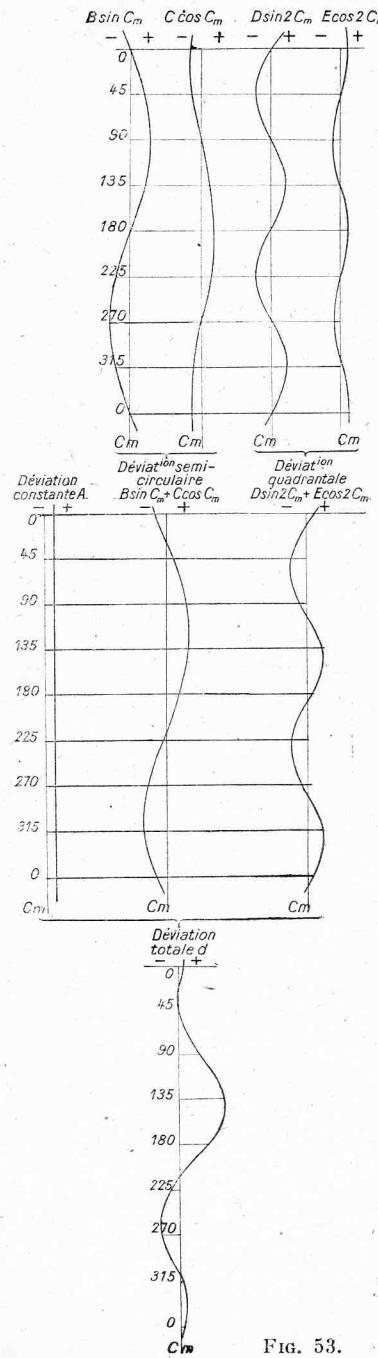


FIG. 53.

La figure 53 donne la représentation graphique des termes $D \sin 2 C_m$ et $E \cos 2 C_m$ et de leur somme

$$\sqrt{D^2 + E^2} \sin (2 C_m + 2 \omega).$$

La courbe des déviations totales de la fig. 53 est la somme des courbes des déviations constante, semi-circulaire et quadrantale données en exemple.

Il est bien évident que les valeurs données aux coefficients A, B, C, D et E dans cet exemple sont arbitraires et que la courbe donnant les déviations totales peut avoir des formes infiniment variées.

Principes de la compensation. — Compensateurs. —

COMPENSATION DE LA SEMI-CIRCULAIRE. — Pour annuler la déviation semi-circulaire on peut disposer au-dessus ou au-dessous de la rose un aimant permanent horizontal, qui donne un champ égal et opposé au champ perturbateur H_{dh} défini plus haut. Cet aimant doit être orienté parallèlement à H_{dh} dans le sens convenable, et l'intensité de son action est réglée soit en faisant varier sa distance à la rose, soit en lui substituant des aimants plus ou moins puissants.

Ce procédé n'est pas habituel ; dans les compas d'aviation on utilise de préférence deux aimants disposés respectivement suivant les axes longitudinal et transversal de l'avion, pour annuler séparément les composantes de H_{dh} suivant ces axes.

Autrement dit, l'aimant longitudinal doit annuler la déviation $B \sin C_m$ (compensation de B) et l'aimant transversal la déviation $C \cos C_m$ (compensation de C).

Chaque compensateur B et C est en fait constitué souvent par un système d'aimants équivalant à un aimant unique dont on peut faire varier l'action grâce à des artifices, propres à chaque constructeur, qui constituent une originalité du compas.

Dans les compas Vion, par exemple, chaque groupe compensateur est constitué par 2 aimants identiques fixés sur 2 roues dentées en aluminium, engrenant entre elles. La rotation de ces roues amène successivement les aimants en opposition (effet nul), au parallélisme dans un sens (effet maximum dans ce sens), puis à nouveau en opposition et

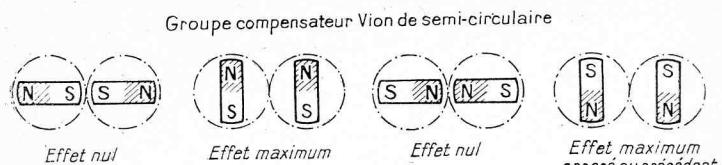


FIG. 54.

enfin au parallélisme dans l'autre sens (v. fig. 54).

COMPENSATION DE LA QUADRANTALE. — La compensation de la quadrantale se fait à l'aide d'un barreau de fer doux horizontal placé au-dessus ou au-dessous de la rose. Ce barreau produit une déviation quadrantale dont l'explication physique est identique à celle qui a déjà été donnée, à cette différence près que le barreau s'aimante cette fois dans l'autre sens, *sous l'influence du champ produit par les aimants de la rose*, qui, en raison de leur proximité, ont une influence largement prépondérante sur celle, opposée, du champ terrestre.

Il est facile de voir que si l'on modifie l'orientation angulaire dans l'avion du fer doux horizontal, la sinusoïde représentant la déviation quadrantale se déplace parallèlement à elle-même suivant l'axe des abscisses. D'autre part, si l'on modifie la valeur du fer doux, les ordonnées sont amplifiées ou diminuées. On a ainsi la possibilité de créer avec le fer doux compensateur une courbe de déviation quadrantale égale et opposée à celle qui résulte de l'action des fers doux du bord.

Les compensateurs de quadrantale sont formés de fers doux dont on peut modifier les dispositions relatives pour les rendre équivalents à un barreau unique de valeur variable, et dont on peut régler l'orientation d'ensemble.

L'angle que fait avec l'axe longitudinal de l'avion l'axe du barreau de fer doux compensateur, est l'angle ω défini plus

haut par $\tan 2\omega = \frac{E}{D}$. Rappelons que D et E, maxima des composantes de la déviation quadrantale, peuvent être positifs ou négatifs.

Le dispositif de compensation quadrantale Aéra, basé sur ce principe, est constitué par 2 demi-anneaux de fer doux qui, lorsqu'ils sont en contact, constituent un anneau hori-

zontal coaxial avec le pivot de la rose. Un tel anneau, il est facile de s'en rendre compte, n'a aucune action déviatrice, par raison de symétrie. Mais, lorsqu'on écarte les 2 demi-anneaux, leur action devient équivalente à celle d'un barreau unique parallèle à la coupure et d'autant plus fort que celle-ci est plus large. L'ensemble est monté sur un plateau pouvant tourner de 180°, qui permet de l'orienter convenablement (v. fig. 55).

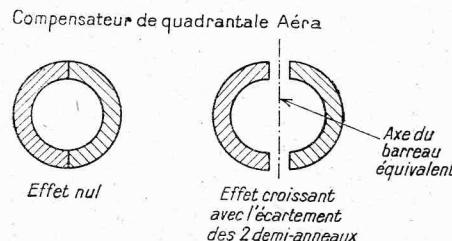


FIG. 55.

La commande d'écartement des demi-anneaux est marquée F_q (force quadrantale) et celle d'orientation ω .

Un autre exemple est donné par le compensateur Vion constitué par 2 disques en aluminium identiques portant chacun 2 secteurs de fers doux opposés, d'angle au centre

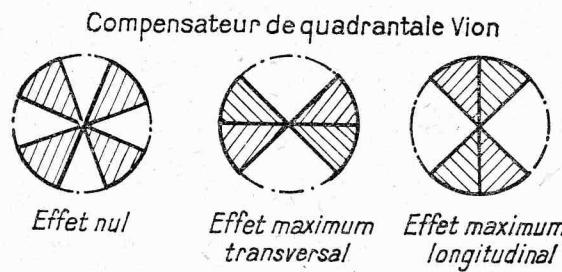


FIG. 56.

45° ; les 2 disques sont rabattus l'un sur l'autre de manière que les secteurs de fer doux se trouvent dans le même plan. Lorsque les fers doux sont disposés en croix à 90° , au-dessous de la rose (ou au-dessus), leur action déviatrice est nulle par raison de symétrie. Si l'on fait tourner les plateaux en sens inverses, les secteurs de fer doux vont se rapprocher symétriquement suivant l'une ou l'autre des

bissectrices de leurs intervalles et leur action sera équivalente à celle d'un barreau unique auquel on peut ainsi donner des valeurs variables, orienté suivant l'une ou l'autre de ces directions perpendiculaires. Une rotation en bloc du compensateur permet de donner au barreau l'orientation voulue. Cette rotation d'ensemble est limitée à 90° , la possibilité de créer le barreau équivalent suivant 2 directions perpendiculaires permettant, en définitive, de donner à celui-ci l'orientation convenable dans un secteur de 180° (v. fig. 56).

Une autre méthode de compensation de la quadrantale consiste à annuler séparément chacune de ses composantes $D \sin 2 C_m$ et $E \cos 2 C$.

Pour annuler $D \sin 2 C_m$ il faut employer, suivant le signe de D , soit un fer doux transversal, qui donne une déviation comme celle représentée sur la fig. 53 (D négatif), soit un fer doux longitudinal, qui donne une déviation représentée par une sinusoïde opposée à la précédente (D positif).

Pour annuler $E \cos 2 C_m$ il faut employer, suivant le signe de E , soit un fer doux horizontal orienté à 45° de l'axe longitudinal de l'avion, qui donne une déviation comme celle représentée par la fig. 53 (E positif), soit un fer doux horizontal perpendiculaire au précédent, qui donne une déviation représentée par une sinusoïde opposée à la précédente (E négatif).

Le compensateur E est donc conçu comme le compensateur D, mais il est orienté à 45° par rapport à celui-ci.

Donnons en exemple le dispositif de compensation quadrantale B. B. T. (v. fig. 57) dans lequel chaque compensateur D ou E est constitué par 4 lamelles d'un fer doux spé-

Compensateur de quadrantale BBT

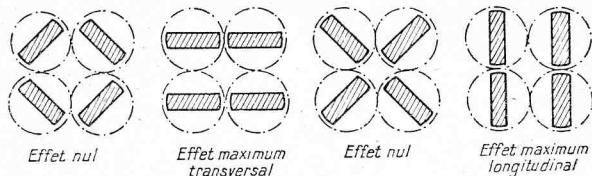


FIG. 57.

cial et spécialement traité pour éviter l'hystéresis. Ces lamelles sont fixées respectivement sur les diamètres de 4 roues dentées engrenant l'une sur l'autre. La rotation de ces roues

peut amener les 4 lamelles en carré ou en croix pour la position d'action nulle. Dans toute autre position, les lamelles forment un losange ou un X dont les axes de symétrie restent fixes : ceux du groupe D sont dans les directions transversale et longitudinale et ceux du groupe E dans les directions intermédiaires à 45° . Le réglage s'obtient par rotation des roues au moyen de deux rampes.

COMPENSATION DE LA DEVIATION CONSTANTE. — Pour annuler la déviation constante il suffit de déplacer la ligne de foi d'une quantité convenable, le plus souvent en faisant tourner le bol sur lequel elle est marquée.

COMPENSATION DE LA DEVIATION DUE A L'INCLINAISON LONGITUDINALE DE L'AVION. — Dans ce qui précède, nous avons supposé implicitement que l'avion était en ligne de vol à un régime déterminé (régime de croisière par exemple). Pour tout autre régime son inclinaison longitudinale est différente ; la composante initialement verticale du champ dû aux fers durs donne, par cette inclinaison, une composante directrice dans le plan de la rose, d'où une déviation semi-circulaire, maximum aux caps compas 90 et 270. Sur certains compas, un petit aimant placé verticalement sous la rose permet de procéder à l'annulation de cette déviation (compensation I).

La manœuvre de tous les compensateurs est contrôlée par des index qui se déplacent devant des graduations repères.

Pratique de la compensation. — Il existe différentes méthodes pour la compensation des compas. Nous allons exposer la méthode dite des caps magnétiques, qui est la plus habituelle. Sa connaissance facilitera grandement la compréhension des autres méthodes.

Pour effectuer la compensation on doit éloigner l'avion des masses magnétiques extérieures susceptibles de perturber le champ terrestre (hangars métalliques notamment). Il est recommandé de le placer en ligne de vol au moyen d'un chariot de queue ne comportant pas de parties magnétiques.

Pour orienter l'avion aux différents caps magnétiques on peut soit l'amener sur une aire cimentée où les axes cardinaux et intercardinaux sont tracés, soit utiliser une boussole spéciale qui, placée à quelque distance pour éviter l'in-

fluence perturbatrice du voisinage de l'avion, permet, par la visée d'un plan de référence de l'avion, de déterminer son cap magnétique. Ce plan de référence peut être le plan des hélices pour un bimoteur ou, pour un monomoteur, le plan de symétrie longitudinal matérialisé par une pale d'hélice placée verticalement et la dérive, ou par des fils à plomb.

Les compensateurs étant placés à leur position d'effet nul, on fait décrire à l'avion un tour d'horizon complet en notant les déviations aux caps cardinaux et intercardinaux. En se reportant à la formule d'A. Smith dans laquelle on fera successivement C_m égal à 0, 45, 90, 135, 180, 225, 270 et 315° , on trouve, pour ces déviations, les valeurs suivantes :

Caps magnétiques	Déviations
0	$d_0 = A + C + E$
45	$d_{45} = A + B \frac{\sqrt{2}}{2} + C \frac{\sqrt{2}}{2} + D$
90	$d_{90} = A + B - E$
135	$d_{135} = A + B \frac{\sqrt{2}}{2} - C \frac{\sqrt{2}}{2} - D$
180	$d_{180} = A - C + E$
225	$d_{225} = A - B \frac{\sqrt{2}}{2} - C \frac{\sqrt{2}}{2} + D$
270	$d_{270} = A - B - E$
315	$d_{315} = A - B \frac{\sqrt{2}}{2} + C \frac{\sqrt{2}}{2} - D$

Il est facile de vérifier que :

$$A = \frac{d_6 + d_{45} + d_{90} + d_{135} + d_{180} + d_{225} + d_{270} + d_{315}}{8}$$

$$B = \frac{d_{90} - d_{270}}{2}$$

$$C = \frac{d_0 - d_{180}}{2}$$

$$D = \frac{(d_{45} + d_{225}) - (d_{135} + d_{315})}{4}$$

$$E = \frac{(d_0 + d_{180}) - (d_{90} + d_{270})}{4}$$

Pour calculer facilement ces coefficients il est commode d'utiliser une grille analogue à celle de la fig. 58.

FIG. 58.

Pour chaque cap la déviation $d = C_m - C_c$ est inscrite dans les cases en blanc de la ligne correspondant à son signe.

Quand tout le tableau est rempli les valeurs de 8 A, 2 B, 2 C, 4 D et 4 E sont obtenues en faisant la différence entre les sommes des valeurs inscrites dans les deux colonnes qui leur correspondent. La fig. 58 donne un exemple de ce calcul.

DEVIATION CONSTANTE. — La déviation constante ainsi calculée est annulée en décalant la ligne de foi de cette quantité dans le sens convenable.

SEMI-CIRCULAIRE. — A étant annulé, les déviations restant aux caps cardinaux sont :

Caps magnétiques	Déviations
0	C + E
90	B — E
180	— C + E
270	— B — E

Plaçons l'avion cap au nord magnétique et annulons la déviation en agissant sur le compensateur C (aimant transversal). Ce faisant, on modifie la valeur du coefficient C de la formule d'A. Smith, qui prend une valeur C' telle que :

$$C' + E = 0 \quad (1)$$

Orientons l'avion au cap magnétique sud et, par une nouvelle action sur le compensateur C, réduisons de moitié la déviation — C' + E observée. Le coefficient C' prend une nouvelle valeur C'' telle que :

$$— C'' + E = — \frac{C' + E}{2} \quad (2)$$

De (1) et (2) on tire :

$$C'' = E + C' — E = C' + E = 0$$

On voit que le coefficient C se trouve annulé par les 2 manœuvres effectuées.

Un raisonnement identique, que le lecteur peut faire facilement, montre que le coefficient B peut être annulé avec le compensateur correspondant (aimant longitudinal) en annulant la déviation au cap magnétique est, puis en réduisant de moitié la déviation au cap magnétique ouest.

En résumé, pour effectuer la compensation semi-circulaire, il faut accomplir, dans l'ordre, les opérations suivantes :

Orienter l'avion au nord magnétique et annuler la déviation en agissant sur le compensateur C (aimant transversal).

Orienter l'avion à l'est magnétique et annuler la déviation en agissant sur le compensateur B (aimant longitudinal).

Orienter l'avion au sud magnétique et réduire de moitié la déviation avec le compensateur C.

Enfin, orienter l'avion à l'ouest magnétique et réduire de moitié la déviation avec le compensateur B.

QUADRANTALE. — La compensation de la quadrantale, nous l'avons vu, peut s'effectuer par l'orientation d'un bar-

reau en fer doux de valeur réglable ou par l'annulation séparée des coefficients D et E.

1^{er} PROCEDE. — Les coefficients D et E ayant été calculés comme il est dit plus haut, on calcule l'angle ω défini par $\operatorname{tg} 2 \omega = \frac{E}{D}$ (v. p. 133), ou mieux par $4E$, ce qui évite de calculer E et D.

On n'oubliera pas que cet angle est positif si E et D sont de même signe et négatif s'ils sont de signes contraires.

L'usage d'une table donnant les valeurs de ω correspondant aux différentes valeurs de $\frac{E}{D}$ simplifie le travail.

La connaissance de ω permet d'orienter le barreau de fer doux en utilisant la graduation repère du compensateur.

Il reste à régler l'intensité de son action F_q .

Pour comprendre cette opération, écrivons ce que sont devenues les déviations aux différents caps après annulation de A, B et C :

Caps magnétiques	Déviations
0	E
45	D
90	— E
135	— D
180	E
225	D
270	— E
315	— D

On voit que pour régler F_q il suffit de se placer à un cap magnétique cardinal ou intercardinal quelconque et de corriger le cap compas de la valeur D ou E, dans le bon sens, par action sur la commande de réglage de F_q . Pratiquement on opère sur la valeur la plus grande (habituellement D).

Par exemple on se placera aux caps magnétiques 45 ou 225 et on augmentera le cap compas de D° si D est positif, ou on le diminuera de D° si D est négatif ($C_m = C_c + d$).

On ferait le contraire aux caps magnétiques 135 et 315 ou la déviation est — D.

2^o PROCEDE. — L'avion étant placé au cap nord magné-

tique, on corrige le cap compas de la valeur E calculée avec le compensateur correspondant.

L'avion étant ensuite placé au cap magnétique 45, on corrige le cap compas de la valeur D calculée avec le compensateur correspondant.

Pour économiser des manœuvres à la suite de la compensation de la semi-circulaire qui s'est terminée cap à l'ouest, on peut faire ces opérations successivement aux caps magnétiques 270 et 315 où les déviations résiduelles sont — E et — D (bien faire attention aux signes).

DEVIATION DUE A L'INCLINAISON LONGITUDINALE DE L'AVION. — On oriente l'avion cap à l'est ou à l'ouest du compas, car c'est à ces caps que l'influence de l'inclinaison longitudinale est maximum comme on l'a vu. On incline l'avion le plus possible, en prenant bien soin de ne pas modifier son orientation. Par la manœuvre de l'aimant vertical I , on annule la déviation qui peut se produire, c'est-à-dire qu'on ramène le cap compas à sa valeur initiale.

REGULATION. — Pour pouvoir utiliser un compas dans les meilleures conditions, il est nécessaire de connaître à chaque cap la valeur de la déviation. On utilise pour cela une courbe donnant les déviations en fonction des caps, que l'on établit en mesurant les déviations aux 8 caps cardinaux et intercardinaux. Cette opération s'appelle *régulation*.

On l'effectue quand la compensation est terminée, pour établir la courbe de régulation qui sera utilisée par le navigateur pour corriger les caps lus sur son compas. Il est commode pour cela que la courbe donne les déviations en fonction des caps compas.

En appliquant la formule simple $C_m = C_c + d$ le navigateur trouve son cap magnétique en ajoutant au cap compas la déviation lue sur la courbe de régulation.

Si, par contre, le navigateur se propose de prendre un cap magnétique déterminé, il ne peut théoriquement le faire rigoureusement, ne sachant pas quelle sera la déviation à ce cap. Pratiquement il prend la déviation correspondant sur la courbe de régulation au cap compas égal au cap magnétique à tenir ; l'erreur ainsi faite est négligeable.

La fig. 59 donne en exemple un tableau dressé au cours d'une régulation et la courbe de régulation correspondante.

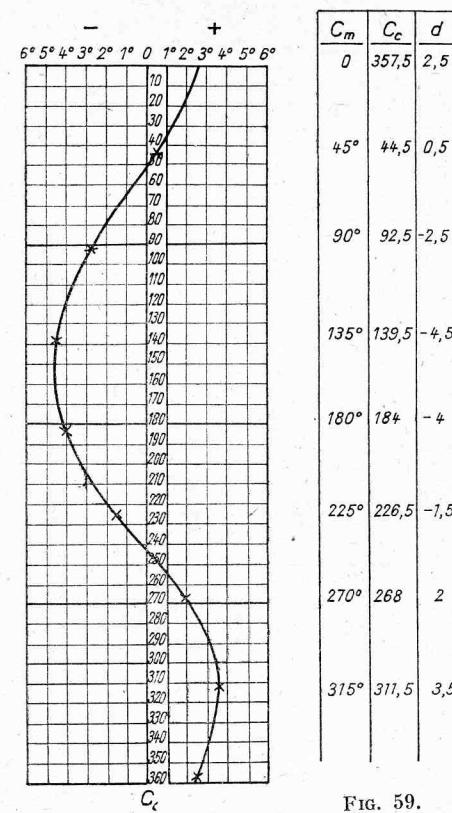


FIG. 59.

REMARQUES. — La valeur des composantes verticale et horizontale du champ terrestre variant avec la latitude, il en résulte une modification de l'induction dans les fers doux verticaux provoquant une variation de la semi-circulaire, et dans les fers doux horizontaux provoquant une variation de la quadrantale. Dans le cas d'un changement de latitude important, il est nécessaire de refaire la régulation, voire la compensation.

Sur les avions modernes la déviation quadrantale est toujours faible. La plupart des compas étrangers n'ont même pas de dispositif de compensation quadrantale.

COMPAS DIVERS

Les compas magnétiques simples dont nous venons de parler présentent des inconvénients qui ont conduit à la

création de nouveaux types de compas plus perfectionnés dont nous nous contenterons de dire quelques mots.

Compas répétiteurs. — Ce sont des compas dont les indications sont répétées à distance, ce qui procure un triple avantage :

1° on peut choisir pour les placer un endroit de l'avion où les perturbations magnétiques faibles facilitent la compensation et peuvent même la rendre inutile ;

2° les sujétions pour l'encombrement de l'instrument sont moins grandes ;

3° l'indication du cap peut, sur un multiplace, être distribuée à tous les postes où elle est nécessaire.

De nombreux procédés ont été employés dans les compas à distance. Ils ont eu des fortunes diverses. Ceux qui sont actuellement bien au point utilisent des méthodes de répétition électriques.

Compas à induction terrestre. — Les premiers compas de ce genre étaient de véritables dynamos dans lesquelles l'inducteur était constitué par le champ terrestre, et l'induit par un bobinage entraîné en rotation par un moteur électrique. Le courant recueilli par 2 balais sur le collecteur de l'induit était fonction de l'orientation des balais, donc de l'avion, par rapport au champ terrestre. On utilisait habituellement une méthode de zéro, en orientant les balais suivant la ligne donnant une différence de potentiel nulle.

Dans des instruments récents on utilise un procédé purement statique basé sur l'utilisation de transformateurs bobinés sur des noyaux à très haute perméabilité magnétique susceptibles de se saturer sous l'influence du champ magnétique terrestre et dont l'induction varie selon l'orientation. Ces compas n'ont ni oscillations ni entraînement, mais les erreurs de changement de nord subsistent. Ils sont évidemment répétiteurs.

Compas gyromagnétiques. — Nous avons vu que les directionnels gyroscopiques et les compas magnétiques possèdent des qualités complémentaires. Pour éviter le recalage manuel du directionnel sur le compas on a fait des instruments combinés réalisant automatiquement cette

fonction. Ce sont les compas gyromagnétiques qui connaissent un grand développement. Une autre conception, moins répandue, du compas gyromagnétique consiste à stabiliser un élément à induction terrestre par un gyroscope de verticale qui élimine les erreurs de changement de nord.

Tous les compas gyromagnétiques modernes sont répétiteurs.

Compas électroniques. — Dans ces compas qui n'ont pas encore donné lieu à des réalisations pratiques viables, on se propose d'exploiter la déviation produite par la composante horizontale du champ terrestre sur le faisceau d'électrons d'un tube cathodique vertical.

Compas solaires. — Ils sont destinés à être utilisés dans les régions polaires où la composante horizontale du champ terrestre tend à s'annuler. Ce sont des instruments très particuliers, peu répandus ; ils se réfèrent à la position du soleil qui reste, pendant la journée, sensiblement à la même hauteur au-dessus de l'horizon.

Compas gyroscopiques. — Ces instruments utilisent un gyroscope directionnel convenablement amorti et corrigé, à l'exclusion de toute référence magnétique. Ces compas, très encombrants, en usage dans la marine, ne semblent pas pouvoir s'adapter à l'aviation.

MESURE DE LA DÉRIVE

Pour comprendre facilement les questions de dérivométrie et de cinémométrie il est commode de se représenter le mouvement relatif sol-avion en imaginant, comme peut le faire l'aviateur, que c'est l'avion qui est fixe et le sol qui défile sous lui.

La définition de la dérive a été donnée p. 125.

DERIVOMETRES A GRILLE

La mesure de la dérive s'effectue au moyen d'une grille formée de traits ou de fils parallèles, que l'on oriente parallèlement au défilement apparent du sol (fig. 60).

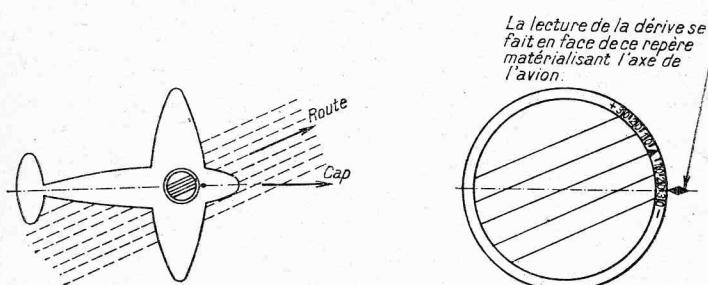


FIG. 60.

Dans les dérivomètres les plus rustiques, cette grille est portée par un cadre orientable placé dans le plancher de l'avion ; un oeilleton est fixé à quelque distance au-dessus de la grille.

L'observateur, l'œil collé à cet oeilleton, oriente la grille en regardant défiler les repères caractéristiques du sol. Une graduation dont le zéro correspond à la position pour laquelle les fils sont parallèles à l'axe longitudinal de l'avion, permet de lire la dérive, dans les deux sens.

De nombreux appareils de ce type ont été réalisés.

Ces dérivomètres simples présentent l'inconvénient d'obliger l'œil à une double accommodation très fatigante, sur la grille et sur le sol. Pour pallier cet inconvénient on a fait des dérivomètres optiques qu'on peut partager en deux types différents.

Dans le premier type, on utilise un objectif donnant une image du sol sur un verre dépoli où est tracé le réseau de traits parallèles, et sur lequel on observe le défilement. C'est en somme un appareil photographique braqué vers le sol qu'on peut orienter pour mesurer la dérive.

Dans le deuxième type on observe le sol à travers un système optique qui projette sur le sol l'image agrandie d'un réticule portant des traits parallèles. Le sol est vu avec un grossissement un peu supérieur à 1 nécessaire, l'expérience le montre, pour avoir l'impression de la vision directe. L'orientation des traits peut se faire par la rotation du réticule seul ou de l'ensemble de l'instrument. Ces dérivomètres, dits périscopiques, peuvent être verticaux pour l'observation à travers le plancher de l'avion ou horizontaux pour l'observation à travers les parois latérales. Dans ce dernier cas, l'axe optique est évidemment brisé à angle droit à l'extérieur de l'avion pour être dirigé verticalement vers le sol. Du côté oculaire l'axe optique peut avoir une orientation appropriée à un usage commode ; il est généralement aussi vertical.

Dans tous ces dérivomètres, il est nécessaire, pour la correction de la mesure, que le plan de la grille ou du réticule soit horizontal. On se contente souvent d'un niveling fait une fois pour toutes pour l'incidence du vol de croisière. Le niveling des dérivomètres périscopiques est habituellement fait pendant la visée grâce à un niveau à bulle introduit dans l'optique. Il existe des dérivomètres de précision où le réticule est stabilisé par un gyroscope de verticale.

DERIVOMETRES SUIVEURS

La méthode précédente d'observation du défilement du sol n'est pas la seule utilisée pour la mesure de la dérive. Elle exige une grande habitude, les mouvements de roulis, de tangage et de lacet de l'avion rendant l'observation difficile, sauf dans le cas d'un niveling gyroscopique, et,

si l'on veut en attendre quelque précision, il est nécessaire de faire la moyenne de plusieurs mesures successives. La méthode suivante est plus avantageuse mais conduit à des matériaux plus compliqués. Imaginons une lunette verticale donnant sur le sol l'image d'un réticule formé d'une croix, qui permet de viser, à un moment donné, un point du sol

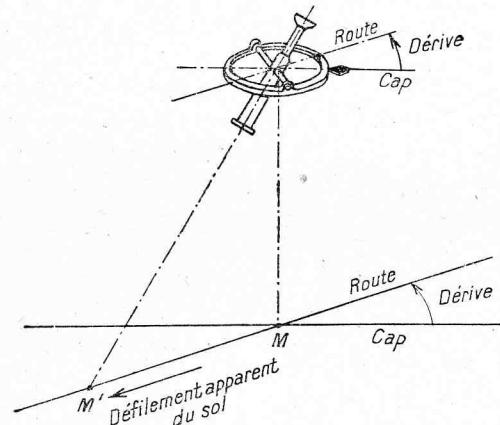


FIG. 61.

passant à la verticale de l'avion (ou au voisinage de la verticale) (v. fig. 61). Si cette lunette peut tourner d'une part autour d'un axe horizontal transversal et d'autre part autour d'un axe vertical, il est facile de voir qu'on pourra suivre le point dans sa fuite vers l'arrière de l'avion. L'angle dont tourne la lunette autour de l'axe vertical est l'angle de dérive. Si l'avion était parfaitement stable, on pourrait se contenter d'une seule visée sur le point vers l'arrière quelques instants après son passage à la verticale. Pratiquement, compte tenu des oscillations de l'avion, il est nécessaire de suivre le point et de moyenner la mesure qui sera d'autant meilleure qu'on suivra le point plus loin vers l'arrière.

Cette méthode a été utilisée dans le « navigraphe Le Prieur » où elle était complétée par un système d'enregistrement graphique : un crayon maintenu parallèle à l'axe optique de la lunette par un parallélogramme articulé permettait de tracer sur une feuille de papier l'image du trajet apparent du point visé. Cet enregistrement qui repro-

duit toutes les embardées de l'avion facilite l'appréciation de la dérive exacte.

Dans d'autres instruments la lunette maintenue verticalement peut tourner autour de cet axe vertical et la visée du repère dans sa fuite vers l'arrière s'effectue par la rotation autour d'un axe horizontal, d'un prisme explorateur placé devant l'objectif (v. fig. 62).



FIG. 62.

Cinémo-dérvomètre périscopique Bronzavita à nivellement par bulle et à prisme suiveur.

MESURE DE LA VITESSE-SOL

En navigation, la vitesse qui compte, en définitive, est la vitesse-sol.

Il existe 2 moyens pour la déterminer. Le premier consiste à mesurer le temps de parcours d'un trajet connu ; le second, indirect, consiste à faire l'addition géométrique de la vitesse propre et de la vitesse du vent.

Cinémométrie

La vitesse-sol est la vitesse sur la route parcourue. En chronométrant le temps qui s'écoule entre le passage à la verticale de deux points du sol dont la distance est mesurée sur la carte, on trouve, par simple division, la vitesse-sol. Cette opération s'appelle cinémométrie. Il est possible, comme nous allons le voir, de faire de la cinémométrie en mesurant le temps de parcours sur une base dont la longueur est déterminée par l'observation d'un seul point du sol.

CINEMO-DERIVOMETRES

Les dispositifs permettant de mesurer la vitesse-sol par la mesure du temps de parcours d'une base de longueur connue, ou cinémomètres, sont pratiquement toujours incorporés dans les dérivomètres qui prennent le nom de *cinémo-dérvomètres*.

Voici leur principe. Pour la commodité de l'explication,

nous supposons, comme déjà dit, l'avion immobile et le sol défilant sous lui.

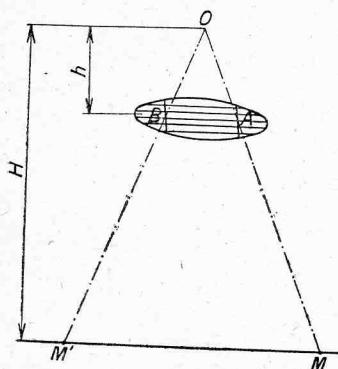


FIG. 63.

Sur la grille des dérivomètres sont tracés deux traits perpendiculaires au réseau de traits parallèles utilisé pour la mesure des dérives (v. fig. 63). Lorsque le dérivomètre est orienté parallèlement au défillement du sol, c'est-à-dire parallèlement à la route, le navigateur déclenche son chronomètre au moment où passe sous le premier trait transversal un repère caractéristique du sol M. Il arrête son chronomètre au moment où le point est vu en M' dans son passage sous le deuxième trait.

La distance M M' parcourue par le point terrestre pour l'observateur aérien supposé immobile et qui est, en réalité, pour l'observateur terrestre, la distance parcourue par l'avion, est telle que :

$$\frac{M M'}{A B} = \frac{H}{h} \text{ ou } M M' = H \times \frac{A B}{h}$$

Or A B et h sont des longueurs constantes et habituellement choisies pour que le rapport $\frac{A B}{h}$ soit simple.

Si la hauteur H au-dessus du sol est connue on a facilement la longueur de la base M M' et, en divisant par le temps de parcours chronométré, la vitesse-sol. Les calculs sont facilités par une règle, un tableau ou un abaque. Dans ce calcul, la hauteur au-dessus du sol, donnée par l'altimètre (v. p. 112) est entachée d'une erreur qui peut être forte. Les sondes radio-électriques, ou radio-altimètres, offrent à cet égard un avantage sérieux. Dans les dérivomètres optiques comportant une lunette articulée ou un prisme explorateur, la base de mesure est déterminée par deux positions de l'axe optique que des crans permettent de sentir. L'observateur maintient le repère du sol à la croisée du réticule en

manceuvrant le bouton d'exploration et prend ses tops au passage des crans.

Certains dérivomètres possèdent au lieu des deux traits seulement, perpendiculaires à la route, tout un réseau de traits parallèles qu'un moteur permet de faire défilier à une vitesse variable. On règle celle-ci pour que le réseau défile à la même vitesse apparente que le sol. Quand ce résultat est obtenu, on a évidemment :

$$\frac{\text{Vitesse réseau}}{\text{Vitesse sol}} = \frac{h}{H}$$

La connaissance de H et de la vitesse du réseau permet, h étant connu, de trouver la vitesse-sol.

VITESSE PROPRE ET VENT

La vitesse-sol peut aussi être déterminée par l'addition géométrique de la vitesse propre et de la vitesse vent. La vitesse propre V_p , dirigée suivant l'axe de l'avion, est donnée, par les anémomètres compensés et les lochs. Le vent peut être déterminé en grandeur et en direction par des procédés dont nous dirons quelques mots.

ANEMOMETRES COMPENSES

Nous avons vu, en étudiant les anémomètres (cf. p. 41), que la vitesse propre V_p , c'est-à-dire la vitesse réelle par rapport à l'air, s'obtient en multipliant la vitesse anémométrique V_a , lue sur le cadran de l'anémomètre, par 2 facteurs correctifs :

- $\frac{1}{\sqrt{V}}$, correspondant à l'altitude du vol ;
- le coefficient d'étalonnage K .

Le coefficient K qui varie généralement un peu avec la vitesse reste, nous l'avons dit, voisin de 1 dans une installation bien faite.

Le coefficient $\frac{1}{\sqrt{\delta z}}$ qui tient compte de la décroissance de

la masse spécifique de l'air avec l'altitude, prend, avec celle-ci, des valeurs importantes : 1,5 à 7.700 mètres, par exemple, dans l'atmosphère-type. On fait des anémomètres, dits

compensés, où l'on corrige automatiquement l'indication par l'intervention d'une capsule altimétrique dont les déplacements introduisent dans la cinématique du mécanisme des modifications donnant la correction d'altitude recherchée. Ces instruments sont basés sur l'hypothèse qu'à la pression atmosphérique mesurée par la capsule altimétrique, la masse spécifique de l'air est celle qui correspond à cette pression dans l'atmosphère-type.

Des anémomètres compensés d'un principe plus rigoureux font intervenir à la fois la pression atmosphérique et la température, c'est-à-dire les deux variables qui déterminent la masse spécifique de l'air.

LOCHS

La détermination directe de la vitesse propre par les *lochs* a tenté de nombreux chercheurs. Un *loch* est constitué schématiquement par une petite hélice qui, se vissant dans l'air, tourne à une vitesse proportionnelle à la vitesse propre, quelle que soit l'altitude.

Il suffit, par un procédé tachymétrique approprié, de mesurer la vitesse de rotation du moulinet pour connaître, compte tenu du pas de l'hélice, la vitesse propre.

Pratiquement, quels que soient les artifices, souvent très ingénieux, employés pour réduire au minimum le couple résistant du moulinet, celui-ci n'est jamais rigoureusement nul ; ce couple résistant constraint le moulinet à se visser dans l'air avec un léger recul correspondant au couple aérodynamique nécessaire pour entretenir la rotation. Pour une même vitesse propre ce recul augmente lorsque la masse spécifique de l'air diminue, autrement dit la vitesse de rotation du moulinet diminue légèrement avec l'altitude.

En plus de la mesure directe de la vitesse propre à toutes les altitudes, un autre avantage pour la navigation, recherché avec les lochs à moulinet, était la totalisation commode des espaces parcourus (analogie avec les compteurs totalisateurs des voitures).

Malheureusement la recherche de l'emplacement correct pour un loch présente les mêmes difficultés que pour les antennes anémométriques (cf. p. 52); ces instruments sont de plus encombrants, fragiles et très exposés au givrage.

Pour ces raisons, ils n'ont jamais été utilisés d'une manière courante.

Au lieu d'une hélice on a cherché à utiliser aussi, sans plus de succès, pour les mêmes raisons, des moulinets à cuillers du type Robinson.

Récemment, des lochs à pitot d'une conception très différente ont vu le jour et donnent satisfaction.

CONNAISSANCE DU VENT

La connaissance du vent, en grandeur et en direction, résulte soit des données de la météorologie, soit de mesures faites en vol.

Celles-ci relèvent de deux méthodes différentes. La première utilise les mesures du cap, de la vitesse propre, de la dérive et de la vitesse-sol qui permettent de construire le triangle des vitesses dont on connaît deux côtés et l'angle qu'ils comprennent. Le troisième côté détermine le vent.

La deuxième méthode est basée sur la mesure des dérives à deux caps différents. Traçons un cercle de rayon V_{p} , gradué de 0 à 360° , sur lequel nous plaçons OA_1 et OA_2 aux caps 1 et 2 auxquels on a mesuré les dérives d_1 et d_2 (fig. 64).

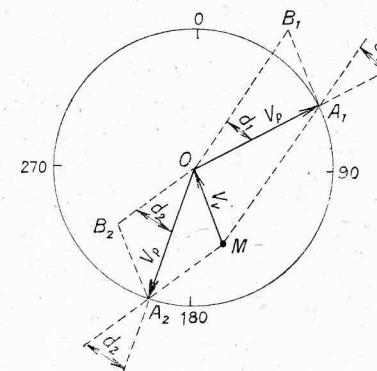


FIG. 64

Supposons le vent connu et construisons sur OA_1 et OA_2 les triangles des vitesses OA_1B_1 et OA_2B_2 . Par O menons la parallèle à A_1B_1 sur laquelle nous prenons le point M tel que $MO = A_1B_1 = A_2B_2 = V$.

On voit que $OM A_1 B_1$ et $OM A_2 B_2$ sont des parallélogrammes. D'où la construction : OA_1 et OA_2 étant placés suivant les caps 1 et 2, mener $A_1 M$ faisant avec OA_1 un angle égal à la dérive mesurée d_1 , avec son signe déterminé sur les prolongements en dehors du cercle ; mener de même $A_2 M$ faisant avec OA_2 l'angle d_2 ; ces 2 droites se coupent en M ; MO détermine la vitesse du vent en grandeur (à l'échelle du dessin) et en direction (lue sur le cercle). Cette construction est facilitée par l'emploi d'instruments spéciaux appelés calculateurs d'estime (voir p. 159) qui permettent de matérialiser le triangle des vitesses.

L'addition géométrique de la vitesse propre et de la vitesse vent, donnant la vitesse-sol et la dérive, est également rendue commode par l'emploi du calculateur d'estime.

MESURE DU TEMPS

La montre est évidemment un instrument indispensable au navigateur. Il n'y a pas grand'chose à dire de cet instrument qui est bien familier à tout le monde. Les montres utilisées en aviation diffèrent des montres courantes par leur boîtier qui permet la fixation sur la planche de bord. Elles doivent avoir de bonnes qualités pour fonctionner correctement dans des conditions assez dures (froid, vibrations, etc...). On utilise aussi des montres de poignet.

Une montre avec cadran ordinaire et grande trotteuse centrale permettant de compter facilement les secondes est suffisante. On construit cependant des montres plus compliquées avec des cadrants supplémentaires donnant, par exemple, la totalisation en minutes, du temps à partir du déclenchement de la trotteuse et la totalisation en heures et minutes du temps de vol.

EXPLOITATION DES MESURES DE L'ESTIME

Le travail du navigateur pour l'exploitation des données fournies par les instruments de mesure dont nous venons de parler, est facilité par l'utilisation de certains accessoires : règles rapporteurs, calculateurs d'estime, règles à calculs, dont il existe une grande variété.

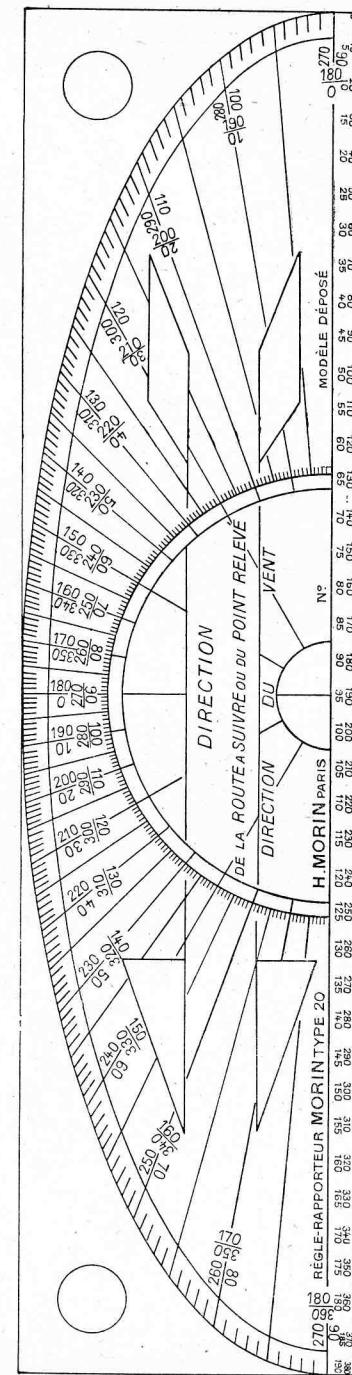


FIG. 65.

On a cherché aussi, à partir de ces données, à faire tenir la navigation à jour par des appareils automatiques, supplémentant le navigateur : traceurs de route et totalisateurs d'estime.

Nous allons passer rapidement en revue ces différents instruments.

REGLES RAPPORTEURS

Elles servent à mesurer et à porter sur la carte les angles de cap et les distances. Fabriquées en matière transparente, elles comportent un rapporteur d'angles, une échelle millimétrique et souvent des échelles graduées en kilomètres permettant de lire directement les distances, pour les échelles courantes, sur les cartes aéronautiques.

Il en existe de très nombreux modèles, mais les plus simples paraissent encore les meilleurs. La règle Morin représentée par la figure 65 est très employée.

CALCULATEURS D'ESTIME

On nomme ainsi un petit appareil qui sert à matérialiser le triangle des vitesses, les vecteurs représentatifs pouvant être orientés par rapport à une rose divisée de 0 à 360° et leur longueur étant lue sur des graduations en kilomètres-heure; une graduation spéciale permet de lire la valeur de la dérive.

Le calculateur d'estime doit permettre de résoudre les 4 problèmes fondamentaux suivants :

1° Déterminer le vent par la méthode des 2 dérives ; les données sont : les 2 caps, les 2 dérives et la vitesse propre.

2° Déterminer le vent connaissant le cap, la dérive, la vitesse propre et la vitesse-sol.

3° Déterminer la route, la dérive et la vitesse-sol, connaissant le cap, la vitesse propre et le vent.

4° Déterminer le cap, la dérive et la vitesse-sol, connaissant la route, la vitesse propre et le vent.

Il en existe une grande variété. Un exemple est donné par la fig. 66, qui représente le calculateur d'estime AAF type 40 Photal-Damien. Dans cet instrument, le vecteur vent peut être tracé au crayon sur un disque de rhodoïd transparent,

légèrement dépoli, intérieur à une rose coulissante et orientable qui permet de le situer en position et en grandeur par rapport au vecteur vitesse propre matérialisé par l'axe de

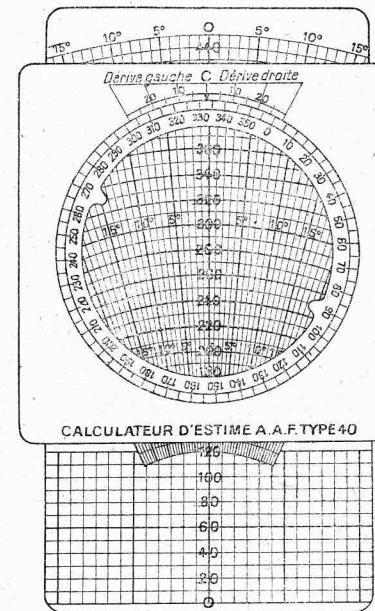


FIG. 66.

la plaquette rectangulaire fixe graduée de 0 à 440 km-h. Les différentes échelles et graduations portées par l'instrument permettent de résoudre les quatre problèmes fondamentaux précédés.

REGLES A CALCULS

Les calculs à effectuer dans la navigation nécessitent un effort d'attention et un temps qu'il est intéressant d'économiser par l'emploi d'une règle à calculs. On a conçu des règles à calculs, droites ou circulaires, dont la disposition et les notations particulières sont étudiées pour faciliter les opérations.

Elles sont parfois combinées avec les calculateurs d'estime. C'est le cas pour le calculateur d'estime AAF type 40 qui comporte au verso, non représenté sur la fig. 66, une règle à calcul circulaire.

TRACEURS DE ROUTE ET TOTALISATEURS D'ESTIME

Comme son nom l'indique, le traceur de route est un appareil qui trace sur une carte la route suivie par l'avion, au fur et à mesure de son déplacement.

A partir des éléments de l'estime : cap et vitesse propre, introduits directement par les instruments de mesure, et vent, affiché manuellement en grandeur et direction, l'appareil élabore automatiquement les composantes de la route suivant les directions nord-sud et est-ouest. Un style ou un crayon traceur, entraîné simultanément suivant ces deux composantes et placé initialement sur la carte au point correspondant à la position de départ, reconstitue la route.

Les traceurs de route, que nous mentionnons à titre documentaire, ne sont jamais entrés dans la pratique courante ; on leur a préféré les totalisateurs d'estime, beaucoup moins encombrants, et qui ont maintenant fait leur preuve.

Le totalisateur d'estime, dans lequel on introduit les mêmes éléments que dans le traceur de route, indique à tout instant les coordonnées estimées de l'avion, en latitude et en longitude, moyennant l'affichage initial des coordonnées de départ.

On préfère souvent ne pas introduire le vent dans le totalisateur d'estime qui indique alors la position par rapport à l'air. Pour avoir la position par rapport au sol il faut ajouter géométriquement la translation due au vent, pendant le temps qui s'est écoulé depuis l'affichage des coordonnées de départ.

Les totalisateurs d'estime ont de l'intérêt pour la navigation à longue distance ou lorsque le voyage comporte de nombreux changements de cap.

POINT

Nous nous contenterons de quelques brèves généralités sur les instruments utilisés pour faire le point, dont l'étude détaillée, exigeant de longs développements, sortirait du cadre de cet ouvrage.

POINT PAR RELEVEMENTS OPTIQUES

Le problème est de situer l'avion par rapport à des repères terrestres éloignés identifiables. C'est un problème de triangulation analogue à ceux qui sont traités d'une façon

constante en topographie, mais on se contente d'une précision beaucoup moins poussée.

Soit A, un repère terrestre caractéristique : clocher, sommet montagneux, etc. (v. fig. 67). L'avion étant en M, on appelle *gisement* de A, l'angle que fait MA avec l'axe longitudinal de l'avion MX. Cet angle est compté positivement de

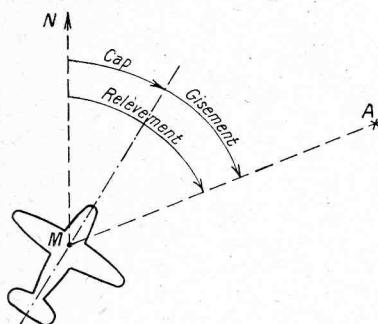


FIG. 67.

0 à 360°, à partir de MX, dans le sens de la marche des aiguilles d'une montre.

On appelle *relèvement* du point A, l'angle que fait MA avec la direction du nord MN. Cet angle est compté positivement de 0 à 360°, à partir de MN, dans le sens de la marche des aiguilles d'une montre. On a évidemment :

$$\text{Relèvement} = \text{gisement} + \text{cap}$$

La mesure du relèvement d'un point A donne un premier lieu de position de l'avion qui est la droite passant par A et faisant avec la direction du nord un angle égal à l'angle de relèvement.

La mesure du relèvement d'un second point B donne une deuxième droite de position qui coupe la première en un point donnant la position de l'avion.

Pour mesurer les gisements on utilise un instrument appelé *taximètre*, constitué par une couronne circulaire horizontale, graduée de 0 à 360° dans le sens de la marche des aiguilles d'une montre, autour du centre de laquelle peut tourner dans tous les azimuts une alidade de visée. Le diamètre 0-180 de la couronne est parallèle à l'axe longitudinal de l'avion. L'alidade est souvent constituée par deux bras verticaux dont l'un porte une fente étroite par laquelle on vise un fil porté par l'autre. Ces deux bras sont rabattus en période de non utilisation.

Les compas de navigation (v. fig. 47 et 48) sont parfois munis d'une alidade de visée analogue à celle des taximètres, qui permet de faire directement sur la rose la mesure des relèvements, d'où gain de temps et élimination des erreurs possibles dans les additions d'angles de cap et de gisement que nécessite l'emploi du taximètre. Le même résultat peut être obtenu avec un taximètre, dont la couronne graduée est constamment maintenue orientée au nord par un compas répétiteur.

Taximètre et compas de relèvement sont des instruments rustiques, utilisés surtout sur la mer, au voisinage des côtes où le navigateur ne dispose pour se situer que de repères terrestres lointains.

Ils doivent évidemment être placés dans un endroit où les vues sont très dégagées (c'est d'ailleurs cette nécessité dont ne s'accommode pas toujours un compas qui, jointe à sa rusticité, justifie l'emploi du taximètre). Ils ne sont guère employés que sur les avions ou hydravions d'un certain tonnage.

POINT PAR RADIO

Les méthodes de point par visée optique ont leur équivalent dans le domaine radioélectrique. La radiogoniométrie permet de mesurer à de grandes distances le gisement ou le relèvement des postes d'émission par des procédés basés sur le fait que la réception avec un cadre s'annule lorsque le plan de celui-ci est perpendiculaire à la direction de l'émetteur. Ces mesures sont d'ailleurs entachées d'erreurs qui nécessitent des corrections spéciales.

Les nouveaux procédés radio mis au point au cours de cette guerre donnent la possibilité de faire un point radio dans un temps très court avec une grande précision. Ils sont basés sur la mesure de la différence des temps que mettent les émissions de deux stations pour arriver à l'avion; cette différence de temps est la même pour tous les points d'une hyperbole dont les deux stations sont les foyers. Ces hyperboles, tracées à l'avance sur des cartes, donnent un lieu de position. Avec une troisième station émettrice on a la possibilité de se situer sur une deuxième hyperbole qui coupe la première en un point qui définit la position de l'avion.

POINT ASTRONOMIQUE

Les astres (étoiles et planètes) sont des repères naturels que les navigateurs utilisent depuis bien longtemps. Pour qu'un observateur terrestre puisse définir sa position par l'observation des astres, il lui faut connaître :

- la position exacte des astres dans le ciel (sphère céleste); la position des astres, calculable à l'avance, est consignée dans la « Connaissance des Temps » que publie annuellement le bureau des Longitudes; les « Ephémérides Aéronautiques » qui en sont extraites sont conçues pour faciliter le travail du navigateur aérien;
- la hauteur angulaire au-dessus de l'horizon des astres utilisés, c'est-à-dire l'angle formé par la direction de l'astre avec l'horizontale; cette mesure est effectuée à l'aide d'un *sextant*;
- l'instant précis de l'observation qui définit la position relative à cet instant du globe terrestre et de la sphère céleste; on emploie pour cela un *chronomètre* de haute précision ou un instrument chronométrique spécial, le *sidéromètre*.

Il reste alors à accomplir des calculs qui sont facilités par l'emploi de tables, d'abaques ou de calculateurs mécaniques.

PROTECTION ET SAUVETAGE

GÉNÉRALITÉS

Le voyage aérien sur les lignes de transport régulières a atteint un haut degré de confort et de sécurité dû à la qualité du matériel et des procédés de navigation, et le voyageur emprunte l'avion en tenue de ville dans les mêmes conditions que n'importe quel autre moyen de locomotion. Mais l'aviation sportive, touristique ou militaire présente, indépendamment même pour cette dernière des risques de guerre, certaines incommodités et certains risques auxquels des équipements appropriés s'efforcent de remédier.

Certains visent à protéger l'aviateur contre les effets de l'altitude (froid et dépression), le vent, la pluie, le bruit, les chocs et les accélérations, qui peuvent rendre le vol pénible et même dangereux, et contre le grave danger que constitue le feu, notamment dans les accidents au sol.

D'autres sont destinés à assurer le sauvetage de l'aviateur en perdition, contraint de quitter le bord en vol ou après un amerrissage forcé.

Plutôt que de nous limiter aux équipements les plus courants (pratiquement parachutes et attache-pilotes), il nous a semblé intéressant de donner une vue d'ensemble sommaire sur les sujétions qu'impose le vol dans toutes conditions et à toutes altitudes. A cet égard, signalons dès maintenant, pour n'y plus revenir, l'emploi d'extincteurs d'incendie, fixes pour les moteurs et mobiles pour les cabines.

PROTECTION

PROTECTION CONTRE LES EFFETS DE L'ALTITUDE, LE VENT, LA PLUIE, LE BRUIT.

Les effets de l'altitude sur l'organisme humain résultent de l'influence de deux facteurs distincts : la dépression atmosphérique et le froid.

Tant que l'altitude n'est pas très élevée, la protection contre le froid est seule nécessaire. La plupart des avions ont maintenant une cabine fermée qui constitue une bonne protection, non seulement contre le froid, mais aussi contre le vent, la pluie et le bruit, et dans laquelle les précautions vestimentaires à prendre sont à peu près celles qui conviennent en automobile. Ces cabines ont des dispositifs réglables d'aération et souvent de réchauffage. Ce dernier s'obtient par une circulation d'air chaud qui emprunte ses calories aux gaz d'échappement ou aux radiateurs des moteurs. On s'arrange souvent pour que les arrivées d'air chaud s'effectuent sur les pieds et les mains qui bénéficient ainsi du maximum de chauffage.

VETEMENTS DE VOL

La protection du corps par des vêtements spéciaux a donc perdu beaucoup de son intérêt qui subsiste néanmoins sur les avions découverts ou quand les vols s'effectuent par des températures rigoureuses dues au climat, à la saison ou à la grande altitude, pour lesquelles le chauffage de cabine même est insuffisant.

Il existe une grande variété de vêtements de sol : sous-vêtements, combinaisons, vestes et pantalons de cuir, gants et chaussons en cuir fourré. Ils sont conçus pour faciliter l'habillage et le déshabillage et donner de l'aisance à l'utilisateur. On utilise des combinaisons, des sous-vêtements, des sous-gants et des sous-chaussons chauffants. Ce chauffage est obtenu grâce à un ensemble de résistances électriques souples isolées, convenablement réparties, qu'une prise de

courant permet de brancher sur le réseau du bord. Une combinaison chauffante consomme une centaine de watts.

Sur avion découvert, l'équipement de l'aviateur est ordinairement complété par un casque ou un serre-tête et des lunettes.

Le casque, en liège et caoutchouc mousse recouverts de cuir, sert à tenir au chaud, à protéger contre les chocs en cas d'accident au sol et à boucher les oreilles pour isoler l'aviateur du bruit. Les pattes rabattables sur les oreilles peuvent en outre servir à fixer les écouteurs téléphoniques ou radio. Le casque n'est plus guère employé que par les élèves-pilotes en école. On lui préfère généralement le serre-tête d'un port plus agréable.



FIG. 68.

Les lunettes qui servent à protéger les yeux contre le vent sont munies de bourrelets en caoutchouc assurant un bon contact sur le visage. Pour éviter le dépôt de buée, des ouvertures sont prévues dans la monture, qui assurent une circulation d'air sur l'intérieur des verres. Ces derniers sont grands et bombés pour donner un champ visuel aussi grand que possible.

EFFETS DES HAUTES ALTITUDES

La diminution de la pression atmosphérique avec l'altitude se fait sentir pour les altitudes assez grandes par des effets physiques directs et par les conséquences qui résultent de la diminution de la pression (ou tension) partielle de l'oxygène.

Les effets physiques directs se manifestent dans les organes qui comportent des cavités remplies d'air : le tube digestif (estomac et intestins), les sinus de la face et l'oreille moyenne. Si la mise en équilibre de pression du tube digestif avec l'atmosphère ne procure jamais de gêne sérieuse, il n'en est pas toujours de même en ce qui concerne les sinus et l'oreille moyenne. Les inflammations du nez et de la gorge obstruant plus ou moins les orifices de communication peuvent provoquer, surtout à la descente, des douleurs extrêmement vives. Pour y remédier, on peut ralentir la vitesse de montée ou de descente et essayer de faciliter la mise en équilibre de pression par des déglutitions et des bâillements. A la descente, on peut aussi souffler en fermant la bouche et en pinçant le nez ; il faut souffler progressivement et non violemment, ce qui risquerait d'entraîner des mucosités et des microbes dans les sinus et la trompe, d'où risque de sinusite et d'otite.

A partir de 8 ou 10.000 mètres, apparaissent parfois des douleurs articulaires dont les causes sont mal connues et qui sont sans remède. Elles disparaissent d'ailleurs à la descente.

Avant d'exposer les effets de la diminution de tension partielle de l'oxygène, rappelons d'abord la loi du mélange des gaz ou loi de Dalton, qui nous précisera de quoi il s'agit :

« La pression d'un mélange de gaz sans action chimique réciproque est égale à la somme des pressions qu'aurait

« chacun des gaz s'il occupait seul le volume total, à la même température. »

L'air atmosphérique est un mélange renfermant, en volume, environ 79 % d'azote, 21 % d'oxygène, des traces de gaz carbonique et de différents autres gaz et, en outre, une proportion variable de vapeur d'eau. Chacun de ces éléments gazeux a sa pression propre, ou pression partielle, dont la somme forme la pression atmosphérique.

On sait que la respiration provoque dans les alvéoles pulmonaires des échanges gazeux entre l'air inspiré et le sang veineux : une partie de l'oxygène de l'air traversant la mince paroi des alvéoles, puis celle des capillaires, se combine à l'hémoglobine, tandis qu'une partie du gaz carbonique contenu dans le sang veineux pénètre, au contraire, dans les alvéoles pour être rejetée au dehors par l'expiration. Dans l'air expiré, on trouve également une assez forte proportion de vapeur d'eau provenant d'une simple évaporation dans les alvéoles, c'est-à-dire, en somme, d'une transpiration pulmonaire.

Les 2 éléments essentiels qui interviennent dans la respiration sont :

- la quantité d'oxygène nécessaire par unité de temps à l'organisme ; cette quantité est fonction du travail musculaire fourni ;
- la pression partielle de l'oxygène de l'air alvéolaire, qui détermine la vitesse d'absorption et, par conséquent, pour une cadence respiratoire définie, la quantité d'oxygène absorbée par unité de temps. Ce second élément est donc primordial dans le phénomène en cause.

A partir de 3.000 mètres environ, si l'on en croit les médecins, le ralentissement des échanges gazeux pulmonaires par diminution de la pression partielle d'oxygène ne permet plus de satisfaire les besoins de l'organisme. Il faut alors fournir à l'aviateur de l'oxygène selon un débit croissant avec l'altitude, de manière à rétablir dans l'air alvéolaire une pression partielle d'oxygène voisine de celle du sol, ou tout au moins supérieure à celle de l'altitude de 3.000 mètres. De plus la diminution corrélatrice de la pression partielle de gaz carbonique n'est pas sans effet : elle provoque une élimination excessive de ce gaz du sang où une certaine

quantité est nécessaire, notamment pour exciter le fonctionnement des poumons.

INHALATEURS

Les inhalateurs d'oxygène sont des appareils qui donnent aux différentes altitudes le débit d'oxygène convenable pour la respiration. Ils peuvent être à débit automatique ou à débit commandé. Les inhalateurs utilisés dans les différents pays sont de concepions souvent très différentes. Nous nous contenterons de décrire les inhalateurs français qui soutiennent avantageusement la comparaison avec les matériels étrangers. Les inhalateurs utilisés en France sont automatiques, c'est-à-dire que le débit à chaque altitude est réglé par des capsules altimétriques analogues à celles employées dans les altimètres. Le réglage automatique, s'il constitue une complication, présente le grand avantage de libérer les utilisateurs du souci constant que donne le réglage manuel.

Inhalateurs individuels. — Un ensemble inhalateur individuel complet est constitué de la façon suivante (v. fig. 69) :

- Une ou deux bouteilles d'oxygène comprimé à 150 hpz. Ces bouteilles en acier ont une capacité de 6,66 litres, soit 1.000 litres d'oxygène détendu au sol (760 mmHg et 15°).
- Un prédétendeur fixé directement sur la bouteille, ramenant la pression à une valeur variant entre 4 et 5 hpz.
- Un régulateur de débit placé sur la planche de bord ou à portée de la main de l'utilisateur, qui comporte :
 - les mécanismes réglant le débit en fonction de l'altitude, suivant le graphique de la fig. 70 ;
 - un manomètre donnant la pression dans la bouteille ;
 - un contrôleur de débit.

Il est relié au prédétendeur par une canalisation basse pression en cuivre rouge amenant l'oxygène détendu, et une canalisation haute pression en cuivre rouge transmettant au manomètre de contrôle la pression de la bouteille.

Un système de débit de secours permettant de pallier, le cas échéant, les incidents de fonctionnement du mécanisme automatique est intégré dans le régulateur de débit.

- Un relais de cabine fixé sur une paroi de l'avion, qui

reçoit, par un tuyau en caoutchouc, l'oxygène venant du régulateur de débit. Il est en outre muni de prises électriques le raccordant au réseau de 24 volts du bord et au circuit téléphonique.

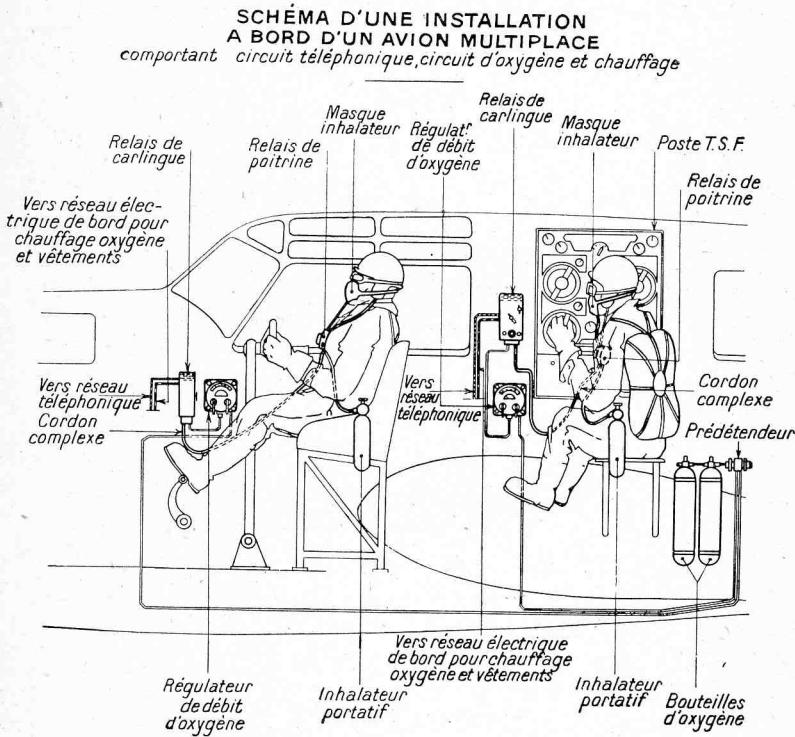


FIG. 69.

— Un relais de poitrine fixé sur la poitrine de l'utilisateur par un système de sangles. Il sert de relais de connexion pour les circuits électriques et la canalisation d'oxygène aboutissant à l'équipement porté par l'utilisateur : téléphone (écouteurs et laryngophones), masque inhalateur (voir ci-après), vêtements chauffants.

— Un cordon complexe, sorte de tuyau flexible où circule l'oxygène et dans la paroi duquel sont noyés les conducteurs électriques des différents circuits indiqués ci-dessus, qui réunit le relais de poitrine au relais de cabine. Le cordon complexe reste normalement fixé au relais de cabine par une

fiche spéciale. Il se fixe au relais de poitrine par une fiche à montage et démontage rapides qui permet à l'utilisateur tout équipé de se brancher ou de se débrancher instantanément.

— Un masque étanche coiffant le nez et la bouche, où débouche le conduit d'amenée de l'oxygène qu'on branche sur le relais de poitrine. L'oxygène froid de la bouteille, refroidi encore par les deux détentes successives, est réchauffé dans le masque à une température moyenne de 15° par une résistance électrique dont l'alimentation est prise également sur le relais de poitrine. Ce réchauffage évite l'action nocive du froid sur les voies respiratoires, empêche la condensation ou la congélation de la vapeur d'eau expirée et diminue le besoin d'oxygène. Le masque est muni d'un tube chenille souple de mise à l'air libre, dont le volume, augmenté de celui compris entre le masque et le visage, permet une récupération partielle de l'oxygène débité pendant l'expiration. Il retient aussi une partie du gaz carbonique expiré, ce qui permet de maintenir la pression partielle de ce gaz à une valeur convenable.

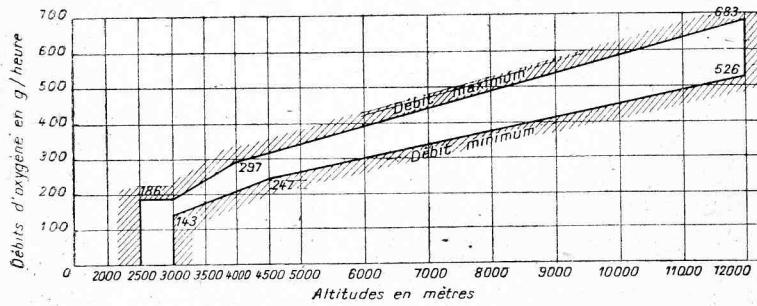


FIG. 70.

Graphique indiquant le débit des inhalateurs français en fonction de l'altitude.

Inhalateurs portatifs. — Les inhalateurs individuels, dont les éléments sont liés à l'avion, ne permettent ni les déplacements à l'intérieur de celui-ci ni l'évacuation en parachute, à haute altitude.

Les inhalateurs portatifs remèdent à ces lacunes. L'inhalateur portatif est un simple détendeur à débit constant (250 à 300 l/h.) monté directement sur une petite bouteille d'oxygène d'un litre de capacité, chargée à 150 hpa (soit 150

litres d'oxygène à 15° et 760 mmHg), permettant par conséquent une utilisation de 25 à 30 minutes. La bouteille s'accroche à la ceinture du parachute de l'utilisateur. Un manomètre permet le contrôle de la pression dans la bouteille. L'arrivée d'oxygène se fait par le relais de poitrine sur lequel un robinet spécial permet de brancher le masque inhalateur soit sur l' inhalateur individuel, soit sur l' inhalateur portatif.

La légèreté de ces inhalateurs est évidemment une qualité primordiale. Certaines bouteilles en alumag fretté par un fil d'acier ont un poids de l'ordre de 1 kg. 100 et une pression d'éclatement supérieure à 500 hpa. Le poids d'un litre d'oxygène à 150 hpa est de 214 grammes.

Altitude limite d'utilisation. — En résumé, d'après ce qui précède, on voit que le principe des inhalateurs français consiste à faire respirer à l'utilisateur un mélange gazeux fortement oxygéné, mais qui reste sensiblement à la pression atmosphérique puisque le masque inhalateur est en relation directe avec l'air ambiant. Ainsi, en supposant que l'on ne respire plus que de l'oxygène pur, quand la pression atmosphérique atteint la valeur qui est celle de la pression partielle minimum d'oxygène nécessaire pour assurer le fonctionnement correct des échanges alvéolaires, on est à l'altitude maximum d'utilisation de l'inhalateur. Cette altitude est de l'ordre de 12.300 mètres. Pratiquement des altitudes supérieures ont été atteintes par des gens entraînés et pour une durée assez faible.

A l'étranger, des inhalateurs d'une conception différente ont été mis au point, qui maintiennent dans le masque une certaine surpression qui recule ainsi l'altitude limite d'utilisation. Dans ces appareils, l'expiration s'effectuant par une soupape qui évite la rentrée de l'air ambiant, l'azote, gaz inutile dont la pression partielle diminue d'autant celle de l'oxygène, finit par s'éliminer complètement du circuit respiratoire.

CABINES ETANCHES

Pour atteindre des altitudes supérieures à celles qui sont permises par les inhalateurs, ou plus généralement pour s'affranchir des sujétions qu'impose l'emploi de ces appareils,

on construit à présent des avions à cabine étanche dans lesquels des compresseurs d'air maintiennent, pour les altitudes supérieures, la pression correspondant à 2.500 mètres environ.

Les problèmes ardus que pose la réalisation de ces cabines sont maintenant résolus : compresseurs spéciaux fournissant un air respirable, étanchéité et résistance de la cabine, élimination des produits de la respiration (gaz carbonique, vapeur d'eau, toxines) et des vapeurs ou des gaz nocifs ou incommodes, réglage de la température, etc...

PROTECTION CONTRE LES CHOCS ET LES ACCÉLÉRATIONS

Dans les accidents au décollage ou à l'atterrissement, le pilote, projeté en avant, vient heurter de la tête la planche de bord, ou se trouve projeté à l'extérieur de l'avion. Il en résulte pour lui des risques graves contre lesquels le port du casque est une première assurance. Mais ces risques se trouvent fortement atténués si le pilote est solidement attaché sur son siège. En vol, le mauvais temps, les acrobaties, imposent à l'avion des accélérations ou des positions qui peuvent tendre à décoller le pilote de son siège pour le grand dam de son confort et même de sa sécurité, puisqu'on a vu des aviateurs « vidés » de leurs appareils.

ATTACHE-PILOTES

Les attache-pilotes, comme leur nom l'indique, ont pour but d'attacher le pilote sur son siège par des sangles fixées à ce dernier. Réduites, en général, à une ceinture sur les avions normaux, les attache-pilotes, quand elles sont destinées aux avions acrobatiques, comprennent, en plus des sangles passant sur les épaules (bretelles) et les cuisses, qui assujettissent le pilote d'une manière très ferme sur son siège. L'agrafeage se fait par une boucle en acier de fonctionnement très sûr permettant un dégrafeage instantané. Les sangles à haute résistance sont tissées en lin ou en chanvre. Leur forme plate permet de répartir les efforts sur le corps avec, parfois, des coussins appropriés ; leur élasticité intervient pour amortir les efforts trop brutaux.

Il existe une grande variété de modèles d'attache-pilotes dont l'originalité réside particulièrement dans la boucle.

On fait des attache-pilotes à rappel élastique blocable. Dans les moments où l'assujettissement étroit sur le siège ne s'impose pas, le déblocage, commandé par une manette, permet une relative aisance.

SAUVETAGE

Par suite de circonstances diverses, la situation d'un avion peut devenir critique au point d'obliger les occupants à évacuer le bord. Cette éventualité peut se présenter en vol à la suite d'une rupture de pièce ou d'un incendie, par exemple. La nécessité de l'emploi des parachutes est apparue à la fin de la guerre 1914-1918, et il peut maintenant paraître surprenant que leur port ne soit devenu obligatoire dans l'aviation militaire française qu'en 1923, tant cet équipement est devenu familier. On peut aussi s'étonner que, par souci de ne pas effrayer une clientèle qui, à notre époque, devrait cependant être suffisamment informée des choses de l'air, le parachute soit banni des avions de transport pour passagers.

Suprême et très sûr recours quand la défaillance de l'avion est irrémédiable, le parachute a vu, au cours de la récente guerre, s'ajouter à son rôle de sauveteur des fonctions nouvelles. On l'a, en effet, utilisé très largement pour lancer aux troupes à terre des armes, des munitions, des approvisionnements de toutes sortes, et pour lancer sur les arrières de l'ennemi des troupes tout équipées.

Nous nous contenterons de mentionner ces utilisations particulières et nous nous en tiendrons aux parachutes de secours.

Dans le cas d'utilisation au-dessus de l'eau, le parachute ne pourrait qu'offrir un sursis s'il n'était complété par un dispositif permettant au naufragé de surnager commodément. Au cours de cette guerre, où de très nombreux avions évoluaient au-dessus des mers, l'emploi des gilets et des canots de sauvetage a pris un grand développement.

PARACHUTES

PRINCIPE. — On apprend en physique élémentaire que tous les corps tombent dans le vide suivant un mouvement uniformément accéléré, dont l'accélération, due à la pesanteur, est la même pour tous les corps en un même lieu. Lorsque la chute a lieu dans l'air, celui-ci oppose au mouvement une résistance qui croît avec la vitesse. La vitesse augmente donc jusqu'au moment où la résistance devient égale au poids du corps ; à partir de ce moment, la chute se poursuit à vitesse constante. Cette vitesse limite, pour un corps de poids déterminé, est d'autant plus faible que le corps offre à l'air une surface d'action plus grande. Pour limiter à une valeur jugée acceptable la vitesse limite de chute d'un corps dans l'air, il suffit de le suspendre à une voilure de toile légère qui, en se déployant, offrira une grande résistance à la chute. C'est là le principe bien connu du parachute.

Un parachute prêt à l'utilisation se présente sous l'aspect d'un sac en forte toile qu'un harnachement permet de fixer solidement sur le corps. Le sac contient la voilure pliée et les cordages, appelés *suspentes*, qui la relie au harnachement. Le parachute est généralement dorsal, mais on utilise aussi des parachutes-sièges qui, en position assise, sont moins gênants ; comme ils sont, par contre, très gênants pour circuler, leur emploi tend à disparaître en France.

Quand le parachutiste quitte l'avion, l'ouverture du sac est provoquée soit automatiquement par la traction brusque d'un câble fixé à l'avion, soit volontairement par le parachutiste actionnant une commande spéciale. Un petit parachute, dit extracteur, est projeté hors du sac par un ressort et extrait la voilure principale au sommet de laquelle il est accroché (v. fig. 71). La voilure sort d'abord en forme de torche, puis se déploie en freinant la descente jusqu'à la vitesse limite de 6 à 7 m/s.

DESCRIPTION. — Nous allons reprendre, pour en donner une description un peu plus détaillée, chacun des éléments constitutifs d'un parachute.

Le parachute extracteur est généralement fixé sur une

armature formée de deux ressorts en fil d'acier qui se coupent à angles droits. On réunit les 4 branches de l'armature pour enfiler le parachute extracteur dans le sac, sur la voilure déjà pliée. L'élasticité de cette armature fera donc

jaillir l'extracteur au moment de l'ouverture du sac. Il existe d'ailleurs d'autres systèmes de parachutes extracteurs.

La voilure principale a la forme d'une calotte dont le diamètre de base est de l'ordre de 6 mètres, la hauteur de 1 m. 50 et la surface de 50 m². Elle est percée au sommet d'une ouverture, appelée cheminée, dont le rôle est de donner de la stabilité au parachute en régularisant l'écoulement de l'air comprimé sous la calotte. Sans elle, cet air aurait tendance à s'échapper par les bords en bouffées irrégulières, provoquant des oscillations et des secousses.

La calotte est formée par un certain nombre de fuseaux de soie (12 à 16) solidement cousus. Le coton, produit de remplacement, a des qualités inférieures à celles de la soie en ce qui concerne l'encombrement et le poids, notamment. Le nylon, par contre, jouit actuellement d'une grande faveur en raison de ses remarquables qualités d'élasticité, de résistance, de légèreté et d'imputrescibilité.

Voilure de parachute Aérazur.

formée par un certain nombre de fuseaux de soie (12 à 16) solidement cousus. Le coton, produit de remplacement, a des qualités inférieures à celles de la soie en ce qui concerne l'encombrement et le poids, notamment. Le nylon, par contre, jouit actuellement d'une grande faveur en raison de ses remarquables qualités d'élasticité, de résistance, de légèreté et d'imputrescibilité.

Au bord de la cheminée sont fixés quelques « brins » de ruban ou de tresse qui, réunis en un point, forment le « cône de cheminée » auquel le parachute extracteur est attaché par une « drisse » de 1 à 2 mètres.

Du bord inférieur de la voilure, ou « bord d'attaque », partent des suspentes, constituant le « cône de suspension », qui aboutit aux amortisseurs. Les suspentes sont des cordages en soie, tressés de manière à ne pouvoir se vriller. Leur fixation sur la voilure réclame les plus grands soins. A chaque couture méridienne d'assemblage des fuseaux de

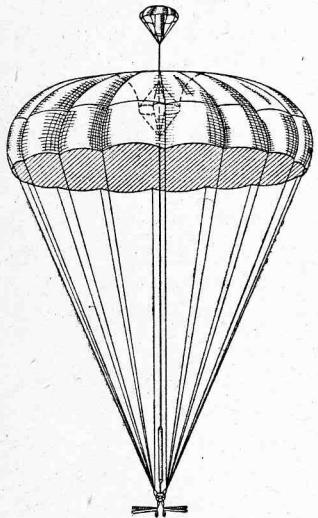


FIG. 71.

jaillir l'extracteur au moment de l'ouverture du sac. Il existe d'ailleurs d'autres systèmes de parachutes extracteurs.

La calotte est formée par un certain nombre de fuseaux de soie (12 à 16) solidement cousus. Le coton, produit de remplacement, a des qualités inférieures à celles de la soie en ce qui concerne l'encombrement et le poids, notamment. Le nylon, par contre, jouit actuellement d'une grande faveur en raison de ses remarquables qualités d'élasticité, de résistance, de légèreté et d'imputrescibilité.

Au bord de la cheminée sont fixés quelques « brins » de ruban ou de tresse qui, réunis en un point, forment le « cône de cheminée » auquel le parachute extracteur est attaché par une « drisse » de 1 à 2 mètres.

Du bord inférieur de la voilure, ou « bord d'attaque », partent des suspentes, constituant le « cône de suspension », qui aboutit aux amortisseurs. Les suspentes sont des cordages en soie, tressés de manière à ne pouvoir se vriller. Leur fixation sur la voilure réclame les plus grands soins. A chaque couture méridienne d'assemblage des fuseaux de

la voilure est fixée une suspente sur une assez grande longueur, les suspentes diamétralement opposées étant parfois formées d'un seul brin qui fait le tour de la calotte.

Les suspentes sont réunies à la partie inférieure pour leur fixation au harnachement par l'intermédiaire des amortisseurs. Le rôle de ceux-ci est d'amortir le choc que provoque l'ouverture brusque du parachute, équivalant à un coup de frein puissant donné à la chute du corps. Ils sont, en général, basés sur la déchirure d'une sangle ou des coutures d'une sangle repliée et cousue. On utilise aussi des amortisseurs à frottement constitués par un cordage glissant avec frottement dans des trous percés dans une pièce métallique.

La fixation du parachute sur le corps de l'utilisateur est étudiée pour limiter autant que possible la gêne qu'elle procure et pour répartir les efforts au moment de l'ouverture, sur les parties du corps les plus résistantes.

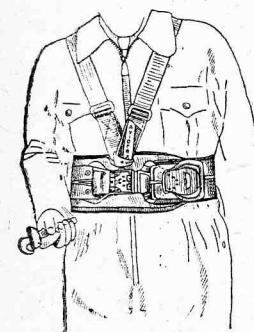


FIG. 72.

Ceinture de parachute Aviorex.

risque de le traîner dangereusement. Il est évident que le bon fonctionnement de la boucle est un élément important de la sécurité du parachute. A cet égard, il est nécessaire que son ouverture ne puisse se produire intempestivement par un geste involontaire. On exige donc pour cette manœuvre deux mouvements successifs différents, par exemple rotation, puis pression.

Si la fixation par ceinture offre le maximum d'aisance dans le port du parachute, elle a, par contre, l'inconvénient d'appliquer l'effort à l'ouverture sur une partie du corps

assez peu résistante : l'abdomen. Les parachutes à harnais (v. fig. 73), qu'on emploie sur les avions rapides, donnent au contraire une meilleure répartition des efforts au prix d'une

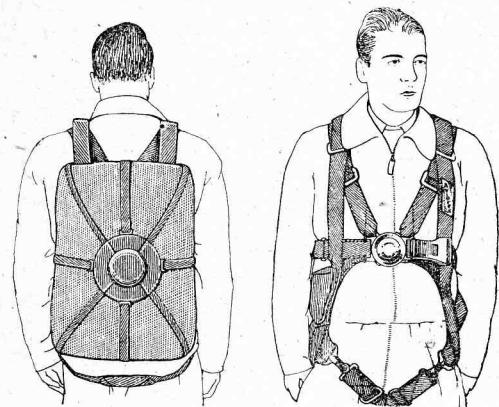


FIG. 73.

Parachute à harnais Aviorex.

gêne plus grande. Le harnais est formé de sangles d'une largeur minimum de 40 m/m, portant souvent des coussins pour mieux répartir les efforts. Il comprend, en général, une sangle principale en forme de U, accrochée aux suspentes par les amortisseurs, dans laquelle l'utilisateur se trouve en quelque sorte assis. Cette sangle principale est maintenue au corps par d'autres sangles constituant les bretelles, la ceinture et les cuissards, qui sont réunies par une boucle à dégraflage rapide.

Le sac qui renferme la voilure et le parachute extracteur est en forte toile de coton imperméabilisée. Le fond est tendu par une armature en corde à piano, galbée, dans le cas des parachutes dorsaux, pour épouser la forme du dos. Les côtés sont formés par 4 pattes qui se rabattent sur la voilure pliée ; elles sont maintenues serrées par un dispositif de fermeture spécial. Un élastique de rappel est tendu entre le cadre et l'extrémité de chaque patte. Il a pour but d'écarteler instantanément celle-ci au moment de l'ouverture.

Au moment de l'utilisation, les dispositifs de fermeture peuvent être ouverts automatiquement par la tension brusque d'un câble métallique de 4 à 8 mètres de longueur,

attaché à l'avion, ou, volontairement, par l'action du parachutiste sur une commande à main fixée au harnachement.

La fermeture à ficelle est constituée simplement par une ficelle passée dans les 4 boucles d'extrémité des pattes. L'ouverture automatique se fait par une boucle terminant le câble, dans laquelle passe la ficelle qui se trouve rompue au moment de la traction. L'ouverture commandée se fait par une poignée placée sur la partie avant du harnais ou de la ceinture, qui, par un câble, permet d'arracher la pièce assurant la réunion des boucles terminales de la ficelle.

Les fermetures à ficelle tendent à être abandonnées pour les fermetures par une pièce métallique (anneau, goupille, etc...) dont l'arrachement provoque l'ouverture.

Le dispositif de fermeture est protégé par un disque en métal ou en caoutchouc moulé.

Le poids des parachutes de secours est, en moyenne, inférieur à 10 kg.

Le pliage des parachutes fait l'objet d'une technique très spéciale et très méticuleuse. Les parachutes doivent être stockés dépliés dans des bâtiments bien secs, à température modérée, à l'abri du soleil et même de la lumière trop vive.

UTILISATION. — Lorsqu'un parachutiste quitte son avion en vol, il est animé, par rapport à l'air, d'une vitesse égale à celle de l'avion ; cette vitesse se compose avec celle que lui communique la pesanteur. Dans le vide, sa trajectoire serait une parabole : déplacement horizontal à vitesse uniforme, déplacement vertical à vitesse uniformément accélérée. Dans l'air, cette chute est freinée et au bout d'un certain temps, elle devient verticale (s'il n'y a pas de vent) à vitesse uniforme. D'après les mesures faites au cours de sauts à haute altitude avec ouverture près du sol, cette vitesse limite de chute est en moyenne de 55 m/s (environ 200 km/h). Le parachute doit ramener cette vitesse de chute à une valeur inférieure à 7 m/s qui correspond à un saut d'une hauteur de 2 m. 50.

Le temps qui s'écoule entre l'instant où le parachutiste évacue l'avion et l'instant où la voilure commence à sortir du sac, s'appelle le retard à l'extraction. Il est inférieur à 1,5 seconde dans le cas d'ouverture automatique. Le temps qui s'écoule entre le même instant initial et l'instant où la

voilure est complètement déployée s'appelle la durée d'ouverture. Toujours dans le cas d'ouverture automatique, elle ne dépasse pas 3,5 secondes, soit une chute inférieure à 70 mètres environ.

L'effort au moment de l'ouverture doit être, d'après les conditions françaises d'homologation, inférieur à 700 kgs pour les parachutes à ceinture et à 900 kgs pour les parachutes à harnais, sur un mannequin en caoutchouc de 80 kgs. Ces résultats sont obtenus sans amortisseurs pour les vitesses de lancer inférieures à 80 m/s ; pour les vitesses supérieures, les amortisseurs deviennent indispensables. Pour les vitesses de lancer supérieures à 120 m/s, les efforts à l'ouverture deviennent exagérés et il n'est plus possible d'utiliser l'ouverture automatique, sans risquer de déchirer la voilure ou de commotionner le parachutiste. Il est nécessaire d'avoir recours à l'ouverture commandée : le parachutiste, après s'être lancé, attend les 4 ou 5 secondes qui sont suffisantes pour que la résistance de l'air réduise sa vitesse à une valeur à laquelle l'ouverture peut s'effectuer sans danger. La tendance est d'ailleurs maintenant d'abandonner complètement l'ouverture automatique pour s'en tenir à l'ouverture commandée, comme cela se pratique déjà à l'étranger.

Dans des cas exceptionnels, l'ouverture retardée volontaire peut permettre, surtout dans le vol à voile, d'échapper aux ascensions très fortes qui, certains accidents l'ont prouvé, peuvent entraîner le parachutiste jusqu'à des altitudes élevées.

Dans l'utilisation à haute altitude, elle offre au parachutiste non muni d'un inhalateur portatif, une chance d'échapper aux effets de l'asphyxie (et aussi du froid) en lui permettant de traverser rapidement les couches élevées de l'atmosphère.

On construit actuellement des parachutes à bandes dont la voilure est formée d'un grand nombre de rubans entrecroisés qui permettent l'ouverture à grandes vitesses.

GILETS ET CANOTS DE SAUVETAGE

L'utilisation de ces équipements ne se justifie évidemment qu'autant que les vols ont lieu au-dessus de la mer ; nous limiterons leur examen à quelques généralités.

Le rôle des gilets de sauvetage est de soutenir le corps à la surface de l'eau, dans une position d'équilibre stable sur le dos, la tête émergeant.

Les premiers gilets de sauvetage étaient construits avec des matériaux de très faible densité : kapok, caoutchouc mousse, liège, etc..., dont la flottabilité, c'est-à-dire la différence entre la poussée hydrostatique et le poids, est très grande. Le poids de ces gilets était de l'ordre de 1 kg. pour obtenir la flottabilité voisine de 9 kgs qui est requise pour une efficacité suffisante. En raison de leur encombrement, ils n'étaient pas portés en permanence pendant les vols mais simplement placés à bord pour être prêts à être capelés en cas de nécessité.

Dans les gilets actuels, la flottabilité est assurée par le gonflage de poches en tissu imperméable à l'exclusion totale au partie de tous matériaux à grande flottabilité. Leur faible encombrement permet de les porter en permanence sous le parachute. Le gonflage est effectué soit avec l'aide d'un ou deux petits tubes d'un gaz comprimé (air ou gaz carbonique) fixés au gilet, soit à la bouche.



FIG. 74.

Les canots de sauvetage sont des canots pneumatiques en tissu imperméable, formés généralement d'un gros boudin périphérique gonflable, avec une toile de fond (v. fig. 74). Le gonflage s'effectue avec une bouteille de gaz comprimé (air ou gaz carbonique) ou avec un soufflet de secours. Ils sont de

dimensions variables permettant l'emport d'une ou de plusieurs personnes, et peuvent comporter une voile, des ailerons, un gouvernail, des médicaments, des vivres, etc... Ils sont mis à l'eau après l'amerrissage forcé ou largués un peu avant en déclenchant le gonflage automatique qui assure la flottabilité dès le contact avec l'eau.

TABLE DES MATIÈRES

PRÉFACE	v
AVANT-PROPOS	vii

I. GÉNÉRALITÉS

NÉCESSITÉ ET RÔLE DES ÉQUIPEMENTS D'AVIONS	1
EXIGENCES GÉNÉRALES	2
L'ATMOSPHÈRE	3
Généralités	3
Pression atmosphérique	4
Température de l'air	4
Masse et poids spécifiques de l'air. Densité	5
Rôle important de la masse spécifique de l'air en aérodynamique	6
L'atmosphère-type	7

II. PILOTAGE

Généralités	
Régime permanent de vol. Grandeur caractéristiques	14
Historique	19
Rôle des instruments de pilotage	24
Définition des caractéristiques principales	26
Influence sur les mécanismes des conditions d'utilisation	31

Contrôle du vol et pilotage humain

Généralités		34
INDICATEURS AÉRODYNAMIQUES		35
Anémomètres		36
Anémomètre à palette	37	
Anémomètre à moulinet	37	
Anémomètre à antenne et à récepteur manométrique	38	
Principe et utilisation	38	
Tube de Pitot	43	

Antenne à déflecteur Badin	46
Tube de Venturi	47
Antennes mixtes	50
Récepteurs	50
Installation des antennes anémométriques	52
Exposé du problème	53
Causes d'erreurs	54
Erreurs dues à la vitesse et au voisinage de l'antenne	54
Erreurs dues aux interactions secondaires	54
Erreurs dues à l'angle d'attaque de l'antenne	54
Recherche d'une bonne disposition d'antenne	55
Recherche de l'emplacement	56
Calage de l'antenne	56
Prises statiques	57
Canalisations entre antenne et récepteur	58
Indicateurs d'angles d'incidence et de dérapage	60
Indicateurs de perte ou d'excès de vitesse. Machmètres.	61
INDICATEURS DE MOUVEMENTS ASCENSIONNELS	63
Variomètres	64
Généralités. Principe	64
Utilisation	65
Différents types	67
Statoscopes	70
Altimètres sensibles	71
INDICATEURS DE POSITIONS ET DE MOUVEMENTS ANGULAIRES	72
Instruments gyroscopiques	72
Propriétés du gyroscope	74
Application au pilotage des avions	81
Horizon gyroscopique	84
Généralités. But et utilisation	84
Différents types	86
Directionnel	92
Généralités. But et utilisation	92
Réalisation	93
Indicateur de virage	95
Généralités. But et utilisation	95
Niveaux	97
Niveau transversal	97
Niveau longitudinal	99
MISE EN ŒUVRE DES INSTRUMENTS DE PILOTAGE	101
Pilotage automatique	
III. NAVIGATION	
Généralités	
Navigation à l'estime-Point	108
Classification des instruments de navigation	110

Instruments de base	
Cartes et documents de navigation	111
MESURE DE L'ALTITUDE	112
Altimètres	112
Barographes	118
MESURE DE LA TEMPÉRATURE	120
Thermomètres	121
Navigation à l'estime	
MESURE DU CAP	123
Compas magnétiques	125
Perturbations magnétiques dans les avions	128
Action des fers durs : déviation semi-circulaire	129
Action des fers doux : déviation quadrantale	130
Déviation constante	132
Formule d'Archibald Smith	133
Principes de la compensation. Compensateurs	135
Compensation de la semi-circulaire	135
Compensation de la quadrantale	136
Compensation de la déviation constante	139
Compensation de la déviation due à l'inclinaison longitudinale de l'avion	139
Pratique de la compensation	139
Déviation constante	141
Semi-circulaire	141
Quadrantale	142
Déviation due à l'inclinaison longitudinale de l'avion	143
Régulation	144
Compas divers	145
Compas répétiteurs	146
Compas à induction terrestre	146
Compas gyromagnétiques	146
Compas électroniques	148
Compas solaires	148
Compas gyroscopiques	148
MESURE DE LA DÉRIVE	148
Dérivomètres à grille	148
Dérivomètres suiveurs	149
MESURE DE LA VITESSE-SOL	151
Cinémométrie	151
Cinémo-dérivomètres	152

Vitesse propre et vent	153
Anémomètres compensés	153
Lochs	154
Connaissance du vent	155
MESURE DU TEMPS	156
EXPLOITATION DES MESURES DE L'ESTIME	156
Règles rapporteurs	158
Calculateurs d'estime	159
Règles à calculs	169
Traceurs de route et totalisateurs d'estime	160

Point

Point par relèvements optiques	161
Point par radio	162
Point astronomique	163

IV. PROTECTION ET SAUVETAGE

Généralités

Protection

PROTECTION CONTRE LES EFFETS DE L'ALTITUDE, LE VENT, LA PLUIE, LE BRUIT	165
Vêtements de vol	165
Effets des hautes altitudes	167
Inhalateurs	169
Inhalateurs individuels	169
Inhalateurs portatifs	171
Altitude limite d'utilisation	172
Cabines étanches	172
PROTECTION CONTRE LES CHOCS ET LES ACCÉLÉRATIONS	173
Attache-pilotes	173

Sauvetage

Parachutes	175
Principe	175
Description	175
Utilisation	179
Gilets et canots de sauvetage	180

92, rue Bonaparte, Paris (6^e)
Reg. Com. Seine 229.970 B



Chèques postaux : PARIS 75-45
Tél. Danton 99.15 (3 lignes)

Cours d'aéronautique. Aérodynamique, par E. ALLARD, professeur aux universités de Bruxelles et de Liège, membre de l'Institut royal colonial. XIII-328 pages 21×27, avec 248 figures et 6 planches sous portefol os. 1947. Broché 2.300 fr.

Ces leçons sont destinées à deux groupes différents d'élèves ingénieurs : ceux qui se dirigent vers la construction aéronautique et ceux qui suivent l'enseignement réservé aux ingénieurs mécaniciens. Quel que soit leur groupe, les futurs ingénieurs ne peuvent se désintéresser d'une science qui est appelée à révolutionner nos moyens de transport.

Thermodynamique des systèmes propulsifs à réaction et de la turbine à gaz (Leçons professées au Centre d'études supérieures de mécanique, Paris. 1946), par M. ROY, ingénieur en chef des Mnes, correspondant de l'Institut. VIII-160 pages 16×25, avec 55 figures. 1947. Broché 540 fr.

Exposé cohérent des principes applicables à l'étude, du point de vue thermodynamique, des systèmes propulsifs à réaction utilisant ou non l'air ambiant et qui vont du turboréacteur d'avion à la fusée à liquides propulsant des projectiles empennés. Cet ouvrage constitue en outre une étude de la thermodynamique appliquée à toutes les machines motrices ou propulsives composées de machines tournantes et de tuyères et tout particulièrement à la turbine à gaz.

Turbines à gaz et propulsion par réaction, par G.-G. SMITH, directeur-éditeur de « Flight et Aircraft Production ». Traduit de l'anglais, par J. BRIAND, technicien de l'Aéronautique, et V. OBOLONSKY, ingénieur E. T. A. C. A. sous presse :

La propulsion par réaction est sans aucun doute le mode de propulsion de l'avenir. Les progrès de cette technique nouvelle ont été rapides ; il convenait donc de faire le point : c'est ce qui a été réalisé dans cet ouvrage, qui s'adresse non seulement à tous les ingénieurs, mais encore à tous ceux qui s'intéressent à la propulsion par réaction et à l'aviation en général.

Le moteur d'automobile, par H. PETIT, ancien élève de l'Ecole polytechnique, et A. MOHR, ingénieur. 10^e édition. 1947. 2 volumes.

Ce livre répond au désir croissant du public de s'initier à la mécanique automobile ; ses auteurs ont réussi à y exposer les notions indispensables en utilisant seulement les éléments du programme du certificat d'études primaires. Par l'importance et l'actualité de sa documentation, c'est l'auxiliaire précieux de tous ceux qui intéressent l'utilisation rationnelle des moteurs.

TOME I. — Généralités. Les organes du moteur. Antidétonants. Suralimentation. Combustibles. Carburation et carburateurs. L'allumage. Le refroidissement. IV-268 p. 12×18. 13^e fig. 1947. Broché 190 fr.

TOME II. — Rendement. Moteurs désaxés. Souplesse. Graissage. Régulation. Equilibrage. Puissance. Influence des forces d'inertie. Courbes et diagrammes. Le moteur employé comme frein. Moteurs Diesel à deux temps et sans soupapes. IV-228 pages 12×16, avec 195 figures. 1947. Broché 190 fr.

- Cinématique de l'avion.** (*Collection « Les essais aéronautiques »*), par F. HUSSENOT, ingénieur principal de l'Air. IV-82 pages 16×25, avec 60 figures et 12 planches. 1947. Broché..... 290 fr.
- Aérodynamique,** par R. POURT, ingénieur des Arts et Manufactures. *Préface* de H. VILLAT, membre de l'Institut. VIII-256 pages 16×25, avec 164 figures. 1947. Broché..... 880 fr.
- Construction des avions,** par G. DU MERLE, ingénieur en chef de l'Aéronautique, professeur à l'Ecole nationale supérieure de l'aéronautique. *Préface* de P. DUMANOIS, ingénieur général de l'Aéronautique, directeur honoraire des Constructions aériennes, inspecteur général de l'Enseignement et des Recherches aéronautiques. XVI-856 pages 19×28, avec 553 figures et 2 planches hors texte. 2^e édition. 1947. Broché 2.350 fr.
- Moteurs d'avions,** par H. MARCHAL, ingénieur en chef de l'Aéronautique, professeur à l'Ecole nationale supérieure de l'aéronautique. *Préface* de P. DUMANOIS, inspecteur général de l'Aéronautique. 2 volumes. I : *Texte*, XVI-644 pages 19×28, avec 492 figures. — II : *Planches*. 124 p. 25,5×30, dont 116 planches. 1946. Ensemble, brochés. 3.200 fr.
- Carènes et propulsion. De la galère à l'hydravion,** par R. DUHAMEL, membre titulaire de la Société des ingénieurs civils de France, ex-chef d'études aux Sociétés Tellier, Nieuport, Avions Albert et Duhamel, S. P. C. A. et S. G. A. *Préface* de l'amiral LACAZE, membre de l'Académie française. XII-592 pages 16×25, avec 126 figures. 1946. Broché 1.880 fr.
- Considérations sur la conduite et l'exploitation des essais de qualités de vol d'avions** (*Collection « Les essais en aéronautique »*), par M. CAMBOIS, ingénieur en chef de l'Air. *Préface* de M. Roy, ingénieur en chef des Mines, correspondant de l'Académie des Sciences. XVI-128 pages 16×25, avec 18 figures et 1 planche hors texte. 1945. Broché 240 fr.
- Les essais de performances en aéronautique** (*Collection « Les essais en aéronautique »*), par F. HUSSENOT, ingénieur de l'Air, *Préface* de A. CAQUOT. XII-152 pages 16×25, avec 63 figures. 1946. Broché. 455 fr.
- Les vibrations sur les avions. Guide du calculateur d'avions. Calculs. Essais. Remèdes,** par M. BERTHAUME, ingénieur I. T. N., licencié ès sciences. *Préface* de M. VERNISSE, ingénieur général, directeur de l'Arsenal de l'aéronautique. VI-80 pages 16×25, avec 65 figures. 1946. Broché 275 fr.
- Le transport aérien. De la machine volante au cargo aérien. De l'aviation politique à l'aviation économique,** par A. DE CASTILLON de SAINT-VICTOR, directeur technique du C. P. F. Aé. (Section économique de l'Aéro-Club de France). *Préface* de L. BRÉGUET, président de la Société française de navigation aérienne. VI-238 pages 16×25, avec 22 figures. 1947. Broché 560 fr.
- Pour l'ajusteur de l'industrie aéronautique.** (*Collection des manuels professionnels « Pour le... »*), par J. BROSSE. VIII-104 pages 12×18, avec 146 figures. 2^e édition. 1947. Broché..... 100 fr.
- Dictionnaire technique de l'aviation. Anglais-français. Français-anglais,** par J. LYCETT. VIII-314 pages 11,5×20. 2^e édit. 1940. Relié. 220 fr.
- Dictionnaire technique de l'aviation. Allemand-français. Français-allemand,** par J. LYCETT. XII-276 pages 11,5×20. 1943. Relié... 220 fr.