

exagérément aplati. Avec une terre de forme sphérique idéale il ne se produirait pas de couple tournant. Mais dans le cas d'une terre aplatie, la partie du renflement de l'équateur, la plus proche du soleil, est attirée plus fortement, suivant la loi d'attraction des masses, que la partie éloignée du soleil. Il s'en suit un couple qui cherche à faire tourner la terre dans le sens de la flèche (en tait fin sur la figure). Le vecteur de ce couple est en position verticale par rapport au plan du dessin de la figure et est dirigé vers l'observateur. On en déduit que le mouvement de précession de la terre s'effectue de telle sorte que le vecteur moment cinétique  $D$  contourne l'axe dessiné A-A sur un cône de révolution - d'une manière semblable comme déjà décrite antérieurement (chapitre 2.5) pour le pendule gyroscopique. L'axe A-A est en position verticale sur le plan de l'orbite de la terre autour du soleil (écliptique). La durée de précession peut être calculée par la formule (3) (chapitre 2.1) à partir du moment cinétique de la terre, de l'aplatissement de la terre et de la grandeur de l'attraction des masses. Il faut environ 26.000 années pour parcourir une fois le cône de précession. En pratique, ce mouvement de précession a pour effet de faire déplacer le point désigné par équinoxe du printemps, défini par la ligne d'intersection du plan équatorial et de l'écliptique. Avec lui se déplacent aussi les images des étoiles de la constellation des animaux par rapport au cycle des saisons. Il faut environ 2.000 ans pour que les images de étoiles soient décalées d'un mois.

En réalité le mouvement de précession de la terre est plus compliqué qu'il n'a été décrit ici, car les influences du soleil et de la lune se superposent. Malgré la petite taille de la lune, le couple de précession qu'elle engendre est environ du double de celui engendré par le soleil, la lune étant beaucoup plus près de la terre.

Le couple de l'attraction des masses décrit ici a une influence sur le mouvement des satellites terrestres artificiels. On peut montrer que le couple a tendance à orienter les satellites tournant autour de la terre de telle sorte que l'axe de plus petit moment d'inertie principal est dirigé vers le centre d'attraction, donc vers le centre de la terre. Le satellite se comporte comme un pendule assujéti à la direction verticale. Mais pour le satellite tournant sur orbite la direction de la verticale se modifie en permanence. Il doit tourner autour d'un axe perpendiculaire au plan orbital, pour que l'axe du plus petit moment d'inertie principal puisse continuer à se diriger vers le centre de la terre. Le satellite reçoit de cette façon un certain moment cinétique et se comporte en conséquence comme un gyroscope.

Nous ne pouvons rentrer ici dans les détails bien compliqués du concours des forces d'attraction, centrifuges et gyroscopiques. Toutefois, on peut en évoquer le résultat suivant: Sur la fig. 42 on a représenté trois satellites de forme différente parcourant une orbite circulaire (dessinée en traits interrompus) autour de la terre. Si ces satellites ne possèdent pas de vitesse de rotation propre complémentaire en dehors de celle de la rotation imposée provenant du mouvement de révolution, alors peu de configurations sont stables. Un satellite asymétrique (cas a: trois moments d'inertie

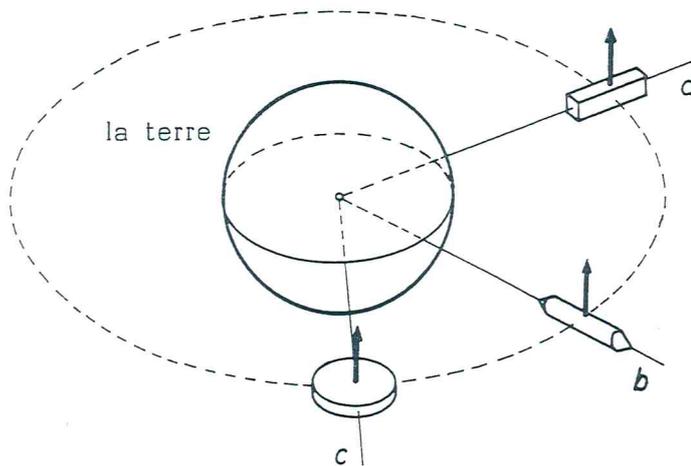


Fig. 42. Positions stables de satellites terrestres sur une orbite circulaire.

principaux différents) est en général uniquement stable, lorsque l'axe de son plus petit moment d'inertie principal est dirigé vers le centre d'attraction (direction statiquement stable) et que simultanément l'axe du plus grand moment d'inertie principal se trouve perpendiculaire au plan orbital (axe de rotation dynamiquement stable). Un satellite symétrique de forme allongée (cas b: l'axe de symétrie est axe du plus petit moment d'inertie principal) peut seulement effectuer une révolution stable si l'axe de symétrie est dirigé vers le centre d'attraction. Finalement un satellite de forme aplatie (cas c: l'axe de symétrie est axe du plus grand moment d'inertie principal) effectue une révolution stable si son axe de symétrie est perpendiculaire au plan orbital.

Ces résultats montrent qu'il existe encore moins de mouvements stables chez les satellites en rotation que sur les gyroscopes exempts de forces décrits dans le chapitre 3.2. Naturellement ces conditions se modifient si on donne au satellite un moment cinétique propre complémentaire ou si on le stabilise par un réglage artificiel de sa position.

## 5. LES APPAREILS GYROSCOPIQUES

Les applications techniques des phénomènes gyroscopiques sont devenues dans les dernières décennies de plus en plus nombreuses. Actuellement, des navires, des avions et des fusées sans appareils gyroscopiques seraient à peine imaginables. C'est grâce à ces appareils qu'ils ont la faculté de constater des déviations de cap, de déterminer des orientations et d'exécuter des manoeuvres avec une précision souvent étonnante qui force notre admiration, par exemple, avec les fusées porteuses de satellites artificiels.

A l'aide des gyroscopes on peut mesurer et régler les vitesses angulaires et les vitesses de rotation. Les gyroscopes constituent les éléments de construction les plus importants dans les appareils de mesures les plus élaborés, utilisés pour la détermination de position, donc dans la navigation. Enfin, on peut procéder à une stabilisation directe ou indirecte de corps en mouvement à l'aide des gyroscopes. Même dans l'amortissement de vibrations sur des installations de machine, le gyroscope trouve son application.

Le chapitre suivant va décrire la constitution et le principal mode d'application des plus importants appareils gyroscopiques. On pourra toujours simuler et représenter le fonctionnement des appareils par une expérience sur le gyroscope-modèle. Simultanément, on pourra montrer sur le modèle un certain nombre d'erreurs dues au principe de fonctionnement, permettant ainsi de déterminer les limites d'application des appareils. Conformément au but de cet ouvrage, nous nous limiterons, ici, également à décrire le côté qualitatif des phénomènes. Pour une étude quantitative, nous renvoyons de nouveau à la bibliographie.

Nous voulons encore attirer l'attention sur le point suivant: Les appareils décrits ci-après sont exclusivement basés sur l'emploi de gyroscopes classiques, donc d'un corps rigide en rotation rapide. Dans les derniers temps, la recherche s'est orientée vers l'étude des propriétés de liquides et de gaz en rotation et même d'électrons en rotation. Quelques unes des connaissances acquises par là peuvent être utilisées pour la construction d'appareils ayant des similitudes avec les gyroscopes. Ces gyroscopes désignés souvent par le nom "exotiques" ne seront pas traités ici.

### 5.1 Le gyroscope directionnel, un conservateur de cap

#### a) Le principe

Le fait qu'un gyroscope suspendu dégagé de toutes contraintes conserve la direction de son axe est utilisé dans le dénommé **gyroscope directionnel** pour indiquer les

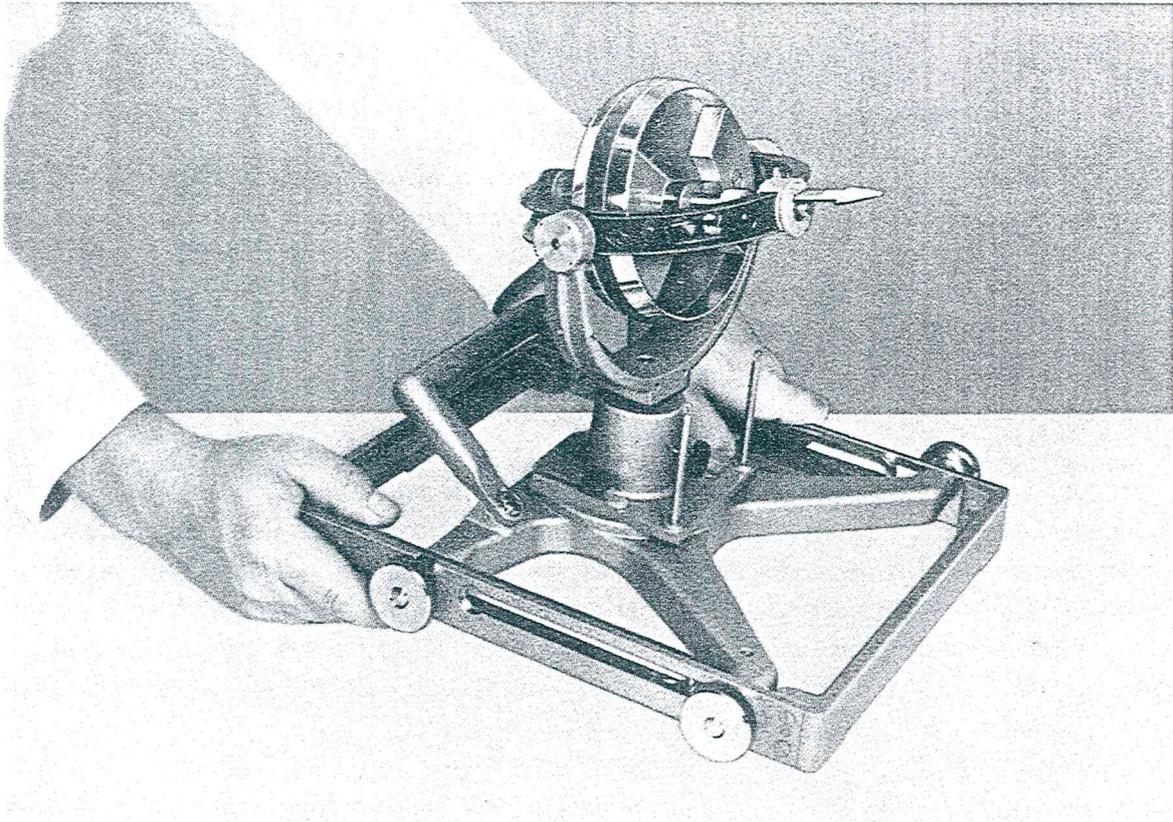


Fig. 43. Démonstration du mode d'action d'un gyroscope directionnel.

écarts d'un véhicule ou d'un avion du cap affiché. On ne doit pas confondre le gyroscope directionnel avec le compas gyroscopique ou le compas magnétique. Alors que les derniers sont des indicateurs de direction et s'ajustent donc d'eux-mêmes dans une direction déterminée (direction nord-sud respectivement direction des lignes de forces du magnétisme terrestre), le gyroscope directionnel est uniquement un conservateur de cap. Il ne peut que maintenir une direction précédemment affichée et indiquer cette dernière indépendamment des mouvements quelconques de l'avion sur lequel il a été monté.

Nous allons d'abord représenter cette action par une expérience simple. On fixe sur le gyroscope-modèle rendu symétrique (sans poids additionnels et sans ressorts) l'aiguille N°1 (fig. 78) dans la prolongation de l'axe du gyroscope sur le cadre intérieur. Cette aiguille rendra, devant un grand auditoire, la direction de l'axe du gyroscope plus visible. Le gyroscope est maintenant lancé et l'axe du gyroscope réglé dans une direction déterminée de telle sorte que l'aiguille montre par exemple un coin de la pièce. On peut dorénavant basculer le cadre du socle de part et d'autre, l'aiguille indiquera, indépendamment des mouvements du cadre du socle, la direction affichée, une fois, au début (fig. 43). Les mouvements du socle ne doivent, toutefois, pas devenir d'une importance telle que le cadre intérieur puisse se rabattre dans le plan du cadre extérieur. Comme dans ce cas, le gyroscope perd un de ses degrés

de liberté, des forces contraignantes peuvent se produire qui conduisent à des erreurs dans l'indication de direction. Le gyroscope directionnel, dans sa forme d'exécution simple, n'est donc par là pas "apte au vol acrobatique". Dans la pratique, il est, en effet, difficilement possible de suspendre un gyroscope de telle sorte qu'il soit réellement et complètement dégagé de toutes contraintes. Il existera toujours de petits couples résiduels par suite du décalage du centre de gravité et des couples de frottement dans les paliers à Cardan. Ceux-ci ont pour effet que le gyroscope n'est pas capable de maintenir sa direction d'axe à volonté pour une durée choisie mais qu'au contraire il exécute une précession qui l'écarte lentement de la direction affichée. On a tout de même réussi, sur des appareils modernes, à obtenir des dérives de moins de 0,002 degrés/min. De tels types de gyroscopes sont tellement sensibles qu'ils permettent de mesurer la vitesse de rotation de la terre avec une précision relativement bonne. Pour des appareils plus robustes comme on les rencontre sur chaque avion, une tolérance de dérive aussi peu élevée n'est pas nécessaire. Dans ce cas, une dérive plus ou moins rapide du gyroscope directionnel en dehors de sa direction doit être acceptée. Le gyroscope directionnel doit donc ou bien être recalé manuellement à des intervalles déterminés d'après l'indication du compas magnétique ou bien il peut être surveillé en continu et automatiquement par le compas magnétique. Ceci est réalisé, par exemple, par des moyens électromagnétiques en exerçant des couples qui font rentrer par précession le gyroscope toujours dans la direction de calage affichée à l'origine. Le gyroscope directionnel surveillé par le compas magnétique (gyroscope de route au compas ou compas gyromagnétique) devient ainsi un indicateur de direction. Il possède, toutefois, par rapport au compas magnétique l'avantage d'une indication absolument exempte d'oscillations. Cette absence d'oscillations est nécessaire si on veut utiliser l'indicateur de direction en tant qu'appareil de commande d'un réglage automatique du cap.

## **b) L'erreur de Cardan**

Il existe une différence entre l'expérience décrite précédemment et le gyroscope de route tel qu'il est construit pour les usagers. Sur des gyroscopes de route réels, il n'est pas possible, pour des raisons de construction, de prélever la cap, tout simplement, de l'axe même du gyroscope. On mesure plutôt à cet endroit comme "cap" le mouvement relatif du cadre extérieur à Cardan, qui est appelé dans ce cas aussi cadre de cap, par rapport au boîtier. Pour un cadre intérieur en position horizontale et des rotations autour d'un axe normal parallèle à l'axe extérieur de Cardan, cela est automatiquement valable. Une expérience suffit à nous convaincre: Nous enfilons l'aiguille N°2 (fig. 78) sur une des extrémités du cadre extérieur de telle sorte que la flèche se dirige vers le bas. En face de cette aiguille, nous fixons sur le socle de base, l'aiguille N°3 de telle sorte qu'en position normale les deux aiguilles sont exactement l'une en face de l'autre. Si on tourne, maintenant, le socle de base autour de l'axe normal, après lancement du gyroscope, cette rotation est correctement indiquée par une indication différentielle des deux aiguilles.

Le fait que le cap est maintenant prélevé non sur l'axe même du gyroscope mais sur le cadre extérieur, va avoir pour conséquence que pour des mouvements de rotation déterminés de l'avion, des déviations de cap peuvent être simulées, alors qu'en réalité elles n'existent pas. Dans ces cas, le cadre à Cardan extérieur doit exécuter une rotation pour des raisons purement cinématiques pour permettre à l'axe du gyroscope de maintenir sa direction d'axe. Les deux aiguilles donnent alors une indication différentielle bien que le système n'ait pas exécuté de rotation autour de l'axe normal. Cette erreur, qui se présente sur tous les gyroscopes directionnels à suspension de Cardan, est désignée par erreur de Cardan (erreur cinématique de Cardan).

Il existe différents types d'erreur de Cardan, et on parle d'erreurs de Cardan de premier et de deuxième ordre. L'erreur de Cardan du premier ordre provient toujours du fait que le cadre intérieur n'est pas perpendiculaire au plan du cadre extérieur. Ceci peut se produire lorsque le gyroscope de route a été débloqué par un vol vertical de montée ou de descente. Car, si l'avion effectue des mouvements de roulis, le cadre extérieur doit toujours, dans une certaine mesure, accompagner les mouvements de l'avion pour que l'axe même du gyroscope puisse conserver la direction affichée initialement.

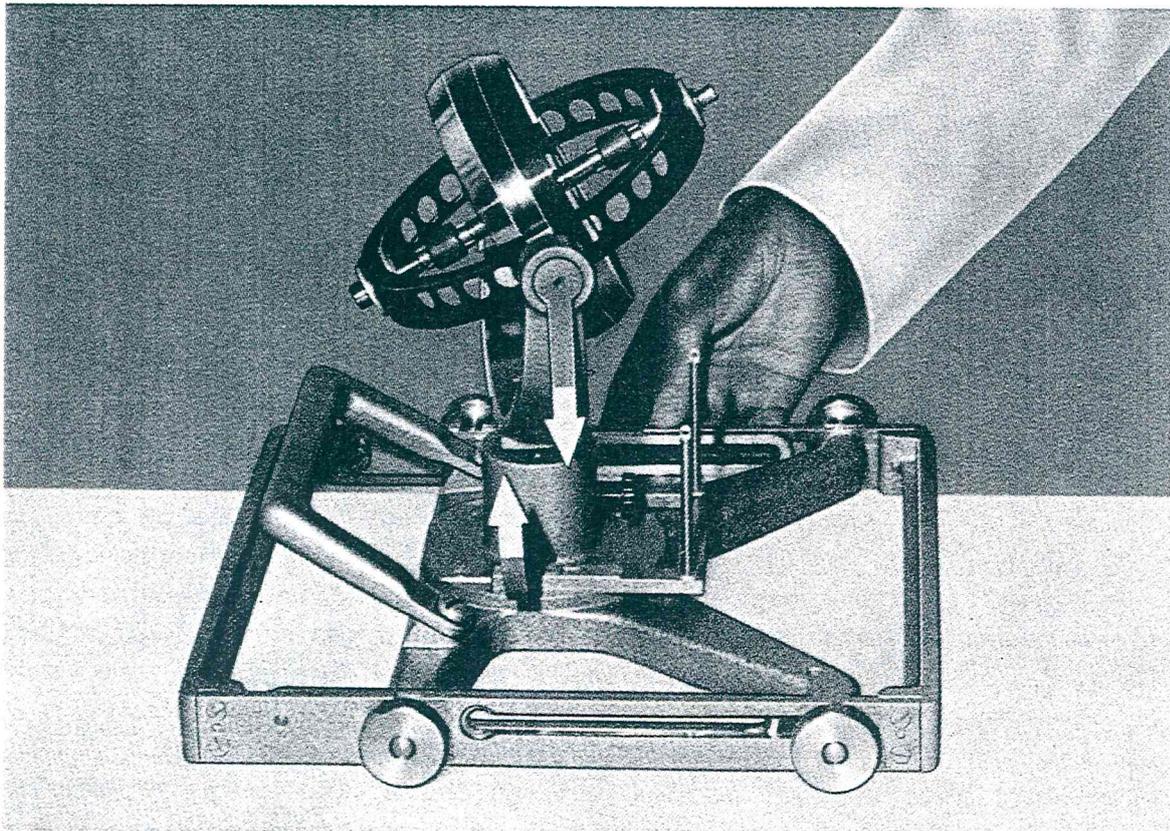


Fig. 44. Erreur de Cardan du premier ordre sur un gyroscope de route.

Une expérience permet de se rendre compte de visu: Le gyroscope est lancé et le cadre intérieur dévié d'une certaine valeur. Pour rendre les conditions très visibles, on choisit l'inclinaison plus grande qu'elle ne se présente en réalité. Nous choisissons une déviation d'environ  $30^\circ$ . L'axe du gyroscope peut se placer en direction du vol. Pour simuler les mouvements du roulis, on soulève le socle de base ou bien à droite ou bien à gauche vu de la direction de vol. Les deux aiguilles montrent alors une déviation qui sera mesurée en tant que déviation de cap (fig. 44) par l'appareil. Mais, en réalité, il n'y a pas eu changement de cap, le socle de base n'ayant été que basculé et non pivoté. La direction indiquée de l'erreur de cap dépend de la direction du mouvement de roulis. Nous obtenons avec un axe de gyroscope relevé dans la direction du vol et avec un roulis vers la droite, une déviation apparente du cap vers la droite. Cette erreur de Cardan du premier ordre change de signe non seulement avec la direction du mouvement du roulis mais aussi avec l'inclinaison du cadre intérieur.

On peut facilement en déduire les conséquences que l'erreur de Cardan peut avoir sur les mouvements et en particulier sur l'angle de cap d'un avion en pilotage automatique avec un gyroscope directionnel. Avec un axe de gyroscope relevé vers l'avant en direction du vol (par exemple par un déblocage en vol vertical) et un avion penchant à droite, on mesure une déviation apparente vers la droite du cap. Le régulateur de cap actionne par conséquent le gouvernail à gauche. L'avion entre ainsi dans un virage à gauche et réduit simultanément l'inclinaison existante vers la droite et par conséquent aussi l'erreur de Cardan. Si par contre, le cadre intérieur pointe vers le bas dans la direction du vol (par exemple par déblocage en vol en descente), on mesurera pour un avion penchant à droite une déviation apparente à gauche et par conséquent le régulateur de cap actionne le gouvernail à droite. L'avion virant par conséquent à droite augmentera également l'inclinaison vers la droite et finalement l'erreur de Cardan. Si à présent, l'avion exécute des oscillations de tangage, l'erreur de Cardan s'oppose dans le premier cas (axe du gyroscope vers le haut en direction du vol) au changement de cap et amortit par là les oscillations de tangage, mais dans le deuxième cas, par contre, (l'axe du gyroscope pointant vers le bas dans la direction du vol) l'erreur de Cardan conduit à une compensation de l'amortissement des oscillations de tangage.

Enfin procédons aussi à une expérience sur l'erreur de Cardan du deuxième ordre, qui apparaît toujours sur un avion effectuant des mouvements de rotation autour d'axes inclinés d'une façon quelconque par rapport à l'axe du gyroscope. L'erreur de Cardan du deuxième ordre se retrouve avec des cadres intérieurs en position horizontale et exempts d'erreurs mais l'importance numérique de cette erreur est moindre que celle de l'erreur de Cardan du premier ordre. A la différence de l'erreur de Cardan du premier ordre, la déviation apparente du cap dans l'erreur de Cardan du second ordre est indépendante du sens de la direction du mouvement de rotation correspondant. Elle ne dépend que de la position de l'axe de rotation par rapport à l'axe du gyroscope.

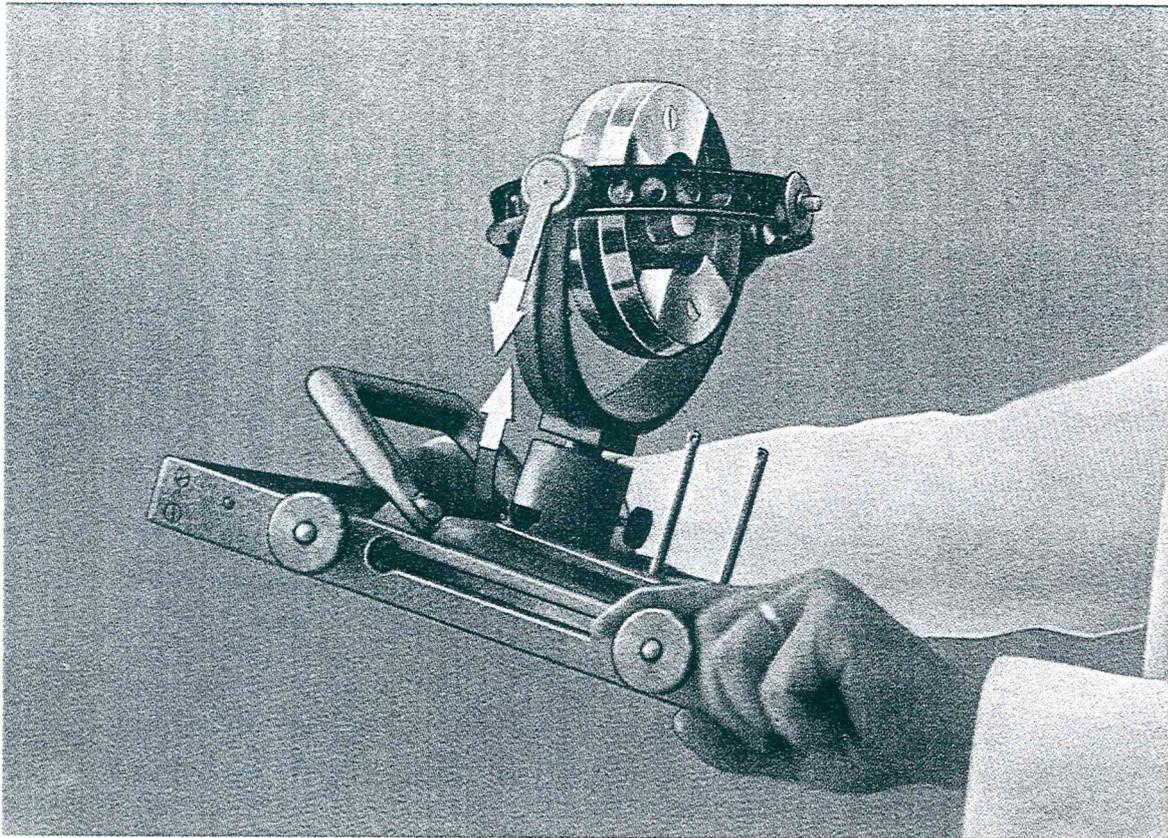


Fig. 45. Erreur de Cardan du second ordre sur un gyroscope de route.

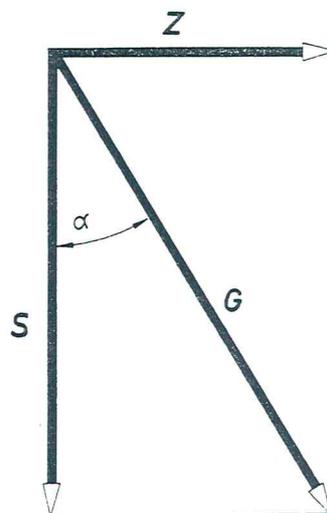
Relançons le gyroscope, mettons les deux aiguilles en face l'une de l'autre et relevons, ensuite, le socle de base sur deux coins opposés. Sans tourner le cadre autour de l'axe normal, on fait pivoter l'appareil complet autour de la ligne reliant les deux coins (fig. 45). Comme l'erreur de Cardan de second ordre est de faible valeur, nous devons pivoter d'un angle de rotation d'env.  $60^\circ$  pour pouvoir montrer nettement l'erreur. Nous constatons que la direction de la déviation de cap est dans ce cas indépendante du sens de rotation du socle de base autour de la diagonale. Par contre, elle se modifie, si le socle de base est pivoté autour de l'autre diagonale.

## 5.2 L'horizon gyroskopique

Un aviateur volant dans les nuages et n'ayant aucune visibilité, ne pourrait pas constater sans l'aide d'appareils, si son avion vole tout droit ou s'il effectue un virage. Pour ce faire, il devrait connaître ou bien la direction verticale ou bien l'horizon pour pouvoir, à partir de la position relative de l'avion et de l'horizon, en déduire lui-même la position de vol. Il ne peut voir l'horizon à cause de la mau-

vaise visibilité due au temps. Il ne peut pas davantage constater la direction verticale par des moyens simples, parce que la force centrifuge  $Z$  (fig. 46), se produisant dans un virage, compose avec la pesanteur  $S$  agissant toujours en direction verticale, une force totale  $G$ , dont la direction dévie de la verticale d'un angle  $\alpha$  appelé

Fig. 46. Composition de la pesanteur et de la force centrifuge dans le vol en virage.



angle de la verticale apparente. Or, un pendule suspendu dans l'avion ne se place pas en direction de la verticale, mais en direction de la verticale apparente valable pour l'avion. En vertu du théorème de physique général d'égalité des effets de gravité et d'inertie, il est en principe impossible d'extraire de la force résultante, changeant en permanence sa direction dans un avion en vol, la composante toujours constante de la pesanteur et d'en déduire ainsi la verticale. Même le gyroscope ne peut le faire, par contre, il nous rapproche de notre but et peut en général fournir pour les besoins pratiques une indication suffisamment précise de la verticale et par conséquent de l'horizon.

#### a) Le gyroscope d'horizon à précession non pilotée

Dans sa forme la plus simple, le gyroscope peut être utilisé comme conservateur de cap; comme exemple connu, nous avons le gyroscope directionnel. Le gyroscope est pour cet effet suspendu dans un système à la Cardan de telle sorte que son centre de gravité coïncide autant que possible avec le point fixe du système. Par conséquent, le couple de gravité est nul. Si en plus les couples de frottement sont maintenus dans des limites étroites, le gyroscope en question, libre de toutes contraintes peut maintenir pendant une période assez longue une direction d'axe préafichée; ceci est le cas avec le gyroscope directionnel. Mais comme, en réalité, aucun gyroscope ne peut être rendu exempt de toutes contraintes extérieures, il va donc dériver lentement au cours du temps. On devrait, par conséquent, recalibrer de temps en temps un gyroscope d'horizon utilisé en conservateur de cap ou le

surveiller automatiquement (faire une précession "pilotée" ou une précession de "soutien") Le premier procédé n'est nullement pratique et présume, en outre, que l'on connaisse, au moins pendant un certain temps, la verticale ou l'horizontale pour permettre le recalage. Pour cette raison, les horizons gyroscopiques non pilotés n'ont pas eu de succès. Par contre, il existe plusieurs types d'horizons pilotés, leurs déviations de la verticale sont, par conséquent, surveillées en permanence. Nous allons étudier ici le gyroscope horizon piloté par une précession due à un couple de gravité (pendule gyroscopique) et l'horizon Sperry piloté indirectement par de petits pendules de gravitation.

### **b) L'horizon piloté par une précession avec un couple de gravité**

Même si la direction de la verticale apparente est soumise dans l'avion à des oscillations continues, ces oscillations se font, malgré tout, vues sur une durée assez longue, autour de la direction verticale. Si on possédait un pendule avec une très grande inertie, il n'indiquerait que la position moyenne des oscillations, mais non les oscillations s'effectuant autour de cette position moyenne. Ceci peut se comparer à un thermomètre ordinaire accroché dans le vent qui n'indique pas les températures des différentes particules d'air, mais qui, par suite de l'inertie de son réglage, mesure seulement la valeur moyenne. Mais un pendule à grande inertie, c.à.d. ayant une période très longue d'oscillations propres, c'est précisément un pendule gyroscopique. Avec notre pendule gyroscopique décrit au chapitre 2.5, on peut déjà obtenir, par exemple, des périodes d'oscillations de l'ordre d'une minute, une valeur difficilement atteinte avec des gyroscopes ordinaires même de haute technicité.

Cependant, avec des pendules gyroscopiques de très haute technicité, on a pu obtenir des périodes d'oscillation propre nettement plus longues (jusqu'à 1 heure et même au-delà). Si on accroche un tel pendule gyroscopique dans l'avion, on reçoit effectivement une indication, pratiquement libre de toutes oscillations, de la position moyenne de toutes les directions de la verticale apparente, qui, en général, coïncide avec celle de la verticale.

Nous allons visualiser ce fait par une expérience. Pour ce faire, on place le gyroscope-modèle de telle façon que l'axe extérieur du cadre soit horizontal. Le gyroscope est soumis à un couple de gravité en vissant sur le cadre intérieur et sur un côté de l'axe du gyroscope un des poids additionnels N°1 (petit poids). On visse ensuite, l'aiguille N°6 sur une des extrémités de l'axe de Cardan intérieur, afin que le trait blanc de l'aiguille soit horizontal et soit en face de l'observateur. On fixe sur le socle même l'aiguille N°5 de telle façon que le petit avion stylisé fixé à son extrémité se trouve devant le trait horizontal de l'aiguille N°6. La figure 47 montre l'appareil opérationnel pour cette expérience. L'indication correspond, maintenant, à celle d'un horizon gyroscopique véritable comme celui connu qui figure sur le tableau de bord des avions. Celui-ci comporte un petit avion dessiné

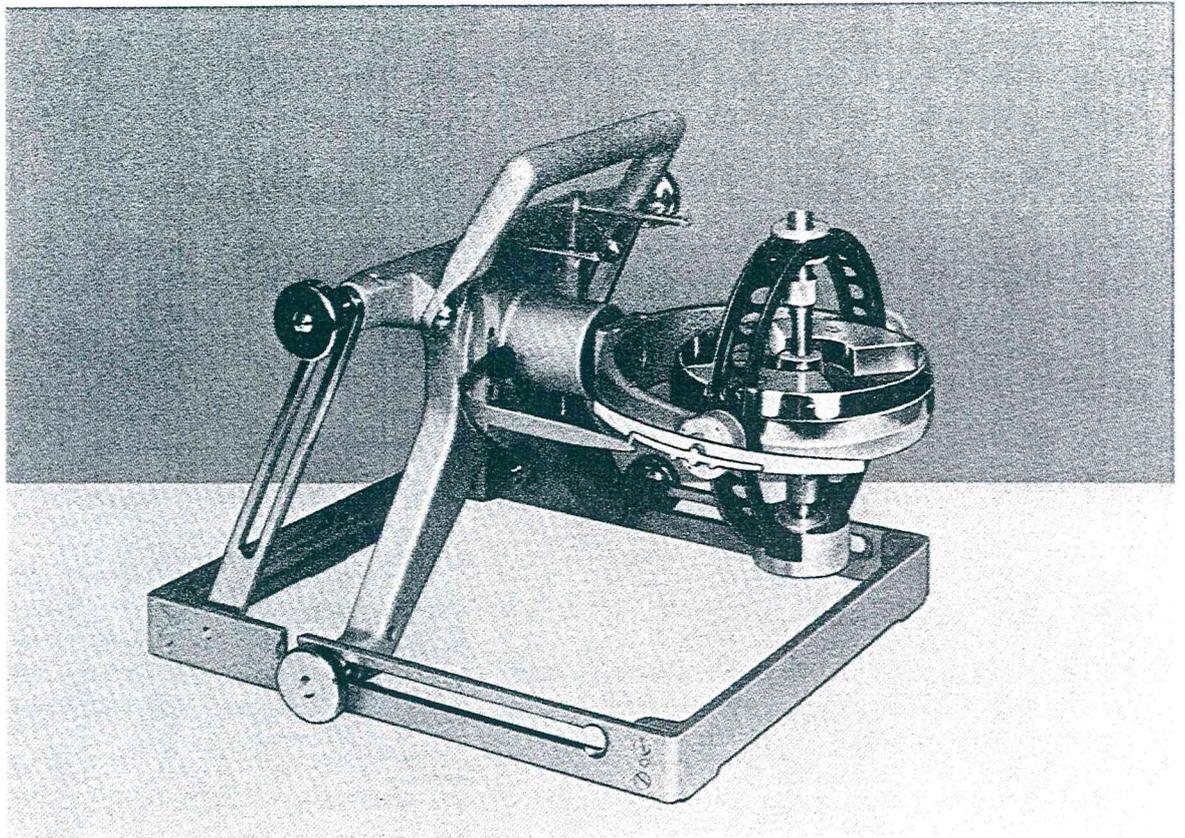


Fig. 47. Le gyroscope-modèle équipé en horizon artificiel.

sur un cadran en verre de l'appareil. Derrière lui, le dénommé trait d'horizon se déplace. A partir de la position relative de l'avion par rapport au trait d'horizon, le pilote peut reconnaître la position de son avion dans l'espace. En cas d'inclinaison longitudinale de l'avion, le trait d'horizon se trouve au-dessus ou en-dessous de l'avion stylisé (fig. 48) suivant que le nez de l'avion se trouve plus bas ou plus haut que la queue. La position transversale peut être lue d'une façon identique au vue de l'inclinaison du trait horizontal par rapport à l'avion stylisé (fig. 49)

Il existe, toutefois, une différence entre notre modèle et l'appareil réel. Tandis que le pilote regarde dans la direction du vol sur son horizon artificiel, nous devons, dans l'expérience avec le modèle, nous imaginer notre regard dirigé à l'opposé de la direction du vol. Seulement dans ce cas, l'inclinaison longitudinale de l'avion est indiquée d'une façon conforme. Cette différence est due au fait que l'on voulait éviter sur le modèle l'articulation compliquée du trait d'horizon monté sur l'appareil réel.

Nous allons rendre compréhensible la fonction du gyroscope par une expérience. Pour commencer, nous n'allons pas lancer le gyroscope de sorte que nous nous trouvons devant un simple pendule. On peut déjà observer que le pendule indique

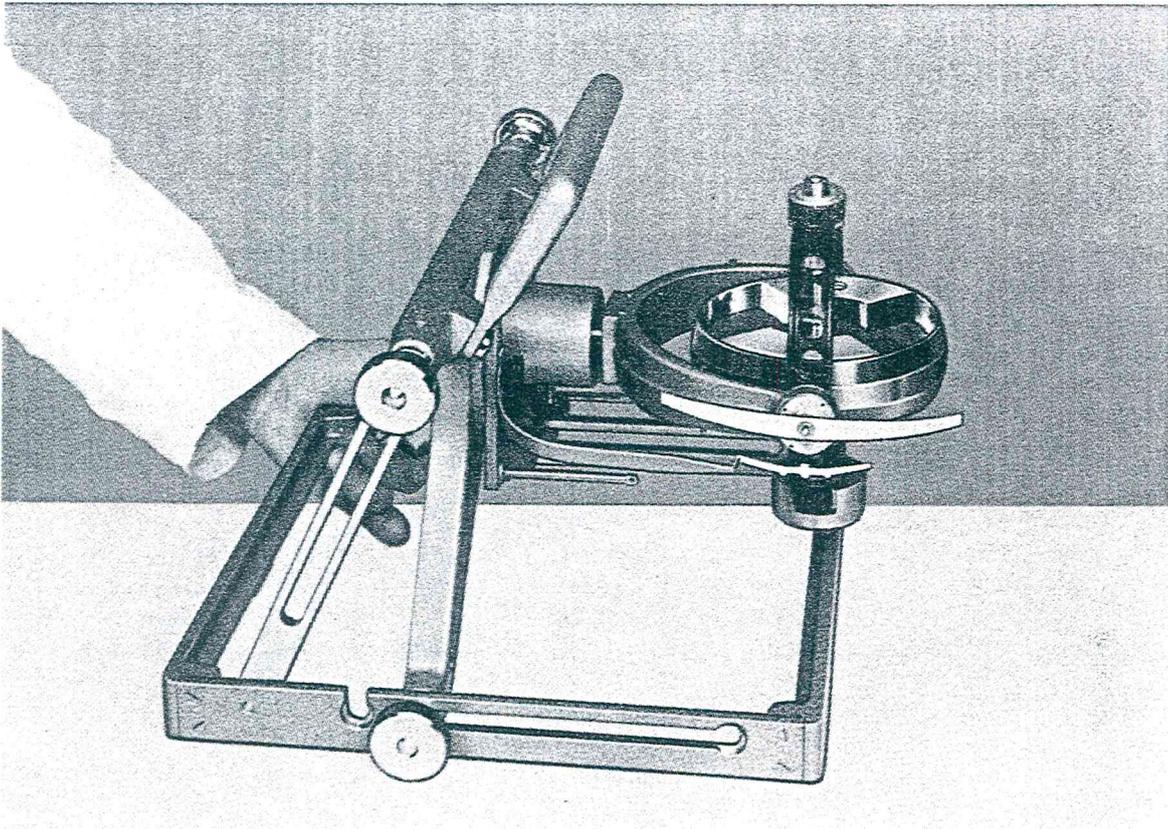


Fig. 48. Indication de l'horizon artificiel lors de l'inclinaison longitudinale de l'avion,

correctement l'inclinaison de l'avion. L'appareil sera, à cet effet, pris entre les mains et pivoté autour des différents axes. Pour montrer, dans ce cas, la défaillance d'un pendule ordinaire, le socle dans sa position normale (trait d'horizon et avion tombent ensemble) est mû d'un côté à l'autre en direction latérale (sans effectuer de rotation) simulant ainsi un avion agité d'un côté à l'autre par temps à rafales. Le pendule va, immédiatement, commencer à osciller et ne sera plus capable de donner une indication correcte des inclinaisons de l'avion. Pour que l'expérience puisse être bien visualisée, il est judicieux de choisir pour les mouvements de roulis, une cadence, qui corresponde approximativement à celle de l'oscillation propre du pendule. Ceci peut facilement être déterminé par des essais préalables.

La tâche du gyroscope consiste donc à stabiliser le pendule par rapport aux variations de la direction de la verticale apparente et à indiquer la moyenne des directions variables de la verticale apparente (en d'autres termes: à établir l'intégrale de la direction de la verticale apparente). Cette tâche est remplie d'une façon remarquable par le gyroscope. L'expérience va nous le montrer. Le gyroscope est lancé, son axe en position verticale. Ensuite, on reprend, comme dans l'expérience précédente, l'appareil dans les mains. Pour des inclinaisons de l'avion (donc du socle), l'indication de l'appareil n'est en rien modifiée par rapport à l'expérience précédente.

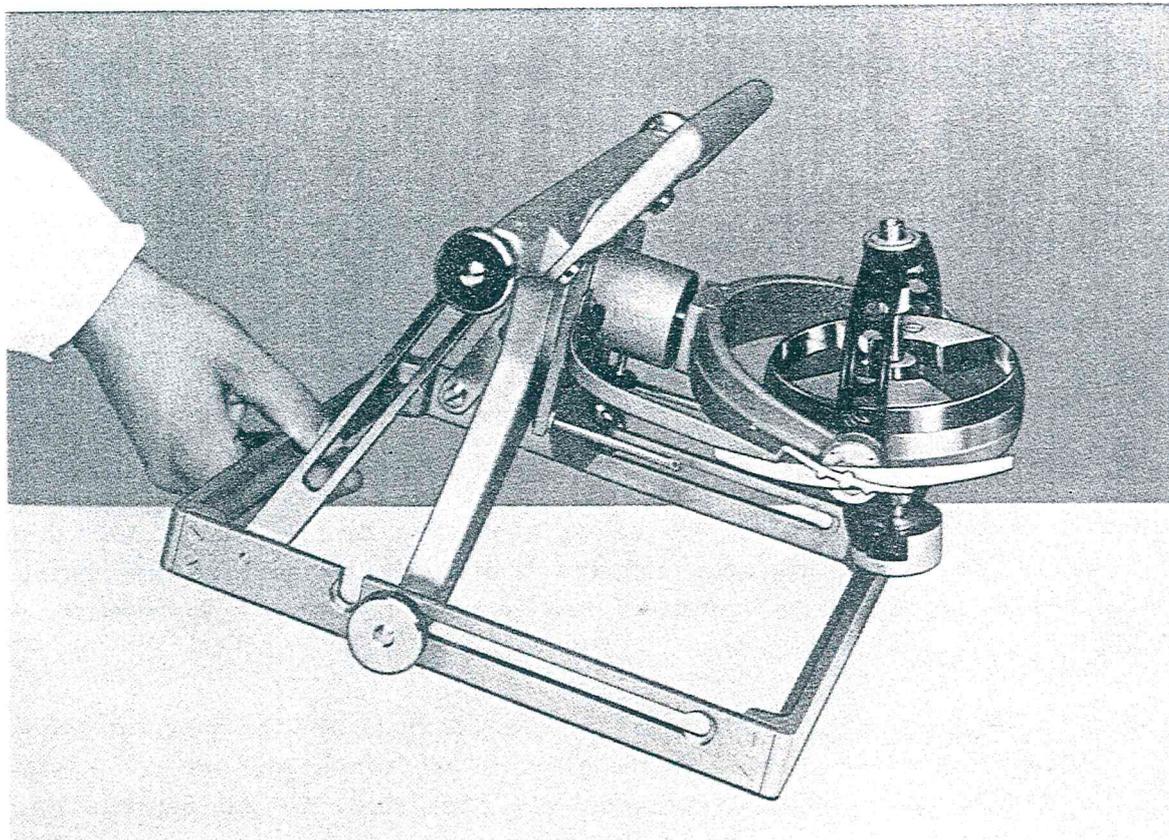


Fig. 49. Indication de l'horizon artificiel pour des inclinaisons transversales de l'avion.

Mais le gyroscope indique, maintenant, même lors d'accélération latérales quelconques (mouvement de roulis du socle), toujours une inclinaison correcte et ceci sans oscillations.

Les perturbations pouvant se produire dans le vol en ligne droite ont essentiellement pour origine de telles accélérations latérales comme nous venons de les simuler dans l'expérience par des mouvements du socle. L'expérience permet de constater que le gyroscope est capable d'indiquer dans un vol en ligne droite, la direction des verticales et ainsi l'horizon avec une grande précision.

### c) L'erreur de virage

Les conditions se modifient, toutefois, lorsque l'avion effectue un virage. Pendant le virage, la force centrifuge agit en permanence vers un côté faisant, par conséquent, dévier la verticale apparente vers un côté, pendant une durée assez longue. Comme le pendule gyroscopique indique la position moyenne des directions de la verticale apparente, il dévie lentement vers un côté pendant le virage. Il se forme donc une dérive appelée erreur de virage.

Lors de la constitution de l'erreur de virage, trois types de forces coagissent: la pesanteur (à cause du couple de gravité présent), les forces centrifuges (à cause du virage) et enfin les forces gyroscopiques ou forces de Coriolis (qui cherchent à ramener l'axe gyroscopique, tournant dans le même sens, dans l'axe du virage). Ces forces gyroscopiques changent de signe avec le sens de rotation du virage. Elles agissent comme un assujettissement complémentaire, statiquement stable, lorsque le virage est effectué dans le même sens que le sens de rotation du gyroscope, car elles cherchent à ramener l'axe du gyroscope de nouveau dans la verticale après une déviation. Par contre, elles agissent comme un assujettissement statiquement instables si un virage est parcouru dans le sens contraire de la rotation du gyroscope, car elles cherchent à faire culbuter le gyroscope.

Dans un horizon artificiel avec érection par couple de gravité, l'erreur de virage n'est pas seulement fonction de la vitesse de la rotation dans le virage, mais aussi du sens de rotation. En effet, nous obtenons une erreur de grandeur appréciable, seulement lorsque le virage est parcouru dans le sens contraire à la rotation du gyroscope.

Dans l'expérience, nous simulons le virage en prenant l'appareil en main et en lui faisant parcourir lentement un cercle. La grandeur du cercle n'a pas une grande importance. Il peut, si on manque de place, être très petit. Ce qui importe, c'est que le temps pendant lequel le cercle est parcouru, soit connu avec une précision suffisamment grande. L'erreur de virage ne peut être mise en évidence comme un phénomène typique de résonance que dans une plage déterminée des temps de parcours du virage. Pour des temps de parcours plus grands ou plus petits, l'erreur devient rapidement plus petite pouvant ainsi échapper à l'observateur de l'expérience. Comme point de repère de la vitesse à laquelle le cercle devrait être parcouru, on peut prendre la vitesse de précession du pendule gyroscopique. Si la vitesse de rotation dans le virage et la vitesse de précession coïncident, on peut s'attendre (avec un sens de rotation du virage et du gyroscope opposé l'un à l'autre) à la plus grande erreur de virage. Pour cette expérience, nous allons relancer le gyroscope avec une force modérée. Par suite de la déviation du gyroscope, l'appareil étant fixe, nous observons rapidement la vitesse de précession. Nous remettons le gyroscope à la verticale, prenons l'appareil en main, et commençons le "vol en virage". En reposant l'appareil après chaque parcours d'un virage, l'erreur d'inclinaison produite est visualisée. De cette manière on peut montrer:

- que si les cercles sont parcourus à des vitesses différentes dans les sens de rotation du gyroscope, l'erreur de virage est pratiquement imperceptible.
- que dans des virages dans le sens opposé à la rotation du gyroscope, des grandes erreurs sont seulement engendrées si la vitesse de rotation dans le virage correspond approximativement à la vitesse de précession du gyroscope produite par suite de son couple de gravité.

- que dans des virages dans le sens opposé à la rotation du gyroscope, il ne se produit pas d'erreur appréciable si la vitesse de rotation dans le virage est nettement plus grande ou nettement plus petite que la vitesse de précession du gyroscope.

Nos expériences sur le modèle ne cadrent pas avec la réalité pour autant que le rapport des forces agissantes est différent. La force centrifuge est dans l'expérience avec le modèle à peine sensible, le rayon de nos "virages" étant excessivement petit. Par contre, les forces gyroscopiques sont plus grandes, les virages étant parcourus plus rapidement. Dans l'expérience avec le modèle, l'erreur de virage est donc due essentiellement à l'action simultanée de la pesanteur et des forces gyroscopiques.

#### **d) La précession pilotée de l'Horizon Sperry**

La précession pilotée directe du gyroscope par un couple de gravité est inadaptée par le fait que le gyroscope après sa déviation de sa position d'équilibre n'est pas immédiatement ramené dans sa position d'équilibre, mais qu'il effectue un mouvement de précession autour de cette position. Si les précessions ne sont pas atténuées par un amortissement ou par des frottements, l'horizon gyroscopique conservera continuellement son erreur reçue au départ. Des horizons gyroscopiques avec précession pilotés par couple de gravité doivent donc être équipés par des dispositifs complémentaires d'amortissement.

Ces difficultés sont supprimées dans l'Horizon Sperry par une précession pilotée d'un type particulier qui permet de ramener immédiatement le gyroscope à sa position d'équilibre dès que celui-ci s'en est écartée. Le gyroscope du type Sperry est suspendu en son centre de gravité ou au moins très proche de celui-ci. La précession pilotée s'effectue pneumatiquement (dans d'autres versions électriquement d'après le même principe) par quatre petites pendulettes de gravitation fixées sur le boîtier du gyroscope (fig. 50). Ces pendulettes oscillent devant des opercules en forme de fente, qui laissent échapper l'air d'entraînement du gyroscope. En position normale du gyroscope, les pendulettes pendent verticalement vers le bas et libèrent ainsi la moitié de l'ouverture des opercules en forme de fente. Ainsi les forces de réaction s'exerçant sur le gyroscope et produites par les quatre jets d'air s'équilibrent mutuellement, le gyroscope continuant à rester ainsi dans sa position. Toutefois, lorsqu'il tourne autour d'un des deux axes de Cardan, deux des pendulettes de pilotage dévient de telle façon que l'un des opercules soit plus fermé et l'autre plus ouvert. La force de réaction restante des deux jets d'air produit un couple qui ramène par un mouvement de précession, le gyroscope dans sa position d'équilibre.

Mais même l'Horizon Sperry accuse des erreurs dans le vol en virage, car les petites pendulettes d'érection sont écartées latéralement par la force centrifuge engendrant

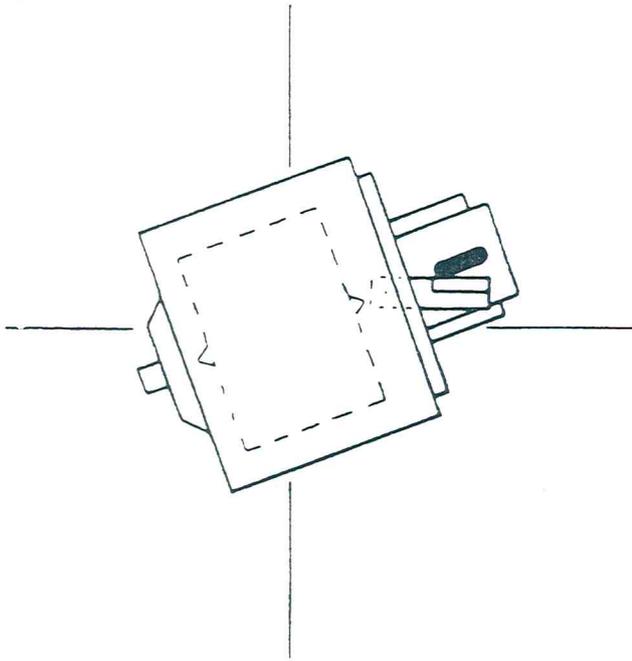


Fig. 50. Le gyroscope de l'Horizon Sperry.

ainsi des couples de réaction des jets d'air. Toutefois, la valeur de l'erreur n'est, contrairement à celle de l'horizon à précession pilotée directement par couple de gravité, pas dépendante du sens de la direction du virage. Elle est identique pour des virages à droite comme à gauche. L'interpénétration des forces sur l'Horizon Sperry dans le virage est encore plus complexe que dans le cas traité précédemment. En effet, à la pesanteur, à la force centrifuge, et aux forces gyroscopiques s'ajoutent encore dans ce cas des forces aérodynamiques du pilotage du système Sperry. En outre, la pesanteur ainsi que la force centrifuge n'agissent pas directement mais seulement indirectement par l'intermédiaire des pendulettes d'érection.

Pour de plus amples détails sur l'erreur de virage avec des Horizons gyroscopiques munis des différents types de dispositifs de précession pilotée et sur leur calcul, nous vous renvoyons à l'étude indiquée au N°8 du répertoire bibliographique.

#### e) L'horizon avec précession pilotée par système à bille entraîné

Un dispositif très ingénieux pour le redressement d'un horizon en dérive a été indiqué et réalisé par Alkan. Les pendulettes de précession pilotée de l'Horizon Sperry sont remplacées dans cet appareil par une bille entraînée, qui peut rouler sur un plan relié au boîtier du gyroscope et perpendiculaire à l'axe de la figure de celui-ci. A l'aide d'un disque perforé tournant plus lentement par rapport à la rotation du gyroscope, cette bille va être entraînée en permanence, le long d'un cercle. Toutefois, cette bille peut se déplacer entre certaines limites par rapport au disque perforé entraînant, le disque étant équipé d'une fente. Lorsque l'axe du gyroscope d'horizon

est vertical, le plan de roulement de la bille entraînée est horizontal. La bille est, dans ce cas, entraînée régulièrement par le disque perforé. Elle y exerce des couples sur le gyroscope qui après chaque révolution de la bille se compensent en s'annulant en moyenne. Le gyroscope ne peut donc pas dériver d'un côté (précesser).

Lorsque l'axe du gyroscope n'est pas en position verticale, la bille entraînée exécute une rotation non uniforme. Elle tend toujours à prendre la position la plus basse à l'intérieur de son plan de roulement. Par suite de cette rotation non uniforme, les couples de gravité de la bille ne s'annulent plus. Il reste, par contre, un couple résiduaire qui par son action oblige le gyroscope à exercer une précession dans la position verticale.

Bien que les détails techniques d'un horizon avec précession piloté par bille entraînée soient très compliqués, nous pouvons malgré tout visualiser le principe de ce dispositif de précession pilotée, très ingénieux, par une expérience sur le gyroscope-modèle. Pour ce faire, on fixe d'abord les quatre poids-disques sur une face du disque gyroscopique. Par ce fait le système à Cardan reçoit une position unilatérale du centre de gravité, pour laquelle l'axe de la figure est ramené en position verticale. Inutile

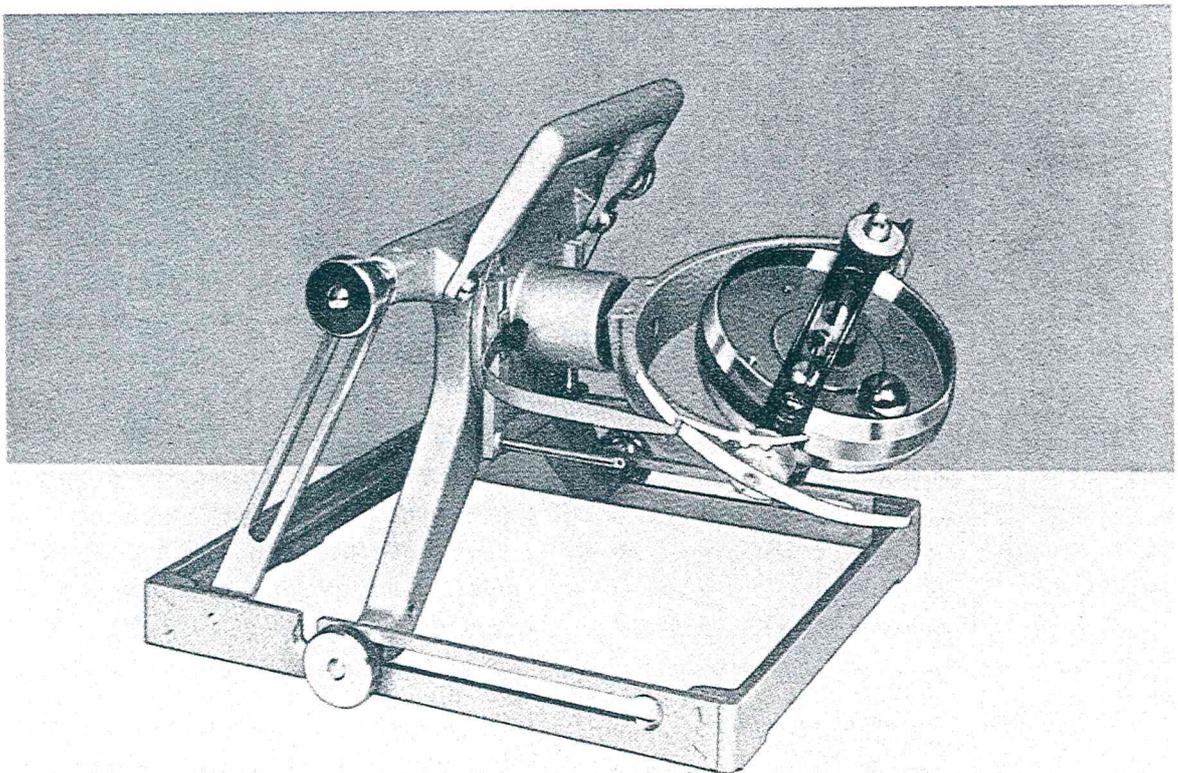


Fig. 51. Modèle d'un horizon gyroskopique avec compensation par bille entraînée.

donc de fixer dans cette expérience d'autres poids supplémentaires sur le cadre intérieur. Nous posons une bille sur la face supérieure du disque rotorique, libre de poids. Une bille en acier d'environ 20 mm de diamètre utilisée dans les roulements à billes convient parfaitement. L'expérience réussit particulièrement, si on rend la surface de contact entre la bille et le disque rotorique rugueuse par application de bandes collantes ou en intercalant une feuille de caoutchouc. On augmente ainsi l'adhérence entre la bille et le rotor et l'on améliore de la sorte l'entraînement de la bille. L'appareil équipé pour cette expérience est représenté par la figure 51.

Pour l'expérience même le gyroscope est lancé avec une force moyenne. Il faut veiller à ce que la bille ne soit pas simplement entraînée, elle devra plutôt prendre la position la plus basse possible lorsque le plan du disque sera incliné, tout en roulant, naturellement, sur le disque tournant. On peut aussi lancer le gyroscope sans la bille et la poser ensuite, le disque étant incliné, sur sa trajectoire de roulement. Si on libère l'appareil, le gyroscope commence un mouvement de précession pendant lequel l'axe du gyroscope se rapproche très rapidement de sa position normale. Lorsque cette position est approximativement atteinte, la bille est, en général, entraînée par le disque et très rapidement centrifugée. Le couple produit par la bille sur le gyroscope n'a pratiquement plus d'action à ce moment.

Si on exécutait cette expérience sans bille, une différence nette dans le mouvement de précession pourrait être constatée. En faisant varier la vitesse de rotation du gyroscope et la position inclinée initiale, on trouve facilement les conditions de l'expérience pour lesquelles l'effet est le plus facile à observer.

Le résultat de l'expérience peut sans difficulté s'expliquer à l'aide de la règle connue de précession. Si la bille prenait toujours exactement la position la plus basse à l'intérieur du chemin de roulement ceci signifierait qu'il y a uniquement une modification du couple de gravité existant. Le gyroscope exécuterait un mouvement de précession avec une vitesse de précession légèrement modifiée, mais décrirait un cône comme le ferait d'habitude un pendule gyroscopique ordinaire. Mais en réalité la bille est entraînée par le disque tournant et ainsi écartée d'une certaine valeur de la position la plus basse. De ce fait, il se forme une composante du couple de gravité qui amortit le mouvement de précession. On peut facilement le comprendre en raisonnant sur les directions du vecteur moment cinétique du gyroscope et du vecteur couple de gravité supplémentaire: Le couple supplémentaire a toujours une direction telle qu'il cherche à ramener l'axe dérivé du moment cinétique vers la direction verticale.

On peut facilement se convaincre de l'entraînement de la bille par le disque tournant en observant la position de la bille, le disque étant incliné et le cadre intérieur maintenu fixe.

### 5.3 Le compas gyroscopique (ou gyrocompas), un indicateur de direction

Le compas gyroscopique possède par rapport au compas magnétique une série d'avantages, qui l'ont rendu indispensable particulièrement dans la navigation sur mer. Comme il ne subit pas d'érection par suite des balancements du bateau provoqués par le roulis et le tangage, ni des oscillations forcées, et ceci contrairement au compas magnétique, il indiquera donc le cap pratiquement sans oscillations. Un pilotage automatique de la route du navire est devenu possible avec le compas gyroscopique. En outre, l'indépendance du compas gyroscopique par rapport au champ de lignes des forces magnétiques de la terre et donc de leurs perturbations qui peuvent devenir très importantes à proximité d'un navire en fer, représente un avantage non négligeable.

#### a) Pourquoi un compas gyroscopique indique-t-il le nord?

Le compas gyroscopique doit sa capacité de réglage aux forces gyroscopiques qui sont produites par la rotation de la terre sur son instrumentation de mesure et qui cherchent à positionner l'axe du gyroscope dans la direction du nord. Dans le compas gyroscopique, le gyroscope est à suspension libre lui permettant de tourner vers tous les côtés. Toutefois, son axe est assujéti élastiquement au plan horizontal par un couple de gravité. Par conséquent, le gyroscope est forcé de suivre la partie de la rotation de la terre qui correspond à la composante horizontale. La terre tourne d'Ouest en Est. Le vecteur rotation correspondant tombe dans la direction de l'axe de la terre et pointe du Sud vers le Nord. Sur la fig. 52 il est représenté en prenant son origine au pôle Nord N et il est désigné par  $\omega_e$ . Si le compas gyroscopique se trouve en un lieu A, de latitude  $\varphi$ , le même vecteur rotation  $\omega_e$  c'est à dire identique à celui du pôle Nord reste valable en ce lieu. Nous l'avons fait partir de A en le faisant glisser parallèlement à lui-même. Le vecteur moment cinétique D cherche maintenant, en tournant dans le même sens à se positionner suivant le vecteur rotation de la terre  $\omega_e$ . Mais, il sera, d'un autre côté, forcé par suite de la construction du compas gyroscopique à rester toujours approximativement dans le plan horizontal auquel appartient le point A (plan tangentiel à la surface de la terre au point A). Les deux conditions ne sont pas strictement compatibles entre elles pour une latitude gyroscopique  $\varphi$  quelconque. L'axe du gyroscope va donc finalement osciller vers une position d'équilibre dans laquelle la pesanteur et la force gyroscopique s'équilibrent mutuellement. Dans cette position d'équilibre, l'axe du gyroscope se trouve dans la direction Nord-Sud valable pour le plan horizontal de A. L'axe du gyroscope subit une petite "élévation" vers le Nord, c'est à dire il se relève vers le Nord d'un angle  $\beta$  (angle d'élévation) au-dessus du plan horizontal. Cet angle a une grandeur telle que le couple de gravité qui en résulte est égal au couple gyroscopique produit par la rotation imposée  $\omega_e$ . On voit immé-

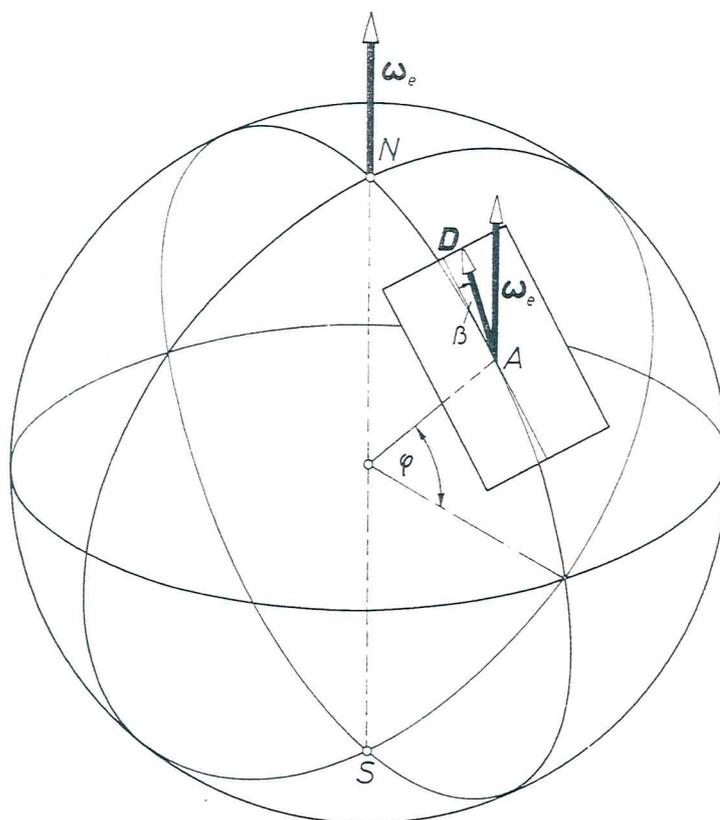


Fig. 52. Explication de l'indication du Nord par un compas gyroscopique.

diatement que dans cette position "la tendance au parallélisme de même sens" est la mieux réalisée. Lors d'une déviation de l'axe gyroscopique en dehors de sa position d'équilibre, celui-ci réoscillera toujours vers celle-ci. Il est assujéti élastiquement à la direction Nord par l'action simultanée des forces gyroscopiques et de la force de pesanteur.

### b) L'expérience avec le compas gyroscopique

Une expérience visualise le mode de fonctionnement du compas gyroscopique. Nous assujétiissons d'abord le cadre intérieur en y accrochant les paires de ressorts N°1 et 2 sur les deux côtés de l'axe intérieur de Cardan. Par cet assujétiissement important l'axe du gyroscope est toujours attiré dans le plan horizontal, en d'autres termes, dans un plan parallèle au socle. Ceci est obtenu par le couple de gravité sur le compas gyroscopique réel et dans notre expérience sur modèle, est assuré par les paires de ressorts que nous avons accrochées. L'appareil peut tourner librement autour de l'axe extérieur de Cardan. Toutefois, pour amortir les oscillations de départ autour de l'axe extérieur de Cardan auxquelles il faut s'attendre, nous fixons sur le cadre extérieur les brosses d'amortissement (fig. 78). Les poils des brosses frottent

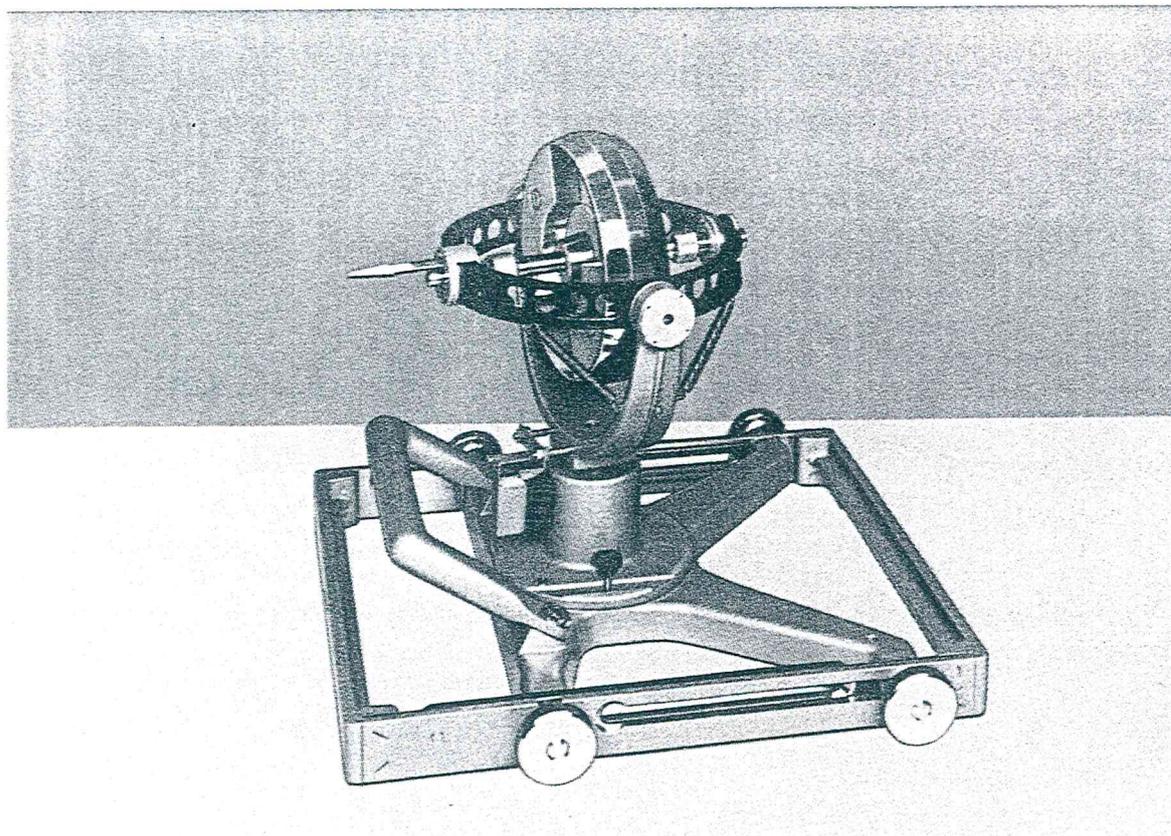


Fig. 53. Le modèle d'enseignement en tant que compas gyroscopique.

sur le pied de l'appareil et suppriment ainsi les oscillations. Pour mieux visualiser le mode de fonctionnement du compas gyroscopique, on remet l'aiguille 1 déjà utilisée lors de l'expérience avec le gyroscope directionnel dans le prolongement de l'axe du gyroscope sur le cadre intérieur. La figure 53 montre l'appareil à l'état opérationnel.

Le modèle n'est naturellement pas assez sensible pour réagir à la très faible vitesse de rotation de la terre (une révolution en 24 heures). La rotation de la terre doit donc être simulée d'une façon quelconque. Ce que nous réalisons le plus simplement de la façon suivante: L'expérimentateur prend lui-même l'appareil en main et tourne, ensuite, autour de son propre axe longitudinal (axe normal). Si l'on dispose d'une table tournante ou d'un tabouret tournant, le modèle peut, naturellement, aussi y être placé. D'autre part, on doit aussi prendre en considération la latitude géographique. Ceci est obtenu en inclinant le socle d'un angle correspondant exactement à la grandeur de celui du "plan horizontal" en un point de la latitude géographique  $\varphi$ . Par conséquent, si on devait montrer dans un essai le mode de fonctionnement du compas gyroscopique à l'équateur, on serait obligé de tenir le socle verticalement. Par contre, au pôle le socle serait tenu horizontalement.

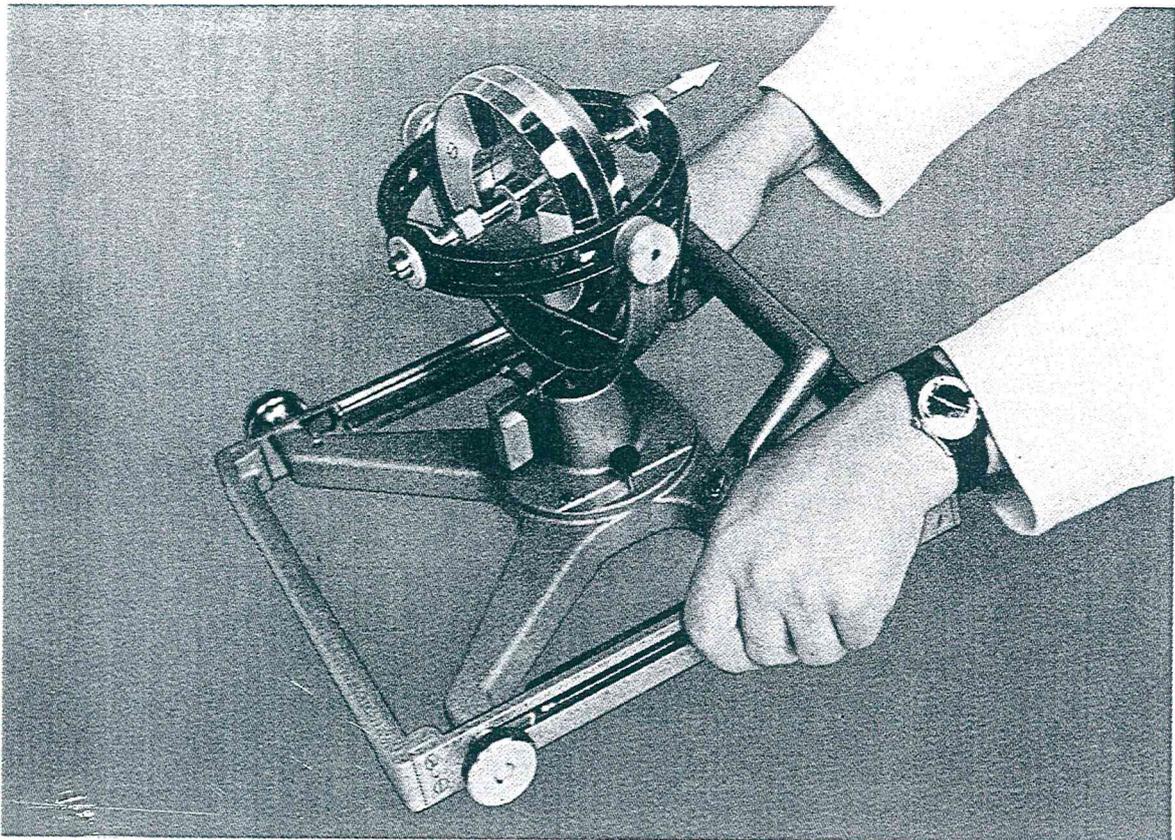


Fig. 54. Démonstration du mode de fonctionnement d'un compas gyroscopique.

En exécutant l'expérience, le gyroscope n'est lancé que très faiblement. Souvent un lancement à la main suffit. On prend ensuite l'appareil en main, le socle en position inclinée, et on débute une rotation lente et régulière (fig. 54). Le gyroscope commence immédiatement à osciller vers le Nord (tête de l'expérimentateur) ou le Sud (le pied de l'expérimentateur) selon le sens de lancement de la rotation du gyroscope et le propre sens de rotation de l'expérimentateur. Après quelques suroscillations, le gyroscope se stabilise finalement dans la direction du Nord (respectivement direction du Sud). Lorsque le sens de rotation de la "terre" (donc de l'expérimentateur) est inversé, le gyroscope bascule immédiatement de  $180^\circ$  et montre, après quelques oscillations le Sud (respectivement le Nord). L'indication du compas gyroscopique est donc évidente.

Les valeurs de la vitesse de rotation du gyroscope et de l'expérimentateur les plus favorables pour la réussite de cet essai ainsi que le réglage des brosses d'amortissement sont à rechercher par des essais préalables. Il faut avant tout veiller lors de l'exécution de l'expérience, à ce que la rotation soit aussi régulière que possible car, autrement, les oscillations de calage ne s'amortiraient pas. La capacité de rejoindre la direction de calage est la plus grande à l'équateur. Nous pouvons le démontrer expérimentalement en montrant que l'axe du gyroscope oscille vers la direc-

tion du nord plus rapidement dans ce cas d'expérience. Comme la latitude géographique est nulle le socle doit être maintenu verticalement. Le résultat est facile à démontrer. Le vecteur  $\omega_e$  de la rotation terrestre se trouve en effet dans le plan horizontal de l'équateur. Par conséquent, le gyroscope doit suivre la rotation terrestre d'une façon complète de sorte que les forces directrices deviennent les plus grandes. A l'équateur "le parallélisme de même sens" peut effectivement être atteint. "L'angle d'élévation"  $\beta$  n'existe pas.

Par contre, au pôle il n'en est pas ainsi. Le vecteur  $\omega_e$  de la rotation terrestre est en position verticale par rapport au plan horizontal. Le gyroscope peut, toutefois, tourner librement autour de cette direction, de sorte qu'il n'a pas à subir de rotation forcée due à la rotation terrestre. Il ne se produit pas de force gyroscopique, donc, pas d'indication de direction vers le "Nord". En réalité, la notion de Nord ou de Sud n'est absolument pas définie au pôle, car n'importe quelle direction indique le chemin le plus court vers l'autre pôle. Nous pouvons montrer la défaillance du compas gyroscopique au pôle en exécutant l'expérience, le socle étant maintenu en position horizontale. Par contre, même en ne s'éloignant que faiblement du pôle (en inclinant faiblement le socle) il existe de nouveau une force directrice notable. Toutefois, le gyroscope n'oscille que très lentement vers la direction du Nord à nouveau bien définie dans cette position.

### c) L'Erreur de route

Sur des navires ou des avions en mouvement, le compas gyroscopique accuse une déviation de la direction du Nord, appelée erreur de route. Celle-ci ne peut par principe être évitée, car elle est inhérente au principe de mesure. Le gyroscope ne peut, en effet, pas distinguer par ses propres moyens, si un mouvement en un lieu où il se trouve est provoqué par le mouvement de rotation de la terre ou par le mouvement propre du véhicule. Tout mouvement en ligne droite sur la surface terrestre est un mouvement sur un cercle d'une grande sphère et peut donc être assimilé comme le résultat d'une rotation supplémentaire de la terre.

La fig. 55 explique comment l'erreur de route peut se produire. Supposons que le navire sur lequel se trouve le compas gyroscopique se déplace du point A au point B. On pourrait s'imaginer que ce mouvement est constitué par une rotation complémentaire de la terre autour de l'axe Nord - Sud, néanmoins dans le sens contraire à la rotation réelle de la terre. Par conséquent, si le navire se déplace de A en B, ceci signifie, que le compas gyroscopique n'accuse qu'une légère diminution de la valeur de la rotation terrestre donc du vecteur  $\omega_e$ , car la vitesse du navire est, en effet, négligeable par rapport à celle de la surface terrestre, due à sa rotation. La direction du vecteur  $\omega_e$  reste par contre conservée. Avec un raisonnement identique dans le cas d'un mouvement de A vers C, on obtient un faible agrandissement de la vitesse de rotation terrestre. Là aussi la direction de  $\omega_e$  n'est pas modifiée. Si par contre, le navire se déplace de A vers D ou E, donc,



erreur vers l'Est. La valeur de cette erreur dépasse rarement dans les latitudes géographiques usuelles et pour des navires rapides une valeur d'environ  $3^\circ$ . Naturellement, elle peut croître jusqu'à  $90^\circ$  aux alentours du pôle. Néanmoins, en utilisant le compas gyroscopique sur des avions rapides, il faudra s'attendre à des erreurs de route nettement plus élevées. Si la latitude géographique, le cap correspondant, et la vitesse propre sont connus avec suffisamment de précision l'erreur de route peut être déterminée et corrigé par calcul. Elle a été reportée sur des tableaux pour les vitesses de navires usuelles.

La formation de l'erreur de route peut également être visualisée par une expérience. A cet effet, il faut commencer à se poser le problème de simulation du déplacement du navire dans l'expérience avec le modèle. Un déplacement vers l'Est ou l'Ouest pourrait, facilement, être pris en considération par une vitesse de rotation plus ou moins rapide ou lente de l'expérimentateur. On modifie par là, sans doute, un peu la vitesse de calage du compas gyroscopique mais non la direction de calage. Toutefois, les conditions ne sont plus les mêmes dans les déplacements en direction Nord-Sud. A ce moment, la latitude géographique se modifie en permanence pendant le trajet. Comme nous avons simulé dans l'essai avec le modèle la latitude géographique par une inclinaison correspondante du socle, nous devons pour simuler le trajet modifier l'inclinaison au cours de l'expérience. Pour montrer l'erreur de route d'une façon nette, on modifie l'inclinaison du socle un peu plus rapidement qu'en réalité cela se produirait sur les navires à vitesses de parcours usuelles. Le mieux est de commencer l'expérience à l'équateur. Nous tenons, donc, le socle verticalement et commençons la "rotation terrestre". On conservera au début la position verticale du cadre, jusqu'à ce que le compas gyroscopique soit aligné vers le nord. Nous commençons, ensuite, la "route vers le Nord" en basculant lentement le socle de la position verticale à la position horizontale, en conservant une rotation constante autour de l'axe normal. Immédiatement l'aiguille s'échappe de la direction du Nord pour s'aligner dans une direction qui s'écarte de la direction Nord d'une valeur égale à l'erreur de route. En inversant la direction du parcours vers le Sud (en relevant lentement le socle vers la verticale) l'erreur de route change de signe.

L'exécution de cette expérience nécessite un peu de dextérité, particulièrement pour obtenir une régularité des mouvements de basculement et de rotation. Toutefois, il sera toujours possible après quelques exercices de faire apparaître d'une façon incontestable l'erreur de route et de la montrer d'une façon nette à un cercle d'auditeurs.

#### **5.4 Les gyromètres et leurs applications**

Un des appareils les plus utilisés et les plus fiables est le gyromètre. Il permet de mesurer des vitesses de rotation. La technique moderne de réglage de position utilise

des gyromètres avec différentes variantes. Tout avion comporte dans son lot d'appareils indicateurs un gyro-indicateur de virage. Comme dans ce cas l'indication et la vitesse de rotation sont proportionnelles entre elles, on parle d'une gyromètre proportionnel ou P-gyromètre. Dans d'autres appareils appelés gyromètres intégrateurs (I-gyromètre), la valeur mesurée est d'abord intégrée avant d'être retraitée. Il existe aussi des appareils différentiateurs de ce type (gyromètre du type D), ainsi que des versions mixtes des types cités ci-dessus. Le mode de fonctionnement de quelques uns des ces appareils va être exposé ci-après.

### **a) Le gyromètre assujetti par ressorts**

Le principe de cet appareil est facile à comprendre. Le gyroscope est incorporé dans le système dans lequel il doit effectuer la mesure (par exemple navires, avions, ou fusées) de telle façon que l'axe du moment cinétique (axe du gyroscope) soit obligé d'accompagner les rotations du système autour de l'axe qui sert à la mesure de la vitesse de rotation. Le gyroscope réagit à une telle rotation imposée par l'extérieur, par un pivotement de l'axe du gyroscope. Cet axe cherche, en tournant dans le même sens, à s'aligner sur l'axe de la rotation imposée. Toutefois, cette tendance est contrariée par les ressorts qui par leur action, produisent des couples sur le cadre du gyroscope lors des dérives du gyroscope en dehors de sa position normale. Le gyroscope reste finalement dans une position pour laquelle les couples engendrés par la rotation forcée (couple de Coriolis) s'équilibrent avec les couples engendrés par les ressorts. On peut considérer l'expérience avec le gyromètre comme l'inverse de celle de la précession. Lors de cette expérience nous avons exercé un couple en appliquant sur le gyroscope et sur son cadre intérieur un poids et nous avons obtenu en conséquence une précession régulière du gyroscope autour de son axe normal. Dans le cas du gyromètre, nous imposons au gyroscope cette rotation autour de l'axe normal. Ceci est nécessairement lié aux modifications de direction de l'axe cinétique qui ne sont possibles qu'en présence de couples de précession correspondants, qui à leur tour sont produits par des ressorts et qui sont indiqués par des déviations du cadre intérieur.

Mais passons à l'expérience elle-même. On commence par assujettir d'une façon rigide le cadre extérieur au châssis en serrant la vis moletée sur le pied de l'appareil. L'ossature elle-même représente l'avion. Par suite de cet assujettissement rigide du cadre extérieur, l'axe du gyroscope est obligé d'accompagner les rotations du châssis autour de l'axe normal. On accroche entre le cadre intérieur et le cadre extérieur des ressorts assujettissant ainsi élastiquement le cadre intérieur. On utilise pour ce faire la paire de ressort un ou deux pour bien visualiser les mouvements du cadre intérieur par rapport au cadre extérieur, on enfile sur un des côtes de l'axe du cadre intérieur l'aiguille indicatrice 2 (fig. 78) de telle façon que la flèche en position normale se trouve juste en face de l'aiguille indicatrice 3 fixée sur l'ossature. Des rotations du cadre intérieur sont visibles de loin par suite de la dévia-

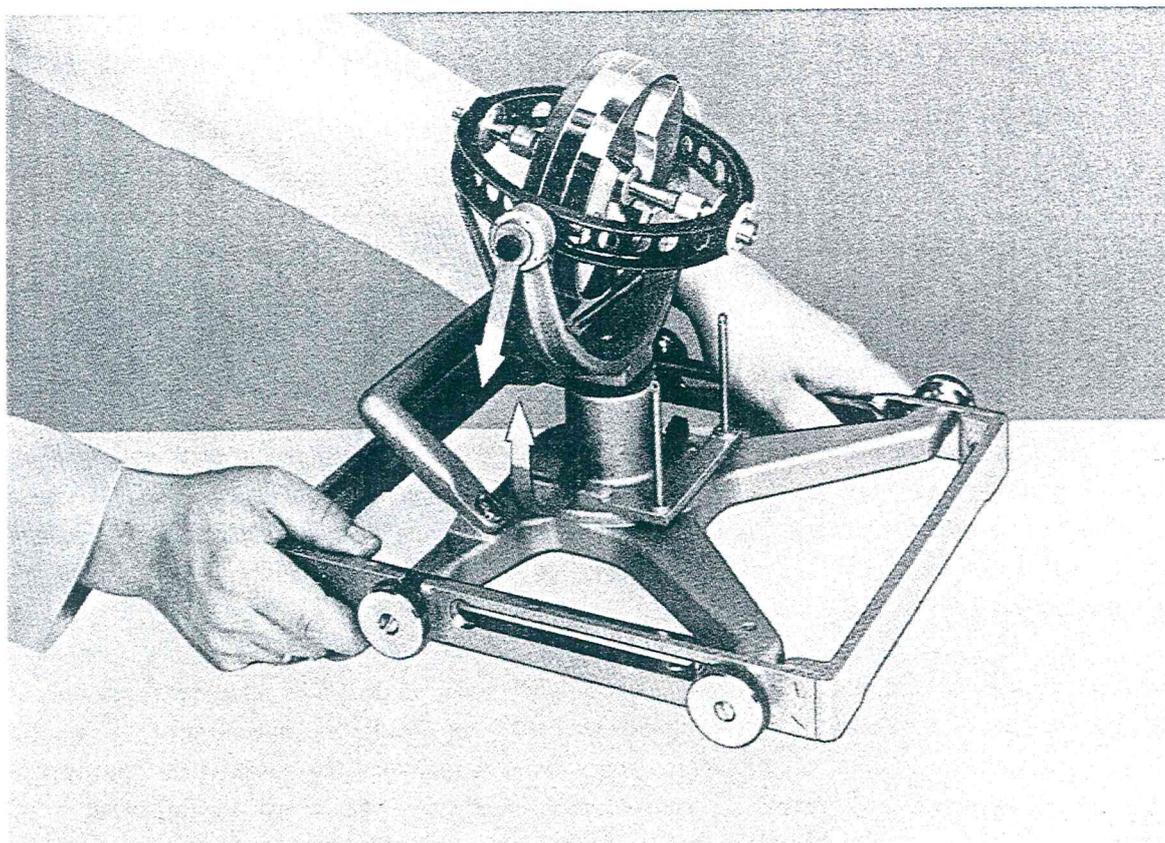


Fig. 56. Démonstration du mode de fonctionnement d'un gyromètre assujéti par ressorts.

tion des deux aiguilles indicatrices. Pour cette expérience le gyroscope est lancé modérément. En prenant maintenant le châssis en main et en le tournant lentement autour de l'axe normal, l'aiguille dévie vers un côté (fig. 56).

En exécutant des rotations en sens contraire, la direction de la déviation de l'aiguille est également modifiée. On constate, facilement, par expérience, que l'importance de la déviation croît avec la vitesse de rotation du châssis autour de l'axe normal.

La rotation du châssis doit être effectuée d'une façon régulière, car autrement les oscillations propres qui vont être engendrées, perturbent l'expérience. Si on dispose d'une table tournante, il est recommandé d'y poser l'appareil et de mettre, après, la table en mouvement. En s'aidant d'une table tournante, on peut, facilement, déterminer la dépendance quantitative de la déviation de l'aiguille par rapport à la grandeur de la vitesse de rotation. En exécution pratique, le gyromètre comporte encore un piston-amortisseur qui atténue les oscillations propres.

La sensibilité du gyroscope est d'autant plus grande que le moment cinétique est plus élevé et que les ressorts accrochés entre le cadre intérieur et le cadre extérieur

sont plus faibles. Si la vitesse du gyroscope est suffisamment grande et en accrochant des ressorts très faibles, on peut encore observer des rotations étonnamment lentes grâce à la déviation de l'aiguille.

Le gyroscope n'est pas seulement utilisé comme appareil autonome pour indiquer la vitesse de rotation autour d'axes quelconques de navires ou d'avions, mais il s'est également imposé comme organe amortisseur dans des régulateurs de positions.

### b) Les gyromètres intégrateurs

On peut augmenter considérablement la sensibilité du gyromètre décrit sous a) en enlevant complètement les ressorts entre le cadre intérieur et le cadre extérieur. Pendant cette expérience, on constate alors, que même des rotations très faibles du socle conduisent à de fortes déviations et même à une culbute complète du cadre intérieur.

Ce comportement s'explique par le fait que par suite d'absence des ressorts aucun couple de réaction assujéti à la position normale ne peut contrebalancer le couple gyroscopique engendré par la rotation imposée. L'aspiration de l'axe du gyroscope à s'aligner parallèlement et dans le même sens que l'axe de rotation imposée, n'est donc plus empêchée. Bien entendu, la rotation du cadre intérieur nécessite la présence de couples pour d'une part accélérer les masses du cadre et d'autre part vaincre les résistances de frottement dans les paliers. Ces couples freinent la tendance au parallélisme des axes. Avec le gyromètre indicateur cet effet de freinage est encore accentué par incorporation d'un amortissement complémentaire approprié des mouvements du cadre intérieur.

Le comportement du gyromètre indicateur découle du bilan des couples agissant autour de l'axe du cadre intérieur. Le couple gyroscopique engendré par la rotation forcée est proportionnel à la vitesse angulaire de la rotation forcée  $\omega = \dot{\alpha}$  et au moment cinétique  $D$  du gyroscope; donc  $M_k = D \dot{\alpha}$ . Ce couple est contrarié par un couple d'amortissement qui est proportionnel à la vitesse de rotation  $\dot{\beta}$  du cadre intérieur. Avec un facteur d'amortissement  $d$ , on peut écrire dans ce cas  $M_d = d \dot{\beta}$ . L'équilibre des couples existe, lorsque les deux couples sont identiques. Ceci conduit à la relation  $D \dot{\alpha} = d \dot{\beta}$ . Comme les facteurs  $D$  et  $d$  représentent des constantes propres à l'appareil, les vitesses de rotation  $\dot{\alpha}$  et  $\dot{\beta}$  sont proportionnelles entre elles. Il en résulte, par intégration, la proportionnalité des angles correspondants

$$\beta = \frac{D}{d} \alpha = k \alpha . \quad (9)$$

L'angle de rotation  $\beta$  du cadre intérieur peut donc être considéré comme une mesure de l'angle  $\alpha$ , décrit par le socle dans sa rotation. Si on connaît les constantes de l'appareil,  $k = D/d$ , une mesure de  $\beta$  permet de déterminer  $\alpha$ . Ainsi le gyroscope intégrateur fournit finalement la même indication qu'un gyroscope libre (gyroscope d'assiette) qui, lui aussi, permet de mesurer des angles de rotation. Toutefois, contrairement au gyroscope libre, l'axe de mesure et l'axe indicateur sont dans le gyroscope intégrateur décalés de  $90^\circ$  entre eux. D'autre-part, la valeur indiquée  $\beta$  est modifiée du facteur  $k$  sur le gyromètre. Ceci a pour avantage que  $\beta$  est nettement plus grand que  $\alpha$  pourrait l'être. Le facteur  $k$  devient d'autant plus grand, que le moment cinétique du gyroscope  $D$  est plus grand et que la constante d'amortissement est plus petite. Avec des gyromètres de ce type construits suivant la technique actuelle, on obtient des valeurs  $k$  allant jusqu'à 100. De tels appareils peuvent être désignés simplement par "goniomètres agrandisseurs".

La figure 57 représente une version d'une construction très usuelle du gyromètre intégrateur (gyromètre I). La toupie est longée dans ce cas à l'intérieur d'un réci-

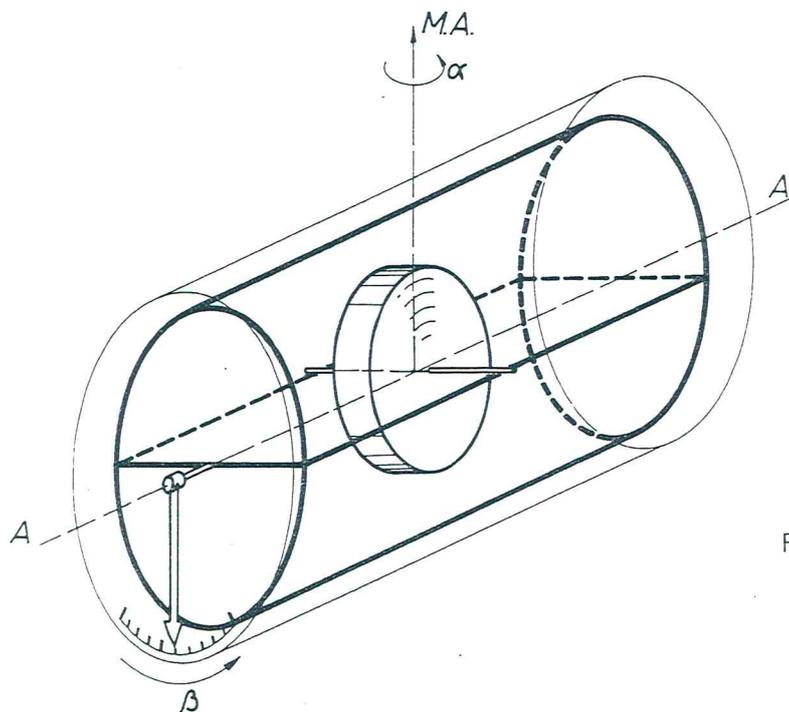


Fig. 57. Schéma de principe d'un gyromètre intégrateur.

ipient cylindrique hermétiquement fermé et de telle façon que l'axe du rotor soit perpendiculaire à l'axe longitudinal du cylindre. Le cylindre, lui-même, est incorporé dans un carter cylindrique un peu plus grand et il repose sur des paliers de façon à pouvoir tourner autour de l'axe longitudinal A - A. Entre les deux cylindres se trouve un liquide visqueux qui remplit deux fonctions: d'une part, il supporte le poids du cylindre intérieur, permettant ainsi de soulager très largement les paliers;

d'autre part, il produit dans le cas des rotations relatives des deux cylindres entre eux, un couple d'amortissement proportionnel à la vitesse de rotation. Par un choix approprié de la viscosité du liquide et de l'écartement entre les cylindres, la constante  $d$  peut être amenée à la valeur désirée

Lorsque le cylindre extérieur, donc, le boîtier de l'appareil, tourne autour de l'axe de mesure MA, qui est perpendiculaire à l'axe du rotor et à l'axe du cylindre A, le cylindre intérieur tourne également. L'angle  $\beta$  représente d'après la formule (9) une mesure directe de la grandeur de l'angle  $\alpha$  autour de l'axe de mesure. La valeur de  $\beta$  est en général mesurée par des moyens électriques et peut être captée dans ce cas, sous forme d'une tension aux bornes de sortie du boîtier de l'appareil.

### c) Gyromètre détecteur d'une plate-forme stabilisée

Par leur grande stabilité, les gyromètres, et en particulier le gyromètre intégrateur décrit sous b), se prêtent bien comme détecteur de mesure de systèmes mécaniques (plate-formes) nécessitant une stabilisation autour d'une axe déterminé. La figure 58 montre un exemple simple de ce genre. Pour stabiliser la plate-forme horizontale B par rapport aux rotations autour de l'axe vertical, on procède comme suit: Un gyromètre K est placé sur la plate-forme de telle façon que l'axe de mesure (axe MA de la fig. 57), matérialisé sur la figure par une flèche sur le boîtier de l'appareil soit parallèle à l'axe de stabilisation. Des rotations autour de l'axe vertical sont captées par le gyroscope et peuvent être prélevées sous forme de tension transmise par l'intermédiaire d'un amplificateur V à un moteur M qui annule de nouveau la rotation de la plate-forme. Comme le moteur exerce sur la plate-forme une précession de soutien ou de compensation s'opposant aux perturbations quelconques venant de l'extérieur, on le désigne par moteur de compensation (couple-moteur).

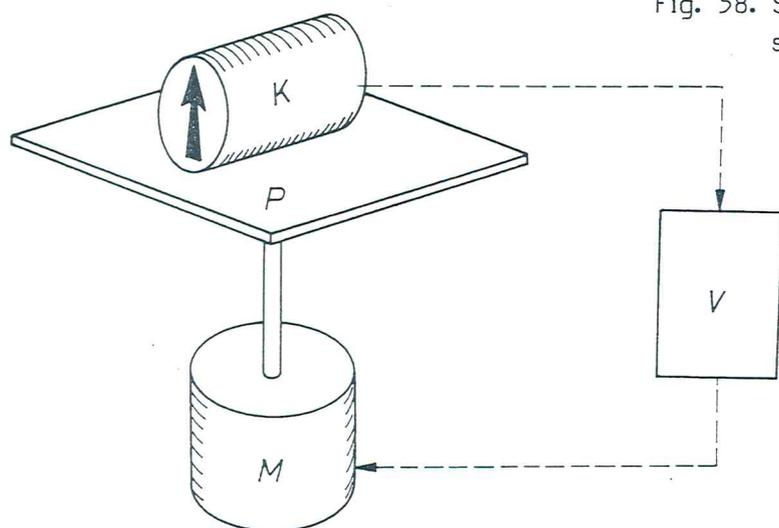


Fig. 58. Schéma d'une plate-forme stabilisée à un seul axe.

Le système schématisé sur la fig. 58 forme une boucle d'asservissement (aussi appelée boucle d'alignement) dans ce cas il existe une interaction entre les grandeurs participantes: angle de rotation  $\alpha$  de la plate-forme, angle de rotation du gyroscope de mesure, tension détectée au gyroscope, tension amplifiée à la sortie de l'amplificateur, couple du moteur et rotation ainsi produite de la plate-forme. La grandeur de réglage est le déplacement angulaire de rotation  $\alpha$  de la plate-forme; le gyroscope est détecteur de mesure, le moteur est organe de réglage dans la boucle d'asservissement. Cette séparation des fonctions est un des avantages principaux dans cette disposition: Comme le gyroscope n'a pas besoin de compenser lui-même les couples perturbateurs de la plate-forme, son indication n'est pas influencée par rétroaction et peut donc être beaucoup plus précise que si le gyroscope stabilise lui-même la plate-forme.

#### d) Plate-forme à gyroscope pour la navigation inertielle

Il est possible d'étendre le schéma de la fig. 58 de telle façon que la plate-forme P ne soit pas seulement stabilisée autour d'un seul axe mais autour de trois axes perpendiculaires entre-eux. Dans ce cas, la plate-forme représente dans un certain sens un système de repère fixe par rapport à l'espace (aussi appelé trièdre spatial), à partir duquel on peut mesurer des rotations de véhicules et d'avions en mouvement. La plate-forme peut aussi s'utiliser pour le repérage autonome d'un lieu, c.à.d. indépendant des mesures extérieures (par exemple: par radar ou moyens optiques). Ce procédé de navigation est appelé navigation inertielle, son principe étant basé sur

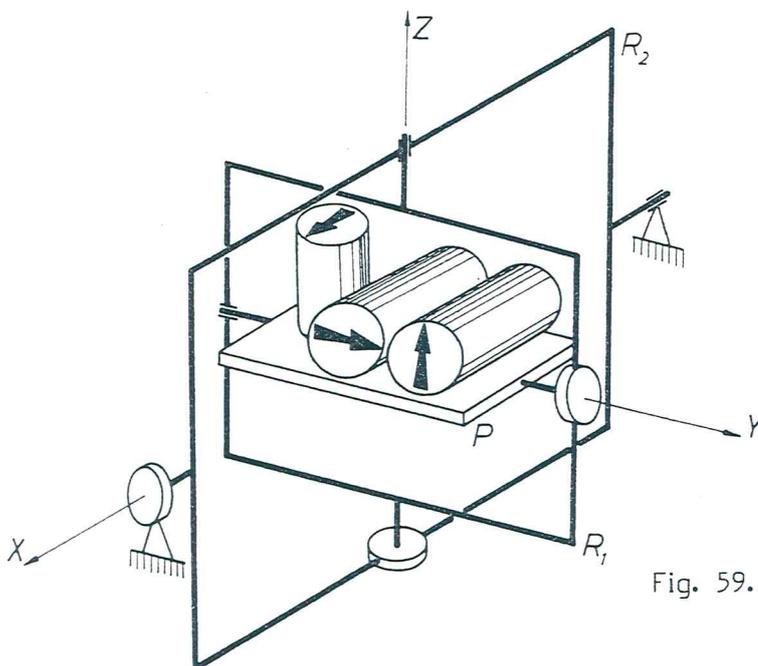


Fig. 59. Schéma d'une plate-forme stabilisée à trois axes avec trois gyroscopes.

l'utilisation de la loi d'inertie. La base technique et instrumentale de ce procédé intéressant est formée d'une plate-forme stabilisée à trois axes et d'un accéléromètre. Son fonctionnement est rapidement expliqué ci-dessous.

On a représenté sur la figure 59 une plate-forme avec trois gyromètres. Les trois axes de mesure de ces gyroscopes, matérialisés par des flèches sur la figure, sont parallèles aux axes d'un système xyz. La plate-forme est suspendue dans deux cadres  $R_1$  et  $R_2$  de telle façon qu'elle puisse tourner suivant les trois axes de l'espace; autrement dit qu'elle puisse conserver son orientation spatiale même lorsque le véhicule sur lequel est monté l'appareil effectue des mouvements de rotation quelconques. Si la plate-forme dérive malgré tout, par suite de perturbations quelconques ne pouvant être éliminées complètement, de sa position d'origine, cette dérive est détectée par le gyroscope et signalée par l'intermédiaire de l'amplificateur aux moteurs de compensation qui sont aptes à annuler cette dérive. A chaque gyroscope est donc attribué un des axes du système ainsi qu'un moteur de compensation (moteur couple).

La précision de la conservation de la direction de telles plate-formes est tellement importante qu'une navigation autonome d'une durée de plusieurs jours est possible. Seuls les appareils de ce genre ont permis à des sous-marins d'atteindre le pôle Nord et d'exécuter des relevés de lieux sous la couche de glace complètement fermée.

Néanmoins, une plate-forme à gyroscope toute seule ne permet pas encore d'exécuter une navigation inertielle. En outre, des accéléromètres doivent être montés sur la plate-forme afin de permettre de mesurer les accélérations le long des deux axes horizontaux, perpendiculaires entre eux (par exemple le long des axes x et y de la figure 59). A partir des valeurs ainsi mesurées, on peut déterminer le chemin parcouru. La figure 60 explique schématiquement le procédé employé.

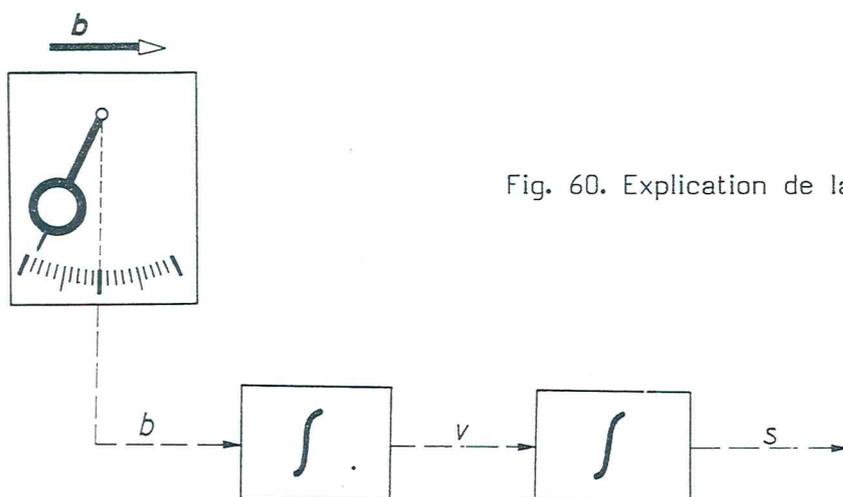


Fig. 60. Explication de la navigation inertielle.

L'accéléromètre est représenté sur le schéma par un pendule qui dans sa position normale est suspendu verticalement. Si maintenant le système est accéléré suivant le vecteur accélération représenté  $b$  (démarrage d'un véhicule dans cette direction), le pendule dévie dans la direction opposée. La grandeur de cette déviation est une mesure de la grandeur de l'accélération. Plus le temps de démarrage avec une certaine accélération est long, d'autant plus grande sera la vitesse finale définitivement obtenue. On obtient cette vitesse par intégration de l'accélération par rapport au temps:  $v = \int b dt$ . Ceci est réalisable techniquement et instrumentalement, par exemple, à l'aide d'un moteur, pour lequel la vitesse angulaire est proportionnelle à la tension appliquée. Si on utilise comme tension d'entrée du moteur, une des tensions de sortie proportionnelle à l'accélération de l'accéléromètre, le déplacement angulaire de l'arbre du moteur est une mesure de la vitesse. Cette intégration est figurée sur la fig. 60 par une petite boîte avec le signe d'intégration. En intégrant encore une fois, on peut, à partir de la vitesse  $v$ , obtenir le chemin parcouru  $s = \int v dt$ . Plus longtemps on maintiendra une certaine vitesse, plus grand sera le chemin parcouru.

Les deux accéléromètres disposés sur la plate-forme inertielle mesurent les accélérations dans les directions  $x$  et  $y$ . Par une double intégration, on obtient à partir de là les chemins parcourus dans ces deux directions et par là le lieu momentané du véhicule dans le plan  $xy$ .

Nous venons d'expliquer uniquement le principe de base de la navigation inertielle. Dans l'application pratique de ce procédé sur des véhicules se déplaçant sur la surface de la terre, il faut encore inclure les influences de la rotation terrestre, la courbure de la terre et, dans le cas d'exigences de précisions particulières, l'aplatissement de la terre. Il faut, par exemple, veiller soigneusement à ce que les directions des mesures des accéléromètres soient absolument horizontales, car autrement une partie de l'accélération terrestre fausserait sensiblement les résultats.

Mais le plan horizontal tourne avec la terre et se modifie aussi lors du changement du lieu du véhicule sur la terre. D'où la nécessité d'une horloge qui compense l'influence de la rotation terrestre par l'entraînement de l'accéléromètre. En outre, il faut disposer d'une compensation de la dérive horizontale due au mouvement propre du véhicule. Nous ne pouvons pas expliquer ici tous les procédés très judicieux qui ont été développés pour cet appareillage. Nous renvoyons les intéressés à la bibliographie (par exemple l'étude figurant au N°12 du répertoire bibliographique).

L'orientation d'une plate-forme inertielle avant le démarrage est très importante. Celle-ci est réalisable avec les appareils se trouvant sur la plate-forme elle-même. L'accéléromètre permet de mettre la plate-forme, le véhicule arrêté, en position horizontale, d'une façon précise. Si elle est maintenue horizontale, elle participe à la composante de la rotation terrestre se trouvant dans le plan horizontal. Les conditions sont, dans ce cas, exactement les mêmes que celles expliquées pour le

compas gyroscopique (chapitre 5.3). Les gyromètres très sensibles réagissent à l'entraînement de la plate-forme par la rotation de la terre. Par un circuit spécial (circuit gyroscope - compas) on peut obtenir que la plate-forme effectue, par l'intermédiaire des moteurs-couples, une rotation autour de la direction verticale, de sorte qu'un des deux gyroscopes de mesure n'indique pas de rotation autour des directions horizontales. L'axe de mesure de ce gyroscope se trouve alors exactement dans la direction Est-Ouest. Lors du démarrage du véhicule ou de l'avion, l'appareil est commuté de la position de régulation automatique et indépendante à la position normale qui peut servir, à partir de ce moment, à la navigation.

Il faut citer, en dehors de la version de plate-forme inertielle décrite ici, une autre version comportant à la place des deux gyromètres, deux gyroscopes d'assiette permettant de déterminer les dérives de la plate-forme.

## **5.5 Le gyroscope stabilisateur de navire de Schlick. Une exemple d'application du gyroscope pour la stabilisation**

Dans les chapitres précédents on a montré qu'au moyen d'appareils gyroscopiques, on peut mesurer aussi bien des angles de position que leur modification dans le temps, c.à.d. les vitesses angulaires de n'importe quel système en mouvement (navires, avions, fusées, satellites). En même temps, cette mesure offre la possibilité de commander ces mouvements eux-mêmes par des organes auxiliaires (relais, servo-moteurs, gouvernails) en fonction des valeurs mesurées sur les appareils gyroscopiques. En fait, on ne peut plus concevoir des régulateurs de position sans y incorporer des appareils gyroscopiques. Ils sont le "cerveau", du régulateur tandis que les machines du gouvernail et les servo-moteurs en sont les "muscles". La mission du "cerveau", c'est de diriger uniquement les "forces musculaires" dans le sens correct. Dans des cas spéciaux, le gyroscope peut, en même temps, être le "cerveau" et le "muscle" et intervenir avec ces forces gyroscopiques activement dans le bilan des couples du corps réglé. Ceci est le cas pour les gyroscopes appelés "gyroscopes de stabilisation". Par exemple, on peut citer dans ce cas le Howell-Torpédo, le monorail et le gyroscope stabilisateur de navire. Nous traiterons ici d'une façon plus approfondie le dernier cité.

### **a) Le principe du gyroscope stabilisateur de navire**

La tendance du gyroscope à opposer une résistance importante à la modification de la direction de son axe de figure est utilisée dans le cas du gyroscope stabilisateur de navire à combattre les mouvements de roulis d'un navire par forte mer. Le gyroscope est, pour ce faire, monté dans un cadre en position verticale avec