

# LA GUERRE ÉLECTRONIQUE ET LES SYSTÈMES D'ARMES: L'OTOMAT

## DES MISSILES INTELLIGENTS ET UN ENSEMBLE RADAR... UNE RÉFONTE DU COMBAT NAVAL

par B. MARIN et J. BERCHATSKY

### Guidage et coup au but



Photo A. - Tir d'un « Otomat ».

*Ecrire d'un dispositif physique qu'il est intelligent revient à honorer les ingénieurs qui l'ont conçu.*

*La machine intelligente n'est pas d'une classe supérieure à l'intelligence pure. Elle est autre et n'en présente qu'un aspect particulier, une création. Il n'empêche qu'elle sait « résoudre » les problèmes que lui procure la situation dans laquelle elle se trouve impliquée.*

*Elle s'adapte, par construction, aux conditions de l'instant, tirant de celles-ci les informations nécessaires, les traitant de manière à en extraire des données qui assurent son fonctionnement optimal, dans le cadre de ses applications, voulues par ses promoteurs.*

*Elle est donc, avant tout, une réalisation concrète de leur métier qui, à ce point de perfection, confine à l'art.*

#### Introduction

Un missile (1) est un sous-système intégré (2) mobile, autopropulsé, disposant d'« organes » de pilotage et de gui-

(1) Les Romains, soldats d'une des plus puissantes machines de guerre de tous les temps, utilisaient une arme de jet, appelée « missile », qu'ils lançaient sur leurs adversaires, brisant leur course, par la précision et l'efficacité de leur action.

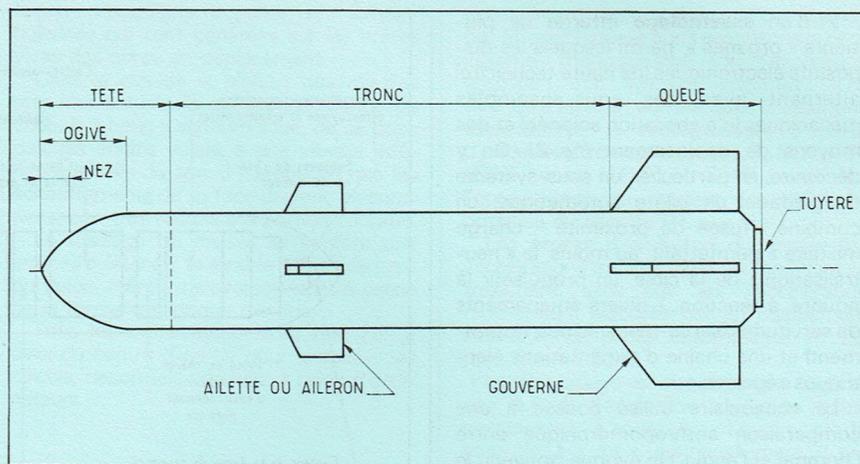
(2) Un système est intégré lorsque ses constituants sont, dès le début du projet, prévus pour accomplir, ensemble, les rôles qui leur sont dévolus, dans le dessein de satisfaire la mission générale pour laquelle il est conçu.

Un système devient non-intégré quand son exploitation globale requiert l'addition d'interfaces, plus ou moins complexes, pour que les composants qui y sont rassemblés acquièrent la faculté de participer au but final qui lui a été assigné.

Un système est dit « semi-intégré » quand il est construit à partir de sous-systèmes intégrés associés par des dispositifs de liaison.

Un système d'armes comme le **Crotale** (Thomson-CSF. Voir *Haut-Parleur Electronique Professionnelle* N°s 1543 du 11 mars 1976 et 1547 du 19 avril 1976, mêmes auteurs) est un système intégré. L'ajout d'un ensemble de télécommunications le transforme en système semi-intégré. L'insertion de cet ensemble dans la Défense Nationale aboutit à un système non-intégré.

Fig. 1. — Présentation extérieure d'un missile.



dage, apte à détruire (ou, à tout le moins, endommager) la cible qui lui est attribuée, en dépit des manœuvres d'évitement qu'elle entreprend pour se dérober à son emprise.

De nos jours, ce terme est retenu à propos de « projectiles », plus ou moins lourds, dotés de moyens de propulsion autonomes, dirigés vers leurs « proies », sur tout, ou partie, de leur trajectoire par téléguidage ou par autoguidage (3).

La terminologie française opta, d'abord, pour « engins spéciaux ». Cette désignation tomba vite en désuétude. Le vocabulaire national s'est internationalisé. Aujourd'hui, fabricants et utilisateurs se nomment « missiliers ».

## Le « choc » historique

1967, fait divers. Un destroyer israélien, l'« Eilath », patrouille, en toute quiétude, à proximité des eaux territoriales égyptiennes, persuadé de son invulnérabilité. Pourtant, avec une soudaineté insoupçonnée, il sera frappé, en pleine coque, par des missiles soviétiques « Styx », lancés par une vedette rapide, qui le couleront.

L'atmosphère, sereine, de la lutte de surface, prétendue dominée par les amirautes, s'en trouve bouleversée. A la stupefaction succède l'animation. Il est décidé la construction accélérée d'armes, de nature similaire, capables à leur tour, de paralyser, de manière sérieuse, le porteur hostile, avant qu'il ait achevé la manœuvre destinée à le mettre en position favorable de tir.

Nous devons, à la vérité historique, de signaler que le concept d'un tel engin « flottait » déjà, depuis un lustre, dans les milieux bien informés. On songeait, bien

(3) Il ne faut pas confondre « télé » (du grec τ ε λ ο s : loin) avec « moyen filaire » ; le télé-phone est l'appareil qui « transporte la voix au loin » (certes, grâce à un câble, d'où la confusion) ; télé-communication signifie « relation à distance » et non pas « relation par fil ». Le téléguidage comprend donc le guidage par voie filaire et par voie radio-électrique, voire optique et par laser. L'autoguidage rend les engins qui en sont pourvus, indépendants de leurs plateformes de tir et des moyens locaux d'assistance (dits, pompeusement, « logistiques »).

sûr, à remplacer l'obus, cher aux deux précédentes guerres mondiales, par « quelque chose » de plus approprié à la lutte moderne.

Chaque personne concernée n'ignorait pas que les classiques canons de 380 mm, voire ceux fonctionnant à cadence rapide, qui équipaient les cuirassés et les croiseurs de bataille, logeaient leurs projectiles, avec précision (sans grande dispersion) sur une cible située à 30 [km]. A condition qu'elle fut... immobile. En effet, la durée de parcours de cette distance, par un obus, voisine les quelque 80 secondes. Pendant ce laps de temps, un torpilleur, « ce chien de mer, nerveux, souple et vif » se rend quasiment insaisissable, grâce aux zig-zags que lui impose la timonerie.

Il devenait donc indispensable de posséder un « missile surface-surface » apte à disloquer n'importe quel bâtiment, lors même qu'il cherchait à se dégager des filets tendus par son adversaire (4).

Dans notre pays, cette idée se fraya chemin au travers des « cartons » du bureau d'études de la S.N.I.A.S. et déboucha, promptement, sur la mise au point du

(4) Une remarque, cependant... Au début, la Flotte française « récupéra » les missiles contre-avions (surface-air) d'origine américaine, des types « Terrier » et « Talos », montrant ainsi ses inquiétudes au sujet des attaques aériennes. Nous avions hérité là du « complexe de Pearl Harbour » mais qui nous le reprocherait ? « Terrier », « Talos » et « Malaface » (français) avaient des portées de 20 à 80 km accomplies à 3 000 km/h. A notre connaissance, le premier navire à en recevoir dotation, fut « La Galissonnière », armé en 1960.

Citons aussi l'avion robot (« drone ») Bomarc et, pour mémoire, les I.R.B.M. « Polaris » des sous-marins atomiques. I.R.B.M. (Intermediary Range Ballistic Missile) : Missile balistique à portée intermédiaire.

« missile mer-mer » N° 38, baptisé « Exocet » (5).

La liste serait longue des engins surface-air (les plus appréciés sont le Masurca, français, les Sea-Slug et Sea-Dart, anglais, outre ceux déjà cités) ainsi que des modèles réservés à la lutte anti-sous-marin (tels les porte-torpilles (Malafon, français ; Asroc (U.S.) et Ikara, de nos amis britanniques).

## Généralités sur les missiles

### Organisation générale

Tout missile est constitué :

1) d'une structure, ou cellule, assurant sa tenue mécanique et portant différents ailerons (de sustentation et de stabilisation) associés à des gouvernes (de direction) ; on y identifie : une tête dont la proéminence avancée s'appelle le nez ; un corps, ou fuselage, sorte de cylindre allongé, à bon coefficient aérodynamique ; une queue, où s'ouvre la tuyère d'éjection des gaz du propulseur, lui conférant sa mobilité (fig. 1).

(5) Du nom de ce gracieux « poisson-volant », tout à fait inoffensif, pour sa part.

Actuellement, outre l'« Exocet », la S.N.I.A.S. commercialise le S.S. 12 M, moins élaboré que le précédent. Il est monté sur les patrouilleurs légers rapides (du genre « Combattante ») qu'il dote ainsi d'une puissance de feu comparable à celle de navires de plus haut tonnage.

Cet engin est téléguidé à partir d'un viseur gyroscopique stabilisé.

La mise en œuvre du S.S. 12 M s'effectue, grâce à une installation robuste et simple, par deux servants. L'efficacité du missile est conservée quel que soit l'état de la mer. Sa portée atteint 6 km environ. Il est propulsé par « poudre » et emporte une charge militaire (quantité d'explosif) de 30 kg.

N.B. : Nous verrons, plus bas, l'Otomat (Otomelara-Matra).

2) d'un **assemblage interne** de plusieurs « organes », parmi lesquels les dispositifs électroniques (de haute technicité) alternant avec des sous-ensembles mécaniques (d'élaboration soignée) et des moyens de déplacement (fig. 2). On y découvre, en particulier, un sous-système de guidage, un pilote automatique, un combiné « fusée de proximité - charge militaire » permettant, au moins, la « neutralisation » de la cible, un propulseur (à poudre, à réaction...), divers équipements de servitudes (servo-mécanismes, notamment) et une chaîne d'alimentations électriques réglées.

Le vocabulaire utilisé pousse à une comparaison anthropomorphique entre l'homme et l'engin. On évoque, souvent, le cerveau, les nerfs, les muscles, mais il n'y a là que du didactique aussi ne nous-y attarderons-nous pas (6).

Les diverses ailettes qui sont fixées, en général, à proximité du nez, au milieu du tronc, voire en queue, jouent un rôle de compensation des mouvements du fuselage qui oscille sur sa trajectoire. Certaines atténuent les effets de roulis, d'autres de tangage et de lacet (7). La figure 3 définit ces termes mieux qu'un long discours.

La structure des missiles doit être **indéformable** aux vibrations (10 ng ; g, accélération de la pesanteur  $1 < n < 100$ ). Lorsque les gouvernes sont placées à l'avant (Crotale) elles prennent le nom de « gouvernes canard ». La solidité de l'ensemble n'exclut pas sa nécessaire légèreté. La maintenance préventive et correctrice exige la facilité d'implantation et l'accessibilité des constituants (contrôle par « visites » systématiques).

Le propulseur déplace l'engin anti-aérien à Mach 2 ou Mach 3 (deux ou trois

(6) Lire, avec profit, l'article de François Rosangui : « Comment les missiles deviennent intelligents » (voir principalement le dessin de Claude Lacroix, illustrant la page 102) publié par la revue « Science et Vie » N° 692 de mai 1975.

(7) Roulis (roll) : déplacement angulaire entre l'axe transverse du missile et l'horizontale.

Tangage (pitch) : déplacement angulaire entre l'axe longitudinal du missile et l'horizontale.

Lacet (yaw) : déplacement angulaire entre l'axe normal du missile et la ligne de foi.

Ligne de foi (course line) : direction horizontale que doit suivre le missile.

Les radaristes qui suivent l'évolution de l'engin sur sa trajectoire obtiennent des ordinateurs inclus dans le « système radar-traitement de l'information » une « piste » (track) d'où le nom des radars de poursuite (dans la langue anglaise « tracking radars »). Le radar de « conduite de tir » fournit une indication similaire à propos de la cible.

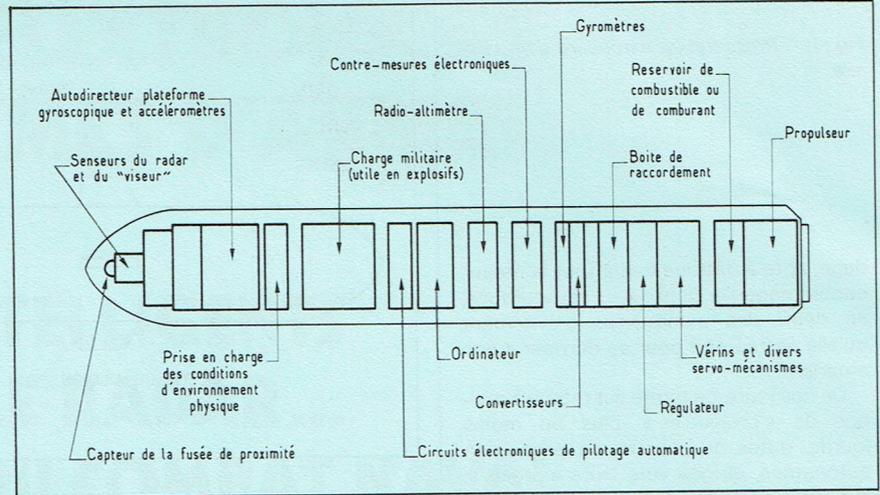


Fig. 2. - Agencement interne d'un missile ; la succession des « organes » est artificielle dans ce schéma ; les vérins sont hydrauliques, pneumatiques, ou oléopneumatiques, voire électriques, ce qui suppose des asservissements... « polystructurés ».

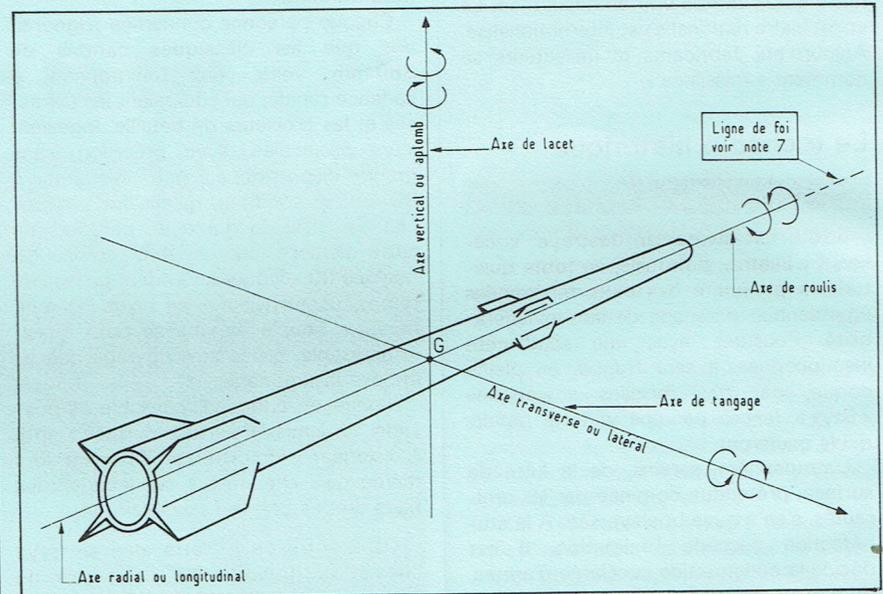


Fig. 3. - Les trois axes aérodynamiques de toute « machine volante » ; le déplacement du centre de gravité G, dans le plan de tangage-roulis trace une courbe spéciale appelée « hugoïde ». La position spatiale de l'engin (projection de son vecteur vitesse, par exemple) sur les trois axes, se nomme attitude. L'erreur d'attitude est le résultat d'une mauvaise évaluation d'un des angles correspondants.

fois la vitesse du son dans l'air) pour les missiles surface-air. L'attaque mer-mer se contente d'une vitesse subsonique donc inférieure à 1 Mach.

Les **combustibles** sont, dans la majorité des modèles commercialisés, des propergols solides (les « poudres »), ou liquides, et forment 80 % de la masse du dispositif propulseur. En première approximation, la « poussée » s'exprime par :

$$P = k \cdot p_c \cdot S_c$$

avec : k = facteur de proportionnalité  
 $p_c$  = pression de combustion  $\approx 10$  à 100 bars (et plus)  
 $S_c$  = section du col de la tuyère.

### Aérodynamique

Pour éviter les trop grandes dispersions après lancement, il est indispensable de veiller à la précision de calage des ailes et des gouvernes (aciers spéciaux pour leur retenue).

L'aérodynamique doit cadrer avec les deux phases de poussée : l'une correspondant à la **période d'accélération**  $\gamma$  qui se maintient jusqu'à ce que la vitesse de vol soit acquise :

$$100 \text{ [m/s}^2] \leq \gamma \leq 300 \text{ [m/s}^2] \text{ ou } \approx 30 \text{ g}$$

l'autre assurant la **croisière**, à célérité quasi-constante, de durée étalée comparativement à la précédente.

La courbe vitesse-temps d'un engin dépend des conditions de lancement imposées (position du but, évolution, parades probables, etc.).

La vitesse s'échelonne, en moyenne, entre 100 et 1 500 [m/s]. Le missile est « pilotable » au-dessus de 200 [m/s].

La traînée (le fameux Cx) est aussi atténuée que possible afin d'économiser le carburant.

L'étude aérodynamique requiert des essais en soufflerie car ses qualités rejailliront sur les performances. L'architecture (ou aménagement) et la mise en œuvre seront donc soigneusement « épluchées » pendant l'instruction sur prototype.

Les mouvements oscillatoires déterminés par référence à la ligne de foi (7) deviennent parfois gênants s'ils sont produits à un taux supérieur à celui que peut admettre l'engin (fluctuations hupogoides - « scalloping » en anglais). Il en découle que l'on a intérêt à stabiliser, le plus possible, le projectile façonné.

Le constructeur du missile connaît les problèmes de la viscosité de l'air à basse altitude, de la couche limite adhérente, ou décollée, du fuselage. Il a pris soin, par des

essais en soufflerie de pallier les microturbulences qui sont générées sur les arêtes vives des corps en déplacement.

Dans le cas de la plupart des missiles mer-mer actuels, la question de l'onde de choc, le « bang » supersonique, ne se pose pas, les engins volant à une vitesse inférieure à celle du son. Il n'empêche que les échauffements de surface doivent, en compensation, être réduits à la portion congrue.

Le fuselage du missile lui confère une structure élancée, favorable à l'écoulement du fluide, même transversalement à cause de la forme cylindrique retenue.

Tous les mouvements sont ramenés à celui du centre d'inertie pour simplifier les calculs, désormais conduits à l'aide d'ordinateurs.

### Le guidage

*Systématique actuelle des moyens de guidage.*

La littérature distingue deux sortes de guidage :

- 1) Celui qui nécessite une intervention à distance, ou **téléguidage** (de  $\tau\epsilon\lambda\eta$  : loin),

abusivement confondu avec une **commande par fil**, pour laquelle nous proposons le néologisme **trichoguidage** (de l'expression grecque :  $\alpha\pi\omicron\ \tau\rho\iota\lambda\omicron\varsigma\ \chi\rho\epsilon\mu\alpha\iota\alpha$  : « ne tenir qu'à un fil »); entrera dans la catégorie ainsi définie, le **radioguidage**, à partir d'ondes électromagnétiques L.F., M.F., H.F., V.H.F., voire U.H.F. et S.H.F., ainsi que l'optoguidage (qui requiert des radiations optiques du spectre I.R. aux U.V.).

Les **ordres d'évolution** du missile (les accélérations transversales qui modifient sa trajectoire, sans agir sur l'accélération radiale) sont élaborés par un équipement extérieur. Le pilote automatique en est l'exécutant à bord.

Le téléguidage est **direct** lorsque l'opérateur (à l'aide d'équipements plus ou moins complexes) « aperçoit » l'engin et le contrôle, à « vue », continuellement. Il est **indirect** (fig. 4) lorsque le pilotage s'effectue par le biais d'appareillages électroniques élaborés (radar, télémétrie, etc.). C'est aujourd'hui, le mode le plus répandu (tant pour les « cibles volantes » que pour les « missiles »).

- 2) Celui qui confère au missile **autonomie totale** (donc, sa liberté d'action),

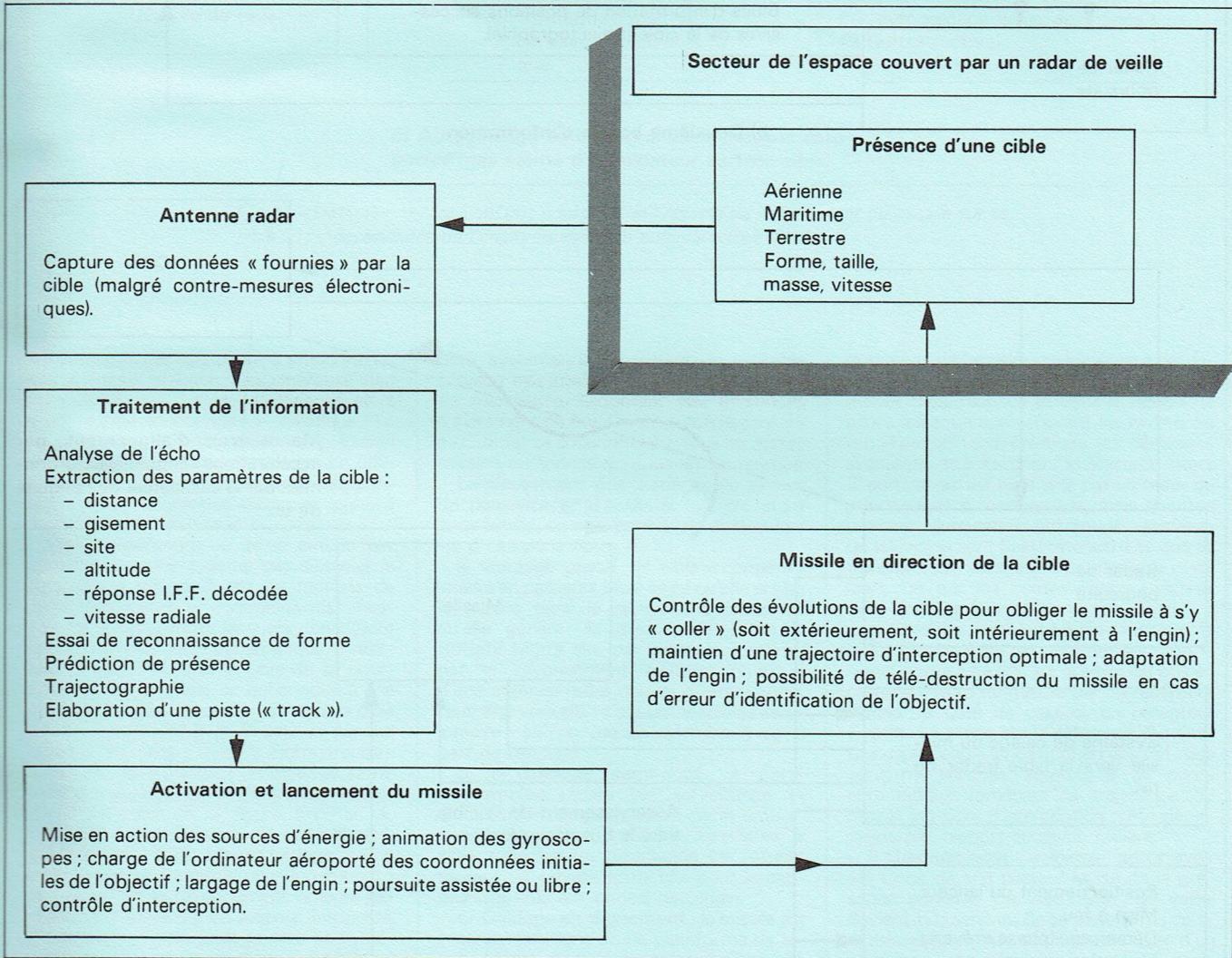
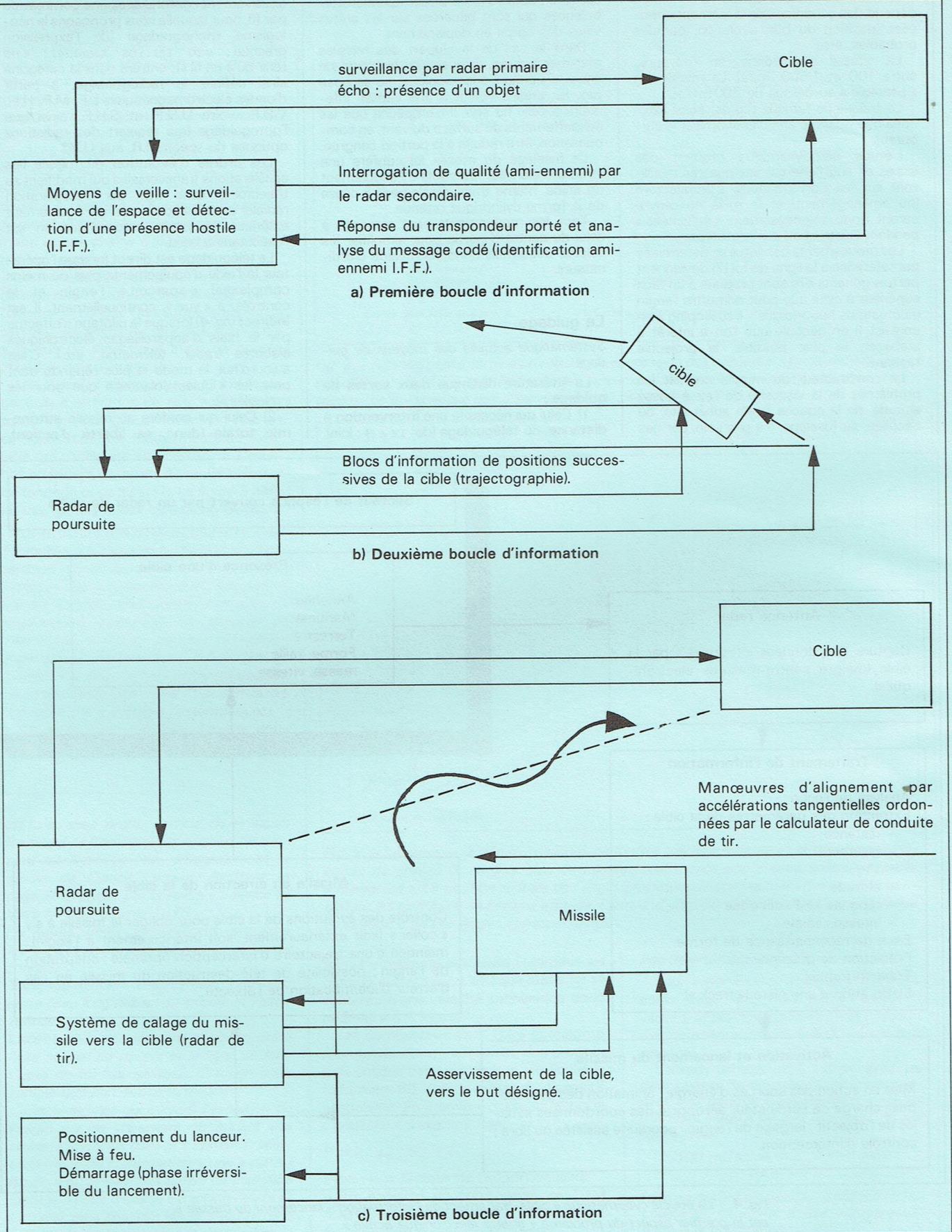


Fig. 4. – La boucle cybernétique « cible-traitement de l'information – lancement du missile » est le premier aspect du problème « guerre électronique active ».



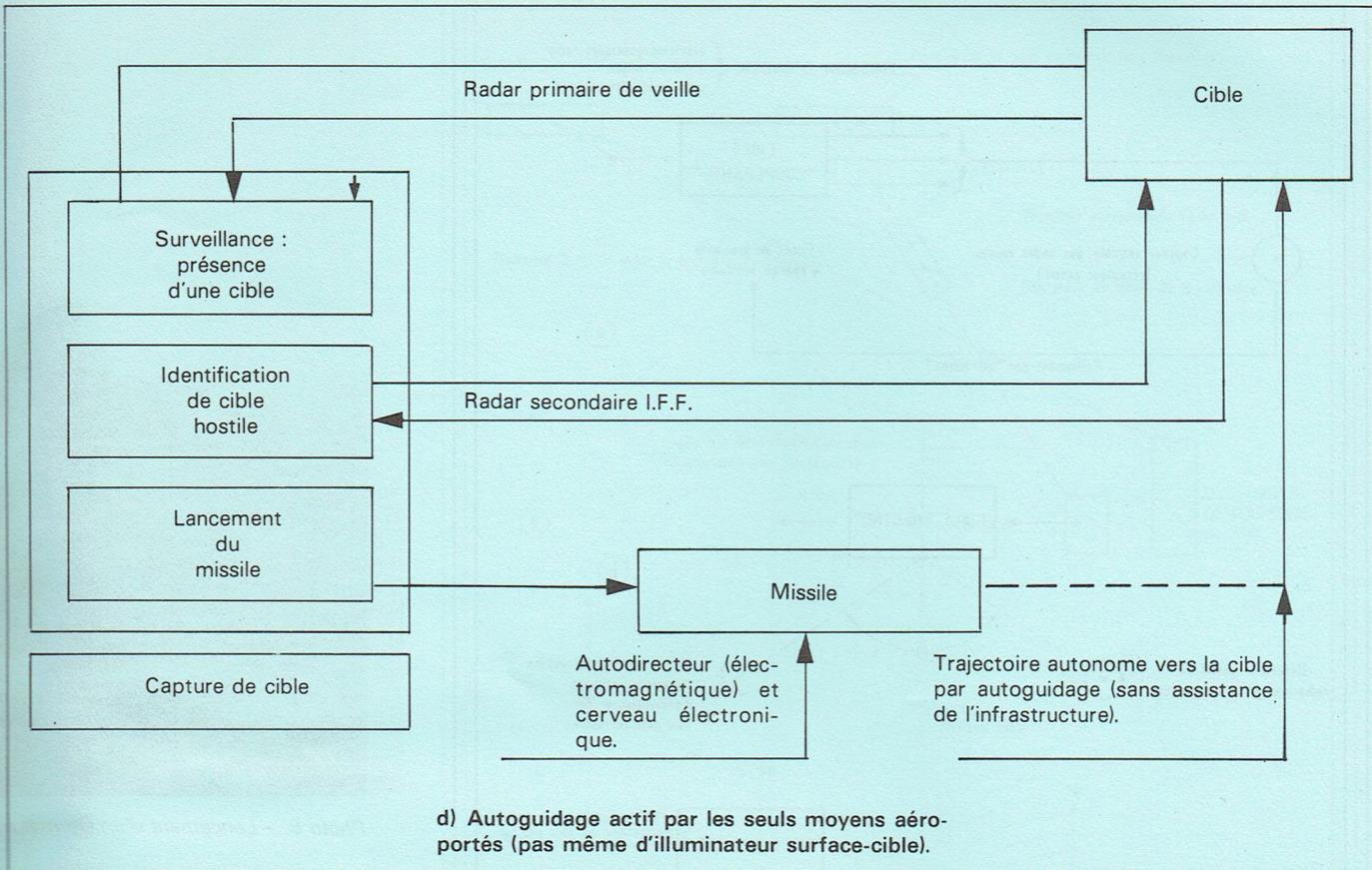


Fig. 5. – Détection de l'objectif (a) ; poursuite de l'objectif (b) ; alignement du missile sur sa cible (c) ; indépendance de l'engin équipé d'un auto-directeur (d).

conditionnée par le seul but à atteindre, ou **autoguidage**, solution plus onéreuse que les précédentes. Le missile dispose alors d'une totale indépendance cinétique. La route à suivre est déterminée avec précision en direction (gisement) et en altitude (altimétrie). Ce genre de guidage est indispensable pour les grandes distances (surtout au-delà de l'horizon radar).

Pour comprendre ce qu'on entend par guidage, il convient de ne pas dissocier la cible de sa détection par les moyens de veille (surveillance et acquisition-identification de sa présence), lesquels constituent une première boucle cybernétique d'information (fig. 5-a) ; puis la cible de sa poursuite (trajectographie), ce qui conduit à une seconde boucle cybernétique ; enfin la cible de son missile (fig. 5-b). Si celui-ci dépend quant à ses évolutions de l'infrastructure logistique, on a affaire à un **guidage semi-actif** (téléguidage radio-électrique, notamment) tel celui de la figure 5-c ; si, au contraire, il s'en dispense, on parle d'**autoguidage** (fig. 5-d). L'**autoguidage semi-actif** nécessite, toutefois, un « illuminateur » de cible dont le rayonnement réfléchi par celle-ci est capté par un senseur aéroporté. En revanche, l'**autoguidage actif** se débarrasse de toute servitude d'appui extérieur à l'engin, qui alors dispose d'un auto-directeur, incorporé, assisté d'un ordinateur. Ces

deux systèmes lui procurent un véritable cerveau électronique, élaborateur d'ordres de manœuvre, l'adoptant aux évolutions d'évitement du but. Un tel procédé confère à l'Otomat sa supériorité sur tous les autres missiles en service dans les armes navales.

Le **classement des guidages** en termes de **passivité et d'activité**, la cible étant coopérante, ou non, permet de différencier les 6 cas de la figure 5.

a) **Guidage passif** : la cible « coopère » (mais s'en passerait bien) en ce qu'elle draine le missile dans le sillage des émissions qu'elle génère ; le missile Matra est, par exemple, « attiré » par le rayonnement électromagnétique d'une antenne radar qui, en quelque sorte, l'entraîne vers elle ; c'est un... « suicide involontaire » (si l'on ose ce calembour) de la part de l'ennemi.

b, c) **Guidage semi-actif** : à partir d'ensembles radars (de surveillance et d'acquisition ; de poursuite et de tir), embarqués (aéro et navi-portés) ou terrestres, la cible, réfléchissant l'irradiation qui l'atteint devient un « miroir attractif » pour le capteur (sensible aux ondes) de l'engin.

d) **Guidage en alignement** : le missile est asservi à une ligne droite plateforme de tir-but ; l'écart entre la trajectoire propre de l'engin destructeur à cette référence est mesuré ; l'ordinateur logistique en déduit les

grandeurs de l'accélération latérale à procurer au missile pour l'assujettir à cette droite, mobile dans l'espace et dans le temps ; le pilote automatique recevant les ordres de modification tend à réduire les décalages successifs et à s'aligner ; le Masurca (mod. 2) surface-air est ainsi aidé par un radar de poursuite et d'écartométrie, mais d'autres moyens (illuminateur infrarouge ; système de télévision sont aussi retenus). Les ordres transitent par radio selon un message codé (perturbé par les contre-mesures dont dispose, éventuellement, la cible).

e) **Guidage semi-actif à illuminateur** : le radar de poursuite est un émetteur dont le signal, après réflexion sur la cible, est pris en compte à bord du missile par un récepteur d'écho ; à côté de celui-ci, un récepteur « optique » aligne sur la référence illuminateur-cible l'engin lancé contre l'objectif ; des servo-mécanismes asservis à un pilote automatique ramènent la trajectoire du missile sur celle d'interception réelle déterminée par rapport au rayon radiant.

f) **Guidage actif** : le missile, après avoir été lancé de son porteur (avisé de la présence ennemie par son radar de veille) devient indépendant de sa plateforme de tir et assure, lui-même, par l'intermédiaire d'un complexe auto-directeur/cerveau électronique, sa trajectoire vers la cible qu'elles qu'en soient les tentatives de dérobaie. Le

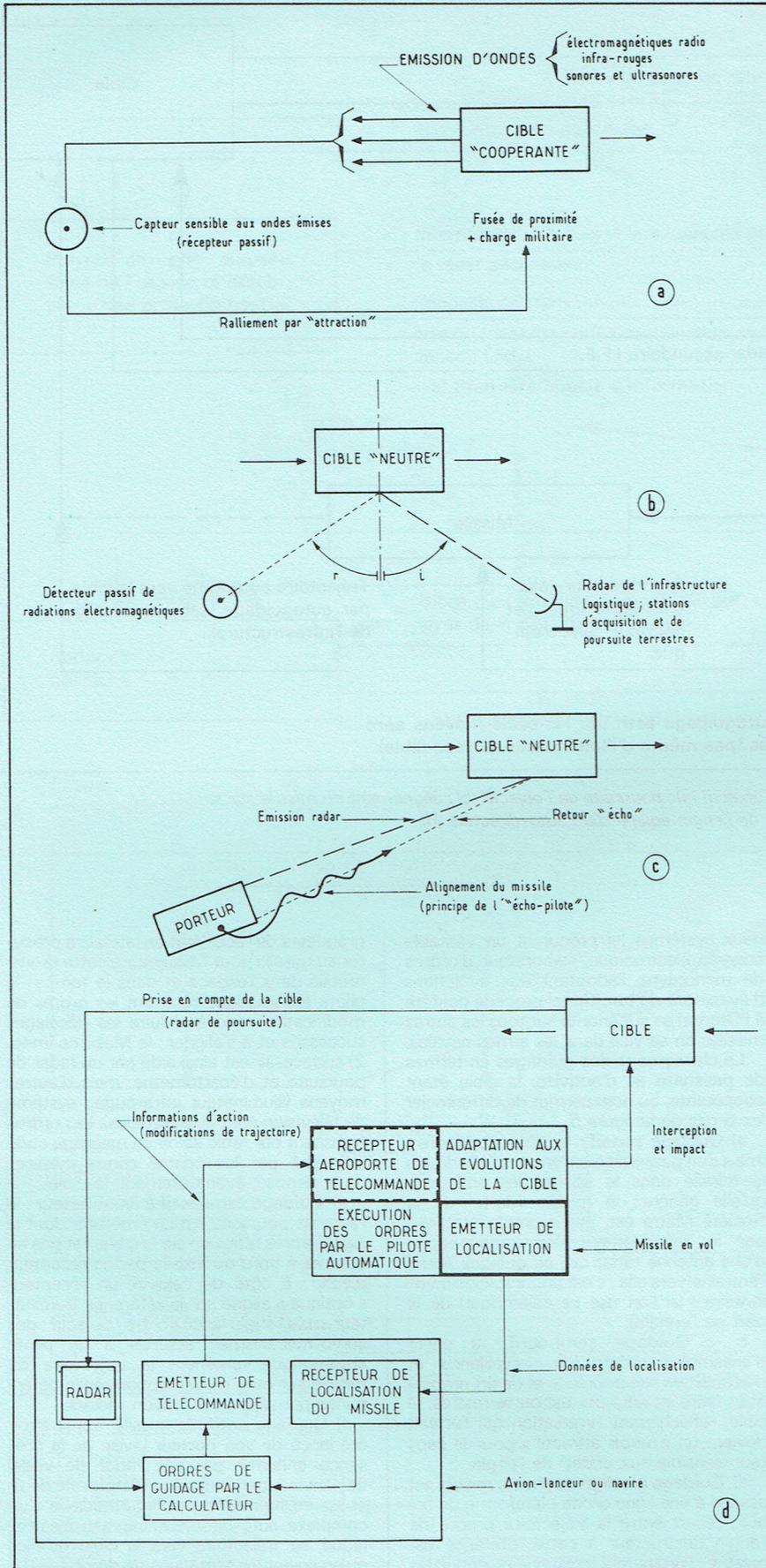


Photo B. - Lancement d'un Otomat à partir

« nec plus ultra » en la matière revient à l'Otomat (Otomelara - Matra) qui possède la propriété supplémentaire de gyrodéviation associée à une portée transhorizon radar.

Nous reviendrons sur les qualités de cet engin lorsque nous en entreprendrons la description (possible car il n'est pas « classifié » en France, ce qui signifie que la Marine nationale a eu le tort de ne point s'en doter).

**Définition tactique du guidage.**

Le rôle du guidage, relativement au combat, revient à conférer l'efficacité la plus élevée au couple « fusée de proximité - charge d'explosif » (dont le missile n'est après tout que le vecteur) lors de la phase finale de l'interception. Pour parvenir à ce résultat, il est nécessaire que la présentation relative de l'engin et de son objectif soit optimisée par ordinateur (8) de façon à ce que la distance de passage (écart entre leurs deux trajectoires) s'avère la plus réduite possible.

La distance de passage à l'interception dépend de l'écart compatible entre le rayon d'efficacité du couple fusée de proximité-charge militaire en présence de l'objectif (fig. 7). En cas de collision franche, une mise

(8) La mathématique employée relève des probabilités appliquées aux processus de corrélation. A ce propos, se reporter aux nos 1505 (22 mai 1975) et 1509 (19 juin 1975) de notre revue, aux articles du même auteur : « Les fonctions d'ambiguïté et la signature d'un radar ».



ent italien.



Photo C. - Montage de l'Otomat sur hélicoptère.

à feu par impact est souvent ajoutée en complément.

Le **rayon d'efficacité** de l'engin est celui du grand cercle de la **sphère active**, volume à l'intérieur duquel l'explosion porte un coup décisif à l'adversaire.

Le guidage est fonction de la qualité du renseignement, de l'information captée, puis du traitement que l'on est apte à faire subir à l'ensemble de ces données (fig. 8) pour annihiler l'ennemi.

Grâce aux indications, continuellement compilées, on dresse, à partir de l'ordina-

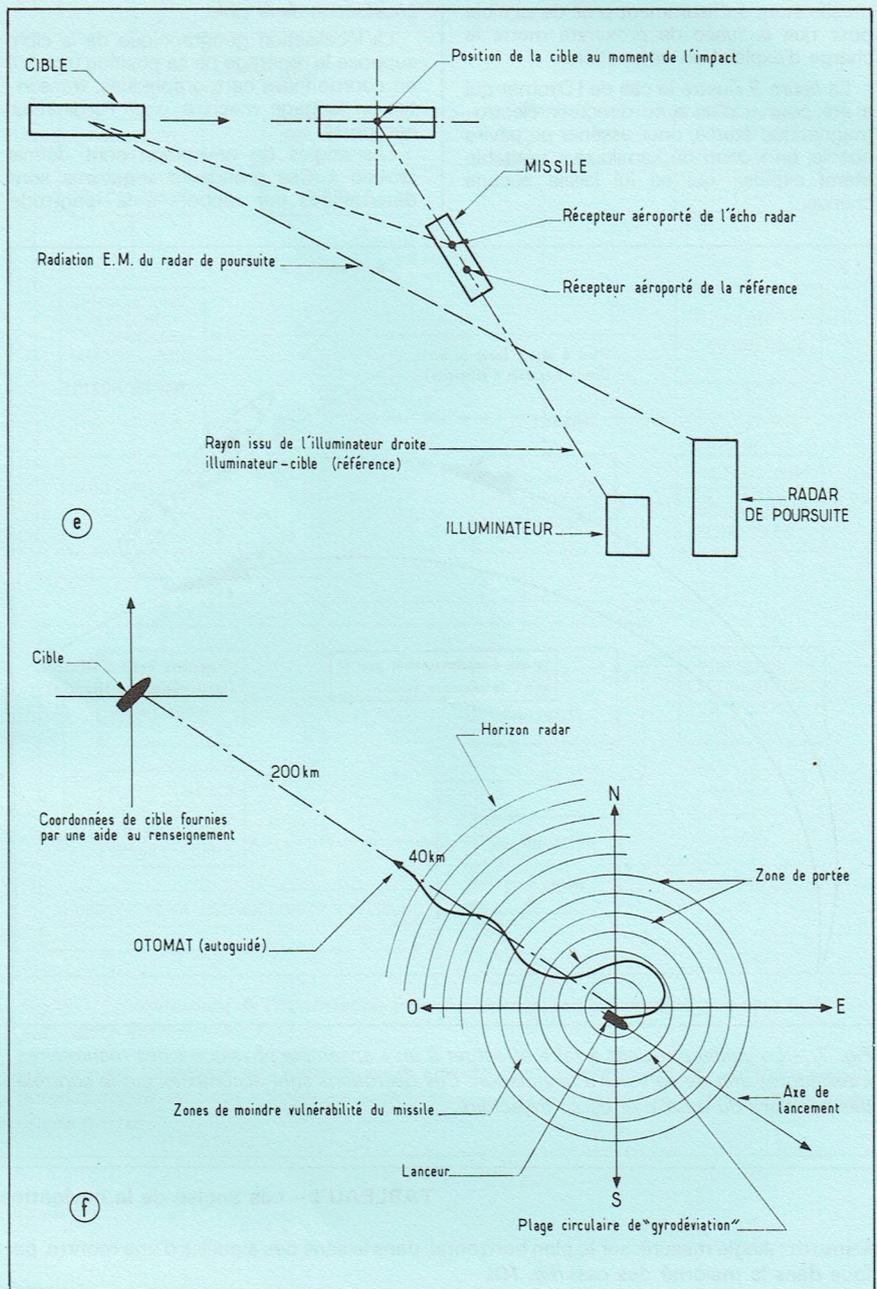


Fig. 6. - Guidage passif, la cible attire son destructeur (a); le rayonnement réfléchi du radar ami sert de canal de guidage au missile (b); un radar aéroporté rend le missile libre de tout support logistique (c); synoptique d'un guidage par équipement de surface (d); autoguidage semi-actif (e); l'Otomat de Matra-Otomelara est capable d'une gyrodéviations totale, de plus l'intervalle de confiance (certitude de coup au but) est augmentée de par le rôle du radar navi-porté, puis par l'auto-directeur actif placé dans l'engin.

teur de bord, une trajectoire, optimisant celle pré-programmée du missile, qui dépend donc :

a) De l'acquisition de la cible et du verrouillage de l'engin sur celle-ci ;

b) Du temps de parcours critique, les différentes phases de l'opération étant réduites à leur durée minimale nécessaire pour accomplir la mission (Q.R.C. : Quick reaction capability).

Le parcours accompli, par le missile se divise en trois parties, nommées « phases » :

a) La **phase initiale** (qui se lie au lance-

ment) correspond au vol effectué entre le moment de la mise à feu du propulseur (qui suit diverses opérations de conditionnement préalable des organes internes) et le temps durant lequel l'engin a atteint une vitesse suffisante pour obéir aux ordres de contrôle qui lui sont propres.

b) La **phase moyenne** (souvent dite « à mi-course ») rattachée au vol normal depuis la fin de la phase précédente jusqu'à la phase d'action.

c) La **phase d'action** est celle au cours de laquelle l'effet du guidage s'interrompt, le

missile étant suffisamment près de sa cible pour que la fusée de proximité mette la charge d'explosif en détonation.

La figure 9 illustre le cas de l'Otomat qui a été pourvu d'un auto-directeur électromagnétique étudié, pour asséner au navire hostile, un « coup de kamikazé », véritable atêmi explosif qui ne lui laisse aucune chance.

**Localisation de la cible.**

La localisation géographique de la cible suppose le repérage de sa position (fig. 10) en coordonnées cartographiques, transcrites en langage machine pour l'ordinateur aéroporté.

Les angles de navigation sont définis tableau 1. Ces grandeurs angulaires sont déterminées par rapport à la longitude

(angles des cercles de la sphère terrestre (9), parallèles au méridien de Greenwich) et à la latitude (angles des cercles orthogonaux relativement aux précédents, c'est-à-dire parallèles à l'équateur). Il est, maintes fois, plus commode d'utiliser les coordonnées locales de la cible (gisement ou azimuth ; site ou altitude [10]) associées à la mesure de la distance missile-objectif, contrôlée par des vélocimètres et des accéléromètres (à gyroscopes). La connaissance des coordonnées horaires (fuseaux horaires et déclinaison horaire autour du géoïde) s'avère utile comme référence de temps, évidemment, dans l'établissement de la ligne basale (entre autres).

Il s'agit-là d'une ligne imaginaire unissant deux points, géographiquement isolés, entre lesquels le temps (horloge électrique précise) est mesuré. De grandes lignes basales entre fuseaux horaires écartés (navigation à longue distance) induisent une grande précision instrumentale mais peuvent aussi accroître les ambiguïtés de passage futur (trajectoire non-loxodromique [11]).

Les missiles actuels sont caractérisés par leur genre de navigation, soit proportion-

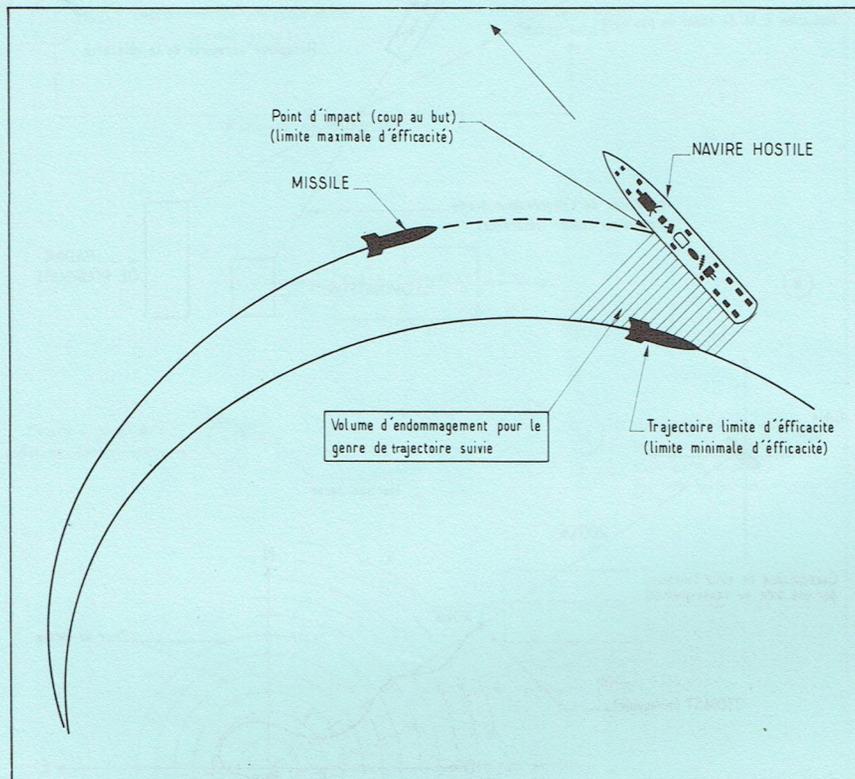


Fig. 7. - Le guidage revient à faire effectuer à un « ensemble physique » des manœuvres intelligentes afin de parvenir à destination. Ces opérations sont accomplies par le contrôle des positions du missile et de sa trajectoire.

(9) Il n'y a pas de « sphère terrestre » en réalité, ni même de « pseudo-sphère ellipsoïdale ». Le « globe » est un .. géoïde, sorte de gyroscope possédant la forme approximative d'une poire, le continent antarctique constituant l'assise du géosystème ainsi considéré.

(10) Altimètre absolu : lecteur de hauteur au-dessus du terrain, utilisant des réflexions d'ondes électromagnétiques ; se distingue d'un altimètre barométrique qui est sensible, pour sa part, à la pression de l'air.

(11) Loxodromie : courbe brachystochrome (à temps de parcours minimal) tracée sous forme d'une « hélice » sur la surface de la sphère terrestre et coupant parallèles et méridiens sous un angle constant (assurant une moindre dépense énergétique).

**TABLEAU I - Les angles de la navigation**

**Azimuth** : Angle mesuré, sur le plan horizontal, dans le sens des aiguilles d'une montre, par rapport à la référence choisie (le Nord magnétique dans la majorité des cas) (fig. 10).

**Gisement** (« bearing ») : Un angle, pris dans le plan horizontal par rapport à une référence quelconque, évalué en degrés dans le sens des aiguilles d'une montre ; le **gisement relatif** implique n'importe quelle référence ; le **gisement absolu** se ramène au Nord (le plus souvent magnétique) ; le **gisement réciproque** est celui déterminé à l'opposé du **gisement vrai** (angle de gisement  $\pm 180^\circ$ ).

**Angle de coupure** : Tout angle formé par deux lignes de position qui se coupent et qui peuvent être la latitude ou/et la longitude et la ligne de course de l'engin.

**Angle de glissement** (drift angle) : angle déterminé par l'intersection de la ligne de direction d'action (« heading ») et la ligne de piste (« track ») ou trajectoire réelle, déviée de la ligne de foi estimée à cause des vents (ou des courants marins pour les torpilles ou les engins semi-immergés sur une partie de leur route, tel le Navy Cruise américain).

**Décalage de site** : Ecart entre deux points qui ne sont pas à la même altitude (différence de sites) ; « slaut distance » ou « slaut angle » de préférence (U.S.).

**Correction du vent** : Effort contrariant du glissement occasionné par la vitesse des vents (estimée en degrés Beaufort), se traduit par un angle de rattrapage opposé (Crab angle) à celui du décalage (Drift angle) qui est la différence réelle entre la ligne de course vraie (ligne de foi) et la ligne de direction d'action (heading).

nelle, soit inertielle (12). Les mesures sont traitées par des sous-ensembles polyvalents dans lesquels la part dévolue à l'électronique se révèle prépondérante. On parle alors de dispositifs d'aide à la navigation autonome (self-contained navigation aids) en ce sens qu'ils se passent du concours d'équipements externes (les cybernéticiens parlent alors de sous-systèmes à vicariance - ou assistance - nulle). Tel est le cas des radars de poursuite à effet Doppler-Fizeau, des « pisteurs d'étoiles », etc. Le problème à résoudre est celui de l'insertion des « conditions initiales » dans la préparation du lancement.

On nomme ainsi l'ensemble des valeurs que l'on fournit, au départ, à l'ordinateur aéroporté. Ces données sont remises au point au fur et à mesure de la progression de l'engin vers son objectif grâce à des ordres d'alignement (externes pour le télé-guidage, internes pour l'auto-guidage), qui corrigent ainsi la direction d'action (heading). On appelle de cette manière, la direc-

(12) Navigation proportionnelle : nécessite un référentiel externe et un dispositif de poursuite ; un lot d'étoiles relativement fixe dans une région céleste sert de source à un sous-ensemble opto-électronique qui reste constamment asservi à elles (« stars tracker ») ; le sous-ensemble se nomme « aide à la navigation » à référence spatiale » (space referenced aid).

Navigation inertielle (Cf ouvrage de Radix, Masson Ed.) : système complet, compact, de navigation par mesures des accélérations dans les trois plans de l'espace, en un temps donné, à un moment donné, un endroit donné ; une première intégration fournit la vitesse du projectile ; une seconde intégration, la distance parcourue ; ces déterminations s'accomplissent sans concours extérieur (« dead reckoning ») ; la précision décroît avec la durée du parcours ; la navigation inertielle est excellente pour les trajectoires relatives courtes accomplies à haute célérité.

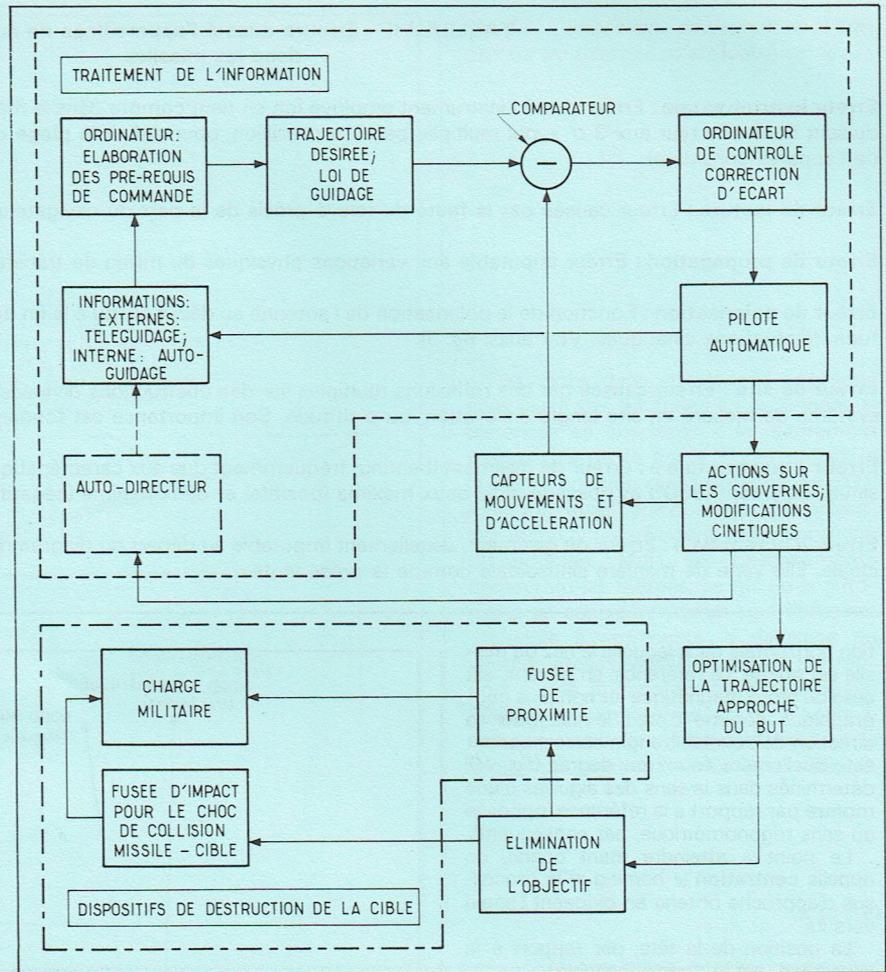
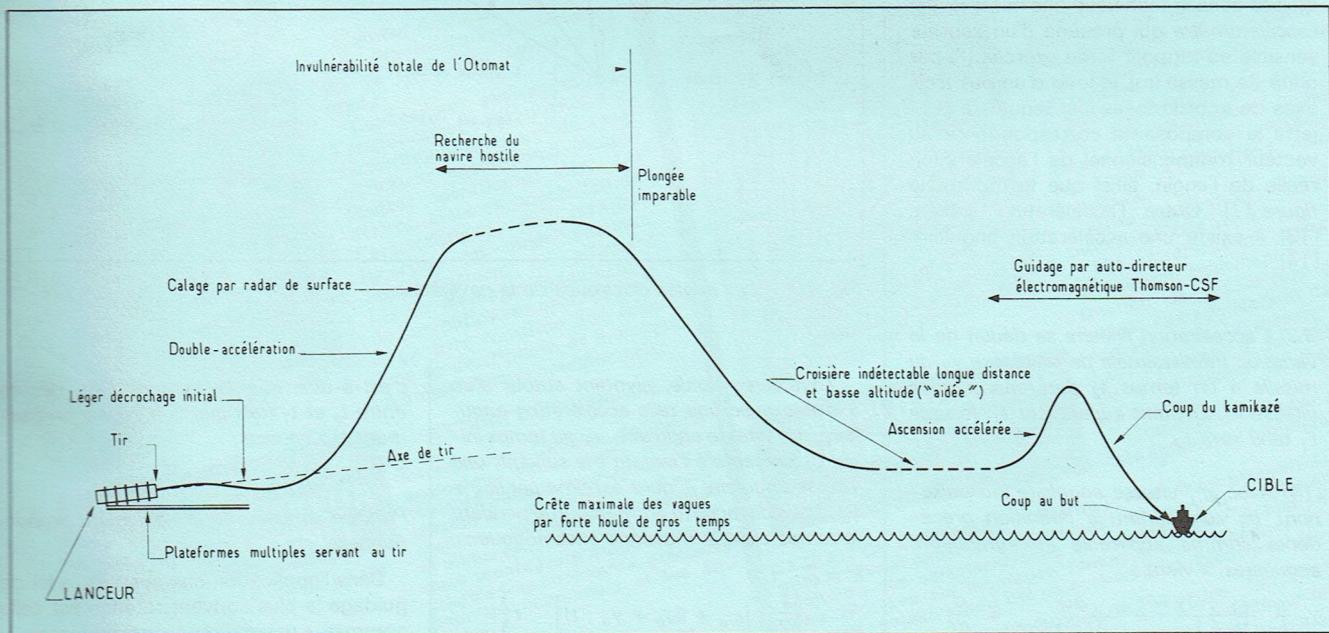


Fig. 8. - Le traitement de l'information à bord d'un missile n'est conduit que pour optimiser l'efficacité maximale de l'impact.

Fig. 9. - La trajectoire de l'Otomat a été étudiée pour rendre le missile invulnérable aux parades ennemies ; son efficacité s'accroît si un engin Martel (Matra) a détruit le radar du navire hostile.



**TABLEAU II – Erreurs dues à l'appareillage de navigation dans les missiles**

**Erreur instrumentale :** Erreur due à l'instrument employé (on en tient compte dans la méthode d'indétermination statistique en l'introduisant dans « l'erreur aux  $3\sigma$  », qui multiplie par 3 la précision, pour définir la **plage d'exactitude** – étendue probable de l'erreur – de l'appareil considéré).

**Erreur de lecture :** Erreur causée par la faute de relevé précis de la part du navigateur (humain ou électronique).

**Erreur de propagation :** Erreur imputable aux variations physiques du milieu de transfert des ondes électromagnétiques.

**Erreur de polarisation :** Fonction de la polarisation de l'antenne au début et/ou à la fin du trajet des ondes ; se ramène à l'erreur d'attitude (fluctuations cinétiques. Voir aussi fig. 3).

**Erreur de site :** Erreur causée par des réflexions multiples sur des obstructions diverses (masques terrestres, crêtes de houle, etc.) au système de mesure en site (angle d'élevation, ou d'altitude. Son importance est fondamentale dans les systèmes directionnels.

**Erreur « quadrantale » :** Erreur de gisement (bearing) fréquemment due aux caractéristiques des aériens et des goniomètres ; elle varie sinusoidalement ( $360^\circ$ ) et possède ainsi deux maxima (positifs) et deux minima (négatifs).

**Erreur « octantale » :** Erreur de gisement, usuellement imputable au départ du diagramme réel d'antenne par rapport à celui de forme idéale. Elle varie de manière sinusoidale comme la précédente.

tion horizontale dans laquelle le nez du missile est pointé. La référence, en général, est celle du Nord magnétique (et non plus géographique comme c'était le cas pour la direction de course). L'angle correspondant est usuellement fourni en degrés (fig. 10) déterminés dans le sens des aiguilles d'une montre par rapport à la référence (opposée au sens trigonométrique, par conséquent).

Le point à atteindre étant connu, on appelle **centration** (« homing ») le processus d'approche obtenu en dirigeant l'engin vers lui.

La position de la tête, par rapport à la centration, est le « cap » (heading).

L'emploi intensif d'appareillages introduit plusieurs causes d'erreurs dans l'estimation de la trajectoire. Les plus encombrantes sont reproduites tableau II (pour mémoire).

L'âme des gyroscopes, abondamment utilisés dans la technique des missiles, est l'**accéléromètre** qui procède d'un capteur sensible au rapport force exercée (F) par unité de masse (m), le long d'un des trois axes de coordonnées (sur lequel se projette la composante correspondante du vecteur tridimensionnel de l'accélération réelle de l'engin, ainsi que le montre la figure 11). Outre l'accélération linéaire (13), il existe une accélération angulaire (14).

(13) L'accélération linéaire se déduit de la variation infinitésimale de la vitesse  $v_2$  du missile à un temps  $t_2$  par rapport à sa vitesse  $v_1$ , l'instant auparavant  $t_1$ , lorsque  $t_1$  tend vers  $t_2$ .

(14) Avec  $\omega$ , vitesse angulaire (ou pulsation), en considérant la définition précédente comme applicable aux grandeurs angulaires, il vient :

$$\gamma_\alpha = \frac{\omega_2 - \omega_1}{t_2 - t_1} = \frac{\Delta\omega}{\Delta t} \rightarrow 0 = \frac{d}{dt} \cdot \omega$$

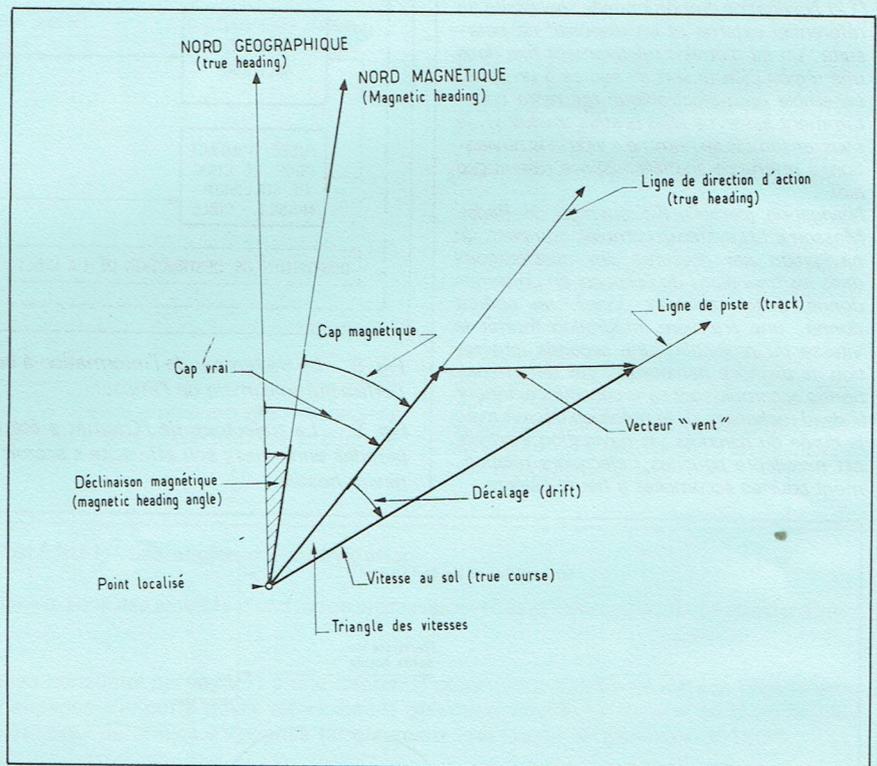


Fig. 10. – Les angles classiques de la navigation.

Tout corps rigide, pivotant autour d'un axe fixe avec une telle accélération angulaire, à la vitesse angulaire  $\omega_0$ , au temps initial  $t_0$ , présente à l'instant  $t$  le suivant, une vitesse angulaire  $\omega$  qui s'exprime par  $(\omega_0 + \gamma_\alpha \cdot t)$ . La distance (d'arc) parcourue pendant le temps  $t$  est la moyenne arithmétique :

$$\bar{\alpha} = \bar{\omega} \cdot t = \frac{1}{2} [\omega_0 + (\omega_0 + \gamma_\alpha \cdot t)] \cdot t$$

c'est-à-dire que la portion d'arc décrite entre  $t_0$  et  $t_1$  (tels que  $t_1 - t_0$  égale précisément  $t$ ) s'annonce :

$$\bar{\alpha} = \omega_0 \cdot t + \frac{1}{2} \gamma_\alpha \cdot t^2$$

Principe simplifié de la navigation proportionnelle

Dans l'application aux missiles, la loi de guidage la plus souvent retenue est celle nommée « navigation proportionnelle ».

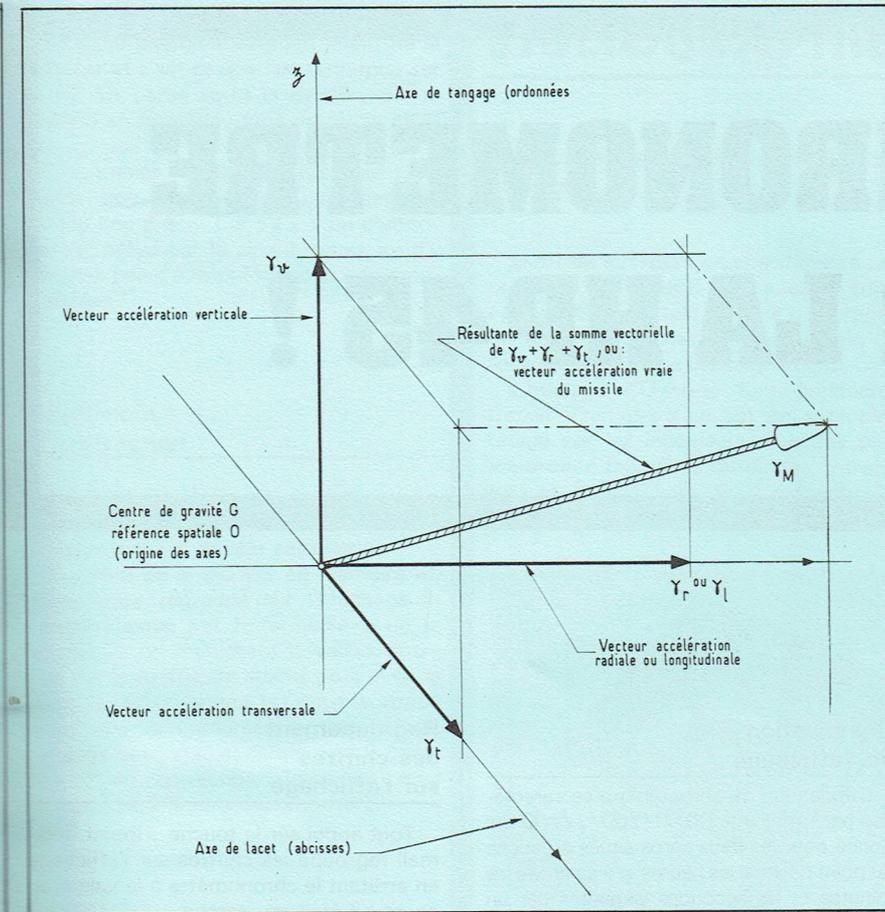


Fig. 11. - Projections du vecteur accélération sur les trois axes d'attitude (voir fig. 3).

Disposons dans un plan de coordonnées verticales (altitudes en ordonnées  $z$ , distances en abscisses  $x$ ) le diagramme triangulaire de la figure 9, qui définit la route de collision réelle projetée sur  $xOz$ . Il faudrait aussi tenir compte de la projection sur  $xOy$  pour parfaire cette approche du principe. Mais les raisonnements demeurent les mêmes, ce qui nous autorise à ne considérer qu'un seul domaine.

L'angle  $\hat{a}$  représente le décalage du vecteur vitesse radiale du missile par rapport à une horizontale de référence, en général, la plate-forme de tir. L'angle  $\hat{b}$  est pris entre la même référence et la droite de jonction missile  $M$  - cible  $C$ .

(à suivre)

## R. DUGEHAULT. 2e ÉDITION

Collection Scientifique  
Contemporaine



### applications pratiques de L'AMPLIFICATEUR OPÉRATIONNEL

Un ouvrage broché de 192 pages  
format 15 x 21  
Nombreux schémas.  
Couverture quadrichromie, vernie.  
Prix : 37 F.  
Plus de 100 montages différents décrits en détail et bien expliqués.

L'auteur donne au début de ce livre, des indications succinctes sur ce qu'il faut savoir à ce sujet :

- Connexions extérieures de l'amplificateur opérationnel. Caractéristiques statiques de l'amplificateur opérationnel. Amplificateur opérationnel idéal. Les dérives. Gain en boucle fermée. Caractéristique de transfert. Réjection en mode commun. Fonctionnement en alternatif. Les six montages fondamentaux de l'amplificateur opérationnel.

Ce livre constitue une collection de descriptions de montages à amplificateurs opérationnels.

#### EXTRAIT DU SOMMAIRE

Introduction. Circuits de calcul analogique. Filtrés actifs. Générateurs de signaux. Applications à la mesure et aux dispositifs d'automatisme. Montages redresseurs et alimentations stabilisées. Quelques montages « Audio ». Bibliographie très abondante, précieuse pour les chercheurs et les étudiants.



### L'AMPLIFICATEUR OPÉRATIONNEL cours pratique d'utilisation

EXTRAIT DU SOMMAIRE : Chapitre I : Faisons les présentations. Chapitre II : Fonctionnement en alternatif. Chapitre III : 1955 (A707) à 1973. Chapitre IV : Les six montages fondamentaux. Chapitre V : Circuits annexes : améliorations des caractéristiques. Bibliographie.

Un ouvrage broché de 104 pages  
format 15 x 21.  
Nombreux schémas.  
Couverture 4 couleurs, laquée.  
Prix : 23 F.

Présenter l'amplificateur opérationnel, en décrire la structure interne, définir ses caractéristiques, expliquer son comportement dans les six schémas fondamentaux selon lesquels il peut être utilisé, tel est le but des cinq chapitres qui constituent cet ouvrage.

Son application première, à l'ère des calculateurs analogiques, était, et est encore, la résolution d'opérations mathématiques.

Autre application : la réalisation de filtres actifs.

Les amplificateurs opérationnels servent également à la construction de générateurs de signaux, aux applications dans les domaines de la mesure et de l'automatisme, à la réalisation de stabilisateurs de tension et de courant.

L'ouvrage se termine avec une très abondante bibliographie.

En vente à la : **LIBRAIRIE PARISIENNE DE LA RADIO**  
43, rue de Dunkerque - 75010 PARIS Tél. : 878-09-94/95 C.C.P. 4949 29 PARIS

# LA GUERRE ÉLECTRONIQUE ET LES SYSTÈMES D'ARMES: L'OTOMAT

par B. MARIN et J. BERCHATSKY

## 2<sup>e</sup> PARTIE\*

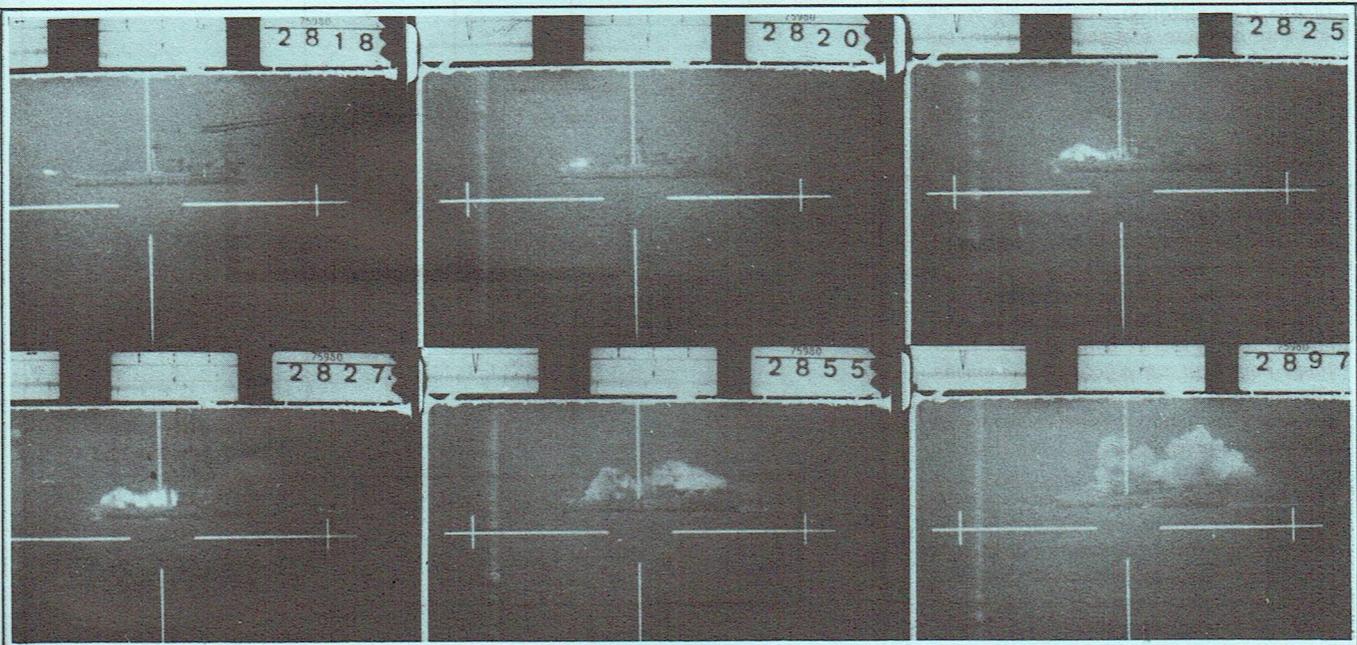


Photo D. - Séquences d'un coup au but sans charge militaire. Noter l'effet incendiaire provoqué par le combustible restant dans le réservoir d'alimentation du réacteur.

L'angle  $\hat{c}$  est mesuré entre cette ligne et la direction du vecteur vitesse de la cible.

On désignera par  $K_{np}$  le facteur de navigation proportionnelle.

\* Voir première partie N° 1556.

Lorsque la cible C se déplace dans le sens CB, la droite missile-but tourne autour de M avec une vitesse angulaire  $\frac{d\hat{b}}{dt}$

De même, la droite support du vecteur, vitesse du missile  $v_M$  pivote-t-elle avec

une vitesse angulaire

$$\frac{d\hat{a}}{dt}$$

La loi de navigation proportionnelle se trouve établie, à partir de ces considérations triviales (15) sur la figure 12.

**Notions d'auto-directeur**  
**Description sommaire**

Il est intéressant d'associer, dans le cas de l'autoguidage, le « pilote automatique » et « l'auto-directeur », tous deux placés sous la « vigilance » d'un ordinateur aéroporé.

Un « pilote automatique » n'est rien de plus qu'une chaîne d'asservissement dans laquelle on dénombre les modules ci-après :

— des **accéléromètres** qui détectent, avec précision, les accélérations subies par le mobile, soumis aux injonctions d'évolution ;

— des **circuits correcteurs** (différentiateurs, intégrateurs, compensateurs) qui commandent les servo-moteurs des gouvernes afin de contraindre le missile à suivre la trajectoire d'attaque ; ces réseaux de contrôle tiennent compte de l'aérodynamique, des limites de rupture dues à des braquages brutaux, etc.

— des **stabilisateurs de tangage et de roulis** (et/ou) de lacet qui amortissent les oscillations de l'engin autour de ses axes ; ce sont des gyromètres qui mesurent les vitesses angulaires (au pourtour de chacun de ces axes) et les introduisent dans les circuits correcteurs de la « voie correspondante » (roulis, tangage, lacet).

En effet, quel que soit le mode de guidage retenu, le missile doit comporter une **référence de roulis** afin de distribuer les ordres d'accélération transversale  $\gamma_t$ , de manière correcte, aux servo-moteurs qui orientent les paires de gouvernes de tangage et de lacet (16).

La stabilisation anti-roulis qui vise à interdire à l'engin toute rotation sur lui-même nécessite un gyroscope qui détermine la référence indispensable, assorti d'un gyromètre qui amortit les oscillations du fuselage autour de la dite référence.

(15) Triviales : Les mathématiciens, qui s'ingénient à ne pas employer le vocabulaire de tout le monde dans ses sens habituels, nomment « triviaux » tous énoncés, démonstrations, hypothèses et conclusions qui sont quasi-évidents (sans recherche de solutions compliquées).

(16) D'où l'exigence de deux canaux d'information, car la conception de la voilure des missiles est imposée par le sens des mouvements qu'il doit accomplir, dans les plans verticaux (haut-bas et vice-versa), ainsi que dans les plans horizontaux (droite-gauche et inversement). Les empennages sont donc cruciformes (symétriques et orthogonaux) pour procurer à l'engin la meilleure possibilité de sustentation (assiette). Les gouvernes sont fixées aux ailerons. Quelquefois des ailettes anti-lacet sont ajoutées pour compenser les déflexions hispogoides du centre de gravité G du mobile (glissement oscillatoire dans le plan horizontal).

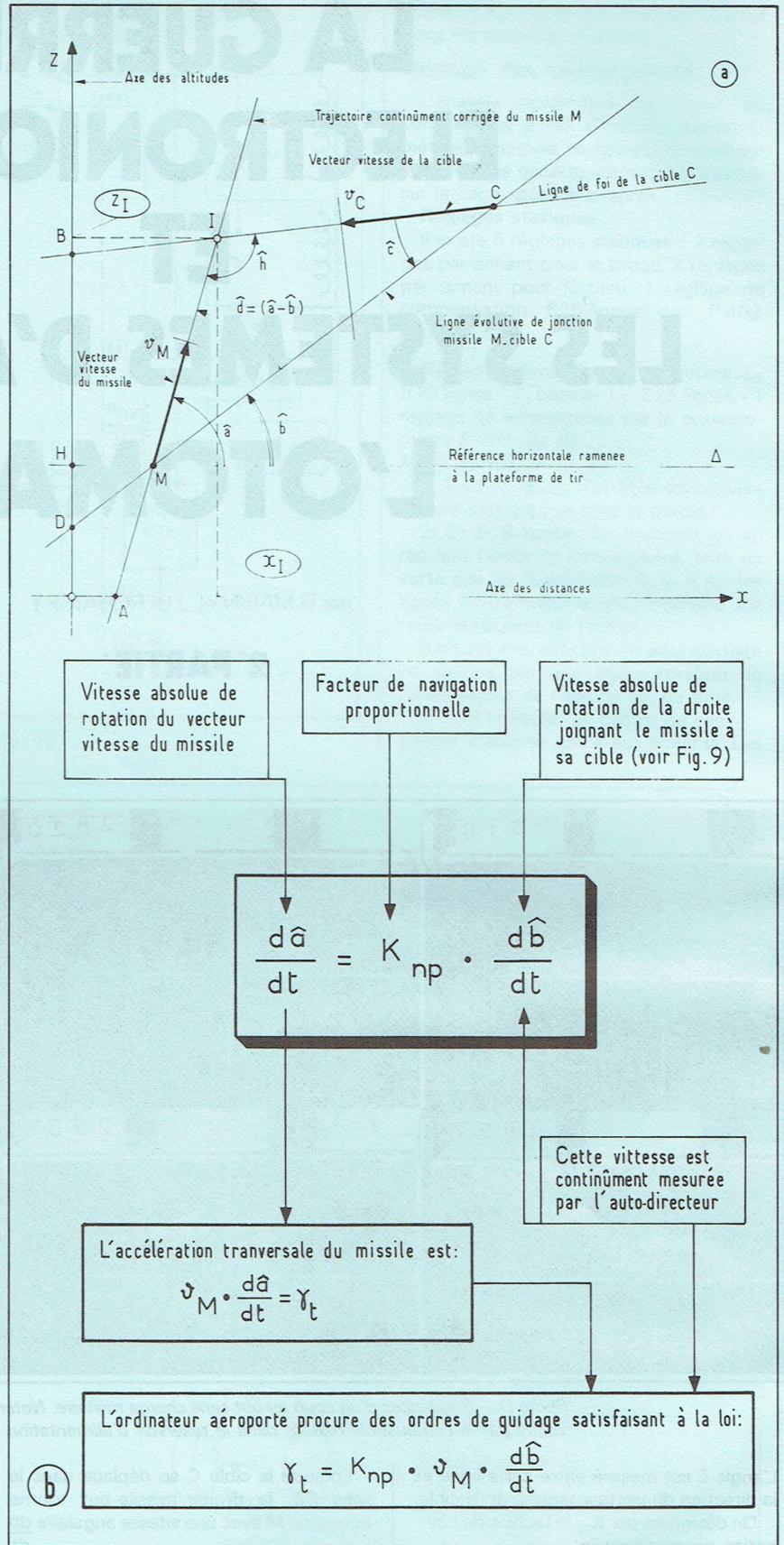


Fig. 12. - Schéma permettant d'expliquer le principe de la navigation proportionnelle (a) ; équation simplifiée de la navigation proportionnelle (b).

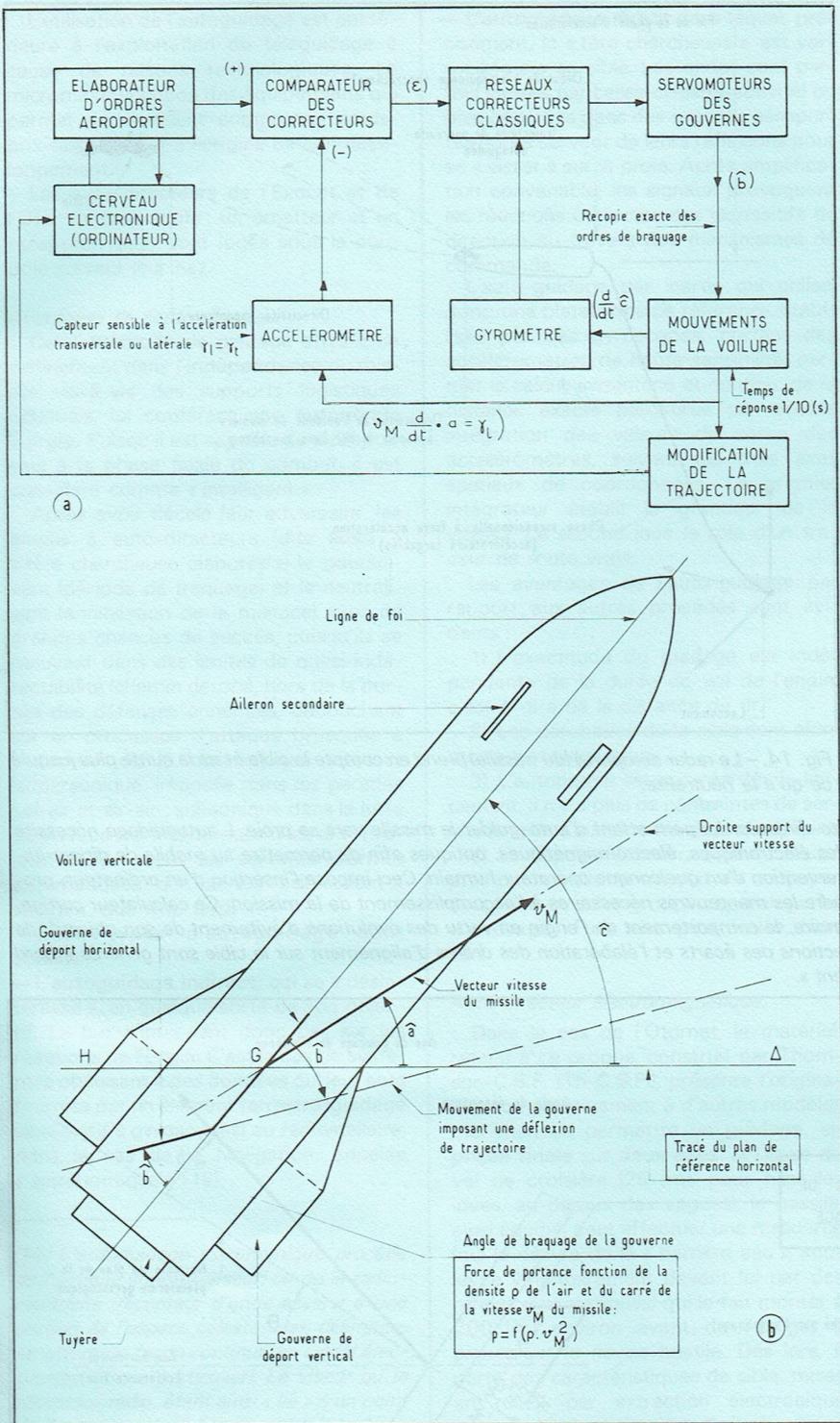


Fig. 13. — Le pilote automatique est un ensemble cybernétique (a) qui modifie la trajectoire du missile par commande précise de ses gouvernes (b).

La figure 13(a) reproduit le schéma synoptique (simplifié) d'un pilote automatique, tout en exposant (fig. 13-b) comment sont reportés au niveau des gouvernes, les ordres d'évolution qu'il élabore.

Diverses erreurs affectent les données, qu'elles soient imputables à de fausses estimations, à des calculs mal conduits,

ou aux indéterminations d'imperfection des dispositifs physiques destinés aux mesures des paramètres (déplacements angulaires inopportuns des masselottes « stables » des gyroscopes, variations d'accélération des accéléromètres, consommatrices d'énergie, etc.).

Pour la masse des gyroscopes, on

décèle des erreurs dues :

— aux **couples parasites**, indépendantes des accélérations, de l'ordre de  $0,1 [\mu\text{rad/s}]$  ;

— au **balourd**, lesquelles sont proportionnelles à l'accélération, et se situent aux environs de  $10 [\mu\text{rad/km/s}]$  ;

— à l'**anisélasticité des flexeurs** (dissymétrie dans l'élasticité des pièces mécaniques) alors proportionnelles au carré de l'accélération, voisinant  $2,5 [\mu\text{rad}/(\text{km/s}) \cdot (\text{m/s}^2)]$ .

En ce qui concerne les **accéléromètres**, bien que particulièrement soignés, les valeurs typiques d'erreur tournent autour de  $10^{-4}$  à propos de leur **non-linéarité résiduelle** et de  $10^{-4} [\text{m/s}^2]$  à cause de l'inévitable déplacement du zéro.

Comme la vitesse réelle se calcule par intégration de l'accélération vraie, ces erreurs se répercutent sur la grandeur de la vitesse  $v_M$  ainsi que sur le sens de son vecteur, les entachant d'une imprécision de l'ordre de  $\pm 2 \cdot 10^{-4}$  en valeurs relatives.

L'auto-directeur d'un missile autoguidé coûte environ la moitié du montant affecté aux études et à la fabrication de l'engin. Mais cette charge financière se rattrape à cause de l'efficacité accrue de celui-ci.

Classiquement, ce sous-système modulaire rassemble :

— un **aérien de réception** (d'ondes électromagnétiques) orientable selon deux axes, placé sous radôme (transparent aux radiations hyperfréquences) ;

— un **récepteur de radar** d'écartométrie qui procure la grandeur du décalage angulaire ligne de foi du missile — ligne de course de l'objectif ;

— un **assortiment de « plate-formes inertielles »** (double gyromètre, gyroscope) dont le rôle revient à stabiliser, via des électromécanismes asservis, la ligne de visée de l'antenne (dans l'espace) tout en la découplant des vibrations oscillantes du fuselage ;

— un **ordinateur** qui façonne les ordres d'évolution, au service du pilote automatique.

Dès que la cible est accrochée (fig. 14) la poursuite s'engrène qui asservit l'axe de l'aérien dans la direction du but. La boucle de stabilisation est commandée par une mémoire (localisation présumée du but, insérée au départ) et possède une grande bande passante pour satisfaire aux rapides changements d'orientation de l'engin ; elle incorpore un **détecteur inertiel** à deux gyroscopes, greffés sur l'antenne dont ils déterminent les composantes de rotation absolue aussi précisément que possible (voir Tableau I pour leurs indéterminations, inhérentes à leur structure) ; un servo-moteur électrohydraulique (par exemple) complète cette chaîne pour veiller à un pointage correct de l'élément sensible (favorisé par des cir-

cuits correcteurs aux fonctions de transfert, particulièrement, élaborées).

L'ensemble d'entraînement, ainsi constitué, comporte des réseaux d'adaptation aux ordres de poursuite, ceux-ci à bande passante étroite, qui corrigent les écarts angulaires axe du missile - axe de l'objectif tout au long de la progression de celui-là vers celui-ci. Ces décalages sont mesurés sur l'embase de l'antenne et du radar associé puis transitent vers les comparateurs à travers des modules lisseurs.

Grâce à la prise en compte de ces grands angles, le calculateur procure des signaux proportionnels à la rotation absolue de la ligne cible-engin, à partir desquels sont élaborés les ordres d'évolution et de guidage (navigation proportionnelle).

La figure 15 représente, schématiquement, un auto-directeur de vol fondé sur ces principes. La boucle de stabilisation possède une bande passante supérieure à  $10^4$  g, alors que celle de la boucle de poursuite chute à  $10^3$  g ; g est ici l'accélération de la pesanteur (niveau de la mer, latitude de  $45^\circ$   $g = 9,80665$   $[m/s^2]$ ) ; il est possible d'évoquer à ce propos la notion de bande passante puisque le rapport  $[m/s]$  est une vitesse (longueur divisée par un temps) et la fraction  $1/s$  est l'inverse d'un temps, donc, s'apparente à une fréquence, en hertz [Hz].

Fig. 15. - Asservissement de l'antenne de l'auto-directeur lui permettant d'auto-guider le missile vers sa proie. L'autoguidage nécessite l'incorporation dans le fuselage du missile d'aides électroniques, électromagnétiques, optiques afin de permettre au mobile de diriger lui-même son mouvement, de le modifier, sans intervention d'un quelconque opérateur humain. Ceci impose l'insertion d'un ordinateur, programmé, au moment du départ, pour entreprendre les manœuvres nécessaires à l'accomplissement de la mission. Ce calculateur corrige, en fonction des éléments qu'il possède en mémoire, le comportement de l'engin en vertu des évolutions d'évitement de son objectif, de façon à coller en lui, sans défaillance. Les corrections des écarts et l'élaboration des ordres d'alignement sur la cible sont générés à bord du « projectile » devenant, de ce fait, « intelligent ».

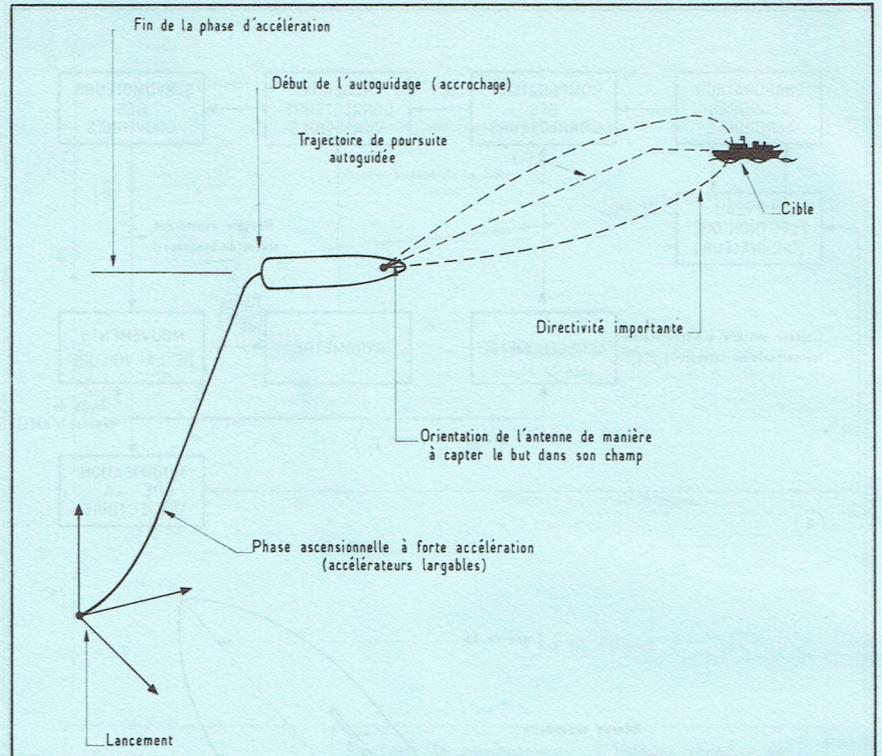
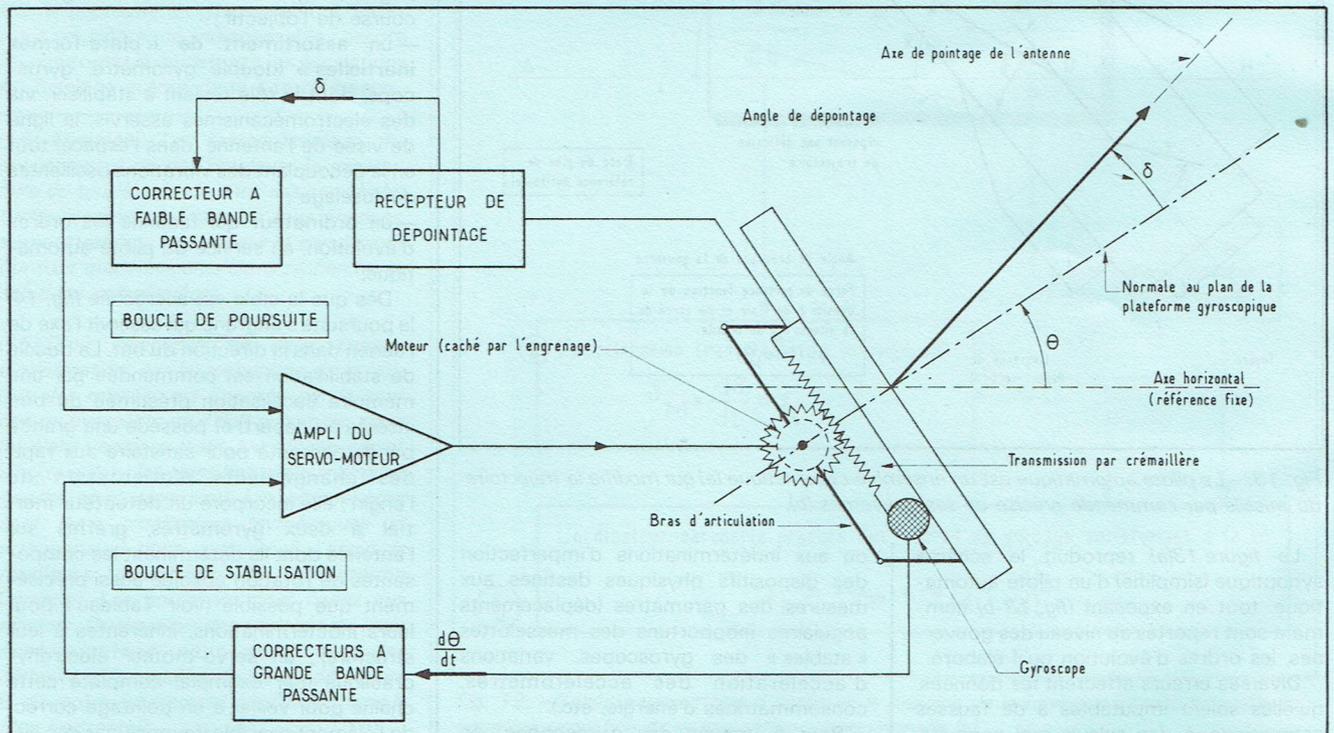


Fig. 14. - Le radar aéroporté (du missile) prend en compte la cible et ne la quitte plus jusqu'à ce qu'il la neutralise.



L'utilisation de l'autoguidage est postérieure à l'exploitation du téléguidage à cause de raisons technologiques. La microminiaturisation des équipements qui permet un excellent compromis poids-prix-distance est à l'origine de son développement.

Les auto-directeurs de l'Exocet et de l'Otomat sont actifs : un émetteur et un récepteur radar sont logés sous la coupole suivant leur nez.

#### Avantages de l'auto-directeur

Cette méthode de guidage atteste un raffinement dans l'indépendance du missile vis-à-vis des supports logistiques habituels, lui conférant une **autonomie élargie**. Puisqu'il est capable de s'adapter seul à la phase finale du combat, il est considéré comme « intelligent ».

Après avoir décelé leur adversaire, les engins à auto-directeurs (dits aussi à « tête chercheuse élaborée ») le poursuivent (période de traquage) et le neutralisent (annihilation de la menace) avec de grandes chances de succès, puisqu'ils se meuvent dans des limites de quasi-indétectabilité (chemin dérobé, hors de la portée des défenses ennemies, débouchant sur un processus d'attaque brusquée à proximité de la cible). Leurs vitesses (supersonique, imposée dans les parades sol-air et air-air ; subsonique dans la lutte de surface marine) déroutent les anti-missiles, surprennent les servants d'armes automatiques qui ne les « dénichent », souvent, que trop tard.

Deux types d'autoguidage sont connus :

— L'**autoguidage indirect**, qui se « désintéresse », en quelque sorte de son objectif. Le but n'intervient donc pas sur les réactions de l'engin. C'est le cas de systèmes obéissant à des données qui leur sont fournies par un élément terrestre (guidage semi-actif à gyroscopes) ou radiostellaire, dans le cas de la navigation, appelée « astronomique » (16).

(16) L'autoguidage astronomique procède de l'optique (lunette-viseur) ou de la radio-électricité (récepteur d'onde asservi à une portion de l'espace céleste, bien délimitée, émettant de façon continue un signal électromagnétique particulier). Le viseur ou le récepteur radio, étant ainsi « lié » à un point de l'espace sidéral, l'engin connaît sa hauteur par rapport à l'horizon, grâce à un gyro-horizon artificiel et son azimut magnétique par l'intermédiaire d'un gyro-compas. La position du mobile se trouvant, de la sorte, parfaitement définie, un ordonnateur modifiera les conditions de vol en activant tel ou tel servo-mécanisme de façon à maintenir l'engin sur la trajectoire adoptée. On découvre ce type de guidage dans les I.C.B.M. à charge nucléaire (Inter-Continental Ballistic Missile).

— L'**autoguidage direct** dans lequel, précisément, la « tête chercheuse », est verrouillée sur sa cible. Les ondes sont parfois émises par celles-ci (semi-activité) ou bien générées dans des organes aéroporés qui se servent de leurs réflexions pour se « visser » sur la proie. Après amplification convenable, les signaux provoquent les réactions correctes des dispositifs de direction au travers des mécanismes de commande.

L'auto-guidage par inertie qui utilise, donc, une plateforme de référence, stabilisée par des gyroscopes, portant des accéléromètres de haute sensibilité, permet le calcul, instantané et continu, de la distance exacte parcourue par double intégration des valeurs de sortie des accéléromètres, suivant les trois axes spatiaux de coordonnées. Le premier intégrateur établit la grandeur de la vitesse. Le second joue le rôle d'un traceur de route vraie.

Les avantages de l'auto-guidage par rapport aux autres procédés sont évidents :

1) L'exactitude du guidage est indépendante de la durée de vol de l'engin, c'est-à-dire de la distance de tir.

2) Les dérobades de la cible sont alors moins « ennuyeuses ».

3) L'autonomie est assurée dès le lancement, il n'y a plus de contraintes de servitude quant au contrôle de la trajectoire.

4) Le dispositif lanceur est tout de suite prêt pour un autre tir, soit au coup par coup, soit en salve groupée, soit en gerbe d'arrosage (d'une aire plus étalée, bien sûr).

#### Auto-directeur électromagnétique.

Dans le cas de l'Otomat, le matériel, retenu à ce propos, construit par Thomson-C.S.F. (Th-C.S.F.), présente l'originalité (comparativement à d'autres modèles mer-mer) de permettre un **guidage, en phase finale sur deux axes**. A l'issue du vol de croisière (25 [m], pour fixer les idées, au-dessus des vagues), le missile, ainsi équipé, peut effectuer une ressource (qui le délivre de la « barrière eau », soulevée volontairement devant lui par des rafales automatiques) qui le fait monter à 200 [m] environ avant de l'obliger à piquer sur le navire hostile. Dès lors, à partir des caractéristiques de cible, mises en relief, par extraction électronique (associant des circuits analogiques et logiques, des convertisseurs A-D et des multiplexeurs), en dépit du bruit de fond ambiant, l'engin est en mesure de s'auto-accrocher à sa proie et de ne plus la lâcher, malgré les défenses de l'ennemi.

La localisation électromagnétique des auto-directeurs modernes utilise les propriétés des faisceaux fins de rayonnement à haute directivité (« beam riding ») afin de déceler position (et parfois) vitesse de la cible, par mesure de son gisement et de

sa distance par rapport au mobile.

Si  $v_r$  désigne la vitesse radiale de celui-ci, la **variation apparente de fréquence reçue**  $\Delta f$ , de la fréquence émise  $f$ , est établie à partir de l'équation bien connue de Doppler-Fizeau :

$$v_r = c \cdot \frac{\Delta f}{f}$$

La comparaison porte sur les fréquences émise et reçue :

$$\Delta f = 2 \cdot \frac{v_r}{c} \cdot f = 2 \cdot \frac{v_r}{\lambda}$$

où  $c$  est la célérité des ondes électromagnétiques.

Un système d'armes « tout temps » conserve ses performances malgré les intempéries qu'il traverse. L'onde radar de l'auto-directeur s'en ressent qui s'atténue, tant à l'aller qu'au retour, entre 0,5 [dB/km], (soit 5 [dB] pour 10 kilomètres) dans le cas de la bande  $K_u$  ( $\lambda = 1,8$  cm) et 0,05 [dB/km], (soit 1 [dB] sur la même distance) pour la bande X ( $\lambda = 3,3$  cm). Pour la bande C ( $\lambda = 5,5$  cm), l'affaiblissement n'est plus que de 0,01 [dB/km] (ou 1 [dB] pour 10 [km]). Ces chiffres sont donnés pour une pluie modérée.

Les **missiles de surface** se propagent, à faible altitude, dans la troposphère, milieu, à la fois turbulent et stratifié. Leurs auto-directeurs sont concernés par les réflexions multiples sur les crêtes de houle, de nature diffuse. Toutefois l'indice de réfraction du rayonnement reste approximativement fixe, ou s'avère, au moins, lentement variable. En revanche, il est très affecté par le contenu en vapeur d'eau et varie de plusieurs degrés de façon imprévisible. Des phénomènes de prodiffusion aléatoire existent, de surcroît, dues à l'inhomogénéité du brouillard salin qui fait fluctuer la phase de l'onde.

Une limitation, non-négligeable, de la précision de localisation (fonction de la distance, de la vitesse et de l'accélération radiale, ainsi que des grandeurs angulaires correspondantes) est attachée aux phénomènes perturbateurs ou « bruits ».

Chacun sait que l'on a, en ce qui le concerne, affaire à des processus distribués au hasard en fréquence et parfois en amplitude. Il en résulte l'apparition de variables aléatoires ayant des gammes de fréquences erratiques, dépendant de la variation propre de leur spectre ainsi que de la distance missile-but.

Il s'en déduit que plusieurs composantes de la distance de passage sont entachés d'incertitudes.

L'auto-directeur effectue  $n$  mesures indépendantes pendant le temps d'approche  $t_{ap}$ . L'énergie du signal reçu est  $W$  ; la puissance de bruit s'écrit  $N_b$ . Le récepteur se ramène à un filtre adapté à la bande efficace de l'onde émise  $B$ . Le processus bruyant est, ici, pris « blanc » (spectre uni-

forme de fréquences étendu de zéro à l'infini). Les grandeurs  $W_r$  et  $N_r$  sont déterminées à l'entrée du récepteur dont la sensibilité (normalisée) s'inscrit  $\sigma_R$  et vaut  $(2W_r/N_r)$ , ce qui fait de  $W_r$  une énergie-seuil.

Nous aurons :

$$B = 2\pi \left[ \frac{2}{W_r} \int_0^\infty (f - f_0)^2 \cdot |S(f)|^2 \cdot df \right]$$

avec :  $S(f)$ , transformé de Fourier du signal réel  $s(t)$ ;  $f_0$ , fréquence centrale du spectre du signal  $s(t)$ , délivré, ici, à bande étroite :

$$f_0 = \frac{2}{W_r} \int_0^\infty f \cdot |S(f)|^2 \cdot df$$

puisque nous pouvons admettre que :

$$W_r = \int_{-\infty}^{+\infty} s^2(t) \cdot dt$$

$$B = \int_{-\infty}^{+\infty} |S(f)|^2 \cdot df$$

Les écarts-types (les précisions des courbes probabilités de répartition des données) ont été calculés par Manasse, pour un milieu de propagation électromagnétique homogène ; nous énumérons les écarts-types :

- en distance :

$$\delta_D = \frac{3c}{4BVn\sigma_R}$$

- en vitesse radiale :

$$\delta_v = \frac{\sqrt{3}c}{B \cdot t_{ap} \cdot \sqrt{n\sigma_R}}$$

- en accélération longitudinale :

$$\delta_a = \frac{\sqrt{5}c}{B \cdot t_{ap}^2 \cdot \sqrt{n\sigma_R}}$$

- en angle :

$$\delta_\alpha = \frac{3\lambda}{2D \cdot \sqrt{n\sigma_R}}$$

où :  $D = 2\pi$  fois le rayon d'inertie de l'illumination divisée par l'ouverture de l'antenne ;

- en vitesse angulaire  $\omega$  :

$$\delta_\omega = \frac{(2\sqrt{3})\lambda}{D \cdot t_{ap} \cdot \sqrt{n\sigma_R}}$$

- en accélération angulaire  $d\omega/dt = \omega$  :

$$\delta_{\omega'} = \frac{(6\sqrt{5})\lambda}{D \cdot t_{ap}^2 \sqrt{n\sigma_R}}$$

Ces valeurs sont entachées d'un facteur supplémentaire d'erreur  $\epsilon$ , imputable aux effets de transfert d'énergie en milieu turbulent (dissymétrique, anisotrope).

La diffusion de l'onde sur de micro-obstacles (de la taille de sa propre longueur d'onde) produit des diffractions,

des interférences qui accroissent le « bruit ».

Si la cible est rapide et possède une forte accélération radiale  $\gamma_{cr}$ , les indéterminations deviennent si importantes que le « coup peut rater ».

Les vitesses de l'objectif naval (mettons de l'ordre de 30 à 40 nœuds) et du missile (même transonique comme l'Otomat, qui se situe à 0,9 Mach) sont forts différentes. Il convient donc de tenir compte du temps de déplacement du navire hostile  $T$  et du temps de vol de son « prédateur »  $t_f$  (f, de « flight » : vol en anglais).

Les échos de mer (« clutter ») sur les crêtes des vagues) doivent être minimisés grâce à l'introduction de seuils affectés à la sensibilité du récepteur.

L'accélération latérale du mobile résulte de la somme (vectorielle) de quatre termes :

— L'un reste relatif à l'erreur de lancement qui pour la navigation proportionnelle est l'écart angulaire du vecteur

vitesses missile  $v_M$  avec la ligne de référence  $H\Delta$  (angle  $\hat{\alpha}$  des figures 12-a et 13-b), par rapport à l'angle de collision  $\hat{h}$  (fig. 12-a).

— L'autre dépend de l'accélération latérale de la cible qui cherche à se dérober ;  
— Les deux derniers proviennent des accélérations longitudinales (et non pas latérales) de l'engin et du but.

*Aperçu succinct de la mathématique de la trajectoire en fin de course.*

Le pilotage procure, nous l'avons vu, les conditions de stabilisation en « attitude » (fig. 3) tout au long du parcours effectué.

La navigation par inertie conduit, quant à elle, le mobile qui en est doté vers le point d'impact, prévu au début, mais ne parvient pas à le faire « adhérer » à sa cible lorsque celle-ci est mobile. Cette raison rend ce processus utile pour les I.C.B.M. (intercontinental ballistic missile) mais non pour les I.R.B.M. (intermediate range ballistic missile) ou les

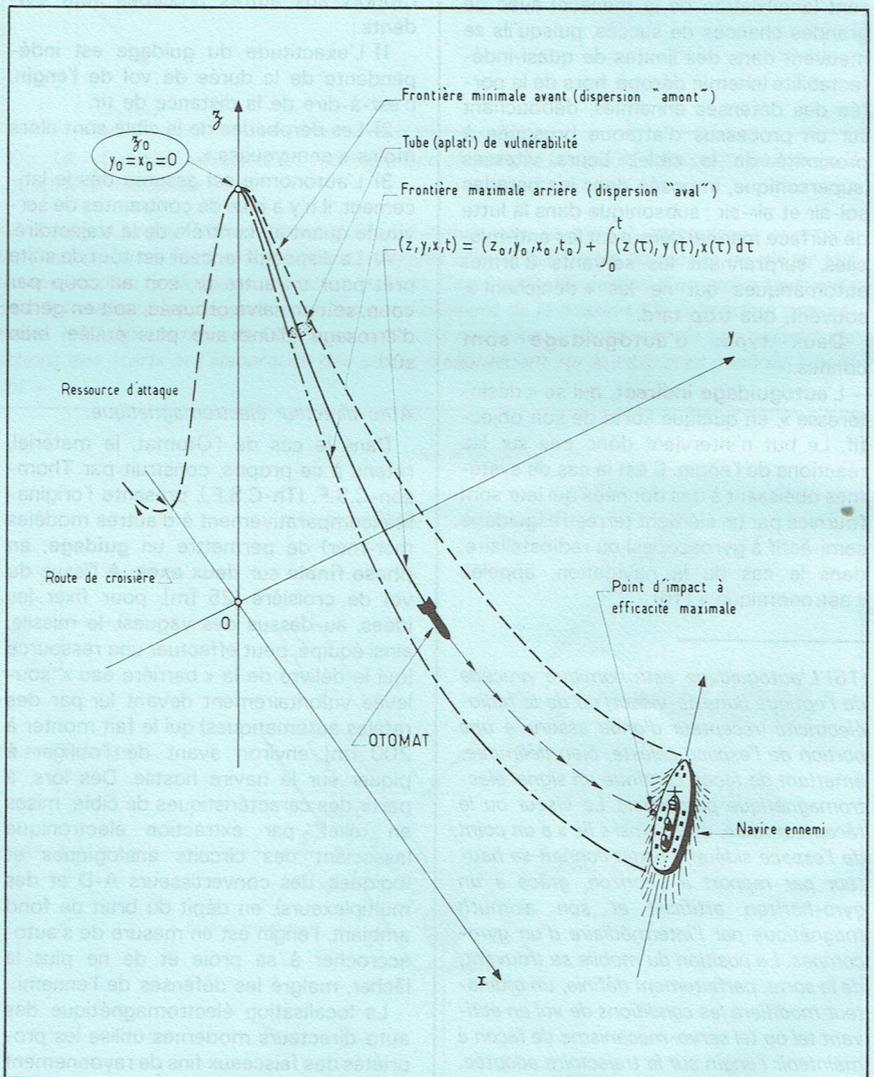


Fig. 16. — Le « tube de vulnérabilité » englobe la totalité de la cible qui sera, dès lors, à tout coup, mise hors de combat, si la trajectoire du missile se situe dans ce volume fictif.

M.R.B.M. (medium range ballistic missile).

La navigation proportionnelle, en revanche, aide l'engin à « coller » son objectif quelles que soient ses tentatives d'évitement (sauf de brutales accélérations, par post-combustion, comme dans le cas des avions modernes).

Elle impose de :

- déceler le but,
- d'accoupler les conditions vitesse-direction,
- de déterminer les coordonnées de l'objectif et de sa vitesse longitudinale, ou radiale,  $v_c$ ,
- de maintenir un cap sur lui, sans que la température ambiante, le vent, la densité de l'air et le décalage de Coriolis, sensible sur les longs parcours, n'influent sur son positionnement.

L'Otomat, par exemple, (revoir la figure 9), obéit tout d'abord à un **préguidage**, découlant des données d'un radar de veille et de désignation d'objectif (rôle

dévolu au « Triton » de Th-C.S.F. comme nous le verrons dans la présentation du système Vega, de cette société ainsi que de celles d'un radar de poursuite-contrôle de tir (le « Pollux » dudit système, étudié plus loin).

L'auto-directeur électromagnétique de ce missile n'intervient qu'en fin de course, « en vue de cible ». Il a été programmé pour « optimiser » le coup au but, ce qui a rendu superflue la fusée de proximité (donc supprime un « ratage » éventuel).

Pour raisonner en « matheux » on conviendra que tout point de l'**ensemble linéique** (que constitue la trajectoire suivie par l'engin) doit se situer, au pire, sur la frontière d'endommagement minimal, qui borne le « tube de destructibilité » dans lequel le missile conserve toutes les chances de neutraliser son adversaire.

Un objectif sera qualifié d'« atteignable » s'il existe une trajectoire possible (dite « extrémale maupertuisienne de

moindre action ») :

$$d(t) = d_0 + \int_{t_0}^t d(\tau) \cdot d\tau$$

où  $d(t)$  est la distance parcourue à partir du point  $d_0$  de début de phase finale démarrante à l'instant  $t_0$  et s'étendant sur un laps de temps  $\Delta t = t - t_0 = \tau$

On dit encore que la zone d'accrochage ( $d_0, t_0$ ) appartient à l'ensemble de vulnérabilité du navire. Celui-ci sera « touché » pour une fonction de transfert du missile  $H$ , gérée par un jeu d'équations différentielles multivoques. Par construction de l'ordinateur aéroporté, on impose à  $H$  une condition de convexité jouant le rôle d'auto-orienteur qui minimise l'équation fonctionnelle tri-dimensionnelle :

$[z(t), y(t), x(t), t]$

$\varepsilon \delta Z (y_0, x_0, t_0, t_1)$

où :  $\delta$ , « dé rond », marque des dérivées partielles dans le corps des nombres complexes  $Z$ ,  $t_1$  étant le moment où se produit l'impact.

En fin de course, le volume de vulnérabilité se trouve limité par la surface d'efficacité minimale de la charge militaire.

L'ensemble des points, placé dans le canal d'évolution ainsi circonscrit, constitue la **nappe de probabilité de destruction de la cible**, à l'intérieur de laquelle, il existe une « haute certitude d'endommagement de l'adversaire » (fig. 16).

Nous distinguons bien ici que le traitement de l'information procède de l'**échantillonnage quantifié** et s'améliore, donc, par l'emploi de circuits logiques numérisant la distance, le gisement et le temps. On dit que l'ordinateur travaille sur « blocs d'information ».

L'antenne de l'auto-directeur est constamment dirigée vers le bateau hostile (fig. 17) par son orienteur gyroscopique, travaillant en régime glissant.

La droite support du vecteur vitesse  $v_M$  est confondue avec celle de l'antenne.

## Conclusion... provisoire

Dans deux prochains articles, nous examinerons les missiles Otomat et Exocet, puis nous évoquerons le système radar Vega.

Les données, objets du présent texte, étaient indispensables pour mieux assimiler comment fonctionne un système non-intégré mais redoutablement efficace du genre missile à auto-directeur et radar de veille, de poursuite et de conduite de tir. Nous verrons comment un avion, le Bréguet « Atlantic », patrouilleur maritime, rend fragile la marine de surface.

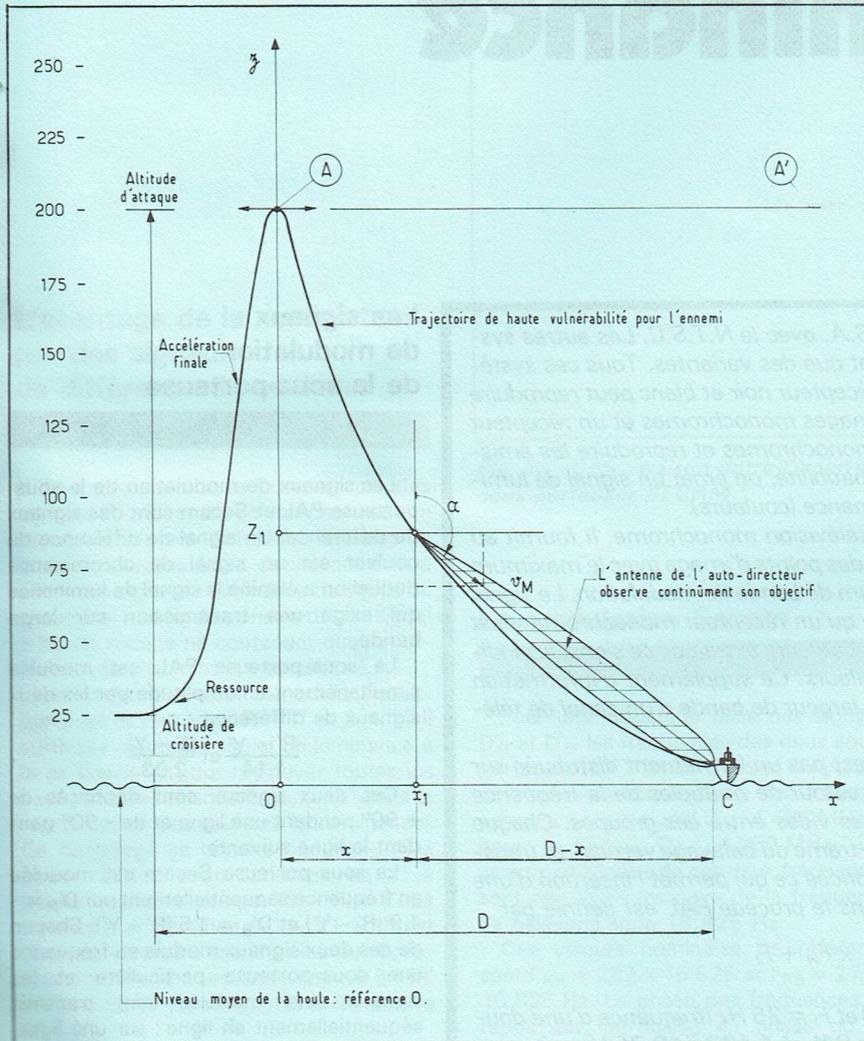


Fig. 17. — L'antenne de l'auto-directeur, confondue avec le vecteur vitesse de l'engin, « voit » continûment la cible devant elle. En cas de mauvaise attitude, une erreur de polarisation est retransmise à ses servomécanismes (fig. 13) qui la remettent en droit chemin et oblige le missile, par son pilote automatique, à rectifier sa trajectoire.