



Cette invention concerne un procédé et un système pour séparer un véhicule spatial, appelé ci-après astronef, d'un véhicule lanceur tel que le STS (Space Transportation System) ou système de transport spatial américain, plus communément appelé "navette" ou "orbiteur", et elle concerne plus particulièrement le contrôle de la précession et en même temps l'amortissement de la nutation d'un astronef en rotation, en utilisant une référence inertielle.

L'avènement du STS a créé de nouveaux besoins et de nouvelles conditions pour le lancement d'astronefs. A quelques exceptions près, les astronefs ainsi lancés seront transférés de l'orbite de la navette sur une orbite ayant une inclinaison différente et/ou une altitude différente. Différents procédés pour éjecter et séparer des astronefs de l'orbiteur ont été décrits dans des documents antérieurs. Ces procédés dépendent de la taille, de la masse, de la configuration et de la mission dont est chargé l'astronef. De petits astronefs avec des exigences limitées quant à l'attitude seront simplement éjectés par des ressorts, à une vitesse de séparation suffisante pour éviter la collision ou le contact avec une partie quelconque de l'orbiteur. Des astronefs un peu plus grands utiliseront le module d'assistance de périgée Delta (PAM-D pour Perigee Assist Module - Delta) ou le module d'assistance de périgée Atlas (PAM-A pour Perigee Assist Module - Atlas), qui utilisent tous deux des tables de mise en rotation commandées électriquement pour communiquer une rotation à l'ensemble astronef/étage de périgée et lui conférer ainsi une stabilité d'attitude inertielle. Une technique dite "Frisbee" a été employée pour séparer un gros astronef cylindrique de la navette (par exemple l'astronef LEASAT ou satellite à louer). De très gros astronefs ont utilisés le système appelé étage supérieur inertiel (IUS pour Inertial Upper Stage) qui possède ses propres moyens entièrement autonomes de référence et de contrôle de l'attitude suivant les trois axes. De plus, le bras manipulateur télécommandé de la navette, qui est une flèche articulée manoeuvrée par l'équipage de l'orbiteur, a été employé pour enlever des charges utiles de la soute de l'orbiteur et pour les libérer en tant que "véhicules volant librement".

Chacun de ces procédés de déploiement pour des astronefs relativement grands fait appel à des mécanismes pour la séparation sûre de l'orbiteur, tout en maintenant une référence d'attitude initialement fournie par l'orbiteur. Dans le cas des modules PAM-D et PAM-A, ces mécanismes comprennent une table de mise en rotation comme partie du berceau de support. Le mécanisme de déploiement du PAM-A comporte également un système de réorientation de la charge utile pour le basculement de celle-ci hors de la soute. Pour qu'il puisse pivoter, ce système de réorientation demande l'augmentation de la longueur de la soute prévue dans l'orbiteur pour recevoir la charge utile, au-delà de celle nécessaire pour l'ensemble astronef/étage de périgée. Le système IUS, bien qu'il ne demande pas un mécanisme de table de mise en rotation, comporte également un berceau de support avec un système d'érection. La présente invention élimine à la fois le mécanisme de table de mise en rotation et le système d'érection. Le système de déploiement ainsi obtenu est moins compliqué, moins massif et prend moins de place dans la soute à charge utile de l'orbiteur.

L'invention apporte un procédé et un dispositif pour simultanément contrôler la précession et amortir la nutation d'un astronef en rotation, qui comporte un ordinateur, des propulseurs pour la précession et l'amortissement de la nutation, ainsi que des gyroscopes alignés avec ou parallèles à chacun des trois axes orthogonaux, l'axe x étant l'axe de rotation nominal. L'information fournie par les gyroscopes des trois axes est traitée de façon répétée en vue du calcul du vecteur moment cinétique  $\underline{H}$  et du vecteur de consigne  $\underline{A}$ . A partir du vecteur moment cinétique et du vecteur de consigne calculés, l'erreur de contrôle est calculée de façon répétée. Lorsque la composante du vecteur d'erreur suivant un axe donné de l'un des axes orthogonaux à l'axe x change de signe, des propulseurs sont allumés pour appliquer un couple correcteur conformément à l'erreur de contrôle calculée en dernier.

Un autre aspect de l'invention concerne un procédé de lancement d'un ensemble astronef/moteur de périgée, qui comporte un ordinateur et des gyroscopes sur trois axes orthogonaux, à partir d'un véhicule lanceur. Ce procédé de lancement comporte

plusieurs étapes : orienter le véhicule lanceur de manière que l'ensemble soit pointé avec son moteur de périgée dans l'attitude d'allumage désirée ; initialiser les gyroscopes et le calcul pour la détermination de l'attitude dans l'ordinateur de l'ensemble, 5 lorsque le véhicule lanceur est orienté de manière que l'ensemble soit pointé avec le moteur de périgée dans l'attitude d'allumage désirée ; éjecter l'ensemble du véhicule lanceur, sans rotation ; après l'éjection, faire tourner lentement l'ensemble autour de l'axe de rotation désiré ; amortir le mouvement de nutation de 10 l'ensemble ; produire une précession telle de l'ensemble que celui-ci présente essentiellement l'attitude d'allumage désirée ; contrôler la précession et amortir simultanément la nutation de l'astronef, tournant lentement, pour aligner l'axe de rotation sur l'attitude initialisée de l'ensemble, par le traitement de 15 l'information fournie par les gyroscopes et l'allumage de propulseurs ; accélérer l'ensemble astronef/étage de périgée à une vitesse de rotation plus élevée ; et allumer le moteur de périgée pour placer l'ensemble dans l'orbite de transfert désirée.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention 20 ressortiront plus clairement de la description qui va suivre de plusieurs exemples de réalisation non limitatifs, ainsi que des dessins annexés, sur lesquels :

- la figure 1 représente l'ensemble satellite/étage de périgée et le berceau dans la soute de la navette, selon un mode 25 de réalisation de la présente invention ;

- la figure 2 montre plus en détail l'ensemble satellite/étage de périgée sur le berceau ;

- la figure 3 illustre la séquence de lancement ;

- la figure 4 illustre la position des propulseurs 30 pour le contrôle et l'accélération en rotation de l'ensemble satellite/étage de périgée, selon un mode de réalisation de l'invention ;

- la figure 5 est un diagramme vectoriel illustrant, par rapport à des coordonnées fixes de l'astronef, à un instant 35 donné, le vecteur de consigne A, le vecteur moment cinétique H, et ainsi de suite ;

- la figure 6 représente les composantes suivant les axes y et z du vecteur d'erreur, dans des coordonnées fixes par rapport au satellite ;

5 - la figure 7 est un schéma synoptique de la solution de base pour simultanément contrôler la précession et amortir la nutation, selon un mode de réalisation de la présente invention ;

- la figure 8 est un organigramme de traitement pour le processeur du mode de réalisation de la figure 7 ;

10 - la figure 9 est un schéma synoptique pour simultanément contrôler la précession et amortir la nutation, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention ; et

- la figure 10 est un organigramme pour le processeur du mode de réalisation de la figure 9.

15 La figure 1 représente l'ensemble satellite/étage de périgée 10 monté dans la soute de l'orbiteur 100. L'ensemble 10 comprend un satellite 11 et un étage de périgée 13 qui sont reliés l'un à l'autre, bout à bout, par un accouplement Marmon standard 15. Le satellite est la charge utile à placer sur une orbite désirée et il comporte des propulseurs pour le contrôle de l'attitude et  
20 de la rotation, un moteur d'apogée, des panneaux solaires, des batteries, des systèmes de communication, des réservoirs de propergol et ainsi de suite. L'étage de périgée comporte le moteur de périgée, un ensemble d'attache de la charge utile et un ensemble de support arrière. L'ensemble satellite/étage de périgée 10 est monté sur  
25 la navette par un berceau de support standard 17 représenté plus en détail sur la figure 2.

30 Le berceau 17 est une construction en treillis ayant une forme générale en U, comprenant des tourillons et une attache de quille 22 pour monter le berceau dans la soute de la navette. Le berceau est bridé sur les longerons de la navette par les tourillons 16, 18, 19 et 20. Le berceau 17 est typiquement de type réutilisable. Après que l'astronef a été lancé, le berceau 17 reste dans la soute et est ramené à la Terre.

35 L'ensemble satellite/étage de périgée 10 est attaché au berceau 17 par des verrous ouvrants aux points de fixation 21, 23 et 25. Ces verrous sont commandés à distance en vue de leur

ouverture pour le lancement du satellite. Celui-ci est lancé de la navette par des ressorts 40. Pour plus de détails, voir la demande au nom de J.E. Petersen et autres, déposée aux Etats-Unis d'Amérique en même temps et au même nom que la demande de brevet des Etats-Unis d'Amérique correspondant à la présente demande.

L'équipement de contrôle de l'attitude du satellite comporte un ordinateur, des propulseurs et des détecteurs. Le satellite est également équipé de propulseurs de rotation, pour la mise en rotation ou pour l'accélération en rotation du satellite, et de gyroscopes alignés avec ou parallèles à chacun des trois axes orthogonaux.

Lorsqu'on se reporte à la figure 3, la navette 100 est manœuvrée de manière qu'à un point A sur la figure 3, la navette et l'ensemble 10 aient l'attitude désirée pour l'allumage du moteur de périgée 13 qui place le satellite 11 dans l'orbite de transfert désirée 24. Lorsque la navette est à la position et présente l'orientation voulues, le gyroscope sur chacun des trois axes orthogonaux du satellite (x, y et z sur la figure 2) est initialisé (c'est-à-dire calibré ou orienté avec son axe de rotation à une position angulaire fixe) et l'algorithme de détermination d'attitude dans l'ordinateur du satellite est initialisé. Le système de contrôle du satellite ramènera l'ensemble satellite/étage de périgée 10 à cette attitude initiale après que l'ensemble a été expulsé de la navette. (L'attitude initiale est également appelée ci-après "attitude de consigne".) Avant l'initialisation des gyroscopes et de l'algorithme d'attitude dans l'ordinateur du satellite, les gyroscopes sont mis en marche et des différences éventuelles entre le changement de l'attitude de la navette tel que mesuré par son équipement et les changements d'attitude mesurés par le satellite sont relevés pour déterminer ou détecter toute erreur de dérive des gyroscopes.

A un point ultérieur B sur la figure 3, les ressorts 40 expulsent l'ensemble satellite/étage de périgée 10 de la soute de la navette, dans la direction 35 et dans l'axe z sur la figure 2. L'ensemble 10 est expulsé essentiellement sans rotation, bien qu'il puisse présenter un léger basculement dû, par exemple, à des

imperfections du mécanisme d'éjection. Une fois que l'ensemble satellite/étage de périgée 10 se trouve à bonne distance de la navette, des propulseurs 41 et 43 sur des côtés opposés du corps du satellite (voir figure 4) lui appliquent des couples pour faire  
5 tourner l'ensemble lentement (par exemple à 8 degrés par seconde) autour de l'axe de rotation  $x$  désiré, comme indiqué au point C. Bien qu'une rotation lente procure une moindre "rigidité" axiale qu'une rotation plus rapide, une rotation lente ne surcharge pas les gyroscopes. Une fois que cet état de lente rotation a été acquis,  
10 la nutation de l'ensemble est amortie grossièrement par l'utilisation d'impulsions de propulseurs. L'ordinateur du satellite détermine à la fois la grandeur et l'instant de déclenchement des impulsions d'amortissement de nutation des propulseurs, par le traitement de l'information fournie par les gyroscopes.

15 Une fois que l'angle de nutation a été ramené à un niveau acceptable (inférieur à 2 degrés par exemple), l'ordinateur du satellite allume des propulseurs (comme ceux désignés par 44-47) pour aligner grossièrement l'axe de rotation de l'ensemble sur l'attitude ou l'orientation de consigne. A la suite de cette  
20 manoeuvre de précession grossière (qui est effectuée sans contrôle de nutation actif), un système de contrôle fin, qui combine le contrôle de la précession et l'amortissement de la nutation, aligne l'axe de rotation de l'ensemble satellite/étage de périgée avec précision sur la direction de consigne. Le système qui produit  
25 simultanément le contrôle de la précession et l'amortissement de la nutation sera décrit par la suite. Une fois que l'attitude voulue a été acquise, comme représenté au point D sur la figure 3, les propulseurs de rotation accélèrent l'ensemble pour lui communiquer la vitesse de rotation adéquate pour l'allumage du moteur  
30 de périgée (c'est-à-dire une vitesse d'environ 35 à 65 tr/min). A cette vitesse plus élevée, les gyroscopes peuvent être surchargés et ne plus fonctionner convenablement mais, grâce à la stabilité d'attitude procurée par le plus grand moment cinétique, ils ne sont plus nécessaires à ce moment.

35 Lorsque l'ensemble satellite/moteur de périgée 10, tournant rapidement, atteint le point E, le moteur de périgée est

allumé. Quand le combustible de ce moteur est épuisé, l'accouplement Marmon 15 est ouvert et l'étage de périgée 13 se sépare du satellite 11, comme indiqué au point F. Au moment où le satellite atteint l'apogée de l'orbite de transfert, le moteur d'apogée du satellite est allumé pour placer celui-ci sur son orbite finale. Le système décrit ci-dessus est utilisé de préférence pour placer un satellite en orbite géosynchrone, mais il peut être utilisé aussi pour lancer tout astronef d'un véhicule lanceur tel que la navette.

Le processus pour simultanément contrôler la précession et amortir la nutation, pendant que l'ensemble satellite/étage de périgée tourne lentement, est décrit dans les paragraphes qui vont suivre. Deux solutions sont décrites. Dans la première, les impulsions des propulseurs sont chronologiquement déclenchées pour être optimales pour la précession, tandis que la grandeur et la direction des impulsions sont sélectionnées sur la base d'un signal qui combine à la fois des erreurs de précession et de nutation. Dans la deuxième solution, la chronologie, la grandeur et la direction des impulsions des propulseurs sont toutes basées sur des calculs combinés d'erreurs de précession/nutation.

Dans les deux solutions pour le contrôle simultané de la précession et de la nutation, un gyroscope est aligné avec ou parallèle à chacun des trois axes du satellite. Pour des raisons de commodité, ces axes seront désignés par  $x$ ,  $y$  et  $z$ . L'axe  $x$  est l'axe de rotation nominal du satellite et les axes  $y$  et  $z$  sont perpendiculaires à la fois à l'axe  $x$  et l'un à l'autre. Le système de contrôle peut appliquer soit un couple positif soit un couple négatif, par un ou plusieurs propulseurs, autour de l'axe  $z$ . Lorsque l'ensemble satellite/étage de périgée tourne lentement sur l'axe  $x$  (par exemple à 8 degrés par seconde), les gyroscopes fournissent de l'information précise concernant le mouvement angulaire autour des trois axes.

Dans les deux solutions pour le contrôle simultané de la précession et de la nutation, l'ordinateur de l'astronef doit calculer le vecteur moment cinétique  $\underline{H}$  et le vecteur de consigne  $\underline{A}$ . Les relations entre ces vecteurs et les coordonnées fixes  $x$ ,  $y$  et  $z$  du satellite sont illustrées sur la figure 5. Le

vecteur de consigne A est la direction dans laquelle le moteur de périgée doit être allumé pour injecter le satellite dans l'orbite de transfert. Ce vecteur de consigne est initialisé lorsque la navette est orientée à la position d'allumage convenable de l'étage de périgée, avant l'expulsion de l'ensemble satellite/étage de périgée 10 de la soute de la navette. Bien que le vecteur de consigne soit fixe dans l'espace inertiel, le mouvement de rotation du satellite a pour effet que ce vecteur se déplace continuellement par rapport aux axes des coordonnées fixes x, y et z du satellite. Donc, l'ordinateur de l'astronef doit constamment actualiser l'information de mouvement fournie par les gyroscopes.

Le vecteur de consigne A peut être représenté et actualisé de différentes man res par l'ordinateur du satellite. Les moyens possibles de représentation comprennent des angles d'Euler, des matrices cosinus de direction et des quaternions. Un vecteur quaternionique est le moyen préféré pour représenter le vecteur de consigne.

L'ordinateur du satellite calcule le vecteur moment cinétique H en utilisant l'équation matricielle  $\underline{H} = I\omega$ . Dans cette équation, I est la matrice inertie de l'ensemble satellite/étage de périgée et  $\omega$  est le vecteur vitesse angulaire de l'ensemble. La matrice inertie est déterminée, avant le lancement de la navette, soit par analyse soit par mesure directe. Le vecteur vitesse angulaire est déterminé à partir des signaux des gyroscopes du satellite. Entre les impulsions des propulseurs, la grandeur et l'orientation dans l'espace inertiel du vecteur moment cinétique sont essentiellement constantes. Cependant, le mouvement de nutation provoque un mouvement apparent du vecteur moment cinétique par rapport aux axes des coordonnées fixes x, y et z du satellite. Par conséquent, l'ordinateur du satellite doit constamment actualiser le vecteur moment cinétique calculé en utilisant l'information de vitesse angulaire fournie par les gyroscopes.

La première solution pour le contrôle simultané de la précession et de la nutation sera décrit ci-après. La tâche principale du système de contrôle est d'aligner le vecteur moment cinétique H et l'axe x de l'ensemble satellite/étage de périgée paral-

lèlement au vecteur de consigne  $\underline{A}$ . Le vecteur d'erreur  $\underline{E}$  pour le contrôle de base est donné par l'équation  $\underline{E} = \underline{A} - \underline{H}$ . L'ordinateur du satellite utilise les composantes ( $E_y$  et  $E_z$ ) suivant les axes y et z du vecteur d'erreur pour déterminer quand et pendant combien de temps les propulseurs de contrôle doivent être allumés. La composante suivant l'axe y fournit l'information sur l'instant de déclenchement des impulsions des propulseurs et la composante suivant l'axe z fournit l'information sur la durée et le signe des impulsions. La figure 6 montre que lorsque  $E_y$  et  $E_z$  sont reportées l'une en fonction de l'autre, la courbe résultante est une trajectoire circulaire.

Comme représenté sur la figure 7, l'information de mouvement angulaire provenant de chacun des trois gyroscopes 51 est appliquée à l'ordinateur ou processeur 53 du satellite. Les cinq opérations suivantes pour le traitement des données délivrées par les gyroscopes sont répétées à intervalles réguliers (une fois par seconde par exemple), jusqu'à ce que les erreurs de précession et de nutation aient été ramenées essentiellement à zéro :

1. L'ordinateur de l'astronef calcule le vecteur de consigne  $\underline{A}$  et le vecteur moment cinétique  $\underline{H}$  actualisés. Le calcul du vecteur quaternionique qui actualise le vecteur de consigne  $\underline{A}$  est représenté par le bloc 55 sur la figure 7 et le bloc 63 dans l'organigramme (figure 8). Le vecteur moment cinétique  $\underline{H}$  de l'ensemble satellite/étage de périgée est calculé en utilisant les vitesses fournies par les gyroscopes et la matrice inertie de l'ensemble, comme indiqué dans les blocs 57 et 65.

2. Le vecteur d'erreur  $\underline{E}$  est calculé en soustrayant  $\underline{H}$  de  $\underline{A}$ , ce qui est représenté par les totalisateurs 50 et 67 sur les figures 7 et 8.

3. Le vecteur d'erreur  $\underline{E}$  est stocké dans la mémoire 59 (bloc de mémorisation 68).

4. L'erreur de contrôle est calculée, comme représenté par le bloc 56 de la figure 7 (bloc 69 sur la figure 8) selon l'équation  $\epsilon = K_1 E_z - K_2 \omega_z$ , où  $K_1$  et  $K_2$  sont des constantes fonction de la configuration,  $E_z$  est la composante suivant l'axe z de  $\underline{E}$  et  $\omega_z$  est la composante suivant l'axe z du vecteur vitesse angulaire.

Le terme  $K_1 E_z$  correspond à l'erreur de précession et  $K_2 \omega_z$  correspond à l'angle de nutation.

5. Un détecteur 58 (bloc de décision 66 sur la figure 8) compare le vecteur d'erreur  $\underline{E}$  avec le vecteur d'erreur calculé et stocké pendant le cycle de calcul précédent (le deuxième cycle précédent si le système fonctionne à 1 Hertz). Si la composante  $E_y$  suivant l'axe y du vecteur d'erreur a changé de signe depuis le cycle précédent, ou si  $E_y$  est égale à zéro, des propulseurs sont allumés pour appliquer un couple autour de l'axe z, avec le même signe que  $\underline{E}$  et avec une durée proportionnelle à  $|\underline{E}|$ . La logique 54 pour les propulseurs (bloc 64 sur la figure 8) produit l'actionnement des propulseurs appropriés pendant la durée d'impulsion adéquate. Des contraintes dues au système peuvent imposer des limites supérieures et inférieures à la durée des impulsions.

Un problème lié à la procédure de base décrite ci-dessus est qu'elle ne contrôle pas la nutation lorsque l'erreur de précession est essentiellement nulle. La solution perfectionnée décrite ci-après, voir les figures 9 et 10, résout ce problème. Comme dans la procédure décrite dans ce qui précède, les quatre opérations suivantes pour le traitement des données fournies par les gyroscopes sont répétées à intervalles réguliers, jusqu'à ce que les erreurs de précession et de nutation aient été ramenées essentiellement à zéro :

1. Comme dans la procédure décrite ci-dessus, l'ordinateur ou le microprocesseur 70 traite les données fournies par les gyroscopes 51 en vue du calcul du vecteur de consigne  $\underline{A}$  et du vecteur moment cinétique  $\underline{H}$  de l'ensemble satellite/étage de périgée.

2. Le vecteur moment cinétique  $\underline{H}$ , venant du bloc 72 sur la figure 9 (bloc 81 sur la figure 10) est traité par un filtre passe-bande représenté par le bloc 75 sur la figure 9 et par le bloc 85 dans l'organigramme de la figure 10. Ce filtre laisse passer la fréquence de nutation et supprime le bruit des gyroscopes, les polarisations des gyroscopes et ainsi de suite, pour produire le vecteur moment cinétique filtré  $\underline{H}'$ .

3. Le vecteur d'erreur  $\underline{e}$  est calculé en 77 et 87 avec utilisation de l'équation suivante :

$\underline{e} = C_1(\underline{A} \times \underline{H}) - C_2(\underline{u} \times \underline{H}')$ , où  $\underline{u}$  est un vecteur unitaire parallèle à l'axe  $x$  du satellite,  $\times$  désigne le produit vectoriel et  $C_1, C_2$  sont des constantes fonction de la configuration. Ces constantes sont basées sur les moments d'inertie de l'ensemble satellite/
   
 5 étage de périgée, les bras de levier des propulseurs et leurs niveaux de poussée, les niveaux des signaux fournis par les gyroscopes et les caractéristiques de l'électronique du système. Il est à noter que le système utilise à la fois  $\underline{H}$  et  $\underline{H}'$ . Le terme  $C_1(\underline{A} \times \underline{H})$  correspond à l'erreur de précession et  $C_2(\underline{u} \times \underline{H})$  correspond à
   
 10 l'angle de nutation. Les composantes suivant les axes  $y$  et  $z$  de  $\underline{e}$  sont désignées par  $e_y$  et  $e_z$ . En l'absence de nutation,  $\underline{e}$  est perpendiculaire à  $\underline{E}$  sur la figure 5.

4. Lorsque  $e_z$  change de signe, ce qui est détecté dans le bloc 76 sur la figure 9 (représenté par le bloc de
   
 15 décision 86 sur la figure 10), les propulseurs appropriés sont allumés pour appliquer une impulsion de couple sur l'axe  $z$ , avec le même signe que  $e_y$  et avec une durée proportionnelle à  $|e_y|$ . Des limites supérieures et inférieures peuvent être appliquées à la
   
 durée des impulsions pour tenir compte de contraintes imposées
   
 20 par le système.

REVENDICATIONS

1. Procédé pour simultanément contrôler la précession et amortir la nutation d'un astronef en rotation, procédé dans lequel l'astronef comporte un ordinateur, des propulseurs pour le contrôle de la précession et l'amortissement de la nutation et des gyroscopes alignés avec ou parallèles à chacun de trois axes orthogonaux x, y et z, dont l'axe x est l'axe de rotation nominal de l'astronef, et dans lequel une attitude d'allumage désirée de l'astronef est représentée par un vecteur de consigne A mémorisé dans l'ordinateur, caractérisé en ce qu'il comprend les opérations répétitives suivantes:
  - Le traitement de l'information fournie par les gyroscopes sur les trois axes, en vue du calcul du vecteur moment cinétique H et du vecteur de consigne A ;
  - le calcul de l'erreur de contrôle selon un algorithme prédéterminé à partir du vecteur moment cinétique H et du vecteur de consigne A calculés ; et
  - lorsque la composante du vecteur d'erreur suivant un axe donné perpendiculaire à l'axe x change de signe, l'allumage de propulseurs pour appliquer un couple correcteur fonction de l'erreur de contrôle calculée en dernier.
2. Procédé selon la revendication 1 pour simultanément contrôler la précession et amortir la nutation d'un astronef en rotation, dans lequel l'opération répétitive de calcul comporte :
  - a) le calcul d'un vecteur d'erreur  $\underline{E} = \underline{A} - \underline{H}$  ;
  - b) la mémorisation du vecteur d'erreur calculé E ;
  - c) la comparaison du vecteur d'erreur E calculé en dernier avec le vecteur d'erreur E précédemment calculé et mémorisé ; et
  - d) le calcul de l'erreur de contrôle selon l'équation  $\epsilon = K_1 E_z - K_2 \omega_z$ , où  $K_1$  et  $K_2$  sont des constantes fonction de la configuration,  $E_z$  est la composante suivant l'axe z de E et  $\omega_z$  est la composante suivant l'axe z du vecteur vitesse angulaire de l'astronef; et
  - e) l'opération d'allumage du ou des propulseurs est effectuée lorsque la composante  $E_y$  suivant l'axe y du vecteur d'erreur

change de signe, en vue de l'application, sur l'axe  $z$ , d'un couple ayant le même signe que  $\underline{e}$  et dont la durée est proportionnelle à  $|\underline{e}|$ .

3. Procédé selon la revendication 1 pour simultanément  
5 contrôler la précession et amortir la nutation d'un astronef en rotation, dans lequel l'opération répétitive de calcul comporte :

a) le filtrage par un filtre passe-bande du vecteur moment cinétique  $\underline{H}$ , de manière à laisser passer la fréquence de nutation et à enlever le bruit des gyroscopes, les polarisations  
10 des gyroscopes et ainsi de suite, afin de produire le vecteur moment cinétique filtré  $\underline{H}'$  ; et

b) le calcul d'un vecteur d'erreur  $\underline{e}$  selon l'équation  $\underline{e} = C_1(\underline{A} \times \underline{H}) - C_2(\underline{u} \times \underline{H}')$ , où  $\underline{u}$  est un vecteur unitaire parallèle à l'axe  $x$  de l'astronef,  $\times$  désigne le produit vectoriel et  $C_1$ ,  $C_2$   
15 sont des constantes fonction de la configuration ; et

c) l'opération d'allumage du ou des propulseurs est effectuée lorsque la composante  $e_z$  suivant l'axe  $z$  de  $\underline{e}$  change de signe, pour appliquer, à l'axe  $z$ , un couple ayant le même signe que la composante  $e_y$  suivant l'axe  $y$  de  $\underline{e}$  et avec une durée  
20 proportionnelle à  $|e_y|$ .

4. Appareil (53, figure 7) sur un satellite pour simultanément contrôler la précession et amortir la nutation d'un astronef en rotation (figure 4), comprenant des propulseurs (52) pour contrôler la précession et amortir la nutation, des gyroscopes (51) alignés avec ou parallèles à chacun des trois axes orthogonaux  $x$ ,  $y$  et  $z$ , l'axe  $x$  étant l'axe de rotation nominal, et des dispositifs (53, 55) pour traiter l'information fournie par les gyroscopes sur les trois axes, en vue du calcul du vecteur moment cinétique  $\underline{H}$  et du vecteur de consigne  $\underline{A}$ , caractérisé en ce  
25 qu'il comprend :

un dispositif (59) pour calculer le vecteur d'erreur selon la formule  $\underline{E} = \underline{A} - \underline{H}$  ;

un dispositif (58) pour mémoriser des représentations du vecteur d'erreur  $\underline{E}$  ;

35 un dispositif (56) pour comparer le vecteur d'erreur  $\underline{E}$  avec le vecteur d'erreur calculé et mémorisé pendant le cycle de calcul précédent ;

un dispositif (54) pour calculer l'erreur de contrôle selon l'équation  $\varepsilon = K_1 E_z - K_2 \omega_z$ , où  $K_1$  et  $K_2$  sont des constantes fonction de la configuration,  $E_z$  est la composante suivant l'axe z de  $\underline{E}$  et  $\omega_z$  est la composante suivant l'axe z du vecteur vitesse angulaire de l'astronef ; et

un dispositif rendu opérant lorsque la composante  $E_y$  suivant l'axe y du vecteur d'erreur change de signe, pour allumer les propulseurs afin d'appliquer, sur l'axe z, un couple ayant le même signe que  $\varepsilon$  et ayant une durée proportionnelle à  $|\varepsilon|$ .

5. Appareil (figure 9) pour simultanément contrôler la précession et amortir la nutation d'un astronef en rotation (figure 4), comprenant des propulseurs (52) pour contrôler la précession et amortir la nutation, des gyroscopes (51) alignés avec ou parallèles à chacun des trois axes orthogonaux x, y et z, l'axe x étant l'axe de rotation nominal,

ainsi qu'un dispositif (72, 73) pour traiter l'information fournie par les gyroscopes sur les trois axes, en vue du calcul du vecteur moment cinétique  $\underline{H}$  et du vecteur de consigne  $\underline{A}$ , caractérisé en ce qu'il comprend :

un filtre passe-bande (75) sensible au vecteur moment cinétique  $\underline{H}$ , pour laisser passer la fréquence de nutation et enlever le bruit des gyroscopes, les polarisations des gyroscopes et ainsi de suite, afin de produire un vecteur moment cinétique filtré  $\underline{H}'$  ;

un dispositif (77) pour calculer le vecteur d'erreur  $\underline{e}$  selon l'équation  $\underline{e} = C_1 (\underline{A} \times \underline{H}) - C_2 (\underline{u} \times \underline{H}')$ , où  $\underline{u}$  est un vecteur unitaire parallèle à l'axe x de l'astronef,  $\times$  désigne le produit vectoriel et  $C_1$ ,  $C_2$  sont des constantes fonction de la configuration ; et

un dispositif (78, 76, 74) rendu opérant lorsque la composante  $e_z$  suivant l'axe z de  $\underline{e}$  change de signe, pour allumer les propulseurs appropriés en vue de l'application, sur l'axe z, d'un couple ayant le même signe que la composante  $e_y$  suivant l'axe y de  $\underline{e}$  et ayant une durée proportionnelle à  $|e_y|$ .

6. Procédé (voir figure 3) pour lancer un ensemble astronef/moteur de périgée (10), comportant un ordinateur et des gyroscopes sur trois axes orthogonaux, à partir d'un véhicule

lanceur (100), caractérisé en ce qu'il comprend les opérations suivantes :

- orienter (en A) le véhicule lanceur de manière que l'ensemble soit pointé avec son moteur de périgée dans l'attitude d'allumage désirée ;  
5
- initialiser les gyroscopes et le calcul de détermination d'attitude dans l'ordinateur de l'astronef lorsque le véhicule lanceur est orienté de manière que l'ensemble soit pointé dans ladite attitude désirée d'allumage du moteur de périgée ;  
10
- expulser (en B) l'ensemble du véhicule lanceur, sans rotation ;  
après l'expulsion, faire tourner (en C) l'ensemble lentement autour de l'axe de rotation désiré ;  
amortir le mouvement de nutation de l'ensemble ;  
15
- communiquer à l'ensemble une précession telle que l'ensemble possède essentiellement l'attitude d'allumage désirée ;  
contrôler la précession et simultanément amortir la nutation de l'astronef, tournant lentement, pour aligner l'axe de rotation sur l'attitude initialisée de l'ensemble, par le  
20
- traitement de l'information fournie par les gyroscopes et l'allumage des propulseurs ;  
accélérer (en D) l'ensemble astronef/étage de périgée à une plus grande vitesse de rotation ; et  
allumer (en E) le moteur de périgée pour placer  
25
- l'ensemble dans l'orbite de transfert désirée.

1/5

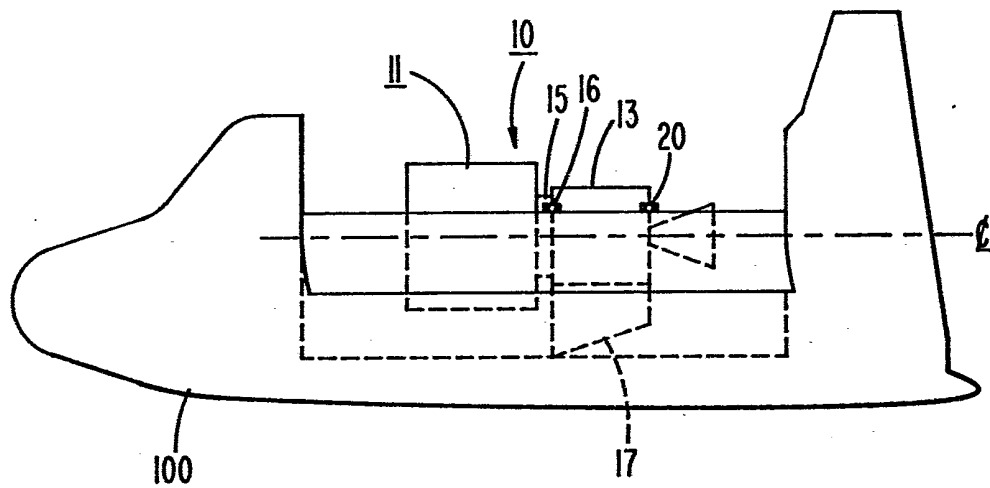


Fig. 1

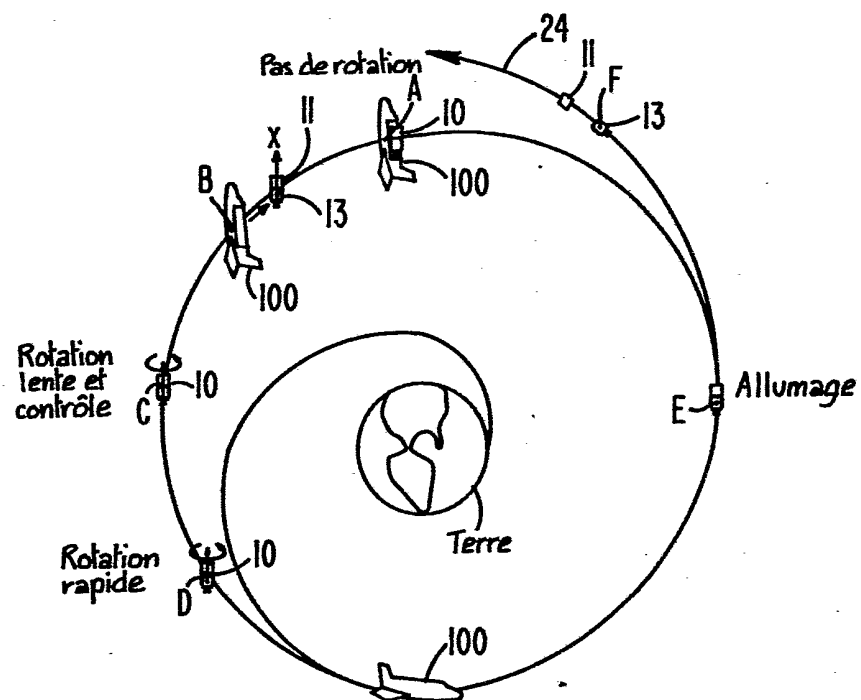


Fig. 3

2/5

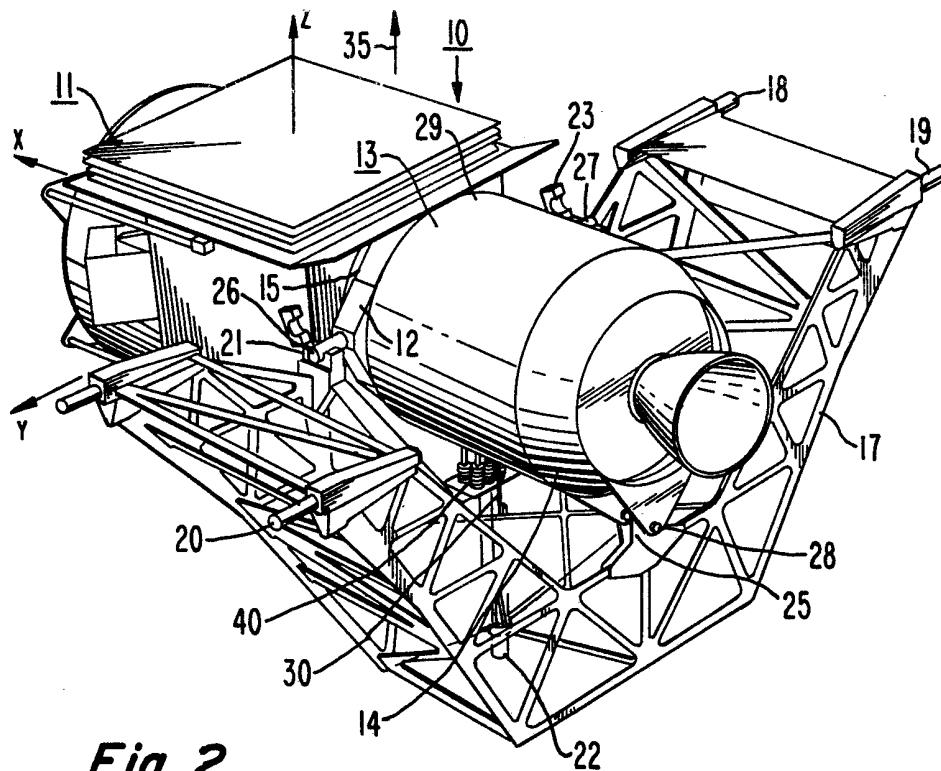


Fig. 2

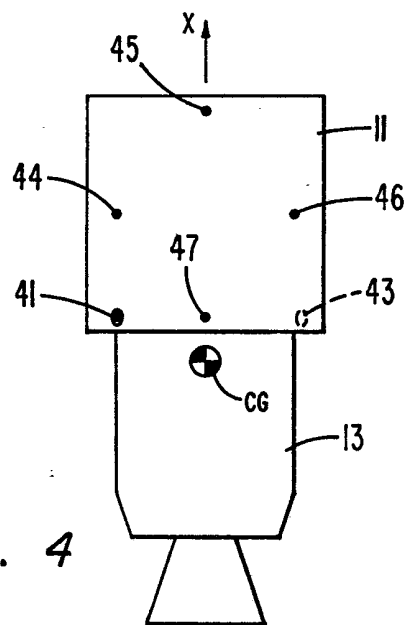


Fig. 4

3/5

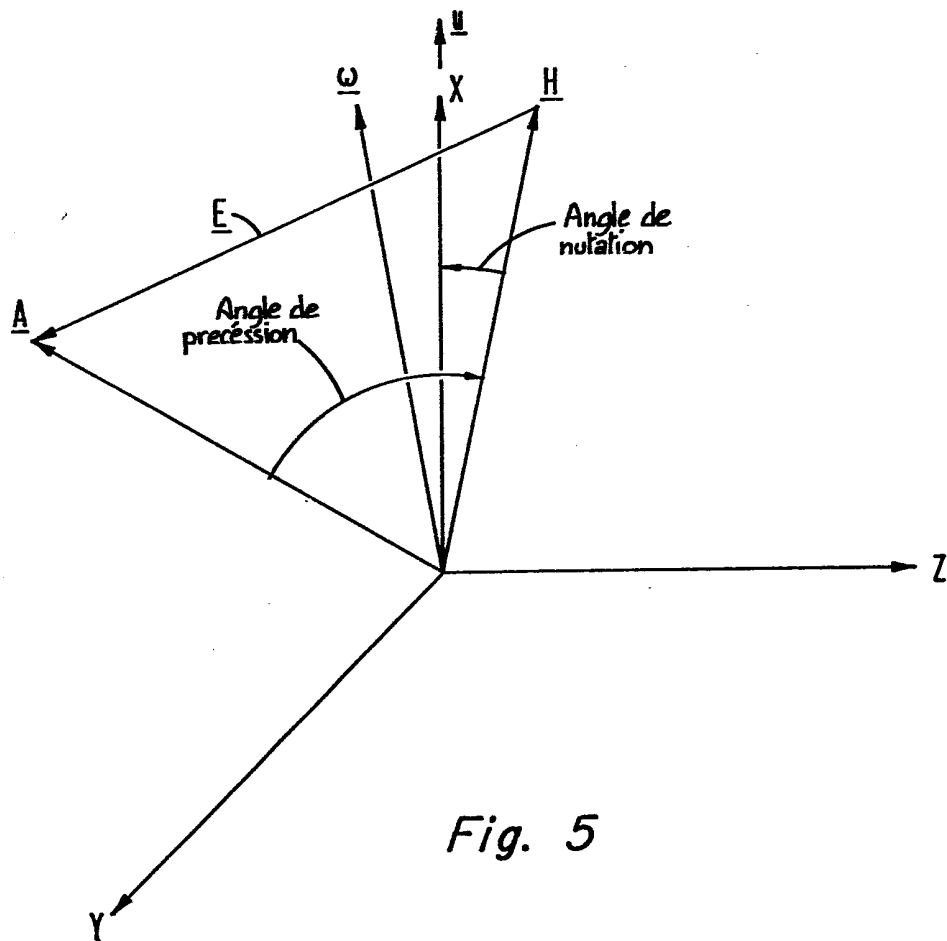


Fig. 5

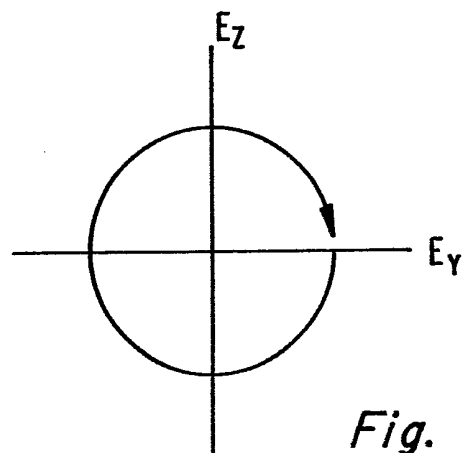


Fig. 6

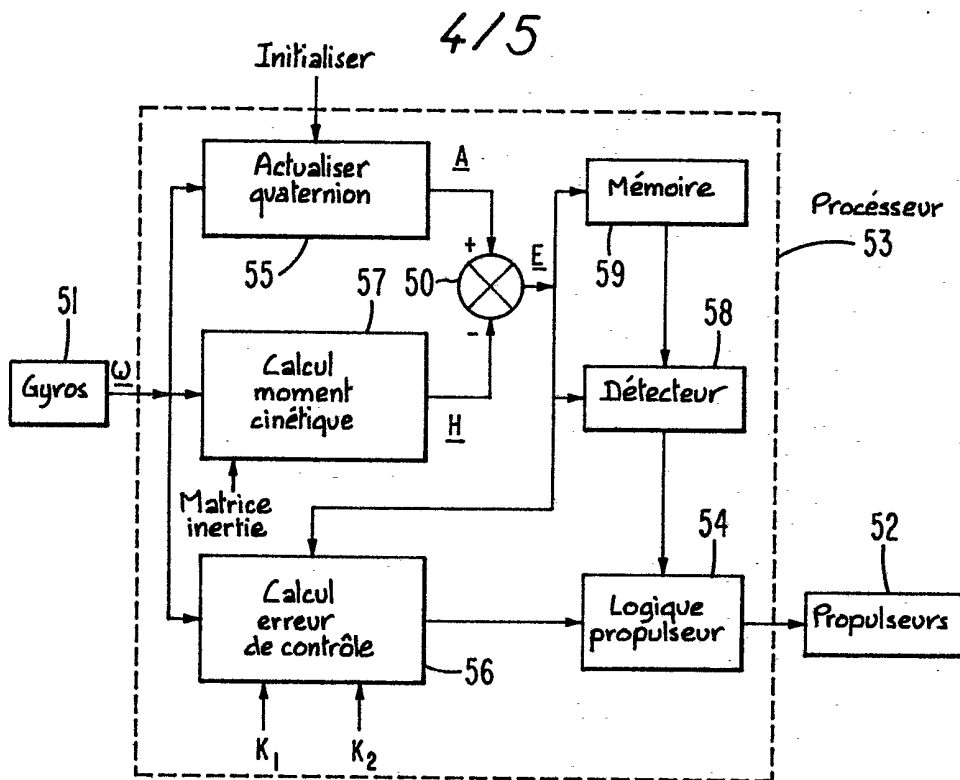


Fig. 7

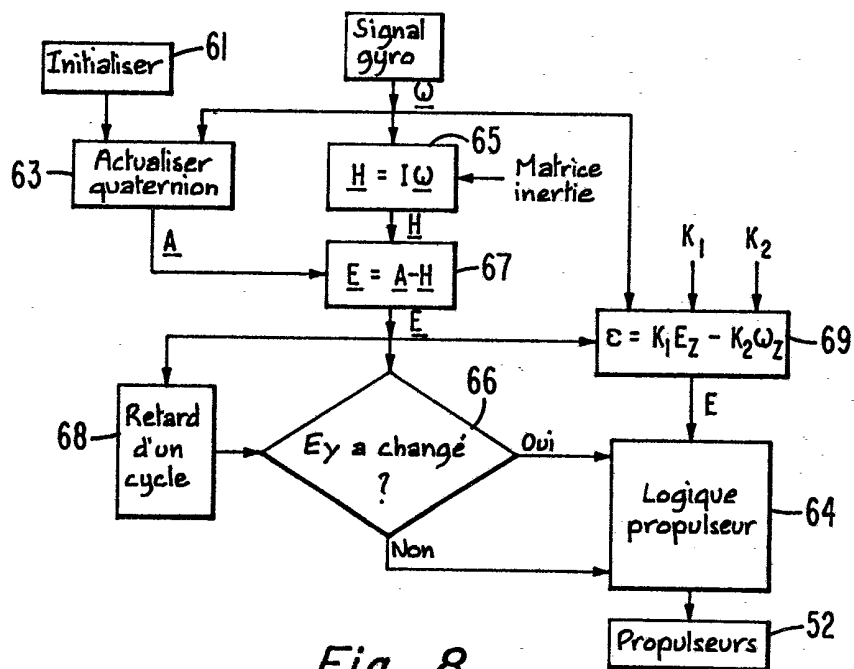


Fig. 8

5/5

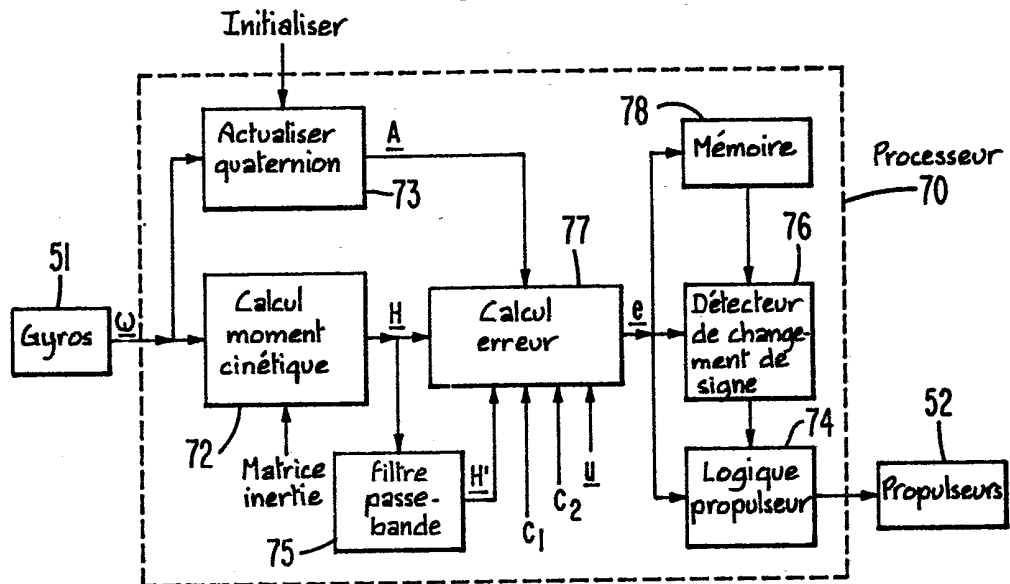


Fig. 9

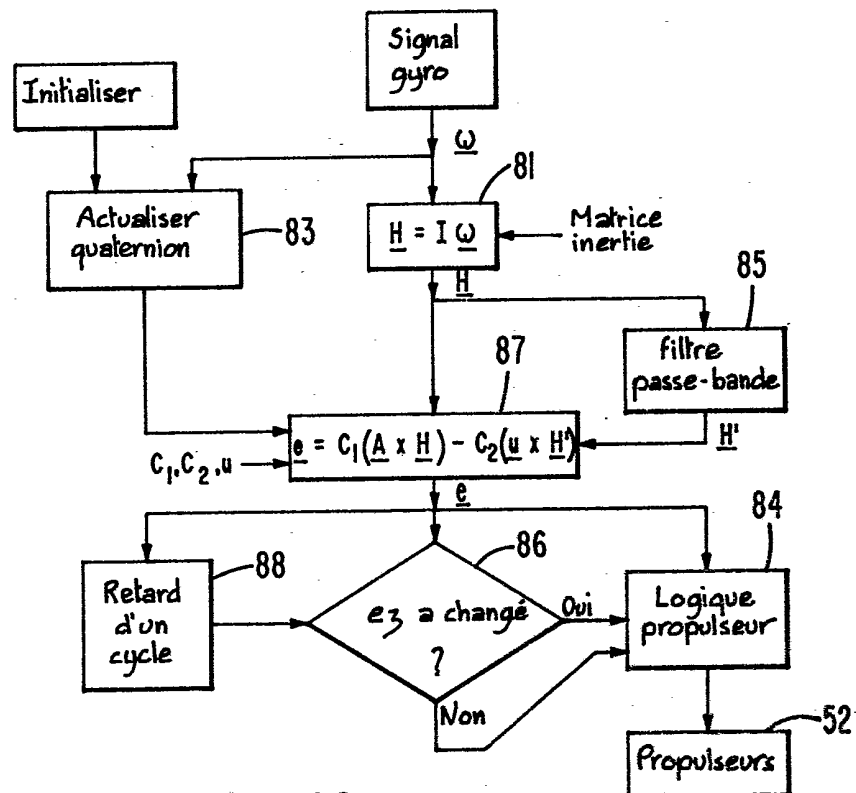


Fig. 10