

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

①1 N° de publication : **2 907 953**
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

②1 N° d'enregistrement national : **06 09409**

⑤1 Int Cl⁸ : G 08 G 5/04 (2006.01), G 05 D 1/12, G 01 C 23/00

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 26.10.06.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 02.05.08 Bulletin 08/18.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du
présent fascicule*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

⑦1 Demandeur(s) : AIRBUS FRANCE Société anonyme
— FR.

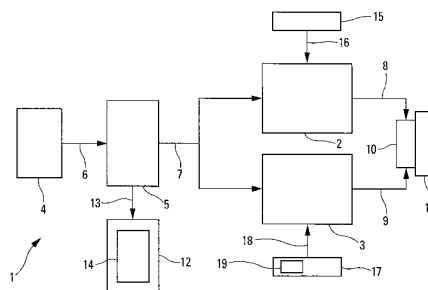
⑦2 Inventeur(s) : LUCAS FABRICE et DE MENORVAL
JEAN LOUIS.

⑦3 Titulaire(s) :

⑦4 Mandataire(s) : CABINET BONNETAT.

⑤4 SYSTEME DE GUIDAGE D'UN AERONEF.

⑤7 Le système de guidage (1) comporte un premier
moyen (2) pour guider l'aéronef en maintenant un espace-
ment avec un autre aéronef, un second moyen (3) pour faire
passer l'aéronef à un temps de passage requis à un point
de passage particulier, et des moyens (5) pour sélectionner
automatiquement l'un desdits premier et second moyens (2,
3).



FR 2 907 953 - A1



La présente invention concerne un système de guidage d'un aéro-
nef, en particulier d'un avion de transport.

Bien que non exclusivement, la présente invention s'applique plus
particulièrement au guidage d'aéronefs, tels que des avions de transport
notamment civils, lors d'une phase d'atterrissage sur un aéroport. On sait
5 qu'une telle phase d'atterrissage est généralement surveillée et gérée par
des contrôleurs aériens. L'une des tâches d'un contrôleur aérien est de
faire respecter, en un point (de convergence) particulier de l'espace, une
séquence de temps d'arrivée aux différents aéronefs convergeant vers ce
10 point particulier. Cette séquence de temps d'arrivée à ce point peut lui
être fournie, par exemple, par un système usuel situé au sol, qui automa-
tise la planification du trafic. Le contrôleur aérien doit alors donner des
instructions de guidage aux équipages des différents aéronefs, pour pré-
server une séparation satisfaisante entre deux aéronefs successifs et pour
15 faire respecter auxdits aéronefs la séquence de temps d'arrivée audit point
de convergence avec une certaine précision.

Dans les zones à forte densité de trafic, une telle gestion usuelle
du séquençement présente pour un contrôleur aérien une charge de travail
importante, qui est rendue de plus en plus complexe en raison de la crois-
20 sance continue du trafic aérien.

De plus, le laps de temps entre deux instructions successives du
contrôleur à un même équipage peut devenir relativement important, de
l'ordre de quelques dizaines de secondes, et même parfois atteindre une
minute. Un tel guidage de l'aéronef, opéré par instructions transmises à
25 partir du sol, n'offre donc pas une précision suffisante et doit être com-
pensé par des minima de séparation imposés entre deux aéronefs, suffi-

samment importants. Ceci a bien entendu pour inconvénient d'augmenter la densité de l'espace aérien.

En outre, une telle gestion usuelle de séquençement permet de délivrer des autorisations pour des trajectoires qui sont optimisées en terme de gestion de flux de trafic, mais cela au détriment notamment de paramètres propres à chaque aéronef, susceptibles d'être très sensibles, par exemple pour les compagnies aériennes, tels que la consommation de carburant, l'usure des moteurs, le temps d'arrivée à l'aéroport ou les émissions sonores. En particulier, on sait que lors d'un trafic très dense, le contrôleur aérien dispose souvent d'un horizon de déconfliction très faible (de l'ordre de quelques minutes) et utilise fréquemment une technique appelée "allongement de la route" (c'est-à-dire "path stretching" en anglais) pour séquencer précisément les aéronefs. Cette technique usuelle consiste à réduire ou à augmenter la longueur de la trajectoire d'un aéronef, pour ajuster les temps de passage des différents aéronefs en un point donné. La plupart du temps, une telle procédure est effectuée par guidage radar ("radar vectoring" en anglais) en mettant l'aéronef en palier à basse altitude. Cet ajustement tardif de la trajectoire, associé à un guidage non engendré par un système de gestion de vol de l'aéronef, ne permet pas de délivrer une trajectoire optimisée pour ledit aéronef, et il se révèle souvent coûteux notamment en terme de consommation de carburant et d'impact environnemental (émissions sonores, ...).

Il existe des moyens automatiques pour engendrer des ordres de guidage qui permettent de guider un aéronef en maintenant un espacement prédéterminé entre cet aéronef et un autre aéronef qui le précède. De tels moyens automatiques ne permettent toutefois pas de pallier les inconvénients précisés ci-dessus.

La présente invention concerne un système de guidage d'un aéronef dit aéronef référent, qui permet de remédier aux inconvénients précités.

A cet effet, selon l'invention, ledit système de guidage du type
5 comportant un premier moyen de guidage qui est susceptible d'engendrer automatiquement des premiers ordres de guidage qui permettent de guider l'aéronef référent en maintenant au moins un espacement prédéterminé entre cet aéronef référent et au moins un autre aéronef dit aéronef cible, est remarquable en ce qu'il comporte de plus :

- 10 – un second moyen de guidage qui est susceptible d'engendrer des seconds ordres de guidage qui permettent de guider l'aéronef référent de sorte qu'il passe à au moins un point de passage particulier à un temps de passage requis ;
- des moyens de détection qui sont susceptibles de détecter
15 automatiquement un risque de collision entre l'aéronef référent et un autre aéronef ; et
- des moyens de sélection qui sont susceptibles de sélectionner automatiquement l'un desdits premier et second moyens de guidage qui est alors utilisé pour guider ledit aéronef référent et qui sont formés de manière à sélectionner :
20
 - ledit second moyen de guidage lors d'une situation de vol normale, en l'absence de détection d'un risque de collision par lesdits moyens de détection ; et
 - ledit premier moyen de guidage lors d'une situation de danger, lorsque
25 lesdits moyens de détection détectent un risque de collision, ledit premier moyen de guidage étant alors sélectionné aussi longtemps que subsiste ce risque de collision.

Selon l'invention, ledit système de guidage comporte, de plus, des moyens d'actionnement d'organes de commande de l'aéronef, qui reçoivent

vent et appliquent les ordres de guidage engendrés par le (premier ou second) moyen de guidage qui est actuellement sélectionné (par l'intermédiaire desdits moyens de sélection).

5 Ainsi, grâce audit second moyen de guidage, le système de guidage conforme à l'invention est en mesure d'assurer, avec un niveau de précision souhaité et un certain niveau de probabilité, un temps d'arrivée de l'aéronef en un ou plusieurs points (de passage) quelconques de l'espace, en particulier en un point de convergence usuel d'aéronefs lors d'un atterrissage sur un aéroport.

10 De plus, grâce à l'invention, l'aéronef référent peut être guidé sur une trajectoire de vol intégrant des contraintes de temps, qui sont calculées par un système de gestion de vol usuel de l'aéronef et qui sont ainsi optimisées (de façon usuelle) en particulier en ce qui concerne la consommation de carburant, l'usure des moteurs et l'impact environne-
15 mental.

En outre, selon l'invention, dès qu'apparaît un risque de collision entre l'aéronef référent et un autre aéronef (aéronef cible) qui le précède, le système de guidage utilise automatiquement, grâce auxdits moyens de détection et auxdits moyens de sélection, ledit premier moyen de guidage
20 qui permet de conférer audit aéronef référent un espacement prédéterminé (minimal) par rapport audit aéronef (cible) qui le précède. Ceci permet d'exclure tout risque de collision pour un aéronef référent équipé d'un système de guidage conforme à l'invention. De plus, ledit premier moyen de guidage n'est utilisé que tant que subsiste un risque de collision. Pour le
25 reste du guidage, le système de guidage utilise ledit second moyen de guidage qui permet d'obtenir les avantages importants précités.

L'espacement prédéterminé minimal entre un aéronef référent et un aéronef cible peut être défini de plusieurs manières. Les entrées peuvent, par exemple, être des entrées manuelles du pilote. On peut aussi en-

visager qu'elles font suite à une négociation bord/sol et résultent de l'acceptation par le pilote d'autorisations envoyées par le sol via un système de communication de type CPDLC ("Controller Pilot Data Link Communications" en anglais). Concernant la fonctionnalité permettant de maintenir un

5 espacement prédéterminé minimal, la valeur d'espacement minimal imposée par le contrôle à l'intérieur de la partie de la trajectoire de référence avec un "segment 4D" ou un "segment RTA" peut également être codée dans une base de données de navigation. En outre, on peut entrer une tolérance associée au respect dudit espacement prédéterminé minimal. Dans

10 le cas où une tolérance associée à la valeur d'espacement minimal imposée par le contrôle pourrait être ajustable par entrée dans le système de gestion de vol, on peut également considérer les moyens suivants pour définir la valeur de la tolérance : activation d'une option de type "OPC" ("Operational Program Configuration" en anglais) et codage dans la base

15 de données de navigation.

On notera que, lorsque plusieurs aéronefs sont équipés d'un système de guidage conforme à l'invention, un contrôleur aérien peut créer un train d'aéronefs sans risque de conflit, en délivrant à chacun d'eux une instruction dans une même zone de l'espace aérien, et ceci en prévoyant

20 simplement aux différents points de passage (utilisés par ledit second moyen de guidage) des temps de passage décalés d'une certaine durée. Ainsi, la charge de travail du contrôleur aérien est fortement réduite, puisque le guidage en temps des aéronefs est réalisé à chaque fois par un système de guidage embarqué et non plus indirectement par des instructions

25 de guidage données par le contrôleur aérien. On peut ainsi réduire la séparation entre aéronefs, et donc augmenter la densité de l'espace aérien, sans pour autant augmenter la charge de travail du contrôleur aérien.

Dans un mode de réalisation particulier, ledit système de guidage comporte, de plus :

- des moyens d’affichage pour afficher, sur au moins un écran de visualisation, des informations indiquant au moins le moyen de guidage qui est actuellement sélectionné ; et
- des moyens pour entrer des données au moins dans ledit second moyen de guidage.

Le système de guidage conforme à l’invention peut faire partie d’un système de navigation de l’aéronef référent.

En outre, dans un premier mode de réalisation de l’invention, qui est destiné à un aéronef référent qui suit une même trajectoire de vol qu’au moins un aéronef cible, ladite trajectoire de vol présentant une pluralité de points de route successifs, lesdits moyens de détection sont formés, de façon avantageuse, de manière à vérifier l’existence d’un risque de collision entre l’aéronef référent et l’aéronef cible à au moins un point de passage particulier de ladite trajectoire de vol, représentant un point de test. Un point de passage correspond soit à un point de route, soit à un point quelconque de la trajectoire de vol.

Dans ce cas, avantageusement, lesdits moyens de détection comportent :

- un premier élément pour déterminer un premier temps de passage correspondant au temps de passage dudit aéronef cible audit point de test ;
- un second élément pour déterminer un second temps de passage correspondant au temps de passage dudit aéronef référent audit point de test ;
- un élément de calcul pour déterminer, à partir desdits premier et second temps de passage, un espacement de temps entre les deux aéronefs référent et cible audit point de test ; et
- un élément de comparaison pour comparer cet espacement de temps à une valeur d’espacement prédéterminée et pour en déduire :

- l'existence d'un risque de collision (permettant de commander la sélection dudit premier moyen de guidage), lorsque ledit espacement de temps est inférieur à ladite valeur d'espacement ; et
- l'absence d'un risque de collision (permettant de commander la sélection dudit second moyen de guidage), lorsque ledit espacement de temps est supérieur ou égal à ladite valeur d'espacement.

Dans une première variante de réalisation :

- ledit premier élément comporte :
 - des moyens pour recevoir ledit premier temps de passage dudit aéronef cible, ledit aéronef cible ayant mesuré ce premier temps de passage lors de son passage audit point de test ; et
 - des moyens pour enregistrer ce premier temps de passage ; et
- ledit second élément comporte des moyens pour mesurer ledit second temps de passage lors du passage dudit aéronef référent audit point de test.

En outre, dans une seconde variante de réalisation :

- ledit premier élément comporte :
 - des moyens pour recevoir ledit premier temps de passage dudit aéronef cible, ledit aéronef cible ayant mesuré ce premier temps de passage lors de son passage audit point de test ; et
 - des moyens pour enregistrer ce premier temps de passage ; et
- ledit second élément comporte des moyens pour prédire ledit second temps de passage.

Par ailleurs, dans un second mode de réalisation de l'invention, qui est destiné à un aéronef référent qui suit une trajectoire de vol différente de celle suivie par au moins un aéronef cible, les deux trajectoires de vol se rencontrant toutefois en un point de convergence, lesdits moyens de détection se sont formés, de façon avantageuse, de manière à vérifier

l'existence d'un risque de collision entre l'aéronef référent et l'aéronef cible audit point de convergence.

Dans ce cas, avantageusement, lesdits moyens de détection comportent :

- 5 – un premier élément pour recevoir et enregistrer un premier temps de passage correspondant au temps de passage mesuré sur ledit aéronef cible lors de son passage audit point de convergence ;
- un second élément pour prédire un second temps de passage correspondant au temps de passage estimé à l'avance dudit aéronef référent
10 audit point de convergence ;
- un élément de calcul pour déterminer, à partir desdits premier et second temps de passage, un espacement de temps entre les deux aéronefs référent et cible audit point de convergence ; et
- un élément de comparaison pour comparer cet espacement de temps à
15 une valeur d'espacement prédéterminée et pour en déduire :
 - l'existence d'un risque de collision (permettant de commander la sélection dudit premier moyen de guidage), lorsque ledit espacement de temps est inférieur à ladite valeur d'espacement ; et
 - l'absence d'un risque de collision (permettant de commander la
20 sélection dudit second moyen de guidage), lorsque ledit espacement de temps est supérieur ou égal à ladite valeur d'espacement.

Dans le cadre de la présente invention, ledit second moyen de guidage peut être réalisé selon différents modes de réalisation.

Dans un premier mode de réalisation, ledit second moyen de guidage
25 comporte des éléments pour réaliser un asservissement en temps de l'aéronef référent dans le but de le faire passer à un point de passage à un temps de passage requis de type RTA ("Required Time of Arrival" en anglais), cet asservissement (qui est réalisé en adaptant la vitesse de l'aéronef référent) étant relatif à un seul point de passage et étant réalisé

entre le moment où sont entrées des données permettant ledit asservissement et le passage de l'aéronef référent audit point de passage.

En outre, dans un second mode de réalisation, ledit second moyen de guidage comporte des éléments pour réaliser un asservissement en
5 temps de l'aéronef référent dans le but de le faire passer à au moins un point de passage à un temps de passage requis, cet asservissement étant réalisé uniquement sur un segment particulier de la trajectoire de vol de l'aéronef référent.

Dans ce second mode de réalisation, le système de guidage
10 conforme à l'invention guide donc l'aéronef en réalisant un asservissement en temps (en adaptant sa vitesse), afin de faire passer ledit aéronef à chaque point de passage considéré au temps de passage requis, et ceci à une marge d'erreur près.

De plus, selon l'invention, la fluctuation de vitesse mise en œuvre
15 sur l'aéronef de manière à lui permettre d'atteindre l'objectif précédent est limitée audit segment particulier. Cette fluctuation est donc limitée dans l'espace et dans le temps. Ceci n'est pas le cas si l'on fournit à un système de gestion de vol de l'aéronef simplement un temps d'arrivée prescrit de type RTA ("Required Time of Arrival" en anglais), comme dans le
20 premier mode de réalisation précité, puisque dans ce cas la modification de vitesse est mise en œuvre dès l'entrée dudit temps RTA et ceci jusqu'à l'arrivée au point de passage correspondant.

Ce second mode de réalisation permet donc à un contrôleur aérien de connaître et d'imposer avec un niveau de précision adapté à la zone
25 contrôlée le temps de passage d'un aéronef référent à un ou plusieurs points de passage prédéfinis d'un segment particulier, dont les limites (point de début, point de fin) sont réglables. Le temps est maîtrisé à l'intérieur dudit segment particulier, et l'impact de guidage modifié pour l'asservissement en temps est restreint à une zone qui peut ainsi être

connue par le contrôleur aérien. Cette limitation réglable, dans l'espace, de la partie de la trajectoire de vol où le guidage de l'aéronef est asservi en temps, est très avantageuse. En effet, elle permet notamment d'aider le contrôleur aérien à :

- 5
- mieux anticiper l'évolution du trafic (par un élargissement de l'horizon de déconfliction) ; et
 - séquencer plus précisément les aéronefs, tout en limitant les risques de conflit entre deux aéronefs consécutifs.

10 Les figures des dessins annexés feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 est le schéma synoptique d'un système de guidage conforme à l'invention.

15 La figure 2 illustre schématiquement une première application d'un système de guidage conforme à l'invention.

La figure 3 est le schéma synoptique d'un mode de réalisation particulier de moyens de détection faisant partie d'un système de guidage conforme à l'invention.

20 La figure 4 illustre schématiquement une seconde application d'un système de guidage conforme à l'invention.

Les figures 5 à 10 sont des schémas qui montrent des situations successives lors d'une application particulière de systèmes de guidage conformes à l'invention sur une pluralité d'aéronefs.

25 Le système de guidage 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1 est destiné à guider un aéronef A dit aéronef référent, en particulier un avion de transport (civil ou militaire).

Selon l'invention, ce système de guidage 1 qui est embarqué sur l'aéronef référent A, comporte :

- un moyen de guidage 2, de type usuel, qui comporte des lois de guidage usuelles et qui est susceptible d'engendrer automatiquement des premiers ordres de guidage qui permettent de guider l'aéronef référent A, en maintenant au moins un espacement prédéterminé entre cet aéronef référent A et au moins un autre aéronef B dit aéronef cible. Ce moyen de guidage 2 qui est connu et qui met en œuvre des lois de guidage usuelles n'est pas décrit davantage dans la présente description ;
- un moyen de guidage 3 qui comporte des lois de guidage particulières et qui est susceptible d'engendrer automatiquement des seconds ordres de guidage qui permettent de guider l'aéronef référent A de sorte qu'il passe à au moins un point de route P1, P2, P3 particulier d'une trajectoire de vol TV1 suivie, comme représenté à titre d'exemple sur la figure 2 ;
- des moyens de détection 4 précisés ci-dessous, qui sont susceptibles de détecter automatiquement un risque de collision entre l'aéronef référent A et un aéronef cible B ; et
- des moyens de sélection 5 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 6 auxdits moyens de détection 4, et qui sont susceptibles de sélectionner automatiquement, par l'intermédiaire d'une liaison 7, l'un desdits moyens de guidage 2 et 3 qui sont alors utilisés pour guider ledit aéronef référent A. Selon l'invention, lesdits moyens de sélection 5 sont formés de manière à sélectionner :
 - ledit moyen de guidage 3 lors d'une situation de vol normale, en l'absence de détection d'un risque de collision par lesdits moyens de détection 4 ; et
 - ledit moyen de guidage 2 lors d'une situation de danger, lorsque lesdits moyens de détection 4 détectent un risque de collision. Ledit moyen de guidage 2 est alors sélectionné aussi longtemps que subsiste ce risque de collision.

Pour pouvoir appliquer à l'aéronef référent A les ordres de guidage qu'ils engendrent, lesdits moyens de guidage 2 et 3 sont reliés de façon usuelle, respectivement par l'intermédiaire de liaisons 8 et 9, à un ensemble 10 de moyens d'actionnement usuels, qui sont susceptibles d'actionner de façon usuelle un ensemble 11 d'organes de commande de l'aéronef A, aptes à agir sur le vol de ce dernier, tels que des gouvernes (latérales, de profondeur, de roulis) par exemple. Lesdits moyens d'actionnement reçoivent donc en temps réel les (premiers ou seconds) ordres de guidage élaborés par le moyen de guidage 2 ou 3 qui est actuellement sélectionné par les moyens de sélection 4 et actionnent de façon correspondante lesdits organes de commande.

Ainsi, grâce audit moyen de guidage 3, le système de guidage 1 conforme à l'invention est en mesure d'assurer, avec un niveau de précision souhaité et un certain niveau de probabilité, un temps d'arrivée de l'aéronef A en un ou plusieurs points (de passage) quelconques de l'espace, en particulier en un point de convergence usuel d'aéronefs lors d'un atterrissage sur un aéroport.

En outre, selon l'invention, dès qu'apparaît un risque de collision entre l'aéronef référent A et un autre aéronef (aéronef cible B) qui le précède, le système de guidage 1 utilise automatiquement, grâce auxdits moyens de détection 4 et auxdits moyens de sélections 5, ledit moyen de guidage 2 qui permet de conférer audit aéronef référent A un espacement prédéterminé (minimal) par rapport audit aéronef cible B qui le précède. Ceci permet d'exclure tout risque de collision pour un aéronef référent A équipé d'un système de guidage 1 conforme à l'invention. De plus, ledit moyen de guidage 2 n'est utilisé que tant que subsiste un risque de collision. Pour le reste du guidage, le système de guidage utilise ledit moyen de guidage 3 qui permet d'obtenir des avantages importants.

On notera que, lorsque plusieurs aéronefs A1, A2 et A3 sont équipés d'un système de guidage 1 conforme à l'invention, comme représenté par exemple sur la figure 5, un contrôleur aérien peut créer un train d'aéronefs sans risque de conflit, en délivrant à chacun d'eux une instruction dans une même zone de l'espace aérien, et ceci en prévoyant simplement aux différents points de passage (utilisés par ledit moyen de guidage 3) des temps de passage décalés d'une certaine durée. Ainsi, la charge de travail du contrôleur aérien est fortement réduite, puisque le guidage en temps des aéronefs A1 à A3 est réalisé à chaque fois par un système de guidage 1 embarqué et non plus indirectement par des instructions de guidage données par le contrôleur aérien. On peut ainsi réduire la séparation entre aéronefs, et donc augmenter la densité de l'espace aérien, sans pour autant augmenter la charge de travail du contrôleur aérien.

Le système de guidage 1 conforme à l'invention peut faire partie d'un système de navigation (non représenté) de l'aéronef référent A.

Dans un mode de réalisation particulier, ledit système 1 comporte, de plus :

- des moyens d'affichage 12 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 13 par exemple auxdits moyens de sélection 5 et qui sont susceptibles d'afficher, sur un écran de visualisation 14, des informations indiquant au moins le moyen de guidage 2 ou 3 qui est actuellement sélectionné ;
- un ensemble 15 de sources d'informations usuelles, qui est relié par l'intermédiaire d'une liaison 16 audit moyen de guidage 2 ; et
- un ensemble 17 de sources d'informations usuelles, qui est relié par l'intermédiaire d'une liaison 18 audit moyen de guidage 3.

Dans un mode de réalisation particulier, ledit ensemble 17 de sources d'informations peut comporter des moyens 19 qui permettent d'entrer des données dans ledit moyen de guidage 3.

Dans une variante de réalisation particulière, lesdits moyens d'entrée 19 comportent des moyens, tels qu'un clavier alphanumérique par exemple, qui permettent à un opérateur, en particulier le pilote de l'aéronef A, d'entrer directement de façon manuelle des données dans ledit moyen de guidage 3.

Dans une autre variante de réalisation, lesdits moyens 19 peuvent comporter des moyens de réception de données, qui permettent de recevoir automatiquement de l'extérieur de l'aéronef A, en particulier du sol, des données à entrer. Dans ce cas, la réception d'une information résulte de l'acceptation par le pilote d'une autorisation envoyée par le sol par exemple par l'intermédiaire d'un système de transmission de données pilote/contrôleur, de type CPDLC ("Controller Pilot Data Link Communications" en anglais), qui est associé auxdits moyens de réception.

Dans le cadre de la présente invention, ledit moyen de guidage 3 peut être réalisé selon différents modes de réalisation.

Dans un premier mode de réalisation, ledit moyen de guidage 3 comporte des éléments pour réaliser un asservissement en temps de l'aéronef référent A dans le but de le faire passer à un point de passage à un temps de passage requis de type RTA ("Required Time of Arrival" en anglais). Cet asservissement (qui est réalisé en adaptant la vitesse de l'aéronef référent A) est relatif à un seul point de passage et est réalisé entre le moment où sont entrées des données permettant ledit asservissement et le passage de l'aéronef référent A audit point de passage considéré.

En outre, dans un second mode de réalisation, ledit moyen de guidage 3 comporte des éléments pour réaliser un asservissement en temps de l'aéronef référent A dans le but de le faire passer à au moins un point de passage à un temps de passage requis. Cet asservissement est réalisé uniquement sur un segment particulier de la trajectoire de vol de l'aéronef

réfèrent A, tel que par exemple le segment S1 de la trajectoire de vol TV5 représentée sur les figures 5 à 10.

Dans ce second mode de réalisation, le système de guidage 1 conforme à l'invention guide donc l'aéronef réfèrent A en réalisant un asservissement en temps (en adaptant sa vitesse), afin de faire passer ledit aéronef réfèrent A à chaque point de passage considéré au temps de passage requis, et ceci à une marge d'erreur près. De plus, selon l'invention, la fluctuation de vitesse mise en œuvre sur l'aéronef A de manière à lui permettre d'atteindre l'objectif précédent est donc limitée audit segment S1 particulier. Cette fluctuation est ainsi limitée dans l'espace et dans le temps. Ceci n'est pas le cas si l'on fournit simplement un temps d'arrivée prescrit de type RTA ("Required Time of Arrival" en anglais), comme dans le premier mode de réalisation précité, puisque dans ce cas la modification de vitesse est mise en œuvre dès l'entrée dudit temps RTA et ceci jusqu'à l'arrivée au point de passage correspondant.

Ce second mode de réalisation permet donc à un contrôleur aérien de connaître et d'imposer avec un niveau de précision adapté à la zone contrôlée le temps de passage d'un aéronef réfèrent A à un ou plusieurs points de passage prédéfinis d'un segment S1 particulier, dont les limites (point de début PD et point de fin PF tels que représentés sur les figures 5 et 8) sont réglables. Le temps est maîtrisé à l'intérieur dudit segment S1, et l'impact de guidage modifié pour l'asservissement en temps est restreint à une zone qui peut ainsi être connue par le contrôleur aérien. Cette limitation réglable, dans l'espace, de la partie (segment S1) de la trajectoire de vol TV5 où le guidage de l'aéronef A est asservi en temps, est très avantageuse. En effet, elle permet notamment d'aider le contrôleur aérien à :

- mieux anticiper l'évolution du trafic (par un élargissement de l'horizon de déconfliction) ; et

- séquencer plus précisément les aéronefs, tout en limitant les risques de conflit entre deux aéronefs consécutifs.

Dans une première application de l'invention représentée schématiquement sur la figure 2 qui illustre un plan latéral (ou plan horizontal), l'aéronef référent A qui est équipé dudit système de guidage 1 conforme à l'invention suit une même trajectoire de vol TV1 qu'au moins un aéronef cible B qui le précède. Cette trajectoire de vol TV1 comporte une pluralité de points de route successifs P1, P2, P3.

Dans ce cas, lesdits moyens de détection 4 sont formés de manière à vérifier l'existence d'un risque de collision entre l'aéronef référent A et l'aéronef cible B, à l'un ou à plusieurs desdits points de passage de ladite trajectoire de vol TV1. Chaque point de passage choisi pour réaliser une vérification est considéré être ci-après comme étant un point de test. Dans ce cas, les moyens de détection 4 comprennent, comme représenté sur la figure 3 :

- un élément 21 pour déterminer un premier temps de passage qui correspond au temps de passage de l'aéronef cible B à un point de test ;
- un élément 22 précisé ci-dessous, pour déterminer un second temps de passage qui correspond au temps de passage de l'aéronef référent A audit point de test ;
- un élément de calcul 23 qui est relié par l'intermédiaire de liaisons 24 et 25 respectivement auxdits éléments 21 et 22 et qui est formé de manière à déterminer, à partir desdits premier et second temps de passage reçus desdits éléments 21 et 22, un espacement de temps entre les deux aéronefs A et B audit point de test. Pour ce faire, dans un mode de réalisation particulier, ledit moyen de calcul 23 détermine l'écart en temps entre lesdits premier et second temps de passage ; et

- un élément de comparaison 26 qui est relié par l'intermédiaire d'une liaison 27 audit moyen de calcul 23, qui compare cet espacement de temps à une valeur d'espacement prédéterminée, et qui en déduit :
 - l'existence d'un risque de collision rendant obligatoire la sélection dudit moyen de guidage 2, lorsque ledit espacement de temps est inférieur à ladite valeur d'espacement ; et
 - l'absence d'un risque de collision permettant de sélectionner ledit moyen de guidage 3, lorsque ledit espacement de temps est supérieur ou égal à ladite valeur d'espacement.

- 10 Dans un mode de réalisation préféré, ledit élément 21 comporte :
- des moyens 29 usuels de réception de données, qui sont susceptibles de recevoir des données d'un aéronef cible B, en particulier sous forme d'ondes électromagnétiques OE. Dans ce cas, lesdits moyens 29 reçoivent dudit aéronef B ledit premier temps de passage que ce dernier a mesuré directement lors de son passage audit point de test. Bien entendu, pour ce faire, ledit aéronef cible B doit être équipé de moyens de mesure appropriés et de moyens d'émission de données coopérant avec lesdits moyens 29 de réception de données ; et
 - des moyens 30 usuels, qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 31 auxdits moyens 29 et qui sont susceptibles d'enregistrer ledit premier temps de passage reçu desdits moyens 29, qui sera ensuite transmis audit élément de calcul 23.

En revanche, ledit élément 22 peut être réalisé selon deux variantes de réalisation différentes.

- 25 Selon une première variante de réalisation simplifiée, ledit élément 22 comporte des moyens 32 usuels, pour mesurer ledit second temps de passage directement sur l'aéronef référent A lors de son passage audit point de test. Cette première variante de réalisation est particulièrement

simple, mais elle ne permet pas d'anticiper un risque de collision. Ceci peut éventuellement retarder la détection d'un risque de collision.

En outre, selon une seconde variante de réalisation préférée, ledit élément 22 comporte des moyens 33 pour prédire ledit second temps de passage. Ces moyens 33 estiment donc à l'avance, c'est-à-dire avant le passage de l'aéronef référent A audit point de test, le temps de passage supposé dudit aéronef référent A audit point de test. Pour ce faire, lesdits moyens 33 prédisent ledit second temps de passage de façon usuelle, en tenant notamment compte de la distance actuelle entre l'aéronef référent A et ledit point de test, de la vitesse actuelle de l'aéronef référent A, et d'une prédiction usuelle du vent audit point de test P1.

Cette seconde variante de réalisation permet d'affiner la détection d'un risque de collision, en permettant d'anticiper les calculs relatifs à un point de test P1 quelconque. Ainsi, la détection peut être réalisée (de façon anticipée) pour une pluralité de points de test différents, et ceci dès le moment où le système 1 a connaissance du (premier) temps de passage de l'aéronef cible B à ces points de test.

Par ailleurs, une seconde application de l'invention, représentée schématiquement sur la figure 4, concerne un aéronef référent A qui suit une trajectoire de vol TV2 qui est différente de la trajectoire de vol TV3 suivie par un aéronef cible B, mais qui est telle que cette trajectoire de vol TV2 et ladite trajectoire de vol TV3 se rencontrent en un point de convergence 34. Cette application peut notamment concerner l'approche finale d'un aéroport en vue d'un atterrissage sur une piste d'atterrissage. Dans ce cas, le point de convergence 34 est un point de convergence usuel à partir duquel est réalisée la phase d'approche terminale (le long d'une trajectoire TV4) et l'atterrissage proprement dit des aéronefs A et B sur une piste d'atterrissage (non représentée).

Dans cette seconde application, seule la seconde variante de réalisation précitée de l'élément 22, c'est-à-dire comprenant les moyens 33, est utilisable. En effet, il n'est pas envisageable d'attendre que l'aéronef référent A arrive au point de convergence 34 pour savoir s'il existe ou non un risque de collision. Il est donc nécessaire de prédire à l'avance l'espacement de temps entre les deux aéronefs A et B audit point de convergence 34. Dans ce cas, le système de guidage 1 met en œuvre les traitements précités relatifs à ladite seconde variante de réalisation de l'élément 22. Toutefois, les traitements ne sont pas mis en œuvre pour un point de passage P1 particulier, mais pour ledit point de convergence 34.

Par ailleurs, on notera que, de façon générale, la fonction qui permet de maintenir un espacement prédéterminé minimal a , tout comme la fonction de guidage en temps, des paramètres d'entrée. Les moyens 19 qui existent pour l'entrée des paramètres d'entrée de la fonction de guidage en temps, existent également pour cette fonction de maintien de l'espacement prédéterminé minimal. Ces entrées sont au moins :

- un espacement prédéterminé minimal ;
- une tolérance associée à cet espacement prédéterminé minimal ; et
- un aéronef cible.

Les figures 5 à 10 illustrent des situations successives mettant en évidence un scénario possible dans lequel apparaissent des basculements (commandés par les moyens de sélection 5) entre les moyens de guidage 2 et 3. Dans cet exemple, trois aéronefs référents A1, A2 et A3 sont équipés chacun d'un système de guidage 1 conforme à l'invention. Ils constituent un train d'aéronefs. Dans la situation normale de la figure 5, les trois aéronefs A1 à A3 sont guidés chacun à l'aide dudit moyen de guidage 3 de manière à passer à des points de passage particuliers d'une trajectoire de vol TV5 suivie, à des temps de passage requis, et ceci à l'intérieur d'un segment S1 qui est mis en évidence sur les figures 5 à 10

par un tube 36. Ce segment S1 comprend un point de début PD et un point de fin PF connus.

Sur les figures 5 à 10, on a mis en évidence :

- un guidage d'un aéronef référent A1 à A3 qui est mis en œuvre par le-
dit moyen de guidage 3, à l'aide d'une flèche verticale G1 ; et
- un espacement minimal entre des aéronefs successifs, à l'aide d'une
double flèche E.

Dans la situation de la figure 5, les aéronefs référents A1 à A3 se suivent en mettant en œuvre chacun un asservissement en temps à l'aide
du moyen de guidage 3. Cet asservissement en temps est tel que
l'espacement entre deux aéronefs référents successifs reste supérieur au-
dit espacement minimal E.

Le contrôleur aérien veut ensuite intégrer, de façon prioritaire, en
tête du train, un aéronef cible B suivant une trajectoire de vol TV6,
comme représentée sur la figure 6. Cet aéronef cible B a par exemple été
dérouté et souhaite arriver au plus vite à sa nouvelle destination. Dans ce
cas, le contrôleur aérien fournit à l'aéronef B des instructions de guidage,
et il indique à l'aéronef référent A1 un espacement minimal à satisfaire
avec ledit aéronef B à un point de convergence 37 (où se rejoignent les
trajectoires de vol TV5 et TV6) et pendant tout le vol à partir de ce point
de convergence 37. A ce moment, les aéronefs A1 à A3 sont toujours
guidés par le moyen de guidage 3. Comme illustré sur la figure 7, l'aéronef
B arrive rapidement au point de convergence 37. Les moyens de détection
4 du système de guidage 1 de l'aéronef référent A1 détectent alors un
risque de collision audit point de convergence 37, c'est-à-dire ils détectent
qu'il existe un risque que l'espacement entre l'aéronef B et l'aéronef A1
soit inférieur à la valeur d'espacement minimale imposée par le contrôleur
aérien à ce point de convergence 37. Les moyens de sélection 5 com-
mandent alors un basculement du moyen de guidage 3 vers le moyen de

guidage 2 sur l'aéronef A1 de sorte que ce dernier puisse maintenir un espacement minimal imposé par rapport audit aéronef B audit point de convergence 37. Sur les figures 7 à 9, un guidage (d'un aéronef référent A1, A2, A3) qui est réalisé à l'aide du moyen de guidage 2, est mis en
5 évidence par des flèches arrondies G2.

L'aéronef référent A1 qui doit à présent maintenir un espacement par rapport à l'aéronef B présente donc une vitesse plus faible que prévue initialement. Comme l'aéronef référent A2 est guidé en temps, il se rapproche de plus en plus de cet aéronef référent A1, et ceci jusqu'au mo-
10 ment où les moyens de détection 4 dudit aéronef référent A2 détectent un risque de collision. A ce moment, un basculement du guidage de l'aéronef référent A2 est réalisé. Ce dernier est alors guidé à l'aide du moyen de guidage 2 de sorte qu'il réduit sa vitesse de manière à maintenir un espacement minimal par rapport audit aéronef A1. Ce scénario se répète pour
15 l'aéronef A3. Aussi, quelques instants plus tard, comme représenté sur la figure 8, tous les aéronefs référents A1, A2 et A3 sont guidés à l'aide du dit moyen de guidage 2.

L'aéronef B est ensuite inséré en tête du train d'aéronefs le long de la trajectoire de vol TV5, comme représenté sur la figure 9. Cet aéronef
20 B est toujours guidé par des instructions du contrôleur aérien. Quant aux aéronefs A1 à A3, ils sont guidés de manière à respecter un espacement minimal, à l'aide de leur système de guidage 1 embarqué.

Afin d'arriver au plus vite à destination, l'aéronef B évolue à une vitesse élevée et en particulier plus élevée que la vitesse de l'aéronef réfé-
25 rent A1. Aussi, à un moment ultérieur, le risque de collision disparaît et un nouveau basculement du guidage est réalisé de sorte que l'aéronef A1 est de nouveau guidé à l'aide du moyen de guidage 3. Ce phénomène se répète en cascade pour l'aéronef A2 et l'aéronef A3 qui vont rebasculer à un guidage par asservissement en temps mis en œuvre par le moyen de

guidage 3, comme représenté sur la figure 10. On se retrouve alors dans une situation similaire à la situation initiale illustrée sur la figure 5.

REVENDEICATIONS

1. Système de guidage d'un aéronef dit aéronef référent (A), ledit système de guidage (1) comportant un premier moyen de guidage (2) qui est susceptible d'engendrer automatiquement des premiers ordres de guidage qui permettent de guider l'aéronef référent (A) en maintenant au moins un espacement prédéterminé entre cet aéronef référent (A) et au moins un autre aéronef dit aéronef cible (B), caractérisé en ce qu'il comporte de plus :
- un second moyen de guidage (3) qui est susceptible d'engendrer des seconds ordres de guidage qui permettent de guider l'aéronef référent (A) de sorte qu'il passe à au moins un point de passage particulier à un temps de passage requis ;
 - des moyens de détection (4) qui sont susceptibles de détecter automatiquement un risque de collision entre l'aéronef référent (A) et un autre aéronef (B) ; et
 - des moyens de sélection (5) qui sont susceptibles de sélectionner automatiquement l'un desdits premier et second moyens de guidage (2, 3) qui est alors utilisé pour guider ledit aéronef référent (A) et qui sont formés de manière à sélectionner :
 - ledit second moyen de guidage (3) lors d'une situation de vol normale, en l'absence de détection d'un risque de collision par lesdits moyens de détection (4) ; et
 - ledit premier moyen de guidage (2) lors d'une situation de danger, lorsque lesdits moyens de détection (4) détectent un risque de collision, ledit premier moyen de guidage (2) étant alors sélectionné aussi longtemps que subsiste ce risque de collision.
2. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comporte, de plus, des moyens d'affichage (12) pour afficher, sur au moins un écran de visualisation (14), des informa-

tions indiquant au moins le moyen de guidage (2,3) qui est actuellement sélectionné.

3. Système selon l'une des revendications 1 et 2, pour un aéronef référent (A) qui suit une même trajectoire de vol (TV1) qu'au moins un aéronef cible (B), ladite trajectoire de vol (TV1) présentant une pluralité de points de route (P1, P2, P3) successifs, caractérisé en ce que lesdits moyens de détection (4) sont formés de manière à vérifier l'existence d'un risque de collision entre l'aéronef référent (A) et l'aéronef cible (B) à au moins un point de passage particulier de ladite trajectoire de vol (TV1), représentant un point de test.

4. Système selon la revendication 3, caractérisé en ce que lesdits moyens de détection (4) comportent :

- un premier élément (21) pour déterminer un premier temps de passage correspondant au temps de passage dudit aéronef cible (B) audit point de test ;
- un second élément (22) pour déterminer un second temps de passage correspondant au temps de passage dudit aéronef référent (A) audit point de test ;
- un élément de calcul (23) pour déterminer, à partir desdits premier et second temps de passage, un espacement de temps entre les deux aéronefs référent et cible audit point de test ; et
- un élément de comparaison (23) pour comparer cet espacement de temps à une valeur d'espacement prédéterminée et pour en déduire:
 - l'existence d'un risque de collision permettant de sélectionner ledit premier moyen de guidage (2), lorsque ledit espacement de temps est inférieur à ladite valeur d'espacement ; et
 - l'absence d'un risque de collision permettant de sélectionner ledit second moyen de guidage (3), lorsque ledit espacement de temps est supérieur ou égal à ladite valeur d'espacement.

5. Système selon la revendication 4,
caractérisé en ce que :

- ledit premier élément (21) comporte des moyens (29) pour recevoir ledit premier temps de passage dudit avion cible (B), ledit avion cible (B) ayant mesuré ce premier temps de passage lors de son passage audit point de test (P1), et des moyens (30) pour enregistrer ce premier temps de passage ; et
- ledit second élément (22) comporte des moyens (32) pour mesurer ledit second temps de passage lors du passage dudit avion référent (A) audit point de test (P1).

6. Système selon la revendication 4,
caractérisé en ce que :

- ledit premier élément (21) comporte des moyens (29) pour recevoir ledit premier temps de passage dudit avion cible (B), ledit avion cible (B) ayant mesuré ce premier temps de passage lors de son passage audit point de test (P1), et des moyens (30) pour enregistrer ce premier temps de passage ; et
- ledit second élément (22) comporte des moyens (33) pour prédire ledit second temps de passage.

7. Système selon l'une des revendications 1 et 2, pour un avion référent (A) qui suit une trajectoire de vol (TV2) différente de celle (TV3) suivie par au moins un avion cible (B), les deux trajectoires de vol (TV2, TV3) se rencontrant toutefois en un point de convergence (34), caractérisé en ce que lesdits moyens de détection (4) sont formés de manière à vérifier l'existence d'un risque de collision entre l'avion référent (A) et l'avion cible (B) audit point de convergence (34).

8. Système selon la revendication 7,
caractérisé en ce que lesdits moyens de détection (4) comportent :

- un premier élément (21) pour recevoir et enregistrer un premier temps de passage correspondant au temps de passage mesuré sur ledit aéro-nef cible (B) lors de son passage audit point de convergence (34) ;
- un second élément (22) pour prédire un second temps de passage
5 correspondant au temps de passage estimé à l'avance dudit aéronef ré-férent (A) audit point de convergence (34) ;
- un élément de calcul (23) pour déterminer, à partir desdits premier et second temps de passage, un espacement de temps entre les deux aé-
ronefs référent et cible audit point de convergence (34) ; et
- 10 – un élément de comparaison (26) pour comparer cet espacement de temps à une valeur d'espacement prédéterminée et pour en déduire :
 - l'existence d'un risque de collision permettant de sélectionner ledit premier moyen de guidage (2), lorsque ledit espacement de temps est inférieur à ladite valeur d'espacement ; et
 - 15 • l'absence d'un risque de collision permettant de sélectionner ledit second moyen de guidage (3), lorsque ledit espacement de temps est supérieur ou égal à ladite valeur d'espacement.

9. Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 8,
caractérisé en ce que ledit second moyen de guidage (3) comporte des
20 éléments pour réaliser un asservissement en temps de l'aéronef référent (A) dans le but de le faire passer à un point de passage à un temps de passage requis, cet asservissement étant relatif à un seul point de passage et étant réalisé entre le moment où sont entrées des données permettant ledit asservissement et le passage de l'aéronef référent (A) audit point de
25 passage.

10. Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 8,
caractérisé en ce que ledit second moyen de guidage (3) comporte des
éléments pour réaliser un asservissement en temps de l'aéronef référent
(A) dans le but de le faire passer à au moins un point de passage à un

temps de passage requis, cet asservissement étant réalisé uniquement sur un segment (S1) particulier de la trajectoire de vol (TV5) de l'aéronef référent (A).

5 11. Système selon l'une quelconque des revendications précédentes,
caractérisé en ce qu'il comporte, de plus, des moyens (19) pour entrer des données au moins dans ledit second moyen de guidage (3).

10 12 Système selon l'une quelconque des revendications précédentes,
caractérisé en ce qu'il comporte, de plus, des moyens d'actionnement (10) d'organes de commande (11) de l'aéronef référent (A), qui reçoivent et appliquent les ordres de guidage engendrés par le moyen de guidage (2, 3) qui est actuellement sélectionné.

15 13. Aéronef,
caractérisé en ce qu'il comporte un système de guidage (1) tel que celui spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 12.

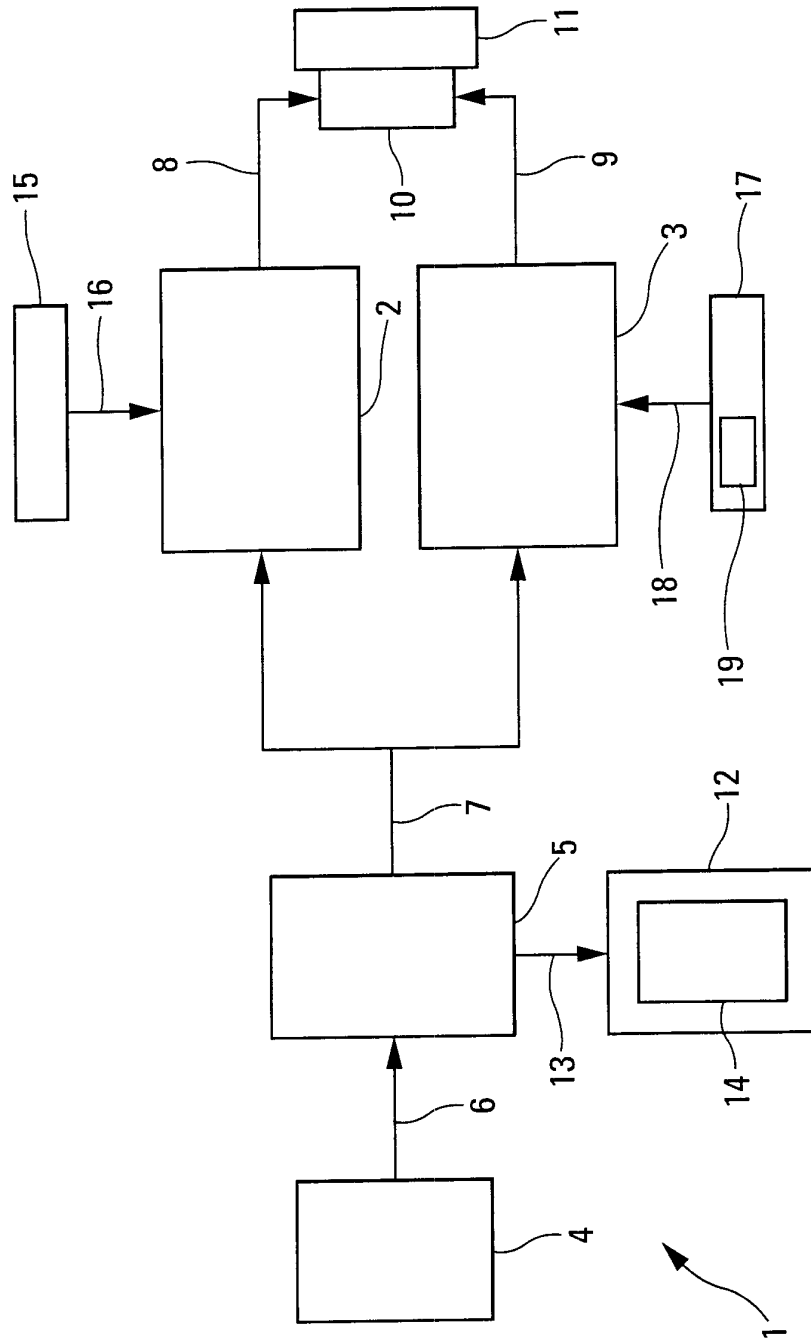


Fig. 1

2/5

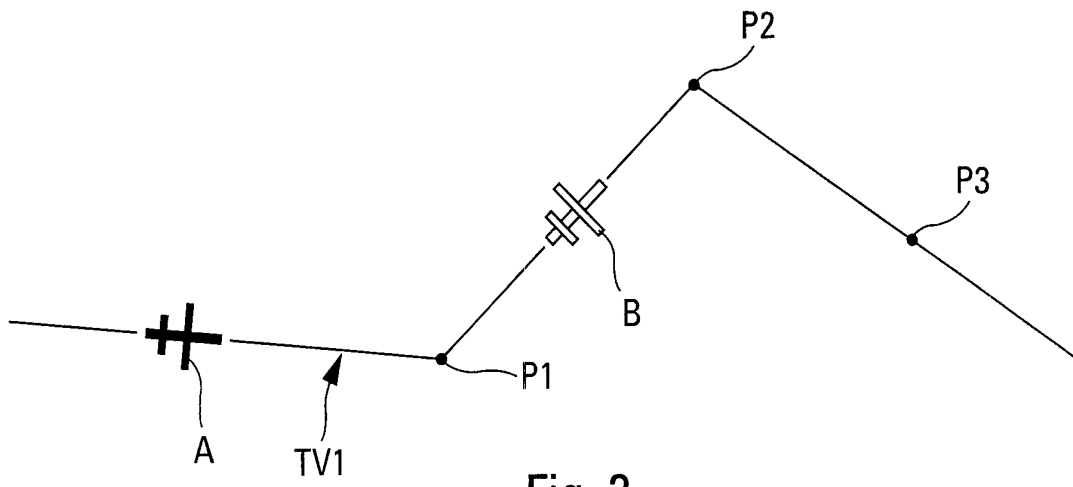


Fig. 2

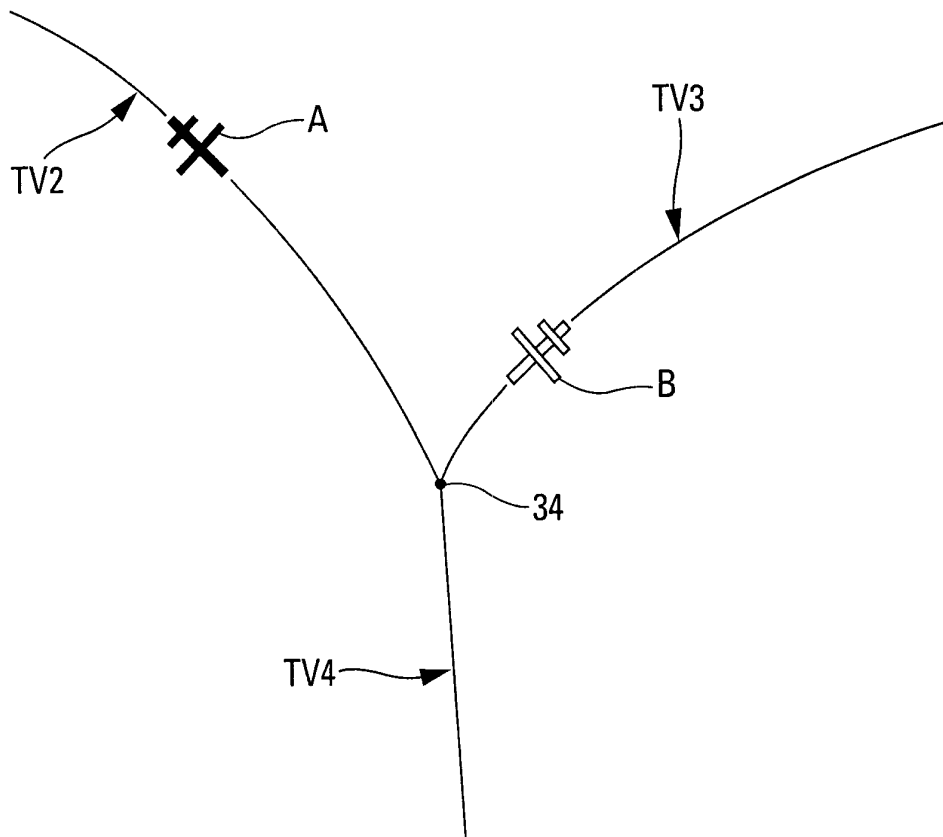


Fig. 4

3/5

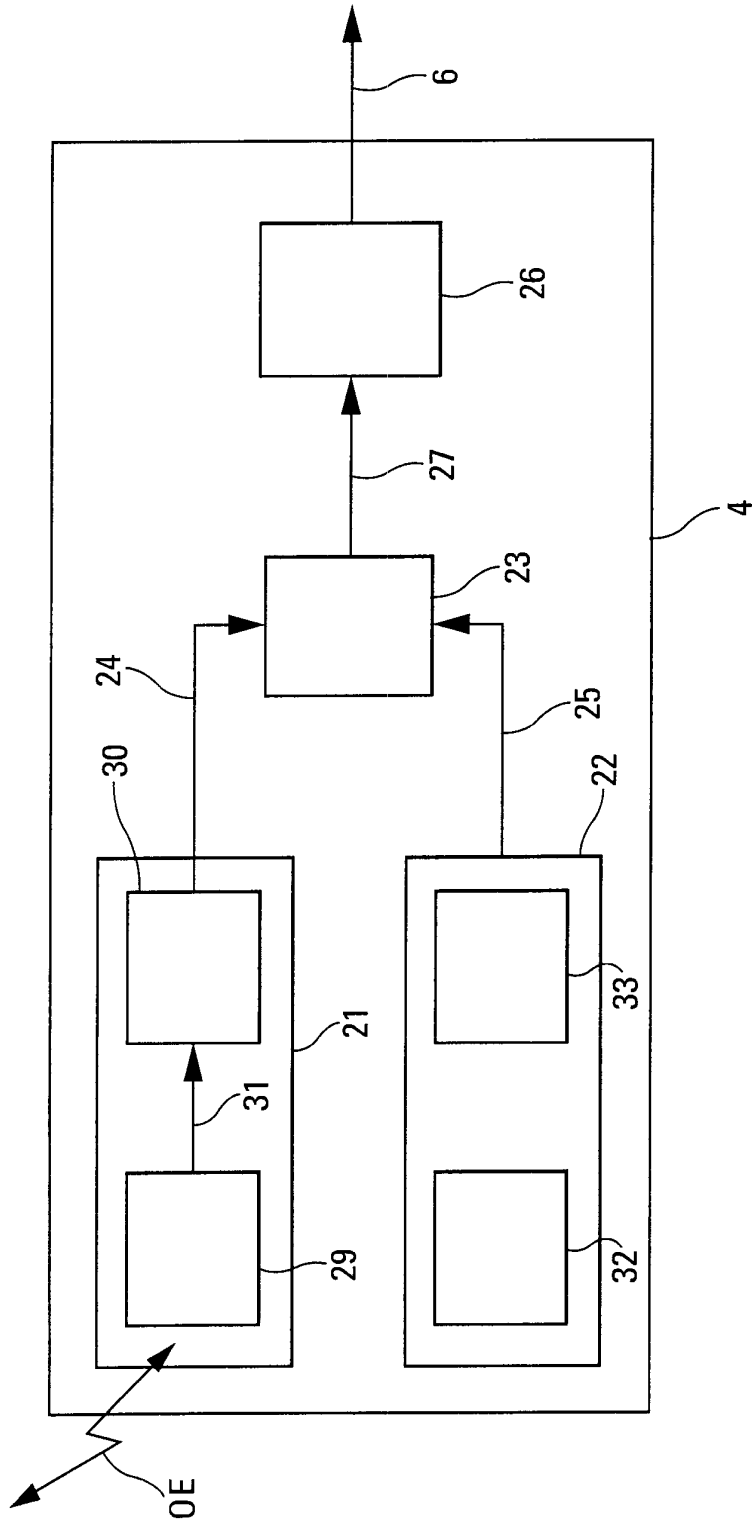


Fig. 3

4/5

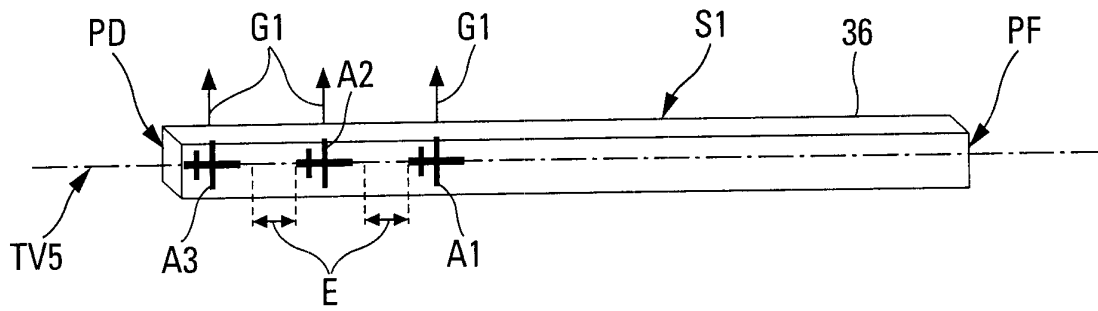


Fig. 5

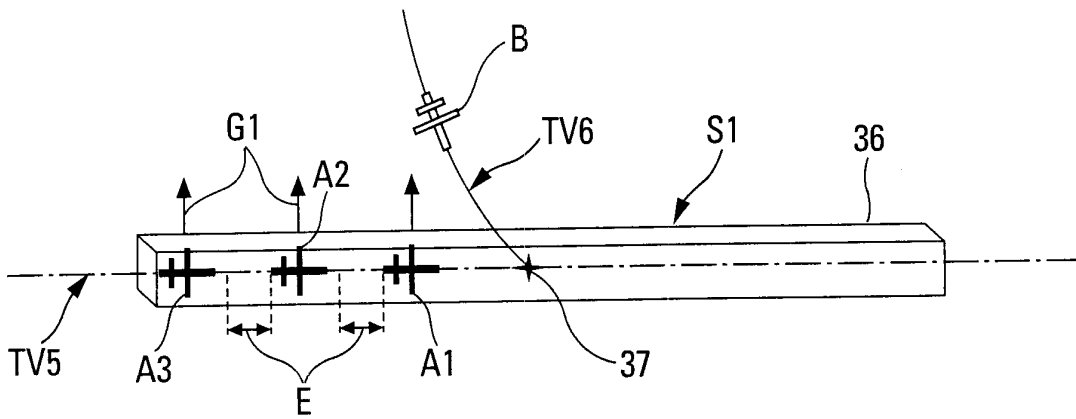


Fig. 6

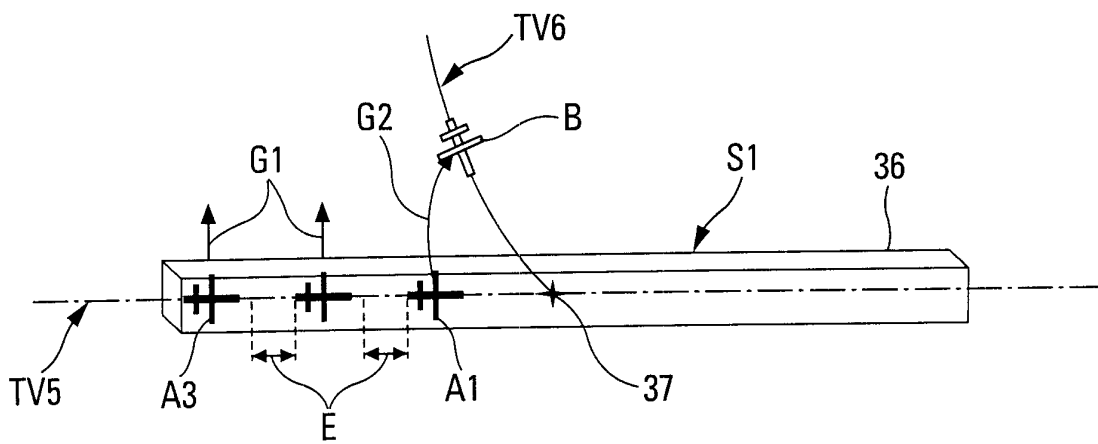


Fig. 7

5/5

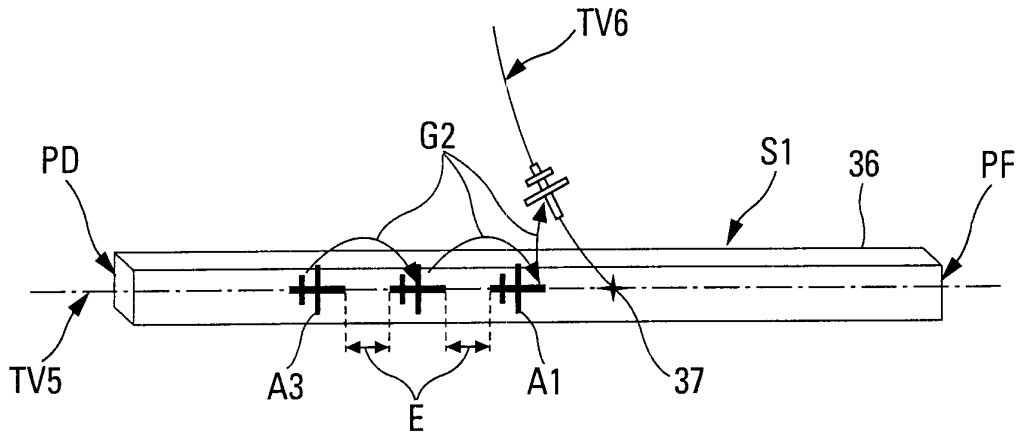


Fig. 8

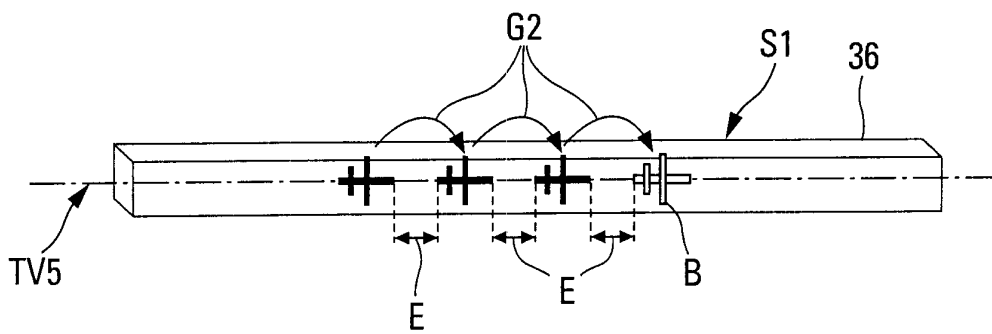


Fig. 9

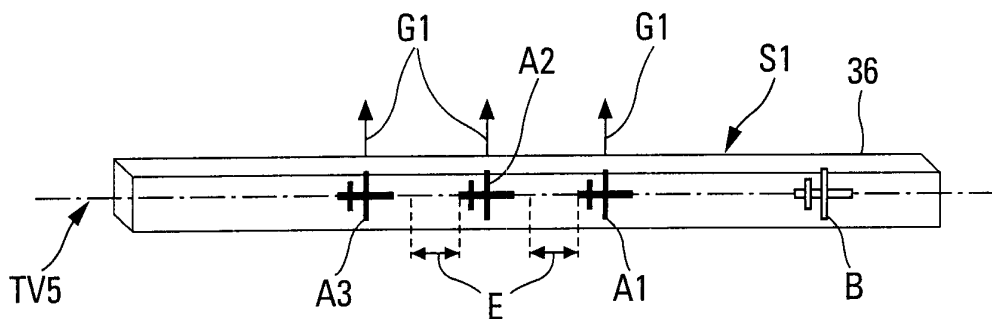


Fig. 10



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement national

établi sur la base des dernières revendications déposées avant le commencement de la recherche

FA 686209
FR 0609409

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
A	<p>BUSSINK F J L ET AL: "A fast-time simulation environment for airborne and spacing research" DIGITAL AVIONICS SYSTEMS CONFERENCE, 2004. DASC 04. THE 23RD SALT LAKE CITY, UT, USA 24-28 OCT. 2004, PISCATAWAY, NJ, USA,IEEE, US, vol. 1, 24 octobre 2004 (2004-10-24), pages 3A4-31, XP010764961 ISBN: 0-7803-8539-X * page 5, colonne de gauche, ligne 16 - colonne de droite, ligne 8; figures 1,3 *</p> <p>-----</p>	1-13	G08G5/04 G05D1/12 G01C23/00
A	<p>HULL J ET AL: "Technology-enabled airborne spacing and merging" DIGITAL AVIONICS SYSTEMS CONFERENCE, 2004. DASC 04. THE 23RD SALT LAKE CITY, UT, USA 24-28 OCT. 2004, PISCATAWAY, NJ, USA,IEEE, US, vol. 1, 24 octobre 2004 (2004-10-24), pages 2B4-21, XP010764943 ISBN: 0-7803-8539-X * page 4, colonne de gauche, ligne 43 - colonne de droite, ligne 2; figure 2 * * page 4, colonne de droite, ligne 29 - ligne 34 *</p> <p>-----</p>	1-13	<p>DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)</p> <p>G08G G01C G05D</p>
A	<p>BARHYDT R ET AL: "Handling Trajectory Uncertainties for Airborne Conflict Management" DIGITAL AVIONICS SYSTEMS CONFERENCE, 2005. DASC 2005. THE 24TH WASHINGTON, DC, USA 30-03 OCT. 2005, PISCATAWAY, NJ, USA,IEEE, 30 octobre 2005 (2005-10-30), pages 3B3-1, XP010868238 ISBN: 0-7803-9307-4</p> <p>-----</p> <p style="text-align: center;">-/--</p>		
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
18 juillet 2007		Créchet, Patrick	
<p>CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p>		<p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons</p> <p>..... & : membre de la même famille, document correspondant</p>	

4
EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement national

établi sur la base des dernières revendications déposées avant le commencement de la recherche

FA 686209
FR 0609409

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
A	EHRMANTRAUT R ED - INSTITUTE OF ELECTRICAL AND ELECTRONICS ENGINEERS: "Towards an operational concept for integrated adaptive and predictive ATM" 22ND. DASC. THE 22ND. DIGITAL AVIONICS SYSTEMS CONFERENCE PROCEEDINGS. INDIANAPOLIS, IN, OCT. 12 - 16, 2003, DIGITAL AVIONICS SYSTEMS CONFERENCE, NEW YORK, NY : IEEE, US, vol. VOL. 2 OF 2. CONF. 9, 12 octobre 2003 (2003-10-12), pages 5E31-5E315, XP010668885 ISBN: 0-7803-7844-X -----		
A	US 2003/050746 A1 (BAIADA R MICHAEL [US] ET AL) 13 mars 2003 (2003-03-13) -----		
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
		Date d'achèvement de la recherche	Examineur
		18 juillet 2007	Créchet, Patrick
<p>CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p> <p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant</p>			

4
EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0609409 FA 686209**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **18-07-2007**

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2003050746	A1	13-03-2003	AUCUN
