

19 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

11 N° de publication : 2 936 343

(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

21 N° d'enregistrement national : 08 05211

51 Int Cl⁸ : G 08 G 5/04 (2006.01), G 01 S 13/93

12 DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22 Date de dépôt : 23.09.08.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 26.03.10 Bulletin 10/12.

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.

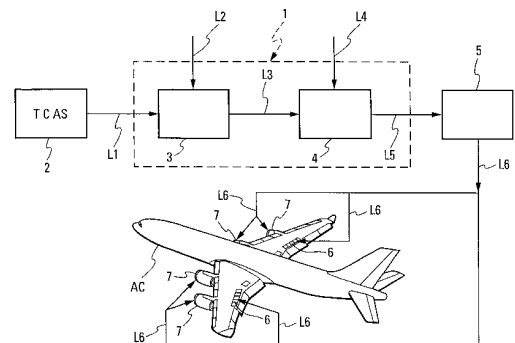
72 Inventeur(s) : BOTARGUES PAULE, DAL SANTO
XAVIER, FABRE PIERRE et GUERY XAVIER.

73 Titulaire(s) : AIRBUS FRANCE Société anonyme.

74 Mandataire(s) : CABINET BLOCH & BONNETAT.

54 PROCÉDE ET DISPOSITIF POUR LIMITER LE NOMBRE DES ALERTES EMISES PAR UN SYSTEME ANTICOLLISION MONTE A BORD D'UN AVION.

57 Selon l'invention, la durée d'une phase de capture d'une altitude de consigne par l'avion (AC) est ajustée pour qu'un temps de collision théorique avec un aéronef intrus soit supérieur à un seuil prédéterminé, lorsque l'avion (AC) est proche de ladite altitude de consigne et qu'un trafic aérien existe dans l'environnement dudit avion (AC).



FR 2 936 343 - A1



La présente invention concerne un procédé et un dispositif pour la prévention automatique des alertes inutiles engendrées par les systèmes anticollision embarqués à bord des avions, lors d'un changement d'altitude, ainsi qu'un avion pourvu d'un tel dispositif.

5 On sait que la plupart des avions de ligne sont équipés de systèmes anticollision (généralement appelés systèmes TCAS pour Traffic Collision Avoidance Systems) qui permettent d'assurer la sécurité du trafic aérien en prévenant les risques de collision en vol.

10 Ainsi, lorsque deux avions convergent l'un vers l'autre, leurs systèmes anticollision calculent une estimation du temps de collision et émettent une alerte informant les équipages de chaque avion d'une possible future collision : une telle alerte est généralement appelée «avis de trafic» ou «alerte TA». Le cas échéant, lesdits systèmes anticollision émettent de plus, à l'attention de l'équipage, un ordre de manœuvre d'évitement dans
15 le plan vertical afin de sortir de la situation de possibilité de collision : un tel ordre de manœuvre d'évitement est généralement appelé «avis de résolution» ou «alerte RA». Les alertes TA et RA sont matérialisées par des messages vocaux et par l'affichage d'informations dans les cabines de pilotage.

20 En pratique, un système anticollision embarqué calcule un temps de collision dans le plan horizontal (rapport entre la distance horizontale des deux avions et leur vitesse horizontale relative) et un temps de collision dans le plan vertical (rapport entre la distance verticale des deux avions et leur vitesse verticale relative). Lesdits temps de collision ainsi
25 calculés sont comparés à des seuils prédéterminés pour les alertes TA et pour les alertes RA (lesdits seuils prédéterminés étant par ailleurs fonction

de l'altitude) et lesdites alertes sont déclenchées lorsque lesdits temps de collision calculés sont inférieurs aux seuils prédéterminés correspondants.

Par ailleurs, on sait qu'il est fréquent qu'un avion doive capturer (en montant ou en descendant) un niveau d'altitude stabilisé voisin d'un autre niveau d'altitude attribué à un autre avion et que, selon les règles de navigation aérienne, deux niveaux d'altitude stabilisés voisins ne sont séparés que de 300 m (1000 pieds).

Aussi, à cause de cette faible différence d'altitude entre les niveaux d'altitude stabilisés, de la vitesse verticale élevée des avions modernes et de l'importance du trafic aérien, lesdits systèmes anticollision engendrent de nombreuses alertes TA et RA, alors même que l'avion, évoluant verticalement pour changer d'altitude, manœuvre correctement sans risque de collision avec un autre avion. Ces alertes induisent beaucoup de stress et sont jugées opérationnellement inutiles par les pilotes, puisque la manœuvre de changement d'altitude est correcte et leur prise en compte conduit dans la plupart des cas à une perturbation du trafic.

De plus, les alertes RA durant les phases de capture d'altitude sont très nombreuses et on estime qu'elles représentent actuellement plus de 50% du total de ces alertes dans l'espace européen, ce pourcentage étant amené à augmenter dans le futur par suite du développement du trafic aérien.

La présente invention a pour objet de remédier à cet inconvénient.

A cette fin, grâce à l'invention, le procédé pour limiter le nombre des alertes émises par un système anticollision monté à bord d'un avion qui effectue une manœuvre de changement d'altitude comportant une phase de capture d'une altitude de consigne, ledit système anticollision étant apte à détecter un aéronef intrus se trouvant dans l'environnement aérien dudit avion, à calculer un temps de collision théorique entre ledit avion et ledit aéronef intrus et à émettre au moins une alerte lorsque ce

temps de collision théorique est inférieur à un seuil prédéterminé, est remarquable en ce que, lorsque ledit avion est proche de ladite altitude de consigne et qu'un trafic aérien existe dans l'environnement dudit avion, la durée de ladite phase de capture est ajustée pour que ledit temps de collision théorique soit supérieur audit seuil prédéterminé.

Ainsi, en maintenant le temps de collision théorique supérieur audit seuil prédéterminé en ajustant la durée de la phase de capture, on évite le déclenchement intempestif d'alertes inutiles, voire même nuisibles, sans pour autant mettre en péril la sécurité dudit avion et de l'aéronef intrus.

La durée de ladite phase de capture peut être ajustée par contrôle de la vitesse verticale dudit avion. Un tel contrôle peut par exemple consister à maintenir ladite vitesse verticale au-dessous d'un seuil de vitesse, ce qui permet dans ce cas d'allonger la durée de la phase de capture.

En variante ou en complément, la durée de ladite phase de capture peut également être ajustée par un commencement anticipé de celle-ci.

Selon l'invention, on peut considérer que ledit avion est proche de ladite altitude de consigne lorsque la valeur absolue de la différence de ladite altitude de consigne et de l'altitude courante dudit avion est inférieure à un seuil de hauteur représentatif de la zone d'occurrence de ladite alerte.

En outre, selon l'invention, on considère qu'un trafic aérien existe dans l'environnement dudit avion lorsque :

- soit la configuration de capture de ladite altitude de consigne par l'avion est semblable à une configuration de capture de référence susceptible de déclencher au moins une alerte inutile ;
- soit ledit temps de collision théorique est inférieur audit seuil prédéterminé augmenté d'une marge temporelle. Ainsi, on peut anticiper le dé-

clenchement d'une alerte avec la marge sur le seuil prédéterminé. Cette condition peut éventuellement être combinée avec la précédente ;

- soit au moins une alerte est émise par ledit système anticollision de l'avion, cette condition pouvant être combinée avec la première.

5 Par ailleurs, l'invention concerne un dispositif pour la mise en œuvre du procédé précédemment décrit permettant de limiter le nombre des alertes émises par un système anticollision monté à bord d'un avion qui effectue une manœuvre de changement d'altitude comportant une phase de capture d'une altitude de consigne, ledit système anticollision étant

10 apte à détecter un aéronef intrus se trouvant dans l'environnement aérien dudit avion, à calculer un temps de collision théorique entre ledit avion et ledit aéronef intrus et à émettre au moins une alerte lorsque ce temps de collision théorique est inférieur à un seuil prédéterminé.

Selon l'invention, le dispositif comporte :

- 15 - des moyens de commande activables pour ajuster automatiquement la durée de la phase de capture de sorte que ledit temps de collision théorique soit supérieur audit seuil prédéterminé ; et
- des moyens d'activation aptes à recevoir automatiquement des informations dudit système anticollision et à activer lesdits moyens de commande
- 20 lorsque ledit avion est proche de ladite altitude de consigne et qu'un trafic aérien existe dans l'environnement dudit avion.

En outre, les moyens de commande pour ajuster la durée de la phase de capture peuvent par exemple établir un ordre de vitesse verticale destiné à un calculateur de vol de l'avion commandant les surfaces de

25 contrôle longitudinal et/ou les moteurs de celui-ci, et/ou déclencher par anticipation la phase de capture de l'altitude de consigne, ce qui augmente le temps de capture de l'altitude de consigne.

L'invention concerne également un aéronef pourvu d'un dispositif tel que mentionné ci-dessus.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 est un schéma synoptique d'un dispositif conforme à l'invention permettant de limiter les alertes émises par un système anticollision monté à bord d'un avion AC.

Les figures 2A et 2B représentent sous forme schématique l'avion AC lors d'une manœuvre de changement d'altitude avec une capture d'altitude de consigne, respectivement en phase de descente (figure 2A) et en phase de montée (figure 2B).

Les figures 3 et 4 illustrent chacune, de façon schématique, un exemple d'une configuration de référence de capture de l'altitude de consigne par l'avion AC conforme à l'invention.

Sur la figure 1, on a représenté sous forme synoptique un dispositif 1, conforme à l'invention, embarqué à bord d'un avion AC. Un tel dispositif 1 est destiné à limiter le nombre des alertes émises par un système anticollision TCAS 2 monté à bord de l'avion AC, lorsque ce dernier effectue une manœuvre de changement d'altitude pour capturer une altitude de consigne Z_c . Sur cette figure, le dispositif 1, le système anticollision 2 et un calculateur de vol 5 sont représentés extérieurs à l'avion AC, alors que, en réalité, ils sont montés à bord de ce dernier.

De façon usuelle, le système anticollision 2 est apte à détecter un aéronef intrus dans l'environnement dudit avion AC, à calculer un temps de collision théorique t_{col} entre celui-ci et ledit aéronef intrus et à émettre une alerte à l'attention de l'équipage de l'avion AC dans le cas où ledit temps de collision théorique est inférieur à un seuil prédéterminé.

Comme le montre la figure 1, un tel dispositif 1 comporte :

- des moyens d'activation 3, reliés au système anticollision 2 de l'avion AC par l'intermédiaire respectivement de la liaison L1. Ces moyens

d'activation 3 reçoivent ainsi des informations relatives à l'aéronef intrus (par exemple son altitude). Ils reçoivent également, par l'intermédiaire de la liaison L2, des informations relatives à l'avion AC (par exemple sa vitesse verticale, son altitude, etc...) provenant de ses différents instruments de mesure embarqués (non représentés). Lorsque
5 des conditions d'engagement (détaillées par la suite) sont réalisées, les moyens d'activation 3 sont aptes à activer automatiquement des moyens de commande 4 ; et

– les moyens de commande 4, qui sont reliés aux moyens d'activation 3
10 par l'intermédiaire de la liaison L3. Ils reçoivent, par l'intermédiaire de la liaison L4, des données représentatives de l'état dudit avion AC. Lorsqu'ils sont activés par les moyens d'activation 3, les moyens de commande 4 sont aptes à déterminer un ordre de vitesse verticale (de la façon décrite ci-après) à appliquer à l'avion AC pour éviter le déclenchement d'une alerte et à le transmettre au calculateur de vol 5 de
15 l'avion AC. En variante ou en complément, après avoir été activés par les moyens d'activation 3, les moyens de commande 4 peuvent déclencher de manière anticipée la phase de capture de l'altitude de consigne Z_c .

20 Le calculateur de vol 5, relié notamment aux moyens de commande 4 par l'intermédiaire de la liaison L5, est apte à délivrer des ordres de commande, par l'intermédiaire des liaisons L6, par exemple aux actionneurs des surfaces 6 permettant le contrôle longitudinal de l'avion AC (gouvernes de profondeur, aérofreins) et/ou aux moteurs 7 dudit avion, de
25 manière à appliquer l'ordre de vitesse verticale déterminé par les moyens de commande 4.

Sur les figures 2A et 2B, on a représenté schématiquement l'avion AC au cours d'une manœuvre de changement d'altitude avec capture d'une altitude de consigne Z_c , respectivement en descente (figure 2A) et

en montée (figure 2B). Comme représenté, une telle manœuvre de changement d'altitude comporte les trois phases successives suivantes :

- une phase de descente (ou de montée), au cours de laquelle la trajectoire d'approche 8 de l'avion AC est sensiblement rectiligne et est parcourue à une vitesse verticale sensiblement constante jusqu'à un point 9 se trouvant à une hauteur h au-dessus (ou au-dessous) de l'altitude de consigne Z_c à rejoindre ;
- une phase de capture d'altitude, au cours de laquelle la trajectoire de capture 10 de l'avion AC est arrondie, par exemple parabolique, et vient tangenter en 11 l'altitude de consigne Z_c ; et
- une phase de stabilisation, au cours de laquelle la trajectoire 12 de l'avion AC suit ladite altitude de consigne Z_c .

Le temps de capture d'altitude t_{cap} correspond au temps de vol de l'avion AC sur la trajectoire 10, entre les points 9 et 11. Il est déterminé par la loi de capture d'altitude pilotant automatiquement la manœuvre.

Bien que l'avion AC exécute correctement sa capture d'altitude de consigne Z_c et qu'il n'y ait aucun risque de collision avec un aéronef intrus AI, il est possible que le système anticollision 2 dudit avion AC émette une alerte, par exemple parce qu'il a détecté un tel aéronef intrus AI au-delà de l'altitude de consigne Z_c . Une telle alerte est donc inutile, et même nuisible et l'objet de la présente invention est donc de l'éliminer. Pour ce faire, on ralentit ledit avion AC dans sa capture d'altitude de consigne Z_c , par exemple en agissant sur les surfaces de contrôle longitudinal et/ou le régime des moteurs dudit avion AC.

En supposant, comme cela est représenté sur les figures 2A et 2B, que :

- l'avion AC se trouve en un point M_o de la trajectoire de capture 10 correspondant à une altitude Z_o , qui diffère de l'altitude de consigne Z_c

d'une hauteur ΔZ , la vitesse verticale dudit avion AC étant égale à V_{zo} au point M_0 ;

- l'altitude de l'aéronef intrus AI est égale à Z_i ; et
- le seuil prédéterminé du système anticollision de l'avion AC (par exemple le seuil d'alerte RA) est alors désigné par S ,

la prévention d'une alerte sera réalisée si la valeur absolue du rapport $|(Z_i - Z_o)/V_{zo}|$ est supérieure audit seuil S (soit $|(Z_i - Z_o)/V_{zo}| > S$), c'est-à-dire si V_{zo} est inférieure au rapport $|Z_i - Z_o|/S$ (soit $V_{zo} < |Z_i - Z_o|/S$).

Ainsi, la vitesse verticale V_{zo} de l'avion AC, permettant de prévenir les alertes anticollision, peut être estimée à chaque instant en fonction de l'altitude Z_o de l'avion AC (connue par les altimètres de bord), de l'altitude Z_i de l'aéronef intrus AI (déterminée par le système anticollision de l'avion AC) et dudit seuil S dudit système anticollision.

Si, conformément aux règles de séparation aérienne en vigueur, l'altitude Z_i de l'aéronef intrus AI est séparée de 300 m (1000 pieds) de l'altitude de consigne Z_c , la vitesse verticale V_{zo} de l'avion AC doit être inférieure à $(\Delta Z + 300)/S$ (soit $V_{zo} < (\Delta Z + 300)/S$).

En variante ou en complément de ce qui précède, et comme également représenté sur les figures 2A et 2B, un ralentissement de l'avion AC dans sa capture de l'altitude de consigne Z_c peut de plus être obtenu en anticipant la capture de l'altitude de consigne Z_c , c'est-à-dire en déclenchant la phase de capture de l'altitude Z_c en un point 9' de la trajectoire d'approche 8 de hauteur $h + dh$ supérieure à la hauteur h du point 9. Le temps de capture est alors augmenté de dt_{cap} par rapport au temps de capture t_{cap} .

Après une telle anticipation, la vitesse verticale V_{zo} de l'avion AC peut être limitée de la façon décrite ci-dessus.

On remarquera que, si le procédé conforme à la présente invention décrit en regard des figures 2A et 2B permet d'éliminer des alertes inuti-

les, en revanche il allonge de façon significative le temps nécessaire à l'avion AC pour rejoindre l'altitude de consigne Z_c .

Aussi, selon un autre aspect de la présente invention, le processus de ralentissement dudit avion AC est limité à des conditions d'engagement judicieusement définies afin d'éviter le rallongement systématique de toutes les manœuvres de capture d'altitude.

Ainsi, selon une réalisation préférée de l'invention, le processus de ralentissement de l'avion AC est mis en œuvre lorsque les conditions d'engagement suivantes sont réalisées simultanément :

- 10 – une première condition relative à la proximité de l'avion AC vis-à-vis de l'altitude de consigne Z_c à rejoindre. En supposant qu'à un instant t , l'avion AC se trouve à une altitude courante $Z(t)$ et suit la trajectoire d'approche 8 (phase de montée ou de descente précédant la phase de capture) ou bien la trajectoire de capture 10, la première condition est
15 réalisée lorsque la valeur absolue de la différence de l'altitude de consigne Z_c et de l'altitude courante $Z(t)$ de l'avion $Z(t)$ est inférieure à un seuil de hauteur S_h (soit $|Z_c - Z(t)| < S_h$), le seuil de hauteur S_h étant représentatif de la zone d'occurrence des alertes TA et RA lors d'une phase de descente (ou de montée) précédant la phase de capture de
20 l'altitude Z_c ou lors de la phase de capture elle-même. Ainsi, cette première condition permet de restreindre l'engagement du processus de ralentissement aux phases précitées, au cours de laquelle il est préférable de réduire la vitesse verticale de l'avion AC parce que potentiellement génératrice d'alertes TA ou RA ; et
- 25 – une seconde condition relative à un trafic aérien dans une zone prédéterminée environnant ledit avion AC. Cette seconde condition permet de restreindre l'engagement du processus de ralentissement dudit avion AC uniquement lorsque la proximité avec un aéronef intrus AI justifie une réduction de vitesse verticale. Elle peut faire intervenir diffé-

rentes informations fournies par le système anticollision TCAS (alerte TA et alerte RA, données relatives à l'aéronef intrus AI).

Ainsi, dans un premier exemple de réalisation, le système anticollision TCAS détermine les informations suivantes :

- 5 – la présence ou non d'un aéronef intrus AI dans une zone prédéterminée de détection, par exemple une zone rectangulaire centrée sur l'avion AC et définie par un côté vertical de 3600 m (18000 pieds) et un côté horizontal de 55 km (30 miles nautiques) ;
- 10 – et, en cas de détection d'un aéronef intrus AI dans ladite zone de détection, des paramètres associés audit aéronef intrus AI (altitude relative, vitesse verticale, etc...)

L'analyse des informations précitées fournies par le système anticollision 2 permet de caractériser la configuration de capture de l'altitude de consigne Z_c par l'avion AC en fonction de l'aéronef intrus. On compare
15 ensuite cette configuration de capture à des configurations de capture de référence, qui nécessitent le déclenchement du processus de ralentissement dudit avion AC pour prévenir les alertes inutiles TA (et a fortiori les alertes RA).

Ainsi, dans ce premier exemple de réalisation, la seconde condition
20 est vérifiée lorsque la configuration de capture de l'altitude de consigne Z_c par l'avion AC est semblable à une des configurations de référence précitées.

Comme le montre la figure 3, une configuration de référence peut être caractérisée par :

- 25 – un aéronef intrus AI en vol palier à un niveau d'altitude stabilisé Z_i ;
- l'avion AC en phase de montée (ou de descente dans une variante de cette configuration non représentée sur la figure 3) convergeant vers cet aéronef intrus AI ; et

- l'altitude de consigne Z_c située 300 m (1000 pieds) au-dessous (ou au-dessus dans la variante) du niveau d'altitude stabilisé Z_i .

En outre, sur la figure 4, on a représenté une autre configuration de référence qui peut être caractérisée par :

- 5 – un aéronef intrus AI en phase de montée (ou de descente dans une variante de cette configuration non représentée sur la figure 4) ;
- l'avion AC en phase de descente (ou de montée dans la variante) convergeant vers l'aéronef intrus AI ;
- l'altitude de consigne Z_c située entre l'avion AC et l'aéronef intrus AI ;
- 10 et
- l'altitude de consigne Z_i de l'aéronef AI située 300 m (1000 pieds) au-dessous (ou au-dessus dans la variante) du niveau d'altitude consigne Z_c .

En variante ou en complément, dans un deuxième exemple de
15 réalisation, la seconde condition est vérifiée lorsque le temps de collision théorique t_{col} (précédemment décrit) est inférieur au seuil S (par exemple d'alerte TA) augmenté d'une marge T (soit $t_{col} < (S + T)$). Ainsi, on peut anticiper une alerte TA avec une marge T sur le seuil d'alerte S .

Bien entendu, il est envisageable de combiner les secondes condi-
20 tions du premier et du second exemples de réalisation, de manière à former une nouvelle seconde condition réalisée lorsque la configuration de capture de l'avion AC est semblable à une configuration de référence et que le temps de collision théorique t_{col} est tel que $t_{col} < (S + T)$.

Par ailleurs, dans une variante de la réalisation préférée, la seconde
25 condition relative au trafic aérien est vérifiée dès qu'une alerte TA est émise par le système anticollision 2, ce qui permet uniquement de prévenir l'émission d'alerte RA.

REVENDICATIONS

1. Procédé pour limiter le nombre des alertes émises par un système anticollision (2) monté à bord d'un avion (AC) qui effectue une manœuvre de changement d'altitude comportant une phase de capture (10) d'une altitude de consigne (Z_c), ledit système anticollision (2) étant apte à détecter un aéronef intrus (AI) se trouvant dans l'environnement aérien dudit avion (AC), à calculer un temps de collision théorique entre ledit avion (AC) et ledit aéronef intrus (AI) et à émettre au moins une alerte lorsque ce temps de collision théorique est inférieur à un seuil prédéterminé,

caractérisé en ce que, lorsque ledit avion (AC) est proche de ladite altitude de consigne (Z_c) et qu'un trafic aérien existe dans l'environnement dudit avion (AC), la durée de ladite phase de capture est ajustée pour que ledit temps de collision théorique soit supérieur audit seuil prédéterminé.

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que la durée de ladite phase de capture est ajustée par contrôle de la vitesse verticale (V_{zo}) dudit avion (AC).

3. Procédé selon l'une des revendications 1 ou 2, caractérisé en ce que la durée de ladite phase de capture est ajustée par un commencement anticipé de celle-ci.

4. Procédé selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que ledit avion (AC) est proche de ladite altitude de consigne (Z_c) lorsque la valeur absolue de la différence de ladite altitude de consigne (Z_c) et de l'altitude courante dudit avion (AC) est inférieure à un seuil de hauteur représentatif de la zone d'occurrence de ladite alerte.

5. Procédé selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisé en ce qu'un trafic aérien existe dans l'environnement dudit avion (AC) lorsque la configuration de capture de ladite altitude de consi-

gne (Zc) par l'avion (AC) est semblable à une configuration de capture de référence.

5 6. Procédé selon l'une des revendications 1 à 5, caractérisé en ce qu'un trafic aérien existe dans l'environnement dudit avion (AC) lorsque ledit temps de collision théorique est inférieur audit seuil prédéterminé augmenté d'une marge temporelle.

10 7. Procédé selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisé en ce qu'un trafic aérien existe dans l'environnement dudit avion (AC) lorsqu'au moins une telle alerte est émise par ledit système anticollision de l'avion (AC).

15 8. Dispositif pour la mise en œuvre du procédé tel que spécifié sous l'une des revendications 1 à 7 permettant de limiter le nombre des alertes émises par un système anticollision (2) monté à bord d'un avion (AC) qui effectue une manœuvre de changement d'altitude comportant une phase de capture d'une altitude de consigne (Zc), ledit système anti-collision (2) étant apte à détecter un aéronef intrus (AI) se trouvant dans l'environnement aérien dudit avion (AC), à calculer un temps de collision théorique entre ledit avion (AC) et ledit aéronef intrus (AI) et à émettre au moins une alerte lorsque ce temps de collision théorique est inférieur à un seuil prédéterminé,
20 caractérisé en ce qu'il comporte :

- des moyens de commande (4) activables pour ajuster automatiquement la durée de la phase de capture de sorte que le temps de collision théorique soit supérieur audit seuil prédéterminé ;
- 25 – et des moyens d'activation (3) aptes à recevoir automatiquement des informations dudit système anticollision (2) et à activer lesdits moyens de commande (4) lorsque ledit avion (AC) est proche de ladite altitude de consigne (Zc) et qu'un trafic aérien existe dans l'environnement dudit avion (AC).

9. Avion,
caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (1) tel que spécifié sous la
revendication 8.

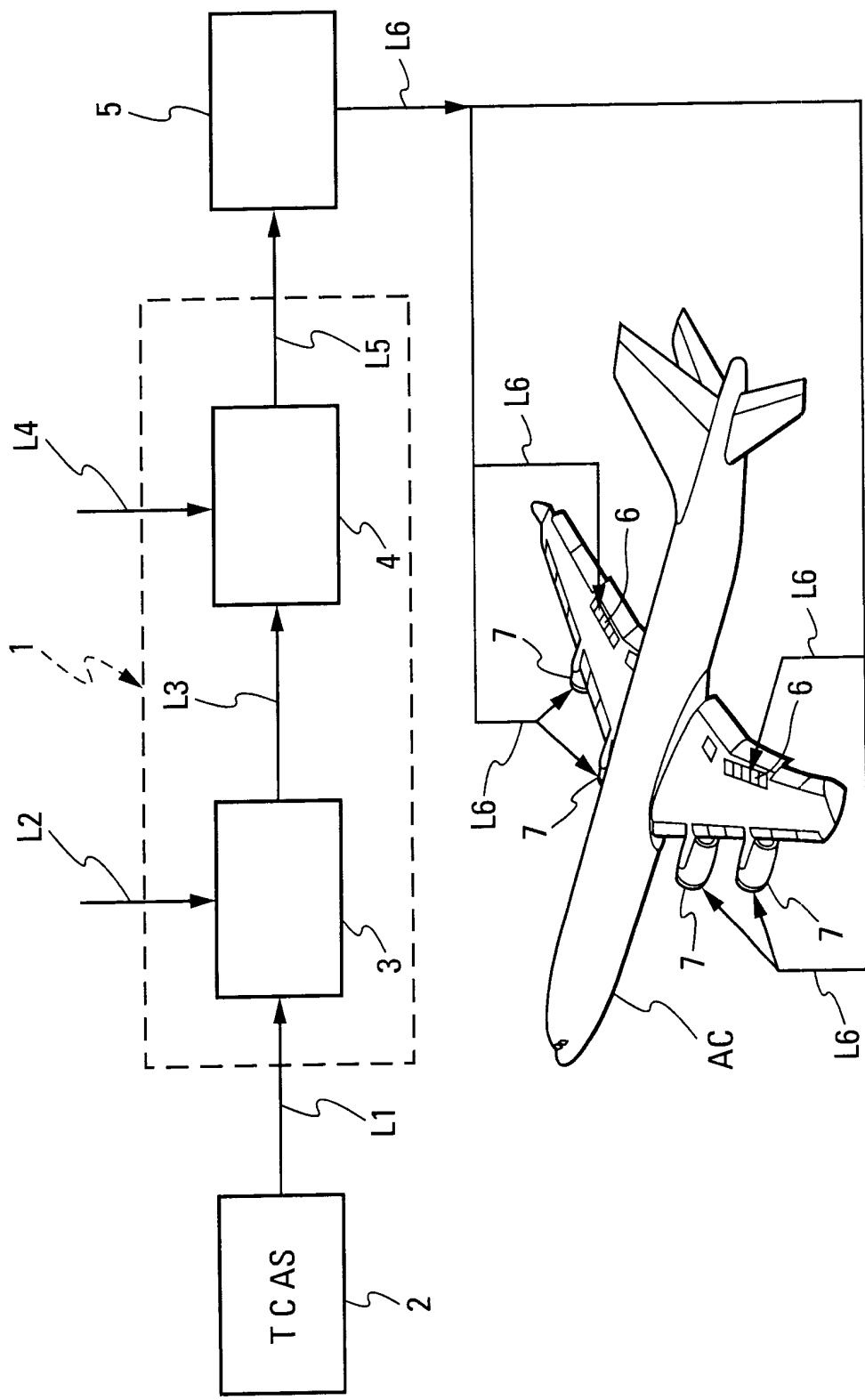


Fig. 1

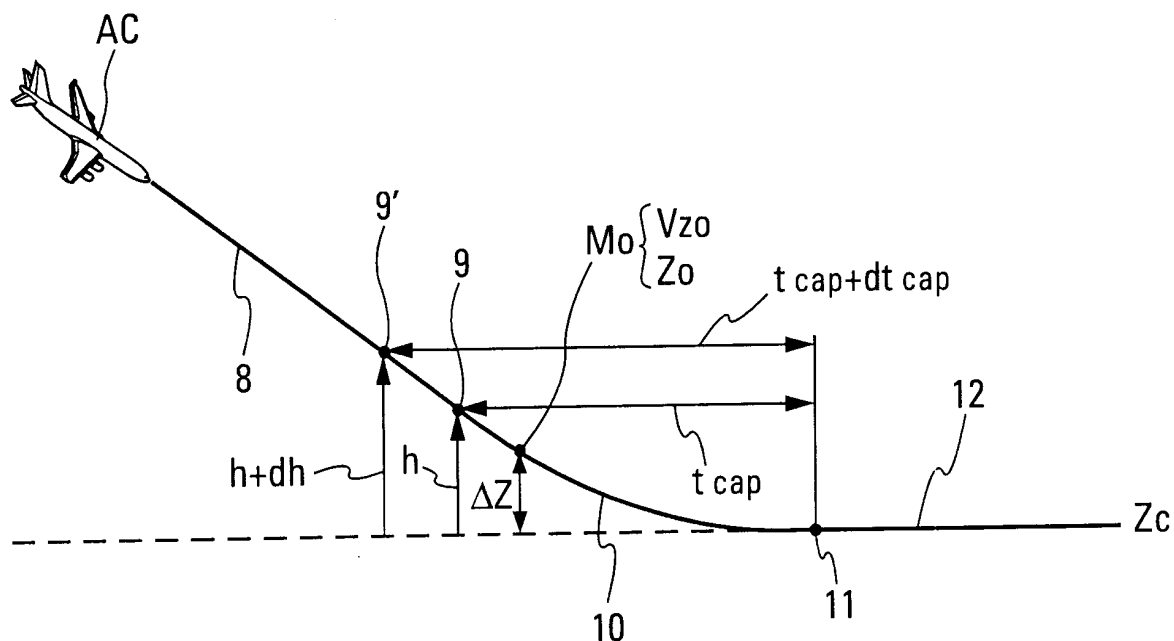


Fig. 2A

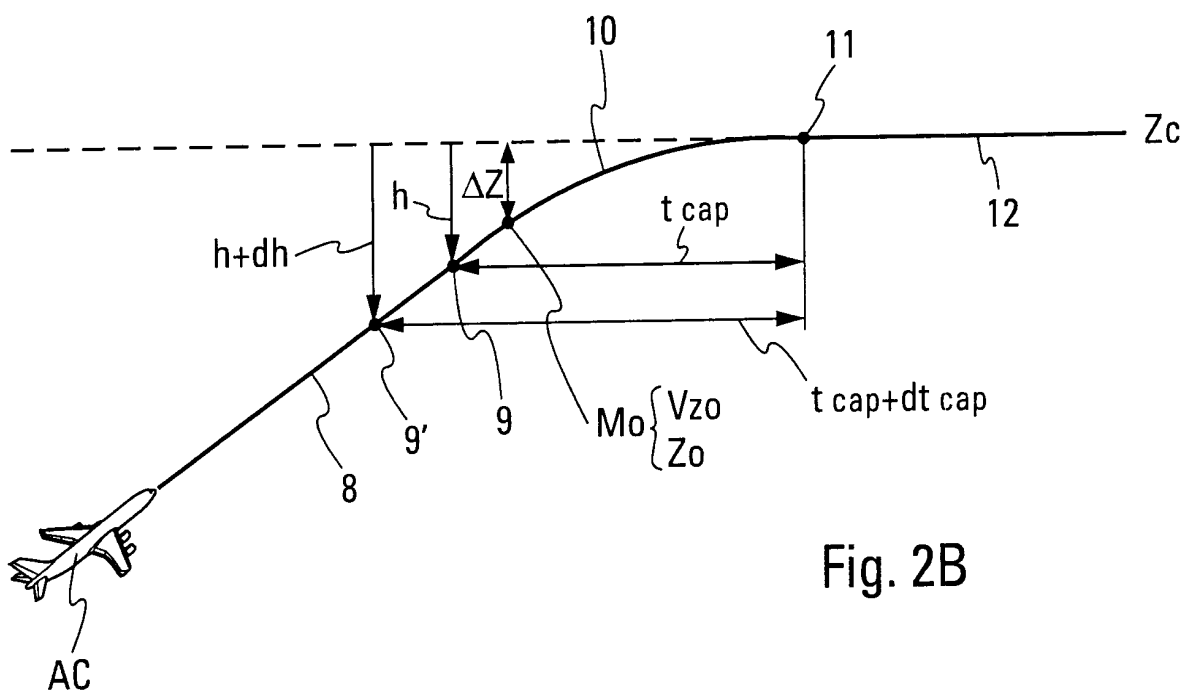
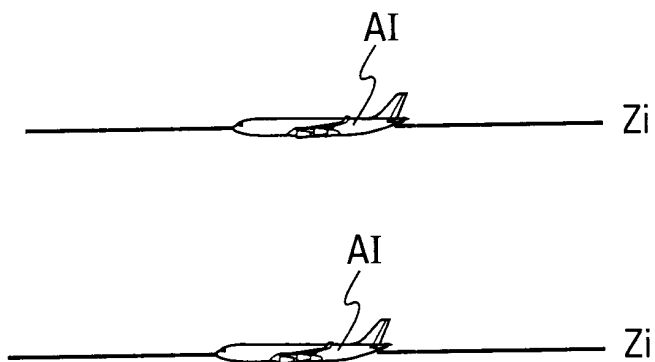


Fig. 2B

3/3

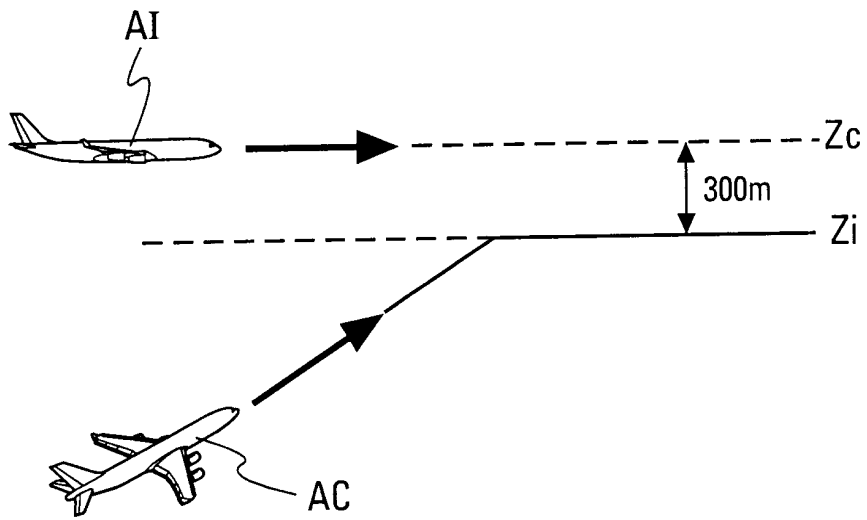


Fig. 3

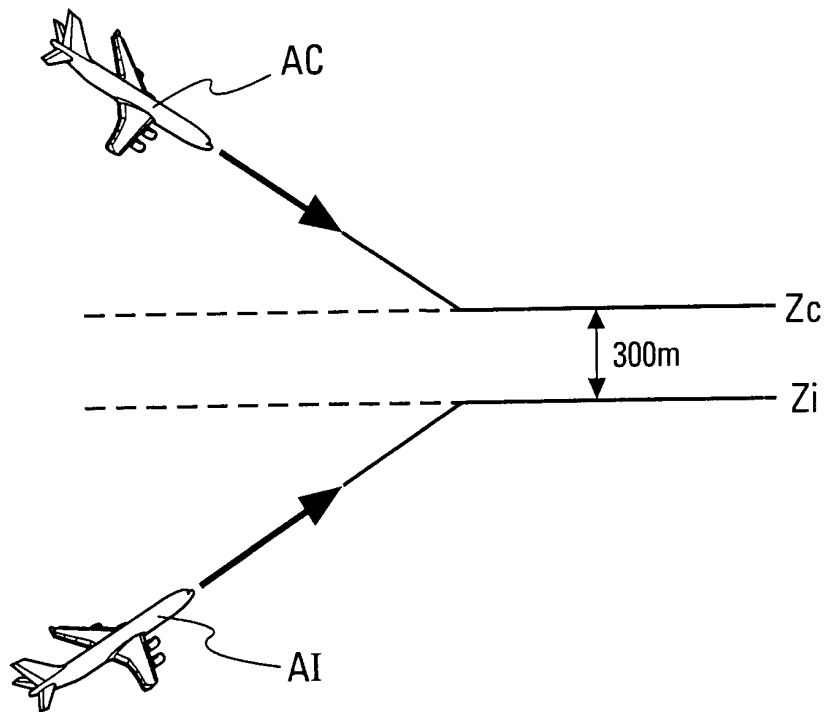


Fig. 4



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement
national

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

FA 713725
FR 0805211

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	WO 96/05562 A (WORLDWIDE NOTIFIC SYST [US]) 22 février 1996 (1996-02-22) * le document en entier *	1,8,9	G08G/ G01S13/93
A	WO 01/46933 A (SAAB AB [SE]; SPORRONG JONAS [SE]; UHLIN PETER [SE]) 28 juin 2001 (2001-06-28) * le document en entier *	1,8,9	
A	US 5 181 027 A (SHAFER TOM R [US]) 19 janvier 1993 (1993-01-19) * le document en entier *	1,8,9	
A	EP 1 630 766 A (SAAB AB [SE]) 1 mars 2006 (2006-03-01) * le document en entier *	1,8,9	
A	FR 2 876 483 A (AIRBUS FRANCE SAS [FR]) 14 avril 2006 (2006-04-14) * le document en entier *	1,8,9	
A	EP 0 545 473 A (BOEING CO [US] BOEING CO) 9 juin 1993 (1993-06-09) * le document en entier *	1,8,9	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			G08G G05D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
10 juillet 2009		Nanos, Alexander	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention	
X : particulièrement pertinent à lui seul		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.	
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie		D : cité dans la demande	
A : arrière-plan technologique		L : cité pour d'autres raisons	
O : divulgation non-écrite		
P : document intercalaire		& : membre de la même famille, document correspondant	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0805211 FA 713725**

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 **10-07-2009**

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
WO 9605562	A	22-02-1996	AU 3326995 A	07-03-1996

WO 0146933	A	28-06-2001	AT 260506 T	15-03-2004
			AU 2243301 A	03-07-2001
			DE 60008592 D1	01-04-2004
			DE 60008592 T2	16-12-2004
			EP 1240636 A1	18-09-2002
			ES 2215776 T3	16-10-2004
			SE 515655 C2	17-09-2001
			SE 9904717 A	23-06-2001
			US 6510388 B1	21-01-2003

US 5181027	A	19-01-1993	AUCUN	

EP 1630766	A	01-03-2006	AT 385336 T	15-02-2008
			DE 602004011611 T2	29-01-2009
			ES 2300684 T3	16-06-2008
			US 2007005247 A1	04-01-2007

FR 2876483	A	14-04-2006	AT 421132 T	15-01-2009
			BR PI0515693 A	29-07-2008
			CA 2577594 A1	20-04-2006
			CN 101036093 A	12-09-2007
			EP 1797488 A1	20-06-2007
			WO 2006040441 A1	20-04-2006
			JP 2008515707 T	15-05-2008
			RU 2343528 C1	10-01-2009
			US 2008021647 A1	24-01-2008

EP 0545473	A	09-06-1993	DE 69224167 D1	26-02-1998
			DE 69224167 T2	07-05-1998
			US 5248968 A	28-09-1993
