



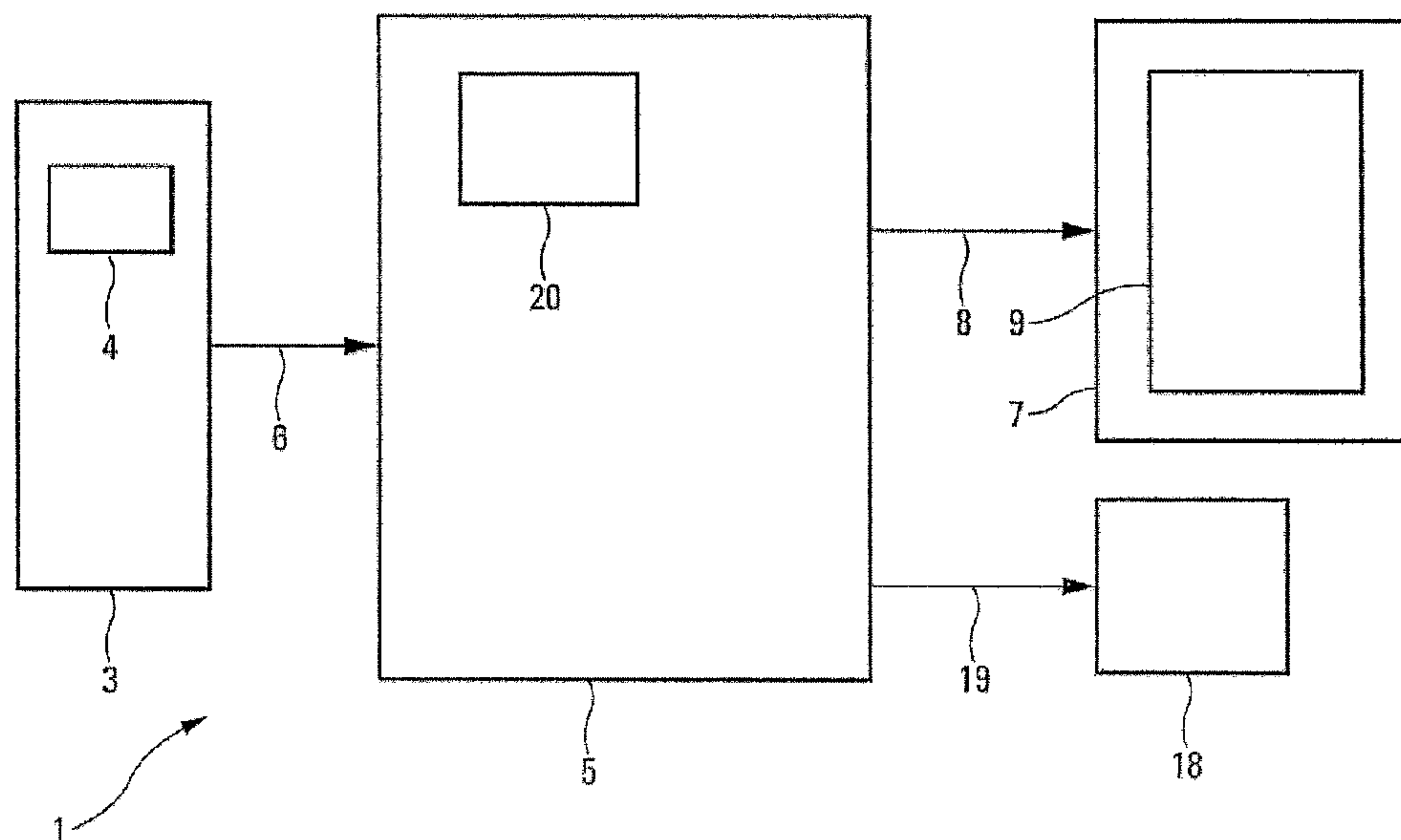
(86) Date de dépôt PCT/PCT Filing Date: 2006/05/03
(87) Date publication PCT/PCT Publication Date: 2006/11/16
(45) Date de délivrance/Issue Date: 2014/07/15
(85) Entrée phase nationale/National Entry: 2007/11/02
(86) N° demande PCT/PCT Application No.: FR 2006/000989
(87) N° publication PCT/PCT Publication No.: 2006/120318
(30) Priorité/Priority: 2005/05/09 (FR0504616)

(51) Cl.Int./Int.Cl. *G01C 23/00* (2006.01),
B64D 45/04 (2006.01), *G05D 1/06* (2006.01),
G08G 5/02 (2006.01)

(72) Inventeurs/Inventors:
LACAZE, ISABELLE, FR;
FOUCART, VINCENT, FR;
DE MENORVAL, JEAN-LOUIS, FR;
ZADROZYNSKI, DIDIER, FR;
LEMOULT, FREDERIC, FR;
BARTHE, JOELLE, FR;
LOTHE, SEBASTIEN, FR;
HOSTE VENTOS, IRENE, FR

(73) Propriétaire/Owner:

(54) Titre : PROCEDE ET DISPOSITIF D'AIDE AU PILOTAGE D'UN AVION LORS D'UNE PHASE D'APPROCHE EN
VUE D'UN ATERRISSAGE
(54) Title: METHOD AND DEVICE FOR ASSISTING AN AIRCRAFT FLIGHT CONTROL DURING LANDING APPROACH



(57) Abrégé/Abstract:

Le dispositif d'aide au pilotage comporte des premiers moyens (4) pour déterminer des conditions de vol courantes de l'avion, des seconds moyens (5) pour déterminer, à l'aide desdites conditions de vol courantes et d'un modèle prédéterminé, une distance d'approche minimale qui correspond à une distance minimale entre des projections sur un plan horizontal de la position actuelle de l'avion et d'une position de contact avec le sol, lorsque l'avion descend et décélère conformément à une approche optimisée pour atteindre des conditions d'approche stabilisée, et des moyens d'affichage (7) pour présenter, sur un écran de navigation (9), au moins cette distance d'approche minimale sous forme d'un premier arc de cercle qui est centré sur une position relative à l'avion et qui illustre la position de contact avec le sol.

(73) Propriétaires(suite)/Owners(continued):AIRBUS OPERATIONS SAS, FR

(74) Agent: ROBIC

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION
EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)(19) Organisation Mondiale de la Propriété
Intellectuelle
Bureau international

PCT

(43) Date de la publication internationale
16 novembre 2006 (16.11.2006)(10) Numéro de publication internationale
WO 2006/120318 A3

(51) Classification internationale des brevets :

G01C 23/00 (2006.01) *G05D 1/06* (2006.01)
B64D 45/04 (2006.01) *G08G 5/02* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :

PCT/FR2006/000989

(22) Date de dépôt international : 3 mai 2006 (03.05.2006)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :

0504616 9 mai 2005 (09.05.2005) FR

(71) Déposant (*pour tous les États désignés sauf US*) : **AIR-BUS FRANCE** [FR/FR]; 316, route de Bayonne, F-31060 Toulouse (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (*pour US seulement*) : **LA-CAZE, Isabelle** [FR/FR]; 35 Allée de Langres, F-31770

Colomiers (FR). **FOUCART, Vincent** [FR/FR]; 8, résidence les Jardins Occitans, F-31520 RAMONVILLE SAINT-AGNE (FR). **DE MENORVAL, Jean-Louis** [FR/FR]; 12 Clos des Tournesols, Route de Seilh, F-31840 Aussone (FR). **ZADROZYNSKI, Didier** [FR/FR]; 36 Avenue Emile Dewoltine, F-31200 Toulouse (FR). **LEMOULT, Frédéric** [FR/FR]; 2 Rue Lucien Lafforgue, F-31000 Toulouse (FR). **BARTHE, Joëlle** [FR/FR]; 46 Rue des Amidoniers, F-31000 Toulouse (FR). **LOTHE, Sébastien** [FR/FR]; 7 Rue de Belfort, F-31000 Toulouse (FR). **HOSTE VENTOS, Irène** [FR/FR]; 24 Avenue du Général de Gaulle, F-31170 Tornefeuille (FR).

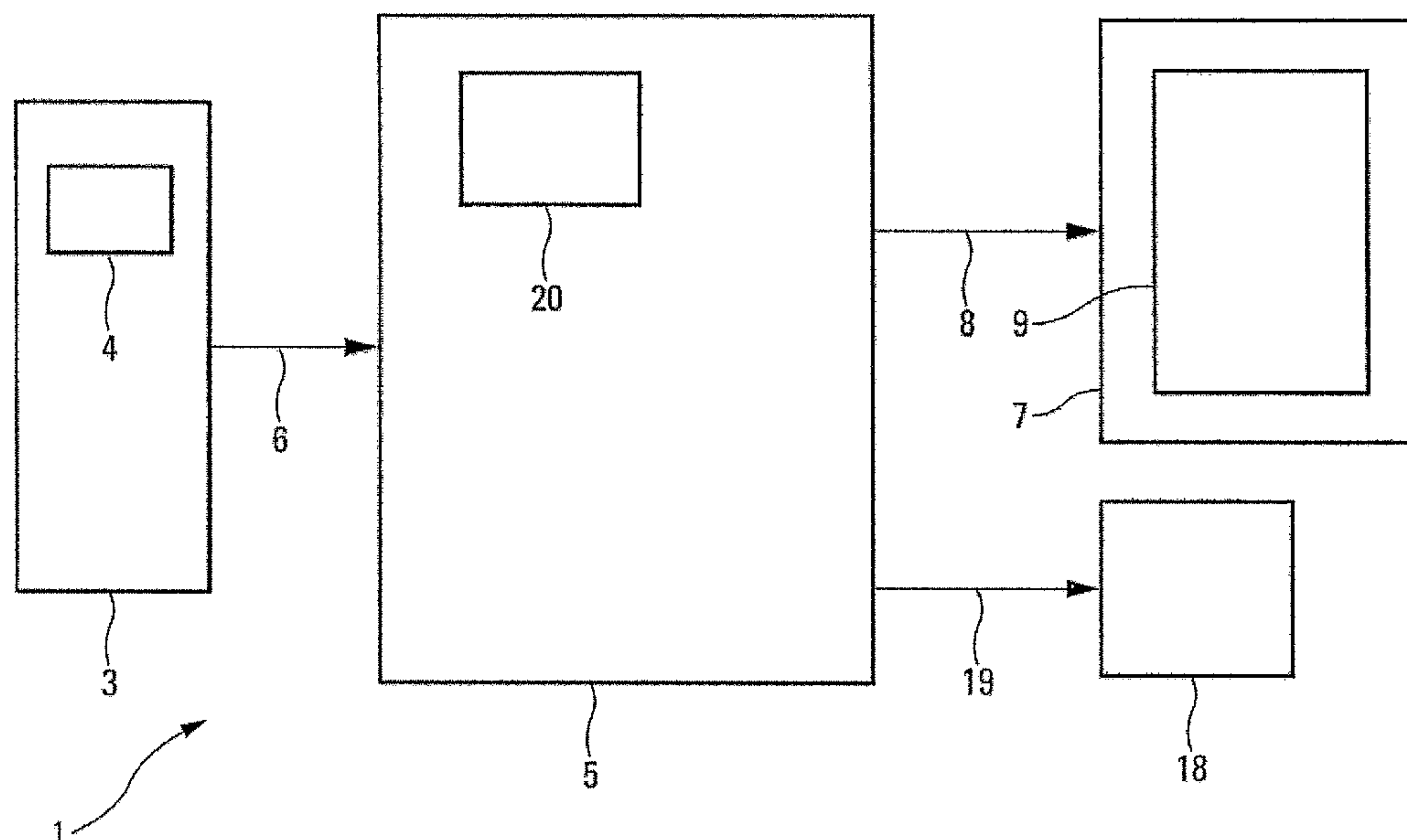
(74) Mandataire : **CABINET BONNETAT**; 29, rue de St Petersburg, F-75008 Paris (FR).

(81) États désignés (*sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible*) : AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: METHOD AND DEVICE FOR ASSISTING AN AIRCRAFT FLIGHT CONTROL DURING LANDING APPROACH

(54) Titre : PROCÉDÉ ET DISPOSITIF D'AIDE AU PILOTAGE D'UN AVION LORS D'UNE PHASE D'APPROCHE EN VUE D'UN ATERRISSAGE



(57) Abstract: The inventive flight controll assisting device comprises first means (4) for determining the actual aircraft flight conditions, second means (5) for determining, with the aid of said actual flight conditions and a predetermined pattern, a minimum approaching distance corresponding to a minimum distance between projections on the horizontal plane of the aircraft actual position and a touch-down point when said aircraft moves downwards and decelerates according to an optimised approach in such a way that stabilised approaching conditions are attained, and display means (7) for displaying at least said minimum approaching distance on a navigation screen (9) in the form of a first circular arc focused on a position relative to the aircraft which displays the touch-down position.

[Suite sur la page suivante]

WO 2006/120318 A3

WO 2006/120318 A3

KM, KN, KP, KR, KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, YU, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés (*sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible*) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

- avec rapport de recherche internationale
- avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues

(88) Date de publication du rapport de recherche internationale:

25 octobre 2007

En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.

(57) Abrégé : Le dispositif d'aide au pilotage comporte des premiers moyens (4) pour déterminer des conditions de vol courantes de l'avion, des seconds moyens (5) pour déterminer, à l'aide desdites conditions de vol courantes et d'un modèle prédéterminé, une distance d'approche minimale qui correspond à une distance minimale entre des projections sur un plan horizontal de la position actuelle de l'avion et d'une position de contact avec le sol, lorsque l'avion descend et décélère conformément à une approche optimisée pour atteindre des conditions d'approche stabilisée, et des moyens d'affichage (7) pour présenter, sur un écran de navigation (9), au moins cette distance d'approche minimale sous forme d'un premier arc de cercle qui est centré sur une position relative à l'avion et qui illustre la position de contact avec le sol.

Procédé et dispositif d'aide au pilotage d'un avion lors d'une phase d'approche en vue d'un atterrissage.

La présente invention concerne un procédé et un dispositif d'aide au pilotage d'un avion, en particulier d'un avion de transport, lors d'une phase d'approche en vue d'un atterrissage sur une piste d'atterrissage d'un aéroport.

5 On sait qu'une proportion importante d'accidents d'avions surviennent lors d'une phase d'approche en vue d'un atterrissage. Les principales causes d'accidents sont en général relatives à :

- des conditions météorologiques non anticipées ;
- des réactions inadaptées des pilotes ;
- 10 – une configuration aérodynamique non optimale de l'avion ; et
- une approche non stabilisée de l'avion (qui est trop haut et/ou arrive trop vite).

Dans la plupart des cas, si les équipages des avions avaient eu connaissance que la situation réelle de leur avion ne permettait pas de
15 réaliser un atterrissage dans de bonnes conditions de sécurité, ils auraient pu éviter ces incidents en effectuant une remise des gaz ("go-around" en anglais).

On sait également qu'une remise des gaz est une manœuvre généralement délicate qui est souvent réalisée trop tard, car non souhaitée.
20 Une remise des gaz est en effet souvent encore considérée comme un échec pour les pilotes. Aussi, les pilotes vont chercher en général à l'éviter au maximum, si nécessaire en essayant de rattraper une situation difficile.

Toutefois, si une telle manœuvre de remise des gaz était réalisée à
25 bon escient à chaque fois que nécessaire, elle permettrait d'éviter de

nombreux incidents et accidents survenus en phase d'approche (approche d'une piste et atterrissage sur cette piste).

La présente invention concerne un procédé d'aide au pilotage d'un avion lors d'une phase d'approche en vue d'un atterrissage, et plus précisément un procédé d'aide à la gestion de l'énergie en approche, qui a pour objet d'aider le pilote dans sa prise de décision pour interrompre ou non la phase d'approche par une manœuvre de remise des gaz, notamment en lui indiquant toutes les marges en énergie pour rejoindre une approche stabilisée.

Selon un aspect de l'invention, il est prévu un procédé d'aide au pilotage d'un avion (A) lors d'une phase d'approche en vue d'un atterrissage, procédé selon lequel on réalise, de façon automatique et répétitive, la suite d'étapes successives suivante :

a) on détermine des conditions de vol courantes de l'avion (A) ;

b) on détermine, au moins à l'aide desdites conditions de vol courantes, une distance d'approche minimale entre la position actuelle de l'avion (A) et une position de contact avec le sol ; et

c) on présente à un pilote de l'avion (A), sur un écran de navigation (9), au moins cette distance d'approche minimale,

caractérisé en ce que :

– à l'étape b), on détermine ladite distance minimale à l'aide desdites conditions de vol, ainsi que d'un modèle prédéterminé qui tient compte de capacités de freinage aérodynamique de l'avion (A) ;

– à l'étape b), on détermine ladite distance minimale comme la distance minimale entre des projections sur un plan horizontal de la position actuelle de l'avion (A) et d'une position de contact avec le sol, lorsque l'avion (A) descend et décélère conformément à une approche optimisée pour atteindre des conditions d'approche stabilisée, ladite approche optimisée étant telle qu'elle permet d'obtenir la distance minimale la

2a

plus petite possible ;

- à l'étape b), on détermine, de plus, une seconde distance d'approche qui correspond à une distance entre des projections sur un plan horizontal de la position actuelle de l'avion (A) et d'une position de contact avec le sol, lorsque l'avion (A) descend et décélère conformément à une approche standard pour atteindre les conditions d'approche stabilisée ; et
- à l'étape c), on présente au pilote de l'avion (A), sur ledit écran de navigation (9), à la fois :
 - cette distance d'approche minimale, sous forme d'un premier arc de cercle (C1) qui est centré sur une position (10) relative à l'avion et qui illustre la position de contact avec le sol relative à une approche optimisée ; et
 - cette seconde distance d'approche, sous forme d'un second arc de cercle (C2) qui est centré sur ladite position (10) relative à l'avion et qui illustre la position de contact avec le sol relative à une approche standard.

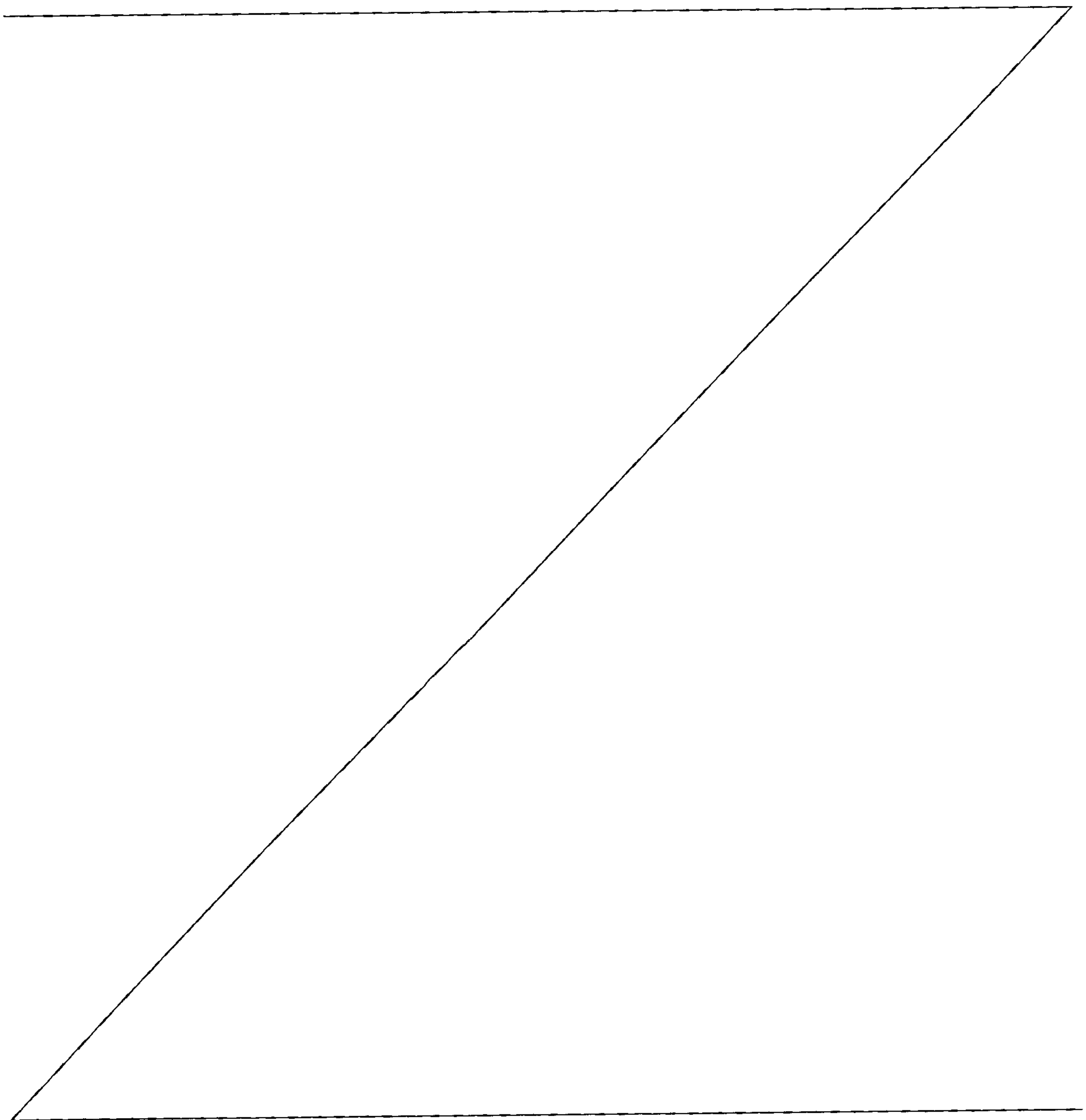
Ainsi, selon certains modes de réalisation de l'invention, ledit procédé est remarquable en ce que l'on réalise, de façon automatique et répétitive, la suite d'étapes successives suivante :

- a) on détermine des conditions de vol courantes de l'avion ;
- b) on détermine, à l'aide desdites conditions de vol courantes et d'un modèle prédéterminé, une distance d'approche minimale qui correspond à une distance minimale entre des projections sur un plan horizontal de la position actuelle de l'avion et d'une position de contact avec le sol, lorsque l'avion descend et décélère conformément à une approche optimisée pour atteindre des conditions d'approche stabilisée ; et
- c) on présente à un pilote de l'avion, sur un écran de navigation de type ND ("Navigation Display" en anglais), au moins cette distance d'appro-

2b

che minimale sous forme d'un premier arc de cercle qui est centré sur une position relative à l'avion et qui illustre la position de contact avec le sol (et fournit une information de distance). Ladite position relative à l'avion correspond à la position qu'a l'avion s'il se trouve sur une trajectoire prescrite en vue de l'atterrissage ou à défaut à la position actuelle dudit avion.

Ainsi, grâce à l'invention, le pilote connaît à tout instant la position de contact avec le sol de son avion (et donc sa marge vis-à-vis de la piste)



s'il met en œuvre une approche optimisée, pour laquelle la distance horizontale à partir de la position actuelle de l'avion jusqu'à la position de contact de l'avion sur la piste d'atterrissage est la plus petite possible, en fonction notamment des capacités de freinage aérodynamique de l'avion
5 (prises en compte dans ledit modèle) et des conditions de vol courantes.

De façon avantageuse, à l'étape c), on présente de plus, sur ledit écran de navigation, un symbole qui illustre la position d'une piste d'atterrissage prévue pour l'atterrissage et qui indique au moins le seuil de cette piste d'atterrissage, ledit premier arc de cercle se trouvant sur la trajectoire latérale de l'avion, sur laquelle est sensé se trouver également ledit
10 symbole illustrant la position de la piste d'atterrissage.

Ainsi, lorsque sur ledit écran de navigation ledit premier arc de cercle dépasse ledit seuil de la piste d'atterrissage illustré par ce symbole, le pilote sait qu'il lui sera impossible d'atteindre des conditions d'approche stabilisée en vue de réaliser l'atterrissage sur ladite piste d'atterrissage, à
15 moins peut-être de changer son profil latéral.

Selon l'invention, lesdites conditions d'approche stabilisée supposent que l'avion présente une vitesse d'approche et une pente d'approche prédéterminées et stabilisées (c'est-à-dire constantes) à une hauteur prédéterminée par rapport au sol, par exemple 500 pieds (environ 150 mètres)
20 (environ 150 mètres) ou 1000 pieds (environ 300 mètres), et ceci jusqu'à une hauteur, par exemple 50 pieds (environ 15 mètres), à proximité directe de la piste d'atterrissage.

Par conséquent, grâce audit premier arc de cercle et audit symbole présentés sur l'écran de navigation, on apporte une aide précieuse au pilote dans sa prise de décision d'interrompre éventuellement une phase d'approche, puisque grâce à ces informations il sait lorsque l'approche est non stabilisée et non récupérable. Dans une telle situation, il n'a alors plus
25 à hésiter pour réaliser une manœuvre de remise des gaz (ou une manœuvre

vre de perte d'énergie). Ceci pourra sans doute permettre d'éviter de nombreux incidents et accidents lors de la phase d'approche et de mieux gérer l'approche pour réduire le nombre de remises des gaz.

5 Pour bien faire prendre conscience au pilote de toute situation critique du type précité, avantageusement, on émet un signal d'alerte dans le poste de pilotage de l'avion, lorsque ledit premier arc de cercle est situé au-delà du seuil de la piste d'atterrissage (par rapport à la position actuelle de l'avion), c'est-à-dire lorsque la position du point de contact de l'avion (relatif à une approche optimisée telle qu'indiquée précédemment) est si-
10 tuée au-delà dudit seuil de la piste d'atterrissage de sorte que l'atterrissage ne pourra pas être réalisé du tout, ou tout au moins pas dans de bonnes conditions de sécurité.

Dans un mode de réalisation particulier, on détermine (plus précisément, on estime ou on mesure de façon usuelle), à l'étape a), comme
15 conditions de vol courantes de l'avion, au moins :

- la hauteur de l'avion par rapport au sol ;
- la vitesse de l'avion ; et
- la configuration aérodynamique dudit avion.

En outre, avantageusement, ledit modèle destiné à la détermination de la distance d'approche minimale en fonction des conditions de vol
20 courantes comporte un réseau de neurones. Dans ce cas, de préférence, ledit réseau de neurones détermine ladite distance d'approche minimale, en fonction desdites conditions de vol courantes et desdites conditions d'approche stabilisée, ainsi qu'au moins des paramètres suivants :

25 – la pression atmosphérique au niveau du sol ;

- la masse de l'avion ; et
- le vent instantané longitudinal.

De plus, dans un mode de réalisation particulier, ledit réseau de neurones dépend du type dudit avion, en particulier de ses caractéristiques

aérodynamiques et de ses performances. Ceci permet d'optimiser le modèle et de l'adapter à l'avion sur lequel la présente invention est mise en œuvre.

Avantageusement, on détermine ledit réseau de neurones lors
5 d'une étape préliminaire, antérieure au vol de l'avion.

En outre, de façon avantageuse, on détermine ladite distance d'approche minimale, en prenant en compte un profil de descente optimal en fonction desdites conditions de vol courantes.

Dans un mode de réalisation particulier, de plus :

- 10 – à l'étape b), on détermine une seconde distance d'approche qui correspond à une distance entre des projections sur un plan horizontal de la position actuelle de l'avion et d'une position de contact avec le sol, lorsque l'avion descend et décélère conformément à une approche standard (relativement à des prescriptions aéronautiques) pour atteindre
15 les conditions d'approche stabilisée ; et
- à l'étape c), on présente au pilote de l'avion, sur ledit écran de navigation, cette seconde distance d'approche sous forme d'un second arc de cercle qui est centré sur ladite position relative à l'avion et qui illustre la position de contact avec le sol (relative à une approche standard).

20 La présente invention concerne également un dispositif d'aide au pilotage d'un avion, en particulier d'un avion de transport, lors d'une phase d'approche en vue d'un atterrissage sur une piste d'atterrissage d'un aéroport.

25 Selon l'invention, ledit dispositif est remarquable en ce qu'il comporte :

- des premiers moyens pour déterminer des conditions de vol courantes de l'avion ;
- des seconds moyens pour déterminer, à l'aide desdites conditions de vol courantes et d'un modèle prédéterminé, une distance d'approche

minimale qui correspond à une distance minimale entre des projections sur un plan horizontal de la position actuelle de l'avion et d'une position de contact avec le sol, lorsque l'avion descend et décélère conformément à une approche optimisée pour atteindre des conditions d'approche stabilisée ; et

- des moyens d'affichage pour présenter, sur un écran de navigation, au moins cette distance d'approche minimale sous forme d'un premier arc de cercle qui est centré sur la position (précitée) relative à l'avion et qui illustre la position de contact avec le sol.

De préférence, lesdits seconds moyens comportent un réseau de neurones.

En outre, dans un mode de réalisation particulier, ledit dispositif conforme à l'invention comporte, de plus, des moyens d'alerte susceptibles d'émettre un signal d'alerte (sonore et/ou visuel) dans le poste de pilotage de l'avion, lorsque ledit premier arc de cercle est situé au-delà du seuil d'une piste d'atterrissage prévue pour l'atterrissage.

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 le schéma synoptique d'un dispositif d'aide au pilotage conforme à l'invention.

La figure 2 montre un écran de navigation comportant les informations présentées conformément à la présente invention.

Les figures 3 à 5 représentent une partie de l'écran de navigation de la figure 2, respectivement pour des phases d'approche différentes.

La figure 6 est un graphique illustrant différentes trajectoires d'approche susceptibles d'être suivies par un avion, conformément à la présente invention, en vue d'un atterrissage sur une piste d'atterrissage.

Le dispositif 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement

ment sur la figure 1 est destiné à aider un pilote pour piloter un avion A, notamment un avion de transport gros porteur, lors de l'approche d'une piste d'atterrissage 2 en vue d'un atterrissage sur cette piste 2.

Selon l'invention, ledit dispositif 1 comporte :

- 5 – un ensemble 3 de sources d'information qui comprennent au moins des moyens 4 pour déterminer, en particulier pour mesurer ou estimer, de façon usuelle, des conditions de vol courantes de l'avion A. Plus précisément, lesdits moyens 4 déterminent au moins les conditions de vol courantes suivantes :
 - 10 ▪ la hauteur de l'avion A par rapport au sol ;
 - la vitesse de l'avion A ; et
 - la configuration aérodynamique (positions des becs et des volets notamment) dudit avion A ;
- une unité centrale 5 qui est reliée par une liaison 6 audit ensemble 3 de sources d'information, et qui détermine, à l'aide des conditions de vol courantes reçues desdits moyens 4 et d'un modèle prédéterminé précisé ci-dessous, une distance d'approche minimale Dmin qui correspond à une distance minimale (profil réalisable par le pilote) entre des première et seconde projections sur un plan horizontal, d'une part de la position actuelle de l'avion A et, d'autre part d'une position de contact avec le sol dudit avion A, lorsque ce dernier descend et décélère à partir de sa position actuelle, conformément à une approche optimisée précisée ci-dessous, pour atteindre des conditions d'approche stabilisée, également précisées ci-après ; et
- 25 – des moyens d'affichage 7 qui sont reliés par une liaison 8 à ladite unité centrale 5 et qui sont destinés à présenter, sur un écran de navigation 9 usuel de type ND ("Navigation Display" en anglais), au moins cette distance d'approche minimale Dmin, et ceci sous forme d'un arc de cercle C1 qui est centré sur une position relative à l'avion A. Ladite position

relative à l'avion A correspond à la position qu'a l'avion A s'il se trouve sur une trajectoire prescrite en vue de l'atterrissage ou à défaut à la position actuelle dudit avion A, illustrée de façon usuelle par un symbole 10. L'arc de cercle C1 est éloigné dudit symbole 10 d'une distance représentative de cette distance Dmin. Cet arc de cercle C1 montre la position de contact de l'avion A avec le sol s'il réalise une approche optimisée permettant d'obtenir la distance Dmin la plus petite possible. Il fournit également au pilote une information de distance (avion - position de contact).

Ainsi, grâce audit dispositif 1, le pilote connaît à tout instant la position de contact avec le sol de son avion A s'il met en œuvre une approche optimisée, pour laquelle la distance horizontale à partir de la position actuelle de l'avion A jusqu'à la position de contact de l'avion A sur la piste d'atterrissage 2, est la plus petite possible, en fonction notamment des capacités de freinage aérodynamique de l'avion A (prises en compte dans ledit modèle) et des conditions de vol courantes (reçues desdits moyens 4).

Selon l'invention, lesdits moyens d'affichage 7 présentent de plus, sur ledit écran de navigation 9, un symbole 11 qui illustre la position de la piste d'atterrissage 2 prévue pour l'atterrissage de l'avion A et qui signale au moins la position du seuil amont 12 de ladite piste d'atterrissage 2. Selon l'invention, ledit arc de cercle C1 se trouve par définition sur la trajectoire latérale 13 qui est suivie par l'avion A et qui passe par ledit symbole 11 sur l'écran de navigation 9, afin de diriger l'avion A vers la piste d'atterrissage 2.

Par conséquent, lorsque sur ledit écran de navigation 9, ledit arc de cercle C1 dépasse le seuil 12 de la piste d'atterrissage (symbole 11), le pilote sait qu'il lui sera impossible d'atteindre les conditions d'approche stabilisée en vue de réaliser l'atterrissage sur la piste d'atterrissage 2, à

moins peut-être de changer son profil latéral.

Ainsi, grâce audit arc de cercle C1 et audit symbole 11 présentés sur l'écran de navigation 9, le dispositif 1 conforme à l'invention apporte une aide précieuse au pilote dans sa prise de décision d'interrompre éventuellement une phase d'approche, puisque grâce à ces informations il sait lorsque l'approche est non stabilisée et non récupérable. Dans une telle situation, il n'a alors plus à hésiter pour réaliser une manœuvre de remise des gaz. Ceci pourra sans doute permettre d'éviter de nombreux incidents et accidents lors de la phase d'approche.

Par définition, une remise des gaz ("go-around" en anglais) est une phase de vol pendant laquelle les opérations d'atterrissage en cours ne sont pas menées à terme.

Dans un mode de réalisation particulier :

- ladite unité centrale 5 détermine une distance d'approche D0 qui correspond à une distance entre des première et troisième projections sur un plan horizontal, d'une part de la position actuelle de l'avion A et, d'autre part d'une position de contact avec le sol, lorsque l'avion A descend et décélère à partir de sa position actuelle, conformément à une approche standard (c'est-à-dire conformément à une approche qui est réalisée de façon réglementaire et usuelle) pour atteindre lesdites conditions d'approche stabilisée ; et
- lesdits moyens d'affichage 7 présentent, sur ledit écran de navigation 9, cette distance d'approche D0 sous forme d'un arc de cercle C2 qui est également centré sur la position précitée relative à l'avion A (symbole 10) et qui illustre la position de contact avec le sol pour une telle approche standard.

Selon l'invention, lesdites conditions d'approche stabilisée supposent que l'avion A présente une vitesse d'approche et une pente d'approche prédéterminées et stabilisées (c'est-à-dire constantes) à une hauteur

prédéterminée par rapport au sol, par exemple 500 pieds (environ 150 mètres) ou 1000 pieds (environ 300 mètres), et ceci jusqu'à une hauteur, par exemple 50 pieds (environ 15 mètres), à proximité directe de la piste d'atterrissage 2.

5 A titre d'illustration, on fait référence ci-après à trois situations différentes représentées respectivement sur les figures 3 à 5 qui montrent une partie 14 de l'écran de navigation 9 comprenant notamment les arcs de cercle C1 et C2 et le symbole 11 :

- 10 – sur l'exemple de la figure 3, les arcs de cercle C1 et C2 se trouvent en amont du seuil 12 de la piste d'atterrissage (symbole 11) dans le sens E de vol de l'avion A de sorte que l'avion A peut dans cet exemple réaliser une approche, aussi bien conformément à une approche optimisée que conformément à une approche standard ;
- 15 – sur l'exemple de la figure 4, l'arc de cercle C1 (approche optimisée) se trouve en amont du seuil 12 de la piste d'atterrissage 2, alors que l'arc de cercle C2 (approche standard) se trouve au-delà (en aval) dudit seuil 12 de la piste d'atterrissage 2. Dans cet exemple, l'avion A ne peut pas réaliser une approche standard. En revanche, une approche optimisée est toujours possible ; et
- 20 – sur l'exemple de la figure 5, les deux arcs de cercle C1 et C2 sont situés au-delà (en aval) du seuil 12 de la piste d'atterrissage 2 de sorte que ni une approche standard, ni une approche optimisée ne sont possibles. Dans cet exemple, le pilote doit donc mettre en œuvre une manœuvre de remise des gaz.

25 Les moyens d'affichage 7 présentent, de plus, de façon usuelle, sur l'écran de navigation 9, notamment :

- un tracé 13 montrant la trajectoire de vol théorique de l'avion A dans le plan horizontal avec des points de route 15 ;
- une graduation usuelle 16 en écarts angulaires ; et

- une graduation usuelle 17 en distance, définie par rapport à la position actuelle de l'avion A illustrée par le symbole 10.

Le dispositif 1 conforme à l'invention comporte, de plus, des moyens d'alerte 18 qui sont reliés par une liaison 19 à ladite unité centrale 5 et qui sont susceptibles d'émettre un signal d'alerte dans le poste de pilotage de l'avion A, lorsque ledit arc de cercle C1 est situé au-delà du seuil 12 de la piste d'atterrissage 2 (par rapport à la position actuelle de l'avion A), c'est-à-dire lorsque la position du point de contact de l'avion A (relatif à une approche optimisée telle qu'indiquée précédemment) est située au-delà dudit seuil 12 de la piste d'atterrissage 2 de sorte que l'atterrissage ne pourra pas être réalisé du tout, ou tout au moins pas dans de bonnes conditions de sécurité. Ledit signal d'alerte peut être un signal sonore et/ou un signal visuel, notamment un message d'alerte et/ou un changement de couleur ou de forme concernant des informations affichées sur l'écran de navigation 9, telles que l'arc de cercle C1 et/ou le symbole 11 par exemple.

Par conséquent, grâce au dispositif 1 conforme à l'invention, le pilote dispose d'indications lui permettant de gérer l'énergie de l'avion A et, le cas échéant, d'effectuer des corrections sur l'état d'énergie ou si nécessaire une remise de gaz. Ledit dispositif 1 permet ainsi de réduire le nombre d'incidents lors des phases d'approche. Les incidents qui sont couverts par ledit dispositif 1 sont notamment les sorties de piste, les atterrissages durs, résultats d'approches non stabilisées causées par un surplus d'énergie (trop haut, trop vite). En outre, grâce à l'invention, on peut réaliser en particulier :

- une surveillance de l'énergie en phase d'approche entre 10 000 pieds (environ 3000 mètres) et 500 pieds (environ 150 mètres), 500 pieds étant l'altitude ultime pour être stabilisé par procédure ; et

- une aide à la décision de réaliser une remise des gaz entre 500 pieds et 500 pieds (environ 15 mètres), où l'avion A doit être stabilisé sur une pente d'approche prédéterminée (généralement 3°) formant un axe d'approche PA, et ceci à une vitesse d'approche usuelle prédéterminée.

5 Par ailleurs, ledit modèle est utilisé par un module de calcul 20 de l'unité centrale 5 pour déterminer la distance d'approche minimale Dmin. Pour ce faire, ce module de calcul 20 comporte un réseau de neurones. De préférence, ce réseau de neurones permet de déterminer ladite distance d'approche minimale Dmin, en fonction desdites conditions de vol couran-

10 tes et desdites conditions d'approche stabilisée, ainsi que des paramètres suivants :

- la pression atmosphérique au niveau du sol ;
- la masse de l'avion A ; et
- le vent instantané longitudinal.

15 De plus, dans un mode de réalisation particulier, ledit réseau de neurones dépend du type dudit avion A, en particulier de ses caractéristiques et performances aérodynamiques. Ceci permet d'optimiser le modèle et de l'adapter à l'avion A sur lequel le dispositif 1 est installé.

20 Selon l'invention, ledit réseau de neurones est déterminé au sol lors d'une étape préliminaire, antérieure au vol de l'avion A.

En outre, ledit module de calcul 20 détermine ladite distance d'approche minimale Dmin, en prenant en compte un profil de descente optimal en fonction desdites conditions de vol courantes de l'avion A.

25 Sur la figure 6, on a représenté différents profils (de descente) de référence P0 à P4, permettant de réaliser un atterrissage sur la piste 2 en survolant le relief 21 du terrain 22 environnant, ainsi qu'une échelle de hauteur 23 dont les valeurs H1 à H5 signalées sont par exemple séparées à chaque fois de 50 pieds (environ 15 mètres). Lesdits profils de référence P0 à P4 sont des profils optimaux de perte d'énergie qui couvrent toutes

les conditions initiales d'altitude et de vitesse de l'avion A. Ainsi, suivant lesdites conditions initiales d'altitude et de vitesse, l'unité centrale 5 choisit le profil de perte d'énergie P0, P1, P2, P3, P4 qui est optimal (qui permet notamment d'obtenir la distance Dmin la plus petite), et le module de calcul 20 utilise ce dernier pour calculer ladite distance Dmin conformément audit modèle intégré.

En se référant à la figure 6, sur laquelle on a représenté l'avion A qui suit un profil de descente standard P0, on peut considérer que :

- lorsque l'avion A se trouve dans une configuration lisse, on cherche à réaliser une descente à une vitesse maximale usuelle VLO (connue sous l'expression "Maximum Landing Gear Operating Speed" en anglais) en configuration lisse, avec le train d'atterrissage et les volets sortis, avant de décélérer sur un axe d'approche vertical (profil P1). Cet axe d'approche vertical est un axe PA (dit "glide" en anglais) qui est émis dans le cadre d'une d'approche et d'un atterrissage usuels aux instruments de type ILS ("Instrument Landing System" en anglais) ;
- lorsque l'avion A se trouve dans une configuration hypersustentée, on cherche à réaliser une descente à une vitesse maximale usuelle avec volets sortis VFE ("Maximum Speed with Flaps Extended" en anglais) dans une configuration dite "FULL", avec le train d'atterrissage et les volets sortis, avant de décélérer sur l'axe d'approche vertical PA (profil P2) ;
- lorsque l'avion A se trouve sous l'altitude de la procédure standard P0 (qui est définie par le relief 21 du terrain 22 d'approche) et sous l'axe d'approche vertical PA, l'avion A effectue des décélérations en paliers, avec le train d'atterrissage et les volets sortis, avant de continuer la décélération sur ledit axe d'approche vertical PA (profil P4 qui est un profil qui est non optimal, mais qui privilégie la sécurité par rapport au relief) ;
et

- 5 – lorsque l'avion A se trouve sous l'altitude de procédure standard, mais au-dessus de l'axe d'approche vertical PA, on procède à une descente en configuration hypersustentée à la vitesse initiale (si cette vitesse initiale est inférieure à la vitesse VFE de la configuration "FULL"), avec le train d'atterrissage et les volets sortis, avant de décélérer sur ledit axe d'approche vertical PA (profil P3).

REVENDICATIONS

1. Procédé d'aide au pilotage d'un avion (A) lors d'une phase d'approche en vue d'un atterrissage, procédé selon lequel on réalise, de façon automatique et répétitive, la suite d'étapes successives suivante :

- 5 a) on détermine des conditions de vol courantes de l'avion (A) ;
b) on détermine, au moins à l'aide desdites conditions de vol courantes, une distance d'approche minimale entre la position actuelle de l'avion (A) et une position de contact avec le sol ; et
c) on présente à un pilote de l'avion (A), sur un écran de navigation (9), au
10 moins cette distance d'approche minimale,

caractérisé en ce que :

- à l'étape b), on détermine ladite distance minimale à l'aide desdites conditions de vol, ainsi que d'un modèle prédéterminé qui tient compte de capacités de freinage aérodynamique de l'avion (A) ;
- 15 – à l'étape b), on détermine ladite distance minimale comme la distance minimale entre des projections sur un plan horizontal de la position actuelle de l'avion (A) et d'une position de contact avec le sol, lorsque l'avion (A) descend et décélère conformément à une approche optimisée pour atteindre des conditions d'approche stabilisée, ladite approche
20 optimisée étant telle qu'elle permet d'obtenir la distance minimale la plus petite possible ;
- à l'étape b), on détermine, de plus, une seconde distance d'approche qui correspond à une distance entre des projections sur un plan horizontal de la position actuelle de l'avion (A) et d'une position de contact
25 avec le sol, lorsque l'avion (A) descend et décélère conformément à une approche standard pour atteindre les conditions d'approche stabilisée ;
et
- à l'étape c), on présente au pilote de l'avion (A), sur ledit écran de navigation (9), à la fois :

- cette distance d'approche minimale, sous forme d'un premier arc de cercle (C1) qui est centré sur une position (10) relative à l'avion et qui illustre la position de contact avec le sol relative à une approche optimisée ; et
- 5 ▪ cette seconde distance d'approche, sous forme d'un second arc de cercle (C2) qui est centré sur ladite position (10) relative à l'avion et qui illustre la position de contact avec le sol relative à une approche standard.

2. Procédé selon la revendication 1,

10 caractérisé en ce qu'à l'étape c), on présente de plus, sur ledit écran de navigation (9), un symbole (11) qui illustre la position d'une piste d'atterrissage (2) prévue pour l'atterrissage et qui indique au moins le seuil (12) de cette piste d'atterrissage (2), et en ce que ledit premier arc de cercle (C1) se trouve sur la trajectoire latérale (13) de l'avion (A).

15 3. Procédé selon l'une des revendications 1 et 2,

caractérisé en ce que l'on émet un signal d'alerte dans le poste de pilotage de l'avion (A), lorsque ledit premier arc de cercle (C1) est situé au-delà du seuil (12) de la piste d'atterrissage (2).

20 4. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce qu'à l'étape a), on détermine, comme conditions de vol courantes de l'avion (A), au moins :

- la hauteur de l'avion (A) par rapport au sol ;
- la vitesse de l'avion (A) ; et
- la configuration aérodynamique dudit avion (A).

25 5. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4,

caractérisé en ce que lesdites conditions d'approche stabilisée supposent que l'avion (A) présente une vitesse d'approche et une pente d'approche prédéterminées et stabilisées à une hauteur prédéterminée par rapport au sol.

6. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisé en ce que ledit modèle destiné à la détermination de la distance d'approche minimale en fonction des conditions de vol courantes, comporte un réseau de neurones.

5 7. Procédé selon la revendication 6, caractérisé en ce que ledit réseau de neurones détermine ladite distance d'approche minimale, en fonction desdites conditions de vol courantes et desdites conditions d'approche stabilisée, ainsi qu'au moins des paramètres suivants :

- 10 – la pression atmosphérique au niveau du sol ;
 – la masse de l'avion (A) ; et
 – le vent instantané longitudinal.

15 8. Procédé selon l'une des revendications 6 et 7, caractérisé en ce que ledit réseau de neurones dépend du type dudit avion (A).

9. Procédé selon l'une quelconque des revendications 6 à 8, caractérisé en ce que l'on détermine ledit réseau de neurones lors d'une étape préliminaire, antérieure au vol de l'avion (A).

20 10. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 8, caractérisé en ce que l'on détermine ladite distance d'approche minimale, en prenant en compte un profil de descente optimal (P0 à P4) en fonction desdites conditions de vol courantes.

11. Dispositif d'aide au pilotage d'un avion lors d'une phase d'approche en vue d'un atterrissage, ledit dispositif comportant :

- 25 – des premiers moyens (4) pour déterminer des conditions de vol courantes de l'avion (A) ;
 – des seconds moyens (5) pour déterminer, au moins à l'aide desdites conditions de vol courantes, une distance d'approche minimale entre la

position actuelle de l'avion (A) et une position de contact avec le sol ;
et

– des moyens d'affichage (7) pour présenter, sur un écran de navigation (9), au moins cette distance d'approche minimale,

5 caractérisé en ce que :

– lesdits seconds moyens 5 comportent :

▪ des moyens pour déterminer ladite distance minimale à l'aide desdites conditions de vol et d'un modèle prédéterminé qui tient compte de capacités de freinage aérodynamique de l'avion (A), ladite distance minimale correspondant à la distance minimale entre des projections sur un plan horizontal de la position actuelle de l'avion (A) et d'une position de contact avec le sol, lorsque l'avion (A) descend et décélère conformément à une approche optimisée pour atteindre des conditions d'approche stabilisée, ladite approche optimisée étant telle qu'elle permet d'obtenir la distance minimale la plus petite possible ; et

▪ des moyens pour déterminer une seconde distance d'approche qui correspond à une distance entre des projections sur un plan horizontal de la position actuelle de l'avion (A) et d'une position de contact avec le sol, lorsque l'avion (A) descend et décélère conformément à une approche standard pour atteindre les conditions d'approche stabilisée ; et

– lesdits moyens d'affichage (7) sont formés pour présenter au pilote de l'avion (A), sur ledit écran de navigation (9), à la fois :

▪ cette distance d'approche minimale, sous forme d'un premier arc de cercle (C1) qui est centré sur une position (10) relative à l'avion et qui illustre la position de contact avec le sol relative à une approche optimisée ; et

- cette seconde distance d'approche, sous forme d'un second arc de cercle (C2) qui est centré sur ladite position (10) relative à l'avion et qui illustre la position de contact avec le sol relative à une approche standard.

5 12. Dispositif selon la revendication 11,
caractérisé en ce que lesdits seconds moyens (5) comportent un réseau de neurones.

10 13. Dispositif selon l'une des revendications 11 et 12,
caractérisé en ce qu'il comporte, de plus, des moyens d'alerte (18) susceptibles d'émettre un signal d'alerte dans le poste de pilotage de l'avion (A), lorsque ledit premier arc de cercle (C1) est situé au-delà du seuil (12) d'une piste d'atterrissage (2) prévue pour l'atterrissage.

15 14. Avion,
caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (1) susceptible de mettre en œuvre le procédé spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 10.

 15. Avion,
caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (1) tel que celui spécifié sous l'une quelconque des revendications 11 à 13.

1/4

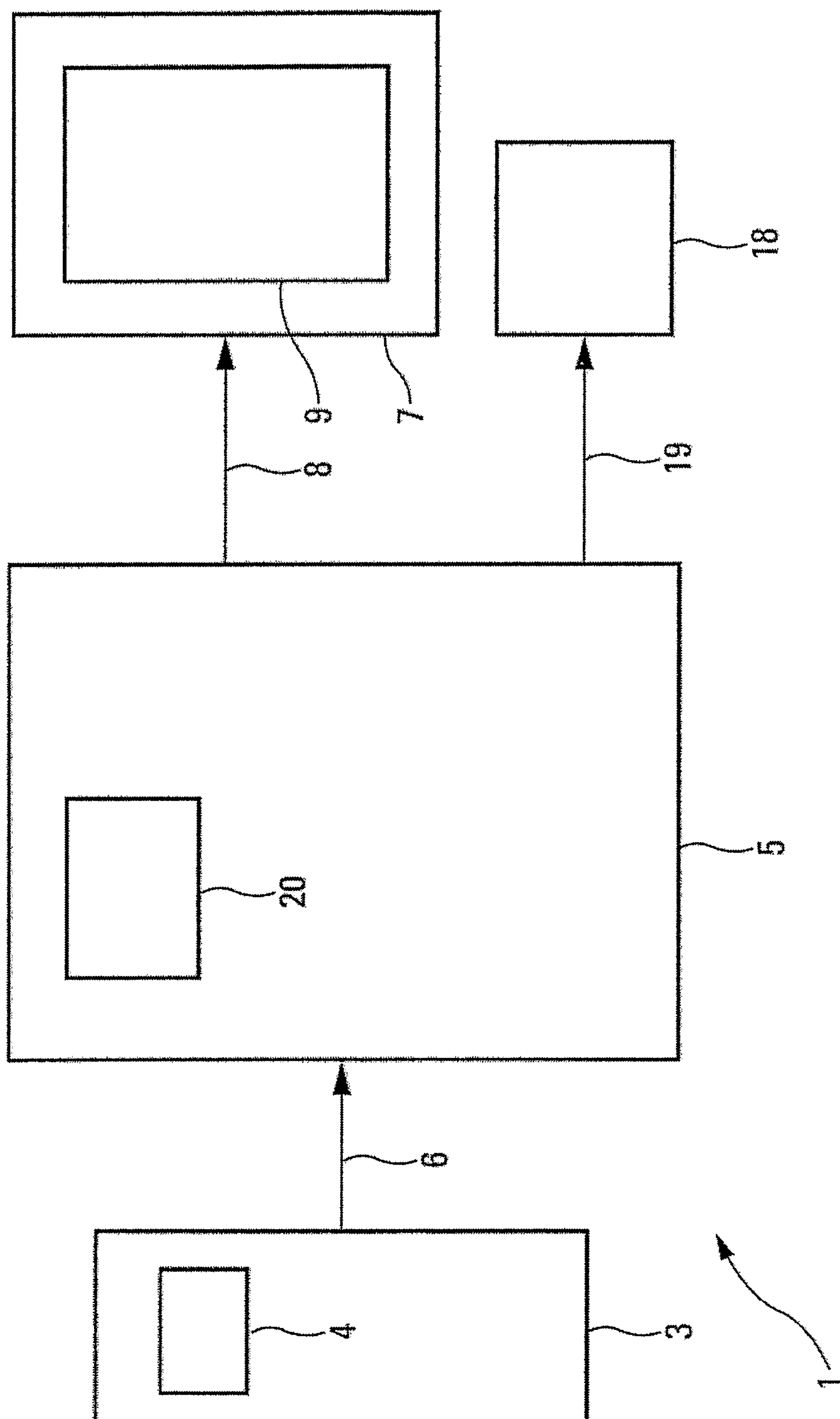
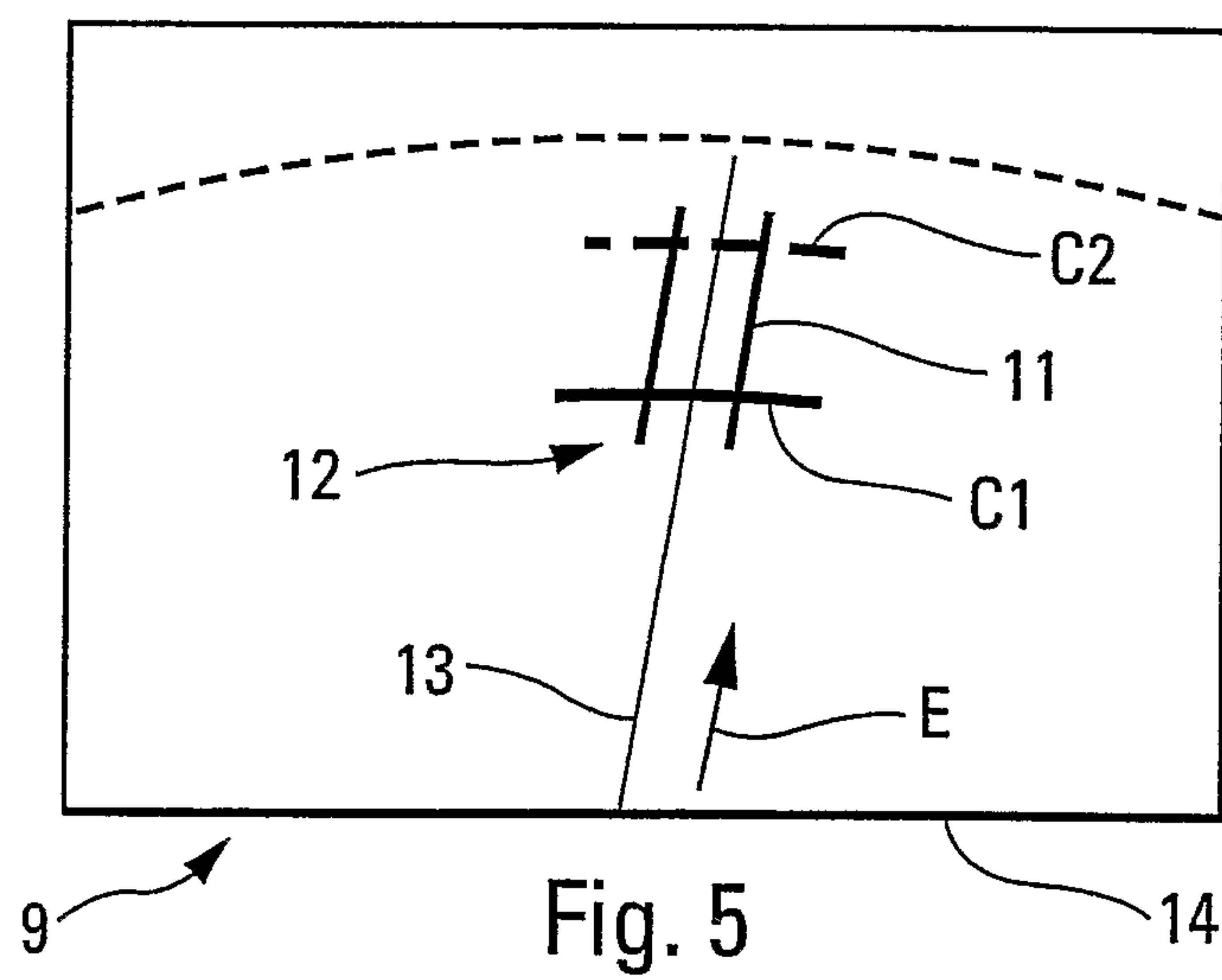
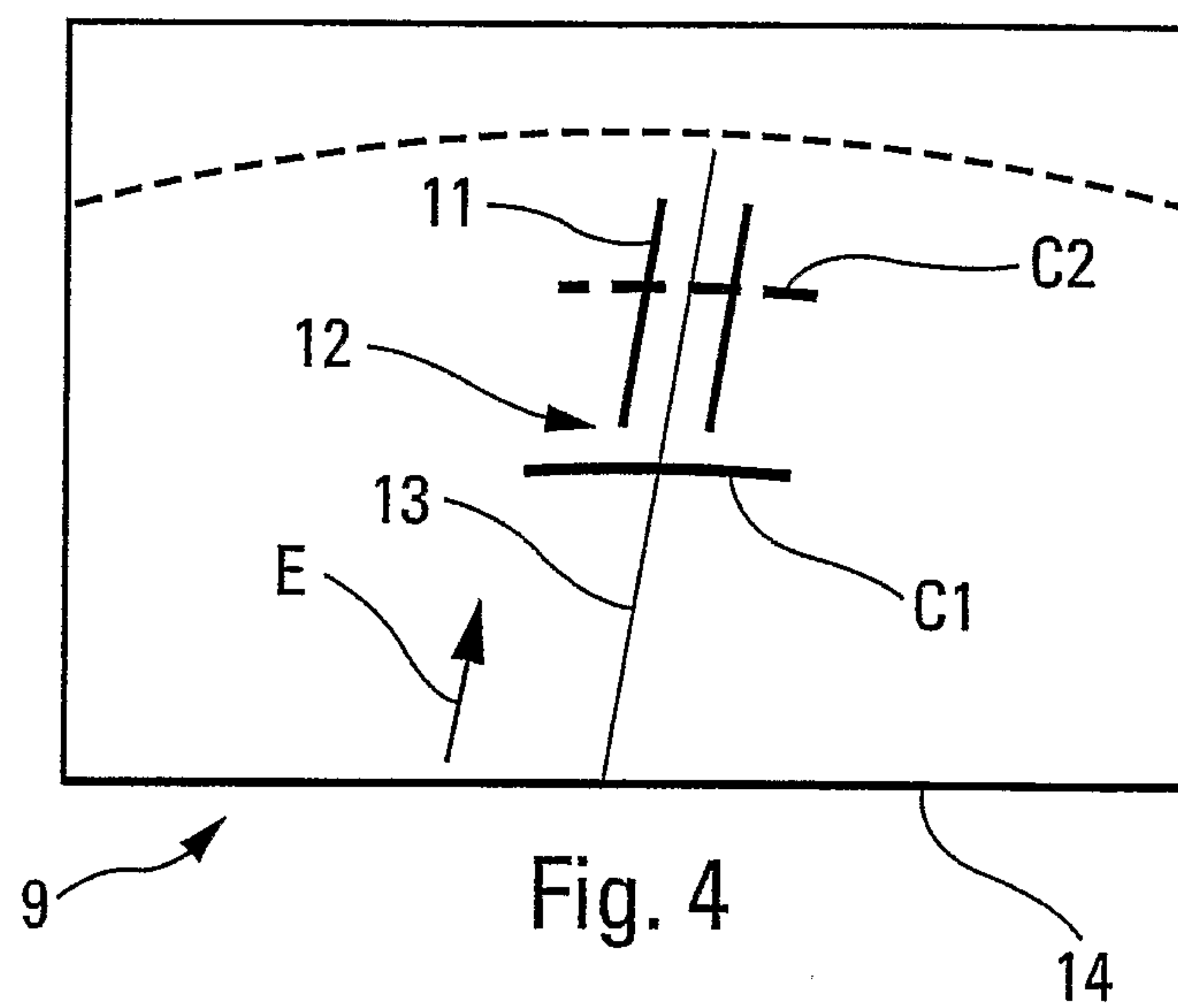
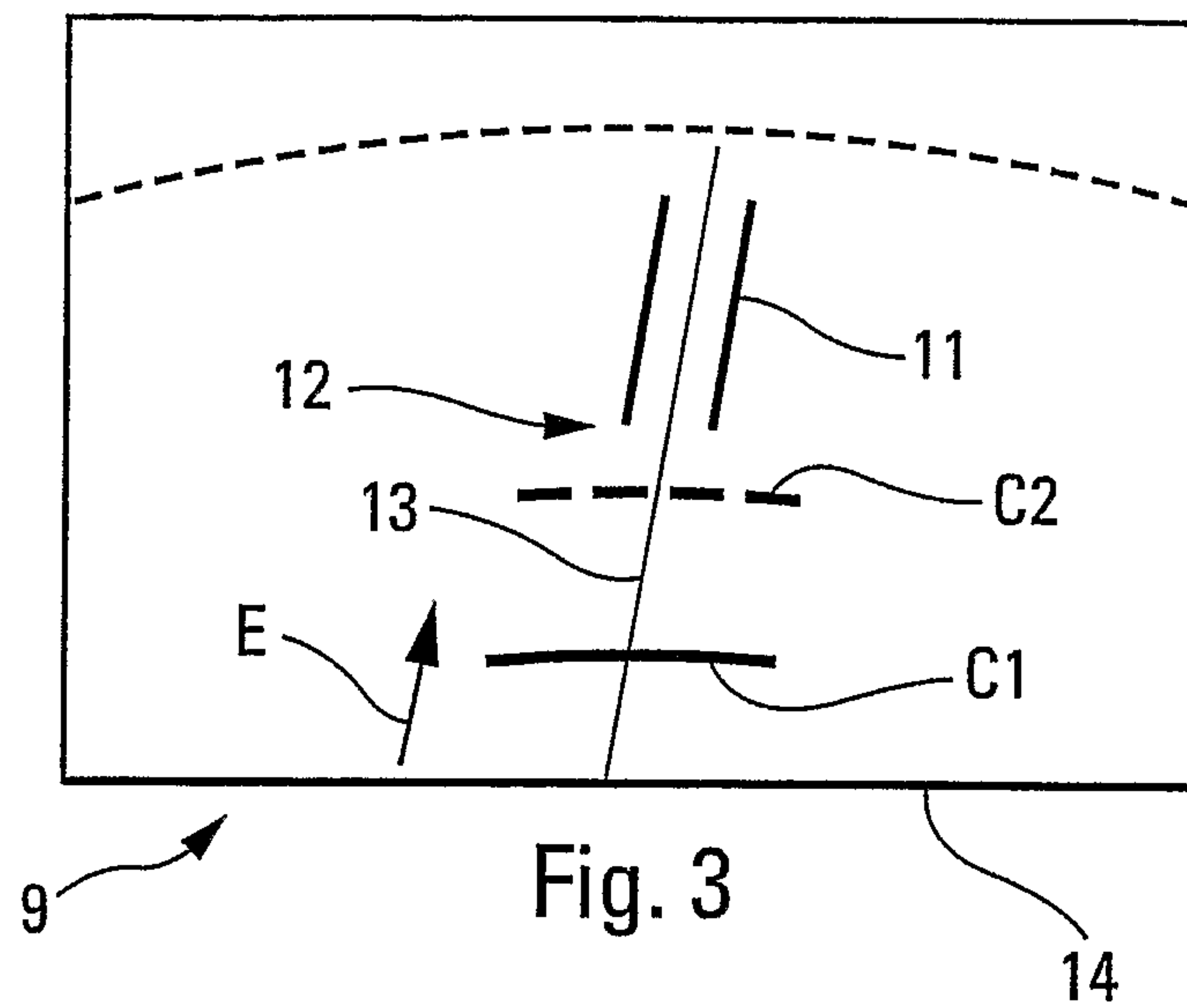


Fig. 1

3/4



4/4

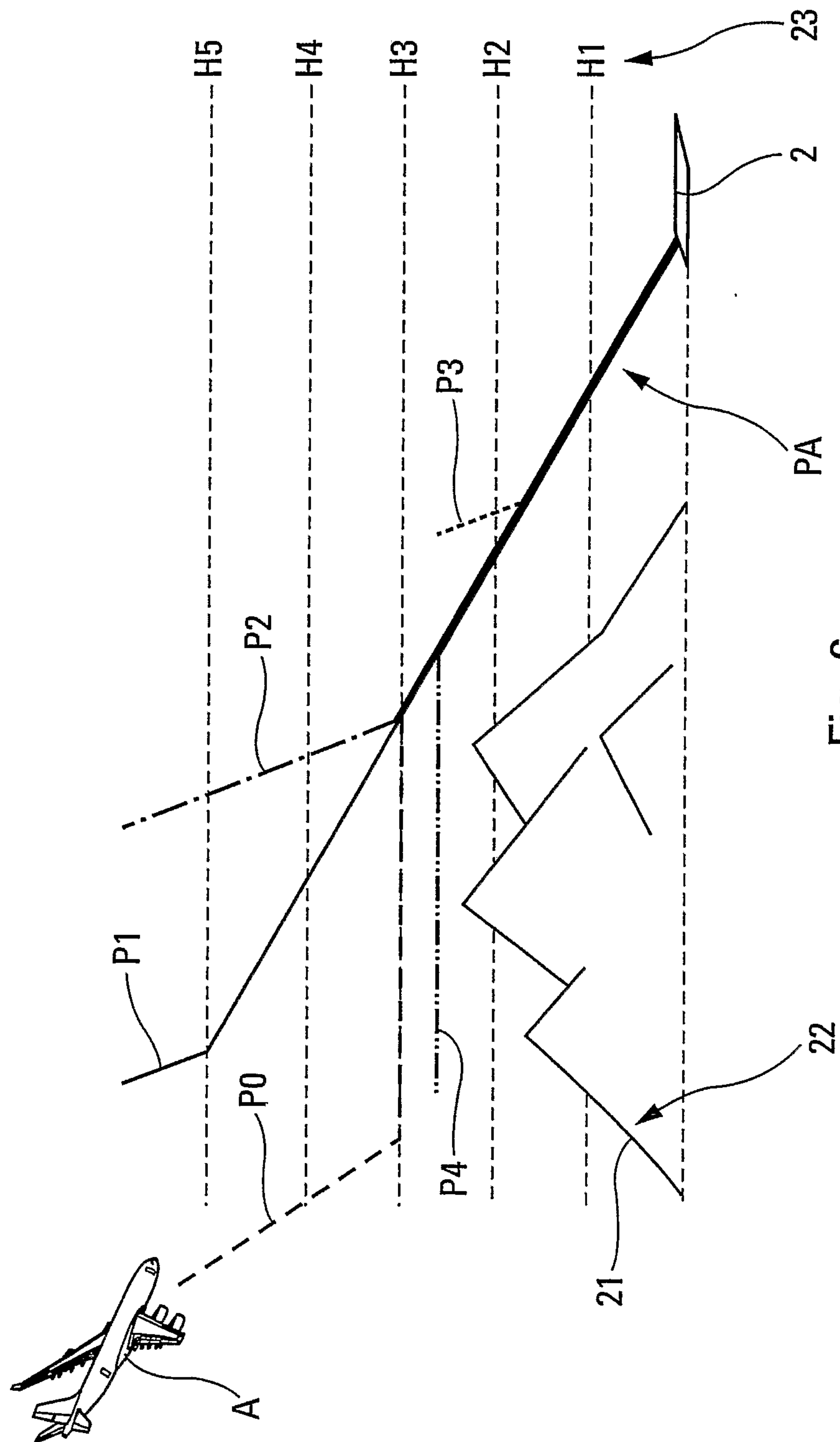


Fig. 6

