

19 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
COURBEVOIE

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

3 022 625

21 N° d'enregistrement national : 14 55653

51 Int Cl<sup>8</sup> : G 01 C 23/00 (2013.01), G 05 D 1/00, G 08 G 5/00

12

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22 Date de dépôt : 19.06.14.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la  
demande : 25.12.15 Bulletin 15/52.

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 :

Demande(s) d'extension :

71 Demandeur(s) : AIRBUS OPERATIONS Société par  
actions simplifiée — FR.

72 Inventeur(s) : MERE JEAN-CLAUDE.

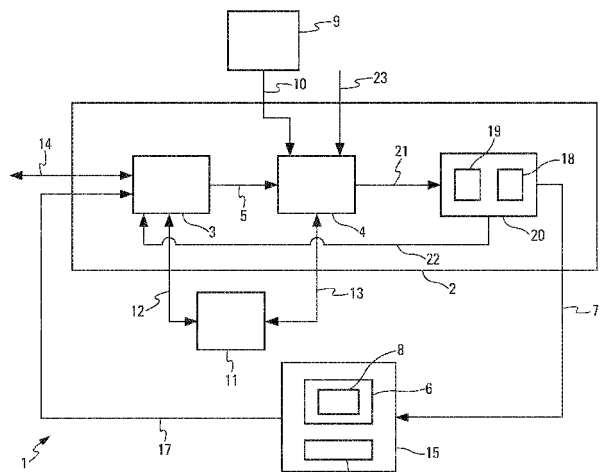
73 Titulaire(s) : AIRBUS OPERATIONS Société par  
actions simplifiée.

74 Mandataire(s) : GEVERS FRANCE Société par  
actions simplifiée.

54 PROCÉDE ET DISPOSITIF DE DÉTERMINATION ET DE PRÉSENTATION D'IMPACTS DE COÛTS GÉNÉRÉS PAR DES ÉCARTS LATÉRAUX DE ROUTE D'UN AÉRONEF.

57 - Procédé et dispositif de détermination et de présentation d'impacts de coûts générés par des écarts latéraux de route d'un aéronef.

- Le dispositif (1) comporte une unité de calcul (3) pour déterminer une pluralité de trajectoires de vol différentes, dites trajectoires alternatives, dont chacune est décalée latéralement dans le plan horizontal par rapport à une trajectoire de référence, notamment la trajectoire courante de l'aéronef, et une unité de calcul (4) configurée pour calculer, pour chacune des trajectoires alternatives, un coût global associé qui apporte une indication du coût généré par un vol de l'aéronef le long de cette trajectoire alternative, le dispositif (1) comportant également une unité d'affichage (6) configurée pour présenter sur un écran de navigation (8), des éléments d'indication qui apportent des indications relatives à la position et au coût global associé pour au moins certaines des trajectoires alternatives.



FR 3 022 625 - A1



La présente invention concerne un procédé et un dispositif de détermination et de présentation d'impacts de coûts générés par des écarts latéraux de route d'un aéronef par rapport à une trajectoire de vol dite trajectoire de référence.

5 On sait qu'un aéronef, en particulier un avion de transport, est pourvu d'un système de gestion de vol de type FMS (Flight Management System » en anglais), qui est destiné à définir une trajectoire à suivre par l'aéronef. Ce système FMS permet à l'équipage de l'aéronef notamment de modifier des paramètres de la trajectoire, en particulier la position de points du plan de vol  
10 dans le plan horizontal.

Lors d'une telle modification ou changement, le système FMS recalcule généralement des prédictions (heures estimées de passage et quantité de carburant restante à la verticale des points du plan de vol) sur le nouveau plan de vol, ce qui permet à l'équipage d'évaluer les impacts induits  
15 par le changement (de stratégie) ainsi modélisé dans le système FMS, notamment concernant l'heure d'arrivée et la quantité de carburant restante à destination (ou à un autre point).

Les changements peuvent être relativement complexes (plusieurs points peuvent par exemple être modifiés/insérés dans le plan de vol), mais la  
20 nécessité de modéliser les changements dans un plan de vol induit les deux limitations suivantes :

- l'équipage ne peut évaluer qu'une seule stratégie à la fois, ce qui l'oblige s'il veut comparer plusieurs stratégies notamment pour identifier la plus intéressante, à effectuer plusieurs modifications de son plan de vol et à  
25 mémoriser ou noter les impacts (quantité de fuel résiduelle et heure d'arrivée à destination par exemple) correspondant à chaque stratégie pour pouvoir effectuer la comparaison ; et

- le calcul des prédictions le long du plan de vol amendé est long (plusieurs minutes en fonction des changements apportés), ce qui, dans le cas où  
30 l'équipage souhaite évaluer plusieurs stratégies, peut devenir rédhibitoire si une décision rapide est à prendre.

Par ailleurs, lorsqu'une perturbation météorologique se présente sur le plan de vol actif (c'est-à-dire sur le plan de vol effectivement suivi par l'aéronef), l'équipage dispose de plusieurs options pour l'éviter, et notamment celle d'effectuer une manœuvre d'évitement latéral.

5 Pour l'aider dans cette tâche, l'équipage dispose généralement, sur un écran de navigation de l'aéronef, d'une représentation de l'environnement latéral de l'aéronef, contenant diverses informations telles que le plan de vol, une image vidéo d'un radar météorologique, et différents points d'aide à la navigation du système FMS.

10 Généralement, l'équipage cherche à suivre le trajet qui perturbe le moins possible sa mission et est donc tenté de choisir une trajectoire la plus courte possible, lui permettant de retrouver son plan de vol initial. Cependant, une telle trajectoire n'est pas nécessairement optimale en termes de consommation de carburant et de temps. En effet, les effets dus aux vents  
15 rencontrés sont difficiles à prendre en compte lors de la construction de la trajectoire d'évitement par l'équipage.

Par conséquent, l'équipage doit effectuer plusieurs essais de trajectoires (construction du nouveau profil latéral, saisie des paramètres de vent, calcul des prédictions), avant de trouver celle qui convient le mieux à la  
20 situation courante.

L'ensemble de ces tâches de l'équipage pour déterminer une trajectoire optimale en fonction de différents critères, présente donc une charge de travail importante.

25 La présente invention a pour objet de remédier à cet inconvénient. Elle concerne un procédé de détermination et de présentation sur un aéronef d'impacts de coûts générés par des écarts latéraux de route (ou déviations latérales) de l'aéronef par rapport à une trajectoire de vol dite trajectoire de référence.

30 Selon l'invention, ledit procédé comprend des étapes, mises en œuvre de façon automatique et consistant respectivement :

a) à déterminer une pluralité de trajectoires de vol différentes dites trajectoires alternatives, chacune desdites trajectoires alternatives étant décalée latéralement dans le plan horizontal par rapport à la trajectoire de référence ;

b) à calculer, pour chacune desdites trajectoires alternatives, un coût global associé, un coût global associé à une trajectoire alternative apportant une indication du coût généré par un vol de l'aéronef le long de cette trajectoire alternative ; et

c) à présenter, sur au moins un écran de navigation de l'aéronef, des éléments d'indication, les éléments d'indication apportant des indications relatives à la position et au coût global associé pour au moins certaines desdites trajectoires alternatives.

Ainsi, grâce à l'invention, l'équipage dispose directement, par l'affichage réalisé sur l'écran de navigation, d'indications (ou d'informations) visuelles concernant la position et le coût global associé de trajectoires alternatives, c'est-à-dire de trajectoires de vol possibles qui sont décalées latéralement par rapport à la trajectoire de référence, cette trajectoire de référence représentant de préférence (bien que non exclusivement) la trajectoire de vol courante de l'aéronef (c'est-à-dire celle suivie à l'instant courant par l'aéronef). Ces informations permettent, en particulier, d'apporter une aide à l'équipage pour évaluer la pertinence d'une déviation latérale de l'aéronef par rapport à la trajectoire de référence et le cas échéant pour choisir la trajectoire alternative à suivre, ce qui permet de réduire la charge de travail de l'équipage dans cette situation.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation préféré, le procédé comprend une étape supplémentaire consistant :

- à déterminer, parmi les trajectoires alternatives, une trajectoire alternative optimale en terme de coût ; et
- à présenter cette trajectoire alternative optimale sur l'écran de navigation.

L'équipage est ainsi informé de la trajectoire alternative qui est optimale en terme de coût (c'est-à-dire celle qui présente un coût global minimal) par rapport aux coûts globaux associés aux autres trajectoires alternatives

possibles, ce qui apporte une aide supplémentaire à l'équipage et contribue à la réduction de sa charge de travail.

Selon différents modes de réalisation de l'invention, qui pourront être pris ensemble ou séparément :

- 5 - le procédé comprend une étape supplémentaire consistant à permettre à un opérateur de sélectionner une trajectoire alternative présentée sur l'écran de navigation et de l'activer, la trajectoire alternative sélectionnée et activée par un opérateur étant alors suivie par l'aéronef ;
- au moins certaines desdites trajectoires alternatives déterminées à l'étape a) 10 présentent au moins des distances de décalage différentes, une distance de décalage (« offset » en anglais) d'une trajectoire alternative quelconque représentant une distance de valeur constante selon laquelle cette trajectoire alternative est décalée latéralement dans le plan horizontal par rapport à la 15 trajectoire de référence au moins pour une partie centrale de cette trajectoire alternative ;
- l'étape a) consiste à déterminer des trajectoires alternatives permettant d'éviter de traverser des zones d'évitement données de l'environnement de l'aéronef ;
- les étapes a) et b) mettent en œuvre une méthode d'optimisation non 20 linéaire multidimensionnelle ;
- le procédé comprend une étape supplémentaire consistant à enregistrer les trajectoires alternatives, déterminées à l'étape a), et les coûts globaux associés, calculés à l'étape b).

En outre, de façon avantageuse, l'étape b) consiste, pour chaque 25 trajectoire alternative :

- b1) à calculer un temps de vol le long de ladite trajectoire alternative ;
- b2) à calculer un coût dit complémentaire ; et
- b3) à déterminer le coût global associé à partir d'un coût dépendant dudit 30 temps de vol, ainsi que dudit coût complémentaire.

De préférence, l'étape b1) consiste à calculer le temps de vol  $\Delta T$  en divisant la trajectoire alternative en une pluralité de sous-segments et en

calculant et en sommant les temps de vol  $\Delta T_i$  de l'ensemble desdits sous-segments, le temps de vol  $\Delta T_i$  d'un sous-segment quelconque étant calculé à l'aide de l'expression suivante :

$$\Delta T_i = \frac{D_i}{W_{Lon}(x_i) + \sqrt{V_{A/C}^2 - W_{Lat}(x_i)^2}}$$

5 dans laquelle :

- $W_{Lon}(x_i)$  et  $W_{Lat}(x_i)$  sont respectivement des composantes longitudinale et latérale d'une vitesse d'un vent existant sur ledit sous-segment ;
- $V_{A/C}$  est une vitesse de l'aéronef par rapport à l'air ; et
- $D_i$  est une distance prédéterminée de sous-segment.

10 En outre, avantageusement, l'étape b3) consiste à calculer le coût global  $\Delta C$ , à l'aide de l'une des expressions suivantes :

$$\Delta C = C_F \cdot \Delta T \cdot (FF + CI) + C_0(\Delta T)$$

$$\Delta C = C_F \cdot (\Delta T + p(\Delta T)) \cdot (FF + CI)$$

dans lesquelles :

- 15 -  $C_F$  est un coût exprimé en une unité monétaire pour une quantité donnée de carburant ;
- $\Delta T$  est ledit temps de vol ;
- $FF$  est un paramètre illustrant un flux de carburant, ce paramètre étant considéré comme constant ;
- 20 -  $CI$  est un indice de coût représentant un rapport entre un coût dépendant d'un temps de vol de l'aéronef et un coût dépendant d'une consommation de carburant de l'aéronef ;
- $C_0(\Delta T)$  est une fonction dépendant du temps et comprenant le coût complémentaire ; et
- 25 -  $p(\Delta T)$  est une valeur de temps intégrant le coût complémentaire.

La présente invention concerne également un dispositif de détermination et de présentation sur un aéronef d'impacts de coûts générés

par des écarts latéraux de route de l'aéronef par rapport à une trajectoire de vol dite trajectoire de référence.

Selon l'invention, ledit dispositif comporte :

- une unité de traitement d'informations comprenant :

- 5       • une première unité de calcul configurée pour déterminer une pluralité de trajectoires de vol différentes, dites trajectoires alternatives, chacune desdites trajectoires alternatives étant décalée latéralement dans le plan horizontal par rapport à la trajectoire de référence ; et
  - 10       • une seconde unité de calcul configurée pour calculer pour chacune desdites trajectoires alternatives un coût global associé, un coût global associé à une trajectoire alternative apportant une indication du coût généré par un vol de l'aéronef le long de cette trajectoire alternative ; et
- une unité d'affichage configurée pour présenter, sur au moins un écran de navigation de l'aéronef, des éléments d'indication, les éléments d'indication
- 15       apportant des indications relatives à la position et au coût global associé pour au moins certaines desdites trajectoires alternatives.

En outre, dans un mode de réalisation préféré, l'unité de traitement d'informations comprend une troisième unité de calcul configurée pour déterminer, parmi lesdites trajectoires alternatives, une trajectoire alternative

20       optimale, cette trajectoire alternative optimale étant présentée sur l'écran de navigation par l'unité d'affichage.

Par ailleurs, avantageusement, ledit dispositif comporte :

- un serveur d'environnement configuré pour fournir, au moins à l'unité de traitement d'informations, des données météorologiques, ainsi que des zones
- 25       d'évitement définissant des zones de vol devant être évitées par l'aéronef ; et/ou
- un serveur de performance configuré pour fournir, au moins à l'unité de traitement d'informations, des informations liées aux performances de vol de l'aéronef.

La présente invention concerne en outre un aéronef, en particulier un avion de transport, qui est pourvu d'un dispositif tel que celui spécifié ci-dessus.

5 Les figures annexées 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 qui illustre un mode de réalisation de l'invention.

10 La figure 2 montre un vol d'un aéronef le long d'une trajectoire de vol courante soumise à une perturbation.

Les figures 3A à 3C montrent des exemples de polygones délimitant des perturbations.

15 La figure 4 est un schéma montrant les caractéristiques d'une trajectoire alternative décalée latéralement par rapport à une trajectoire de vol courante d'un aéronef.

Les figures 5 et 6 sont deux graphiques illustrant des exemples d'évolution de coût de vol en fonction d'un retard.

20 La figure 7 est un schéma permettant d'expliquer un calcul de la durée de vol le long d'un sous-segment de trajectoire de vol.

La figure 8 est un schéma permettant d'expliquer un calcul d'un vent moyen.

25 Les figures 9 et 10 sont des graphiques montrant l'évolution d'un coût en fonction d'une distance de décalage, respectivement en absence et en présence d'une perturbation.

Les figures 11 et 12 montrent schématiquement des exemples d'affichage susceptibles d'être réalisés par un dispositif conforme à l'invention.

30 Le dispositif 1 représenté schématiquement sur la figure 1 et permettant d'illustrer l'invention, est un dispositif de détermination et de présentation sur un aéronef, en particulier sur un avion de transport, d'impacts de coûts relatifs à des écarts latéraux de l'aéronef par rapport à une trajectoire de vol donnée, dite trajectoire de référence. De préférence, bien que non



exclusivement, cette trajectoire de référence est la trajectoire de vol courante effectivement suivie à l'instant courant par l'aéronef.

Pour ce faire, ce dispositif 1 qui est embarqué sur l'aéronef, comporte :

- 5 - une unité de traitement d'informations ou unité centrale 2, qui comprend :
- une unité de calcul 3 configurée pour calculer une pluralité de trajectoires de vol dites trajectoires alternatives. Chacune desdites trajectoires alternatives est décalée latéralement dans le plan horizontal par rapport à la trajectoire de référence, comme précisé ci-  
10 dessous ; et
  - une unité de calcul 4 reliée par l'intermédiaire d'une liaison 5 à l'unité de calcul 3 et configurée pour calculer, pour chacune desdites trajectoires alternatives, un coût global associé (précisé ci-après) ; et
- une unité d'affichage 6 qui est reliée à ladite unité centrale 2 par  
15 l'intermédiaire d'une liaison 7 et qui est configurée pour présenter, sur au moins un écran de navigation 8 de l'aéronef, des éléments d'indication. Ces éléments d'indication apportent des indications relatives à la position et au coût global associé pour au moins certaines desdites trajectoires alternatives, comme précisé ci-dessous en référence aux figures 11 et 12 notamment.

20 Ainsi, grâce au dispositif 1, l'équipage dispose directement, par l'affichage réalisé sur l'écran de navigation 8, d'indications (ou d'informations) visuelles (précisées ci-dessous) concernant la position et le coût global associé de trajectoires alternatives. Ces trajectoires alternatives sont des trajectoires de vol possibles qui sont décalées latéralement par rapport à la  
25 trajectoire de référence, cette trajectoire de référence représentant de préférence (bien que non exclusivement) la trajectoire de vol courante de l'aéronef. Ces informations permettent, en particulier, d'apporter une aide à l'équipage, d'une part, pour évaluer la pertinence d'un décalage latéral de l'aéronef par rapport à la trajectoire de référence, et d'autre part, pour choisir  
30 le cas échéant la trajectoire alternative à suivre, ce qui permet de réduire la charge de travail de l'équipage dans cette situation.

Le dispositif 1 comporte de plus :

- un serveur d'environnement 9 précisé ci-dessous, qui fournit des données météorologiques, ainsi que des enveloppes entourant des zones à éviter, à l'unité centrale 2 (via une liaison 10) ; et

5 - un serveur de performance 11 qui est relié par l'intermédiaire de liaisons 12 et 13, respectivement, auxdites unités de calcul 3 et 4 de l'unité centrale 2.

10 Ce serveur de performance 11 fournit auxdites unités de calcul 3 et 4 différentes informations (vitesse, masse, rayon de virage,...) liées aux performances et aux qualités de vol de l'aéronef. Dans le cadre d'une solution simplifiée précisée ci-après, le serveur de performance 11 fournit la vitesse à un point d'éloignement de la trajectoire de référence (vitesse qui est considérée comme constante pour la suite de l'évitement).

15 Par ailleurs, l'unité centrale 2 reçoit, via une liaison 14, un plan de vol initial d'un système de gestion de vol (non représenté), de type FMS (« Flight Management System » en anglais) de l'aéronef.

L'unité centrale 2 comporte, de plus, une unité de stockage 18 qui enregistre les trajectoires alternatives, déterminées par l'unité de calcul 3, et les coûts globaux associés, calculés par l'unité de calcul 4.

20 Par ailleurs, dans un mode de réalisation préféré, l'unité centrale 2 comporte une unité 19 de recherche d'optimum, qui est configurée pour déterminer une trajectoire alternative optimale en terme de coût, comme précisé ci-dessous. Cette trajectoire alternative optimale est présentée sur l'écran de navigation 8 par l'unité d'affichage 6.

25 L'équipage est ainsi informé de la trajectoire alternative qui est optimale en terme de coût (c'est-à-dire celle qui présente un coût global minimal) par rapport aux coûts globaux associés aux autres trajectoires alternatives possibles.

30 Dans un mode de réalisation particulier, l'unité de stockage 18 et l'unité 19 font partie d'une unité de calcul 20 qui est reliée par l'intermédiaire de liaisons 21 et 22, respectivement, aux unités de calcul 3 et 4.

Le dispositif 1 comprend également une liaison 23 de transmission de données, qui est liée à l'unité de calcul 4 et qui permet de transmettre des données, notamment d'une compagnie aérienne, telles que :

- des objectifs en termes de temps ou de carburant ;
- 5 - divers paramètres dépendant du temps ; et
- des informations relatives à une usure d'un moteur (temps de vol, changement de vitesse).

Cette liaison 23 peut être liée à une source de données (non représentée). Dans un exemple particulier, elle est liée à une unité de saisie  
10 16, ce qui permet à un membre d'équipage d'entrer les informations précitées (de la compagnie aérienne) à l'aide de l'unité de saisie 16.

Par conséquent, et comme décrit plus en détail ci-dessous, le dispositif 1 analyse et restitue visuellement à l'équipage le champ des possibilités qui s'offrent à lui en terme de trajectoires alternatives au plan de vol de référence,  
15 compte tenu de contraintes tant opérationnelles qu'environnementales pour par exemple éviter une perturbation météorologique, un espace aérien particulier ou simplement profiter d'un courant aérien. Le dispositif 1 caractérise graphiquement l'impact de chacune d'entre elles de sorte que l'équipage est ainsi en mesure de choisir directement (par simple lecture de  
20 l'écran de navigation 8) la meilleure trajectoire pour réaliser un évitement.

Comme indiqué ci-dessus, le serveur d'environnement 9 fournit des données météorologiques, ainsi que des enveloppes entourant des zones à éviter, qui sont nécessaires à différents calculs de prédictions et de coûts, comme précisé ci-après. Le serveur d'environnement 9 fournit les données  
25 météorologiques (via la liaison 10) sous la forme d'une grille de vents. Cette grille de vents contient des informations sur les intensités et les directions des vents (dans une large zone autour du plan de vol initialement prévu), ainsi que des enveloppes entourant des perturbations, comme représenté sur la figure 2. Dans l'exemple de la figure 2, l'aéronef AC vole le long d'une trajectoire de  
30 référence TR (correspondant au plan de vol initial) qui traverse une perturbation E1 entourée par une enveloppe F1. Sur cette figure 2, on a

également représenté une trajectoire alternative TA1 permettant d'éviter de traverser la perturbation E1, ainsi qu'une autre perturbation E2 entourée par une enveloppe F2.

5 D'autres zones à éviter sont également fournies par le serveur d'environnement 9 sous forme d'enveloppes avec une indication d'un surcoût associé à leur survol (taxe par exemple, ou coût infini si la zone ne peut pas être survolée).

10 On notera que les radars météorologiques embarqués sur l'aéronef permettent de générer, de façon usuelle, une image vidéo des phénomènes météorologiques (humides) dans une large zone devant l'aéronef. Ce type d'information n'étant pas directement utilisable, il est traité préalablement (détection des contours des perturbations, classification selon leur dangerosité, mise en relation avec des coordonnées exprimées en latitudes et longitudes, ...).

15 Le serveur d'environnement 9 fournit de manière vectorielle des volumes contenant les zones à éviter. A une altitude considérée, ces enveloppes sont représentées par des polygones fermés F1 et F2, comme représenté sur la figure 2. Ils sont fournis sous forme de listes de points qui représentent les sommets des polygones F1 et F2 et qui sont définis, chacun,  
20 par une latitude et une longitude.

De préférence, on utilise des polygones convexes, comme représenté à titre d'exemple sur la figure 2. En cas de besoin, on peut représenter un polygone non convexe F3 tel que représenté sur la figure 3A, comme l'union d'une pluralité de polynômes convexes F3A, F3B et F3C, tel qu'illustré sur la  
25 figure 3C. La figure 3B montre le découpage de l'enveloppe (ou polygone) non convexe F3 de la figure 3A de manière à obtenir les enveloppes (ou polygones) convexes F3A, F3B et F3C représentées sur la figure 3C. Bien que distincts, on considère pour les calculs de coûts que tous les polygones F3A, F3B et F3C issus d'un même polygone initial F3 présentent le même  
30 barycentre B. Ce barycentre B correspond à celui du polygone initial F3.

Par ailleurs, comme indiqué ci-dessus, l'unité de calcul 3 détermine des trajectoires alternatives susceptibles de permettre un évitement latéral d'une perturbation E1. Cette unité de calcul 3 peut mettre en œuvre l'une des nombreuses méthodes usuelles permettant de déterminer de telles trajectoires alternatives.

L'évitement de perturbations météorologiques (si elles sont de faible importance) peut être déterminé à l'aide d'une méthode utilisant une fonction usuelle dite « d'offset », qui est par exemple intégrée dans un système de gestion de vol de l'aéronef. Cette méthode permet de limiter les croisements avec d'autres routes, et elle est facilement prise en compte par le contrôle au sol. De plus, son impact sur la gestion aérienne de la zone où évolue l'aéronef AC est relativement limité.

Pour ce faire, l'unité de calcul 3 définit un décalage latéral (ou déviation latérale). Ce décalage latéral est une translation (vers la droite ou la gauche) du plan de vol latéral actuel de l'aéronef AC, comme représenté sur la figure 4. Sur cette figure 4, l'aéronef AC vole le long d'une trajectoire de vol TR passant par des points de passage P1, P2, P3, P4 et P5, et on a représenté une trajectoire alternative TA2. Le décalage latéral est défini par :

- une valeur « d'offset » D, dite « distance de décalage » dans le cadre de la présente invention. La distance de décalage D d'une trajectoire alternative TA2 quelconque représente une distance de valeur constante selon laquelle cette trajectoire alternative TA2 est décalée latéralement dans le plan horizontal par rapport à la trajectoire de référence TR au moins pour une partie centrale de cette trajectoire alternative TA2 ;

- un angle d'interception  $\beta_1$  amont (ou angle d'éloignement), dans le sens de vol E de l'aéronef AC ;

- un point de passage P1 de départ (c'est-à-dire de début d'évitement) ;

- un point de passage P5 d'arrivée (c'est-à-dire de fin d'évitement) ; et

- un angle d'interception  $\beta_2$  aval (ou angle de capture).

Dans un mode de réalisation préféré, en absence d'angle d'interception entré par le pilote via l'unité de saisie 16, le dispositif 1 utilise

pour les angles d'interception  $\beta_1$  et  $\beta_2$  une valeur par défaut, de préférence  $30^\circ$ .

En fonction de la valeur D de la distance de décalage (de l'écartement latéral ou déviation latérale), et à partir de la trajectoire initiale (et des points P1 et P5 de début et de fin d'évitement), reçue via la liaison 14, l'unité de calcul 3 détermine entièrement la nouvelle trajectoire alternative TA2. Cette dernière est définie par une liste de points de passage (définis par leur latitude et longitude).

Une fois la trajectoire construite, un segment d'éloignement 24 et un segment de capture 25 sont ajoutés. Ces derniers sont construits en considérant respectivement l'angle d'éloignement  $\beta_1$  et l'angle de capture  $\beta_2$  par rapport aux segments de la trajectoire de référence TR (correspondant au plan de vol initial). On obtient alors la trajectoire alternative TA2 passant par des points de passage P1, P1A, P2A, P3A, P4A, P5A et P5.

Dans la suite de la description, on prend en compte l'exemple de trajectoires alternatives obtenues par un décalage latéral (ou « offset ») de la trajectoire de référence TR, comme représenté sur la figure 4. Cependant, le dispositif 1 peut prendre en compte tout type de trajectoires d'évitement (trajectoires alternatives), dès que ces dernières sont construites de manière similaire en faisant varier un nombre restreint de paramètres.

Ainsi, dans le cadre de la présente invention, on peut notamment prendre en compte :

- des trajectoires alternatives, dont les points d'éloignement et de capture P1 et P5, ainsi que les angles d'interception  $\beta_1$  et  $\beta_2$  sont variables ;
- des trajectoires alternatives constituées de deux segments : un segment d'éloignement et un segment de capture ; et
- des trajectoires alternatives, dont un nombre donné de points de passage sont remplacés par des points de passage situés à proximité immédiate.

Le dispositif 1 comporte ainsi une automatisation notamment des opérations de construction de trajectoires alternatives, ce qui permet de réduire la charge de travail de l'équipage et d'obtenir des résultats plus

rapidement avec une précision accrue. De plus, plusieurs trajectoires alternatives peuvent être obtenues et comparées en modifiant uniquement la distance de décalage  $D$ , les autres paramètres (caps pour l'éloignement et la capture, points d'éloignement et de capture) étant définis une fois pour toutes les trajectoires.

Par ailleurs, pour le calcul du coût, mis en œuvre par l'unité centrale 4, on détermine un critère de choix objectif. Ceci est réalisé au travers d'une fonction dite de « coût ». Cette fonction note chaque trajectoire alternative en tenant compte de contraintes environnementales, de contraintes opérationnelles, et de sa consommation en termes de carburant et de temps.

On sait qu'un système de gestion de vol d'un aéronef prévoit généralement une optimisation de divers paramètres du vol à travers un unique paramètre appelé indice de coût (« Cost Index » en anglais). Ce paramètre, entré par l'équipage au début du vol, permet d'établir un rapport à suivre entre les coûts dépendant du temps et ceux liés à la consommation de carburant.

De manière simplifiée, le coût  $C$  d'un vol le long d'au moins une partie d'une trajectoire de vol, notamment d'une trajectoire alternative, est défini par la relation suivante :

$$C = C_F \cdot \Delta F + C_T \cdot \Delta T + C_0$$

ou 
$$C = C_F \cdot \Delta T \cdot \left( \frac{\Delta F}{\Delta T} + \frac{C_T}{C_F} \right) + C_0$$

dans laquelle :

- $C_0$  représente des coûts dits fixes pour le vol ;
- $C_F$  est le coût d'une quantité donnée (masse, volume) de carburant, par exemple d'un kilogramme de carburant ;
- $C_T$  est le coût moyen d'une unité de temps de vol, par exemple d'une minute de vol ;
- $\Delta F$  est la quantité de carburant consommé pendant le vol, exprimée par exemple en livres ; et

-  $\Delta T$  est le temps total de vol.

On définit l'indice de coût ( $CI = \frac{C_T}{C_F}$ ) comme une grandeur constante

pour le vol considéré.

On intègre alors l'équation ci-dessus, entre deux instants d'une partie  
5 du vol pour laquelle la vitesse et le régime des moteurs de l'aéronef (et donc  
le flux de carburant  $FF = \frac{\Delta F}{\Delta T}$ ) restent à peu près constants.

On obtient ainsi l'expression suivante :  $C = C_F \cdot \Delta T \cdot (FF + CI) + C_0$ .

Les valeurs  $\Delta T$  et  $\Delta F$  considérées correspondent à une partie du vol,  
pour laquelle le flux de carburant est considéré comme constant.

10 Le flux de carburant  $FF$  étant considéré comme constant, les  
variations du coût total d'une trajectoire dépendent directement du temps de  
vol. Ainsi, pour comparer deux trajectoires données, on prend simplement en  
compte la différence entre les coûts respectifs de ces trajectoires. On obtient  
alors l'expression suivante :

$$15 \quad \Delta C = C_{F1} \cdot \Delta T_1 \cdot (FF_1 + CI_1) - C_{F2} \cdot \Delta T_2 \cdot (FF_2 + CI_2),$$

dans laquelle l'indice 1 correspond à une première trajectoire  
(notamment la trajectoire de référence TR) et l'indice 2 correspond à une  
seconde trajectoire (notamment une trajectoire alternative).

En considérant que les vols suivant les deux trajectoires sont réalisés  
20 dans des conditions identiques, on obtient finalement :

$$\Delta C = C_F \cdot (\Delta T_1 - \Delta T_2) \cdot (FF + CI).$$

Par conséquent, la différence de coût  $\Delta C$  entre deux trajectoires peut  
être obtenue en analysant la différence de temps de vol.

Ainsi, en première approximation, sur un tronçon de trajectoire volé  
25 pour lequel le débit de carburant est constant (faible distance, altitude proche  
ou égale), et en l'absence de coût complémentaire particulier (tel que précisé  
ci-dessous), on peut considérer que l'écart de coût correspond à l'écart de  
temps de vol.



La fonction de coût précisée ci-dessus prend essentiellement en compte les objectifs d'une compagnie aérienne à travers la valeur d'un indice de coût, qui a été définie par l'équipage (et entrée à l'aide de l'unité de saisie 16 par exemple), c'est-à-dire seul un rapport « coût du temps/coût du carburant » est pris en compte.

Toutefois, d'autres coûts ou surcoûts peuvent être envisagés, tels que des coûts dus à des indemnités pour les passagers ayant manqué une connexion ou devant être logés en attente d'un vol suivant. De plus, différentes taxes liées à des rejets d'éléments polluants (NO<sub>x</sub> et CO<sub>2</sub>) ou au survol de zones particulières peuvent également être considérées. On peut donc identifier d'autres coûts liés au vol et dus à un retard de l'aéronef, faisant partie d'un « coût complémentaire » dans le cadre de la présente invention, tels que par exemple :

- des coûts relatifs à une usure des moteurs et de la cellule de l'aéronef ;
- des coûts dus à des connections ratées (indemnités, nuits d'hôtel, ...) ;
- un paiement d'heures supplémentaires et/ou de travail de nuit ;
- des taxes liées à l'environnement : NO<sub>x</sub> éventuel, ETS (« Emissions Trading Scheme » en anglais), survol de zones particulières.

Le terme  $C_0$  intervenant dans la fonction de coût initial, peut être représenté dans l'équation Eq1 suivante par une fonction du temps continue par segments, pour plus de précision :

$$\Delta C = C_F \cdot \Delta T \cdot (FF + CI) + C_0(\Delta T)$$

En outre, le terme  $C_F$  peut contenir les contributions supplémentaires liées au carburant.

La fonction de coût peut être adaptée au besoin de chaque compagnie aérienne (court ou long courrier, vol à bas prix ou non, ...).

L'exemple représenté sur la figure 5 montre différents cas de surcoûts  $C_i$  engendrés par des retards  $R$  (exprimés par exemple en minutes) pour une flotte d'aéronefs ayant réalisé respectivement des vols différents V1 à V4. Le surcoût  $C_1, \dots, C_4$  est une fonction linéaire du temps (retard  $R$ ) uniquement

par segments, comme par exemple pour des segments C1A, C1B et C1C relatifs au surcoût C1. Différents sauts de valeurs (S1A et S1B pour C1, S2 pour C2 et S3 pour C3) sont observés. Ces derniers sont dus à des retards empêchant une nouvelle rotation, au paiement d'heures supplémentaires pour l'équipage ou de nuitées,.... Dans l'exemple particulier représenté, malgré les sauts observés, la pente reste toujours constante.

Une fonction de coût, à elle seule, ne permet pas d'optimiser l'ensemble d'une flotte d'aéronefs. Cependant, pour un aéronef effectuant plusieurs rotations par jour, un retard en début de journée peut impacter le reste des vols du jour. Il peut arriver, en particulier, qu'une rotation doive être annulée en raison d'un retard trop élevé. Ces phénomènes sont modélisables par une fonction affine par segments qui permet à l'équipage d'optimiser au mieux le vol.

Ainsi, le coût C d'un vol en fonction du temps de vol  $\Delta T$  peut être illustré par :

$$C = \begin{cases} a_1 \cdot \Delta T + b_1 si \Delta T \in [t_1; t_2[ \\ a_2 \cdot \Delta T + b_2 si \Delta T \in [t_2; t_3[ \\ \dots \end{cases}$$

Par conséquent, en reprenant l'équation Eq1 précitée, on obtient :

$$\Delta C = C_F \cdot \Delta T \cdot (FF + CI) + C_0(\Delta T)$$

$$\text{avec } C_0 = \begin{cases} b_1 si \Delta T \in [t_1; t_2[ \\ b_2 si \Delta T \in [t_2; t_3[ \\ \dots \end{cases}$$

Chacun des coefficients permettant la définition de la partie complémentaire de la fonction de coût, est paramétrable notamment par la compagnie aérienne, par exemple via l'unité de saisie 16.

On considère que le calcul du coût est mis en œuvre par l'unité de calcul 4 en deux étapes principales distinctes :

- un calcul du temps nécessaire au vol de la trajectoire alternative déterminée ; et

- un ajout de pénalités (dit coût complémentaire), définies de préférence par segments en fonction du temps, pour obtenir le coût global associé à la trajectoire alternative.

Dans un mode de réalisation particulier, au lieu d'ajouter un terme  $C_0(\Delta T)$  dépendant du temps, on peut considérer que tout coût supplémentaire est représenté par une pénalité de temps, comme représenté sur la figure 6 où une pénalité de temps  $p(\Delta T)$  est illustrée par une flèche S5 pour passer d'un coût C0 à un coût C5. Ainsi, au lieu de  $\Delta T$ , on prend en compte un temps  $\Delta T + p(\Delta T)$ , où  $p(\Delta T)$  est une fonction constante par segments. On obtient alors :

$$\Delta C = C_F \cdot (\Delta T + p(\Delta T)) \cdot (FF + CI)$$

L'unité de calcul 4 effectue le calcul du coût à partir des informations de vent fournies par le serveur d'environnement 9. En particulier, l'unité de calcul 4 vérifie si la trajectoire alternative passe par une perturbation pour ajouter (ou non) une pénalité en terme de coût. Cette pénalité permet, lors de la recherche d'une trajectoire alternative optimale, de ne pas obtenir de trajectoire passant par la perturbation même si le vent y est plus favorable.

Comme indiqué ci-dessus, le coût d'une trajectoire alternative est déterminé à partir du temps nécessaire pour voler le long de la trajectoire alternative. L'unité de calcul 4 comprend un élément de calcul intégré (et non représenté), pour estimer, de manière rapide et suffisamment fiable, le temps de vol nécessaire pour une trajectoire déterminée, en tenant compte notamment de contraintes environnementales, et en particulier du vent. Les différents vents fournis par le serveur d'environnement 9 sont pris en compte à travers une modélisation discrète.

On considère un tronçon de trajectoire (représentant au moins une partie d'une trajectoire alternative) dont on souhaite estimer le coût. Ce tronçon de trajectoire est divisé en sous-segments de tailles identiques (longueur D). On considère que le vent est constant en intensité et orientation sur l'ensemble de chaque sous-segment. La division (ou découpage) en sous-

segments dépend donc de la précision de la grille de vents. On notera qu'il n'est pas utile d'avoir un découpage trop important (pas d'ajout de précision) et qu'il est préjudiciable d'avoir un découpage trop faible (perte de temps). On considère, de préférence, que les sous-segments sont au plus deux fois plus petits que l'espacement minimal entre deux données de vents de la grille de vents.

L'analyse du déplacement d'un aéronef AC le long d'un sous-segment  $S_i$  permet d'établir le schéma montré sur la figure 7. Sur cette figure 7, on a représenté :

- 10 - la vitesse du vent  $W_i$  ;
- la vitesse  $V_{A/C}$  de l'aéronef AC par rapport à l'air ;
- la vitesse  $V_{GND}$  de l'aéronef AC par rapport au sol ;
- un angle  $\alpha_i$  entre la vitesse  $V_{A/C}$  et une direction N indiquant le Nord ; et
- un angle  $\theta_i$  entre la vitesse  $V_{GND}$  et la direction N.

15 En tenant compte d'une distance prédéterminée  $D_i$  (longueur des sous-segments), on obtient, pour chacun des sous-segments  $S_i$  (dont l'extrémité aval dans le sens du vol E est nommée  $x_i$ ), un temps (de vol)  $\Delta T_i$  tel que :

$$\Delta T_i = \frac{D_i}{V_{GND}(x_i)}$$

20 Par conséquent, pour l'ensemble du tronçon de trajectoire considéré (par exemple l'ensemble d'une trajectoire alternative), on obtient le temps de vol suivant :

$$\Delta T = \sum_i \frac{D_i}{V_{GND}(x_i)}$$

25 Si on prend en compte les caractéristiques géométriques présentées sur la figure 7, on obtient l'équation Eq2 suivante :

$$\Delta T = \sum_i \frac{D_i}{W_{Lon}(x_i) + \sqrt{V_{A/C}^2 - W_{Lat}(x_i)^2}}$$

La vitesse  $V_{A/Ci}$  de l'aéronef AC est toujours considérée constante sur un sous-segment  $S_i$ , et les sous-segments  $S_i$  présentent une distance  $D_i$ .

En prenant en compte  $W_{Lon}(xi)$  et  $W_{Lat}(xi)$  qui sont, respectivement, les composantes longitudinale et latérale (par rapport à  $\vec{V}_{GND}$ ) de la vitesse du vent agissant à l'extrémité aval  $xi$  du sous-segment  $S_i$  et qui vérifient les expressions suivantes :

$$W_{Lon}(xi) = Wi \cdot \cos(\alpha_i - \theta_i)$$

$$W_{Lat}(xi) = Wi \cdot \sin(\alpha_i - \theta_i)$$

on déduit de l'équation Eq2 précédente, que :

$$\Delta T = \sum_i \frac{D_i}{Wi \cdot \cos(\alpha_i - \theta_i) + \sqrt{V_{A/Ci}^2 - Wi^2 \cdot \sin(\alpha_i - \theta_i)^2}}$$

Afin d'obtenir la vitesse et la direction du vent à un point  $xi$  (correspondant à l'extrémité aval du sous-segment  $S_i$  considéré dans le sens de vol E de l'aéronef AC), on effectue une interpolation via la moyenne pondérée des vents les plus proches. En effet, seule une grille de vents est disponible, et les nœuds de la grille ne sont pas nécessairement situés aux extrémités des segments.

L'interpolation est effectuée en considérant les  $k$  nœuds les plus proches, comme représenté sur la figure 8. Sur cette figure 8, on a représenté quatre vecteurs de vent  $\vec{W}1$  à  $\vec{W}4$  définis à des distances respectives  $D1$  à  $D4$  du point  $xi$ . L'extrémité amont du sous-segment  $S_i$  est nommée  $xi-1$ .

La contribution de chaque nœud est pondérée par la distance  $D1$  à  $D4$  du nœud à l'extrémité  $xi$  du sous-segment  $S_i$  considéré. Le vent moyen  $\vec{W}i(xi)$  pris en compte pour ce sous-segment  $S_i$ , est calculé à partir de la relation suivante :

$$\vec{W}i(xi) = \frac{\sum_k \frac{\vec{W}k}{Dk}}{\sum_k \frac{1}{Dk}}$$

Comme indiqué ci-dessus, une perturbation (ou zone à éviter) est fournie par le serveur d'environnement 9 sous la forme d'une ou de plusieurs enveloppes polygonales F1, F2 (comme représenté par exemple sur la figure 2). Dans le cadre de la présente invention, on considère que :

- 5 - si la trajectoire alternative considérée ne croise pas une perturbation, le coût associé à cette trajectoire alternative n'est pas modifié ;
- si la trajectoire alternative croise une perturbation, telle que la perturbation E1 (d'enveloppe polygonale F1) de la figure 2, un coût forfaitaire est défini ; et
- 10 - si la trajectoire alternative croise une zone pour laquelle est appliquée une surtaxe, cette surtaxe (ou surcoût) est ajoutée au coût de la trajectoire.

Dans un mode de réalisation préféré, l'unité de calcul 4 fait dépendre la valeur du coût d'une trajectoire alternative passant par une perturbation de sa distance par rapport au centre de la perturbation. La trajectoire passant par le centre de la perturbation a un coût maximal, et les autres trajectoires ont un coût dépendant linéairement de leur distance de décalage par rapport à cette trajectoire passant par le centre de la perturbation.

Par ailleurs, à l'aide de la fonction de coût et du calcul de trajectoires décalées, il est possible de tracer l'évolution du coût en fonction de la distance de décalage (« offset »). On peut alors identifier les trajectoires les plus intéressantes.

Dans le cas où il n'y a pas de perturbation météorologique, on peut obtenir la courbe CA représentée sur la figure 9 qui définit le coût (exprimé par exemple en secondes) en fonction de la distance de décalage (exprimée par exemple en milles nautiques (NM)) vers la droite (valeurs positives) et vers la gauche (valeurs négatives). Le minimum est obtenu pour 0 NM, c'est-à-dire pour la trajectoire de référence. En effet, plus la distance de décalage (« offset ») est grande, plus la distance de vol qui sera parcourue est importante. En l'absence de perturbation (et de vent significatif), seule la distance a un impact sur l'évaluation du coût de la trajectoire. Toutefois, au-

delà d'une certaine distance de décalage, le coût de la trajectoire devient constant. En effet, après une certaine distance de décalage et compte tenu des valeurs d'angle d'éloignement et de capture, aucune trajectoire ne peut plus être construite. Celles-ci sont réduites aux segments d'éloignement et de capture.

5

Par ailleurs, en présence d'une perturbation, cette dernière va modifier localement l'allure de la courbe du coût en fonction du décalage, comme représenté sur l'exemple de la figure 10. Dans cet exemple, les vents rencontrés pénalisent la consommation sur la gauche du plan de vol initial (valeurs négatives de distance). A l'inverse, sur la droite du plan de vol (valeurs positives de distance) se situe le centre de la perturbation (des vents plus favorables). Une fois que la distance de décalage à droite est suffisamment importante, il est possible de bénéficier de vents plus favorables, ce qui a pour conséquence de réduire le coût du vol. Cependant, le gain qui peut être obtenu est, à mesure que la distance de décalage augmente, en partie compensé par la plus grande distance à voler. La présence de la perturbation a pour conséquence l'obtention de deux minima M1 et M2 sur la courbe CB du coût (dont un minimum global M1) dans l'exemple de la figure 10.

10

15

20

Par ailleurs, l'unité 19 de l'unité de calcul 20 contient un algorithme de recherche de trajectoire optimale. En fonction du coût évalué (par l'unité de calcul 4) de la trajectoire, l'unité 19 définit de nouvelles valeurs de paramètres transmises par la liaison 22 à l'unité de calcul 3, qui permettent à cette dernière de construire de nouvelles trajectoires à tester. Ces traitements sont réalisés en boucle. Les paramètres sont choisis de manière à obtenir une convergence vers une trajectoire alternative à coût minimale, dite trajectoire optimale.

25

30

Dans le cadre de la présente invention, cette opération peut, par exemple, être mise en œuvre par une méthode usuelle dite de « Nelder-Mead », mais également par toute autre méthode d'optimisation non linéaire multidimensionnelle. La dimension de l'optimisation (c'est-à-dire le nombre de

paramètres à déterminer) dépend directement du mode de calcul utilisé par l'unité de calcul 3, pour construire les trajectoires alternatives (à tester).

Par ailleurs, une interface homme/machine 15 gère les entrées et sorties et les interactions avec l'équipage et elle prend en compte les différentes saisies de paramètres (points d'évitement et de capture). Elle réalise également l'affichage notamment de la trajectoire considérée comme optimale, ainsi que le champ des solutions de trajectoires alternatives.

Dans un mode de réalisation particulier, l'unité d'affichage 6 fait partie de l'interface homme/machine 15 qui comprend, de plus, l'unité de saisie 16. Cette unité de saisie 16 permet à un opérateur, notamment un pilote de l'aéronef, d'entrer des données dans l'unité centrale 2, par l'intermédiaire d'une liaison 17. Cette unité de saisie 16 peut correspondre à tout type d'unité usuelle (écran tactile, pavé numérique, clavier et/ou souris d'ordinateur,...) permettant de saisir des données.

Compte tenu de l'évaluation de différentes trajectoires, une cartographie est fournie à l'équipage via l'écran de navigation 8 pour lui permettre d'identifier les zones d'évitement les plus favorables. A chaque trajectoire peut être attribuée une couleur dépendant de son coût, comme représenté sur la figure 11.

Dans le cas où plusieurs tronçons de trajectoires différents sont superposés, la priorité (visibilité) est donnée à la trajectoire de moindre coût. Ainsi, on s'assure que la trajectoire optimale est toujours affichée.

Dans les exemples représentés sur les figures 11 et 12, on considère un plan de vol d'un aéronef AC allant d'un point de passage PD à un point de passage PF. L'altitude de croisière est, par exemple, limitée au dernier niveau pour lequel le serveur d'environnement 9 dispose d'une grille de vents, par exemple au niveau de vol FL 300.

Il apparaît une perturbation sur cette trajectoire TR. A titre d'exemple, on considère une unique perturbation délimitée par une enveloppe polygonale F0.



A partir de la trajectoire de référence TR, l'unité centrale 2 construit un ensemble de trajectoires alternatives TA3 et TA4 et calcule les coûts globaux correspondants, ainsi qu'une trajectoire optimale TO. Ces trajectoires sont représentées sur l'écran de navigation 8 par des couleurs différentes correspondant à des coûts différents, comme illustré par des tracés différents desdites trajectoires TA3, TA4 et TO sur la figure 11. On applique donc une couleur particulière à chacune de ces trajectoires dépendant du coût global correspondant (par exemple rouge pour un coût élevé, jaune pour un coût médian ou moyen, vert pour un coût faible).

Par ailleurs, dans un mode de réalisation préféré illustré sur la figure 12, les coûts sont représentés sur l'écran de navigation 8 sous forme de zones Z1 à Z3 de couleurs différentes, à savoir par exemple :

- la zone Z1 en gris foncé sur la figure 12, qui est par exemple présentée en rouge sur l'affichage réalisé sur l'écran de navigation 8 et qui correspond à une zone à coût élevé ;

- la zone Z2 en gris clair sur la figure 12, qui est par exemple présentée en jaune sur l'affichage réalisé sur l'écran de navigation 8 et qui correspond à une zone à coût moyen ; et

- la zone Z3 en hachures sur la figure 12, qui est par exemple présentée en vert sur l'affichage réalisé sur l'écran de navigation 8 et qui correspond à une zone à coût réduit. Cette zone Z3 comprend la perturbation (enveloppe F0). Les trajectoires qui traversent la perturbation sont identifiées grâce à leur coût élevé.

Les trajectoires alternatives TA3 et TA4 et les zones Z1 à Z3, représentées notamment par des couleurs différentes, font partie des éléments d'indication précités qui sont affichés par l'unité d'affichage 6 sur l'écran de navigation 8 et qui illustrent les impacts de coûts générés par des écarts latéraux de route.

Dans ce mode de réalisation préféré, la trajectoire optimale TO est également représentée. De préférence, cette trajectoire optimale TO est mise en évidence par un graphisme et/ou une couleur particulière pour être

facilement et rapidement repérée et localisée par un membre d'équipage. Sur l'exemple représenté, la trajectoire optimale TO tangente l'enveloppe F0 de la perturbation le long du côté droit 26 (figure 12).

Par ailleurs, le dispositif 1 comporte, de plus, une unité de sélection et d'activation, faisant par exemple partie de l'unité de saisie 16. Cette unité de sélection et d'activation permet à un pilote de sélectionner une trajectoire alternative présentée sur l'écran de navigation 8 et de l'activer. L'aéronef est alors guidé de façon usuelle (par des moyens de guidage non représentés) pour suivre la trajectoire alternative ainsi sélectionnée et activée par le pilote.

Ainsi, l'équipage dispose, grâce au dispositif 1 tel que décrit ci-dessus, des informations dont il a besoin pour décider de la meilleure stratégie d'évitement possible (en présence d'un phénomène météorologique par exemple) en évaluant directement sur l'écran de navigation 8 les impacts associés aux différentes possibilités qui s'offrent à lui pour s'écarter de la trajectoire de référence TR.

Le dispositif 1 fournit une représentation graphique, de chaque côté du plan de vol, du coût ou surcoût engendré par un évitement latéral, et plus généralement par une modification de la route latérale. De plus, l'information de surcoût fournie à l'équipage concerne l'ensemble des possibilités d'évitement latéral autour de l'aéronef AC de sorte que l'équipage peut identifier la meilleure solution d'évitement de manière immédiate et rapide, graphiquement et d'un seul coup d'œil, sans avoir à modéliser l'écart de route dans un plan de vol temporaire ou secondaire.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier (non représenté), les coûts sont représentés sur l'écran de navigation sous forme de zones de couleurs différentes. Chacune de ces zones présente un coût donné différent du coût d'une autre zone. Ce mode de réalisation particulier permet d'indiquer à l'équipage le surcoût engendré en fonction du passage dans l'une ou l'autre des différentes zones.

## REVENDICATIONS

1. Dispositif de détermination et de présentation sur un aéronef d'impacts  
5 de coûts générés par des écarts latéraux de route de l'aéronef par rapport à une  
trajectoire de vol dite trajectoire de référence,  
caractérisé en ce qu'il comporte :

- une unité de traitement d'informations (2) comprenant :

10 • une première unité de calcul (3) configurée pour déterminer une pluralité  
de trajectoires de vol différentes, dites trajectoires alternatives (TA1 à  
TA4), chacune desdites trajectoires alternatives (TA1 à TA4) étant  
décalée latéralement dans le plan horizontal par rapport à la trajectoire de  
référence (TR) ; et

15 • une seconde unité de calcul (4) configurée pour calculer pour chacune  
desdites trajectoires alternatives (TA1 à TA4) un coût global associé, un  
coût global associé à une trajectoire alternative (TA1 à TA4) apportant  
une indication du coût généré par un vol de l'aéronef (AC) le long de cette  
trajectoire alternative (TA1 à TA4) ; et

20 - une unité d'affichage (6) configurée pour présenter, sur au moins un écran de  
navigation (8) de l'aéronef (AC), des éléments d'indication (TA3, TA4, Z1, Z2,  
Z3), les éléments d'indication (TA3, TA4, Z1, Z2, Z3) apportant des indications  
relatives à la position et au coût global associé pour au moins certaines desdites  
trajectoires alternatives.

25 2. Dispositif selon la revendication 1,  
caractérisé en ce que l'unité de traitement d'informations (2) comprend une  
troisième unité de calcul (20) configurée pour déterminer, parmi lesdites  
trajectoires alternatives, une trajectoire alternative optimale en terme de coût,  
cette trajectoire alternative optimale (TO) étant présentée sur l'écran de  
navigation (8) par l'unité d'affichage (6).

30 3. Dispositif selon l'une des revendications 1 et 2,  
caractérisé en ce qu'il comporte au moins l'un des serveurs suivants :

- un serveur d'environnement (9) configuré pour fournir, au moins à l'unité de traitement d'informations (2), des données météorologiques, ainsi que des zones d'évitement définissant des zones de vol devant être évitées par l'aéronef (AC) ;
- un serveur de performance (11) configuré pour fournir, au moins à l'unité de traitement d'informations (2), des informations liées aux performances de vol de l'aéronef (AC).

4. Dispositif selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce qu'il comporte au moins l'un des éléments suivants :

- une unité de saisie (16) qui permet à un membre d'équipage d'entrer des données dans l'unité de traitement d'informations (2) ;
- une unité de stockage (18) qui enregistre les trajectoires alternatives, déterminées par la première unité de calcul (3), et les coûts globaux associés, calculés par la seconde unité de calcul (4).

5. Procédé de détermination et de présentation sur un aéronef d'impacts de coûts générés par des écarts latéraux de route de l'aéronef par rapport à une trajectoire de vol dite trajectoire de référence, caractérisé en ce qu'il comprend des étapes, mises en œuvre de façon automatique et consistant respectivement :

- a) à déterminer, à l'aide d'une unité de traitement d'informations (2), une pluralité de trajectoires de vol différentes, dites trajectoires alternatives (TA1 à TA4), chacune desdites trajectoires alternatives (TA1 à TA4) étant décalée latéralement dans le plan horizontal par rapport à la trajectoire de référence (TR) ;
- b) à calculer, à l'aide de l'unité de traitement d'informations (2), pour chacune desdites trajectoires alternatives (TA1 à TA4), un coût global associé, un coût global associé à une trajectoire alternative apportant une indication du coût généré par un vol de l'aéronef (AC) le long de cette trajectoire alternative (TA1 à TA4) ; et
- c) à présenter, sur au moins un écran de navigation (8) de l'aéronef (AC), des éléments d'indication (TA3, TA4, Z1, Z2, Z3), les éléments d'indication (TA3, TA4, Z1, Z2, Z3) apportant des indications relatives à la position et au coût global associé pour au moins certaines desdites trajectoires alternatives.

6. Procédé selon la revendication 5,

caractérisé en ce qu'il comprend une étape supplémentaire consistant :

- à déterminer, parmi lesdites trajectoires alternatives, une trajectoire alternative optimale en terme de coût ; et

5 - à présenter cette trajectoire alternative optimale (TO) sur l'écran de navigation (8).

7. Procédé selon l'une des revendications 5 et 6,

10 caractérisé en ce qu'il comprend une étape supplémentaire consistant à permettre à un opérateur de sélectionner une trajectoire alternative présentée sur l'écran de navigation (8) et de l'activer via une unité de sélection et d'activation, la trajectoire alternative sélectionnée et activée par l'opérateur étant alors suivie par l'aéronef (AC).

8. Procédé selon l'une des revendications 5 à 7,

15 caractérisé en ce qu'au moins certaines desdites trajectoires alternatives déterminées à l'étape a) présentent au moins des distances de décalage (D) différentes, une distance de décalage (D) d'une trajectoire alternative (TA2) quelconque représentant une distance de valeur constante selon laquelle cette trajectoire alternative (TA2) est décalée latéralement dans le plan horizontal par rapport à la trajectoire de référence (TR) au moins pour une partie centrale de cette trajectoire alternative (TA2).

20 9. Procédé selon l'une quelconque des revendications 5 à 8,

caractérisé en ce que l'étape a) consiste à déterminer des trajectoires alternatives (TA1 à TA4) permettant d'éviter de traverser des zones d'évitement données (F0, F1, F2) de l'environnement de l'aéronef (AC).

10. Procédé selon l'une quelconque des revendications 5 à 9,

25 caractérisé en ce que l'étape b) consiste, pour chaque trajectoire alternative :

b1) à calculer un temps de vol le long de ladite trajectoire alternative ;

b2) à calculer un coût dit complémentaire ; et

b3) à déterminer le coût global associé à partir d'un coût dépendant dudit temps de vol, ainsi que dudit coût complémentaire.

30 11. Procédé selon la revendication 10,

caractérisé en ce que l'étape b1) consiste à calculer le temps de vol  $\Delta T$  en divisant la trajectoire alternative en une pluralité de sous-segments (Si) et en

calculant et en sommant les temps de vol  $\Delta T_i$  de l'ensemble desdits sous-segments, le temps de vol  $\Delta T_i$  d'un sous-segment (Si) quelconque étant calculé à l'aide de l'expression suivante :

$$\Delta T_i = \frac{D_i}{W_{Lon}(x_i) + \sqrt{V_{A/C}^2 - W_{Lat}(x_i)^2}}$$

5 dans laquelle :

- $W_{Lon}(x_i)$  et  $W_{Lat}(x_i)$  sont respectivement des composantes longitudinale et latérale d'une vitesse d'un vent existant sur ledit sous-segment (Si) ;
- $V_{A/C}$  est une vitesse de l'aéronef (AC) par rapport à l'air ; et
- $D_i$  est une distance prédéterminée de sous-segment.

10 12. Procédé selon l'une des revendications 10 et 11,

caractérisé en ce que l'étape b3) consiste à calculer le coût global  $\Delta C$  à l'aide de l'une des expressions suivantes :

$$\Delta C = C_F \cdot \Delta T \cdot (FF + CI) + C_0(\Delta T)$$

$$\Delta C = C_F \cdot (\Delta T + p(\Delta T)) \cdot (FF + CI)$$

15 dans lesquelles :

- $C_F$  est un coût exprimé en une unité monétaire pour une quantité donnée de carburant ;
  - $\Delta T$  est ledit temps de vol ;
  - $FF$  est un paramètre illustrant un flux de carburant, ce paramètre étant
- 20 considéré comme constant ;
- $CI$  est un indice de coût représentant un rapport entre un coût dépendant d'un temps de vol de l'aéronef (AC) et un coût dépendant d'une consommation de carburant de l'aéronef (AC) ;
  - $C_0(\Delta T)$  est une fonction dépendant du temps et comprenant le coût
- 25 complémentaire ; et
- $p(\Delta T)$  est une valeur de temps intégrant le coût complémentaire.

12. Procédé selon l'une quelconque des revendications 5 à 11, caractérisé en ce que les étapes a) et b) mettent en œuvre une méthode d'optimisation non linéaire multidimensionnelle.

30 13. Procédé selon l'une quelconque des revendications 5 à 12,

caractérisé en ce qu'il comprend une étape supplémentaire consistant à enregistrer les trajectoires alternatives (TA1 à TA4), déterminées à l'étape a), et les coûts globaux associés, calculés à l'étape b).

15. Aéronef,

- 5 caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (1) tel que celui spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 4.

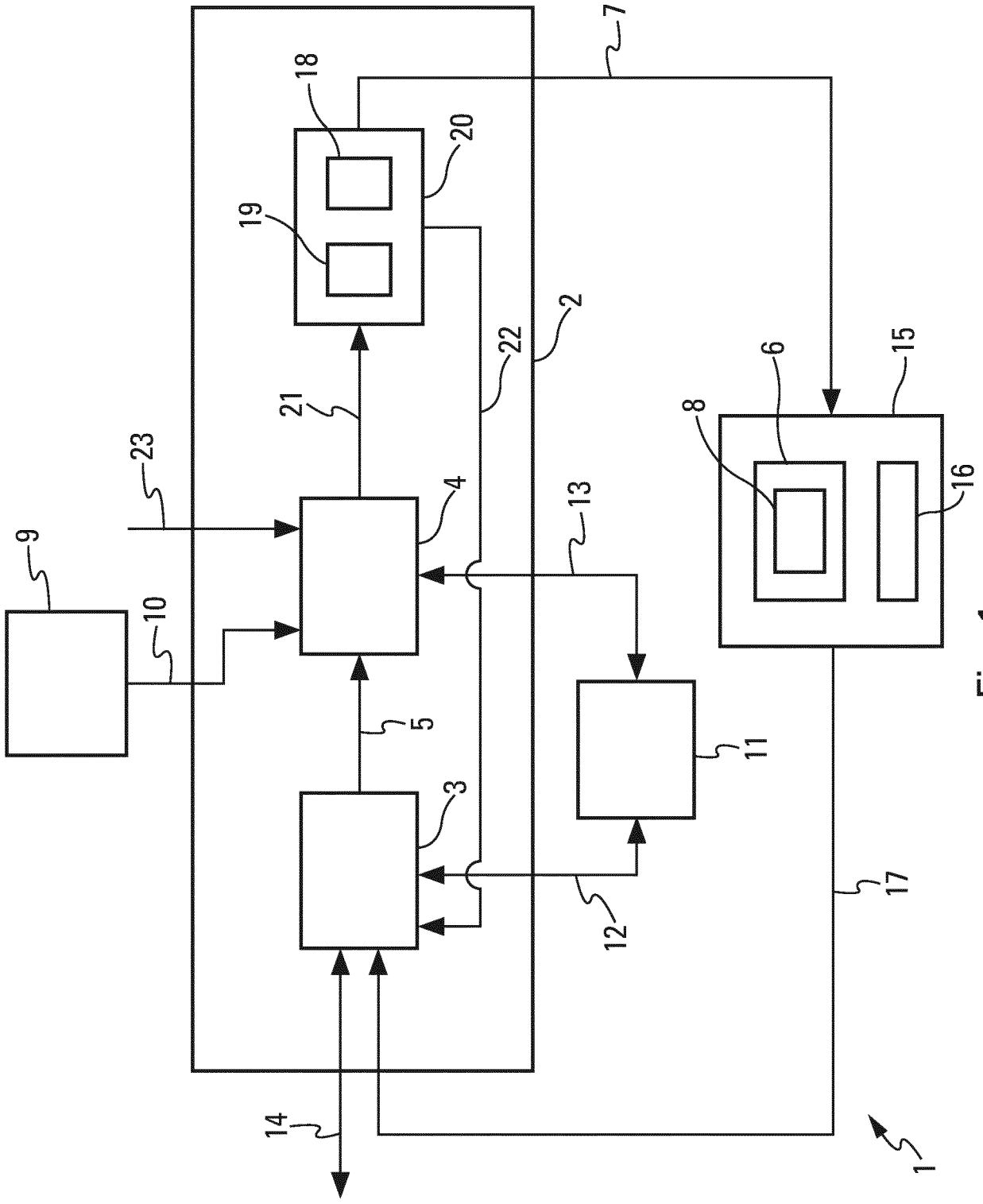


Fig. 1



2/6

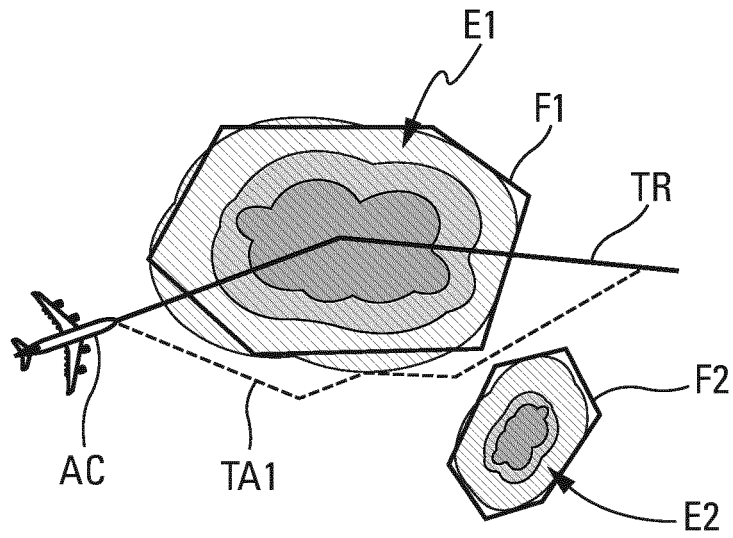


Fig. 2

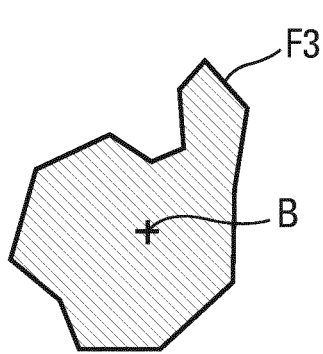


Fig. 3A

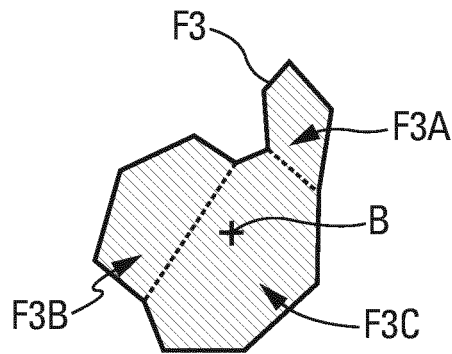


Fig. 3B

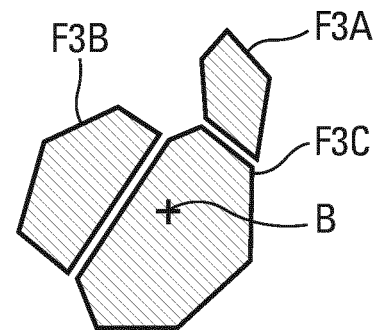


Fig. 3C

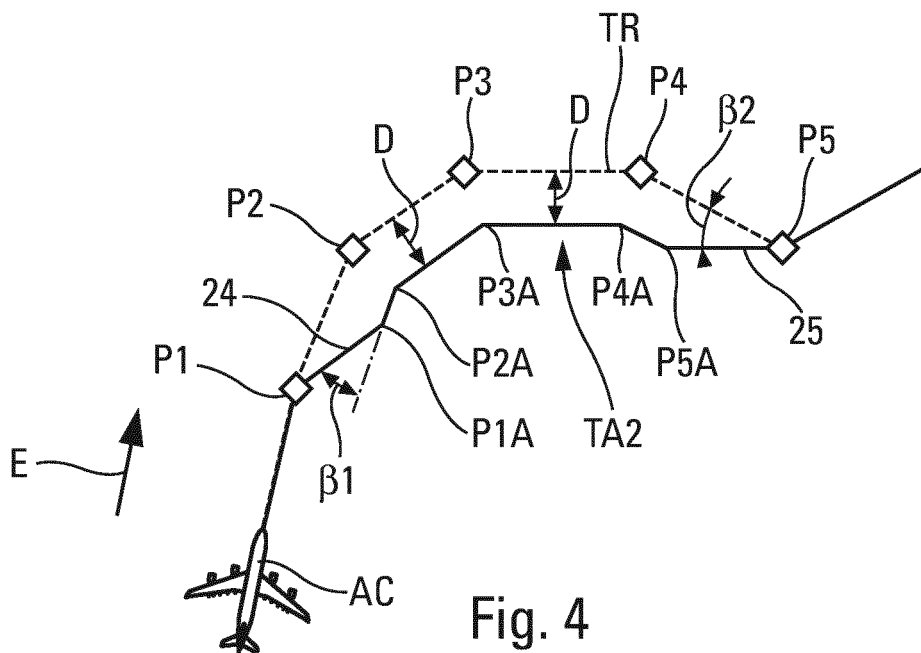


Fig. 4

3/6

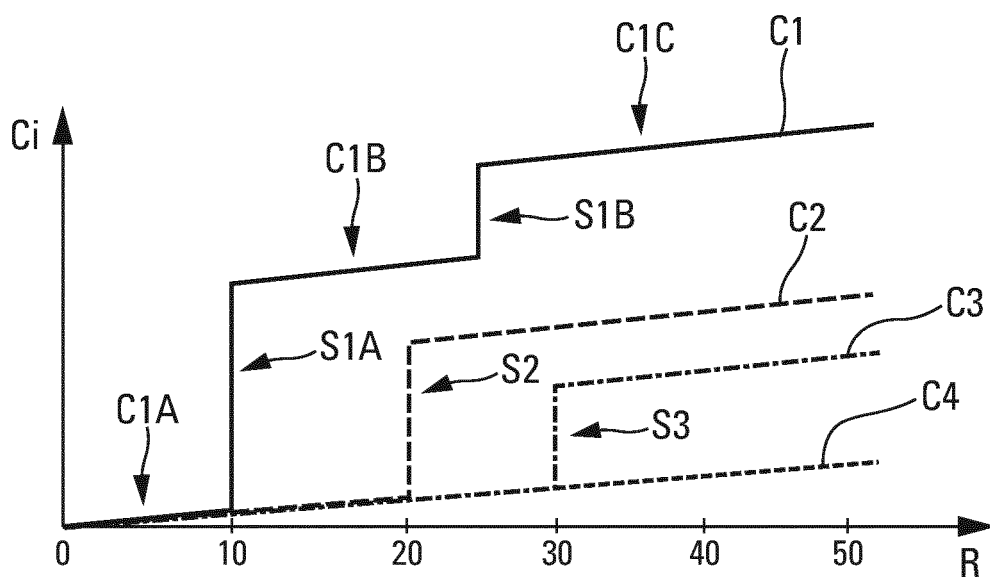


Fig. 5

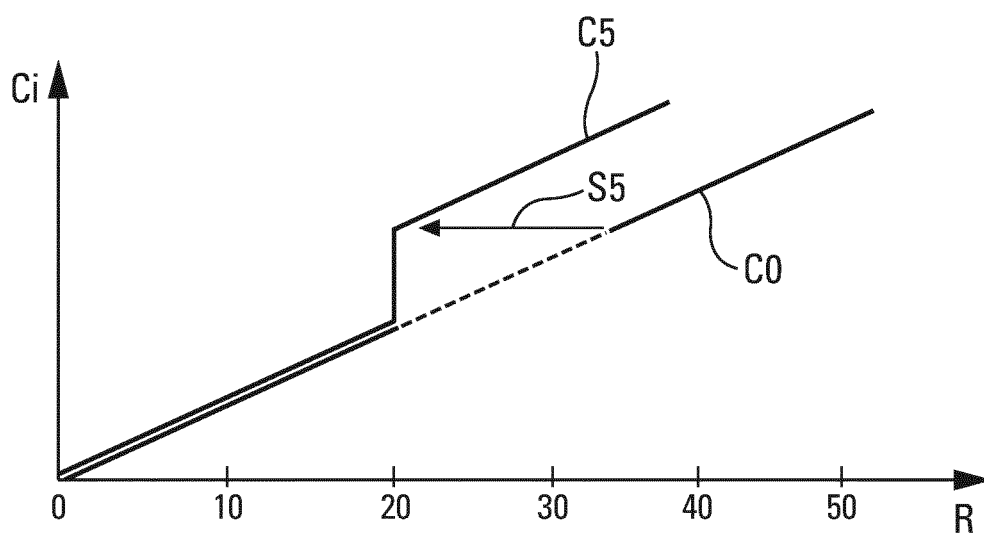


Fig. 6

4/6

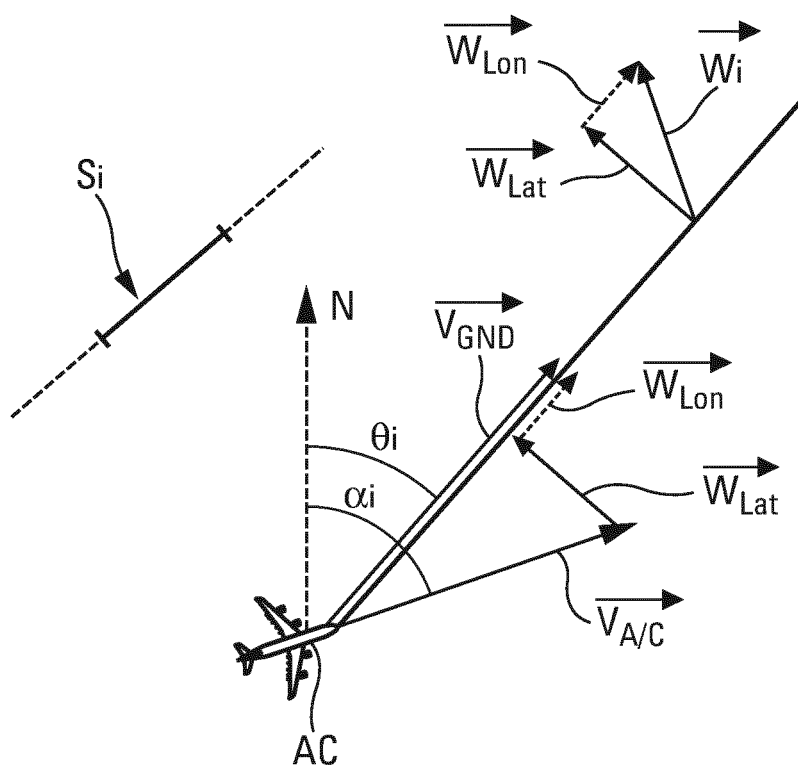


Fig. 7

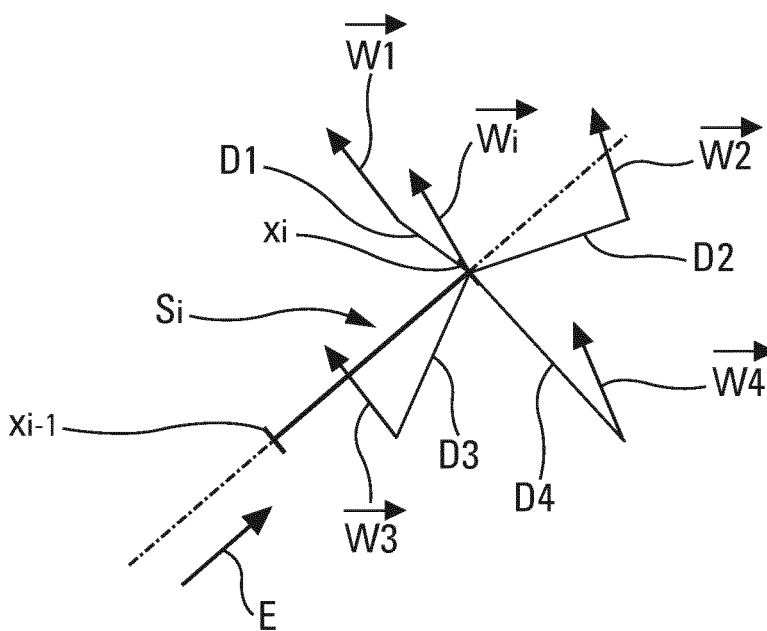


Fig. 8

5/6

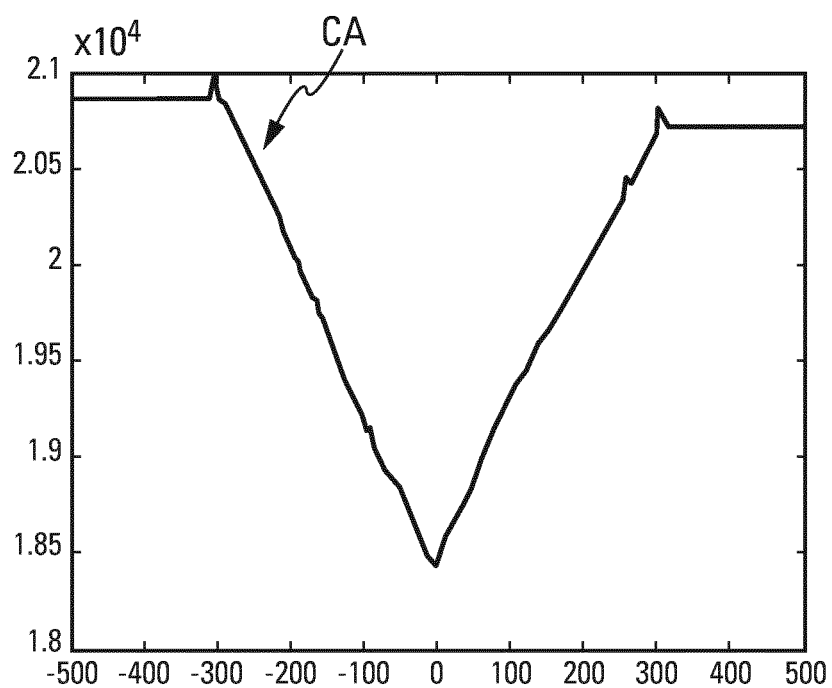


Fig. 9

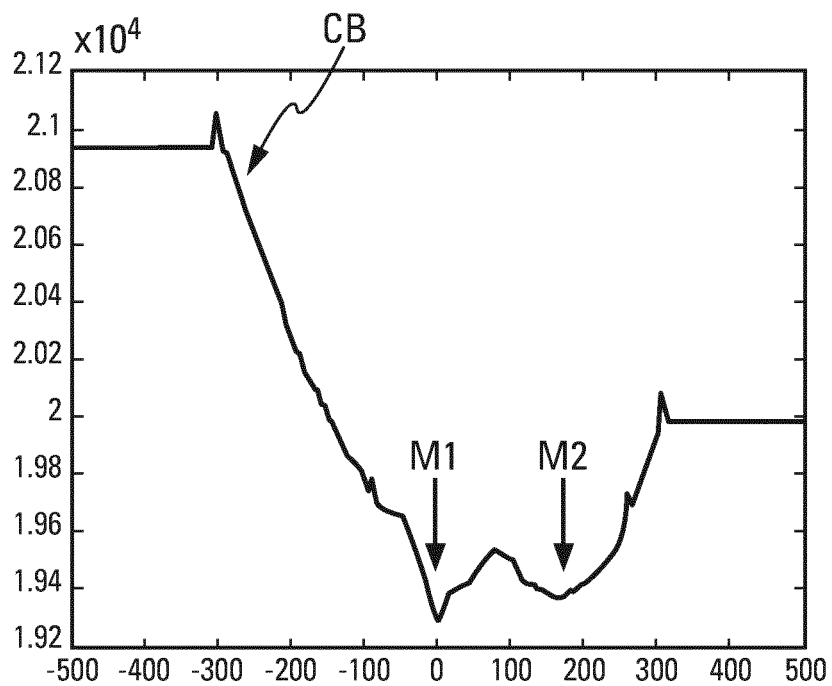


Fig. 10

6/6

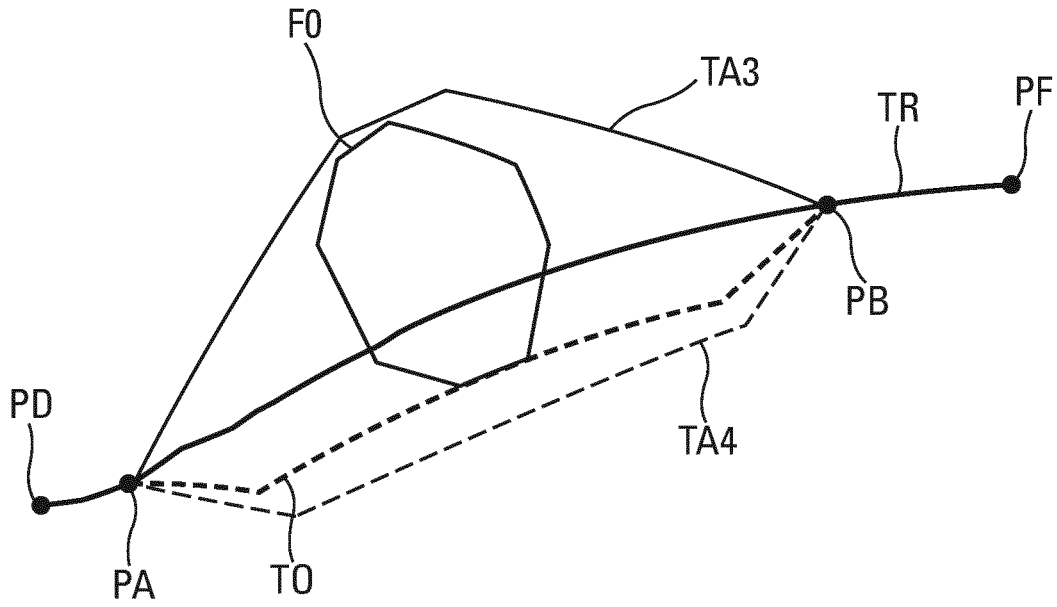


Fig. 11

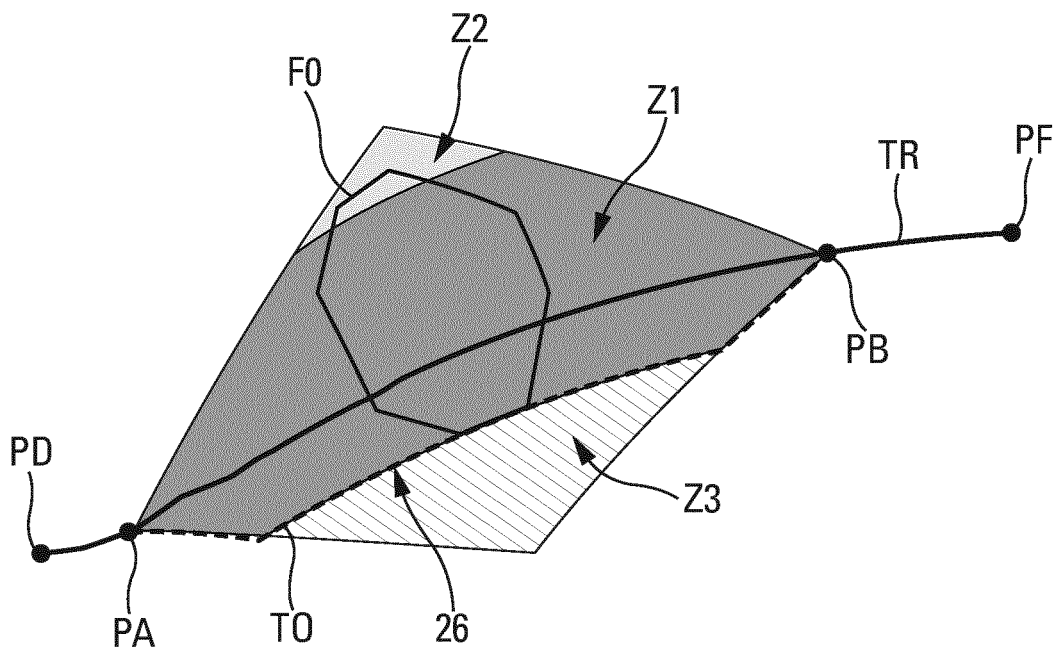


Fig. 12



**RAPPORT DE RECHERCHE  
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement national

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

FA 802587  
FR 1455653

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		
Y	US 2008/312777 A1 (DEY MICHAEL E [US] ET AL) 18 décembre 2008 (2008-12-18) * figure 1 * * alinéas [0001], [0003], [0020], [0023], [0025] - [0028], [0032] - [0035] *	1-7, 10-15	G01C23/00 G05D1/00 G08G5/00
Y	US 2005/192717 A1 (TAFS WILLIAM D [US] ET AL) 1 septembre 2005 (2005-09-01) * alinéas [0001] - [0003], [0033] - [0035] * * figures 6,7 *	1-7, 10-15	
A	FR 2 912 242 A1 (AIRBUS FRANCE SAS [FR]) 8 août 2008 (2008-08-08) * le document en entier *	8	
A	EP 1 953 728 A1 (HONEYWELL INT INC [US]) 6 août 2008 (2008-08-06) * le document en entier *	9	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			G01C
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
11 mai 2015		Faivre, Olivier	
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 1455653 FA 802587**

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 **11-05-2015**

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 2008312777	A1	18-12-2008	CA 2634103	A1 14-12-2008
			EP 2017808	A2 21-01-2009
			US 2008312777	A1 18-12-2008
			US 2010161159	A1 24-06-2010
-----				
US 2005192717	A1	01-09-2005	CA 2554936	A1 09-09-2005
			CN 1926582	A 07-03-2007
			EP 1723613	A1 22-11-2006
			JP 2007525371	A 06-09-2007
			JP 2012071829	A 12-04-2012
			US 2005192717	A1 01-09-2005
			WO 2005083642	A1 09-09-2005
-----				
FR 2912242	A1	08-08-2008	FR 2912242	A1 08-08-2008
			US 2008243318	A1 02-10-2008
-----				
EP 1953728	A1	06-08-2008	EP 1953728	A1 06-08-2008
			US 2008183343	A1 31-07-2008
			US 2009132157	A1 21-05-2009
-----				