



(43) Date de la publication internationale
15 octobre 2015 (15.10.2015)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2015/155202 A1

(51) Classification internationale des brevets :
G05D 1/00 (2006.01) **G06Q 10/04** (2012.01)
G01C 21/34 (2006.01) **G08G 5/00** (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/EP2015/057556

(22) Date de dépôt international :
8 avril 2015 (08.04.2015)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1453184 10 avril 2014 (10.04.2014) FR

(71) Déposants : SAFETY LINE [FR/FR]; 12 rue Clavel, F-75019 Paris (FR). INSTITUT NATIONAL DE RECHERCHE EN INFORMATION ET EN AUTOMATIQUE (INRIA) [FR/FR]; Domaine de Voluceau, Rocquencourt, F-78150 Le Chesnay (FR).

(72) Inventeurs : JOUNIAUX, Pierre; Safety Line, 12 rue Clavel, F-75019 Paris (FR). TEKKAL, Karim; 42 rue d'Enfer, F-91240 Saint Michel Sur Orge (FR). BONNANS, Frédéric; 7 rue de l'Aubépine, F-78180 Montigny Le Bretonneux (FR). MARTINON, Pierre; Résidence Pasteur -

Bât. B, 8 rue Edouard Branly, F-91120 Palaiseau (FR). MAINDRAULT, Stéphan; 91bis côte de Beulle, F-78580 Maule (FR). ANDRIEU, Cindie; 15 rue Pierre Dupont, F-75010 Paris (FR).

(74) Mandataire : MAILLET, Alain; Cabinet Le Guen Maillet, 5 place Newquay, B.P 70250, F-35802 Dinard Cedex (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : SYSTEM AND METHOD FOR DETERMINING FLIGHT PARAMETERS AND FUEL CONSUMPTION OF AT LEAST ONE FLIGHT PHASE OF AN AEROPLANE

(54) Titre : SYSTÈME ET PROCÉDÉ DE DÉTERMINATION DES PARAMÈTRES DE VOL ET DE LA CONSOMMATION EN CARBURANT D'AU MOINS UNE PHASE DE VOL D'UN AVION

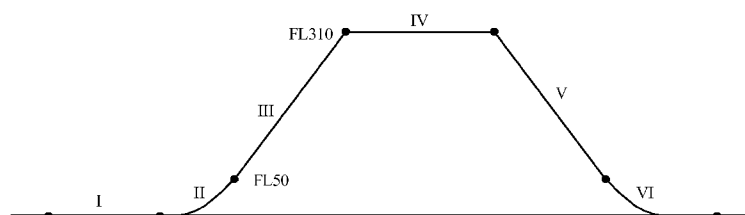


Fig. 1

(57) Abstract : The present invention relates to a method for determining flight parameters and fuel consumption of at least one flight phase of an aeroplane. The method according to the invention is characterised in that it comprises, for said or each flight phase, the following steps: a step (E10) of defining a plurality of implementations of said flight phase each considered as being a set of consecutive segments (S_n) having their own flight parameters (I_{sn}) which are predetermined or determined in a random or pseudo-random manner, a step (E20) of calculating the speeds (V_n) of the segments (S_n) and the fuel consumption (C_{Fpm}) of said aeroplane for said implementation, for each implementation of said flight phase in question, on the basis of the aerodynamic characteristics (I_{AV}) of said aeroplane and of the flight parameters (I_{sn}) of each segment (S_n) of the implementation in question, and an optimisation step (E30) according to which only the flight parameters (I_{Fp}^{opt}) of the segments which constitute the implementation of said flight phase for which the fuel consumption (C_{Fp}^{opt}) is minimised as well as the speeds (V_{sn}^{opt}) of the segments of said implementation and said resulting fuel consumption (C_{Fp}^{opt}) are retained as flight parameters of the flight phase in question. The present invention also relates to a system for implementing said method.

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]



DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

— avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))

La présente invention concerne un procédé de détermination des paramètres de vol et de la consommation en carburant d'au moins une phase de vol d'un avion. Ce procédé est selon l'invention caractérisé en ce qu'il comprend, pour ladite ou chaque phase de vol, les étapes suivantes : - une étape (E10) de définition d'une pluralité de réalisations de ladite phase de vol considérée comme étant chacune un ensemble de segments successifs (S_n) ayant leurs propres paramètres de vol (I_{sn}) prédéterminés ou déterminés aléatoirement ou pseudo-aléatoirement, - une étape (E20) de calcul, pour chaque réalisation de ladite phase de vol considérée, sur la base des caractéristiques aérodynamiques (I_{AV}) dudit avion et des paramètres de vol (I_{sn}) de chaque segment (S_n) de la réalisation considérée, des vitesses (V_n) des segments (S_n) et de la consommation en carburant (C_{FPn}) dudit avion pour ladite réalisation, - une étape d'optimisation (E30) selon laquelle ne sont retenus, en tant que paramètres de vol de la phase de vol considérée, que les paramètres de vol (I_{FP}^{opt}) des segments qui constituent la réalisation de ladite phase de vol pour laquelle la consommation de carburant (C_{FP}^{opt}) est minimisée, ainsi que les vitesses (V_{sn}^{opt}) des segments de ladite réalisation et ladite consommation en carburant (C_{FP}^{opt}) résultante. La présente invention concerne également un système pour mettre en œuvre ledit procédé.

Système et procédé de détermination des paramètres de vol et de la consommation en carburant d'au moins une phase de vol d'un avion

La présente invention concerne un procédé et un système de détermination des paramètres de vol et la consommation de carburant d'au moins une phase de vol d'un avion, ainsi qu'un programme d'ordinateur prévu pour la mise en œuvre dudit procédé.

5 Un exploitant d'avion, préalablement à un départ vers une destination, prépare son vol afin d'éviter toute négligence qui pourrait entraîner un incident ou un accident. Cette préparation permet notamment de déterminer la route aérienne à suivre pour la destination qu'il s'est fixé et la consommation de carburant qui est nécessaire pour mener à bien ce vol. Cette consommation inclut différentes réserves pour tenir compte
10 d'éventuelles situations, telles qu'une attente en vol avant de pouvoir atterrir à l'aéroport de destination, un déroutement, suite à de mauvaises conditions météorologiques, vers un autre aéroport de dégagement voisin de l'aéroport initialement prévu, etc.

Pour ce faire, l'exploitant détermine dans un premier temps, sa stratégie de vol
15 essentiellement définie par la route aérienne suivie avec les aérodromes de dégagement choisis, les niveaux de vol durant les différentes phases de vol, puis, dans

un second temps, détermine la consommation de carburant qui résulte d'une telle stratégie. Cette consommation est déterminée au moyen d'abaques qui, pour un type d'avion spécifié dans une configuration particulière, donnent les consommations de carburant en fonction de l'altitude de vol, la distance-air à parcourir, laquelle dépend
5 de la vitesse du vent estimée lors d'une analyse météorologique, de la distance à parcourir entre l'aéroport de destination et un aéroport de dégagement, de la masse de l'avion à l'atterrissage et de sa masse sans carburant. Chaque abaque est également prévu pour des vitesses données constantes pour la montée, la croisière et pour la descente.

10 De tels abaques sont par exemple établis de manière théorique au moyen de modèles mathématiques de comportement d'avion en vol.

Des logiciels existent aujourd'hui qui reprennent pour l'essentiel le principe de ces abaques. L'exploitant entre alors sur son ordinateur les paramètres de sa stratégie de vol, choisit un avion d'un type donné dans une configuration particulière donnée et
15 le logiciel détermine la consommation de carburant qui résulte de ce vol.

Les abaques et les logiciels mentionnés ci-dessus considèrent des conditions de vol constantes durant chacune des phases d'un vol si bien qu'ils ne sont pas du tout concernés par une recherche de conditions de vol assurant une consommation de carburant optimale.

20 La présente invention a pour but de résoudre ce problème et, pour ce faire, présente les caractéristiques ci-dessous exposées.

Ainsi, la présente invention concerne un procédé de détermination des paramètres de vol et de la consommation en carburant d'au moins une phase de vol d'un avion qui est caractérisé en ce qu'il comprend, pour ladite ou chaque phase de
25 vol, les étapes suivantes :

- une étape de définition d'une pluralité de réalisations de ladite phase de vol considérée comme étant chacune un ensemble de segments successifs ayant leurs propres paramètres de vol prédéterminés ou déterminés aléatoirement ou pseudo-aléatoirement,
- 30 - une étape de calcul, pour chaque réalisation de ladite phase de vol considérée, sur la base des caractéristiques aérodynamiques dudit avion et des paramètres de vol de chaque segment de la réalisation considérée, des vitesses des segments et de la consommation en carburant dudit avion pour ladite réalisation,

- une étape d'optimisation selon laquelle ne sont retenus, en tant que paramètres de vol de la phase de vol considérée, que les paramètres de vol des segments qui constituent la réalisation de ladite phase de vol pour laquelle la consommation de carburant est minimisée, ainsi que les vitesses des segments de ladite réalisation et la consommation en carburant résultante.

Selon un mode de réalisation avantageux, les paramètres de vol de chaque segment qui constitue une réalisation de ladite phase de vol incluent l'altitude de référence dudit segment et la vitesse dudit avion dans ledit segment, mais peuvent également inclure aussi l'incidence de l'avion par rapport à son axe d'avancement et la pente dudit avion.

Selon une caractéristique avantageuse de la présente invention, ladite étape d'optimisation met en œuvre, par exemple, une méthode de Monte-Carlo, une méthode d'optimisation génétique, ou une méthode d'optimisation à point intérieur du type IPOPT. De même, ladite étape de calcul met en œuvre une méthode de modélisation mathématique d'un avion.

Selon une caractéristique avantageuse de la présente invention, ledit procédé comprend une étape de détermination des paramètres aérodynamiques dudit avion sur la base des données de vol enregistrées lors de vols précédents dudit avion.

La présente invention concerne également un système de détermination des paramètres de vol et de la consommation en carburant d'au moins une phase de vol d'un avion qui est caractérisé en ce qu'il comprend :

- une unité de définition d'une pluralité de réalisations de ladite phase de vol considérée comme étant chacune un ensemble de segments successifs ayant leurs propres paramètres de vol prédéterminés ou déterminés aléatoirement ou pseudo-aléatoirement,

- une unité de traitement qui, pour chaque réalisation de ladite phase de vol, sur la base des caractéristiques aérodynamiques dudit avion et des paramètres de vol de chaque segment de la réalisation considérée, calcule les vitesses des segments et la consommation en carburant dudit avion pour ladite réalisation,

- une unité d'optimisation qui ne retient, en tant que paramètres de vol de la phase de vol considérée, que les paramètres de vol des segments qui constituent la réalisation de ladite phase de vol pour laquelle ladite consommation en carburant est minimisée, ainsi que les vitesses des segments de ladite réalisation et la consommation en carburant résultante.

Selon une caractéristique avantageuse de la présente invention, ledit système comprend une unité de délivrance des paramètres aérodynamiques dudit avion, ladite unité étant prévue pour recueillir des données de vol enregistrées lors de vols précédents dudit avion.

5 Enfin, la présente invention concerne un programme d'ordinateur chargé dans une mémoire d'un ordinateur, ledit programme comprenant des instructions ou parties de code pour mettre en œuvre les étapes du procédé de détermination des paramètres de vol et de la consommation en carburant d'au moins une phase de vol d'un avion précédemment décrit, lorsque ledit programme est exécuté par ledit ordinateur.

10 Les caractéristiques de l'invention mentionnées ci-dessus, ainsi que d'autres, apparaîtront plus clairement à la lecture de la description suivante d'un exemple de réalisation, ladite description étant faite en relation avec les dessins joints, parmi lesquels :

15 La Fig. 1 est un diagramme montrant les différentes phases de vol au cours d'un vol d'un avion,

La Fig. 2 est un schéma synoptique d'un système de détermination des paramètres de vol et de la consommation de carburant d'au moins une phase de vol d'un avion selon la présente invention,

20 La Fig. 3 est un diagramme montrant deux réalisations d'une même phase de vol d'un avion,

La Fig. 4 est une vue illustrant l'équilibre des forces agissant sur un avion lorsque celui est en cours de vol,

25 La Fig. 5 est un diagramme illustrant un procédé de détermination des paramètres de vol et de la consommation de carburant d'au moins une phase de vol d'un avion selon la présente invention, et

La Fig. 6 est un schéma synoptique d'un ordinateur qui, lorsqu'il est pourvu d'un programme selon la présente invention, met en œuvre un procédé de détermination selon l'invention.

30 On a représenté à la Fig. 1 un diagramme montrant les différentes phases d'un vol : une phase de roulage I pendant laquelle l'avion roule de son aire de stationnement jusqu'à la piste de décollage, une phase de décollage II, généralement jusqu'à une altitude de 5000 pieds (On dit également FL 50 pour flight level 50, c'est-à-dire niveau de vol 50, le niveau étant le centième de l'altitude en pied) qui est suivie d'une phase de montée III, par exemple jusqu'à une altitude de 31000 pieds (FL 310).

Après celle-ci, s'ensuit une phase de croisière IV à un niveau sensiblement constant, par exemple FL 310. A la fin de la phase de croisière IV, c'est la phase de descente V suivie de la phase d'atterrissage VI.

Toutes les phases de vol ont des paramètres de vol qui leur sont propres. Néanmoins, du fait que la présente invention s'intéresse essentiellement à la consommation de carburant de l'avion et que la phase de montée est celle pour laquelle, lors d'un vol, la présente invention est essentiellement basée sur cette phase de montée, bien qu'étant adaptée à chacune des autres phases de vol.

Le système représenté à la Fig. 2 comprend essentiellement une unité de traitement 10, une unité 20 de délivrance de paramètres avioniques I_{AV} , une interface utilisateur 30, une unité 40 de délivrance de paramètres de phase de vol I_{FP} , et une unité d'optimisation 50.

L'unité de traitement 10 est prévue pour recevoir de l'unité 20 des paramètres aérodynamiques I_{AV} propres à l'avion auquel l'utilisateur s'intéresse. Ces paramètres aérodynamiques sont, par exemple à titre non limitatif, la masse m de l'avion à vide et sans carburant, ses coefficients aérodynamiques C_x et C_z , la poussée nominale des moteurs T_0 et la surface alaire S de l'avion.

L'interface utilisateur 30 permet à l'utilisateur d'entrer des conditions de vol, telles que l'aéroport de départ, l'aéroport de destination, le ou les aéroports de décollage, les altitudes de vol, notamment l'altitude de croisière, ainsi que le type et la configuration de l'avion considéré. Le type et la configuration de l'avion considéré sont transmis à l'unité 20 pour délivrance, à l'unité de traitement 10, des paramètres aérodynamiques correspondants.

L'unité 40 considère successivement K phases de vol (K pouvant être égal à 1) FP_k , au choix de l'utilisateur au moyen de l'interface utilisateur 30, ou prédéterminées. Les phases de vol en question sont celles qui sont l'objet de la Fig. 1. Ainsi, l'utilisateur pourrait n'utiliser le système de la présente invention que pour optimiser la phase de montée et donc ne s'intéresser qu'à cette phase. Dans ce cas, K serait égal à 1. Ou alors, il pourrait ne s'intéresser qu'aux phases de montée III, de croisière IV et de descente V. Dans ce cas, K est égal à 3.

Pour la ou chaque phase de vol FP_k , l'unité 40 définit M réalisations de celle-ci qui sont respectivement nommées FP_m^k avec $m = 1$ à M . Par souci de simplification, sauf quand cela sera nécessaire, chaque réalisation FP_m^k est dorénavant nommée FP_m , implicitement d'une phase de vol k . De plus, l'unité 40 divise chaque réalisation de

phase de vol FP_m ainsi définie en un nombre N de segments de phase de vol. Ce nombre N est par exemple entré par l'utilisateur au moyen de l'interface utilisateur 30 ou est un nombre prédéterminé. A la Fig. 3, on a représenté deux réalisations de phase de vol FP_{m1} et FP_{m2} qui sont divisées chacune en trois segments de phase de vol S_1^{m1} , S_2^{m1} et S_3^{m1} et S_1^{m2} , S_2^{m2} et S_3^{m2} . Dans la suite de la description, l'exposant m n'est plus mentionné car implicite, sauf nécessité. Chaque segment S_n ($n = 1$ à N ; implicitement d'une réalisation de phase de vol d'indice m) est défini par des paramètres de vol de segment I_{Sn} qui lui sont propres, tels qu'une altitude de début de segment H_n (qui constitue, par exemple, une altitude de référence dudit segment) et une altitude de fin de segment H_{n+1} qui est égale à l'altitude de début du segment suivant S_{n+1} ou l'altitude H_{FPUP} de la fin de la phase de vol FP considérée. On remarquera que l'altitude H_{FPDW} de début de phase de vol FP et l'altitude de fin de phase de vol FP sont identiques pour toutes les réalisations de phase de vol FP_m , avec $m = 1$ à M . Ces informations de vol de segment I_{Sn} peuvent également incorporer, pour chaque segment S_n , d'autres paramètres, comme l'incidence α_n et la pente γ_n de l'avion considérée, ou le centre de gravité de l'avion etc. Dans un exemple de réalisation de l'invention, on peut donc écrire : $I_{Sn} = \{H_n, \alpha_n, \gamma_n\}$ pour tout n compris entre 1 et N .

Ainsi, une réalisation de phase de vol FP_m est définie par des paramètres de réalisation de phase de vol I_{FPm} qui sont constitués par un ensemble de N paramètres de vols de segment I_{Sn} , soit, $= \{I_{S1}, \dots, I_{Sn}, \dots, I_{SN}\}$ et, dans l'exemple mentionné ci-dessus, $I_{FPm} = \{\{H_1, \alpha_1, \gamma_1\}, \dots, \{H_n, \alpha_n, \gamma_n\}, \dots, \{H_N, \alpha_N, \gamma_N\}\}$. Plus précisément, en faisant intervenir l'indice de phase de vol m , on devrait écrire :

$$I_{FPm} = \{\{H_1^m, \alpha_1^m, \gamma_1^m\}, \dots, \{H_N^m, \alpha_N^m, \gamma_N^m\}\}$$

25

Pour chaque réalisation de phase de vol, la valeur donnée par l'unité 40 à chacun des paramètres de vols de segments I_{Sn} , tels que l'altitude de référence H_n , l'incidence α_n et la pente γ_n de l'avion considérée est soit prédéterminée, soit déterminée aléatoirement ou pseudo-aléatoirement.

30

Pour la ou chaque phase de vol considérée FP_k , l'unité 40 détermine, sur la base des conditions de vol entrées par l'utilisateur au moyen de l'interface utilisateur 30, une suite de M informations de réalisation de phase de vol $\{I_{FP1}, \dots, I_{FPm}, \dots, I_{FPM}\}$ qui est alors transmise à l'unité de traitement 10.

L'unité de traitement 10, sur la base de chaque information de réalisation de phase de vol I_{FPm} présente dans la suite qui lui a été transmise par l'unité 40, détermine la consommation C_{FPm} résultant de cette réalisation de phase de vol FPM.

Pour ce faire, l'unité de traitement 10 peut procéder comme suit. Pour chaque segment S_n^m (ci-après dénommé S_n) de la réalisation de la phase de vol FPM considérée, elle détermine, dans un premier temps, sur la base de l'ensemble des paramètres de vol de segment I_{Sn} du segment S_n contenu dans l'information de réalisation de phase de vol I_{FPm} considérée délivrée par l'unité 40 ainsi que les paramètres aérodynamiques I_{AV} délivrés par l'unité 20, la vitesse V_n de l'avion dans ce segment S_n et la consommation de carburant C_{Sn} qui en résulte.

Par exemple, l'unité de traitement 10 utilise, pour calculer la vitesse V_n de l'avion dans un segment S_n , un modèle mathématique d'un avion. On a représenté à la Fig. 4 un avion 100 dont la pente par rapport au sol est γ et qui présente une incidence α par rapport à son axe de déplacement dd' . Les vecteurs suivants sont représentés : T est la poussée qui est parallèle à l'axe de déplacement dd' , mg le poids de l'avion au moment considéré, L la portance qui est perpendiculaire à l'axe de l'avion aa' et D la traînée qui est parallèle à l'axe de l'avion aa' . Pour traduire le fait que cet avion est à l'équilibre et se déplace à une vitesse V_n parallèle à son axe de déplacement dd' , les équations suivantes peuvent être écrites :

$$\begin{aligned} T \cos \alpha - D - mg \sin \gamma &= m \dot{V}_n \\ T \sin \alpha + L - mg \cos \gamma &= m V_n \dot{\gamma} \end{aligned}$$

La poussée T dépend de la poussée nominale T_0 lorsque la densité de l'air est ρ_0 , de la vitesse de l'avion exprimée en Mach M , de la densité de l'air ρ au moment considéré, selon l'équation :

$$T = T_0 \frac{\rho}{\rho_0} \left(1 - M - \frac{M^2}{2} \right)$$

La traînée D et la portance L dépendent de la densité de l'air ρ à l'endroit considéré, de la vitesse V_n , de la surface alaire S de l'avion, et respectivement de deux coefficients d'aérodynamisme C_x et C_z , encore appelés coefficient de traînée et coefficient de portance. On a donc :

$$D = \frac{1}{2} \rho V_n^2 S C_x(\alpha, M) \quad L = \frac{1}{2} \rho V_n^2 S C_z(\alpha, M)$$

On notera que les coefficients d'aérodynamisme C_x et C_z dépendent eux-mêmes
 5 de la vitesse de l'avion exprimée en Mach M et de l'angle d'incidence α de l'avion par rapport à son axe de déplacement dd' .

Par ailleurs, on notera également que la densité de l'air ρ dépend de l'altitude du lieu considéré. Des formules dites de nivellement barométrique permettent de connaître cette variation de densité de l'air avec l'altitude. Par exemple, sans variation
 10 de température, on a :

$$\rho(H_n) = \rho(H_0) e^{-\frac{\Delta h}{h_s}} \quad \text{avec} \quad h_s = \frac{RT}{Mg}$$

R étant la chaleur spécifique de l'air, T la température en degré Kelvin, M la
 15 masse molaire de l'air et g la gravité.

Connaissant l'altitude H_n (laquelle détermine la densité de l'air ρ et la poussée T), l'incidence α_n et la pente γ_n ainsi que les paramètres avioniques (surface alaire S , coefficients aérodynamiques C_x et C_z), il est possible, en résolvant les équations différentielles présentées ci-dessus, de calculer la vitesse V_n de l'avion. Il est par
 20 exemple possible d'utiliser un algorithme de résolution (solveur) d'équations différentielles.

De la connaissance de la vitesse V_n de l'avion, il est possible de déterminer la consommation en carburant de l'avion. Par exemple, on peut utiliser la formulation
 suivante :

$$C_{Sn} = a(H_n)V_n + b(H_n)$$

Où a et b sont des coefficients qui dépendent de l'altitude H_n .

Dans un second temps, l'unité de traitement 10 somme les valeurs de
 30 consommation de carburant C_{Sn} des segments S_1 à S_N qui constituent la réalisation de la phase de vol FPM considérée. L'unité de traitement 10 délivre ainsi, à l'unité d'optimisation 50, pour chaque phase de vol FPK, une suite de valeurs de

consommation C_{FPm} correspondant aux réalisations de phase de vol FPm ($m = 1$ à M) considérées à laquelle sont annexées les valeurs des ou de certains paramètres de vol I_{FPm} (par exemple, les vitesses V_1^m à V_N^m , altitudes H_1^m à H_N^m , etc.) de l'ensemble des segments S_1^m à S_N^m qui composent cette réalisation de phase de vol FPm : $\{C_{FP1}, I_{FP1} ;$
 5 $\dots ; C_{FPm}, I_{FPm} ; \dots ; C_{FPM}, I_{FPM}\}$, soit, dans l'exemple mentionné ci-dessus :

$$\{C_{FP1}, V_1^1, H_1^1, \dots, V_N^1, H_N^1 ; \dots ; C_{FPM}, V_1^M, H_1^M, \dots, V_N^M, H_N^M \}$$

L'unité d'optimisation 50 a pour objet de déterminer les paramètres de vol de
 10 segment I_{Sn}^{opt} avec $n = 1$ à N , en tout ou en partie, d'une réalisation FP^{opt} d'une phase de vol pour laquelle la consommation de carburant C_{FP}^{opt} qui en résulte est minimisée. Les paramètres de vol de segment retenus sont par exemple les altitudes H_1^{opt} à H_N^{opt} de chacun des N segments qui constituent la réalisation optimale FP^{opt} . Peuvent aussi s'y rajouter, une suite de valeurs d'incidence α_1^{opt} à α_N^{opt} et une suite de valeurs de
 15 pente γ_1^{opt} à γ_N^{opt} ou tout autre paramètre de vol de phase de vol considérée.

L'unité d'optimisation 50 délivre alors les paramètres de vol de segment I_{Sn}^{opt} , les vitesses V_{Sn}^{opt} des segments S_n qui constituent la réalisation optimale Fp^{opt} ainsi que la consommation minimisée C_{FP}^{opt} .

Pour son fonctionnement, l'unité d'optimisation 50 peut, par exemple, utiliser un
 20 algorithme d'optimisation génétique ou un algorithme d'optimisation utilisant une méthode de Monte-Carlo. Elle peut également utiliser une méthode du type méthode d'optimisation à point intérieur IPOPT.

On a représenté une flèche entre l'unité d'optimisation 50 et l'unité 40 car, selon la méthode d'optimisation mise en œuvre par l'unité 50, des informations peuvent être
 25 transmises par l'unité 50 à l'unité 40 afin que celle-ci puisse délivrer des suites d'informations de réalisation de phase de vol I_{FPm} et, ceci, pendant le cours même du traitement d'optimisation mis en œuvre par l'unité 50.

Dans un mode de réalisation particulier, l'unité 20 de délivrance de paramètres avioniques I_{AV} est prévue pour recueillir les données de vol Data qui ont été
 30 enregistrées lors de vols précédents de l'avion considéré. Par exemple, ces données enregistrées en cours de vol, sont la vitesse de l'avion V , son altitude de vol H , sa pente γ et son incidence α , la masse m , sa consommation C , son régime moteur à partir duquel il est aisé de déterminer la poussée, etc. et ce à chaque instant. En réinjectant ces données Data dans un modèle mathématique de l'avion et en résolvant

les équations qui constituent ce modèle, il est possible de déterminer les paramètres avioniques de ce modèle pour l'avion considéré.

Par exemple, en reprenant les équations du modèle développé ci-dessus en relation avec l'unité de traitement 10, à partir de données de vol Data enregistrées lors
5 de vols précédents que sont la vitesse V , son altitude de vol H , sa pente γ et son incidence α , la masse m , sa poussée, il est possible de déterminer les coefficients aérodynamiques C_x et C_z qui minimisent l'écart entre les différentes grandeurs que ce modèle calcule et ces données Data. Par exemple, un algorithme de résolution d'équations différentielles peut être utilisé pour ce faire.

10 On notera que l'unité 20 de délivrance de paramètres aérodynamiques pourrait être utilisée non seulement pour fournir ces paramètres à l'unité de traitement 10 qui est décrite ci-dessus, mais également à toute unité de traitement, quel que soit son fonctionnement, nécessitant de tels paramètres aérodynamiques. L'avantage d'une telle unité de délivrance de paramètres avioniques I_{AV} est de pouvoir tenir compte des
15 caractéristiques physiques réelles de l'avion considéré et non de caractéristiques nominales d'un avion de même type et dans la même configuration.

La présente invention concerne un procédé de détermination des paramètres de vol et de la consommation en carburant d'au moins une phase de vol d'un avion, parmi les phases qui sont l'objet de la Fig. 1. Ce procédé est succinctement décrit en relation
20 avec la Fig. 5, ses détails ou exemples de réalisation ayant déjà été mentionnés dans la description du système de détermination des paramètres de vol d'au moins une phase de vol d'un avion selon l'invention qui a été faite en relation avec la Fig. 2.

Le procédé de la présente invention comprend, pour ladite ou chaque phase de vol pour laquelle il est mis en œuvre, les étapes suivantes :

25 - une étape E10 de définition d'une pluralité de réalisations de ladite phase de vol considérée comme étant chacune un ensemble de segments successifs ayant leurs propres paramètres de vol prédéterminés ou déterminés aléatoirement ou pseudo-aléatoirement,

- une étape E20 de calcul, pour chaque réalisation de ladite phase de vol
30 considérée, sur la base des caractéristiques avioniques dudit avion et des paramètres de vol de chaque segment de la réalisation considérée, des vitesses des segments et de la consommation en carburant dudit avion pour ladite réalisation,

- une étape d'optimisation E30 selon laquelle ne sont retenus, en tant que paramètres de vol de la phase de vol considérée, que les paramètres de vol des

segments qui constituent la réalisation de ladite phase de vol pour laquelle la consommation en carburant est minimisée, ainsi que les vitesses des segments de ladite réalisation et ladite consommation en carburant résultante.

Dans le système qui est représenté à la Fig. 2, ladite étape E10 est mise en œuvre par l'unité 40, l'étape E20 est mise en œuvre par l'unité de traitement 10 et l'étape d'optimisation E30 est mise en œuvre par l'unité d'optimisation 50.

Ainsi, comme cela a déjà été mentionné pour ces unités, les paramètres de vol de chaque segment qui constitue une réalisation de ladite phase de vol incluent l'altitude de référence dudit segment. Ils peuvent inclure l'incidence de l'avion par rapport à son axe d'avancement et la pente dudit avion.

De même, ladite étape d'optimisation E30 peut mettre en œuvre une méthode de Monte-Carlo, une méthode d'optimisation génétique, ou une méthode d'optimisation à point intérieur du type IPOPT.

De même encore, ladite étape de calcul E20 met en œuvre une méthode de modélisation mathématique d'un avion, telle que celle qui est décrite en relation avec la Fig. 4.

Ledit procédé peut également mettre en œuvre une étape E40 de détermination des paramètres aérodynamiques dudit avion sur la base des données de vol enregistrées lors de vols précédents dudit avion. Cette étape E40 est par exemple mise en œuvre par l'unité 20 décrite en relation avec la Fig. 2.

La Fig. 6 est un schéma synoptique d'un ordinateur 100 qui comprend une interface homme-machine 110 qui inclut les fonctions de l'interface utilisateur 30 du système de la présente invention décrit en relation avec la Fig. 2, une unité centrale 120 et une mémoire 130, reliées ensemble au moyen d'un bus 140. Dans la mémoire 130 est chargé un programme d'ordinateur qui, lorsqu'il est exécuté par ledit ordinateur 100, met en œuvre les étapes d'un procédé de détermination des paramètres de vol d'au moins une phase de vol d'un avion selon la présente invention. Dans le mode de réalisation ici décrit, les unités 10, 20, 40 et 50 décrites en relation avec la Fig. 2 sont des unités logicielles parties intégrantes de ce programme d'ordinateur. Les paramètres de vol optimisés I_{Sn}^{opt} ainsi que la consommation en carburant résultant C_{FP}^{opt} de la ou chaque phase de vol considérée sont affichés, pour les phases de vol requises par l'utilisateur, au moyen de l'interface homme-machine 110.

REVENDICATIONS

1) Procédé de détermination des paramètres de vol et de la consommation en carburant d'au moins une phase de vol d'un avion, caractérisé en ce qu'il comprend, pour ladite ou chaque phase de vol, les étapes suivantes :

- une étape (E10) de définition d'une pluralité de réalisations de ladite phase de vol considérée comme étant chacune un ensemble de segments successifs (S_n) ayant leurs propres paramètres de vol (I_{Sn}) prédéterminés ou déterminés aléatoirement ou pseudo-aléatoirement,
- une étape (E20) de calcul, pour chaque réalisation de ladite phase de vol considérée, sur la base des caractéristiques aérodynamiques (I_{AV}) dudit avion et des paramètres de vol (I_{Sn}) de chaque segment (S_n) de la réalisation considérée, des vitesses (V_n) des segments (S_n) et de la consommation en carburant (C_{FPm}) dudit avion pour ladite réalisation,
- une étape d'optimisation (E30) selon laquelle ne sont retenus, en tant que paramètres de vol de la phase de vol considérée, que les paramètres de vol (I_{FP}^{opt}) des segments qui constituent la réalisation de ladite phase de vol pour laquelle la consommation de carburant (C_{FP}^{opt}) est minimisée, ainsi que les vitesses (V_{Sn}^{opt}) des segments de ladite réalisation et ladite consommation en carburant (C_{FP}^{opt}) résultante.

2) Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que les paramètres de vol de chaque segment (I_{Sn}) qui constitue une réalisation de ladite phase de vol considérée incluent l'altitude de référence (H_n) dudit segment (S_n).

3) Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que lesdits paramètres de vol de chaque segment (I_{Sn}) qui constitue une réalisation de ladite phase de vol incluent l'incidence (α_n) de l'avion par rapport à son axe d'avancement dd' et la pente (γ_n) dudit avion par rapport à son axe aa'.

4) Procédé selon une des revendications précédentes, caractérisé en ce que ladite étape d'optimisation met en œuvre une méthode de Monte-Carlo, une méthode d'optimisation génétique, ou une méthode d'optimisation à point intérieur du type IPOPT.

5) Procédé selon une des revendications précédentes, caractérisé en ce que ladite étape de calcul met en œuvre une méthode de modélisation mathématique d'un avion.

6) Procédé selon une des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comprend une étape de détermination des caractéristiques aérodynamiques (I_{AV}) dudit avion sur la base des données de vol enregistrées lors de vols précédents dudit avion.

7) Système de détermination des paramètres de vol et de la consommation en carburant d'au moins une phase de vol d'un avion, caractérisé en ce qu'il comprend :

10 - une unité (40) de définition d'une pluralité de réalisations de ladite phase de vol considérée comme étant chacune un ensemble de segments successifs (S_n) ayant leurs propres paramètres de vol (I_{Sn}) prédéterminés ou déterminés aléatoirement ou pseudo-aléatoirement,

15 - une unité de traitement (10) qui, pour chaque réalisation de ladite phase de vol considérée, sur la base des caractéristiques aérodynamiques (I_{AV}) dudit avion et des paramètres de vol (I_{Sn}) de chaque segment (S_n) de la réalisation considérée, calcule les vitesses (V_n) des segments (S_n) et la consommation en carburant (C_{FPm}) dudit avion pour ladite réalisation,

20 - une unité d'optimisation (50) qui ne retient, en tant que paramètres de vol de la phase de vol considérée, que les paramètres de vol (I_{FP}^{opt}) des segments qui constituent la réalisation de ladite phase de vol pour laquelle la consommation de carburant (C_{FP}^{opt}) est minimisée, ainsi que les vitesses (V_{Sn}^{opt}) des segments de ladite réalisation et ladite consommation en carburant (C_{FP}^{opt}) résultante.

25 8) Système selon la revendication 7, caractérisé en ce qu'il comprend une unité (20) de délivrance des caractéristiques aérodynamiques dudit avion, ladite unité étant prévue pour recueillir des données de vol enregistrées lors de vols précédents dudit avion.

30 9) Programme d'ordinateur chargé dans une mémoire (130) d'un ordinateur (100), ledit programme comprenant des instructions ou parties de code pour mettre en œuvre les étapes d'un procédé de détermination des paramètres de vol et de la consommation en carburant d'au moins une phase de vol d'un avion selon une des revendications 1 à 6, lorsque ledit programme est exécuté par ledit ordinateur (110).

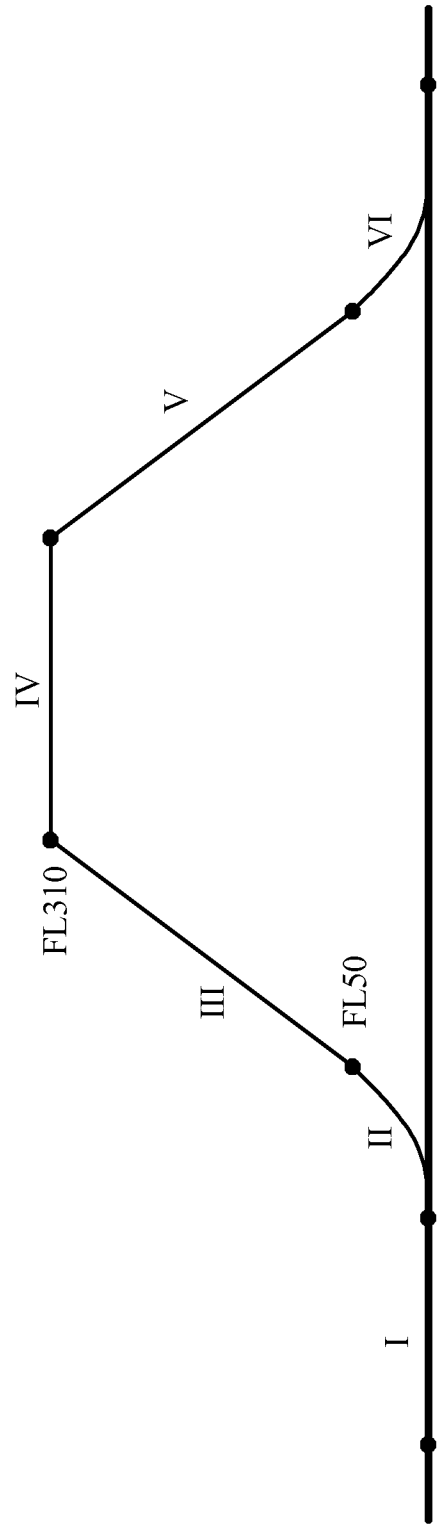


Fig. 1

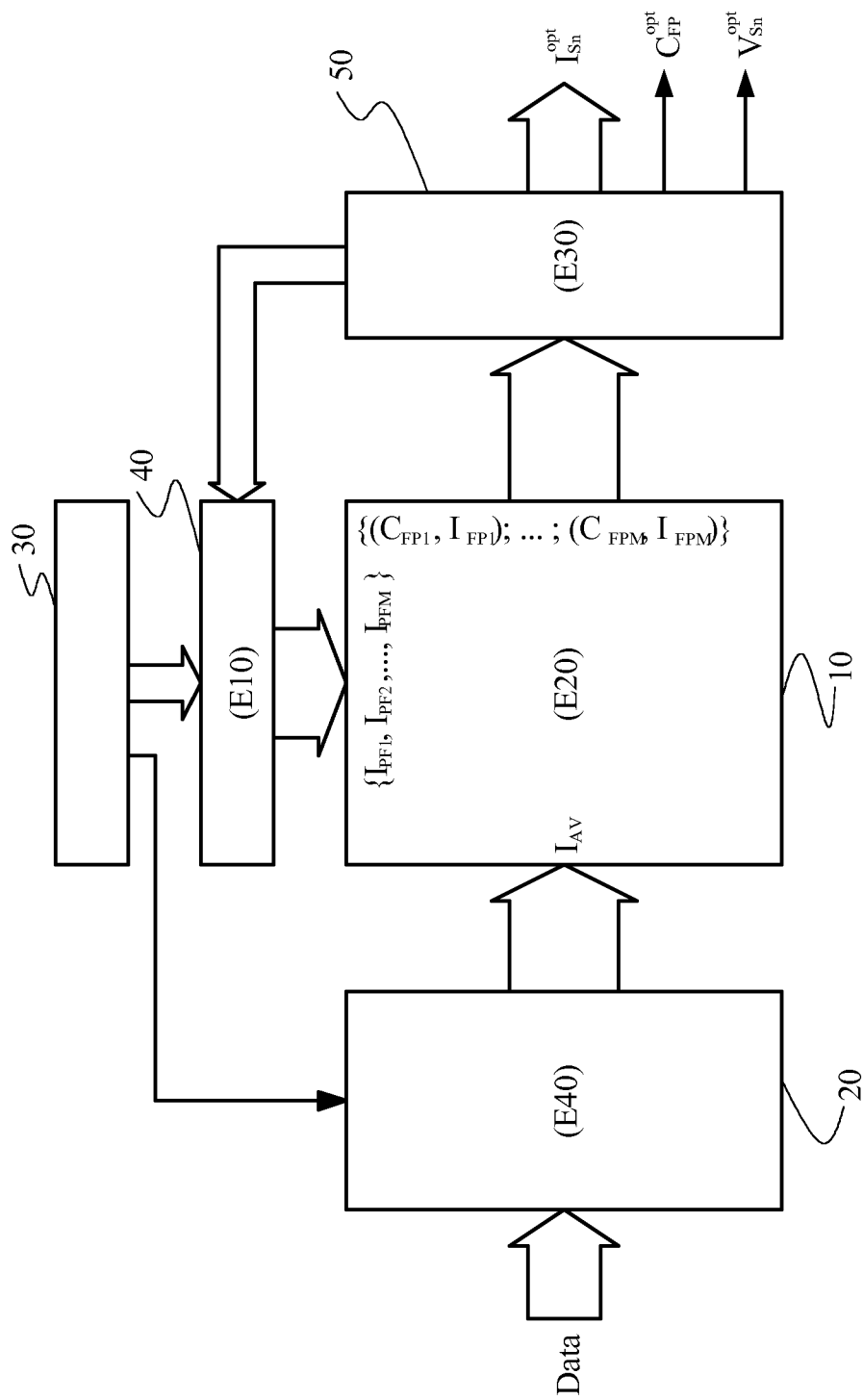


Fig. 2

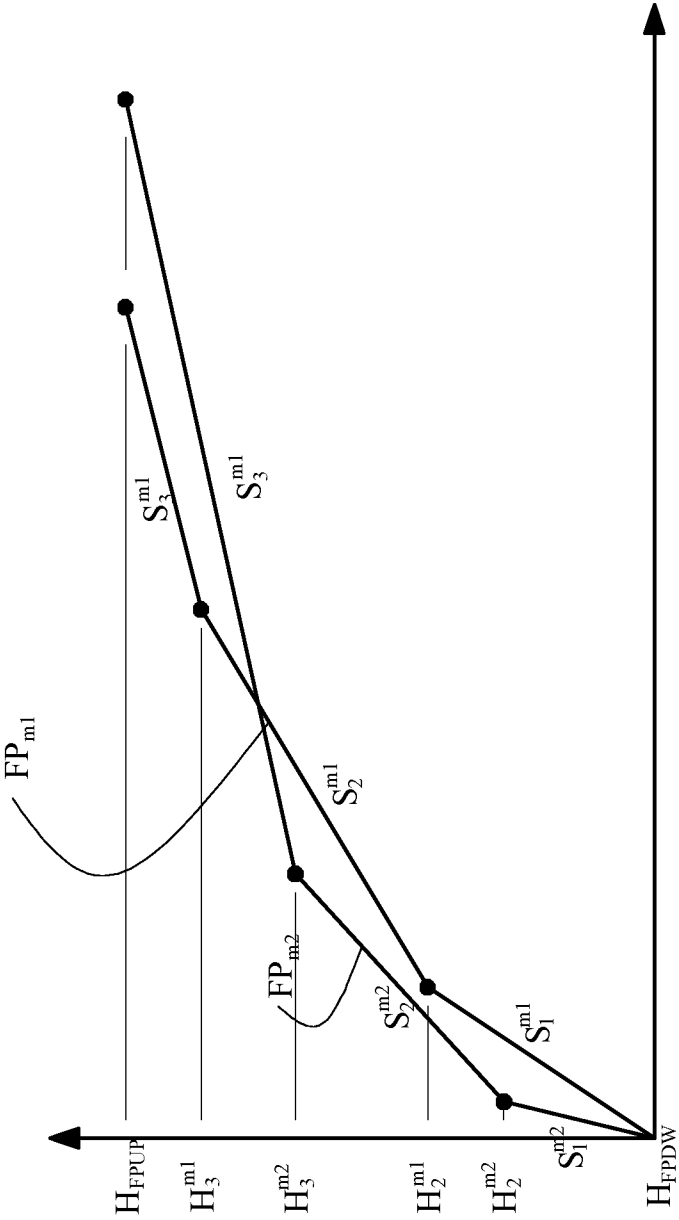


Fig. 3

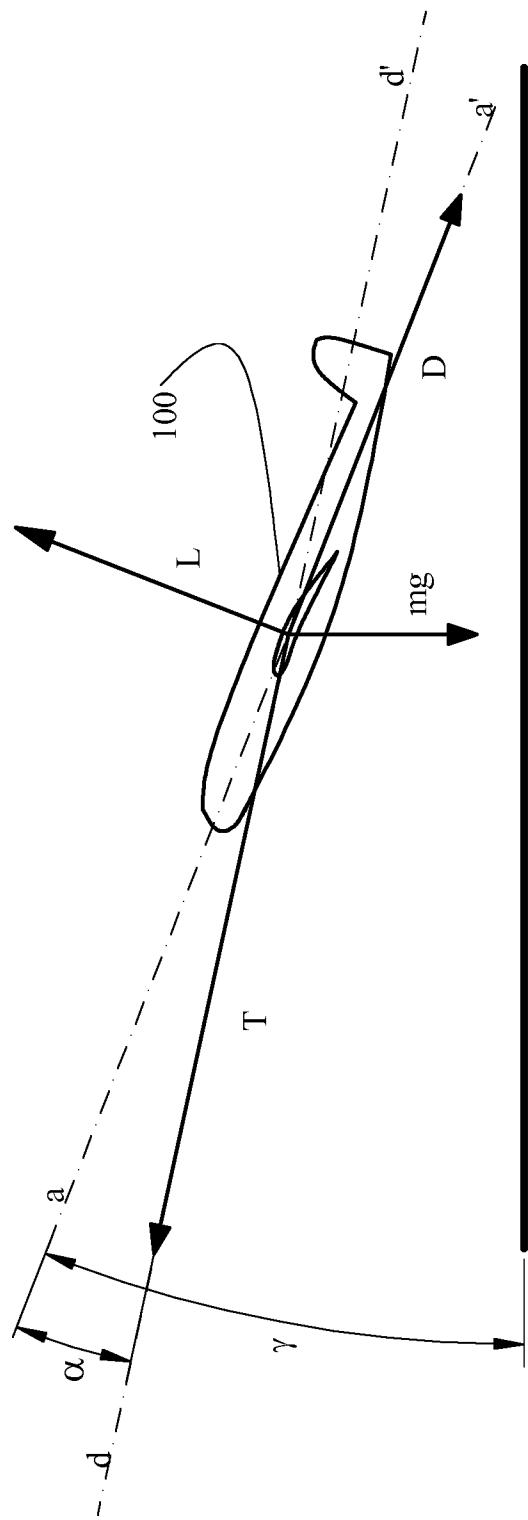


Fig. 4

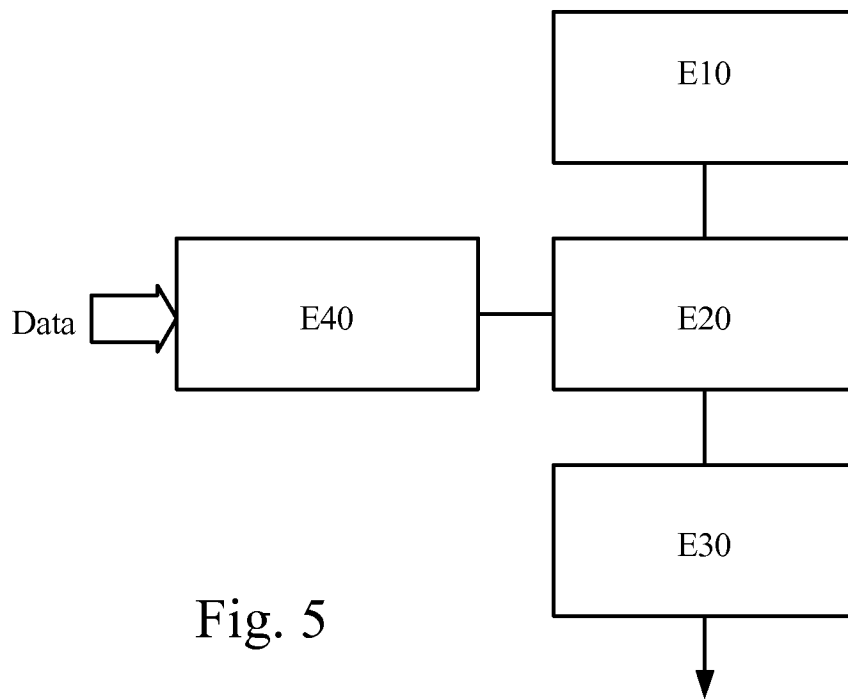


Fig. 5

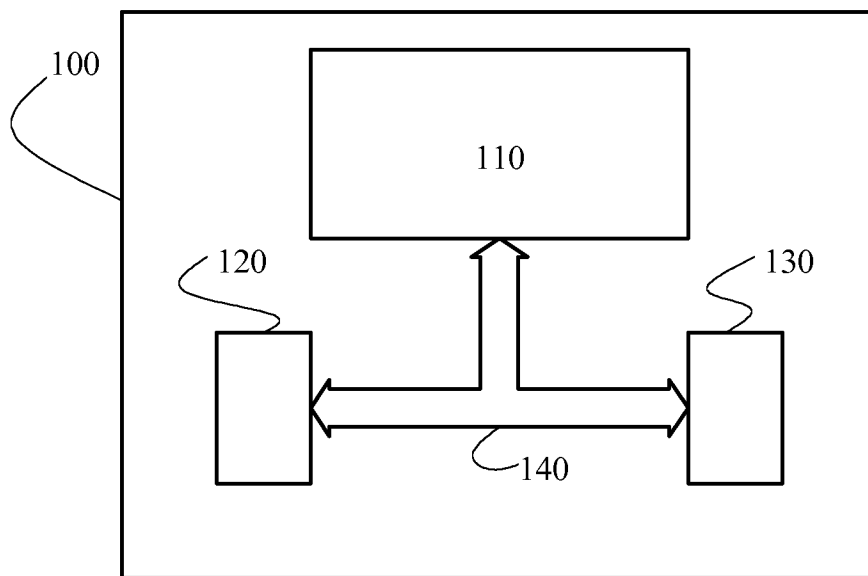


Fig. 6

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2015/057556

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. G05D1/00 G01C21/34 G06Q10/04 G08G5/00
ADD.

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

G05D G01C G06Q G08G B64C

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	FR 2 939 917 A1 (THALES) 18 June 2010 (2010-06-18)	1,7,9
Y	page 1, line 3 - page 12, line 35; claims	2,3
A	1, 6-12; figures 1-5	4,5,8

X	FR 2 570 201 A1 (AEROSPATIALE [FR]) 14 March 1986 (1986-03-14)	1,5,7,9
Y	page 1, line 6 - page 8, line 22; claim 4;	2-4
A	figures 1-6	6,8

Y	US 2008/255713 A1 (ONU DAN [US] ET AL) 16 October 2008 (2008-10-16)	1-3,6-9
A	abstract paragraphs [0017] - [0072]; claims 1-11; figures 1-9	4,5

	-/--	



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

18 June 2015

Date of mailing of the international search report

24/06/2015

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

De Syllas, Dimitri

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2015/057556

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	US 2010/191458 A1 (BAKER DANIEL [US] ET AL) 29 July 2010 (2010-07-29)	1-3,6-9
A	abstract; claims 1,7; figures 1-5 paragraphs [0002] - [0007], [0022] - [0039]	4,5
X	----- EP 2 667 273 A1 (BOEING CO [US]) 27 November 2013 (2013-11-27) abstract; claims 1-9, 13-14; figures 1-2, 5-7 paragraphs [0002] - [0127]	1-9
Y	----- US 5 121 325 A (DEJONGE MICHAEL K [US]) 9 June 1992 (1992-06-09)	1-4,7,9
A	abstract page 1, lines 10-60; figures 1, 2, 4-6, 9-11 page 7, line 15 - page 15, line 53	5,8
A	----- EP 2 362 289 A2 (HONEYWELL INT INC [US]) 31 August 2011 (2011-08-31) abstract; figures 1,2,4-7 paragraphs [0002] - [0005], [0035] - [0052]; claims 1,6	1-9
A	----- US 2007/032941 A1 (ALLEN DAVID L [US]) 8 February 2007 (2007-02-08) the whole document	1-9

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/EP2015/057556

Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)		Publication date
FR 2939917	A1	18-06-2010	FR	2939917 A1	18-06-2010
			US	2010152927 A1	17-06-2010

FR 2570201	A1	14-03-1986	DE	3531711 A1	17-04-1986
			FR	2570201 A1	14-03-1986
			GB	2164765 A	26-03-1986
			US	4827417 A	02-05-1989

US 2008255713	A1	16-10-2008	US	2008255713 A1	16-10-2008
			US	2010152926 A1	17-06-2010
			WO	2008127854 A2	23-10-2008

US 2010191458	A1	29-07-2010	US	8165809 B1	24-04-2012
			US	2010191458 A1	29-07-2010
			US	2012109724 A1	03-05-2012
			US	2012253961 A1	04-10-2012

EP 2667273	A1	27-11-2013	EP	2667273 A1	27-11-2013
			US	2013317671 A1	28-11-2013

US 5121325	A	09-06-1992	NONE		

EP 2362289	A2	31-08-2011	EP	2362289 A2	31-08-2011
			US	2011208374 A1	25-08-2011

US 2007032941	A1	08-02-2007	EP	1929245 A2	11-06-2008
			JP	5345845 B2	20-11-2013
			JP	2009502651 A	29-01-2009
			US	2007032941 A1	08-02-2007
			WO	2007019133 A2	15-02-2007

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/EP2015/057556

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. G05D1/00 G01C21/34 G06Q10/04 G08G5/00 ADD.		
Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB		
B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement) G05D G01C G06Q G08G B64C		
Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche		
Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés) EPO-Internal, WPI Data		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	FR 2 939 917 A1 (THALES) 18 juin 2010 (2010-06-18)	1,7,9
Y	page 1, ligne 3 - page 12, ligne 35;	2,3
A	revendications 1, 6-12; figures 1-5 -----	4,5,8
X	FR 2 570 201 A1 (AEROSPATIALE [FR]) 14 mars 1986 (1986-03-14)	1,5,7,9
Y	page 1, ligne 6 - page 8, ligne 22;	2-4
A	revendication 4; figures 1-6 -----	6,8
Y	US 2008/255713 A1 (ONU DAN [US] ET AL) 16 octobre 2008 (2008-10-16)	1-3,6-9
A	abrégé alinéas [0017] - [0072]; revendications 1-11; figures 1-9 -----	4,5
	-/-	
☒ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents ☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe		
* Catégories spéciales de documents cités: "A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent "E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date "L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée) "O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens "P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée "T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention "X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément "Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier "&" document qui fait partie de la même famille de brevets		
Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée 18 juin 2015		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 24/06/2015
Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016		Fonctionnaire autorisé De Syllas, Dimitri

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	US 2010/191458 A1 (BAKER DANIEL [US] ET AL) 29 juillet 2010 (2010-07-29)	1-3,6-9
A	abrégé; revendications 1,7; figures 1-5 alinéas [0002] - [0007], [0022] - [0039]	4,5
X	----- EP 2 667 273 A1 (BOEING CO [US]) 27 novembre 2013 (2013-11-27)	1-9
	abrégé; revendications 1-9, 13-14; figures 1-2, 5-7 alinéas [0002] - [0127]	
Y	----- US 5 121 325 A (DEJONGE MICHAEL K [US]) 9 juin 1992 (1992-06-09)	1-4,7,9
A	abrégé page 1, ligne 10-60; figures 1, 2, 4-6, 9-11 page 7, ligne 15 - page 15, ligne 53	5,8
A	----- EP 2 362 289 A2 (HONEYWELL INT INC [US]) 31 août 2011 (2011-08-31)	1-9
	abrégé; figures 1,2,4-7 alinéas [0002] - [0005], [0035] - [0052]; revendications 1,6	
A	----- US 2007/032941 A1 (ALLEN DAVID L [US]) 8 février 2007 (2007-02-08)	1-9
	le document en entier -----	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/EP2015/057556

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2939917	A1	18-06-2010	FR 2939917 A1	18-06-2010
			US 2010152927 A1	17-06-2010
FR 2570201	A1	14-03-1986	DE 3531711 A1	17-04-1986
			FR 2570201 A1	14-03-1986
			GB 2164765 A	26-03-1986
			US 4827417 A	02-05-1989
US 2008255713	A1	16-10-2008	US 2008255713 A1	16-10-2008
			US 2010152926 A1	17-06-2010
			WO 2008127854 A2	23-10-2008
US 2010191458	A1	29-07-2010	US 8165809 B1	24-04-2012
			US 2010191458 A1	29-07-2010
			US 2012109724 A1	03-05-2012
			US 2012253961 A1	04-10-2012
EP 2667273	A1	27-11-2013	EP 2667273 A1	27-11-2013
			US 2013317671 A1	28-11-2013
US 5121325	A	09-06-1992	AUCUN	
EP 2362289	A2	31-08-2011	EP 2362289 A2	31-08-2011
			US 2011208374 A1	25-08-2011
US 2007032941	A1	08-02-2007	EP 1929245 A2	11-06-2008
			JP 5345845 B2	20-11-2013
			JP 2009502651 A	29-01-2009
			US 2007032941 A1	08-02-2007
			WO 2007019133 A2	15-02-2007