



- (51) Classification internationale des brevets :
G05D 1/00 (2006.01) G05D 1/06 (2006.01)
G01C 21/20 (2006.01) G08G 5/00 (2006.01)
- (21) Numéro de la demande internationale :
PCT/EP2016/070980
- (22) Date de dépôt international :
6 septembre 2016 (06.09.2016)
- (25) Langue de dépôt : français
- (26) Langue de publication : français
- (30) Données relatives à la priorité :
1501864 9 septembre 2015 (09.09.2015) FR
- (71) Déposant : THALES [FR/FR]; Tour Carpe Diem, Place Des Corolles, Esplanade Nord, 92400 Courbevoie (FR).
- (72) Inventeurs : MEULLE, Guillaume; c/o Thales Avionics, 105 avenue du Général Eisenhower, 31036 Toulouse (FR). LASO LEON, Enrique; c/o Thales Avionics, 105 avenue du Général Eisenhower, 31036 Toulouse (FR).
- (74) Mandataires : HNICHS-GASRI, Naïma et al.; Immeuble VISIUM, 22 avenue Aristide Briand, 94117 ARCUEIL 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, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : OPTIMISING THE TRAJECTORY OF AN AIRCRAFT

(54) Titre : OPTIMISATION DE LA TRAJECTOIRE D'UN AÉRONEF

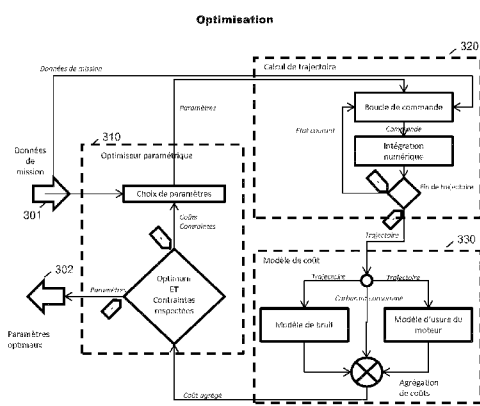


FIG.3

Optimisation Optimisation
Données de mission Mission data
Paramètres optimaux Optimum parameters
Optimiseur paramétrique Parametric optimizer
Choix de paramètres Choice of parameters
Coûts Costs
Contraintes Constraints
Paramètres Parameters
Optimum ET Contraintes respectées Optimum AND Respected constraints
Coût agrégé Aggregated cost
Calcul de trajectoire Trajectory calculation
Boucle de commande Control loop
État courant Current state
Commande Control
Intégration numérique Numerical integration
Fin de trajectoire End of trajectory
Trajectoire Trajectory
Modèle de coût Cost Model
Carburant consommé Fuel consumed
Modèle de bruit Noise model
Modèle d'usure du moteur Engine wear model
Agrégation de coûts Cost aggregation

(57) Abstract : Disclosed is a method for optimising the trajectory of an aircraft, comprising steps consisting of: determining one or more reference criteria CiRef from an initial non-optimised trajectory; determining one or more initial constraints K_j from the initial trajectory; determining a criterion Ci according to an analytical function of said criteria CiRef; and, by iterative cycle, determining an optimised trajectory; determining the intermediate constraints K_j from the optimised trajectory; minimising the criteria Ci determined under the initial constraints K_j and the intermediate constraints K_j; and determining q take-off parameters Pi. Developments describe an incremental iteration of the method, an interruption by the pilot, the use of criteria comprising fuel consumption, acoustic noise level, emission of chemical compounds, engine wear level, the use of a gradient descent and various optimisations. Aspects of the system and software are described.

(57) Abrégé : Il est divulgué un procédé pour l'optimisation de la trajectoire d'un aéronef, comprenant les étapes consistant à déterminer un ou plusieurs critères CiRef de référence à partir d'une trajectoire initiale non-optimisée; déterminer une ou plusieurs contraintes K_j initiales à partir de la trajectoire initiale; déterminer un critère Ci selon une fonction analytique desdits critères CiRef; et, par cycle d'itération, déterminer une trajectoire optimisée; déterminer des contraintes K_j intermédiaires

[Suite sur la page suivante]



LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, **Publiée :**
SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, — *avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))*
GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

à partir de la trajectoire optimisée; minimiser le critère C_i déterminé sous les contraintes K_j initiales et les contraintes K_j intermédiaires; déterminer q paramètres de décollage P_i . Des développements décrivent une itération incrémentale du procédé, une interruption par le pilote, l'utilisation de critères comprenant la consommation de carburant, le niveau de bruit acoustique, l'émission de composés chimiques, le niveau d'usure du moteur, l'utilisation d'une descente de gradient et de diverses optimisations. Des aspects de système et de logiciel sont décrits.

OPTIMISATION DE LA TRAJECTOIRE D'UN AÉRONEF

Domaine de l'invention

- 5 L'invention concerne le domaine de l'avionique en général. L'invention concerne en particulier des procédés et systèmes pour optimiser la trajectoire d'un aéronef selon différents critères, notamment de coût.

Etat de la Technique

10

En matière d'exploitation de vols commerciaux, des contraintes strictes existent en matière de bruit mesuré au sol à proximité des pistes d'atterrissage.

- 15 L'optimisation de la trajectoire d'un aéronef résulte d'un compromis entre différents facteurs, qui peuvent être antagonistes. Par exemple, la minimisation du bruit mesuré au sol à proximité des zones de décollage et d'atterrissage est un objectif ou une contrainte qui entre en conflit avec le fait que les compagnies aériennes cherchent généralement à minimiser le
- 20 coût d'exploitation de l'aéronef, par exemple en diminuant la consommation de carburant ou en optimisant les coûts liés à la maintenance des moteurs.

En général, une trajectoire permettant d'économiser du carburant

25 entraînera un bruit plus élevé, et inversement une trajectoire consommant plus de carburant sera associée avec un bruit moins élevé pour le voisinage. La recherche de l'identification d'une solution optimale est une tâche complexe.

Plus précisément, différentes approches sont connues pour résoudre chacune un problème technique spécifique. Par exemple, à la fin de diminuer la quantité de carburant consommé, il est généralement procédé à une poussée maximale et à une rétractation rapide des dispositifs hypersustentateurs. Afin de diminuer le bruit émis par l'aéronef sont volées les procédures dites de « moindre bruit » (i.e. telles que publiées). Afin de réduire l'usure des moteurs, il est appliqué une poussée réduite au décollage, laquelle permet de préserver sensiblement les moteurs d'une usure thermomécanique. Ces solutions, si elles sont efficaces dans leur domaine d'application, présentent l'inconvénient de dégrader les autres composantes lorsque considérées en combinaison.

La littérature publiée fait état de quelques tentatives pour concilier ces différents critères, mais ces solutions requièrent généralement la réalisation de calculs préalables au sol. Dans certains autres cas, des interpolations sont nécessaires durant le vol (par exemple au moyen de tables), ce qui finalement augmente de manière inacceptable la charge de travail de l'équipage et n'aboutit pas nécessairement à une solution optimale.

Selon une approche orientée vers la consommation de carburant, l'aéronef décolle à puissance maximale et accélère le plus tôt possible (dans les limites de sécurité autorisées par la réglementation). La puissance maximale étant appliquée pendant un intervalle de temps important, l'usure du moteur est substantiellement augmentée et le bruit perçu à proximité de l'aéroport est bien entendu renforcé.

Selon une approche orientée vers la minimisation du bruit, l'aéronef décolle à puissance maximale avec les volets sortis pour avoir une forte pente de montée puis réduit la poussée lorsque l'avion passe à proximité du point où la nuisance sonore sera maximale. Les gaz étant réduits plus

tôt, les moteurs fonctionnent à un point sous-optimal et les volets sortis induisent une dégradation de la finesse et donc une plus forte consommation de carburant pour un gain d'énergie donné. Selon une variante, l'avion suit des procédures définies par l'OACI ayant pour
5 objectif de préserver les riverains des aéroports. Ces procédures obligent les avions à suivre des trajectoires particulières, appelées NADP (*Noise Abatement Departure Procedure*), qui contournent les zones habitées ou imposent un profil vertical spécifique. Il s'ensuit un allongement de la trajectoire et donc une consommation de carburant plus élevée.

10

Selon une approche orientée vers la réduction de l'usure des moteurs, il est parfois procédé à l'application d'une poussée réduite au décollage. Cette poussée correspond en général à celle qui serait appliquée dans les conditions de température les plus limitantes pour un décollage (à la
15 masse du jour). Ce type de procédure s'appelle « *Assumed temperature* » ou « *Flex Temperature* ». Cette température sera appelée température fictive dans la suite du document. L'optimisation ne s'appliquant que pour la portion de décollage avant la réduction de poussée (THR RED ALTITUDE), cette approche conduit à (i) utiliser toute la longueur de piste
20 exploitable et monter avec une pente plus faible, ce qui conduit (ii) à utiliser le moteur de façon sous optimale d'un point de vue thermodynamique. Par suite, l'avion passera à une altitude plus faible au dessus du point où les nuisances sonores sont les plus gênantes, donc en faisant finalement plus de bruit du point de vue du sol, et par ailleurs la
25 consommation de carburant sera plus élevée pour un même gain d'énergie.

La littérature brevet comprend quelques solutions d'optimisation multicritères, c'est-à-dire visant à réaliser un compromis entre les critères
30 précédemment cités. Par exemple le document de brevet US20110060485 divulgue un procédé d'optimisation et un dispositif pour

une procédure de décollage d'un aéronef, comprenant des moyens pour déterminer les valeurs optimales pour les paramètres de décollage et en les adaptant aux conditions de décollage réelles. Cette solution est coûteuse en temps de calcul et par suite ne peut pas être réalisée dans un

5 poste de pilotage. Pour permettre son utilisation opérationnelle, elle nécessite une tabulation des solutions optimales, laquelle tabulation est réalisée préalablement au sol, ainsi qu'une étape ultérieure de reconstitution par interpolation (pour correspondre aux conditions du jour). Cette méthode - outre ses coûts logistiques et calculatoires élevés -

10 conduit, après l'interpolation, à une solution sous optimale. Le document de brevet US8527119 décrit un procédé d'ajustement des paramètres d'une procédure de décollage initialisée avant le vol à partir de conditions avions initiales, lorsque lesdites conditions évoluent juste avant décollage. Ce procédé d'ajustement ne permet pas le calcul de la solution optimale

15 et induit toujours un travail supplémentaire de la part du pilote (durant une phase de décollage déjà intense en termes de charge cognitive). Ces approches connues comportent donc des limitations.

Il existe un besoin pour des procédés et des systèmes pour l'optimisation

20 de la trajectoire d'un aéronef.

Résumé de l'invention

Un exemple de réalisation du procédé divulgué comprend notamment

25 l'emploi d'un optimiseur dit « paramétrique », reposant sur une modélisation des coûts opérationnels. Ses coûts opérationnels sont associés à une simulation numérique de la trajectoire qui exploite un modèle de performances (aérodynamique et propulsion) de l'avion. Les étapes du procédé peuvent comprendre des itérations afin d'optimiser les

30 solutions calculées.

Avantageusement, l'invention permet de réaliser un compromis entre différents paramètres, lesquels paramètres comprennent par exemple le coût opérationnel associé à la trajectoire (e.g. quantité du carburant consommé), le coût environnemental (e.g. les émissions de polluants et/ou le bruit perçu au sol) et le coût associé à la maintenance des moteurs.

Avantageusement, l'invention permet d'optimiser la consommation de carburant tout en assurant simultanément que le bruit émis par l'avion ne sera pas supérieur à ce qu'il serait si la trajectoire n'était pas optimisée.

Avantageusement, le problème technique initial d'optimisation multicritères est résolu d'une manière compatible avec l'exigence d'une utilisation embarquée, c'est-à-dire effectuée au sein du poste de pilotage.

Des moyens de calcul courants peuvent être utilisés (notamment un ordinateur de type portable d'une puissance de calcul standard). La rapidité de calcul des étapes du procédé permet de fournir une solution optimale dans des conditions de mission réelles, i.e. sans nécessité de recourir à des solutions pré-calculées. Les étapes du procédé pouvant faire l'objet de calculs rapides il est possible d'identifier une solution de trajectoire optimale prenant en compte les dernières informations disponibles quant à la mission. En d'autres termes, le procédé selon l'invention permet avantageusement l'obtention d'une solution exacte et optimale, dans un temps compatible avec les contraintes imposées aux équipages (c'est-à-dire et par exemple sans nécessité pour le pilote d'avoir à conduire des tâches interpolation dans une table de résultats préétablie). La détermination d'une solution optimale peut également satisfaire des contraintes ou objectifs donnés par ou pour le transporteur aérien (e.g. réduction des coûts opérationnels du vol et satisfaction concomitante des contraintes imposées).

Avantageusement, combinée à l'optimisation itérative des solutions, l'optimisation paramétrique permet d'obtenir un temps de calcul compatible avec les opérations réalisées par un équipage dans l'intervalle de temps consacré à la préparation du vol sur des ressources de calcul limitées. En particulier, l'utilisation d'une méthode d'optimisation paramétrique 310 (e.g. de type gradient) permet d'obtenir un temps de calcul significativement plus court que celui divulgué dans l'état de la technique (par exemple selon US20110060485).

10

Description des figures

Différents aspects et avantages de l'invention vont apparaître en appui de la description d'un mode préféré d'implémentation de l'invention mais non limitatif, avec référence aux figures ci-dessous :

15

La figure 1 montre un schéma de principe de l'invention ;

Les figures 2A et 2B illustrent des exemples de calculs conduits en parallèle ou en série, par exemple suivant une implémentation à plusieurs processeurs ou cœurs de processeur ;

20

La figure 3 illustre des exemples de sous-étapes pour l'optimisation ;

La figure 4 illustre la consommation de carburant en fonction de l'altitude et de la distance volée;

25

La figure 5 illustre l'évolution de la température fictive ;

La figure 6 illustre un exemple de prise en compte de la température fictive pour optimiser la trajectoire.

30

Description détaillée de l'invention

Il est divulgué un procédé pour l'optimisation de la trajectoire d'un aéronef, comprenant les étapes consistant à déterminer un ou plusieurs critères C_{iRef} de référence à partir d'une trajectoire initiale non-optimisée ; déterminer une ou plusieurs contraintes K'_j initiales à partir de la trajectoire initiale; déterminer un critère C_i selon une fonction analytique desdits critères C_{iRef} ; et, par cycle d'itération, déterminer une trajectoire optimisée ; déterminer des contraintes K'_j intermédiaires à partir de la trajectoire optimisée; minimiser le critère C_i déterminé sous les contraintes K'_j initiales et les contraintes K'_j intermédiaires; déterminer q paramètres de décollage P_i . Des développements décrivent une itération incrémentale du procédé, une interruption par le pilote, l'utilisation de critères comprenant la consommation de carburant, le niveau de bruit acoustique, l'émission de composés chimiques, le niveau d'usure du moteur, l'utilisation d'une descente de gradient et de diverses optimisations. Des aspects de système et de logiciel sont décrits.

Il est divulgué un procédé pour l'optimisation de la trajectoire d'un aéronef, comprenant les étapes consistant à recevoir (les coordonnées ou informations relatives à) une trajectoire initiale non-optimisée selon une procédure de vol publiée; déterminer (ou calculer) un ou plusieurs critères C_{iRef} de référence à partir de ladite trajectoire initiale non-optimisée; lesdits critères C_{iRef} étant déterminés pour la portion de décollage et/ou de montée de ladite trajectoire initiale non optimisée; déterminer une ou plusieurs contraintes K'_j initiales à partir de la trajectoire initiale non-optimisée; déterminer un critère C_i selon une fonction analytique desdits critères C_{iRef} ; et, par cycle d'itération, i) déterminer une trajectoire optimisée ; ii) déterminer des contraintes K'_j intermédiaires à partir de ladite trajectoire optimisée ; iii) minimiser ledit

critère C_i déterminé sous les contraintes K'_j initiales et les contraintes K'_j intermédiaires ; iv) déterminer q paramètres de décollage P_i .

5 La trajectoire initiale non-optimisée est reçue d'une procédure de vol publiée par le contrôle aérien. Cette trajectoire non optimisée est calculée par intégration numérique d'un système d'équations différentielles à partir des données de vol.

10 Le procédé peut avantageusement optimiser différentes phases de vol. Le procédé selon l'invention peut notamment optimiser le décollage et/ou la montée (phase (« *climb* » avant la phase de vol dénommée « *cruise* »).

15 Le procédé selon l'invention permet de déterminer en sortie différents paramètres de décollage (tels que vitesse, altitude cible, commande moteur) lesquels permettent d'obtenir une trajectoire optimisée, au regard de critères d'optimisation et de contraintes ou valeurs limites.

20 Plus précisément, le procédé selon l'invention procède par itération. En incrémentant progressivement le nombre de paramètres à optimiser (de 1 jusqu'à q paramètres), le procédé optimise une fonction analytique laquelle exprime une relation mathématique permettant d'obtenir un ou plusieurs « critères » C_i à partir des paramètres de décollage et des données de plan de vol.

25 Un « critère » C_i peut être un paramètre associé à la trajectoire, telle que la consommation de carburant. Plus généralement, un critère C_i peut résulter de l'« agrégation » d'une pluralité de critères de référence.

30 Les critères C_{iRef} sont les critères « originels », i.e. homogène en nature (bruit acoustique, émission de polluants, consommation de carburant, etc) c'est-à-dire ceux associés à la trajectoire non optimisée initiale, c'est-à-

dire telle que définie par la procédure publiée qui est en pratique donnée par le contrôle du trafic aérien. La pluralité N de critères CiRef est associée à une pluralité de contraintes Kj.

- 5 Une « contrainte » Kj ou K'j est une valeur numérique plafond ou limite ou borne qui encadre les différentes étapes d'optimisation (par exemple une contrainte sera une valeur de bruit acoustique à ne pas dépasser). Des exemples de contraintes comprennent par exemple des valeurs limites en matière de consommation carburant, des limites d'émission acoustiques
10 ou des limites en matière d'émission de polluants.

Certaines contraintes sont des données initiales (K'j) – directement données ou dérivables des données du vol - tandis que d'autres contraintes sont des données calculées de manière « intermédiaire »
15 notées Kj, i.e. dérivées de la trajectoire non optimisée. En quelque sorte, ces contraintes Kj deviennent « artificielles » (du point de vue de leur intelligibilité humaine, mais se justifient du fait des interdépendantes associées à la fonction en cours d'optimisation). Les étapes du procédé d'optimisation manipulent ces contraintes de la même manière mais de
20 manière sous-jacente et concrète certaines valeurs sont des valeurs reçues à l'initialisation du calcul d'optimisation tandis que les autres résultent d'étapes de calcul intermédiaires.

En d'autres termes, les contraintes K'j sont généralement exprimées
25 « telles quelles », on peut les obtenir directement avec les données du problème. Les autres contraintes Kj ne sont formalisables qu'après l'étape de calcul de la trajectoire de référence. Par exemple une contrainte de la forme « *l'altitude doit être supérieure à 10000ft à tel point de passage* » est une donnée d'entrée du problème, laquelle peut être fournie
30 directement dans l'optimiseur en tant que contrainte K'j. Par contraste, une contrainte de la forme « *le vol optimisé ne doit pas faire plus de bruit*

que le vol de référence » est de type K_j car pour la formaliser numériquement et la fournir à l'étape d'optimisation, l'étape de calcul de la trajectoire non optimisée doit avoir été effectuée au préalable.

- 5 Les contraintes K_j peuvent être déterminées à partir des critères C_{iRef} . Par exemple, une contrainte K_j peut être le bruit mesuré par un microphone lors de l'intégration de la trajectoire non optimisée.

10 L'obtention des contraintes (intermédiaires) K_j à partir de la trajectoire non optimisée n'existe pas dans l'état de la technique.

Au moyen de la définition d'un ou de plusieurs critères composites C_i au moyen des critères originels C_{iRef} , connaissant les contraintes originelles K'_j puis les contraintes intermédiaires K_j , il est possible de déterminer un ou plusieurs paramètres de décollage P_i (entre 1 et q). Cette

15 détermination s'effectue en minimisant une fonction mathématique qui transforme les paramètres de décollage P_i en les critères C_i . En particulier, la détermination de la valeur d'un critère C_i peut s'effectuer de différentes manières. Le critère C_i peut être déterminé itérativement par

20 intégration numérique. Cette intégration numérique peut par exemple se faire par la résolution d'équations différentielles à partir desdites données de missions et des paramètres P_i .

L'algorithme itératif minimise la valeur de C_i obtenu par agrégation des

25 C_{iRef} , en assurant le respect des contraintes K_j et K'_j . A chaque itération, C_i est estimé par intégration numérique d'un système d'équations différentielles à partir desdites données de missions et desdits paramètres P_i résultants de l'itération précédente.

30 Dans un développement, le nombre entier q de paramètres P_i est itérativement incrémenté d'une unité à partir de la valeur 1.

Le procédé optimise de manière incrémentale, de 1 jusqu'à q paramètres de décollage P_i .

- 5 Dans un mode de réalisation, au moins un paramètre optimisé « P_{1opt} » peut être utilisé comme entrée d'un calculateur de gestion de vol. Au fur et à mesure du déroulement du calcul des étapes du procédé, un nombre grandissant de paramètres P_i optimisés sont déterminés.
- 10 Dans un mode de réalisation, le procédé comprend des étapes de raffinement des solutions caractérisé en ce que, si un nombre n de paramètres P_i sont à optimiser, alors l'algorithme itératif est lancé plusieurs fois, en augmentant à chaque fois le nombre q de paramètres à optimiser et en « forçant » les autres à des valeurs choisies pour
- 15 permettre le bon déroulement des calculs d'intégration numérique. Les résultats obtenus à chaque lancement de l'algorithme itératif sont mémorisés. Le résultat final fourni par le procédé est celui, parmi tous ceux ayant été mémorisés, qui donne le coût le plus faible tout en respectant les contraintes.
- 20 Les différentes itérations permettent d'affiner progressivement les résultats de l'optimisation. Avec N critères P_i à optimiser au total, le nombre q de paramètres est progressivement augmenté (de 1 à N paramètres). Durant les itérations, les valeurs des paramètres non-
- 25 optimisés sont fixés à des valeurs permettant le bon déroulement des calculs d'intégration numérique.

Sur la figure 2A, le calcul est effectué en parallèle 210 (d'abord sur un unique paramètre, puis deux paramètres simultanément, puis trois, etc ; à

30 chaque fois la minimisation de la fonction détermine une solution cad un coût minimal ; les différents résultats ou minima locaux sont ensuite

comparés les uns aux autres de façon à identifier un minimum global). Sur la figure 2B, le calcul est effectué de manière séquentielle 220 (les différents paramètres sont déterminés individuellement, i.e. les différents P_i choisis parmi q sont optimisés indépendamment les uns des autres ;
5 en sortie différentes solutions sont obtenues, parmi lesquelles une solution optimale est déterminée).

Dans un développement, ladite itération incrémentale est interrompue sur demande du pilote.

10

Dans un mode de réalisation optionnel, l'itération incrémentale est interrompue sur demande du pilote (ou d'un système tiers de gestion de vol ou par tout autre système en interaction avec le procédé selon l'invention), lequel peut par exemple souhaiter obtenir un résultat
15 intermédiaire plus rapidement que ce qui est nécessaire pour obtenir une optimisation finalisée. Le cas échéant, en cas d'interruption des itérations d'optimisation, les résultats intermédiaires complétés sont accessibles (et un minimal local peut être identifié puis restitué), seul le résultat intermédiaire inachevé étant non-utilisable. Avantageusement, ce mode
20 de réalisation permet au pilote d'accéder rapidement à un résultat qui bien que non finalisé peut être dans un état de convergence suffisant pour ses besoins opérationnels de navigation. Il est de bonne pratique voire remarquable dans un système d'interface ou d'interaction homme-machine de permettre des sorties anticipées afin d'éviter les boucles
25 infinies, mais plus encore, de permettre par construction de « redonner la main » à l'humain si ce dernier l'estime nécessaire. Des éléments de contexte peuvent échapper en partie ou en totalité au système automatisé. Une interruption du procédé concourt donc à améliorer la sécurité et l'efficacité du vol. A défaut d'interruption, i.e. si le pilote attend
30 la fin des calculs tels que déterminés par le procédé, le résultat final

délivré par le procédé est celui présentant le coût le plus faible (et qui par construction respecte les contraintes de vol).

5 Dans un développement, le critère C_i est une fonction analytique de critères C_{iRef} .

10 Le procédé minimise de manière itérative la valeur d'un critère C_i , lequel critère peut être un critère « non-homogène » i.e. « synthétique », par exemple « agrégeant » ou « encapsulant » ou « pondérant » un ou plusieurs critères C_{iRef} (homogènes) d'origine. L'optimisation itérative de ce critère C_i s'effectue alors et toujours en assurant le respect des contraintes K_j « intermédiaires » et des contraintes K'_j .

15 La « mise en relation » des différents C_{iRef} peut s'effectuer de différentes manières.

20 Dans un premier mode de réalisation, une fonction analytique peut régir cette mise en relation. Un exemple d'agrégation consiste alors à définir une fonction scalaire J de plusieurs critères C_{iRef} par exemple de la forme :

$$\mathbf{J} = \mathbf{J}(\mathbf{FU}, \mathbf{Ns}_f, \mathbf{NO}_x, \mathbf{CO}_2, \mathbf{EW})$$

25 Cette fonction peut-être linéaire ou non-linéaire.

Dans un développement, ledit au moins critère C_i est une combinaison linéaire pondérée de critères C_{iRef} .

30 Dans un autre mode de réalisation, cette fonction analytique J peut se réduire à une combinaison linéaire de critères C_{iRef} . Par exemple, la

fonction J peut correspondre à une combinaison linéaire à coefficients réels constants de ces différentes valeurs de la forme :

$$J = aFU + \sum_{i=1}^n b_i Ns_i + cNOx + dCO_2 + eEW$$

- 5 Ce mode de réalisation est avantageusement rapide à calculer. Les différents coefficients peuvent correspondre à des politiques des compagnies aériennes (un fichier de configuration peut capturer ces priorités, lesquelles peuvent néanmoins être modifiables, cad dynamiques).

10

Dans un développement, un critère Ci est un critère sélectionné parmi les critères comprenant la consommation de carburant, le niveau de bruit acoustique mesuré sensiblement au niveau du sol, l'émission quantitative et/ou qualitative d'un ou de plusieurs composés chimiques, le niveau
15 d'usure du moteur.

Dans un mode de réalisation, un critère Ci est associé à la consommation de carburant à un point défini comme étant représentatif du premier niveau de croisière. Ce point peut par exemple être défini comme un point
20 à l'altitude de croisière à une distance suffisamment importante du point de décollage de manière à ce que l'altitude de croisière puisse être atteinte même avec la montée la plus lente raisonnablement envisageable (noté *FU* unité de masse).

- 25 Dans un mode de réalisation, un critère Ci est associé au niveau de bruit acoustique mesuré sensiblement au niveau du sol. En effet, un ou plusieurs microphones placés dans le voisinage immédiat de l'aéroport de départ peuvent évaluer ce bruit. Ce niveau de bruit peut par exemple correspondre soit à un niveau de pression maximum pour un filtre
30 fréquentiel de type A (mesure LaMax), soit une des mesures d'exposition

usuelles (SEL ou EPNL) (noté Ns_i , i variant pour chaque point et type de mesure, unité dB ou dBA). Le bruit perçu peut être mesuré ou calculé (simulé). L'expression couvre les développements de perception psycho-acoustique.

5

Dans un mode de réalisation, un critère C_i est associé à l'émission quantitative et/ou qualitative d'un ou de plusieurs composés chimiques. Par exemple, un composé chimique peut comprendre de l'oxyde d'azote. Le niveau d'oxyde d'azote rejeté selon la trajectoire peut être évalué par
10 une méthode comme la « Boeing Fuel Flow Method II » dans une tranche d'altitude où ces émissions auront un impact sur la qualité de l'air locale de l'agglomération où se situe l'aérodrome (noté NO_x unité de masse). Un composé chimique peut aussi comprendre du dioxyde de carbone. Le niveau de dioxyde de carbone rejeté par la trajectoire peut être évalué de
15 différentes manières. Dans un processus de combustion classique, ce taux est proportionnel à la consommation de carburant, avec un facteur de proportionnalité dépendant du type de carburant employé (noté CO_2 unité de masse).

20 Dans un mode de réalisation, un critère C_i est associé au niveau d'usure du moteur. Cette usure moteur peut être associée au niveau de puissance de décollage appliqué et à la durée d'utilisation de ce niveau de puissance (noté EW).

25 Dans un développement, un critère C_i est associé à une combinaison d'au moins deux critères sélectionnés parmi les critères comprenant la consommation de carburant, le niveau de bruit acoustique mesuré sensiblement au sol, le niveau de bruit acoustique mesuré sensiblement au niveau du sol, l'émission quantitative et/ou qualitative d'un ou de
30 plusieurs composés chimiques, le niveau d'usure du moteur.

Dans un mode de réalisation, un critère C_i peut être un critère « synthétique » ou « composite ». En d'autres termes, la pondération des objectifs poursuivis par le vol peut être définie en amont (par exemple, le pilote ou la compagnie aérienne effectuant le vol de l'aéronef peut définir un « mix » spécifique reflétant l'importance et/ou la priorité entre différents sous-critères (e.g. carburant 60%- bruit 20% - usure moteur 20%). Les différents sous-critères peuvent être au moins partiellement interdépendants sur le fond, mais l'isolation en catégories permet néanmoins avantageusement une lisibilité et un contrôle efficace du vol de l'aéronef.

Dans un développement, l'étape consistant à minimiser le critère C_i comprend une descente de gradient.

Une variété d'algorithmes d'optimisation (ici de minimisation) peut être utilisée (e.g. fonction de coût, descente de gradient ou autre).

Dans un développement, le procédé comprend en outre une étape consistant à déterminer un nombre optimal de paramètres P_i .

Dans la mesure où l'optimisation des paramètres P_i peut se dérouler à son terme (par exemple sans interruption de la part du pilote), il est possible de déterminer un compromis entre le temps de calcul alloué à l'optimisation proprement dite, le nombre de paramètres de décollage déterminés et leur signifiante. Par exemple, 3 secondes peuvent être nécessaire pour déterminer P_1 , P_2 et P_3 avec des intervalles de confiance associés, tandis que 120 secondes seraient nécessaires pour établir P_1 , P_2 , P_3 et P_4 avec un meilleur intervalle de confiance). En fonction de critères d'efficience portant sur l'optimisation en soi, il est possible de contrôler le procédé selon l'invention.

Dans un développement, un paramètre P_i est sélectionné parmi les paramètres comprenant une ou plusieurs altitudes caractéristiques du profil de trajectoire, une ou plusieurs vitesses caractéristiques du profil de trajectoire, une ou plusieurs paramètres de commande des moteurs
5 caractéristiques du profil de trajectoire.

Dans un développement, le procédé comprend en outre une étape consistant à communiquer lesdits paramètres P_i déterminés.

10 Par exemple, les paramètres P_i déterminés peuvent être communiqués à un système de gestion du vol ou FMS.

Il est divulgué un produit programme d'ordinateur, ledit programme d'ordinateur comprenant des instructions de code permettant d'effectuer
15 une ou plusieurs des étapes du procédé, lorsque ledit programme est exécuté sur un ordinateur.

Dans un développement, le système comprend des moyens pour la mise en œuvre d'une ou de plusieurs des étapes du procédé.

20

Dans un développement, le système comprend des moyens non-avioniques de type sacoche de vol électronique EFB.

De manière générale, les capacités de calcul du système FMS proprement dit n'étant généralement pas suffisamment rapides, le
25 procédé pourra dans certains cas être avantageusement implémenté sur des systèmes périphériques au cœur de FMS (qui est la partie avionique certifiée). L'implémentation du procédé dans, sur ou via une tablette de vol EFB sera particulièrement avantageuse (un EFB peut accéder à des
30 capacités de calcul virtuellement illimitées via le Cloud). Ainsi, dans un mode de réalisation, des moyens de calcul (e.g. un serveur ou un

ordinateur comme une tablette ou un EFB) séparés du FMS effectuent l'optimisation complète. Dans un autre mode de réalisation, le FMS effectue une pré-optimisation simplifiée (e.g. $q = 1$ ou 2), et des moyens de calculs séparés ou (logiquement, typologiquement) distants du FMS effectuent l'optimisation restante (puis communiquent les résultats au pilote ou au FMS via des IHM par exemple). Dans un mode de réalisation, l'optimisation est faite en totalité ou en partie par un serveur situé dans l'avion (par exemple dans partition dans un module électronique situé en soute). Dans un mode de réalisation, l'optimisation est faite en totalité ou en partie par un serveur situé au sol (par exemple celui d'une compagnie aérienne ou d'un fournisseur de service). Dans un mode de réalisation, l'optimisation est faite en totalité ou partiellement dans un nuage informatique (« *Cloud computing* », la tablette/EFB/FMS n'étant alors qu'un terminal au sens IHM).

15

Certains modes de réalisation peuvent recourir au « *Cloud computing* », i.e. informatique dans les nuages. En phase de décollage et/ou de montée des ressources de calcul terrestres peuvent rester accessibles (e.g. infrastructure de calcul aéroport ou de la compagnie aérienne), avec des temps de latence raisonnables ou convenant aux contraintes du procédé selon l'invention. Permettant du calcul intensif (e.g. pic ou capacité de crête impliquant de nombreux calculs pendant un temps court), les ressources informatiques distantes (« *Cloud* ») accédées peuvent être des ressources publiques (les calculs et/ou données seront alors chiffrées) et/ou des ressources privées. Les temps de latence (e.g. temps de communication des données entre les différentes tâches de calcul) peuvent être gérés au moyen de caches de données, de mécanismes de « *load-balancing* » (de priorités des tâches de calcul entre les processeurs mis à contribution).

30

Les modes de réalisation de l'invention sont décrits en détail ci-après.

L'optimisation selon le procédé vise à optimiser simultanément plusieurs "objectifs" ou "critères", qui peuvent être contradictoires (en partie ou en totalité). L'optimisation peut être dite « multi-objectifs » ou « multi-critères ». Des exemples d'objectifs ou de critères comprennent notamment en matière de la quantité de carburant consommée, l'émission de polluants, le bruit perçu au sol et l'usure des moteurs. Les objectifs ou critères sont des valeurs cibles. Chaque trajectoire de vol (calculée ou simulée ou volée) est associée à des « composantes », qui sont des données qui permettent de définir une trajectoire de vol. Les composantes sont donc des valeurs effectives ou intermédiaires. Certaines valeurs peuvent devenir des « contraintes », c'est-à-dire des valeurs limites à respecter (e.g. à ne pas dépasser comme un niveau de bruit, ou une poussée réduite minimale).

15

La figure 1 montre un schéma de principe de l'invention. Le schéma illustre notamment les données d'entrée et de sortie pour la détermination de la trajectoire.

20 Le fonctionnement précis de l'invention comprend les étapes suivantes :

A partir des données du vol ou de la mission 110 (par exemple les conditions du jour en masse et centrage, coût du carburant, données de température et de vent, etc), le procédé calcule par un procédé, notamment d'intégration numérique, la trajectoire qui serait volée par l'avion sans aucune optimisation. Il en déduit les différentes composantes ou paramètres ou caractéristiques associées au coût opérationnel de cette trajectoire: par exemple, le carburant consommé, le bruit mesuré au sol, l'usure des moteurs. A partir de ces composantes, le procédé détermine des contraintes devant être respectées (par exemple le bruit émis par la trajectoire non optimisée, qui constituera une limite à ne pas

30

dépasser) lors du vol.

Le procédé se poursuit par une étape d'optimisation 140, prenant en entrée les données de mission, les contraintes calculées à l'étape précédente et des paramètres de commande de vol initiaux. Cette étape fournit les valeurs des paramètres de commande à appliquer en assurant que le coût d'une trajectoire volée avec ces paramètres de commandes sera inférieur à celui de la trajectoire non optimisée, et que les contraintes seront bien respectées.

10

L'étape d'optimisation combine (i) des étapes d'optimisation (ii) des étapes d'intégration numérique d'une ou plusieurs équations différentielles et des étapes (iii) consistant à itérer ces calculs de manière à raffiner ces solutions et converger vers une solution optimale.

15

Plus précisément, les étapes visant à raffiner les solutions obtenues (le processus général d'optimisation) consistent à séparer le problème à résoudre en plusieurs problèmes plus simples : si n paramètres sont à optimiser, le procédé lance n calculs en augmentant à chaque fois le nombre de paramètres, et en fixant les autres paramètres à des valeurs permettant le bon déroulement des calculs d'intégration numérique. Cette répétition d'étapes réalisée de manière progressive en ajoutant le nombre de paramètres à optimiser est appelée « agrégation ». A chaque fois qu'un calcul est terminé, le résultat du calcul est sauvegardé. Optionnellement, le résultat est affiché sur demande de l'opérateur. Lorsque tous les calculs sont terminés, le meilleur résultat est affiché (dans un mode de réalisation, le meilleur résultat est celui qui donne le meilleur gain ; d'autres critères peuvent être utilisés).

30 Les avantages sous-jacents sont décrits ci-après. Un calcul optimisant plus de paramètres permet d'espérer un gain légèrement supérieur (mais

sans garantie de succès), mais au prix d'un temps de calcul supérieur. En lançant des calculs de complexité croissante, il est presque assuré d'obtenir une solution optimale dans un temps très court. Par exemple, en dix secondes, une solution est obtenue couvre au moins 80% des gains, ce qui est déjà satisfaisant si le pilote ne dispose pas de beaucoup de temps ; en trente secondes de calculs est obtenue une solution couvrant au moins 90% des gains, le cas échéant, etc. Dans l'éventualité où le pilote disposerait de suffisamment de temps pour laisser se dérouler la totalité des calculs, il est possible d'obtenir la solution la plus optimale (qui n'est pas forcément la dernière calculée). Dans le cas où le temps du pilote est compté, ce dernier obtient une solution qui peut se trouver être sous-optimale, mais qui est malgré tout meilleure qu'en l'absence totale d'optimisation.

Dans un mode de réalisation, les différents calculs correspondants aux étapes du procédé sont exécutés de manière parallèle sur différents processeurs ou cœurs de processeurs d'un ordinateur, ce qui permet d'accélérer les calculs. Des exemples de parallélisation des calculs sont illustrés ci-après.

20

Les figures 2A et 2B illustrent des exemples de calculs conduits en parallèle ou en série, par exemple suivant une implémentation à plusieurs processeurs ou cœurs de processeur.

La figure 2A montre que les calculs peuvent être effectués en parallèle. La figure 2B montre que les calculs sont effectués en série, i.e. de manière séquentielle.

L'optimisation (les processus unitaire d'optimisation) se fonde sur un couplage entre (a) l'algorithme d'optimisation, (b) l'intégration numérique de trajectoire et (c) l'estimation des coûts.

30

La méthode (b) d'intégration de trajectoire prend en entrée les données de mission et les paramètres de commande, et fournit une trajectoire exploitée par les étapes (c) d'estimation de coût. L'algorithme d'optimisation (a) cherche de façon itérative les paramètres de commande qu'il faut fournir à l'intégration de trajectoire (b) pour que le coût (c) soit minimal tout en respectant les contraintes fournies.

La figure 3 illustre des exemples de sous-étapes pour l'optimisation. A partir des données de mission 301, il est retourné un ensemble de paramètres optimisés ou optimaux 302. L'algorithme d'optimisation est désigné par le terme « optimiseur paramétrique » 310. Cet optimiseur paramétrique 310 interagit avec un module de détermination de trajectoire 320 et un module de détermination de coût 330. Des exemples de sous-étapes réalisées par les composants 310, 320 et 330 sont détaillés ci-après.

Les données de mission 301 correspondent aux informations fournies en entrée et nécessaires et suffisantes pour déterminer la trajectoire optimale recherchée. Des conditions extérieures peuvent en effet s'appliquer à la trajectoire. Celles-ci peuvent par exemple comprendre des conditions météorologiques ou encore l'existence de restrictions opérationnelles particulières. Un ensemble de conditions initiales définit totalement ou partiellement le vecteur d'état dynamique de l'avion en début de trajectoire (exemple : masse au décollage). Un ensemble de conditions terminales définit totalement ou partiellement le vecteur d'état dynamique de l'avion en fin de trajectoire (exemple : distance parcourue).

Dans une première étape, il est procédé à un calcul de trajectoire simulée 320, c'est-à-dire à la simulation de la dynamique de l'avion sur la trajectoire de départ avec un modèle de performances défini comme un

5 système d'équations différentielles du premier ordre. Cette simulation suit une route définie par un jeu de procédures de navigation et est contrainte par les limitations réglementaires de ces procédures. Les vitesses limites en constituent un exemple. La performance de l'avion est caractérisée par la description des phénomènes aérodynamiques et propulsifs.

10 Dans une seconde étape, il est procédé à l'établissement de la représentation paramétrique de la commande appliquée à la simulation. Cette représentation paramétrique correspond aux instructions qui seront communiquées à l'équipage et au dispositif de pilotage automatique lors de l'exécution de la trajectoire.

15 L'ensemble des contraintes associées à la procédure de départ volée (ce type de procédure et leur codage informatique étant définis par exemple dans la norme ARINC 424) comprend notamment des points de passage et prises de cap, des bornes d'altitude supérieures et inférieures, des limitations de vitesse et de zones de survol, des procédures publiques de réduction de nuisance sonores, etc.

20 Dans une troisième étape, il est procédé à la transcription du problème de simulation numérique et de commande optimale en problème d'optimisation paramétrique sous contraintes. Par exemple, une telle méthode peut être une méthode dite de « tir direct » associée à un schéma d'intégration numérique Runge-Kutta d'ordre 4.

25 Dans une quatrième étape, il est déterminé un modèle du coût de la trajectoire 330 où l'historique du vecteur d'état de l'avion le long de la trajectoire est converti en une valeur scalaire représentant un coût dimensionnant pour l'opérateur de l'avion. Ce coût est la valeur que le
30 procédé décrit cherche à minimiser.

Dans une cinquième étape, il est procédé à l'optimisation paramétrique 310 fondé sur l'évaluation du gradient de la fonction de coût par rapport aux paramètres, ainsi que l'évaluation de la matrice Jacobienne du vecteur de contraintes par rapport aux paramètres d'optimisation. Celui-ci
5 permet non seulement de traiter des contraintes de type égalité (exemple : atteinte d'un point de passage à une altitude fixe) mais aussi des contraintes de type inégalités (exemple : limites de domaine de vol). Une illustration de ce type de méthodes est une méthode quasi-Newton avec gestion d'un jeu de contraintes actives.

10

En sortie, les optimisations étant réalisées, il est obtenu un ensemble de paramètres optimaux 302.

La figure 4 illustre la consommation de carburant en fonction de l'altitude
15 et de la distance volée.

Dans un mode de réalisation, une contrainte C_i peut être associée à la consommation de carburant mesurée en un point défini comme représentatif du premier niveau de croisière. Ce point peut par exemple
20 défini comme un point situé à l'altitude de croisière et selon une distance suffisamment importante du point de décollage, par exemple de manière à ce que l'altitude de croisière puisse être atteinte même avec la montée la plus lente raisonnablement envisageable (noté FU unité de masse).

25 La figure 5 illustre l'évolution de la température fictive. Une poussée réduite est exprimée par cette température fictive θ_f et résulte de l'optimisation du calcul de performances au décollage afin de diminuer l'usure du système de propulsion. Cette valeur est calculée de manière à être la plus élevée possible tout en respectant les contraintes de sécurité.
30 Néanmoins la température fictive n'a pas que des conséquences sur l'usure des moteurs.

La figure 6 illustre un exemple de prise en compte de la température fictive pour optimiser la trajectoire.

5 Dans un schéma où la température fictive est uniquement le résultat du calcul de performances au décollage, des conditions initiales sous optimales sont prises en considération pour le calcul de la trajectoire optimisée.

10 En faisant de la poussée réduite (i.e. la température fictive) un paramètre d'optimisation supplémentaire sur la totalité de la trajectoire départ cette trajectoire peut être ajustée de manière à réduire au mieux l'usure moteur tout en évitant une surconsommation de carburant prohibitive (la consommation augmentant lorsque la poussée diminue).

15

Le coût de l'usure du moteur peut être modélisé. En particulier il peut être défini comme étant une fonction de l'historique de différentes variables, comprenant notamment le régime du moteur au décollage, la température

20 Mach.

Dans un mode de réalisation, le niveau de l'usure moteur est déterminé en fonction *de l'historique de variables* choisies dans le groupe comprenant le régime du moteur au décollage, la température extérieure pendant le décollage, la pression ambiante et le nombre de

25

Dans un développement, la modélisation du coût de l'usure moteur est définie comme une fonction de l'historique des variables suivantes : (i) le régime moteur au décollage exprimé soit comme une valeur de la vitesse de rotation de la soufflante (N_1), soit comme la grandeur de pilotage de la

30 régulation de puissance du moteur ; (ii) la température extérieure pendant

la phase de décollage (prise par exemple comme la température au niveau du sol) (θ_{ext}), (iii) la pression ambiante (P) et (iv) le nombre de Mach (M).

- 5 Dans une variante de réalisation, l'usure du moteur peut donc être définie en analysant l'impact de l'historique d'utilisation d'une flotte de moteurs sur les frais de maintenance associés pour l'opérateur.

10 Le régime moteur au décollage peut par exemple s'exprimer comme une valeur de la vitesse de rotation de la soufflante (N_f), ou encore comme la grandeur de pilotage de la régulation de puissance du moteur. La température extérieure peut être celle mesurée pendant la phase de décollage (prise par exemple comme la température au niveau du sol) (θ_{ext}). La pression peut être la pression ambiante (P). Le nombre de Mach
15 est noté (M).

La fonction de coût associée à l'usure du moteur prend alors la forme :

$$EW = EW(N_f(t), \theta_{ext}, P, M)$$

- 20 Cette usure moteur peut être définie en analysant l'impact de l'historique d'utilisation d'une flotte de moteurs sur les frais de maintenance associés pour l'opérateur.

25 Dans un mode de réalisation, le niveau de l'usure moteur est donc estimé en fonction des coûts de maintenance.

Dans une variante de réalisation, l'usure du moteur est formulée, en appelant Tf la date de passage au point défini précédemment pour la mesure de consommation, selon :

$$EW = \int_{T_0}^{T_f} [EW_c(N_1, \theta_{ext}, P_{ext}, M) + EW_d(N_1, \theta_{ext}, P_{ext}, M)] dt$$

Dans un mode de réalisation, le niveau de l'usure moteur comprend donc une contribution d'usure et une contribution d'endommagement.

- 5 L'écriture sous forme d'une intégrale fait donc apparaître une contribution d'usure EW_c (exemple fluage dans les parties chaudes soumises à contrainte) et d'endommagement EW_d (dépassement local d'une limite). Ce terme d'endommagement peut être représenté par exemple par une distribution de Dirac.

10

- Le choix de tels paramètres est adapté à un turboréacteur ou une turbosoufflante. Dans le cas d'un avion à turbopropulseur ou a moteur à combustion interne (Wankel, pistons ...), le paramètre de conduite peut être remplacé par une combinaison de paramètres plus approprié, comme par exemple, le couple moteur et le régime, la pression d'admission et le pas de l'hélice, la température d'entrée turbine ou de tuyère ...
- 15

- Dans une variante, la forme de ces fonctions peut être élaborée à partir de modèles économiques de l'entretien des moteurs, par exemple en fonction de leur utilisation (selon le contrat d'entretien avec le fournisseur de la motorisation où les frais d'entretien seront fixés en fonction du niveau de poussée appliqué intégré dans le temps, etc).
- 20

- Dans un mode de réalisation, les données de mission comprennent la longueur de piste consommée et la vitesse de second segment. En effet, de manière complémentaire et optionnelle, le calcul de performances de décollage peut être introduit dans le processus d'optimisation. Les valeurs principalement concernées sont, la longueur de piste consommée et la vitesse de second segment, toutes deux dépendant de la valeur de
- 25
- 30

poussée de décollage lors de l'application d'une poussée réduite.

Dans un mode de réalisation, les données de mission comprennent une valeur de poussée. Dans un mode de réalisation, la valeur de poussée est la valeur maximale *autorisée* de poussée réduite. La poussée réduite (exprimée par une température fictive θ_f) est le résultat de l'optimisation du calcul de performances au décollage afin de diminuer l'usure du système de propulsion et est calculée de manière à être la plus élevée possible tout en respectant les contraintes de sécurité. Néanmoins la température fictive n'a pas que des conséquences sur l'usure des moteurs. Dans un schéma où la température fictive est uniquement le résultat du calcul de performances au décollage on a donc l'imposition de conditions initiales sous optimales pour le calcul de la trajectoire de départ. En faisant de cette poussée réduite un paramètre d'optimisation supplémentaire sur la totalité de la trajectoire départ cette trajectoire peut être ajustée de manière à réduire au mieux l'usure moteur tout en évitant une surconsommation de carburant prohibitive (la consommation augmentant lorsque la poussée diminue). L'impact de la distance de décollage est aussi déterminant dans le niveau de bruit perçu aux alentours de l'aérodrome.

La présente invention peut s'implémenter à partir d'éléments matériel et/ou logiciel. Elle peut être disponible en tant que produit programme d'ordinateur sur un support lisible par ordinateur.

Dans une variante de réalisation, une ou plusieurs étapes du procédé selon l'invention est mis en œuvre sous forme de programme d'ordinateur hébergé sur un ordinateur portable de type « EFB » (Electronic Flight Bag).

Dans une variante de réalisation, le programme d'ordinateur

implémentant l'invention peut être mis en œuvre sous forme de deux programmes d'ordinateurs en interaction: un premier programme (client) hébergé sur un ordinateur portable (par exemple un EFB ou une tablette tactile) et un second programme (serveur) hébergé sur un ordinateur, les deux ordinateurs communiquant par un réseau (dédié ou par Internet).
5 Selon cette configuration, le client peut recevoir les données de missions, les transmettre au serveur, recevoir en réponse les paramètres optimisés et les présenter sur une interface homme-machine. Le serveur peut recevoir les données de mission, réaliser une ou plusieurs étapes du procédé selon l'invention, et transmettre au client les résultats du calcul.
10

Dans une variante de réalisation, une ou plusieurs étapes du procédé peuvent être mises en œuvre au sein d'un ordinateur de type FMS (ou dans une fonction FM d'un ordinateur de vol).

15

Plus précisément, dans le cadre d'une implémentation au sein d'un ordinateur de vol (« Flight Management System » ou FMS), à partir du plan de vol défini par le pilote (e.g. une liste de points de passage appelés « waypoints »), une trajectoire dite latérale est calculée en fonction de la géométrie entre les points de passage (appelés couramment LEG) et/ou les conditions d'altitude et de vitesse (qui sont utilisées pour le calcul du rayon de virage). Sur cette trajectoire latérale, le FMS optimise une trajectoire verticale (en altitude et vitesse), passant par des contraintes éventuelles d'altitude, de vitesse, de temps. L'ensemble des informations entrées ou calculées par le FMS est regroupée sur des écrans d'affichages (pages MFD, visualisations NTD et PFD, HUD ou autre).
20
25 L'invention peut être notamment être réalisée par la partie TRAJPRED.

30

Revendications

1. Procédé pour l'optimisation de la trajectoire d'un aéronef, comprenant les étapes consistant à :
 - 5 - recevoir une trajectoire initiale non-optimisée selon une procédure de vol publiée;
 - déterminer un ou plusieurs critères $CiRef$ de référence à partir de ladite trajectoire initiale non-optimisée ; lesdits critères $CiRef$ étant déterminés pour la portion de décollage et/ou de montée de ladite trajectoire initiale
 - 10 non optimisée;
 - déterminer une ou plusieurs contraintes $K'j$ initiales à partir de la trajectoire initiale non-optimisée;
 - déterminer un critère Ci selon une fonction analytique desdits critères $CiRef$; et,
 - 15 par cycle d'itération,
 - déterminer une trajectoire optimisée ;
 - déterminer des contraintes $K'j$ intermédiaires à partir de ladite trajectoire optimisée ;
 - minimiser ledit critère Ci déterminé sous les contraintes $K'j$ initiales et les
 - 20 contraintes $K'j$ intermédiaires ;
 - déterminer q paramètres de décollage Pi .

2. Procédé selon la revendication 1, le nombre entier q de paramètres Pi étant itérativement incrémenté d'une unité à partir de la valeur 1.
- 25
3. Procédé selon la revendication précédente, ladite itération incrémentale étant interrompue sur demande du pilote.

4. Procédé selon la revendication 1, le critère Ci étant une fonction
- 30 analytique de critères $CiRef$.

5. Procédé selon la revendication 1, ledit au moins critère Ci étant une combinaison linéaire pondérée de critères CiRef.
6. Procédé selon la revendication 1, un critère Ci étant un critère sélectionné parmi les critères comprenant la consommation de carburant, le niveau de bruit acoustique mesuré sensiblement au niveau du sol, le niveau de bruit acoustique mesuré sensiblement au niveau du sol, l'émission quantitative et/ou qualitative d'un ou de plusieurs composés chimiques, le niveau d'usure du moteur.
7. Procédé selon la revendication 1, un critère Ci étant associé à une combinaison d'au moins deux critères sélectionnés parmi les critères comprenant la consommation de carburant, le niveau de bruit acoustique mesuré sensiblement au niveau du sol, l'émission quantitative et/ou qualitative d'un ou de plusieurs composés chimiques, le niveau d'usure du moteur.
8. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, l'étape consistant à minimiser le critère Ci comprenant une descente de gradient.
9. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, comprenant en outre une étape consistant à déterminer un nombre optimal de paramètres Pi.
10. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, un paramètre Pi étant sélectionné parmi les paramètres comprenant une ou plusieurs altitudes caractéristiques du profil de trajectoire, une ou plusieurs vitesses caractéristiques du profil de trajectoire, une ou plusieurs paramètres de commande des moteurs caractéristiques du profil de trajectoire.

11. Procédé selon la revendication 1, comprenant en outre une étape consistant à communiquer lesdits paramètres Pi déterminés.

5 12. Produit programme d'ordinateur, ledit programme d'ordinateur comprenant des instructions de code permettant d'effectuer les étapes du procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 11, lorsque ledit programme est exécuté sur un ordinateur.

10 13. Système comprenant des moyens pour la mise en œuvre des étapes du procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes.

14. Système selon la revendication 13, comprenant des moyens non-avioniques de type sacoche de vol électronique EFB.

15

20

25

30

1/6

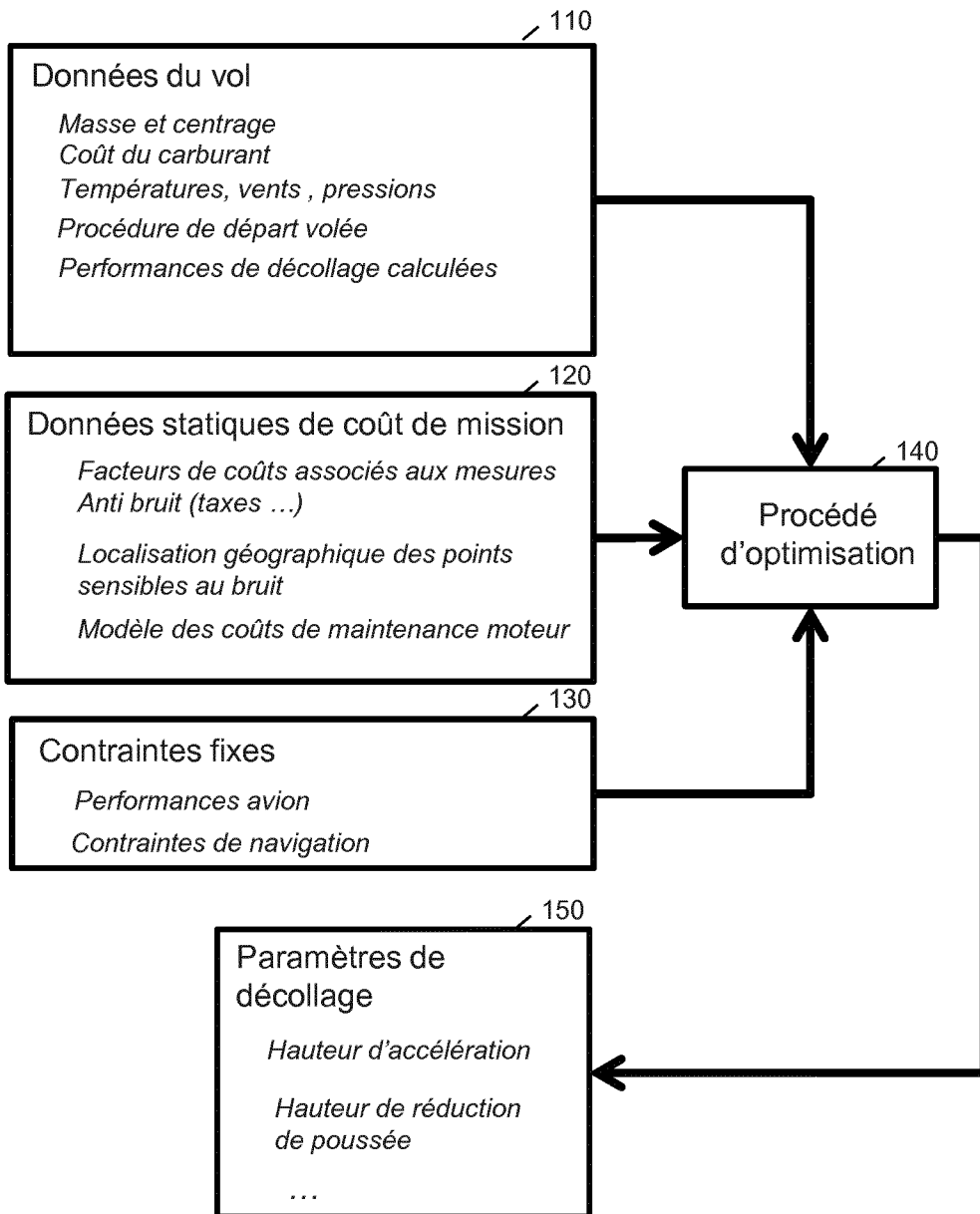


FIG.1

2/6

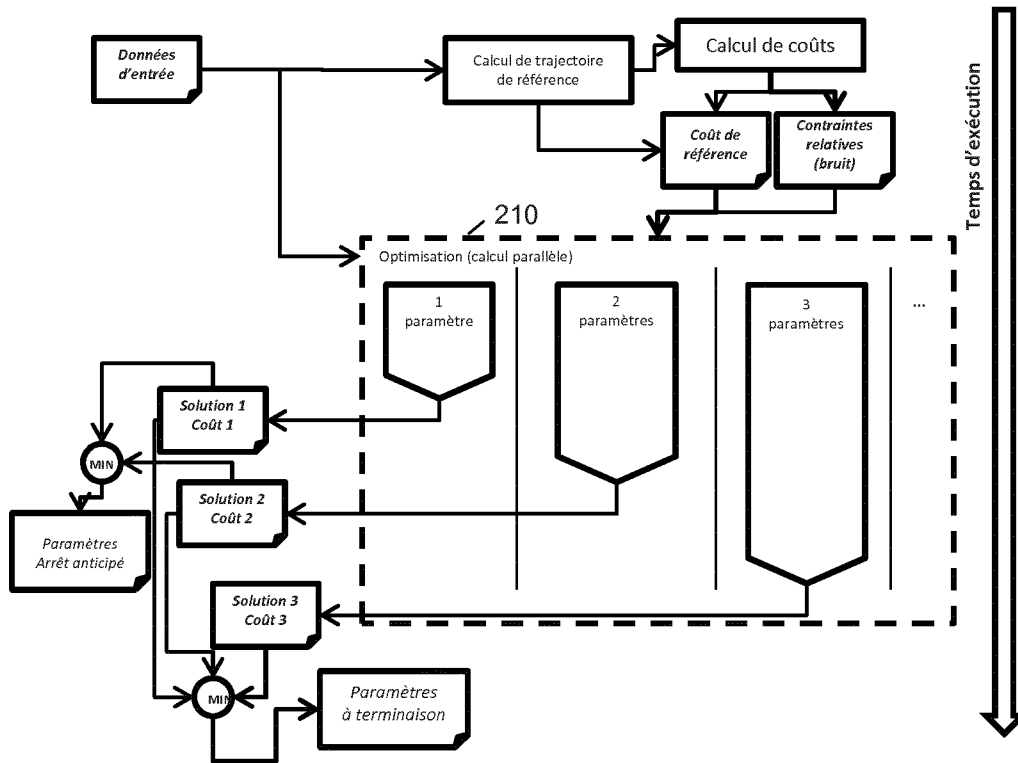


FIG.2A

3/6

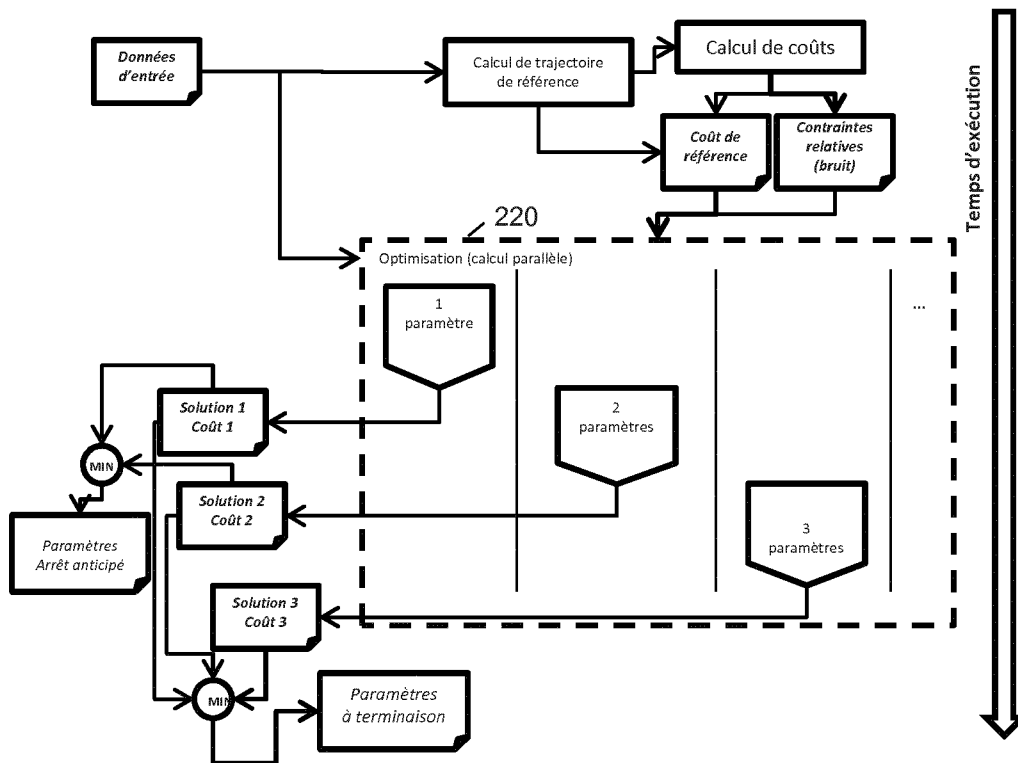


FIG.2B

Optimisation

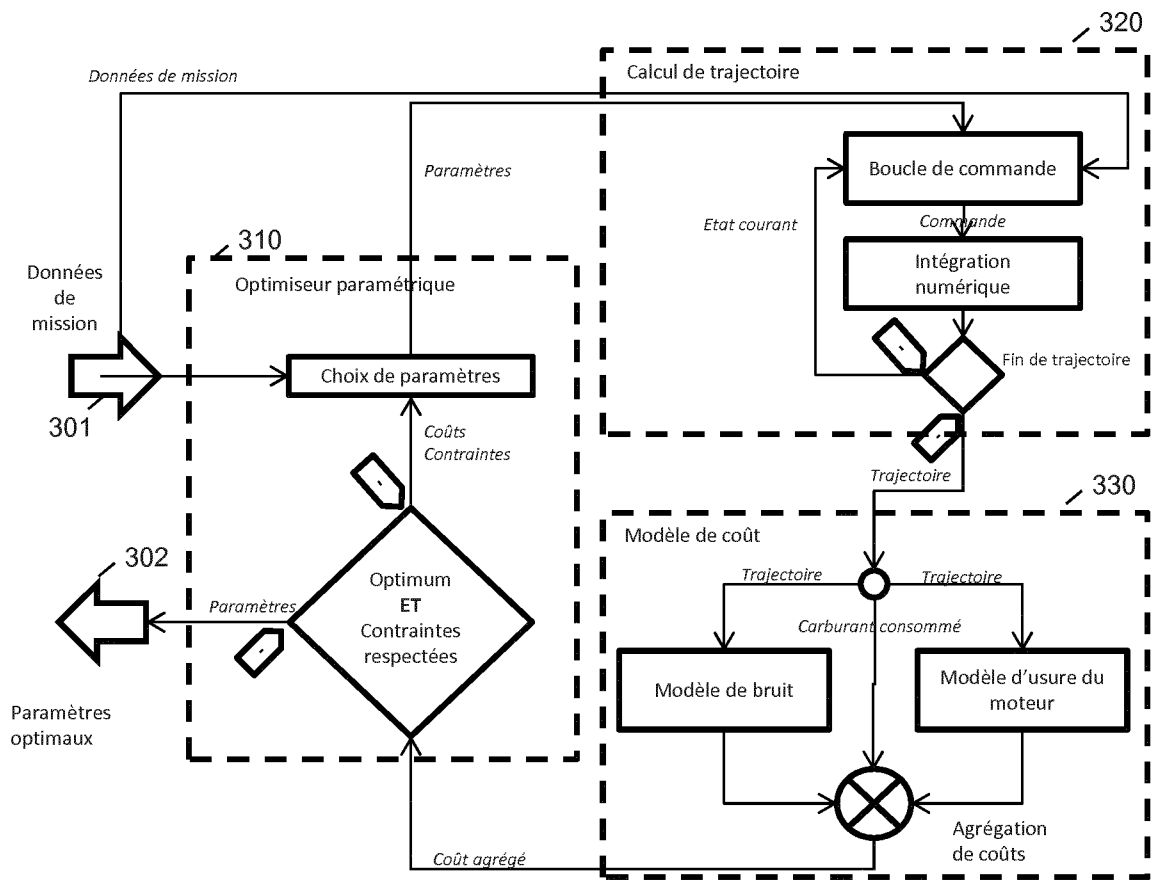


FIG.3

5/6

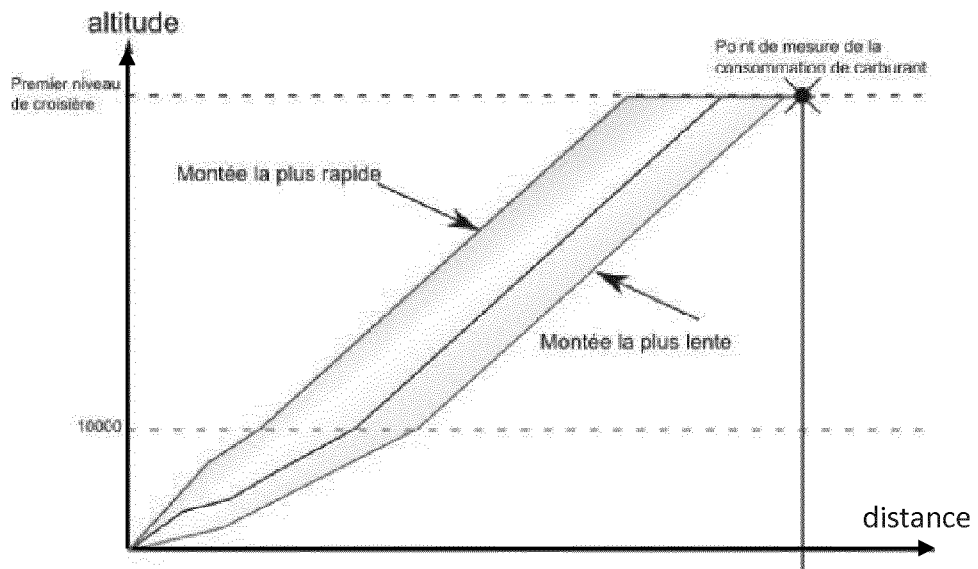


FIG.4

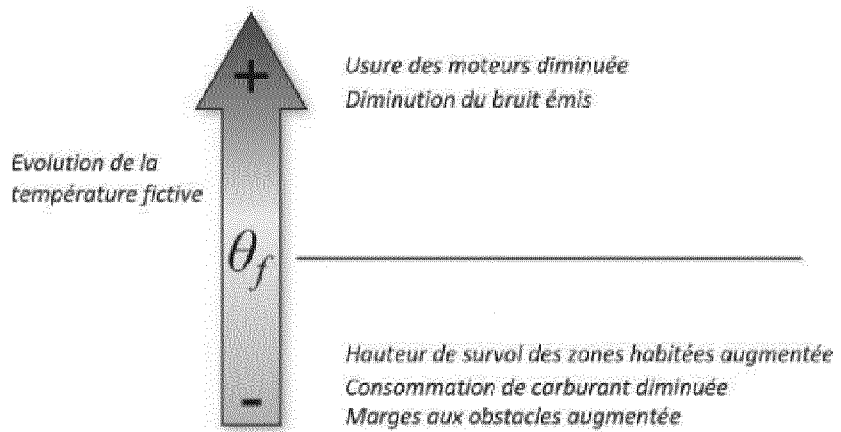


FIG.5

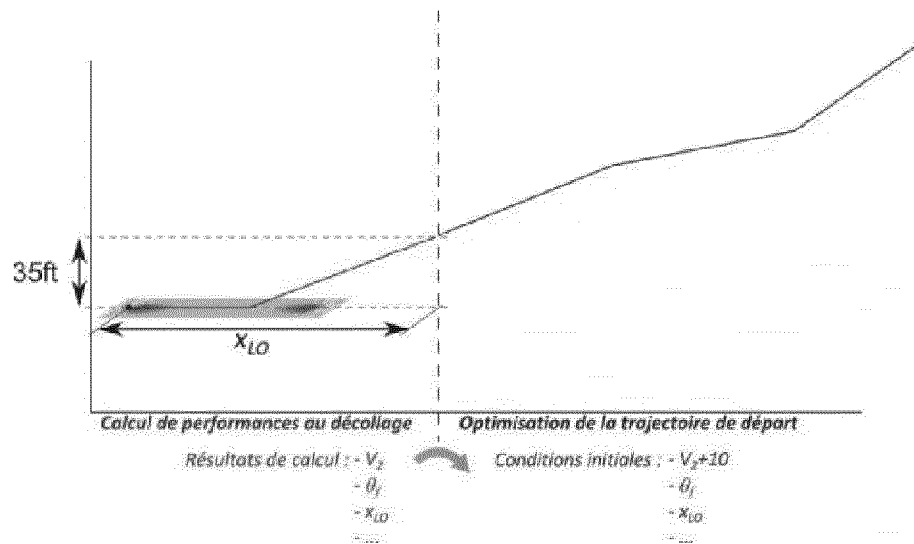


FIG.6

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2016/070980

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
 INV. G05D1/00 G01C21/20 G05D1/06 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

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	US 2014/244077 A1 (LASO-LEON ENRIQUE [FR] ET AL) 28 August 2014 (2014-08-28)	1,12,13
Y	the whole document	2-11,14
Y	EP 2 631 890 A2 (GE AVIAT SYSTEMS LLC [US]) 28 August 2013 (2013-08-28) the whole document	1-14
Y	US 8 600 675 B1 (BORGHESE JOHN W [US] ET AL) 3 December 2013 (2013-12-03) the whole document	1-14
Y	US 2012/078450 A1 (MARCHE STEPHANE [FR] ET AL) 29 March 2012 (2012-03-29) the whole document	1-14

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 21 November 2016	Date of mailing of the international search report 29/11/2016
--	---

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 Lalinde, Rafael
--	--

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No PCT/EP2016/070980

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 2014244077	A1	28-08-2014	FR 3002657 A1 US 2014244077 A1
-----			29-08-2014 28-08-2014
EP 2631890	A2	28-08-2013	CA 2806090 A1 CN 103295089 A EP 2631890 A2 JP 2013177120 A US 2013226373 A1
-----			27-08-2013 11-09-2013 28-08-2013 09-09-2013 29-08-2013
US 8600675	B1	03-12-2013	NONE

US 2012078450	A1	29-03-2012	NONE

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/EP2016/070980

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. G05D1/00 G01C21/20 G05D1/06 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		
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	US 2014/244077 A1 (LASO-LEON ENRIQUE [FR] ET AL) 28 août 2014 (2014-08-28)	1,12,13
Y	le document en entier	2-11,14
Y	EP 2 631 890 A2 (GE AVIAT SYSTEMS LLC [US]) 28 août 2013 (2013-08-28) le document en entier	1-14
Y	US 8 600 675 B1 (BORGHESE JOHN W [US] ET AL) 3 décembre 2013 (2013-12-03) le document en entier	1-14
Y	US 2012/078450 A1 (MARCHE STEPHANE [FR] ET AL) 29 mars 2012 (2012-03-29) le document en entier	1-14
<input type="checkbox"/> Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents <input checked="" type="checkbox"/> 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 21 novembre 2016		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 29/11/2016
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 Lalinde, Rafael

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/EP2016/070980

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2014244077	A1	FR 3002657 A1	29-08-2014
		US 2014244077 A1	28-08-2014

EP 2631890	A2	CA 2806090 A1	27-08-2013
		CN 103295089 A	11-09-2013
		EP 2631890 A2	28-08-2013
		JP 2013177120 A	09-09-2013
		US 2013226373 A1	29-08-2013

US 8600675	B1	AUCUN	

US 2012078450	A1	AUCUN	
