

19 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

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

3 145 217

21 N° d'enregistrement national : 23 00696

51 Int Cl⁸ : G 05 D 1/00 (2023.01), B 64 D 45/00

12

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22 Date de dépôt : 25.01.23.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la demande : 26.07.24 Bulletin 24/30.

56 Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du présent fascicule*

60 Références à d'autres documents nationaux apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

71 Demandeur(s) : AIRBUS OPERATIONS SAS — FR.

72 Inventeur(s) : SAFON Clément, MARTIN Nicolas et KEROUAD Chaymae.

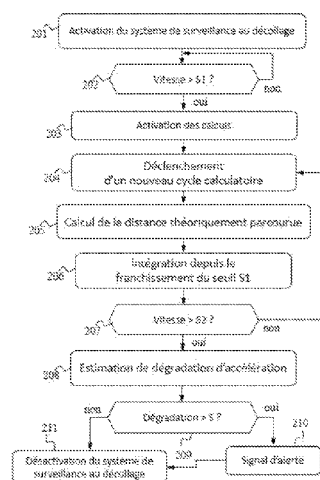
73 Titulaire(s) : AIRBUS OPERATIONS SAS.

74 Mandataire(s) : LE GUEN & ASSOCIES.

54 SYSTEME POUR GENERER UN SIGNAL D'ANOMALIE AU DECOLLAGES A BORD D'UN D'AERONEF.

57 Un procédé de surveillance d'un aéronef au décollage est déclenché lorsqu'un premier seuil de vitesse est atteint. Lors de cycles calculatoires successifs, les étapes suivantes sont implémentées : obtenir une vitesse au sol courante ; calculer un temps mis par un modèle numérique d'aéronef pour accroître sa vitesse jusqu'à la vitesse au sol courante ; multiplier ce temps par la vitesse au sol courante ; et en déduire (205), par intégration, la distance théoriquement parcourue par l'aéronef. Et lorsqu'un deuxième seuil de vitesse est atteint, les étapes suivantes sont implémentées : estimer (208) une dégradation d'accélération reposant sur une différence entre la distance réellement parcourue par l'aéronef et la distance théoriquement parcourue par l'aéronef ; et générer une alerte lorsque l'estimation de dégradation d'accélération est supérieure à un seuil de dégradation. Ainsi, des informations fiables d'aide à une décision d'interruption de décollage sont fournies avec un faible coût en ressources calculatoires.

Figure à publier avec l'abrégié : Fig. 2



FR 3 145 217 - A1



Description

Titre de l'invention : SYSTEME POUR GENERER UN SIGNAL D'ANOMALIE AU DECOLLAGE A BORD D'UN D'AERONEF

Domaine technique

[0001] La présente invention concerne une génération, à bord d'un aéronef au décollage, d'un signal d'information, alerte ou alarme en cas d'anomalie détectée pendant le décollage.

ETAT DE LA TECHNIQUE ANTERIEURE

[0002] La procédure de décollage d'un aéronef, depuis le lâcher des freins jusqu'à l'envol de l'aéronef, constitue une phase délicate de l'exploitation de l'aéronef. Du fait de pertes de performance, de changements en ce qui concerne la direction et l'intensité du vent, ou pour d'autres raisons, des incidents peuvent avoir lieu.

[0003] Pour améliorer la sécurité lors du décollage, des solutions ont été élaborées pour fournir à un pilote de l'aéronef des informations sûres et précises lui permettant de décider si la procédure de décollage doit être interrompue ou corrigée et, cela, avant que l'aéronef roulant sur la piste n'atteigne une vitesse critique V_1 . La vitesse critique V_1 est définie comme la vitesse jusqu'à laquelle le décollage peut être interrompu et au-delà de laquelle le décollage doit être poursuivi.

[0004] On connaît déjà, par le brevet FR 2 650 101 B1, un système pour élaborer à bord d'un aéronef un signal d'information, alerte ou alarme en cas d'anomalie pendant le décollage, avant que l'aéronef n'atteigne une vitesse critique de roulement jusqu'à laquelle le processus de décollage peut être modifié ou interrompu et au-delà de laquelle le décollage doit être poursuivi. Ce signal d'information, alerte ou alarme n'est délivré que lorsque la vitesse de l'aéronef et la distance parcourue par l'aéronef sur la piste sont, respectivement, inférieures à la vitesse critique V_1 et à la distance théorique parcourue qui lui est associée, pour permettre, si nécessaire, une interruption du décollage en toute sécurité. Toutefois, avec un tel système, la transition entre le moment pour lequel une interruption du décollage est encore possible et le moment pour lequel l'interruption du décollage n'est plus possible, est brutale, et le pilote ne sait pas exactement à quel moment cette transition va intervenir. Par ailleurs, en cas de problème, le pilote ne connaît à aucun moment de quelle marge de freinage il dispose.

[0005] On connaît déjà aussi, par le brevet EP 0 704 783 B1, un perfectionnement du système proposé par le brevet FR 2 650 101 B1, dans lequel de nouvelles informations sont fournies au pilote afin de permettre au pilote d'affiner son jugement quant à la poursuite, ou non, de la procédure de décollage en cas d'anomalie. Le perfectionnant propose, en calculant pendant la phase d'accélération de l'aéronef au décollage la

distance requise par l'aéronef (y compris la distance déjà parcourue) pour s'arrêter et en la comparant à la longueur de piste disponible, le pilote a à sa disposition une information permanente sur la marge au freinage et, par conséquent, sur le temps de décision dont il/elle dispose. Par exemple, en cas de problème lors d'un décollage avec une poussée inférieure à la poussée maximale, s'il existe encore une marge de décision importante, le pilote peut notamment tenter d'augmenter la poussée, quitte à interrompre le décollage un peu plus tard si l'augmentation de poussée n'est pas suffisante pour retrouver une situation saine. Un inconvénient du perfectionnement proposé par le brevet EP 0 704 783 B1 est qu'il requiert d'importantes ressources calculatoires, notamment pour calculer en permanence au décollage la distance d'arrêt de l'aéronef pendant sa phase d'accélération au décollage.

[0006] Il est alors souhaitable de pallier ces inconvénients de l'état de la technique. Il est notamment souhaitable de fournir une solution qui permette d'assister un pilote d'aéronef à prendre une décision d'interruption ou pas de décollage, en limitant les ressources calculatoires nécessaires.

Exposé de l'invention

[0007] Il est ainsi proposé ici un procédé de surveillance d'un aéronef au décollage, le procédé étant implémenté par un système sous forme de circuiterie électronique, le procédé étant déclenché lorsque l'aéronef atteint une vitesse supérieure à un premier seuil de vitesse $S1$ prédéfini, le procédé comportant les étapes suivantes lors de cycles calculatoires successifs :

[0008] - obtenir une vitesse au sol courante GS_c de l'aéronef ;

[0009] - calculer un temps Δt_i mis par un modèle numérique d'aéronef pour accroître sa vitesse au sol jusqu'à la vitesse au sol courante GS_c à partir de la vitesse au sol courante GS_c qu'avait l'aéronef au précédent cycle calculatoire ;

[0010] - multiplier le temps Δt_i par la vitesse au sol courante GS_c de l'aéronef observée au cycle calculatoire considéré, et en déduire, par intégration sur l'ensemble des cycles calculatoires depuis le franchissement du premier seuil de vitesse $S1$ prédéfini, la distance D_i théoriquement parcourue par l'aéronef pour atteindre la vitesse au sol courante GS_c .

[0011] Le procédé comporte en outre les étapes suivantes, lorsque l'aéronef atteint une vitesse supérieure à un deuxième seuil de vitesse $S2$ prédéfini supérieur au premier seuil de vitesse $S1$ prédéfini :

[0012] - calculer une estimation de dégradation d'accélération $Degr$ depuis le franchissement du premier seuil de vitesse $S1$ prédéfini, par un calcul correspondant à un rapport entre, d'une part, la différence entre la distance réellement parcourue par l'aéronef pour atteindre sa vitesse au sol courante GS_c et la distance théoriquement

parcourue par l'aéronef pour atteindre cette vitesse au sol courante GS_c , et d'autre part, la distance théoriquement parcourue par l'aéronef pour atteindre cette vitesse au sol courante GS_c ; et

[0013] - générer une alerte, informant qu'une interruption de décollage est recommandée, lorsque l'estimation de dégradation d'accélération $Degr$ est supérieure à un seuil de dégradation S prédéfini.

[0014] Ainsi, des informations fiables d'aide à une décision d'interruption ou pas de décollage sont fournies avec un faible coût en ressources calculatoires.

[0015] Selon un mode de réalisation particulier, le système ajuste l'estimation de dégradation d'accélération $Degr$ par une constante de réduction d'approximation C .

[0016] Selon un mode de réalisation particulier, la distance D_t est calculée de la façon suivante :

$$[0017] \quad D_t = \int (\Delta t_t * GS_c) = \int \left(\left(\Delta GS_c * GW / \sum F_n \right) * GS_c \right)$$

[0018] où :

[0019] - ΔGS_c représente la variation de la vitesse au sol courante GS_c depuis le précédent cycle calculatoire ;

[0020] - GW représente un poids brut de l'aéronef ; et

[0021] - $\sum F_n$ représente une estimation de somme de forces exercées sur l'aéronef à chaque cycle calculatoire considéré.

[0022] Selon un mode de réalisation particulier, la somme $\sum F_n$ des forces exercées sur l'aéronef 10 est estimée par un calcul correspondant à :

$$[0023] \quad \sum F_n = TH - DF - \left(\frac{SL}{100} * GW * g \right) - CR * (GW * g - LF)$$

[0024] où :

[0025] - TH représente une poussée de l'aéronef au cycle calculatoire considéré ;

[0026] - DF représente une force de traînée de l'aéronef au cycle calculatoire considéré ;

[0027] - CR représente un coefficient de friction au sol ;

[0028] - LF représente une force de portance de l'aéronef au cycle calculatoire considéré ;

[0029] - g représente l'unité d'accélération, soit d'environ 9,81 m/s² ; et

[0030] - SL représente une pente de piste au décollage, exprimée en pourcentage.

[0031] Selon un mode de réalisation particulier :

[0032] - une première information de vitesse air calibrée, votée entre deux ordinateurs redondants en charge de la gestion de gouvernes est utilisée pour vérifier si le premier seuil de vitesse $S1$ prédéfini est franchi et est aussi utilisée pour vérifier si le deuxième seuil de vitesse $S2$ est franchi, et

[0033] - une seconde information de vitesse air calibrée, en provenance d'un système de type ADIRS (« Air Data Inertial Reference System » en anglais) est utilisée pour les calculs de la distance D_t .

- [0034] Selon un mode de réalisation particulier, le premier seuil de vitesse $S1$ prédéfini est égal à 35 nœuds et le deuxième seuil de vitesse $S2$ prédéfini est compris entre 75 et 85 nœuds, préférentiellement égal à 80 nœuds.
- [0035] Selon un mode de réalisation particulier, le système est activé lorsque la vitesse de l'aéronef est supérieure à un seuil initial de vitesse $S0$ prédéfini inférieur au premier seuil de vitesse $S1$.
- [0036] Selon un mode de réalisation particulier, le seuil initial de vitesse $S0$ prédéfini est égal à 30 nœuds.
- [0037] Selon un mode de réalisation particulier, le seuil de dégradation S prédéfini est égal à 15%.
- [0038] Il est également proposé ici un programme d'ordinateur, qui peut être stocké sur un support et/ou téléchargé d'un réseau de communication, afin d'être lu par un processeur. Ce programme d'ordinateur comprend des instructions pour implémenter le procédé mentionné ci-dessus dans l'un quelconque de ses modes de réalisation, lorsque ledit programme est exécuté par le processeur. Il est aussi proposé ici un support non-transitoire de stockage d'informations stockant un tel programme d'ordinateur.
- [0039] Il est aussi proposé ici un système de surveillance d'un aéronef au décollage sous forme de circuiterie électronique configurée pour implémenter les étapes suivantes, lorsque l'aéronef atteint une vitesse supérieure à un premier seuil de vitesse $S1$ prédéfini, lors de cycles calculatoires successifs :
- [0040] - obtenir une vitesse au sol courante GS_c de l'aéronef ;
- [0041] - calculer un temps Δt_t mis par un modèle numérique d'aéronef, pour accroître sa vitesse au sol jusqu'à la vitesse au sol courante GS_c à partir de la vitesse au sol courante GS_c qu'avait l'aéronef au précédent cycle calculatoire ;
- [0042] - multiplier le temps Δt_t par la vitesse au sol courante GS_c de l'aéronef observée au cycle calculatoire considéré, et en déduire, par intégration sur l'ensemble des cycles calculatoires depuis le franchissement du premier seuil de vitesse $S1$ prédéfini, une distance D_t théoriquement parcourue par l'aéronef pour atteindre la vitesse au sol courante GS_c .
- [0043] La circuiterie électronique est en outre configurée pour implémenter les étapes suivantes, lorsque l'aéronef atteint une vitesse supérieure à un deuxième seuil de vitesse $S2$ prédéfini supérieur au premier seuil de vitesse $S1$ prédéfini :
- [0044] - calculer une estimation de dégradation d'accélération $Degr$ depuis le franchissement du premier seuil de vitesse $S1$ prédéfini, par un calcul correspondant à un rapport entre, d'une part, la différence entre la distance réellement parcourue par l'aéronef pour atteindre sa vitesse au sol courante GS_c et la distance théoriquement parcourue par l'aéronef pour atteindre cette vitesse au sol courante GS_c , et d'autre part,

la distance théoriquement parcourue par l'aéronef pour atteindre cette vitesse au sol courante GS_c ; et

- [0045] - générer une alerte, informant qu'une interruption de décollage est recommandée, lorsque l'estimation de dégradation d'accélération *Degr* est supérieure à un seuil de dégradation S prédéfini.

Brève description des dessins

- [0046] Les caractéristiques de l'invention mentionnées ci-dessus, ainsi que d'autres, apparaîtront plus clairement à la lecture de la description suivante d'au moins un exemple de réalisation, ladite description étant faite en relation avec les dessins joints, parmi lesquels :
- [0047] [Fig.1] illustre schématiquement, en vue de dessus, un aéronef muni d'un système de surveillance au décollage ;
- [0048] [Fig.2] illustre schématiquement un procédé pour générer, à bord de l'aéronef, un signal d'alerte en cas d'insuffisance d'accélération pendant un décollage ;
- [0049] [Fig.3A] illustre schématiquement un premier exemple d'intégration du système de surveillance au décollage avec une avionique de l'aéronef ;
- [0050] [Fig.3B] illustre schématiquement un deuxième exemple d'intégration du système de surveillance au décollage avec une avionique de l'aéronef ; et
- [0051] [Fig.4] illustre schématiquement un exemple de plateforme matérielle permettant d'implémenter, sous forme de circuiterie électronique, le système de surveillance au décollage.
- [0052] EXPOSE DETAILLE DE MODES DE REALISATION
- [0053] La [Fig.1] illustre ainsi schématiquement, en vue de dessus, un aéronef 10.
- [0054] L'aéronef 10 comporte un système 101 de surveillance au décollage (« Take-Off Monitoring » en anglais). Le système 101 de surveillance au décollage est sous forme de circuiterie électronique, et est typiquement intégré à une avionique 100.
- [0055] L'avionique 100 comporte aussi typiquement un système de type ADIRS (« Air Data Inertial Reference System » en anglais), un système de type FMS (« Flight Management System » en anglais), un système de type FADEC (« Full Authority Digital Engine Control » en anglais), un système de type FWS (« Flight Warning system » en anglais), un système de type EIS (« Electronic Information System » en anglais) incluant notamment un système de type ECAM (« Electronic Centralized Aircraft Monitoring » en anglais), un système de type CFDIU (« Centralized Fault Display Interface Unit » en anglais), et un système de type SFCC (« Slat Flap Control Computer » en anglais). L'avionique 100 comporte aussi typiquement d'autres systèmes électroniques.
- [0056] Le système 101 de surveillance au décollage est par exemple intégré à un système de

type FMGC (« Flight Management Guidance Control » en anglais).

- [0057] Le système 101 de surveillance au décollage implémente un procédé pour générer, à bord de l'aéronef 10, un signal d'alerte en cas d'insuffisance d'accélération pendant un décollage. Ce procédé est schématiquement illustré sur la [Fig.2].
- [0058] Dans une étape 201, le système 101 de surveillance au décollage est activé. Par exemple, le système 101 de surveillance au décollage est activé lorsqu'un signal d'inhibition du système 101 de surveillance au décollage a la valeur FAUX. Aussi, le système 101 de surveillance au décollage est par exemple activé lorsque la vitesse de l'aéronef 10 est supérieure à un seuil initial de vitesse S_0 prédéfini. A titre d'exemple, le seuil initial de vitesse S_0 est fixé à 30 nœuds (soit approximativement 55 km/h) en vitesse air calibrée CAS (« Calibrated AirSpeed » en anglais). En effet, en dessous de cette valeur, le système de type ADIRS ne transmet pas d'information de vitesse air calibrée CAS, ce qui évite des traitements inutiles.
- [0059] Dans une étape 202, le système 101 de surveillance au décollage vérifie si l'aéronef 10 a une vitesse air calibrée CAS supérieure à un premier seuil de vitesse S_1 . Le premier seuil de vitesse S_1 est non nul et est préférentiellement strictement supérieur au seuil initial de vitesse S_0 . Le premier seuil de vitesse S_1 peut toutefois être égal au seuil initial de vitesse S_0 . Le premier seuil de vitesse S_1 est choisi de sorte à éviter des calculs, coûteux en ressources, dans un intervalle de vitesse de l'aéronef où le modèle numérique d'aéronef montrerait de fortes dispersions (notamment dues à la variabilité de la poussée de l'aéronef dans les premiers mètres du décollage). Particulièrement, le premier seuil de vitesse S_1 permet d'abstraire le calcul de toute contrainte d'immobiliser l'aéronef 10 sur la piste avant de déclencher la procédure de décollage. Par exemple, le premier seuil de vitesse S_1 est égal à 35 nœuds (soit approximativement 65 km/h). Ainsi, il est évité de devoir effectuer des calculs coûteux en ressources dans une phase initiale de décollage. Si le premier seuil de vitesse S_1 est atteint, une étape 203 est effectuée en conséquence ; sinon, l'étape 202 est répétée.
- [0060] Dans l'étape 203, le système 101 de surveillance au décollage active des calculs, plus particulièrement de distance D_i théoriquement parcourue par l'aéronef 10 afin de permettre d'obtenir une estimation de dégradation d'accélération $Degr$, comme détaillé par la suite. Les calculs sont réalisés par cycles calculatoires.
- [0061] Dans une étape 204, le système 101 de surveillance déclenche un nouveau cycle calculatoire.
- [0062] Dans une étape 205, le système 101 de surveillance effectue un calcul de la distance théoriquement parcourue par l'aéronef 10 depuis le déclenchement du précédent cycle calculatoire, et dans une étape 206, le système 101 de surveillance effectue par intégration un calcul de la distance D_i théoriquement parcourue par l'aéronef 10 depuis le franchissement du premier seuil de vitesse S_1 .

[0063] La distance D_t est obtenue par un calcul correspondant à :

$$[0064] \quad D_t = \int (\Delta t_t * GS_c) = \int \left(\left(\Delta GS_c * GW / \sum F_n \right) * GS_c \right)$$

[0065] où :

[0066] - GS_c représente la vitesse au sol (« Ground Speed » en anglais) courante de l'aéronef 10 à chaque cycle calculatoire considéré ;

[0067] - Δt_t représente le temps théoriquement passé par l'aéronef 10 pour accroître sa vitesse au sol jusqu'à la vitesse au sol courante GS_c depuis le précédent cycle calculatoire ;

[0068] - ΔGS_c représente la variation de la vitesse au sol courante GS_c depuis le précédent cycle calculatoire ;

[0069] - GW représente le poids brut (« Gross Weight » en anglais) de l'aéronef 10 ; et

[0070] - $\sum F_n$ représente une estimation de la somme des forces exercées sur l'aéronef 10 à chaque cycle calculatoire considéré.

[0071] Ainsi, à chaque cycle calculatoire, le système 101 de surveillance au décollage calcule le temps Δt_t mis par un modèle numérique d'aéronef pour accroître sa vitesse au sol jusqu'à la vitesse au sol courante GS_c de l'aéronef 10 à partir de la vitesse au sol courante qu'avait l'aéronef 10 au précédent cycle calculatoire. Le système 101 de surveillance au décollage multiplie ce temps Δt_t par la vitesse au sol courante GS_c de l'aéronef 10 observée au cycle calculatoire considéré. Aucun calcul de vitesse au sol théorique n'est par conséquent réalisé, ce qui limite significativement les besoins en ressources calculatoires. Et par intégration sur l'ensemble des cycles calculatoires depuis le franchissement du premier seuil de vitesse S1, le système 101 de surveillance au décollage en déduit la distance D_t théoriquement parcourue par l'aéronef 10 pour atteindre la vitesse au sol courante GS_c depuis le franchissement du premier seuil de vitesse S1.

[0072] Au tout premier cycle calculatoire, le système 101 de surveillance au décollage mémorise simplement les informations GS_c , GW et $\sum F_n$, et/ou toute information permettant de les déterminer, afin de pouvoir calculer la distance D_t au prochain cycle calculatoire. En variante, ces informations GS_c , GW et $\sum F_n$, et/ou toute information permettant de les déterminer, sont obtenues par le système 101 de surveillance au décollage au franchissement du seuil initial de vitesse S0. Les calculs peuvent ainsi débiter dès le tout premier cycle calculatoire.

[0073] Dans un mode de réalisation particulier, la somme $\sum F_n$ des forces (exprimées ici en Newton ou KiloNewton) exercées sur l'aéronef 10 est estimée, à chaque cycle calculatoire, par un calcul correspondant à :

$$[0074] \quad \sum F_n = TH - DF - \left(\frac{SL}{100} * GW * g \right) - CR * (GW * g - LF)$$

- [0075] où :
- [0076] - TH représente la poussée (« thrust » en anglais) de l'aéronef 10 au cycle calculatoire considéré ;
- [0077] - DF représente la force de traînée de l'aéronef 10 au cycle calculatoire considéré ;
- [0078] - CR représente un coefficient de friction au sol, par exemple égal à 0,006 ;
- [0079] - LF représente la force de portance de l'aéronef 10 au cycle calculatoire considéré ;
- et
- [0080] - g représente l'unité d'accélération, soit d'environ 9,81 m/s². ; et
- [0081] - SL représente la pente (signée) de la piste au décollage, exprimée ici en pourcentage.
- [0082] Lorsque la pente de la piste au décollage n'est pas précisément connue du système 101 de surveillance au décollage (par exemple parce que cette information n'est pas fournie par l'avionique 100), la pente SL peut être fixée à une valeur par défaut, par exemple 1%, voire à une valeur nulle.
- [0083] Dans une étape 207, le système 101 de surveillance au décollage vérifie si l'aéronef 10 a une vitesse air calibrée CAS supérieure à un deuxième seuil de vitesse $S2$. Le deuxième seuil de vitesse $S2$ est strictement supérieur au premier seuil de vitesse $S1$. Le deuxième seuil de vitesse $S2$ est préférentiellement fixé de sorte à éviter une interruption de décollage RTO (« Rejected Take-Off » en anglais) à haute énergie. Par exemple, le deuxième seuil de vitesse $S2$ est compris entre 75 (soit approximativement 139 km/h) et 85 nœuds (soit approximativement 157 km/h), préférentiellement égal à 80 nœuds (soit approximativement 148 km/h) ou à 90 nœuds (soit approximativement 167 km/h).
- [0084] Si le deuxième seuil de vitesse $S2$ est atteint, une étape 208 est effectuée en conséquence ; sinon, l'étape 204 est répétée avec un déclenchement de nouveau cycle calculatoire.
- [0085] Dans l'étape 208, le système 101 de surveillance au décollage calcule l'estimation de dégradation d'accélération $Degr$ depuis le franchissement du premier seuil de vitesse $S1$. Le système 101 de surveillance au décollage calcule cette estimation de la dégradation d'accélération $Degr$ de l'aéronef 10 par le calcul correspondant à un rapport entre, d'une part, la différence entre la distance réellement parcourue par l'aéronef 10 pour atteindre sa vitesse au sol courante et la distance théoriquement parcourue par l'aéronef 10 pour atteindre cette vitesse au sol courante, et d'autre part, la distance théoriquement parcourue par l'aéronef 10 pour atteindre cette vitesse au sol courante.
- [0086] Dans un mode de réalisation particulier, la dégradation d'accélération de l'aéronef 10 est estimée de la façon suivante :
- [0087]
$$Degr = 100 * \frac{D_r - D_t}{D_t} - C$$

- [0088] où :
- [0089] - D_r représente la distance réelle parcourue par l'aéronef 10 depuis le franchissement du premier seuil de vitesse S1 ; et
- [0090] - C est une constante de réduction d'approximation, qui peut être ajustée de manière empirique en fonction du modèle d'aéronef 10 considéré et qui, dans un mode de réalisation particulier, peut être nulle.
- [0091] Par exemple, la distance réelle D_r est calculée de la façon suivante, à chaque cycle calculatoire (préférentiellement au cours de l'étape 205, en sus du calcul de la distance D_t) :
- [0092]
$$D_r = \int (\Delta t_r * GS_c)$$
- [0093] où Δt_r représente la durée d'un cycle calculatoire.
- [0094] Dans une étape 209, le système 101 de surveillance au décollage vérifie si l'estimation de dégradation d'accélération $Degr$ est supérieure à un seuil de dégradation S prédéfini. Par exemple, le seuil de dégradation S est égal à 15%. Au-delà de ce seuil de dégradation S, il est considéré que la dégradation d'accélération $Degr$ peut être trop importante pour permettre le décollage et qu'une interruption de décollage est recommandée. Une étape 210 est alors effectuée ; sinon, une étape 211 est effectuée.
- [0095] Dans l'étape 210, le système 101 de surveillance au décollage génère une alerte, informant qu'une interruption de décollage est recommandée, par exemple par l'intermédiaire du système de type FWS, du système de type ECAM et du système de type CFDIU. Un enregistrement de cette alerte peut aussi être réalisé dans un système de type DFDR (« Digital Flight Data Recorder » en anglais) par le biais d'un système de type FDIMU (« Flight Data Interface & Management Unit » en anglais). Ensuite, l'étape 211 est effectuée.
- [0096] Dans l'étape 211, le système 101 de surveillance au décollage est désactivé, et il est mis fin à l'algorithme de la [Fig.2].
- [0097] Dans un mode de réalisation particulier, l'information de vitesse air calibrée CAS utilisée provient de différentes sources : une information synchronisée de vitesse air calibrée CAS, votée entre deux ordinateurs redondants de type FAC (« Flight Augmentation Computer » en anglais) en charge de la gestion de gouvernes, et une information standard de vitesse air calibrée CAS, en provenance du système de type ADIRS. L'information synchronisée de vitesse air calibrée CAS est alors utilisée pour vérifier le franchissement du premier seuil de vitesse S1 et le franchissement du deuxième seuil de vitesse S2, et l'information standard de vitesse air calibrée CAS est utilisée pour vérifier le franchissement du seuil initial de vitesse S0 et pour les calculs de la distance D_t .

- [0098] De manière à alimenter le modèle numérique d'aéronef afin de déterminer la distance théorique D_t en fonction des conditions réelles de l'aéronef 10, le système 101 de surveillance au décollage obtient de l'avionique 100 des informations relatives à des mesures effectuées par des capteurs présents à différents endroits de l'aéronef 10 et/ou à des informations qui en sont dérivées. Notamment, le système 101 de surveillance au décollage obtient de l'avionique 100, en temps réel, les informations suivantes :
- [0099] - des informations relatives à la poussée de l'aéronef 10 (comme par exemple, une information de type N1 (vitesse de rotation d'un ensemble basse pression de chaque moteur de propulsion) ou de ratio de pression moteur EPR (« Engine Pressure Ratio » en anglais) permettant, avec une information de nombre Mach et une table de conversion, d'en déduire la poussée de l'aéronef 10) ;
- [0100] - des informations relatives à la vitesse, aux conditions ambiantes, à l'altitude et aux référents inertiels de l'aéronef 10 ;
- [0101] - des informations relatives à une configuration courante (orientation) de dispositifs hypersustentateurs de bord d'attaque (« slats » en anglais) et de dispositifs hypersustentateurs de bord de fuite (« flaps » en anglais) de l'aéronef 10 ;
- [0102] - l'informations de poids brut GW de l'aéronef 10.
- [0103] Ces différentes informations permettent au système 101 de surveillance au décollage de déterminer la somme $\sum F_n$ des forces exercées sur l'aéronef 10 grâce au modèle numérique d'aéronef.
- [0104] En outre, dans un mode de réalisation particulier, le système 101 de surveillance au décollage obtient de l'avionique 100 une information de pente de piste au décollage.
- [0105] Des exemples d'intégration du système 101 de surveillance au décollage avec l'avionique 100, qui permet notamment au système 101 de surveillance au décollage d'obtenir ces informations sont schématiquement illustrés sur les [Fig.3A] et 3B.
- [0106] Comme illustré sur les Figs. 3A et 3B, le système 101 de surveillance est configuré pour recevoir des informations en provenance du système de type FADEC 301, des informations en provenance du système de type ADIRS 302, des informations en provenance du système de type SFCC 303, des informations en provenance du système de type FMS 304.
- [0107] Ainsi, par exemple, le système 101 de surveillance est configuré pour :
- [0108] - recevoir, en provenance du système de type FADEC 301, les informations relatives à la poussée de l'aéronef 10, comme par exemple des informations de type N1 (vitesse de rotation d'un ensemble basse pression de chaque moteur de propulsion), des informations d'angle d'ouverture des gaz TRA (« Throttle Resolver Angle » en anglais) et éventuellement des informations indiquant si tel ou tel moteur de propulsion est inopérant ;
- [0109] - recevoir, en provenance du système de type ADIRS 302 : des informations de

vitesse courante de l'aéronef 10, comme par exemple des informations de vitesse air calibrée CAS, de vitesse au sol GS et de nombre de Mach ; des informations de conditions ambiantes, comme par exemple des informations de température totale de l'air TAT (« Total Air Temperature » en anglais) et de pression statique PSTAT ; une information d'altitude courante (souvent notée Z_p) ; et des informations de référents inertiels, comme par exemple une information de facteur de charge courant (souvent notée N_z) ;

- [0110] - recevoir, en provenance du système de type SFCC 303, les informations relatives à la configuration courante (orientation) des dispositifs hypersustentateurs de bord d'attaque et des dispositifs hypersustentateurs de bord de fuite de l'aéronef 10 ;
- [0111] - recevoir, en provenance du système de type FMS 304, l'information de poids brut GW de l'aéronef 10.
- [0112] Le système 101 de surveillance au décollage est configuré pour transmettre au système de type FWS 306 un signal d'alerte, informant qu'une interruption de décollage est recommandée, lorsque le système 101 de surveillance a déterminé que l'estimation de dégradation d'accélération *Degr* est supérieure au seuil de dégradation S prédéfini. Le système de type FWS 306 est configuré pour transmettre à son tour le signal d'alerte, ou une information qui en est dérivée, au système de type CFDIU 307. Le pilote de l'aéronef 10 en est ainsi informé.
- [0113] Dans l'exemple des Figs. 3A et 3B, le système de type FMS 304 est configuré pour fournir au système de type EIS 305 le signal d'inhibition du système 101 de surveillance au décollage. Lorsque ce signal a la valeur FAUX, le système 101 de surveillance au décollage est activable, et lorsque ce signal a la valeur VRAI, le système 101 de surveillance au décollage est inhibé. Le système de type EIS 305 est configuré pour faire suivre au système FWS 306 le signal d'inhibition du système 101 de surveillance au décollage. Le système de type FWS 306 est configuré pour ne pas retransmettre, au système de type CFDIU 307, de signal d'alerte qui émanerait du système 101 de surveillance au décollage, lorsque le signal d'inhibition du système 101 de surveillance au décollage a la valeur VRAI.
- [0114] Comparativement à l'exemple de la [Fig.3A], l'exemple de la [Fig.3B] permet de prendre en compte la pente de la piste au décollage. Ainsi, le système 101 de surveillance est configuré pour recevoir une information de pente de piste au décollage, en provenance d'un système 308 de type TAWS (« Terrain Avoidance and Warning System » en anglais) et/ou de type EGPWS (« Enhanced Ground Proximity Warning System » en anglais).
- [0115] La [Fig.4] illustre schématiquement un exemple de plateforme matérielle permettant d'implémenter, sous forme de circuiterie électronique, le système 101 de surveillance au décollage.

- [0116] La plateforme matérielle comporte alors, reliés par un bus de communication 410 : un processeur ou CPU (« Central Processing Unit » en anglais) 401 ; une mémoire vive RAM (« Read-Only Memory » en anglais) 402 ; une mémoire morte 403, par exemple de type ROM (« Read Only Memory » en anglais) ou EEPROM (« Electrically-Erasable Programmable ROM » en anglais) ; une unité de stockage, telle qu'un disque dur HDD (« Hard Disk Drive » en anglais) 404, ou un lecteur de support de stockage, tel qu'un lecteur de cartes SD (« Secure Digital » en anglais) ; et un gestionnaire d'interfaces I/f 405.
- [0117] Le gestionnaire d'interfaces I/f 405 permet au système 101 de surveillance au décollage d'interagir avec un ou plusieurs équipements de l'aéronef 10, plus particulièrement des équipements de l'avionique 100 de l'aéronef 10, comme précédemment décrit notamment en relation avec les Figs. 3A et 3B.
- [0118] Le processeur 401 est capable d'exécuter des instructions chargées dans la mémoire vive 402 à partir de la mémoire morte 403, d'une mémoire externe, d'un support de stockage (tel qu'une carte SD), ou d'un réseau de communication. Lorsque la plateforme matérielle est mise sous tension, le processeur 401 est capable de lire de la mémoire vive 402 des instructions et de les exécuter. Ces instructions forment un programme d'ordinateur causant l'implémentation, par le processeur 401, de tout ou partie des étapes et fonctionnements décrits ici.
- [0119] Tout ou partie des étapes et fonctionnements décrits ici peut ainsi être implémenté sous forme logicielle par exécution d'un ensemble d'instructions par une machine programmable, par exemple un processeur de type DSP (« Digital Signal Processor » en anglais) ou un microcontrôleur, ou être implémenté sous forme matérielle par une machine ou un composant électronique (« chip » en anglais) dédié ou un ensemble de composants électroniques (« chipset » en anglais) dédié, par exemple un composant FPGA (« Field Programmable Gate Array » en anglais) ou ASIC (« Application Specific Integrated Circuit » en anglais). D'une manière générale, le système 101 de surveillance au décollage comporte de la circuiterie électronique adaptée et configurée pour implémenter les fonctionnements et étapes décrits ici.

Revendications

- [Revendication 1] Procédé de surveillance d'un aéronef au décollage, le procédé étant implémenté par un système (101) sous forme de circuiterie électronique, le procédé étant déclenché lorsque l'aéronef (10) atteint une vitesse supérieure à un premier seuil de vitesse S1 prédéfini, le procédé comportant les étapes suivantes lors de cycles calculatoires successifs :
- obtenir une vitesse au sol courante GS_c de l'aéronef (10) ;
 - calculer un temps Δt_i mis par un modèle numérique d'aéronef pour accroître sa vitesse au sol jusqu'à la vitesse au sol courante GS_c à partir de la vitesse au sol courante GS_c qu'avait l'aéronef (10) au précédent cycle calculatoire ;
 - multiplier le temps Δt_i par la vitesse au sol courante GS_c de l'aéronef (10) observée au cycle calculatoire considéré, et en déduire (205), par intégration sur l'ensemble des cycles calculatoires depuis le franchissement du premier seuil de vitesse S1 prédéfini, la distance D_i théoriquement parcourue par l'aéronef (10) pour atteindre la vitesse au sol courante GS_c ;
- le procédé comportant en outre les étapes suivantes, lorsque l'aéronef (10) atteint une vitesse supérieure à un deuxième seuil de vitesse S2 prédéfini supérieur au premier seuil de vitesse S1 prédéfini :
- calculer (208) une estimation de dégradation d'accélération $Degr$ depuis le franchissement du premier seuil de vitesse S1 prédéfini, par un calcul correspondant à un rapport entre, d'une part, la différence entre la distance réellement parcourue par l'aéronef (10) pour atteindre sa vitesse au sol courante GS_c et la distance théoriquement parcourue par l'aéronef (10) pour atteindre cette vitesse au sol courante GS_c , et d'autre part, la distance théoriquement parcourue par l'aéronef (10) pour atteindre cette vitesse au sol courante GS_c ; et
 - générer (210) une alerte, informant qu'une interruption de décollage est recommandée, lorsque l'estimation de dégradation d'accélération $Degr$ est supérieure à un seuil de dégradation S prédéfini.
- [Revendication 2] Procédé selon la revendication 1, dans lequel le système (101) ajuste l'estimation de dégradation d'accélération $Degr$ par une constante de réduction d'approximation C.
- [Revendication 3] Procédé selon l'une des revendications 1 et 2, dans lequel la distance D_i est calculée de la façon suivante :

$$D_i = \int (\Delta t_i * GS_c) = \int \left(\left(\Delta GS_c * GW / \sum F_n \right) * GS_c \right)$$

où :

- ΔGS_c représente la variation de la vitesse au sol courante GS_c depuis le précédent cycle calculatoire ;
- GW représente un poids brut de l'aéronef (10) ; et
- $\sum F_n$ représente une estimation de somme de forces exercées sur l'aéronef (10) à chaque cycle calculatoire considéré.

[Revendication 4]

Procédé selon la revendication 6, dans lequel la somme $\sum F_n$ des forces exercées sur l'aéronef 10 est estimée par un calcul correspondant à :

$$\sum F_n = TH - DF - \left(\frac{SL}{100} * GW * g \right) - CR * (GW * g - LF)$$

où :

- TH représente une poussée de l'aéronef (10) au cycle calculatoire considéré ;
- DF représente une force de traînée de l'aéronef (10) au cycle calculatoire considéré ;
- CR représente un coefficient de friction au sol ;
- LF représente une force de portance de l'aéronef (10) au cycle calculatoire considéré ;
- g représente l'unité d'accélération, soit d'environ 9,81 m/s² ; et
- SL représente une pente de piste au décollage, exprimée en pourcentage.

[Revendication 5]

Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, dans lequel :

- une première information de vitesse air calibrée, votée entre deux ordinateurs redondants en charge de la gestion de gouvernes est utilisée pour vérifier si le premier seuil de vitesse S1 prédéfini est franchi et est aussi utilisée pour vérifier si le deuxième seuil de vitesse S2 est franchi, et
- une seconde information de vitesse air calibrée, en provenance d'un système de type ADIRS est utilisée pour les calculs de la distance D_t .

[Revendication 6]

Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans lequel le premier seuil de vitesse S1 prédéfini est égal à 35 nœuds et le deuxième seuil de vitesse S2 prédéfini est compris entre 75 et 85 nœuds, préférentiellement égal à 80 nœuds.

[Revendication 7]

Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans lequel le système (101) est activé lorsque la vitesse de l'aéronef (10) est supérieure à un seuil initial de vitesse S0 prédéfini inférieur au premier seuil de vitesse S1.

[Revendication 8]

Procédé selon la revendication 6, dans lequel le seuil initial de vitesse

S0 prédéfini est égal à 30 nœuds.

[Revendication 9]

Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans lequel le seuil de dégradation S prédéfini est égal à 15%.

[Revendication 10]

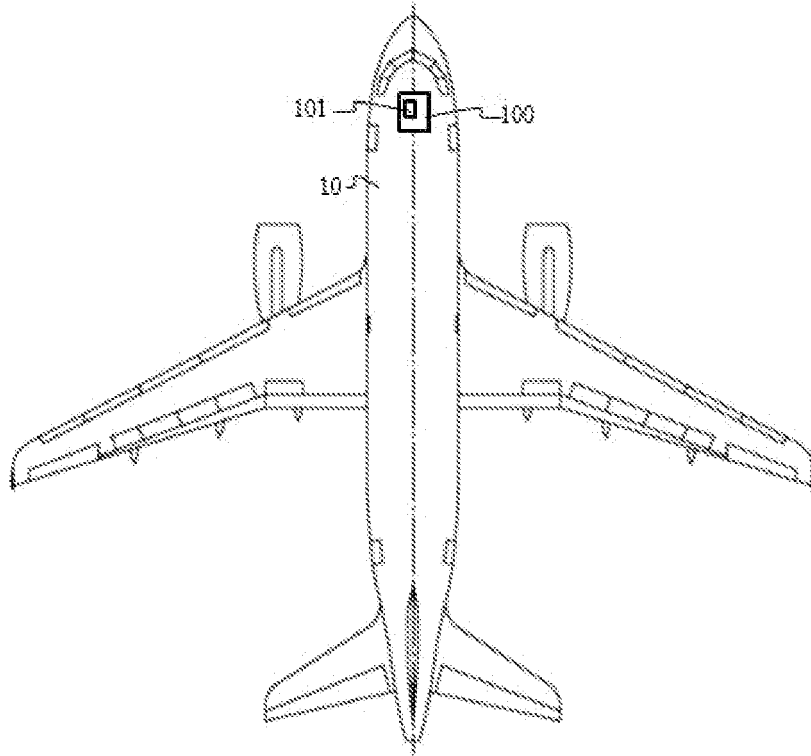
Système (101) de surveillance d'un aéronef (10) au décollage sous forme de circuiterie électronique configurée pour implémenter les étapes suivantes, lorsque l'aéronef (10) atteint une vitesse supérieure à un premier seuil de vitesse S1 prédéfini, lors de cycles calculatoires successifs :

- obtenir une vitesse au sol courante GS_c de l'aéronef (10) ;
- calculer un temps Δt_i mis par un modèle numérique d'aéronef, pour accroître sa vitesse au sol jusqu'à la vitesse au sol courante GS_c à partir de la vitesse au sol courante GS_c qu'avait l'aéronef (10) au précédent cycle calculatoire ;
- multiplier le temps Δt_i par la vitesse au sol courante GS_c de l'aéronef (10) observée au cycle calculatoire considéré, et en déduire (205), par intégration sur l'ensemble des cycles calculatoires depuis le franchissement du premier seuil de vitesse S1 prédéfini, une distance D_t théoriquement parcourue par l'aéronef (10) pour atteindre la vitesse au sol courante GS_c ;

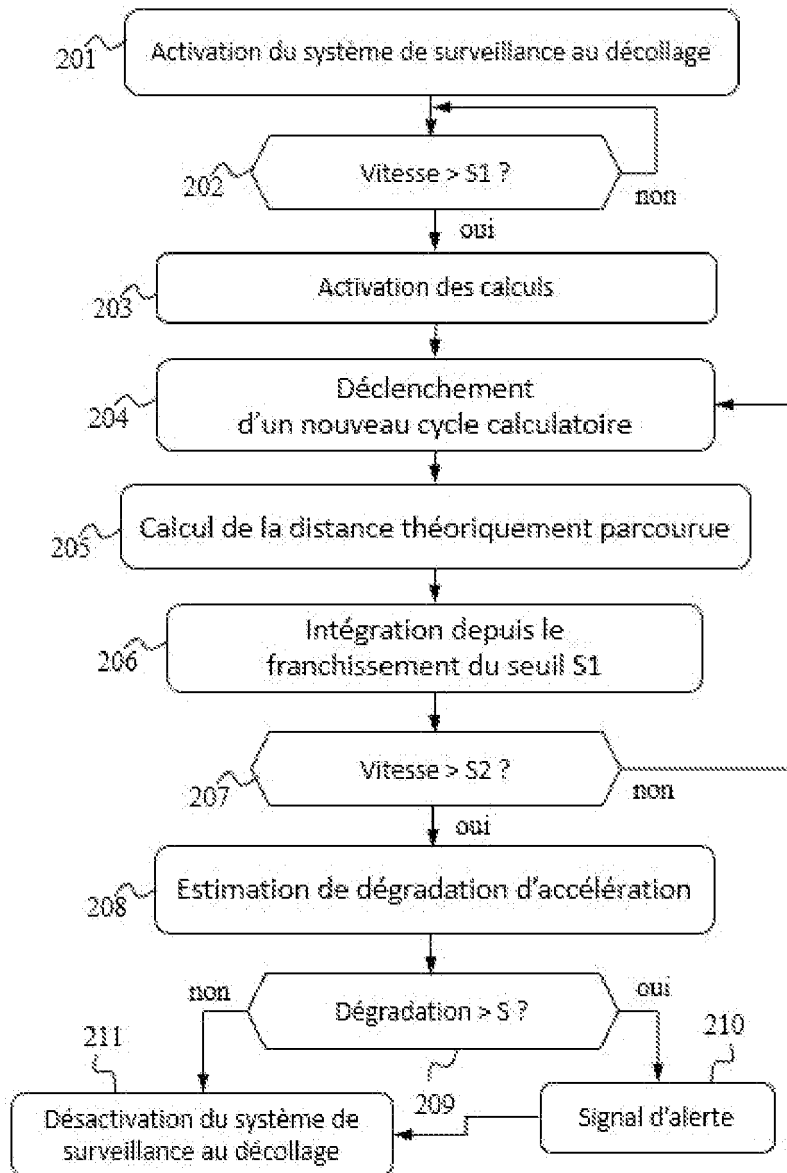
la circuiterie électronique étant en outre configurée pour implémenter les étapes suivantes, lorsque l'aéronef (10) atteint une vitesse supérieure à un deuxième seuil de vitesse S2 prédéfini supérieur au premier seuil de vitesse S1 prédéfini :

- calculer (208) une estimation de dégradation d'accélération $Degr$ depuis le franchissement du premier seuil de vitesse S1 prédéfini, par un calcul correspondant à un rapport entre, d'une part, la différence entre la distance réellement parcourue par l'aéronef (10) pour atteindre sa vitesse au sol courante GS_c et la distance théoriquement parcourue par l'aéronef (10) pour atteindre cette vitesse au sol courante GS_c , et d'autre part, la distance théoriquement parcourue par l'aéronef (10) pour atteindre cette vitesse au sol courante GS_c ; et
- générer (210) une alerte, informant qu'une interruption de décollage est recommandée, lorsque l'estimation de dégradation d'accélération $Degr$ est supérieure à un seuil de dégradation S prédéfini.

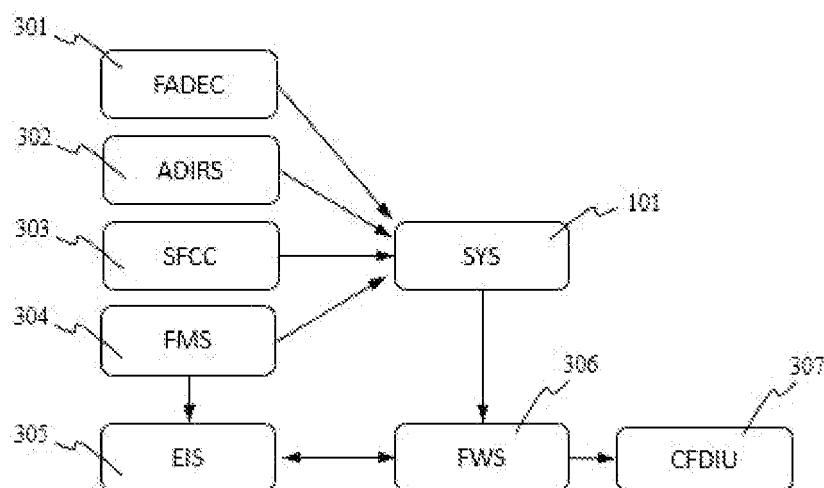
[Fig. 1]



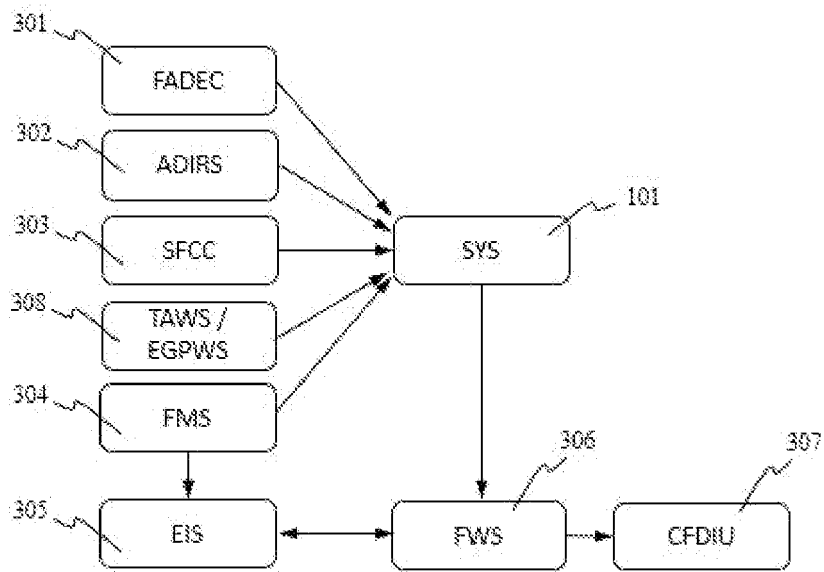
[Fig. 2]



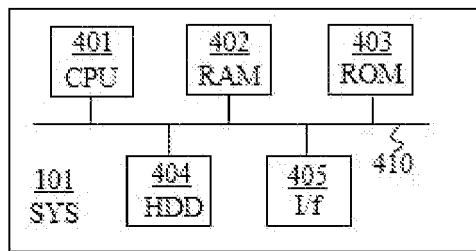
[Fig. 3A]



[Fig. 3B]



[Fig. 4]



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement
national

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

FA 915124
FR 2300696

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	<p>US 4 843 554 A (MIDDLETON DAVID B [US] ET AL) 27 juin 1989 (1989-06-27)</p> <p>* abrégé; figures 8a-8c *</p> <p>* colonne 1, ligne 45 - colonne 2, ligne 3 *</p> <p>* colonne 2, lignes 10-21 *</p> <p>* colonne 3, ligne 31 - ligne 41 *</p> <p>* colonne 3, ligne 61 - ligne 68 *</p> <p>* colonne 4, ligne 17 - ligne 50 *</p> <p>* colonne 4, ligne 51 - ligne 62 *</p> <p>* colonne 7, ligne 16 - ligne 38 *</p> <p>* colonne 10, ligne 53 - ligne 56 *</p> <p>-----</p>	1,10	<p>B64D 45/00</p> <p>G05D 1/00</p>
Y	<p>US 4 773 015 A (LELAND JAMES W [US] ET AL) 20 septembre 1988 (1988-09-20)</p> <p>* abrégé *</p> <p>* colonne 2, ligne 60 - colonne 3, ligne 12 *</p> <p>* colonne 5, ligne 36 - ligne 58 *</p> <p>-----</p>	2-9	
Y	<p>DB MIDDLETON: "FLIGHT TEST OF TAKEOFF PERFORMANCE MONITORING SYSTEM", TECHNICAL PAPER 3403, LANGLEY RESEARCH CENTER NATIONAL TECHNICAL INFORMATION SERVICE, 1 mai 1994 (1994-05-01), pages 1-28, XP009168264,</p> <p>* le document en entier *</p> <p>-----</p>	2-9	<p>DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)</p> <p>G05D</p>
Y	<p>US 2019/072982 A1 (GUEDES PATRICE LONDON [BR] ET AL) 7 mars 2019 (2019-03-07)</p> <p>* abrégé *</p> <p>* alinéas [0003], [0005], [0013] *</p> <p>* alinéa [0060] *</p> <p>-----</p>	2-9	
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
19 juillet 2023		Lalinde, Rafael	
<p>CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p> <p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant</p>			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2300696 FA 915124**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.
Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **19-07-2023**
Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 4843554	A	27-06-1989	AUCUN	

US 4773015	A	20-09-1988	AUCUN	

US 2019072982	A1	07-03-2019	BR 102018068115 A2	28-05-2019
			CN 109466783 A	15-03-2019
			EP 3453623 A1	13-03-2019
			US 2019072982 A1	07-03-2019
