

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 15.09.21.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 17.03.23 Bulletin 23/11.

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) : GOUPIL Philippe.

⑦3 Titulaire(s) : AIRBUS OPERATIONS SAS.

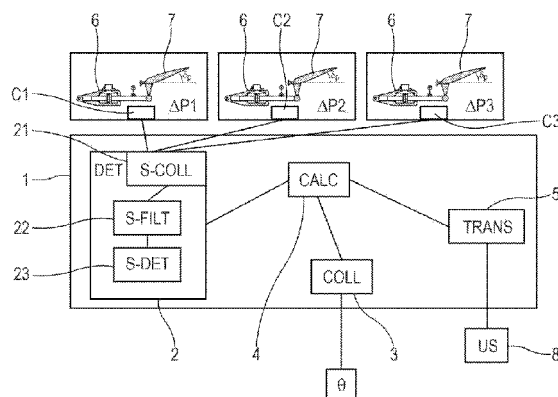
⑦4 Mandataire(s) : GEVERS & ORES.

⑤4 Système et procédé d'estimation automatique d'une vitesse d'un aéronef lors d'un vol de l'aéronef.

⑤7 - Système et procédé d'estimation automatique d'une
vitesse d'un aéronef lors d'un vol de l'aéronef.

- Le système comporte un module de détermination (2)
configuré pour déterminer au moins une grandeur représen-
tative d'un effort exercé sur au moins une gouverne (7) de
l'aéronef (AC), un module de calcul (4) configuré pour cal-
culer au moins une vitesse de l'aéronef (AC) et un module
transmission (5) configuré pour transmettre à un dispositif
utilisateur (8) la ou les vitesses de l'aéronef calculées par le
module de calcul (4). Le système permet d'estimer une vi-
tesse de l'aéronef sans avoir à utiliser la pression totale.

Figure pour l'abrégi : Fig.1



Description

Titre de l'invention : Système et procédé d'estimation automatique d'une vitesse d'un aéronef lors d'un vol de l'aéronef.

Domaine technique

[0001] La présente invention concerne un système et un procédé d'estimation automatique et en temps réel d'au moins une vitesse d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport.

ÉTAT DE LA TECHNIQUE

[0002] Généralement, pour déterminer la vitesse d'un aéronef durant un vol, en particulier un nombre de Mach ou une vitesse conventionnelle ou vitesse corrigée de type V_{CAS} (CAS pour « Calibrated Airspeed » en anglais), on effectue des mesures de la pression air totale à l'aide de sondes de Pitot et de la pression air statique à l'aide de capteurs dédiés. La vitesse est alors calculée à l'aide de formules usuelles utilisant ces mesures. Un tel calcul nécessite donc la mesure de la pression air totale. Aussi, si l'on souhaite s'affranchir de l'utilisation des capteurs (capteur de pression air totale ou sondes de Pitot) afin de gagner du poids, de diminuer les coûts associés et la complexité de la chaîne de traitement, cette solution usuelle n'est plus en mesure de déterminer la vitesse air de l'aéronef. De même, si l'on souhaite augmenter la disponibilité et la fiabilité des mesures usuelles de pression totale, par exemple pour augmenter l'autonomie de pilotage même en cas de défaillance de ces capteurs, il est souhaitable de disposer de mesures ou d'estimations dissimilaires.

[0003] La présente invention concerne donc un système pour estimer automatiquement au moins une vitesse d'un aéronef, sans utiliser la mesure de pression totale, lors d'un vol de l'aéronef.

Exposé de l'invention

[0004] La présente invention a pour objet un système d'estimation automatique de la vitesse d'un aéronef, en particulier un avion de transport, lors d'un vol de l'aéronef, sans utiliser la mesure de pression totale.

[0005] Selon l'invention, le système comporte :

- un module de détermination configuré pour déterminer au moins une grandeur représentative d'un effort exercé sur au moins une gouverne de l'aéronef ;
- un module de calcul configuré pour calculer au moins une vitesse de l'aéronef au moins à partir de la ou des grandeurs déterminées par le module de détermination ;
- un module transmission configuré pour transmettre à un dispositif utilisateur la ou les vitesses de l'aéronef calculées par le module de calcul.

[0006] Ainsi, grâce à la détermination de l'effort sur au moins une gouverne, il est possible

d'estimer la vitesse de l'aéronef sans utiliser la pression totale. La vitesse estimée peut notamment être utilisée dans des lois de guidage de l'aéronef, par un calculateur de commandes de vol de l'aéronef.

- [0007] Selon une particularité, la ou les grandeurs représentatives d'un effort correspondent chacune à une différence de pression mesurée entre deux chambres hydrauliques d'un actionneur destiné à générer le braquage d'une gouverne de l'aéronef.
- [0008] En outre, le module de détermination comprend au moins un sous-module de collecte configuré pour collecter une différence de pression individuelle de l'actionneur ou de chaque actionneur, la différence de pression individuelle étant mesurée par un capteur de mesure de différence de pression de chaque actionneur.
- [0009] Avantageusement, le module de détermination comprend un sous-module de filtrage configuré pour filtrer la ou les différences de pression individuelles collectées.
- [0010] De plus, le module de détermination comprend un sous-module de détermination configuré pour déterminer une différence de pression globale en calculant une moyenne, ou bien une médiane, ou bien une moyenne pondérée des différences de pression individuelles.
- [0011] Dans une première variante d'un premier mode de réalisation, la ou les vitesses de l'aéronef sont calculées par le module de calcul à l'aide de l'expression suivante :
- $$V_{CAS} = K_1 \times \Delta P,$$
- dans laquelle :
- V_{CAS} correspond à la ou les vitesses à déterminer,
 - ΔP correspond à la différence de pression globale ou aux différences de pression individuelles déterminées par le module de détermination,
 - K_1 correspond à un coefficient prédéterminé ;
- le coefficient prédéterminé étant prédéterminé de manière empirique basée sur des jeux de données déterminés pour une pluralité de vols de l'aéronef.
- [0012] Dans une deuxième variante du premier mode de réalisation, la ou les vitesses de l'aéronef sont calculées par le module de calcul à l'aide de l'expression suivante :
- $$V_{CAS} = K_2 \times \sqrt{\Delta P},$$
- dans laquelle :
- V_{CAS} correspond à la ou les vitesses à déterminer,
 - ΔP correspond à la différence de pression globale ou aux différences de pression individuelles déterminées par le module de détermination ;
 - K_2 correspond à un coefficient prédéterminé ;
- le coefficient prédéterminé étant prédéterminé de manière empirique basée sur des jeux de données déterminés pour une pluralité de vols de l'aéronef.
- [0013] Dans un deuxième mode de réalisation, la ou les vitesses de l'aéronef sont calculées par le module de calcul à partir d'un tableau d'interpolation de la vitesse en fonction de

la différence de pression globale ou aux différences de pression individuelles, le tableau d'interpolation étant déterminé de manière empirique basée sur des jeux de données déterminés pour une pluralité de vols de l'aéronef.

- [0014] Dans un troisième mode de réalisation, la ou les vitesses de l'aéronef sont calculées par le module de calcul à l'aide de la fonction polynomiale suivante :

$$V_{CAS} = a_n \cdot \Delta P^n + \dots + a_2 \cdot \Delta P^2 + a_1 \cdot \Delta P + a_0,$$

dans laquelle :

- V_{CAS} correspond à la ou les vitesses à déterminer,
- ΔP correspond à la différence de pression globale ou aux différences de pression individuelles déterminées par le module de détermination,
- $\{a_i\}_{i=0, \dots, n}$ correspond à des coefficients prédéterminés de la fonction polynomiale ;

les coefficients prédéterminés étant estimés par un algorithme d'ajustement basé sur des jeux de données déterminés pour une pluralité de vols de l'aéronef.

- [0015] Dans un quatrième mode de réalisation, le système d'estimation comprend en outre un module de collecte configuré pour collecter une pluralité de paramètres de vol de l'aéronef,

la ou les vitesses de l'aéronef étant calculées par le module de calcul à partir de la différence de pression globale ou des différences de pression individuelles et de la pluralité des paramètres de vol à l'aide d'une fonction dans laquelle la ou les vitesses sont fonction de la ou des différences de pression, la fonction ayant l'expression suivante :

$$V_{CAS} = f(\theta),$$

dans laquelle

- V_{CAS} correspond à la ou les vitesses à déterminer,
- θ correspond à un vecteur de paramètres comprenant la différence de pression globale ou les différences de pression individuelles déterminées par le module de détermination et la pluralité des paramètres de vol mesurés par le module de mesure.

- [0016] Dans un exemple non limitatif, le vecteur de paramètres présente la forme suivante :

$$\theta = [\Delta P; P_s; \alpha; CONF; p; \delta_p],$$

dans laquelle :

- ΔP correspond à la différence de pression globale ou aux différences de pression individuelles déterminées par le module de détermination,
- P_s correspond à une pression statique de l'air,
- α correspond à un angle d'incidence de l'aéronef,
- $CONF$ correspond à une configuration aérodynamique de becs et de volets de l'aéronef,

- P correspond à un angle de roulis de l'aéronef,
- δ_p correspond à un angle de déflexion d'une gouverne ou d'une position d'une tige de l'actionneur relié à la gouverne de l'aéronef.

[0017] Dans une première variante du quatrième mode de réalisation, la ou les vitesses sont calculées à partir d'un modèle de régression linéaire dans lequel la ou les vitesses correspondent à une variable expliquée du modèle de régression linéaire et dans laquelle la différence de pression globale ou les différences de pression individuelles et la pluralité des paramètres de vol correspondent à des variables explicatives du modèle de régression linéaire.

[0018] Dans une deuxième variante du quatrième mode de réalisation, la ou les vitesses sont calculées à partir d'un réseau de neurones dans lequel la ou les vitesses à calculer correspondent à une couche de sortie du réseau de neurones et dans lequel la différence de pression globale ou les différences de pression individuelles et de la pluralité des paramètres de vol correspondent à une couche d'entrée du réseau de neurones, le réseau de neurones comportant des coefficients synaptiques fixes qui sont déterminés hors ligne.

[0019] L'invention concerne également un procédé d'estimation automatique d'une vitesse d'un aéronef lors d'un vol de l'aéronef.

[0020] Selon l'invention, le procédé comporte au moins les étapes suivantes :

- une étape de détermination, mise en œuvre par un module de détermination, consistant à déterminer au moins une grandeur représentative d'un effort exercé sur au moins une gouverne de l'aéronef ;
- une étape de calcul, mise en œuvre par un module de calcul, consistant à calculer au moins une vitesse de l'aéronef au moins à partir de la ou des grandeurs déterminées par le module de détermination ;
- une étape de transmission, mise en œuvre par un module transmission, consistant à transmettre à un dispositif utilisateur la ou les vitesses de l'aéronef calculées dans l'étape de calcul.

[0021] L'invention concerne également un aéronef, en particulier un avion de transport, comportant un système d'estimation automatique d'une vitesse d'un aéronef lors d'un vol de l'aéronef tel que spécifié ci-dessus.

BRÈVE DESCRIPTION DES FIGURES

[0022] Les figures annexées feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

[0023] [Fig.1] La [Fig.1] représente schématiquement un mode de réalisation du système d'estimation.

[0024] [Fig.2] La [Fig.2] représente schématiquement une coupe transversale d'un ac-

tionneur et d'une gouverne qui est braquée par l'actionneur.

[0025] [Fig.3] La [Fig.3] représente schématiquement une configuration d'un réseau de neurone mis en œuvre par le système d'estimation dans le quatrième mode de réalisation.

[0026] [Fig.4] La figure 4 représente un graphique comportant une courbe en trait épais correspondant à la vitesse V_{CAS} réelle de l'aéronef AC et une courbe en trait fin correspondant à la vitesse V_{CAS} estimée de l'aéronef AC dans la première variante du premier mode de réalisation.

[0027] [Fig.5] La figure 5 représente un graphique comportant une courbe en trait épais correspondant à la vitesse V_{CAS} réelle de l'aéronef AC et une courbe en trait fin correspondant à la vitesse V_{CAS} estimée de l'aéronef AC lorsque le filtrage de la différence de pression est réalisé dans la première variante du premier mode de réalisation.

[0028] [Fig.6] La figure 6 représente un graphique comportant une courbe en trait épais correspondant à la vitesse V_{CAS} réelle de l'aéronef AC et une courbe en trait fin correspondant à la vitesse V_{CAS} estimée de l'aéronef AC selon la deuxième variante du premier mode de réalisation.

[0029] [Fig.7] La figure 7 représente un graphique comportant une courbe en trait épais correspondant à la vitesse V_{CAS} réelle de l'aéronef AC et une courbe en trait fin correspondant à la vitesse V_{CAS} estimée de l'aéronef AC selon le deuxième mode de réalisation.

[0030] [Fig.8] La figure 8 représente un graphique comportant une courbe en trait épais correspondant à la vitesse V_{CAS} réelle de l'aéronef AC et une courbe en trait fin correspondant à la vitesse V_{CAS} estimée de l'aéronef AC selon le troisième mode de réalisation.

[0031] [Fig.9] La figure 9 représente un graphique comportant une courbe en trait épais correspondant à la vitesse V_{CAS} réelle de l'aéronef AC et une courbe en trait fin correspondant à la vitesse V_{CAS} estimée de l'aéronef AC selon la deuxième variante du quatrième mode de réalisation.

[0032] [Fig.10] La [Fig.10] représente schématiquement le procédé d'estimation.

[0033] [Fig.11] La [Fig.11] représente schématiquement un aéronef embarquant un système estimation appliqué aux ailerons de l'aéronef.

DESCRIPTION DÉTAILLÉE

[0034] Un mode de réalisation du système d'estimation 1 automatique d'une vitesse d'un aéronef AC lors d'un vol de l'aéronef AC, appelé « système d'estimation 1 » dans la suite de la description, est représenté schématiquement sur la [Fig.1].

[0035] Le système d'estimation 1 permet d'estimer en temps réel une vitesse caractéristique

de l'aéronef AC.

- [0036] Le système d'estimation 1 comporte un module de détermination DET (DET pour « determination module » en anglais) 2, un module de calcul CALC (CALC pour « calculating module » en anglais) 4 et un module de transmission TRANS (TRANS pour « transmitting module » en anglais) 5. Ces différents modules correspondent par exemple à des modules logiciels mis en œuvre par une unité de traitement d'un calculateur avionique de l'aéronef.
- [0037] Le module de détermination 2 est configuré pour déterminer au moins une grandeur représentative d'un effort exercé sur au moins une gouverne 7 de l'aéronef AC.
- [0038] Un actionneur 6 est configuré pour générer le braquage de la gouverne 7. La grandeur représentative d'un effort peut correspondre à une différence de pression ΔP entre deux chambres hydrauliques 61, 62 d'un actionneur 6 destiné à générer le braquage d'une gouverne 7 de l'aéronef AC. L'actionneur 6 est alors équipé d'un capteur d'effort qui est, dans ce cas, un capteur de différence de pression C1, C2, C3. Ce capteur de différence de pression C1, C2, C3 permet de mesurer la différence de pression $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ entre les deux chambres 61 et 62 de cet actionneur 6 qui sont séparées par un piston 63. La différence de pression $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ va varier en fonction des mouvements de la tige 64 de l'actionneur 6 mais est aussi représentatif de la charge aérodynamique ou de l'effort qui s'exerce sur la gouverne 7. Ainsi, dans le cas d'un actionneur hydraulique, la grandeur représentative de l'effort correspond, par exemple, à une différence de pression $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$.
- [0039] Dans la suite de la description, on parlera de « différence de pression ». Toutefois, on comprendra que l'expression « différence de pression » peut avoir aussi une signification plus générale. Elle peut signifier toute grandeur représentative d'un effort sur une gouverne. Ainsi, un capteur d'effort adapté peut être utilisé pour mesurer une grandeur représentative de l'effort exercé sur la gouverne 7 dont le braquage est généré par l'actionneur 6.
- [0040] Le système d'estimation 1 peut être appliqué à d'autres types d'actionneurs équipés d'un capteur d'effort. Par exemple, il peut être appliqué à des actionneurs électro-hydro-statiques EHA (EHA pour « Electro-Hydro-static Actuator » en anglais) équipé d'un moteur, d'une pompe et d'un capteur d'effort, ou encore à des actionneurs électromécaniques EMA (EMA pour « Electro-Mechanical Actuator » en anglais) également équipé d'un capteur d'effort.
- [0041] Le système d'estimation 1 peut être utilisé pour un actionneur 6 ou plusieurs actionneurs 6.
- [0042] L'avantage d'appliquer le système d'estimation 1 à plusieurs actionneurs 6 est d'être protégé de la perte d'un actionneur ou d'une gouverne 7 pendant le vol puisqu'il reste les autres actionneurs et gouvernes 7.

- [0043] Par ailleurs, l'utilisation du système d'estimation 1 sur plusieurs actionneurs 6 permet d'obtenir un nombre d'estimateurs de vitesse égal au nombre d'actionneurs 6 utilisés. Si un des estimateurs s'écarte fortement des autres estimateurs, cela peut être le signe d'un fonctionnement de capteur d'effort défectueux. Le système d'estimation 1 peut donc être aussi utilisé à des fins de surveillance de capteurs.
- [0044] De façon préférentielle, la ou les gouvernes sur lesquelles le système d'estimation 1 est utilisé correspondent à des ailerons. En effet, les ailerons sont des gouvernes fortement chargées aérodynamiquement, même à basse vitesse. Le système d'estimation 1 peut également être utilisé sur des gouvernes de profondeurs ou la gouverne de direction. Cependant, la gouverne de direction est peu chargée aérodynamiquement, en particulier autour de la position neutre. Ainsi, il est préférable d'appliquer le système d'estimation 1 aux ailerons ou aux gouvernes de profondeur. La [Fig.11] représente un aéronef AC embarquant le système d'estimation 1 appliqué aux ailerons de l'aéronef AC.
- [0045] Le module de détermination 2 peut comprendre au moins un sous-module de collecte S-COLL (S-COLL pour « collecting sub-module » en anglais) 21 configuré pour collecter une différence de pression individuelle $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ de l'actionneur 6 ou de chaque actionneur 6. La différence de pression individuelle $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ est mesurée par un capteur de mesure de différence de pression C1, C2, C3 de l'actionneur 6 ou de chacun des actionneurs 6.
- [0046] La différence de pression individuelle $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ correspond à une différence de pression mesurée pour un actionneur 6.
- [0047] Le module de détermination 2 peut aussi comprendre un sous-module de filtrage S-FILT (S-FILT pour « filtering sub-module » en anglais) 22 configuré pour filtrer la ou les différences de pression individuelles $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ collectées.
- [0048] Les mesures de différences de pression individuelles $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ peuvent être bruitées car elles peuvent contenir du bruit du capteur de différence de pression C1, C2, C3 ainsi que des variations causées par les manœuvres de l'aéronef AC. Toutefois, ces variations génèrent du bruit qui reste centré autour d'une composante basse fréquence représentative de l'effort aérodynamique lui-même fonction de la vitesse V_{CAS} de l'aéronef AC.
- [0049] Le filtre utilisé par le sous-module de filtrage 22 peut être un filtre récursif de réponse impulsionnelle infinie défini par une fonction de transfert rationnelle.
- [0050] Par ailleurs, le module de détermination 2 peut aussi comprendre un sous-module de détermination S-DET (S-DET pour « determination sub-module » en anglais) 23 configuré pour déterminer une différence de pression globale ΔP en calculant une moyenne, ou bien une médiane, ou bien une moyenne pondérée des différences de pression individuelles $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$.

- [0051] Dans le cas où le système d'estimation 1 est appliqué à un seul actionneur 6, le sous-module de détermination 23 n'est pas nécessaire.
- [0052] Le module de calcul 4 est configuré pour calculer au moins une vitesse V_{CAS} de l'aéronef AC au moins à partir de la différence de pression globale ΔP ou des différences de pression individuelles $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ déterminées par le module de détermination 2.
- [0053] La ou les vitesses estimées peuvent correspondre à la vitesse conventionnelle V_{CAS} , au nombre de Mach ou à la pression dynamique de l'aéronef AC.
- [0054] La ou les vitesses V_{CAS} de l'aéronef AC peuvent être filtrées pour améliorer la précision car la vitesse de l'aéronef AC est peu dynamique.
- [0055] Le module de transmission 5 est configuré pour transmettre à un dispositif utilisateur US (US pour « user device » en anglais) 8 la ou les vitesses V_{CAS} de l'aéronef calculées par le module de calcul 4.
- [0056] Le dispositif utilisateur 8 peut être un dispositif d'affichage apte à afficher la ou les vitesses V_{CAS} estimées par le système d'estimation 1, ou un système de contrôle de l'aéronef mettant en œuvre des lois de pilotage.
- [0057] Dans une première variante d'un premier mode de réalisation, la ou les vitesses V_{CAS} de l'aéronef AC sont calculées par le module de calcul 4 à l'aide de l'expression suivante :
- $$V_{CAS} = K_1 \times \Delta P,$$
- dans laquelle :
- V_{CAS} correspond à la ou les vitesses à déterminer,
 - ΔP correspond à la différence de pression globale ΔP ou aux différences de pression individuelles $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ déterminées par le module de détermination 2,
 - K_1 correspond à un coefficient (ou gain) prédéterminé.
- [0058] Le coefficient prédéterminé K_1 est prédéterminé de manière empirique basée sur des jeux de données déterminés pour une pluralité de vols de l'aéronef AC.
- [0059] Sur la figure 4, on a représenté une courbe R1 en trait épais correspondant à la vitesse V_{CAS} réelle de l'aéronef AC (calculée par exemple à partir de mesures issues de sondes Pitot) et une courbe R2 en trait fin correspondant à la vitesse V_{CAS} estimée de l'aéronef AC.
- [0060] Le filtrage réalisé par le sous-module de filtrage 22 permet d'obtenir une amélioration de l'estimation de la vitesse V_{CAS} de l'aéronef AC dans ce mode de réalisation. Sur la figure 5, on a représenté une courbe R1 en trait épais correspondant à la vitesse V_{CAS} réelle de l'aéronef AC et une courbe R2 en trait fin correspondant à la vitesse V_{CAS} estimée de l'aéronef AC lorsque le filtrage est réalisé. En comparant les courbes de la figure 4 et les courbes de la figure 5, il apparaît clairement une amé-

lioration de l'estimation de la vitesse V_{CAS} apportée par le filtrage.

[0061] Lorsque le filtrage est réalisé par le module de filtrage 22, la précision de la vitesse V_{CAS} estimée de l'aéronef AC peut être suffisante pour des fonctions du type surveillance ou pour déterminer des phases de haute ou basse vitesse.

[0062] Dans une deuxième variante du premier mode de réalisation, la ou les vitesses V_{CAS} de l'aéronef AC sont calculées par le module de calcul 4 à l'aide de l'expression suivante :

$$V_{CAS} = K_2 \times \sqrt{\Delta P},$$

dans laquelle :

- V_{CAS} correspond à la ou les vitesses à déterminer,
- ΔP correspond à la différence de pression globale ΔP ou aux différences de pression individuelles $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ déterminées par le module de détermination 2,
- K_2 correspond à un coefficient prédéterminé.

[0063] Le coefficient prédéterminé K_2 est prédéterminé de manière empirique basée sur des jeux de données déterminés pour une pluralité de vols de l'aéronef AC.

[0064] Cette deuxième variante du premier mode de réalisation permet d'obtenir de meilleures estimations de la ou des vitesses V_{CAS} de l'aéronef AC que celles de la première du premier mode de réalisation. Sur la figure 6, on a représenté une courbe R1 en trait épais correspondant à la vitesse V_{CAS} réelle de l'aéronef AC et une courbe R2 en trait fin correspondant à la vitesse V_{CAS} estimée de l'aéronef AC lorsque la vitesse V_{CAS} est estimée en fonction de la racine carrée de la ou des différences de pression ΔP , $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$. En comparant les courbes de la figure 6 avec les courbes de la figure 4 et de la figure 5, il apparaît clairement une amélioration de l'estimation de la vitesse V_{CAS} apportée par cette deuxième variante du premier mode de réalisation.

[0065] Dans un deuxième mode de réalisation, la ou les vitesses V_{CAS} de l'aéronef sont calculées par le module de calcul 4 à partir d'un tableau d'interpolation mettant en correspondance la vitesse V_{CAS} avec la ou des différences de pression. Le tableau d'interpolation est déterminé de manière empirique basée sur des jeux de données déterminés pour une pluralité de vols de l'aéronef AC. Ainsi, dans ce deuxième mode de réalisation, la vitesse V_{CAS} est estimée par tabulation. Le gain qui lie la vitesse V_{CAS} à la ou aux différences de pression ΔP , $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ correspond à un gain variable en fonction de la différence de pression considérée.

[0066] La table d'interpolation peut être du type :

ΔP	x1	x2	x3	x4	x5	x6	...
V_{CAS}	y1	y2	y3	y4	y5	y6	...

estimée							
---------	--	--	--	--	--	--	--

- [0067] Sur la figure 7, on a représenté une courbe R1 en trait épais correspondant à la vitesse V_{CAS} réelle de l'aéronef AC et une courbe R2 en trait fin correspondant à la vitesse V_{CAS} estimée de l'aéronef AC lorsque la vitesse V_{CAS} est estimée à partir du tableau d'interpolation. En comparant les courbes de la figure 7 avec les courbes des figures précédentes, il apparaît clairement une amélioration de l'estimation de la vitesse V_{CAS} apportée par ce deuxième mode de réalisation.
- [0068] Dans un troisième mode de réalisation, la ou les vitesses V_{CAS} de l'aéronef AC sont calculées par le module de calcul 4 à l'aide de la fonction polynomiale suivante :
- $$V_{CAS} = a_n \cdot \Delta P^n + \dots + a_2 \cdot \Delta P^2 + a_1 \cdot \Delta P + a_0,$$
- dans laquelle :
- V_{CAS} correspond à la ou les vitesses à déterminer,
 - ΔP correspond à la différence de pression globale ΔP ou aux différences de pression individuelles $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ déterminées par le module de détermination 2,
 - $\{a_i\}_{i=0, \dots, n}$ correspond à n coefficients prédéterminés de la fonction polynomiale.
- [0069] Les coefficients prédéterminés est estimés par un algorithme d'ajustement basé sur des jeux de données déterminés pour une pluralité de vols de l'aéronef AC. L'algorithme d'ajustement peut être de type ajustement par des moindres carrés linéaires.
- [0070] Sur la figure 8, on a représenté une courbe R1 en trait épais correspondant à la vitesse V_{CAS} réelle de l'aéronef AC et une courbe R2 en trait fin correspondant à la vitesse V_{CAS} estimée de l'aéronef AC lorsque la vitesse V_{CAS} est estimée à partir d'une fonction polynômiale d'ordre 3. En comparant les courbes de la figure 8 avec les courbes des figures précédentes, il apparaît clairement une amélioration de l'estimation de la vitesse V_{CAS} apportée par ce troisième mode de réalisation.
- [0071] Dans un quatrième mode de réalisation, le système d'estimation 1 comprend en outre un module de collecte COLL (COLL pour « collecting module » en anglais) 3 configuré pour collecter une pluralité de paramètres de vol de l'aéronef AC. Les paramètres de vol sont mesurés à bord de l'aéronef AC.
- [0072] La ou les vitesses V_{CAS} de l'aéronef sont calculées par le module de calcul 4 à partir de la différence de pression globale ΔP ou des différences de pression individuelles $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ et de la pluralité des paramètres de vol à l'aide d'une fonction dans laquelle la ou les vitesses V_{CAS} sont fonction de la différence de pression globale ΔP ou des différences de pression individuelles $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$.
- [0073] Ladite fonction a l'expression suivante :

$$V_{CAS} = f(\theta),$$

dans laquelle ;

- V_{CAS} correspond à la ou les vitesses à déterminer,
- θ correspond à un vecteur de paramètres comprenant la différence de pression globale ΔP ou les différences de pression individuelles $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ déterminées par le module de détermination 4 et à la pluralité des paramètres de vol mesurées par le module de mesure 3.

[0074] Dans un mode particulier de réalisation non limitatif de l'invention, le vecteur de paramètres θ peut présenter la forme suivante :

$$\theta = [\Delta P; P_s; \alpha; CONF; p; \delta_p],$$

dans laquelle :

- ΔP correspond à la différence de pression globale ΔP ou aux différences de pression individuelles $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$,
- P_s correspond à une pression statique de l'air,
- α correspond à un angle d'incidence de l'aéronef AC,
- $CONF$ correspond à une configuration aérodynamique de becs et de volets de l'aéronef (AC),
- p correspond à un angle de roulis de l'aéronef AC,
- δ_p correspond à un angle de déflexion d'une gouverne ou d'une position d'une tige de l'actionneur relié à la gouverne de l'aéronef AC.

[0075] Dans une première variante du quatrième mode de réalisation, la ou les vitesses V_{CAS} sont calculées à partir d'un modèle de régression linéaire dans lequel la ou les vitesses V_{CAS} correspondent à une variable expliquée du modèle de régression linéaire et dans laquelle la différence de pression globale ΔP ou les différences de pression individuelles $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ et la pluralité des paramètres de vol correspondent à des variables explicatives du modèle de régression linéaire.

[0076] Les entrées et la sortie du modèle de régression linéaire sont observées sur un horizon fini de N échantillons ou « fenêtre d'observation glissante ».

[0077] La fenêtre d'observation est notée $F_n = [n - N + 1, \dots, n]$, n étant l'instant d'échantillonnage courant.

[0078] On note :

- $y(n) = [y(n) \ y(n-1) \ \dots \ y(n-N+1)]'$ le vecteur à N lignes des échantillons de la variable expliquée y mesurés par un capteur dédié à la mesure de la vitesse V_{CAS} sur la fenêtre d'observation glissante. La vitesse V_{CAS} est mesurée, par exemple, à partir de la pression totale.

- $X(n) = [x_1(n) \ x_2(n) \ \dots \ x_q(n)]$ la matrice d'entrée à N lignes et q colonnes des échantillons des q variables explicatives X mesurées (la différence de

pression globale ΔP ou les différences de pression individuelles $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ et la pluralité des paramètres de vol) sur la fenêtre d'observation glissante, avec $\mathbf{x}_i(n) = [x_i(n) \ x_i(n-1) \ \dots \ x_i(n-N+1)]'$ et $i = 1, 2, \dots, q$.

[0079] On cherche à établir une relation linéaire entre la variable expliquée et les variables explicatives, c'est-à-dire que l'on cherche un vecteur $\mathbf{b} = [b_1 \ \dots \ b_q]'$ tel que :

$$\mathbf{y} = \mathbf{X}\mathbf{b} + \mathbf{e},$$

où $\mathbf{e}$ est un vecteur de N lignes qui représente l'erreur de modèle appelée aussi erreur de reconstruction.

[0080] L'estimation est réalisée sur la fenêtre d'observation $\mathbf{F}_n$ et conduit à un vecteur de coefficients $\mathbf{b}(n) = [b_1(n) \ \dots \ b_q(n)]'$ minimisant la puissance de l'erreur sur la fenêtre d'observation et vérifiant :

$$\mathbf{y}(n) = \mathbf{X}(n)\mathbf{b}(n) + \mathbf{e}(n) \text{ où } \mathbf{e}(n) = [e(n) \ e(n-1) \ \dots \ e(n-N+1)]'$$

[0081] La solution s'obtient via une méthode des moindres carrés qui va chercher à minimiser la puissance de l'erreur entre la sortie réelle $\mathbf{y}$, et la sortie estimée $\hat{\mathbf{y}} = \mathbf{X}\mathbf{b}$.

[0082] La solution classique à ce problème fait intervenir la pseudo-inverse de $\mathbf{X}$ et est donnée par :

$$\mathbf{b} = (\mathbf{X}'\mathbf{X})^{-1}\mathbf{X}'\mathbf{y}.$$

[0083] La méthode des moindres carrés exige l'inversion d'une matrice qui peut être mal conditionnée. Il existe des versions récursives de l'algorithme (par exemple les moindres carrés récursifs). Toutefois, ces versions récursives ne permettent généralement de prendre en compte qu'un seul paramètre d'entrée.

[0084] La régression par les moindres carrés partiels PLS (« Partial Least Squares » en anglais) est une autre option à la méthode des moindres carrés traditionnelle, et peu coûteuse en ressources. Elle permet de résoudre la relation $\mathbf{y} = \mathbf{X}\mathbf{b} + \mathbf{e}$ sans inversion matricielle explicite et de façon itérative.

[0085] Cette méthode de régression PLS peut être utilisée en temps-réel pour estimer $\mathbf{y}$, mais elle requiert alors d'utiliser cette même variable $\mathbf{y}$, ou alors être utilisée pour un apprentissage hors ligne des coefficients $\mathbf{b}$.

[0086] Dans une deuxième variante du quatrième mode de réalisation, la ou les vitesses V_{CAS} sont calculées à partir d'un réseau de neurones dans lequel la ou les vitesses V_{CAS} à calculer correspondent à une couche de sortie L3 du réseau de neurones et dans lequel le vecteur de paramètres θ correspond à une couche d'entrée L1 du réseau de neurones ([Fig.3]). Les neurones du réseau de neurones sont connectés entre eux par des synapses. À chaque synapse est attribué un coefficient synaptique. Un coefficient synaptique correspond à un coefficient multiplicateur d'une synapse qui lie deux neurones entre eux du réseau de neurones. Chaque coefficient synaptique est fixe et

calculé hors ligne ; ce qui signifie que tous les coefficients synaptiques sont fixes une fois calculés hors ligne. Il n'existe donc pas de mise à jour des coefficients synaptiques pendant la mise en œuvre du système d'estimation 1. Cette solution est alors déterministe. Les coefficients synaptiques sont calculés hors ligne par apprentissage sur des jeux de données déterminés pour une pluralité de vols de l'aéronef AC, grâce à des méthodes d'optimisation itérative, par exemple à l'aide d'un logiciel de calculs numériques.

- [0087] Le réseau de neurones est utilisé pour faire de la régression non linéaire.
- [0088] Dans une configuration particulière préférée de la deuxième variante, le réseau de neurone présente trois couches : la couche d'entrée L1, la couche de sortie L3 et une couche cachée L2 entre la couche d'entrée L1 et la couche de sortie L3. La [Fig.3] représente schématiquement le réseau de neurones à trois couches.
- [0089] La couche cachée L2 comprend un nombre limité de K neurones, de manière à avoir une complexité finale cohérente avec les limites des calculateurs embarqués.
- [0090] De façon non limitative, le nombre K maximal de neurones de la couche cachée L2 est inférieur à 20.
- [0091] Le réseau de neurones utilisé crée une propagation des données uniquement vers l'avant sans rétroaction. Le réseau de neurone utilisé est donc un réseau de neurones à propagation avant (ou « feedforward neural network » en anglais).
- [0092] Une fois les coefficients synaptiques calculés, le réseau de neurones est mis en œuvre de la façon suivante ([Fig.3]).
- [0093] Le vecteur de paramètres θ correspond aux variables d'entrée X_i ($i = 1, \dots, P$).
- [0094] Les variables d'entrée X_i sont d'abord normalisées :
- les variables d'entrée X_i sont bornées inférieurement par zéro :
- $$X_i = X_i - \min (X_i),$$
- les variables d'entrée sont ensuite normalisées entre -1 et +1 :
- $$X_i = X_i * \left(\frac{2}{\max (X_i)} \right) - 1.$$
- [0095] Puis, chacune des variables d'entrée normalisées est multipliée par un coefficient synaptique W_{ij} ($i = 1, \dots, P; j = 1, \dots, K$) et on ajoute un biais pour obtenir une première fonction de pondération pour chacun des K neurones de la couche cachée L2. Cela permet de quantifier la différence de contribution de chaque neurone.
- [0096] Par exemple pour le premier des K neurones de la couche cachée L2, on obtient la première fonction de pondération suivante :

$$S_{1,1} = b_1 + \sum_{i=1}^P X_i W_{i1}$$

- [0097] En généralisant aux K neurones, on obtient :

$$S_{1,j} = b_j + \sum_{i=1}^P X_i W_{ji}; \quad (i = 1, \dots, P; j = 1, \dots, K)$$

- [0098] Chaque neurone de la couche cachée L2 est activé en appliquant une « fonction d'activation » Θ bornée qui permet de mieux modéliser des comportements non linéaires pour obtenir une deuxième fonction de pondération. La fonction d'activation transforme une entrée linéaire en une sortie non linéaire. La fonction d'activation correspond par exemple à une sigmoïde du type : $\Theta(x) = \frac{1}{1 + e^{-x}}$ ou à une fonction « signe doux » du type $\frac{1}{1 + |x|}$.
- [0099] Par exemple, pour le premier neurone, en activant le premier neurone, on obtient une deuxième fonction de pondération suivante :
- $$S_{21} = \Theta(S_{1,1})$$
- [0100] En généralisant aux K neurones, on obtient :
- $$S_{2j} = \Theta(S_{1,j}); j = 1, \dots, K$$
- [0101] La couche de sortie L3 effectue alors une combinaison linéaire des fonctions de pondération en multipliant les deuxièmes fonctions de pondération aux coefficients synaptiques des synapses connectant les neurones de la couche cachée L2 aux neurones de la couche de sortie L3 et en ajoutant un biais. On obtient donc la fonction suivante :
- $$S_0 = b + \sum_{j=1}^K W_j S_{2j}$$
- [0102] La dernière opération consiste à « dé-normaliser », par référence à la normalisation, c'est-à-dire à rendre homogène la sortie S_0 de la couche de sortie L3 à la grandeur à estimer, via une transformation :
- la fonction S_0 est bornée inférieurement à zéro : $S_0 = S_0 - \min(S_0)$,
 - la fonction S_0 est ensuite normalisée par rapport aux valeurs maximales et minimales de la vitesse V_{CAS} observée pendant l'apprentissage :
- $$Y = S_0 \frac{\max(V_{CAS}) - \min(V_{CAS})}{2}.$$
- [0103] Sur la figure 9, on a représenté une courbe R1 en trait épais correspondant à la vitesse V_{CAS} réelle de l'aéronef AC et une courbe R2 en trait fin correspondant à la vitesse V_{CAS} estimée de l'aéronef AC lorsque la vitesse V_{CAS} est estimée à partir d'un réseau de neurone. En comparant les courbes de la figure 9 avec les courbes des figures précédentes, il apparaît clairement une amélioration de l'estimation de la vitesse V_{CAS} apportée par cette deuxième variante du quatrième mode de réalisation, en particulier à basse vitesse.
- [0104] L'invention concerne également un procédé d'estimation automatique de la vitesse V_{CAS} d'un aéronef AC lors d'un vol de l'aéronef AC.
- [0105] Le procédé comporte au moins les étapes suivantes :
- une étape E1 de détermination, mise en œuvre par le module de détermination 2, consistant à déterminer au moins une grandeur représentative d'un effort exercé sur au

moins une gouverne 7 de l'aéronef AC ;

- une étape E3 de calcul, mise en œuvre par le module de calcul 4, consistant à calculer au moins une vitesse V_{CAS} de l'aéronef AC au moins à partir de la ou des grandeurs déterminées par le module de détermination 2 ;

- une étape E4 de transmission, mise en œuvre par le module transmission 5, consistant à transmettre à un dispositif utilisateur la ou les vitesses V_{CAS} de l'aéronef calculées dans l'étape E3 de calcul.

[0106] L'étape E1 de détermination peut comprendre une sous-étape E11 de collecte, mise en œuvre par le sous-module de collecte 21, consistant à collecter une différence de pression individuelle $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ de l'actionneur 6 ou de chaque actionneur 6, la différence de pression individuelle $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ étant mesurée par un capteur de mesure de différence de pression C1, C2, C3 de chaque actionneur 6

[0107] L'étape E1 de détermination peut comprendre une sous-étape E12 de filtrage, mise en œuvre par le sous-module de filtrage 22, consistant à filtrer la ou les différences de pression individuelles $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$ collectées.

[0108] L'étape E1 de détermination peut comprendre en outre une sous-étape E13 de détermination, mise en œuvre par le sous-module de détermination 23, consistant à déterminer une différence de pression globale ΔP en calculant une moyenne, ou bien une médiane, ou bien une moyenne pondérée des différences de pression individuelles $\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$.

[0109] Le procédé comprend en outre une étape E2 de collecte, mise en œuvre par le module de collecte 3, consistant à collecter une pluralité de paramètres de vol de l'aéronef AC.

Revendications

- [Revendication 1] Système d'estimation automatique d'une vitesse d'un aéronef lors d'un vol de l'aéronef, caractérisé en ce qu'il comporte :
- un module de détermination (2) configuré pour déterminer au moins une grandeur représentative d'un effort exercé sur au moins une gouverne (7) de l'aéronef (AC) ;
 - un module de calcul (4) configuré pour calculer au moins une vitesse (V_{CAS}) de l'aéronef (AC) au moins à partir de la ou des grandeurs déterminées par le module de détermination (2) ;
 - un module transmission (5) configuré pour transmettre à un dispositif utilisateur (8) la ou les vitesses (V_{CAS}) de l'aéronef calculées par le module de calcul (4).
- [Revendication 2] Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que la ou les grandeurs représentatives d'un effort correspondent chacune à une différence de pression ($\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$) mesurée entre deux chambres hydrauliques (61, 62) d'un actionneur (6) destiné à générer le braquage d'une gouverne (7) de l'aéronef (AC).
- [Revendication 3] Système selon la revendication 2, caractérisé en ce que le module de détermination (2) comprend au moins un sous-module de collecte (21) configuré pour collecter une différence de pression individuelle ($\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$) de l'actionneur (6) ou de chaque actionneur (6), la différence de pression individuelle ($\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$) étant mesurée par un capteur de mesure de différence de pression (C1, C2, C3) de chaque actionneur (6).
- [Revendication 4] Système selon l'une quelconque des revendications 2 et 3, caractérisé en ce que le module de détermination (2) comprend un sous-module de filtrage (22) configuré pour filtrer la ou les différences de pression individuelles ($\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$) collectées.
- [Revendication 5] Système selon l'une quelconque des revendications 3 et 4, caractérisé en ce que le module de détermination (2) comprend en outre un sous-module de détermination (23) configuré pour déterminer une différence de pression globale (ΔP) en calculant une moyenne, ou bien une médiane, ou bien une moyenne pondérée des différences de

pression individuelles ($\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$).

[Revendication 6]

Système selon l'une quelconque des revendications 2 à 5, caractérisé en ce que la ou les vitesses de l'aéronef sont calculées par le module de calcul (4) à l'aide de l'expression suivante :

$$V_{CAS} = K_1 \times \Delta P,$$

dans laquelle :

- V_{CAS} correspond à la ou les vitesses à déterminer,
- ΔP correspond à la différence de pression globale (ΔP) ou aux différences de pression individuelles ($\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$) déterminées par le module de détermination (2),
- K_1 correspond à un coefficient prédéterminé ;

le coefficient prédéterminé (K_1) étant prédéterminé de manière empirique basée sur des jeux de données déterminés pour une pluralité de vols de l'aéronef (AC).

[Revendication 7]

Système selon l'une quelconque des revendications 2 à 5, caractérisé en ce que la ou les vitesses de l'aéronef sont calculées par le module de calcul (4) à l'aide de l'expression suivante :

$$V_{CAS} = K_2 \times \sqrt{\Delta P},$$

dans laquelle :

- V_{CAS} correspond à la ou les vitesses à déterminer,
- ΔP correspond à la différence de pression globale (ΔP) ou aux différences de pression individuelles ($\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$) déterminées par le module de détermination (2) ;
- K_2 correspond à un coefficient prédéterminé ;

le coefficient prédéterminé (K_2) étant prédéterminé de manière empirique basée sur des jeux de données déterminés pour une pluralité de vols de l'aéronef (AC).

[Revendication 8]

Système selon l'une quelconque des revendications 2 à 5, caractérisé en ce que la ou les vitesses (V_{CAS}) de l'aéronef sont calculées par le module de calcul (4) à partir d'un tableau d'interpolation de la vitesse (V_{CAS}) en fonction de la différence de pression globale (ΔP) ou aux différences de pression individuelles ($\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$), le tableau d'interpolation étant déterminé de manière empirique basée sur des jeux de données déterminés pour une

pluralité de vols de l'aéronef (AC).

[Revendication 9]

Système selon l'une quelconque des revendications 2 à 5, caractérisé en ce que la ou les vitesses (V_{CAS}) de l'aéronef sont calculées par le module de calcul (4) à l'aide de la fonction polynomiale suivante :

$$V_{CAS} = a_n \cdot \Delta P^n + \dots + a_2 \cdot \Delta P^2 + a_1 \cdot \Delta P + a_0,$$

dans laquelle :

- V_{CAS} correspond à la ou les vitesses à déterminer,
- ΔP correspond à la différence de pression globale (ΔP) ou aux différences de pression individuelles ($\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$) déterminées par le module de détermination (2),
- $\{a_i\}_{i=0, \dots, n}$ correspond à des coefficients prédéterminés de la fonction polynomiale ;

les coefficients prédéterminés étant estimés par un algorithme d'ajustement basé sur des jeux de données déterminés pour une pluralité de vols de l'aéronef (AC).

[Revendication 10]

Système selon l'une quelconque des revendications 2 à 5, caractérisé en ce qu'il comprend en outre un module de collecte (3) configuré pour collecter une pluralité de paramètres de vol de l'aéronef (AC),

la ou les vitesses de l'aéronef étant calculées par le module de calcul (4) à partir de la différence de pression globale (ΔP) ou des différences de pression individuelles ($\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$) et de la pluralité des paramètres de vol à l'aide d'une fonction dans laquelle la ou les vitesses (V_{CAS}) sont fonction de la ou des différences de pression (ΔP), la fonction ayant l'expression suivante :

$$V_{CAS} = f(\theta),$$

dans laquelle

- V_{CAS} correspond à la ou les vitesses à déterminer,
- θ correspond à un vecteur de paramètres comprenant la différence de pression globale (ΔP) ou les différences de pression individuelles ($\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$) déterminées par le module de détermination (2) et la pluralité des paramètres de vol mesurés par le module de mesure (3).

- [Revendication 11] Système selon la revendication 10, caractérisé en ce que le vecteur de paramètres (θ) présente la forme suivante :
- $$\theta = [\Delta P; P_s; \alpha; CONF; p; \delta_p],$$
- dans laquelle :
- ΔP correspond à la différence de pression globale (ΔP) ou aux différences de pression individuelles ($\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$) déterminées par le module de détermination (2),
 - P_s correspond à une pression statique de l'air,
 - α correspond à un angle d'incidence de l'aéronef (AC),
 - $CONF$ correspond à une configuration aérodynamique de becs et de volets de l'aéronef (AC),
 - p correspond à un angle de roulis de l'aéronef (AC),
 - δ_p correspond à un angle de déflexion d'une gouverne ou d'une position d'une tige de l'actionneur relié à la gouverne de l'aéronef (AC).
- [Revendication 12] Système selon l'une quelconque des revendications 10 et 11, caractérisé en ce que la ou les vitesses (V_{CAS}) sont calculées à partir d'un modèle de régression linéaire dans lequel la ou les vitesses (V_{CAS}) correspondent à une variable expliquée du modèle de régression linéaire et dans laquelle la différence de pression globale (ΔP) ou les différences de pression individuelles ($\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$) et la pluralité des paramètres de vol correspondent à des variables explicatives du modèle de régression linéaire.
- [Revendication 13] Système selon l'une quelconque des revendications 10 et 11, caractérisé en ce que la ou les vitesses (V_{CAS}) sont calculées à partir d'un réseau de neurones dans lequel la ou les vitesses (V_{CAS}) à calculer correspondent à une couche de sortie du réseau de neurones et dans lequel la différence de pression globale (ΔP) ou les différences de pression individuelles ($\Delta P1$, $\Delta P2$, $\Delta P3$) et la pluralité des paramètres de vol correspondent à une couche d'entrée du réseau de neurones, le réseau de neurones comportant des coefficients synaptiques fixes qui sont déterminés hors ligne.
- [Revendication 14] Procédé d'estimation automatique d'une vitesse d'un aéronef lors d'un vol de l'aéronef,

caractérisé en ce qu'il comporte au moins les étapes suivantes :

- une étape (E1) de détermination, mise en œuvre par un module de détermination (2), consistant à déterminer au moins une grandeur représentative d'un effort exercé sur au moins une gouverne (7) de l'aéronef (AC) ;
- une étape (E3) de calcul, mise en œuvre par un module de calcul (4), consistant à calculer au moins une vitesse (V_{CAS}) de l'aéronef (AC) au moins à partir de la ou des grandeurs déterminées par le module de détermination (2) ;
- une étape (E4) de transmission, mise en œuvre par un module transmission (5), consistant à transmettre à un dispositif utilisateur la ou les vitesses (V_{CAS}) de l'aéronef calculées dans l'étape (E3) de calcul.

[Revendication 15] Aéronef,
caractérisé en ce qu'il comporte un système d'estimation automatique d'une vitesse d'un aéronef lors d'un vol de l'aéronef selon l'une quelconque des revendications 1 à 13.

[Fig. 1]

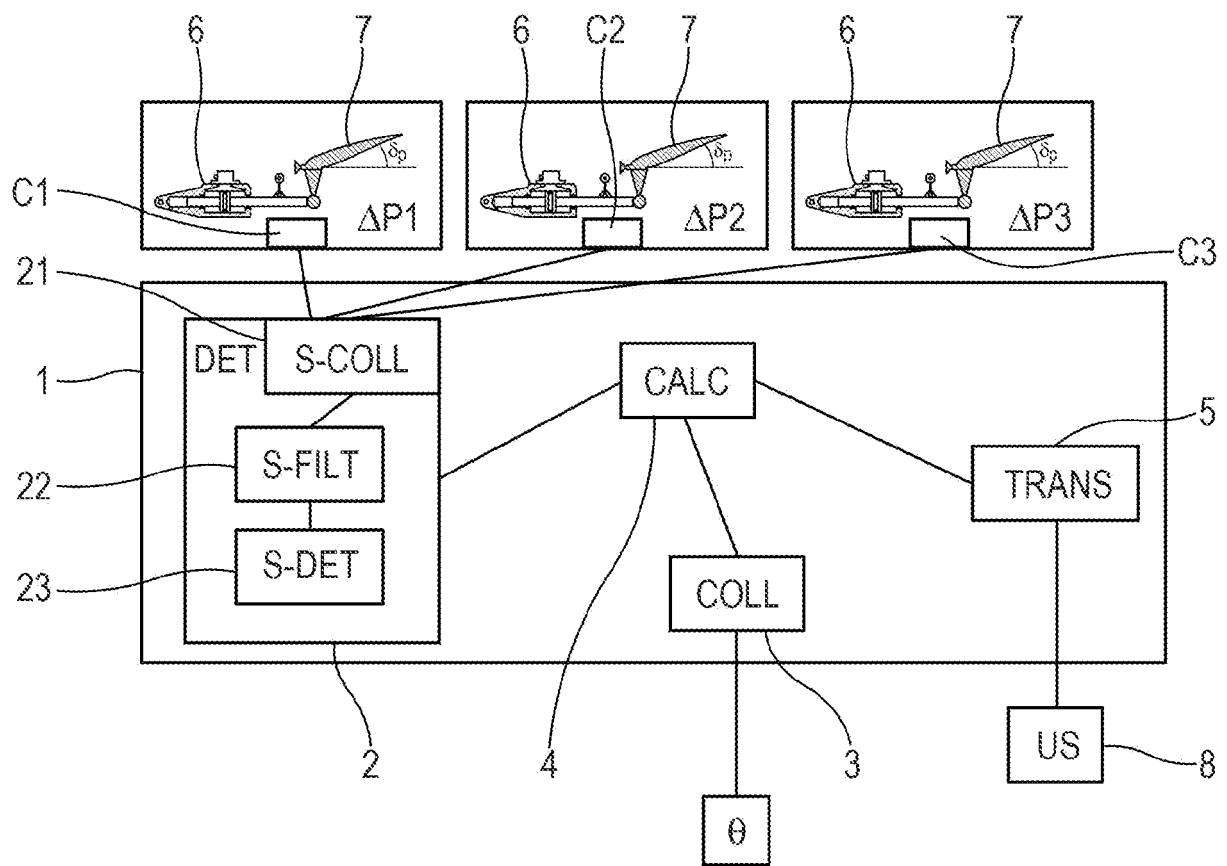


Fig. 1

[Fig. 2]

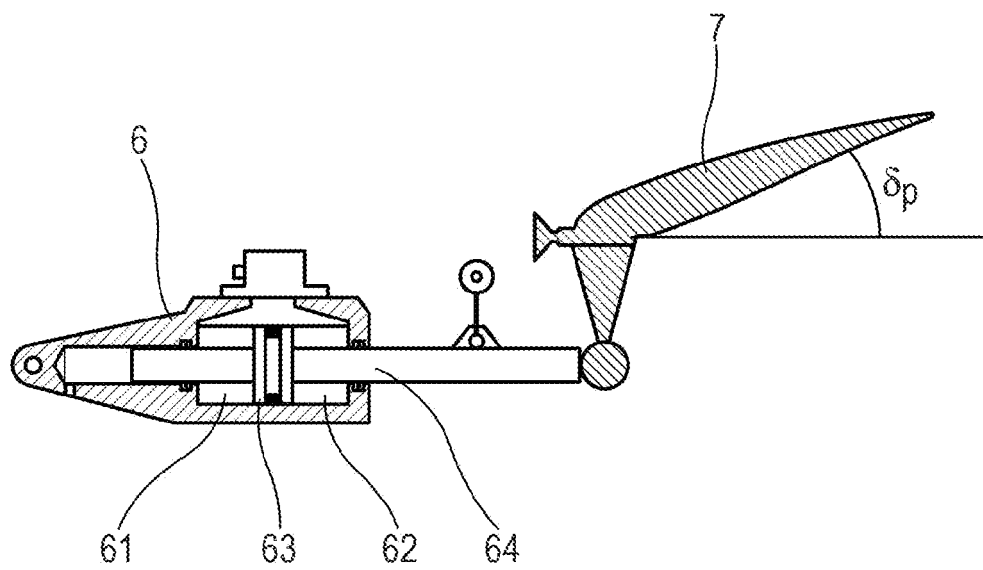


Fig. 2

[Fig. 3]

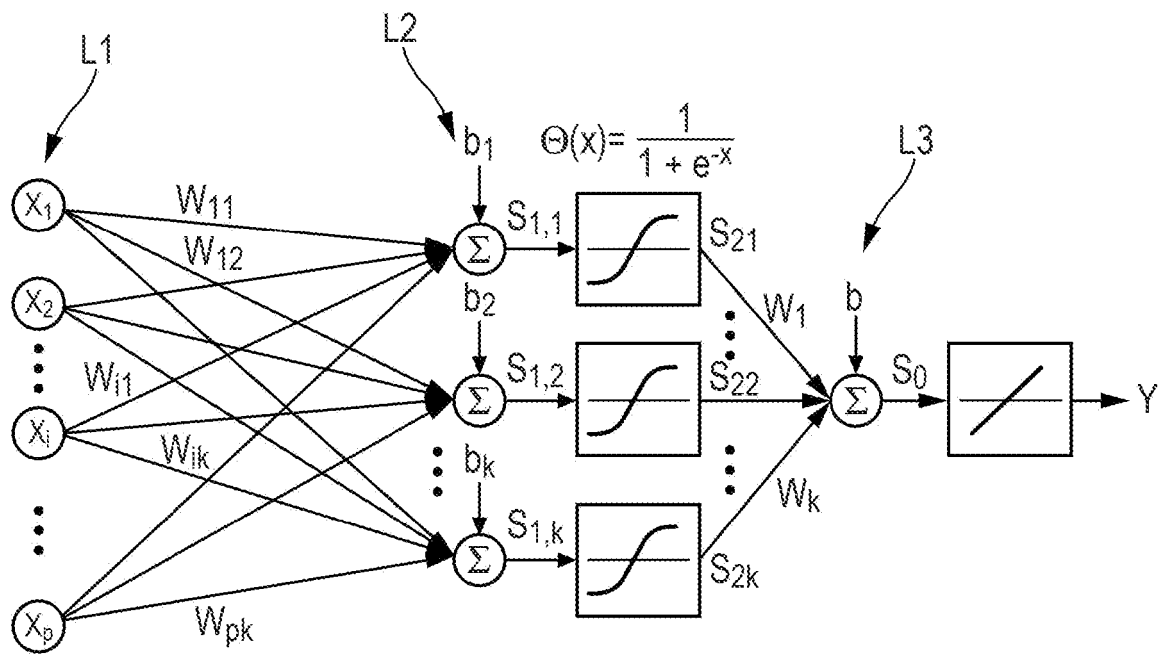


Fig. 3

[Fig. 4]

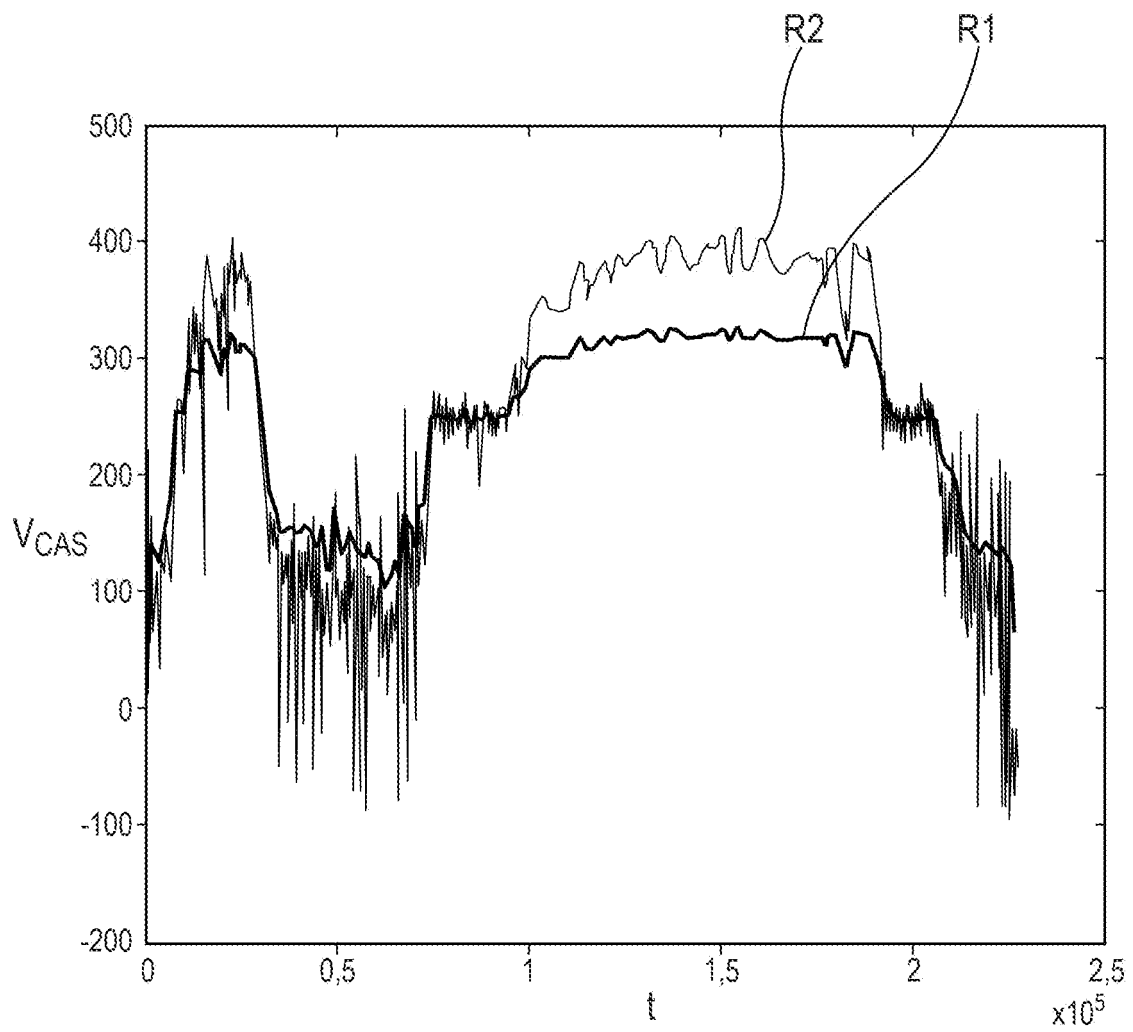


Fig. 4

[Fig. 5]

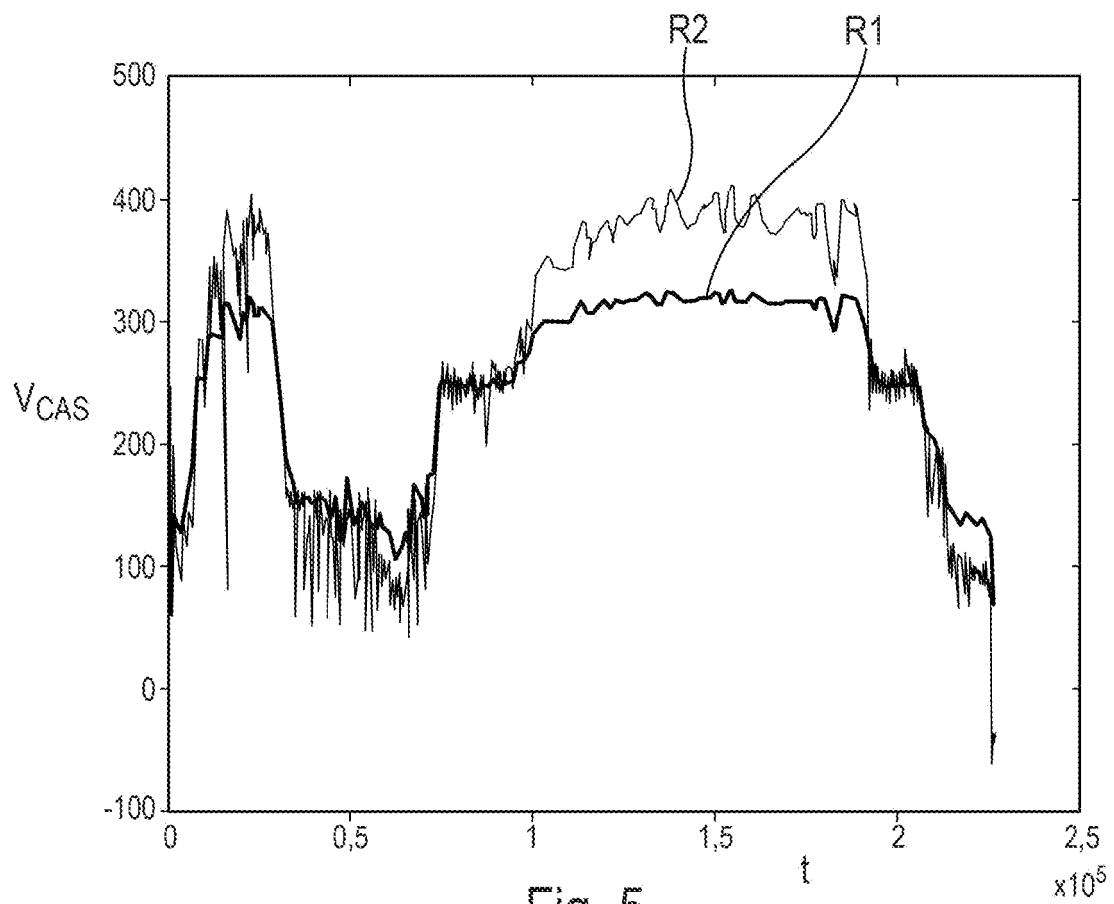


Fig. 5

[Fig. 6]

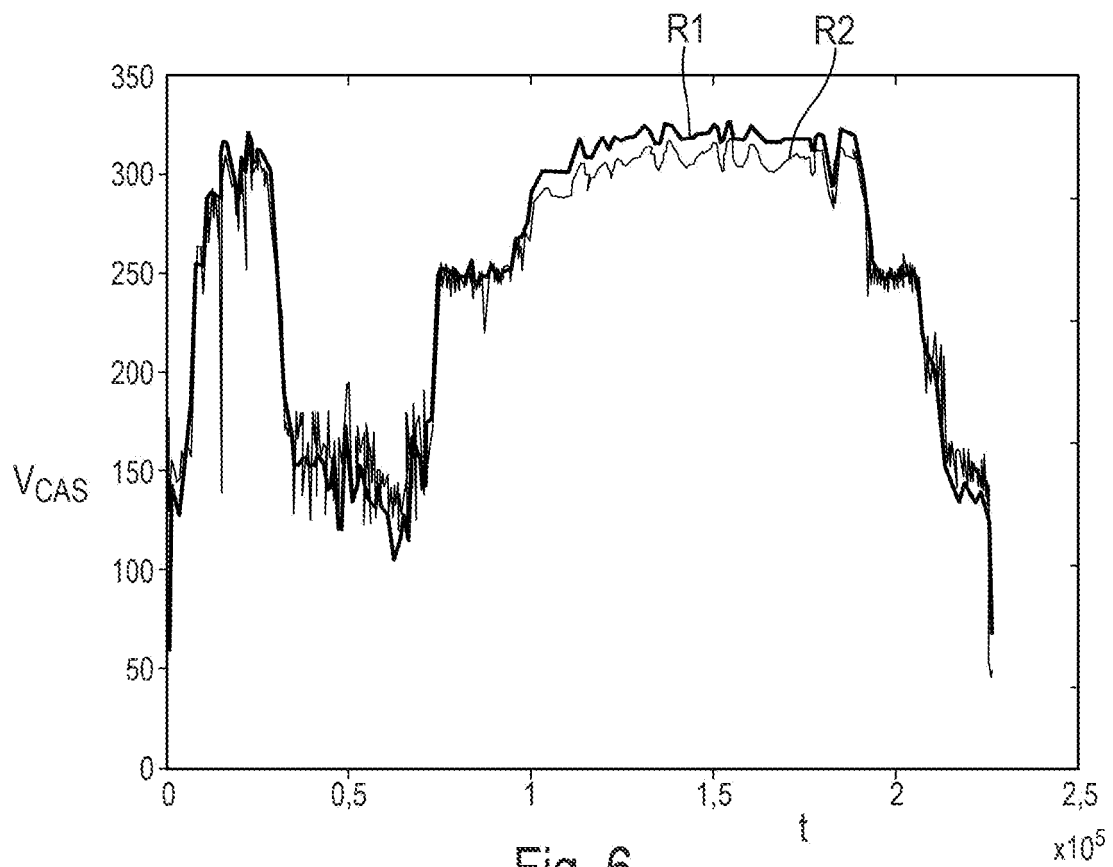


Fig. 6

[Fig. 7]

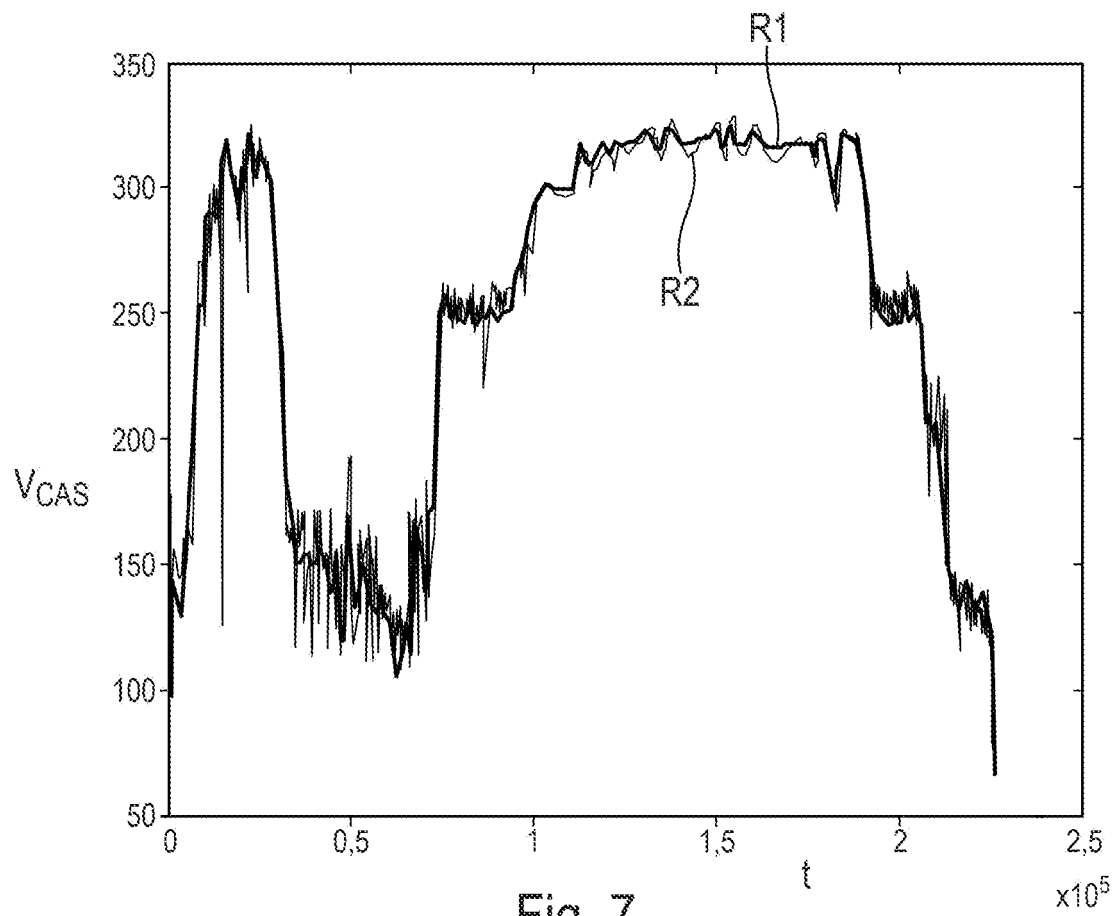


Fig. 7

[Fig. 8]

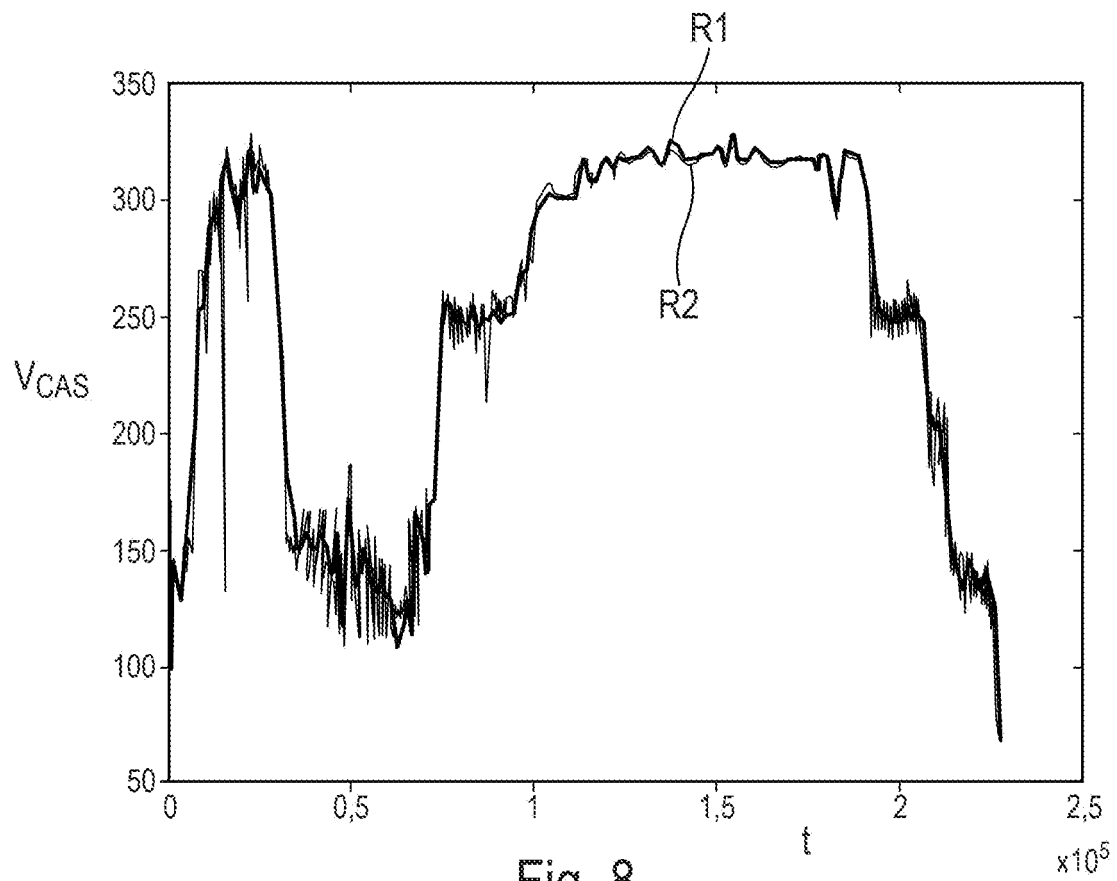


Fig. 8

[Fig. 9]

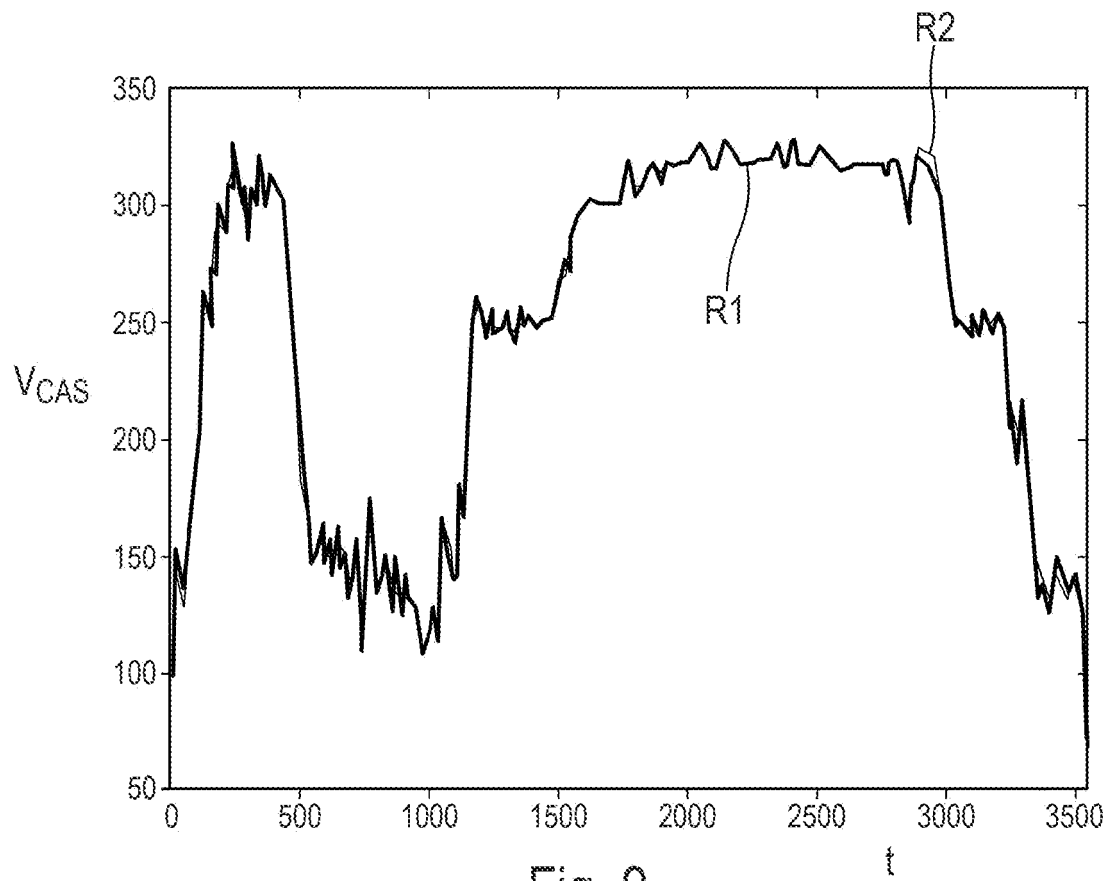


Fig. 9

[Fig. 10]

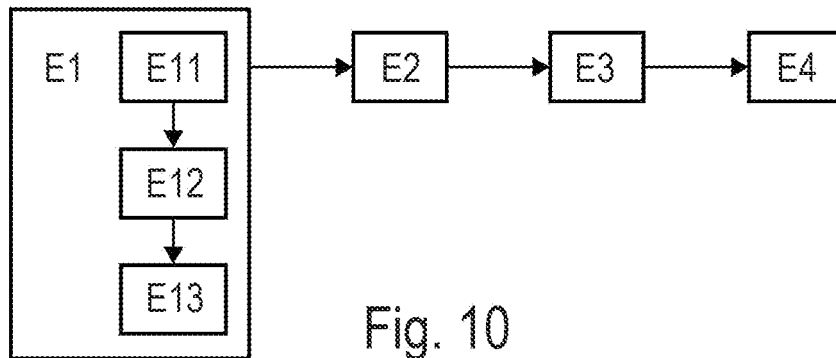


Fig. 10

[Fig. 11]

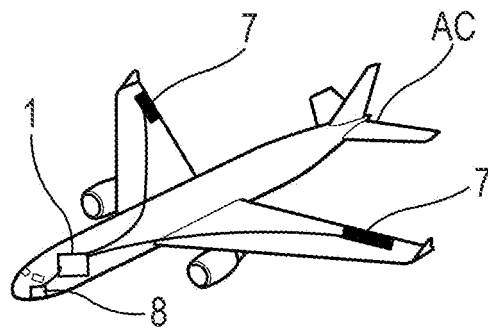


Fig. 11

RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement
national

FA 899837
FR 2109663

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	US 2016/107762 A1 (GOUPIL PHILIPPE [FR] ET AL) 21 avril 2016 (2016-04-21)	1-3, 6-15	G01S5/00
Y	* alinéa; figures 1-5 * -----	4, 5	
X	US 2016/023776 A1 (GANGULI SUBHABRATA [US] ET AL) 28 janvier 2016 (2016-01-28)	1, 14, 15	
Y	* alinéas [0013], [0020]; figures 1-5 * -----	4, 5	
Y	US 5 881 971 A (HICKMAN ALAN B [US]) 16 mars 1999 (1999-03-16)	4, 5	
Y	* colonne 4; figures 1-4 * -----	5	
A	US 8 583 293 B2 (SORONDA VOJISLAV [CA]; HONEYWELL INT INC [US]) 12 novembre 2013 (2013-11-12)	6-8, 11	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
	* alinéas [0031], [0036], [0045]; figures 1-7 * -----		G01P B64C
	US 2018/356439 A1 (LUO JIA [US] ET AL) 13 décembre 2018 (2018-12-13)		
	* alinéas [0037], [0054]; figures 1-10 * -----		
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
27 avril 2022		Schwarz, Cornelia	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS 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		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	

ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE **RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2109663 FA 899837**

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 **27-04-2022**
 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 2016107762 A1		21-04-2016	CN	105527455 A	27-04-2016
			FR	3027397 A1	22-04-2016
			US	2016107762 A1	21-04-2016

US 2016023776 A1		28-01-2016	CN	105292445 A	03-02-2016
			US	2016023776 A1	28-01-2016

US 5881971 A		16-03-1999	DE	69605478 T2	06-04-2000
			EP	0743583 A2	20-11-1996
			JP	3847373 B2	22-11-2006
			JP	H08310493 A	26-11-1996
			US	5881971 A	16-03-1999

US 8583293 B2		12-11-2013	AUCUN		

US 2018356439 A1		13-12-2018	BR	102018008362 A2	12-03-2019
			CA	2995964 A1	12-12-2018
			CN	109018421 A	18-12-2018
			EP	3415924 A1	19-12-2018
			JP	2019023067 A	14-02-2019
			RU	2018106461 A	22-08-2019
			US	2018356439 A1	13-12-2018
