

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international



(10) Numéro de publication internationale

WO 2013/144157 A1

(43) Date de la publication internationale
3 octobre 2013 (03.10.2013)

WIPO | PCT

- (51) Classification internationale des brevets :
G01P 13/02 (2006.01) B64D 43/02 (2006.01)
G01P 21/02 (2006.01)
- (21) Numéro de la demande internationale :
PCT/EP2013/056432
- (22) Date de dépôt international :
26 mars 2013 (26.03.2013)
- (25) Langue de dépôt : français
- (26) Langue de publication : français
- (30) Données relatives à la priorité :
12 00927 28 mars 2012 (28.03.2012) FR
- (71) Déposant : DASSAULT AVIATION [FR/FR]; 9 Rond
Point des Champs Elysées - Marcel Dassault, F-75008 Pa-
ris (FR).
- (72) Inventeur : DUPONT DE DINECHIN, Sébastien; Do-
maine de la Marguerite, 1 rue Ambroise Vollard, F-13090
Aix en Provence (FR).
- (74) Mandataires : DOMENEGO, Bertrand et al.; Cabinet
Lavoix, 2, place d'Estienne d'Orves, F-75009 Paris (FR).
- (81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre
de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM,
AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY,
BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM,
DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT,
HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP,
KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD,
ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI,
NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU,
RW, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ,
TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA,
ZM, ZW.
- (84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre
de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH,
GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ,
UG, ZM, ZW), eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ,
TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK,
EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV,
MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM,
TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW,
ML, MR, NE, SN, TD, TG).

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : METHOD FOR DETERMINING A CREDIBILITY STATE OF MEASUREMENTS FROM AN INCIDENCE SEN-
SOR OF AN AIRCRAFT, AND CORRESPONDING SYSTEM

(54) Titre : PROCÉDÉ DE DÉTERMINATION D'UN ÉTAT DE CRÉDIBILITÉ DE MESURES D'UN CAPTEUR D'INCI-
DENCE D'UN AÉRONEF ET SYSTÈME CORRESPONDANT

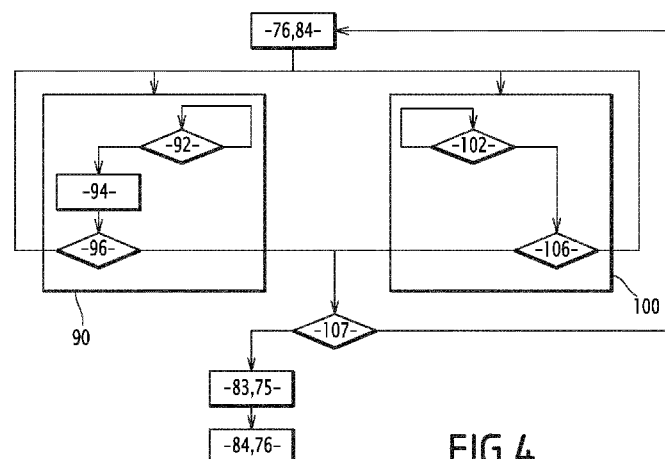


FIG.4

(57) Abstract : The invention relates to a method for determining a credibility state of measurements from an incidence sensor of an aircraft, including at least one test (90, 100) of the consistency between the incidence measurements from said sensor and measurements of a characteristic of the flight of the aircraft other than the incidence, wherein the method includes the following steps: determining an incidence value from said sensor; determining said flight characteristic; determining (94, 106) an indicator value representative of the consistency between the incidence value and the characteristic; and activating, on the basis of the value of said consistency indicator, a low-credibility state (76), in which the measurements of the incidence sensor are considered to be unreliable, or an intermediate-credibility state (107), in which the measurements of the incidence sensor are considered to be consistent with said flight characteristic.

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]

WO 2013/144157 A1



Publiée :

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

Ce procédé de détermination d'un état de crédibilité de mesures d'un capteur d'incidence d'un aéronef comprend au moins un test (90, 100) de cohérence entre des mesures d'incidence dudit capteur, et des mesures d'une caractéristique de vol de l'aéronef, distincte de l'incidence, comprenant les étapes suivantes : - détermination d'une valeur de l'incidence à partir dudit capteur, - détermination de ladite caractéristique de vol, - détermination (94, 106) d'une valeur d'un indicateur de cohérence de la valeur de l'incidence avec ladite caractéristique, - activation d'un état de crédibilité faible (76), dans lequel les mesures dudit capteur d'incidence sont jugées non fiables, ou d'un état de crédibilité intermédiaire (107), dans lequel les mesures dudit capteur d'incidence sont jugées cohérentes avec ladite caractéristique de vol, en fonction de la valeur dudit indicateur de cohérence.

**Procédé de détermination d'un état de crédibilité de mesures d'un capteur
d'incidence d'un aéronef et système correspondant**

5 La présente invention concerne un procédé de détermination d'un état de crédibilité de mesures d'au moins un capteur d'incidence d'un aéronef lors d'un vol dudit aéronef.

Le pilotage d'un aéronef repose sur la connaissance de paramètres de vol de celui-ci, telles que sa vitesse par rapport à l'air ambiant, son altitude et son incidence.

10 Ces paramètres sont déterminés au moyen de sondes situées sur la carlingue de l'aéronef. De manière connue, ces sondes comprennent des capteurs de pression statique, des sondes de Pitot pour la mesure de la pression totale, des sondes d'incidence montées sur un dispositif à palette ou pneumatique, et des sondes de température totale.

15 Ces sondes sont alors raccordées à des moyens de détermination de la grandeur correspondante. Notamment, un anémomètre détermine la vitesse de l'aéronef par rapport à l'air à partir des mesures de pressions totale et statique, et un altimètre détermine l'altitude de l'aéronef à partir de mesures de la pression statique.

20 Ces mesures sont ensuite regroupées et affichées sur un dispositif d'affichage qui constitue une source d'information centrale à partir de laquelle le pilotage de l'aéronef est effectué.

25 De manière connue, les sondes d'incidence et de pression se présentent sous la forme de palettes et de tubes protubérants de la peau de l'aéronef. Elles sont ainsi exposées à des facteurs météorologiques ou mécaniques qui peuvent en altérer le fonctionnement, en particulier par obstruction d'orifices de ces sondes par du givre ou des poussières ou insectes, ou par blocage des dispositifs à palette.

30 De telles défaillances conduisent à la production de mesures erronées, et notamment à l'affichage d'incidences, de vitesses et/ou d'altitudes fausses, pouvant conduire le pilote à effectuer des manœuvres inappropriées. Par exemple, de fausses informations de pilotage peuvent conduire au décrochage de l'aéronef ou à la perte de son contrôle du fait d'une vitesse trop élevée.

Afin de minimiser les conséquences de telles défaillances, les réglementations en aéronautique imposent aux constructeurs de disposer de moyens de mesures de ces caractéristiques redondants.

35 Ainsi, les aéronefs comprennent généralement au moins une sonde de secours identique à chaque sonde susceptible de faillir. Toutefois, cette solution ne donne pas entière satisfaction.

En effet, les sondes de secours existantes sont pour la plupart de type protubérant, et par conséquent présentent les mêmes risques de défaillance que les sondes qu'elles sont destinées à suppléer.

5 Ainsi, en cas de défaillance des sondes de mesure, aucune mesure fiable n'est fournie au pilote.

En outre, le pilote ne dispose d'aucun moyen pour vérifier la fiabilité des informations fournies par les sondes.

10 Un but de l'invention est donc de détecter d'éventuels dysfonctionnements de capteurs de l'aéronef, en particulier de capteurs d'incidence, pour être à même d'avertir le pilote de ces dysfonctionnements et de lui fournir des informations alternatives fiables.

A cette fin, l'invention a pour objet un procédé du type précité, caractérisé en ce qu'il comprend au moins un test de cohérence entre des mesures d'incidence de l'aéronef, issues dudit capteur d'incidence, et des mesures d'au moins une caractéristique de vol de l'aéronef, distincte de l'incidence, comprenant les étapes suivantes:

- 15 - détermination d'au moins une valeur de l'incidence de l'aéronef à partir d'au moins une mesure dudit capteur d'incidence,
- détermination d'au moins une valeur de ladite caractéristique de vol de l'aéronef,
- détermination d'une valeur d'au moins un indicateur de cohérence de la valeur de l'incidence avec la valeur de ladite caractéristique,
- 20 - activation d'un état de crédibilité faible, dans lequel les mesures dudit capteur d'incidence sont jugées non fiables, ou d'un état de crédibilité intermédiaire, dans lequel les mesures dudit capteur d'incidence sont jugées cohérentes avec les mesures de ladite caractéristique de vol, en fonction de la valeur dudit indicateur de cohérence.

25 Suivant des modes particuliers de réalisation, le procédé de détermination comporte l'une ou plusieurs des caractéristiques suivantes, prise(s) isolément ou suivant toutes les combinaisons techniquement possibles :

- 30 - ledit test de cohérence comprend un test de cohérence dynamique, dans lequel ladite caractéristique de vol est un facteur de charge de l'aéronef, ledit procédé comprenant l'activation de l'état de crédibilité faible ou d'un premier état de crédibilité intermédiaire en fonction de la valeur dudit indicateur de cohérence ;
- ledit indicateur de cohérence mesure une cohérence dynamique entre des valeurs de l'incidence et du facteur de charge sur des premier et deuxième intervalles de temps ;
- 35 - ledit indicateur de cohérence est un coefficient de corrélation statistique entre lesdites valeurs de l'incidence et lesdites valeurs du facteur de charge sur lesdits premier et deuxième intervalles de temps, déterminé sous la forme :

$$Corr_{\phi}(n_z, \alpha) = \frac{Cov_{\phi}(n_z, \alpha)}{\varepsilon_{n_z} \varepsilon_{\alpha}},$$

où $Cov_{\phi}(n_z, \alpha)$ désigne une covariance entre lesdites valeurs d'incidence α et lesdites valeurs de facteur de charge n_z , ε_{α} désigne un écart-type des valeurs d'incidence α sur ledit premier intervalle et ε_{n_z} désigne un écart-type des valeurs de facteur de charge n_z sur ledit deuxième intervalle ;

- le procédé comprend la comparaison d'une valeur absolue dudit indicateur de cohérence à un seuil de corrélation prédéterminé, l'état de crédibilité faible étant activé si ledit indicateur de cohérence est inférieur audit seuil de corrélation et l'état de crédibilité intermédiaire étant activé si ledit indicateur de cohérence est supérieur ou égal audit seuil de corrélation ;

- ledit test de cohérence dynamique comprend une étape préalable de détermination d'une pertinence dudit test de cohérence dynamique, comprenant la détermination d'une valeur de dispersion desdites valeurs du facteur de charge sur ledit deuxième intervalle, ledit test de cohérence dynamique étant jugé pertinent si ladite valeur de dispersion est supérieure ou égale à un seuil de dispersion prédéterminé et non pertinent si ladite valeur de dispersion est inférieure audit seuil de dispersion ;

- les résultats dudit test de cohérence dynamique ne sont pas pris en compte lorsque le test de cohérence dynamique est jugé non pertinent ;

- ledit test de cohérence comprend un test de cohérence statique, dans lequel ladite caractéristique de vol est une assiette de l'aéronef, ledit indicateur de cohérence mesurant une cohérence statique entre ladite valeur de l'incidence et une valeur d'assiette, ledit procédé comprenant l'activation de l'état de crédibilité faible ou d'un deuxième état de crédibilité intermédiaire en fonction de la valeur dudit indicateur de cohérence ;

- la détermination d'un indicateur de cohérence entre ladite valeur de l'incidence et ladite valeur d'assiette comprend la détermination d'une différence entre ladite valeur d'assiette et ladite valeur d'incidence, lesdites valeurs de l'incidence et d'assiette étant jugées cohérentes si la valeur absolue de ladite différence est supérieure à un seuil de différence prédéterminé et non cohérentes si la valeur absolue de ladite différence est supérieure audit seuil de différence prédéterminé ;

- ledit test de cohérence statique comprend une étape préalable de détermination d'une pertinence dudit test de cohérence statique, comprenant la détermination d'une pente de l'aéronef et d'une inclinaison de l'aéronef, la comparaison de ladite pente à un seuil de pente prédéterminé, et la comparaison de ladite inclinaison à un seuil

d'inclinaison prédéterminé, ledit test de cohérence statique étant jugé pertinent si ladite pente et ladite inclinaison sont inférieures ou égales auxdits seuil de pente et d'inclinaison respectivement, et non pertinent si ladite pente est supérieure audit seuil de pente et/ou ladite inclinaison est inférieure audit seuil d'inclinaison ;

5 - les résultats dudit test de cohérence statique ne sont pas pris en compte lorsque le test de cohérence statique est jugé non pertinent ;

10 - le procédé comprend, lorsque lesdits premier et deuxième états de crédibilité intermédiaire sont successivement activés dans un intervalle de temps inférieur à un seuil prédéterminé, l'activation d'un état de crédibilité fiable, dans lequel les mesures d'incidence dudit capteur d'incidence sont jugées fiables ;

 - le procédé comprend, au moins lorsque l'état de crédibilité faible est activé, une étape de détermination d'une information de vitesse auxiliaire indépendante de mesures dudit capteurs d'incidence, et une étape de mise à disposition d'un équipage de l'aéronef de ladite information de vitesse auxiliaire.

15 L'invention a également pour objet un système de détermination d'un état de crédibilité de mesures d'au moins un capteur d'incidence d'un aéronef lors d'un vol dudit aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend des moyens de mise en œuvre d'au moins un test de cohérence entre des mesures d'incidence de l'aéronef, issues dudit capteur d'incidence, et des mesures d'au moins une caractéristique de vol de l'aéronef, distincte de l'incidence, comprenant:

20 - des moyens configurés pour déterminer au moins une valeur de l'incidence de l'aéronef à partir de mesures dudit capteur d'incidence,

 - des moyens configurés pour déterminer au moins une valeur de ladite caractéristique de vol de l'aéronef,

25 - des moyens configurés pour déterminer une valeur d'au moins un indicateur de cohérence de la valeur de l'incidence avec la valeur de ladite caractéristique,

30 - des moyens configurés pour activer un état de crédibilité faible, dans lequel les mesures dudit capteur d'incidence sont jugées non fiables, ou un état de crédibilité intermédiaire, dans lequel les mesures dudit capteur d'incidence sont jugées cohérentes avec les mesures de ladite caractéristique de vol, en fonction de la valeur dudit indicateur de cohérence.

 L'invention sera mieux comprise à la lecture de la description qui va suivre, donnée uniquement à titre d'exemple et faite en se référant aux dessins suivants, sur lesquels :

35 - la figure 1 illustre de manière schématique un aéronef dans des conditions de vol classiques, auquel est appliquée l'invention ;

- la figure 2 est un schéma synoptique général représentant le système selon l'invention ;

- la figure 3 est un schéma synoptique illustrant le procédé selon l'invention ;

5 - la figure 4 est un schéma synoptique illustrant les étapes mises en œuvre pour évaluer la fiabilité de mesures d'incidence selon un mode de réalisation ;

- la figure 5 est un schéma synoptique représentant des étapes mises en œuvre pour évaluer la fiabilité de mesures de pression selon un mode de réalisation ;

- la figure 6 illustre un mode de représentation par un dispositif d'affichage auxiliaire d'un premier ensemble d'informations relatives au vol ;

10 - la figure 7 illustre un mode de représentation par un dispositif d'affichage auxiliaire d'un deuxième ensemble d'informations relatives au vol ;

- la figure 8 illustre un mode de représentation par un dispositif d'affichage auxiliaire d'un troisième ensemble d'informations relatives au vol.

15 La Figure 1 représente, de manière schématique, un aéronef 1 en vol auquel est appliqué le procédé selon l'invention.

L'aéronef 1 est représenté sur la Figure 1 par son seul centre de gravité. Son axe longitudinal est orienté selon un axe X, qui forme avec l'horizontale A un angle θ appelé assiette de l'aéronef. Il se déplace par rapport à l'air selon un vecteur vitesse \vec{V}_{air} , qui forme avec l'horizontale A un angle γ_{air} appelé pente air de l'aéronef. L'angle α entre l'axe longitudinal X de l'aéronef 1 et son vecteur vitesse est appelé angle d'incidence. Ces angles vérifient ainsi la relation : $\theta = \alpha + \gamma_{air}$.

20

La vitesse propre \vec{V}_p de l'aéronef, qui est sa vitesse par rapport à l'air dans un plan horizontal, est liée à sa vitesse \vec{V}_s par rapport au sol dans ce plan horizontal par le triangle des vitesses selon la relation : $\vec{V}_p = \vec{V}_s - \vec{W}$, où \vec{W} désigne le vecteur vitesse du vent dans le plan horizontal.

25

Le système 2 de détermination de paramètres de l'aéronef 1 selon l'invention est représenté de manière schématique sur la Figure 2. Le système 2 est propre à déterminer des caractéristiques de l'aéronef 1 ou de l'air ambiant lors du vol, et à évaluer la fiabilité des mesures de capteurs de l'aéronef 1.

30 Ce système 2 comprend un calculateur central 3 muni d'une mémoire 4. La mémoire 4 comprend notamment des tables de correspondance et des abaques fournissant la valeur d'une caractéristique de vol de l'aéronef en fonction de la valeur d'une ou plusieurs autres caractéristiques. En particulier, la mémoire 4 comprend une table d'atmosphère type donnant l'altitude pression de l'aéronef, notée Z_p , en fonction de

la pression statique autour de l'aéronef. Cette altitude pression est définie comme l'altitude qu'aurait un aéronef dans une atmosphère standard s'il était à cette pression statique.

La mémoire 4 comprend également une table de correspondance fournissant la valeur d'un coefficient de portance de l'aéronef à partir de valeurs du nombre de Mach M et d'incidence α de l'aéronef. Cette table de correspondance est issue d'essais en vol préalablement réalisés. La mémoire 4 comprend par ailleurs des abaques, telles qu'un abaque permettant de déterminer la masse de l'aéronef 1 en fonction de la portance et de la traînée pendant la phase initiale de décollage, et de l'accélération en résultant.

Ce système 2 comprend par ailleurs plusieurs capteurs 5, et notamment un capteur de pression statique 5a, un capteur de pression totale 5b, un capteur de température 5c et un capteur d'incidence 5d.

Le capteur de pression statique 5a est propre à mesurer la pression statique P_S , c'est-à-dire la pression atmosphérique au niveau de l'aéronef. Le capteur de pression totale 5b est par exemple une sonde Pitot. Il est propre à mesurer la pression totale P_T , somme de la pression dynamique P_{dyn} et de la pression statique P_S .

Le capteur de température 5c est propre à mesurer la température totale, notée TAT pour « Total Air Temperature », correspondant à la température d'impact de l'air dans la sonde destinée à la mesure. Cette température est constante sur tout le filet d'air qui arrive sur la sonde.

La température totale est liée à la température statique de l'air, notée SAT pour « Static Air Temperature », et correspondant à la température que mesurerait un thermomètre à l'arrêt dans la masse d'air, par la relation :

$$SAT = \frac{TAT}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)} \approx \frac{TAT}{(1 + 0.2M^2)} \quad (1)$$

où M désigne le nombre de Mach de l'aéronef et $\gamma \approx 1.4$ est le coefficient adiabatique de l'air.

Le capteur d'incidence 5d est propre à déterminer l'incidence α de l'aéronef 1.

Tous les capteurs sont reliés au calculateur 3.

Le système 2 de détermination comprend également un altimètre 6, un anémomètre 7, un machmètre 8 et un accéléromètre 9.

L'altimètre 6 est relié au capteur de pression statique 5a et au calculateur 3. Il est propre à déterminer l'altitude pression Z_p de l'aéronef 1 par rapport à un niveau de référence à partir de la mesure de la pression statique P_S . A cette fin, l'altimètre 6 utilise

7

par exemple une table d'atmosphère type comprenant des valeurs tabulées de pressions statiques en fonction de l'altitude.

L'anémomètre 7 est relié aux capteurs de pression statique 5a et totale 5b et au calculateur 3. Il est propre à déterminer, à partir des pressions statique P_S et totale P_T , la pression dynamique $P_{dyn} = P_T - P_S$, et à déduire de cette pression dynamique la vitesse conventionnelle V_C de l'aéronef par rapport à l'air, à partir de la relation :

$$\frac{P_{dyn}}{101325} = \left[1 + 0,2 \left(\frac{V_C}{661,471} \right)^2 \right]^{3,5} - 1 \tag{2}$$

où 101325 correspond à la pression atmosphérique au sol, 661,471 est la vitesse du son au sol en nœuds.

La vitesse conventionnelle est ainsi donnée par :

$$V_C = 661,471 \cdot \left[\frac{\left(\frac{P_{dyn}}{101325} + 1 \right)^{\frac{1}{3,5}} - 1}{0,2} \right]^{\frac{1}{2}} \tag{3}$$

Cette vitesse conventionnelles V_C est celle qui aurait produit la même pression dynamique P_{dyn} en volant dans l'atmosphère standard au sol.

L'équivalent de vitesse EV peut être déduit de l'altitude pression Z_P et du nombre de Mach M par :

$$\frac{1}{2} \rho_0 EV^2 = \frac{1}{2} \rho a^2 M^2 \tag{4}$$

où ρ_0 désigne la masse volumique de l'air au sol, a la vitesse du son et ρ la masse volumique de l'air .

Lorsque le nombre de Mach de l'aéronef est faible ($M < 0,4$), $V_C \approx EV$.

Le machmètre 8 est relié aux capteurs de pression statique 5a et totale 5b et au calculateur 3. Il est propre à déduire de la pression totale P_T et de la pression statique P_S le nombre de Mach de l'aéronef. On notera ainsi M_a le nombre de Mach tel que déterminé par le machmètre 8.

L'accéléromètre 9 comprend une centrale à inertie. Il est propre à déterminer un vecteur d'accélération \vec{J} de l'aéronef, et notamment ses composantes J_x et J_z suivant l'axe longitudinal X de l'aéronef et l'axe de lacet Z de l'aéronef 1 respectivement.

Le système 2 de détermination comprend par ailleurs un capteur de position géographique, avantageusement un capteur d'altitude, tel qu'un capteur de position par satellites, par exemple un capteur GPS 10. Ce capteur GPS 10 est propre à déterminer la

position de l'aéronef 1, notamment son altitude exprimée de manière classique au-dessus du géoïde de référence WGS 84 (pour World Geodetic System), appelée altitude GPS Z_{GPS} . A partir de cette position, le système 2 est propre à estimer la vitesse horizontale \vec{GS} de l'aéronef 1 par rapport au sol, la vitesse $V_z(GPS)$ de l'aéronef 1 selon l'axe vertical B et une altitude pression reconstituée, notée Z_p^{**} . Le capteur GPS 10 est relié au calculateur 3.

Le calculateur 3 est propre à déterminer, à partir d'une valeur de Mach M de l'aéronef, sa vitesse par rapport à l'air, appelée vitesse vraie et notée TAS pour « True Air Speed », suivant la relation :

$$TAS = M\sqrt{\gamma R \cdot SAT} \quad (5)$$

où γ est le coefficient adiabatique de l'air et R la constante universelle des gaz parfaits.

Le calculateur 3 est également propre à déterminer la norme de la vitesse propre V_p de l'aéronef, norme de la projection horizontale de la vitesse vraie TAS, à partir de la relation :

$$TAS^2 = V_p^2 + V_z^2(GPS) \quad (6)$$

Le système 2 de détermination comprend par ailleurs des moyens 11 de détermination de la quantité de carburant contenue dans les réservoirs de l'aéronef 1. Les moyens 11 sont reliés au calculateur 3. Ces moyens comprennent par exemple des jauges de réservoirs et des débitmètres. Les jauges de réservoirs sont propres à mesurer la quantité, notamment la masse de carburant contenue dans chaque réservoir, permettant au calculateur 3 de déterminer la masse de carburant dans l'aéronef 1. Les débitmètres sont propres à mesurer le débit massique de carburant fourni à chaque moteur, permettant au calculateur 3 de déduire la masse FU de carburant consommée, et à partir d'une mesure initiale de la masse de carburant, la masse de carburant restant.

L'aéronef 1 comprend des moyens 12 d'interface homme-machine. Ces moyens 12 sont reliés au système 2 de détermination. Ils sont propres à présenter des informations à destination de l'équipage et notamment du pilote, et à recevoir des instructions du pilote destinées en particulier au système 2 de détermination.

L'aéronef 1 comprend ainsi des instruments de bord, propres à présenter au pilote des informations relatives au vol de l'aéronef 1. Notamment, ces instruments comprennent des moyens d'affichage classiques, propres à afficher les caractéristiques du vol issues des mesures de pression et d'incidence par les capteurs de pression et d'incidence.

L'aéronef 1 comprend également un dispositif d'affichage auxiliaire 14. Le dispositif d'affichage auxiliaire 14 comprend des moyens 15 d'affichage sélectif de différentes évaluations de caractéristiques du vol, en fonction d'un état de crédibilité affecté aux mesures des capteurs, et notamment des capteurs d'incidence et de pression.

5 Le dispositif d'affichage auxiliaire 14 est complété en outre par des moyens 16 d'affichage de messages d'alerte destinés à informer le pilote de l'état de crédibilité affecté aux mesures des capteurs, et en particulier à l'avertir lorsque les mesures d'un ou plusieurs capteurs ne sont pas fiables. Ces messages peuvent être des signaux visuels et/ou sonores, par exemple des signaux lumineux. Avantageusement, ces signaux sont
10 des messages textuels ou symboliques et sont inclus dans le dispositif d'affichage des pannes de l'avionique résidente.

L'aéronef 1 comprend par ailleurs une interface 17 de saisie, par exemple des boutons de commande et un clavier, permettant au pilote de donner des instructions au système de détermination ou d'entrer des valeurs numériques de paramètres de vol.

15 On a représenté sur la Figure 3 un exemple de mise en œuvre du procédé selon un mode de réalisation de l'invention, pour la surveillance de la crédibilité d'informations de pilotage fournies par les sondes et appareils de mesure de cet aéronef, et en particulier des valeurs de pression et d'incidence mesurées.

20 Le procédé comprend une étape 21 de détermination d'une masse au parking initiale m_{pi0} de l'aéronef 1, en vue de déterminer une masse estimée de l'aéronef 1 à tout instant lors de son vol.

Cette masse au parking initiale m_{pi0} est élaborée en estimant, selon différentes méthodes, plusieurs masses m_{pi} au parking de l'aéronef 1 et en déterminant la masse au parking initiale m_{pi0} de l'aéronef 1 à partir des estimations m_{pi} ainsi obtenues.

25 L'étape 21 comprend ainsi avantageusement la détermination de trois masses au parking m_{p1} , m_{p2} , m_{p3} , et le choix comme valeur de masse au parking initiale m_{pi0} de la valeur médiane de ces trois masses ($i_0= 1, 2$ ou 3).

30 L'étape 21 comprend une phase 23 de détermination de la première masse au parking m_{p1} de l'aéronef 1, à un instant initial t_1 avant le décollage de l'aéronef 1. Cette masse au parking est déterminée par estimation et sommation de la masse de base de l'aéronef 1, la masse de carburant et la masse du chargement. Cette masse n'est généralement pas exacte. Notamment, la mesure de la masse de carburant contenue dans les réservoirs n'est pas une mesure exacte. On estime l'erreur faite sur cette masse m_{p1} à quelques pourcents.

En outre, la masse de base et la masse du chargement peuvent subir des erreurs dues à la mesure, à la transmission d'informations, au pilote et/ou à la saisie dans le système.

5 L'étape 21 comprend une phase 25 de détermination de la deuxième masse au parking m_{p2} de l'aéronef 1, réalisée lors du décollage, à un instant t_2 choisi par exemple 3 secondes après la fin du signal d'enfoncement des trains "Weight off wheels".

10 Cette deuxième masse au parking m_{p2} est déterminée à partir de caractéristiques de l'aéronef à l'instant t_2 , notamment la poussée nominale des moteurs au décollage dans des conditions de tarage, de température et de pression saisies par le pilote, et la traînée théorique de l'aéronef dans la configuration "train sorti + volets décollage" dans des conditions mesurées de vitesse et d'incidence de l'aéronef.

15 La phase 25 comprend la détermination d'une masse m_2 de l'aéronef 1 à l'instant t_2 lors du décollage, à laquelle est ajoutée la masse de carburant $FU(t_2)$ consommée depuis le décollage. La phase 25 comprend à cette fin la détermination des forces de poussée F et de traînée T exercées sur l'aéronef 1 à cet instant t_2 .

20 La phase 25 comprend en particulier la mesure de la température totale TAT par le capteur de température 5c et la détermination de la température statique SAT par le calculateur 3 à partir de cette mesure. Elle comprend en outre la mesure de l'incidence α par le capteur d'incidence 5d, la mesure de la pression statique P_s par le capteur de pression statique 5a, de l'accélération longitudinale J_x et selon l'axe Z J_z de l'aéronef 1 par l'accéléromètre 9, et d'une information de vitesse de l'aéronef..

Cette information de vitesse est avantageusement un nombre de Mach indépendant des pressions mesurées et de l'incidence α , noté M^{**} . Ce nombre de Mach M^{**} est déterminé à partir du triangle des vitesses, selon la relation :

$$M^{**}(t_2) = \frac{\|\overrightarrow{GS} + V_z(GPS)\vec{k} - \overrightarrow{W}(t_2)\|}{\sqrt{\gamma R \cdot SAT(t_2)}} \quad (7)$$

25 dans laquelle :

- \overrightarrow{GS} et $V_z(GPS)$ sont respectivement la vitesse horizontale de l'aéronef 1 par rapport au sol et la vitesse de l'aéronef 1 selon l'axe vertical B, dérivée de l'altitude pression GPS par rapport au temps, déterminées à partir de mesure du capteurs GPS 10 à l'instant t_2 ;
- 30 - \vec{k} est un vecteur unitaire ascendant parallèle à l'axe vertical B ;
- $\overrightarrow{W}(t_2)$ est un vecteur vitesse du vent au décollage saisi par le pilote ; et
- $SAT(t_2)$ est la température statique au décollage.

A cet instant t_2 , les roues de l'aéronef 1 ne sont plus en contact avec le sol, de telle sorte que la force de traînée T est déterminée à partir des valeurs du nombre de Mach M^{**} et d'incidence α déterminées.

La force de traînée T est par exemple déterminée à partir de l'équation de propulsion de l'aéronef donnée par :

$$T = 0,7SP_S M^{**2} \tilde{C}_X(\alpha, M^{**}, conf) \quad (8)$$

où \tilde{C}_X désigne une estimation du coefficient de traînée de l'aéronef, fonction de l'incidence α , du nombre de Mach M^{**} et de la configuration de vol de l'aéronef 1, notée « conf », relative notamment aux volets sortis (ici configuration premier segment).

Le coefficient de traînée \tilde{C}_X est par exemple estimé à partir d'une table de correspondance stockée dans la mémoire 4 du calculateur 3, fournissant une estimation de la valeur de \tilde{C}_X à partir du nombre de Mach M^{**} et de l'incidence α de l'aéronef 1. Cependant, ce coefficient de traînée dépend faiblement du nombre de Mach, et il peut être avantageux, pour simplifier le procédé, de déterminer \tilde{C}_X en fonction de l'incidence α et de la configuration seulement, voire de fixer la valeur de \tilde{C}_X .

La force de poussée F , due aux moteurs, est une fonction connue de la température et de la pression.

La masse m_2 de l'aéronef 1 au décollage est liée à l'accélération J_x , à la traînée T et à la force de poussée F par la relation :

$$J_x = \frac{F_x + T_x}{m_2} \quad (9)$$

où F_x et T_x sont les projections de la force de poussée F et de la traînée T respectivement sur l'axe X .

La masse m_2 est par exemple déterminée à partir de l'accélération, de la traînée et de la force de poussée, au moyen d'un abaque préalablement établi et stocké dans la mémoire 4.

L'abaque est établi en déterminant par pesée de manière précise la masse exacte de l'aéronef pour une série de vols d'essais, puis en mesurant pour chaque vol d'essai l'accélération J_x correspondante, avec différentes configurations de l'aéronef. Cette accélération est mesurée avec un accéléromètre.

La deuxième masse au parking m_{p2} est déterminée à partir de la masse au décollage m_2 et d'une mesure par les débitmètres de la masse de carburant consommée entre les instants t_1 et t_2 . La deuxième masse au parking m_{p2} est ainsi égale à :

$$m_{p2} = m_2(t_2) + FU(t_2) \quad (10)$$

où $FU(t_2)$ désigne la masse de carburant consommé entre les instants t_1 et t_2 .

L'étape 21 comprend en outre une phase de détermination 26 de la troisième masse au parking m_{p3} de l'aéronef 1, également réalisée lors du décollage.

La détermination 26 de la troisième masse au parking m_{p3} comprend la détermination d'une masse m_3 de l'aéronef 1 à l'instant t_2 lors du décollage, à laquelle est ajoutée la masse de carburant $FU(t_2)$ consommée depuis le décollage.

La masse m_3 est calculée selon une équation de sustentation de l'aéronef mettant en correspondance sa masse effective à l'instant t_2 , le facteur de charge n_z , l'incidence mesurée α , le nombre de Mach estimé M^{**} , et la pression statique mesurée P_s .

L'équation de sustentation de l'aéronef est donnée de manière générale par :

$$n_z m g = 0,7 S P_s M^2 \tilde{C}_Z(\alpha, M, conf) \quad (11)$$

où m est la masse de l'aéronef, S représente une surface de référence de l'aéronef, n_z le facteur de charge de l'aéronef 1 selon l'axe Z, M le nombre de Mach de l'aéronef et \tilde{C}_Z un coefficient de portance de l'aéronef 1 selon l'axe Z.

La phase 26 comprend ainsi la détermination du facteur de charge n_z , de la pression statique P_s , du nombre de Mach et du coefficient de portance de l'aéronef 1 à l'instant t_2 .

Le facteur de charge n_z à l'instant t_2 est alors déterminé par le calculateur 3 à partir de l'expression :

$$n_z(t_2) = \frac{J_z(t_2)}{g} \quad (12)$$

où J_z est l'accélération selon l'axe Z déterminée par l'accéléromètre 9 à l'instant t_2 .

Le coefficient de portance $\tilde{C}_Z(t_2)$ estimé à l'instant t_2 est une projection selon l'axe Z perpendiculaire à l'axe longitudinal de l'aéronef 1 du coefficient de portance C_z selon un axe orthogonal au vecteur vitesse de l'aéronef 1, et du coefficient de traînée C_x parallèlement à ce vecteur vitesse. Le coefficient de portance \tilde{C}_Z vérifie donc : $\tilde{C}_Z = C_x \sin \alpha + C_z \cos \alpha$. Il comprend en général majoritairement un terme de sustentation.

Le coefficient de portance \tilde{C}_Z est fonction de l'incidence α , du nombre de Mach M et de la configuration de vol de l'aéronef 1, relative notamment aux volets sortis. A l'instant t_2 considéré, il s'agit de la configuration premier segment (train sorti et braquage de volets choisi pour le décollage).

Le coefficient de portance \tilde{C}_Z est par exemple estimé à partir d'une table de correspondance stockée dans la mémoire 4 du calculateur 3, fournissant une estimation de la valeur de \tilde{C}_Z à partir du nombre de Mach et de l'incidence α de l'aéronef 1.

5 Cette table de correspondance est préalablement déterminée en effectuant une série de vols d'essais pour un modèle d'aéronef donné. Différentes configurations d'incidence, de facteur de masse, de charge et de Mach, et différentes configurations d'aéronefs sont balayées pour déterminer dans chaque cas le coefficient \tilde{C}_Z .

10 Le coefficient de portance est ainsi estimé au moyen de la table de correspondance à partir du nombre de Mach $M^{**}(t_2)$ déterminé à l'instant t_2 et d'une valeur d'incidence $\alpha(t_2)$ mesurée par le capteur d'incidence à cet instant t_2 , dans la configuration premier segment. Il est ainsi noté $\tilde{C}_Z^{**}(t_2) : \tilde{C}_Z^{**}(t_2) = \tilde{C}_Z(\alpha(t_2), M^{**}(t_2), 1^{er} \text{ segment})$.

La masse m_3 de l'aéronef 1 à l'instant t_2 est ainsi déduite de l'équation de sustentation selon l'expression :

$$m_3(t_2) = \frac{0,7SP_S M^{**2}(t_2) \tilde{C}_Z^{**}(t_2)}{n_Z(t_2)g} \quad (13)$$

15 La masse au parking m_{p3} est déduite par ajout de la masse de carburant consommé $FU(t_2)$ entre l'instant t_1 et l'instant t_2 , déterminée à partir de mesures des débitmètres.

$$m_{p3} = m_3(t_2) + FU(t_2) \quad (14)$$

20 Les trois masses au parking m_{p1} , m_{p2} et m_{p3} ainsi déterminées sont généralement différentes. L'étape 21 comprend ainsi une phase 27 de détermination d'une valeur de masse au parking initiale de l'aéronef 1, notée m_{pi0} , à partir des trois masses au parking m_{p1} , m_{p2} et m_{p3} préalablement déterminées. Cette masse au parking m_{pi0} est avantageusement égale à la médiane des masses m_{p1} , m_{p2} et m_{p3} .

Ainsi, si une de ces masses a une valeur aberrante, cette valeur aberrante est exclue et n'intervient pas dans la valeur de la masse au parking m_{pi0} .

25 Lors du vol de l'aéronef 1, des paramètres de vol sont déterminés. Ces paramètres comprennent des caractéristiques de l'air ambiant et du vol de l'aéronef 1, et sont déterminés de manière continue ou périodique à des instant t_v du vol, lors d'une étape 28.

30 Cette étape 28 comprend une phase de détermination 29 de caractéristiques de l'air ambiant, notamment de la pression statique P_S et des températures statique SAT et totale TAT.

L'étape 28 comprend également une phase de détermination 31 de caractéristiques de vol de l'aéronef 1, et en particulier de son incidence α par le capteur d'incidence 5d, de l'altitude pression Z_p par l'altimètre 6, du nombre de Mach M_a par le machmètre 8 et de l'accélération J par l'accéléromètre 9, à l'instant t_v considéré. Le nombre de Mach M_a constitue une deuxième information de vitesse, en plus de l'équivalent de vitesse EV.

L'étape 28 comprend par ailleurs une phase de détermination 33 du coefficient de portance \tilde{C}_Z et du facteur de charge n_z de l'aéronef 1 selon l'axe Z à partir des valeurs du nombre de Mach M_a , d'incidence α et d'accélération J déterminées lors de la phase 31.

Comme précédemment décrit, le facteur de charge n_z est déterminé à partir de l'expression :

$$n_z = \frac{J_z}{g} \quad (15)$$

où J_z est l'accélération selon l'axe Z déterminée lors de la phase 31.

Par ailleurs, le coefficient de portance \tilde{C}_Z est estimé à partir de la table de correspondance stockée dans la mémoire 4 du calculateur 3, fournissant une estimation de la valeur de \tilde{C}_Z à partir des valeurs du nombre de Mach M_a et d'incidence α déterminées lors de la phase 31.

L'étape 28 comprend en outre une phase de détermination 39 d'une masse estimée \tilde{m} de l'aéronef 1 lors de son vol.

La détermination 39 de la masse estimée \tilde{m} comprend une phase de détermination 41 d'une quatrième masse au parking de l'aéronef 1, lors du vol de l'aéronef 1, à partir de l'équation de sustentation de l'aéronef. Cette quatrième masse est ainsi appelée masse de sustentation m_{sp} . Cette masse de sustentation est déterminée en estimant la masse instantanée de l'aéronef 1 à plusieurs instants t distincts lors du vol, avantageusement en continu, en déduisant à partir de chacune des masses instantanées ainsi évaluées une masse au parking de l'aéronef 1, et en effectuant une moyenne pondérée de ces masses au parking.

La masse instantanée de l'aéronef 1 à chaque instant t , notée $m_4(t)$, est déduite de l'équation de sustentation à partir de la pression statique P_s mesurée lors de la phase 29, du nombre de Mach M_a déterminé lors de la phase 31, et du coefficient de portance \tilde{C}_Z et du facteur de charge n_z déterminés lors de la phase 33, selon l'expression :

$$m_4(t) = \frac{0,7SP_s M_a^2 \tilde{C}_Z(\alpha, M_a, conf)}{n_z g} \quad (16)$$

Une masse au parking m_4' est déduite par ajout de la masse de carburant consommée $FU(t)$ entre l'instant t_1 et l'instant t , déterminée à partir de mesures des débitmètres.

5 Cependant, cette valeur de masse au parking m_4' dépend de mesures qui pourraient être erronées, notamment en cas de turbulence, ou de défaillances d'instruments de mesure.

On détermine ainsi lors de la phase 41 la masse de sustentation m_{sp} comme une moyenne pondérée des masses au parking m_4' déterminées entre l'instant t_2 de décollage et l'instant t_v , cette moyenne étant réalisée seulement sur les instants t lors desquels les
10 mesures sont considérées comme fiables. La masse de sustentation m_{sp} est ainsi déterminée à un instant t_v à partir de l'expression :

$$m_{sp}(t_v) = \frac{\int_{t_2}^{t_v} \chi_m(t)(m_4(t) + FU(t))}{\int_{t_2}^{t_v} \chi_m(t)} \quad (17)$$

$\chi_m(t)$ désigne ici une fonction caractéristique de masse prenant la valeur 1 ou 0 selon des critères géométriques et dynamiques indépendants visant à caractériser le vol rectiligne horizontal de l'aéronef 1.

15 La valeur de la fonction $\chi_m(t)$ à chaque instant t est déterminée par le calculateur 3. Notamment, lorsque l'aéronef 1 est dans une phase de vol stabilisée et calme, c'est-à-dire lorsque la vitesse verticale $V_z(\text{GPS})$ issue du capteur GPS 10 est inférieure à un seuil prédéterminé, la valeur absolue de l'inclinaison (issue des centrales à inertie) est inférieure à 5° , le facteur de charge n_z est voisin de 1 et une énergie du facteur de charge, définie comme sa variance, est proche de zéro, $\chi_m(t)$ prend la valeur 1. Au contraire,
20 lorsque le vol est agité ou non stabilisé en ligne droite, ou lorsque le calculateur 3 détecte une défaillance d'un capteur ou instrument de mesure, comme décrit ci-après, il fixe la valeur $\chi_m(t) = 0$.

25 La masse de sustentation m_{sp} n'a donc pas une valeur figée, mais est ajustée lors du vol.

La masse estimée \tilde{m} de l'aéronef 1 est alors déterminée lors d'une étape 43 à partir des valeurs de masse au parking m_{pi0} et m_{sp} . La masse estimée \tilde{m} est ainsi du type $\tilde{m} = f(m_{pi0}, m_{sp})$.

30 La masse estimée \tilde{m} est par exemple une somme pondérée de la masse médiane m_{pi0} déterminé lors de l'étape 21 et de la masse de sustentation m_{sp} . Les

coefficients de pondération sont par exemple calculés à partir de la fonction $\chi_m(t)$, de telle sorte que le coefficient attribué à la masse de sustentation soit proportionnel à la fraction de temps lors de laquelle cette masse a pu être déterminée.

La masse estimée \tilde{m} est dans cet exemple donnée par :

$$\tilde{m}(t_v) = [(1 - p(t_v))m_{pi0} + p(t_v)m_{sp}(t_v)] - FU(t_v) \quad (18)$$

5 où la fonction $p(t_v)$ est définie par :

$$p(t_v) = \frac{\int_{t_1}^{t_v} \chi_m(t) dt}{t_v - t_1} \quad (19)$$

Ainsi, lorsque le vol est stabilisé depuis longtemps, $p(t_v)$ tend vers 1 et la masse estimée \tilde{m} tend vers la masse de sustentation m_{sp} dont on a soustrait la masse de carburant consommé.

10 On remarque en outre que tout biais dans la valeur $FU(t_v)$, résultant par exemple d'une erreur affectant la débitmétrie de l'aéronef, n'a d'influence que sur le terme $(1 - p(t_v))m_{pi0}$, qui est d'autant plus faible que $p(t_v)$ est proche de 1, c'est-à-dire que la majorité du vol s'effectue en croisière. Ainsi, lorsque le vol est stabilisé depuis longtemps, un biais dans la valeur $FU(t_v)$ n'aura quasiment aucune incidence sur la valeur de la masse estimée \tilde{m} .

15 L'étape 28 comprend par ailleurs une phase de détermination 45 de paramètres de vols auxiliaires, destinés à permettre le calcul de tests des paramètres de vols issus des capteurs ou instruments de mesure, et à remplacer ces paramètres en cas d'identification d'une défaillance d'un ou plusieurs de ces capteurs ou instruments. Ces paramètres auxiliaires sont donc déterminés de manière continue ou périodique à partir
20 de l'instant t_2 de décollage de l'aéronef. L'indice n de ces paramètres correspond à la n ème valeur déterminée de ces paramètres lorsque la détermination est périodique.

La phase 45 comprend notamment la détermination 47 de paramètres de vol à partir de données issues du capteur GPS 10, la détermination 49 d'une première information de vitesse auxiliaire de l'aéronef 1, indépendante des pressions mesurées, la
25 détermination 50 d'une température statique auxiliaire et l'estimation 51 de la vitesse du vent.

La connaissance de l'altitude pression de l'aéronef (ou de la pression statique environnant l'aéronef) est d'importance primordiale pour tout procédé de surveillance analytique des paramètres de vol, visant en particulier à détecter une corruption
30 éventuelle des valeurs de pressions statique et totale mesurées. Ainsi, selon l'invention,

une information d'altitude issue d'un capteur de position géographique est en permanence disponible lors du vol de l'aéronef 1. Cette information d'altitude est avantageusement issue du capteur GPS 10, l'altitude étant exprimée de manière classique au-dessus du géoïde de référence WGS 84.

5 La phase 47 comprend ainsi la détermination d'une altitude mesurée par le GPS et notée Z_{GPS} , d'un estimateur d'altitude pression, également appelé altitude pression reconstituée et noté Z_P^{**} , et d'une pression statique reconstituée notée P_S^{**} , déterminée à partir de l'altitude pression reconstituée Z_P^{**} au moyen d'une table d'atmosphère standard.

10 Deux modes sont à distinguer. Selon un premier mode, appelé mode primaire, l'altitude pression reconstituée Z_P^{**} est déterminée en retranchant de l'altitude GPS Z_{GPS} un terme correctif d'altitude afin de tenir compte du décalage entre l'atmosphère standard et l'atmosphère réelle de vol. Ce décalage peut être dû à une pression au niveau du sol inférieure, respectivement supérieure, à la pression standard de 1013 bar, générant un
15 décalage des courbes isobares vers le bas, respectivement vers le haut, et à un gradient de température non standard entre le sol et l'aéronef, modifiant l'espacement des isobares.

Ce décalage est déterminé à des intervalles DT constants, par exemple égaux à 30 secondes, par comparaison entre l'altitude pression reconstituée Z_P^{**} et l'altitude
20 pression Z_P issue de l'altimètre 6. Ces écarts constituent une suite de valeurs $\Delta Z(j)$, où j est un entier naturel. Les instants successifs de mesure de ces écarts seront notés $t(j)$. Ainsi :

$$\Delta Z(j) = Z_{GPS}(t(j)) - Z_P(t(j)) \quad (20)$$

Le terme correctif d'altitude est calculé à partir des écarts $\Delta Z(i)$ comme une suite $\Delta Z^{**}(j)$ donnée par la formule $\Delta Z^{**}(j) = \Delta Z(i)$, où i est un indice inférieur ou égal à j , choisi
25 selon l'algorithme suivant :

- Si aucune incohérence des paramètres anémo-clino-barométriques n'a été déclarée, c'est-à-dire si les mesures des capteurs de pression statique 5a, de pression totale 5b et d'incidence 5d n'ont pas été jugés non fiables, et si $\Delta Z(j) \in [\Delta Z(j-1) - ST; \Delta Z(j-1) + ST]$ l'indice i est égal à l'indice j , c'est-à-dire
30 $\Delta^{**} Z(j) = \Delta Z(j)$. $\Delta^{**} Z$ est donc ainsi automatiquement recalé.

ST est un seuil de tolérance. La vérification de l'appartenance de $\Delta Z(j)$ à l'intervalle $[\Delta Z(j-1) - ST; \Delta Z(j-1) + ST]$ revient à analyser analytiquement les sauts de $\Delta Z(j)$ de manière à refuser un recalage aberrant en cas de corruption de l'altitude

pression $Z_p(t(j))$. Le seuil de tolérance ST peut par exemple prendre la valeur de 100 ft + 5%|Vz|. Le premier terme de 100 pieds est destiné à couvrir un gradient exceptionnel d'isobare en altitude (générateur du vent géostrophique) ainsi que la fluctuation statistique de la valeur d'altitude issue des GPS ; le second terme égal à 5 pourcents de la vitesse verticale $V_z(\text{GPS})$ est destiné à couvrir, en cas de changement d'altitude, un écart de température d'au plus par rapport au standard 30°C en valeur absolue. ST peut avantageusement être adapté suite à l'analyse de résultats d'essais en vol. A titre d'exemple, un vent géostrophique de 200 nœuds au pôle correspond à un gradient d'isobare de 40 pieds en 30 secondes de vol.

5

10

- Si aucune incohérence des paramètres anémo-clino-barométriques n'a été déclarée, et si $\Delta Z(j) \notin [\Delta Z(j-1) - ST; \Delta Z(j-1) + ST]$, la valeur de l'indice i reste égale à sa valeur précédente, et ΔZ^{**} n'est pas recalé. De plus, le processus de recalage de la suite d'écart d'altitude $\Delta Z^{**}(j)$ sur la suite ΔZ est arrêté jusqu'à une relance éventuelle par le pilote comme cela sera décrit plus bas.

15

20

- Lorsque au contraire les paramètres anémo-clino-barométriques déterminés à partir des capteurs de pression statique 5a, de pression totale 5b et d'incidence 5d sont jugés incohérents donc non fiables, comme décrit ci-après, le processus de recalage de la suite d'écart d'altitude $\Delta Z^{**}(j)$ sur la suite ΔZ est arrêté. Ainsi, la valeur i est figée au dernier indice "pertinent", c'est-à-dire correspondant à un instant passé du vol pour lequel l'incohérence ne s'était pas encore manifestée. Ainsi $i < j$. Ainsi, le processus de recalage de la suite d'écart d'altitude $\Delta Z^{**}(j)$ sur la suite ΔZ est arrêté jusqu'à la relance éventuelle par le pilote.

25

30

- Par ailleurs, le pilote dispose d'une commande de relance dédiée au recalage manuel de ΔZ^{**} . Ainsi, lorsque $i \neq j$ en raison d'une incohérence des paramètres anémo-clino-barométriques ou d'une invraisemblance de l'altitude pression, le pilote peut, en fonction d'informations extérieures dont il pourrait disposer, agir sur cette commande pour d'une part forcer le saut d'indice j , ce qui resynchronise les battements de DT à l'instant de l'appui, d'autre part pour relancer le recalage périodique de i sur j , à moins qu'une incohérence des paramètres anémo-clino-barométriques soit à nouveau détectée ou qu'un recalage aberrant survienne à nouveau. Cette commande de relance est par exemple un bouton poussoir situé sur le dispositif d'affichage auxiliaire 14. Elle permet en particulier de forcer le recalage de ΔZ^{**} à une valeur mesurée de $Z_{GPS} - Z_p$ à l'instant de l'actionnement de la commande.

35

L'altitude pression reconstituée Z_p^{**} est ainsi déterminée à chaque instant t à partir de l'expression :

19

$$Z_P^{**}(t) = Z_{GPS}(t) - \Delta Z^{**}(j) \quad (21)$$

où j est l'indice correspondant au battement de temps précédant immédiatement t , tel que $t(j) \leq t < t(j+1)$.

Ainsi, à chaque fois que l'indice i est aligné sur l'indice j (qu'il s'agisse d'un recalage automatique ou manuel), à l'instant $t = t(j)$, on a :

$$\begin{aligned} Z_P^{**}(t(j)) &= Z_{GPS}(t(j)) - \Delta Z^{**}(j) \\ &= Z_{GPS}(t(j)) - [Z_{GPS}(t(j)) - Z_P(t(j))], \\ &= Z_P(t(j)) \end{aligned}$$

Ainsi, tant que les mesures des capteurs sont jugées fiables et en l'absence de corruption de l'altitude pression, ou lorsque le pilote agit sur la commande de relance, l'altitude pression reconstituée Z_P^{**} est bien recalée sur celle de l'altitude pression Z_P . Il s'agit donc d'une hybridation "lâche" en ce sens que l'intervalle typique de temps entre deux recalages est de DT (30 secondes dans l'exemple choisi).

L'estimateur d'altitude pression Z_P^{**} permet donc de fournir en permanence une valeur estimée de la pression statique environnant l'avion (via une table d'atmosphère standard), en se protégeant contre une corruption soudaine de la sonde de pression statique 5a : par exemple, un figeage de la pression statique est très rapidement détecté après une mise en montée ou en descente de l'avion, par le dépassement du seuil de tolérance ST et la divergence rapide entre les altitudes Z_P^{**} et Z_P .

En outre, lorsqu'une incohérence entre les paramètres anémo-clino-barométriques issus de capteurs est détectée, l'arrêt du recalage automatique permet de ne plus prendre en compte des valeurs de pression statique et totale douteuses ; en effet, le mauvais fonctionnement des sondes de pression, qu'elles soient statiques ou totales, a un impact direct sur la fiabilité de l'altitude pression élaborée par le calculateur 3.

L'altitude pression issue du capteur GPS est affichée par le dispositif d'affichage auxiliaire 14 lorsque les valeurs de pression statique et totale sont jugées non fiables. Le pilote peut alors choisir d'afficher soit l'altitude au-dessus du géoïde de référence Z_{GPS} (il s'agit alors d'un calage « GEO » de l'altitude au-dessus du géoïde de référence), soit l'altitude pression reconstituée Z_P^{**} (il s'agit alors d'un calage « Standard » de l'altitude).

L'arrêt du recalage automatique de ΔZ^{**} à cause d'une au moins des deux conditions d'arrêt décrites ci-dessus pourrait nuire, à long terme, à la précision de l'altitude pression reconstituée Z_P^{**} . La commande de recalage permet d'éviter une telle imprécision et de relancer le recalage automatique, lorsque le pilote dispose d'informations lui permettant d'accréditer la validité des mesures de pression statique.

Cependant, si aucune information disponible à bord ne vient accréditer la validité de ces mesures de pression statique, l'altitude GPS de l'aéronef 1 au-dessus du géoïde et la pression statique environnant l'aéronef 1 sont évaluées selon un mode secondaire, en fonction du QNH local. Le QNH est un code international destiné au calage de l'altimètre de telle sorte que celui-ci indique l'altitude topographique du terrain où est élaboré le QNH lorsque l'aéronef se trouve au sol sur ce terrain.

Le QNH local, obtenu ponctuellement par prévision météorologique, ou bien par des moyens radiocom ou datalink, est alors inséré dans ce mode secondaire par le pilote, et le calculateur 3 extrait la pression P_{st} statique théorique dans une table d'atmosphère standard, correspondant à une altitude pression située à une altitude Z_{GPS} au-dessus de l'isobare du QNH.

Dans ce mode secondaire, la pression statique reconstituée P_s^{**} est égale à la pression statique théorique P_{st} . Il est à noter que cette estimation de la pression statique est d'autant meilleure que l'avion vole près de la surface du sol ou de la mer.

Avantageusement, l'entrée dans ce mode secondaire de reconstitution de la pression statique peut se faire par appui sur la même commande que la commande de relance de ΔZ^{**} en mode primaire. Le duplexage de cette commande peut être réalisé implicitement par l'affichage d'un calage altimétrique par le pilote sur le dispositif d'affichage auxiliaire 14 : si le calage demandé est « standard », l'actionnement de la commande de recalage relancera le processus de recalage automatique selon le mode primaire ; si le calage est de type manuel (QNH affiché), typiquement sous la surface de transition, la commande de recalage activera le mode secondaire de reconstitution de la pression statique.

La première vitesse auxiliaire de l'aéronef 1 déterminée lors de la phase 49 est indépendante de la pression statique P_s issue du capteur de pression statique 5a. Elle est avantageusement extrapolée en temps réel à partir de la valeur courante de l'incidence mesurée. Cette vitesse est par exemple un nombre de Mach, appelé Mach fort et noté M_n^* .

Ce nombre de Mach est déterminé périodiquement à partir de l'équation de sustentation, sous la forme d'une série par récurrence, selon la relation :

$$M_n^* = \left(\frac{0.7S \cdot P_s^{**} \cdot \tilde{C}_z^*(t_v)}{n_z \tilde{m}g} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (22)$$

où :

- n est un indice temporel correspondant à un instant t_v ,

- P_S^{**} est la pression statique reconstituée déterminée lors de la phase 47 à l'instant t_v ,
 - n_z est le facteur de charge déterminé lors de la phase 31 à l'instant t_v ,
 - \tilde{m} est la masse estimée lors de la phase 39 à l'instant t_v , et
- 5 - $\tilde{C}_Z^*(t_v) = \tilde{C}_Z(\alpha(t_v), M_{n-1}^*, conf)$ est un coefficient de portance estimé à l'instant t_v .

Le coefficient de portance estimé $\tilde{C}_Z^*(t_v)$ est déterminé à partir d'une table de correspondance, fournissant la valeur de $\tilde{C}_Z^*(t_v)$ à partir de la valeur de l'incidence α à l'instant t_v déterminée lors de la phase 31, et du dernier Mach fort déterminé, c'est-à-dire le Mach fort M_{n-1}^* d'indice n-1.

Ce coefficient de portance estimé $\tilde{C}_Z^*(t_v)$ diffère ainsi du coefficient de portance \tilde{C}_Z déterminé lors de la phase 33 en ce qu'il ne fait pas intervenir le nombre de Mach issu du Machmètre 8 à partir de la pression statique mesurée par le capteur de pression statique 5a et de la pression totale mesurée par le capteur de pression totale 5b. Le Mach fort M_n^* ne dépend donc pas des pressions mesurées à l'instant t_v .

La série M_n^* est initialisée à partir d'un premier terme M_1^* . Ce premier terme est une valeur initiale fiable, provenant de mesures indépendantes des capteurs de pressions.

La fréquence de détermination du Mach fort est par exemple comprise entre 1 et 10Hz, de préférence 4Hz.

Le Mach fort dépend cependant de l'incidence α . En cas de défaillance du capteur d'incidence 5d détectée, cette vitesse M_n^* n'est donc plus calculée.

Le Mach fort M_n^* ainsi calculé permet de déduire une estimation de température statique SAT_n^* indépendante des mesures de pression provenant des capteurs 5a ou 5b, un estimateur d'écart de température standard Δ/SA_n^* , estimant l'écart de la température SAT_n^* par rapport à la température statique SAT_{std} attendue à l'altitude pression reconstituée Z_p^{**} de l'aéronef, et une estimation de la vitesse horizontale du vent.

La température statique SAT_n^* est obtenue lors de la phase 50 à partir de la température totale TAT issue du capteur 5c, supposée fiable, et du Mach fort M_n^* , en remplaçant dans l'équation (1) le nombre de Mach M par le Mach fort M_n^* suivant l'expression :

$$SAT_n^* = \frac{TAT(t_v)}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_n^{*2}\right)} \approx \frac{TAT(t_v)}{(1 + 0.2M_n^{*2})} \quad (23)$$

L'estimateur d'écart de température standard ΔISA_n^* estimant l'écart de la température SAT_n^* par rapport à la température statique SAT_{std} attendue à l'altitude pression GPS Z_P^{**} de l'aéronef, est déterminé selon l'expression :

$$\Delta ISA_n^* = SAT_{std} - SAT_n^* \quad (24)$$

la température SAT_{std} étant par exemple déterminée à partir d'une table d'atmosphère standard. Cet estimateur d'écart de température standard n'est pas utilisé tant que l'incidence mesurée par le capteur d'incidence 5d est jugée fiable et que le Mach fort peut être calculé. Cependant, il permet, lorsque cette incidence n'est plus jugée fiable, d'estimer une température statique en corrigeant une température statique SAT_{std} obtenue à partir de l'altitude pression GPS Z_P^{**} , comme décrit ci-après.

La vitesse horizontale du vent par rapport au sol est déterminée lors de la phase 51 au moyen d'un estimateur de vent horizontal \vec{W}_n^* , évaluant périodiquement la vitesse du vent en force et en direction. Cet estimateur de vent est avantageusement déterminé à partir du triangle des vitesses selon lequel la vitesse \vec{V}_S de l'aéronef par rapport au sol, dans un plan horizontal, est la somme de sa vitesse propre \vec{V}_P et de la vitesse du vent, soit :

$$\vec{W}_n^* = \vec{V}_S - \vec{V}_P \quad (25)$$

La vitesse horizontale \vec{V}_S de l'aéronef par rapport au sol, c'est-à-dire sa vitesse dans un plan horizontal au sol, est estimée à partir de mesures du capteur GPS 10 par exemple. Ainsi $\vec{V}_S = \vec{GS}$.

La vitesse propre \vec{V}_P de l'aéronef est la composante horizontale de sa vitesse par rapport à l'air, c'est-à-dire la composante horizontale de sa vitesse vraie.

Une vitesse vraie de l'aéronef, appelée vitesse vraie forte et notée TAS_n^* , est déterminée à partir du Mach fort M_n^* , suivant une relation analogue à la relation (5) :

$$TAS_n^* = M_n^* \sqrt{\gamma R \cdot SAT_n^*} \quad (26)$$

En négligeant la composante verticale de la vitesse du vent, la vitesse de l'aéronef 1 selon l'axe vertical B par rapport au sol est égale à sa vitesse verticale par rapport à l'air.

Ainsi, une valeur de la norme de la vitesse propre, appelée vitesse propre forte et notée V_p^* , est déterminée à partir de la vitesse vraie forte à partir de la relation :

$$TAS_n^{*2} = V_p^{*2} + V_z(GPS)^2 \quad (27)$$

où $V_z(GPS)$ est la vitesse de l'aéronef 1 selon l'axe vertical B par rapport au sol, déterminée à partir de mesures du capteur GPS 10 par exemple.

5 La vitesse propre \vec{V}_p^* de l'aéronef est donc estimée par :

$$\vec{V}_p^* = \vec{u}_h \sqrt{TAS_n^{*2} - V_z(GPS)^2} \quad (28)$$

où le vecteur \vec{u}_h est un vecteur unitaire horizontal portant la projection horizontale du vecteur vitesse par rapport à l'air, estimé par l'intermédiaire de l'incidence α .

A partir de l'hypothèse selon laquelle le dérapage (i.e. l'angle entre le vent relatif et le cap avion) est nul et l'incidence α de l'aéronef donnée par le capteur d'incidence 5d est
10 fiable, l'estimateur de vent \vec{W}_n^* horizontal est ainsi déterminé à partir de l'expression :

$$\vec{W}_n^* = \vec{GS} - \vec{u}_h \sqrt{M_n^{*2} \cdot (\gamma RSAT_n^*) - V_z(GPS)^2} \quad (29)$$

Lors du vol de l'aéronef 1, le calculateur 3 met en œuvre plusieurs tests permettant de déterminer un état de crédibilité des valeurs de paramètres de vol déterminées au moyen de mesures de capteurs. En particulier, ces tests permettent de déterminer la cohérence des informations de vitesse, de pression et d'incidence, telles
15 que le nombre de Mach M_a , la pression statique P_s et l'incidence α .

Le procédé comprend ainsi une étape 70 de détermination d'un état de crédibilité des informations de pression statique, de pression totale et d'incidence, au moyen d'un premier test. Ce test 70 est un test de surveillance analytique, mis en œuvre en continu lors du vol, tant qu'un dysfonctionnement n'a pas été détecté

20 Le test 70 est basé sur l'équation de sustentation. Il est réalisé en déterminant si les paramètres de vol mesurés vérifient effectivement cette équation de sustentation. Cette équation fait en effet intervenir la pression statique P_s , le nombre de Mach M_a et l'incidence α , via le coefficient de portance en axes avion \tilde{C}_Z .

Le test 70 comprend ainsi une phase 72 de détermination de la quantité :

$$T_1(t_v^k) = \frac{n_z(t_v + \phi) \tilde{m}(t_v) g}{0,7 SP_S(t_v) M_a^2(t_v) \tilde{C}_Z(\alpha(t_v), M_a(t_v), conf)} \quad (30)$$

25 dans laquelle les paramètres \tilde{m} , P_s , M_a , \tilde{C}_Z sont ceux déterminés lors de l'étape 28 à un instant t_v immédiatement antérieur à l'instant t_v^k de la détermination 72. L'indice k

indique qu'il s'agit du $k^{\text{ième}}$ test 70 mis en œuvre par le calculateur 3. n_z est déterminé à un instant $(t_v + \phi)$, où ϕ est un déphasage temporel déterminé une fois pour toutes dans tout ou partie du domaine de vol, afin de maximiser statistiquement une corrélation entre l'incidence $\alpha(t_v)$ et le facteur de charge $n_z(t_v + \phi)$ sur l'aéronef considéré, comme décrit par la suite.

L'équation de sustentation est vérifiée si $T_1=1$ en l'absence de toute erreur dans les mesures et dans la loi \tilde{C}_Z . Ainsi, si les valeurs de la pression statique P_S , du nombre de Mach M_a et de l'incidence α issues de mesures des capteurs sont correctes et si la loi \tilde{C}_Z est correcte, la quantité T_1 doit être égale à 1. Un léger écart par rapport à cette valeur peut néanmoins être toléré, en raison notamment du bruit des mesures, de l'écart de la masse estimée \tilde{m} par rapport à la masse réelle de l'aéronef, et de l'imprécision potentielle de la valeur du coefficient de portance \tilde{C}_Z .

Le test 70 comprend ainsi une étape 73 lors de laquelle le calculateur 3 vérifie l'appartenance de la valeur T_1 à un intervalle restreint autour de la valeur 1, noté $]1 - \varepsilon_1; 1 + \varepsilon_1[$. ε_1 est un nombre prédéterminé définissant l'écart toléré, par exemple égal à 0.1, correspondant à une erreur de 10%.

Si $T_1 \in]1 - \varepsilon_1; 1 + \varepsilon_1[$, le premier test 70 est positif, et les informations de vitesse, de pression et d'incidence sont jugées de crédibilité optimale 74.

Dans l'état de crédibilité optimale 74, les paramètres de vol utilisés directement ou indirectement pour le pilotage de l'aéronef sont donc :

- l'altitude pression Z_p ;
- la température statique SAT ;
- le nombre de Mach M_a ;
- la vitesse vraie TAS ;
- la vitesse indiquée IAS .

La vitesse vraie de l'aéronef est déterminée à partir du Mach M_a , suivant la relation :

$$TAS = M_a \sqrt{\gamma R \cdot SAT} \quad (31)$$

La vitesse indiquée de l'aéronef, notée IAS pour « Indicated Airspeed », est la vitesse directement issue des mesures de pressions, traduites par l'anémomètre 7.

Au cours d'une longue phase de vol stabilisée, la fonction $p(t)$ converge vers la valeur 1, de sorte que la masse estimée $\tilde{m}(t)$ converge vers la masse $m_{sp}(t) - FU(t)$, qui

converge elle-même vers la masse $m_4(t)$ issue de l'équation de sustentation. Ainsi, la quantité $T_1(t_v^k)$ converge naturellement vers la valeur 1 lors d'un vol stabilisé en croisière. Ceci est obtenu même si la loi \tilde{C}_Z comporte un biais ou si la mesure du capteur d'incidence est biaisée.

5 Dans l'état de crédibilité optimale 74, le dispositif d'affichage auxiliaire 12 affiche un ensemble de caractéristiques de vol issues des mesures de capteurs de l'aéronef 1, déterminées notamment à partir des pressions statique et totale et de l'incidence mesurées. Par exemple, le dispositif d'affichage auxiliaire 12 affiche l'altitude pression Z_p , le nombre de Mach M_a et la vitesse indiquée IAS. Le dispositif d'affichage auxiliaire
10 12 affiche également la pente air γ_{air} et l'incidence α mesurées.

Le dispositif d'affichage auxiliaire 12 affiche en outre une vitesse indiquée de décrochage de l'aéronef 1, notée IAS_s , sur la base du facteur de charge n_z courant. Il s'agit donc de la vitesse IAS minimale qui peut être atteinte par l'aéronef 1 sans décrocher à la valeur du facteur de charge courante.

15 Cette vitesse de décrochage IAS_s est déterminée par le calculateur 3 en fonction de l'incidence α_s de décrochage, de la vitesse indiquée IAS et de l'incidence α courantes, selon la relation :

$$IAS_s = IAS \sqrt{\frac{\alpha - \alpha_0}{\alpha_s - \alpha}} \quad (32)$$

où α_0 est l'incidence de portance nulle dans la configuration actuelle de l'aéronef. Elle est généralement négative, sa valeur absolue pouvant atteindre quelques degrés au
20 braquage de volets le plus élevé. Cette incidence α_0 est tabulée suivant la configuration de l'aéronef.

Si au contraire $T_1 \notin]1 - \varepsilon_1; 1 + \varepsilon_1[$, T_1 correspondant à un instant t_v^{k1} , le test 70 est négatif, ce qui signifie que l'une au moins des informations de pression statique, de pression totale ou d'incidence est erronée. Le calculateur 3 estime alors que les mesures
25 de vitesse, d'altitude barométrique et d'incidence ne sont plus fiables, et active dans une étape de transition 75 un état de crédibilité faible 76.

Tant que cet état de crédibilité faible 76 est activé, les paramètres de vol déterminés par le calculateur 3 à un instant t_v et destinés à l'aide au pilotage sont indépendants des valeurs de pression statique, de pression totale et d'incidence issues
30 de capteurs à cet instant t_v , même s'ils peuvent dépendre de valeurs antérieures mesurées dans l'état de crédibilité optimale.

Lors de l'étape de transition 75, le calculateur 3 fige la valeur de l'écart de température standard ΔISA_n^* et du décalage d'altitude pression $\Delta Z^{**}(j)$ aux dernières valeurs fiables connues. Ces dernières valeurs fiables connues sont celles déterminées un certain laps de temps avant le test 70 précédent, à un instant noté t_f : t_f est le dernier instant auquel les paramètres de vol ont été considérés comme fiables. On choisira par exemple $t_f = t_v^{k1} - 30s$.

Notamment, la mesure de température totale TAT par le capteur de température totale 5c est jugée non fiable, de telle sorte que le recalage de l'écart de température standard ΔISA_n^* à partir des relations (23) et (24) ne peut être effectuée. L'écart de température standard ΔISA_n^* prend donc la valeur constante $\Delta ISA_{ff}^{**} = \Delta ISA_n^*(t_f)$.

La température statique est alors estimée à partir l'altitude pression reconstituée Z_p^{**} selon la relation :

$$SAT^{**} = SAT_{std}(Z_p^{**}) + \Delta ISA_{ff}^{**} \tag{33}$$

SAT^{**} est appelée température statique faible.

La température statique SAT_n^* n'est quant à elle plus déterminée.

Le décalage d'altitude pression $\Delta Z^{**}(j)$, utilisé pour la détermination 47 de l'altitude pression reconstituée Z_p^{**} , prend par ailleurs la valeur constante $\Delta Z_{ff}^{**} = \Delta Z^{**}(t_f)$ (la valeur de i est figée, comme décrit ci-dessus).

Cependant, comme décrit précédemment, cette valeur ΔZ_{ff}^{**} peut être modifiée à tout moment par action manuelle du pilote sur la commande de relance, par exemple en basse altitude avant l'atterrissage si le pilote vérifie que son altitude pneumatique indiquée au calage QNH est cohérente avec son altitude géoïde donnée par un instrument de secours ou sa hauteur radiosonde augmentée de l'altitude du terrain.

En outre, la valeur de l'incidence n'est pas fiable, de telle sorte que l'estimateur de vent ne peut plus être déterminé selon la relation (29) ci-dessus. Cet estimateur, alors noté \vec{W}^{**} , prend alors une valeur constante $\vec{W}_{ff}^{**} = \vec{W}_n^*(t_f)$. Cependant, la valeur de l'estimateur de vent peut être mise à jour ponctuellement, de manière automatique, lorsque la trajectoire de l'aéronef présente une évolution suffisante, selon un critère décrit ci-après.

La mise à jour ou recalage de l'estimateur de vent horizontal \vec{W}^{**} en crédibilité faible est réalisée suivant une méthode similaire à la méthode de détermination de

l'estimateur de vent horizontal \vec{W}_n^* en crédibilité forte, en substituant à l'incidence α mesurée par le capteur d'incidence une incidence reconstituée notée α_R , et à la vitesse vraie forte TAS_n^* une vitesse vraie estimée notée \tilde{TAS} .

L'évaluation de l'incidence reconstituée α_R est réalisée à partir de l'équation de sustentation de l'aéronef, en restant dans un domaine de vol dans lequel le coefficient de portance de l'aéronef peut être exprimé comme une fonction affine de l'incidence α_R , dont les coefficients sont prédéterminés, selon l'expression :

$$\tilde{C}_Z^*(\alpha_R, M) = \lambda(M) + \mu(M) \cdot \alpha_R \quad (34)$$

valable dans un domaine restreint d'incidence $[\alpha_0(M), \alpha_1(M)]$.

Ainsi, l'incidence reconstituée est donnée par :

$$\alpha_R = \frac{\tilde{C}_Z - \lambda(M)}{\mu(M)} = \frac{n_z \tilde{m}g}{0,7SP_S^{**} M^{**2} \mu(M)} - \frac{\lambda(M)}{\mu(M)} \quad (35)$$

De même, la dérivée de l'incidence reconstituée α_R est exprimée en fonction de la dérivée du facteur de charge n_z , par :

$$\dot{\alpha}_R = \frac{\tilde{m}g}{0,7SP_S^{**} M^{**2} \mu(M)} \dot{n}_z \quad (36)$$

Les valeurs de $\lambda(M)$ et de $\mu(M)$ sont déterminées à partir des tables donnant la valeur du coefficient de portance en fonction de l'incidence et du nombre de Mach.

La vitesse vraie estimée \tilde{TAS} est alors estimée comme un quotient entre une accélération de l'aéronef et une vitesse angulaire de cet aéronef, sur la base de l'incidence reconstituée α_R et de sa dérivée. Cette estimation est valable sous réserve que l'évolution de la trajectoire de l'aéronef soit suffisamment nette, selon le critère décrit ci-après, et en supposant que le dérapage est nul.

Le critère utilisé pour estimer si l'évolution de la trajectoire est suffisante repose sur la formule suivante qui exprime, par le biais de la relation fondamentale de la dynamique, que la projection de l'accélération de l'avion dans le référentiel terrestre, projetée dans le plan de l'aéronef, est supérieure à une valeur déterminée, avantageusement 0.4g :

$$\|g\vec{n} + \vec{g}\| > 0,40 g \quad (37)$$

où \vec{n} est le facteur de charge et $g\vec{n} + \vec{g}$ l'accélération de l'aéronef.

Ainsi, l'évolution de la trajectoire de l'aéronef est jugée suffisante si :

$$(\cos \theta \sin \varphi_1)^2 + (n_z - \cos \varphi_1 \cos \theta)^2 > 0,16 \tag{38}$$

où θ désigne l'assiette de l'aéronef et φ_1 son angle de gîte.

On remarque notamment qu'il suffit d'avoir $(\cos \theta \sin \varphi_1)^2 > 0,16$, donc d'incliner suffisamment l'avion (quelles que soient la poussée, la traînée et la portance) pour obtenir une évolution de trajectoire "suffisante".

5 Typiquement, lorsque l'aéronef 1 est en trajectoire proche du vol rectiligne, le calcul de la vitesse vraie estimée sera déclaré invalide et l'estimateur de vent horizontal \overrightarrow{W}^{**} ne sera pas mis à jour.

A l'inverse, lorsque l'évolution de la trajectoire est estimée suffisante, la vitesse vraie estimée \tilde{TAS} est estimée, ce qui permet de recalculer l'estimateur de vent horizontal \overrightarrow{W}^{**} selon l'expression :

$$\overrightarrow{W}^{**} = \overrightarrow{GS} - \overrightarrow{v}_h \sqrt{\tilde{TAS}^2 - V_z(GPS)^2} \tag{39}$$

où \overrightarrow{v}_h est un vecteur unitaire horizontal portant la projection horizontale du vecteur vitesse air estimé par l'intermédiaire de l'incidence reconstituée α_R .

Lors de l'étape de transition 75, le calculateur 3 fixe par ailleurs $\chi_m(t) = 0$, de sorte que les valeurs de pression statique, de Mach et d'incidence ne sont plus utilisées pour le calcul de la masse estimée. Ainsi, la masse estimée \tilde{m} à un instant $t_v > t_f$ est donnée par :

$$\tilde{m}(t_v) = \tilde{m}(t_f) - FU[t_f; t_v] \tag{40}$$

où $FU[t_f; t_v]$ désigne la masse de carburant consommée entre t_f et t_v .

L'estimation de la vitesse horizontale du vent et de l'écart de température standard permet, en complément de l'altitude pression reconstituée Z_p^{**} , de calculer des estimations de vitesse de l'aéronef 1 à partir de sa vitesse \overrightarrow{GS} par rapport au sol. Ces estimations sont par exemple une estimation du nombre de Mach de l'aéronef, appelé Mach faible et noté M^{**} , et une estimation d'un équivalent de vitesse, appelé équivalent de vitesse faible et noté EV^{**} .

La vitesse \overrightarrow{GS} de l'aéronef 1 par rapport au sol est par exemple déterminée par le calculateur 3 à partir du capteur GPS 10. Elle peut également être déterminée à partir de l'accélération de l'aéronef telle que mesurée par des centrales à inertie IRS (Inertial Reference System) de l'aéronef 1, éventuellement en hybridant les informations reçues du capteur GPS et des centrales à inertie.

La vitesse \overrightarrow{GS} de l'aéronef 1 et l'estimation de la vitesse horizontale du vent $\overrightarrow{W^{**}}$, égale à la valeur figée $\overrightarrow{W_{ff}^{**}}$ ou à une valeur recalée, permettent de déterminer un vecteur vitesse propre de l'aéronef, appelé vitesse propre faible et noté $\overrightarrow{V_p^{**}}$ donné par :

$$\overrightarrow{V_p^{**}} = \overrightarrow{GS} - \overrightarrow{W^{**}} \quad (41)$$

La vitesse verticale $V_z(GPS)$ de l'aéronef 1 selon l'axe vertical B par rapport à l'air est déterminée à partir de mesures du capteur GPS 10, en négligeant le vent vertical. Une vitesse vraie de l'aéronef, appelée vitesse vraie faible et notée TAS^{**} , est alors déterminée comme une norme du vecteur vitesse de l'aéronef par rapport à l'air, somme de la vitesse propre et de la vitesse verticale, selon la relation :

$$TAS^{**}(t) = \left\| \overrightarrow{GS} + V_z(GPS)\vec{k} - \overrightarrow{W^{**}} \right\| \quad (42)$$

dans laquelle :

- 10 - \overrightarrow{GS} est la vitesse horizontale de l'aéronef 1 par rapport au sol à l'instant t ;
- $V_z(GPS)$ désigne la vitesse de l'aéronef 1 selon l'axe vertical B à l'instant t ;
- \vec{k} est un vecteur unitaire ascendant parallèle à l'axe vertical B ;
- $\overrightarrow{W^{**}}$ est l'estimateur de vent figé ou recalé.

En fonction de l'altitude pression estimée Z_p^{**} et de l'écart de température standard ΔISA_{ff}^{**} figé, on estime par ailleurs la température statique environnante $SAT^{**} = SAT_{std}(Z_p^{**}) + \Delta ISA_{ff}^{**}$, et la vitesse estimée du son $\sqrt{\gamma R \cdot SAT^{**}}$.

Le Mach faible M^{**} est ensuite déterminé à partir de la vitesse vraie faible et de la vitesse du son estimée, par la relation :

$$M^{**}(t > t_f) = \frac{TAS^{**}(t)}{\sqrt{\gamma R \cdot SAT^{**}}} \quad (43)$$

c'est-à-dire

$$M^{**}(t > t_f) = \frac{\left\| \overrightarrow{GS} + V_z(GPS)\vec{k} - \overrightarrow{W_{ff}^{**}} \right\|}{\sqrt{\gamma R \cdot SAT^{**}}} \quad (44)$$

20 Le Mach faible M^{**} est ainsi indépendant de toute valeur de pression mesurée postérieurement à t_f . Le calcul périodique du Mach fort M_n^* est interrompu, car ce calcul dépend de l'incidence α .

En outre, un équivalent de vitesse faible, noté EV^{**} , est déterminé à partir du Mach faible M^{**} et de l'altitude pression reconstituée Z_p^{**} selon la relation :

$$\frac{1}{2}\rho_0 EV^{**2} = \frac{1}{2}\gamma P_S^{**} M^{**2} \quad (45)$$

L'équivalent de vitesse faible EV^{**} est ainsi obtenu à partir du Mach faible M^{**} et de la pression statique reconstituée P_S^{**} par la relation : $EV^{**} = \sqrt{\frac{\gamma P_S^{**}}{\rho_0}} M^{**}$, la pression

5 statique reconstituée P_S^{**} étant elle-même déterminée à partir de l'altitude pression reconstituée Z_p^{**} selon une table de l'atmosphère standard.

Dans l'état de crédibilité faible 76, les paramètres de vol utilisés directement ou indirectement pour le pilotage de l'aéronef, à un instant t_v , sont donc :

- l'altitude-pression GPS $Z_p^{**} = Z_{GPS} - \Delta Z_{ff}^{**}$;
- 10 - la température statique $SAT^{**} = SAT_{std}(Z_p^{**}) + \Delta ISA_{ff}^{**}$;
- l'estimateur de vent horizontal \vec{W}^{**} figé à la valeur \vec{W}_{ff}^{**} ou recalé ;
- le Mach faible M^{**} ;
- la vitesse vraie faible TAS^{**} ;
- l'équivalent de vitesse faible EV^{**} .

15 Ainsi, en crédibilité faible, les seules mesures en temps réel utilisées sont celle issues du capteur GPS.

Pour affiner le test 70 et discriminer les erreurs sur la pression statique P_S ou sur la pression totale P_T , dues à un dysfonctionnement des sondes, d'une erreur sur la mesure de l'incidence α , due à un dysfonctionnement du capteur d'incidence 5d, le

20 calculateur 3 effectue un deuxième test 78. Ce test 78 est effectué dans la suite du test 70, pendant un délai d limité après t_v^{k1} , par exemple de 5 secondes.

Ce deuxième test 78 est destiné à déterminer la crédibilité de l'incidence α telle que mesurée lors de la phase 31.

Ce test 78 d'incidence est réalisé en déterminant si l'équation de sustentation est

25 vérifiée, en remplaçant dans cette équation la pression statique P_S mesurée par le capteur de pression statique 5a et le nombre de Mach M_a déterminé par le machmètre 8 à partir de mesures des capteurs de pression statique et totale, par des paramètres de vols auxiliaires correspondants.

Ces paramètres de vols auxiliaires correspondants sont la pression statique

30 reconstituée P_S^{**} , déterminée conformément à la phase 45, et le Mach faible

M^{**} déterminé lors de l'étape 76. En outre, le coefficient de portance, noté \tilde{C}_Z^{**} , est estimé à partir de la valeur de l'incidence α à l'instant t_v déterminée lors de la phase 31, et du Mach faible M^{**} .

Le test 78 comprend la détermination 80 du rapport T_2 vérifiant :

$$T_2(t_v^{k1} + d > t_v > t_v^{k1}) = \frac{n_z(t_v + \phi)\tilde{m}(t_v)g}{0,7SP_S^{**} M^{**2}(t_v)\tilde{C}_Z^{**}(t_v)} \quad (46)$$

5 où $\tilde{C}_Z^{**}(t_v) = \tilde{C}_Z(\alpha(t_v), M^{**}(t_v), conf)$.

Cette étape 80 est suivie d'une étape 82 lors de laquelle le calculateur 3 vérifie l'appartenance de T_2 à l'intervalle $]1 - \varepsilon_2; 1 + \varepsilon_2[$, où ε_2 est un paramètre de tolérance prédéterminé, par exemple égal à ε_1 .

10 Le rapport T_2 ne dépend pas de la pression statique et du nombre de Mach mesurés. Ainsi, un écart de T_2 par rapport à la valeur 1 théorique attendue incrimine spécifiquement la mesure de l'incidence α , car il s'agit de la seule mesure postérieure à t_v^{k1} autre que des mesures issues des capteurs GPS, qui sont quant à elles supposées fiables. Si $T_2 \notin]1 - \varepsilon_2; 1 + \varepsilon_2[$, le calculateur 3 identifie une défaillance du capteur d'incidence 5d, n'excluant pas une défaillance des capteurs de pression. Le calculateur 3
15 maintient ainsi l'état de crédibilité faible 76.

Le dispositif d'affichage auxiliaire 14 affiche alors des caractéristiques de vol auxiliaires ne faisant pas intervenir les mesures issues des capteurs de pression 5a, 5b et d'incidence 5d, ces mesures étant jugées peu fiables. Ainsi, chacune des caractéristiques de vol faisant intervenir une de ces mesures dans l'état de crédibilité optimale est
20 remplacée par une caractéristique homologue, i.e. représentative de la même caractéristique de vol, sur le dispositif d'affichage auxiliaire 14.

Par exemple, l'altitude pression Z_P , le nombre de Mach M_a et la vitesse indiquée IAS sont remplacés sur le dispositif d'affichage auxiliaire 12 par des caractéristiques homologues, qui sont respectivement l'altitude pression reconstituée Z_P^{**} ou l'altitude
25 Z_{GPS} , selon le choix du pilote, le nombre de Mach faible M^{**} , et l'équivalent de vitesse faible EV^{**} .

En outre, la pente air γ_{air} et l'incidence α ne sont plus affichées, et disparaissent donc du dispositif d'affichage auxiliaire 14.

Par ailleurs, la vitesse indiquée de décrochage IAS_s est remplacée par un
30 équivalent de vitesse de décrochage faible EV_S^{**} sur la base du facteur de charge n_z courant. L'équivalent de vitesse de décrochage faible EV_S^{**} est déterminé par le

calculateur 3 en fonction du facteur de charge n_z courant et d'un équivalent de vitesse de décrochage EV_{S0} sous une accélération de 1g, selon la relation :

$$EV_S^{**} = EV_{S0} \sqrt{n_z} \quad (47)$$

L'équivalent de vitesse de décrochage EV_{S0} est obtenu à partir d'une table de décrochage en fonction de la masse estimée \tilde{m} de l'aéronef 1. Par ailleurs, le dispositif d'affichage auxiliaire 14 affiche un message d'alerte destiné à informer le pilote de l'état de crédibilité faible. Ce message indique ainsi au pilote que les mesures des capteurs de pression et d'incidence ne sont pas fiables, et que les vitesses affichées par les instruments de bord classiques sont probablement incorrectes.

Si au contraire $T_2 \in]1 - \varepsilon_2; 1 + \varepsilon_2[$, et sous réserve qu'un test complémentaire évaluant une cohérence dynamique de l'incidence mesurée avec le facteur de charge, détaillé ci-après, n'ait pas fourni un résultat négatif pendant une durée prédéterminée, par exemple 5 minutes, le calculateur 3 exclut une défaillance du capteur d'incidence 5d, ce qui implique une défaillance d'au moins un des capteurs de pression statique et totale. Le calculateur 3 lève ainsi l'état de crédibilité faible, et active dans une étape 83 un état de crédibilité forte 84.

Lors de la transition 83, le dispositif d'affichage auxiliaire 14 affiche un message d'alerte destiné à informer le pilote de l'état de crédibilité forte. Ce message indique que les mesures des capteurs de pression ne sont pas fiables, et que les vitesses affichées par les instruments de bord classiques sont probablement incorrectes.

Dans cet état de crédibilité forte 84, les paramètres de vol déterminés à un instant t_v sont indépendants des valeurs de pression statique et totale issues de capteurs à cet instant t_v , mais peuvent dépendre de l'incidence issue du capteur d'incidence 5d.

Lors de la transition 83 d'un état de crédibilité faible 76 à un état de crédibilité forte 84, le calculateur 3 réinitialise le calcul de la suite des Mach forts, interrompu dans l'état de crédibilité faible, à partir d'un terme initial M_1^* correspondant à la dernière valeur du nombre de Mach faible avant la transition 83. Le terme initial M_1^* est ainsi remis à jour à chaque fois que l'état de crédibilité forte 84 est activé.

La température statique SAT_n^* est à nouveau évaluée, suivant l'expression :

$$SAT_n^* = \frac{TAT(t_v)}{(1 + 0.2M_n^{*2})} \quad (48)$$

Par ailleurs, le calculateur 3 reprend la détermination de l'estimateur d'écart de température standard Δ/SA_n^* , interrompue dans l'état de crédibilité faible en raison de

l'indisponibilité du nombre de Mach fort M_n^* . Cet estimateur est déterminé conformément à l'étape 50 ci-dessus.

Le calculateur 3 reprend également le calcul de l'estimateur de vent $\overrightarrow{W_n^*}$, évaluant périodiquement la vitesse du vent par rapport au sol, conformément à la phase 51 ci-dessus. Ce calcul fait en effet appel au nombre de Mach fort et à la température statique forte SAT_n^* , à nouveau disponibles.

La vitesse vraie forte TAS_n^* est déterminée à partir du nombre de Mach fort M_n^* et de la température statique SAT_n^* selon l'expression (23) ci-dessus.

En outre, un équivalent de vitesse fort, noté EV_n^* , est déterminé à partir du Mach fort M_n^* et de l'altitude pression reconstituée Z_p^{**} selon la relation :

$$\frac{1}{2} \rho_0 EV_n^{*2} = \frac{1}{2} \gamma P_S^{**} M_n^{*2} \quad (49)$$

Ainsi, les paramètres de vol utilisés directement ou indirectement pour le pilotage de l'aéronef 1 en crédibilité forte, sont :

- l'altitude pression GPS $Z_p^{**} = Z_{GPS} - \Delta Z_{ff}^{**}$;
- la température statique SAT_n^* ;
- l'incidence mesurée α ;
- le Mach fort M_n^* ;
- la vitesse vraie forte TAS_n^* ;
- l'équivalent de vitesse fort EV_n^* .

Dans l'état de crédibilité forte 84, le dispositif d'affichage auxiliaire 14 affiche des caractéristiques de vol auxiliaires, ne faisant pas intervenir les mesures issues des capteurs de pression. Ainsi, chacune des caractéristiques de vol faisant intervenir une mesure d'un capteur de pression dans l'état de crédibilité optimale est remplacée par une caractéristique homologue sur le dispositif d'affichage auxiliaire 14, indépendante de toute mesure de capteurs de pression réalisée dans l'état de crédibilité forte.

Par exemple, l'altitude pression Z_p est remplacée sur le dispositif d'affichage auxiliaire 14 par une caractéristique homologue, qui est l'altitude pression reconstituée Z_p^{**} ou l'altitude Z_{GPS} , selon le choix du pilote. Le nombre de Mach M_a est remplacé par le nombre de Mach fort M_n^* , et la vitesse indiquée IAS est remplacée par l'équivalent de vitesse fort EV_n^* .

La pente air γ_{air} et l'incidence α mesurées restent affichées.

Le dispositif d'affichage auxiliaire 12 affiche en outre un équivalent de vitesse de décrochage fort noté EV_S^* , déterminé par le calculateur 3 de manière analogue à la vitesse indiqué de décrochage IAS_S , en fonction de l'équivalent de vitesse fort EV_n^* , de l'incidence α_S de décrochage et de l'incidence α courantes, selon la relation :

$$EV_S^* = EV_n^* \sqrt{\frac{\alpha - \alpha_0}{\alpha_S - \alpha_0}} \quad (50)$$

5 La détermination de ces caractéristiques de vol et de l'air ambiant permet ainsi de fournir des informations au pilote de l'aéronef tout en s'affranchissant des pressions statique et totale potentiellement erronées mesurées par les capteurs.

Comme précédemment décrit, dans l'état de crédibilité forte, la température totale mesurée par le capteur 5c et l'incidence mesurée par le capteur 5d sont jugées fiables, ce
10 qui permet, grâce au calcul de l'altitude pression reconstituée Z_P^{**} , de déterminer un nombre de Mach (Mach fort) et une vitesse vraie (vitesse vraie forte) de l'aéronef. Ces informations de vitesse permettent de déterminer une image de l'atmosphère, et en particulier un estimateur de vent horizontal et un estimateur d'écart de température standard.

15 A l'inverse, dans l'état de crédibilité faible, la température totale mesurée par le capteur 5c et l'incidence mesurée par le capteur 5d sont jugées non fiables. L'altitude pression reconstituée Z_P^{**} , l'estimateur de vent horizontal et l'estimateur d'écart de température standard sont alors figés aux dernières valeurs fiables connues, l'altitude
20 pression reconstituée Z_P^{**} et l'estimateur de vent horizontal pouvant cependant être recalés. En outre, la valeur figée de l'écart de température standard Δ/SA_n^* (telle que déterminés dans l'état de crédibilité forte) permet d'estimer une température statique à partir de l'altitude pression reconstituée Z_P^{**} . La connaissance de cette image simplifiée de l'atmosphère permet alors de déterminer un nombre de Mach (Mach faible) et un équivalent de vitesse (équivalent de vitesse faible) de l'aéronef.

25 Quel que soit l'état de crédibilité forte ou faible en vigueur dans le système, le calculateur 3 met en œuvre des tests complémentaires pour évaluer, de manière périodique, la crédibilité des informations fournies par les capteurs de pression et/ou d'incidence, détecter une éventuelle évolution de cette crédibilité et confirmer ou modifier un état de crédibilité faible ou fort.

30 Dans l'état de crédibilité faible 76, les mesures issues des capteurs de pression 5a et 5b et d'incidence 5d sont jugées peu fiables. Pour réévaluer la crédibilité de ces

mesures, le calculateur 3 évalue de manière répétée la fiabilité de la mesure d'incidence α .

Si cette mesure est jugée non fiable, le calculateur 3 maintient l'état de crédibilité faible.

5 Si au contraire cette mesure est jugée fiable, le calculateur 3 lève l'état de crédibilité faible, et active un état de crédibilité forte 84, dans lequel seules les mesures de pression sont jugées peu fiables.

10 Dans l'état de crédibilité forte 84, les mesures issues des capteurs de pression 5a, 5b sont jugées peu fiables, tandis que les mesures du capteur d'incidence 5d sont estimées fiables. Si les mesures d'incidence sont jugées fiables lors de l'évaluation par les tests complémentaires, le calculateur 3 maintient l'état de crédibilité forte 84. Si au contraire les mesures d'incidence sont jugées peu fiables lors de l'évaluation par les tests complémentaires, le calculateur 3 active l'état de crédibilité faible 76.

15 Les étapes mises en œuvre par le calculateur 3 pour évaluer la fiabilité des mesures du capteur d'incidence 5d dans l'état de crédibilité forte 84 ou faible 76 sont illustrées sur la Figure 4.

Cette réévaluation repose sur deux tests de crédibilité de l'incidence.

Un premier test 90 mesure la cohérence dynamique de l'incidence mesurée α avec le facteur de charge n_z .

20 Une modification de l'incidence α entraîne une variation du facteur de charge n_z , avec un léger retard noté ϕ . Si l'on considère un échantillon de temps, lors duquel l'incidence varie de $d\alpha$, suffisamment court pour que les valeurs m et $P_S M_a^2$ puissent être considérés comme constantes, la dérivation de l'équation de sustentation sur cet échantillon de temps donne :

$$dn_z = \left(\frac{0,7SP_S M_a^2}{mg} \right) \left(\frac{\partial \tilde{C}_z}{\partial \alpha} \right) d\alpha \quad (51)$$

25 Si l'on considère de plus que la grandeur $\left(\frac{\partial \tilde{C}_z}{\partial \alpha} \right)$ est constante sur l'échantillon de

temps, on obtient $dn_z = K.d\alpha$, où K est une constante. Par conséquent, si la valeur de l'incidence mesurée par le capteur d'incidence 5d est juste, cette incidence doit être une fonction affine du facteur de charge n_z sur un échantillon de temps court. Le test 90 repose ainsi sur l'évaluation de la covariance entre l'incidence α et le facteur de charge n_z , mesurant la corrélation entre ces deux paramètres.

30

Le test 90 comprend une étape 92 de détermination de l'applicabilité du test 90, une étape 94 de calcul d'un coefficient de corrélation entre le facteur de charge et l'incidence, et une étape 96 de comparaison de ce coefficient de corrélation à une valeur seuil prédéterminée.

5 Le test 90 ne peut être effectué que si l'incidence et le facteur de charge varient suffisamment sur l'échantillon de temps considéré.

La détermination 92 de l'applicabilité du test 90 comprend l'évaluation d'une variance du facteur de charge n_z , mesurant la dispersion du facteur de charge n_z autour de sa moyenne sur un intervalle de temps choisi, et appelé énergie empirique brute.

10 L'intervalle de temps est par exemple égal à 2.5 secondes. L'énergie empirique brute ε_{n_z} du facteur de charge est alors donnée par :

$$\varepsilon_{n_z}^2 = \frac{1}{100} \sum_{k=1}^{100} \left(n_z \left(t_0 + \frac{k}{40} + \phi \right) - \overline{n_z} \right)^2 \quad (52)$$

où $\overline{n_z}$, moyenne du facteur de charge n_z sur l'intervalle $[t_0 + \phi; t_0 + 2.5 + \phi]$, est donné par :

$$\overline{n_z} = \frac{1}{100} \sum_{k=1}^{100} n_z \left(t_0 + \frac{k}{40} + \phi \right) \quad (53)$$

15 ϕ est le déphasage entre le facteur de charge et l'incidence et t_0 un instant de mesure choisi. ϕ est par exemple égal à 0.01 seconde. Ce déphasage ϕ est dépendant d'un type d'avion. Il est déterminé une fois pour toutes dans tout ou partie du domaine de vol afin de maximiser en moyenne, dans la partie du domaine de vol considérée, la corrélation entre $\alpha(t)$ et $n_z(t+\phi)$.

20 Lors de l'étape 92, le calculateur 3 compare ensuite la valeur de l'énergie empirique brute ε_{n_z} du facteur de charge à une valeur seuil minimale $\varepsilon_{n_z \min}$ prédéterminée.

La valeur seuil $\varepsilon_{n_z \min}$ est par exemple comprise entre 0,01 et 0,02, avantageusement égale à 0,015.

25 Si $\varepsilon_{n_z} < \varepsilon_{n_z \min}$, le test 90 n'est pas poursuivi. En effet, on estime alors que l'incidence et le facteur de charge ne varient pas assez sur l'intervalle de temps choisi pour permettre l'évaluation de leur corrélation. Le calculateur 3 réitère l'étape 92 jusqu'à ce que le test 90 puisse être effectué. Alternativement, le test 90 peut être poursuivi mais ses résultats ne seront pas pris en compte.

Si $\varepsilon_{n_z} \geq \varepsilon_{n_z \min}$ le calculateur 3 poursuit le test 90 et passe à l'étape 94.

L'étape 94 de calcul d'un coefficient de corrélation entre le facteur de charge et l'incidence comprend le calcul d'une covariance empirique brute entre l'incidence α et le facteur de charge n_z sur un échantillon glissant des valeurs mesurées.

5 La covariance empirique brute $Cov_\phi(n_z, \alpha)$ entre $n_z(t + \phi)$ et $\alpha(t)$ à l'instant $t=t_0$ est déterminée suivant l'expression :

$$Cov_\phi(n_z, \alpha) = \frac{1}{100} \sum_{k=1}^{100} \left(n_z \left(t_0 + \frac{k}{40} + \phi \right) - \overline{n_z} \right) \left(\alpha \left(t_0 + \frac{k}{40} \right) - \overline{\alpha} \right) \quad (54)$$

$$\text{où } \begin{cases} \overline{n_z} = \frac{1}{100} \sum_{k=1}^{100} n_z \left(t_0 + \frac{k}{40} + \phi \right) \\ \overline{\alpha} = \frac{1}{100} \sum_{k=1}^{100} \alpha \left(t_0 + \frac{k}{40} \right) \end{cases} .$$

A partir de ces grandeurs, le calculateur 3 détermine lors de l'étape 94 un coefficient de corrélation brute $Corr_\phi(n_z, \alpha)$ entre le facteur de charge et l'incidence, selon l'expression :

$$Corr_\phi(n_z, \alpha) = \frac{Cov_\phi(n_z, \alpha)}{\varepsilon_{n_z} \varepsilon_\alpha} \quad (55)$$

10 où ε_α désigne l'énergie empirique brute de l'incidence α dans l'intervalle de temps

$$[t_0; t_0 + 2,5], \text{ donnée par : } \varepsilon_\alpha^2 = \frac{1}{100} \sum_{k=1}^{100} \left(\alpha \left(t_0 + \frac{k}{40} \right) - \overline{\alpha} \right)^2 .$$

Le coefficient de corrélation est par définition compris dans l'intervalle $[-1; +1]$. Plus sa valeur est proche de 1, plus l'incidence et le facteur de charge sont corrélés.

15 Le déphasage ϕ est tabulé pour comprendre une pluralité de valeurs dépendant notamment du domaine de vol considéré.

Puis, dans l'étape 96, le calculateur 3 compare le coefficient de corrélation déterminé lors de l'étape 94 à un seuil de corrélation prédéterminé $Corr_{\min}$.

Si $Corr_\phi(n_z, \alpha) < Corr_{\min}$, le test 90 est négatif et l'incidence est jugée non fiable.

20 Si $Corr_\phi(n_z, \alpha) \geq Corr_{\min}$, le test 90 est positif. Les variations temporelles des mesures du capteur d'incidence sont jugées fiables.

Ce test 90 fournit ainsi une information sûre de la vivacité de l'incidence et de sa cohérence temporelle avec le facteur de charge.

Cependant, lorsque ce test est positif, un décalage permanent entre la valeur d'incidence mesurée et la valeur réelle n'est pas exclu.

La réévaluation de la fiabilité du capteur d'incidence 5d comprend ainsi un deuxième test 100 d'incidence, vérifiant la cohérence entre l'incidence α mesurée et l'assiette θ de l'aéronef, en vol rectiligne horizontal.

5 Ce test 100 comprend une étape 102 de détermination de la pertinence du test 100 et une étape 106 de comparaison de l'incidence α mesurée et de l'assiette θ de l'aéronef lorsque le test est pertinent.

10 Le test 100 peut être effectué lorsque l'aéronef vole en palier rectiligne, c'est-à-dire lorsque la pente air γ_{air} de l'aéronef et son inclinaison φ sont voisines de zéro. L'étape 102 comprend ainsi la comparaison de la pente air γ_{air} de l'aéronef et de son inclinaison φ à des valeurs seuil prédéterminées.

La pente air γ_{air} de l'aéronef est évaluée à partir de mesures issues du capteur GPS. Le calculateur 3 détermine à cette fin une vitesse verticale \dot{Z}_P^{**} de l'aéronef, dérivée de l'altitude pression reconstituée, et un nombre de Mach de l'aéronef, qui peut être soit le Mach faible M^{**} dans l'état de crédibilité faible 76, soit le Mach fort M_n^* dans l'état de
 15 crédibilité forte 84. Le calculateur 3 détermine alors le rapport $Pa = \frac{|\dot{Z}_P^{**}|}{M^{**}}$ ou $Pa = \frac{|\dot{Z}_P^{**}|}{M_n^*}$, proportionnel au sinus de la pente air γ_{air} , et compare ce rapport à une valeur seuil P_{max} . La tolérance est par exemple égale à 0,4°.

Par ailleurs, la centrale à inertie fournit au calculateur 3 la valeur de l'inclinaison φ de l'aéronef. Le calculateur 3 compare alors cette inclinaison à une valeur seuil φ_{max} , par
 20 exemple égale à 5°.

Si $\varphi > \varphi_{\text{max}}$ et/ou $Pa > P_{\text{max}}$, le test 100 n'est pas poursuivi. Le calculateur 3 réitère alors l'étape 102 jusqu'à ce que le test 100 puisse être effectué. Si $\varphi \leq \varphi_{\text{max}}$ et $P \leq P_{\text{max}}$, le test 100 peut être poursuivi et le calculateur 3 passe à l'étape 106.

25 Lorsque $\varphi \leq \varphi_{\text{max}}$ et $Pa \leq P_{\text{max}}$, c'est-à-dire lorsque la pente air et l'inclinaison de l'aéronef sont quasiment nulles, si on néglige la composante verticale du vent, l'assiette θ de l'aéronef est sensiblement égale à son incidence.

Lors de l'étape 106, le calculateur 3 évalue la fiabilité du capteur d'incidence 5d en comparant l'assiette θ , déterminée au moyen de la centrale à inertie, à l'incidence α mesurée par le capteur d'incidence 5d. Par exemple, le calculateur 3 détermine la
 30 différence $(\theta - \alpha)$ et vérifie que cette différence est proche de la valeur 0, c'est-à-dire est qu'elle est inférieure à un seuil ε_3 en valeur absolue, où ε_3 est un nombre prédéterminé définissant l'écart toléré. On prendra par exemple $\varepsilon_3 = 1^\circ$.

Si $|\theta - \alpha| > \varepsilon_3$, le test 100 est négatif. Le calculateur 3 réitère alors l'étape 80 tant qu'un résultat positif n'a pas été obtenu.

Si $|\theta - \alpha| \leq \varepsilon_3$, le test 100 est positif.

5 Ce test 100 permet de valider la valeur absolue de l'incidence en vol rectiligne horizontal. Il permet ainsi d'éliminer des erreurs constantes sur la valeur de l'incidence.

Les tests 90 et 100 sont répétés en permanence par le calculateur 3.

10 Les deux tests 90 et 100 ne sont pas toujours en mesure de donner un résultat de manière concomitante. En effet, le test 90 de corrélation entre l'incidence et le facteur de charge est applicable lorsque le facteur de charge varie, tandis que le test 100 de comparaison entre l'incidence et l'assiette est applicable lorsque l'aéronef est en palier rectiligne. Les résultats positifs à ces deux tests ne sont donc pas nécessairement obtenus ensemble.

15 Ainsi, lorsque le calculateur 3 obtient un résultat positif à l'un des tests 90, 100, il active 107 un état intermédiaire et mémorise ce résultat pendant une durée prédéterminé Δt , en attente d'un résultat positif ou négatif à l'autre de ces tests 100, 9. La durée Δt est par exemple égale à 5 min (300 s).

20 Si un résultat positif est obtenu pour le deuxième de ces tests 100, 90 pendant cette durée Δt , le calculateur 3 considère que les mesures du capteur d'incidence 5d sont fiables. A noter que si ces résultats sont obtenus durant l'intervalle $[t_v^{ki}, t_v^{ki} + d]$, c'est-à-dire pendant le délai d après un test 70 négatif, ils ne sont pas pris en compte.

Si l'état de crédibilité en cours est l'état de crédibilité forte 84, le calculateur maintient cet état.

25 Si l'état de crédibilité en cours est l'état de crédibilité faible 76, le calculateur 3 lève cet état de crédibilité faible 76 et active l'état de crédibilité forte 84, précédemment décrit. Notamment, la transition entre ces deux états est similaire à la transition 83 décrite précédemment. Le test permanent 70 est alors réactivé dès l'entrée en crédibilité forte.

30 Par ailleurs, le dispositif d'affichage auxiliaire 14 affiche des caractéristiques de vol auxiliaires adaptées à cet état de crédibilité forte 84. Notamment, l'altitude pression GPS Z_p^{**} reste affichée, mais le nombre de Mach faible M^{**} est remplacé par le nombre de Mach fort M_n^* , et l'équivalent de vitesse faible EV^{**} est remplacé par l'équivalent de vitesse fort EV_n^* .

En outre, la pente air γ_{air} et l'incidence α sont à nouveau affichées par le dispositif d'affichage auxiliaire. Enfin, l'équivalent de vitesse de décrochage fort EV_S^* est à nouveau déterminé à partir de mesures d'incidence issues du capteur d'incidence.

Par ailleurs, le dispositif d'affichage auxiliaire 14 affiche un message d'alerte destiné à informer le pilote de l'état de crédibilité forte. Ce message indique au pilote que les mesures des capteurs de pression 5a, 5b ne sont pas fiables, et que les vitesses affichées par les instruments de bord classiques sont probablement incorrectes.

5 Si aucun résultat positif n'est obtenu pour le deuxième de ces tests 100, 90 pendant la durée Δt , le calculateur 3 considère que les mesures du capteur d'incidence 5d ne sont pas fiables.

Si l'état de crédibilité en cours est l'état de crédibilité faible 76, le calculateur maintient cet état de crédibilité faible 76 et réitère les tests 90 et 100.

10 Si l'état de crédibilité en cours est l'état de crédibilité forte 84, le calculateur 3 active l'état de crédibilité faible 76.

Notamment, lors de la transition 75 vers l'état de crédibilité faible 76, les valeurs de l'estimateur de vent \vec{W}_n^* , de l'écart de température standard Δ/SA_n^* et du décalage d'altitude pression $\Delta Z^{**}(j)$ sont figées aux dernières valeurs fiables connues, qui sont par exemple celles déterminées à un instant t_i antérieur au test 90 ou 100 négatif. L'altitude pression reconstituée Z_p^{**} et l'estimateur de vent horizontal peuvent cependant être recalés comme décrit ci-dessus.

Le dispositif d'affichage auxiliaire 14 affiche par ailleurs des caractéristiques de vol auxiliaires adaptées à cet état de crédibilité faible 76. Notamment, l'altitude pression GPS 20 Z_p^{**} reste affichée, mais le nombre de Mach fort M_n^* est remplacé par le nombre de Mach faible M^{**} , et l'équivalent de vitesse fort EV_n^* est remplacée par l'équivalent de vitesse faible EV^{**} .

En outre, la pente air γ_{air} et l'incidence α ne sont plus affichées, et disparaissent du dispositif d'affichage auxiliaire 14. Enfin, l'équivalent de vitesse de décrochage faible 25 EV_S^{**} est obtenu à partir d'une table de décrochage en fonction du facteur de charge n_z courant et d'un équivalent de vitesse de décrochage EV_{S0} sous une accélération de 1g. L'équivalent de vitesse de décrochage EV_{S0} est obtenu à partir d'une table de décrochage en fonction de la masse estimée \tilde{m} de l'aéronef 1.

Par ailleurs, le dispositif d'affichage auxiliaire 14 affiche un message d'alerte 30 destiné à informer le pilote de l'état de crédibilité faible. Ce message indique au pilote que les mesures des capteurs de pression et d'incidence ne sont pas fiables, et que les vitesses affichées par les instruments de bord classiques sont probablement incorrectes.

La combinaison des tests 90 et 100, mesurant respectivement la corrélation entre l'incidence et le facteur de charge et la cohérence entre l'incidence et l'assiette en vol

horizontal, permet ainsi d'évaluer la fiabilité des mesures d'incidence par le capteur d'incidence 5d.

Comme précédemment décrit, l'état de crédibilité faible 76 est activé lorsque le premier test 70 et le deuxième test 78 s'avèrent successivement négatifs.

5 L'état de crédibilité faible 76 est également activé de manière systématique au décollage, et pendant chaque changement de configuration de l'aéronef 1. Après le décollage, l'état de crédibilité faible 76 est levé et l'état de crédibilité forte 84 activé dès que la configuration « deuxième segment » est atteinte, sous réserve que le test 90 de corrélation entre l'incidence et le facteur de charge ne soit pas négatif. De même, dès que
10 le changement de configuration de l'aéronef 1 est achevé, l'état de crédibilité faible 76 est levé et l'état de crédibilité forte 84 établi, sous réserve que le test 90 de corrélation entre l'incidence et le facteur de charge ne soit pas négatif.

Par ailleurs, dans l'état de crédibilité forte 84, le calculateur 3 réévalue la fiabilité des capteurs de pression 5a, 5b. Ces tests sont mis en œuvre de manière permanente
15 dans l'état de crédibilité forte 84.

Pour réévaluer la fiabilité des capteurs de pression dans l'état de crédibilité forte, le calculateur 3 met en œuvre deux tests 110, 112, comme représenté sur la Figure 5.

Dans un premier test 110 des capteurs de pression, le calculateur 3 compare le nombre de Mach M_a obtenu par le machmètre 8 à un instant donné à partir des valeurs
20 de pression statique et totale au nombre de Mach fort M_n^* obtenu au même instant, qui ne dépend pas de ces pressions. En effet, si les valeurs de pression mesurées sont correctes, ces deux vitesses devraient être sensiblement égales.

Ainsi, lors du test 110, le calculateur 3 détermine le nombre de Mach M_a conformément à la phase 31 ci-dessus, et le nombre de Mach fort M_n^* , conformément à
25 l'étape 49 ci-dessus. Le calculateur 3 détermine alors le rapport $\frac{M_a}{M_n^*}$, et vérifie que ce rapport est proche de la valeur 1, c'est-à-dire est compris dans un intervalle $]1 - \varepsilon_4; 1 + \varepsilon_4[$, où $\varepsilon_4 \ll 1$, est un nombre prédéterminé définissant l'écart toléré.

Si $\frac{M_a}{M_n^*} \notin]1 - \varepsilon_4; 1 + \varepsilon_4[$, le test 110 est négatif. Les valeurs des pressions mesurées

sont jugées non fiables, et l'état de crédibilité forte est maintenu.

30 Si $\frac{M_a}{M_n^*} \in]1 - \varepsilon_4; 1 + \varepsilon_4[$, le test est positif.

Le deuxième test 112 des capteurs de pression est complémentaire au premier test 110. Lors de ce test 112, le calculateur 3 compare l'altitude pression Z_p obtenue à un

instant donné à partir de la mesure de la pression statique à l'altitude pression GPS Z_P^{**} obtenue au même instant, qui ne dépend pas de la mesure de la pression statique. Si la valeur de pression statique mesurée est correcte, ces deux altitudes pression devraient être sensiblement égales.

5 Ainsi, lors du test 112, l'altimètre 6 fournit au calculateur 3 l'altitude pression Z_P conformément à la phase 31 ci-dessus, et le calculateur 3 détermine l'altitude pression GPS Z_P^{**} , conformément à l'étape 47 ci-dessus. Le calculateur 3 détermine alors la différence $Z_P^{**} - Z_P$, et vérifie que ce rapport est proche de zéro, c'est-à-dire est compris dans un intervalle $]-\varepsilon_5; +\varepsilon_5[$, où ε_5 est un nombre prédéterminé définissant l'écart toléré.

10 Si $Z_P^{**} - Z_P \notin]-\varepsilon_5; +\varepsilon_5[$, le test 112 est négatif. La valeur de la pression statique mesurée est jugée non fiable, et l'état de crédibilité forte est maintenu.

 Si $Z_P^{**} - Z_P \in]-\varepsilon_5; +\varepsilon_5[$, le test 112 est positif.

 Dans une étape 113, le calculateur détermine si deux tests 110 et 112 sensiblement concomitants, par exemple effectués dans un intervalle de temps de l'ordre
15 de la seconde, sont positifs. Si c'est le cas, les mesures des capteurs de pression sont jugées fiables. Le calculateur 3 lève donc l'état de crédibilité forte et active l'état de crédibilité optimale 74, décrit ci-dessus.

 Dans le cas contraire, l'état de crédibilité forte 84 est maintenu.

 Ainsi, lors d'un changement de configuration ou au décollage, une fois l'état de
20 crédibilité faible levé et l'état de crédibilité forte établi, l'état de crédibilité optimale peut être atteint si les tests 110 et 112 s'avèrent positifs.

 Ces deux tests 110 et 112 permettent ainsi de réévaluer la crédibilité des mesures de pression lors du vol, lorsque ces mesures ont été jugées peu crédibles, et de fournir au pilote des informations issues de ces mesures lorsque les capteurs de pression
25 fonctionnent à nouveau. L'utilisation de deux tests complémentaires garantit par ailleurs une meilleure sécurité.

 On a représenté sur la Figure 6 un dispositif d'affichage auxiliaire 14 selon un mode de réalisation de l'invention.

 Comme précédemment décrit, le dispositif d'affichage auxiliaire 14 est relié au
30 système 2 et en particulier au calculateur 3 de l'aéronef 1, et reçoit des informations et des ordres de commande de celui-ci.

 Le dispositif 14 d'affichage auxiliaire comprend des moyens 15, propres à afficher des évaluations des valeurs de vitesse, d'altitude, d'incidence et de pente air, choisies en fonction d'estimations de la fiabilité des capteurs d'incidence et de pression et transmises
35 par le calculateur 3. Ces moyens 15 forment un dispositif de visualisation.

Le dispositif d'affichage auxiliaire 14 affiche, dans l'état de crédibilité optimale, des caractéristiques de vol dites « principales » de l'aéronef, telles qu'une vitesse, une altitude et un nombre de Mach, obtenues à partir de mesures des capteurs de pression statique 5a, de pression totale 5b et d'incidence 5d.

5 Lorsque les mesures d'au moins un de ces capteurs sont jugées non fiables, chaque caractéristique de vol « principale » obtenue à partir de mesures de ce capteur est remplacée sur le dispositif d'affichage par une caractéristique de vol « auxiliaire », homologue à la caractéristique principale remplacée, i.e. représentative de la même caractéristique de vol, et indépendante de toute mesure du capteur jugé non fiable
10 effectuée lorsque les mesures de ce capteur sont jugées non fiables.

Ainsi, la vitesse indiquée IAS est remplacée par une vitesse (l'équivalent de vitesse forte EV_n^* ou faible EV^{**}), l'altitude pression Z_P est remplacée par une altitude (l'altitude pression GPS Z_P^{**} ou l'altitude au-dessus du géoïde de référence Z_{GPS}), et le nombre de Mach M_a est remplacé par un nombre de Mach (nombre de Mach fort M_n^* ou
15 faible M^{**}).

Les Figure 6, 7 et 8 représentent ainsi des informations projetées sur le dispositif 15, affichées sous la forme de symboles, lors de la mise en œuvre du procédé précédemment décrit, lorsque l'aéronef 1 est dans l'état de crédibilité optimale 74, dans l'état de crédibilité forte 84 et dans l'état de crédibilité faible 76 respectivement.

20 Ces symboles comportent un indicateur 122 de commande de vol, affichant un symbole 124 de maquette de l'aéronef, occupant une position constante, qui matérialise une projection à l'infini de l'axe longitudinal X de l'aéronef 1, et une ligne d'horizon artificiel 126, au centre d'une échelle graduée de pente 128. La position de la ligne 126 par rapport au symbole 124 représente l'assiette θ de l'aéronef 1, cette assiette étant indiquée
25 sur l'échelle graduée de pente 128 en regard de la ligne d'horizon artificiel 126.

L'indicateur 122 comprend également un symbole 130 de vecteur vitesse, indiquant la direction du vecteur vitesse de l'aéronef par rapport à l'air. Ce symbole 130 est disposé le long de l'échelle graduée de pente 128. L'écart sur l'échelle graduée de pente 128 entre le symbole 124 de maquette et le symbole 130 de vecteur vitesse est
30 égal à l'incidence α de l'aéronef 1.

Avantageusement, les symboles de maquette 124 et de vitesse 130 ne sont affichés que dans les états de crédibilité optimale 74 ou forte 84. La pente air et l'incidence de l'aéronef 1 ne sont ainsi pas affichées dans l'état de crédibilité faible 76.

Le dispositif 15 affiche par ailleurs un indicateur de vitesse 132. Cet indicateur 132
35 comprend une échelle de vitesse 134 graduée, représentée sous la forme d'un segment

s'étendant entre deux points fixes, et un symbole de vitesse 136, disposé en regard de l'échelle de vitesse 134. Le symbole de vitesse 136 indique une vitesse de l'aéronef 1. Le symbole 136 a par exemple une forme de chevron.

5 Un symbole 138, indiquant sous forme numérique la valeur de la vitesse, est ajouté en regard du symbole de vitesse 136.

La vitesse indiquée dépend de l'état de crédibilité établi par le calculateur 3. La vitesse affichée au moyen du symbole de vitesse 136 est par exemple la vitesse indiquée IAS dans l'état de crédibilité optimale 74, l'équivalent de vitesse forte EV_n^* dans l'état de crédibilité forte 84 et l'équivalent de vitesse faible EV^{**} dans l'état de crédibilité faible 76.

10 Un symbole 141, disposé en bas de l'échelle de vitesse 134 graduée, indique un nombre de Mach de l'aéronef. Le type de nombre de Mach affiché dépend de l'état de crédibilité courant. Dans l'état de crédibilité optimale 74, il s'agit du nombre de Mach M_a issu du machmètre 8, dans l'état de crédibilité forte 84, le nombre de Mach fort M_n^* est affiché, et dans l'état de crédibilité faible 76, le nombre de Mach faible M^{**} est affiché.

15 Les symboles 138 et 141 sont munis d'une identification représentative du type de vitesse et de nombre de Mach affiché, avantageusement un code couleur, de manière à informer le pilote du type de vitesse dont il dispose. Le code couleur choisi indique de manière intuitive quels types de vitesse et de nombre de Mach sont affichés. Par exemple, les symboles 138 et 141 sont verts encadrés de vert dans l'état de crédibilité optimale 74, i.e. quand la vitesse indiquée IAS et le nombre de Mach M_a sont affichés, verts encadrés de jaune dans l'état de crédibilité forte 84, i.e. quand l'équivalent de vitesse forte EV_n^* et le nombre de Mach fort M_n^* sont affichés, et jaunes encadrés de jaune dans l'état de crédibilité faible 76, i.e. quand l'équivalent de vitesse faible EV^{**} et le nombre de Mach faible M^{**} sont affichés.

25 Comme représenté sur la Figure 6, dans l'état de crédibilité optimale, le dispositif 15 affiche en outre, superposé à l'indicateur de vitesse 132, un ruban 139a indiquant la vitesse indiquée IAS_s de décrochage de l'aéronef 1. Le ruban 139a est par exemple de couleur rouge. Dans l'état de crédibilité forte 84, un ruban 139a identique indique l'équivalent de vitesse de décrochage fort EV_s^* .

30 Dans l'état de crédibilité faible 76, le ruban 139a est remplacé par un ruban rouge discontinu 139b, comme représenté sur la Figure 8. Le ruban 139b indique l'équivalent de vitesse de décrochage faible EV_s^{**} décrit ci-dessus.

Le dispositif 15 affiche également un indicateur d'altitude 140. Cet indicateur 140 comprend une échelle d'altitude 142 graduée, représentée sous la forme d'un segment

s'étendant entre deux points fixes, et un symbole d'altitude 144, disposé en regard de l'échelle d'altitude 142. Le symbole d'altitude 144 indique une altitude de l'aéronef 1. Le symbole 144 a par exemple une forme de chevron.

5 Un symbole 146, indiquant sous forme numérique la valeur de l'altitude, est ajouté en regard du symbole d'altitude 144.

L'altitude indiquée dépend de l'état de crédibilité établi par le calculateur 3. Dans l'état de crédibilité optimale 74, l'altitude affichée au moyen du symbole d'altitude 144 est par exemple l'altitude pression Z_P ou, au choix du pilote, une altitude corrigée du calage, notée Z_C . Le calage est par exemple un calage QNH ou QFE. Le QFE est un code
10 international destiné au calage de l'altimètre par rapport à un terrain donné de telle sorte que celui-ci indique une altitude nulle lorsque l'aéronef se trouve au sol sur ce terrain.

Dans l'état de crédibilité forte 84 ou faible 76, l'altitude affichée au moyen du symbole d'altitude 144 est l'altitude pression GPS Z_P^{**} ou, au choix du pilote, l'altitude au-dessus du géoïde de référence Z_{GPS} , donnée par le capteur GPS.

15 Ces choix entre Z_P ou Z_C et Z_P^{**} ou Z_{GPS} peuvent être effectués au moyen de l'interface de saisie 17, par exemple par actionnement d'un bouton dédié.

Le dispositif 15 indique alors, dans un emplacement réservé 150, sur quelle référence l'altitude est calée. Par exemple, dans l'état de crédibilité optimale 74, si l'altitude affichée est l'altitude pression Z_P , le calage « STD » est affiché dans
20 l'emplacement 150, comme représenté sur la Figure 6. Si l'altitude affichée est une altitude corrigée du calage Z_C , « QNH » ou « QFE » est affiché dans l'emplacement 150, selon le calage choisi.

Dans l'état de crédibilité forte 84 ou faible 76, si l'altitude pression GPS Z_P^{**} est affichée, le calage « STD » est affiché dans l'emplacement 150, comme représenté sur
25 les Figure 7. Si l'altitude Z_{GPS} au-dessus du géoïde de référence est affichée, le calage « GEO » est affiché dans l'emplacement 150, comme représenté sur la Figure 8.

Le symbole 146 est muni d'une identification représentative du type d'altitude affichée, avantageusement un code couleur. Le code couleur choisi indique de manière intuitive quel type de vitesse est affiché. Par exemple, le symbole 146 est vert encadré de
30 vert dans l'état de crédibilité optimale 74, i.e. quand l'altitude Z_P ou Z_C est affichée, vert encadré de jaune lorsque l'hybridation lâche de Z_P^{**} sur Z_P est en cours, et jaune encadré de jaune lorsque l'hybridation lâche de Z_P^{**} par Z_P est arrêtée. Le symbole 146 encadré de jaune signifie donc que l'altitude pression GPS Z_P^{**} ou l'altitude au-dessus du géoïde de référence Z_{GPS} est affichée, et la couleur du symbole lui-même indique si le processus
35 d'hybridation lâche de Z_P^{**} sur Z_P est en cours ou non.

Le dispositif d'affichage auxiliaire 14 est complété en outre par des moyens 16 d'affichage de messages d'alerte, comme décrit précédemment. Ces moyens 16 comprennent par exemple une fenêtre d'affichage 152, propre à afficher des messages textuels destinés à informer le pilote de l'état de crédibilité affecté aux mesures des capteurs, et de la fiabilité des mesures affichées par les instruments de bord classiques. Cette fenêtre 152 est par exemple intégrée à un système d'alerte de l'équipage (ou CAS pour Crew Alerting System).

Par exemple, dans l'état de crédibilité forte, la fenêtre 152 affiche un message indiquant au pilote que les mesures des capteurs de pression 5a, 5b ne sont pas fiables, et un message indiquant que les vitesses affichées par les instruments de bord classiques sont probablement incorrectes. Ces messages sont par exemple du type « STATIC &/or total pressure input fail » et « M/IAS unreliable (caution) » respectivement, comme illustré sur la Figure 7.

Dans l'état de crédibilité faible 76, la fenêtre 152 affiche un message indiquant au pilote que les mesures des capteurs de pression 5a, 5b et d'incidence 5d ne sont pas fiables, et un message indiquant que les vitesses affichées par les instruments de bord classiques sont probablement incorrectes. Ces messages sont par exemple du type « AOA input fail » et « M/IAS unreliable (caution) » respectivement, comme illustré sur la Figure 8. Le dispositif d'affichage auxiliaire selon l'invention permet donc de fournir au pilote, à tout moment, des informations de pilotage fiables. En effet, lorsque les mesures d'au moins un capteur parmi les capteurs de pression statique (5a), de pression totale (5b) et d'incidence (5d) sont jugées non fiables, chaque caractéristique de vol déterminée à partir de mesures de ces capteurs est remplacée sur le dispositif d'affichage auxiliaire par une caractéristique de vol auxiliaire. Chaque caractéristique de vol auxiliaire est indépendante de toute mesure de capteur effectuée à un instant auquel ce capteur est jugé non fiable.

Les caractéristiques de vol auxiliaires peuvent cependant dépendre de mesures du ou de chaque capteur jugé non fiable effectuées préalablement, lorsque ce ou ces capteurs étaient jugé(s) fiables.

Le dispositif d'affichage auxiliaire selon l'invention permet également de prévenir l'équipage en cas de suspicion de défaillance d'un ou plusieurs capteurs.

Le procédé et le système selon l'invention permettent ainsi de fournir à l'équipage d'un aéronef une évaluation de la fiabilité des caractéristiques de vol issues de mesures de capteurs de l'aéronef, et de l'alerter en cas de possible défaillance. En outre, ce procédé et ce système permettent de réévaluer en permanence la fiabilité des capteurs

pour détecter une éventuelle remise en état de fonctionnement de capteurs jugés non fiables ou au contraire une défaillance d'un capteur auparavant jugé fiable.

Le procédé et le système selon l'invention permettent également de fournir à l'équipage des caractéristiques de vol auxiliaires indépendantes des mesures des capteurs jugés non fiables. Ainsi, même en cas de défaillance de capteurs de pression et/ou d'incidence, l'équipage dispose de valeurs fiables des caractéristiques de vol.

Il devra être compris que les exemples de réalisation présentés ci-dessus ne sont pas limitatifs.

Notamment, la vérification de l'équation de sustentation lors des étapes 70 et 78 peut être réalisée selon une autre forme que celle précédemment décrite. Notamment, elle peut faire intervenir un autre type d'information de vitesse que le nombre de Mach M_a .

En outre, les caractéristiques de vol auxiliaires peuvent être déterminées selon d'autres expressions, et éventuellement à partir d'autres types de capteurs qu'un capteur GPS, par exemple un autre type de capteur de position par satellites, un radar Doppler, ou une centrale à inertie.

Le coefficient de portance peut également être projeté sur un autre axe que l'axe Z représenté, par exemple selon un axe perpendiculaire au vecteur vitesse.

Par ailleurs, le dispositif d'affichage auxiliaire peut afficher d'autres informations auxiliaires, telles que la température statique ou l'estimateur de vent horizontal.

Selon une variante, l'aéronef 1 comprend plusieurs capteurs du même type redondants, par exemple plusieurs capteurs de pressions statique et totale et/ou plusieurs capteurs d'incidence. Selon cette variante, le calculateur teste par exemple la fiabilité de chacun des capteurs d'un même type séparément. Ainsi, si un seul capteur d'un type donné est jugé fiable, le calculateur 3 utilise les mesures issues de ce capteur, et avertit le pilote d'une défaillance du ou des autre(s) capteur(s) du même type. Si tous les capteurs d'un même type sont non fiables, le calculateur 3 active un état de crédibilité forte ou faible suivant les cas, conformément au procédé décrit ci-dessus.

Bien entendu, d'autres modes de réalisation peuvent être envisagés.

En outre, les caractéristiques techniques des modes de réalisation et variantes mentionnées ci-dessus peuvent être combinées entre elles.

REVENDEICATIONS

1.- Procédé de détermination d'un état de crédibilité de mesures d'au moins un capteur d'incidence (5d) d'un aéronef (1) lors d'un vol dudit aéronef (1), caractérisé en ce qu'il comprend au moins un test (90, 100) de cohérence entre des mesures d'incidence (α) de l'aéronef (1), issues dudit capteur d'incidence (5d), et des mesures d'au moins une caractéristique de vol (n_z, θ) de l'aéronef (1), distincte de l'incidence, comprenant les étapes suivantes:

- détermination (31) d'au moins une valeur de l'incidence (α) de l'aéronef (1) à partir d'au moins une mesure dudit capteur d'incidence (5d),

- détermination (33) d'au moins une valeur de ladite caractéristique de vol (n_z, θ) de l'aéronef (1),

- détermination (94, 106) d'une valeur d'au moins un indicateur de cohérence ($Corr_\phi(n_z, \alpha), \theta - \alpha$) de la valeur de l'incidence (α) avec la valeur de ladite caractéristique de vol (n_z, θ),

- activation d'un état de crédibilité faible (76), dans lequel les mesures dudit capteur d'incidence (5d) sont jugées non fiables, ou d'un état de crédibilité intermédiaire (107), dans lequel les mesures dudit capteur d'incidence (5d) sont jugées cohérentes avec les mesures de ladite caractéristique de vol, en fonction de la valeur dudit indicateur de cohérence ($Corr_\phi(n_z, \alpha), \theta - \alpha$).

2.- Procédé de détermination selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit test (90, 100) de cohérence comprend un test (90) de cohérence dynamique, dans lequel ladite caractéristique de vol (n_z, θ) est un facteur de charge (n_z) de l'aéronef (1), ledit procédé comprenant l'activation de l'état de crédibilité faible (76) ou d'un premier état de crédibilité intermédiaire en fonction de la valeur dudit indicateur de cohérence ($Corr_\phi(n_z, \alpha)$).

3.- Procédé de détermination selon la revendication 2, caractérisé en ce que ledit indicateur de cohérence ($Corr_\phi(n_z, \alpha)$) mesure une cohérence dynamique entre des valeurs de l'incidence (α) et du facteur de charge (n_z) sur des premier et deuxième intervalles de temps.

4.- Procédé de détermination selon l'une quelconque des revendications 2 ou 3, caractérisé en ce que ledit indicateur de cohérence ($Corr_\phi(n_z, \alpha)$) est un coefficient de corrélation statistique entre lesdites valeurs de l'incidence (α) et lesdites valeurs du

facteur de charge (n_z) sur lesdits premier et deuxième intervalles de temps, déterminé sous la forme :

$$Corr_\phi(n_z, \alpha) = \frac{Cov_\phi(n_z, \alpha)}{\varepsilon_{n_z} \varepsilon_\alpha},$$

où $Cov_\phi(n_z, \alpha)$ désigne une covariance entre lesdites valeurs d'incidence α et lesdites valeurs de facteur de charge n_z , ε_α désigne un écart-type des valeurs d'incidence α sur ledit premier intervalle et ε_{n_z} désigne un écart-type des valeurs de facteur de charge n_z sur ledit deuxième intervalle.

5
10
15
20
25

5.- Procédé de détermination selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, caractérisé en ce qu'il comprend la comparaison (96) d'une valeur absolue dudit indicateur de cohérence ($Corr_\phi(n_z, \alpha)$) à un seuil de corrélation ($Corr_{min}$) prédéterminé, l'état de crédibilité faible (76) étant activé si ledit indicateur de cohérence ($Corr_\phi(n_z, \alpha)$) est inférieur audit seuil de corrélation ($Corr_{min}$) et l'état de crédibilité intermédiaire étant activé si ledit indicateur de cohérence ($Corr_\phi(n_z, \alpha)$) est supérieur ou égal audit seuil de corrélation ($Corr_{min}$).

15
20
25

6.- Procédé de détermination selon l'une quelconque des revendications 2 à 5, caractérisé en ce que ledit test (90) de cohérence dynamique comprend une étape préalable de détermination (92) d'une pertinence dudit test (90) de cohérence dynamique, comprenant la détermination d'une valeur de dispersion ($\varepsilon_{n_z}^2$) desdites valeurs du facteur de charge (n_z) sur ledit deuxième intervalle, ledit test (90) de cohérence dynamique étant jugé pertinent si ladite valeur de dispersion ($\varepsilon_{n_z}^2$) est supérieure ou égale à un seuil de dispersion ($\varepsilon_{n_z \min}^2$) prédéterminé et non pertinent si ladite valeur de dispersion ($\varepsilon_{n_z}^2$) est inférieure audit seuil de dispersion ($\varepsilon_{n_z \min}^2$).

7.- Procédé de détermination selon la revendication 6, caractérisé en ce que les résultats dudit test (90) de cohérence dynamique ne sont pas pris en compte lorsque le test (90) de cohérence dynamique est jugé non pertinent.

8.- Procédé de détermination selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que ledit test (90, 100) de cohérence comprend un test (100) de cohérence statique, dans lequel ladite caractéristique de vol (n_z, θ) est une assiette (θ) de l'aéronef (1), ledit indicateur de cohérence ($\theta - \alpha$) mesurant une cohérence statique entre ladite valeur de l'incidence (α) et une valeur d'assiette (θ), ledit procédé

30

comprenant l'activation de l'état de crédibilité faible (76) ou d'un deuxième état de crédibilité intermédiaire en fonction de la valeur dudit indicateur de cohérence ($\theta - \alpha$).

5 9.- Procédé de détermination selon la revendication 8, caractérisé en ce que la détermination (106) d'un indicateur de cohérence entre ladite valeur de l'incidence (α) et ladite valeur d'assiette (θ) comprend la détermination d'une différence ($\theta - \alpha$) entre ladite valeur d'assiette (θ) et ladite valeur d'incidence (α), lesdites valeurs de l'incidence (α) et d'assiette (θ) étant jugées cohérentes si la valeur absolue de ladite différence ($\theta - \alpha$) est supérieure à un seuil de différence prédéterminé (ε_3) et non cohérentes si la valeur absolue de ladite différence ($\theta - \alpha$) est supérieure audit seuil de différence prédéterminé (10) (ε_3)

15 10.- Procédé de détermination selon l'une quelconque des revendications 8 ou 9, caractérisé en ce que ledit test (100) de cohérence statique comprend une étape préalable de détermination (102) d'une pertinence dudit test (100) de cohérence statique, comprenant la détermination d'une pente (γ_{air}) de l'aéronef (1) et d'une inclinaison (φ) de l'aéronef (1) et la comparaison de ladite pente (γ_{air}) à un seuil de pente prédéterminé, et la comparaison de ladite inclinaison (φ) à un seuil d'inclinaison prédéterminé, ledit test (100) de cohérence statique étant jugé pertinent si ladite pente (γ_{air}) et ladite inclinaison (φ) sont inférieures ou égales auxdits seuil de pente et d'inclinaison respectivement, et non pertinent si ladite pente (γ_{air}) est supérieure audit seuil de pente et/ou ladite inclinaison (φ) est inférieure audit seuil d'inclinaison. 20

11.- Procédé de détermination selon la revendication 10, caractérisé en ce que les résultats dudit test (100) de cohérence statique ne sont pas pris en compte lorsque le test (100) de cohérence statique est jugé non pertinent.

25 12.- Procédé de détermination selon l'une quelconque des revendications 2 à 7 prise en combinaison avec l'une quelconque des revendications 8 à 11, caractérisé en ce qu'il comprend, lorsque lesdits premier et deuxième états de crédibilité intermédiaire sont successivement activés dans un intervalle de temps inférieur à un seuil (Δt) prédéterminé, l'activation d'un état de crédibilité fiable, dans lequel les mesures d'incidence dudit capteur d'incidence (5d) sont jugées fiables.

30 13.- Procédé de détermination selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comprend, au moins lorsque l'état de crédibilité faible est activé, une étape (76) de détermination d'une information de vitesse auxiliaire (M^{**}) indépendante de mesures dudit capteurs d'incidence (5d), et une étape de mise à disposition d'un équipage de l'aéronef de ladite information de vitesse auxiliaire (M^{**}).

14.- Système de détermination d'un état de crédibilité de mesures d'au moins un capteur d'incidence (5d) d'un aéronef (1) lors d'un vol dudit aéronef (1), caractérisé en ce qu'il comprend des moyens de mise en œuvre d'au moins un test (90, 100) de cohérence entre des mesures d'incidence (α) de l'aéronef (1), issues dudit capteur d'incidence (5d),
5 et des mesures d'au moins une caractéristique de vol (n_z, θ) de l'aéronef (1), distincte de l'incidence, comprenant:

- des moyens configurés pour déterminer au moins une valeur de l'incidence (α) de l'aéronef (1) à partir de mesures dudit capteur d'incidence (5d),

10 - des moyens configurés pour déterminer au moins une valeur de ladite caractéristique de vol (n_z, θ) de l'aéronef (1),

- des moyens configurés pour déterminer une valeur d'au moins un indicateur de cohérence ($Corr_\phi(n_z, \alpha), \theta - \alpha$) de la valeur de l'incidence (α) avec la valeur de ladite caractéristique (n_z, θ),

15 - des moyens configurés pour activer un état de crédibilité faible (76), dans lequel les mesures dudit capteur d'incidence (5d) sont jugées non fiables, ou un état de crédibilité intermédiaire, dans lequel les mesures dudit capteur d'incidence (5d) sont jugées cohérentes avec les mesures de ladite caractéristique de vol, en fonction de la valeur dudit indicateur de cohérence ($Corr_\phi(n_z, \alpha), \theta - \alpha$).

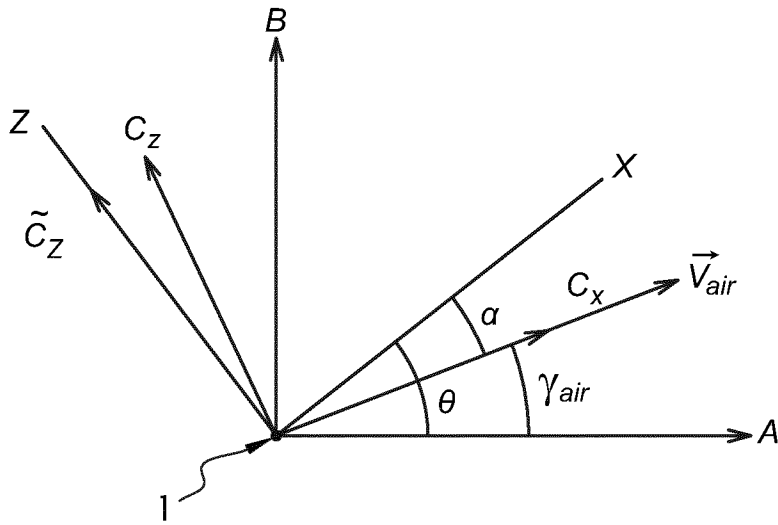


FIG.1

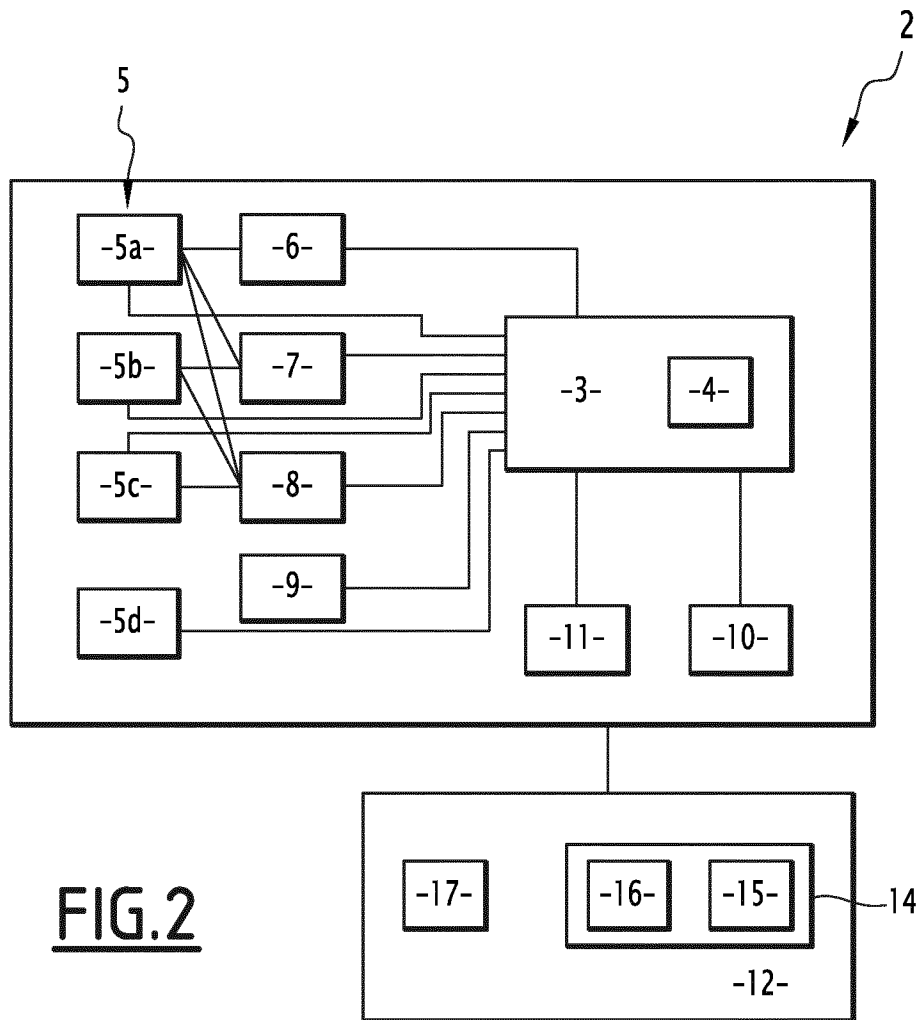


FIG.2

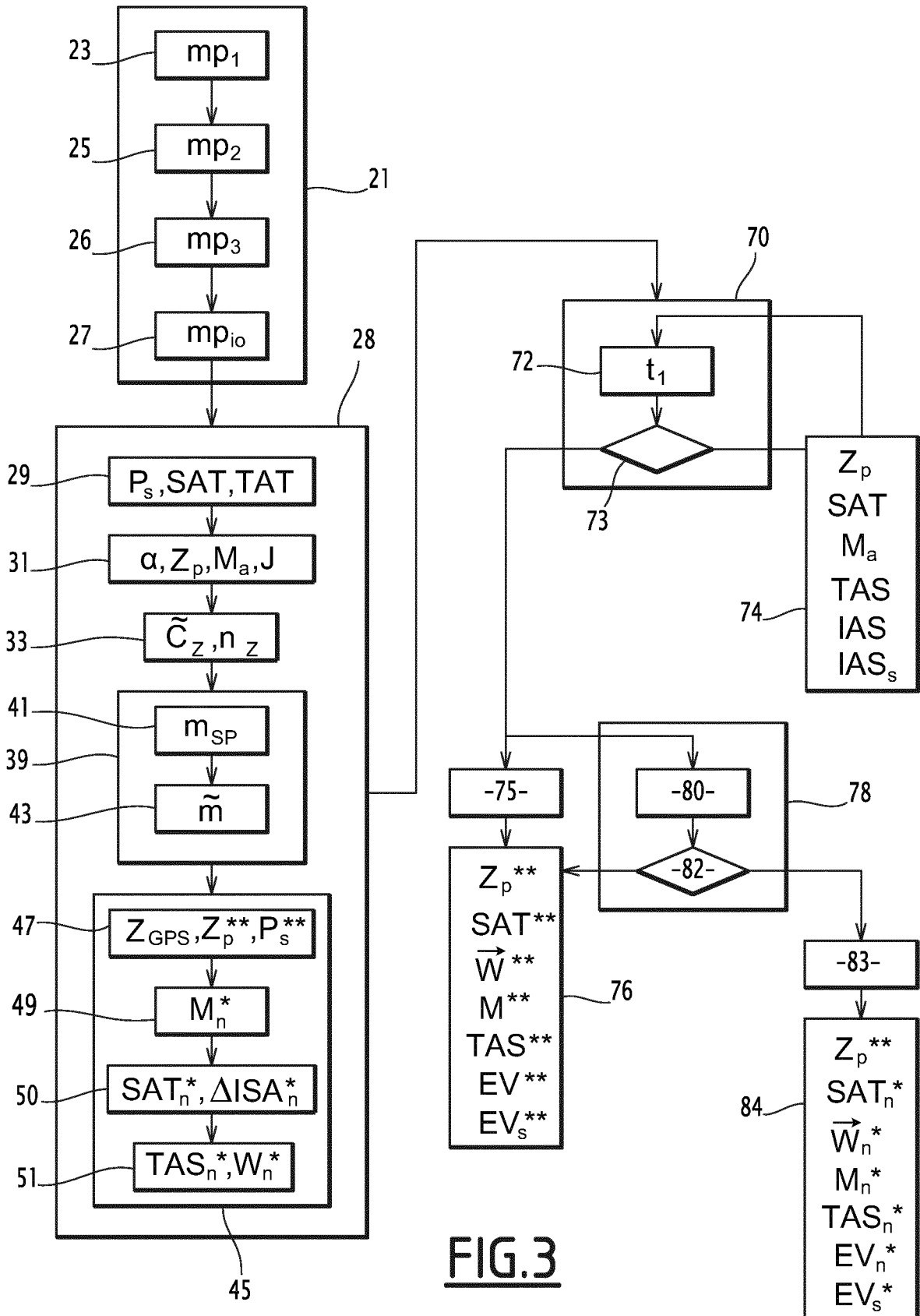


FIG.3

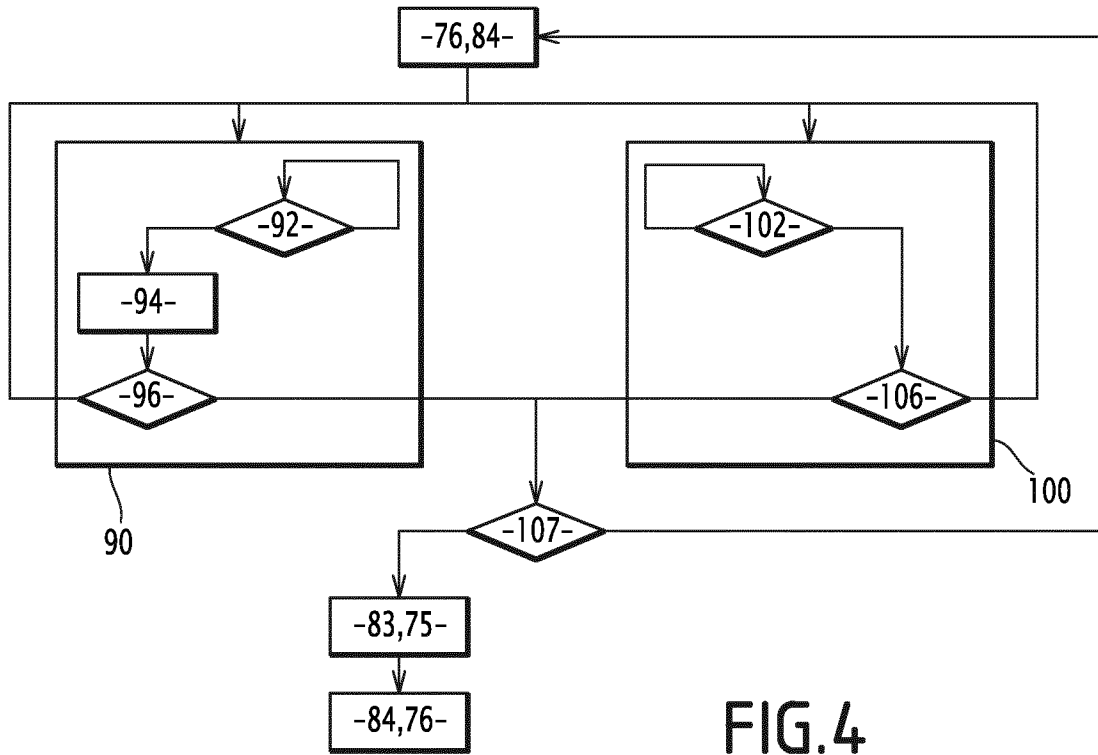


FIG. 4

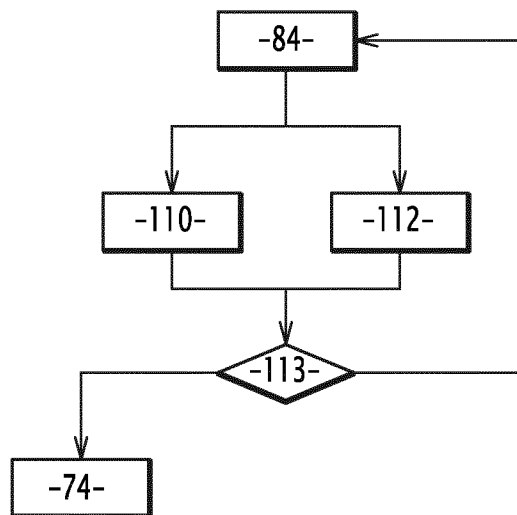


FIG. 5

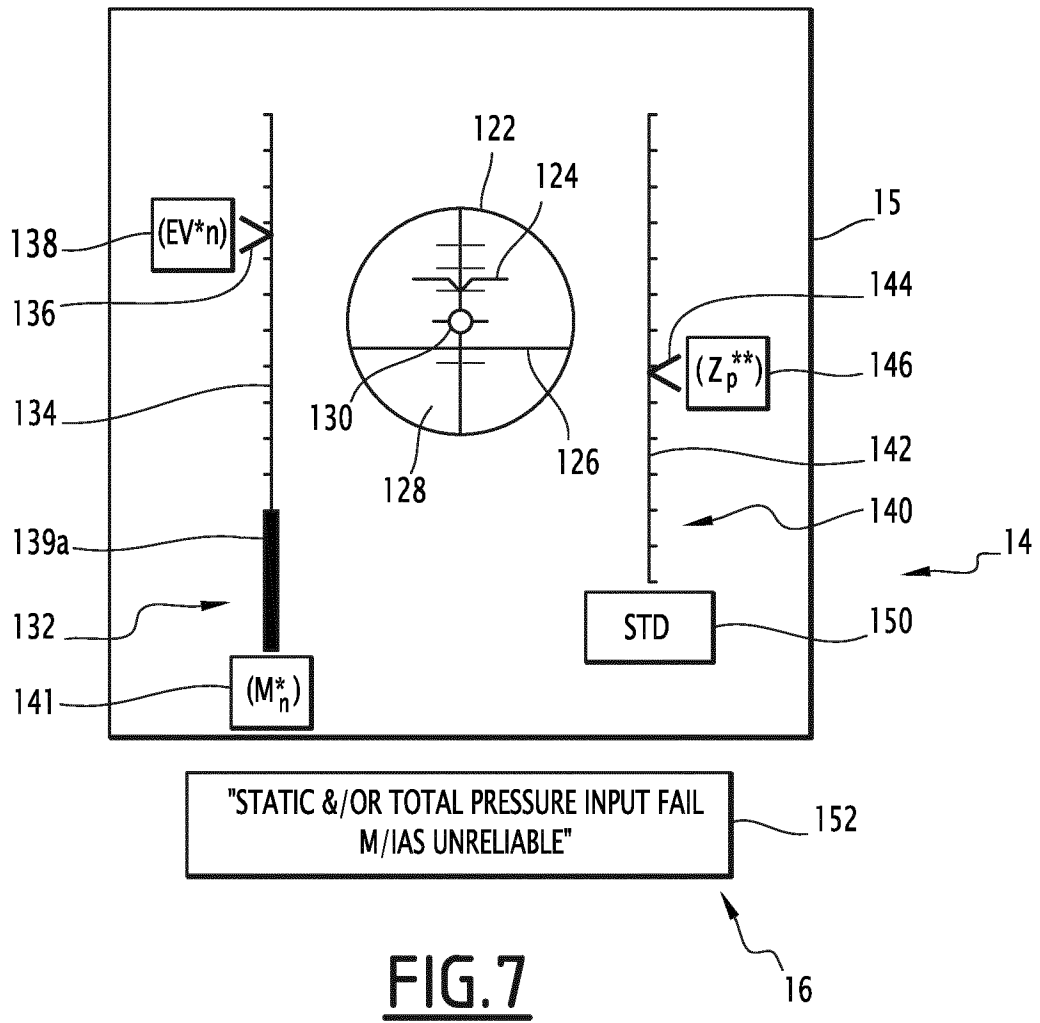


FIG. 7

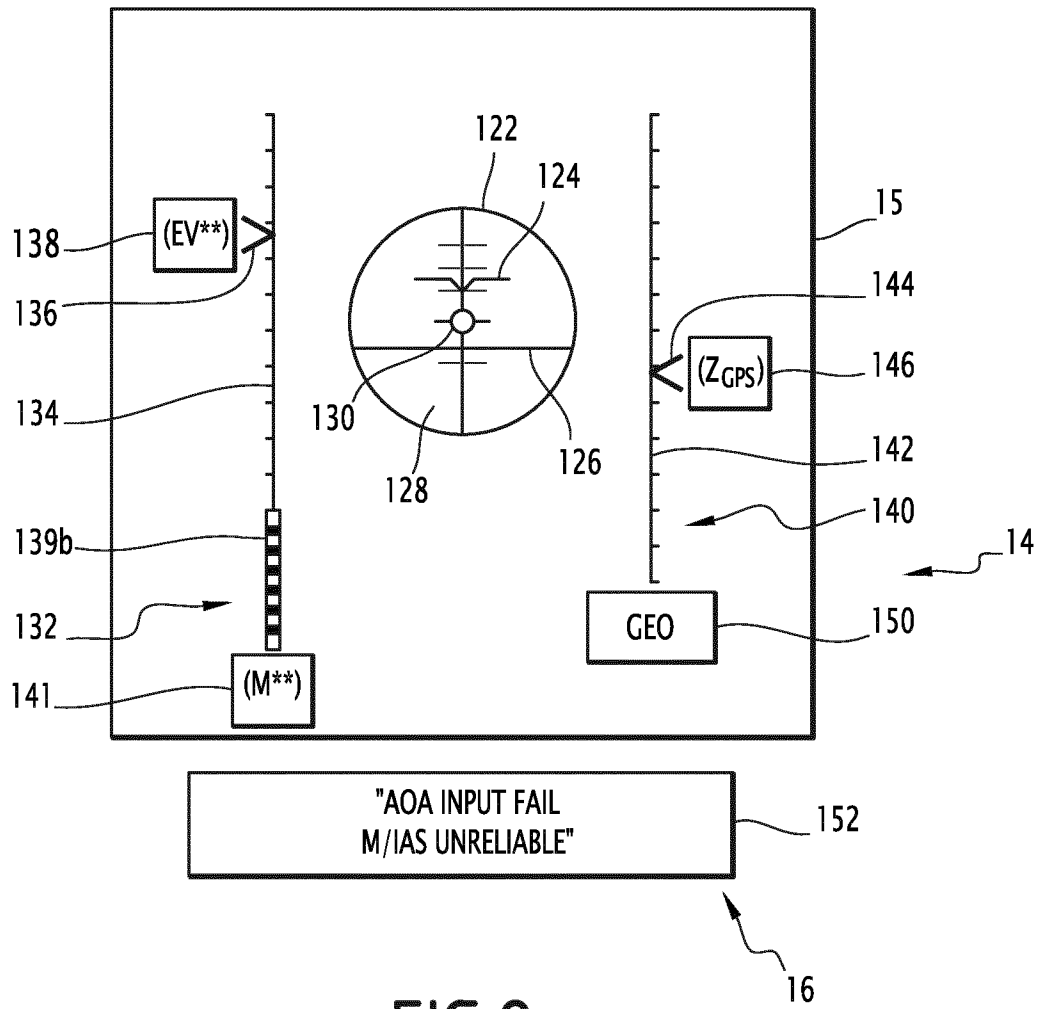


FIG.8

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2013/056432

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. G01P13/02 G01P21/02 B64D43/02
ADD.
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED
Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
G01P B64D
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)
EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	EP 0 863 451 A1 (AEROSPATIALE [FR] AEROSPATIALE MATRA [FR]) 9 September 1998 (1998-09-09) column 1, line 3 - column 5, line 13; figure 1	1-14
A	----- US 2003/126923 A1 (SCHULZE BERND [DE]) 10 July 2003 (2003-07-10) the whole document	1-14
A	----- WO 2004/113929 A1 (THALES SA [FR]; ROBERGE PHILIPPE [FR]; THOMAS DOMINIQUE [FR]) 29 December 2004 (2004-12-29) the whole document -----	1-14

Further documents are listed in the continuation of Box C.

See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date	"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)	"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means	"&" document member of the same patent family
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed	

Date of the actual completion of the international search 23 April 2013	Date of mailing of the international search report 07/05/2013
---	---

Name and mailing address of the ISA/ European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Authorized officer Springer, Oliver
--	---

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No PCT/EP2013/056432

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date	
EP 0863451	A1	09-09-1998	DE 69800948 D1	26-07-2001
			DE 69800948 T2	28-03-2002
			EP 0863451 A1	09-09-1998
			FR 2760268 A1	04-09-1998
			US 6073084 A	06-06-2000

US 2003126923	A1	10-07-2003	AT 479902 T	15-09-2010
			CA 2412271 A1	21-05-2003
			DE 10157074 A1	05-06-2003
			EP 1314985 A1	28-05-2003
			US 2003126923 A1	10-07-2003

WO 2004113929	A1	29-12-2004	EP 1636596 A1	22-03-2006
			FR 2856799 A1	31-12-2004
			WO 2004113929 A1	29-12-2004

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/EP2013/056432

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. G01P13/02 G01P21/02 B64D43/02 ADD.		
Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB		
B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE		
Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement) G01P B64D		
Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche		
Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés) EPO-Internal, WPI Data		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	EP 0 863 451 A1 (AEROSPATIALE [FR] AEROSPATIALE MATRA [FR]) 9 septembre 1998 (1998-09-09) colonne 1, ligne 3 - colonne 5, ligne 13; figure 1	1-14
A	----- US 2003/126923 A1 (SCHULZE BERND [DE]) 10 juillet 2003 (2003-07-10) le document en entier	1-14
A	----- WO 2004/113929 A1 (THALES SA [FR]; ROBERGE PHILIPPE [FR]; THOMAS DOMINIQUE [FR]) 29 décembre 2004 (2004-12-29) le document en entier	1-14
<input type="checkbox"/> Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents <input checked="" type="checkbox"/> Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe		
* Catégories spéciales de documents cités:		
"A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent "E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date "L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée) "O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens "P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée	"T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention "X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément "Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier "&" document qui fait partie de la même famille de brevets	
Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée 23 avril 2013		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 07/05/2013
Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016		Fonctionnaire autorisé Springer, Oliver

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/EP2013/056432

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 0863451	A1	09-09-1998	DE 69800948 D1	26-07-2001
			DE 69800948 T2	28-03-2002
			EP 0863451 A1	09-09-1998
			FR 2760268 A1	04-09-1998
			US 6073084 A	06-06-2000

US 2003126923	A1	10-07-2003	AT 479902 T	15-09-2010
			CA 2412271 A1	21-05-2003
			DE 10157074 A1	05-06-2003
			EP 1314985 A1	28-05-2003
			US 2003126923 A1	10-07-2003

WO 2004113929	A1	29-12-2004	EP 1636596 A1	22-03-2006
			FR 2856799 A1	31-12-2004
			WO 2004113929 A1	29-12-2004
