

A1

**DEMANDE  
DE BREVET D'INVENTION**

②

**N° 82 02398**

---

⑤④ Système de mesure de la vitesse vraie d'un aéronef.

⑤① Classification internationale (Int. Cl.<sup>3</sup>). G 01 P 5/00; 64 C 13/18; G 01 P 7/00;  
G 05 D 1/08, 13/62.

②② Date de dépôt..... 15 février 1982.

③③ ③② ③① Priorité revendiquée : *EUA, 8 août 1980, n° 176.832.*

④① Date de la mise à la disposition du  
public de la demande..... B.O.P.I. — « Listes » n° 28 du 16-7-1982.

---

⑦① Déposant : UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION, résidant aux EUA.

⑦② Invention de : Douglas Harold Cleford et Richard Dennis Murphy.

⑦③ Titulaire : *Idem* ⑦①

⑦④ Mandataire : R. Baudin,  
10, rue de la Pépinière, 75008 Paris.

---

2° demande divisionnaire de la date de dépôt du 10 août 1981 de la demande de brevet  
initiale n° 81 15434 (art. 14 de la loi du 2 janvier 1968 modifiée).

- 1 -

La présente invention concerne des perfectionnements relatifs à des systèmes électriques de mesure de la vitesse vraie d'un aéronef.

5           Comme on le sait, la vitesse d'un hélicoptère est fonction du pas cyclique longitudinal et du pas collectif du rotor principal. Dans les systèmes de pilotes automatiques d'hélicoptères, il est connu de prévoir un système de maintien de vitesse vraie aux vitesses de croisière ( par exemple, 10 à plus d'environ 60 noeuds) et également de prévoir un système de maintien d'attitude d'aéronef à des vitesses inférieures aux vitesses de croisière. Afin de maintenir une vitesse, on établit une vitesse désirée avec laquelle on synchronise ensuite le système de maintien de telle sorte que la 15 vitesse désirée soit "retenue en mémoire", tandis que les écarts survenant dans la vitesse réelle constituent des entrées pour le système de commande de l'hélicoptère afin de corriger la vitesse jusqu'à ce que l'erreur soit nulle. De la même manière, on peut synchroniser l'attitude désirée lorsqu'on emploie un système de maintien d'attitude. En règle 20 générale, le système réagissant aux écarts survenant soit dans la vitesse désirée, soit dans l'attitude souhaitée comprend à la fois des gains proportionnels et intégraux afin d'assurer un fonctionnement rapide et stable avec une erreur 25 nulle en régime permanent.

La réponse d'un hélicoptère aux signaux d'entrée parvenant à son système de commande entraîne ipso facto des retards inhérents. Par exemple, il existe un retard entre la commande effectuée pour obtenir une attitude particulière et 30 la stabilisation de l'aéronef dans cette attitude. En outre, dès qu'un hélicoptère prend réellement un angle d'inclinaison, la vitesse peut continuer à s'accroître ( ou à diminuer) jusqu'à ce qu'une vitesse d'équilibre soit atteinte pour une attitude donnée.

35           Une autre caractéristique résultant des retards inhérents aux systèmes de maintien de vitesse vraie d'hélicoptères suivant la technique antérieure réside dans le fait que tout système de maintien de vitesse vraie doit fonctionner à un gain élevé afin de pouvoir corriger complètement les 40 variations survenant dans la vitesse vraie et ainsi maintenir

- 2 -

la vitesse souhaitée relativement constante. Toutefois, si le gain du système de maintien de vitesse vraie est élevé à un poids auquel il maintiendra une vitesse relativement constante  
5 par temps calme, ce système devient alors trop sensible aux rafales et aux turbulences, si bien qu'il en résulte une conduite inconfortable de l'aéronef. Dès lors, un compromis doit être établi entre la possibilité de maintenir la vitesse vraie et la réponse erratique inopportune au cours des rafales et  
10 dans des conditions de turbulence (donnant lieu à une conduite quelque peu inconfortable de l'aéronef), cette réponse erratique étant associée à une rétention de vitesse vraie loin d'être adéquate.

La présente invention a pour objet de fournir un  
15 signal de la vitesse vraie d'une aéronef régulier, mais toujours représentatif.

La présente invention est basé sur la découverte selon laquelle, en raison de systèmes de maintien de vitesse vraie à gain élevé, le comportement général d'un aéronef est prin-  
20 cipalement fonction des variation survenant dans la vitesse vraie indiquée sous l'effet des rafales de vent et des conditions turbulentes influençant le signal de sortie instantané d'un système statique indicateur de vitesse vraie de Pitot, plutôt que des variations survenant dans la position de l'aéro-  
25 nef directement en réponse aux rafales de vent, donnant ainsi lieu à l'émission de signaux d'entrée inopportuns de pilote automatique qui, à leur tour, provoquent des perturbations dans le comportement de l'aéronef. Selon la présente invention un signal filtré de vitesse vraie est émis sous  
30 forme de l'intégrale de la sommation de l'accélération longitudinale avec des fonctions proportionnelles et intégrales de la sommation du signal du système statique indicateur de vitesse vraie de Pitot et du signal filtré de vitesse vraie lui-même.

35 L'invention peut être aisément mise en oeuvre avec des appareils et des techniques rentrant dans le cadre des connaissances de l'homme de métier et ce, à la lumière de la description ci-après (soit dans une forme de réalisation analogique, soit dans une forme de réalisation numérique), cette  
40 invention pouvant être parfaitement mise en oeuvre au moyen

d'un ordinateur numérique.

D'autres objets, caractéristiques et avantages de la présente invention apparaîtront plus clairement à la lecture de la description détaillée ci-après de certaines formes de réalisation données à titre d'exemple en se référant aux dessins annexés dans lesquels:

la figure 1 est un schéma simplifié d'un appareil destiné à filtrer le signal de vitesse vraie dans un ordinateur analogique de l'invention; et

la figure 2 est un organigramme logique simplifié d'un programme d'ordinateur en vue d'émettre un signal filtré de vitesse vraie du type illustré en figure 1 dans un ordinateur numérique de l'invention.

En se référant à la figure 1, un premier aspect de la présente invention est d'émettre un signal filtré de vitesse vraie sur une ligne 10 en fonction de l'intégrale d'une combinaison d'un signal classique de vitesse vraie émis sur une ligne 11 et pouvant provenir d'un système statique classique de mesure de vitesse vraie 12 de Pitot, d'un signal d'accélération longitudinale émis sur une ligne 13 et pouvant provenir d'un accéléromètre longitudinal classique 14, ainsi que de la réaction du signal filtré de vitesse vraie lui-même émis sur la ligne 10. Plus spécifiquement, un intégrateur 15 qui émet le signal filtré de vitesse vraie sur la ligne 10, réagit à une jonction de sommation 16 établissant la sommation du signal d'accélération longitudinale sur la ligne 13 avec un signal intégral de différence de vitesse vraie émis sur une ligne 17 et un signal proportionnel de différence de vitesse vraie émis sur une ligne 18. Le signal intégral de différence de vitesse vraie est émis par un intégrateur 19 ayant un gain (K8) qui est choisi, conjointement avec le gain (K9) d'un amplificateur proportionnel 20, de façon à fournir, par la combinaison des signaux émis sur les lignes 17 et 18, un système de second ordre ayant une constante de temps d'environ 7 secondes et un facteur d'affaiblissement d'environ 0,7. Les amplificateurs 19, 20 sont alimentés par une jonction de sommation 21 établissant la sommation du signal filtré de réaction de vitesse vraie émis sur la ligne 10 avec le signal de vitesse vraie provenant du système statique de Pitot et émis sur

- 4 -

la ligne 11. Le filtrage assuré par les amplificateurs 19, 20 et l'intégrateur 15 élimine toutes les variations à court terme pouvant résulter des rafales de vent et des conditions  
5 turbulentes dans le signal de sortie du système statique de détection de vitesse vraie de Pitot 12, tout en permettant cependant l'obtention d'indications à long terme concernant la vitesse vraie réelle lorsque la vitesse moyenne du vent subit des changements au cours de certaines périodes et égale-  
10 ment lorsque la vitesse d'un aéronef varie. D'autre part, les changements survenant à court terme dans la vitesse dynamique d'un hélicoptère sont détectés par l'accéléromètre longitudinal, l'accélération de l'aéronef étant intégrée à la vitesse de ce dernier par l'intégrateur 15 pour fournir des indications  
15 à court terme concernant les changements survenant dans la vitesse. Il en résulte globalement que la vitesse vraie instantanée est fournie par l'accéléromètre longitudinal, cependant que les écarts survenant à long terme dans cette vitesse vraie instantanée sont hors de cause puisqu'aussi bien le  
20 signal fortement filtré de vitesse vraie du système statique de Pitot et le signal de réaction corrigent ces écarts. En un sens, l'appareil illustré en figure 1 pour l'émission d'un signal filtré de vitesse vraie est, en fait, une intégration d'une accélération longitudinale avec une stabilité aux écarts  
25 à long terme suite au signal fortement filtré de vitesse vraie émis par le système statique de Pitot.

Le signal filtré de vitesse vraie suivant la présente invention peut également être émis sous forme numérique. La figure 2 illustre un sous-programme d'un signal filtré de vi-  
30 tesse vraie qui est atteint par un point d'entrée 24 dont le premier pas est d'émettre un signal de différence de vitesse vraie en fonction du signal de vitesse vraie du système statique de Pitot moins le signal filtré de vitesse vraie. Ce pas équivaut à la jonction de sommation 21 illustrée en figure 1.  
35 Ensuite, la valeur proportionnelle de différence de vitesse vraie, qui équivaut au signal émis sur la ligne 18, est obtenue en multipliant le facteur de différence de vitesse vraie par le gain K9 d'une pas 26. Ensuite, dans un pas 27, un incrément de différence de vitesse vraie est obtenu en multipli-  
40 ant la différence de vitesse vraie par le gain K8 qui équivaut

- 5 -

au gain de l'amplificateur 19 de la figure 1. Cet incrément est ajouté, dans un pas 28, à une valeur d'erreur intégrale de vitesse vraie qui est une fonction d'accumulation équivalente à la fonction intégrale de l'amplificateur 19 de la figure 1. Ensuite, dans un pas 29, le signal d'accélération à écart compensé, équivalant au signal de sortie de la jonction de sommation 16 en figure 1, est obtenu sous forme d'une sommation du signal proportionnel de différence de vitesse vraie, du signal intégral d'erreur de vitesse vraie et du signal d'accélération longitudinale (provenant d'un accéléromètre de la même manière que celle décrite d'une manière générale en figure 1.) Le signal d'accélération du pas 29 vient s'ajouter au signal filtré de vitesse vraie dans le pas 30, c'est-à-dire une fonction d'accumulation qui est l'équivalent numérique de la fonction intégrale de l'intégrateur 15 en figure 1. Ensuite, le programme revient aux autres parties du programme d'ordinateur par un point de transfert 31.

La fonction numérique représentée par l'organigramme simplifié de la figure 2 peut être mise en oeuvre dans n'importe quel système numérique de commande de vol, par exemple, celui décrit par la Demanderesse dans le brevet des Etats-Unis d'Amérique No. 4270168 déposée le 31 août 1978 et ayant pour titre "SELECTIVE DISABLEMENT IN FAIL-OPERATIONAL, FAIL-SAFE MULTI-COMPUTER CONTROL SYSTEM". En fait, le programme illustré en figure 2 a été mis en oeuvre dans des ordinateurs réels du type décrit dans le brevet précité et ce, dans le programme 906 illustré en figure 9 de ce brevet en vue de calculer la compensation de pas en utilisant un accéléromètre longitudinal et des signaux de vitesse vraie émis par un système statique de Pitot et introduits dans l'ordinateur par des transferts de données d'accès direct à une mémoire comme décrit dans un tableau de ce brevet.

D'autre part, l'invention peut être mise en oeuvre dans différentes autres formes de réalisation analogiques et numériques et elle peut notamment être mise en oeuvre dans des systèmes d'ordinateurs duplex ou simplex de différents types en adoptant des techniques de programmation bien connues.

La forme de réalisation de l'invention qui est illus-

- 6 -

trée en figure 1 présente une certaine similitude avec l'utilisation d'un accéléromètre vertical intégré en vue d'émettre un signal de référence pour une fonction de pilote automatique à maintien d'altitude qui est connu dans la technique antérieure. Toutefois, dans la technique antérieure, l'accélération verticale intégrée est utilisée uniquement en remplacement de la vitesse d'altitude barométrique dans une partie d'aller d'un système de maintien d'altitude. Dans ce cas, son utilisation a pour but d'éviter l'emploi de la dérivée d'un signal bruyant, à savoir le signal d'altitude barométrique, qui, lorsqu'il est différencié, devient plus bruyant encore. Toutefois, on ne l'utilise pas comme indication de l'altitude qui doit être maintenue, tandis que, suivant la présente invention, on utilise une accélération longitudinale intégrée comme indication principale de la vitesse vraie d'un aéronef, tout en employant le signal de vitesse vraie émis par le système statique de Pitot simplement en vue d'obtenir une référence à long terme et exempte d'écart pour l'accélération intégrée, tout en obtenant également une référence relativement constante de la vitesse du vent vis-à-vis de la vitesse vraie.

Un aspect important de l'invention réside dans le fait qu'en utilisant un signal de vitesse vraie fortement filtré d'un système statique de Pitot en vue d'obtenir une correction d'écart pour un signal intégré de vitesse vraie d'accélération longitudinale, on élimine les perturbations de vitesse vraie en fonction des rafales et des conditions turbulentes, ce qui constitue une amélioration évidente et inhérente dans la fonction de n'importe quel appareil réagissant à la vitesse vraie, toutefois, l'invention est particulièrement importante dans un système de pilote automatique à maintien de vitesse vraie, car elle permet d'utiliser un gain maximum pour effectuer un contrôle rigoureux de la vitesse vraie sans qu'il en résulte des perturbations inconfortables dans l'attitude de l'aéronef suite à des indications erratiques de vitesse vraie.

La description ci-dessus donne les aspects importants de l'invention, d'autres aspects des formes de réalisation par lesquelles l'invention a été décrite, ne sont pas importants. En d'autres mots, le choix du matériel ou du logi-

- 7 -

ciel, la nature détaillée du matériel ou du montage d'un ordinateur dans lequel le logiciel peut intervenir, de même que le type particulier du système de servocommande de compensation utilisé ne sont pas importants pour l'invention.

Dès lors, bien que l'invention ait été décrite et illustrée en se référant à certaines de ses formes de réalisation données à titre d'exemple, l'homme de métier comprendra que les modifications, omissions et additions ci-dessus et différentes autres encore, tant dans la forme que dans les détails, peuvent être envisagées sans pour autant se départir de l'esprit et du cadre de l'invention.

REVENDEICATIONS

1. Appareil en vue d'émettre un signal de vitesse vraie d'un aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend:
- 5 un capteur (12) de vitesse vraie d'un système statique de Pitot pour émettre un signal brut (11) de vitesse vraie représentant l'indication fournie par le système sta-  
tique de Pitot concernant la vitesse vraie de l'aéronef;
- 10 un accéléromètre longitudinal (14) émettant un signal d'accélération (13) indiquant l'accélération de l'aéro-  
nef le long de son axe longitudinal; et
- 15 un élément (15,16,19,21) de traitement de signaux émettant un signal filtré et intégré (10) de vitesse vraie, un signal de différence de vitesse vraie représentant  
la différence entre le signal brut (11) de vitesse vraie et  
le signal filtré (10) de vitesse vraie, un signal proportionnel  
de différence (18) de vitesse vraie sous forme d'une fonction  
proportionnelle de ce signal de différence de vitesse vraie,  
un signal intégral de différence (17) de vitesse vraie sous  
20 forme d'une fonction intégrale de ce signal de différence de  
vitesse vraie, un signal d'accélération représentant la somma-  
tion de ce signal proportionnel de différence (18) de vitesse  
vraie, de ce signal intégral de différence (17) de vitesse  
vraie et de ce signal d'accélération (13), de même que le sig-  
25 nal filtré (10) de vitesse vraie sous forme de l'intégrale  
du signal d'accélération.

par procuration de: UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION

Mandataire: R. BAUDIN

FIG. 1

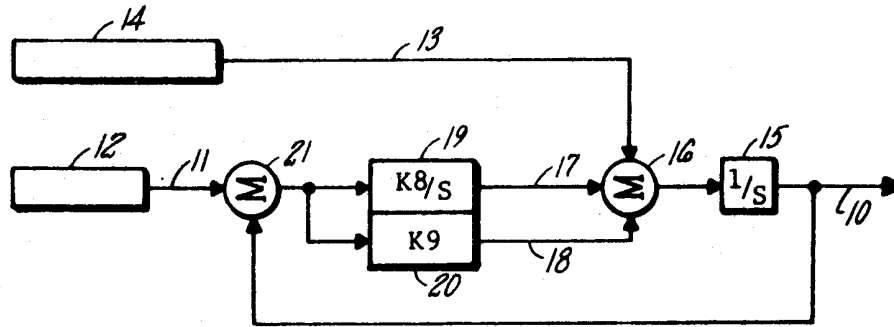


FIG. 2

