

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
PARIS

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

**3 009 281**

②1 N° d'enregistrement national : **13 57567**

⑤1 Int Cl<sup>8</sup> : **B 64 D 43/00 (2013.01), G 01 L 19/08**

⑫

## DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

⑫2 Date de dépôt : 31.07.13.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la demande : 06.02.15 Bulletin 15/06.

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

⑥0 Références à d'autres documents nationaux apparentés :

Demande(s) d'extension :

⑦1 Demandeur(s) : AIRBUS OPERATIONS Société par actions simplifiée — FR.

⑦2 Inventeur(s) : DOS REIS MICHEL et BLANCHARD NICOLAS.

⑦3 Titulaire(s) : AIRBUS OPERATIONS Société par actions simplifiée.

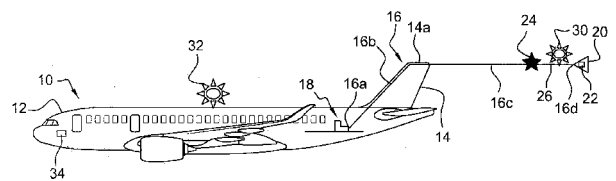
⑦4 Mandataire(s) : IPSILON - BREMA-LOYER Société par actions simplifiée.

⑤4 AERONEF COMPRENANT UN SYSTEME DE MESURE DE PRESSION ET PROCEDE ASSOCIE.

⑤7 L'invention concerne un aéronef (10) comprenant un système de mesure d'une pression statique de référence en vol qui comprend :

- un capteur de pression (22) relié à la partie arrière de l'aéronef par un câble (16) et qui est associé à une prise de pression (24) disposée, lors du vol, dans une zone non perturbée en aval de l'aéronef, le capteur de pression (22) étant apte, d'une part, à mesurer une pression provenant de la prise de pression (24) et, d'autre part, à transmettre à l'aéronef un signal, par exemple électrique, représentatif de la pression mesurée,

- un système (34) embarqué à bord de l'aéronef qui est apte à déterminer une mesure de pression à partir, d'une part, du signal transmis et, d'autre part, d'une position du capteur de pression (22) par rapport à l'aéronef (10). La pression est mesurée de façon dynamique durant la montée ou la descente de l'aéronef.



FR 3 009 281 - A1



## **AERONEF COMPRENANT UN SYSTEME DE MESURE DE PRESSION ET PROCEDE ASSOCIE**

L'invention concerne un aéronef comprenant un système de mesure de  
5 pression.

Il serait utile de pouvoir mesurer en vol, de façon dynamique, une pression qui pourrait être utilisée ensuite comme pression de référence, par exemple pour calibrer des sondes de Pitot placées à bord.

L'invention propose ainsi, selon un premier aspect, un aéronef  
10 comprenant un système de mesure d'une pression en vol, caractérisé en ce que le système de mesure comprend :

-au moins un capteur de pression relié à la partie arrière de l'aéronef par un câble, ledit au moins un capteur de pression étant associé à une prise de pression qui est disposée en aval de l'aéronef lorsque celui-ci est en vol et  
15 dans une zone non perturbée par les écoulements tourbillonnants créés autour de l'aéronef, ledit au moins un capteur de pression étant apte, d'une part, à mesurer une pression provenant de ladite prise de pression et, d'autre part, à transmettre à l'aéronef au moins un signal représentatif de ladite mesure de pression ,

20 -un système embarqué à bord de l'aéronef qui est apte à déterminer au moins une mesure de pression à partir, d'une part, dudit au moins un signal transmis et, d'autre part, d'une position déterminée de façon dynamique dudit au moins un capteur de pression par rapport à l'aéronef.

En positionnant ledit au moins un capteur de pression en arrière de  
25 l'aéronef et en le reliant à ce dernier par un câble, ledit au moins un capteur de pression est proche de la prise de pression. Le chemin à parcourir par la pression jusqu'audit au moins un capteur est donc court. Cela ne nécessite donc pas, ou pratiquement pas, de temps d'attente de stabilisation pour la mesure de pression par ledit au moins un capteur. Le ou les signaux  
30 représentatifs de la pression mesurée, par exemple des signaux électriques, sont ensuite transmis à l'aéronef et pris en compte par le système embarqué pour la détermination dynamique d'une mesure de pression. Il est ainsi

possible d'obtenir des mesures de pression même durant les phases dynamiques de montée et de descente de l'aéronef.

Selon d'autres caractéristiques prises isolément ou en combinaison l'une avec l'autre :

5 -le système de mesure comprend des moyens de détermination dynamique de la position dudit au moins un capteur de pression par rapport à l'aéronef en vol ;

-les moyens de détermination dynamique de la position dudit au moins un capteur de pression par rapport à l'aéronef comprennent deux capteurs  
10 DGPS, l'un étant positionné à côté dudit au moins un capteur de pression et l'autre étant positionné sur l'aéronef, les deux capteurs étant aptes chacun à recevoir des informations de position en provenance d'une constellation de satellites (cette constellation comprend par exemple au moins trois satellites), les moyens de détermination étant aptes à déterminer de façon dynamique la  
15 position dudit au moins un capteur de pression par rapport à l'aéronef à partir de la position relative des deux capteurs DGPS ;

-ledit au moins un capteur de pression et la prise de pression sont les plus proches possibles l'un de l'autre mais sont distants d'au moins 2 mètres ;

-ledit au moins un capteur de pression est disposé à l'intérieur d'un  
20 cône de stabilisation qui est fixé à l'extrémité libre du câble opposée à l'extrémité fixée à l'aéronef ;

-la prise de pression est disposée le long du câble ;

-la pression mesurée est une pression de référence, par exemple une pression statique de référence.

25 L'invention a également pour objet, selon un deuxième aspect, un procédé de mesure d'une pression durant le vol d'un aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes :

-obtention d'une pression dans une zone située en aval de l'aéronef et non perturbée par les écoulements tourbillonnants créés autour de  
30 l'aéronef,

-transmission à bord de l'aéronef d'au moins un signal représentatif de ladite pression,

5 -détermination d'au moins une mesure de pression à partir, d'une part, dudit au moins un signal transmis et, d'autre part, d'une position de ladite zone non perturbée par rapport à l'aéronef.

Selon d'autres caractéristiques prises isolément ou en combinaison l'une avec l'autre :

10 -le procédé comprend une étape de détermination de façon dynamique de la position, par rapport à l'aéronef, de ladite zone non perturbée où est obtenue la pression ;

- le procédé comprend une étape préalable de détermination, à partir d'une constellation de satellites (cette constellation comprend par exemple au moins trois satellites), de la position de ladite zone non perturbée et de la position d'une zone prédéterminée de l'aéronef ;

15 -la pression mesurée est une pression de référence, par exemple une pression statique de référence.

D'autres caractéristiques et avantages apparaîtront au cours de la description qui va suivre, donnée uniquement à titre d'exemple non limitatif et faite en référence aux dessins annexés, sur lesquels :

20 -la figure 1 est une vue schématique générale d'un aéronef selon un mode de réalisation de l'invention ;

-la figure 2a est une vue schématique générale de l'agencement d'un capteur de pression et d'une prise de pression par rapport à un câble relié à l'aéronef de la figure 1 ;

25 -la figure 2b est une vue schématique partielle agrandie de l'agencement de la figure 2a ;

-la figure 3 est une vue schématique générale de l'aéronef de la figure 1 lors de la mise en œuvre d'un procédé de mesure de pression selon un mode de réalisation de l'invention ;

30 -la figure 4 représente un logigramme d'un procédé de mesure de pression selon un mode de réalisation de l'invention.

Comme représenté à la figure 1 et désigné de manière générale par la référence notée 10, un aéronef selon un mode de réalisation de l'invention comprend un fuselage 12 et une dérive 14. L'aéronef est en vol sur cette figure.

5 L'aéronef comprend un système de mesure de pression, notamment d'une pression de référence, qui comporte plusieurs éléments.

Le système de mesure de pression comprend un câble électrique 16 qui est fixé à l'aéronef. Par exemple, le câble 16 est fixé, par une première extrémité 16a, à un treuil 18 logé dans la partie arrière de l'aéronef.

10 Le câble 16 est représenté ici en position déployée pour effectuer des mesures de pression lors d'une phase d'essais en vol. Lorsqu'aucune mesure de pression n'est souhaitée le câble est enroulé sur le treuil.

Le câble est acheminé jusqu'à l'extrémité supérieure 14a de la dérive, par l'intérieur de celle-ci, suivant le chemin illustré à la figure 1.

15 Lorsque l'aéronef est en vol, la partie libre du câble, notée 16c, s'étend depuis la dérive 14, en aval de celle-ci jusqu'à la deuxième extrémité libre opposée 16d du câble qui est flottante. Cette extrémité libre 16d est munie d'un cône de stabilisation 20 qui a pour but de stabiliser le câble et ses accessoires et de le tendre dans une disposition sensiblement horizontale.

20 Le câble 16 est suffisamment long pour aménager le long et autour de celui-ci, à distance de l'aéronef, une zone non perturbée par les écoulements tourbillonnants qui sont créés autour de l'aéronef du fait de sa pénétration dans l'air. Cette zone non perturbée permet de prendre des mesures de pression qui sont peu ou pas du tout influencées par l'aéronef et les  
25 perturbations d'écoulement qu'il engendre.

Le système de mesure de pression comprend également un capteur de pression 22 fixé à l'extrémité libre 16d du câble (figure 2a). Le capteur est disposé à l'intérieur du cône de stabilisation 20 afin d'être positionné dans une zone non perturbée.

30 Le système de mesure de pression comprend une prise de pression statique 24 située en amont du capteur 22, le long de la partie libre du câble 16c. La prise de pression 24 est reliée au capteur par un tube 26 amenant l'air au capteur, comme illustré sur la vue partielle agrandie de la figure 2b. On notera

que le capteur de pression 22 est logé dans un boîtier 23 fixé au tube 26 à l'intérieur du cône 20.

Plus particulièrement, la prise de pression est réalisée sous la forme d'une pièce d'interface 24 entre le câble 16 et le tube 26 et qui est fixée à ces deux éléments. Cette pièce d'interface 24 prend la forme d'un tube dont la paroi cylindrique est perforée pour la prise de pression statique. Cette pièce d'interface comprend à sa base un connecteur 25 qui lui permet d'être raccordé au câble 16. Un connecteur 27 est prévu à la jonction entre la pièce de prise de pression 24 et le tube 26 pour permettre le passage du câble 16 et de l'air à l'intérieur du tube. Un autre connecteur 29 est prévu à la jonction entre le tube 26 et le boîtier 23 pour permettre le raccordement du câble 16 au capteur 22 et l'amenée d'air audit capteur 22. Le câble 16 traverse la pièce d'interface 24 et le tube creux 26 pour être relié au capteur de pression 22.

La prise de pression 24 est située à une faible distance du capteur 22 par comparaison avec la longueur du câble, ce qui le positionne à une grande distance de l'aéronef. La prise de pression est ainsi placée dans une zone non perturbée par les écoulements tourbillonnants qui sont créés autour de l'aéronef du fait de sa pénétration dans l'air.

A titre d'exemple, la longueur totale du câble est de 103m, celle de la partie libre ou flottante du câble 16c est de 100 mètres et la distance entre la prise de pression 24 et le capteur 22 est d'au moins 2 mètres, par exemple 2,5 mètres. Il est en effet préférable que cette distance ne soit pas trop courte afin d'éviter que les tourbillons générés par le cône de stabilisation 20 ne perturbent la zone de prise de pression amont.

Le système de mesure de pression comprend en outre deux capteurs de type DGPS 30 et 32 symbolisés de manière très schématique sur la figure 1. Un premier capteur 30 est positionné à côté du capteur de pression 22, à l'intérieur du boîtier 23 (figure 2b) et un deuxième capteur 32 est positionné sur l'aéronef, par exemple sur la partie supérieure du fuselage 12 (fig. 1). Il s'agit de deux capteurs de position GPS indépendants.

Le système de mesure de pression comprend un système embarqué 34 qui comprend des moyens calculatoires et de mémorisation, et qui est par exemple placé en cabine. La figure 3 illustre une mise en situation de l'aéronef

pour la mesure d'une pression de référence par l'intermédiaire d'un procédé de mesure de pression selon un mode de réalisation de l'invention.

Sur la figure 3 est représentée une constellation de satellites 40 qui comprend plusieurs satellites, par exemple au moins quatre satellites 40a-d dans le cas de la technologie GPS. Les capteurs de position 30 et 32 mesurent chacun leur propre position par rapport à la même constellation de satellites. Il est important que les satellites pris en compte par chaque capteur soient les mêmes. Pour s'en assurer, le capteur 32 aménagé sur l'aéronef envoie au capteur logé dans le cône les références des satellites qu'il prend en compte ou, inversement, le capteur 30 transmet ces informations au capteur 32.

La figure 4 représente un logigramme exposant différentes étapes du procédé de mesure de pression selon un mode de réalisation de l'invention.

Ce logigramme se présente sous la forme de deux branches parallèles : l'une concerne la détermination de la position du capteur 22 et l'autre concerne la mesure de pression. Ces deux branches ont été représentées de façon parallèle pour illustrer le fait qu'il n'y a pas d'ordre préféré de réalisation des étapes entre les deux branches. Les étapes des branches peuvent être réalisées simultanément ou de façon quasi-simultanée ou bien un ordre différent de mise en œuvre des branches peut être choisi.

La branche de droite va être décrite en premier. Cela ne signifie toutefois pas qu'elle est réalisée avant celle de gauche.

Le logigramme comprend une première étape S1 au cours de laquelle une prise de pression statique est réalisée par la prise de pression 24. Des signaux de pression, représentatifs de la grandeur physique correspondante, sont acheminés par le tube 26 jusqu'au capteur de pression 22 (figures 2a-b).

Au cours de l'étape suivante S2, le capteur 22 mesure la grandeur physique correspondante (mesure de pression statique) et génère des signaux électriques à partir des signaux de pression reçus. Ces signaux électriques sont représentatifs des signaux de pression reçus et donc de la pression statique mesurée à distance de l'aéronef.

Les signaux électriques sont transmis par le câble 16 à l'aéronef (étape S3) et, en particulier, au système embarqué 34 qui obtient ainsi la mesure de la pression statique P0 réalisée dans la zone non perturbée (étape S4).

Cette mesure a été effectuée à l'altitude où est situé le capteur de pression 22.

La branche de gauche du logigramme permet de déterminer la position du capteur 22 par rapport à l'aéronef.

5        Au cours de la première étape S'1 de la branche de gauche, les capteurs DGPS 30 et 32 reçoivent chacun de la part des satellites des informations de position. Comme indiqué plus haut, le capteur 32 transmet au capteur 30 les références des satellites qu'il utilise afin de s'assurer que les deux capteurs utiliseront les mêmes satellites pour déterminer leurs positions  
10        respectives.

Ces informations de position permettent à chacun des deux capteurs de déterminer les coordonnées de leur propre position par une technique connue sous le nom de trilatération pour la technologie GPS (étape S'2).

15        Les coordonnées des positions des deux capteurs 30 et 32 sont transmises au système embarqué 34 qui calcule, par différence, leur position relative DeltaPOS (étape S'3). On obtient ainsi la position du capteur de pression 22 (et donc de la zone non perturbée où a été faite la mesure) par rapport à une zone prédéterminée de l'aéronef (celle où est positionné le capteur 32) de façon dynamique durant le vol, quasiment en temps réel.

20        Le système embarqué 34 dispose ainsi, d'une part, de la mesure de pression P0 effectuée à l'altitude du capteur de pression 22 et, d'autre part, de la position du capteur 22 par rapport à l'aéronef.

25        Le système embarqué 34 a également à sa disposition des abaques d'atmosphère standard qui établissent la correspondance entre une altitude et une pression.

Compte tenu de ces différentes données, le système embarqué 34 est ainsi capable de déterminer une mesure de pression corrigée à une altitude donnée P1 (étape S5). Cette altitude peut être par exemple l'altitude à laquelle se trouve une sonde de Pitot embarquée à bord de l'aéronef. Cette  
30        altitude est en effet connue, ainsi que la différence d'altitude entre elle et celle du capteur 22. Une telle mesure de pression statique permet de calibrer les sondes de Pitot embarquées.

Cette mesure de pression statique corrigée est obtenue de manière dynamique durant le vol et avec rapidité. Ceci est permis, notamment, grâce à l'agencement de la prise de pression 24 et du capteur de pression 22 dans une zone de mesure non perturbée et la transmission, à bord de l'aéronef, des signaux de mesure représentatifs de la grandeur physique d'intérêt mesurée. Il n'en serait pas de même si la grandeur physique (pression) était transmise à bord de l'aéronef par un tube creux et mesurée seulement à bord de l'aéronef. Dans un tel cas, il serait alors nécessaire d'attendre un temps de stabilisation de la prise de pression avant d'avoir des valeurs fiables.

5

Plusieurs mesures peuvent ainsi être réalisées de façon consécutive quelle que soit la phase de vol (dynamique ou statique) : montée, descente, vol de croisière...

10

Le nombre d'heures de vol d'essais et de test de certification peut ainsi être réduit.

15

Comme les positions des deux capteurs 30 et 32 sont obtenues à partir des mêmes satellites, elles sont entachées des mêmes facteurs d'erreur. Ainsi, la détermination de la position relative entre les deux capteurs 30 et 32 permet de s'affranchir de la plupart de ces facteurs d'erreur communs et notamment de la plupart des erreurs de positionnement absolues.

20

A titre d'exemple, une précision de quelques centimètres est obtenue sur le positionnement relatif des capteurs 30 et 32. La précision de la détermination de la position des deux capteurs 30 et 32 et donc de la position du capteur de pression 22 par rapport à l'aéronef peut être améliorée en utilisant un plus grand nombre de satellites. A titre d'exemple, une précision de l'ordre de 5 cm dans le positionnement des capteurs peut être obtenue en utilisant une dizaine de satellites. Le système et le procédé de mesure du mode de réalisation précité ne sont pas sensibles aux changements d'altitude du capteur de pression 22 puisque ceux-ci sont pris en compte lors de la détermination de la position relative des deux capteurs 30 et 32.

25

30

Le treuil 18 est utilisé pour porter le câble 16 et plusieurs mètres de tube 26 (incluant la pièce d'interface 24) et déployer l'ensemble en position de

service (figures 1, 2a-b et 3). Ce treuil n'a donc pas besoin d'être volumineux, ce qui rend assez facile et assez rapide l'installation de l'ensemble.

On notera que le treuil 18 peut alternativement être situé en haut de la dérive, à l'intérieur de celle-ci.

5 Selon une variante non représentée, l'élément de stabilisation horizontale 20 peut adopter une forme différente d'un cône dans la mesure où il remplit la même fonction de tension du câble à l'horizontale afin que la prise de pression soit agencée horizontalement.

10 Selon une variante non représentée, la mesure de pression (capteur de pression) est intégrée directement dans la prise de pression.

Selon une autre variante non représentée, le système embarqué 34 peut alternativement être placé dans un autre endroit que la cabine tel que la soute avionique ou à l'arrière de l'aéronef, par exemple à proximité du câble 16.

15 On notera que dans une autre variante non représentée la pression mesurée par le capteur de pression est convertie en signaux électromagnétiques (ex/ radio) et transmise par une liaison sans fil à bord de l'aéronef. Le câble 16 n'a donc plus besoin d'être un câble électrique et peut avoir uniquement une fonction mécanique pour maintenir les capteurs 22 et  
20 30 et l'élément de stabilisation horizontale 20 et installer une prise de pression statique 24.

**REVENDEICATIONS**

1. Aéronef (10) comprenant un système de mesure d'une pression en vol, caractérisé en ce que le système de mesure comprend :
  - au moins un capteur de pression (22) relié à la partie arrière de l'aéronef par un câble (16), ledit au moins un capteur de pression étant associé à une prise de pression (24) qui est disposée en aval de l'aéronef lorsque celui-ci est en vol et dans une zone non perturbée par les écoulements tourbillonnants créés autour de l'aéronef, ledit au moins un capteur de pression (22) étant apte, d'une part, à mesurer une pression provenant de ladite prise de pression et, d'autre part, à transmettre à l'aéronef au moins un signal représentatif de la pression mesurée ,
  - un système (34) embarqué à bord de l'aéronef qui est apte à déterminer au moins une mesure de pression à partir, d'une part, dudit au moins un signal transmis et, d'autre part, d'une position dudit au moins un capteur de pression (22) par rapport à l'aéronef (10).
2. Aéronef selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comprend des moyens (30, 32, 34) de détermination dynamique de la position dudit au moins un capteur de pression (22) par rapport à l'aéronef en vol.
3. Aéronef selon la revendication 2, caractérisé en ce que les moyens de détermination dynamique de la position dudit au moins un capteur de pression par rapport à l'aéronef comprennent deux capteurs DGPS, l'un (30) étant positionné à côté dudit au moins un capteur de pression (22) et l'autre (32) étant positionné sur l'aéronef, les deux capteurs (30,32) étant aptes chacun à recevoir des informations de position en provenance d'une constellation de satellites (40), les moyens de détermination étant aptes à déterminer de façon dynamique la position dudit au moins un capteur de pression (22) par rapport à l'aéronef (10) à partir de la position relative des deux capteurs DGPS (30,32).
4. Aéronef selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que ledit au moins un capteur de pression (22) et la prise de pression (24) sont

les plus proches possibles l'un de l'autre mais sont distants d'au moins 2 mètres.

- 5 5. Aéronef selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que ledit au moins un capteur de pression (22) est disposé à l'intérieur d'un cône de stabilisation (20) qui est fixé à l'extrémité libre (16d) du câble (16) opposée à l'extrémité (16a) fixée à l'aéronef.
6. Aéronef selon l'une des revendications 1 à 5 , caractérisé en ce que la prise de pression (24) est disposée le long du câble (16).
- 10 7. Aéronef selon l'une des revendications 1 à 6, caractérisé en ce que la pression mesurée est une pression de référence.
8. Procédé de mesure d'une pression durant le vol d'un aéronef (10), caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes :
  - 15 -obtention (S1) d'une pression dans une zone située en aval de l'aéronef et non perturbée par les écoulements tourbillonnants créés autour de l'aéronef,
  - transmission (S3) à bord de l'aéronef d'au moins un signal représentatif de ladite pression,
  - détermination (S5) d'au moins une mesure de pression à partir, d'une part, dudit au moins un signal transmis et, d'autre part, d'une position  
20 de ladite zone non perturbée par rapport à l'aéronef.
9. Procédé selon la revendication 8, caractérisé en ce qu'il comprend une étape préalable de détermination (S'2), à partir d'une constellation de satellites, de la position de ladite zone non perturbée et de la position d'une zone prédéterminée de l'aéronef.
- 25 10. Procédé selon la revendication 8 ou 9, caractérisé en ce que la pression mesurée est une pression de référence.

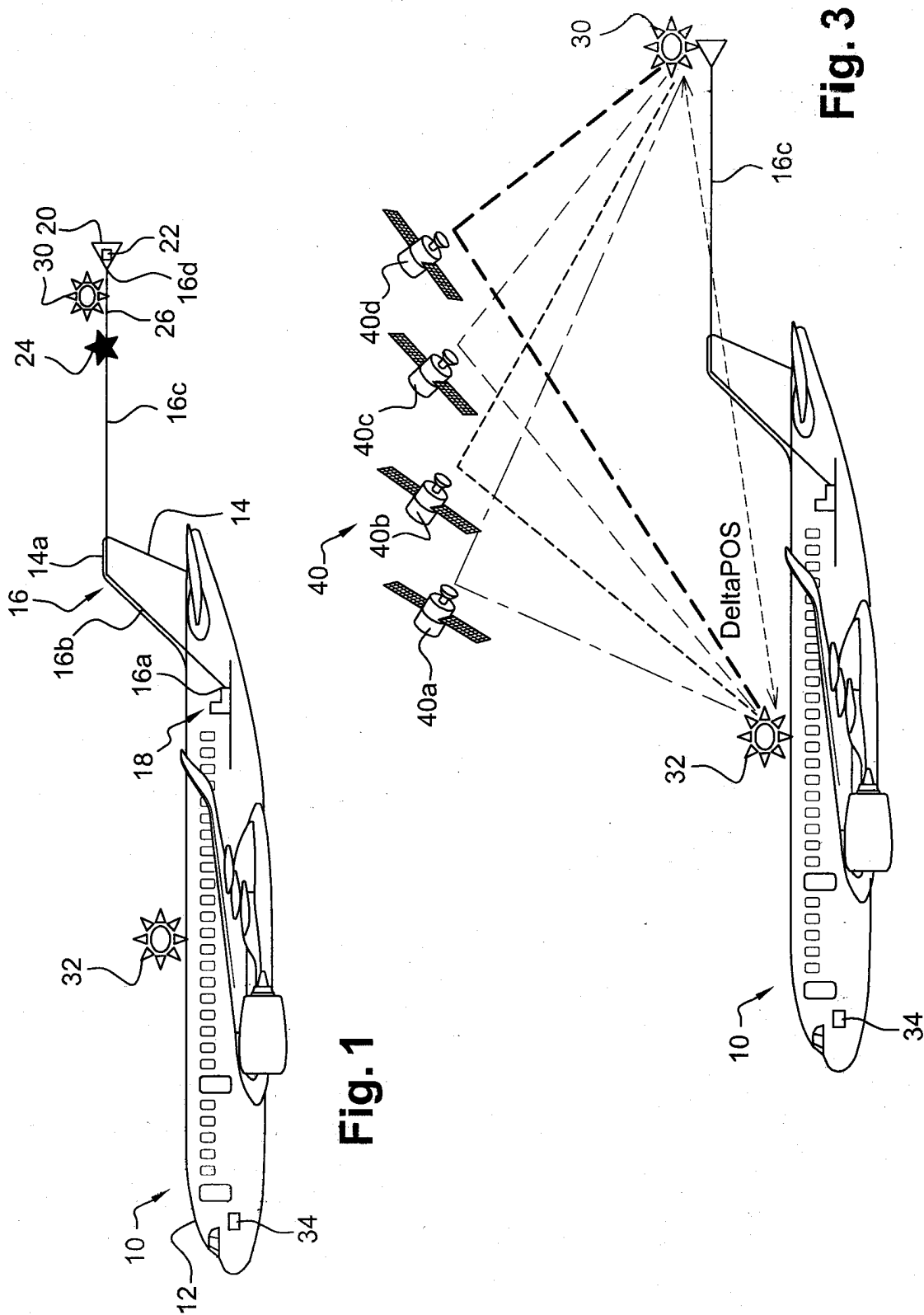
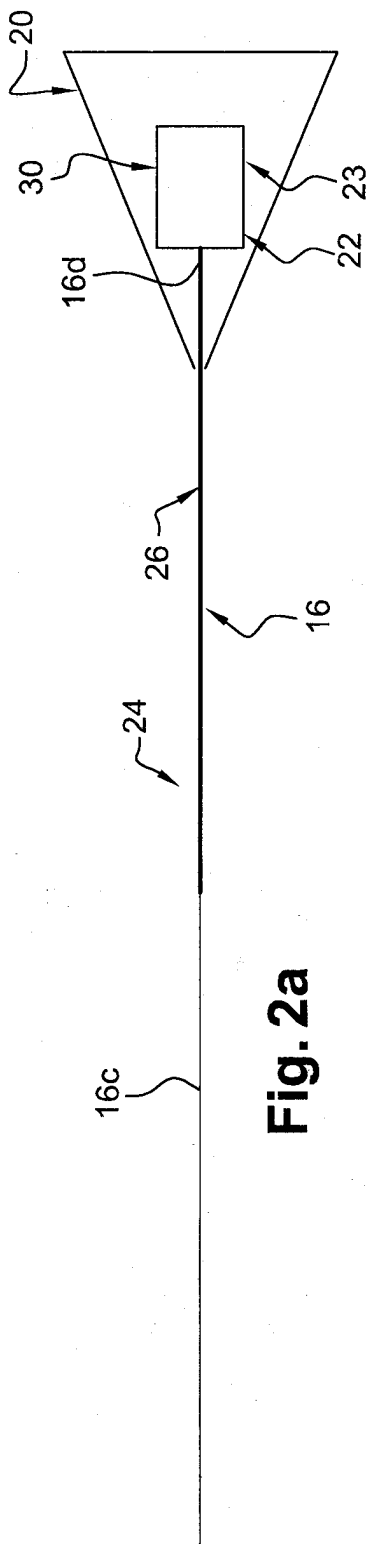
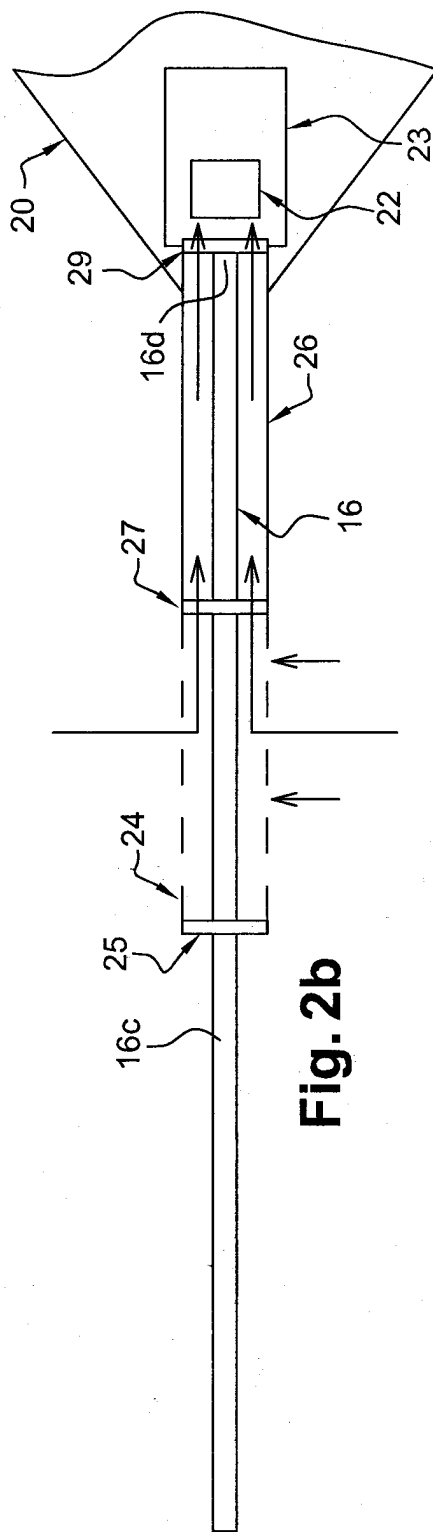


Fig. 1

Fig. 3

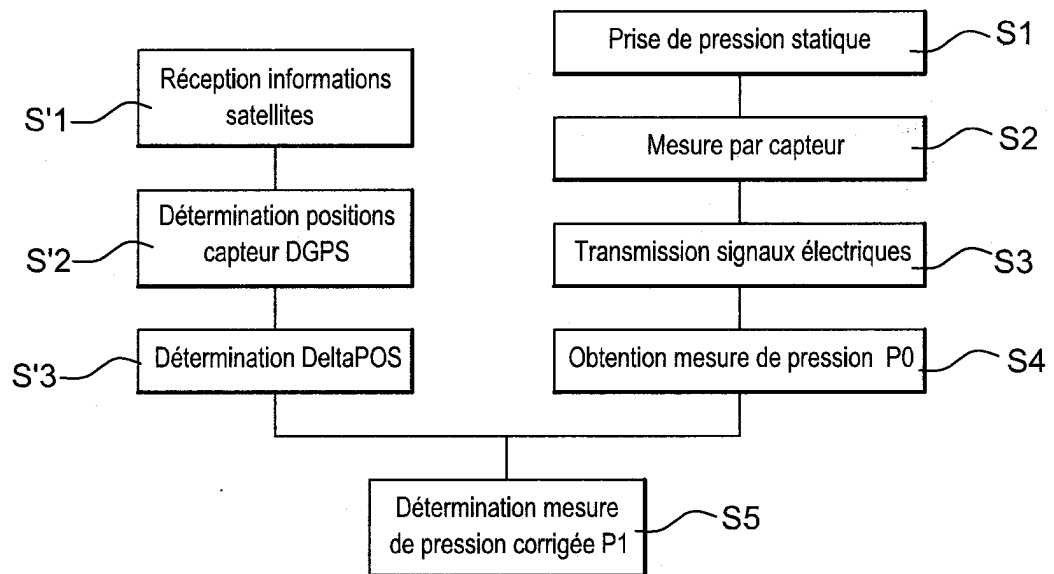


**Fig. 2a**



**Fig. 2b**

3 / 3

**Fig. 4**



**RAPPORT DE RECHERCHE  
PRÉLIMINAIRE**

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

N° d'enregistrement  
national

FA 784348  
FR 1357567

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 2013/048782 A1 (BOHLEN CARSTEN [FR] ET AL) 28 février 2013 (2013-02-28)	1-3,5-10	B64D43/00 G01L19/08
Y	* le document en entier *	4	
Y	----- Paul Bickle: "TRAILING CONE STATIC SOURCE", Bede Design No. 28, 31 janvier 1971 (1971-01-31), XP055115006, Extrait de l'Internet: URL:http://www.bd5.com/BedeDesign28.jpg [extrait le 2014-04-23]	4	
A	* le document en entier *	6	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B64D G01L G01P
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
24 avril 2014		Salé, Yoann	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention	
X : particulièrement pertinent à lui seul		E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure.	
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie		D : cité dans la demande	
A : arrière-plan technologique		L : cité pour d'autres raisons	
O : divulgation non-écrite		.....	
P : document intercalaire		& : membre de la même famille, document correspondant	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1357567 FA 784348**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **24-04-2014**

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2013048782 A1	28-02-2013	CN 102860035 A	02-01-2013
		DE 102010018547 A1	03-11-2011
		EP 2564599 A1	06-03-2013
		US 2013048782 A1	28-02-2013
		WO 2011134931 A1	03-11-2011
-----			