

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 14 mars 1986.

③0 Priorité : US, 22 avril 1985, n° 725.963.

④3 Date de la mise à disposition du public de la
demande : BOPI « Brevets » n° 43 du 24 octobre 1986.

⑥0 Références à d'autres documents nationaux appa-
rentés :

⑦1 Demandeur(s) : *GENERAL ELECTRIC COMPANY.* — US.

⑦2 Inventeur(s) : Ergin Ernest Flagg et Melvin Babo.

⑦3 Titulaire(s) :

⑦4 Mandataire(s) : Mme Dugas, GETSCO.

⑤4 Canalisation d'air pour appareil de mesure.

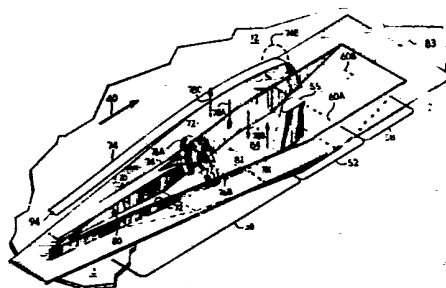
⑤7 Canalisateur d'air permettant d'obtenir une meilleure me-
sure de l'air d'admission d'un moteur.

Il comprend :

a. Des moyens 38 pour éloigner la couche limite d'air de la
sonde; et

b. Des moyens 52 pour contraindre le filet d'air libre à
frapper la sonde.

Application aux moteurs à turbine à gaz.



1

La présente invention concerne le prélèvement d'échantillons dans un courant d'air qui s'écoule adjacent à une couche limite dans un avion. L'échantillonnage est effectué de manière à mesurer des caractéristiques du courant d'air telles que la température et la pression.

La figure 1 représente une nacelle 3 qui enveloppe un moteur à turbine à gaz (non représenté) et qui est suspendue à l'aile 6 d'un avion. Il est important de mesurer des caractéristiques du courant d'air d'admission 9 telles que la température, la pression et la vitesse. Pour effectuer ces mesures, on a utilisé différents types de sondes et de manière générale elles s'étendent à partir du cylindre intérieur 12 de la nacelle 3 comme représenté par la sonde 15.

La figure 2 est une vue agrandie de la sonde 15. Classiquement, l'élément de détection 18 de la sonde 15 est supporté par un mât 21 de manière à placer cet élément de détection 18 à l'extérieur de la couche limite 24 pour diminuer les effets de la couche limite sur la mesure prise. En général, la couche limite 24 a des caractéristiques très différentes de celles de l'air d'admission 9 (appelé parfois air libre) dans la figure 1 et la mesure de la couche limite 24 doit être évitée. Par exemple, une des caractéristiques différentes provient du fait que certaines nacelles de moteur contiennent des appareils qui chauffent le cylindre

intérieur 12 jusqu'à quelques dizaines de degrés C. de manière à empêcher la formation de glace. Ce chauffage modifie artificiellement la température de la couche limite 24 créant ainsi une différence significative avec la température du courant d'air d'admission 9.

En dehors des considérations des couches limites la sonde 15 rencontre d'autres problèmes. Premièrement la sonde 15 peut être frappée par des objets entrants, tels que des oiseaux, des insectes, de particules de glace et divers types de débris. Deuxièmement, la pluie frappera certainement l'élément de détection 18. La pluie tend à modifier les mesures prises par les sondes de température.

Mis à part les considérations ci-dessus, le courant d'air d'admission 9 n'est pas toujours parallèle à l'axe central 27 de la nacelle 3 comme représenté figure 1. Par exemple, pendant le décollage, le courant d'air d'admission ressemble beaucoup plus à celui représenté par la flèche 30. Un capteur de pression contenu dans la sonde 15 de la figure 2 donnera des mesures différentes selon l'angle sous lequel il est frappé par l'air d'admission. C'est-à-dire que les filets d'air représentés par les flèches 33 A-B figure 2, qui autrement sont identiques, donnerait des mesures de pression différentes simplement à cause des angles différents sous lesquels ils frappent la sonde 15. Il est généralement souhaitable que l'angle d'attaque avec lesquels un filet d'air frappe un détecteur de pression soit maintenu constant.

La présente invention a pour objets de réaliser :

- un nouveau détecteur perfectionné pour un avion;
- un conduit dans une nacelle de moteur d'avion qui diminue les effets de l'air de la couche limite sur les détecteurs d'air et qui empêche l'attaque par les débris entrant et l'eau de ces détecteurs.

Dans un mode de réalisation de la présente invention la couche limite d'air est éloignée d'une sonde située

dans un avion et le filet d'air libre est conduit à frapper la sonde.

La description qui va suivre se réfère aux figures annexées qui représentent respectivement :

5 Figure 1, une sonde 15 dans la nacelle d'un moteur d'avion ;

 figure 2, une vue agrandie de la sonde 15 de la figure 1 ;

 figure 3, un mode de réalisation de la présente
10 invention ;

 figure 3 A les tourbillons 76 A et B de la figure 3 ;

 figure 4, la forme pyramidale de la zone 38 de la figure 3 .

15 figure 5, une vue latérale de la figure 3 .

 figure 6, un autre mode de réalisation de la présente invention ;

 La figure 3 représente un mode de réalisation de la présente invention. Le dispositif de la figure 3 est
20 enfoncé dans le cylindre intérieur 12 de la nacelle 3 de la figure 1 et se trouve de préférence dans la moitié supérieure, au-dessus de la ligne 35, de manière à diminuer les dégâts provoqués par des débris de la piste y pénétrant.

 L'invention de la figure 3 comporte un canal
25 diffuseur de réception 38 qui est de forme générale pyramidale comme représenté par la pyramide 38A figure 4 excepté, bien entendu, que le canal de réception 38 de la figure 3 n'a pas de surface correspondant à la surface 38B de la figure 4 : le canal de réception 38 a trois côtés.

30 Le canal de réception 38 est appelé diffuseur parce que son aire de section droite augmente vers l'aval, aval indiqué par la flèche 40. C'est-à-dire que le rectangle 44 de la figure 4 a une surface plus grande que le rectangle 46. Le canal de réception 38 pénètre aussi dans la surface
35 12 de la nacelle 3 de sorte que l'angle 65 B de la figure 5

est environ 10 degrés.

En aval du canal de réception 38 de la figure 3 se situe un canal de mesure 52 dont l'aire de section droite demeure pratiquement constante à mesure que l'on se dirige vers l'aval 40. Une sonde de mesure 55 est située dans le canal de mesure 52 et la sonde contient classiquement un détecteur de pression et un détecteur de température (non spécifiquement représenté). Un canal d'éjection 58 est situé en aval du canal de mesure 52 et a une aire de section droite qui diminue vers l'aval comme représenté par le rectangle 60A comparé au rectangle 60B. La figure 5 est une vue de côté du dispositif de la figure 3 et est installé dans le cylindre intérieur 12 de la nacelle. Les angles 65A-C ont les valeurs respectives suivantes : 10, 10 et 20 degrés.

La présente invention fonctionne de la manière suivante. Un filet d'air d'entrée 70 figure 3 en déplacement rencontre la couche d'air limite théoriquement stationnaire au niveau des bords 72 du canal diffuseur de réception 38 des figures 3 et 5 et, parce que le filet d'air d'entrée 70 a une viscosité finie non nulle, le filet d'air d'entrée 70 tourne dans le canal de réception 38 comme représenté par les flèches courbes 74. A mesure que les filets d'air 74 progressent vers l'aval, ils se développent en écoulements tourbillonnaires 76 A et B (représentés aussi figure 3A). Cette formation de vortex est aidée par les caractéristiques de diffusion du canal de réception 38 qui provoque une diminution de la vitesse d'air: la vitesse est inférieure au point 82 par rapport au point 80.

Un aspect important des tourbillons 76 A et B est constituée par leurs directions de rotation. Ces directions sont telles que l'air du vortex se déplace vers le fond du canal 84 de la figure 3A (comme représenté par les flèches 78 A et B) à proximité de l'axe 83 de la figure 3, mais en s'éloignant du fond du canal 84 de la figure 3A à proximité

des parois 87 du canal (comme représenté par les flèches 78 C et D). Exprimé d'une autre manière, on peut dire que les tourbillons 76 A et B encadrent l'axe 83 du canal diffuseur de réception 38 et que chacun tourne de manière opposée par rapport à l'autre. En outre, les directions sont telles que l'écoulement d'air est dirigé vers le fond 84 du canal à proximité de l'axe central.

Ces tourbillons 76 A et B de la figure 3 induisent une zone de basse pression 90 dans le canal de mesure 52 comme représenté figure 3A. La zone de basse pression 90 oblige un filet d'air échantillon 74A dans les figures 3 et 5 à s'écouler dans cette zone comme représenté par la courbure de la flèche dans la zone 74B de la figure 5. Le filet d'air échantillon 74A débute environ au point 94 de la figure 3 qui se trouve au-dessus de la couche limite 24. Exprimé d'une autre manière, le filet d'air échantillon 74 A est entraîné par les tourbillons adjacents 76 A et B et, puisque les flèches 76 A et B sont dirigées vers le fond 84 du canal à proximité du centre, le filet d'air 74 A est entraîné lui aussi vers le fond du canal par les tourbillons.

En conséquence, le détecteur 55 reçoit un filet d'air 74A qui est mesuré à l'extérieur de la couche limite 24 de la figure 2 (c'est-à-dire mesuré au point 94 de la figure 3), et qui est ainsi généralement plus représentatif des filets d'air libre d'entrée. En outre, on a remarqué que l'accélération du filet d'air 74A vers la sonde 55 (c'est-à-dire dans la direction de la flèche 89 de la figure 5 qui est dirigée vers le fond 84 du canal) est si importante que les particules 90A (telles que la pluie, la glace ou des débris quelconques) sont rejetées à l'extérieur de ce filet d'air d'échantillon 74A. Les particules continuent de se déplacer le long des trajets représentés par les flèches 101 plutôt que de suivre le filet d'air échantillon 74A. Le filet d'air 74A est aussi centrifugé et filtré.

On a décrit une invention pour recueillir un filet

d'air à mesurer par des sondes de détection. L'invention est de préférence située sur la surface intérieure (ou cylindre) d'une nacelle de moteur d'avion. L'invention recueille un filet d'air provenant d'une zone qui est bien à l'extérieur de l'influence de la couche limite 24 de la figure 3. On mesure le filet d'air libre et non la couche limite. Ceci a lieu malgré le fait que la sonde 15 est placée en dessous ou à l'intérieur de la couche limite elle-même comme représenté figure 3. C'est-à-dire que la présente invention divise en fait la couche limite (représenté par la flèche 70 se divisant en flèches courbes 74 figure 3) et entraîne un filet d'air échantillon 74A à partir du point 94 à travers la division de la couche limite et vers la sonde 55 où il est mesuré.

Un aspect important de la présente invention réside dans le fait qu'on élimine la nécessité d'avoir un mât 21 comme en figure 2 pour supporter les capteurs à l'extérieur de la couche limite. Comme remarqué ci-dessus, les capteurs de la figure 3 sont en fait situés à l'intérieur ou en-dessous de la couche limite.

Un autre aspect important de la présente invention se trouve dans le fait qu'elle canalise le filet d'air échantillonné 74A de la figure 3 le long d'un trajet qui est généralement parallèle avec l'axe 83. Cet effet de canalisation entraîne la percussion par le filet d'air échantillon 74A de la sonde 55 dans la même direction générale quelle que soit la direction du filet d'air d'admission 9 de la figure 1. Ceci permet d'éviter les inexactitudes décrites en relation avec le filet d'air représenté par les flèches 9 et 30 figure 1 et 33A et 33B figure 2. La présente invention compense ainsi les écarts de mesures du capteur de pression qui autrement auraient lieu lorsque l'orientation de l'avion change.

La présente invention ne pénètre pas nécessairement dans la surface intérieure 12 de la nacelle comme

représenté figure 5, mais peut être fixée sur cette surface. En conséquence, un mode de réalisation pour une telle fixation en surface est représenté figure 6 et ne nécessite pas de description supplémentaire. Le deuxième mode de réalisation fonctionne de la même manière que celui de la figure 3 avec comme exception l'absence du canal d'éjection 58 de la figure 3.

On remarquera que certaines sondes 15 ont des possibilités inhérentes de séparation d'eau. La présente invention peut être utilisée avec de telles sondes et elle améliorera de telles possibilités en fournissant un filet d'air préfiltré 74A qui a un contenu en eau réduit.

REVENDICATIONS

1. Dans une nacelle (3) de moteur d'avion supportant une sonde, perfectionnement caractérisé en ce qu'il comporte :
- 5 a) des moyens (38) pour éloigner la couche limite d'air de la sonde et
- b) des moyens (52) pour contraindre le filet d'air libre à frapper la sonde.
2. Dans la nacelle (3) d'un moteur d'avion portant
- 10 une sonde sur sa surface intérieure (12) et dans laquelle la surface intérieure est soumise à l'écoulement d'une couche limite (24), perfectionnement caractérisé en ce qu'il comporte :
- a) des moyens (38) pour empêcher l'air de la
- 15 couche limite de frapper la sonde et,
- b) des moyens pour accélérer le filet d'air libre à travers la couche limite pour :
- i) frapper la sonde
- ii) séparer les matières en particules du filet
- 20 d'air libre.
3. Filtre pour filtrer les filets d'air d'admission dans la nacelle d'un moteur d'avion caractérisé en ce qu'il comporte :
- a) un canal de mesure (52);
- 25 b) des moyens diffuseurs de réception (38) placés en amont du canal de mesure pour :
- i) recevoir un premier filet d'air d'admission (74) et,
- ii) modifier le premier filet d'air d'admission
- 30 pour obliger un deuxième filet d'air (74A) qui est plus éloigné du moyen diffuseur de réception que ne l'est le premier filet d'air à accélérer dans le canal de mesure (52).
4. Filtre selon la revendication 3, caractérisé en
- 35 ce qu'il comporte en outre une sonde (55) placée dans le

canal de mesure pour recevoir le second filet d'air.

5. Séparateur d'écoulement utilisé dans la nacelle (3) d'un moteur d'avion caractérisé en ce qu'il comporte :

- a) un canal de mesure (52) contenant un capteur ;
- b) un canal diffuseur de réception (38) placé en
5 amont du canal de mesure pour :
 - i) recevoir un premier filet d'air (74) qui
comporte une couche d'air limite ;
 - ii) engendrer des tourbillons (76A, 76B) se dé-
10 plaçant sens contraire à l'intérieur, soit du
canal diffuseur de réception, soit du canal de
mesure soit dans les deux, les tourbillons:
 - A. étant en rotation dirigé vers l'axe (83) du
canal de mesure et,
 - 15 B. créant un différentiel de pression entre
une région proche de la sonde et le filet
d'air libre, le différentiel de pression
 1. obligeant l'air libre à accélérer vers
la sonde et ,
 - 20 2. obligeant les particules à l'intérieur
de l'air accéléré de (b)(ii)(B)(2) à
avoir une accélération inférieure à
celle de l'air accéléré.

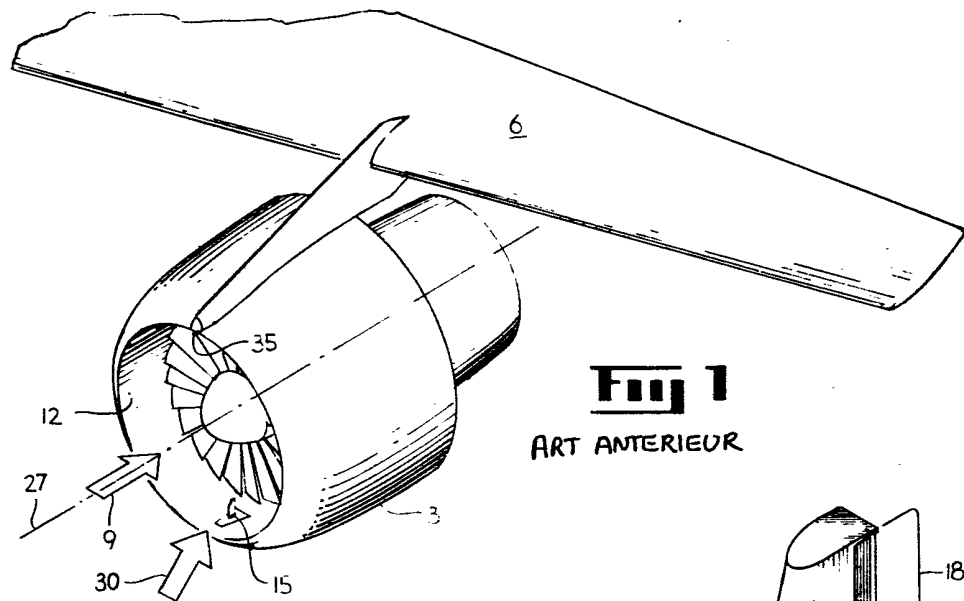


Fig 1
ART ANTERIEUR

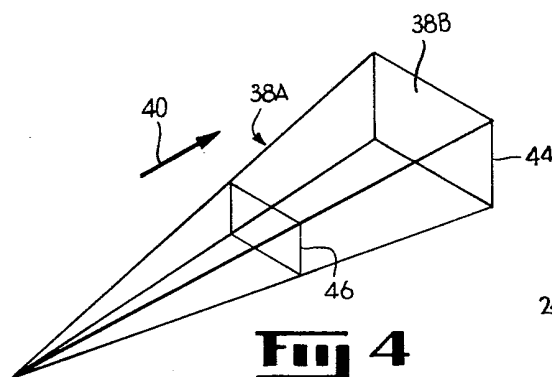


Fig 4

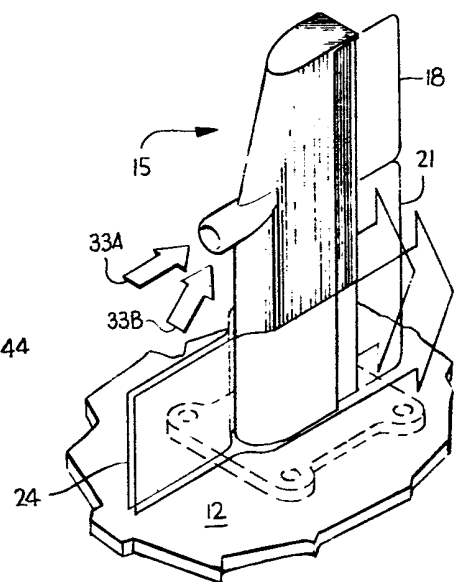


Fig 2
ART ANTERIEUR

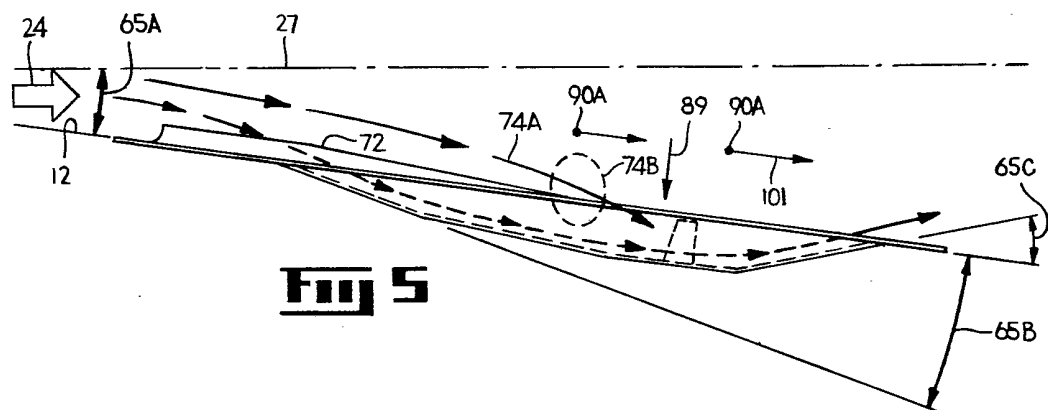


Fig 5

