



(22) Date de dépôt/Filing Date: 2012/07/11

(41) Mise à la disp. pub./Open to Public Insp.: 2013/01/13

(45) Date de délivrance/Issue Date: 2019/04/16

(30) Priorité/Priority: 2011/07/13 (FR11 56 434)

(51) Cl.Int./Int.Cl. *B64D 43/02* (2006.01),
G01P 5/00 (2006.01)

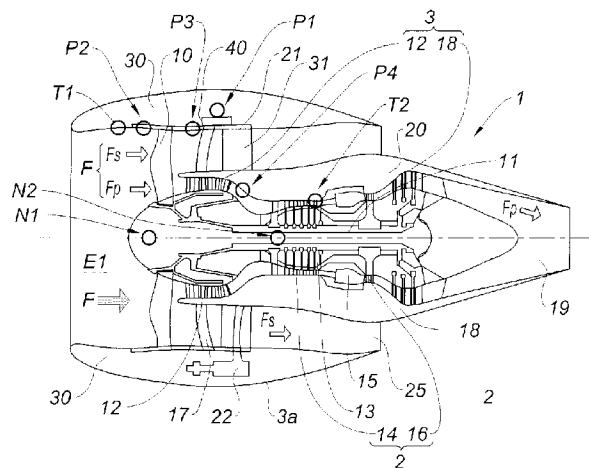
(72) Inventeurs/Inventors:
FEAU, JULIEN, FR;
HUGO, FRANCOIS, FR

(73) Propriétaires/Owners:
AIRBUS OPERATIONS (SAS), FR;
AIRBUS SAS, FR

(74) Agent: ROBIC

(54) Titre : PROCEDE DE DETERMINATION DE VITESSE AIR D'UN AERONEF ET AERONEF EQUIPE DE MOYENS DE MISE EN OEUVRE

(54) Title: DETERMINATION PROCESS FOR AIRCRAFT AIR SPEED AND AIRCRAFT EQUIPPED WITH IMPLEMENTATION MEANS



(57) Abrégé/Abstract:

L'invention vise à fournir une information alternative de vitesse air d'un aéronef suffisamment précise et exploitable dans la partie du domaine de vol où des moyens basés sur la mesure de l'incidence ne sont pas adaptés. Pour ce faire, l'invention utilise des informations de pression délivrées par les moteurs de l'aéronef exploitables dans les systèmes au niveau avion de l'aéronef.

En particulier, l'aéronef est équipé de moteurs (1) composé au moins d'une nacelle (30) et d'un attelage de compresseur/turbine (2, 3; 12, 14, 16, 18), l'aéronef comportant au moins une unité de traitement de données (40) et au moins un système au niveau avion. Au moins un moteur (1) de l'aéronef est muni d'au moins une sonde de pression statique de l'air ambiant (P1), sous la nacelle (30), de sondes de pression statique d'air (P2, P3) agencés au niveau moteur, d'une sonde de pression (P4) en sortie de compresseur (12) d'au moins un capteur de vitesse de rotation (N1, N2), par exemple de soufflante (10), et de sondes de température de l'air ambiant (T1) en entrée d'air (E1) ou en un point de compression (T2). L'unité de traitement (40) est alors apte, à partir de mesures effectuées par ces détecteurs au niveau moteur à délivrer des données de détermination de la vitesse air à au moins l'un des systèmes au niveau avion.

ABRÉGÉ DESCRIPTIF

L'invention vise à fournir une information alternative de vitesse air d'un aéronef suffisamment précise et exploitable dans la partie du domaine de vol où des moyens basés sur la mesure de l'incidence ne sont pas adaptés. Pour ce faire, l'invention utilise des informations de pression délivrées par les moteurs de l'aéronef exploitables dans les systèmes au niveau avion de l'aéronef.

En particulier, l'aéronef est équipé de moteurs (1) composé au moins d'une nacelle (30) et d'un attelage de compresseur/turbine (2, 3 ; 12, 14, 16, 18), l'aéronef comportant au moins une unité de traitement de données (40) et au moins un système au niveau avion. Au moins un moteur (1) de l'aéronef est muni d'au moins une sonde de pression statique de l'air ambiant (P1), sous la nacelle (30), de sondes de pression statique d'air (P2, P3) agencés au niveau moteur, d'une sonde de pression (P4) en sortie de compresseur (12) d'au moins un capteur de vitesse de rotation (N1, N2), par exemple de soufflante (10), et de sondes de température de l'air ambiant (T1) en entrée d'air (E1) ou en un point de compression (T2). L'unité de traitement (40) est alors apte, à partir de mesures effectuées par ces détecteurs au niveau moteur à délivrer des données de détermination de la vitesse air à au moins l'un des systèmes au niveau avion.

PROCÉDÉ DE DETERMINATION DE VITESSE AIR D'UN AÉRONEF ET AÉRONEF ÉQUIPÉ DE MOYENS DE MISE EN ŒUVRE

5

DESCRIPTION

10 **DOMAINE TECHNIQUE**

[0001] L'invention se rapporte à un procédé de détermination de la vitesse d'un aéronef dans l'air, appelée « vitesse air », à partir de paramètres de pression, en particulier de pression statique et de pression totale. L'invention concerne également un aéronef équipé de turbomachines, en particulier de turboréacteurs ou
15 de turbopropulseurs, dont l'une au moins est munie de moyens aptes à mettre en œuvre ce procédé. Ces turbomachines sont également ci-après dénommées « moteurs ».

[0002] Le domaine de l'invention est celui de la détermination de la vitesse air d'un aéronef. Cette détermination est réalisée à partir de la connaissance des
20 paramètres de pression : pression statique, qui correspond à la pression atmosphérique, et pression totale, somme de la pression statique et de la pression dynamique. La pression dynamique est créée par la vitesse de l'aéronef en vol, c'est-à-dire la vitesse air, par rapport à la masse d'air ambiante. L'invention s'applique plus particulièrement, mais pas exclusivement, aux avions équipés de
25 turboréacteur ou de turbopropulseurs, comme cela est plus détaillé ci-après, mais pourrait également s'appliquer à tout engin volant ou aéronef.

ÉTAT DE LA TECHNIQUE

[0003] Les paramètres de pression sont classiquement mesurés par des
30 sondes positionnées en partie avant de l'aéronef. Ces mesures sont réalisées par des prises de pression statique, associées à des transducteurs, et par des sondes Pitot qui mesurent la pression totale à l'aide d'un manomètre intégré.

[0004] Pour des raisons de disponibilité de l'information de vitesse et du fait de l'importance fondamentale de cette connaissance dans le contrôle du vol, il existe trois chaînes primaires de mesure de chaque paramètre de pression et, dans certaines architectures, une quatrième chaîne dite de secours.

5 **[0005]** Il est maintenant recherché d'avoir accès à une information alternative de vitesse, indépendante des informations provenant des centrales anémométriques classiques et sensibles de manière différente à une perturbation donnée.

10 **[0006]** Disposer d'une information alternative de vitesse air pour le pilote et pour les clients de cette information permet en effet de pouvoir pallier à toute panne simple ou multiple pouvant affecter les données anémométriques de base.

15 **[0007]** Une solution consiste à estimer la vitesse de l'aéronef à partir de l'équation de sustentation à partir de son angle d'incidence et d'autres paramètres. Cependant, à grande vitesse, la variation de l'incidence affecte sensiblement la variation de la vitesse estimée correspondante par un fort taux d'échange. Il en résulte une imprécision trop importante pour le but recherché : cette solution n'est exploitable que dans un domaine de basses vitesses et non dans tout le domaine de vol d'un aéronef.

EXPOSÉ DE L'INVENTION

20 **[0008]** L'invention vise à pouvoir disposer d'une information alternative de vitesse air d'un aéronef en vol suffisamment précise et exploitable, notamment en temps réel, et en particulier dans le domaine de vitesses où la solution précédente n'est pas applicable. Pour ce faire, l'invention utilise des informations de pression délivrées par les moteurs de l'aéronef afin de reconstituer une information de vitesse air exploitable dans les systèmes de contrôle de vol de l'aéronef.

25 **[0008a]** La présente invention vise un procédé pour déterminer une vitesse air d'un aéronef comportant un niveau avion incluant au moins des systèmes d'affichages, de surveillance, d'alarmes, de navigation et de commandes dans un cockpit et un niveau moteur distinct du niveau avion et incluant une unité de traitement et des moteurs, chacun des moteurs incluant au moins une nacelle et un attelage de compression d'air et de
30 détente de gaz, le procédé comprenant des étapes de :

 mesurer, au niveau moteur, une pression statique nacelle à partir d'air ambiant localisé sous l'au moins une nacelle d'un premier moteur;

déterminer, au niveau moteur, une pression totale moteur en mesurant une pluralité de valeurs de paramètres moteur d'un composant moteur sélectionné puis en simulant un modèle d'un champ aérodynamique et/ou d'un cycle thermodynamique du composant du moteur sélectionné pour déduire la pression totale moteur;

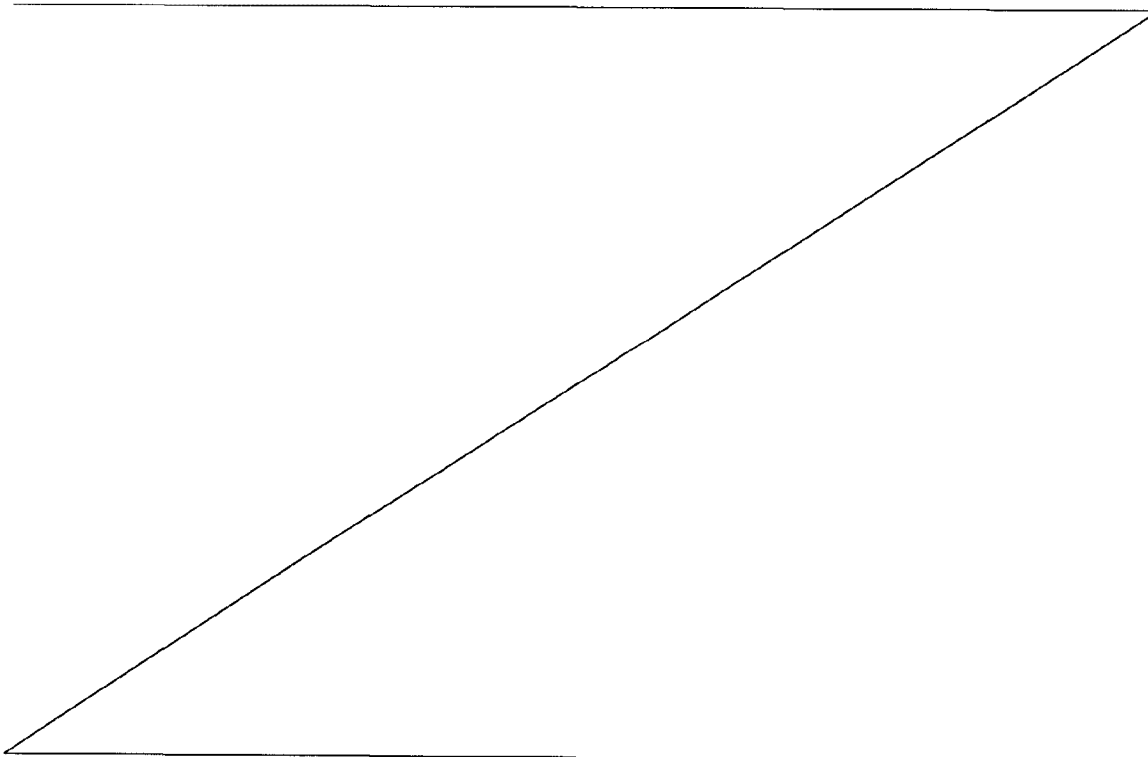
- 5 calculer la vitesse air de l'aéronef à partir de la pression statique nacelle et de la pression totale moteur déterminées au niveau moteur;

transmettre la vitesse air calculée à partir de la pression statique nacelle et de la pression totale moteur à des systèmes sélectionnés au niveau avion; et

- 10 contrôler les systèmes sélectionnés au niveau avion à partir de la vitesse air calculée à partir de la pression statique nacelle et de la pression totale moteur.

[0008b] Des modes de réalisation préférentiels du procédé sont décrits ci-dessous.

- [0009]** Plus précisément, la présente invention a pour objet un procédé de détermination d'une vitesse air exploitée « au niveau avion », notamment dans les
15 systèmes d'affichages – en particulier dans le cockpit –, de surveillance, d'alarmes – par exemple du système anémométrique –, de navigation et de commandes de



vol d'un aéronef. Cet aéronef comporte des moteurs composés chacun au moins d'une nacelle, et d'un attelage de compression d'air et de détente de gaz. Dans ce procédé, la vitesse air est une vitesse air dite moteur déterminée à partir de paramètres moteur spécifiques résultant de mesures effectuées uniquement au niveau d'au moins un moteur, à savoir à partir d'une pression statique de l'air ambiant, dite pression statique nacelle, mesurée sous la nacelle de ce moteur, et d'une pression totale, dite pression totale moteur, déterminée à partir de valeurs de paramètres moteur par des moyens de modélisation d'un champ aérodynamique et/ou d'un cycle thermodynamique d'au moins un composant du moteur. L'expression « sous la nacelle » signifie entre le capot externe et le capot interne de cette nacelle.

[0010] La détermination de la vitesse air moteur est effectuée soit au niveau avion soit dans un traitement intermédiaire au niveau moteur puis transmise au niveau avion pour définir la vitesse air sous une forme adaptée aux besoins.

[0011] Ainsi des informations de vitesse air moteur sont élaborées à partir de mesures de pression effectuées au niveau moteur, indépendamment des valeurs de paramètres fournies par des centrales anémométriques.

[0012] En particulier, la détermination de la pression totale moteur peut faire intervenir, outre des mesures de pression statique nacelle, des mesures de paramètres choisis parmi la pression statique de l'air au niveau moteur, dite pression statique moteur, au moins une pression de sortie de compression, la vitesse de rotation d'au moins un attelage de compression/détente et la température de l'air ambiant.

[0013] De préférence, lorsque le moteur est équipé d'une soufflante, la pression statique moteur est mesurée en amont et/ou en aval de la soufflante ou, en absence de soufflante, dans le conduit d'entrée d'air du moteur.

[0014] Avantageusement, des données de vitesse conventionnelle et de nombre de Mach sont élaborées par un traitement des données de pression statique nacelle et de pression totale moteur transmises au niveau avion. De plus,

ces données peuvent constituer autant de sources alternatives d'information de vitesse que de nombre de moteurs équipant l'aéronef.

[0015] De préférence, au moins un système au niveau avion de l'aéronef reçoit les paramètres de détermination de vitesse air moteur et des données de vitesses
 5 anémométriques pour constituer différentes sources pouvant être exploitées par le système en fonction de ses besoins.

[0015a] La présente invention vise aussi un aéronef configuré pour déterminer une vitesse air, comprenant

un niveau avion incluant des système d'affichages, de surveillance, de navigation,
 10 d'alarmes et de commandes; et

un niveau moteur distinct du niveau avion et incluant

une unité de traitement et

au moins un moteur, chaque moteur incluant

au moins une nacelle,

15 un attelage de compression d'air et de détente de gaz, et

un composant moteur sélectionné,

l'unité de traitement étant configurée pour

recevoir une pression statique nacelle mesurée au niveau moteur à partir
 d'air ambiant localisé sous l'au moins une nacelle d'un premier moteur et

20 déterminer une pression totale moteur en simulant un modèle d'un champ aérodynamique et/ou un cycle thermodynamique du composant moteur sélectionné du premier moteur à partir des mesures d'une pluralité de valeurs de paramètres moteur au niveau du composant moteur sélectionné, pour ainsi permettre à la vitesse air de l'aéronef d'être calculée à partir de la pression
 25 statique nacelle et de la pression totale moteur,

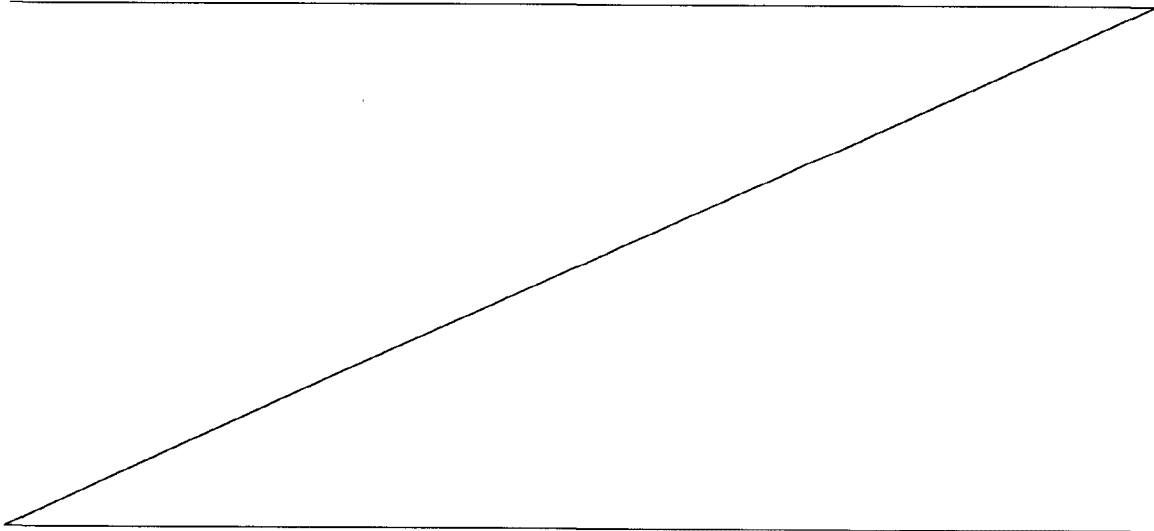
dans lequel des systèmes sélectionnés au niveau avion sont contrôlés à partir de la vitesse air calculée à partir de la pression statique nacelle et de la pression totale moteur.

[0015b] Des modes de réalisation préférentiels de l'aéronef sont décrits
 30 ci-dessous.

[0016] L'invention se rapporte également à un aéronef dans lequel le procédé de fourniture d'une vitesse air au niveau avion défini ci-dessus peut être mis en œuvre. Un tel

aéronef est équipé de moteurs, chaque moteur étant composé au moins d'une nacelle et d'au moins un attelage compresseur/turbine, par exemple un attelage haute pression (ci-après HP) et un attelage basse pression (ci-après BP), d'au moins une unité de traitement de données moteurs, ainsi que d'au moins un système avion d'affichages, en particulier dans le cockpit, de surveillance, de navigation, d'alarmes et de commandes de vol au niveau avion en liaison avec cette unité. Dans cet aéronef, au moins un moteur est muni d'au moins une sonde de pression statique de l'air ambiant agencée sous la nacelle, d'au moins une sonde de pression statique moteur, d'au moins un capteur de vitesse de rotation du moteur, d'au moins une sonde de pression de sortie d'un étage compresseur et d'au moins une sonde de température de l'air ambiant. Ces sondes et capteurs (ci-après détecteurs) sont reliés à l'unité de traitement qui est apte à transmettre, à partir des mesures fournies par au moins une partie des détecteurs à l'entrée de moyens de modélisation d'un champ aérodynamique et/ou d'un cycle thermodynamique d'au moins un composant d'au moins un moteur, des données moteur de détermination de la vitesse air à au moins l'un des systèmes au niveau avion.

[0017] En particulier, ce ou ces système(s) au niveau avion est (sont) équipé(s) de moyens aptes à traiter les données de pressions statique nacelle et totale moteur pour déterminer des données de vitesse air, sous forme de vitesse conventionnelle et de nombre de Mach. Alternativement ou cumulativement, l'unité de traitement est également équipée de ces moyens de traitement de ces données de pressions.



[0018] Le champ aérodynamique ou le cycle thermodynamique est celui d'un composant du moteur choisi parmi une soufflante, une entrée d'air, un étage compresseur et un étage turbine.

5 [0019] De préférence, la sonde de température de l'air ambiant peut être agencée dans l'entrée d'air du moteur.

[0020] Notamment, le champ aérodynamique de la soufflante peut être modélisé à partir des données du capteur de vitesse de rotation de la soufflante, des sondes de pression statiques « moteur » disposées en amont et/ou en aval de la soufflante, et de la température de l'air.

10 [0021] Les détecteurs sont associés à des systèmes transducteurs aptes à convertir les mesures en signaux représentatifs de paramètres de pression statique, de vitesse de rotation, et de température, et à transmettre ces signaux à l'unité de traitement de données. Cette unité de traitement est alors apte à transmettre, à partir de ces signaux, des données de pression statique nacelle et de pression
15 totale moteur à au moins l'un des systèmes au niveau avion pour déterminer des données de vitesse air sous une forme adaptée aux besoins, en particulier sous forme de vitesse conventionnelle et de nombre de Mach.

[0022] Selon un mode de réalisation préféré, l'aéronef comportant également des centrales de mesures anémométriques, les systèmes au niveau
20 avion qui reçoivent des données de pression statique nacelle et de pression moteur totale reçoit également des données anémométriques par une liaison avec lesdites centrales anémométriques, et est apte à exploiter les données de vitesse air et anémométriques en fonction des besoins.

25 PRÉSENTATION DES FIGURES

[0023] D'autres données, caractéristiques et avantages de la présente invention apparaîtront à la lecture de la description non limitée qui suit, en référence aux figures annexées qui représentent, respectivement :

6

- la figure 1, un schéma en coupe d'un moteur d'aéronef équipé de détecteurs de mesure intervenant dans la fourniture d'une vitesse air de l'aéronef selon l'invention, et
- la figure 2, un diagramme fonctionnel d'élaboration et d'utilisation des vitesses air de l'aéronef selon le procédé de l'invention.

DESCRIPTION DÉTAILLÉE

[0024] En référence à la vue en coupe de la figure 1, un turboréacteur 1 d'un aéronef comporte d'amont en aval par rapport à l'écoulement de flux d'air symbolisé par la flèche F à partir de l'entrée d'air E1 : une soufflante 10, des compresseurs BP 12 et HP 14, une chambre de combustion 15, des turbines de détente HP 16 et BP 18, et une tuyère d'échappement 19. Les étages de compression et de détente HP et BP forment respectivement, en liaison avec des arbres d'entraînement 13 et 11, des attelages HP 2 et BP 3. Un carénage 20 vient protéger l'ensemble des attelages HP et BP jusqu'à la tuyère d'échappement primaire 19 et un carter de soufflante 21 est supporté par des bras 31. La nacelle 30 est montée sur le carter 21 et sur le mât d'attache-moteur (non représenté sur la figure).

[0025] Le flux d'air entrant F est accéléré à travers la soufflante 10 puis redressé via des redresseurs 17 pour former un flux secondaire Fs. Ce flux Fs s'écoule entre le carénage 20 et la nacelle 30 avant d'être éjecté par la tuyère secondaire 25.

[0026] Le flux central du flux entrant forme un flux primaire Fp qui est comprimé, brûlé et détendu dans les attelages HP 2 et BP 3. Ce flux primaire Fp réalise alors, avec le flux secondaire redressé Fs, la propulsion de l'aéronef. Le flux primaire Fp détendu permet également de satisfaire aux autres besoins énergétiques de l'aéronef (énergies pneumatique, électrique et hydraulique) via un boîtier d'accessoires 22. Les gaz résiduels du flux primaire Fp s'échappent par la tuyère primaire 19.

[0027] En outre, le turboréacteur 1 est équipé classiquement d'un grand nombre de détecteurs : sondes de pressions, capteurs de vitesses et capteurs de températures des composants des attelages HP 2 et BP 3 (compresseurs BP 12 et HP 14, turbines BP 16 et HP 18) et de la soufflante 10. L'état des moteurs est

5 contrôlé et régulé par transmission de données fournies par ces détecteurs, dites « paramètres moteur », à une unité de traitement 40 de type FADEC (initiales de « Full Authority Digital Engine Control»). Cette unité permet en particulier de piloter le débit de la pompe de carburant afin de réguler la combustion en fonction des paramètres moteur. L'unité 40 est installée sur le carter 21 de la soufflante.

10 [0028] Selon l'invention, des paramètres de pression « nacelle » et « moteur » sont sélectionnés pour déterminer, respectivement à partir de la pression statique de l'air ambiant et de la pression totale, une vitesse air de l'aéronef et pour fournir cette information de vitesse à des systèmes « au niveau avion ». La pression totale fait intervenir – outre la pression statique de l'air ambiant

15 d'autres mesures de pressions statiques et des modélisations du fonctionnement interne du moteur.

[0029] Dans un exemple, comme illustré en particulier par le schéma de la figure 1, sont sélectionnés : la sonde P1 de mesure de pression statique de l'air ambiant, positionnée sous la nacelle 30, c'est-à-dire entre le capot externe 3a et le capot interne 3b de cette nacelle ; les sondes de pression statique « moteur » P2 et P3, en amont et en aval de la soufflante 10 ; la sonde de pression de sortie de compresseur P4 ; ainsi que le capteur N1 de vitesse de rotation de la soufflante 10 et, à l'entrée d'air E1 du turboréacteur 1, la sonde T1 de température d'air. Les données des sondes P1 à P3 et T1 ainsi que celles du capteur N1 sont transmises

20 à l'unité de traitement.

[0030] Comme illustré par le diagramme de la figure 2, les mesures de pressions statiques de l'air ambiant Mp1 et « moteur » Mp2, Mp3, de vitesse de la soufflante Mv et de température de l'air Mt, fournies respectivement par les détecteurs P1 à P3, N1 et T1, sont transformées en signaux électriques Sp1 à Sp3, Sv et St par des transducteurs Tr1 à Tr5 appropriés, connus de la personne de l'art.

30

Ces signaux sont ensuite convertis en données numériques dans un convertisseur analogique/numérique C1 de l'unité de traitement numérique 40. Les signaux de pression statique de l'air ambiant, Sp_1 , sont converties en données numériques de pression statique « nacelle » Ps_n .

- 5 **[0031]** Par ailleurs, les signaux de pression statique moteur, Sp_2 et Sp_3 , sont convertis en une pression statique « moteur » Ps_m , utilisée dans un simulateur S1. La pression Ps_m résulte de la combinaison des deux signaux Sp_2 et Sp_3 numérisés par le convertisseur C1. Alternativement, le convertisseur peut transmettre les deux signaux Sp_2 et Sp_3 au simulateur S1 après numérisation.
- 10 Enfin, les signaux de vitesse Sv et de température St sont convertis en données numériques Vm et Tm via le convertisseur.

- [0032]** La pression statique « nacelle » Ps_n est constituée des données numériques correspondant aux mesures Mp_1 , alors que la pression totale Pt_m se déduit de l'entrée des données Ps_n , Ps_m , Vm et Tm , correspondant aux mesures
- 15 Mp_1 , Mp_2 et/ou Mp_3 , N_1 et T_1 , dans le simulateur S1. Ce simulateur utilise les parties de modélisation du cycle thermodynamique ou du champ aérodynamique du composant moteur sélectionné, formant ainsi un extrait Es du cycle thermodynamique complet du moteur (ci-après modélisation moteur).

- [0033]** Dans cet exemple non limitatif, le champ aérodynamique de la soufflante 10 est modélisé et les paramètres Ps_m , Vm et Tm sont utilisées dans un
- 20 extrait Es de la modélisation moteur, cet extrait formant une modélisation du champ aérodynamique de la soufflante 10. La modélisation moteur et les moyens d'extraction de cette modélisation pour former des modélisations spécifiques de composants moteur sont connus de la personne du métier.

- 25 **[0034]** L'unité 40 transmet alors les données Ps_n et Pt_m aux systèmes au niveau « avion » S1 à S3 qui déterminent alors la vitesse air de l'aéronef sous des formes adaptées à l'utilisation de cette information de vitesse. Ces systèmes S1 à S3 sont dédiés, dans l'exemple illustré, respectivement aux affichages du cockpit, aux alarmes de la centrale anémométrique Sa et aux commandes de vol. Dans

d'autres variantes, les données sont fournies à un sous-ensemble de ces systèmes et/ou au système ou centrale anémométrique Sa.

[0035] Par exemple, il est possible de déterminer des données de vitesse air conventionnelle V_c et de nombre de Mach M_n par les formules connues :

$$V_c = \sqrt{5 \times \left[\left(\frac{P_{t_m} - P_{s_n}}{P_0} + 1 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right]}$$

avec P_0 = pression statique de référence (pression atmosphérique de 1013, 25 mbar), et

$$M_n = \sqrt{5 \times \left[\left(\frac{P_{t_m}}{P_{s_n}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right]}$$

[0036] Afin d'éviter une fluctuation trop importante du flux de données ainsi déterminées, il est avantageux de filtrer les paramètres P_{s_n} et P_{t_m} selon une bande passante appropriée. De même les valeurs de V_c et M_n sont avantageusement filtrées en fonction des besoins de l'utilisateur.

[0037] Ainsi, chaque turboréacteur est apte à fournir des données de pressions P_{s_n} et P_{t_m} et donc potentiellement des données de vitesses V_c et M_n . Par ailleurs, des données de vitesses anémométriques V_a du système anémométrique peuvent également être délivrées par exemple aux systèmes de surveillance avion pour constituer différentes sources. Les données de vitesses relatives à chaque turboréacteur constituent alors autant de sources alternatives d'information de vitesse que de nombre de turboréacteurs équipant l'aéronef pour les systèmes avion.

[0038] Ces sources et les données de vitesse V_a des centrales anémométriques Sa peuvent être combinées selon l'invention par chaque système avion en fonction des besoins.

[0039] Bien entendu, l'invention n'est pas limitée aux exemples de réalisation décrits et représentés. En particulier, d'autres extraits de modélisation peuvent être utilisés. Par exemple, en référence à la figure 2, le champ aérodynamique d'un compresseur 12 ou 14 peut être modélisé en entrant des données de mesures d'un capteur de vitesse N2 de ce compresseur, des sondes de pressions statiques de l'air P2 et P3 agencées en amont et en aval de ce compresseur, de sonde de pression P4 en sortie du compresseur, et de capteur de température de l'air T2 en un point du compresseur. Par ailleurs, la détermination des vitesses air moteur peut être effectuée par l'unité de traitement puis transmise au niveau avion ou directement au niveau avion par les systèmes avion.

REVENDEICATIONS

1. Procédé pour déterminer une vitesse air d'un aéronef comportant un niveau avion incluant au moins des systèmes d'affichages, de surveillance, d'alarmes, de navigation et de commandes dans un cockpit et un niveau moteur distinct du niveau avion et incluant une unité de traitement et des moteurs, chacun des moteurs incluant au moins une nacelle et un attelage de compression d'air et de détente de gaz, le procédé comprenant des étapes de :

mesurer, au niveau moteur, une pression statique nacelle à partir d'air ambiant localisé sous l'au moins une nacelle d'un premier moteur;

déterminer, au niveau moteur, une pression totale moteur en mesurant une pluralité de valeurs de paramètres moteur d'un composant moteur sélectionné puis en simulant un modèle d'un champ aérodynamique et/ou d'un cycle thermodynamique du composant du moteur sélectionné pour déduire la pression totale moteur;

calculer la vitesse air de l'aéronef à partir de la pression statique nacelle et de la pression totale moteur déterminées au niveau moteur;

transmettre la vitesse air calculée à partir de la pression statique nacelle et de la pression totale moteur à des systèmes sélectionnés au niveau avion; et

contrôler les systèmes sélectionnés au niveau avion à partir de la vitesse air calculée à partir de la pression statique nacelle et de la pression totale moteur.

2. Procédé selon la revendication 1, dans lequel l'étape de calculer la vitesse air de l'aéronef à partir de la pression statique nacelle et de la pression totale moteur est effectuée soit au niveau avion soit dans un traitement intermédiaire au niveau moteur, et ensuite transmise au niveau avion.

3. Procédé selon la revendication 1 ou 2, dans lequel le composant moteur sélectionné est un compresseur, et l'étape de mesurer la pluralité de valeurs de paramètres moteur durant l'étape de déterminer la pression totale moteur comprend en outre :

mesurer une pression statique d'air à la fois en amont et en aval du compresseur, une pression de sortie compresseur, une vitesse de rotation du compresseur, et une température au niveau du compresseur.

4. Procédé selon la revendication 1, dans lequel le composant moteur sélectionné est une soufflante, et l'étape de mesurer la pluralité de valeurs de paramètres moteur durant l'étape de déterminer la pression totale moteur comprend en outre l'étape de :

mesurer une pression statique d'air à la fois en amont et en aval de la soufflante, une pression de sortie soufflante, une vitesse de rotation de la soufflante, et une température au niveau de la soufflante.

5. Procédé selon la revendication 1 ou 2, comprenant en outre des étapes de :

répéter les étapes de mesurer, de déterminer, et de calculer la vitesse air pour chacun des autres moteurs au niveau moteur; et

transmettre la vitesse air calculée pour chaque moteur au niveau moteur aux systèmes sélectionnés au niveau avion, pour ainsi fournir aux systèmes sélectionnés autant de sources alternatives d'information de vitesse que de nombre de moteurs dans l'aéronef.

6. Procédé selon la revendication 5, dans lequel le niveau avion inclut aussi une centrale de mesure anémométrique positionnée en partie avant de l'aéronef, le procédé comportant en outre les étapes de :

mesurer une vitesse d'air anémométrique de l'aéronef avec la centrale de mesure anémométrique; et

transmettre la vitesse d'air anémométrique aux systèmes sélectionnés au niveau avion de l'aéronef pour que les systèmes sélectionnés reçoivent différentes sources de détermination de vitesse air, au moins une parmi lesquelles est basée sur des mesures effectuées uniquement au niveau avion et au moins une autre parmi lesquelles est basée sur des mesures effectuées uniquement au niveau moteur.

7. Aéronef configuré pour déterminer une vitesse air, comprenant
un niveau avion incluant des système d'affichages, de surveillance, de navigation, d'alarmes et de commandes; et
un niveau moteur distinct du niveau avion et incluant
une unité de traitement et
au moins un moteur, chaque moteur incluant

au moins une nacelle,
un attelage de compression d'air et de détente de gaz, et
un composant moteur sélectionné,
l'unité de traitement étant configurée pour
recevoir une pression statique nacelle mesurée au niveau moteur à
partir d'air ambiant localisé sous l'au moins une nacelle d'un premier moteur
et
déterminer une pression totale moteur en simulant un modèle d'un
champ aérodynamique et/ou un cycle thermodynamique du composant
moteur sélectionné du premier moteur à partir des mesures d'une pluralité
de valeurs de paramètres moteur au niveau du composant moteur
sélectionné, pour ainsi permettre à la vitesse air de l'aéronef d'être calculée
à partir de la pression statique nacelle et de la pression totale moteur,
dans lequel des systèmes sélectionnés au niveau avion sont contrôlés
à partir de la vitesse air calculée à partir de la pression statique nacelle et de
la pression totale moteur.

8. Aéronef selon la revendication 7, dans lequel les systèmes
sélectionnés au niveau avion incluent un dispositif de calcul qui calcule la vitesse air de
l'aéronef à partir de la pression statique nacelle et de la pression totale moteur pour
déterminer des données de vitesse air sous forme d'une vitesse conventionnelle et d'un
nombre de Mach.

9. Aéronef selon la revendication 7 ou 8, dans lequel une sonde de
température de l'air ambiant est positionnée à une entrée d'air du premier moteur.

10. Aéronef selon l'une quelconque des revendications 7 à 9, dans lequel
le niveau avion comprend en outre une centrale de mesures anémométriques
positionnée en partie avant de l'aéronef et configurée pour mesurer une vitesse d'air
anémométrique de l'aéronef, dans lequel les systèmes sélectionnés au niveau avion
reçoivent différentes sources de détermination de vitesse air, au moins une parmi
lesquelles est basée sur des mesures effectuées uniquement au niveau avion et au
moins une autre parmi lesquelles est basée sur des mesures effectuées uniquement au
niveau moteur.

11. Aéronef selon l'une quelconque des revendications 7 à 10, dans lequel le composant moteur sélectionné est associé à une pluralité de sondes de pression, un capteur de vitesse de rotation, et une sonde de température d'air, et dans lequel les valeurs de paramètres moteur mesurées au niveau du composant moteur sélectionné incluent une pression statique d'air et une pression en sortie de la pluralité de sondes de pression, une vitesse du capteur de vitesse de rotation, et une température de la sonde de température d'air.

12. Aéronef selon la revendication 11, dans lequel le composant moteur sélectionné est choisi parmi une soufflante, une entrée d'air, un compresseur, et une turbine.

13. Aéronef selon la revendication 12, dans lequel le composant moteur sélectionné est la soufflante, et le champ aérodynamique de la soufflante est modélisé à partir d'une vitesse soufflante mesurée par le capteur de vitesse de rotation, une température d'air au niveau de la soufflante mesurée par la sonde de température d'air, une pression statique d'air à la fois en amont et en aval de la soufflante mesurée par la pluralité de sondes de pression, et une pression soufflante en sortie mesurée par l'une parmi la pluralité de sondes de pression.

14. Aéronef selon la revendication 12, dans lequel le composant moteur sélectionné est le compresseur, et le champ aérodynamique du compresseur est modélisé à partir d'une vitesse compresseur mesurée par le capteur de vitesse de rotation, une température d'air au niveau du compresseur mesurée par la sonde de température d'air, une pression statique d'air à la fois en amont et en aval du compresseur mesurée par la pluralité de sondes de pression, et une pression compresseur en sortie mesurée par l'une parmi la pluralité de sondes de pression.

15. Aéronef selon l'une quelconque des revendications 11 à 14, dans lequel le niveau moteur inclut en outre des systèmes transducteurs aptes à convertir les mesures de paramètres fournis par la pluralité de sondes de pression, le capteur de vitesse de rotation, et la sonde de température d'air en signaux représentatifs de paramètres de pression statique, de vitesse de rotation et de température, et à transmettre les signaux à l'unité de traitement.

1 / 1

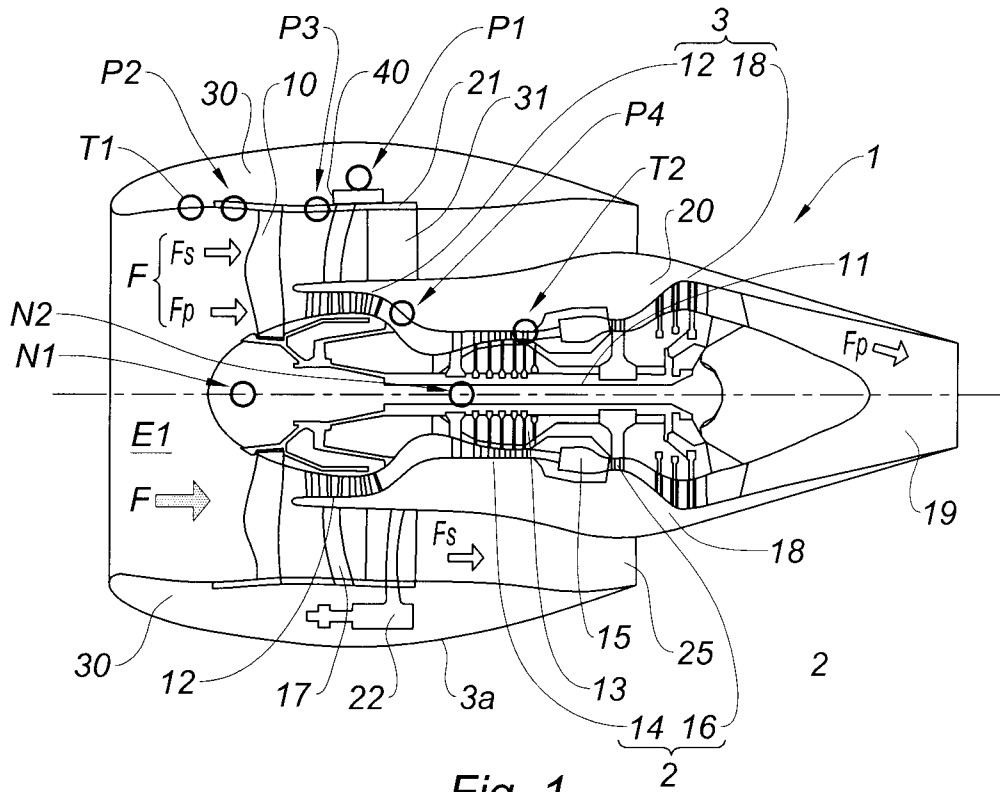


Fig. 1

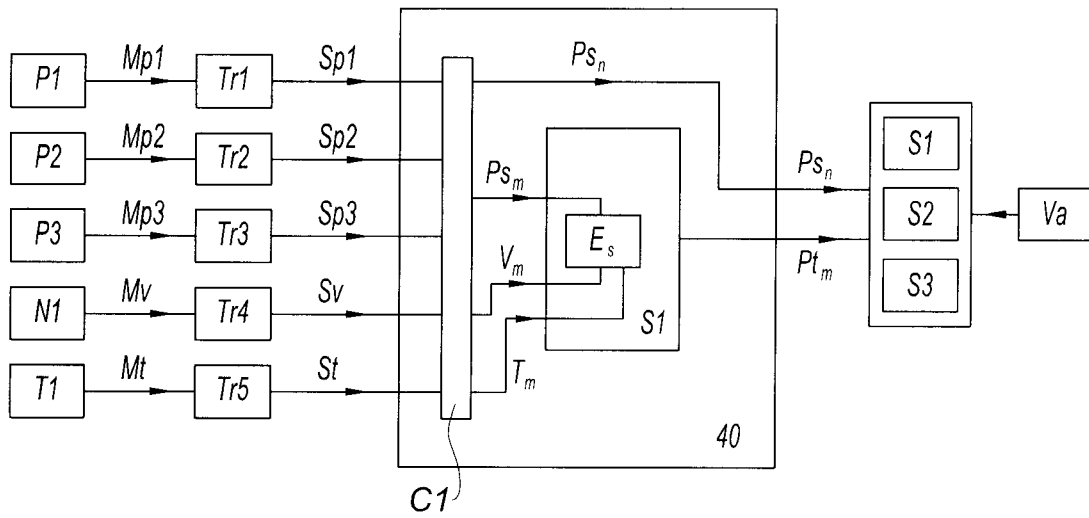


Fig. 2

