

19 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

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

3 019 913

21 N° d'enregistrement national : 14 53373

51 Int Cl⁸ : G 05 D 13/02 (2013.01), B 64 D 31/12

12

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22 Date de dépôt : 15.04.14.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 16.10.15 Bulletin 15/42.

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) : SNECMA — FR.

72 Inventeur(s) : NOBELEN FLORENT.

73 Titulaire(s) : SNECMA.

74 Mandataire(s) : ERNEST GUTMANN YVES PLASSE-
RAUD SAS Société par actions simplifiée.

54 PROCÉDE DE SYNCHRONISATION DES MOTEURS D'UN AVION A DOUBLE ETAT INTERMEDIAIRE.

57 Procédé de synchronisation des moteurs d'un avion,
selon une logique d'activation ayant un état désactivé (20),
un état armé (22) et un état activé (16), et où :

- le passage (36) de la synchronisation de l'état armé à
l'état activé s'opère via successivement un premier puis un
deuxième état intermédiaire (38, 39) de la logique d'activation,

- pour tout passage de la synchronisation du second état
intermédiaire (39) à l'état activé, sont effectués :

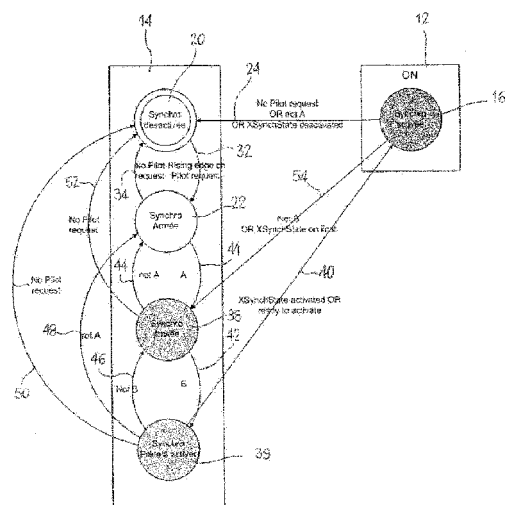
-- une prise en compte, sur chaque moteur, de l'état
d'activation de la synchronisation,

-- et un échange de cette donnée entre les moteurs,

- le passage de la synchronisation à l'état activé de l'un
des moteurs impose que les conditions de sécurité et d'activation
de l'autre soient toutes remplies,

- si l'un des moteurs passe à l'état désactivé, l'autre aussi,
et

- pour chaque moteur le passage (36, 42) de la synchronisation
de l'état armé au premier puis au second état intermédiaire
s'opère automatiquement lorsqu'une première
partie puis une seconde partie des conditions de sécurité et/
ou d'activation sont remplies.



FR 3 019 913 - A1



Procédé de synchronisation des moteurs d'un avion à double état intermédiaire

La présente invention concerne un procédé de synchronisation des
5 moteurs d'un avion, et en particulier des turboréacteurs à double corps d'un avion.

Une petite différence dans les vitesses de rotation des moteurs d'un avion peut provoquer un bruit acoustique et des vibrations indésirables. Il est connu de synchroniser les corps basse-pression (BP) ou haute-pression (HP) des moteurs
10 à double corps d'un avion pour diminuer les vibrations ressenties dans la cabine et le bruit, et ainsi augmenter le confort des passagers.

Cependant, cette fonction de synchronisation ne répond qu'à des exigences de confort et ne doit pas engendrer de risques pour les moteurs ou l'avion. La synchronisation des moteurs est donc désactivée si des conditions de
15 sécurité ne sont pas remplies, même si une demande d'activation de la synchronisation est émise par le pilote et que les conditions d'activation de la synchronisation sont toutes remplies. Ces conditions de sécurité représentent par exemple des valeurs limites qui ne doivent pas être atteintes pour que la synchronisation soit activée et maintenue. Ces valeurs sont par exemple des
20 vitesses minimale et maximale du rotor du corps HP de chaque moteur (N_{2min} , N_{2max}), une pression statique maximale dans la chambre de combustion de chaque moteur (P_{s3max}), et des valeurs limites inférieure (risque de perte de poussée) et supérieure (risque de pompage) du rapport Q de dimensionnement de chaque moteur ($Q = \text{débit de carburant} / P_{s3max}$).

25 Cependant, les conditions de sécurité ne peuvent pas être toutes vérifiées à chaque fois qu'une demande d'activation de la synchronisation est émise par le pilote car cela nuirait à l'efficacité du moteur, c'est pourquoi l'activation de la synchronisation ne se fait pas uniquement sur simple demande du pilote et nécessite la vérification de conditions supplémentaires.

30 FR-A1-2 639 444 décrit un procédé de synchronisation d'un moteur asservi et d'un moteur maître dans un avion, ces moteurs étant des

turboréacteurs à double corps et comprenant chacun un rotor de soufflante et un rotor de générateur de gaz. La vitesse de rotation de la soufflante ou du rotor du corps basse-pression du moteur asservi (appelée N1) et celle du générateur de gaz ou du rotor du corps haute-pression du moteur asservi (appelée N2) peuvent
5 être commandées en régulant le débit d'alimentation en carburant du moteur, en modifiant le calage angulaire des aubes de stator du moteur, etc.

Dans ce document, l'activation de la synchronisation se fait lorsque la différence entre les vitesses précitées des soufflantes ($\Delta N1$) des deux moteurs devient inférieure à 100tr/min et elle se désactive lorsque cette différence
10 dépasse cette valeur, ou lorsque l'un des moteurs s'arrête ou cale, ou lorsque l'un des signaux N1 n'est pas détecté, ou lorsque le rapport $PLAN2$ du moteur asservi dépasse une certaine limite (l'abréviation PLA - *Power Level Angle* - correspondant à la position de la manette des gaz dans le cockpit de l'avion). Le pilote de l'avion est informé de la désactivation de la synchronisation. La
15 synchronisation se réactive automatiquement quand la différence $\Delta N1$ redescend sous la barre des 100tr/min. Ce procédé est entièrement automatique et ne requiert pas d'ordre spécifique de la part du pilote de l'avion.

Cette synchronisation présente l'inconvénient d'être entièrement automatique. En effet, la synchronisation des moteurs est réactivée lorsque
20 toutes les conditions sont à nouveau remplies, sans demande spécifique du pilote de l'avion. Il se peut toutefois que ces conditions présentent un risque pour les moteurs ou pour l'avion (cas de pompage ou de survitesse des moteurs par exemple) et qu'il soit dangereux de réactiver automatiquement la synchronisation des moteurs. Par ailleurs, quand ces conditions ne présentent aucun risque pour
25 les moteurs ou l'avion (cas de régime transitoire des moteurs par exemple), il ne paraît pas souhaitable d'exiger une validation du pilote pour la réactivation de la synchronisation car cela pourrait avoir pour conséquence que le pilote soit distrait et déconcentré par d'éventuels multiples changements des résultats de ces conditions (ballotement vrai/faux).

30 En outre, lorsqu'une synchronisation est automatiquement activée, la valeur de consigne de la vitesse N1 (ou N2) du moteur esclave s'aligne sur la

valeur de la vitesse du moteur maître et s'écarte ainsi de sa consigne originale, qui était calculée pour fournir la poussée requise de manière optimale. Du fait de la synchronisation des régimes, la poussée de ce moteur n'est plus optimale : elle est soit augmentée, diminuant la durée de vie du moteur, soit diminuée, 5 obligeant le pilote à pousser la manette des gaz, ce qui revient donc au même. Ceci est un inconvénient majeur.

Face à cela, il a été proposé dans WO2013/034839 de synchroniser entre eux des moteurs d'un avion au moyen d'au moins une logique d'activation destinée à vérifier des conditions de sécurité et/ou d'activation pour l'application 10 de la synchronisation, la logique d'activation définissant au moins un état désactivé, un état armé et un état activé, et prévoyant:

- un passage de la synchronisation de l'état désactivé à l'état armé lorsqu'un ordre d'activation est donné par un pilote de l'avion ;
- une vérification périodique des conditions de sécurité et/ou d'activation en 15 relation avec lesdits états, pour définir si lesdites conditions sont remplies ou non remplies, un passage de la synchronisation de l'état armé à l'état activé lorsque certaines des conditions de sécurité et/ou d'activation sont remplies ; et
- un passage de la synchronisation de l'état activé ou armé à l'état désactivé lorsqu'un ordre de désactivation est donné par le pilote ou lorsque certaines des 20 conditions de sécurité ne sont pas remplies,

Cette logique d'activation comprend ainsi au moins un état d'activation de la synchronisation supplémentaire par rapport à ce qui est prévu dans FR-A1- 2 639 444, où la synchronisation est soit désactivée (mode OFF), soit activée (mode ON), la synchronisation ci-dessus pouvant de façon différente adopter au 25 moins un état armé en mode OFF, en plus de l'état désactivé.

Pour pertinente qu'elle soit, cette solution n'évite toutefois pas qu'un moteur puisse être activé seul.

Or, ceci peut affecter la synchronisation, voire de bon fonctionnement des moteurs ou la sécurité du vol.

30 Pour traiter ce problème, il est ici proposé:

- que le passage de la synchronisation de l'état armé à l'état activé s'opère via successivement un premier puis un deuxième états intermédiaire de la logique d'activation, chacun distinct desdits états respectivement désactivé, armé et activé,
- 5 - pour tout passage de la synchronisation du second état intermédiaire à l'état activé, sont effectués :
 - une prise en compte, sur chaque moteur, de l'état d'activation de la synchronisation,
 - et un échange de cette donnée entre les moteurs,
- 10 - le passage de la synchronisation à l'état activé de l'un des moteurs impose que les conditions de sécurité et d'activation de l'autre, ou des autres, soient toutes remplies,
 - si l'un des moteurs passe à l'état désactivé, l'autre, ou les autres, y passe(nt) aussi automatiquement, et
- 15 - pour chaque moteur le passage de la synchronisation de l'état armé au premier puis au second états intermédiaires s'opère automatiquement lorsqu'une première partie puis une seconde partie, différente de la première, des conditions de sécurité et/ou d'activation sont remplies.

Ainsi, lorsque les moteurs sont synchronisés, et qu'un moteur a un
20 problème mais que la condition d'activation est perdue avant la détection de la panne, on évitera que la synchronisation ne soit désactivée que sur le moteur ayant la panne.

On recommande en outre que le passage de la synchronisation du second
état intermédiaire à l'état activé soit effectué automatiquement sur l'un des
25 moteurs si l'autre (les autres) moteur(s) est (sont) dans ledit second état intermédiaire ou dans l'état activé.

Ainsi, la synchronisation pourra s'activer simultanément sur les moteurs. A priori le passage dans ce second état intermédiaire sera transitoire pour le logiciel.

30 Il est par ailleurs conseillé :

- que dans le cas où la synchronisation est à l'état désactivé, un ordre d'activation doit être émis par le pilote pour passer la synchronisation à l'état armé, et/ou

-- qu'un passage de la synchronisation de l'un quelconque des premier état intermédiaire, second état intermédiaire et état armé, vers l'état désactivé, soit effectué lorsqu'un ordre de désactivation est donné par le pilote.

Ainsi, la sécurité est optimisée.

Il est par ailleurs recommandé que, si la vérification périodique des conditions de sécurité et/ou d'activation établit :

10 - que ladite seconde partie des conditions ou que la donnée relative à l'état d'activation de la synchronisation d'un des moteurs envoyée vers l'autre moteur indique que sa synchronisation est dans le premier état intermédiaire, alors que la synchronisation de cet autre moteur est dans l'état activé, cette synchronisation passe aussi dans le premier état intermédiaire, et/ou

15 - que ladite première partie des conditions n'est plus remplie pour l'un au moins des moteurs, tandis que la synchronisation est dans le premier état intermédiaire, ladite synchronisation passe alors dans l'état armé.

Il est aussi conseillé que les conditions de sécurité soient différentes des conditions d'activation et doivent être remplies pour protéger les moteurs et
20 l'avion. Ces conditions de sécurité sont par exemple : l'absence de pompage des moteurs, de survitesse des moteurs, de sous ou sur-poussée des moteurs, de panne majeure des moteurs, etc. Ces conditions permettent par exemple d'éviter qu'un moteur sain suive le comportement d'un moteur défaillant.

De préférence, pour une simplicité, efficacité et sécurité opérationnelles :

25 - les conditions de sécurité seront les conditions au moins nécessaires pour qu'une synchronisation passe de l'état armé au premier état intermédiaire,
- et les conditions d'activation seront celles au moins nécessaires pour qu'une synchronisation passe du premier au second état intermédiaire, puis s'active effectivement automatiquement, si tous les moteurs sont:

30 -- dans ledit deuxième état intermédiaire (condition « ready to activate »),
-- ou dans l'état de synchronisation activée (condition « XSynchState

activated ».

Les conditions d'activation de la synchronisation doivent être remplies pour optimiser le fonctionnement des moteurs, car la synchronisation n'est pas adaptée à tous les régimes de fonctionnement et peut être différente selon le type de régime (HP ou BP) synchronisés des moteurs. Les conditions d'activation sont par exemple une différence prédéterminée de consignes de vitesse des corps BP et/ou HP des moteurs; une différence prédéterminée de vitesses des corps BP et/ou HP des, une différence prédéterminée entre la consigne et la vitesse mesurée du corps BP et/ou HP d'un, un régime de croisière, transitoire, de ralenti, ou différent du décollage et de l'atterrissage.

Dans le cas où la synchronisation est à l'état armé ou activé, un ordre de désactivation peut être émis par le pilote. Le passage de l'état activé ou armé à l'état désactivé est toutefois automatique dans le cas où au moins une partie des conditions de sécurité n'est pas remplies.

Il y a donc deux types d'activation ou réactivation, l'une automatique l'autre ordonnée par le pilote de l'avion. La réactivation automatique est réalisée lorsque seules des conditions d'activation ont changé (les conditions de sécurité étant toujours remplies) et la réactivation à confirmer par le pilote est réalisée lorsque des conditions de sécurité ont changé (quel que soit le résultat de la vérification des conditions d'activation).

En pratique, on installe dans la cabine de pilotage de l'avion au moins un bouton d'activation de la synchronisation, et en particulier deux boutons dans le cas où les moteurs sont du type à double corps (HP et BP). Le premier bouton est destiné à commander l'activation de la synchronisation des corps BP des moteurs (N1Sync) et le second est destiné à commander l'activation de la synchronisation des corps HP des moteurs (N2Sync). Chaque bouton peut adopter deux positions, une position ON (par exemple enfoncée et allumée) et une position OFF (sortie et éteinte). Le pilote ne peut pas demander simultanément la synchronisation des deux corps. Dans le cas où il appuie sur le premier bouton pour l'enfoncer, alors que le second bouton est déjà en position

enfoncée, ce second bouton se désenclenche automatiquement pour revenir en position sortie.

Le pilote de l'avion doit donc appuyer sur l'un des boutons pour requérir l'activation de la synchronisation, qui passe alors de l'état désactivé à l'état armé.

5 Comme expliqué dans ce qui précède, la synchronisation passe de l'état armé à l'état activé, via les premier puis second états intermédiaires transitoires successifs lorsqu'au moins certaines conditions de sécurité et/ou d'activation sont remplies.

Le passage du second état intermédiaire à l'état activé de la
10 synchronisation s'opère automatiquement sous réserve que l'autre (des autres) moteur(s) soit (soient) lui-même (eux-mêmes) dans l'un desdits second état intermédiaire ou activé, cette donnée ayant donc été relevée et échangée. Dans le cas où le pilote appuie à nouveau sur le bouton pour annuler son ordre, la synchronisation repasse à l'état désactivé. La synchronisation passe à l'état
15 désactivé dans le cas également où au moins une partie des conditions de sécurité ne sont pas remplies. Dans ce dernier cas, la synchronisation est à l'état désactivé alors que le bouton de la cabine de pilotage peut être toujours enfoncé et allumé. Le pilote doit alors appuyer à deux reprises sur le bouton, de façon à le mettre en position sortie puis à nouveau en position enfoncée, pour passer la
20 synchronisation à l'état armé. L'ordre du pilote est dans ce cas nécessaire pour le réarmement de la synchronisation.

Les moyens d'exécution du procédé selon l'invention peuvent par exemple comprendre une puce électronique, dans laquelle est codée au moins une logique d'activation, des portes logiques (ET, OU, NON, etc.), et des moyens de
25 sommation, de comparaison, de détection de front, de condition, etc.

Les conditions d'application et de maintien de la synchronisation peuvent être vérifiées à intervalles réguliers, par exemple toutes les 30ms.

On aura compris que lorsque la synchronisation est dans le premier ou second état intermédiaire, elle est désactivée.

30 Lorsque les moteurs sont à double corps et comprennent un corps basse-pression (BP) et un corps haute-pression (HP), les conditions pour l'application

de la synchronisation des corps BP et/ou HP peuvent comprendre par exemple une ou plusieurs des conditions suivantes :

- A1 : la différence des consignes de vitesses des rotors BP ou HP des moteurs est inférieure à 10% ;
- 5 - A2 : aucun défaut pouvant affecter la santé des moteurs ou engendrer des risques pour l'avion n'est détecté ;
- A3 : la différence des vitesses mesurées des rotors BP ou HP des moteurs est inférieure à 10% ;
- A' : la différence entre la consigne de vitesse et la vitesse mesurée BP ou HP
- 10 de chaque rotor est inférieure à 10% ;
- B : au moins l'un des moteurs est au ralenti ; et
- C : l'avion est en vol et n'est ni en phase de décollage, ni en phase de montée.

La synchronisation peut passer de l'état activé à l'état désactivé lorsque les conditions A1, A2, et éventuellement A3 (pour la synchronisation HP), ne sont

15 pas remplies. La synchronisation peut être passée de l'état activé à l'état armé lorsque les conditions C ne sont pas remplies.

On préférera une logique du front montant sur l'ordre pilote qui permet de ne pas armer la synchronisation si elle a été désactivée et que le bouton précité de la cabine de pilotage est resté enfoncé.

20 L'invention sera mieux comprise et d'autres caractéristiques, détails et avantages de celle-ci apparaîtront plus clairement à la lecture de la description qui suit, faite à titre d'exemple non limitatif et en référence aux dessins annexés, dans lesquels :

- la figure 1 est un schéma illustrant une logique d'activation selon l'art antérieur
- 25 pour la synchronisation des rotors des corps basse-pression des moteurs d'un avion ;
- la figure 2 est un graphe très schématique représentant l'évolution des consignes de synchronisation des rotors BP des moteurs d'un avion, en fonction du régime de ces moteurs, selon l'art antérieur ;

- la figure 3 est un schéma illustrant une logique d'activation aussi selon l'art antérieur pour la synchronisation des rotors des corps haute-pression des moteurs d'un avion ;
- la figure 4 est encore un graphe très schématique, selon l'art antérieur, 5 représentant l'évolution des consignes de synchronisation des rotors HP des moteurs d'un avion, en fonction du régime de ces moteurs, et
- la figure 5 est un schéma illustrant une logique d'activation selon l'invention pour la synchronisation des rotors des moteurs d'un avion permettant notamment de prendre en compte l'état de la synchronisation des moteurs les uns vis-à-vis 10 des autres.

Les schémas des figures 1 et 3 représentent des logiques 10, 10' d'activation de la synchronisation des moteurs d'un avion selon l'art antérieur de WO2013/034839, et en particulier de moteurs à double corps, tels que des turboréacteurs ou des turbopropulseurs. Le schéma de la figure 1 représente la 15 logique 10 d'activation de la synchronisation des rotors des corps basse-pression (BP) des moteurs et le schéma de la figure 3 représente la logique 10' d'activation de la synchronisation des rotors des corps haute-pression (HP) de ces moteurs.

Dans chaque logique d'activation 10, 10', la synchronisation peut être en 20 mode ON ou marche (représenté par le rectangle 12) ou en mode OFF ou arrêt (représenté par le rectangle 14). Dans l'exemple représenté, la logique d'activation 10, 10' définit quatre états d'activation de la synchronisation : deux états en mode ON (état activé garanti 16 et état activé non garanti 18) et deux états en mode OFF (état désactivé 20 et état armé 22).

25 Les flèches 24 à 36 représentent les passages possibles d'un état de synchronisation à un autre état de synchronisation, certains de ces passages étant automatiques dès que des conditions d'application de la synchronisation changent, et d'autres passages nécessitant l'émission d'un ordre d'activation ou de désactivation par le pilote de l'avion.

Les conditions d'application de la synchronisation sont de deux types : des conditions de sécurité destinées à protéger les moteurs et l'avion et des conditions d'activation destinées à optimiser le fonctionnement des moteurs.

Dans l'exemple de réalisation représenté dans les dessins, la logique d'activation 10, 10' comprend quatre conditions, appelées respectivement A, A', B et C. Les conditions A, A', B et C de la logique d'activation 10 de la synchronisation des corps BP ne sont pas toutes identiques à celles de la logique d'activation 10' de la synchronisation des corps HP.

En ce qui concerne la synchronisation des corps BP (figure 1), les conditions A comprennent une condition d'activation A1 et une condition de sécurité A2. La condition d'activation A1 est :

$$|\Delta N1_{dmd_PWM}| < 5\%,$$

selon laquelle la différence des consignes de vitesses N1 des rotors BP des moteurs (en valeur absolue) doit être inférieure à 5%. $\Delta N1$ représente la différence entre les vitesses des rotors BP, « dmd » signifie que c'est la valeur de consigne de chaque moteur qui est prise en compte, et « PWM » signifie que cette valeur de consigne est propre à chaque moteur et est calculée par une fonction Power Management dans un calculateur de chaque moteur (cette fonction calcule les consignes N1 en fonction de la position de la manette des gaz et d'autres paramètres). Si les moteurs ont des régimes BP trop différents (A1 > 5% par exemple parce que les manettes de commande des moteurs dans la cabine de pilotage sont dans des positions différentes, ou parce que les consignes sont trop différentes du fait que l'écart entre les vitesses N1 des moteurs est trop différent pour que ces moteurs produisent une même poussée), la condition A1 n'est pas remplie. C'est donc l'écart entre les deux consignes d'origine qui est surveillé. La synchronisation peut donc être désactivée si les manettes de commande des moteurs sont dans des positions différentes (c'est-à-dire sont écartées l'une de l'autre).

La condition d'activation A2 est l'absence de détection d'un défaut pouvant endommager les moteurs ou engendrer des risques pour les moteurs ou l'avion et les passagers. En effet, la synchronisation étant une fonction de confort,

aucun risque n'est pris et elle est désactivée en cas d'événement moteur intempestif (pompage, survitesse, sous ou sur-poussée, etc.) ou de panne, pour éviter que le moteur sain se mette à suivre le comportement du moteur défaillant notamment.

5 Les conditions A1 et A2 sont cumulatives et doivent être toutes les deux remplies pour que les conditions A soient considérées comme remplies.

Comme indiqué par la flèche 24, ces conditions A doivent nécessairement être remplies pour l'activation de la synchronisation, c'est-à-dire pour que la synchronisation soit en mode ON. Dans le cas où ces conditions A ne sont pas
10 remplies (ou lorsque les conditions « not A » sont remplies), la synchronisation est automatiquement désactivée et passe du mode ON (de l'état activé garanti 16 ou de l'état activé non garanti 18) au mode OFF (état désactivé 20). Ces conditions A, qui comprennent à la fois une condition d'activation A1 et une condition de sécurité A2, sont donc nécessaires pour l'activation de la
15 synchronisation, et ce quels que soient les ordres transmis par le pilote. La sécurité est donc prépondérante par rapport au confort procuré par la synchronisation des moteurs de l'avion.

Comme indiqué dans ce qui précède, les conditions A comprennent deux conditions A1 et A2 cumulatives. Dans le cas où l'une d'entre elles ne serait plus
20 remplie, la synchronisation se désactiverait, qu'elle soit à l'état activé garanti ou non garanti. En effet, sur un événement moteur ou une panne, le pilote doit réagir et décider s'il souhaite réactiver la synchronisation une fois la panne corrigée. Sur un écart des consignes, c'est a priori le pilote qui en est à l'origine et c'est donc à lui que revient la décision de réactiver la synchronisation.

25 Comme indiqué sur la flèche 24, le passage de l'état activé (non garanti 18 ou garanti 16) à l'état désactivé 20 peut également résulter d'un ordre transmis par le pilote de l'avion qui souhaite désactiver la synchronisation (« No N1Sync Pilot request »). Les conditions « not A » et « No N1Sync Pilot request » ne sont pas cumulatives du fait du terme OR (ou). Il suffit donc que l'une ou
30 l'autre de ces conditions soient remplies pour que la synchronisation soit désactivée.

Les conditions d'activation A' comprennent deux conditions d'activation A'1 et A'2, qui sont respectivement :

$$\begin{aligned} |N1dmd_ctrl1 - N1sel1| < 5\%, \text{ et} \\ |N1dmd_ctrl2 - N1sel2| < 5\%, \end{aligned}$$

5 selon lesquelles la différence entre la consigne (« dmd », "demand" en anglais) et la valeur mesurée (« sel », "selected" en anglais) de la vitesse N1 de chaque rotor BP (en valeur absolue) doit être inférieure à 5%. « ctrl » signifie que c'est la consigne de régulation ("control" en anglais) courante qui est prise en compte, c'est-à-dire la consigne moyennée commune si on est en synchronisation. Ces
10 conditions sont remplies lorsque les deux moteurs sont en régime stabilisé et ne sont donc pas en régime transitoire. A contrario, les conditions « not A' » sont remplies lorsqu'au moins l'un des moteurs est en régime transitoire.

Ces conditions A' doivent être nécessairement remplies pour activer la synchronisation. Toutefois, lorsqu'elles ne sont plus remplies, la synchronisation
15 n'est pas nécessairement désactivée, comme cela sera expliqué dans ce qui suit.

Les conditions d'activation B sont remplies si au moins l'un des moteurs est au ralenti. Ces conditions sont utiles pour le passage entre l'état activé garanti et l'état activé non garanti, et inversement, lorsque l'avion est contrôlé par
20 une boucle ralentie et que la manette de commande est en position ralentie.

Comme indiqué par la flèche 26, la synchronisation passe de l'état activé non garanti 18 à l'état activé garanti 16 si les conditions A' précitées sont remplies et que les conditions B ne sont pas remplies (ou que les conditions « not B' » sont remplies). La synchronisation passe de l'état activé garanti 16 à
25 l'état activé non garanti 18 si l'une ou l'autre des conditions B sont remplies ou que les conditions A' ne sont pas remplies (ou inversement, que les conditions « not A' » sont remplies – flèche 28).

Autrement dit, la synchronisation passe de l'état activé non garanti 18 à l'état activé garanti 16 si les moteurs ne sont pas au régime de ralenti et si l'écart
30 entre les valeurs de consigne et de mesure de la vitesse N1 de chaque moteur est inférieur à 5%.

A titre d'exemple, lorsque les moteurs sont en régime transitoire, les conditions A' ne sont pas remplies. La synchronisation passe à l'état activé non garanti car il serait inutile de désactiver la synchronisation puisque la régulation ne se fait plus par les vitesses N1. Le fait que la consigne de vitesse N1 soit la
5 consigne propre du moteur ou la consigne commune de synchronisation importe peu. Lorsque les conditions A' seront à nouveau remplies, à la fin du transitoire, la synchronisation repassera automatiquement à l'état activé garanti.

On a représenté en figure 2 l'évolution de la vitesse N1 des rotors BP des moteurs d'un avion, lorsqu'un changement des régimes de ces moteurs
10 intervient.

Dans l'exemple considéré, l'avion est équipé de deux moteurs seulement et le graphe de la figure 2 comprend deux courbes 50, 52 représentant les consignes des vitesses N1 propres aux moteurs, c'est-à-dire les consignes résultant des positions des manettes des gaz imposées par le pilote de l'avion.
15 Ces courbes 50, 52 sont en forme de marche d'escalier et comprennent chacune une première partie horizontale représentant une consigne N1 constante car le régime R1 du moteur est stabilisé, une partie verticale représentant une variation de la consigne N1 car le régime R2 est transitoire, et une nouvelle partie horizontale représentant une consigne N1 constante car le régime R3 est à
20 nouveau stabilisé.

Le passage du régime R1 stabilisé au régime R2 transitoire est dû à un déplacement des manettes des gaz par le pilote de l'avion. Comme cela est visible en figure 2, les consignes N1 propres aux moteurs sont légèrement différentes pour obtenir une même poussée, même si les manettes des gaz des
25 moteurs sont dans la même position. On peut en effet constater que deux moteurs d'un même avion peuvent tourner à des vitesses légèrement différentes pour produire une même poussée.

La consigne N1 pour la synchronisation des rotors BP est égale à la moyenne des consignes N1 propres aux moteurs. Les vitesses N1 des moteurs
30 adoptent donc cette consigne qui est schématiquement représentée par le trait

continu épais 54 en figure 2, qui se situe entre les courbes 50 et 52 dans la première partie horizontale précitée de ces courbes.

Lorsque les conditions A' ne sont plus remplies, c'est-à-dire que les moteurs sont en régime transitoire, la synchronisation des rotors BP est passée à l'état activé non garanti. En transitoire, chaque moteur est régulé par une consigne en dN/dt , intégrée à partir de la vitesse du rotor courante. Ainsi, les portions de courbe 56 et 58 représentent l'évolution de la vitesse N1 du rotor BP que chaque moteur aurait eu sans la synchronisation: ils partent de leur vitesse courante, et suivent deux courbes obtenues grâce à l'intégration de leurs consignes de transitoire en dN/dt , qui sont proches. Or, les deux moteurs étaient synchronisés juste avant leur passage en transitoire. Lorsqu'ils passent en transitoire, ils ont donc pratiquement la même vitesse N1 du rotor BP courante. Leurs vitesses suivent donc deux courbes 62 et 64 sensiblement identiques, issues de deux consignes en dN/dt elles aussi proches, bien que techniquement ils ne soient pas sur la même consigne de synchronisation. Lorsque les conditions A' sont à nouveau remplies, la synchronisation est passée à l'état activé garanti et les vitesses N1 peuvent adopter la consigne commune pour la synchronisation des rotors BP, qui est égale à la moyenne des consignes propres aux moteurs (trait continu épais 60 en figure 2).

Les conditions d'activation C sont remplies lorsque l'avion est en vol et qu'il n'est ni en phase de décollage ni en phase de montée. Les manettes de commande des moteurs ne sont alors pas au-delà de la position « Max Climb ».

Comme indiqué par la flèche 30, ces conditions C doivent nécessairement être remplies pour l'activation de la synchronisation, c'est-à-dire pour que la synchronisation soit en mode ON. Dans le cas où ces conditions C ne sont pas remplies (ou lorsque les conditions « not C » sont remplies), la synchronisation passe automatiquement du mode ON (de l'état activé garanti 16 ou de l'état activé non garanti 18) au mode OFF (état armé 22). La synchronisation ne passe donc pas à l'état désactivé pour qu'elle puisse se réactiver automatiquement sans que le pilote réitère son ordre.

Un ordre pilote (N1Sync Pilot Request) est nécessaire pour passer la synchronisation de l'état désactivé 20 à l'état armé 22 (flèche 32), par appui sur un bouton (N1Sync) correspondant, dans la cabine de pilotage.

La cabine de pilotage de l'avion comprend deux boutons d'activation de la synchronisation, un premier bouton (N1Sync) pour activer la synchronisation des corps BP des moteurs et un second bouton (N2Sync) pour activer la synchronisation des corps HP des moteurs. Chacun de ces boutons peut adopter deux positions, respectivement ON et OFF. En position ON, le bouton est enfoncé et allumé et, en position OFF, il est sorti et est éteint. Le pilote ne peut pas demander simultanément la synchronisation des deux corps des moteurs. Dans le cas où il appuie sur le premier bouton pour l'enfoncer, alors que le second bouton est déjà en position enfoncée, ce second bouton se désenclenche automatiquement pour revenir en position sortie.

L'ordre du pilote (N1Sync Pilot Request) nécessite donc un appui sur le bouton N1Sync pour l'enfoncer et le mettre en position ON.

Un autre ordre du pilote (No N1Sync Pilot Request) est nécessaire pour passer la synchronisation de l'état armé 22 à l'état désactivé 20 (flèche 34), par appui à nouveau sur le bouton N1Sync, de façon à ce qu'il soit en position sortie ou OFF.

Comme on l'a vu dans ce qui précède, un ordre du pilote (No N1Sync Pilot Request) peut être nécessaire pour passer la synchronisation de l'état activé à l'état désactivé (flèche 24). Cet ordre du pilote nécessite également un appui sur le bouton N1Sync de façon à le mettre en position sortie ou OFF.

Dans le cas où le passage de la synchronisation de l'état activé (16 ou 18) à l'état désactivé 20 résulte du fait que les conditions A ne sont pas remplies (flèche 24), la synchronisation est à l'état désactivé alors que le bouton N1Sync est toujours en position enfoncée ou ON. Pour armer la synchronisation (flèche 32), le pilote devra appuyer deux fois sur le bouton pour d'abord le désenclencher, puis pour le réenclencher. En effet, la logique de l'invention doit détecter un front montant sur l'ordre pilote pour que la synchronisation soit passée à l'état activé.

La flèche 36 représente le passage de la synchronisation de l'état armé 22 à l'état activé 16. Les conditions A, A', et C doivent être remplies pour activer la synchronisation. Il est de plus nécessaire que le bouton N1Sync soit en position ON ou enfoncée, ce qui signifie que le pilote a déjà donné l'ordre d'activer la synchronisation (N1Sync Pilot Request). Ces conditions sont cumulatives et doivent donc toutes être remplies pour activer la synchronisation.

Aucun ordre du pilote n'est donc nécessaire pour confirmer et activer la synchronisation lorsque le bouton N1Sync est en position ON ou enfoncée et que la synchronisation est passée à l'état armé 22 du fait que les conditions C n'ont plus été remplies (flèche 30). Toutefois, comme cela est indiqué sur la flèche 32, un ordre du pilote est nécessaire pour réarmer la synchronisation qui est passée à l'état désactivé du fait que les conditions A n'ont plus été remplies (flèche 24). La réactivation de la synchronisation n'est donc automatique que dans certains cas, ce qui permet d'améliorer les performances des moteurs et d'assurer une protection des moteurs et de l'avion.

En ce qui concerne la synchronisation des corps HP (logique d'activation 10' en figure 3), les conditions A comprennent deux conditions d'activation A1 et A3 et une condition de sécurité A2. Les conditions d'activation A1 et A3 sont :

$$|\Delta N1dmd| < 5\%, \text{ et}$$

$$|\Delta N2sel| < 5\%,$$

selon lesquelles la différence des valeurs de consigne (« dmd ») des vitesses des rotors BP des moteurs (en valeur absolue) doit être inférieure à 5%, et la différence des valeurs mesurées (« sel ») des vitesses des rotors HP des moteurs (en valeur absolue) doit être inférieure à 5%. $\Delta N1$ représente la différence entre les vitesses des rotors BP et $\Delta N2$ représente la différence entre les vitesses des rotors HP. Pour la synchronisation des corps HP, un moteur est désigné maître, l'autre est l'esclave. Le moteur esclave prend pour nouvelle consigne en vitesse HP la mesure de la vitesse HP de l'autre moteur. Il n'est donc pas nécessaire de différencier la consigne "N1dmd_PWM" de la consigne "N1dmd_ctrl", car la consigne de vitesse N1 n'est pas modifiée par la synchronisation.

La condition supplémentaire A3 permet de désactiver la synchronisation si l'écart entre les deux mesures de vitesses N2 est inférieur à 5%. Il est en effet nécessaire de vérifier cela à cause de la nature de ce type de synchronisation où la consigne du moteur esclave est la mesure de l'autre moteur. Cela évite d'une part les sauts de poussée trop importants à l'activation/désactivation de la synchronisation, et cela évite surtout le risque d'un moteur maître fou qui subirait une panne ou événement moteur non détecté et contaminerait le moteur esclave sain.

La condition d'activation A2 reste l'absence de détection d'un défaut pouvant endommager les moteurs ou engendrer des risques pour les moteurs ou l'avion et les passagers.

Les conditions A1, A2 et A3 sont cumulatives et doivent être toutes remplies pour que les conditions A soient considérées comme remplies.

Comme pour la synchronisation des corps BP des moteurs, la synchronisation des corps HP passe de l'état activé (garanti 16 ou non garanti 18) à l'état désactivé en fonction des résultats des vérifications des conditions A (flèche 24).

Comme indiqué sur cette flèche 24, le passage de l'état activé 16, 18 à l'état désactivé 20 peut résulter d'un ordre transmis par le pilote de l'avion qui souhaite désactiver la synchronisation (« No N2Sync Pilot request »), en appuyant sur le bouton N2Sync pour le mettre en position OFF ou sortie.

Les conditions d'activation A' comprennent deux conditions d'activation cumulatives A'1 et A'2, qui sont respectivement :

$$|N1dmd1 - N1sel1| < 5\%, \text{ et}$$

$$|N1dmd2 - N1sel2| < 5\%,$$

selon lesquelles la différence entre la valeur de consigne et la valeur mesurée de la vitesse N1 de chaque rotor BP (en valeur absolue) doit être inférieure à 5%.

La figure 4 représente l'évolution de la vitesse N2 des rotors HP des moteurs d'un avion, lorsqu'un changement des régimes de ces moteurs intervient.

Les courbes 70, 72 représentent les consignes des vitesses N2 propres aux moteurs, et comprennent chacune une première partie horizontale pour laquelle les consignes N2 sont constantes pendant un régime R1 stabilisé, une partie inclinée pour laquelle les consignes N2 augmentent pendant un régime R2 transitoire, et une nouvelle partie horizontale pour laquelle les consignes N2 sont constantes pendant un régime R3 stabilisé.

Les positions de ces courbes 70, 72, l'une par rapport à l'autre, permettent d'identifier le moteur maître pour la synchronisation des corps HP. Le moteur maître est celui dont le rotor HP tourne à la plus faible vitesse N2 pour fournir une poussée donnée, c'est-à-dire celui correspondant à la courbe 72 en figure 4.

La consigne N2 pour la synchronisation des rotors HP est égale à la consigne propre au moteur maître, c'est-à-dire à la consigne correspondant à la courbe 72. Cette consigne N2 est schématiquement représentée par le trait continu épais 74 en figure 4, qui se situe sur la courbe 72 dans la première partie horizontale précitée de cette courbe.

En régime transitoire, la synchronisation des rotors HP passe à l'état activé non garanti. Comme en synchronisation des vitesses N1, les vitesses N2 de chaque moteur suivent des trajectoires 78 et 80 sensiblement identiques, car issues de consignes en dN/dt proches, dont l'intégration se fait à partir de la même valeur initiale. Lorsque le régime est à nouveau stabilisé (R3), la synchronisation est passée à l'état activé garanti et les vitesses N2 adoptent la consigne N2 pour la synchronisation des rotors HP, qui est égale à la consigne propre au moteur maître (trait continu épais 82 en figure 2).

Les conditions d'activation B et C de la logique d'activation 10' des corps HP des moteurs sont identiques à celles décrites ci-dessus, concernant la logique d'activation 10 des corps BP de ces moteurs.

L'invention est applicable à la synchronisation de deux, trois, quatre moteurs, voire plus, d'un même avion. Dans le cas de la synchronisation des corps BP de moteurs du type à double corps, les consignes N1 de synchronisation peuvent être égales à la moyenne des consignes N1 propres aux différents moteurs. Concernant la synchronisation des corps HP des

moteurs, les consignes N2 pour la synchronisation sont de préférence les consignes propres à l'un des moteurs considéré comme le moteur maître, les autres moteurs étant considérés comme des moteurs esclaves destinés à suivre le comportement du moteur maître (étant précisé que, dans ce mode de réalisation, ce sont donc des paramètres de vitesse de rotation qui sont pris en compte ; mais ce pourrait être d'autres paramètres moteur, tels qu'un débit de carburant, des pressions dans la chambre de combustion et/ou des différences - ou un rapport - de pressions entre l'entrée et la sortie de l'étage des compresseurs.

10 Quoi qu'il en soit, quand au moins deux moteurs de l'avion sont concernés par une synchronisation, on a indiqué plus avant dans la description qu'on peut souhaiter éviter qu'un moteur se trouve activé seul, car ceci peut affecter la synchronisation, voire de bon fonctionnement des moteurs.

La figure 5 illustre une solution proposée par l'invention dans ce cas qui peut convenir pour la synchronisation des rotors des corps tant haute-pression que basse-pression des moteurs de l'avion.

Figure 5, les repères utilisés sont les mêmes que ceux des figures 1 et/ou 3 lorsque les états ou les passages entre états correspondent, et sont différents sinon. Ci-après, ce sont très essentiellement les différences entre les solutions qui sont donc développées.

Sur cette figure 5, il n'y a donc plus d'état, autre de (pleinement) activé 16, dans lequel on active la synchronisation (voir état 18 figure 1 ou 3 qui avait donc pour objectif de rester activé lorsqu'on est en régime transitoire - lors d'une accélération ou décélération - ou lorsqu'on est au ralenti).

25 Cette évolution est en particulier due au fait qu'en régime transitoire la condition d'écart entre ici la consigne N1 et la mesure N1 en liaison avec la condition A' s'est avérée s'activer très vite, la logique ne restant de fait que très peu de temps dans cet état 18.

De plus, il a été décidé de prendre en compte l'état de la fonction synchronisation des différents moteurs de propulsion en vol de l'avion, afin de

s'assurer qu'un moteur ne se déclare pas activé seul, et que si l'un désactive, l'autre aussi.

Pour cela, sur chaque moteur, le passage de la synchronisation de l'état armé 22 à l'état activé 16 va s'opérer automatiquement via successivement un premier (38) puis un deuxième (39) états intermédiaires de la logique d'activation, qu'il s'agisse d'une synchronisation des corps BP (N1Sync) ou HP (N2Sync) des moteurs.

Avant, ou pour, tout passage de la synchronisation du second état intermédiaire 39 à l'état activé 16, vont être effectués :

- 10 - une prise en compte, sur chaque moteur, de l'état d'activation de la synchronisation,
- et un échange de cette donnée entre les moteurs,

On pourra utiliser la liaison numérique ARINC pour échanger entre les moteurs les données relatives à l'état de la logique de synchronisation les concernant.

Ainsi, tout passage (flèche 40) de la synchronisation du deuxième état intermédiaire 39 à l'état activé 16, sera conditionné, sur chaque moteur, au fait qu'il se trouve dans l'état 16 ou 39, et cette donnée sera échangée entre les moteurs.

20 Sans la condition d'échange précitée (c'est-à-dire la prise en compte de la situation de l'ensemble des moteurs concernés), lorsque les moteurs sont synchronisés et qu'un moteur a un problème mais que, le concernant, la condition d'activation est perdue avant la détection de la panne lors d'un contrôle automatique périodique, la synchronisation ne sera désactivée que sur le moteur ayant la panne. Dans ce cas de figure, l'autre moteur sera en attente de synchronisation. Si cela ne pose a priori pas de problème du point de vue du fonctionnement, l'affichage auprès du pilote serait différent selon les moteurs, ce qui peut être déstabilisant.

30 A priori, le passage par ce deuxième état intermédiaire 39 sera transitoire pour le logiciel ; on n'y restera que très peu de temps, la synchronisation s'activant sur les deux moteurs simultanément (passage 40) si, comme

mentionné figure 5, l'autre (les autres) est (sont) aussi:

- dans ledit deuxième état intermédiaire 39 (condition « ready to activate »),
- ou dans l'état 16 de synchronisation activée (condition « XSynchState activated »).

5 Si, la synchronisation étant passée à l'état activé 16 pour tous les moteurs simultanément, les (de préférence seules) conditions d'activation (conditions B figure 5 ; de préférence à l'exclusion donc des conditions de sécurité) deviennent non remplies pour l'un (au moins) des moteurs ou les données relatives à l'état d'activation de la synchronisation de ce moteur envoyées vers l'(les) autre(s)
10 moteur(s) par liaisons numériques indiquent que sa synchronisation est dans le premier état intermédiaire (38), alors que la synchronisation de l'(desdits) autre(s) moteur(s) est dans l'état activé (16), alors on conseille en outre que la synchronisation de cet(ces) autre(s) moteur(s) repasse automatiquement de cet état activé 16 au premier état intermédiaire 38 ; voir ligne 54.

15 Ainsi, dans ce premier état intermédiaire 38, on n'activera plus la synchronisation, à la différence des situations des figures 1, 3 où l'état 18 avait pour objectif de laisser la synchronisation activée lorsque les moteurs fonctionnaient en régime transitoire (lors d'une accélération ou décélération) ou au ralenti.

20 Or, il s'est avéré qu'en régime transitoire, la condition d'écart entre la consigne N1 et la mesure N1 dans la condition A' pouvait s'activer très vite, de sorte que le processus d'activation ne restait que très peu de temps dans cet état.

 En outre, au ralenti, en mode activé de la synchronisation des corps BP des moteurs (N1Sync), premier bouton précité engagé, quand deux moteurs sont
25 concernés, l'un augmente son régime N1 et l'autre le diminue, car il est typiquement préféré prendre la moyenne des consignes comme consigne commune. Celui des moteurs qui doit baisser son régime ne pourra jamais passer sous son régime de ralenti, donc il est avantageux de retenir comme (l'une au moins des) condition(s) d'activation B (hors sécurité) celle où l'un des
30 moteurs tourne à une vitesse supérieure au ralenti.

 En mode N2Sync (second bouton précité engagé), le ralenti est possible

uniquement si le moteur esclave est amené à augmenter son régime de rotation. En dessous du régime de ralenti, la synchronisation n'est là encore pas possible ; le moteur tournera en pratique sur une autre boucle de gestion de fonctionnement plus prioritaire.

5 Il est donc jugé nécessaire d'indiquer au pilote que la synchronisation n'est pas activable. L'état activé non garanti 18 a ainsi été supprimé par rapport aux solutions des figures 1, 3, au profit du deuxième état intermédiaire 39, qui est donc l'un des modes désactivé (OFF) 14.

Ceci réalisé, la logique arrêtée prévoit :

10 - que le passage de la synchronisation à l'état activé 16 de l'un des moteurs (flèche 40) impose que les conditions de sécurité et d'activation de l'autre, ou des autres, soient toutes remplies,

- que si l'un des moteurs passe à l'état désactivé (flèche 24), l'autre, ou les autres, y passe(nt) aussi automatiquement, et

15 - que pour chaque moteur les passages (41 puis 42) de la synchronisation de l'état armé au premier 38 puis au second 39 états intermédiaires s'opèrent automatiquement lorsque ladite première partie puis ladite seconde partie, différente de la première, des conditions de sécurité et/ou d'activation sont remplies.

20 Comme indiqué toujours figure 5, des conditions A puis B remplies, correspondant donc respectivement à ces première puis seconde parties de conditions, pourront entraîner l'autorisation des passages automatiques 41 puis 42.

25 A l'inverse, de telles conditions, ici donc B puis A, non remplies (respectivement « NOT B » et « NOT A ») entraineront les passages automatiques retour 46,44 du second 39 état intermédiaire à l'état armé 22.

Ainsi, si la vérification périodique des conditions de sécurité et d'activation établit:

30 - que ladite seconde partie des conditions nécessaire à l'atteinte de l'état 39 n'est plus remplie pour l'un au moins des moteurs, alors que la synchronisation est

dans le second état intermédiaire 39, la synchronisation passe dans le premier état intermédiaire 38 (voir ligne 46),

- que ladite première partie des conditions n'est plus remplie pour l'un au moins des moteurs, alors que cette synchronisation est dans le premier état
5 intermédiaire 38, ladite synchronisation passe dans l'état armé 22 (voir ligne 44).

Plutôt que celles précitées en liaison avec la figure 1 ou 3, il est ici confirmé être avantageux, pour la sécurité :

- que les conditions A soient uniquement des conditions de sécurité (pouvant notamment concerner des exigences sur les régimes N1 et N2 et la condition A2
10 précitée),

- et que les conditions B soient uniquement des conditions d'activation (pouvant notamment concerner à nouveau les régimes N1 et N2 et la condition C précitée : l'avion est en vol et n'est ni en phase de décollage, ni en phase de montée).

15 Concernant, les conditions de passages 24,32,34 de la solution de la figure 5, elles demeurent comme figure 1 ou 3, à ceci près que, pour le passage 24, on ajoute la condition de sécurité « Xsynch=deactivated » qui correspond à la donnée selon laquelle l'un au moins des moteurs a perdu l'une au moins de ses conditions générales d'activation et qu'en conséquence la donnée échangée
20 entre les moteurs doit faire passer la synchronisation (de tous les moteurs de vol) à l'état désactivé 20.

Comme encore indiqué figure 5, cette condition est de préférence toujours alternative avec celles « NOT A » précitée et « No Pilot request » d'instruction de commande transmise sur les bus de pilotage par le pilote, pour désactiver la
25 synchronisation.

Pour fiabiliser et sécuriser le fonctionnement, on préférera en outre, toujours comme indiqué figure 5 que, si la vérification périodique des conditions de sécurité et d'activation établit que ladite première partie des conditions (partie sécurité de préférence) n'est plus remplie pour l'un au moins des moteurs, alors
30 que cette synchronisation est dans le second état intermédiaire 39, ladite synchronisation passe dans l'état armé 22 (voir ligne 48).

Dans la même approche sécuritaire, en particulier si l'étape de premier état intermédiaire 38 n'est donc accessible, depuis l'état armé 22, qu'une fois satisfaites toutes les conditions de sécurité, alors on préférera par ailleurs que le pilote puisse:

- 5 - en donnant un premier ordre de désactivation, faire passer la synchronisation directement du second état intermédiaire 39 à l'état désactivé 20 (voir ligne 50), et/ou,
- en donnant un second ordre de désactivation, faire passer la synchronisation directement du premier état intermédiaire 38 à ce même état désactivé 20 (voir 10 ligne 52).

Plus généralement, il est considéré comme souhaitable que le pilote puisse intervenir à chaque étape de la synchronisation, de telle sorte qu'outre l'action précitée possible sur la ligne 24, des passages (respectivement 52,50,34) de la synchronisation de l'un quelconque des premier état 15 intermédiaire 38, second état intermédiaire 39 et état armé 22, vers l'état désactivé 20, soient effectués lorsqu'un ordre de désactivation est donné par le pilote, par exemple en enfonçant un bouton.

REVENDEICATIONS

1. Procédé de synchronisation entre eux des moteurs d'un avion au moyen d'au moins une logique d'activation destinée à vérifier des conditions de sécurité et/ou d'activation pour l'application de la synchronisation, la logique d'activation (10, 10') définissant au moins un état désactivé (20), un état armé (22) et un état activé (16), et comprenant:
- un passage (32) de la synchronisation de l'état désactivé à l'état armé lorsqu'un ordre d'activation est donné par un pilote de l'avion ;
 - 10 - une vérification périodique des conditions de sécurité et/ou d'activation en relation avec lesdits états, pour définir si lesdites conditions sont remplies ou non remplies,
 - un passage (40, 41, 42) de la synchronisation de l'état armé à l'état activé lorsque certaines des conditions de sécurité et/ou d'activation sont remplies ; et
 - 15 - un passage (24, 34) de la synchronisation de l'état activé ou armé à l'état désactivé lorsqu'un ordre de désactivation est donné par le pilote ou lorsque certaines des conditions de sécurité ne sont pas remplies, caractérisé en ce que :
 - le passage (40, 41, 42) de la synchronisation de l'état armé à l'état activé 20 s'opère via successivement un premier puis un deuxième états intermédiaires (38, 39) de la logique d'activation,
 - pour tout passage de la synchronisation du second état intermédiaire à l'état activé, sont effectués :
 - 25 -- une prise en compte, sur chaque moteur, de l'état d'activation de la synchronisation,
 - et un échange de cette donnée entre les moteurs,
 - le passage (40) de la synchronisation à l'état activé de l'un des moteurs impose que les conditions de sécurité et d'activation de l'autre, ou des autres, soient toutes remplies,
 - 30 - si l'un des moteurs passe à l'état désactivé (20), l'autre, ou les autres, y passe(nt) aussi automatiquement, et

- pour chaque moteur, le passage (41, 42) de la synchronisation de l'état armé au premier puis au second état intermédiaire s'opère automatiquement lorsqu'une première partie puis une seconde partie, différente de la première, des conditions de sécurité et/ou d'activation sont remplies.

5 2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que le passage (40) de la synchronisation du second état intermédiaire (39) à l'état activé (16) est effectué sur l'un des moteurs si l'autre (les autres) moteur(s) est (sont) dans ledit second état intermédiaire ou dans l'état activé.

3. Procédé selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce
10 que, sur ordre du pilote, la synchronisation passe du second état intermédiaire (39) à l'état désactivé (20).

4. Procédé selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que, si la vérification périodique des conditions de sécurité et/ou d'activation établit que ladite seconde partie des conditions n'est plus remplie pour l'un au
15 moins des moteurs ou que la donnée relative à l'état d'activation de la synchronisation de ce moteur envoyée vers l'(les) autre(s) moteur(s) par liaison numérique indique que sa synchronisation est dans le premier état intermédiaire (38), alors que la synchronisation de l'(les) autre(s) moteur(s) est dans l'état activé (16), cette synchronisation passe dans le premier état intermédiaire (38).

20 5. Procédé selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que si la vérification périodique des conditions de sécurité et/ou d'activation établit que ladite première partie des conditions n'est plus remplie pour l'un au moins des moteurs, alors que cette synchronisation est dans le premier état intermédiaire (38), ladite synchronisation passe dans l'état armé (22).

25 6. Procédé selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'un passage (52, 50, 34) de la synchronisation de l'un quelconque des premier état intermédiaire (38), second état intermédiaire (39) et état armé (22), vers l'état désactivé (20), est effectué lorsqu'un ordre de désactivation est donné par le pilote.

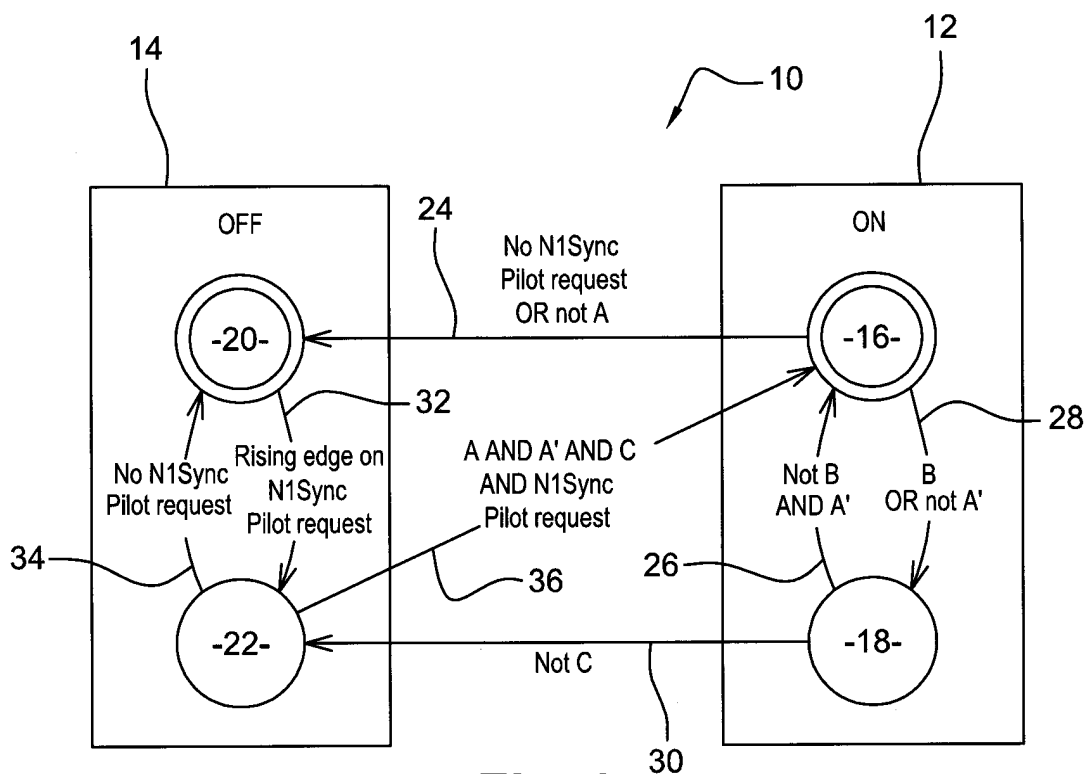


Fig. 1

Art Antérieur

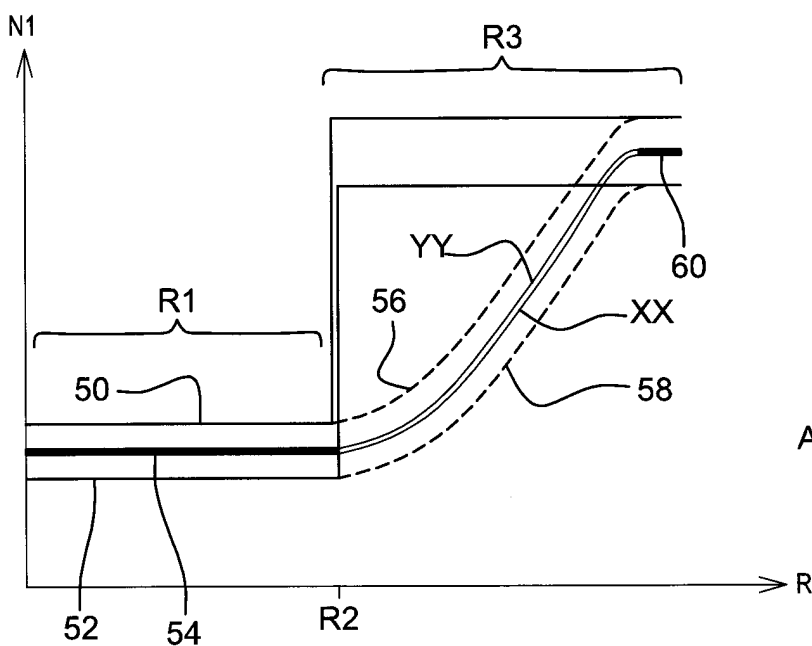


Fig. 2

Art Antérieur

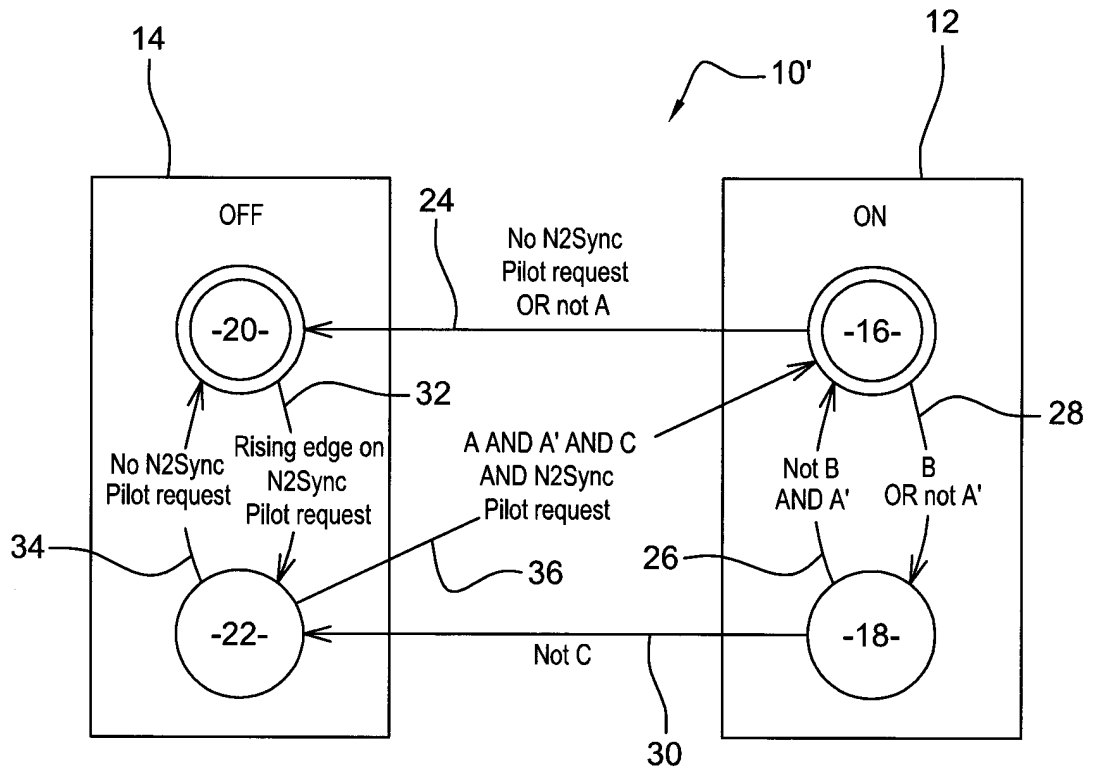


Fig. 3
Art Antérieur

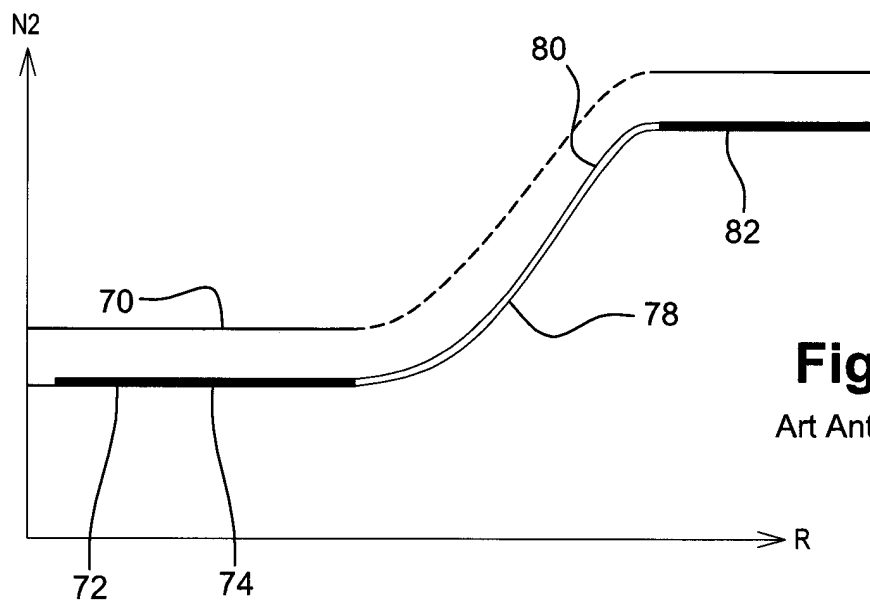


Fig. 4
Art Antérieur

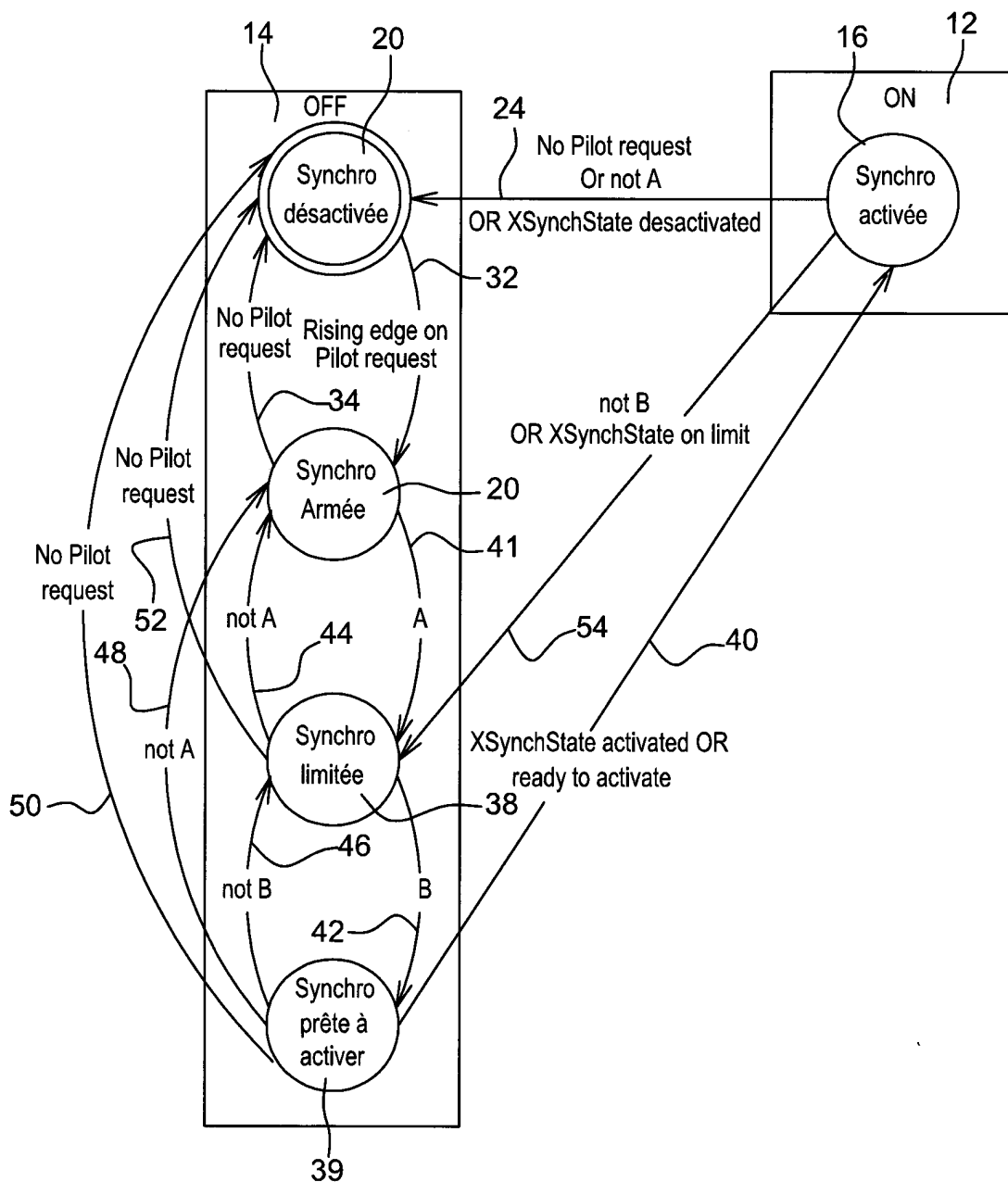


Fig. 5

**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

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

N° d'enregistrement
national

FA 795969
FR 1453373

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		
A,D	WO 2013/034839 A1 (SNECMA [FR]; NOBELEN FLORENT [FR]; DJELASSI CEDRIK [FR]) 14 mars 2013 (2013-03-14) * revendications 1,4,8; figure 1 * -----	1-6	G05D13/02 B64D31/12
A,D	GB 2 225 134 A (GEN ELECTRIC [US]) 23 mai 1990 (1990-05-23) * page 9, ligne 33 - page 11, ligne 7; revendications 1,4; figures 1-2 * -----	1-6	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B64D F02C F02D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
19 janvier 2015		Mallet, Philippe	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention 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. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant	
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1453373 FA 795969**

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 **19-01-2015**

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
WO 2013034839 A1	14-03-2013	CA 2848015 A1	14-03-2013
		CN 103781703 A	07-05-2014
		EP 2753544 A1	16-07-2014
		FR 2979901 A1	15-03-2013
		US 2014257667 A1	11-09-2014
		WO 2013034839 A1	14-03-2013

GB 2225134 A	23-05-1990	DE 3938440 A1	13-06-1990
		FR 2639444 A1	25-05-1990
		GB 2225134 A	23-05-1990
		IT 1236706 B	26-03-1993
		JP H0587657 B2	17-12-1993
		JP H02191824 A	27-07-1990
		US 5058376 A	22-10-1991
