

19 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

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

3 149 042

21 N° d'enregistrement national : 23 05057

51 Int Cl⁸ : F 02 C 7/25 (2023.01), F 02 C 7/262, F 01 D 21/00

12

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22 Date de dépôt : 23.05.23.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 29.11.24 Bulletin 24/48.

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) : SAFRAN HELICOPTER ENGINES
SASU — FR.

72 Inventeur(s) : DOUILLARD, Stéphane Albert André,
CHARTRAIN, Didier Claude et CLADIERE, Mathieu
Pierre.

73 Titulaire(s) : SAFRAN HELICOPTER ENGINES
SASU.

74 Mandataire(s) : GEVERS & ORES.

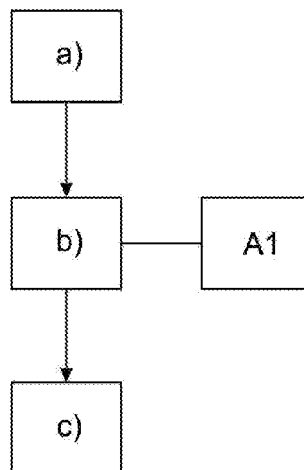
54 PROCÉDE D'ARRÊT D'UNE TURBOMACHINE D'AERONEF EN CAS D'INCENDIE DANS LE COMPARTIMENT
DE LA TURBOMACHINE.

57 Procédé d'arrêt d'une turbomachine d'aéronef en
fonctionnement en cas d'incendie dans un compartiment
dans lequel est placée la turbomachine, le procédé étant
réalisé par un calculateur non ignifuge contrôlant la turbo-
machine et placé dans le compartiment, le procédé compre-
nant chronologiquement les étapes consistant à :

a) comparer la température du calculateur ou un para-
mètre associé à la température du calculateur avec un seuil
prédéterminé sur une première voie du calculateur, la tem-
pérature du calculateur ou le paramètre associé étant déter-
miné à partir d'un premier capteur de température qui est
propre au calculateur ;

c) arrêter la turbomachine, si la comparaison réalisée à
l'étape a) indique que la température du calculateur ou le
paramètre associé est supérieur au seuil prédéterminé.

Figure pour l'abrégié : 3



FR 3 149 042 - A1



Description

Titre de l'invention : PROCÉDE D'ARRET D'UNE TURBOMACHINE D'AERONEF EN CAS D'INCENDIE DANS LE COMPARTIMENT DE LA TURBOMACHINE

Domaine technique de l'invention

[0001] La présente invention se rapporte à un procédé d'arrêt d'une turbomachine d'aéronef en cas d'incendie dans le compartiment de la turbomachine, le procédé étant réalisé par un calculateur non ignifuge contrôlant la turbomachine et placé dans le compartiment de la turbomachine. L'invention se rapporte également à un aéronef et à un système propulsif comprenant un compartiment moteur dans lequel sont placés une turbomachine et un calculateur non ignifuge contrôlant la turbomachine, le calculateur étant configuré pour réaliser un tel procédé.

Arrière-plan technique

[0002] Classiquement, une turbomachine d'aéronef est contrôlée par un calculateur plus connu sous l'acronyme anglais FADEC pour « Full Authority Digital Engine Control ».

[0003] Généralement, un tel calculateur est « ignifuge » lorsqu'il est placé dans le compartiment moteur qui est considéré par les motoristes comme étant une « zone feu », et autrement dit une zone où le risque d'incendie est élevé du fait notamment de la présence de liquides inflammables et de sources d'allumage. A l'inverse, généralement, le calculateur est « non ignifuge » lorsqu'il est placé dans une zone qui est considérée par les motoristes comme étant une « zone hors feu », par exemple l'habitacle de l'aéronef.

[0004] Le terme « ignifuge » qui est associé au calculateur signifie que le calculateur est couplé à un ou plusieurs éléments supplémentaires pare-feu (ou coupe-feu) disposés généralement autour du calculateur, pour le protéger face aux conditions extrêmes d'un incendie. A l'inverse, le terme « non ignifuge » qui est associé au calculateur signifie que le calculateur ne comprend pas ce ou ces éléments supplémentaires pare-feu (ou coupe-feu).

[0005] En cas d'incendie dans la compartiment moteur, il est exigé que le calculateur (ignifuge ou non) soit stable et capable de réaliser une procédure de sécurité préétablie, et autrement dit il est impératif d'éviter un fonctionnement non souhaité de la turbomachine (par exemple une survitesse, un surcouple, une inversion de poussée, etc.) qui pourrait mettre en danger les passagers de l'aéronef.

[0006] Comparé à un calculateur ignifuge, un calculateur non ignifuge présente l'avantage d'être plus léger, moins encombrant et plus simple à entretenir.

[0007] Toutefois, un calculateur non ignifuge impose du fait de son positionnement dans une « zone hors feu » une installation plus complexe (notamment une installation avec des câbles plus longs et des passages dans différentes cloisons) du fait de l'éloignement entre le calculateur et la turbomachine associée.

[0008] Les motoristes notent ainsi un intérêt à développer une procédure de sécurité réalisée par un calculateur non ignifuge et placé dans le compartiment moteur, pour bénéficier à la fois des avantages du calculateur non ignifuge (vis-à-vis du calculateur ignifuge), mais également des avantages liés au positionnement du calculateur directement dans le compartiment moteur.

[0009] L'objectif de la présente invention est donc d'apporter une solution simple, efficace et économique permettant de répondre à la problématique précitée.

Résumé de l'invention

[0010] L'invention propose ainsi un procédé d'arrêt d'une turbomachine d'aéronef en fonctionnement en cas d'incendie dans un compartiment dans lequel est placée la turbomachine, le procédé étant réalisé par un calculateur non ignifuge contrôlant la turbomachine et placé dans le compartiment, le procédé comprenant chronologiquement les étapes consistant à :

a) comparer la température du calculateur ou un paramètre associé à la température du calculateur avec un seuil prédéterminé sur une première voie du calculateur, la température du calculateur ou le paramètre associé étant déterminé à partir d'un premier capteur de température qui est propre au calculateur ;

c) arrêter la turbomachine, si la comparaison réalisée à l'étape a) indique que la température du calculateur ou le paramètre associé est supérieur au seuil prédéterminé.

[0011] Un tel procédé d'arrêt permet au calculateur d'arrêter rapidement et simplement la turbomachine à laquelle il est associé en cas d'incendie dans le compartiment moteur, en exploitant les mesures fournies par son propre capteur de température (premier capteur de température), et tout cela bien avant d'atteindre sa température maximale admissible.

[0012] Dès lors que la turbomachine est à l'arrêt, le calculateur peut se dégrader sans pour autant représenter un danger pour les passagers de l'aéronef.

[0013] Un tel procédé d'arrêt est ainsi réalisable par un calculateur non ignifuge et placé directement dans le compartiment moteur, afin de bénéficier à la fois des avantages du calculateur non ignifuge (vis-à-vis du calculateur ignifuge), mais également des avantages liés au positionnement du calculateur directement dans le compartiment moteur.

[0014] Le procédé selon l'invention peut comprendre une ou plusieurs des caractéristiques et/ou étapes suivantes, prises isolément les unes des autres ou en combinaison les unes

avec les autres :

- l'étape a) est subdivisée en deux sous-étapes consistant à :

a1) comparer la température du calculateur avec un premier seuil prédéterminé sur la première voie du calculateur ;

a2) comparer le paramètre associé à la température du calculateur avec un second seuil prédéterminé sur la première voie du calculateur ;

la turbomachine étant arrêtée à l'étape c), si la comparaison réalisée à la sous-étape a1) indique que la température du calculateur est supérieure au premier seuil, et si la comparaison réalisée à la sous-étape a2) indique que le paramètre associé est supérieur au second seuil ;

- le paramètre est le gradient de la température du calculateur en fonction du temps ;

- le procédé comprend avant l'étape c) une étape consistant à :

b) comparer la température du calculateur sur la première voie du calculateur avec la température du calculateur sur une seconde voie du calculateur qui est redondante à la première voie, la température du calculateur sur la seconde voie étant déterminée à partir d'un second capteur de température qui est propre au calculateur ;

la turbomachine étant arrêtée à l'étape c), si la comparaison réalisée à l'étape b) indique que la température du calculateur sur la première voie est égale à la température du calculateur sur la seconde voie en prenant en compte une tolérance prédéterminée, par exemple une tolérance de cinq degrés Celsius ;

- le procédé génère une alerte A1 signalant une incohérence entre la température du calculateur sur la première voie et la température du calculateur sur la seconde voie, si la comparaison réalisée à l'étape b) révèle une disparité supérieure à la tolérance prédéterminée entre la température du calculateur sur la première voie et la température du calculateur sur la seconde voie ;

- la sous-étape a1) est réalisée avant l'étape b) et la sous-étape a2) est réalisée après l'étape b) ;

- le procédé génère une alerte A2 signalant une température anormalement élevée du calculateur, si la comparaison réalisée à la sous-étape a2) indique que le paramètre associé est inférieur au second seuil ;

- l'étape c) consiste également à mettre les aubes à calage variable de la soufflante ou les pales à calage variable de l'hélice en position drapeau, lorsque la turbomachine comprend une soufflante munie d'aubes à calage variable ou une hélice munie de pales à calage variable.

[0015] La présente invention concerne également un aéronef, tel qu'un hélicoptère, comprenant un compartiment dans lequel sont placés une turbomachine et un calculateur non ignifuge contrôlant la turbomachine, le calculateur étant configuré pour réaliser le procédé d'arrêt de la turbomachine tel que décrit précédemment.

[0016] La présente invention concerne enfin un système propulsif d'aéronef, tel qu'un turbo-propulseur, comprenant un compartiment dans lequel sont placés une turbomachine et un calculateur non ignifuge contrôlant la turbomachine, le calculateur étant configuré pour réaliser le procédé d'arrêt de la turbomachine tel que décrit précédemment.

Brève description des figures

[0017] L'invention sera mieux comprise et d'autres détails, caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront plus clairement à la lecture de la description suivante faite à titre d'exemple non limitatif et en référence aux dessins annexés dans lesquels :

[0018] [Fig.1] la [Fig.1] est une vue schématique d'un aéronef selon l'invention ;

[0019] [Fig.2] la [Fig.2] est une vue schématique d'un système propulsif selon l'invention ;

[0020] [Fig.3] la [Fig.3] est un diagramme d'un procédé d'arrêt d'une turbomachine, selon un premier mode de réalisation ;

[0021] [Fig.4] la [Fig.4] est un diagramme d'un procédé d'arrêt d'une turbomachine, selon un second mode de réalisation.

Description détaillée de l'invention

[0022] Sur la [Fig.1] est représenté schématiquement un aéronef 1 comprenant un compartiment 2 (plus communément appelé « compartiment moteur ») dans lequel sont placés une turbomachine 3 et un calculateur 4 non ignifuge contrôlant la turbomachine 3. Le calculateur 4 est configuré pour réaliser les différents procédés d'arrêt de la turbomachine 3, tels que décrits dans la suite de la description.

[0023] Plus précisément, l'aéronef 1 est ici un hélicoptère et la turbomachine 3 est ici un turbomoteur 3. Le turbomoteur 3 entraîne notamment un rotor principal 5 de l'hélicoptère via une boîte de transmission principale (connue sous l'acronyme BTP) et un rotor arrière de queue 6 de l'hélicoptère via une boîte de transmission arrière (connue sous l'acronyme BTA).

[0024] Le mode de réalisation illustré sur la [Fig.1] n'est en rien limitatif. L'aéronef 1 pourrait être par exemple un avion ou de manière plus générale un aéronef à décollage et atterrissage horizontal conventionnel impliquant l'utilisation d'une piste (plus connu sous l'acronyme anglais CTOL pour « conventional take-off and landing »), un drone, un aéronef à décollage et atterrissage vertical (plus connu sous l'acronyme anglais VTOL pour « Vertical Take-off and Landing ») ou un aéronef à décollage et atterrissage court (plus connu sous l'acronyme anglais STOL pour « Short Take-off and Landing »). La turbomachine 3 pourrait être par exemple un turboréacteur, un turbo-propulseur ou un turbogénérateur.

[0025] Sur la [Fig.2] est représenté schématiquement un système propulsif 7 d'aéronef comprenant un compartiment 8 dans lequel sont placés une turbomachine 9 et un calculateur 10 non ignifuge contrôlant la turbomachine 9. Le calculateur 10 est configuré

pour réaliser les différents procédés d'arrêt de la turbomachine 9, tels que décrits dans la suite de la description.

- [0026] Plus précisément, le système propulsif 7 comprend une nacelle 11 formant le compartiment 8 dans lequel est placée la turbomachine 9 qui est ici un turbopropulseur 9. Le turbopropulseur 9 comprend une hélice 12 propulsive qui est entraînée par une turbine de puissance couplée à un générateur de gaz. L'hélice 12 comprend une rangée annulaire de pales 13 à calage variable.
- [0027] Le mode de réalisation illustré sur la [Fig.2] n'est en rien limitatif, la turbomachine 9 pourrait être par exemple un turboréacteur, un turbomoteur ou une turbomachine munie d'une ou plusieurs soufflantes non carénées.
- [0028] De façon classique, le calculateur 4, 10 contrôle la turbomachine 3, 9 en contrôlant les différents actionneurs de la turbomachine 3, 9, à partir notamment de mesures fournis par différents capteurs et d'un programme préenregistré dans le calculateur 4, 10.
- [0029] Avantageusement, le calculateur 4, 10 est de type FADEC pour « Full Authority Digital Engine Control ».
- [0030] Avantageusement, et tel qu'illustré sur les figures 1 et 2, le calculateur 4, 10 est à deux voies redondantes, et comprend ainsi une première voie et une seconde voie qui est redondante à la première voie. Les voies fonctionnent en parallèle, et autrement dit indépendamment l'une de l'autre, pour assurer une redondance en cas de défaillance de l'une ou l'autre des voies.
- [0031] La première voie est associée à un premier capteur de température 14 du calculateur 4, 10 et la seconde seconde voie est associée à un second capteur de température 15 du calculateur 4, 10. Les premier et second capteurs de température 14, 15 du calculateur 4, 10 sont distincts l'un de l'autre et propres au calculateur 4, 10. Chaque capteur de température 14, 15 fournit ses propres mesures à la voie à laquelle il est associé.
- [0032] Chacune des voies du calculateur 4, 10 peut présenter un état actif (contrôle) ou un état passif (attente ou surveillance). La voie présentant un état actif délivre des ordres aux différents actionneurs de la turbomachine 3, 9, tandis que la voie présentant un état passif est muette vis-à-vis de ces mêmes actionneurs.
- [0033] Les capteurs de température 14, 15 sont par exemple des thermocouples.
- [0034] Selon l'invention, le calculateur 4, 10 est configuré pour réaliser un procédé d'arrêt de la turbomachine 3, 9, en cas d'incendie dans le compartiment 2, 8 dans lequel sont placés la turbomachine 3, 9 et le calculateur 4, 10.
- [0035] Plus précisément, le procédé d'arrêt comprend chronologiquement les étapes consistant à :
- a) comparer la température du calculateur 4, 10 ou un paramètre associé à la température du calculateur 4, 10 avec un seuil (ou une valeur de référence) prédéterminé

sur une première voie du calculateur 4, 10, la température du calculateur 4, 10 ou le paramètre associé étant déterminé à partir du premier capteur de température 14 qui est propre au calculateur 4, 10 ;

c) arrêter la turbomachine 3, 9, si la comparaison réalisée à l'étape a) indique que la température du calculateur 4, 10 ou le paramètre associé est supérieur au seuil prédéterminé.

[0036] Un tel procédé d'arrêt permet au calculateur d'arrêter rapidement et simplement la turbomachine à laquelle il est associé en cas d'incendie dans le compartiment moteur, en exploitant les mesures fournies par son propre capteur de température (premier capteur de température), et tout cela bien avant d'atteindre sa température maximale admissible.

[0037] Dès lors que la turbomachine est à l'arrêt, le calculateur peut se dégrader sans pour autant représenter un danger pour les passagers de l'aéronef.

[0038] Un tel procédé d'arrêt est ainsi réalisable par un calculateur non ignifuge et placé directement dans le compartiment moteur, afin de bénéficier à la fois des avantages du calculateur non ignifuge (vis-à-vis du calculateur ignifuge), mais également des avantages liés au positionnement du calculateur directement dans le compartiment moteur.

[0039] Le paramètre associé à la température du calculateur 4, 10 peut être le gradient de la température du calculateur 4, 10 en fonction du temps.

[0040] L'étape a) peut être subdivisée en deux sous-étapes consistant à :

a1) comparer la température du calculateur 4, 10 avec un premier seuil prédéterminé sur la première voie du calculateur 4, 10 ;

a2) comparer le paramètre associé à la température du calculateur 4, 10 avec un second seuil prédéterminé sur la première voie du calculateur 4, 10 ;

la turbomachine 3, 9 étant arrêtée à l'étape c), si la comparaison réalisée à la sous-étape a1) indique que la température du calculateur 4, 10 est supérieure au premier seuil, et si la comparaison réalisée à la sous-étape a2) indique que le paramètre associé est supérieur au second seuil.

[0041] Avantagusement, le procédé comprend avant l'étape c) une étape consistant à :

b) comparer la température du calculateur 4, 10 sur la première voie du calculateur 4, 10 avec la température du calculateur 4, 10 sur la seconde voie du calculateur 4, 10 qui est redondante à la première voie, la température du calculateur 4, 10 sur la seconde voie étant déterminée à partir du second capteur de température 15 qui est propre au calculateur 4, 10 ;

la turbomachine 3, 9 étant arrêtée à l'étape c), si la comparaison réalisée à l'étape b) indique que la température du calculateur 4, 10 sur la première voie est égale à la température du calculateur 4, 10 sur la seconde voie en prenant en compte une tolérance

prédéterminée, par exemple une tolérance de cinq degrés Celsius.

[0042] Une telle étape b) est communément appelée « test d'écart ».

[0043] Avantagement, le procédé génère une alerte A1 signalant une incohérence entre la température du calculateur 4, 10 sur la première voie et la température du calculateur 4, 10 sur la seconde voie, si la comparaison réalisée à l'étape b) révèle une disparité supérieure à la tolérance prédéterminée entre la température du calculateur 4, 10 sur la première voie et la température du calculateur 4, 10 sur la seconde voie.

[0044] Avantagement, lorsque l'étape a) est subdivisée en deux sous-étapes a1) et a2) et lorsque le procédé comprend l'étape b), La sous-étape a1) est réalisée avant l'étape b) et la sous-étape a2) est réalisée après l'étape b).

[0045] Avantagement, lorsque la turbomachine 9 comprend une soufflante munie d'aubes à calage variable ou une hélice 12 munie de pales 13 à calage variable, l'étape c) consiste également à mettre les aubes à calage variable de la soufflante ou les pales 13 à calage variable de l'hélice 12 en position drapeau. Une telle variante s'applique ici au turbopropulseur 9 illustré sur la [Fig.2] qui comprend une hélice 12 munie de pales 13 à calage variable.

[0046] Selon le premier mode de réalisation illustré sur la [Fig.3], le procédé d'arrêt comprend chronologiquement les étapes a), b) et c).

[0047] Le procédé génère ici une alerte A1, si la comparaison réalisée à l'étape b) révèle une disparité supérieure à la tolérance prédéterminée entre la température du calculateur 4, 10 sur la première voie et la température du calculateur 4, 10 sur la seconde voie.

[0048] Le calculateur 4, 10 arrête la turbomachine 3, 9 associée (étape c)), si les étapes a) et b) sont vérifiées.

[0049] Selon le second mode de réalisation illustré sur la [Fig.4], le procédé d'arrêt comprend chronologiquement les étapes/sous-étapes a1), b), a2) et c).

[0050] Le paramètre associé à la température du calculateur 4, 10 qui est utilisé à la sous-étape a2) est ici le gradient de la température du calculateur 4, 10 en fonction du temps.

[0051] Le procédé d'arrêt peut générer une alerte A1, mais également une alerte A2 signalant une température anormalement élevée du calculateur 4, 10, si la comparaison réalisée à la sous-étape a2) indique que le gradient de la température du calculateur 4, 10 est inférieur au second seuil.

[0052] Le calculateur 4, 10 arrête la turbomachine 3, 9 associée (étape c)), si les étapes/sous-étapes a1), b) et a2) sont vérifiées.

[0053] La turbomachine 3, 9 et/ou le calculateur 4, 10 peuvent comprendre un ou plusieurs fusibles thermiques calibrés pour stopper l'alimentation électrique des équipements destinés au redémarrage de la turbomachine 3, 9, après l'arrêt de la turbomachine 3, 9 réalisée à l'étape c).

[0054] De tels fusibles thermiques permettent d'isoler définitivement ces équipements vis-

à-vis du calculateur 4, 10, afin de s'assurer que la turbomachine 3, 9 ne redémarrera pas à la suite de son arrêt réalisé à l'étape c). En effet, lorsque le calculateur est soumis au feu et a déjà commandé l'arrêt de la turbomachine, il est susceptible de générer des signaux de façon intempestive sur les circuits de commande des équipements dans la période où il continue à être exposé à des températures qui dépassent un maximum admissible. Les fusibles thermiques sont calibrés pour couper les circuits correspondants, et donc inhiber toute commande vers les équipements, avant que la température dans le calculateur atteigne une température maximum admissible.

[0055] Les équipements concernés sont notamment le démarreur, le boîtier haute énergie et l'électro-clapet d'arrêt.

Revendications

- [Revendication 1] Procédé d'arrêt d'une turbomachine (3, 9) d'aéronef en fonctionnement en cas d'incendie dans un compartiment (2, 8) dans lequel est placée la turbomachine (3, 9), le procédé étant réalisé par un calculateur (4, 10) non ignifuge contrôlant la turbomachine (3, 9) et placé dans le compartiment (2, 8), le procédé comprenant chronologiquement les étapes consistant à :
- a) comparer la température du calculateur (4, 10) ou un paramètre associé à la température du calculateur (4, 10) avec un seuil prédéterminé sur une première voie du calculateur (4, 10), la température du calculateur (4, 10) ou le paramètre associé étant déterminé à partir d'un premier capteur de température (14) qui est propre au calculateur (4, 10) ;
 - c) arrêter la turbomachine (3, 9), si la comparaison réalisée à l'étape a) indique que la température du calculateur (4, 10) ou le paramètre associé est supérieur au seuil prédéterminé.
- [Revendication 2] Procédé d'arrêt selon la revendication 1, caractérisé en ce que l'étape a) est subdivisée en deux sous-étapes consistant à :
- a1) comparer la température du calculateur (4, 10) avec un premier seuil prédéterminé sur la première voie du calculateur (4, 10) ;
 - a2) comparer le paramètre associé à la température du calculateur (4, 10) avec un second seuil prédéterminé sur la première voie du calculateur (4, 10) ;
- la turbomachine (3, 9) étant arrêtée à l'étape c), si la comparaison réalisée à la sous-étape a1) indique que la température du calculateur (4, 10) est supérieure au premier seuil, et si la comparaison réalisée à la sous-étape a2) indique que le paramètre associé est supérieur au second seuil.
- [Revendication 3] Procédé d'arrêt selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que le paramètre est le gradient de la température du calculateur (4, 10) en fonction du temps.
- [Revendication 4] Procédé d'arrêt selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que le procédé comprend avant l'étape c) une étape consistant à :
- b) comparer la température du calculateur (4, 10) sur la première voie du calculateur (4, 10) avec la température du calculateur (4, 10) sur une seconde voie du calculateur (4, 10) qui est redondante à la première voie, la température du calculateur (4, 10) sur la seconde voie étant dé-

terminée à partir d'un second capteur de température (15) qui est propre au calculateur (4, 10) ;

la turbomachine (3, 9) étant arrêtée à l'étape c), si la comparaison réalisée à l'étape b) indique que la température du calculateur (4, 10) sur la première voie est égale à la température du calculateur (4, 10) sur la seconde voie en prenant en compte une tolérance prédéterminée, par exemple une tolérance de cinq degrés Celsius.

[Revendication 5] Procédé d'arrêt selon la revendication 4, caractérisé en ce que le procédé génère une alerte A1 signalant une incohérence entre la température du calculateur (4, 10) sur la première voie et la température du calculateur (4, 10) sur la seconde voie, si la comparaison réalisée à l'étape b) révèle une disparité supérieure à la tolérance prédéterminée entre la température du calculateur (4, 10) sur la première voie et la température du calculateur (4, 10) sur la seconde voie.

[Revendication 6] Procédé d'arrêt selon l'une des revendications 4 ou 5 lorsque la revendication 4 dépend de la revendication 2, caractérisé en ce que la sous-étape a1) est réalisée avant l'étape b) et la sous-étape a2) est réalisée après l'étape b).

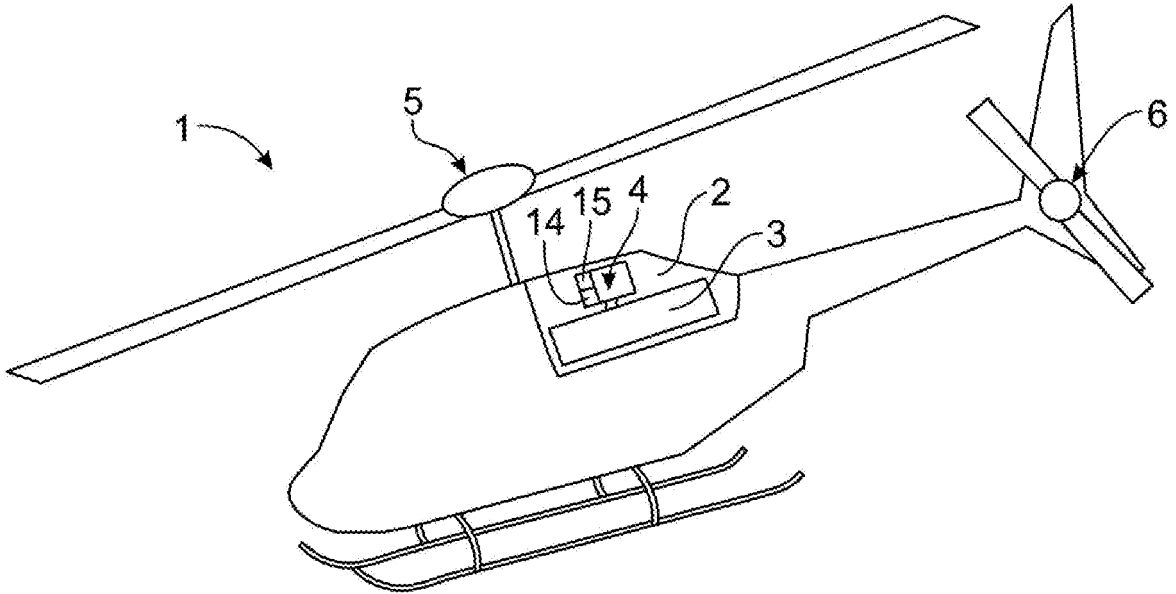
[Revendication 7] Procédé d'arrêt selon la revendication 6, caractérisé en ce que le procédé génère une alerte A2 signalant une température anormalement élevée du calculateur (4, 10), si la comparaison réalisée à la sous-étape a2) indique que le paramètre associé est inférieur au second seuil.

[Revendication 8] Procédé d'arrêt selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que l'étape c) consiste également à mettre les aubes à calage variable de la soufflante ou les pales (13) à calage variable de l'hélice (12) en position drapeau, lorsque la turbomachine (9) comprend une soufflante munie d'aubes à calage variable ou une hélice (12) munie de pales (13) à calage variable.

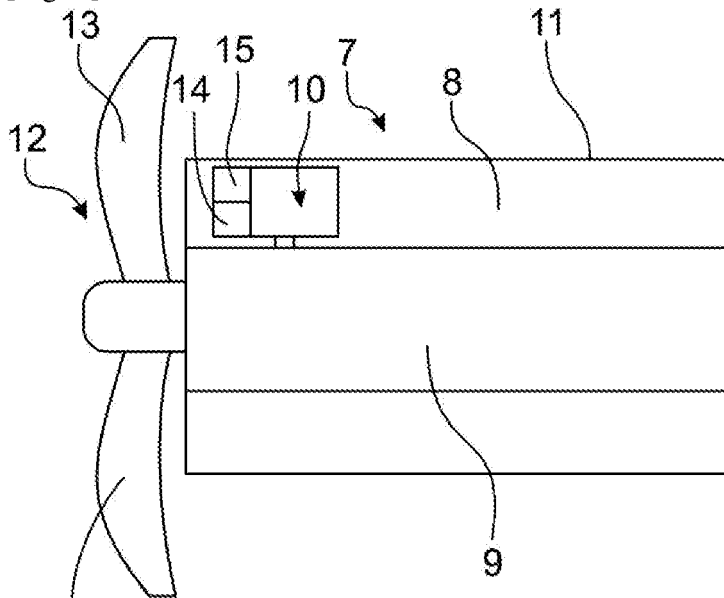
[Revendication 9] Aéronef (1), tel qu'un hélicoptère, comprenant un compartiment (2) dans lequel sont placés une turbomachine (3) et un calculateur (4) non ignifuge contrôlant la turbomachine (3), le calculateur (4) étant configuré pour réaliser le procédé d'arrêt de la turbomachine (3) selon l'une des revendications 1 à 8.

[Revendication 10] Système propulsif (7) d'aéronef comprenant un compartiment (8) dans lequel sont placés une turbomachine (9) et un calculateur (10) non ignifuge contrôlant la turbomachine (9), le calculateur (10) étant configuré pour réaliser le procédé d'arrêt de la turbomachine (9) selon l'une des revendications 1 à 8.

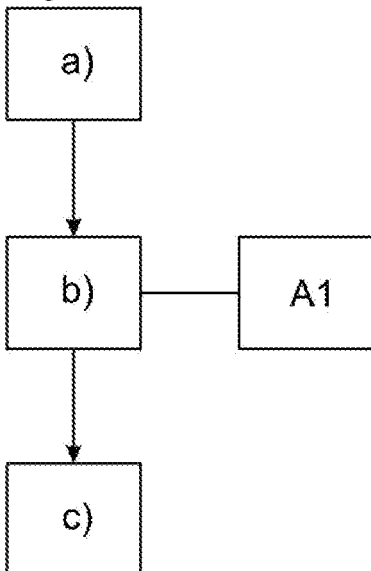
[Fig. 1]



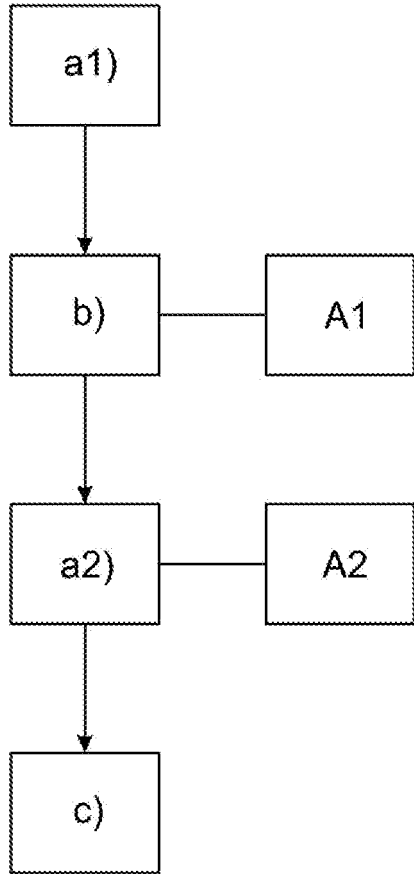
[Fig. 2]



[Fig. 3]



[Fig. 4]





**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement
national

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

FA 919239
FR 2305057

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	EP 1 296 047 A2 (LUCAS INDUSTRIES LTD [GB]) 26 mars 2003 (2003-03-26) * figures 1, 6 * * alinéa [0002] * * alinéa [0020] * * alinéa [0028] *	1-3, 8-10	F01D 21/00 F02C 7/25 F02C 7/262
	A		
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			F02C F01D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
14 novembre 2023		Burattini, Paolo	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention	
X : particulièrement pertinent à lui seul		E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure	
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie		à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure.	
A : arrière-plan technologique		D : cité dans la demande	
O : divulgation non-écrite		L : cité pour d'autres raisons	
P : document intercalaire		& : membre de la même famille, document correspondant	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2305057 FA 919239**

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 **14-11-2023**
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
EP 1296047 A2	26-03-2003	EP 1296047 A2	26-03-2003
		US 2003056491 A1	27-03-2003

US 2023138626 A1	04-05-2023	CA 3182186 A1	23-12-2021
		CN 115699499 A	03-02-2023
		EP 4169142 A1	26-04-2023
		FR 3111751 A1	24-12-2021
		US 2023138626 A1	04-05-2023
		WO 2021255371 A1	23-12-2021
