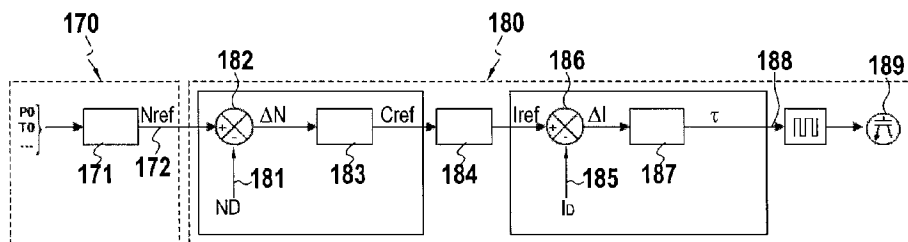




(86) Date de dépôt PCT/PCT Filing Date: 2014/12/15
(87) Date publication PCT/PCT Publication Date: 2015/07/02
(45) Date de délivrance/Issue Date: 2021/07/06
(85) Entrée phase nationale/National Entry: 2016/06/14
(86) N° demande PCT/PCT Application No.: FR 2014/053334
(87) N° publication PCT/PCT Publication No.: 2015/097361
(30) Priorité/Priority: 2013/12/23 (FR1363458)

(51) Cl.Int./Int.Cl. *F02C 7/275* (2006.01),
F02C 7/26 (2006.01), *F02C 7/268* (2006.01)
(72) Inventeurs/Inventors:
POUMAREDE, VINCENT, FR;
HARRIET, PIERRE, FR
(73) Propriétaire/Owner:
TURBOMECA, FR
(74) Agent: LAVERY, DE BILLY, LLP

(54) Titre : PROCEDE ET SYSTEME DE DEMARRAGE FIABILISE DE TURBOMACHINE
(54) Title: METHOD AND SYSTEM FOR MORE RELIABLE STARTING OF A TURBO MACHINE



(57) **Abrégé/Abstract:**

Le système de démarrage comprend une batterie d'accumulateurs (110), un démarreur à courant continu (120), un calculateur électronique de régulation (142), un relais de transmission (162), des accessoires de démarrage (168), un générateur de gaz (160) comprenant lui-même un compresseur (164), une chambre de combustion (165) et une turbine haute pression (166), ainsi qu'une turbine libre (167). Des premier et deuxième circuits sont montés en parallèle et interposés entre la batterie d'accumulateurs (110) et le démarreur à courant continu (120). Le premier circuit comprend un convertisseur continu-continu (130) monté en série avec un premier interrupteur (132) et le deuxième circuit comprend un deuxième interrupteur (133). En outre, le système comprend au moins un capteur (163) de la vitesse de rotation du compresseur (164), un capteur (151) de la température à l'entrée de la turbine libre (167) et un circuit (141) de commande des premier et deuxième interrupteurs (132, 133) en fonction des informations fournies par le capteur (163) de la vitesse de rotation du compresseur (164) et par le capteur (151) de la température à l'entrée de la turbine libre (167).

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
2 juillet 2015 (02.07.2015)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2015/097361 A1

(51) Classification internationale des brevets :
F02C 7/275 (2006.01) F02C 7/268 (2006.01)
F02C 7/26 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2014/053334

(22) Date de dépôt international :
15 décembre 2014 (15.12.2014)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1363458 23 décembre 2013 (23.12.2013) FR

(71) Déposant : TURBOMECA [FR/FR]; F-64510 Bordes (FR).

(72) Inventeurs : POUMAREDE, Vincent; 34, avenue de la Marne, F-65000 Tarbes (FR). HARRIET, Pierre; 34, rue des Chênes, F-64140 Billere (FR).

(74) Mandataires : THEVENET, Jean-Bruno et al.; Cabinet Beau de Lomenie, 158 Rue de l'Université, F-75340 PARIS Cedex 07 (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

— avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))

(54) Title : METHOD AND SYSTEM FOR MORE RELIABLE STARTING OF A TURBO MACHINE

(54) Titre : PROCÈDE ET SYSTÈME DE DÉMARRAGE FIABILISÉ DE TURBOMACHINE

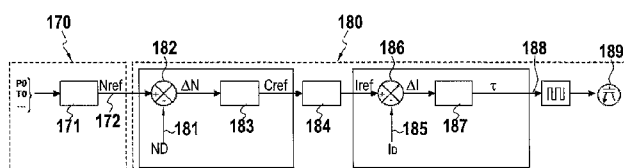


FIG.4

(57) Abstract : The starting system comprises a battery of accumulator cells (110), a DC starter (120), an electronic regulator computer (142), a transmission relay (162), starting accessories (168) and a gas generator (160) itself comprising a compressor (164), a combustion chamber (165) and a high-pressure turbine (166) as well as a free turbine (167). First and second circuits are mounted in parallel and interposed between the battery of accumulator cells (110) and the DC starter (120). The first circuit comprises a DC/DC converter (130) mounted in series with a first circuit breaker (132) and the second circuit comprises a second circuit breaker (133). Furthermore, the system comprises at least one sensor (163) sensing the rotational speed of the compressor (164), a sensor (151) sensing the temperature at the inlet of the free turbine (167), and a control circuit (141) controlling the first and second circuit breakers (132, 133) on the basis of the information supplied by the sensor (163) sensing the rotational speed of the compressor (164) and by the sensor (151) sensing the temperature at the inlet to the free turbine (167).

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]

WO 2015/097361 A1

Le système de démarrage comprend une batterie d'accumulateurs (110), un démarreur à courant continu (120), un calculateur électronique de régulation (142), un relais de transmission (162), des accessoires de démarrage (168), un générateur de gaz (160) comprenant lui-même un compresseur (164), une chambre de combustion (165) et une turbine haute pression (166), ainsi qu'une turbine libre (167). Des premier et deuxième circuits sont montés en parallèle et interposés entre la batterie d'accumulateurs (110) et le démarreur à courant continu (120). Le premier circuit comprend un convertisseur continu-continu (130) monté en série avec un premier interrupteur (132) et le deuxième circuit comprend un deuxième interrupteur (133). En outre, le système comprend au moins un capteur (163) de la vitesse de rotation du compresseur (164), un capteur (151) de la température à l'entrée de la turbine libre (167) et un circuit (141) de commande des premier et deuxième interrupteurs (132, 133) en fonction des informations fournies par le capteur (163) de la vitesse de rotation du compresseur (164) et par le capteur (151) de la température à l'entrée de la turbine libre (167).

Procédé et système de démarrage fiabilisé de turbomachine

Domaine technique et état de l'art antérieur

5

L'invention concerne un procédé et un système de démarrage fiabilisé d'une turbomachine.

Le domaine d'application de l'invention est plus particulièrement celui de la commande du démarrage de moteurs aéronautiques de propulsion à turbine à gaz, tels que des turbomoteurs d'hélicoptère ou des turbopropulseurs d'aéronefs à aile fixe, ou de la commande du démarrage pour des groupes auxiliaires de puissance ou APU (« Auxiliary Power Unit ») à turbine à gaz montés sur des aéronefs.

L'invention est toutefois applicable à d'autres types de turbomachines, par exemple des turbines industrielles.

Un turbomoteur d'aéronef comprend de manière connue une chambre de combustion, un arbre de compresseur sur lequel est montée une roue de compresseur pour alimenter en air comprimé ladite chambre de combustion et au moins un démarreur ou un démarreur-générateur relié audit arbre de manière à lui fournir le couple de démarrage suffisant pour l'entraîner en rotation.

Pour démarrer le turbomoteur, le démarreur accélère tout d'abord l'arbre de compresseur dans une première phase de démarrage pendant laquelle le circuit carburant en amont des injecteurs de démarrage est mis en pression et purgé. Puis, dans une deuxième phase de démarrage, une injection de combustible est initiée avant que l'allumage dudit combustible ne soit réalisé dans la chambre de combustion du turbomoteur. Enfin, dans une troisième phase de démarrage, à une vitesse de rotation prédéfinie, l'action du démarreur est arrêtée et le turbomoteur peut continuer d'accélérer grâce à la combustion dudit combustible.

Pour permettre l'allumage du combustible, l'air fourni par la roue de compresseur à la chambre de combustion doit respecter certaines conditions de pression et de vitesse au niveau des injecteurs de combustible, de manière à garantir un ratio carburant / air précis et à ne pas souffler la flamme. Or, le volume d'air fourni par la roue de compresseur à la chambre de combustion étant proportionnel à la vitesse de rotation de l'arbre de compresseur, la vitesse de rotation de l'arbre du générateur de gaz doit donc être comprise dans un intervalle de vitesse, appelé fenêtre d'allumage, et ce pendant un temps suffisamment long pour que l'allumage soit réalisé correctement.

Traditionnellement, les turbomoteurs de la quasi-totalité des hélicoptères légers ou moyens, et même ceux de certains hélicoptères lourds ainsi que de nombreux turbopropulseurs d'avions légers à aile fixe, sont démarrés à l'aide d'un démarreur ou d'un démarreur-générateur à courant continu alimenté sous une tension continue de 28V.

Les principaux avantages des démarreurs à courant continu résident dans le fait qu'il s'agit de machines électriques robustes de conception relativement simple et maîtrisée, disponibles sur étagère, et qu'ils peuvent être utilisés pour démarrer un turbomoteur directement depuis une source de tension de 28V, par exemple la batterie de l'hélicoptère, sans nécessiter de convertisseur statique, ni de stratégie de pilotage complexe.

Cependant, leur mise en œuvre pratique se heurte à des difficultés, qui seront explicitées en référence à la Figure 7 et que les équations de base rappelées ci-dessous permettent de mieux comprendre.

Si l'on définit différents paramètres comme suit :

U_0 : tension de la batterie 10 à vide,

R_{bat} : valeur de la résistance interne 11 de la batterie 10,

R_{cab} : valeur de la résistance du câblage 31,

Rind : valeur de la résistance 21 de l'enroulement d'induit du démarreur 20,

$E = E(N)$: force contre-électromotrice (fcém) du démarreur 20,

Idem : courant d'induit de démarrage,

5 Ubat : tension aux bornes de la batterie 10,

Udem : tension aux bornes du démarreur 20,

On a :

$$\text{Idem} = (U_{\text{bat}} - U_{\text{dem}}) / R_{\text{cab}} = (U_0 - E(N)) / (R_{\text{bat}} + R_{\text{cab}} + R_{\text{ind}})$$

10 Avec : $E(N) = k \times N$, N étant la vitesse de rotation du démarreur 20 et k une constante électrique du démarreur 20 (qui dépend notamment du bobinage).

D'autre part, le couple électromagnétique du démarreur 20 s'exprime par : $C_{\text{em}} = k \times \text{Idem} \times I_{\text{ex}}$, I_{ex} étant le courant d'excitation ($I_{\text{ex}} = \text{Idem}$ pour un démarreur à excitation série, I_{ex} pouvant également
15 être réglé de manière indépendante par une unité de régulation générateur ou GCU (« Generator Control Unit ») pour les machines à excitation séparée).

On déduit que, à $N = 0$, $E = 0$ et donc :

$$\text{Idem} = U_0 / (R_{\text{bat}} + R_{\text{cab}} + R_{\text{ind}})$$

20 On voit que le courant d'induit Idem, lors des premiers instants du démarrage, c'est-à-dire lorsque la fcém du démarreur 20 est encore très faible, est directement proportionnel à la tension à vide U_0 de la batterie 10 et uniquement limité par la résistance totale ($R_{\text{bat}} + R_{\text{cab}} + R_{\text{ind}}$) de la ligne d'alimentation. Or, la tension d'alimentation (prévue par exemple
25 pour être de 28V dans des conditions nominales) peut varier notablement selon qu'il s'agit d'un démarrage depuis la batterie ou un groupe de parc. D'autre part, la résistance interne de la batterie R_{bat} augmente à basse température. Les valeurs des résistances des conducteurs électriques R_{cab} , R_{ind} , quant à elles, augmentent lorsque la température augmente.

On comprend donc que le courant et par conséquent le couple de début de démarrage peuvent varier considérablement en fonction du type d'alimentation fournissant une tension de par exemple 28V (batterie, démarreur-générateur de l'autre turbine, groupe auxiliaire de puissance de l'aéronef ou groupe de parc utilisé pour les démarrages au sol), des conditions ambiantes (température) et des circonstances (démarreur chaud ou froid).

En pratique, l'avionneur limite le courant de démarrage en utilisant une section de câble adaptée (offrant une valeur minimale de résistance), voire en rajoutant en série une résistance de démarrage qui est shuntée après quelques instants comme on l'expliquera plus loin.

D'un autre côté, le couple résistant du générateur de gaz et du relais de transmission associé est lui aussi très variable, en fonction notamment des paramètres de pression et de température de l'atmosphère P_0 , T_0 (liés à la densité de l'air) et de la température d'huile (liée aux frottements dans le relais de transmission qui comprend essentiellement un réducteur, sur lequel sont montés des équipements accessoires, tels que pompes, alternateur, démarreur, etc...).

Le couple minimum de démarrage spécifié est d'autant plus élevé que la température est basse, comme on peut le voir sur la figure 8 qui représente des courbes 1 à 4 donnant l'évolution du couple en fonction de la vitesse de rotation exprimée en pourcentage de la valeur nominale NG de la vitesse de rotation du générateur de gaz, pour respectivement un couple maximal C_{max} , un couple minimum C_{min1} à $-40^{\circ}C$, un couple minimum C_{min2} à $-30^{\circ}C$ et un couple minimum C_{min3} à $+55^{\circ}C$.

Ceci conduit souvent l'avionneur à sur-dimensionner son circuit de puissance de démarrage pour minimiser l'impédance du câblage R_{cab} et fournir un couple suffisant à très basse température, au sol et sur batterie(s). Par conséquent, lors d'un démarrage sur groupe de parc (rarement normalisé, avec une tension souvent élevée), en altitude (avec

un couple résistant du compresseur qui est faible) ou avec un turbomoteur déjà chaud (avec des frottements faibles), on peut se retrouver avec un couple de démarrage très élevé – supérieur à la valeur maximale spécifiée C_{max} - et un couple résistant faible, provoquant une accélération importante du générateur de gaz qui traverse dès lors trop rapidement la fenêtre d'allumage.

On sait par ailleurs que certaines turbomachines se caractérisent par une fenêtre d'allumage basse et relativement étroite, comprise entre 8%NG et 15%NG environ, où NG est la vitesse nominale du générateur de gaz, 100%NG correspondant approximativement à la vitesse de rotation de l'arbre de compresseur lorsque le turbomoteur fonctionne à un régime permettant de fournir la Puissance Maximale de Décollage (PMD): en dehors de ces limites, la chambre ne peut pas s'allumer.

D'autre part, la fréquence de claquage des bougies d'allumage de la chambre de combustion est généralement très faible, de l'ordre de quelques Hertz : le nombre d'étincelles et donc les probabilités d'allumage sont d'autant plus faibles que le générateur de gaz reste peu de temps dans la fenêtre d'allumage.

Un autre facteur difficile à prendre en compte est la durée variable de remplissage en carburant des rampes d'injection associées à la chambre de combustion, qui peut être à l'origine d'un délai entre l'instant d'ouverture des clapets et l'arrivée effective du carburant dans la chambre.

Enfin, une fois les injecteurs de démarrage allumés, la durée de propagation de la flamme aux injecteurs adjacents est également un phénomène complexe actuellement mal maîtrisé, qui nécessite une vitesse d'air pas trop élevée.

Pour toutes ces raisons, il est donc important de ne pas traverser trop vite la fenêtre d'allumage et d'y rester pendant une durée minimale

afin d'être sûr d'allumer la chambre dans de bonnes conditions et de stabiliser la flamme.

On voit donc qu'un couple de démarrage mal maîtrisé et trop élevé peut conduire à passer trop rapidement dans la fenêtre d'allumage et à
5 rater des démarrages.

Or, on a vu que les démarreurs-générateurs et démarreurs 28V actuels, non pilotés, ne peuvent que difficilement tenir les spécifications contradictoires de couple minimum/couple maximum dans la totalité des situations possibles.

10 Un système permettant de rendre plus robuste l'allumage et le démarrage des turbomoteurs est donc souhaitable.

Pour cela on a déjà proposé d'incorporer une résistance de démarrage, comme illustré sur la figure 9 : pour limiter le courant de démarrage, on introduit en série avec la batterie 10 une résistance 32 de
15 valeur R_{dem} en série avec un interrupteur 33 (ce qui crée une chute de tension et permet donc de limiter le courant lorsque la $f_{cém}$ du démarreur 20 est faible). La résistance 32 est court-circuitée au-dessus d'un certain seuil de vitesse par la fermeture d'un interrupteur 34. Toutefois, la résistance de démarrage permet seulement de diminuer l'accélération du
20 générateur de gaz dans les circonstances où le couple du démarreur serait trop élevé (tension batterie élevée, résistances faibles, moteur chaud, etc...).

Dans les autres cas, notamment lorsque le couple résistant est élevé ou la tension d'alimentation faible (batterie froide), la limitation du
25 courant de démarrage n'est pas nécessaire, et peut même être potentiellement handicapante.

D'autre part, la résistance de démarrage dissipe une puissance très élevée (1 à 3 kW); elle est donc complexe à fabriquer et elle doit être installée dans un endroit où les pertes par effet joule pourront être
30 facilement évacuées et ne chaufferont pas trop le matériel environnant.

Enfin, l'énergie perdue dans la résistance conduit à sur-dimensionner la batterie.

On a également proposé d'effectuer un démarrage série/parallèle, comme illustré sur les figures 10 et 11. Cette solution est utilisée sur
5 certains turbopropulseurs démarrés sur batterie 28V. Elle nécessite deux batteries 13 et 14. Au début du démarrage et en-dessous d'un seuil de vitesse (ou de courant), les batteries 13 et 14 sont connectées en parallèle, comme illustré sur la figure 10, où deux interrupteurs 15 et 16 sont fermés, tandis qu'un interrupteur 17 est ouvert. Le démarreur 20 est
10 donc alimenté à une tension U égale à 28V, et les batteries 13, 14 se partagent le courant élevé de démarrage, un courant $I/2$ circulant dans chacune des batteries 13 et 14.

Au-dessus d'un seuil de vitesse, lorsque la $f_{cém}$ du démarreur 20 a suffisamment augmenté pour limiter le courant, les batteries 13 et 14 sont
15 reconnectées en série, comme illustré sur la figure 11, où les deux interrupteurs 15 et 16 sont ouverts, tandis que l'interrupteur 17 est fermé. Un courant I circule donc dans chacune des batteries 13 et 14. Le démarreur 20 est alors alimenté en une tension double $2U$ égale à 56V dans l'exemple considéré, ce qui permet d'augmenter la vitesse maximale
20 d'assistance sans défluxage du démarreur 20.

Le démarrage série/parallèle nécessite deux batteries 28V, alors que les hélicoptères n'en ont généralement qu'une seule (sauf « kit temps froid »), et un démarreur à courant continu dimensionné pour une tension nominale de 56V. Les démarreurs-générateurs et démarreurs 28V
25 disponibles sur étagère ne sont pas tous dimensionnés pour cette tension en usage répété. D'autre part, la problématique de l'accélération trop rapide dans la fenêtre d'allumage n'est pas traitée, le but de ce montage étant plutôt de continuer à assister l'accélération du générateur de gaz à haute vitesse (donc avec une $f_{cém}$ élevée) sans défluxage du démarreur.

On a également proposé d'effectuer une optimisation de la séquence (et de la phase) de démarrage pilotée par le calculateur. Il s'agit d'entraîner et de stabiliser la vitesse de rotation de l'arbre du générateur de gaz dans la fenêtre d'allumage préférentielle puis, une fois l'allumage constaté (par exemple par détection d'une augmentation du T45, c'est-à-dire de la température des gaz à l'entrée de la turbine libre), de contrôler l'accélération de façon optimale. Le diagramme de la figure 12 illustre ce procédé et montre une vitesse de rotation croissante en fonction du temps (tronçon 5), puis une vitesse de rotation constante $NG_{allumage}$ pouvant varier dans une plage comprise entre $8\%NG$ et $15\%NG$ (tronçon 6), où NG représente une vitesse de rotation nominale du générateur de gaz, puis après une détection d'allumage effectuée par exemple avec la détection d'une augmentation de la température des gaz à l'entrée de la turbine libre (T45), une vitesse de rotation à nouveau croissante en fonction du temps (tronçon 7). Le tronçon 6 correspond ainsi à un maintien de la vitesse de rotation à une valeur à peu près constante dans la fenêtre d'allumage, tandis que le tronçon 7 correspond à une accélération à peu près constante.

Les documents W02011/0563960 et CA 2 685 514 décrivent également des lois de démarrage piloté de turbomachines.

Le document US 20100283242 décrit, comme illustré sur la figure 13, l'architecture électrique d'un dispositif destiné au démarrage d'un turbopropulseur 40 utilisant un démarreur alternatif 20 alimenté par un convertisseur contrôlé continu-alternatif (DC/AC) 23, qui permet donc de contrôler l'accélération du générateur de gaz. Le convertisseur contrôlé continu-alternatif (DC/AC) 23 est lui-même alimenté depuis une batterie 10 de 28V par l'intermédiaire d'un convertisseur continu-continu (DC/DC) 21 élévateur de tension et d'un bus continu 22. Une architecture assez similaire, basée sur une mise en cascade de convertisseurs continu-continu (DC/DC) et continu-alternatif (DC/AC) dimensionnés pour la pleine

puissance de démarrage, est décrite dans le document de brevet US5493201.

On peut noter que le démarrage dit « optimisé » mentionné ci-dessus, ainsi que selon les variantes identifiées dans les différents documents de brevet susmentionnés, lorsqu'il est appliqué dans sa totalité, c'est-à-dire avec le contrôle de l'accélération du générateur de gaz après l'allumage, ne peut être mis en œuvre qu'avec des technologies de démarreur particulières (machine synchrone à excitation bobinée par exemple), le démarreur devant en outre disposer d'une électronique de puissance et de commande (onduleur) permettant le pilotage en vitesse et en couple dimensionnée pour la puissance maximale du démarreur, qui peut atteindre brièvement des niveaux considérables (de 10kW à 20kW). Cette électronique de puissance est donc particulièrement lourde et coûteuse.

Les architectures de puissance utilisant des démarreurs en courant alternatif « haute tension » nécessitent non seulement une machine tournante spécifique et un convertisseur continu-alternatif (DC/AC) dimensionné pour la pleine puissance, mais en plus un hacheur continu-continu (DC/DC) pour élever la tension du réseau 28V au niveau de la tension du bus continu (quelques centaines de volts). C'est donc dans tous les cas une solution particulièrement lourde, complexe et coûteuse.

Définition et objet de l'invention

L'invention vise à remédier aux inconvénients précités et à permettre notamment d'éviter de sur-dimensionner les batteries d'alimentation électrique, tout en améliorant la fiabilité du démarrage et en rendant plus robuste l'allumage et le démarrage de turbomoteurs.

Pour résoudre les problèmes mentionnés ci-dessus, il est proposé un système de démarrage fiabilisé d'une turbomachine comprenant une

batterie d'accumulateurs, un démarreur à courant continu, un calculateur électronique de régulation, un relais de transmission (permettant notamment l'entraînement mécanique du générateur de gaz et de pompes à carburant par le démarreur), des accessoires de démarrage (tels que

5 bougies d'allumage, électro-clapets de démarrage et/ou d'arrêt) chargés de gérer une distribution de combustible à des injecteurs et un allumage de ce combustible pendant une phase de démarrage, un générateur de gaz comprenant lui-même un compresseur, une chambre de combustion et une turbine haute pression, une turbine libre (destinée à entraîner par

10 exemple un rotor d'hélicoptère ou une hélice de turbopropulseur par l'intermédiaire d'un réducteur mécanique), caractérisé en ce que le système comprend en outre des premier et deuxième circuits montés en parallèle et interposés entre ladite batterie d'accumulateurs et ledit démarreur à courant continu, en ce que le premier circuit comprend un

15 convertisseur continu-continu monté en série avec un premier interrupteur et le deuxième circuit comprend un deuxième interrupteur, en ce qu'il comprend en outre au moins un capteur de la vitesse de rotation du compresseur, un capteur de la température à l'entrée de la turbine libre et un circuit de commande desdits premier et deuxième interrupteurs en

20 fonction des informations fournies par ledit capteur de la vitesse de rotation du compresseur et par ledit capteur de la température à l'entrée de la turbine libre.

De préférence, le système comprend en outre une diode montée dans le premier circuit en série avec le convertisseur continu-continu et le

25 premier interrupteur.

Selon un mode de réalisation particulier, le démarreur à courant continu est du type démarreur-générateur, ce qui permet, au-dessus d'un seuil de vitesse du générateur de gaz, de commuter ce démarreur-générateur en mode générateur de manière à alimenter par exemple un

30 réseau de bord d'un aéronef dans lequel est installée la turbomachine.

Selon un mode de réalisation particulier, le système de démarrage comprend en outre un capteur de la vitesse de rotation du démarreur à courant continu et le convertisseur continu-continu est asservi par ledit capteur de la vitesse de rotation du démarreur à courant continu lorsque
5 ledit premier interrupteur est fermé.

Dans ce cas, le calculateur électronique de régulation peut comprendre une unité d'élaboration d'une consigne de vitesse N_{ref} correspondant à une fenêtre d'allumage préférentielle de la turbomachine et une liaison de transmission de cette consigne de vitesse N_{ref} au
10 convertisseur continu-continu.

Selon un autre mode de réalisation particulier, le convertisseur continu-continu est asservi par ledit capteur de la vitesse de rotation du compresseur lorsque ledit premier interrupteur est fermé.

Dans ce cas, le calculateur électronique de régulation peut
15 comprendre une unité d'élaboration d'une consigne de vitesse N_{ref} correspondant à une fenêtre d'allumage préférentielle de la turbomachine, et une unité d'élaboration d'une consigne de couple du démarreur C_{ref} et une liaison de transmission de cette consigne de couple C_{ref} au convertisseur continu-continu.

20 A titre d'exemple, le convertisseur continu-continu peut comprendre un filtre de compatibilité électromagnétique, un circuit de précharge et un hacheur dévolteur de type Buck.

De façon plus particulière, le calculateur électronique de régulation comprend une unité d'élaboration de signaux logiques SL1, SL2 appliqués
25 à une unité de gestion de réseau de bord d'un hélicoptère pour commander l'actionnement respectivement des premier et deuxième interrupteurs.

Le calculateur électronique de régulation comprend une unité de détection du dépassement d'un seuil prédéterminé de la vitesse de
30 rotation NG du compresseur et de commande de désactivation des

premier et deuxième interrupteurs ainsi que de désactivation desdits accessoires de démarrage.

Selon un aspect de l'invention, le circuit de commande du convertisseur continu-continu comprend à la fois une boucle
5 d'asservissement de vitesse et une boucle d'asservissement de courant.

La boucle d'asservissement de vitesse et la boucle d'asservissement de courant peuvent être incorporées dans un circuit indépendant de contrôle du convertisseur continu-continu.

Selon une variante de réalisation, la boucle d'asservissement de
10 vitesse est incorporée dans le calculateur électronique de régulation et la boucle d'asservissement de courant est incorporée dans un circuit indépendant de contrôle du convertisseur continu-continu.

L'invention concerne également un procédé de démarrage fiabilisé d'une turbomachine comprenant une batterie d'accumulateurs, un
15 démarreur à courant continu, un calculateur électronique de régulation, un relais de transmission, des accessoires de démarrage chargés de gérer une distribution de combustible à des injecteurs et un allumage de ce combustible pendant une phase de démarrage, un générateur de gaz comprenant lui-même un compresseur, une chambre de combustion et
20 une turbine haute pression, ainsi qu'une turbine libre, caractérisé en ce que le procédé comprend les étapes suivantes :

- monter en parallèle et interposer entre ladite batterie d'accumulateurs et ledit démarreur à courant continu des premier et deuxième circuits, où le premier circuit comprend un convertisseur
25 continu-continu monté en série avec un premier interrupteur et le deuxième circuit comprend un deuxième interrupteur,
 - mesurer la vitesse de rotation du compresseur,
 - mesurer la température à l'entrée de la turbine libre et

- commander lesdits premier et deuxième interrupteurs en fonction des informations de mesure de la vitesse de rotation du compresseur et de mesure de la température à l'entrée de la turbine libre.

De façon plus particulière, lors de l'initialisation du démarrage, on commande l'activation des accessoires de démarrage, simultanément on transmet audit convertisseur continu-continu une consigne de vitesse N_{ref} correspondant à une fenêtre d'allumage préférentielle de la turbomachine et on ferme ledit premier interrupteur tout en activant le convertisseur continu-continu pour accélérer le compresseur, puis réguler la tension électrique délivrée au démarreur, afin de réguler l'acquisition de vitesse dudit compresseur à la consigne de vitesse N_{ref} , lorsque ladite consigne de vitesse N_{ref} est atteinte, on procède à l'allumage de la chambre de combustion de la turbomachine, on mesure la température à l'entrée de la turbine libre et après détection d'une élévation de température confirmant l'allumage de la chambre de combustion, on ferme le deuxième interrupteur, on ouvre le premier interrupteur et on désactive le convertisseur continu-continu, puis après détection du dépassement d'un seuil de fin de démarrage par la vitesse de rotation du compresseur, on désactive les accessoires de démarrage et on ouvre le deuxième interrupteur de manière à désactiver le démarreur.

L'invention s'applique tout particulièrement aux systèmes de démarrage de turbomoteurs d'aéronefs et notamment d'hélicoptères.

La présente invention prend en compte le fait que l'instant critique lors d'un démarrage de turbomachine est l'allumage de la chambre de combustion. Stabiliser la vitesse du générateur de gaz dans la fenêtre préférentielle d'allumage pendant une durée suffisante, jusqu'à la détection de l'allumage, permet ainsi d'éviter la plupart des causes d'allumage raté : couple démarreur mal maîtrisé, passage trop rapide dans la fenêtre d'allumage, délai de remplissage des tuyauteries de carburant,

délai de propagation et de stabilisation de la flamme depuis les injecteurs d'allumage jusqu'aux injecteurs principaux à très basse température, etc...

5 Cette contrainte, qui ne s'applique qu'à des vitesses faibles de rotation du générateur de gaz (inférieures à 15%NG, où NG est la vitesse nominale du générateur), impose à l'avionneur de limiter le couple de démarrage sur toute la plage de vitesse, ce qui peut s'avérer handicapant dans les situations de démarrage imprégné à température très basse où le couple résistant du générateur de gaz est élevé, la tension d'alimentation du démarreur faible et l'allumage difficile.

10 Par contre, une fois la chambre allumée, les exigences de couple maximum et minimum relatives à l'accélération du générateur de gaz sont beaucoup moins contraignantes : il suffit que le couple soit suffisamment élevé pour assister le générateur de gaz jusqu'à la vitesse où la puissance récupérée sur la turbine Haute Pression permettra au générateur de gaz
15 du turbomoteur d'accélérer par ses propres moyens, et pas trop élevé pour ne pas souffler la flamme. Dans cette seconde phase, un contrôle précis du démarreur en dNG/dt n'est pas impératif, ce qui est d'autant plus intéressant que la puissance demandée est alors beaucoup plus importante.

20 L'invention consiste donc en un dispositif, piloté par le calculateur du turbomoteur, permettant de mettre en vitesse le générateur de gaz du moteur et de le maintenir à une vitesse constante dans la fenêtre d'allumage du moteur, tant que l'allumage de la chambre de combustion du moteur n'est pas effectif. L'avantage principal est que la puissance
25 nécessaire au maintien du générateur de gaz en rotation dans la fenêtre d'allumage est très réduite. A titre d'exemple, la puissance mécanique nécessaire pour maintenir en rotation dans sa fenêtre d'allumage le générateur de gaz d'un turbomoteur d'hélicoptère est de l'ordre de 1 à 3 kW, alors que la puissance maximale développée par le démarreur
30 pendant la séquence de démarrage peut atteindre 5 à 20 kW, soit 5 à 7

fois plus. Ce boîtier à base d'électronique de puissance est donc d'une taille et d'un coût très réduits par comparaison avec un système analogue dimensionné pour contrôler le démarreur sur toute la plage de vitesse de démarrage.

- 5 Une fois l'allumage détecté, le dispositif est shunté et le démarreur est directement alimenté depuis le réseau de bord de l'aéronef, typiquement de 28V, sans pilotage, la fréquence du démarreur déjà en rotation au moment de la commutation permettant de réduire le courant de démarrage et d'effacer en grande partie le pic de courant constaté lorsque
10 le générateur de gaz est initialement à l'arrêt.

Brève description des dessins

- D'autres caractéristiques et avantages de l'invention ressortiront de
15 la description suivante de modes particuliers de réalisation, donnés à titre d'exemples, en référence aux dessins annexés, sur lesquels :

La figure 1 est une vue schématique d'ensemble d'un exemple de réalisation d'un dispositif de démarrage de turbomachine conformément à l'invention ;

- 20 La figure 2 est une vue plus détaillée d'un exemple de convertisseur continu-continu pouvant être inclus dans le dispositif selon l'invention illustré sur la figure 1 ;

- La figure 3 est une vue schématique d'ensemble d'un premier exemple de réalisation d'un dispositif de démarrage de turbomachine conformément à l'invention, avec les circuits de commande ;
25

La figure 4 est une vue schématique d'une boucle d'asservissement correspondant au premier exemple de réalisation de la figure 3 ;

- La figure 5 est une vue schématique d'ensemble d'un deuxième exemple de réalisation d'un dispositif de démarrage de turbomachine conformément à l'invention, avec les circuits de commande ;
30

La figure 6 est une vue schématique d'une boucle d'asservissement correspondant au deuxième exemple de réalisation de la figure 5 ;

La figure 7 est un schéma électrique correspondant à un dispositif de démarrage selon l'art antérieur ;

5 La figure 8 est un diagramme montrant diverses courbes donnant l'allure des valeurs maximales et minimales du couple démarreur en fonction de la vitesse de rotation pour différentes conditions de fonctionnement, permettant de garantir l'allumage de la chambre de combustion dans le domaine de vol ;

10 La figure 9 est un schéma électrique montrant l'insertion d'une résistance de démarrage selon l'art antérieur ;

Les figures 10 et 11 sont des schémas électriques d'un dispositif connu de démarrage à deux batteries connectées respectivement en parallèle et en série en fonction d'un seuil de vitesse ;

15 La figure 12 est un diagramme montrant une séquence de démarrage connue pilotée par ordinateur ; et

La figure 13 est un schéma d'un dispositif connu de dispositif de démarrage d'un turbopropulseur utilisant un démarreur à courant alternatif alimenté par un convertisseur contrôlé continu-alternatif.

20

Description détaillée de modes de réalisation préférentiels

En figure 1, on a représenté schématiquement la configuration générale d'un dispositif selon l'invention.

25 Le système de démarrage fiabilisé d'une turbomachine comprend une batterie d'accumulateurs 110, qui peut être une batterie unique ou un groupe de batteries et peut être constituée par l'alimentation d'un réseau de bord d'un aéronef, par exemple à une tension de 28V, mais l'invention n'est pas limitée à une telle valeur.

Un démarreur à courant continu 120 peut être constitué par un simple démarreur à courant continu ou par un démarreur-générateur (GD) capable de fonctionner non seulement en mode moteur, mais également en mode générateur lorsque la phase de démarrage est terminée, par exemple afin d'alimenter un réseau de bord. Dans la suite de la description, le terme « démarreur » désigne indifféremment un simple démarreur et un démarreur-générateur, sauf indication contraire.

Le système de démarrage de turbomachine comprend un relais de transmission 162, avec notamment un réducteur pour assurer la transmission de mouvement entre le démarreur 120 et l'arbre principal de la turbomachine, ainsi que des équipements annexes, tels que des pompes associées aux injecteurs de carburant dans la chambre de combustion.

On voit encore sur la figure 1 les éléments principaux de la turbomachine avec un générateur de gaz 160 comprenant lui-même un compresseur 164, une chambre de combustion 165 et une turbine haute pression 166, ainsi qu'une turbine libre 167 et des accessoires de démarrage 168. On a également représenté sur la figure 1 un capteur 161 de la vitesse de rotation du démarreur 120 et un capteur 163 de la vitesse de rotation de l'arbre du compresseur 164 de la turbomachine.

Le système de démarrage selon l'invention comprend des premier et deuxième circuits montés en parallèle et interposés entre la batterie d'accumulateurs 110 et le démarreur à courant continu 120. Le premier circuit comprend un convertisseur continu-continu 130 monté en série avec un premier interrupteur 132 et de façon optionnelle une diode 131. Le deuxième circuit comprend un deuxième interrupteur 133.

Comme cela sera décrit plus loin en référence aux figures 3 et 5, le système comprend également d'autres capteurs de mesure du fonctionnement de la turbomachine, tels qu'un capteur 151 de la température à l'entrée de la turbine libre 167. La température T45 à

l'entrée de la turbine libre 167 permet de fournir une information reflétant les conditions d'allumage dans la chambre de combustion 165. Il est donc possible d'utiliser à la place du capteur 151 tout autre type de capteur permettant de constater les conditions d'allumage dans la chambre de combustion 165.

Les premier et deuxième interrupteurs 132, 133 sont commandés à partir d'un circuit de commande 141 (Figures 3 et 5) en fonction des informations fournies par le capteur 163 de la vitesse de rotation du compresseur 164 et par le capteur 151 de la température à l'entrée de la turbine libre 167.

Un calculateur électronique de régulation 142, 142', qui peut être constitué par le calculateur électronique traditionnel de la turbomachine, encore dénommé EECU (figures 3 et 5), assure la gestion des mesures fournies par les capteurs 151 et 163 et la commande du convertisseur continu-continu 130 en coopération avec le circuit de commande 141, qui peut être un cœur électrique préexistant, tel qu'un module de gestion du réseau de bord d'un aéronef.

Le dispositif de démarrage selon l'invention est ainsi constitué essentiellement d'un convertisseur continu-continu (DC/DC) 130 alimentant, lorsque le contacteur 132 est fermé, le démarreur 120 au début de la phase de démarrage et fournissant la puissance nécessaire pour maintenir le générateur de gaz 160 dans la fenêtre d'allumage.

Lorsque l'allumage est confirmé, le contacteur 133 est fermé et le contacteur 132 est ouvert, de manière à alimenter sans interruption le démarreur 120 directement depuis la batterie 110 qui peut être intégrée à un réseau de bord, par exemple à 28V, pour la poursuite du démarrage de manière non pilotée.

Les interrupteurs 132 et 133 peuvent faire partie du « cœur électrique » de l'hélicoptère. La diode 131 n'est pas obligatoire mais elle peut cependant être utile afin de protéger la sortie du convertisseur

continu-continu 130 lors du recouvrement de la commande des contacteurs 132 et 133.

Le convertisseur continu-continu 130 peut comprendre, par exemple, un simple hacheur dévolteur « buck » 136 (voir figure 2) qui, à
5 partir de la tension d'alimentation du réseau U (par exemple 28V), délivre à l'induit du démarreur 120 le courant ID nécessaire pour réguler le couple du démarreur 120 et donc asservir la vitesse de rotation NG de l'arbre du compresseur 164 du générateur de gaz 160 à la consigne, indépendamment des conditions de fonctionnement (tension du réseau de
10 bord, valeur des impédances de l'alimentation 110 et du démarreur 120, couple résistant du compresseur 164, etc...).

La puissance électrique nécessaire étant faible, le convertisseur continu-continu agit comme un système de démarrage progressif qui limite l'appel de courant sur le réseau de bord lors des premiers instants
15 du démarrage, lorsque la fcém du démarreur 120 est quasi nulle. Cet aspect permet de diminuer les contraintes thermiques sur le démarreur 120, les contraintes mécaniques sur les cannelures et la section à casser de l'entraînement du démarreur 120 et, lors des démarrages sur la batterie 110 de l'hélicoptère, de diminuer la chute de tension constatée
20 sur le réseau de bord lors de la mise sous tension du démarreur 120 à vitesse et fcém nulles.

La régulation de vitesse de la machine électrique nécessite un capteur de vitesse 161, qui peut soit faire partie du démarreur 120 lui-même (certains démarreurs-générateurs en sont équipés, notamment
25 pour gérer le défluxage), soit être solidaire de l'entraînement du démarreur 120 (roue phonique, capteur à effet Hall ou autre).

La fenêtre d'allumage préférentielle étant susceptible de varier en fonction du domaine de vol (pression atmosphérique P0, température atmosphérique T0), il est souhaitable de pouvoir faire varier la consigne
30 de vitesse Nref du convertisseur continu-continu 130, cette dernière étant

élaborée par le calculateur 142 du turbomoteur et transmise au dispositif par une liaison 145 numérique ou analogique (ex. rapport cyclique variable), comme illustré sur la figure 3.

Le convertisseur continu-continu 130 peut comprendre, à titre
5 d'exemple, comme représenté sur la figure 2, un filtre de compatibilité électromagnétique 134, avec des inductances 101 à fer couplées et des condensateurs 102, 103, suivi d'un circuit de précharge 135, avec une résistance 104 pouvant être shuntée par un commutateur 105, et un
10 hacheur dévolteur de type « buck » 136, avec un condensateur 106, un interrupteur commandé 107 constitué par des composants semi-conducteurs de puissance, une diode 108 et une inductance 109, pour fournir en sortie un courant continu ID.

On décrira maintenant de façon plus détaillée le fonctionnement du système de démarrage selon l'invention, selon plusieurs variantes de
15 réalisation en référence aux figures 3 à 6.

Lorsque l'on sélectionne le démarrage, le calculateur de régulation de la turbomachine (EECU) 142 envoie un signal logique SL1 au système de gestion du réseau de bord hélicoptère (cœur électrique) 141, active un électro-clapet de démarrage et les bougies d'allumage, et commande une
20 loi de débit carburant adaptée au démarrage, par une ligne 149 de commande des accessoires de démarrage rassemblés symboliquement sur les figures 1, 3 et 5 sous le repère 168.

Simultanément, l'EECU 142 élabore en fonction de différents paramètres dont il assure l'acquisition (pression atmosphérique P0, température atmosphérique T0, température résiduelle T45, c'est-à-dire
25 température des gaz à l'entrée de la turbine libre, etc...) la consigne de vitesse Nref correspondant à la fenêtre d'allumage préférentielle du turbomoteur, et transmet cette consigne au convertisseur continu-continu 130.

Sur activation du signal logique SL1, le cœur électrique 141 ferme le contacteur 132 (activation par la ligne 147) et transmet la consigne d'activation du convertisseur continu-continu 130 (activation du signal « ON/OFF » par la ligne 144).

5 Le convertisseur continu-continu 130 alimenté par le réseau de bord 110 se met en marche, accélère la rotation de l'arbre du compresseur 164 du générateur de gaz 160, puis régule le courant ID délivré au démarreur 120 de manière à réguler l'acquisition de vitesse de la machine tournante ND à la vitesse de consigne Nref.

10 Une fois que l'EECU 142 constate que la vitesse de rotation NG de l'arbre du compresseur 164 du générateur de gaz 160, mesurée par le capteur 163 et fournie à l'EECU par la ligne 148, a atteint et s'est stabilisée à la vitesse de consigne Nref, le calculateur électronique de régulation 142 procède à l'allumage de la turbomachine en envoyant les
15 informations de commande requises sur la ligne 149 de commande des accessoires de démarrage.

Lorsque l'EECU 142 détecte et confirme l'allumage de la chambre de combustion, par exemple par mesure de l'élévation du T45 par la ligne 151, il envoie un signal logique SL2 au système de gestion du réseau de
20 bord hélicoptère 141, puis désactive le signal logique SL1.

Sur activation du signal logique SL2, le cœur électrique 141 ferme le contacteur 133 (activation par la ligne 143) : le démarreur 120, alimenté directement depuis le réseau de bord 110, poursuit l'accélération et le démarrage de la turbomachine de manière conventionnelle.
25 Simultanément, la diode 131 se bloque en inverse, ce qui permet d'éviter le court-circuit de la sortie du convertisseur continu-continu 130.

Il est à noter que le recouvrement de la commande des contacteurs 132 et 133, rendu possible par la diode 131, permet de garantir l'absence de toute discontinuité dans l'alimentation électrique du démarreur 120.

Sur désactivation du signal logique SL1, le cœur électrique 141 ouvre le contacteur 132 (désactivation du signal transmis par la ligne 147), ce qui isole la sortie du convertisseur continu-continu 130 du démarreur 120, et transmet la consigne de désactivation du convertisseur continu-continu 130 (désactivation du signal « ON/OFF » sur la ligne 144).

Lorsque l'EECU 142 détecte que la vitesse NG de l'arbre du compresseur 164 du générateur de gaz 160 dépasse le seuil de fin de démarrage (seuil à partir duquel le turbomoteur devient autonome), il désactive les accessoires de démarrage 168 par la ligne 149, ainsi que le signal logique SL2.

Sur désactivation du signal logique SL2, le cœur électrique 141 ouvre le contacteur 133 (désactivation du signal de commande par la ligne 143), ce qui coupe l'alimentation électrique du démarreur 120.

Au-dessus d'un seuil de vitesse, le démarreur-générateur 120 peut être commuté en mode générateur de manière à alimenter le réseau de bord 110, mais cette fonction ne peut pas être accomplie s'il s'agit d'un simple démarreur.

Du point de vue de la commande du convertisseur continu-continu 130, on trouve de manière classique deux boucles de régulation imbriquées : asservissement de vitesse puis asservissement de couple ou de courant (voir les figures 4 et 6).

La consigne de vitesse correspondant à la fenêtre d'allumage idéale de la turbomachine, N_{ref} , délivrée par la ligne 172, est élaborée par l'EECU 170 de la turbomachine dans le bloc 171 en fonction de paramètres dont l'EECU 170 assure l'acquisition (par exemple et de manière non exhaustive: pression atmosphérique P_0 , température d'air en entrée compresseur $T_0...$), puis transmise au système de contrôle 180 du convertisseur continu-continu 130 de manière numérique ou analogique.

La mesure de vitesse de la machine tournante ND effectuée par le capteur 161 et transmise par la ligne 146 (figure 3) ou 181 (figure 4) est

comparée à la consigne N_{ref} dans le comparateur 182 pour donner une erreur de vitesse ΔN , laquelle est traitée par le correcteur 183 pour donner une consigne de couple C_{ref} . Cette consigne de couple est traitée par le bloc 184 qui la transforme en une consigne de courant I_{ref} . La mesure du courant I_D en sortie du convertisseur continu-continu 130, est comparée à la référence I_{ref} dans le comparateur 186 pour donner une erreur ΔI , laquelle est traitée par le correcteur 187 pour donner une consigne 188 de rapport cyclique de conduction τ qui sert à commander le(s) semi-conducteur(s) de puissance 189 (figure 4) ou 107 (figure 2) du hacheur du convertisseur continu-continu 130.

Dans un autre mode de réalisation, légèrement différent, illustré sur les figures 5 et 6, la boucle d'asservissement de la vitesse est cette fois calculée par l'EECU 270. La consigne de vitesse N_{ref} fournie en entrée 272 d'un comparateur 274 est élaborée par l'EECU 270 de la même manière que précédemment, dans un bloc 271 qui est analogue au bloc 171 de la figure 4, mais elle est comparée à la mesure de vitesse N_G de rotation de l'arbre du compresseur 164 du générateur de gaz 160 (qui est proportionnelle à la vitesse de rotation N_D du démarreur 120), fournie sur l'entrée 273 du comparateur 274 de manière à élaborer la consigne de couple C_{ref} , laquelle est transmise par l'EECU 270 au circuit de contrôle 280 du convertisseur continu-continu 130. Cette consigne de couple C_{ref} est traitée par le circuit de contrôle 280 du convertisseur continu-continu 130 de la même manière que dans le mode de réalisation précédent de la figure 4, les éléments 281 à 286 de la figure 6 correspondant aux éléments 184 à 189 de la figure 4 respectivement et n'étant pas décrits à nouveau, pour aboutir à la commande des semi-conducteurs 286 du hacheur.

On voit que l'un des avantages de ce mode de réalisation est qu'il permet de se passer de capteur de vitesse 161 sur le démarreur 120, la boucle de vitesse étant traitée directement au niveau du calculateur du

turbomoteur grâce à l'acquisition de vitesse du générateur de gaz NG réalisée grâce au capteur 163.

D'une façon générale, l'invention concerne à la fois un système et un procédé de démarrage fiabilisé d'une turbomachine.

5 Le procédé de démarrage fiabilisé d'une turbomachine comprenant une batterie d'accumulateurs 110, un démarreur à courant continu 120, un calculateur électronique de régulation 142, 142', un relais de transmission 162, des accessoires de démarrage 168, un générateur de gaz 160 comprenant lui-même un compresseur 164, une chambre de
10 combustion 165 et une turbine haute pression 166, ainsi qu'une turbine libre 167, comprend les étapes suivantes :

- monter en parallèle et interposer entre la batterie d'accumulateurs 110 et le démarreur à courant continu 120 des premier et deuxième circuits, où le premier circuit comprend un convertisseur continu-continu
15 130 monté en série avec un premier interrupteur 132 et le deuxième circuit comprend un deuxième interrupteur 133,

- mesurer la vitesse de rotation du compresseur 164,

- mesurer la température à l'entrée de la turbine libre 167 et

- commander lesdits premier et deuxième interrupteurs 132, 133 en
20 fonction des informations de mesure de la vitesse de rotation du compresseur 164 et de mesure de la température à l'entrée de la turbine libre 167.

De façon plus particulière, lors de l'initialisation du démarrage, on commande l'activation des accessoires de démarrage 168, simultanément
25 on transmet au convertisseur continu-continu 130 une consigne de vitesse Nref correspondant à une fenêtre d'allumage préférentielle de la turbomachine et on ferme le premier interrupteur 132, tout en activant le

convertisseur continu-continu 130 pour accélérer le compresseur 164, puis réguler la tension électrique délivrée au démarreur 120, afin de réguler l'acquisition de vitesse du compresseur 164 à la consigne de vitesse Nref. Lorsque la consigne de vitesse Nref est atteinte, on procède à l'allumage

5 de la chambre de combustion 165 de la turbomachine, on mesure la température à l'entrée de la turbine libre 167 et après détection d'une élévation de température confirmant l'allumage de la chambre de combustion 165, on ferme le deuxième interrupteur 133, on ouvre le premier interrupteur 132 et on désactive le convertisseur continu-continu

10 130, puis après détection du dépassement d'un seuil de fin de démarrage par la vitesse de rotation du compresseur, on désactive les accessoires de démarrage 168 et on ouvre le deuxième interrupteur 133.

Le procédé et le système de démarrage fiabilisé selon l'invention présentent de nombreux avantages.

15 Ils permettent de réduire le nombre de démarrages avortés par défaut d'allumage ou soufflage de la flamme dans la chambre de combustion du générateur de gaz de la turbomachine.

Ils permettent de rendre le démarrage plus robuste par rapport aux conditions de démarrage (domaine de vol, température d'huile, tension

20 d'alimentation du démarreur, etc...).

Ils permettent de minimiser les dispersions sur la durée des démarrages.

Ils permettent donc d'éviter des ventilations entre un démarrage avorté et une nouvelle tentative, et par voie de conséquence permettent

25 de diminuer la taille et la masse de la batterie embarquée.

Ils simplifient le travail de l'avionneur pour concevoir l'alimentation électrique du démarreur, afin de respecter le gabarit de couple de démarrage maximum imposé.

5 Ils permettent une limitation du courant d'appel lors du démarrage à vitesse nulle, ce qui permet de minimiser l'usure des balais du démarreur-générateur, de minimiser les contraintes sur l'accouplement (cannelures, section à casser), de diminuer la chute de tension du réseau de bord et d'optimiser le dimensionnement de la batterie.

10 Il s'ensuit une meilleure disponibilité des hélicoptères, compte tenu de la diminution du taux de démarrage avortés.

Par la réduction de la puissance du dispositif, on réduit également la masse et le coût par rapport à un convertisseur statique dimensionné pour la pleine puissance de démarrage (environ 15% de la puissance maximum de démarrage).

15 Le système selon l'invention est compatible avec la plupart des démarreurs-générateurs et démarreurs 28V à balais actuels utilisés sur hélicoptère.

L'invention n'est pas limitée aux modes de réalisation décrits, mais s'étend à toutes les variantes entrant dans le cadre des revendications.

20 Ainsi, par exemple, le dispositif comprenant le convertisseur continu-continu piloté 130 peut être implanté par un avionneur directement dans le cœur électrique 141, sous réserve que l'on connaisse les spécifications du moteur comprenant d'une part, les besoins en termes de performances (couple, vitesse), d'autre part, les interfaces (format de
25 transmission de la consigne de vitesse au dispositif).

REVENDICATIONS

1. Système de démarrage fiabilisé d'une turbomachine comprenant une batterie d'accumulateurs (110), un démarreur à courant continu
5 (120), un calculateur électronique de régulation (142, 142'), un relais de transmission (162), des accessoires de démarrage (168) chargés de gérer une distribution de combustible à des injecteurs et un allumage de ce combustible pendant une phase de démarrage, un générateur de gaz (160) comprenant lui-même un compresseur (164), une chambre de
10 combustion (165) et une turbine haute pression (166), ainsi qu'une turbine libre (167), caractérisé en ce que le système comprend en outre des premier et deuxième circuits montés en parallèle et interposés entre ladite batterie d'accumulateurs (110) et ledit démarreur à courant continu (120), en ce que le premier circuit comprend un convertisseur continu-
15 continu (130) monté en série avec un premier interrupteur (132) et le deuxième circuit comprend un deuxième interrupteur (133), en ce qu'il comprend en outre au moins un capteur (163) de la vitesse de rotation du compresseur (164), un capteur (151) de la température à l'entrée de la turbine libre (167) et un circuit (141) de commande desdits premier et
20 deuxième interrupteurs (132, 133) en fonction des informations fournies par ledit capteur (163) de la vitesse de rotation du compresseur (164) et par ledit capteur (151) de la température à l'entrée de la turbine libre (167) .

2. Système de démarrage selon la revendication 1, caractérisé en
25 ce qu'il comprend en outre une diode (131) montée dans le premier circuit en série avec le convertisseur continu-continu (130) et le premier interrupteur (132).

3. Système de démarrage selon la revendication 1 ou la revendication 2, caractérisé en ce que le démarreur à courant continu
30 (120) est du type démarreur-générateur.

4. Système de démarrage selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce qu'il comprend en outre un capteur (161) de la vitesse de rotation du démarreur à courant continu (120) et en ce que le convertisseur continu-continu (130) est configuré pour être
5 asservi par ledit capteur (161) de la vitesse de rotation du démarreur à courant continu (120) lorsque ledit premier interrupteur (132) est fermé.

5. Système de démarrage selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que le convertisseur continu-continu (130) est configuré pour être asservi par ledit capteur (163) de la
10 vitesse de rotation du compresseur lorsque ledit premier interrupteur (132) est fermé.

6. Système de démarrage selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisé en ce que le convertisseur continu-continu (130) comprend un filtre (134) de compatibilité
15 électromagnétique, un circuit de précharge (135) et un hacheur dévolteur (136) de type Buck.

7. Système de démarrage selon la revendication 4, caractérisé en ce que le calculateur électronique de régulation (142) comprend une unité d'élaboration d'une consigne de vitesse N_{ref} correspondant à une fenêtre
20 d'allumage préférentielle de la turbomachine et une liaison (145) de transmission de cette consigne de vitesse N_{ref} au convertisseur continu-continu (130).

8. Système de démarrage selon la revendication 5, caractérisé en ce que le calculateur électronique de régulation (142') comprend une unité
25 d'élaboration d'une consigne de vitesse N_{ref} correspondant à une fenêtre d'allumage préférentielle de la turbomachine, et une unité d'élaboration d'une consigne de couple C_{ref} et une liaison (152) de transmission de cette consigne de couple C_{ref} au convertisseur continu-continu (130).

9. Système de démarrage selon l'une quelconque des
30 revendications 1 à 8, caractérisé en ce que le calculateur électronique de

régulation (142, 142') comprend une unité d'élaboration de signaux logiques SL1, SL2 appliqués à une unité (141) de gestion de réseau de bord d'un hélicoptère pour commander l'actionnement respectivement des premier et deuxième interrupteurs (132, 133).

5 10. Système de démarrage selon l'une quelconque des revendications 1 à 9, caractérisé en ce que le calculateur électronique de régulation (142, 142') comprend une unité de détection du dépassement d'un seuil prédéterminé de la vitesse de rotation NG du compresseur et de commande de désactivation des premier et deuxième interrupteurs (132,
10 133) ainsi que de désactivation des accessoires de démarrage (168).

 11. Système de démarrage selon l'une quelconque des revendications 1 à 10, caractérisé en ce qu'il comprend un circuit de commande du convertisseur continu-continu (130) qui comprend à la fois une boucle d'asservissement de vitesse et une boucle d'asservissement de
15 courant.

 12. Système de démarrage selon les revendications 4 et 11, caractérisé en ce que ladite boucle d'asservissement de vitesse et ladite boucle d'asservissement de courant sont incorporées dans un circuit indépendant de contrôle du convertisseur continu-continu (130).

20 13. Système de démarrage selon les revendications 5 et 11, caractérisé en ce que ladite boucle d'asservissement de vitesse est incorporée dans ledit calculateur électronique de régulation (142') et ladite boucle d'asservissement de courant est incorporée dans un circuit indépendant de contrôle du convertisseur continu-continu (130).

25 14. Procédé de démarrage fiabilisé d'une turbomachine comprenant une batterie d'accumulateurs (110), un démarreur à courant continu (120), un calculateur électronique de régulation (142, 142'), un relais de transmission (162), des accessoires de démarrage (168) chargés de gérer une distribution de combustible à des injecteurs et un allumage de
30 ce combustible pendant une phase de démarrage, un générateur de gaz

(160) comprenant lui-même un compresseur (164), une chambre de combustion (165) et une turbine haute pression (166), ainsi qu'une turbine libre (167), caractérisé en ce que le procédé comprend les étapes suivantes :

- 5 - monter en parallèle et interposer entre ladite batterie d'accumulateurs (110) et ledit démarreur à courant continu (120) des premier et deuxième circuits, où le premier circuit comprend un convertisseur continu-continu (130) monté en série avec un premier interrupteur (132) et le deuxième circuit comprend un deuxième
- 10 interrupteur (133),
- mesurer la vitesse de rotation du compresseur (164),
 - mesurer la température à l'entrée de la turbine libre (167) et
 - commander lesdits premier et deuxième interrupteurs (132, 133)
- 15 en fonction des informations de mesure de la vitesse de rotation du compresseur (164) et de mesure de la température à l'entrée de la turbine libre (167).

15. Procédé de démarrage selon la revendication 14, caractérisé en ce que lors de l'initialisation du démarrage, on commande l'activation des accessoires de démarrage (168), simultanément on transmet audit
- 20 convertisseur continu-continu (130) une consigne de vitesse N_{ref} correspondant à une fenêtre d'allumage préférentielle de la turbomachine et on ferme ledit premier interrupteur (132) tout en activant le convertisseur continu-continu (130) pour accélérer le compresseur (164) puis réguler la tension électrique délivrée au démarreur (120) afin de
- 25 réguler l'acquisition de vitesse dudit compresseur (164) à la consigne de vitesse N_{ref} , lorsque ladite consigne de vitesse N_{ref} est atteinte, on procède à l'allumage de la chambre de combustion (165) de la turbomachine, on mesure la température à l'entrée de la turbine libre (167) et après détection d'une élévation de température confirmant
- 30 l'allumage de la chambre de combustion (165), on ferme le deuxième

interrupteur (133), on ouvre le premier interrupteur (132) et on désactive le convertisseur continu-continu (130), puis après détection du dépassement d'un seuil de fin de démarrage par la vitesse de rotation du compresseur, on désactive les accessoires de démarrage (168) et on

5 ouvre le deuxième interrupteur (133).

16. Système de démarrage selon l'une quelconque des revendications 1 à 13, caractérisé en ce qu'il est appliqué à un turbomoteur d'aéronef.

The schematic diagram of the power supply circuit 130 shows the following components and connections:

- Transformer 101:** Connected to an AC voltage source U .
- Rectifier Bridge 102:** Connected to the secondary of the transformer 101.
- Filter Capacitor 103:** Connected in parallel with the rectifier bridge 102.
- Resistor 104:** Connected in series with the output of the filter capacitor 103.
- Diode 105:** Connected in parallel with the resistor 104.
- MOSFET 106:** Connected in series with the output of the diode 105.
- Diode 107:** Connected in parallel with the MOSFET 106.
- Capacitor 108:** Connected in parallel with the diode 107.
- Inductor 109:** Connected in series with the output of the capacitor 108.
- Output Current I_D :** The current flowing out of the inductor 109.

[illegible]

FIG.3

2/4

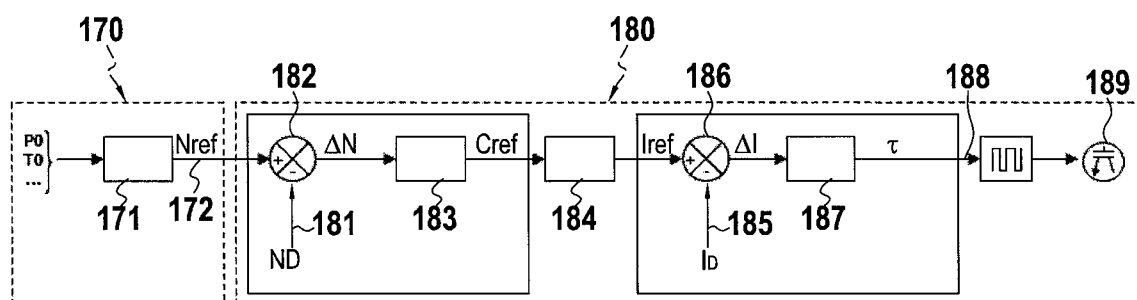


FIG.4

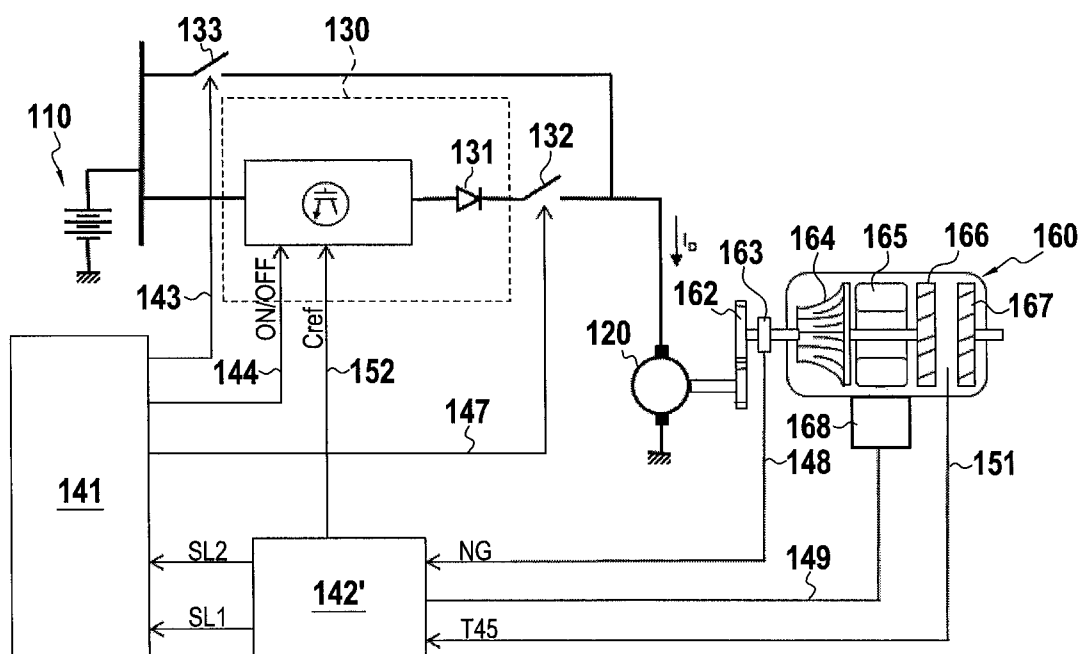


FIG.5

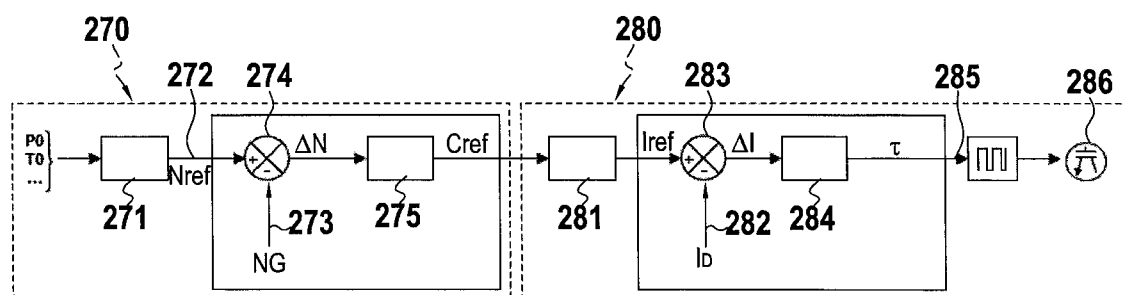
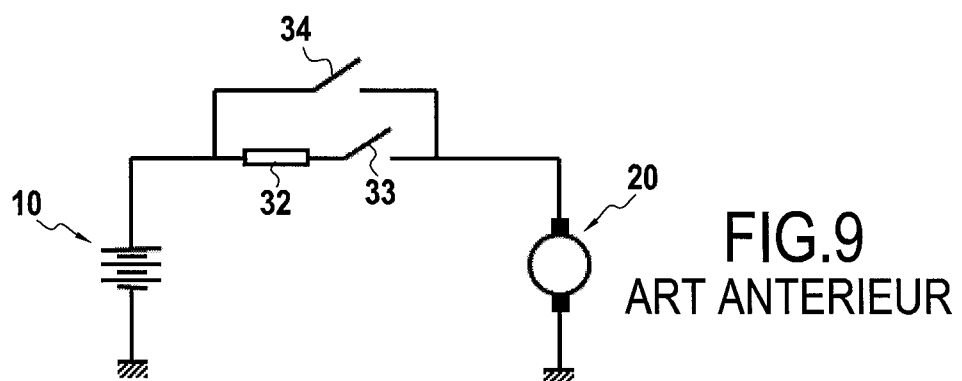
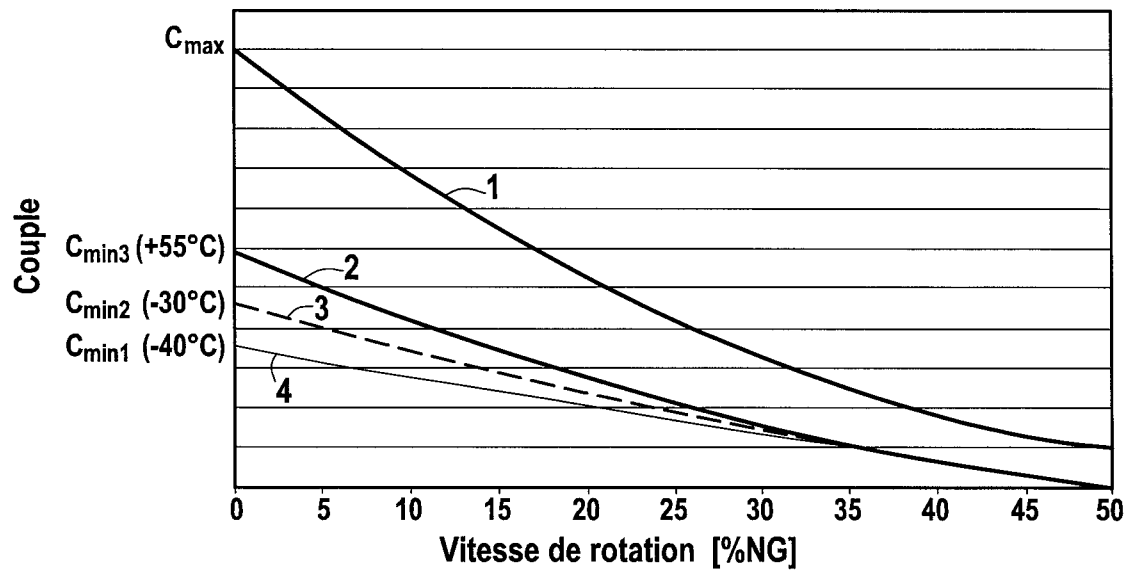
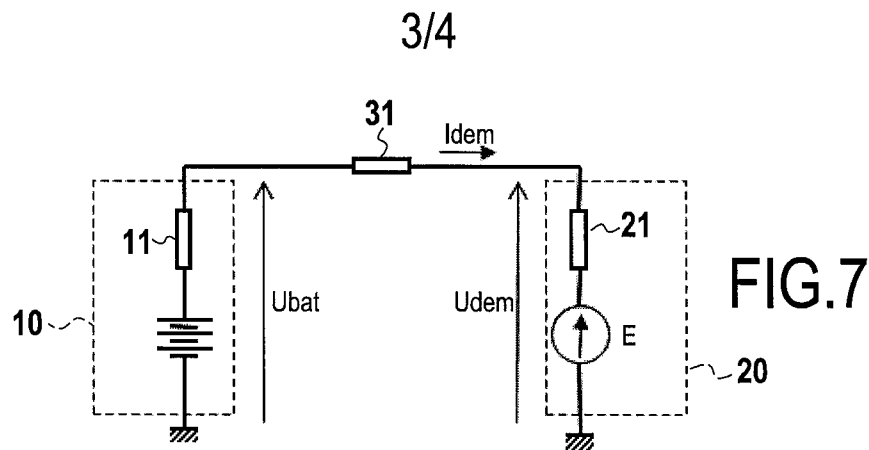


FIG.6



4/4

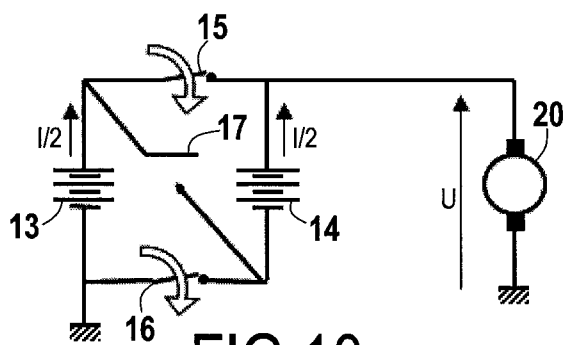


FIG.10
ART ANTERIEUR

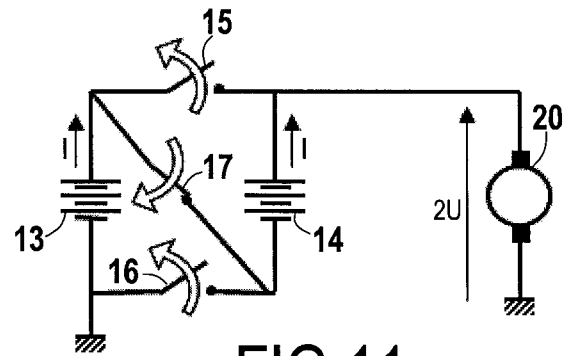


FIG.11
ART ANTERIEUR

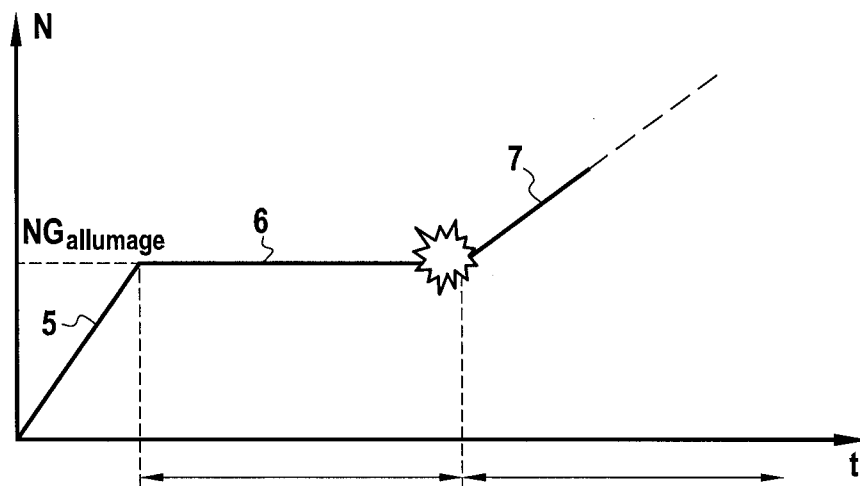


FIG.12
ART ANTERIEUR

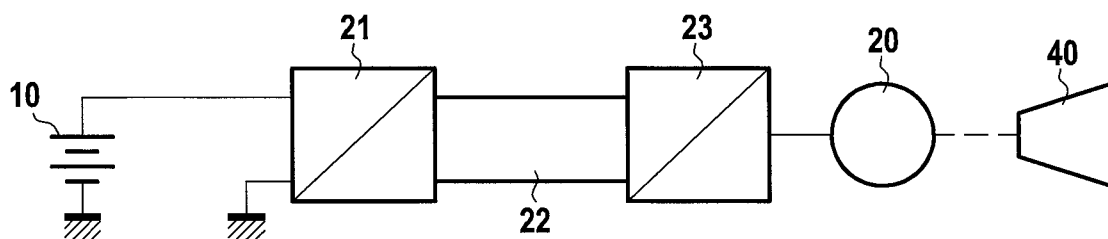


FIG.13
ART ANTERIEUR

