

A1

**DEMANDE
DE BREVET D'INVENTION**

(21)

N° 81 22926

(54) Procédé et appareil en vue de contrôler une turbine à gaz.

(51) Classification internationale (Int. Cl.³). F 02 C 9/28; G 05 B 11/00, 15/00.

(22) Date de dépôt..... 8 décembre 1981.

(33) (32) (31) Priorité revendiquée : *EUA, 8 décembre 1980, n° 214,376.*

(41) Date de la mise à la disposition du
public de la demande..... B.O.P.I. — « Listes » n° 23 du 11-6-1982.

(71) Déposant : UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION, résidant aux EUA.

(72) Invention de : Walter Bernard Kerr.

(73) Titulaire : *Idem* (71)

(74) Mandataire : R. Baudin,
10, rue de la Pépinière, 75008 Paris.

La présente invention concerne le contrôle d'une turbine à gaz.

Le débit de carburant en direction des brû-
leurs d'une turbine à gaz ou la section d'une tuyère
5 d'échappement variable est spécifiquement modulé en
vue de contrôler, soit directement, soit indirecte-
ment le rapport entre la pression totale moyenne à
un endroit de la turbine et la pression totale moyen-
ne dans le plan du bord d'attaque de la première cas-
10 cascade de surfaces portantes de la turbine, plan qui
sera appelé ci-après "plan frontal d'admission". Cet-
te première cascade peut être constituée d'aubes di-
rectrices d'admission fixes ou de pales de ventilateur
rotatives. Les pressions totales sont mesurées direc-
15 tement au moyen de sondes appropriées qui transmettent
les signaux de pression à des éléments calculant le
rapport de pression et réglant le débit de carburant
vers les brûleurs de manière programmée. Des facteurs
de correction, ainsi que des limites de température et
20 de pression et analogues peuvent également entrer en
ligne de compte afin d'annihiler l'effet résultant, par
exemple, de l'âge de la turbine. Un dispositif de con-
trôle de ce type pour une turbine à gaz est décrit dans
le brevet des Etats-Unis d'Amérique N° 4.159.625 au nom
25 de W. B. Kerr qui est l'inventeur de la présente.

Dans certaines installations de turbines, il
existe un gradient de pression totale dans le plan fron-
tal d'admission. Ce gradient est généralement engendré
par le système d'aspiration d'air en direction de la
30 turbine qui, lorsqu'elle est soumise à des manoeuvres
impliquant une forte accélérateur due à la pesanteur,
donne lieu à une déformation de la pression et de la
distribution du courant d'air à la face de la turbine.
Dans les turbines où l'on observe cette déformation du
35 courant d'air, une mesure précise de la pression totale
moyenne existant dans le plan frontal d'admission né-

cessite un grand nombre de sondes de pression totale (probablement trois ou quatre douzaines) judicieusement réparties dans le plan frontal d'admission. Dans ces cas, un contrôle de la turbine par une mesure directe de la pression totale moyenne dans le plan frontal d'admission implique un matériel coûteux considérable et une complexité d'équipement peu souhaitable.

Le brevet des Etats-Unis d'Amérique N° 4.228.650 est intéressant en ce qui concerne la présente invention, car il y est enseigné qu'un signal de pression de brûleur peut être synthétisé ou simulé en cas de défaillance d'un dispositif destiné à mesurer directement la pression du brûleur (ou d'autres paramètres). A cet effet, on utilise un générateur de fonctions auquel sont transmis d'autres paramètres mesurés et qui émet, à sa sortie, un signal indiquant le rapport entre la pression du brûleur et un autre paramètre de la turbine. Le rapport est alors multiplié par l'autre paramètre de la turbine, pour obtenir un signal représentant le signal de pression de brûleur synthétisé qui est ensuite transmis à un dispositif de contrôle en vue d'être substitué au paramètre détecté défaillant.

Un objet de la présente invention est de fournir un procédé et un appareil perfectionnés pour le contrôle d'une turbine à gaz.

Un autre objet de la présente invention est de fournir un procédé et un appareil pour le contrôle d'une turbine à gaz sans devoir procéder à une mesure directe de la pression totale moyenne régnant au plan frontal d'admission.

En conséquence, dans une turbine à gaz présentant un gradient de pression totale en travers du plan frontal d'admission, le dispositif de contrôle de cette turbine réagit à et programme le débit de carburant ou la section de la tuyère d'échappement en réponse à la vitesse du rotor de compresseur, à la température de

l'air au plan frontal d'admission, ainsi qu'à la pression statique régnant dans le conduit d'admission d'air en amont du plan frontal d'admission dans une partie cylindrique rectiligne à section transversale constante du conduit d'admission d'air où il n'existe aucun gradient de pression statique.

L'avantage principal de la présente invention réside dans la suppression du grand nombre de sondes de pression totale requis par la technique antérieure en vue d'obtenir une lecture précise de la pression totale moyenne pour le plan frontal d'admission de la turbine. Plus spécifiquement, l'angle d'attaque d'un avion à réaction, autre qu'une trajectoire rectiligne et de niveau, engendre fréquemment à la fois un gradient de pression statique et un gradient de pression totale en travers de l'entrée du conduit d'admission d'air de la turbine. De la même manière, une entrée non cylindrique et une entrée qui n'est pas en alignement avec l'axe de la turbine peuvent également engendrer des déformations du courant d'air ou accroître ces déformations. Lorsque le conduit est redressé pour lui donner une section transversale cylindrique constante, le gradient de pression statique disparaît; toutefois, le gradient de pression totale continue à être présent jusqu'au plan frontal d'admission de la turbine. La première cascade de surfaces portantes rotatives agit pour éliminer les gradients circonférentiel et radial du courant d'air, créant ainsi, au plan frontal d'admission et en amont de ce dernier, une déformation ou un gradient de pression statique sur une distance qui, ainsi qu'on l'a déterminé expérimentalement, ne dépasse pas à peu près la moitié du diamètre du conduit. Plus en amont, si le conduit est toujours rectiligne et à section transversale cylindrique constante, le gradient de pression statique est nul. En dépit des gradients de pression statique éventuels apparaissant dans cette partie recti-

ligne du conduit qui est située en amont du plan frontal d'admission, la pression statique moyenne est la même dans n'importe quel plan perpendiculaire à l'axe de la turbine à l'intérieur de ce conduit rectiligne, y compris le plan frontal d'admission. Dès lors, la pression statique moyenne régnant au plan frontal d'admission peut être mesurée avec précision au moyen d'une seule sonde de pression statique située en amont de ce plan frontal d'admission où la pression statique existant en travers du conduit est constante et ne subit pas l'influence de la section de compresseur de la turbine.

Un programme, valable pour toutes les conditions de fonctionnement, concernant la valeur du rapport entre la pression totale moyenne et la pression statique moyenne au plan frontal d'admission, peut être élaboré uniquement d'après la température de l'air à ce plan, ainsi que de la vitesse du rotor du compresseur ou du ventilateur. En multipliant ce rapport par la pression statique mesurée en amont du plan frontal d'admission, on peut engendrer un signal qui s'est avéré représenter la pression totale moyenne existant dans le plan frontal d'admission. Cette caractéristique a été confirmée par des comparaisons avec trente-six (36) mesures directes de pression totale moyenne effectuées au cours d'essais de vol d'un avion "F-15". Ce signal est combiné avec un signal de pression totale provenant d'un autre endroit de la turbine afin d'obtenir un signal représentant le rapport de pression existant à cet endroit et au plan frontal d'admission. Ce signal de rapport de pression peut ensuite être comparé avec un signal de référence ou un signal de rapport de pression programmé, le signal différentiel ou d'erreur obtenu étant utilisé par un élément logique pour régler le débit de carburant vers le brûleur ou la section de la tuyère d'échappement.

Les objets, caractéristiques et avantages précités de la présente invention, ainsi que d'autres apparaîtront plus clairement à la lecture de la description détaillée ci-après des formes de réalisation préférées de cette dernière, données en se référant à l'unique dessin annexé qui est une vue schématique d'un turboréacteur à double flux et d'une commande illustrant le procédé et l'appareil de la présente invention.

On se référera à présent à ce dessin qui illustre schématiquement un turboréacteur à double flux spécifique a m é l i o r é 10 comportant un rotor inférieur 12 et un rotor supérieur 14. La partie rotative ou de compresseur avant 16 du rotor inférieur 12 est appelée "ventilateur" et elle est entraînée par la turbine à double flux 18 à laquelle elle est reliée. La partie rotative ou de compresseur arrière 20 du rotor supérieur 14 est entraînée par la turbine supérieure 22. Le brûleur 24 auquel le carburant est acheminé, fournit l'énergie requise pour entraîner les turbines 18 et 22. Les gaz passant à travers les turbines se dilatent dans une tuyère d'échappement à section variable 26 (ayant une section désignée par A_j) en vue d'engendrer une poussée. Une quantité réglée de carburant est acheminée au brûleur 24 par un système de commande 28 qui peut être une combinaison d'éléments électroniques et, par exemple, d'éléments hydromécaniques. Des ordinateurs sont fréquemment intégrés à ces éléments de commande.

Dans la présente forme de réalisation, la turbine comprend un conduit d'admission d'air 30 s'étendant sur une distance considérable en amont de cette dernière. Ce conduit 30 est constitué d'une partie arrière 32 pratiquement rectiligne et à section transversale cylindrique constante, ainsi que d'une partie avant 34 comportant une entrée 36 à section transversale rectangulaire passant à une section transversale cylindrique au point

de jonction entre la partie avant 34 et la partie arrière 32. L'axe ou la ligne centrale 37 de la partie avant 34 est orienté sous un certain angle par rapport à l'axe 38 de la partie arrière 32 qui s'étend dans le même plan que l'axe de la turbine. Dans le cas d'angles d'attaque non rectilignes et de niveau, le courant d'air pénétrant dans la partie avant 34 du conduit est déformé et dévié lorsqu'il pénètre dans la partie arrière 32 de ce conduit. Un gradient de pression totale et un gradient de pression statique perpendiculaires à l'axe de la turbine sont ainsi créés dans la partie 34 du conduit. Au plan de l'interface entre la partie avant 34 et la partie arrière 32 du conduit, ou à une courte distance en aval de ce plan, le courant d'air est redressé et le gradient de pression statique précité devient nul. Toutefois, un gradient de pression totale subsiste sur toute la longueur de la partie rectiligne 32 du conduit, y compris le plan frontal d'admission de la turbine, c'est-à-dire le plan du bord d'attaque des pales de l'étage de ventilateur. Une sonde de nez 38 s'étend à partir du cône avant 40 de la turbine et elle mesure la pression statique P_s en un point espacé axialement d'une distance au moins égale à la moitié du diamètre (D) du conduit en amont du plan frontal d'admission, mais en aval de tout gradient de pression statique existant dans la partie 34 du conduit.

Il est de pratique courante de désigner des emplacements de la longueur de la turbine par des postes numérotés. Dans le dessin, le plan du bord d'attaque des pales de ventilateur est le poste 2 et il est également désigné ici par "plan frontal d'admission de la turbine". Le poste 2.5 est situé à la sortie du ventilateur ou au plan du bord de fuite des pales de ventilateur. Le poste 6 est situé à la décharge de la turbine centrale juste en aval du dernier étage d'aubes. Les numéros repris en indice à la suite des pressions et des tempéra-

tures utilisées ici renvoient à ces postes. Un rapport de pression "en travers d'un poste" désigne le rapport entre la pression totale moyenne (indice T) existant au poste indiqué et la pression totale moyenne existant au poste 2. C'est ainsi que le rapport de pression en travers du poste 2.5 (emplacement du ventilateur) est $P_{T2.5}/P_{T2}$, tandis qu'il est appelé "rapport de pression de ventilateur". Le rapport de pression en travers du poste 6 est P_{T6}/P_{T2} et il est appelé "rapport de pression de turbine", puisqu'aussi bien il est mesuré en travers de l'ensemble de la turbine.

Les systèmes de contrôle de turbines remplissent de nombreuses fonctions à l'intérieur de la turbine; toutefois, la présente invention concerne uniquement des parties sélectionnées du système de contrôle de turbine et ce sont ces parties, ainsi que leurs entrées et leurs sorties qui font l'objet de la présente description. Le système de contrôle de turbine contrôle un certain nombre de variables différentes et il règle le débit de carburant ou d'autres composantes variables de la turbine, de façon à optimiser davantage le rendement de cette dernière pour l'enveloppe de vol donnée, tout en empêchant ou en minimisant les risques de calage de la turbine.

Dans la forme de réalisation décrite ici, le système de contrôle de turbine 28 reçoit des signaux d'entrée représentant des paramètres sélectionnés de la turbine, à savoir un signal indiquant la température de l'air au plan frontal d'admission (c'est-à-dire la température totale T_{T2} à l'admission de la turbine) et un signal indiquant la vitesse N_1 du rotor de ventilateur. Le signal de température est transmis à un calculateur de racine carrée 42 via une ligne 44 et la sortie de ce calculateur est appliquée à un diviseur 46 via une ligne 48 conjointement avec la vitesse de rotor de venti-

lateur N_1 , via une ligne 50. La sortie du diviseur 48 est $N_1 \div \sqrt{T_{T2}}$ et elle représente la vitesse corrigée $N_1 C_2$ du rotor. La vitesse corrigée du rotor est transmise à un générateur de fonctions 52 via une ligne 54.

5 Dans ce générateur de fonctions 52, est élaboré un signal programmé de rapport pression totale/pression statique de ventilateur P_{T2}/P_{S2} qui est transmis à un multiplicateur 56 via une ligne 58 conjointement avec un signal indiquant la pression statique mesurée P_S , via

10 la ligne 60. Ce multiplicateur 56 multiplie ces deux signaux d'entrée pour émettre un signal P qui équivaut pratiquement à la pression totale moyenne régnant dans le plan frontal d'admission. Ce signal de pression P est transmis à un diviseur 62 via une ligne 64. Une

15 sonde de pression située au poste 2.5 mesure la pression totale moyenne $P_{T2.5}$ existant à la sortie du ventilateur et le signal représentant cette pression est également transmis au diviseur 62 via une ligne 66. Ce diviseur calcule le rapport de pression de ventila-

20 teur $P_{T2.5}/P$ et il transmet un signal représentant ce rapport au comparateur 68 via une ligne 70.

La vitesse corrigée $N_1 C_2$ du rotor est également transmise du diviseur 46 à un générateur de fonctions 72 dans lequel est élaboré un signal de rapport de pression de ventilateur programmé ou de référence $P_{T2.5}/P_{T2}$ qui est transmis au comparateur 68 via une

25 ligne 74. Ce comparateur 68 émet un signal d'erreur (désigné par $\Delta P_{T2.5}/P_{T2}$) représentant la différence existant entre le rapport de pression de ventilateur programmé fourni par le générateur de fonctions 72 et

30 le rapport de pression de ventilateur transmis sur la ligne 70. Ce signal d'erreur est ensuite transmis à l'élément logique de contrôle 76 via une ligne 78. La logique de contrôle est conçue pour régler, soit le

35 débit de carburant W_f via une ligne 80, soit la section A_j de la tuyère d'échappement via la ligne en traits

discontinus 82. Un second système de contrôle (non représenté) pourrait être utilisé pour régler n'importe lequel de ces paramètres qui ne l'est pas par le système de contrôle 28.

5 Bien que, dans la forme de réalisation décrite
ici, la pression $P_{T2.5}$ régnant à la sortie du ventila-
teur soit transmise au diviseur 62, on peut également
utiliser la pression P_{T6} régnant à la décharge de la
10 turbine centrale (poste 6) si l'on désire contrôler le
débit de carburant ou la section de la tuyère d'échappe-
ment en se basant sur le rapport de pression de turbine
plutôt que sur le rapport de pression de ventilateur,
auquel cas le générateur de fonctions 72 pourrait être
conçu pour émettre un signal indiquant le rapport de
15 pression de turbine programmé.

 Bien que l'invention ait été illustrée et dé-
crite en se référant à une de ses formes de réalisation
préférées, l'homme de métier comprendra que diverses
modifications et omissions peuvent être envisagées tant
20 dans sa forme que dans ses détails, sans se départir de
son esprit et de son cadre.

REVENDICATIONS

1. Dispositif en vue de contrôler une turbine à gaz au cours d'un vol, cette turbine à gaz comportant une tuyère d'échappement à section variable, tandis qu'elle est constituée d'un compresseur, d'une turbine
5 destinée à entraîner ce compresseur, ainsi que d'un brûleur disposé en aval du compresseur et en amont de la turbine en vue d'engendrer des gaz chauds destinés à entraîner la turbine, cette dernière ayant un plan frontal d'admission, un conduit d'admission d'air dis-
10 posé en amont de la turbine pour diriger de l'air dans cette dernière, ce conduit comprenant une partie rectiligne à section transversale cylindrique pratiquement constante s'étendant axialement en amont du plan fron-
15 tal d'admission sur une distance égale à au moins la moitié du diamètre de cette partie rectiligne, caracté- risé en ce qu'il comprend un élément réagissant à la pression statique régnant dans la partie rectiligne pré-
citée du conduit d'admission en un point espacé axiale-
20 ment en amont du plan frontal d'admission d'une distance égale à au moins la moitié du diamètre de ce conduit d'admission en vue d'émettre un premier signal représen- tant cette pression statique, un élément réagissant à la vitesse de rotation du compresseur et à la température de l'air à ce plan frontal d'admission en vue de calcu-
25 ler une vitesse de compresseur corrigée, un élément réa- gissant à cette vitesse de compresseur corrigée pour émettre un deuxième signal représentant le rapport exis- tant entre la pression totale moyenne et la pression sta-
tique au plan frontal d'admission, un élément réagissant
30 à ces premier et deuxième signaux en vue d'émettre un troisième signal représentant la pression totale moyenne existant dans ce plan frontal d'admission, un élément réagissant à ce troisième signal et à une pression totale régnant à un poste de la turbine situé en aval du plan
35 frontal d'admission pour émettre un quatrième signal re- présentant un rapport de pression en travers de ce poste,

un élément réagissant à la vitesse corrigée du compresseur en vue d'émettre un cinquième signal représentant un rapport de pression programmé en travers de ce poste, ainsi qu'un élément réagissant à la différence existant
5 entre les quatrième et cinquième signaux dans le but de contrôler le débit de carburant vers le brûleur ou la section de la tuyère d'échappement.

2. Dispositif de contrôle suivant la revendication 1, caractérisé en ce que la turbine est une turbine
10 à deux rotors comprenant un ventilateur et une turbine inférieure destinée à entraîner ce dernier, le poste précité étant le ventilateur ou l'ensemble de la turbine.

3. Dispositif de contrôle suivant la revendication 2, caractérisé en ce que le poste précité est l'ensemble de la turbine.
15

4. Procédé en vue de contrôler une turbine à gaz au cours d'un vol, cette turbine à gaz comprenant un compresseur, une turbine destinée à entraîner ce compresseur, un brûleur disposé entre le compresseur et la
20 turbine pour engendrer des gaz chauds destinés à entraîner cette dernière, une tuyère d'échappement à section variable disposée en aval de la turbine, ainsi qu'un conduit d'admission d'air situé en amont du compresseur, ce conduit étant construit et conçu de telle sorte qu'un
25 gradient de pression totale y soit créé au cours de certaines attitudes de vol, tandis qu'il comprend une partie rectiligne à section transversale cylindrique pratiquement constante s'étendant axialement en amont du plan frontal d'admission sur une distance égale à au moins la
30 moitié du diamètre de cette partie rectiligne, caractérisé en ce qu'il comprend les étapes qui consistent à:

mesurer la pression statique régnant à l'intérieur de la partie rectiligne précitée en un point espacé axialement en amont du plan frontal d'admission de la turbine.
35 d'une distance égale à au moins la moitié du diamètre de ce conduit, et émettre un premier signal représentant

cette pression statique;

mesurer la vitesse de rotation du compresseur et émettre un deuxième signal représentant cette vitesse de rotation;

5 mesurer la température totale de l'air dans le plan frontal d'admission et émettre un troisième signal représentant cette température;

10 mesurer une pression totale à un poste de la turbine situé en aval de ce plan frontal d'admission et émettre un quatrième signal représentant cette pression totale;

calculer une vitesse de compresseur corrigée;

calculer un rapport de pression programmé pour cette vitesse de compresseur corrigée;

15 calculer un rapport de pression existant en travers du poste de la turbine en se basant sur la pression statique mesurée, sur la vitesse de compresseur corrigée et sur la température mesurée au plan frontal d'admission; et

20 contrôler la section de la tuyère d'échappement ou le débit de carburant vers le brûleur en fonction de la différence existant entre le rapport de pression calculé et le rapport de pression programmé.

25 5. Procédé suivant la revendication 4, caractérisé en ce que la turbine est une turbine à deux rotors comprenant un ventilateur et une turbine inférieure destinée à entraîner ce dernier, le poste précité étant le ventilateur ou l'ensemble de la turbine.

Par procuration de: UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION
Le mandataire : R. Baudin

