

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

①1 N° de publication :

2 812 614

(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

②1 N° d'enregistrement national :

01 10331

⑤1 Int Cl⁷ : B 64 D 13/00, B 64 D 43/00

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 01.08.01.

③0 Priorité : 01.08.00 US 09630212.

④3 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 08.02.02 Bulletin 02/06.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Ce dernier n'a pas été
établi à la date de publication de la demande.*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

⑦1 Demandeur(s) : STABILE JAMES R — US et MACK
WILLIAM — US.

⑦2 Inventeur(s) : STABILE JAMES R et MACK WILLIAM.

⑦3 Titulaire(s) :

⑦4 Mandataire(s) : CASALONGA ET JOSSE.

⑤4 **SYSTEME POUR DETERMINER UN NIVEAU DE VOL DE SECURITE POUR UN AVION AYANT UNE
ALIMENTATION EN OXYGENE SOUS PRESSION, ET PROCEDE ASSOCIE.**

⑤7 Ce système peut être utilisé dans un avion à réaction dans lequel est installée une alimentation en oxygène sous pression qui envoie de l'oxygène à l'intérieur de l'avion lorsqu'il vole à des altitudes cabine élevées, le système indiquant l'état changeant de l'alimentation au fur et à mesure que de l'oxygène en est prélevé. Le système comporte un transducteur de pression couplé à l'alimentation et un moyen associé au transducteur pour déterminer le gradient auquel la pression de l'alimentation est réduite à mesure que l'oxygène en est prélevé pour donner un premier signal représentant ce gradient de pression, et pour déterminer concurremment le gradient auquel le nombre de litres d'oxygène est réduit dans l'alimentation à mesure que l'oxygène en est prélevé pour donner un second signal représentant le gradient de litres. Ces signaux sont transmis à un microprocesseur.

FR 2 812 614 - A1



Système pour déterminer un niveau de vol de sécurité pour un avion ayant une alimentation en oxygène sous pression, et procédé associé

Cette invention concerne généralement un système associé à une alimentation en gaz qui est adapté pour contrôler l'alimentation et pour indiquer son état lorsque du gaz en est extrait, et plus particulièrement un système de ce type qui est installé dans un avion à réaction muni d'une alimentation en oxygène qui n'est sollicitée que lorsque l'avion vole à des altitudes cabine élevées, le système, dans un mode dynamique, affichant le temps en heures et minutes qui reste avant épuisement de l'oxygène en fonction du taux de consommation d'oxygène actuel, tandis que dans un mode statique, le système se réfère à une base de données pour prédire la durée en fonction de conditions existantes.

Dans les avions à hélice, le milieu de propulsion est l'air ambiant qui est accéléré vers l'arrière de l'avion par l'action de l'hélice en rotation. Les avions à hélice (autres que les turbopropulseurs) ne fonctionnent donc pas de manière efficace à haute altitude, où le milieu de propulsion est relativement mince. Mais un avion à réaction dépend de la propulsion par réaction créée par une force développée en réaction à l'éjection d'un jet de gaz à haute vitesse. Dans la chambre de combustion d'un moteur à réaction, la combustion du mélange carburant produit des gaz de détente qui sont déchargés par un orifice pour former le jet. Par conséquent, dans un avion à réaction à réacteur à double flux, pour lequel l'air ambiant n'est pas le milieu de propulsion, l'air ambiant gêne le déplacement de l'avion vers l'avant, à moins qu'il ne soit dérivé autour de la zone de combustion (à savoir, on canalise l'air à travers le moteur de façon à augmenter le débit massique

total traversant le moteur, afin de développer plus de poussée).

Lorsqu'un avion à réaction vole à haute altitude, 35 000 pieds (10 670 m) (niveau de vol 350) pour les avions commerciaux et 41 000 pieds (12 500 m) (niveau de vol 410), les réglementations de la FAA (bureau fédéral de l'aéronautique aux Etats-Unis) exigent qu'au moins un pilote porte un masque et respire de l'oxygène. En outre, les réglementations FAA prescrivent la quantité d'oxygène requise pour les passagers dans la cabine et pour l'équipage dans le poste de pilotage ou cabine de pilotage. C'est pour cette raison que tous les avions à réaction commerciaux sont munis d'une alimentation en oxygène sous pression sous forme de bouteilles. L'amplitude de l'alimentation dépend de la taille de l'avion. Par exemple, un avion à réaction B-757 embarque une seule bouteille à oxygène de 3 256 litres (115 pieds cubes) qui, lorsqu'elle est pleine, a une pression de gaz de 127 bars (1850 psi). Un B-747, lui, embarque sept de ces bouteilles. Et à bord d'un avion à réaction Falcon 50, on ne trouve qu'une bouteille à oxygène de 2169 litres (76,6 pieds cubes) qui, lorsqu'elle est pleine, a une pression de gaz de 127 bars. Pour les bouteilles d'oxygène, en aviation, on exprime typiquement les pressions (manométriques) en livres par pouce carré ("psi"), aux conditions NTPD (Température et Pression Normales, Sec), tandis que les débits d'oxygène pour la respiration sont typiquement mesurés en volume, habituellement en litres par minute. L'oxygène stocké dans la bouteille est envoyé à un ou plusieurs collecteurs, à partir desquels il est distribué aux pilotes, à l'équipage, et aux passagers.

La pratique actuelle dans un avion à réaction consiste à munir l'alimentation en oxygène embarquée d'un manomètre couplé à un indicateur qui informe le pilote présent dans le poste de pilotage sur la pression actuelle de l'alimentation; certains systèmes effectuent aussi une compensation de la température de la bouteille d'oxygène. Si, lorsque le vol commence, il y a 127 bars de pression dans la bouteille, et que plus tard on lit 90 bars (1300 psi), le pilote sait qu'il y a moins d'oxygène, mais il n'a pas d'indication claire de la durée d'oxygène restante. Ce que le manomètre n'indique pas au pilote, et que pourtant il est important qu'il connaisse, est combien de temps exactement il

reste avant que l'alimentation en oxygène soit insuffisante pour la demande en oxygène du vol en cours. Cette demande dépend non seulement des dimensions de l'avion et de sa capacité en passagers, mais aussi du nombre réel de passagers et de membres d'équipage du vol, et du type de masques à oxygène utilisés. Par exemple, ceux utilisés en cas d'urgence lorsqu'une cabine se dépressurise (masques qui tombent, de couleur jaune) sont activés en tirant sur le masque et l'écoulement s'effectue à travers une valve fixe; ainsi, l'écoulement qui traverse le masque est seulement fonction de la différence entre la pression d'oxygène dans le collecteur et la pression ambiante (le débit augmente donc avec l'altitude). Les masques de pilote, eux, ont des régulateurs à la demande, si bien que les pilotes doivent souvent utiliser la respiration inverse (à savoir, l'oxygène est envoyé sous pression par le masque jusqu'aux poumons du pilote, et celui-ci doit forcer son expiration). En conséquence, une lecture de manomètre n'informe pas le pilote d'un avion à réaction sur la durée de l'alimentation en oxygène. La pratique actuelle consiste donc à fournir au pilote d'avion à réaction une table imprimée qu'il peut consulter à l'occasion pour déterminer, pour un nombre donné de passagers et de membres d'équipage, sur un vol particulier et pour une alimentation en oxygène pleine donnée, combien de temps il reste avant que cette réserve d'oxygène ne soit épuisée. En fait, chaque avion à réaction va avoir un système d'alimentation en oxygène différent, avec des nombres ou configurations de collecteurs différent(e)s, et différents types de masques à régulateur pour les pilotes.

Les pilotes, pour chaque vol, doivent prévoir suffisamment d'oxygène à bord pour un scénario de pire cas. Par exemple, pour un vol de New York à Londres, la majeure partie du voyage s'effectue au-dessus de l'océan Atlantique, et le "pire cas" est une dépressurisation au point équitemps (ETP), point auquel le temps de route estimé (ETE) pour retourner au plus proche aéroport de déroutement ou pour continuer jusqu'au plus proche aéroport de déroutement est le même. En fonction du vent réel et des conditions météorologiques, l'appareil a une vitesse au sol "retour" (GSR, pour revenir au dernier aéroport de déroutement passé) et une vitesse au sol "continue" (GSC, pour conti-

nuer jusqu'au plus proche aéroport de déroutement). L'ETP peut être calculé comme suit :

$$\text{ETP} = (D \times \text{GSR}) \div (\text{GSC} + \text{GSR})$$

5 D désignant la distance entre l'aéroport de déroutement GSR et l'aéroport de déroutement GSC (typiquement mesurée en milles nautiques). L'ETP peut habituellement être obtenu avec un plan de vol informatisé.

10 Heureusement, le problème de la dépressurisation soudaine de cabine, en ce qui concerne les besoins en oxygène, est moins problématique dans un avion de ligne. L'oxygène n'est requis, d'après les règlements FAA, que pour des vols au-dessus de 10 000 pieds (3 050 mètres) (niveau de vol 100). Les avions de ligne commerciaux transportent typiquement suffisamment de carburant pour qu'ils puissent , après une dépressurisation catastrophe, faire une descente d'urgence
15 jusqu'à 10 000 pieds et continuer ou revenir à ce niveau, ce qui évite le besoin d'oxygène pendant tout l'ETE jusqu'à l'aéroport de déroutement.

20 Le vrai problème se pose avec les avions à réaction privés (par exemple les avions d'affaires), pour lesquels il manque le luxe de se surcharger suffisamment en carburant pour voler à 10 000 pieds jusqu'à un aéroport de déroutement. S'il y a une dépressurisation soudaine et si après descente d'urgence jusqu'au niveau 100 il y a suffisamment de carburant pour se rendre à un aéroport de déroutement au niveau 100, le problème est écarté. Autrement, l'avion doit grimper
25 pour augmenter le rayon d'action spécifique (SR). En conséquence, le pilote doit calculer, à partir des tables de performance de l'avion spécifique utilisé, l'altitude minimum à laquelle le SR est suffisant pour atteindre l'aéroport de déroutement. Plus l'altitude est élevée, plus le SR est grand; toutefois, la consommation de carburant augmente légèrement avec l'altitude. Surtout, à un niveau de vol supérieur à 100,
30 l'oxygène est requis pour l'équipage et les passagers. En outre, la vitesse du vent varie en fonction de l'altitude, de sorte qu'il est possible, à une altitude élevée, de rencontrer un vent debout (ou arrière) plus fort. En conséquence, en situation d'urgence, il faut faire un compromis entre carburant disponible, altitude (SR), et oxygène disponi-
35

ble. Malheureusement, déterminer l'altitude pour un SR suffisant et l'oxygène disponible est un processus itératif, et le temps n'est pas à ces calculs pendant une dépressurisation catastrophe au milieu de la nuit au-dessus de l'eau. De plus, après la décompression, le pilote doit
5 déterminer une fenêtre de manœuvre pour voler jusqu'à un ou deux aéroports de déroutement prévus (ou peut-être un aéroport de déroutement non prévu); pendant que le pilote reprend le contrôle de l'appareil et stabilise la situation, l'avion continue sur son trajet de vol, et donc il continue de consommer du carburant, de l'oxygène et les distances continuent de changer entre l'appareil et les aéroports de déroutement, ce qui affecte davantage les calculs de la fenêtre de manœuvre.
10

Le document US 3 922 149, au nom de Ruder, est destiné à éliminer les réservoirs d'oxygène stocké en fournissant un système d'enrichissement à l'oxygène qui utilise un tamis moléculaire qui absorbe le moins possible l'oxygène, et donc enrichit la teneur en oxygène de l'écoulement d'effluent du tamis.
15

Le document US 3 875 801, au nom de Bishaf, divulgue un réservoir de gaz sous pression destiné à fournir de l'oxygène à un plongeur autonome, le gaz étant prélevé à un débit variable. Dans ce document, la quantité de gaz restant dans le réservoir est affichée "en terme de quantité de temps jusqu'à épuisement". Dans le système de Bishaf, un transducteur placé à l'intérieur du réservoir de gaz produit un signal électrique indiquant la pression gazeuse instantanée. Ce signal est transmis à un circuit intégré qui développe un signal proportionnel au taux de variation de la pression instantanée.
20
25

Le document US 4 485 669, au nom de Schmitt, concerne un dispositif servant à déterminer le moment opportun d'envoi de gaz comprimé depuis des bouteilles de gaz, en particulier pour l'éjection d'armes dans un sous-marin, pour assurer une vitesse d'éjection correcte à n'importe quelle profondeur où le sous-marin peut évoluer.
30

Le document US 4 408 484, au nom d'Erickson, divulgue un manomètre compensé en température pour gaz sous pression, en particulier pour l'utilisation de gaz naturel combustible pour véhicules ou pour usage domestique.
35

Au vu de ce qui précède, un objet de la présente invention est de proposer, en association avec une alimentation en gaz sous pression, un système adapté pour contrôler le prélèvement de gaz dans l'alimentation, et d'indiquer le temps restant avant épuisement de l'alimentation. Plus particulièrement, un objet de cette invention est de proposer un système du type susmentionné qui est utilisable en connexion avec une alimentation en oxygène embarquée dans un avion à réaction pour envoyer de l'oxygène à l'intérieur de l'avion lorsqu'il vole à haute altitude. Le système indique le temps restant avant que l'alimentation ne soit vidée, grâce à quoi le pilote a le temps de descendre l'appareil à une altitude inférieure à laquelle l'oxygène n'est pas nécessaire.

Un autre objet de la présente invention est de proposer un système du type susmentionné dans lequel sont affichés, dans le poste de pilotage de l'avion à réaction, la pression actuelle d'oxygène dans l'alimentation, le nombre de litres d'oxygène restant dans l'alimentation, et le temps restant avant que l'alimentation ne soit vidée.

Un autre objet encore de la présente invention est de proposer un système informatisé du type susmentionné qui est de fonctionnement fiable et permet des lectures correctes.

Un autre objet enfin de la présente invention est de proposer un système par lequel, après une urgence ou dépressurisation catastrophe d'une cabine d'avion à réaction, une fenêtre de manœuvre est fournie au(x) pilote(s), basée sur le carburant, le niveau de vol, et les réserves d'oxygène, pour atteindre le plus proche aéroport de déroutement. Dans divers modes de réalisation, le(s) pilote(s) peut ou peuvent obtenir un affichage de paramètres appropriés pour continuer le vol, et/ou un affichage graphique basé sur les paramètres qui précèdent.

Brièvement, ces objets sont atteints dans un système qui peut être utilisé dans un avion à réaction dans lequel est installée une alimentation en oxygène sous pression qui envoie de l'oxygène à l'intérieur de l'avion lorsqu'il vole à des altitudes cabine élevées, le système indiquant l'état changeant de l'alimentation au fur et à mesure que de l'oxygène en est prélevé. Le système comporte un transducteur de pression couplé à l'alimentation et un moyen associé au transducteur

pour déterminer le gradient auquel la pression de l'alimentation est réduite à mesure que l'oxygène en est prélevé pour donner un premier signal représentant ce gradient de pression, et pour déterminer concurremment le gradient auquel le nombre de litres d'oxygène est réduit dans l'alimentation à mesure que l'oxygène en est prélevé pour donner un second signal représentant le gradient de litres. Ces signaux sont transmis à un microprocesseur dans lequel une base de données reçoit l'inventaire d'oxygène total de l'alimentation et la demande en oxygène de l'avion dans lequel l'alimentation est installée. Lorsque de l'oxygène est prélevé de l'alimentation, le microprocesseur calcule et affiche la pression d'alimentation actuelle, le nombre de litres restant dans l'alimentation, et le temps en heures et minutes restant avant que l'alimentation soit vidée en fonction du taux de consommation actuel en oxygène. La quantité d'oxygène peut être corrigée en tenant compte de la température. Le carburant restant et les distances jusqu'aux aéroports de déroutement peuvent être inclus dans les calculs.

Le microprocesseur peut calculer, et l'écran peut afficher, le niveau de vol minimum de sécurité, ou le niveau de vol maximum de sécurité, ou le niveau de vol optimum de sécurité.

La présente invention propose également un procédé pour déterminer un niveau de vol de sécurité pour un avion ayant une alimentation en oxygène sous pression; Ce procédé comprend les opérations consistant à munir un microprocesseur d'un dispositif d'affichage et d'une interface; réaliser une conversion, au moyen d'un système de transduction, de la pression à l'intérieur de l'alimentation en oxygène sous pression, et transmettre un signal au microprocesseur indiquant la pression; entrer dans le microprocesseur au moins un signal parmi (a) un signal obtenu par transduction indiquant la quantité de carburant présente dans l'avion et (b) une valeur entrée à la main indiquant la quantité de carburant présente dans l'avion et éventuellement une quantité de carburant de réserve; enregistrer des données de performance de moteur de l'avion et des données de point équitemps (ETP) entre deux aéroports de déroutement prédéterminés; convertir par transduction l'altitude de l'avion et transmettre un signal au microprocesseur indiquant l'altitude; calculer dans le microprocesseur (1) la

consommation carburant/temps en fonction des données de performance du moteur, (2) la consommation oxygène/temps en fonction de l'altitude, et (3) l'ETP/temps en fonction de l'altitude; et afficher sur ledit dispositif d'affichage (1), (2) et/ou (3), éventuellement superposés.

Le système décrit ici n'est en aucun cas limité à cette application particulière, car il est applicable à n'importe quelle alimentation en gaz sous pression dont l'opérateur doit contrôler l'alimentation et doit connaître combien de temps il reste avant que l'alimentation ne soit vidée. Ainsi, les alimentations en oxygène utilisées dans les hôpitaux et les alimentations en hélium utilisées dans les cabinets dentaires peuvent être contrôlées par un système selon la présente invention, ainsi que les alimentations en oxygène-acétylène utilisées par les soudeurs, les réservoirs à air/oxygène utilisés par les plongeurs (dans lesquels on entre le contrôle de profondeur (analogue au SR) et le temps de dépressurisation (analogue au carburant) dans le système), et les systèmes similaires.

Pour une meilleure compréhension de l'invention ainsi que des autres objets et caractéristiques supplémentaires de celle-ci, référence est faite à la description détaillée suivante, à lire en conjonction avec les dessins d'accompagnement, dans lesquels :

la figure 1 est un schéma fonctionnel d'un système de contrôle de pression, compensé en température, pour déterminer le gradient d'oxygène et le temps restant;

la figure 2 est un tableau montrant la correction de température en pression pour l'oxygène (gaz);

la figure 3 est un tableau montrant la consommation d'oxygène pour un membre d'équipage (pilote) dans un avion à réaction Challenger modèle CL601-3A à l'altitude cabine effective montrée, conforme aux règlements FAA et un tableau décrivant la consommation d'oxygène médical en litres ayant un débit supérieur à la normale;

la figure 4 est un tableau montrant la capacité en oxygène en litres en fonction de la pression NTPD de deux bouteilles d'oxygène de 3 256 litres (115 pieds cubes);

les figures 5A et 5B sont des tableaux montrant la durée d'oxygène utilisable par un équipage de deux personnes dans un avion à réaction Challenger modèle CL601-3A en fonction de la pression NTPD ou des litres au niveau de vol 250 (5A) et au niveau de vol 200 (5B);

les figures 6A et 6B sont des tableaux montrant la durée d'oxygène utilisable par un nombre donné de passagers dans un avion à réaction Challenger modèle CL601-3A en fonction de la pression NTPD ou des litres au niveau de vol 250 (6A) et au niveau de vol 200 (6B);

les figures 7A et 7B sont des tableaux montrant les courbes de performances pour les moteurs General Electric CF34-3A au niveau de vol 250 (7A) et au niveau de vol 200 (7B);

la figure 8 est un affichage graphique, comme sur un afficheur d'ordinateur, de l'ETP au-dessus de l'océan Atlantique à divers niveaux de vol;

la figure 9 est un affichage graphique, comme sur un afficheur d'ordinateur, de l'ETP en fonction de l'altitude cardinale;

la figure 10 est un affichage graphique, comme sur un afficheur d'ordinateur, de l'ETP de la figure 9 plus l'autonomie en carburant en fonction du temps et de l'altitude;

la figure 11 est un affichage graphique, comme sur un afficheur d'ordinateur, de l'affichage montré en figure 10, plus la durée en oxygène en fonction du temps et de l'altitude, et incluant une fenêtre de manœuvre avec une altitude suggérée pour la conservation des ressources en carburant et en oxygène; et

la figure 12 est un affichage graphique, comme sur un afficheur d'ordinateur, d'un affichage analogue à celui de la figure 11 lorsqu'il n'y a pas assez d'oxygène pour voler au-dessus du niveau 100 et suffisamment d'oxygène pour voler au niveau 100 jusqu'à un aéroport de déroutement.

Système Manuel

Avant de s'intéresser à la présente invention, il est utile de comprendre comment un pilote doit déterminer la quantité totale

d'oxygène qui doit être emmenée à bord, en prévoyant une décompression de cabine d'urgence ou catastrophe, pour avoir une fenêtre de manœuvre adaptée (carburant, SR, et oxygène) pour se dérouter en sécurité vers un autre aéroport. La procédure suivante n'est pas nécessairement effectuée, et fait partie intégrante de cette invention parce
5 que le pilote, typiquement, n'évalue que la quantité d'oxygène qui doit être requise pour le vol, donc sans prendre toujours en compte un scénario d'urgence de pire cas.

Avant de partir, le pilote doit d'abord calculer la quantité
10 d'oxygène qui serait normalement requise pour le vol. La figure 2 donne un tableau de conversion pression-température basé sur un système d'oxygène rempli à 127 bars à 21 °C (70 °F), ce qui est la température prévue normale, bien qu'un vol partant des tropiques ou du désert puisse être typiquement à 32 °C (90 °F) de moyenne et qu'un
15 vol près du cercle arctique puisse être de façon tout à fait courante à 4 °C (40 °F) de moyenne.

Comme noté plus haut, les règlements de l'aviation fédérale, ou FAR, exigent qu'un vol commercial au-dessus du niveau 410 soit
20 doté d'une respiration en oxygène pour le pilote en continu. Aux niveaux de vol supérieurs à 100, chaque avion est conçu pour avoir une altitude cabine effective comprise entre les niveaux 50 et 100 quelle que soit l'altitude. La figure 3 est un tableau montrant la consommation d'oxygène en litres par heure pour un membre d'équipage (pilote) dans un avion à réaction Challenger modèle CL601-3A à
25 une altitude cabine effective donnée. La figure 3 montre également un tableau d'oxygène médical, et cet avion particulier n'a pas d'orifice de sortie d'oxygène médical (qui est une connexion prise typiquement dans le collecteur pour l'oxygène de secours passagers, et à un débit typiquement supérieur à celui de l'oxygène de secours passagers).
30 Typiquement, l'altitude cabine effective vaut environ 5 000 à 8 500 pieds (1525 à 2590 m), et plus typiquement, de 7 000 à 8 000 pieds (2135 à 2440 m); le pilote connaît (doit connaître) les caractéristiques données par le fabricant pour cet avion particulier.

La figure 4 est un tableau montrant la capacité en oxygène en
35 litres en fonction de la pression NTPD de deux bouteilles d'oxygène de

3 256 litres (115 pieds cubes), qui doit être corrigée par la température de la figure 2.

5 Pendant un vol sans incident, le besoin en oxygène va être égal à la somme de celui requis au-dessus du niveau 410 (comme montré en figure 3), de tout oxygène médical requis (c'est-à-dire un passager nécessitant de l'oxygène pendant le vol complet), et de tout oxygène nécessaire pour une descente d'urgence au niveau 100 (auquel niveau l'oxygène n'est pas nécessaire; voir le bas des figures 5A/5B et 6A/6B, qui comprennent l'oxygène de descente d'urgence pour les pas-
10 sagers inscrits plus un équipage de deux personnes, et sont décrites plus en détail dans ce qui suit). Ceci est alors la quantité minimum d'oxygène qui doit se trouver à bord. Par exemple, un vol comportant deux pilotes et une altitude cabine effective de 7 000 pieds (2135 m) pendant 3 heures, sans passager sous oxygène médical, et six passagers, nécessiterait environ 1 260 litres (figure 3) plus plus de 1 069 litres (figure 6A) d'oxygène, donc une estimation sûre serait d'environ
15 2 330 litres d'oxygène.

En outre, le pilote doit prévoir une urgence à l'ETP. Le plan de vol fournit (et le pilote peut toujours déterminer plus tard, avant le
20 départ) les conditions de vent réel, et fournit typiquement l'ETP (ou celui-ci peut en être déduit) et la quantité de carburant restant à l'ETP. En fonction de la quantité de carburant restant à l'ETP et du temps connu (via l'ETP) pour atteindre un aéroport de déroutement, le pilote doit déterminer l'altitude à laquelle l'avion doit voler pour avoir un SR
25 suffisant pour atteindre l'un ou l'autre des aéroports de déroutement à l'ETP. Connaissant l'altitude requise pour avoir un SR suffisant pour atteindre l'aéroport de déroutement, le besoin en oxygène va pouvoir être défini. Ce besoin en oxygène doit alors être ajouté à celui déterminé pour un vol sans incident.

30 En réalité, après une descente d'urgence, l'avion va grimper à une altitude suffisante pour donner un SR effectif pour atteindre un aéroport de déroutement. Les tables montrées sur les figures 5A et 5B sont des tableaux montrant la durée d'oxygène utilisable par un équipage de deux personnes dans un avion à réaction Challenger modèle
35 CL601-3A en fonction de la pression NTPD ou des litres aux niveaux

de vol 250 (5A) et 200 (5B). Les figures 6A et 6B sont des tableaux montrant la durée d'oxygène utilisable par un nombre donné de passagers dans un avion à réaction Challenger modèle CL601-3A en fonction de la pression NTPD ou des litres aux niveaux de vol 250 (6A) et 200 (6B); n'oublions pas que les masques des pilotes sont régulés tandis que les masques d'urgence des passagers sont des dispositifs non régulés, à valve fixe. Ainsi, si le plan de vol estime que l'ETP est 1:30 heures et si le pilote sait qu'en cas d'urgence à l'ETP il lui faudrait voler au niveau 250 pour atteindre un aéroport de déroutement, l'oxygène supplémentaire serait de 770 litres, comme montré en figure 5A (noter qu'il faut effectuer une interpolation à partir du temps de 1:30 pour déterminer le nombre de litres requis), plus 1549 litres d'après la figure 6A (ici encore, en interpolant à partir du temps 1:30 en utilisant la colonne pour six passagers).

Ainsi, l'oxygène total calculé est de 2330 (fonctionnement normal plus descente d'urgence) plus 770 plus 1549, soit un total de 4649 litres. En outre, en-dessous de 14 bars (200 psi), aucune quantité utile d'oxygène n'est fournie, donc à 21 °C (70 °F), il faut ajouter 350 litres d'oxygène supplémentaires. Par conséquent, l'oxygène total nécessaire, y compris celui pour les urgences "prévues", est d'environ 5 000 litres. D'après la figure 4, ceci nécessiterait deux bouteilles de 3 256 litres (115 pieds cubes) à environ 98 bars (1421 psi).

Après une urgence réelle en vol, l'équipage aurait à refaire à la main les calculs en fonction de l'ETP où s'est réellement passé l'incident. S'il n'y a qu'un pilote, ceci peut poser des problèmes significatifs, car le pilote doit à la fois piloter l'avion et faire des calculs itératifs. Par exemple, les figures 7A et 7B sont des tableaux montrant les courbes de performances pour les moteurs General Electric CF34-3A aux niveaux de vol 250 (7A) et 200 (7B). En particulier, sur la grille, la distance (SR) est donnée en milles nautiques; sur l'ordonnée de gauche se trouve la quantité de carburant requise (en livres) (1 livre = 453,6 grammes) et sur l'ordonnée de droite se trouve le temps de route estimé ETE en heures. Quatre droites sont tracées sur le graphique, représentant les performances du moteur en fonction de différentes conditions de vent. En partant de la gauche, on a un vent debout de

100 nœuds (1 kt = 1,853 km/h), un vent debout de 50 nœuds, un vent nul, et un vent arrière de 50 nœuds. Supposons une décompression d'urgence/catastrophe de la cabine. En se basant sur les figures 7A et 7B (et en réalité des tables supplémentaires pour différents niveaux de vol au-dessus du niveau 100), le pilote doit déterminer le niveau de vol correct pour atteindre en sécurité un aéroport de déroutement. Supposons, par exemple, que la plus courte distance jusqu'à l'aéroport de déroutement est de 500 nm (milles nautiques, 1 nm = 1 853 m) et qu'il y a un vent debout de 50 nœuds. Le pilote pourrait voler au niveau 250, auquel cas l'ETE est d'environ 2:07 et le besoin en carburant est d'environ 3 500 livres. Le pilote doit alors se reporter à la table de la figure 5A, qui indique que l'équipage nécessite environ 1 122 litres d'oxygène (par interpolation), et s'il y a quatre passagers à bord, il va falloir 1 453 litres supplémentaires (en interpolant à partir de la table de la figure 6A), soit un total de 2 575 litres d'oxygène pour ce niveau de vol. S'il n'y a pas assez d'oxygène disponible, le pilote doit choisir un autre niveau de vol et refaire le calcul. Supposons que le pilote essaie alors le niveau 200, l'ETE serait alors d'environ 2:20 heures et le besoin en carburant serait d'environ 3900 livres. Le pilote doit alors consulter la figure 5B, qui montre que ce temps de vol nécessite environ 912 litres d'oxygène pour les pilotes, et toujours avec quatre passagers à bord, il faut ajouter 1369 litres supplémentaires (en interpolant à partir de la table de la figure 6A), soit un total de 2281 litres d'oxygène pour ce niveau de vol. Noter qu'à un niveau de vol inférieur, le besoin en oxygène est moindre mais le besoin en carburant est supérieur. Le pilote doit effectuer un compromis en utilisant une technique itérative, tout cela en continuant de voler dans une certaine direction (ce qui vide les ressources en carburant et en oxygène).

30 Système Préféré Automatisé

Un système selon la présente invention, lorsqu'il est associé à une alimentation en gaz sous pression ayant une pression gazeuse initiale prédéterminée définissant un nombre de litres de gaz initial prédéterminé, de préférence corrigé en température à mesure que le gaz est prélevé de l'alimentation, détermine le temps estimé existant pour

l'utilisation du gaz. Le système met à jour les données, de préférence en temps réel, pour fournir au(x) pilote(s) une indication de l'oxygène restant. Un système encore préféré détermine une fenêtre de manœuvre appropriée pour voler après une décompression d'urgence de la cabine de l'avion.

5 En figure 1 est montré un système de base selon l'invention, adapté pour contrôler le prélèvement d'oxygène dans une alimentation sous pression 10 embarquée dans un avion à réaction. L'oxygène prélevé dans cette alimentation est envoyé à l'intérieur 11 de l'avion uniquement lorsqu'il vole à haute altitude, lorsqu'il devient nécessaire d'envoyer de l'oxygène au pilote de l'avion. L'intérieur 11 représente par conséquent la cabine (et le poste de pilotage) de l'avion. A titre d'exemple, nous supposerons que l'avion est un Falcon 50 dans lequel est installée une seule bouteille d'oxygène ayant une capacité de 76,6
10 pieds cubes. Cette bouteille, lorsqu'elle est pleine, au décollage, contient 2168 litres d'oxygène sous une pression de 127 bars (1 850 psi). Une soupape régulatrice de pression typique montée sur une bouteille pour soutirer le gaz de la bouteille comporte un robinet d'arrêt intégré ainsi qu'un orifice non utilisé du côté haute pression. Sur cet
15 orifice est monté un transducteur de pression 12 qui convertit la pression de gaz en une tension V_1 dont l'amplitude est proportionnelle à cette dernière. Un transducteur de pression adapté pour cette utilisation est le transducteur modèle PX 176, série 0-3000 psi fabriqué par Omega Engineering Inc., qui a une sortie analogique comprise dans la
20 plage de 1 à 6 volts continu. Un circuit intégré formant module pression-litres 13 est couplé au transducteur 12, et convertit la tension donnée par le transducteur, qui dépend de la pression de l'alimentation, en une tension V_2 proportionnelle au nombre de litres d'oxygène contenus dans l'alimentation. La relation entre pression d'oxygène et
25 litres d'oxygène est basée sur la formule selon laquelle 100 pieds cubes d'oxygène, à une pression de 127 bars (1 850 psi), équivalent à 2 850 litres. L'alimentation d'oxygène dans l'avion est un environnement dont la température varie; une augmentation de température produit donc une augmentation de la pression d'alimentation interne. Par
30 conséquent, afin de fournir une correction en température, la tempéra-
35

ture de l'alimentation 10 est mesurée par une sonde 14 qui en pratique peut être un thermocouple dont la tension de sortie monte et descend avec les variations de température. La sortie de la sonde 10 est appliquée à la fois à un compensateur de température 15 couplé à la sortie du transducteur de pression 12 et à un compensateur de température 16 couplé à la sortie du module pression-litres 13. Le compensateur 15 donne alors un signal de pression corrigé en température S_1 , tandis que le compensateur 16 donne un signal de litres corrigé en température S_2 .

Pour une quantité connue d'oxygène dans l'alimentation, le temps restant jusqu'à épuisement de l'alimentation (ci-après appelé "durée d'oxygène") est calculé en divisant la quantité initiale d'oxygène exprimée en litres par son taux d'épuisement en une unité de taux de consommation temporelle en (litres par minute). Ce calcul automatique permet une lecture directe du temps restant avant épuisement de l'alimentation en oxygène. Le signal S_1 provenant du compensateur de température 15 est appliqué à un module de gradient de pression 17. Le module 17 échantillonne périodiquement un signal de pression pour donner un signal de gradient de pression L_1 . Par gradient on entend le taux, par unité de temps, (une minute) auquel la pression d'oxygène dans l'alimentation diminue au fur et à mesure que l'oxygène est prélevé dans l'alimentation. De toute évidence, le taux de prélèvement est maximal lorsqu'un avion donné est rempli au maximum de sa capacité en passagers. Le signal S_2 provenant du compensateur de température 16 est appliqué à un module de gradient 18 qui détermine le taux, par unité de temps, auquel les litres d'oxygène sont prélevés de l'alimentation. Le module 18 échantillonne périodiquement ce taux pour donner un signal L_2 de gradient de litres. Le signal de gradient de pression L_2 et le signal produit concurremment de gradient de litres L_1 sont transmis à l'entrée d'un microprocesseur 19 dans lequel les signaux sont numérisés puis traités pour fournir les lectures suivantes qui sont affichées dans le poste ou la cabine de pilotage 20 de l'avion de façon à pouvoir être vues par le pilote et l'équipage.

L'afficheur P présente la pression existante d'oxygène à mesure que l'oxygène est prélevé de l'alimentation 10 lorsque l'avion

vole à haute altitude. Ainsi, lorsque l'alimentation est pleine, sa pression va typiquement être de 127 bars, et au cours du vol, elle va diminuer progressivement jusqu'à ce que l'alimentation en oxygène soit vidée et que le manomètre P indique zéro bar. L'afficheur L indique le
5 nombre de litres d'oxygène restant dans l'alimentation. Par conséquent, si, lorsque l'alimentation est pleine, elle contient 2168 litres d'oxygène, l'afficheur L va donner cette valeur, et au fur et à mesure que l'oxygène est prélevé, la lecture va diminuer jusqu'à ce que l'oxygène soit épuisé et qu'il ne reste plus un seul litre dans l'alimentation. En
10 réalité, l'alimentation en oxygène utile se termine lorsque la pression descend en-dessous de 14 bars (200 psi). Les indications fournies au pilote par P et/ou L peuvent être décalées pour donner une lecture plus précise (par exemple, pour éviter au pilote, en cas d'urgence, d'avoir à soustraire 14 bars d'une lecture de pression pour déterminer l'oxygène
15 utile disponible).

Mais comme noté précédemment, la pression actuelle de l'alimentation et le nombre de litres d'oxygène présents n'indiquent pas la "durée d'oxygène", le temps restant avant épuisement de l'oxygène, car celui-ci dépend du taux par unité de temps auquel l'oxygène est prélevé, lequel taux est fonction du nombre de passagers et de membres
20 d'équipage recevant de l'oxygène. Le nombre de passagers et de membres d'équipage doit donc être pris en compte dans le calcul pour donner le troisième affichage D qui est la Durée d'Oxygène (qui, elle aussi, peut être compensée pour le minimum de 14 bars).

25 Le microprocesseur 19 est doté d'un clavier 21 grâce auquel on entre dans la base de données de l'ordinateur l'identification de l'avion, le nombre de litres d'oxygène contenus dans l'alimentation lorsqu'elle est pleine, et la pression interne de l'alimentation initialement.

30 Pour permettre au même système de fournir des lectures de la durée d'oxygène, de la pression actuelle et des litres restants pour un large éventail d'avions à réaction commerciaux différents, on peut munir l'ordinateur d'un logiciel 22 sous forme de cédérom (CD-ROM), de mémoire morte (ROM), de mémoire morte programmable effaçable
35 (EPROM), de mémoire reprogrammable effaçable électriquement

(EEPROM), de disque dur, ou élément similaire, dans lequel sont mémorisées plusieurs tables, les données de chaque table étant adaptées à un avion respectif et étant rentrées dans la base de données. A partir du logiciel 22, le système va déduire des informations pour produire un affichage statique. Par exemple, si des sièges passagers sont ajoutés ou retirés, ou si les masques de pilotes sont changés pour un masque ayant des caractéristiques de débit différentes, la mémoire de type ROM peut être changée, ou bien les informations peuvent être modifiées à partir du clavier en utilisant un support amovible (par exemple le cédérom) contenant les bonnes données. De préférence, les données mémorisées sur un support rotatif (par exemple, cédérom, disque dur) sont chargées dans une mémoire de travail, ou mémoire vive (RAM) pour le fonctionnement normal afin d'éviter les problèmes avec le dispositif de stockage effectuant les calculs.

Lorsque la consommation d'oxygène est nulle, il est souhaitable que le système présente un affichage statique basé sur une prévision prédéterminée qui prend en compte le nombre de passagers et de membres d'équipage à bord de l'avion, et un taux de consommation d'oxygène estimé pour le système considéré. Ainsi, lorsque la consommation d'oxygène est nulle, l'affichage est dans son mode "statique", alors que quand de l'oxygène est réellement tiré de l'alimentation, le système est dans un mode "dynamique". Ou bien le système peut n'avoir qu'un mode dynamique; par exemple, indiquant l'utilisation d'oxygène lorsque ni l'équipage ni les passagers n'utilisent l'oxygène, en tant qu'indication de fuite (par exemple dans le collecteur, ou un régulateur défectueux pour la bouteille).

Il faut garder à l'esprit que le système n'est pas limité à une utilisation lorsque l'oxygène est en train d'être prélevé de l'alimentation à des altitudes cabine élevées, car il est applicable à n'importe quel moment où de l'oxygène est en train d'être consommé. Pour n'importe quel vol particulier, il est important que l'alimentation en oxygène ne s'épuise pas pour ce vol.

Un système encore plus préféré utilise le microprocesseur susmentionné et comporte des entrées supplémentaires et fournit une lecture graphique au(x) pilote(s). Les figures 8 à 12 ont toutes été pro-

duites en utilisant un programme tableur de la marque EXCEL® (Microsoft, Inc., Redmond, Washington), bien que la programmation puisse bien entendu être différente (par exemple un programme de base de données, ou bien sous forme de fonctions câblées, ou dans une ROM). Comme mentionné précédemment, un pilote doit calculer les besoins en oxygène en se basant sur l'ETP, un scénario de pire cas. Pour un vol de New-York à Londres, les aéroports de déroutement les plus proches sont Shannon, code d'appel EINN (en Irlande) et Gander, code d'appel CYQX (à Newfoundland, au Canada). La figure 8 représente les ETP pour divers niveaux de vol entre ces deux aéroports; la distance, 1715 milles nautiques, est donnée dans la partie supérieure droite. Le lecteur remarquera que l'ETP varie avec les différents niveaux de vol, ainsi que les vitesses au sol (GSR, GSC), les distances, et les temps de retour, en raison des différentes vitesses de vent à différentes altitudes et des caractéristiques de performances moteur différentes dues à ces vitesses de vent et altitudes.

Avant de partir sur un vol de ce type, le pilote doit entrer dans le système les caractéristiques requises pour les deux aéroports de déroutement à l'ETP; de préférence, la base de données du système va maintenir une liste d'aéroports et va, avec l'instrumentation existante, calculer la bonne course pour le vol de déroutement.

La figure 9 représente l'ETP à différents niveaux de vol; il est à noter que l'ETP diminue lorsque le niveau de vol augmente. Est également montré l'ETP de haut niveau (410) de 1:52. La figure 10 ajoute à la figure 9 la variable carburant, croissant vers la droite. La quantité de carburant doit être à droite de la droite d'ETP pour terminer le voyage; un niveau de carburant à gauche de la droite d'ETP ne donne pas une autonomie suffisante pour atteindre en sécurité un aéroport de déroutement. On donne également, de préférence, une indication de l'altitude minimale à laquelle l'avion à réaction peut voler parce qu'un niveau de vol faible consomme plus de carburant; ce point est à l'intersection des droites d'ETP et de carburant sur la figure.

La figure 11 ajoute à la figure 10 l'oxygène disponible, obtenu en utilisant le système montré en figure 1. La figure 11 est le type de représentation graphique préféré affiché dans le poste de pilo-

tage. Le pilote doit aussi entrer dans le système, à l'heure du départ, le nombre de pilotes, le nombre de passagers, et le nombre de passagers sous oxygène médical, s'il y en a. Comme montré au bas des figures 8 à 12, l'équipage est composé de trois personnes avec une sur oxygène régulé, et leur alimentation est de 2 639 litres à 103 bars (1 500 psi); la régulation est à la demande plutôt que par l'alimentation ("SYSTÈME OXYGÈNE (D/A)" sur la figure). Il y a 12 passagers dont un sous oxygène médical, et leur alimentation est de 5 278 litres à 103 bars. Dans la partie inférieure est également indiqué le carburant à l'ETP, le carburant de réserve souhaité (3 000 livres), le poids de l'avion, et le type de(s) moteur(s). En supposant qu'il se produise une décompression soudaine de la cabine, le graphique montre que l'avion doit voler à un niveau de vol situé au-dessus de l'intersection des droites d'ETP et de carburant pour avoir suffisamment de carburant (niveau 132, de préférence indiqué comme sur la figure), il doit voler à un niveau de vol inférieur à l'intersection des droites d'O₂ et d'ETP (autrement, l'oxygène va être épuisé avant le temps requis (ETP) pour atteindre l'aéroport de déroutement; ici niveau 188, de préférence comme montré sur la figure), et il doit avoir un ETE situé à gauche de l'intersection des droites d'O₂ et de carburant (autrement il n'y aura pas assez de carburant; ici environ 2:50, qui peut aussi être montré à l'affichage si désiré). A noter qu'un temps de vol peut être supérieur à l'ETP; l'ETP est le temps minimum nécessaire pour atteindre un aéroport de déroutement. Ainsi, comme montré en figure 11, dans ces conditions d'urgence, le pilote doit maintenir l'avion entre les niveaux 188 et 132 pour avoir suffisamment de carburant et d'oxygène pour atteindre l'aéroport de déroutement. Le pilote peut faire varier ce scénario en changeant la quantité de carburant de réserve souhaitée. Dans les modes de réalisation les plus préférés, une altitude optimum est affichée, à l'intersection des droites de carburant et d'O₂ (ici niveau 166); à partir de ce niveau de vol, le pilote peut encore grimper (par exemple pour éviter du mauvais temps) ou descendre. De préférence, l'affichage de chacune des droites d'ETP, de carburant, et d'O₂ se fait avec une couleur différente, et mieux encore la fenêtre de manœuvre est montrée avec une couleur différente de celle de l'arrière-plan.

La figure 12 est la même que la figure 11 mais calculée pour un type de moteur différent. A noter qu'il n'y a pas suffisamment d'oxygène pour un niveau de vol supérieur au niveau 100. Cependant, il y a suffisamment de carburant pour maintenir la destination de déroutement au niveau 100, niveau où l'oxygène n'est pas requis.

Comme on l'a vu, la présente invention simplifie grandement les décisions des pilotes dans une situation d'urgence et élimine les calculs longs, sujets à erreurs, itératifs et interpolatifs que les pilotes auraient normalement à effectuer pour modifier en sécurité leur plan de vol. Etant donné qu'une personne peut tomber inconsciente immédiatement après une dépressurisation soudaine (les cinq à huit secondes "prévues" d'activité consciente peuvent ne pas être suffisantes et ne constituent pas une marge de sécurité en raison de la réaction spécifique à chaque individu lors d'un tel événement), le présent système peut être intégré à un pilote automatique : un détecteur de pression, tel que celui qui active l'oxygène de secours des passagers, peut déterminer quand une dépressurisation soudaine s'est produite et le plan peut descendre automatiquement jusqu'à un niveau de vol souhaité dans la fenêtre de manœuvre (parce que la descente jusqu'au niveau 100 et la montée jusqu'à un niveau de vol souhaité peuvent gaspiller du carburant, ce qui peut être une ressource limitative).

Pour un avion neuf, le présent système est de préférence muni d'une mémoire non volatile dans laquelle sont préprogrammées les caractéristiques du moteur et du système à oxygène. Pour un avion existant, on peut intégrer au présent système un lecteur de cédérom pour entrer des informations concernant cet avion particulier. Tous les systèmes peuvent comporter la capacité à lire des supports amovibles pour faciliter l'entrée de changements apportés aux moteurs et/ou au système à oxygène.

Dans un autre mode de réalisation préféré, les tables de performances (par exemple les figures 7A/B) sont aussi affichées. Sur la partie gauche de chaque figure se trouve un tableau intitulé "Rayon d'Action Spécifique en fonction du Vent" et basé sur la masse à vide en ordre d'exploitation (B.O.W. International). Bien entendu, un avion à réaction peut avoir des accessoires supplémentaires (allant d'une

barre de remorquage repliable pour les petits aéroports non habitués à recevoir des avions à réaction, à un liquide antigivre pour les trajets hivernaux), des équipements de secours (canots de sauvetage, évase-
ments, eau, nourriture), des rations normales supplémentaires (nourri-
5 ture, liqueur). Cet équipement supplémentaire doit être ajouté au B.O.W. pour arriver à la masse (en livres) donnée dans le tableau. Le tableau montre que pour une masse donnée, la vitesse vraie (TAS) et le débit de carburant prévus pour une masse donnée; la valeur décimale est la distance (en milles nautiques) qui serait attendue par livre de
10 carburant pour une vitesse de vent donnée (vent debout/arrière ou pas de vent); multipliée par la quantité de carburant, cette valeur donne le SR de l'avion. Ainsi, dans un exemple, le tableau et le graphique peuvent être affichés (simultanément ou l'un après l'autre) pour le pilote, et le pilote peut vérifier ces données avec la TAS et le débit de carbu-
15 rant réels pour évaluer les caractéristiques existantes de l'avion. De préférence aussi, les valeurs affichées pour une vitesse de vent donnée sont fournies dans la même couleur que les droites du graphique pour la même vitesse de vent.

Les applications décrites ci-dessus sont destinées à des
20 besoins en oxygène pour avions à réaction, et plus précisément pour déterminer, après une dépressurisation d'urgence, le bon niveau de vol (altitude à laquelle voler) pour réaliser un compromis entre la réserve de carburant et la réserve d'oxygène sous ces conditions. Le procédé pour fournir une indication au(x) pilote(s) de l'oxygène restant en
25 mesurant la pression, et de préférence aussi la température, de la source de gaz sous pression sont alors utilisés, en combinaison avec un microprocesseur, pour calculer le volume de gaz (par exemple en litres) présent dans le réservoir de gaz. Etant donné que du gaz est uti-
30 lisé, la pression et la température de la source varient; l'échantillon- nage de ces informations dans le temps fournit un gradient. Ou bien on peut utiliser un débitmètre réel pour mesurer le débit de gaz, et échan-
tillonné dans le temps via le microprocesseur, un gradient peut être déterminé. La combinaison du gradient et de la quantité calculée de gaz restant fournit une indication de la durée pendant laquelle le gaz
35 restant va durer.

Le gaz comprimé en bouteilles est utilisé à diverses fins et dans diverses industries : l'acétylène pour le soudage; l'azote pour les microscopes électroniques; l'oxygène pour la plongée autonome et pour les sapeurs-pompiers; et les hydrocarbures pour le chauffage domestique et l'eau chaude, pour propulser des véhicules, et pour cuisiner, entre autres applications.

En conséquence, un objet consiste à proposer un système indicateur tel que décrit dans les applications qui précèdent, mais utilisé pour ces applications non aéronautiques. Dans un mode de réalisation préféré, le dispositif peut être pré réglé avec une indication sur la durée pendant laquelle le gaz restant doit durer en se basant sur un débit idéal, et cette indication peut être modifiée en fonction du débit réel.

Par exemple, supposons qu'une bouteille de taille moyenne de gaz propane liquéfié (GPL) soit utilisée pour une grillade en plein air (barbecue), et en fonction des brûleurs (qui ont un certain classement BTU), la quantité de gaz GPL contenue dans le récipient (ayant un certain nombre de BTU disponibles) va donner un nombre donné d'heures de temps de cuisson en fonction d'un certain débit (que l'on peut supposer comme valant 80 % du débit maximum). Ainsi, le système va présenter une quantité de temps originale (par exemple 10 heures) lorsqu'il est engagé pour la première fois sur une bonbonne GPL remplie, et comme le gaz est utilisé pour cuisiner, un gradient est généré; le système peut estimer le temps restant par l'écartement du débit de gaz réel par rapport à l'idéal, et/ou il peut compenser en mesurant (comme pour le système à oxygène pour avions à réaction) la variation de pression (et éventuellement de température) du gaz dans la bonbonne. De cette manière, une personne peut déterminer combien de temps de cuisson il reste, et donc elle peut déterminer s'il est nécessaire de faire recharger la bonbonne avant le barbecue du week-end.

Dans le scénario de grillade au GPL qui vient d'être décrit, la quantité de temps originale peut être basée sur le dispositif de grill auquel on fixe la bonbonne, ou bien le dispositif peut être muni d'un clavier et d'un afficheur pour entrer les informations spécifiques concernant le contrôle ou le calcul. Par exemple, un utilisateur peut avoir le choix du combustible ou mélange combustible à utiliser pour

remplir le récipient, ou bien il peut avoir plusieurs récipients qui peuvent être utilisés. Typiquement, on utilise le propane, le butane, ou un mélange propane/butane pour cuisiner. Le récipient classique a une connexion par pincement ou connexion à vis pour se connecter à la soupape/régulateur. Le présent dispositif est placé dans la ligne située entre le récipient et la ligne conduisant au gril, et en fonction du contenu du gaz dans le récipient, le dispositif peut être programmé pour calculer le temps restant en fonction du gaz.

Dans un mode de réalisation, ce mode de réalisation de l'invention comprend un orifice d'entrée pour la connexion à une bonbonne de gaz ayant une connexion de fluide avec un orifice de sortie pour le raccordement à un dispositif utilisant le gaz (ou une ligne conduisant à un tel dispositif), la connexion de fluide comportant un moyen pour mesurer la pression et/ou le débit du gaz, et éventuellement la température du gaz, le(s) capteur(s) étant relié(s) à un microprocesseur, comme décrit dans les applications susmentionnées, pour calculer au moins un gradient (par exemple, la pression et/ou le volume) et le temps ou quantité de gaz restant, et un moyen pour afficher le temps ou quantité de gaz restant. De préférence, le dispositif comporte également un dispositif permettant à l'utilisateur d'entrer des informations directement dans le microprocesseur, comme la quantité de gaz initiale et/ou le type de gaz; ou bien, le dispositif peut être conçu pour fonctionner avec une composition gazeuse spécifique et/ou un volume de gaz initial spécifique. Le moyen d'entrée de données peut être via une connexion à distance par infrarouge, radiofréquences, ou directe (paire torsadée, coaxiale) à un ordinateur. Il existe divers moyens pour mesurer la pression, le débit (massique et volumétrique) et la température qui sont bien connus dans l'art de l'instrumentation. L'afficheur peut être une jauge (mécanique ou électrique) ou un écran (à cristaux liquides ou à diodes électroluminescentes); ou bien l'affichage peut comprendre un signal envoyé à un moyen d'affichage éloigné, tel qu'un thermostat ou un ordinateur (par exemple pour le GPL stocké dans de grands récipients utilisés pour le chauffage domestique et l'eau chaude). Le moyen pour entrer des informations peut être un écran tactile, des boutons poussoirs, ou une combinaison de ceux-ci, et

peut être assisté par des informations affichées à l'écran (par exemple proposant des options à l'utilisateur, tel qu'une demande pour entrer "1" pour un gaz propane ou "2" pour un gaz butane).

5 De préférence, le gaz est stocké là où la plage de température attendue va d'environ $-34\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($-30\text{ }^{\circ}\text{F}$) à environ $49\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($120\text{ }^{\circ}\text{F}$) et le dispositif comporte un capteur adapté pour cette plage de température.

10 Dans un autre mode de réalisation, le dispositif est positionné sur la bonbonne de gaz (ou réservoir) avant le régulateur. Comme dans les applications évoquées ci-dessus, le dispositif mesure la pression, et de préférence la température, dans la bonbonne, contrôlant le gradient en fonction de la variation de pression du réservoir, et le gradient volumétrique est mesuré en fonction du débit volumétrique traversant le régulateur.

15 Le dispositif peut calculer le gradient en se basant sur l'enthalpie du gaz.

Le dispositif peut mesurer la température ambiante et rectifier le gradient calculé en se basant sur la température ambiante.

20 Il est bien entendu que la température et la pression du gaz doivent être mesurés avant tout dispositif formant valve (tel qu'un régulateur) pour éviter les lectures imprécises dues aux effets JT ou Venturi, et similaires, dûs au dispositif formant valve et connexions de fluide similaires.

25 Comme mentionné, ce dispositif est utile pour tout gaz comprimé en bouteille, depuis le petit réchaud à gaz, où le microprocesseur et toutes les compositions gazeuses et données de quantité originales sont fournis sur une seule puce, et donc un dispositif peut être vendu avec chaque bonbonne de gaz vendue et est globalement jetable, jusqu'aux moyens de transport propulsés par gaz naturel (ou à l'hydrogène), où la voiture peut être utilisée sur une plage de $55\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($100\text{ }^{\circ}\text{F}$) et où le fait de
30 connaître combien il reste de carburant peut être très important.

35 La description qui précède est destinée à être illustrative et non limitative. Divers changements, modifications, et additions peuvent paraître évidents à l'artisan du métier après lecture de cette description, et ceux-ci sont destinés à tomber dans la portée et l'esprit de l'invention telle que définie ici.

REVENDEICATIONS

1. Système pour déterminer un niveau de vol de sécurité pour un avion ayant une alimentation en oxygène sous pression (10), caractérisé en ce qu'il comprend :

un microprocesseur (19);

5 un système de transduction de pression (12) qui envoie un signal de données indiquant la pression à l'intérieur de l'alimentation en oxygène;

10 au moins un système parmi (a) un système transducteur de carburant envoyant un signal de données indiquant la quantité de carburant présente dans l'avion et (b) un moyen pour entrer sous forme de données dans ledit microprocesseur la quantité de carburant présente dans l'avion et éventuellement une quantité de carburant de réserve;

15 un dispositif de stockage de données pour maintenir les données de performance de moteur de l'avion et des données de point équitemps (ETP) entre deux aéroports de déroutement prédéterminés;

20 un microprocesseur recevant lesdites données de pression et de carburant et calculant (1) la consommation carburant/temps en fonction des données de performance du moteur, (2) la consommation oxygène/temps en fonction de l'altitude, et (3) l'ETP/temps en fonction de l'altitude; et

un écran pour afficher graphiquement (1), (2) et (3) superposés.

25 2. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comprend en outre un moyen permettant d'entrer dans ledit dispositif de stockage de données le nombre de membres d'équipage, le nombre de membres d'équipage sous oxygène régulé, le nombre de passagers, et le nombre de passagers sous oxygène médical.

30 3. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que le microprocesseur calcule et l'écran affiche le niveau de vol minimum de sécurité.

4. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que le microprocesseur calcule et l'écran affiche le niveau de vol maximum de sécurité.

5. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que le microprocesseur calcule et l'écran affiche un niveau de vol optimum de sécurité.

5 6. Système selon la revendication 3, caractérisé en ce qu'il comprend en outre un moyen permettant d'entrer la valeur calculée dans un pilote automatique.

7. Système selon la revendication 4, caractérisé en ce qu'il comprend en outre un moyen permettant d'entrer la valeur calculée dans un pilote automatique.

10 8. Système selon la revendication 5, caractérisé en ce qu'il comprend en outre un moyen permettant d'entrer la valeur calculée dans un pilote automatique.

9. Procédé pour déterminer un niveau de vol de sécurité pour un avion ayant une alimentation en oxygène sous pression, caractérisé par les opérations consistant à :

15 munir un microprocesseur d'un dispositif d'affichage et d'une interface;

20 réaliser une conversion, au moyen d'un système de transduction, de la pression à l'intérieur de l'alimentation en oxygène sous pression, et transmettre un signal au microprocesseur indiquant la pression;

25 entrer dans le microprocesseur au moins un signal parmi (a) un signal obtenu par transduction indiquant la quantité de carburant présente dans l'avion et (b) une valeur entrée à la main indiquant la quantité de carburant présente dans l'avion et éventuellement une quantité de carburant de réserve;

enregistrer des données de performance de moteur de l'avion et des données de point équitemps (ETP) entre deux aéroports de déroutement prédéterminés;

30 convertir par transduction l'altitude de l'avion et transmettre un signal au microprocesseur indiquant l'altitude;

calculer dans ledit microprocesseur (1) la consommation carburant/temps en fonction des données de performance du moteur, (2) la consommation oxygène/temps en fonction de l'altitude, et (3) l'ETP/temps en fonction de l'altitude; et

35

afficher sur ledit dispositif d'affichage (1), (2) et/ou (3), éventuellement superposés.

10. Procédé selon la revendication 9, caractérisé en ce que l'entrée de niveau de carburant est un signal obtenu par transduction.

5 11. Procédé selon la revendication 9, caractérisé en ce qu'il comprend le fait d'afficher (1), (2) et (3) superposés.

12. Procédé selon la revendication 11, caractérisé en ce qu'il comprend le fait de n'afficher que la fenêtre de manœuvre, s'il y en a une, formée par (1), (2) et (3).

10 13. Procédé selon la revendication 9, caractérisé en ce qu'il comprend en outre le fait de mémoriser les données de passagers et d'oxygène régulé d'équipage.

14. Procédé selon la revendication 9, caractérisé en ce que (1), (2) et (3) sont tous affichés dans des couleurs différentes.

15 15. Procédé selon la revendication 14, caractérisé en ce que la fenêtre de manœuvre est affichée dans une couleur différente.

16. Avion à réaction comportant le système de la revendication 1.

20 17. Dispositif pour déterminer le temps restant pour l'utilisation d'un gaz comprimé stocké dans une bonbonne, caractérisé en ce qu'il comprend : un orifice d'entrée pour la connexion à la bonbonne de gaz; une connexion de fluide entre l'orifice d'entrée et un orifice de sortie, l'orifice de sortie servant pour le raccordement à un dispositif utilisant le gaz ou à une ligne conduisant à un tel dispositif, la
25 connexion de fluide comportant un moyen pour mesurer la pression et/ou le débit du gaz, et éventuellement la température du gaz, le(s) capteur(s) étant relié(s) à un microprocesseur pour calculer au moins un gradient et le temps ou quantité de gaz restant, et un moyen pour afficher le temps ou quantité de gaz restant.

30 18. Dispositif selon la revendication 17, caractérisé en ce qu'il comprend en outre un moyen permettant à l'utilisateur d'entrer des informations directement dans le microprocesseur.

19. Dispositif selon la revendication 18, caractérisé en ce que le moyen d'entrée de données est un clavier.

35 20. Dispositif selon la revendication 18, caractérisé en ce que

le moyen d'entrée de données est via une connexion à distance par infrarouge, radiofréquences, ou directe (paire torsadée, coaxiale) à un ordinateur.

5 21. Dispositif selon la revendication 17, caractérisé en ce que le moyen d'affichage est éloigné du dispositif.

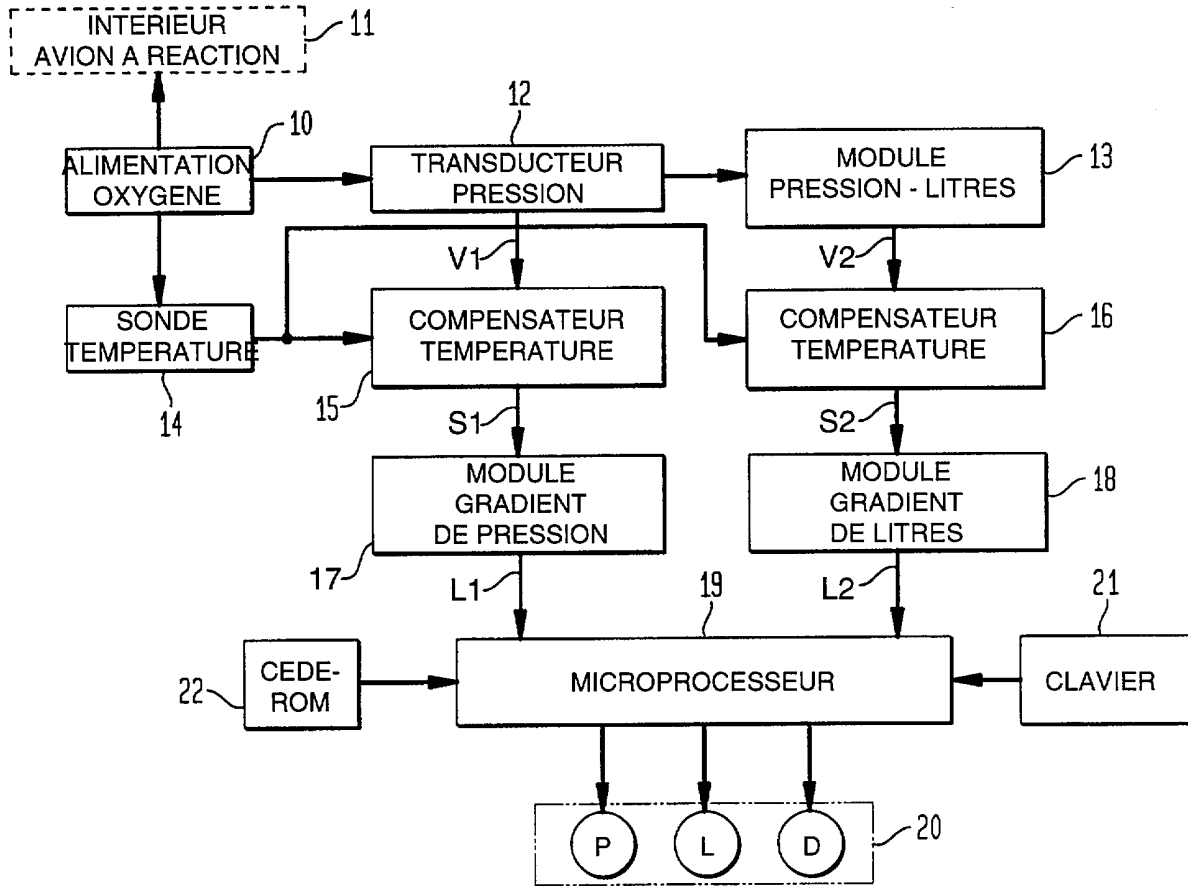
22. Dispositif selon la revendication 17, caractérisé en ce que le dispositif est conçu spécifiquement pour un seul gaz.

10 23. Dispositif selon la revendication 22, caractérisé en ce que le gaz est stocké là où la plage de température attendue va d'environ $-34\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($-30\text{ }^{\circ}\text{F}$) à environ $49\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($120\text{ }^{\circ}\text{F}$) et en ce que le dispositif comporte un capteur adapté pour ladite plage de température.

24. Dispositif selon la revendication 22 ou 23, caractérisé en ce que le gaz est un gaz combustible, et en ce que le dispositif calcule le gradient en se basant sur l'enthalpie du gaz.

15 25. Dispositif selon la revendication 24, caractérisé en ce que le dispositif mesure la température ambiante et rectifie le gradient calculé en se basant sur la température ambiante.

FIG. 1



2/15

FIG. 2

TABLE DE CONVERSION PRESSION - TEMPERATURE

	TEMPERATURE ETABLIE		PRESSION BOUTEILLE
	°C	°F	NTPD
1	-45	-50	1272
2	-40	-40	1321
3	-34	-30	1370
4	-29	-20	1418
5	-23	-10	1467
6	-18	+0	1515
7	-12	+10	1563
8	-7	+20	1611
9	-1	+30	1660
10	+4	+40	1707
11	+10	+50	1755
12	+16	+60	1802
14	+27	+80	1897
15	+32	+90	1945
16	+38	+100	1992
17	+43	+110	2039
18	+49	+120	2087
19	+55	+130	2134
20	+60	+140	2181
21	+66	+150	2228

FIG. 3

LITRES UTILISES PAR UN MEMBRE D'EQUIPAGE AVEC MASQUE FERME

ALTITUDE CABINE (PIEDS)	1 HEURES	2 HEURES	3 HEURES	4 HEURES	5 HEURES	6	7	8
5000	247	493	740	986	1233	1480	1726	1973
6000	225	450	675	900	1125	1350	1575	1800
7000	210	420	630	840	1050	1260	1470	1680
8000	174	348	522	696	870	1044	1218	1392
9000	154	307	461	614	768	922	1075	1229
10000	132	264	396	528	660	792	924	1056

OXYGENE MEDICAL

LITRES UTILISES PAR LES PASSAGERS EN SE BASANT SUR 0,00 LPM

NB PASSAGERS	1 HEURES	2 HEURES	3 HEURES	4 HEURES	5 HEURES	6 HEURES	7 HEURES
1	0	0	0	0	0	0	0
2	0	0	0	0	0	0	0

4/15

FIG. 4

INVENTAIRE OXYGENE

DEUX BOUTEILLES DE 115 PIEDS CUBES	
PRESSION NPTD	CAPACITE (LITRES)
1850	6509
1800	6333
1750	6157
1700	5981
1650	5805
1600	5629
1550	5453
1500	5278
1450	5102
1400	4926
1350	4750
1300	4574
1250	4398
1200	4222
1150	4046
1100	3870
1050	3694
1000	3518
950	3342
900	3167
850	2991
800	2815
750	2639
700	2463
650	2287
600	2111
550	1935
500	1759
450	1583
400	1407
350	1231
300	1056
250	880
200	704

5/15

FIG. 5A

NIVEAU DE VOL 250		
NTPD	LITRES	SYSTEME EQUIPAGE
1850	1415	2:41
1800	1377	2:36
1700	1300	2:28
1600	1224	2:19
1500	1147	2:10
1400	1071	2:01
1300	994	1:53
1200	918	1:44
1100	841	1:35
1000	765	1:27
900	688	1:18
800	612	1:09
700	535	1:00
600	459	:52
500	382	:43
400	306	:34
300	229	:26
200	153	:17
EQUIPAGE		2

INVENTAIRE REDUCTION 02

MONTEE JUSQU'A NIVEAU 250

REDUCTION	311
-----------	-----

6/15

FIG. 5B

NIVEAU DE VOL 250		
NTPD	LITRES	SYSTEME EQUIPAGE
1850	1415	3:38
1800	1377	3:32
1700	1300	3:20
1600	1224	3:08
1500	1147	2:57
1400	1071	2:45
1300	994	2:33
1200	918	2:21
1100	841	2:09
1000	765	1:58
900	688	1:46
800	612	1:34
700	535	1:22
600	459	1:10
500	382	:58
400	306	:47
300	229	:35
200	153	:23
EQUIPAGE		2

INVENTAIRE REDUCTION 02

MONTEE JUSQU'A NIVEAU 250

REDUCTION	280
-----------	-----

FIG. 6B

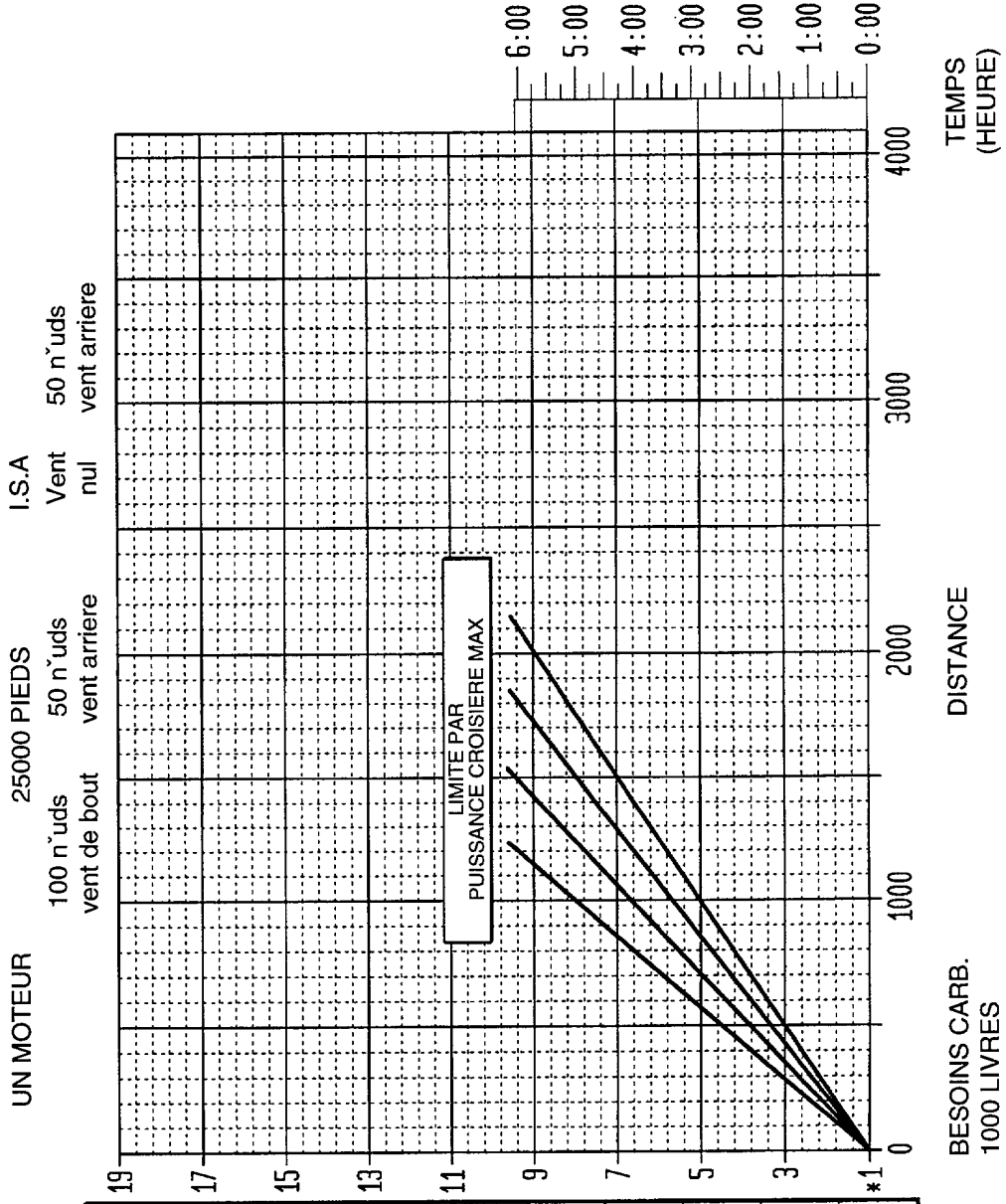
NIVEAU DE VOL 200

NTPD	LITRES	PASSAGERS									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1850	6510	44:39	22:19	14:53	11:09	8:55	7:26	6:22	5:34	4:57	4:27
1800	6334	43:26	21:43	14:28	10:51	8:41	7:14	6:12	5:25	4:49	4:20
1700	5982	41:01	20:30	13:40	10:15	8:12	6:50	5:51	5:07	4:33	4:06
1600	5630	38:36	19:18	12:52	9:39	7:43	6:26	5:30	4:49	4:17	3:51
1500	5278	36:12	18:06	12:04	9:03	7:14	6:02	5:10	4:31	4:01	3:37
1400	4926	33:47	16:53	11:15	8:26	6:45	5:37	4:49	4:13	3:45	3:22
1300	4575	31:22	15:41	10:27	7:50	6:16	5:13	4:28	3:55	3:29	3:08
1200	4223	28:57	14:28	9:39	7:14	5:47	4:49	4:08	3:37	3:13	2:53
1100	3871	26:33	13:16	8:51	6:38	5:18	4:25	3:47	3:19	2:57	2:39
1000	3519	24:08	12:04	8:02	6:02	4:49	4:01	3:26	3:01	2:40	2:24
900	3167	21:43	10:51	7:14	5:25	4:20	3:37	3:06	2:42	2:24	2:10
800	2815	19:18	9:39	6:26	4:49	3:51	3:13	2:45	2:24	2:08	1:55
700	2463	16:53	8:26	5:37	4:13	3:22	2:48	2:24	2:06	1:52	1:41
600	2111	14:28	7:14	4:49	3:37	2:53	2:24	2:04	1:48	1:36	1:26
500	1759	12:03	6:01	4:01	3:00	2:24	2:00	1:43	1:30	1:20	1:12
400	1408	9:39	4:49	3:13	2:24	1:55	1:36	1:22	1:12	1:04	:57
300	1056	7:14	3:37	2:24	1:48	1:26	1:12	1:02	:54	:48	:43
200	704	4:49	2:24	1:36	1:12	:57	:48	:41	:36	:32	:28
PASSAGERS		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10

INVENTAIRE REDUCTION NIVEAU O2
MONTEE JUSQU'AU NIVEAU 200

REDUCTION	755	806	857	907	958	1009	1060	1111	1162	1213
-----------	-----	-----	-----	-----	-----	------	------	------	------	------

FIG. 7A



RAYON D'ACTION SPECIFIQUE/VENT			
POIDS LBS	TAS	DEBIT carb.	POIDS
	nuds	nuds deb.	nuds arr.
44K			
42K			
40K			
38K			
36K			
34K	315	1579	.136 .199 .231
32K	309	1482	.141 .175 .209 .242
30K	302	1385	.146 .182 .218 .254
28K	295	1294	.151 .189 .228 .267

B.O.W INTERNATIONAL = 28800

BESOINS CARB. 1000 LIVRES

DISTANCE

TEMPS (HEURE)

UN MOTEUR

25000 PIEDS

I.S.A

100 nuds vent de bout
50 nuds vent arriere
nul vent arriere

19

17

15

13

11

9

7

5

3

1

*1

100 nuds vent de bout
50 nuds vent arriere

50 nuds vent arriere

nul vent arriere

50 nuds vent arriere

4000

3000

2000

1000

0

6:00

5:00

4:00

3:00

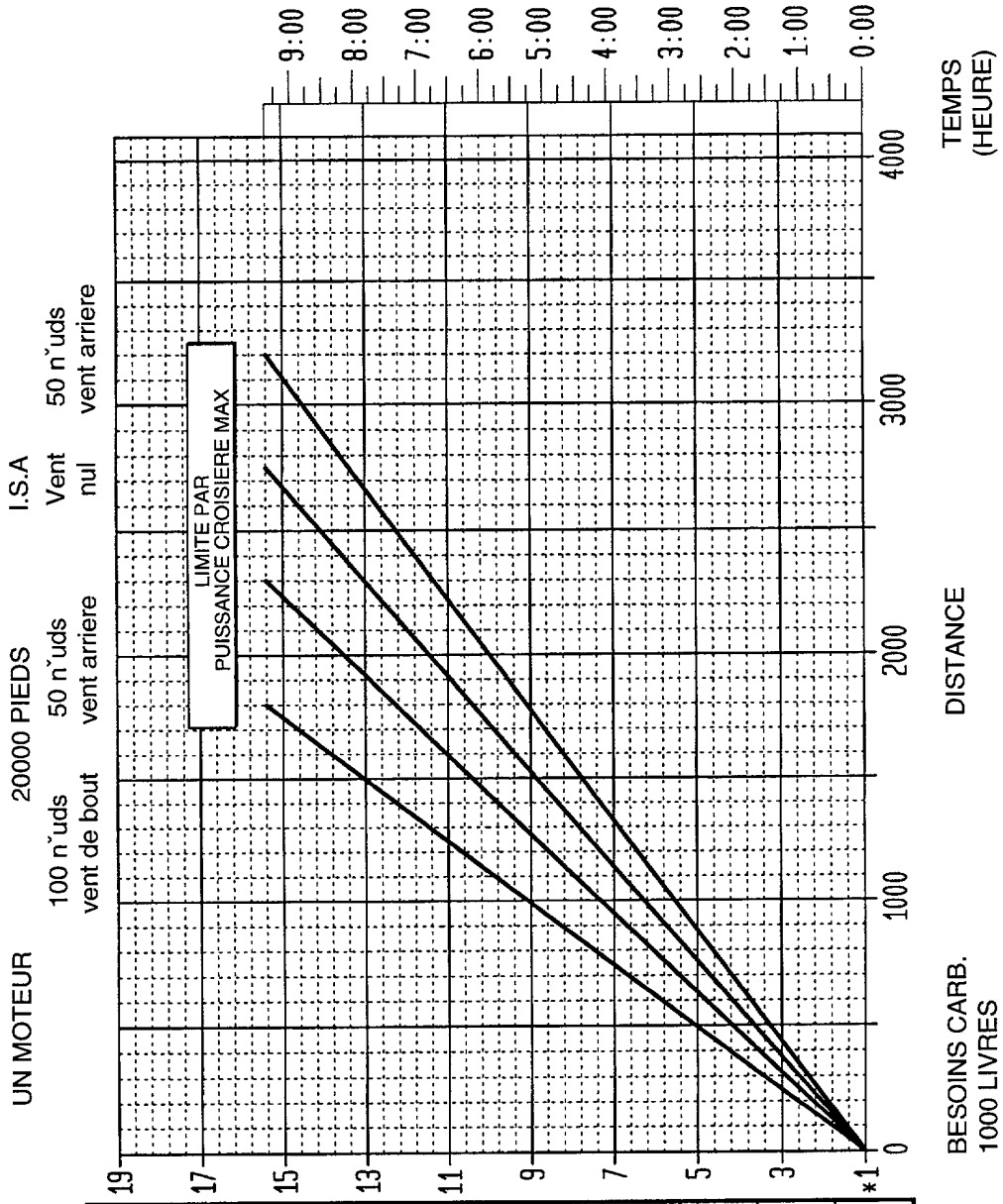
2:00

1:00

0:00

LIMITE PAR PUISSANCE CROISIERE MAX

FIG. 7B



RAYON D'ACTION SPECIFIQUE/VENT				
POIDS LBS	TAS n°uds	DEBIT carb. n°uds	100 n°uds deb.	50 n°uds deb.
	n°uds	n°uds	n°uds	n°uds
44K				
42K				
40K	313	1846	.115	.142
			.170	.197
38K	309	1757	.119	.147
			.176	.204
36K	304	1669	.122	.152
			.182	.212
34K	298	1577	.126	.157
			.189	.221
32K	292	1490	.129	.162
			.196	.230
30K	284	1401	.131	.167
			.203	.238
28K	276	1317	.134	.172
			.210	.248

B.O.W INTERNATIONAL = 28800

BESOINS CARB. 1000 LIVRES

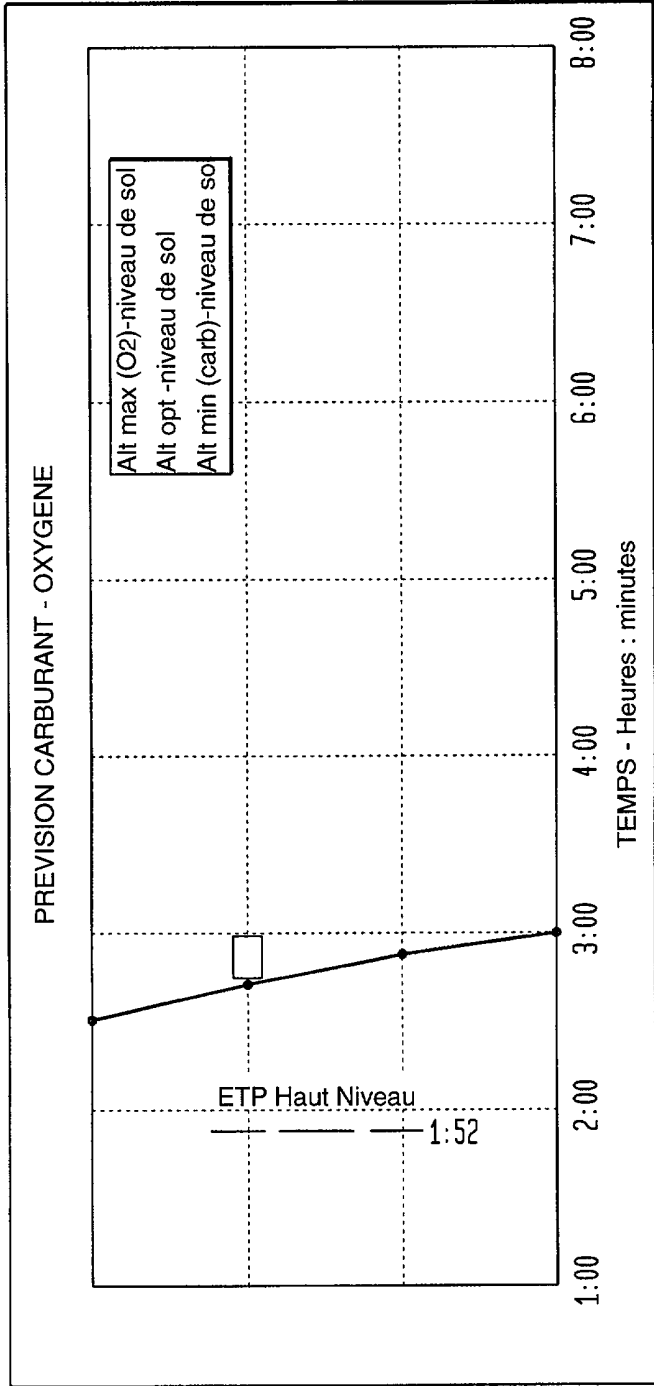
DISTANCE

TEMPS (HEURE)

FIG. 8

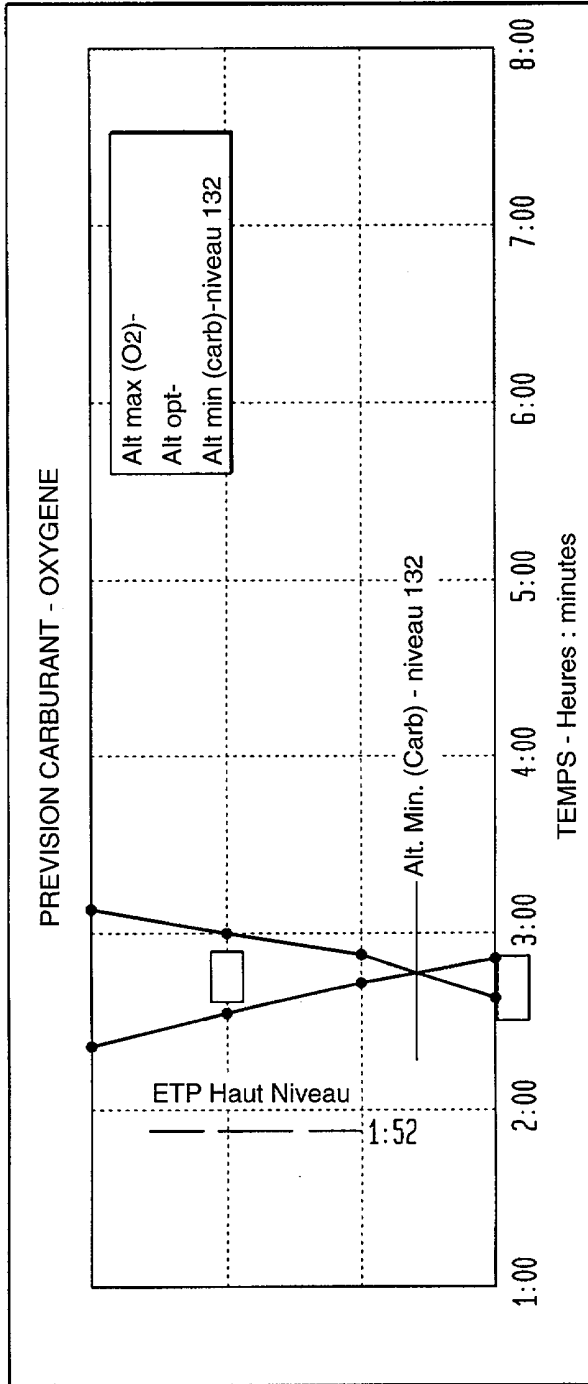
ETP HAUTE ALTITUDE		DISTANCE ENTRE AEROPORTS APPROPRIES : 1715 NM	
DISTANCE	764 NM	TAS	459 N, UDS
LATITUDE	52,506 N	LONGITUDE	35,160 O
TEMPS POUR CONTINUER ET REVENIR		TEMPS ETP	1 : 30 @ CONSTANT
		REVENIR	1 : 52
		CONTINUER	EINN
		DISTANCE	951 NM
		VITESSE SOL	506 KTS
		CAP	85°
		REVENIR A	CYQX
		DISTANCE	764 NM
		VITESSE SOL	408 KTS
		CAP	265°
ETP NIVEAU DE VOL 250			
DISTANCE	727 NM	TAS	326 N, UDS
LATITUDE	52,438 N	LONGITUDE	36,164 O
TEMPS POUR CONTINUER ET REVENIR		TEMPS ETP	1 : 26 @ CONSTANT
		REVENIR	2 : 38
		A VITES. CROIS. A HAUTE ALT.	
		CONTINUER	EINN
		DISTANCE	988 NM
		VITESSE SOL	373 KTS
		CAP	85°
		REVENIR A	CYQX
		DISTANCE	727 NM
		VITESSE SOL	274 KTS
		CAP	265°
ETP NIVEAU DE VOL 200			
DISTANCE	716 NM	TAS	304 N, UDS
LATITUDE	52,418 N	LONGITUDE	36,334 O
TEMPS POUR CONTINUER ET REVENIR		TEMPS ETP	1 : 24 @ CONSTANT
		REVENIR	2 : 49
		A VITES. CROIS. A HAUTE ALT.	
		CONTINUER	EINN
		DISTANCE	999 NM
		VITESSE SOL	354 KTS
		CAP	85°
		REVENIR A	CYQX
		DISTANCE	716 NM
		VITESSE SOL	254 KTS
		CAP	265°
ETP NIVEAU DE VOL 150			
DISTANCE	744 NM	TAS	285 N, UDS
LATITUDE	52,471 N	LONGITUDE	35,482 O
TEMPS POUR CONTINUER ET REVENIR		TEMPS ETP	1 : 28 @ CONSTANT
		REVENIR	3 : 00
		A VITES. CROIS. A HAUTE ALT.	
		CONTINUER	EINN
		DISTANCE	971 NM
		VITESSE SOL	323 KTS
		CAP	85°
		REVENIR A	CYQX
		DISTANCE	744 NM
		VITESSE SOL	247 KTS
		CAP	265°
ETP NIVEAU DE VOL 100			
DISTANCE	778 NM	TAS	269 N, UDS
LATITUDE	52,530 N	LONGITUDE	34,530 O
TEMPS POUR CONTINUER ET REVENIR		TEMPS ETP	1 : 32 @ CONSTANT
		REVENIR	3 : 11
		A VITES. CROIS. A HAUTE ALT.	
		CONTINUER	EINN
		DISTANCE	937 NM
		VITESSE SOL	294 KTS
		CAP	85°
		REVENIR A	CYQX
		DISTANCE	778 NM
		VITESSE SOL	244 KTS
		CAP	265°

FIG. 9



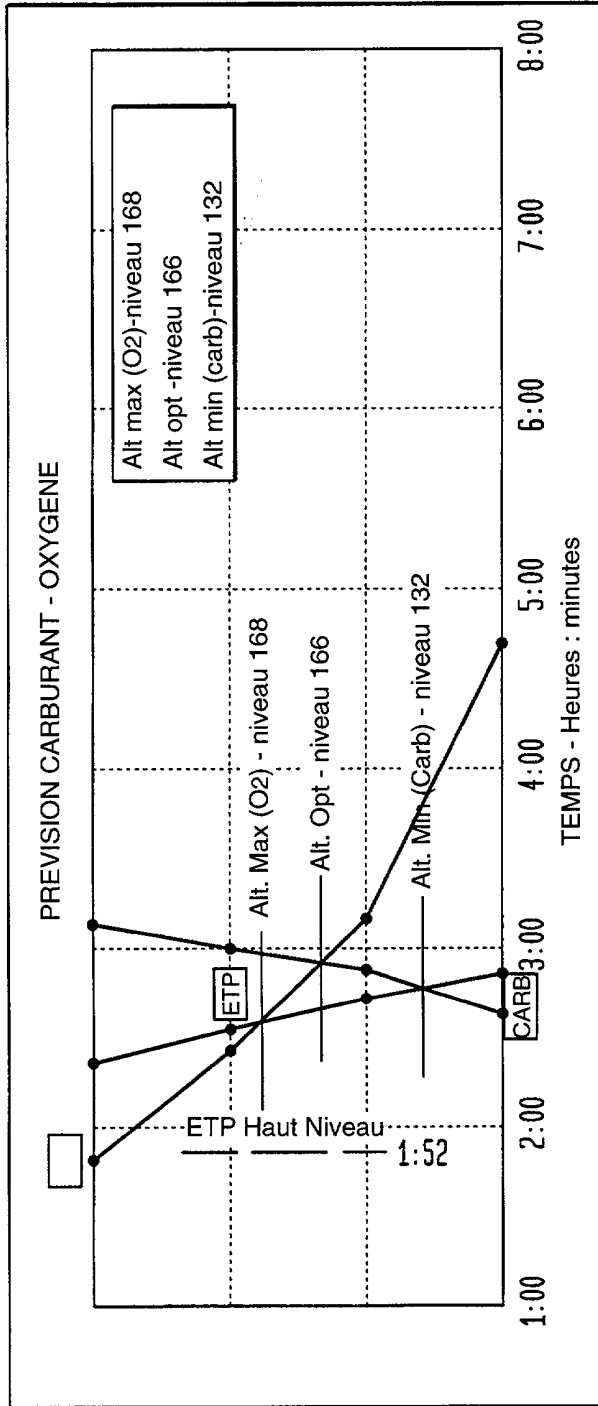
GIV SP	N 1625	SIN 1358					
Equipage	3	PSI	00	Litres	0	Systeme oxygene (DIA)	0
Equipage sous Or reg.	1	PSI	00	Temps au-dessus	410	Desc. Urgence	N
Passagers	12	PSI	00	Litres	0	Moteurs	AE0
Passagers med.	1	PSI	00	Temps de Vol	6:52	Alt. Cabine	6000
Masse Internationale	44000	PSI	00	Carb. a ETP	2000	Reserve Carb.	0

FIG. 10



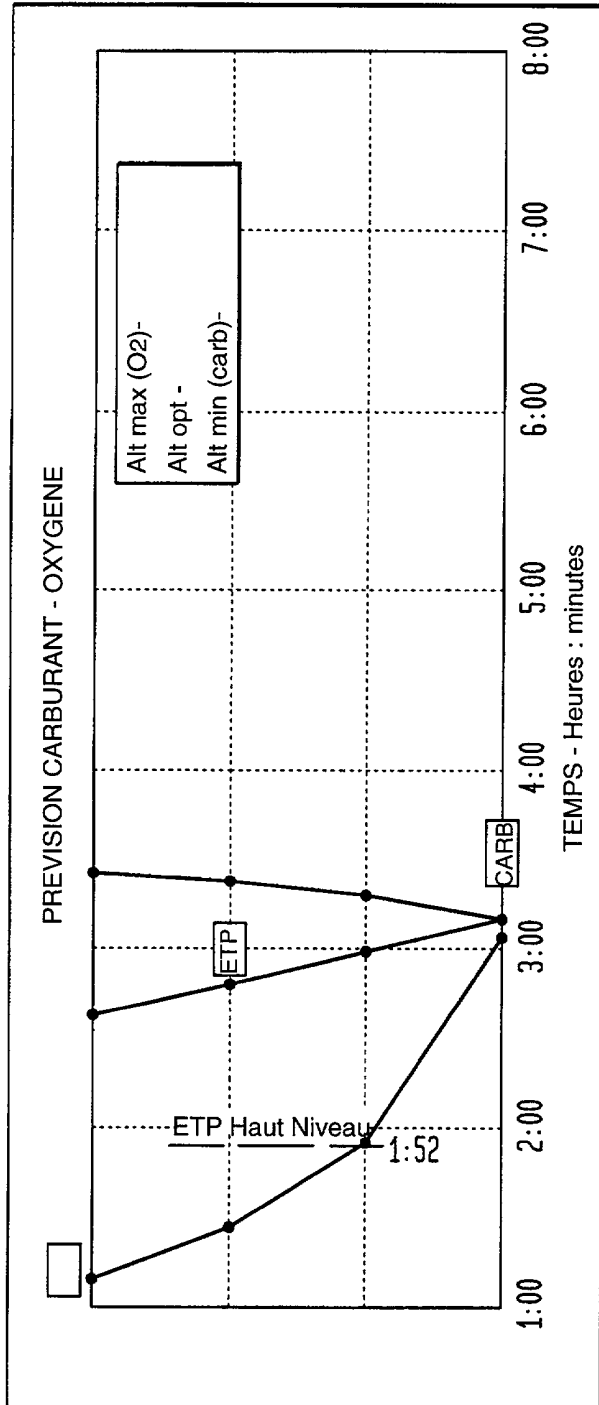
GIV SP	N 1625	SIN 1358					
Equipage	3	PSI	00	Litres	0	Systeme oxygene (DIA)	D
Equipage sous Or reg.	1	Temps au-dessus 410	3:36	Temps de Vol	6:52	Desc. Urgence	N
Passagers	12	PSI	00	Carb. a ETP	12000	Moteurs	AE0
Passagers med.	1	Masse Internationale	44000			Alt. Cabine	6000
						Reserve Carb.	0

FIG. 11



GIV SP	N 1625	SIN 1358					
Equipage	3	PSI	1500	Litres	2639	Systeme oxygene (DIA)	D
Equipage sous Or reg.	1			Temps au-dessus 410	3:36	Desc. Urgence	O
Passagers	12	PSI	1500	Litres	5278	Moteurs	AEO
Passagers med.	1			Temps de Vol	6:52	Alt. Cabine	6000
Masse Internationale	44000			Carb. a ETP	12000	Reserve Carb.	3000

FIG. 12



GIV SP		N 1625		SIN 1358	
Equipage	<input type="text" value="3"/>	PSI	<input type="text" value="1500"/>	Litres	<input type="text" value="2639"/>
Equipage sous Or reg.	<input type="text" value="1"/>			Temps au-dessus 410	<input type="text" value="3:36"/>
Passagers	<input type="text" value="12"/>	PSI	<input type="text" value="1500"/>	Litres	<input type="text" value="5278"/>
Passagers med.	<input type="text" value="1"/>			Temps de Vol	<input type="text" value="6:52"/>
Masse Internationale	<input type="text" value="44000"/>			Carb. a ETP	<input type="text" value="12000"/>
				Système oxygene (DIA)	<input type="text" value="D"/>
				Desc. Urgence	<input type="text" value="O"/>
				Moteurs	<input type="text" value="AEO"/>
				Alt. Cabine	<input type="text" value="6000"/>
				Reserve Carb.	<input type="text" value="3000"/>