



CONFÉDÉRATION SUISSE

OFFICE FÉDÉRAL DE LA PROPRIÉTÉ INTELLECTUELLE

⑪ CH 659 982 A5

⑤① Int. Cl. 4: B 64 D 45/04

Brevet d'invention délivré pour la Suisse et le Liechtenstein

Traité sur les brevets, du 22 décembre 1978, entre la Suisse et le Liechtenstein

⑫ **FASCICULE DU BREVET** A5

⑲ Numéro de la demande: 2078/84

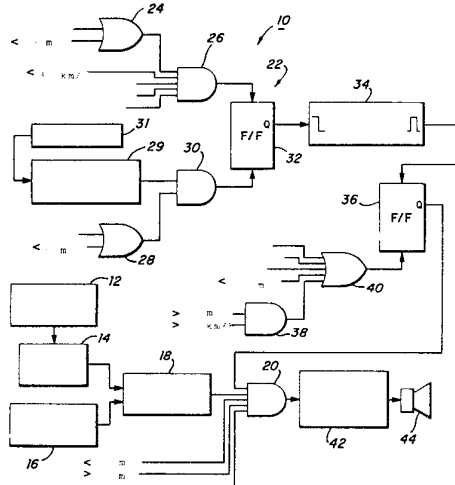
⑳ Date de dépôt: 27.04.1984

③① Priorité(s): 13.05.1983 US 494589

㉔ Brevet délivré le: 13.03.1987

④⑤ Fascicule du brevet
publié le: 13.03.1987⑦③ Titulaire(s):
Sundstrand Data Control, Inc., Redmond/WA
(US)⑦② Inventeur(s):
Paterson, Noel S., Bothell/WA (US)
Vermilion, Everett E., Seattle/WA (US)⑦④ Mandataire:
E. Blum & Co., Zürich⑤④ **Dispositif d'avertissement pour avion.**

⑤⑦ Le dispositif d'avertissement pour avion compare la vitesse de descente de l'avion avec sa hauteur au-dessus du sol (12) après le décollage et produit un avertissement (44) si l'avion possède une vitesse de descente excessive (18) pour l'altitude radio (16) à laquelle il se trouve. Le dispositif tient compte de la position (28) du train d'atterrissage, de la vitesse relative (38) de l'avion, et de la puissance (31) momentanément développée par le moteur pour n'entrer en action qu'au cours du décollage ou lors des opérations suivant une approche manquée, afin de produire un minimum de fausses alarmes dans d'autres situations. Le rapport nécessaire entre l'altitude radio et la vitesse de descente pour donner lieu à un avertissement est adapté à de petits avions de haute performance, tels les avions de chasse ou d'assaut.



REVENDEICATIONS

1. Dispositif d'avertissement pour déclencher un avertissement sur un avion lors d'un décollage ou d'un tour de piste après une approche manquée, caractérisé par des moyens réagissant à des signaux représentant l'altitude de l'avion au-dessus du sol, la puissance développée par le moteur, ainsi que la position du train d'atterrissage afin de détecter les conditions indiquant un décollage ou un tour de piste lorsque le train d'atterrissage est relevé ou que l'avion se trouve au-dessus d'une altitude déterminée et que le moteur fonctionne à sa puissance de décollage; des moyens réagissant à des signaux représentant l'altitude de l'avion et sa vitesse de descente afin de détecter une vitesse de descente excessive et de fournir un signal indiquant une vitesse de descente excessive pour l'altitude à laquelle se trouve l'avion; et des moyens réagissant aux moyens de détection des conditions de décollage ou de tour de piste ainsi qu'aux moyens de détection d'une vitesse de descente excessive pour produire un avertissement lorsqu'une vitesse de descente excessive est détectée lors d'un décollage ou d'un tour de piste.

2. Dispositif d'avertissement selon la revendication 1, caractérisé en ce que l'altitude déterminée est de 6 m.

3. Dispositif d'avertissement selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comporte des moyens pour supprimer l'avertissement lorsque l'avion se trouve au-dessus d'une seconde altitude déterminée.

4. Dispositif d'avertissement selon la revendication 3, caractérisé en ce que la seconde altitude déterminée est de 30 m.

5. Dispositif d'avertissement selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comporte des moyens pour supprimer l'avertissement lorsque la vitesse de l'avion est supérieure à une vitesse déterminée.

6. Dispositif d'avertissement selon la revendication 1, caractérisé en ce que les moyens fournissant un signal indiquant une vitesse de descente excessive produisent un avertissement lorsque la trajectoire de vol de l'avion est telle que sa continuation mènerait à un impact au sol en environ 0,8 min.

7. Dispositif d'avertissement selon la revendication 1, caractérisé en ce que les moyens fournissant un signal indiquant une vitesse de descente excessive produisent un avertissement lorsque la vitesse de descente excède 38 m/min à 30 m d'altitude et 7,5 m/min à 6 m d'altitude.

8. Dispositif d'avertissement selon la revendication 1, caractérisé en ce que les moyens fournissant un signal indiquant une vitesse de descente excessive produisent un avertissement lorsque l'avion vole entre 6 et 30 m au-dessus du sol et que la trajectoire de vol de l'avion est telle que sa continuation mènerait à un impact au sol en environ 0,8 min.

9. Dispositif d'avertissement selon la revendication 1, caractérisé en ce que les moyens fournissant un signal indiquant une vitesse de descente excessive produisent un avertissement lorsque l'avion vole entre 6 et 30 m au-dessus du sol, et que la vitesse de descente excède 38 m/min à 30 m au-dessus du sol et 8 m/min à 6 m d'altitude.

L'invention se rapporte à un dispositif pour signaler une vitesse de descente excessive d'un avion après le décollage ou lors d'un tour de piste supplémentaire après une approche manquée, et plus particulièrement à un dispositif spécialement adapté à des avions de haute performance tels des avions de chasse ou d'assaut.

Des dispositifs d'avertissement signalant la perte d'altitude d'un avion après le décollage ou pendant un tour de piste après une approche manquée sont connus. Les brevets américains N°s 3,946,358, 3,947,808, 3,947,810 et 4,319,218 décrivent de tels dispositifs. Les dispositifs mentionnés dans le premier et le second de ces brevets fournissent un signal d'avertissement lorsque la vitesse de descente

de l'avion dépasse une valeur prédéterminée à une altitude donnée, et les dispositifs décrits dans les deux derniers brevets ci-dessus produisent un signal d'avertissement si la perte d'altitude dépasse une valeur prédéterminée avant qu'une altitude donnée ne soit atteinte.

Bien que ces dispositifs permettent d'avertir le pilote d'un avion de conditions dangereuses qui découlent d'une vitesse de chute excessive ou d'une perte d'altitude excessive pendant le décollage ou pendant la répétition d'une phase d'approche manquée, ces systèmes sont prévus pour un usage sur les avions de transport et non pas pour des avions de haute performance et extrêmement manœuvrables tels les avions de chasse ou d'assaut, dont les caractéristiques de vol et de fonctionnement sont totalement différentes de celles des avions de transport. Par conséquent, le dispositif prévu pour des avions de transport peut émettre des signaux d'avertissement erronés sous certaines conditions d'opération normales sur des avions de haute performance et ne pas produire des signaux d'avertissement, ou encore des signaux inadéquats, dans d'autres conditions de vol.

Les caractéristiques de vol et opérationnelles d'un avion de haute performance tel un chasseur ou un avion d'assaut diffèrent considérablement de celles d'un avion de transport. Au moment du décollage, un chasseur ou un avion d'assaut est lourdement chargé de carburant et de munition et, comme ces caractéristiques aérodynamiques sont prévues pour de grandes vitesses, sa vitesse ascensionnelle est faible au début. C'est pourquoi, lors du décollage, l'avion est maintenu sur une trajectoire de vol relativement horizontale jusqu'à ce qu'une vitesse suffisante soit atteinte pour permettre une vitesse ascensionnelle supérieure. La partie horizontale de la trajectoire est particulièrement dangereuse parce qu'elle se situe à basse altitude et que, si le pilote est tant soit peu distrait ou désorienté, l'avion peut percuter le sol par inadvertance. Une telle désorientation est particulièrement à craindre lors de décollages de nuit spécialement au-dessus d'un plan d'eau, comme lors des décollages à partir d'un porte-avions au cours desquels le pilote peut perdre le contact visuel et laisser l'avion descendre au niveau de l'eau. Il est par conséquent désirable de fournir de vive voix au pilote un signal d'attention unique comme «ne descendez plus» pour l'avertir d'un impact au sol suffisamment à l'avance pour lui permettre de redresser la situation. Toutefois, cet avertissement ne devrait être émis que lorsque le contact avec le sol est imminent et non pas durant d'autres phases du vol au cours desquelles de grandes vitesses de descente sont produites intentionnellement, par exemple durant l'atterrissage ou durant certaines manœuvres tactiques.

Le but de la présente invention est par conséquent de fournir un dispositif d'avertissement de prise d'altitude négative après un décollage ou après une approche manquée et qui soit particulièrement adapté à une utilisation sur des avions de haute performance et très manœuvrables, tels des avions de chasse ou d'assaut.

A cet effet, le dispositif selon l'invention pour déclencher un avertissement sur un avion lors d'un décollage ou d'un tour de piste après une approche manquée est caractérisé par des moyens réagissant à des signaux représentant l'altitude de l'avion au-dessus du sol, la puissance développée par le moteur, ainsi que la position du train d'atterrissage afin de détecter les conditions indiquant un décollage ou un tour de piste lorsque le train d'atterrissage est relevé ou que l'avion se trouve au-dessus d'une altitude prédéterminée et que le moteur fonctionne à sa puissance de décollage; des moyens réagissant à des signaux représentant l'altitude de l'avion et sa vitesse de descente afin de détecter une vitesse de descente excessive et de fournir un signal indiquant une vitesse de descente excessive pour l'altitude à laquelle se trouve l'avion; et des moyens réagissant aux moyens de détection des conditions de décollage ou de tour de piste ainsi qu'aux moyens de détection d'une vitesse de descente excessive pour produire un avertissement lorsqu'une vitesse de descente excessive est détectée lors d'un décollage ou d'un tour de piste.

L'invention sera illustrée par la description qui suit à titre d'exemple ainsi que par le dessin en annexe, dans lequel:

la figure 1 est un schéma de fonction d'une réalisation du dispositif d'avertissement selon l'invention, et

la figure 2 est un graphique illustrant la relation entre l'altitude radio et la vitesse de descente barométrique qui doit être satisfaite pour qu'un avertissement soit émis.

La figure 1 illustre un dispositif selon l'invention capable de produire l'avertissement décrit plus haut sans produire un nombre exagéré de fausses alertes. L'ensemble du dispositif est identifié par le chiffre 10. Le dispositif 10 est illustré dans la figure 1 sous la forme d'un diagramme fonctionnel comportant une série de portes, de comparateurs, de flip-flops, etc., cela à des fins d'illustration. Il est à remarquer toutefois que la réalisation du circuit logique peut être différente de celle de la figure 1 et réalisée au moyen de différents circuits digitaux ou analogiques. Les signaux utilisés par le dispositif d'avertissement décrit ici comprennent des signaux d'altitude radio, d'altitude barométrique, de variation d'altitude barométrique, de vitesse relative, un signal représentant la puissance développée par le moteur qui peut par exemple être un signal indiquant le nombre de tours/min du moteur, un signal indiquant la position du train d'atterrissage et différents signaux de validité. Selon le type d'avion sur lequel le dispositif d'avertissement est installé, les signaux montrés à la figure 1 peuvent être fournis par des instruments séparés, tels un altimètre barométrique 12, un indicateur barométrique de vitesse ascensionnelle 14, un altimètre radio 16 ainsi que par un circuit digital indiquant la position du train d'atterrissage, ou encore par un canal multiple de données tels ceux qui existent dans certains nouveaux avions.

Pour déterminer si un avion se trouve dans des conditions de perte d'altitude excessive, par exemple parce qu'il perd de l'altitude à une vitesse excessive, un signal de vitesse ascensionnelle barométrique est appliqué à un comparateur 18. Le signal de vitesse ascensionnelle barométrique peut être obtenu à partir d'un circuit 14 qui différencie le signal de l'altimètre barométrique 12, ou à partir de toutes autres sources adéquates. Le signal de vitesse ascensionnelle barométrique est comparé avec un signal indiquant l'altitude de l'avion au-dessus du sol, tel par exemple un signal provenant de l'altimètre radio 16. Le terme «sol» utilisé ici ne désigne pas seulement un sol horizontal et sec, mais englobe au contraire d'autres caractéristiques topographiques de la surface de la terre, tels un plan d'eau, un marais ou un terrain accidenté. Par ailleurs, et bien que l'on donne ici une vitesse de descente excessive comme exemple de condition de perte d'altitude excessive, le terme «condition de perte d'altitude excessive» utilisé ici ne se limite pas à une vitesse de descente excessive, mais englobe aussi d'autres conditions de vol dangereuses et liées à l'altitude, par exemple une perte d'altitude excessive ou un gain d'altitude insuffisant.

Le signal de variation barométrique est comparé au signal de l'altimètre radio 16 par le comparateur 18, et un signal de déclenchement d'avertissement est émis par le comparateur 18 si la valeur du signal de variation barométrique indique une vitesse de descente excessive pour une valeur donnée du signal d'altitude radio. Le signal de déclenchement de l'avertissement produit par le comparateur 18 est appliqué à l'une des entrées d'une porte ET 20 qui déclenche l'émission du signal d'avertissement si le signal de déclenchement d'avertissement ainsi que certains autres signaux d'activation sont appliqués à la porte. Ces autres signaux se rapportent au mode de vol de l'avion et ne permettent d'émettre un avertissement que si l'avion se trouve en cours de décollage ou en tour de piste.

Parmi les autres signaux d'entrée appliqués à la porte ET 20 se trouve un signal indiquant qu'une charge n'est pas appliquée aux roues et qui peut par exemple être obtenu à partir d'un interrupteur sur le train d'atterrissage afin d'indiquer au dispositif que l'avion ne se trouve pas au sol. Ce signal met aussi le dispositif hors service lorsque l'avion se trouve au sol. Un autre signal appliqué à la porte 20 est le signal PLUS QUE 6 MÈTRES qui met le dispositif hors service lorsque l'avion se trouve au-dessous de 6 m d'altitude radio, c'est-à-dire à une hauteur à laquelle des signaux de variation barométrique ne peuvent plus être obtenus avec précision.

Un autre signal appliqué à la porte 20 est un signal MOINS DE 20 MÈTRES qui ne met le dispositif en service que lorsque l'avion

vole à 30 m d'altitude radio ou en dessous. Le but de ce signal est de mettre le système hors service au-dessus de 30 m parce que, sur un avion de chasse ou d'assaut typique, aucun avertissement n'est nécessaire lorsque l'avion se trouve au-dessus de 30 m d'altitude radio, et que le maintien en activité du dispositif au-dessus de 30 m d'altitude pourrait causer des avertissements superflus dans d'autres phases de vol. Les signaux MOINS DE 30 MÈTRES et PLUS DE 6 MÈTRES peuvent par exemple facilement être obtenus à partir d'un ou de plusieurs comparateurs (non montrés au dessin) qui reçoivent le signal d'altitude de l'altimètre radio 16 et fournissent des signaux de sortie discrets à différentes altitudes radio prédéterminées.

Comme il a déjà été dit, on désire disposer d'un dispositif d'avertissement qui ne soit actif que pendant le décollage ou le tour de piste suivant une approche manquée. Par conséquent, il faut prévoir un circuit logique pour déterminer quand de telles conditions de vol sont effectivement remplies. Dans la réalisation illustrée ici, le circuit logique pour déterminer si les conditions indiquant un décollage ou un tour de piste après une approche manquée sont remplies est composé par un circuit logique 22. Celui-ci comprend une porte OU 24, une porte ET 26, une porte OU 28, une porte ET 30, un flip-flop 32 pouvant être armé/réarmé, un détecteur de transition 34 et un flip-flop 36 pouvant être armé/réarmé.

Fondamentalement, la fonction de ce circuit logique 20 est de discriminer entre les phases de vol correspondant à un décollage et à un atterrissage. Les critères nécessaires pour définir une phase de décollage sont que le train d'atterrissage est relevé ou que l'avion se trouve à moins de 6 m d'altitude radio et que le ou les moteurs développent la puissance de décollage. Ces critères sont déterminés par une porte ET 30 qui reçoit un signal indiquant que le moteur développe la puissance de décollage. Un tel signal peut par exemple être obtenu à partir d'un comparateur de décollage 29 qui reçoit d'un tachymètre 31 un signal représentant le nombre de tours/min du moteur et qui délivre à la porte ET 30 le signal de puissance de décollage lorsque la vitesse du moteur dépasse un certain nombre de tours/min nécessaires pour le décollage, par exemple lorsque le nombre de tours/min du compresseur primaire d'un jet excède 90% du nombre de tours maximal. Le signal indiquant que la puissance de décollage est atteinte peut aussi être obtenu à partir d'autres sources, par exemple à partir de la position de la manette des gaz. La porte ET 30 reçoit également un autre signal de la porte OU 28 qui délivre à la porte ET 30 un signal d'activation lorsque soit le train d'atterrissage est relevé, soit l'altitude de l'avion est inférieure à 6 m. Le signal TRAIN RELEVÉ pour la porte 28 peut être obtenu à partir d'un interrupteur monté sur le train d'atterrissage ou sur le levier de contrôle du train d'atterrissage, et le signal MOINS DE 6 MÈTRES peut être obtenu à partir d'un comparateur qui surveille le signal de l'altimètre radio. Le critère des 6 m est particulièrement utile pour détecter la phase de décollage dès que l'avion quitte le sol et avant que le pilote n'ait la possibilité de relever le train d'atterrissage. Quand les deux entrées de la porte ET 30 sont activées, le flip-flop à armement/réarmement 32 est mis en sa position réarmée. Cela est à nouveau la position de décollage.

Quand l'avion se trouve en vol d'approche, le dispositif d'avertissement devrait être désactivé. La possibilité de le désactiver est fournie par une porte OU 24 et une porte ET 26 qui coopèrent pour armer le flip-flop à armement/réarmement 32 durant la phase d'approche du vol. La phase d'approche est identifiée en ce que le train d'atterrissage est baissé ou que l'altitude radio de l'avion est inférieure à 30 m et la vitesse de l'avion inférieure à 360 km/h, et en ce que le moteur ne développe pas sa puissance de décollage. Les signaux représentant ces conditions sont appliqués à la porte ET 26. De plus, l'altimètre radio et l'altimètre barométrique ne doivent pas être hors service parce que, s'ils l'étaient, tout signal d'avertissement fourni par le dispositif serait une gêne.

Non seulement il est nécessaire de pouvoir distinguer si l'avion se trouve en cours de décollage ou en un vol d'approche, mais il est également nécessaire de déterminer si l'avion se trouve en une phase

de vol qui n'est ni une phase de décollage ni une phase d'approche. Cette détermination est faite par une porte ET 38 et une porte OU 40 qui servent à réarmer le flip-flop 36 lorsque l'avion se trouve en une phase de vol différente du décollage et de l'approche. Cela est réalisé par surveillance de la vitesse relative et de la hauteur de l'avion au-dessus du sol et indique une phase de vol différente du décollage ou de l'approche lorsque la vitesse de l'avion est supérieure à 360 km/h et que l'altitude n'est pas inférieure à 30 m, ou que l'altitude excède 300 m, comme cela a lieu en un circuit fermé. Dans ces conditions, la porte ET 38 fournit un signal à la porte OU 40 pour amener cette porte OU à réarmer le flip-flop à armement/réarmement 36 et donc mettre le dispositif d'avertissement hors service. D'autres signaux mettant également le dispositif d'avertissement hors service sont également appliqués à la porte 40. Ces signaux d'entrée mettent le dispositif hors service lorsque soit l'altimètre barométrique soit l'altimètre radio sont désactivés, quand un signal de dépassement du nombre de signaux existe et indique un nombre de signaux non valables.

En pratique, lorsque l'avion décolle et que la puissance de décollage est développée, la porte 30 réarme le flip-flop 32 lorsque l'avion quitte le sol ou relève son train d'atterrissage. Cela cause un basculement du signal de sortie Q du flip-flop 32 de sa valeur haute vers sa valeur basse. Cette transition est détectée par un détecteur de transition 34 qui produit une impulsion de sortie lorsqu'une transition d'une valeur haute à une valeur basse a lieu à son entrée. L'impulsion de sortie du détecteur de transition 34 arme le flip-flop 36 à armement/réarmement, amenant ainsi le signal de sortie Q du flip-flop 36 à prendre sa valeur haute et à activer la porte ET 20. Cela met le dispositif dans le mode de décollage et permet à la porte ET 20 de répondre à un signal de vitesse de descente effective généré par le comparateur 18. La porte ET 20 répond à un signal de vitesse de descente excessive en délivrant un signal à un générateur d'avertissement 42, ce qui amène le générateur d'avertissement 42 à appliquer, soit directement soit indirectement, un signal vocal à un haut-parleur 44 ou à un autre transducteur. De préférence, le générateur 42 comprendra un synthétiseur de voix digitale capable de produire un message synthétisé du genre «ne descendez pas» qui avertit le pilote d'un danger particulier de manière que celui-ci puisse immédiatement redresser la situation. Des exemples de générateurs d'avertissement digitaux ainsi que de la manière de les utiliser dans un dispositif d'avertissement d'un avion sont décrits dans les brevets des Etats-Unis N^{os} 3,925,751, 4,030,065 et 4,060,793.

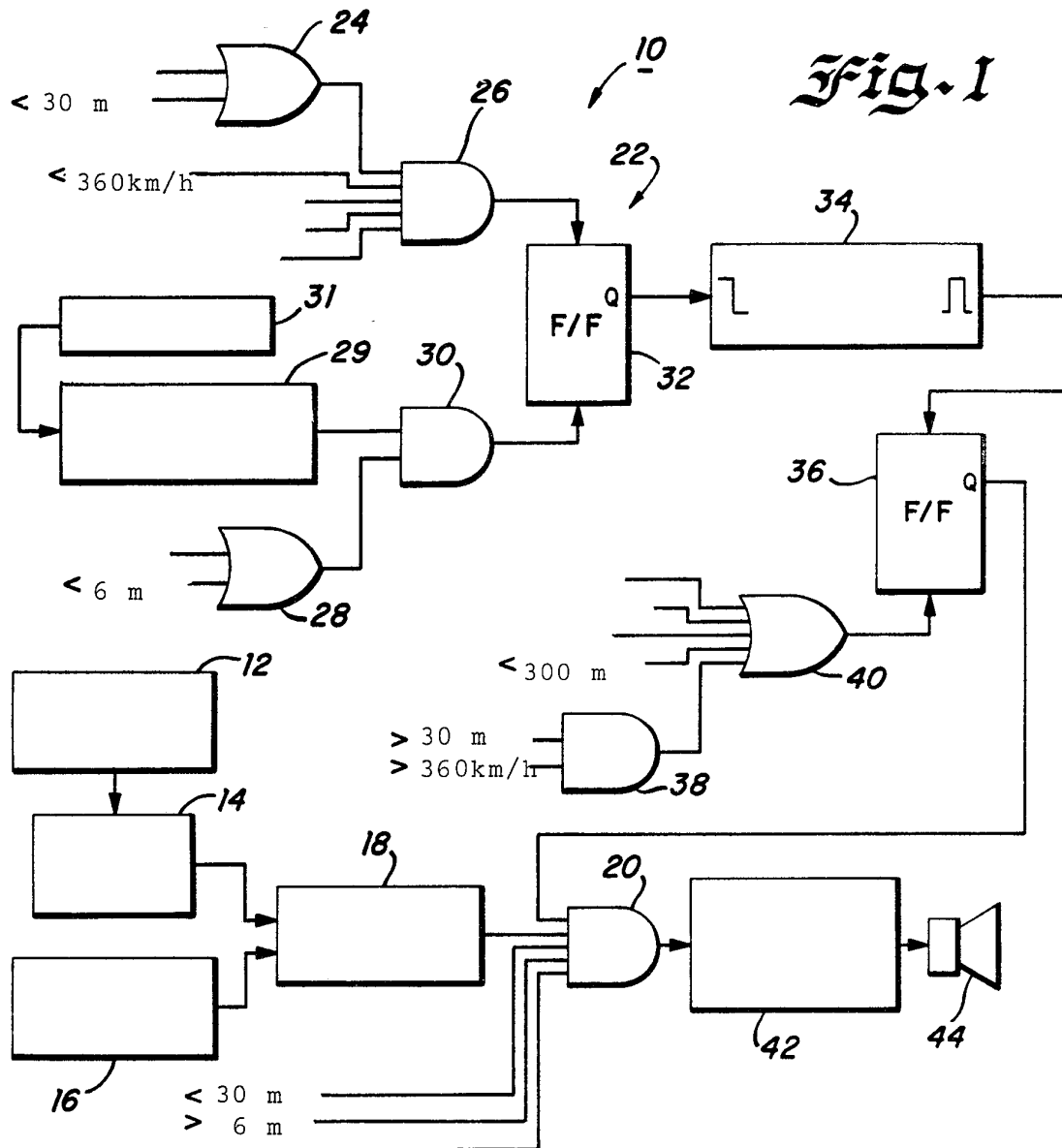
Lorsque l'avion continue à monter et que l'altitude excède 30 m et que la vitesse relative excède 360 km/h, ou lorsque l'altitude excède 300 m comme cela a lieu dans une suite répétitive, le flip-flop à armement/réarmement 36 sera réarmé par les portes 38 et 40 pour ainsi fermer la porte 20. La porte 20 reste fermée durant le restant du vol; toutefois, lorsque l'avion descend lors de son vol d'approche pour un atterrissage, le flip-flop 32 sera armé lorsque le train d'atterrissage est baissé ou que l'avion atteint une altitude de moins de 30 m et que la vitesse relative est inférieure à 360 km/h et que la puissance de décollage n'est pas appliquée. Le flip-flop 32 est armé de manière que, si une approche manquée se produit et que la puissance de décollage soit requise lorsque le train d'atterrissage est relevé, ou que l'avion descende au-dessous de 6 m, le flip-flop à armement/réarmement 32 puisse être à nouveau réarmé pour produire

une transition de l'état armé à l'état réarmé. La transition de l'état armé à l'état réarmé induira le détecteur de transition 34 à armer à nouveau le flip-flop 36 à armement/réarmement pour activer la porte 20 et ainsi activer le dispositif d'avertissement durant le tour de piste suivant le vol d'approche manquée.

Le graphique de la figure 2 illustre le critère donnant la vitesse de descente nécessaire en fonction de l'altitude radio pour produire un avertissement. Comme il est indiqué par la surface ajourée du graphique de la figure 2, le dispositif n'est activé que lorsque l'altitude radio de l'avion est comprise entre 6 et 30 m. Bien que l'activation dans cet intervalle de hauteur puisse être réalisée de diverses façons, elle a lieu, dans la réalisation illustrée dans la figure 1, par les signaux d'entrée MOINS DE 30 MÈTRES et PLUS DE 6 MÈTRES de la porte ET 20. La ligne inclinée située entre les altitudes correspondant à 6 m et 30 m a été choisie pour correspondre aux caractéristiques de fonctionnement d'un chasseur/avion d'assaut de haute performance typique, tel le Fairchild A10. L'inclinaison et les extrémités de la ligne diagonale peuvent être réalisées de diverses façons, aussi bien de manière analogique que digitale mais, dans la réalisation illustrée à la figure 1, elles sont générées par le comparateur 18 qui reçoit des signaux normalisés de façon adéquate du circuit 14 et de l'altimètre radio 16. L'inclinaison de la ligne diagonale dans la figure 2 est choisie de manière à procurer au pilote un délai d'avertissement qui reste constant indépendamment du point de la ligne diagonale par lequel on entre dans la région d'avertissement. Dans la réalisation décrite, le dispositif procure un délai d'avertissement constant de 0,8 minute (48 secondes) avant la percussive au sol. Le signal d'avertissement vocal «ne descendez pas» est produit lorsque le signal de vitesse ascensionnelle négative produit par le circuit de vitesse 14 excède le signal produit par l'altimètre radio 16.

Si par exemple le pilote vole à une hauteur de 30 m et que sa vitesse de descente excède 38 m par minute, un avertissement sera émis et il restera au pilote 0,8 minute, c'est-à-dire 30 m divisés par 38 m/minute pour redresser la situation. De façon similaire, si l'avion vole à 6 m au-dessus du sol, l'avertissement sera émis si la vitesse de descente excède 7,5 m par minute, ce qui donnera également au pilote 0,8 minute pour redresser la situation. Ainsi le pilote disposera d'un délai d'avertissement de 0,8 minute entre le moment où le signal «ne descendez pas» est émis et celui où un éventuel impact avec le sol aura lieu, et ce à toute altitude comprise entre 6 et 30 m au-dessus du sol lorsque la vitesse de descente excède celle définie par la ligne diagonale limitant la région d'avertissement dans la figure 2.

Dans le graphique de la figure 2, le signal «ne descendez pas» n'est émis que pour des vitesses ascensionnelles barométriques négatives, c'est-à-dire seulement lorsque l'avion descend, parce que, lors de manœuvres typiques pour un avion de haute performance lourdement chargé, celui-ci montera peu ou pas du tout dans la phase initiale du vol. Il est toutefois à remarquer que la courbe peut être modifiée pour inclure une variation barométrique positive si le dispositif doit être utilisé sur un avion qui normalement monte de façon sensible durant la phase initiale du vol. Il est donc à noter que le terme «vitesse de descente excessive» utilisé dans cette description englobe aussi une vitesse ascensionnelle insuffisante lorsque le dispositif doit être utilisé sur un avion qui en opération normale prend de l'altitude immédiatement après l'envol.

**Fig. 2**

ne descendez pas!

