

(19)



Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets



(11)

EP 0 610 128 B1

(12)

FASCICULE DE BREVET EUROPEEN

(45) Date de publication et mention
de la délivrance du brevet:
23.07.1997 Bulletin 1997/30

(51) Int Cl.⁶: **F41G 9/02**

(21) Numéro de dépôt: **94400208.8**

(22) Date de dépôt: **01.02.1994**

(54) **Procédé de lancement et de contrôle d'un projectile à partir d'un aéronef et procédé de son guidage après lancement**

Verfahren zum Abschuss und zur Steuerung eines Geschosses aus einem Flugzeug und Verfahren zu seiner Lenkung nach dem Abschuss

Method for launching and controlling a projectile from an aircraft and method for guiding it after its launch

(84) Etats contractants désignés:
BE DE ES GB IT SE

(30) Priorité: **02.02.1993 FR 9301094**

(43) Date de publication de la demande:
10.08.1994 Bulletin 1994/32

(73) Titulaire: **SOCIETE D'APPLICATIONS
GENERALES
D'ELECTRICITE ET DE MECANIQUE SAGEM
F-75783 Paris Cédex 16 (FR)**

(72) Inventeurs:

- **Duclos, François
F-95000 Cergy (FR)**
- **Lhote, Didier
F-95290 l'Isle Adam (FR)**

(74) Mandataire: **Bloch, Gérard
2, square de l'Avenue du Bois
75116 Paris (FR)**

(56) Documents cités:
**FR-A- 2 681 675
US-A- 3 689 741**

**FR-A- 2 681 676
US-A- 4 121 246**

EP 0 610 128 B1

Il est rappelé que: Dans un délai de neuf mois à compter de la date de publication de la mention de la délivrance du brevet européen, toute personne peut faire opposition au brevet européen délivré, auprès de l'Office européen des brevets. L'opposition doit être formée par écrit et motivée. Elle n'est réputée formée qu'après paiement de la taxe d'opposition. (Art. 99(1) Convention sur le brevet européen).

Description

La présente invention concerne, tout d'abord, un procédé de lancement sur une cible et de contrôle, à partir d'un aéronef, d'un projectile non guidé verticalement, à trajectoire mixte, libre puis freinée, dans lequel, dans une phase d'approche avant lancement, et pour chacune de diverses positions d'approche successives de l'aéronef,

- on détermine la position de la cible dans un repère tridimensionnel lié à l'aéronef,
- on calcule, en tenant compte de la vitesse de l'aéronef et dans ledit repère, la trajectoire virtuelle anticipée du projectile, lancé à la position considérée,
- on calcule la distance de la cible à ladite trajectoire virtuelle et
- on lance le projectile juste après que ladite distance ait franchi un minimum.

Pour, d'un aéronef, par exemple un avion, lancer sur une cible un projectile propulsé ou non et sans guidage vertical, comme une bombe, ou bien une roquette, le pilote fait tout d'abord suivre à l'avion une trajectoire d'attaque bien précise permettant à la bombe d'avoir la vitesse initiale voulue, en grandeur et direction, pour que la cible se trouve sur sa trajectoire.

Cependant, il est apparu que cette condition ne fournissait pas toujours entière satisfaction, car, lorsque la bombe était larguée à faible altitude, sa trajectoire était trop inclinée sur la verticale, ce qui réduisait son efficacité, si elle explosait, ou la faisait ricocher.

On a tenté de résoudre ce problème en freinant la bombe au moyen d'un parachute ou d'un empennage déployable en fin de trajectoire, ce qui rapprochait rapidement sa trajectoire de la verticale, pour qu'elle ait un angle d'impact suffisant pour garantir l'efficacité voulue. Il fallait cependant disposer d'une hauteur de chute freinée suffisante.

Dans le cas d'un largage à moyenne ou haute altitude, il n'était pas non plus certain, en considérant un largage en semi-piqué par exemple, que la trajectoire en chute freinée fût suffisamment longue pour que l'angle d'impact fût suffisant. Inversement, un largage depuis un palier à haute altitude conduisait à une trajectoire en chute freinée relativement longue qui, du fait du vent notamment, était imprécise.

Un autre problème était de procéder au calcul, avant largage, d'une trajectoire anticipée précise de la bombe, donc du point d'impact virtuel, en fonction de la trajectoire de l'avion et de la durée de la phase "lisse", c'est-à-dire libre et non freinée. Or, dans le cas d'une approche à basse altitude, c'est-à-dire pour un lancement "stand-off" sur coordonnées, sans voir la cible, l'altitude de l'avion est insuffisante pour avoir l'angle d'im-

pect voulu, quand bien même la durée de phase lisse serait minimale. Pour cependant anticiper le calcul de la trajectoire de la bombe, afin, aussi, de la lancer à portée maximale, il était connu de descendre fictivement, par le calcul, le niveau du sol, c'est-à-dire d'effectuer fictivement une approche "sous falaise", jusqu'à ce que la distance entre l'avion et un niveau de sol (ou sous-sol) fictif soit juste suffisante pour que la bombe ait l'angle d'impact voulu sur le sol fictif.

Lorsque l'avion effectue une ressource de lancement, son altitude croît et le niveau du sol fictif remonte et émerge assez rapidement puisque, en plus de l'altitude accrue, la direction de la vitesse initiale de la bombe est relevée, ce qui accroît encore l'apogée de sa trajectoire prévue, donc améliore l'angle d'impact.

Le calculateur utilisait, pour décider du lancement, un algorithme de calcul de temps restant avant largage, fonction en particulier de l'historique des vitesses horizontales du point d'impact virtuel sur le sol fictif.

Or, comme le sol fictif était remplacé, après émergence, par le sol réel, il n'y avait pas d'historique correspondant pour le sol réel et une prédiction par extrapolation était impossible car la variable "sol" présentait, à l'émergence, une forme anguleuse qui se traduisait par une discontinuité de son évolution et rompait l'itération des calculs précédents.

Ainsi, dans ce procédé de l'art antérieur, l'avion avait les informations voulues quand le largage ne pouvait qu'être virtuel mais ne disposait plus d'informations lorsqu'il s'agissait d'effectuer le largage sur le sol réel.

Le problème était d'autant plus aigu que la vitesse horizontale du point d'impact au sol correspond à une vitesse d'avance d'un front d'onde calculé, partie terminale de la trajectoire mixte, et qu'il s'agit donc d'une vitesse de phase, c'est-à-dire qui peut nettement dépasser la vitesse réelle de l'avion. Or, c'est le cas dans la phase de ressource, où la portée des bombes croît rapidement de par l'augmentation de leur angle de lancement, si bien que la phase de largage en ressource correspond alors aux plus mauvaises conditions de précision de largage.

En outre, indépendamment du problème d'efficacité de la bombe lié à l'angle d'impact, une trajectoire anticipée trop horizontale de la bombe présente un point d'impact anticipé au sol dont la position dépend grandement des altitude et attitude instantanées de l'avion, c'est-à-dire que le point d'impact anticipé calculé "avance" de façon très irrégulière vers la cible, ce qui ne permet pas de disposer d'un modèle stable qui permettrait de déterminer une trajectoire anticipée précise de la bombe.

De ce fait, une bombe larguée pendant la ressource avait une trajectoire mal réglée et perdait ainsi de son efficacité, dans ce cas à cause du fait qu'elle manquait fréquemment la cible.

La présente invention vise à résoudre ce problème d'efficacité de la bombe.

A cet effet, l'invention concerne un procédé du type

mentionné ci-dessus, caractérisé par le fait que, dans la phase d'approche, et pour chacune des diverses positions de l'aéronef, on calcule un angle d'impact de la trajectoire du projectile sur le plan horizontal contenant la cible, on le compare à une valeur prédéterminée et on ne prend en compte, pour la validation du calcul de distance, que les trajectoires présentant un angle d'impact atteignant ladite valeur.

Ainsi, le projectile n'est lancé que lorsqu'il peut avoir l'efficacité voulue. Si le lancement est différé, par rapport à cet instant où l'efficacité voulue serait atteinte, la trajectoire de l'aéronef peut être adaptée pour que la trajectoire mixte du projectile continue de lui permettre d'atteindre la cible.

Avantageusement, si la durée du parcours du projectile sur la portion de trajectoire libre est réglable, on asservit cette durée de parcours par le minimum de ladite distance de la cible pour que, pour chacune des diverses positions, la distance de la cible à la trajectoire soit égale à ce minimum, et, avant l'expiration de ladite durée de parcours, on transmet au projectile un signal de durée de parcours de portion de trajectoire libre.

C'est donc la trajectoire mixte du projectile qui, en cas de lancement différé, est adaptée automatiquement et non plus celle de l'aéronef, plus difficile à contrôler et contraignante pour le pilote.

Lorsque se pose le problème de procéder au calcul d'une trajectoire anticipée précise de projectile et que l'aéronef vole à basse altitude, sans que l'angle d'impact atteigne la valeur prédéterminée, on relève fictivement la trajectoire de l'aéronef parallèlement à elle-même tant que l'aéronef vole en palier, la détermination de la position de la cible et le calcul des trajectoires virtuelles anticipées du projectile sont effectués pour des positions d'approche de la trajectoire fictive de l'aéronef, puis, à partir d'une position du projectile pouvant être atteinte par ressource à partir de la position réelle de l'aéronef et pour laquelle il serait à portée de la cible, une ressource de l'aéronef relève sa trajectoire réelle et on poursuit le calcul de sa trajectoire fictive finale pour qu'elle devienne tangente à sa trajectoire réelle en un point au-delà duquel le projectile pourra être lancé.

On dispose ainsi de résultats de calcul de trajectoire mixte selon un algorithme d'optimisation de la portée et de l'efficacité à l'impact qui, au moment où le lancement devient possible, a déjà convergé sur les conditions réelles de lancement. Le lancement peut donc être effectué à distance maximale.

Avantageusement, pour déterminer la trajectoire fictive de l'aéronef pendant la ressource, on détermine, pour diverses positions de la trajectoire réelle de la ressource, des positions correspondantes, sur la trajectoire fictive par les étapes suivantes :

- pour chaque position d'approche, on assimile la trajectoire réelle de l'aéronef à un cercle, tangent localement à la trajectoire réelle de l'aéronef et de même courbure que celle-ci en cette position,

- on détermine une position de référence en reportant, sur la verticale du centre dudit cercle, l'altitude de la position de la trajectoire fictive finale de l'aéronef déterminée pour la position précédente,

5

- on calcule un angle de référence sur l'horizontale, fonction de l'accélération subie par l'aéronef sur sa trajectoire réelle à la position considérée,

10

- on détermine un cercle de construction, tangent au cercle assimilé, qui passe par ladite position de référence en présentant l'angle de référence et

15

- la position recherchée sur la trajectoire fictive est déterminée en élevant une verticale passant par la position considérée de la trajectoire réelle jusqu'à son intersection avec le cercle de construction.

20

On dispose ainsi d'un algorithme en boucle fournissant une valeur de durée de parcours de la portion de trajectoire libre qui prend en compte le mouvement de l'avion et fait converger l'angle d'impact, ainsi asservi, vers la valeur prédéterminée.

25

Le procédé utilisé ci-dessus dans le calcul d'une trajectoire à basse altitude présente un intérêt majeur et la demanderesse entend le revendiquer en tant que tel.

30

Grâce à ce procédé de calcul de trajectoire, on peut, avant que la cible soit à portée de largage, effectuer des calculs pour tenter de déterminer une trajectoire du projectile qui atteigne la cible, c'est-à-dire calculer une durée de parcours de tronçon de trajectoire libre en fonction des diverses variables d'entrée, ou primaires, prises en compte, comme la vitesse de l'aéronef, les caractéristiques aérodynamiques des projectiles et la position de la cible.

35

40

Cette condition d'atteinte de la cible n'est évidemment pas réalisée tant que celle-ci est hors de portée, mais, pendant cette phase, l'algorithme, qui est rebouclé, fait converger la valeur de diverses variables secondaires, comme la position fictive de l'aéronef, calculées à partir des variables d'entrée et de valeurs précédentes de ces variables secondaires, vers la valeur optimale de chacune. Ainsi, dès que la cible est à portée, l'algorithme permet de calculer, avec une grande précision, la trajectoire optimale du projectile et de le lancer immédiatement en utilisant la valeur correspondante de durée de parcours de trajectoire libre, immédiatement disponible et précise. Cette précision est obtenue grâce au fait que l'algorithme dispose d'un historique de l'évolution des variables primaires et secondaires et a ainsi pu intégrer ou "lisser" leur évolution dans le temps, c'est-à-dire éliminer le "bruit" de mesure ou de calcul.

45

50

L'invention concerne aussi un procédé de guidage après lancement selon le procédé de lancement de l'invention, dans lequel, le projectile comportant un récepteur de données agencé pour coopérer, après le lancement, avec un émetteur de l'aéronef, on poursuit, après lancement, le calcul d'une trajectoire virtuelle du projec-

55

tile coïncidant avec sa trajectoire réelle et on transmet au projectile les signaux correspondants de durée de parcours de la trajectoire libre.

L'invention concerne enfin un procédé de lancement sur une cible et de contrôle, à partir d'un aéronef, d'un projectile non guidé verticalement, à trajectoire mixte, libre puis freinée, dans lequel, dans une phase d'approche avant lancement, et pour chacune de diverses positions d'approche successives de l'aéronef,

1- on détermine la position de la cible dans un repère tridimensionnel lié à l'aéronef,

2- on calcule, en tenant compte de la vitesse de l'aéronef et dans ledit repère, la trajectoire virtuelle anticipée du projectile, lancé à la position considérée,

3- on calcule la distance de la cible à ladite trajectoire virtuelle et
on lance le projectile juste après que ladite distance ait franchi un minimum,

caractérisé par le fait que, lorsque la trajectoire réelle de l'aéronef est trop basse pour calculer, avec une précision déterminée, la trajectoire virtuelle anticipée du projectile et en calculer ladite distance, on relève fictivement la trajectoire de l'aéronef parallèlement à elle-même tant que l'aéronef vole en palier, la détermination de la position de la cible et le calcul des trajectoires virtuelles anticipées du projectile sont effectués pour des positions d'approche de la trajectoire fictive de l'aéronef, puis, après détermination d'une position du projectile pouvant être atteinte par ressource à partir de la position réelle de l'aéronef et pour laquelle il serait à portée de la cible, une ressource de l'aéronef relève sa trajectoire réelle et on poursuit le calcul de sa trajectoire fictive finale pour qu'elle devienne tangente à sa trajectoire réelle en un point au-delà duquel le projectile pourra être lancé.

L'invention sera mieux comprise à l'aide de la description suivante du mode préféré de réalisation des procédés de l'invention, en référence au dessin annexé, sur lequel :

- la figure 1 est une vue, dans un plan vertical, de la trajectoire d'un avion, d'une trajectoire fictive associée et de trajectoires prévues d'une bombe,
- la figure 2 illustre la construction de la trajectoire fictive de l'avion selon le procédé de lancement de l'invention et
- la figure 3 est un schéma par blocs illustrant les procédés de l'invention.

Dans le présent exemple, il s'agit, pour le pilote d'un avion 1 représenté sur la figure 1, de larguer un projectile non guidé verticalement, ici une bombe 2, sur une

cible 3, située, ici, sur un sol 4. La bombe 2 est du type à trajectoire mixte, formée d'une portion de trajectoire libre, ici de durée réglable, suivie d'une portion de trajectoire freinée, par un parachute dans cet exemple.

Un calculateur 10 (figure 3) de l'avion 1 reçoit d'une centrale inertielle de l'avion 1, non représentée, des informations lui permettant de déterminer une trajectoire 5 de l'avion 1. A partir de cette trajectoire 5, le calculateur 10 calcule cycliquement dans une phase d'approche avant lancement, en utilisant des données de balistique de la bombe 2, et pour chacune de diverses positions d'approche successives de l'avion 1, une trajectoire 6 de la bombe 2 ayant la plus grande portée, c'est-à-dire ayant la durée maximale de parcours de la portion de trajectoire libre.

La trajectoire 6 doit atteindre le plan horizontal de la cible 3 selon un angle d'impact donné A_0 . En-dessous de cette valeur, l'efficacité de la bombe 2 serait réduite et, au-dessus de cette valeur, la durée de chute freinée serait trop grande, donc restreindrait la portée maximale, dépendant essentiellement de la durée en phase de trajectoire libre.

Ainsi, sur la figure 1, l'avion 1 vole, dans cet exemple, à basse altitude Z, si bien que la bombe 2 toucherait le sol sous un angle d'impact A inférieur à l'angle A_0 , qui ne serait atteint qu'après un supplément de la trajectoire 6 aboutissant à un plan horizontal 7, à une hauteur H sous le sol 4.

Dans ce cas, l'altitude Z de l'avion 1 est alors remontée fictivement de la hauteur H par le calculateur 10 pour définir une trajectoire fictive 8 de l'avion 1, parallèle à la trajectoire 5 tant que l'avion 1 vole en palier. La trajectoire 6 de la bombe 2 est alors translatée verticalement vers le haut et allongée pour devenir une trajectoire 9 atteignant le sol 4 selon l'angle d'impact A_0 .

On comprendra que, s'il s'agissait de traiter le problème de la précision de bombardement, indépendamment du problème de l'efficacité de l'explosion de la bombe 2, on procéderait encore de même, mais l'angle A_0 correspondrait alors à un seuil permettant de garantir que la trajectoire 9 atteint le sol 4 selon un angle suffisamment élevé pour que le point d'impact prévisionnel soit défini avec une précision déterminée.

Dans la phase d'approche avant lancement, le calculateur 10 calcule cycliquement, au fil du temps, des trajectoires comme la trajectoire 91, c'est-à-dire en supposant que l'avion 1 effectuera une manoeuvre de ressource, afin de déterminer l'instant auquel la cible 3 va être à portée de lancement. Peu avant cet instant, c'est le calculateur 10 qui en avertit le pilote, et celui-ci commence une ressource ayant pour but d'augmenter l'altitude réelle de l'avion 1 pour avoir, sur le sol 4, l'angle d'impact A_0 et accroître la portée de la bombe 2.

Pendant la ressource, selon une trajectoire 51, le calculateur 10 définit une trajectoire fictive 81 de l'avion 1, raccordée à la trajectoire fictive précédente 8, et qui se rapproche de la trajectoire réelle ascendante 51 pour s'y raccorder tangentiellement en un point 52. Comme

le montrent deux trajectoires 91 et 92 de bombe 2, partant de points voisins 82 et 83 sur la trajectoire 81, la portée de la bombe 2 croît très rapidement pendant la ressource 51. Une trajectoire mixte 93 partant du point de raccordement 52, et formée d'une portion de trajectoire libre 94 suivie, après un point 95, d'une portion de trajectoire freinée 96, atteint la cible 3 sous l'angle A0.

Algorithme de détermination de la trajectoire fictive finale de l'avion

La trajectoire fictive finale 81 de l'avion 1 est déterminée de la façon suivante par le calculateur 10, en référence à la figure 2.

Tout d'abord, pour raccorder le début de la trajectoire fictive finale 81 à la fin de la trajectoire fictive initiale 8, c'est-à-dire au début de la ressource, le calculateur 10 fixe un angle B0 (figure 1) sur l'horizontale, définissant la tangente au début de la trajectoire fictive finale 81. L'angle B0 conditionne la courbure générale de la trajectoire fictive finale 81, qui se raccorde ainsi plus ou moins tôt à la trajectoire réelle 51. La valeur de l'angle B0, et des angles homologues Bk définis ultérieurement, dépend du facteur de charge de l'avion 1, c'est-à-dire de l'accélération due à la ressource, donc de la forme de la trajectoire réelle 51, et aussi des caractéristiques balistiques de la bombe 2. Ainsi, une bombe 2 fortement freinée en phase finale peut être lancée à plus basse altitude qu'une autre, tout en respectant la condition sur l'angle d'impact A0, si bien que l'angle B0 peut être accru afin d'augmenter la courbure de trajectoire fictive finale 81 pour que le raccordement 52 à la trajectoire réelle 51 ait lieu plus tôt, à plus basse altitude.

Ayant défini le début de la trajectoire finale 81, cette dernière est ensuite construite au moyen d'une succession de points Mk, k, nombre entier, étant le rang du point, chaque point étant l'homologue d'un point Tk de la trajectoire réelle 51 de l'avion 1.

Le premier point Mk-1, avec $k = 2$, est sur la tangente ci-dessus, formant l'angle B0, à la verticale du point homologue de la trajectoire réelle 51.

La position du point Mk est déterminée à partir de la position du point Mk-1 déterminée précédemment et est exposée ci-dessous.

L'altitude du point Mk-1 est reportée sur la verticale du centre Ok d'un cercle Ck tangent à la trajectoire 51 au point Tk et de même courbure que celle-ci au point Tk, ce qui définit un point de référence Pk.

Il est ensuite tracé un cercle de construction C0k, de centre I0k, tangent au cercle Ck et qui passe par le point Pk en y faisant, avec l'horizontale, l'angle Bk fonction, tout comme l'angle B0, du facteur de charge. Les cercles précédents Ck-1 et C0k-1 de centre Ok-1 et I0k-1 ont été construits selon le même principe. Le point Mk est à l'intersection de la moitié inférieure du cercle C0k par la verticale du point Tk.

Pendant la ressource, le calculateur 10 calcule cycliquement des trajectoires comme 91, 92 de la bombe

2 à partir des points Mk de la trajectoire fictive 81 de l'avion 1. Lorsque les trajectoires fictive 81 et réelle 51 de l'avion 1 se rencontrent au point 52, cela indique que l'avion 1 a atteint l'altitude suffisante pour larguer la bombe 2 et obtenir l'angle d'impact A0 voulu. On remarquera que les données de cinématique de la trajectoire 51 de l'avion 1 sont prises en compte, à travers le facteur de charge et l'angle Bk, si bien que l'instant de convergence au point 52 correspond aux conditions d'angle de lancement et de vitesse initiale de la bombe 2 permettant d'atteindre l'angle d'impact voulu A0, à durée déterminée de parcours de la portion de trajectoire libre. Un signal de début de solution de tir est alors émis par le calculateur 10 à destination du pilote dès que la bombe 2 est à portée de la cible 3 et lui indique le début d'une plage de lancement possible.

Le pilote peut alors larguer tout de suite la bombe 2, avec la durée déterminée de parcours de la portion de trajectoire libre. Il peut aussi, dans le cas où il doit larguer successivement plusieurs bombes 2, effectuer des largages après le début de la solution de tir. Le calculateur 10 poursuit les calculs de trajectoire mixte 9 et fournit, pour chaque instant possible de largage, une durée modifiée de parcours de la portion de trajectoire libre permettant d'atteindre encore la cible 3 si l'avion 1 s'en est rapproché et a modifié ses conditions instantanées de vol, telles que la pente de sa ressource. Dans ce cas, si la portée virtuelle d'une bombe 2 est trop grande, la bombe 2 sera freinée sur une plus grande hauteur et atteindra la cible 3 avec un angle d'impact meilleur que celui nécessaire, ici entre 82 et 90 degrés.

Le calculateur 10 peut aussi, dans ce cas, fournir une indication au pilote pour qu'il modifie la forme de la ressource 51 afin de réduire la portée maximale possible jusqu'à ramener la hauteur de chute freinée à la valeur minimale nécessaire.

Dans la phase de ressource, le calculateur 10 poursuit ses calculs de trajectoire mixte 9 de la bombe 2 et fournit un signal de fin de solution de tir lorsque la trajectoire calculée 9 de la bombe 2 ne peut plus satisfaire aux conditions voulues.

Dans le cas où, contrairement à cet exemple, l'approche aurait été faite à moyenne ou haute altitude, il n'aurait pas été nécessaire de définir une trajectoire fictive 81, mais, comme indiqué ci-dessus, le calculateur 10 fournirait une indication, utilisée dans l'algorithme, pour réduire une hauteur de chute freinée excessive.

Algorithme de détermination de la trajectoire de la bombe

Un algorithme pour calculer cycliquement la durée de parcours de la portion de trajectoire libre 94 et, ainsi, déterminer la trajectoire de la bombe 2, est illustré par la figure 3.

L'ensemble des circuits de calcul ci-dessous appartient au calculateur 10. Des informations de cinématique de l'avion 1, telles que écarts de vitesse, attitude, inci-

dence avion, nombre de mach, et aussi pression et température de l'air, parviennent cycliquement, comme indiqué précédemment, au calculateur 10, sur une entrée 111, et sont transmises à un bloc de calcul 11 qui en détermine la trajectoire prévue pour la bombe 2. Le bloc 11 reçoit aussi une valeur de vitesse moyenne VMOY en phase freinée ainsi qu'une valeur TCHFM de temps de chute freinée désiré, calculées comme expliqué plus loin.

Le bloc 11, qui a en mémoire les caractéristiques, telles que masse et coefficient Cx d'aérodynamisme, de la bombe 2 nécessaires pour calculer sa trajectoire mixte à partir de sa vitesse initiale de lancement, celle de l'avion 1, fournit en réponse la valeur de l'angle d'impact calculé A sur le plan horizontal contenant la cible 3. Cette valeur d'angle d'impact A est appliquée à l'entrée d'un soustracteur 12 recevant, sur une entrée 121, la valeur prédéterminée de consigne A0.

Un bloc de calcul 13 reçoit, du soustracteur 12, la valeur de l'écart, par rapport à l'angle de consigne A0, de l'angle d'impact A et en détermine un nouveau temps TCHFM de chute freinée désiré appliqué, comme indiqué, au bloc de calcul 11.

On comprendra que, bien que le bloc de calcul 13 puisse contenir une table de conversion fournissant une valeur de correction du temps TCHFM de chute freinée désiré en fonction de l'écart de l'angle d'impact A, il est avantageux que le bloc 13 reçoive, du bloc 11, les informations voulues pour, à partir de la forme de la trajectoire freinée, en moduler, de façon adaptée, la longueur et régler l'angle A par modulation du temps TCHFM de chute freinée désiré. Ainsi par exemple, si l'angle d'impact A est insuffisant, le temps TCHFM de chute freinée désiré est d'autant plus accru que l'écart entre angle d'impact A et angle de consigne A0 est grand et, dans cette forme avantageuse, la valeur de cet accroissement est adaptée, si bien que la boucle formée des éléments 11, 12 et 13 ne risque pas de "pomper", c'est-à-dire osciller autour d'une valeur optimale qu'elle ne pourrait pas atteindre.

Le bloc 11 fournit aussi un signal SAVARR de hauteur, par rapport à la cible 3, du début (95) de la phase freinée, tenant compte du temps TCHFM de chute freinée désiré, et un signal TEMPCF de temps de chute freinée constaté en résultant. Le signal de hauteur SAVARR et le signal de temps TEMPCF sont appliqués à un diviseur 14 fournissant en réponse un signal SAVARR/TEMPCF, représentant le rapport des valeurs correspondant aux deux signaux ci-dessus, c'est-à-dire la vitesse moyenne correspondante dans la phase freinée.

Le signal SAVARR/TEMPCF est appliqué à l'entrée positive d'un soustracteur 15 recevant, sur une entrée négative, un signal VMOYP qui est le signal VMOY du cycle de calcul précédent. La sortie du soustracteur 15 est appliquée à un filtre 17 du premier ordre fournissant un signal de la forme :

(SAVARR/TEMPCF - VMOYP) . K

avec K : coefficient de multiplication du filtre 17.

Le nouveau signal VMOY est obtenu par addition, dans un additionneur 18, du signal issu du filtre 17 et du VMOYP, mémorisé dans un circuit à retard 16.

Le bloc 11 dispose ainsi, en entrée, des signaux de vitesse VMOY et de temps TCHFM lui permettant de calculer une nouvelle hauteur d'arrêt ARRET désirée de la portion de trajectoire libre de la bombe 2. Le bloc 11 en détermine alors le point 95 de la portion de trajectoire libre 94 ayant une hauteur au sol de même valeur ARRET et, calculant une longueur corrigée de la portion de trajectoire libre 94, il détermine la durée de parcours TB correspondante et transmet, à partir d'une borne de sortie 122, un signal de durée correspondant, par une liaison non représentée, à la bombe 2. Il peut être prévu une liaison, radio par exemple, permettant de transmettre encore à la bombe 2, après le lancement, le signal de durée, ce qui offre un délai supplémentaire pour augmenter la précision du calcul de trajectoire mixte et permet aussi de prendre en compte un déplacement imprévu de la cible 3.

Revendications

1. Procédé de lancement sur une cible et de contrôle (3), à partir d'un aéronef (1), d'un projectile (2) non guidé verticalement, à trajectoire (6 ; 93) mixte, libre (94) puis freinée (96), dans lequel, dans une phase d'approche avant lancement, et pour chacune de diverses positions (5, 51) d'approche successives de l'aéronef (1),

1- on détermine la position de la cible (3) dans un repère tridimensionnel lié à l'aéronef (1),

2- on calcule, en tenant compte de la vitesse de l'aéronef (1) et dans ledit repère, la trajectoire virtuelle anticipée (6) du projectile (2), lancé à la position (5, 51) considérée,

3- on calcule la distance de la cible (3) à ladite trajectoire virtuelle (6) et on lance (T1, T2) le projectile (2) juste après que ladite distance ait franchi un minimum,

caractérisé par le fait que, dans la phase d'approche, et pour chacune des diverses positions (5, 51) de l'aéronef (1), on calcule un angle d'impact (A) de la trajectoire (6) du projectile (2) sur le plan horizontal contenant la cible (3), on le compare à une valeur prédéterminée (A0) et on ne prend en compte, pour la validation du calcul de distance, que les trajectoires (6) présentant un angle d'impact (A) atteignant ladite valeur (A0).

2. Procédé selon la revendication 1, dans lequel, la durée du parcours (TB) du projectile (2) sur la portion de trajectoire libre (94) étant réglable, on asservit cette durée de parcours (TB) par le minimum de ladite distance de la cible (3) pour que, pour chacune des diverses positions (5, 51), la distance de la cible (3) à la trajectoire (93) soit égale à ce minimum, et, avant l'expiration de ladite durée de parcours (TB), on transmet au projectile (2) un signal de durée de parcours de portion de trajectoire libre (94).
3. Procédé selon l'une des revendications 1 et 2, dans lequel, la trajectoire réelle (5) de l'aéronef (1) étant trop basse pour que le projectile (2) puisse atteindre la cible (3) selon l'angle d'impact prédéterminé (A0), on relève (8) fictivement la trajectoire (5) de l'aéronef (1) parallèlement à elle-même tant que l'aéronef (1) vole en palier, la détermination de la position de la cible (3) et le calcul des trajectoires virtuelles anticipées (6 ; 9) du projectile (2) sont effectués pour des positions d'approche de la trajectoire fictive de l'aéronef (1), puis, après détermination d'une position du projectile (2) pouvant être atteinte par ressource à partir de la position réelle de l'aéronef (1) et pour laquelle il serait à portée de la cible (3), une ressource de l'aéronef (1) relève sa trajectoire réelle (5) et on poursuit le calcul de sa trajectoire fictive finale (81) pour qu'elle devienne tangente à sa trajectoire réelle (51) en un point (52) au-delà duquel le projectile (2) pourra être lancé.
4. Procédé selon la revendication 3, dans lequel, pour déterminer la trajectoire fictive (81) de l'aéronef (1) pendant la ressource (51), on détermine, pour diverses positions (Tk) de la trajectoire réelle de la ressource (51), des positions correspondantes (Mk) sur la trajectoire fictive (81) par les étapes suivantes :
- pour chaque position d'approche (Tk), on assimile la trajectoire réelle (51) de l'aéronef (1) à un cercle (Ck), tangent localement à la trajectoire réelle (51) de l'aéronef (1) et de même courbure que celle-ci en cette position (Tk),
 - on détermine une position de référence (Pk) en reportant, sur la verticale du centre (Ok) dudit cercle (Ck), l'altitude de la position (Mk-1) de la trajectoire fictive finale (81) de l'aéronef (1) déterminée pour la position précédente (Tk-1),
 - on calcule un angle de référence (Bk) sur l'horizontale, fonction de l'accélération subie par l'aéronef (1) sur sa trajectoire réelle (51) à la position (Tk) considérée,
 - on détermine un cercle de construction (C0k),
- tangent au cercle (Ck) assimilé, qui passe par ladite position de référence (Pk) en présentant l'angle de référence (Bk) et
- la position recherche (Mk) sur la trajectoire fictive (81) est déterminée en élevant une verticale passant par la position considérée (Tk) de la trajectoire réelle (51) jusqu'à son intersection avec le cercle de construction (C0k).
5. Procédé selon l'une des revendications 1 à 4, dans lequel on détermine, lors de la comparaison de l'angle d'impact (A) et de la valeur prédéterminée (A0), un écart d'angle d'impact, on modifie en conséquence la longueur de la trajectoire freinée (96), pour réduire l'écart d'angle d'impact, en déterminant une durée corrigée de parcours désirée (TCHFM) d'une nouvelle trajectoire freinée (96) présentant un angle d'impact ayant la valeur prédéterminée (A0) et on en déduit une durée corrigée correspondante (TB) de parcours d'une nouvelle trajectoire libre (94).
6. Procédé selon la revendication 5, dans lequel
- on calcule cycliquement, en fonction de ladite durée corrigée de parcours désirée (TCHFM) de la trajectoire freinée (96) et d'une vitesse moyenne filtrée (VMOY) du projectile (2) au cours de la trajectoire freinée (96), une hauteur (ARRET) de chute freinée pour la nouvelle trajectoire (93),
 - par comparaison de la hauteur (ARRET) de chute freinée avec des hauteurs de points successifs de la nouvelle trajectoire libre (94), on détermine une longueur et ladite durée corrigée (TB) de parcours de la nouvelle trajectoire libre (94),
 - on détermine, à partir de la nouvelle trajectoire (93), une hauteur (SAVARR) et une durée (TEMPCF) de chute freinée résultantes, pour la nouvelle trajectoire freinée (96), et on en calcule une valeur de vitesse moyenne (SAVARR/TEMPCF) de parcours de la nouvelle trajectoire freinée (96) et
 - on combine, pour obtenir une nouvelle vitesse moyenne filtrée (VMOY) destinée à un cycle ultérieur, ladite valeur de vitesse moyenne (SAVARR/TEMPCF) de parcours de la nouvelle trajectoire freinée (96) et une valeur de vitesse moyenne filtrée (VMOYP) calculée lors du cycle précédent.
7. Procédé de guidage, après lancement selon le procédé de l'une des revendications 1 à 6, d'un projec-

tile sur une cible (3), dans lequel, le projectile (2) comportant un récepteur de données agencé pour coopérer, après le lancement, avec un émetteur de l'aéronef (1), on poursuit, après lancement, le calcul d'une trajectoire virtuelle (93) du projectile (2) coïncidant avec sa trajectoire réelle et on transmet au projectile (2) les signaux correspondants de durée de parcours de la trajectoire libre (94).

8. Procédé de lancement sur une cible et de contrôle (3), à partir d'un aéronef (1), d'un projectile (2) non guidé verticalement, à trajectoire (6 ; 93) mixte, libre (94) puis freinée (96), dans lequel, dans une phase d'approche avant lancement, et pour chacune de diverses positions (5,51) d'approche successives de l'aéronef (1),

1- on détermine la position de la cible (3) dans un repère tridimensionnel lié à l'aéronef (1),

2- on calcule, en tenant compte de la vitesse de l'aéronef (1) et dans ledit repère, la trajectoire virtuelle anticipée (6) du projectile (2), lancé à la position (5, 51) considérée,

3- on calcule la distance de la cible (3) à ladite trajectoire virtuelle (6) et on lance (T1, T2) le projectile (2) juste après que ladite distance ait franchi un minimum,

caractérisé par le fait que, lorsque la trajectoire réelle de l'aéronef (1) est trop basse pour calculer, avec une précision déterminée, la trajectoire virtuelle anticipée du projectile (2) et en calculer ladite distance, on relève (8) fictivement la trajectoire (5) de l'aéronef (1) parallèlement à elle-même tant que l'aéronef (1) vole en palier, la détermination de la position de la cible (3) et le calcul des trajectoires virtuelles anticipées (6 ; 9) du projectile (2) sont effectués pour des positions d'approche de la trajectoire fictive de l'aéronef (1), puis, après détermination d'une position du projectile (2) pouvant être atteinte par ressource à partir de la position réelle de l'aéronef (1) et pour laquelle il serait à portée de la cible (3), une ressource de l'aéronef (1) relève sa trajectoire réelle (5) et on poursuit le calcul de sa trajectoire fictive finale (81) pour qu'elle devienne tangente à sa trajectoire réelle (51) en un point (52) au-delà duquel le projectile (2) pourra être lancé.

9. Procédé selon la revendication 8, dans lequel, pour déterminer la trajectoire fictive (81) de l'aéronef (1) pendant la ressource (51), on détermine, pour diverses positions (Tk) de la trajectoire réelle de la ressource (51), des positions correspondantes (Mk) sur la trajectoire fictive (81) par les étapes suivantes :

- pour chaque position d'approche (Tk), on assimile la trajectoire réelle (51) de l'aéronef (1) à un cercle (Ck), tangent localement à la trajectoire réelle (51) de l'aéronef (1) et de même courbure que celle-ci en cette position (Tk),

- on détermine une position de référence (Pk) en reportant, sur la verticale du centre (Ok) dudit cercle (Ck), l'altitude de la position (Mk-1) de la trajectoire fictive finale (81) de l'aéronef (1) déterminée pour la position précédente (Tk-1),

- on calcule un angle de référence (Bk) sur l'horizontale, fonction de l'accélération subie par l'aéronef (1) sur sa trajectoire réelle (51) à la position (Tk) considérée,

- on détermine un cercle de construction (C0k), tangent au cercle (Ck) assimilé, qui passe par ladite position de référence (Pk) en présentant l'angle de référence (Bk) et

- la position recherchée (Mk) sur la trajectoire fictive (81) est déterminée en élevant une verticale passant par la position considérée (Tk) de la trajectoire réelle (51) jusqu'à son intersection avec le cercle de construction (C0k).

30 Claims

1. Process for launching to a target (3) and controlling from an aircraft (1) a projectile (2) which is not guided vertically, having a mixed, free (94) then retarded (96) trajectory (6; 93), wherein in an approach phase before launch and for each of various successive approach positions (5, 51) of the aircraft (1)

1- the position of the target (3) is determined in a three-dimensional reference linked to the aircraft (1),

2- taking account of the velocity of the aircraft (1) and within the said reference, the anticipated virtual trajectory (6) of the projectile (2), launched at the position (5, 51) concerned, is calculated

3- the distance from the target (3) on the said virtual trajectory (6) is calculated and the projectile (2) is launched (T1, T2) just after the said distance has passed a minimum,

characterised in that in the approach phase and for each of the various positions (5, 51) of the aircraft (1), an angle of impact (A) of the trajectory (6) of the projectile (2) to the horizontal plane containing the target (3) is calculated, it is compared with a prede-

terminated value (A0) and, for the validation of the distance calculation, only the trajectories (6) having an angle of impact (A) attaining the said value (A0) are taken into account.

2. Process according to claim 1, wherein as the duration of the travel (TB) of the projectile (2) on the free trajectory portion (94) is adjustable, this travel duration (TB) is automatically controlled by the minimum of the said distance from the target (3) so that, for each of the various positions (5, 51), the distance from the target (3) on the trajectory (93) is equal to this minimum and, before expiry of the said duration of travel (TB), a signal of duration of travel on the free trajectory portion (94) is transmitted to the projectile (2).

3. Process according to one of claims 1 and 2, wherein when the actual trajectory (5) of the aircraft (1) is too low for the projectile (2) to be able to reach the target (3) at the predetermined angle of impact (A0), the trajectory (5) of the aircraft (1) is artificially raised (8) parallel to itself while the aircraft (1) flies level, the determination of the position of the target (3) and the calculation of the anticipated virtual trajectories (6; 9) of the projectile (2) are effected for approach positions of the artificial trajectory of the aircraft (1), then, after a position for the projectile (2) has been determined which can be reached by resource from the actual position of the aircraft (1) and for which it would be within range of the target (3), a resource of the aircraft (1) raises its actual trajectory (5) and the final artificial trajectory (81) is calculated so that it becomes tangential to its actual trajectory (51) at a point (52) beyond which the projectile (2) can be launched.

4. Process according to claim 3, wherein in order to determine the artificial trajectory (81) of the aircraft (1) during the resource (51), for various positions (Tk) of the actual trajectory of the resource (51), corresponding positions (Mk) on the artificial trajectory (81) are determined by the following steps:

- for each approach position (Tk) the actual trajectory (51) of the aircraft (1) is assimilated to a circle (Ck), locally tangential to the actual trajectory (51) of the aircraft (1) and of the same curvature as that trajectory in this position (Tk),
- a reference position (Pk) is determined by plotting, on the perpendicular of the centre (Ok) of the said circle (Ck), the altitude of the position (Mk-1) of the final artificial trajectory (81) of the aircraft (1) determined for the preceding position (Tk-1),
- an angle of reference (Bk) to the horizontal, de-

pending on the acceleration undergone by the aircraft (1) on its actual trajectory (51) at the position (Tk) concerned, is calculated,

- 5 - a construction circle (C0k) is determined which is tangential to the assimilated circle (Ck) which passes via the said reference position (Pk) presenting the reference angle (Bk) and
- 10 - the desired position (Mk) on the artificial trajectory (81) is determined by raising a perpendicular passing via the position (Tk) concerned on the actual trajectory (51) up to its intersection with the construction circle (C0k).
- 15 5. Process according to one of claims 1 to 4, wherein, during the comparison of the angle of impact (A) and the predetermined value (A0), a divergence of the angle of impact is determined, the length of the retarded trajectory (96) is consequently modified in order to reduce the divergence of the angle of impact by determining a desired corrected duration of travel (TCHFM) on a new retarded trajectory (96) having an angle of impact with the predetermined value (A0) and from this a corresponding corrected duration (TB) of travel on a new free trajectory (94) is deduced.
- 20 6. Process according to claim 5, wherein
- 25 - in dependence upon the said desired corrected duration of travel (TCHFM) on the retarded trajectory (96) and a filtered average velocity (VMOY) of the projectile (2) during the retarded trajectory (96), a height (ARRET) of retarded fall for the new trajectory (93) is calculated cyclically,
- 30 - by comparison of the height (ARRET) of the retarded fall with the heights of successive points on the new free trajectory (94), a length and the said corrected duration (TB) of travel on the new free trajectory (94) are determined,
- 35 - from the new trajectory (93), a resulting height (SAVARR) and duration (TEMPCF) of retarded fall are determined for the new retarded trajectory (96), and therefrom an average velocity value (SAVARR/TEMPCF) of travel on the new retarded trajectory (96) is calculated and
- 40 - in order to obtain a new filtered average velocity (VMOY) intended for a subsequent cycle, the said average velocity value (SAVARR/TEMPCF) of travel on the new retarded trajectory (96) and a filtered average velocity value (VMOYP) calculated during the preceding cycle are combined.
- 45
- 50
- 55

7. Process of guiding, after launch according to the process of one of claims 1 to 6, a projectile to a target (3), wherein as the projectile (2) comprises a data receiver arranged to cooperate, after launch, with a transmitter on the aircraft (1), a virtual trajectory (93) of the projectile (2) coinciding with its actual trajectory is calculated after launch and the corresponding signals for duration of travel on the free trajectory (94) are transmitted to the projectile (2).

5

8. Process for launching to a target (3) and controlling from an aircraft (1) a projectile (2) which is not guided vertically having a mixed, free (94) then retarded (96) trajectory (6; 93), wherein in an approach phase before launch and for each of various successive approach positions (5, 51) of the aircraft (1)

10

1- the position of the target (3) is determined in a three-dimensional reference linked to the aircraft (1),

15

2- taking account of the velocity of the aircraft (1) and within the said reference, the anticipated virtual trajectory (6) of the projectile (2), launched at the position (5, 51) concerned, is calculated

20

25

3- the distance from the target (3) on the said virtual trajectory (6) is calculated and the projectile (2) is launched (T1, T2) just after the said distance has passed a minimum,

30

characterised in that when the actual trajectory of the aircraft (1) is too low to calculate with specific precision the anticipated virtual trajectory of the projectile (2) and to calculate therefrom the said distance, the trajectory (5) of the aircraft (1) is artificially raised (8) parallel to itself while the aircraft (1) flies level, the determination of the position of the target (3) and the calculation of the anticipated virtual trajectories (6; 9) of the projectile (2) are effected for the approach positions on the artificial trajectory of the aircraft (1), then, after a position for the projectile (2) has been determined which can be reached by resource from the actual position of the aircraft (1) and for which it would be within range of the target (3), a resource of the aircraft (1) raises its actual trajectory (5) and the final artificial trajectory (81) is calculated so that it becomes tangential to its actual trajectory (51) at a point (52) beyond which the projectile (2) can be launched.

35

40

45

50

9. Process according to claim 8, wherein in order to determine the artificial trajectory (81) of the aircraft (1) during the resource (51), for various positions (Tk) of the actual trajectory of the resource (51), corresponding positions (Mk) on the artificial trajectory (81) are determined by the following steps:

55

- for each approach position (Tk) the actual trajectory (51) of the aircraft (1) is assimilated to a circle (Ck), locally tangential to the actual trajectory (51) of the aircraft (1) and of the same curvature as that trajectory in this position (Tk),

- a reference position (Pk) is determined by plotting, on the perpendicular of the centre (Ok) of the said circle (Ck), the altitude of the position (Mk-1) of the final artificial trajectory (81) of the aircraft (1) determined for the preceding position (Tk-1),

- an angle of reference (Bk) to the horizontal, depending of the acceleration undergone by the aircraft (1) on its actual trajectory (51) at the position (Tk) concerned, is calculated,

- a construction circle (C0k) is determined which is tangential to the assimilated circle (Ck) which passes via the said reference position (Pk) presenting the reference angle (Bk) and

- the desired position (Mk) on the artificial trajectory (81) is determined by raising a perpendicular passing via the position (Tk) concerned on the actual trajectory (51) up to its intersection with the construction circle (C0k).

Patentansprüche

1. Verfahren zum Abschluß eines vertikal nicht gelenkten Projektils (2) von einem Luftfahrzeug (1) auf ein Ziel (3) und zur Steuerung des Projektils, wobei das Projektil einer gemischten, d.h. freien (94) und anschließend gebremsten (96) Flugbahn (6; 93) folgt, und wobei in einer Annäherungsphase vor dem Abschluß und für jede der verschiedenen, aufeinanderfolgenden Annäherungspositionen (5, 51) des Luftfahrzeugs (1)

1- die Lage des Ziels (3) in einem dem Luftfahrzeug (1) zugeordneten dreidimensionalen Bezugssystem bestimmt wird;

2- die vorausgesetzte virtuelle Flugbahn (6) des bei der betrachteten Position (5, 51) abgeschossenen Projektils unter Berücksichtigung der Geschwindigkeit des Luftfahrzeugs (1) und im genannten Bezugssystem berechnet wird;

3- die Entfernung des Ziels (3) von der virtuellen Flugbahn (6) berechnet wird; und wobei das Projektil (2) abgeschossen (T1, T2) wird, unmittelbar nachdem die Entfernung ein Minimum überschritten hat;

dadurch gekennzeichnet,

daß für jede der verschiedenen Positionen (5, 51) des Luftfahrzeugs (1) in der Annäherungsphase ein Auftreffwinkel (A) der Flugbahn (6) des Projektils (2) auf die das Ziel (3) enthaltende horizontale Ebene berechnet wird; daß der Auftreffwinkel mit einem vorgegebenen Wert (A0) verglichen wird; und daß für die Bewertung der Entfernungsberechnung nur diejenigen Flugbahnen (6) berücksichtigt werden, deren Auftreffwinkel (A) den vorgegebenen Wert (A0) erreicht.

2. Verfahren nach Anspruch 1, wobei die Laufzeit (TB) des Projektils (2) auf dem freien Abschnitt (94) der Flugbahn verstellbar ist, die Laufzeit (TB) derart auf das Minimum der genahnten Entfernung des Ziels (3) gesteuert wird, daß für jede der verschiedenen Positionen (5, 51) die Entfernung vom Ziel (3) zur Flugbahn (93) gleich diesem Minimum ist; und wobei vor dem Ende der Laufzeit (TB) ein Laufzeitsignal für den freien Abschnitt (94) der Flugbahn an das Projektil (2) übermittelt wird.

3. Verfahren nach Anspruch 1 oder 2, wobei dann, wenn die reale Flugbahn (5) des Luftfahrzeugs (1) zu niedrig ist, um das Projektil (2) sein Ziel (3) unter dem vorgegebenen Auftreffwinkel (A0) erreichen zu lassen, die Flugbahn (5) des Luftfahrzeugs (1) parallel zu sich selbst fiktiv angehoben (8) wird, solange das Luftfahrzeug (1) auf einer horizontalen Bahn fliegt; wobei für Annäherungspositionen der fiktiven Flugbahn des Luftfahrzeugs (1) die Lage des Ziels (3) bestimmt und die vorausgesetzte virtuellen Flugbahnen (6;9) des Projektils (2) berechnet werden; und wobei eine durch Steigflug aus der realen Position des Luftfahrzeugs (1) erreichbare Position des Projektils (2) bestimmt wird, in der das Ziel (3) in Reichweite des Projektils kommt, und sodann die reale Flugbahn (5) des Luftfahrzeugs (1) durch einen Steigflug angehoben und mit der Berechnung der entgeltigen fiktiven Flugbahn (81) fortgefahren wird, damit sie an einem Punkt (52) tangential zur realen Flugbahn (51) verläuft von dem aus das Projektil (2) abgeschossen werden kann.

4. Verfahren nach Anspruch 3, wobei für verschiedene Positionen (Tk) der realen Flugbahn des Steigflugs (51) zum Feststellen der fiktiven Flugbahn (81) des Luftfahrzeugs (1) während des Steigflugs (51) entsprechende Positionen (Mk) auf der fiktiven Flugbahn (81) durch folgende Schritte bestimmt werden:

- für jede Annäherungsposition (Tk) wird die reale Flugbahn (51) des Luftfahrzeugs (1) durch einen Kreis (Ck) beschrieben, der lokal tangential zur realen Flugbahn (51) des Luftfahrzeugs (1) verläuft und die gleiche Krümmung wie die-

se in der Position (Tk) aufweist;

- eine Referenzposition (Pk) wird bestimmt, indem auf dem Mittelpunktslot (Ok) des Kreises (Ck) die Höhe der Position (Mk-1) auf der entgeltigen fiktiven Flugbahn (81) des Luftfahrzeugs (1) aufgetragen wird, wobei diese Höhe für die vorhergehende Position (Tk-1) bestimmt wurde;

- ein Referenzwinkel (Bk) gegen die Horizontale wird berechnet, wobei der Referenzwinkel eine Funktion derjenigen Beschleunigung ist, der das Luftfahrzeug (1) auf seiner realen Flugbahn (51) an der betrachteten Position (Tk) unterworfen ist;

- ein Hilfskreis (COk) wird bestimmt, der tangential zum Kreis (Ck) ist und durch den Referenzpunkt (Pk) unter dem Referenzwinkel (Bk) verläuft; und

- die gesuchte Position (Mk) auf der fiktiven Flugbahn (81) wird bestimmt, indem ein Lot errichtet wird, das von der betrachteten Position (Tk) der realen Flugbahn (51) bis zu seinem Schnittpunkt mit dem Hilfskreis (COk) verläuft.

5. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 4, wobei beim Vergleichen des Auftreffwinkels (A) mit dem vorgegebenen Wert (A0) eine Abweichung des Auftreffwinkels bestimmt wird; wobei infolgedessen die Länge der gebremsten Flugbahn (96) modifiziert wird, um die Abweichung des Auftreffwinkels zu reduzieren, indem eine korrigierte gewünschte Laufzeit (TCHFM) einer neuen gebremsten Flugbahn (96) bestimmt wird, die einen Auftreffwinkel mit dem vorgegebenen Wert (A0) hat; und wobei daraus eine entsprechende korrigierte Laufzeit (TB) einer neuen freien Flugbahn (94) abgeleitet wird.

6. Verfahren nach Anspruch 5, wobei

- eine Höhe (ARRET) des gebremsten Falls für die neue Flugbahn (93) zyklisch berechnet wird, und zwar in Abhängigkeit von der korrigierten gewünschten Laufzeit (TCHFM) der gebremsten Flugbahn (96) und einer gefilterten mittleren Geschwindigkeit (VMOY) des Projektils (2) im Verlaufe der gebremsten Flugbahn (96);

- durch Vergleich der Höhe (ARRET) des gebremsten Falls mit den Höhen von aufeinanderfolgenden Punkten der neuen freien Flugbahn (94) eine Länge und die besagte korrigierte Laufzeit (TB) der neuen freien Flugbahn (94) bestimmt wird;

- ausgehend von der neuen Flugbahn (93) eine sich ergebende Höhe (SAVARR) und eine sich ergebende Dauer (TEMPCF) des gebremsten Falls für die neue gebremste Flugbahn (96) bestimmt werden; und wobei daraus ein Wert der mittleren Laufgeschwindigkeit (SAVARR/TEMPCF) der neuen gebremsten Flugbahn (96) berechnet wird; und wobei
 - der Wert der mittleren Laufgeschwindigkeit (SAVARR/TEMPCF) der neuen gebremsten Flugbahn (96) und ein Wert der gefilterten mittleren Geschwindigkeit (VMOYP), der im vorangegangenen Zyklus berechnet wurde, kombiniert werden, um eine neue gefilterte mittlere Geschwindigkeit (VMOY) zu erhalten, die für einen späteren Zyklus bestimmt ist.
7. Verfahren zum Lenken eines gemäß dem Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 6 abgeschossenen Projektils auf ein Ziel (3), wobei das Projektil einen Dateneempfänger aufweist, der derart ausgebildet ist, daß er nach dem Abschub mit einem Sender des Luftfahrzeugs (1) zusammenarbeiten kann; wobei nach dem Abschub die Berechnung einer mit der realen Flugbahn des Projektils (2) zusammenfallenden virtuellen Flugbahn (93) fortgesetzt wird; und wobei die der Laufzeit für die freie Flugbahn (94) entsprechenden Signale an das Projektil (2) übermittelt werden.
8. Verfahren zum Abschub eines vertikal nicht gelenkten Projektils (2) von einem Luftfahrzeug (1) auf ein Ziel (3) und zur Steuerung des Projektils, wobei das Projektil einer gemischten, d.h. freien (94) und anschließend gebremsten (96) Flugbahn (6; 93) folgt, und wobei in einer Annäherungsphase vor dem Abschub und für jede der verschiedenen, aufeinanderfolgenden Annäherungspositionen (5, 51) des Luftfahrzeugs (1)
- 1- die Lage des Ziels (3) in einem dem Luftfahrzeug (1) zugeordneten dreidimensionalen Bezugssystem bestimmt wird;
 - 2- die vorausgesetzte virtuelle Flugbahn (6) des bei der betrachteten Position (5, 51) abgeschossenen Projektils unter Berücksichtigung der Geschwindigkeit des Luftfahrzeugs (1) und im genannten Bezugssystem berechnet wird;
 - 3- die Entfernung des Ziels (3) von der virtuellen Flugbahn (6) berechnet wird; und wobei das Projektil (2) abgeschossen (T1, T2) wird, unmittelbar nachdem die Entfernung ein Minimum überschritten hat;
- dadurch gekennzeichnet,**
- daß, dann, wenn die reale Flugbahn des Luftfahrzeugs (1) zu niedrig ist, um mit einer gegebenen Genauigkeit die virtuelle Flugbahn des Projektils (2) zu berechnen und daraus wiederum die besagte Entfernung zu berechnen, die Flugbahn (5) des Luftfahrzeugs (1) parallel zu sich selbst fiktiv angehoben (8) wird, solange das Luftfahrzeug (1) auf einer horizontalen Bahn fliegt; wobei für Annäherungspositionen der fiktiven Flugbahn des Luftfahrzeugs (1) die Lage des Ziels (3) bestimmt und die virtuellen Flugbahnen (6; 9) des Projektils (2) berechnet werden; und wobei eine durch Steigflug aus der realen Position des Luftfahrzeugs (1) erreichbare Position des Projektils (2) bestimmt wird, in der das Ziel (3) in Reichweite des Projektils kommt, und sodann die reale Flugbahn (5) des Luftfahrzeugs (1) durch einen Steigflug angehoben und mit der Berechnung der entgeltigen fiktiven Flugbahn (81) fortgefahren wird, damit sie an einem Punkt (52) tangential zur realen Flugbahn (51) verläuft von dem aus das Projektil (2) abgeschossen werden kann.
 - 9. Verfahren nach Anspruch 8, wobei für verschiedene Positionen (Tk) der realen Flugbahn des Steigflugs (51) zum Feststellen der fiktiven Flugbahn (81) des Luftfahrzeugs (1) während des Steigflugs (51) entsprechende Positionen (Mk) auf der fiktiven Flugbahn (81) durch folgende Schritte bestimmt werden;
 - für jede Annäherungsposition (Tk) wird die reale Flugbahn (51) des Luftfahrzeugs (1) durch einen Kreis (Ck) beschrieben, der lokal tangential zur realen Flugbahn (51) des Luftfahrzeugs (1) verläuft und die gleiche Krümmung wie diese in der Position (Tk) aufweist;
 - eine Referenzposition (Pk) wird bestimmt, indem auf dem Mittelpunktslot (Ok) des Kreises (Ck) die Höhe der Position (Mk-1) auf der endgültigen fiktiven Flugbahn (81) des Luftfahrzeugs (1) aufgetragen wird, wobei diese Höhe für die vorhergehende Position (Tk-1) bestimmt wurde;
 - ein Referenzwinkel (Bk) gegen die Horizontale wird berechnet, wobei der Referenzwinkel eine Funktion derjenigen Beschleunigung ist, der das Luftfahrzeug (1) auf seiner realen Flugbahn (51) an der betrachteten Position (Tk) unterworfen ist;
 - ein Hilfskreis (COk) wird bestimmt, der tangential zum Kreis (Ck) ist und durch den Referenzpunkt (Pk) unter dem Referenzwinkel (Bk) verläuft; und

- die gesuchte Position (Mk) auf der fiktiven Flugbahn (B1) wird bestimmt, indem ein Lot errichtet wird, das von der betrachteten Position (Tk) der realen Flugbahn (51) bis zu seinem Schnittpunkt mit dem Hilfskreis (COK) verläuft.

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

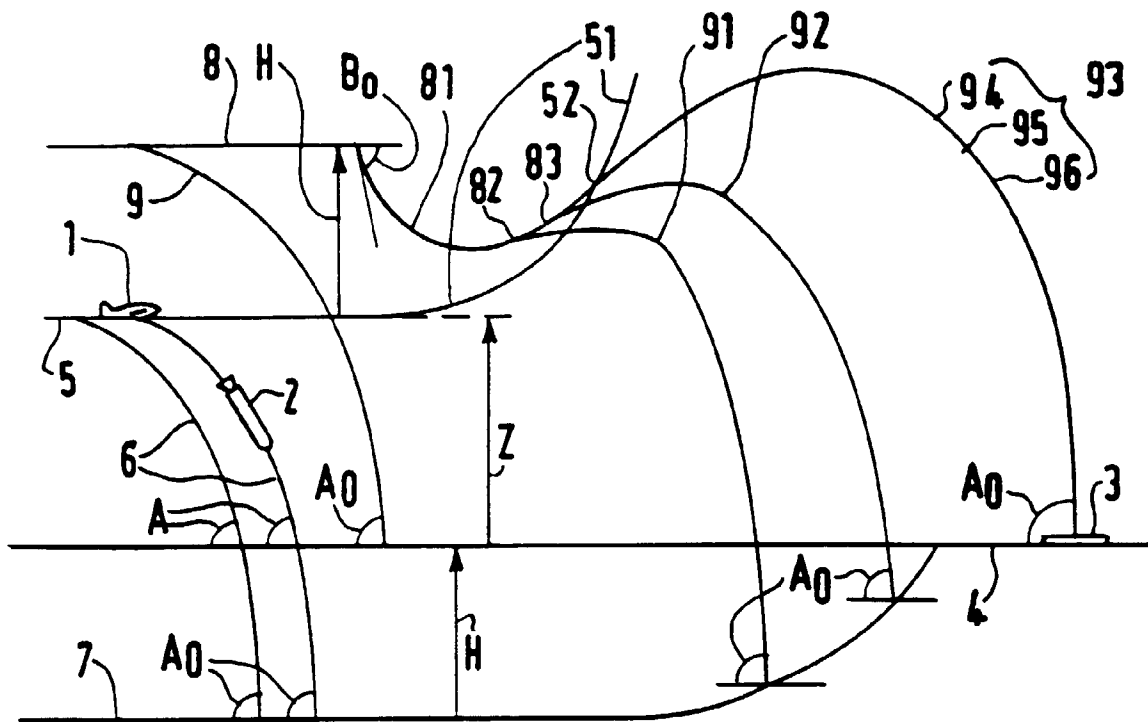


FIG.1

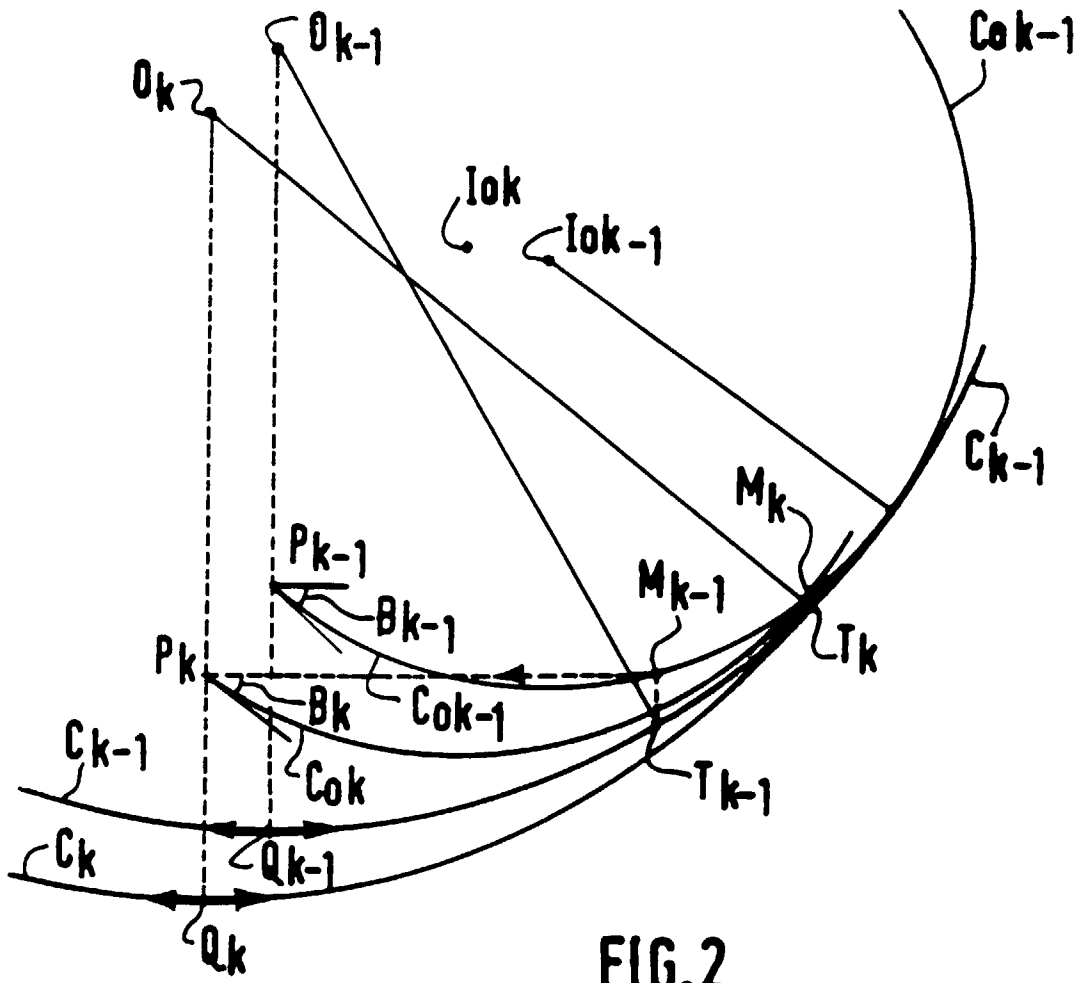


FIG.2

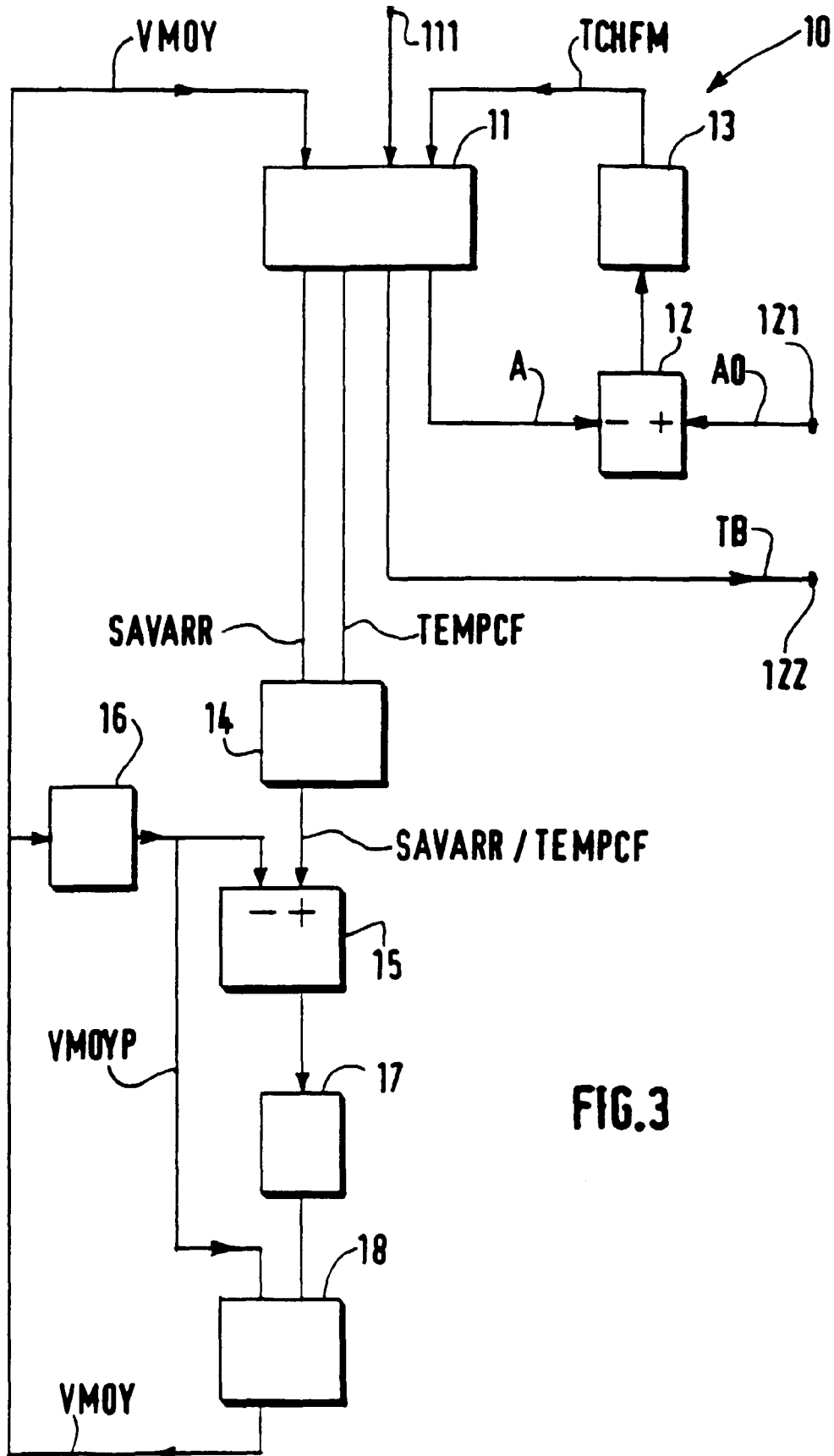


FIG.3