



EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG

 Anmeldenummer: 86109387.0

 Int. Cl.⁴: **F 42 B 15/027**
F 41 G 7/22

 Anmeldetag: 09.07.86

 Priorität: 12.07.85 DE 3524925

 Veröffentlichungstag der Anmeldung:
 04.02.87 Patentblatt 87/6

 Benannte Vertragsstaaten:
 DE FR GB NL

 Anmelder: **DIEHL GMBH & CO.**
Stephanstrasse 49
D-8500 Nürnberg(DE)

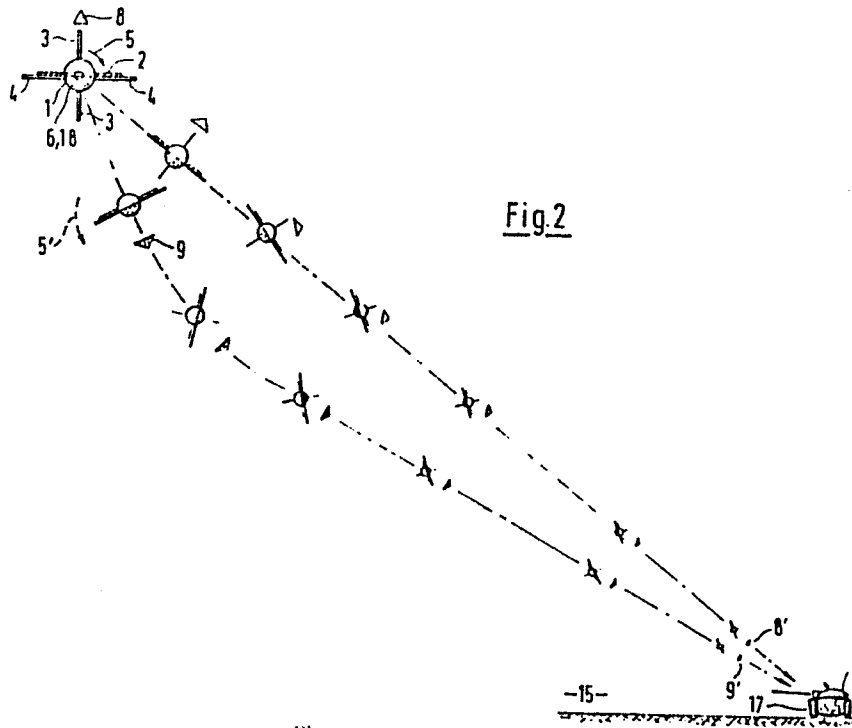
 Erfinder: **Wälferrmann, Heinrich**
Eichenheinstrosse 23
D-8560 Lauf(DE)

 Vertreter: **Hofmann, Gerhard, Dipl.-Ing. et al.**
Stephanstrasse 49
D-8500 Nürnberg(DE)

 Verfahren zum Ansteuern eines Zieles.

 Ein Verfahren zum Ansteuern eines seitlich voraus ausgemachten Zieles (17) aus der Gleitflughahn (18) eines Projektils (1) heraus - unter Durchführung einer Rollbewegung (5) für die Zielansteuerungs-Gierbewegung (13) - soll derart ausgelegt werden, daß sich bei einfachen regelungstechnischen Gegebenheiten auch unter harten Kursmanövern eine flugstabile, rasche Zielannäherung verwirklichen läßt. Dafür werden die horizontalen Steuerruder (2) von Gleitflug-Auftrieb (8) auf Abstiegs-Abtrieb (9) umgestellt; woraus eine gegensinnige aber betragsmäßig wesentlich geringere Rollbewegung (5') für die Durchführung der seitlichen Kurskorrektur und somit ein ruckwirkungsfreieres und schnelleres Steuerungsverhalten des Projektils (1) resultiert. Jedoch wird das konventionelle Roll-Giermanöver unter Beibehaltung des Auftriebs (8) durchgeführt, solange der Zielabstand (20) noch zu groß oder wenn die momentane Flughöhe (23) des Projektils (1) schon zu niedrig für die wünschenswerteste Abstiegsbahn (19) ins Ziel (17) ist.

EP 0 210 488 A1



P 867 C 1'

Fg/kr

DIEHL GMBH & CO., 8500 Nürnberg

Verfahren zum Ansteuern eines Zieles

Die Erfindung betrifft ein Verfahren gemäß dem Oberbegriff des Anspruches 1.

Ein solches Verfahren ist aus der US-PS 3 695 555 für ein endphasenlenkbares Artillerieprojektil oder aus der GB-PS 1 605 007 für ein Projektil in der Bauform eines zielsuchenden Torpedos bekannt. Insbesondere bezieht die Erfindung sich aber auf endphasenlenkbare Projektile, wie sie aus DEFENSE ELECTRONICS, Heft Juni 1984, Seite 102, als Submunition bekannt sind.

10

Steuerungstechnisch einfachste Verhältnisse für die Manövrierbarkeit eines solchen Projektils ergeben sich, wenn einem gekreuzten Paar von Heck-Steuerrudern ein ebenso gekreuztes Paar von gegenüber den Ruderflächen wesentlich größeren Gleitflügeln zugeordnet ist. Da

15 der Abschluß bzw. Start der Projektile aus konstruktiven Gründen nicht mit ausgefahrenen Rudern und Gleitflächen erfolgen kann, andererseits eine Kaliberbegrenzung für die Auslegung des Projektils und der Raumbedarf für den Gefechtskopf und die Zielsuchsteuerungseinrichtungen nicht den notwendigen Raum für das Einklappen großer
20 Gleitflügel verfügbar machen, während die wünschenswerte große aerodynamische Gleitflugleistung mit nur kleinen Gleitflügeln nicht erreichbar ist, muß man sich bei Projektilen der für vorliegende Erfindung bevorzugt in Betracht gezogenen Art mit horizontalen Gleitflügeln begnügen.

25

Wie unten anhand der Fig. 1 näher erläutert, ist wegen Fehlens vertikal orientierter Gleitflächen die Manövrierbarkeit in Gier-Richtung (also in seitlicher Verschwenkung der Projektil-Längsachse) aus einer aktuell gegebenen Fluglage heraus überaus beschränkt. Zur
05 Ansteuerung eines seitlich abliegenden Zieles ist deshalb eine Verschwenkung des Auftriebsvektors aus der Vertikalen in Richtung auf das seitlichvoraus abliegende Ziel erforderlich, was eine entsprechend starke Rollbewegung des Projektils um seine Längsachse bedingt. Weil ein solches Projektil aber keinen strömungsdynamisch symmetrischen
10 Körper darstellt, hat jede Veränderung der Roll-Lage Rückwirkungen auf andere aerodynamische Einflüsse und somit unerwünschte Rückwirkungen auf das Flugverhalten. Diese Rückwirkungen sind nicht linear, und besonders stark bei großen Rollwinkeln; was überaus großen Regelungsaufwand für die Ansteuerung der einzelnen flugkritischen
15 Komponenten bedingt, um ein vorgegebenes Manöver flugstabil durchführen zu können. Beim Übergang aus rascher Gleitflugbewegung in eine steile Abstiegsbahn zur Ansteuerung eines akquirierten Zieles sind aber besonders harte Kursmanöver erforderlich, die leicht aus dem stabilen Flugverhalten herausführen können; so daß die Projektil-
20 bewegung der Steuerung dann nicht mehr gehorcht und das Ziel verfehlt werden kann.

In Erkenntnis dieser Gegebenheiten liegt der Erfindung die Aufgabe zugrunde, das gattungsgemäße Ansteuerungsverfahren derart abzuwandeln,
25 daß sich auch bei Vorhandensein nur eines horizontalen Gleitflächenpaares am Projektil harte Giermanöver zur raschen Zielansteuerung durchführen lassen, ohne Gefahr zu laufen, daß das Flugverhalten dadurch instabil wird, das Projektil sich also nicht mehr oder jedenfalls nicht mehr im wünschenswerten Zeitverhalten ins Ziel einsteuern
30 läßt.

Diese Aufgabe wird bei einem Verfahren gattungsgemäßer Art im wesentlichen dadurch gelöst, daß die Maßnahmen gemäß dem kennzeichnenden
• Teil des Anspruches 1 getroffen werden; d.h. die resultierende aero-
• dynamische Flügelfkraft wird im Sinne einer Minimierung des Rollwinkels
35 in die Gier-Zielrichtung verschwenkt.

Diese Lösung beruht auf der Erkenntnis, daß die seitliche Zielansteuerung aus der Such-Gleitflugbahn heraus ohnehin mit einer Abstiegsbewegung verbunden ist; daß es also nicht unbedingt erforderlich ist, den aufwärtsgerichteten Vektor des während der Gleitflugbahn gegebenen Auftriebs auch noch bei der Querneigungs-Giersteuerung beizubehalten. Stattdessen wird durch entsprechend gegensinnige Ansteuerung der horizontalen Heckrudder die Gleitflächen-Anströmung so umgelenkt, daß sich ein aerodynamischer Abtrieb auf das Projektil auswirkt. Die dann noch erforderliche Querneigung (Rollbewegung) zur Giereinsteuerung der Flugrichtung auf das anzuvisierende Ziel ist klein, insbesondere sehr viel kleiner als beim Verschwenken eines beibehaltenen Auftriebsvektors. Damit sind trotz harter Giermanöver nur geringe Rollwinkel erforderlich; und da geringere Rollwinkel nur sehr geringe Rückwirkungen auf das Flug- und Steuerungsverhalten des Projektils haben, ist dessen Manövrierung weniger kritisch, ist also der Aufwand für die erforderlichen Regelungs- und Steuerungseinrichtungen eines auch in der Endphase des Abstieges manövrierbaren Projektils wesentlich geringer. Vorteilhaft bei der erfindungsgemäßen Lösung ist darüberhinaus, daß der Übergang aus der Gleitflugbahn in die Abstiegsbahn infolge Übergang von Auftrieb auf Abtrieb sehr viel steiler einsetzen kann. Das ist insbesondere bei großer horizontaler Annäherungsgeschwindigkeit an das Ziel von Bedeutung, um nicht über die Position des Zieles hinauszufiegen und dieses deshalb zu verfehlen, wenn keine harten Wendemanöver möglich sind.

Andererseits erfolgt ein Übergang von Auftrieb auf Abtrieb nicht oder nur verzögert, wird also jedenfalls zunächst der Auftrieb beibehalten, wenn entweder das anzusteuern Ziel ohnehin schon fast voraus, also unter nur geringem Gierwinkel, ausgemacht wurde oder aber wenn, bei zu frühem Umschalten auf Abtrieb, die Gefahr besteht, daß die nun durchsackende Flugbahn nicht mehr zur Überbrückung eines noch großen Zielabstandes ausreicht.

Auch wenn das Ziel bei großem momentan gegebenem Abstand Fluchtbe-
wegungen ausführt, kann es zweckmäßig sein, trotz Zielauffassung
zunächst noch den Auftrieb, also die Gleitbahn beizubehalten, bis
der Abstand für optimalen Übergang in eine steile Abstiegsbahn hin-
reichend verringert ist. Die entsprechenden Umsteuerungs-Kriterien
lassen sich ohne weiteres aus den Informationen wie Zielabstand
und Sichtlinienneigung bzw. Sichtliniendrehwinkelgeschwindigkeit
ableiten, die ohnehin vom Suchkopf bzw. von der ihm nachgeschalteten
Steuerungseinrichtung für die Kollisionskurs- Steuerung (Proportional-
navigation in der Endflugphase) an Bord des Projektils gewonnen
und ausgewertet werden.

Zusätzliche Alternativen und Weiterbildungen sowie weitere Merkmale
und Vorteile der Erfindung ergeben sich aus den weiteren Ansprüchen
und, auch unter Berücksichtigung der Darlegungen in der Zusammen-
fassung, aus nachstehender Beschreibung eines in der Zeichnung unter
Beschränkung auf das Wesentliche stark abstrahiert und nicht ganz
maßstabsgerecht skizzierten bevorzugten Realisierungsbeispiels in
Ausübung der erfindungsgemäßen Maßnahmen.
Es zeigt:

Fig. 1 in Seitenansicht ein gleitfähiges und steuerbares
Projektil mit auf die Horizontalebene beschränkten
Gleitflächen

Fig. 2 in rückwärtiger Ansicht ein Projektil gemäß Fig. 1
bei der Ansteuerung eines seitlich voraus aufgefaßten
Zieles, unter Darstellung des Rollvorganges für
das Einschwenken in die seitliche Ablagerichtung
für den Fall konventioneller Auftriebssteuerung
und für den Fall erfindungsgemäßer Abtriebssteuerung,
und

Fig. 3 eine Vertikalebene durch die Gleitflugbahn des Projektils und die Position des von ihm akquirierten Zieles.

- 05 Das in Fig. 1 in Seitenansicht skizzierte Projektil 1 ist mit gekreuzten, also paarweise horizontal und vertikal orientierten Steuerrudern 2, 3 und mit einem Paar nur horizontal sich erstreckender, im Querschnitt angenähert symmetrischer Gleitflächen 4 ausgestattet. Aus einer gegensinnigen Anstellung z.B. der horizontalen Steuerruder 2 resultiert eine Rollbewegung 5 um die Projektil-Längsachse 6. Gleichsinnige Anstellkomponenten der Horizontal-Ruder 2 in die in Fig. 1 voll ausgezogen dargestellte Richtung bewirken eine Anströmung 7 der Gleitflächen 4, aus der ein Auftrieb 8 des Projektils 1, der zum Erdmittelpunkt hin gerichteten Schwerkraft entgegen, resultiert; und bei der es sich somit um die normale Betriebsweise für einen etwa parallel zum Zielgebiet 15 orientierten Gleitflug des Projektils 1 handelt. Dagegen führt eine Anstellung beider horizontaler Ruder 2 in die in Fig. 1 gestrichelt angedeutete Winkelrichtung zu einer Anströmung 7' der Gleitflächen 4, woraus ein Abtrieb 9 des Projektils 1, also eine aerodynamische Unterstützung der Bewegungskomponente in Richtung der Erdanziehung und damit ein steiles Eintauchen aus einer Gleitbahn 18 in eine Sturz-Abstiegsbahn 19 (Fig. 3) resultiert. Über die Anstellung der horizontalen Steuerruder 2 ist also eine Nickbewegung 10 des Projektils 1 um die Querachse 11 durch seinen Schwerpunkt 12 steuerbar.

- Für starke Gierbewegungen 13 um die Schwerpunkts-Hochachse 14 reicht die relativ kleine Fläche der vertikalen Steuerruder 3 und die aus der seitlichen Anblasung des schmalen Rumpfes des Projektils 1 resultierende Querkraft nicht aus, da diese nicht aerodynamisch durch gleich orientierte Anströmungsflächen (also durch Flügel quer zu den Horizontalflächen 4) unterstützt werden.

Für Kursänderungen (Gierbewegungen 13) ist es deshalb - wie als solches aus der konventionellen Flugzeug-Steuerung bekannt - erforderlich, das Projektil 1 mittels der Ruder 2 in eine Querneigung zu rollen, also eine Rollbewegung 5 durchzuführen, bis die Horizontal-
05 flächen 4 auch hinreichende Neigungskomponenten in vertikaler Richtung aufweisen; dann führt die Anströmung 7, also der nun entsprechend seitlich geneigte Vektor des Auftriebes 8, zu einem im wesentlichen wieder über die Horizontalruder 2 gesteuerten Kurvenflug; bis die Längsachse 6 die neue Flugrichtung eingenommen hat und die Roll-
10 bewegung 5 deshalb wieder bis in die normale Horizontallage rückgängig gemacht werden kann.

Diesem konventionellen Manöver einer Querneigung zur Durchführung größerer seitlicher Kursänderungen entspricht die Darstellungsfolge
15 in Fig. 2 oben. Im in Fig. 2 oben links dargestellten Zeitpunkt (dem die Darstellung in Fig. 3 entspricht) faßt das in rückwärtiger Ansicht skizzierte Projektil 1 aus seiner momentanen Gleitbahn 18 heraus über dem Zielgebiet 15 mittels seines verschwenkbaren Suchkopfes 16 (Fig. 1) seitlich voraus ein zu bekämpfendes Ziel 17 auf.
20 Während zur Ansteuerung des Zieles 17 die Nickbewegung 10 in der Horizontalebene (gemäß Darstellung in Fig. 1) durch die Ansteuerung der Horizontalruder 2 erfolgt - vorzugsweise im Interesse möglichst steilen Zielfluges mit verzögerter Nickbewegung 10, wie im einzelnen in der GB-OS 21 34 632 der Anmelderin näher dargestellt -, bedarf
25 bei konventionellem Querneigungs-Manöver die seitliche Kurskorrektur gemäß oberer Darstellung in Fig. 2 einer faßt 180° betragenden Rollbewegung 5; um nämlich im Zuge des Zielfluges den auf der Gleitbahn 18 noch senkrecht nach oben gerichteten Vektor des Auftriebes 8 in Richtung auf das anzusteuernde Ziel 17 zu verschwenken, wie durch
30 den Pfeil für den verschwenkten Auftrieb 8' in Fig. 2 rechts hinten (jenseits der Ebene der Darstellung des Projektils 1 links oben) angedeutet.

.

.

35

Wenn dagegen zur Zielführung die Horizontalruder 2 auf Abtrieb 9 umgestellt werden, wie bei der unteren Manöverdarstellung in Fig. 2 zum Ausdruck gebracht, bedarf es für die Gierbewegung aus der momentanen Gleitbahn 18 heraus einer gegensinnigen Querneigung, also einer
05 gegensinnigen Rollbewegung 5' des Projektils 1. Da nun die maßgebliche Beschleunigungskomponente für die Annäherung an das Ziel 17, nämlich der Abtrieb 9, bereits die zutreffende Orientierung aufweist, ist der für die Endphasenlenkung erforderliche Gegen-Rollwinkel 5' - wie sich auch aus der symbolischen Darstellung in Fig. 2 ergibt-
10 zwangsläufig wesentlich geringer, als der Rollwinkel 5 bei der konventionellen Querneigung unter Beibehaltung des Auftriebes 8. Der verringerte erforderliche Winkel der Rollbewegung 5' bedeutet aber, wie einleitend erwähnt, ein besseres Manövrierverhalten des Projektils 1 und damit einen besser beherrschbaren und doch auch rascheren
15 Übergang aus der Gleitbahn 18 in die Abstiegsbahn 19; was insbesondere dann wichtig ist, wenn der horizontale Zielabstand 20 (quer zur Darstellebene der Fig. 2; vgl. Fig. 3) bei Zielauffassung und Umsteuerung auf Abtrieb 9 nur noch relativ gering ist, also aus hoher Gleitfluggeschwindigkeit des Projektils 1 heraus harte Giermanöver
20 zur Änderung der Flugrichtung auf das Ziel 17 hin erforderlich werden.

Andererseits ist es zweckmäßig, bei Zielauffassung jedenfalls zunächst noch die Anstellung der Horizontalruder 2 für Auftrieb 8 beizubehalten (also in der vom Suchkopf 16 geführten Steuerungseinrichtung 21
25 für die Anstellung der Horizontalruder 2 noch nicht gleich auf Abtriebs-Querneigung umzuschalten), wenn der Zielabstand 20 noch sehr groß ist bzw. sich aufgrund einer Fluchtbewegung 22 des Zieles 17 nicht oder jedenfalls nur relativ wenig verringert. Denn in diesen Fällen ist für eine später möglichst steile (munitionstechnisch
30 also möglichst wirksame) Abstiegsbahn 19 zunächst noch eine Fortsetzung des raschen Gleitfluges in der Bahn 18, zur Verringerung des Zielabstandes 20, wünschenswert.

Die Flugkörper-Bewegung längs der Gleitbahn 18 bedarf aber zur Kompen-
sation der Erdanziehung eines aerodynamischen Auftriebes 8. Das
Projektil 1 würde also aus einer anfänglichen Gleitbahn 18 durchsacken
und das Ziel 17 nur im flachen Anflug oder gar nicht mehr erreichen
05 können, wenn - trotz gegebener Zielauffassung mittels des Suchkopfes
16 - der horizontale Abstand 20 für den gewünschten Verlauf der
unter Abtrieb 9 einzuschlagenden Abstiegsbahn 19 noch zu groß ist.

Desgleichen ist eine Umsteuerung auf Abtrieb 9 nicht, bzw. erst
10 in der allerletzten Phase der Abstiegsbahn 19 - also stark verzögert
-, erforderlich, wenn das aufgefaßte Ziel 17 (gemäß Fig. 3) nahezu
in der Vertikalebene durch die momentane Gleitbahn 18 liegt, also
nur eine geringe Gier-Kurskorrektur und dementsprechend nur eine
geringe Rollbewegung 5 bei beibehaltener vektorieller Richtung des
15 Auftriebes 8 erforderlich ist..

20

25

30

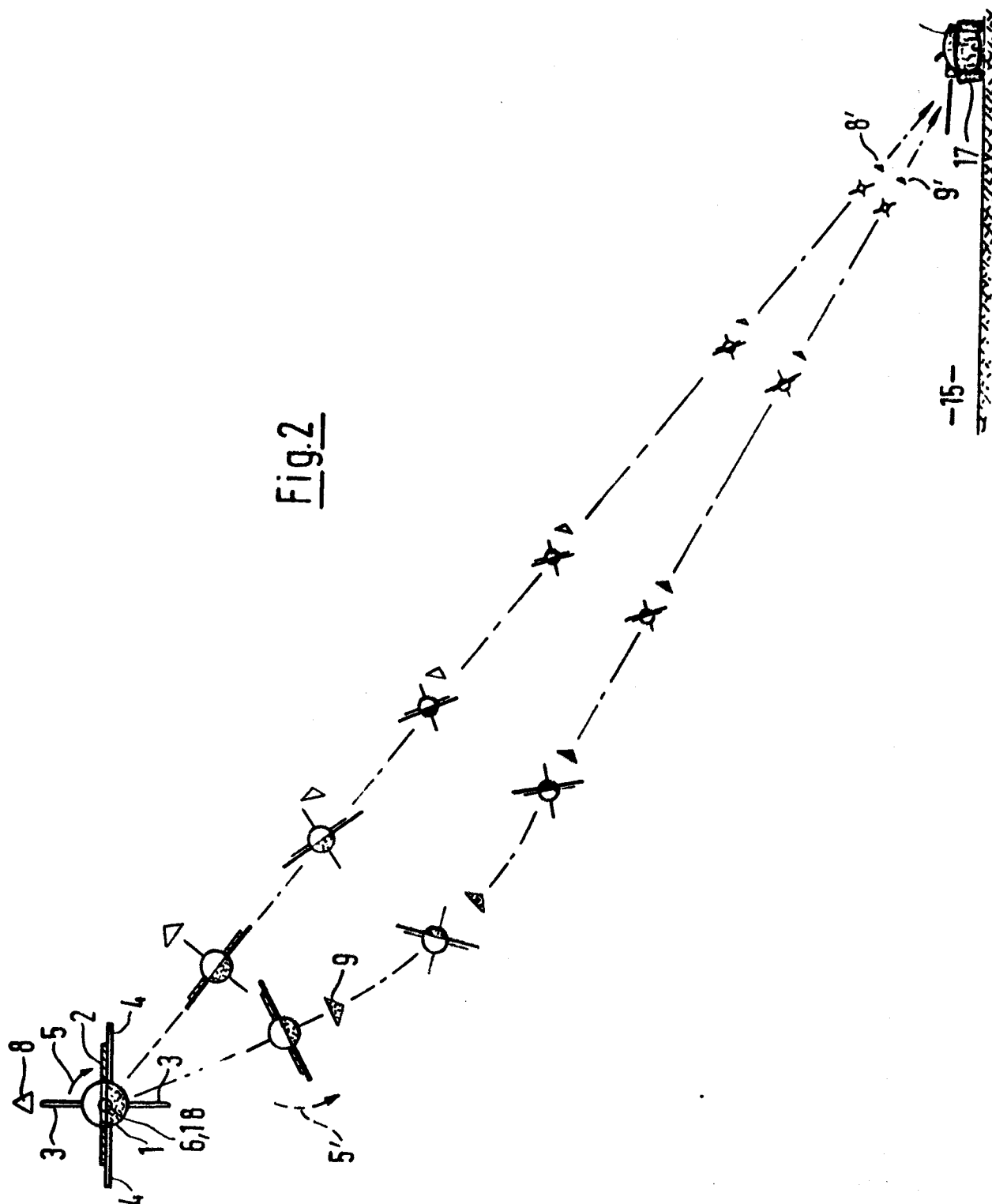
.

.

35

Patentansprüche

- 05 1. Verfahren zum Ansteuern eines seitlich voraus ausgemachten Zieles aus der Gleitflugbahn eines, mit einem Suchkopf, mit Steuerrudern und mit horizontalen Gleitflächen ausgestatteten, Projektils heraus unter Durchführung einer Rollbewegung für das Giermanöver, dadurch gekennzeichnet, daß zum Übergang aus der Gleitflugbahn in eine Giermanöver-Abstiegsbahn die Steuerruder von Auftrieb auf Abtrieb umgestellt werden.
- 10 2. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Umstellung auf Abtrieb nur bzw. erst erfolgt, wenn der Zielablage-Gierwinkel unter Abtrieb einen betragsmäßig jedenfalls
- 15 nicht wesentlich größeren, gegensinnigen, Rollwinkel für das Giermanöver bedingt, als unter Beibehaltung des Gleitflug-Auftriebs.
- 20 3. Verfahren nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, daß die Umstellung auf Abtrieb nur bzw. erst erfolgt, wenn ein vorgebbbarer horizontaler Zielabstand unterschritten ist.
- 25 4. Verfahren nach einem der vorangehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß die Umstellung auf Abtrieb nur bzw. erst erfolgt, wenn ein vorgebbbarer vertikaler Zielabstand noch nicht unterschritten ist.





Europäisches
Patentamt

EUROPÄISCHER RECHERCHENBERICHT

0210488

Nummer der Anmeldung

EINSCHLÄGIGE DOKUMENTE			EP 86109387.0
Kategorie	Kennzeichnung des Dokuments mit Angabe, soweit erforderlich, der maßgeblichen Teile	Betrifft Anspruch	KLASSIFIKATION DER ANMELDUNG (Int. Cl. 4)
D, A	<u>US - A - 3 695 555 (CHADWICK)</u> * Fig. 1; Spalte 4, Zeilen 30-55 *	1	F 42 B 15/027 F 41 G 7/22
D, A	<u>GB - A - 2 134 632 (DIEHL)</u> * Fig. 2; Seite 4, Zeile 108 - Seite 5, Zeile 39 *	1, 3, 4	
A	<u>DE - C2 - 3 119 185 (MESSERSCHMITT)</u> * Gesamt *	1, 2, 3, 4	
A	<u>US - A - 3 946 968 (STALLARD)</u>		
			RECHERCHIERTE SACHGEBIETE (Int. Cl. 4)
			F 41 G 7/00 F 41 G 9/00 F 42 B 13/00 F 42 B 15/00 G 05 D 1/00
Der vorliegende Recherchenbericht wurde für alle Patentansprüche erstellt.			
Recherchenort WIEN		Abschlußdatum der Recherche 31-10-1986	Prüfer ERNST
KATEGORIE DER GENANNTEN DOKUMENTEN			
X von besonderer Bedeutung allein betrachtet		E : älteres Patentdokument, das jedoch erst am oder nach dem Anmeldedatum veröffentlicht worden ist	
Y von besonderer Bedeutung in Verbindung mit einer anderen Veröffentlichung derselben Kategorie		D : in der Anmeldung angeführtes Dokument	
A : technologischer Hintergrund		L : aus andern Gründen angeführtes Dokument	
O : nichtschriftliche Offenbarung			
P : Zwischenliteratur			
T : der Erfindung zugrunde liegende Theorien oder Grundsätze		& : Mitglied der gleichen Patentfamilie, übereinstimmendes Dokument	