



Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets

⑪ Veröffentlichungsnummer: **0 210 488**
B1

⑫

EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT

④⑤ Veröffentlichungstag der Patentschrift:
26.10.88

⑤① Int. Cl.⁴: **F 42 B 15/027, F 41 G 7/22**

②① Anmeldenummer: **86109387.0**

②② Anmeldetag: **09.07.86**

⑤④ **Verfahren zum Ansteuern eines Zieles.**

③⑩ Priorität: **12.07.85 DE 3524925**

⑦③ Patentinhaber: **DIEHL GMBH & CO., Stephanstrasse 49,
D-8500 Nürnberg (DE)**

④③ Veröffentlichungstag der Anmeldung:
04.02.87 Patentblatt 87/6

⑦② Erfinder: **Wällermann, Heinrich, Eichenhainstrasse 23,
D-8560 Lauf (DE)**

④⑤ Bekanntmachung des Hinweises auf die Patenterteilung:
26.10.88 Patentblatt 88/43

⑦④ Vertreter: **Hofmann, Gerhard, Dipl.-Ing., Patentassessor
et al, Stephanstrasse 49, D-8500 Nürnberg (DE)**

⑧④ Benannte Vertragsstaaten:
DE FR GB NL

⑤⑥ Entgegenhaltungen:
**DE - C - 3 119 185
GB - A - 2 134 632
US - A - 3 695 555
US - A - 3 946 968**

EP O 210 488 B1

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach der Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents im Europäischen Patentblatt kann jedermann beim Europäischen Patentamt gegen das erteilte europäische Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch ist schriftlich einzureichen und zu begründen. Er gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist (Art. 99(1) Europäisches Patentübereinkommen).

Beschreibung

Die Erfindung betrifft ein Verfahren gemäss dem Oberbegriff des Anspruchs 1.

Ein solches Verfahren ist aus der US-A-3 695 555 für ein endphasenlenkbares Artillerieprojektil oder aus der GB-A-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.

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 der Abschuss 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 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.

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 Ansteuerung eines seitlich abliegenden Zieles ist deshalb eine Verschwenkung des Auftriebsvektors aus der Vertikalen in Richtung auf das seitlich voraus abliegende Ziel erforderlich, was eine entsprechend starke Rollbewegung des Projektils um seine Längsachse bedingt. Weil ein solches Projektil aber keinen strömungsdynamisch symmetrischen 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 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 Projektilbewegung 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, 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 lässt.

Diese Aufgabe wird bei einem Verfahren gattungsgemässer Art im wesentlichen dadurch gelöst, dass die Massnahmen gemäss dem kennzeichnenden Teil des Anspruchs 1 getroffen werden; d.h. die resultierende aerodynamische Flügelfkraft wird im Sinne einer Minimierung des Rollwinkels 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. Statt dessen 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 darüber hinaus, 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 Fluchtbewegungen 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 hinreichend verringert ist. Die entsprechenden Umsteuerungskriterien lassen sich ohne weiteres aus den Informationen wie Zielabstand und Sichtlinienneneigung bzw. Sichtliniendrehwinkelgeschwindigkeit ableiten, die ohnehin vom Suchkopf bzw. von der ihm nachgeschalteten Steuerungseinrichtung für die Kollisionskurs-Steuerung (Proportio-

nalnavigation 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 Zusammenfassung, 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.

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 Horizontalrudder 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 einen 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 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 Horizontalflächen 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 Horizontalrudder 2 gesteuerten Kurvenflug; bis die Längsachse 6 die neue Flugrichtung eingenommen hat und die Rollbewegung 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 in Fig. 2 oben. Im in Fig. 2 oben links dargestellten Zeitpunkt (dem die Darstellung in Fig. 3 entspricht) fass 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. Während zur Ansteuerung des Zieles 17 die Nickbewegung 10 in der Horizontalebene (gemäss Darstellung in Fig. 1) durch die Ansteuerung der Horizontalrudder 2 erfolgt — vorzugsweise im Interesse möglichst steilen Zielfluges mit verzögerter Nickbewegung 10, wie im einzelnen in der GB-A-2 134 632 der Anmelderin näher dargestellt —, bedarf bei konventionellem Querneigungs-Manöver die seitliche Kurskorrektur gemäss oberer Darstellung in Fig. 2 einer fast 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 anzusteuende Ziel 17 zu verschwenken, wie durch den Pfeil für den verschwenkten Auftrieb 8' in Fig. 2 rechts hinten (jenseits der Ebene der Darstellung des Projektils 1 links oben) angedeutet.

Wenn dagegen zur Zielansteuerung die Horizontalrudder 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 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 — 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 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 zur Änderung der Flugrichtung auf das Ziel 17 hin erforderlich werden.

Andererseits ist es zweckmässig, bei Zielauffas-

sung jedenfalls zunächst noch die Anstellung der Horizontalrudder 2 für Auftrieb 8 beizubehalten (also in der vom Suchkopf 16 geführten Steuerungseinrichtung 21 für die Anstellung der Horizontalrudder 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 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 Kompensation 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 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 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, also nur eine geringe Gier-Kurskorrektur und dementsprechend nur eine geringe Rollbewegung 5 bei beibehaltener vektorieller Richtung des Auftriebes 8 erforderlich ist.

Patentansprüche

1. Verfahren zum Ansteuern eines seitlich voraus ausgemachten Zieles (17) aus der Gleitflugbahn eines, mit einem Suchkopf (16), mit Steuerrudern (2, 3) und mit horizontalen Gleitflächen (4) ausgestatteten, Projektils (1) heraus unter Durchführung einer Rollbewegung für das Giermanöver, dadurch gekennzeichnet, dass zum Übergang aus der Gleitflugbahn in eine Giermanöver-Abstiegsbahn (19) die Steuerruder, unter gegensinniger Rollbewegung (5'), von Auftrieb auf Abtrieb (9) umgestellt werden.

2. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass die Umstellung auf Abtrieb nur bzw. erst erfolgt, wenn der Zielabgabe-Gierwinkel unter Abtrieb einen betragsmässig jedenfalls nicht wesentlich grösseren Rollwinkel für das Giermanöver bedingt, als unter Beibehaltung des Gleitflug-Auftriebes.

3. Verfahren nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, dass die Umstellung auf Abtrieb nur bzw. erst erfolgt, wenn ein vorgegebener horizontaler Zielabstand (20) unterschritten ist.

4. Verfahren nach einem der vorangehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die Umstellung auf Abtrieb nur bzw. erst erfolgt, wenn ein vor-

gebbarer vertikaler Zielabstand noch nicht unterschritten ist.

Claims

1. A method for homing in on a target (17) located laterally ahead out of the gliding flight path of a projectile (1) equipped with a seeker head (16), with control surfaces (2, 3) and with horizontal gliding surfaces (4), along with performance of a rolling motion for the yaw manoeuvre, characterised in that for the transition from the gliding flight path into a yaw-manoeuvre descent path (19) the control surfaces are changed over, along with oppositely-directed rolling motion (5'), from lift to negative lift (9).

2. A method according to Claim 1, characterised in that the change over to negative lift is effected only when or respectively not until the target-displacement yaw angle along with negative lift necessitates an angle of roll for the yaw manoeuvre which is amountwise at any rate not substantially greater than during maintenance of the gliding flight lift.

3. A method according to Claim 1 or 2, characterised in that the change over to negative lift is effected only when or respectively not until a predetermined horizontal target distance (20) is fallen below.

4. A method according to one of the preceding claims, characterised in that the change over to negative lift is effected only when or respectively not until a predetermined vertical target distance is not yet fallen below.

Revendications

1. Procédé pour diriger un projectile (1) vers une cible (17) détectée latéralement en avant à partir de sa trajectoire de vol plané, le projectile comportant une tête chercheuse (16), des gouvernes (2, 3) et des surfaces portantes (4) horizontales, en effectuant un mouvement de roulis pour la manoeuvre d'embarquée, caractérisé en ce que, pour passer de la trajectoire de vol plané à une trajectoire descendante de manoeuvre d'embarquée (19), on fait passer les gouvernes de la sustentation à la portance négative (9), avec un mouvement de roulis (5') en sens opposé.

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que le passage à la portance négative n'a lieu que si ou seulement lorsque l'angle d'embarquée correspondant à l'écart angulaire de la cible sous le régime de la portance négative entraîne un angle de roulis pour la manoeuvre d'embarquée qui n'est, en valeur absolue, pas beaucoup plus important qu'en conservant le régime de sustentation du vol plané.

3. Procédé selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce que le passage à la portance négative n'a lieu que si ou seulement lorsqu'une distance à la cible horizontale (20) prédéterminée est dépassée par valeurs inférieures.

4. Procédé selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que le passage à la portance négative n'a lieu que si ou seulement lorsqu'une distance à la cible verticale prédéterminée n'est pas encore dépassée par valeurs inférieures.

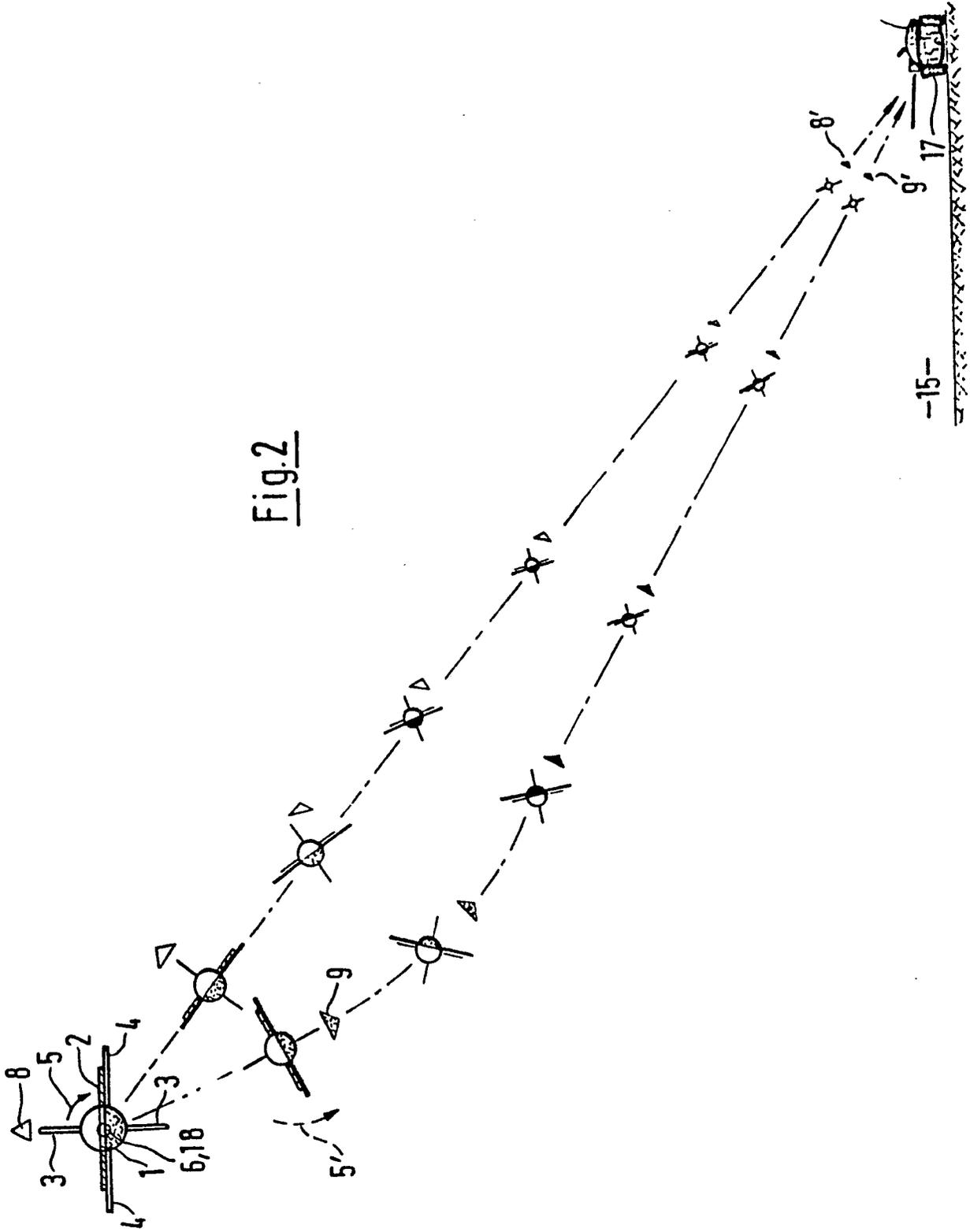


Fig. 2