

(19)



Europäisches Patentamt

European Patent Office

Office européen des brevets



(11)

EP 0 731 331 B1

(12)

EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des
Hinweises auf die Patenterteilung:
15.04.1998 Patentblatt 1998/16

(51) Int Cl.⁶: **F41F 3/04**, F41A 19/69

(21) Anmeldenummer: **96102429.6**

(22) Anmeldetag: **17.02.1996**

(54) **Abschussvorrichtung für selbstangetriebene Flugkörper, insbesondere Artillerieraketen**

Launcher for self-propelled missiles, in particular for artillery rockets

Dispositif de lancement pour missiles autopropulsés, en particulier pour roquettes d'artillerie

(84) Benannte Vertragsstaaten:
BE DE FR GB IT NL

(30) Priorität: **07.03.1995 DE 19508008**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:
11.09.1996 Patentblatt 1996/37

(73) Patentinhaber: **Wegmann & Co. GmbH**
D-34127 Kassel (DE)

(72) Erfinder:
• **Gertz, Heinrich**
34281 Gudensberg (DE)
• **Vaihinger, Wolfram**
D-34246 Vellmar (DE)

(74) Vertreter: **Feder, Wolf-Dietrich, Dr. Dipl.-Phys.**
Dr. Wolf-D. Feder, Dr. Heinz Feder
Dipl.-Ing. P.-C. Sroka
Dominikanerstrasse 37
40545 Düsseldorf (DE)

(56) Entgegenhaltungen:
US-A- 3 120 784 **US-A- 3 610 095**
US-A- 4 455 916 **US-A- 4 638 739**
US-H- H 405

• **NAVY TECHNICAL DISCLOSURE BULLETIN, Bd.**
8, Nr. 3, März 1983, WASHINGTON (USA), Seiten
55-57, XP002014112 D. EDMONDS: "Missile
interface connector"

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach der Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents 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).

EP 0 731 331 B1

Beschreibung

Die Erfindung betrifft eine Abschußvorrichtung für selbstangetriebene Flugkörper, insbesondere Artillerieraketen, mit den Merkmalen aus dem Oberbegriff des Patentanspruchs 1.

Eine derartige Abschußvorrichtung ist beispielsweise in dem Dokument US-A-36 10 095 beschrieben. Bei der bekannten Abschußvorrichtung stützt sich die Rakete an der Innenwand des Abschußrohres über mehrere, an ihrem Umfang angeordnete, sich über den größten Teil ihrer Länge erstreckende Stützkörper ab, die aus Balsaholz oder einem anderen leichten Material bestehen.

Da in der letzten Zeit Raketenantriebe im Hinblick auf die Startgeschwindigkeit erheblich verbessert worden sind, tritt bei den bekannten Abschußvorrichtungen das Problem auf, daß die Stützkörper nach dem Verlassen des Abschußrohres nicht etwa mit dem Leitwerk des Flugkörpers in Berührung kommen dürfen. Ein weiteres Problem besteht darin, daß bisher die elektrische Signalübertragung beim Zünden des Flugkörpers im Abschußrohr über Festkabelanschlüsse erfolgte, die beim Verlassen des Flugkörpers aus dem Abschußrohr abreißen, wobei der zurückbleibende Teil als Wegwerfartikel definiert war.

Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, eine Abschußvorrichtung der im Oberbegriff des Patentanspruchs 1 beschriebenen Bauart zu schaffen, bei welcher einerseits die elektrische Signalübertragung zum Flugkörper hin so durchgeführt wird, daß kein Abreißen von Kabelanschlüssen in Kauf genommen werden muß und die andererseits Möglichkeiten eröffnet, um zu verhindern, daß die Stützkörper nach dem Verlassen des Abschußrohres in Kontakt mit Teilen des Flugkörpers geraten können.

Die Aufgabe wird hinsichtlich einer günstigeren Art der elektrischen Signalübertragung mit den Mitteln aus dem kennzeichnenden Teil des Patentanspruchs 1 gelöst. Eine vorteilhafte Weiterbildung der erfindungsgemäßen Abschußvorrichtung, bei der auch der Schutz des Flugkörpers vor den Stützkörpern gewährleistet ist, ist gemäß der weiteren Erfindung Gegenstand des Patentanspruchs 2. Vorteilhafte Weiterbildungen der erfindungsgemäßen Abschußvorrichtung sind in den Ansprüchen 3 und 4 beschrieben.

Ein Grundgedanke der Erfindung besteht zunächst darin, die Stützkörper so auszubilden, daß die elektrische Energieübertragung über unter der Kraft von Druckfedern stehende Kontaktstifte erfolgt, die im abschußbereiten Zustand an Gegenkontakten an der Innenseite des Abschußrohres anliegen und die jeweils mit ebenfalls unter der Kraft von Druckfedern stehenden Kontaktstiften elektrisch verbunden sind, die an elektrischen Gegenkontakten an der Außenseite des Flugkörpers anliegen. Die Kraft der verwendeten Druckfedern dient hierbei lediglich dazu, den nötigen Kontaktdruck an den elektrischen Kontaktstiften zu erzeugen. Nach

einem ähnlichen Konstruktionsprinzip wird auch verhindert, daß die Stützkörper nach dem Verlassen des Abschußrohres in Kontakt mit Teilen des Flugkörpers geraten können. Die Stützkörper werden so ausgebildet, daß sie beim Verlassen des Abschußrohres einen starken Impuls quer zur Abschußrichtung erhalten und somit nach außen abgeschleudert werden, so daß sie sich in ausreichender Entfernung vom Flugkörper befinden, wenn das Leitwerk das Abschußrohr verlassen hat. Dieser Impuls wird durch federbelastete Stößel erzeugt, welche die Stützkörper vom Flugkörper abdrücken. Die Kraft der hierzu verwendeten Druckfedern ist wesentlich größer als die Kraft der dem Kontaktdruck an den elektrischen Kontaktstiften erzeugenden Druckfedern.

Im folgenden wird anhand der beigefügten Zeichnungen ein Ausführungsbeispiel für eine Abschußvorrichtung nach der Erfindung näher erläutert.

In den Zeichnungen zeigen:

Fig. 1 bis 3 in einer stark schematisierten, teilweise geschnittenen Darstellung eine Abschußvorrichtung für einen Flugkörper im Zustand vor dem Abschuß, sowie kurz vor und kurz nach dem vollständigen Austreten des Flugkörpers aus dem Abschußrohr;

Fig. 4 einen Stützkörper der Abschußvorrichtung nach Fig. 1 bis 3 in vergrößerter Seitenansicht;

Fig. 5 den Stützkörper nach Fig. 4 in einem Schnitt nach der Linie A-A in Fig. 4;

Fig. 6 den Stützkörper nach Fig. 4 in einem Schnitt nach der Linie B-B in Fig. 4;

Fig. 7 einen in Fig. 5 mit Z bezeichneten Teilbereich aus Fig. 5 in vergrößerter Darstellung;

Fig. 8 einen Schnitt durch den Stützkörper nach Fig. 4 gemäß der Linie C-C in Fig. 4;

Fig. 9 einen Schnitt durch den Stützkörper nach der Linie D-D in Fig. 8;

Fig. 10 eine Aufsicht auf den Stützkörper nach Fig. 4.

Es wird zunächst anhand der Fig. 1 bis 3 eine Abschußvorrichtung für Flugkörper in ihrem allgemeinen Aufbau und ihrer Wirkungsweise beschrieben.

Auf einem Grundgestell G sind ein oder mehrere Abschußrohre A angeordnet. Gemäß Fig. 1 befindet sich innerhalb des Abschußrohres A ein abschußbereiter Flugkörper F, der sich an seinem hinteren Ende über ein Leitwerk L an der Innenwand des Abschußrohres A abstützt, während er sich in seinem vorderen Bereich über insgesamt vier in gleichen Winkelabständen an seinem Umfang angeordnete Stützkörper S1, S2 an der Innenwand des Abschußrohres A abstützt. Zur Auslösung des Abschusses werden über elektrische Leitungen Z, die mit in der Innenwand des Abschußrohres 8 angeordneten elektrischen Kontakten GK1 verbunden sind, elektrische Signale zugeführt, die in weiter unten erläuterter Weise durch die Stützkörper S1 und S2 hindurch zu elektrischen Kontakten GK2 gelangen, welche

sich in der Außenfläche des Flugkörpers F befinden.

Die Signale werden in an sich bekannter Weise dem Raketenantrieb zugeführt und der Flugkörper F setzt sich in Abschußrichtung in Bewegung. Fig. 2 zeigt einen Augenblick kurz vor dem vollständigen Austritt des Flugkörpers F aus dem Abschußrohr A. Der Flugkörper F ist über das Leitwerk L noch innerhalb des Abschußrohres A abgestützt, während die Stützkörper S1 und S2 - sowie zwei weitere, nicht dargestellte Stützkörper - aus dem Abschußrohr A herausgeführt sind und aufgrund ihrer weiter unten genauer erläuterten Konstruktion nach dem Austritt einen starken Impuls in Pfeilrichtung Q, also der Querrichtung zur Abschußrichtung, erhalten. Fig. 3 zeigt, daß aufgrund dieses Impulses nach dem vollständigen Austritt des Flugkörpers F aus dem Abschußrohr 8 die Stützkörper S1 und S2 sich soweit vom Flugkörper F in Querrichtung wegbewegt haben, daß keine Kollision mit dem Leitwerk L mehr auftritt.

Im folgenden wird anhand der Fig. 4 bis 10 der genauere Aufbau des Stützkörpers S1 in Fig. 1 bis 3 näher erläutert. Die übrigen Stützkörper sind genau in der gleichen Weise aufgebaut.

Der Stützkörper S1 besitzt ein Oberteil 1 und ein Unterteil 2, die miteinander über eine Schraubverbindung 3 lösbar verbunden sind. Durch Ober- und Unterteil wird innerhalb des Stützkörpers ein Innenraum 13 abgegrenzt. Die Oberseite des Oberteils 1 ist mindestens in Teilbereichen 1.1 an die Innenfläche des Abschußrohres angepaßt, während die Unterseite 2.1 des Unterteils 2 an die Außenform des Flugkörpers F angepaßt ist. In Fig. 4 ist der Abstand zwischen der Unterseite 2.1 des Unterteils 2 und der Oberseite 1.1 des Oberteils 1 als Radiusabschnitt R eingezeichnet, der den Unterschied im Kaliber zwischen dem Flugkörper F und dem Abschußrohr A bestimmt.

An der Außenseite des Oberteils 1 sind weiterhin Führungsnuten 1.3 angeordnet, durch die in nicht eigens dargestellter und bekannter Weise Halterungsbänder gezogen werden, mit denen die Stützkörper am Flugkörper befestigt werden, bevor dieser in das Abschußrohr eingesetzt wird. Nach dem Einsetzen des Flugkörpers in das Abschußrohr werden, nachdem sich die Stützkörper an der Innenwand des Abschußrohres abstützen, diese Bänder wieder herausgezogen.

Im Unterteil 2 des Stützkörpers sind zwei Stößel 4 angeordnet, die an ihrem hinteren Ende an Führungsstücken 2.2 mit Führungsflächen 2.3 in Richtung auf die Unterseite 2.1 bewegbar geführt sind. An den Führungsstücken 2.2 stützen sich starke Schraubendruckfedern 5 ab, die mit ihrem anderen Ende jeweils auf einem Kragen 4.2 des Stößels 4 aufliegen und somit eine Kraftwirkung ausüben derart, daß jeweils das äußere Ende 4.1 des Stößels 4 im in den Figuren dargestellten, nicht eingebauten Zustand des Stützkörpers aus Öffnungen aus der Unterseite 2.1 des Unterteils 2 um ein vorgegebenes Stück herausragt. Die vorderen Enden 4.1 der Stößel 4 sind an Führungsflächen 2.4 im Unterteil 2 geführt. Beim Anbau der Stützkörper an den Flug-

körper sitzen die äußeren Enden 4.1 der Stößel 4 auf der Oberfläche des Flugkörpers auf und sind im abschußbereiten Zustand gegen die Wirkung der Druckfedern 5 ganz in das Unterteil 2 eingedrückt. Beim Herausführen der Stützkörper aus dem Abschußrohr während des Abschießens wird der Stützkörper aufgrund der Kraft der Druckfedern 5 über die Stößel 4 mit einem starken Impuls vom Flugkörper abgedrückt.

Der an den Flugkörper angesetzte Stützkörper ist am Flugkörper über ein unter der Wirkung einer Druckfeder 10 stehendes Führungsteil 9 geführt, das sich in Längsrichtung erstreckt und mit seinem äußeren Teil 9.1 in eine entsprechende Nut an der Oberfläche des Flugkörpers eingreift (s. Fig. 5 und 7).

Im folgenden wird die bereits erwähnte Übertragung elektrischer Signale vom Abschußrohr auf den Flugkörper über die Stützkörper genauer erläutert. Wie aus den Fig. 5 und 6 zu entnehmen, sind im Unterteil 2 mehrere in Richtung auf die Unterseite geführte und bewegbare untere elektrische Kontaktstifte 7 - im dargestellten Ausführungsbeispiel sind es fünf Kontaktstifte - angeordnet, die mit ihren äußeren Enden 7.1 aus der Unterseite 2.1 herausragen. In analoger Weise sind im Oberteil mehrere gegenüber der Oberseite geführte und bewegbare obere elektrische Kontaktstifte 6 angeordnet, deren äußere Enden 6.1 innerhalb von in Fig. 4 dargestellten Umfangsnuten 1.2 herausragen. Die unteren und oberen elektrischen Kontaktstifte sind in nicht besonders dargestellter Weise jeweils gegenüber dem Körper des Unterteils und des Oberteils isoliert, beispielsweise in der Art, daß sie aus Kunststoff mit einem elektrisch leitenden Kern hergestellt sind. Jeder der unteren Kontaktstifte 7 ist mit einem ihm zugeordneten oberen Kontaktstift 6 über einen Wendelleiter 8 verbunden, der sowohl die Funktion eines elektrischen Leiters als auch die Funktion einer Druckfeder ausübt, gegen deren Wirkung die äußeren Enden 6.1 bzw. 7.1 der Kontaktstifte zurückgedrückt werden können. Im abschußbereiten Zustand liegen die äußeren Enden 7.1 bzw. 6.1 der Kontaktstifte an entsprechenden Gegenkontakten GK2 bzw. GK1 (s. Fig. 1) des Flugkörpers bzw. des Abschußrohres an, wobei der erforderliche Kontaktdruck von den Wendelleitern 8 erzeugt wird. Selbstverständlich ist der durch die als Druckfedern wirkenden Wendelleiter 8 erzeugte Druck wesentlich geringer als der von den Schraubendruckfedern 5 erzeugte Druck zum Abstoßen der Stützkörper nach dem Abschuß.

Über die Kontaktstifte 6 bzw. 7 können außer den Zündsignalen weitere Signale zur Übertragung von elektrischer Information zwischen einer außerhalb des Abschußrohres liegenden Steuereinrichtung und dem Flugkörper geleitet werden.

Patentansprüche

1. Abschußvorrichtung für selbstangetriebene Flug-

körper (F), insbesondere Artillerieraketen, mit mindestens einem Abschußrohr (A), in dem der abzuschießende Flugkörper (F) im abschußbereiten Zustand so angeordnet ist, daß er sich an seinem hinteren Ende über ein Leitwerk (L) und im vorderen Bereich über mehrere, an seinem Umfang angeordnete Stützkörper (51,52) an der Innenwand des Abschußrohres (A) abstützt, wobei die Stützkörper (51,52) derart am Flugkörper (F) anliegen, daß sie beim Abschuß zusammen mit dem Flugkörper (F) aus dem Abschußrohr (A) herausgeführt werden, dadurch gekennzeichnet, daß jeder Stützkörper (S1) aus einem sich im abschußbereiten Zustand mit seiner Oberseite (1.1) an die Innenwand des Abschußrohres (A) anlegenden Oberteil (1) und einem sich im abschußbereiten Zustand mit seiner Unterseite (2.1) an den Flugkörper (F) anlegenden Unterteil (2) aufgebaut ist und Oberteil (1) und Unterteil (2) über lösbare Verbindungen (3) fest miteinander verbunden sind und im Unterteil (2) mehrere, in Richtung zur Unterseite (2.1) gegenüber dem Stützkörper (S1) elektrisch isoliert geführte und bewegbare untere elektrische Kontaktstifte (7) angeordnet sind, welche jeweils unter der Einwirkung einer Druckfeder (8) stehen, derart, daß ihre äußeren Enden (7.1) im nicht eingebauten Zustand des Stützkörpers aus Öffnungen an der Unterseite (2.1) um ein vorgegebenes Stück herausragen, während sie im abschußbereiten Zustand mit elektrischen Gegenkontakten (GK2) an der Außenseite des Flugkörpers (F) in Berührung stehen und im Oberteil (1) mehrere, in Richtung zur Oberseite (1.1) gegenüber dem Stützkörper elektrisch isoliert geführte und bewegbare obere elektrische Kontaktstifte (6) angeordnet sind, welche jeweils unter der Einwirkung einer Druckfeder (8) stehen derart, daß ihre äußeren Enden (6.1) im nicht eingebauten Zustand des Stützkörpers aus Öffnungen an der Oberseite (1.1) um ein vorgegebenes Stück herausragen, während sie im abschußbereiten Zustand mit elektrischen Gegenkontakten (GK1) an der Innenseite des Abschußrohres (A) in Berührung stehen und jeder obere elektrische Kontaktstift (6) mit mindestens einem unteren elektrischen Kontaktstift (7) elektrisch leitend verbunden ist.

2. Abschußvorrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß im Unterteil mindestens zwei in Richtung zur Unterseite (2.1) geführte und bewegbare Stößel (4) angeordnet sind, welche jeweils unter der Einwirkung einer Druckfeder (5) stehen derart, daß ihre äußeren Enden (4.1) im nicht eingebauten Zustand des Stützkörpers (S1) aus Öffnungen an der Unterseite (2.1) des Unterteils (2) um ein vorgegebenes Stück herausragen, während sie im abschußbereiten Zustand gegen die Wirkung der Druckfedern (5) ganz in das Unterteil (2) eingedrückt sind.

3. Abschußvorrichtung nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, daß Oberteil (1) und Unterteil (2) des Stützkörpers (S1) über Schraubverbindungen (3) miteinander verbunden sind.

4. Abschußvorrichtung nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, daß die leitende Verbindung zwischen den oberen elektrischen Kontaktstiften (6) und den unteren elektrischen Kontaktstiften (7) jeweils über einen Federkraft auf die miteinander verbundenen Kontaktstifte (6, 7) ausübenden Wendeleiter (8) erfolgt.

15 Claims

1. Launch device for self-propelled missiles (F), in particular artillery rockets, with at least one launch tube (A), in which the missile (F) for launch is arranged in the ready-for-launch condition in such a way that it is supported on the internal wall of the launch tube (A) via a tail unit (L) at its rear end and in the front region via several support bodies (S1, S2) arranged on its circumference, wherein the support bodies (S1, S2) adjoin the missile (F) in such a way that they are ejected from the launch tube (A) together with the missile (F) on launch, characterized in that each support body (S1) is constructed from an upper part (1) adjoining the internal wall of the launch tube (A) with its upper side (1.1) in the ready-for-launch condition and a lower part (2) adjoining the missile (F) with its underside (2.1) in the ready-for-launch condition and upper part (1) and lower part (2) are firmly connected together via detachable connections (3), and several movable lower electrical contact pins (7) guided in the direction of the underside (2.1) in an electrically insulated manner with respect to the support body (S1) are arranged in the lower part (2), which contact pins are under the effect of a compression spring (8) in each case, in such a way that their outer ends (7.1) project by a specified portion from openings on the underside (2.1) when the support body is not incorporated, whereas they are in contact with electrical counter-contacts (GK2) on the outside of the missile (F) in the ready-to-launch condition, and several movable upper electrical contact pins (6) guided in the direction of the upper side (1.1) in an electrically insulated manner with respect to the support body are arranged in the upper part (1), which contact pins are under the effect of a compression spring (8) in each case, in such a way that their outer ends (6.1) project by a specified portion from openings on the upper side (1.1) when the support body is not incorporated whereas they are in contact with electrical counter-contacts (GK1) on the inside of the launch tube (A) in the ready-to-launch condition and each upper electrical contact pin (6) is connected in an

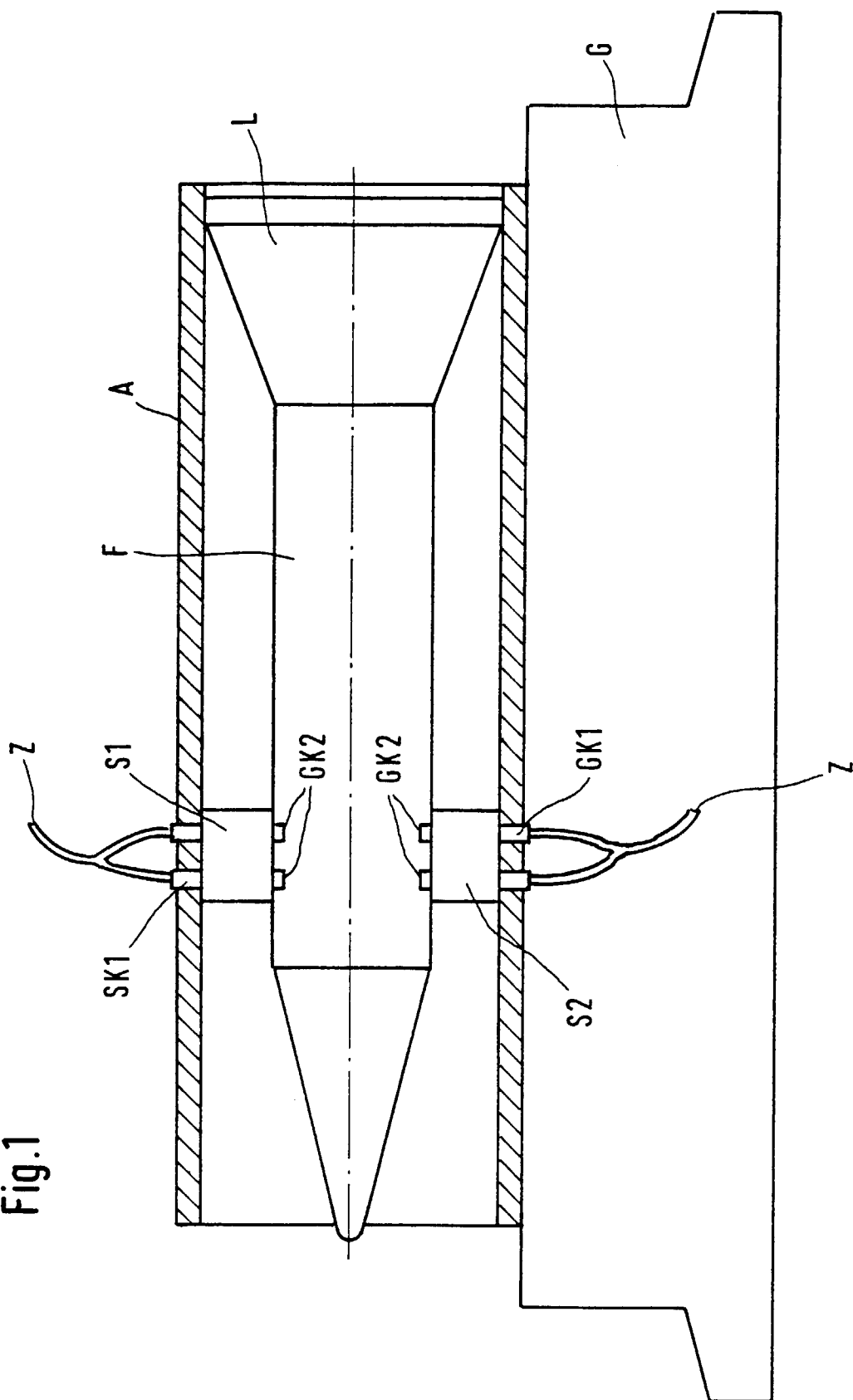
electrically conductive manner to at least one lower electrical contact pin (7).

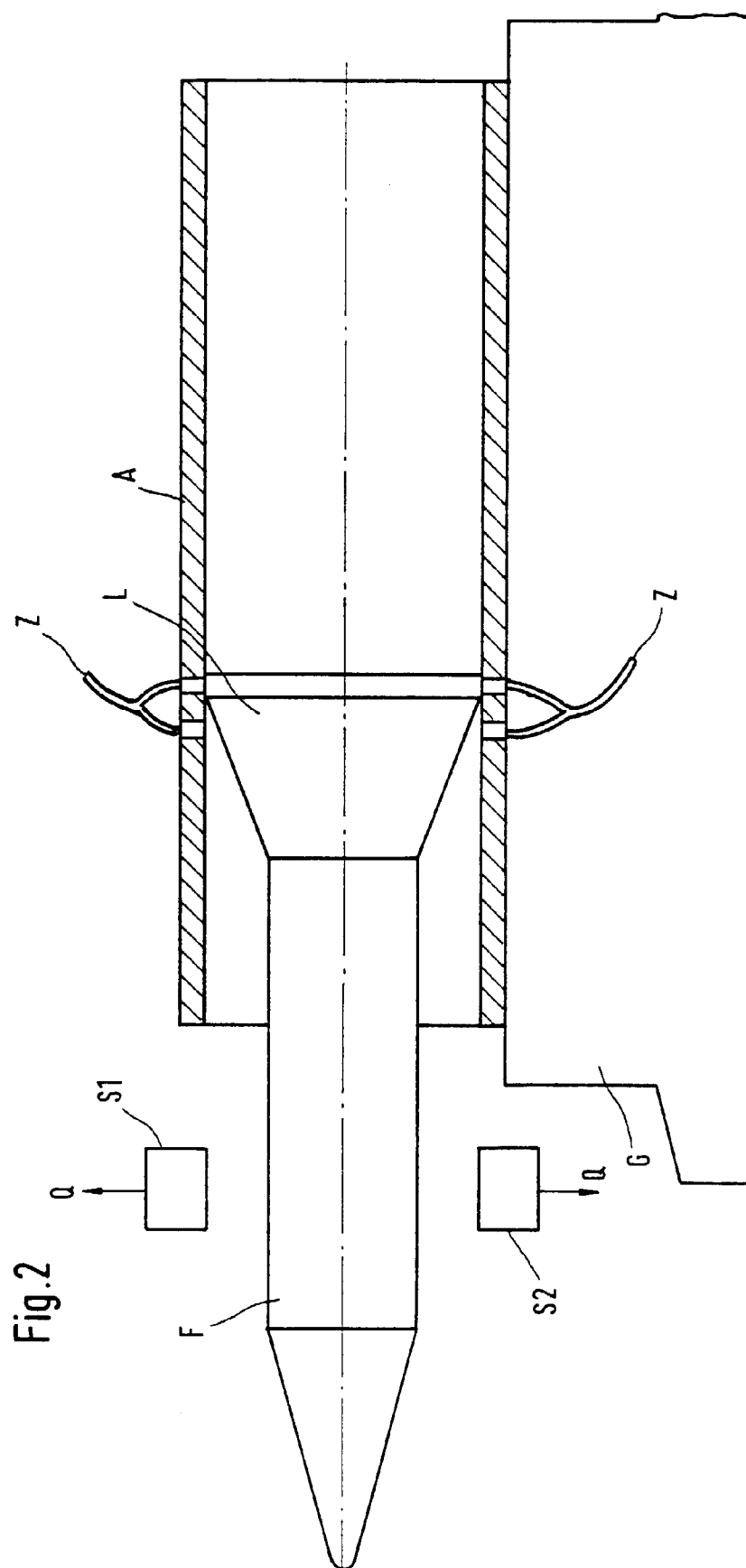
2. Launch device according to Claim 1, characterized in that at least two movable rams (4) guided in the direction of the underside (2.1) are arranged in the lower part, which rams are under the effect of a compression spring (5) in each case, in such a way that their outer ends (4.1) project by a specified portion from openings on the underside (2.1) of the lower part (2) when the support body (S1) is not incorporated whereas they are pressed completely into the lower part (2) against the effect of the compression springs (5) in the ready-for-launch condition.
3. Launch device according to Claim 1 or 2, characterized in that upper part (1) and lower part (2) of the support body (S1) are connected together via screw connections (3).
4. Launch device according to Claim 2, characterized in that the conductive connection between the upper electrical contact pins (6) and the lower electrical contact pins (7) takes place in each case via a helical conductor (8) exerting spring force on the contact pins (6, 7) connected together.

Revendications

1. Dispositif de lancement pour engins volants auto-propulsés (F), en particulier pour missiles d'artillerie, comportant un canon de lancement (A), dans lequel l'engin volant (F), à l'état prêt au lancement, est disposé de telle manière qu'il s'appuie sur son extrémité arrière par un empennage (L) et dans la région antérieure par plusieurs corps d'appui (S1, 52) disposés sur son pourtour sur la paroi intérieure du canon (A), lesdits corps d'appui (S1, 52) s'appliquant contre l'engin volant (F), de telle manière que, lors du lancement, ils sortent du canon (A) en même temps que l'engin volant (F), caractérisé en ce que chaque corps d'appui (S1) est composé d'une partie supérieure (1) qui s'applique à l'état prêt au lancement par sa face supérieure (1.1) contre la paroi intérieure du canon (A) et une partie inférieure (2) s'appliquant à l'état prêt au lancement par sa face inférieure (2.1) contre l'engin volant (F) et en ce que la partie supérieure (1) et la partie inférieure (2) sont assemblées mutuellement de manière solide par des liaisons détachables (3) et que dans la partie inférieure (2) sont disposées plusieurs tiges de contact électriques (7) inférieures, mobiles et se dirigeant sous isolement électrique par rapport au corps d'appui (S1) en direction de la face inférieure (2.1), lesdites tiges de contact (7) étant placées chacune sous l'effet d'un ressort de compression (8) de telle manière que leurs extrémités extérieures (7.1), à l'état non monté du corps d'appui, émergent dans une proportion prédéterminée d'orifices pratiqués sur la face inférieure (2.1), tandis qu'à l'état prêt au lancement elles sont en contact avec des contre-fiches électriques (GK2) présentes sur la face extérieure de l'engin volant (F) et que, dans la partie supérieure (1), sont disposées plusieurs tiges de contact électriques (6) supérieures mobiles et se dirigeant, sous isolement électrique par rapport au corps d'appui, en direction de la face supérieure (1.1), chaque tige de contact (6) étant placée sous l'effet d'un ressort de compression (8) de telle manière que leurs extrémités extérieures (6.1), à l'état non monté du corps d'appui, émergent dans une proportion prédéterminée d'orifices pratiqués sur la face supérieure (1.1), tandis qu'à l'état prêt au lancement elles sont en contact avec des contre-fiches électriques (GK1) présentes sur la face intérieure du canon de lancement (A) et que chaque tige de contact électrique (6) supérieure est reliée de manière électriquement conductrice à au moins une fiche de contact électrique (7) inférieure.
2. Dispositif de lancement selon la revendication 1, caractérisé en ce que dans la partie inférieure sont disposés au moins deux pointeaux (4) mobiles et se dirigeant en direction de la face inférieure (2.1), ces pointeaux étant chacun sous l'effet d'un ressort de compression (5) de telle sorte que leurs extrémités extérieures (4.1), à l'état non monté du corps d'appui (S1), émergent dans une proportion prédéterminée d'orifices pratiqués sur la face inférieure (2.1) de la partie inférieure (2), tandis qu'à l'état prêt au lancement ils sont totalement enfoncés, sous pression dans ladite partie inférieure (2) en s'opposant à l'effet des ressorts de compression (5).
3. Dispositif de lancement selon les revendications 1 ou 2, caractérisé en ce que la partie supérieure (1) et la partie inférieure (2) du corps d'appui (S1) sont reliées mutuellement par des boulonnages (3).
4. Dispositif de lancement selon la revendication 2, caractérisé en ce que la liaison conductrice entre les tiges de contact électriques (6) supérieures et les tiges de contact électriques (7) inférieures s'effectue respectivement par un conducteur spiralé (8) lequel exerce l'effet d'un ressort sur les tiges de contact (6, 7) mutuellement reliées.

Fig.1





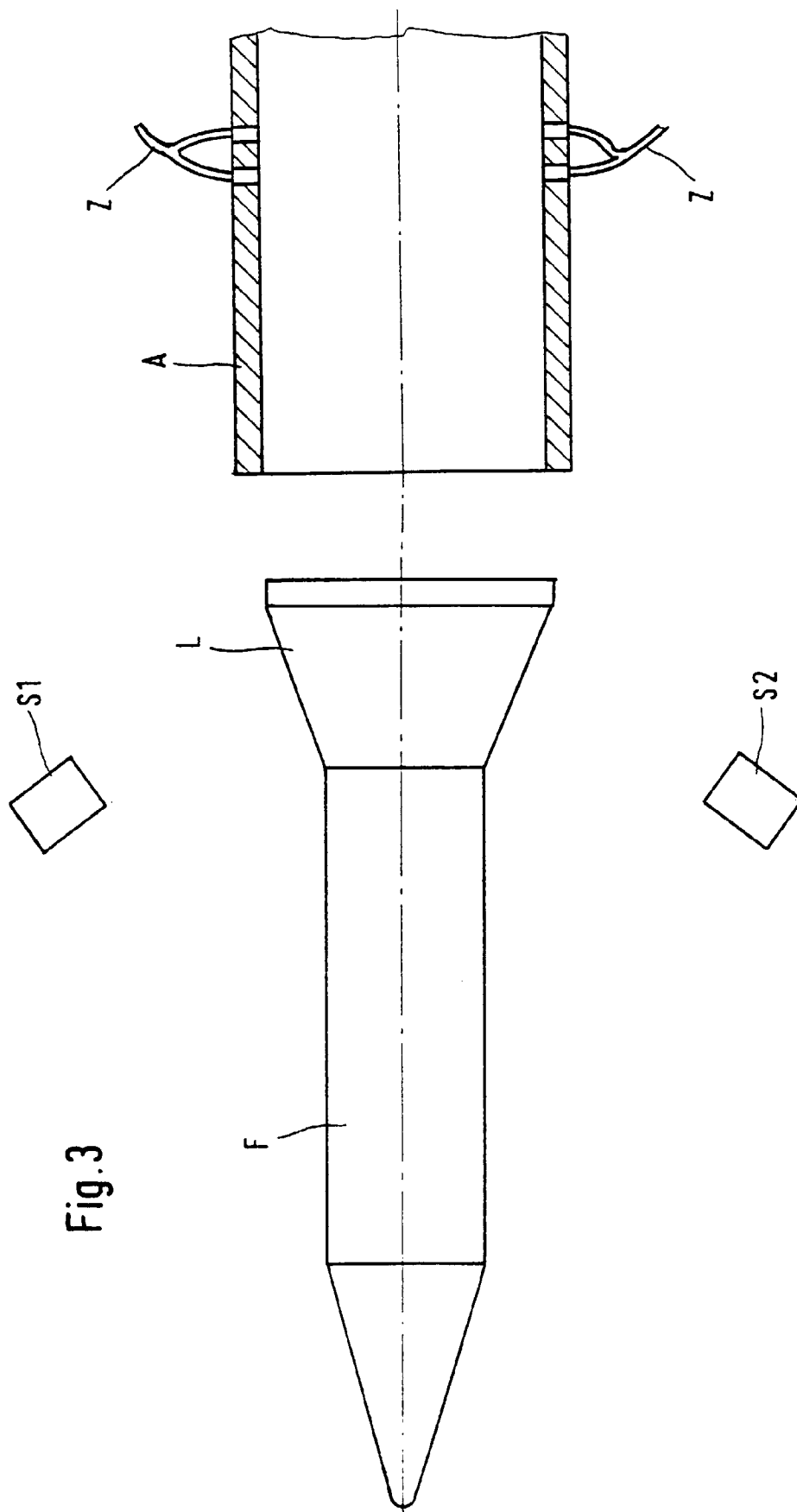
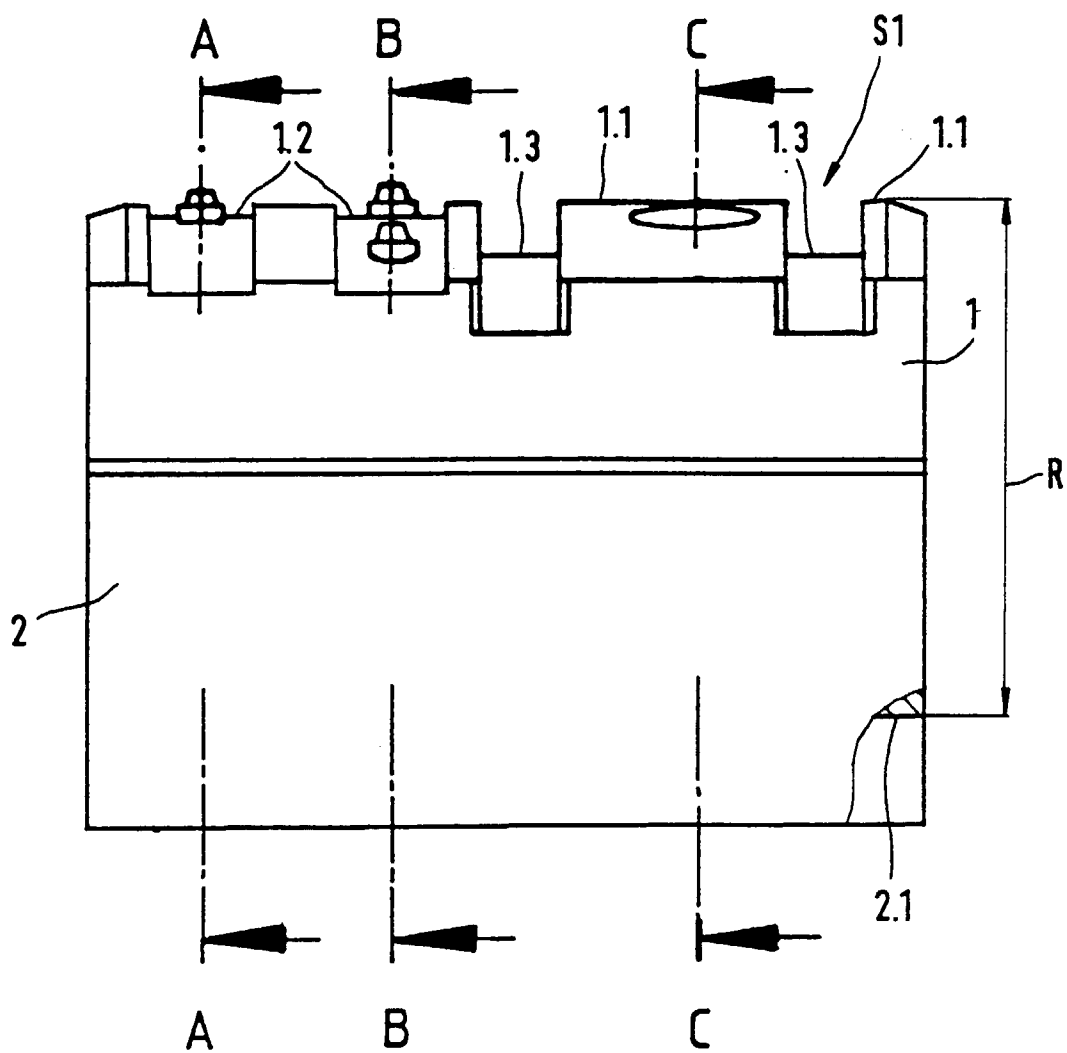


Fig.4



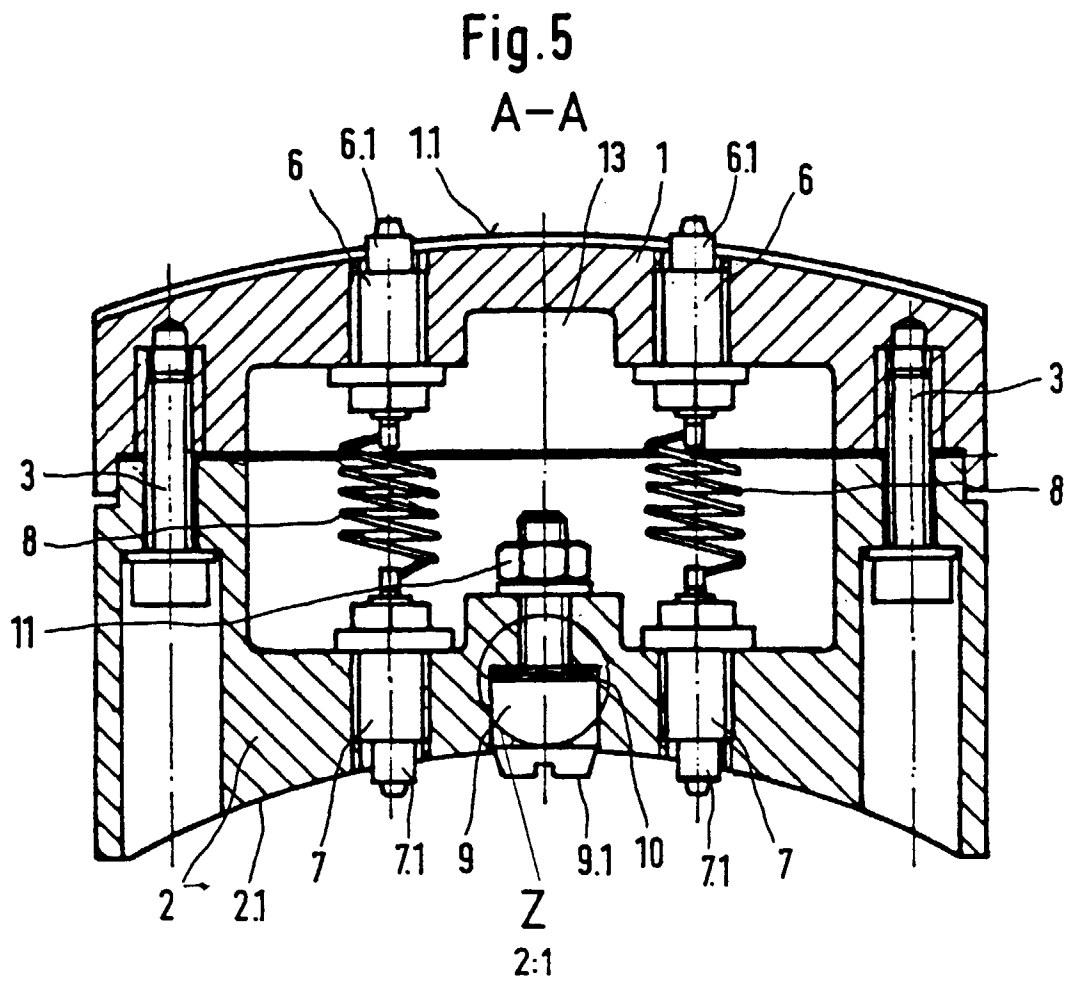


Fig.7
(Z)

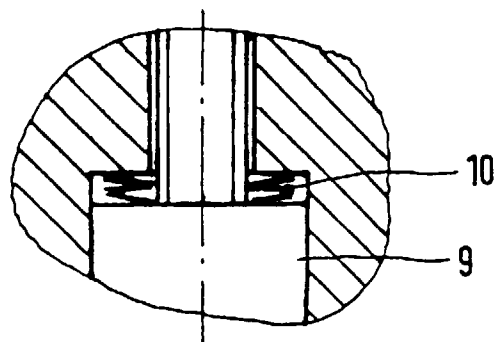


Fig. 6
B-B

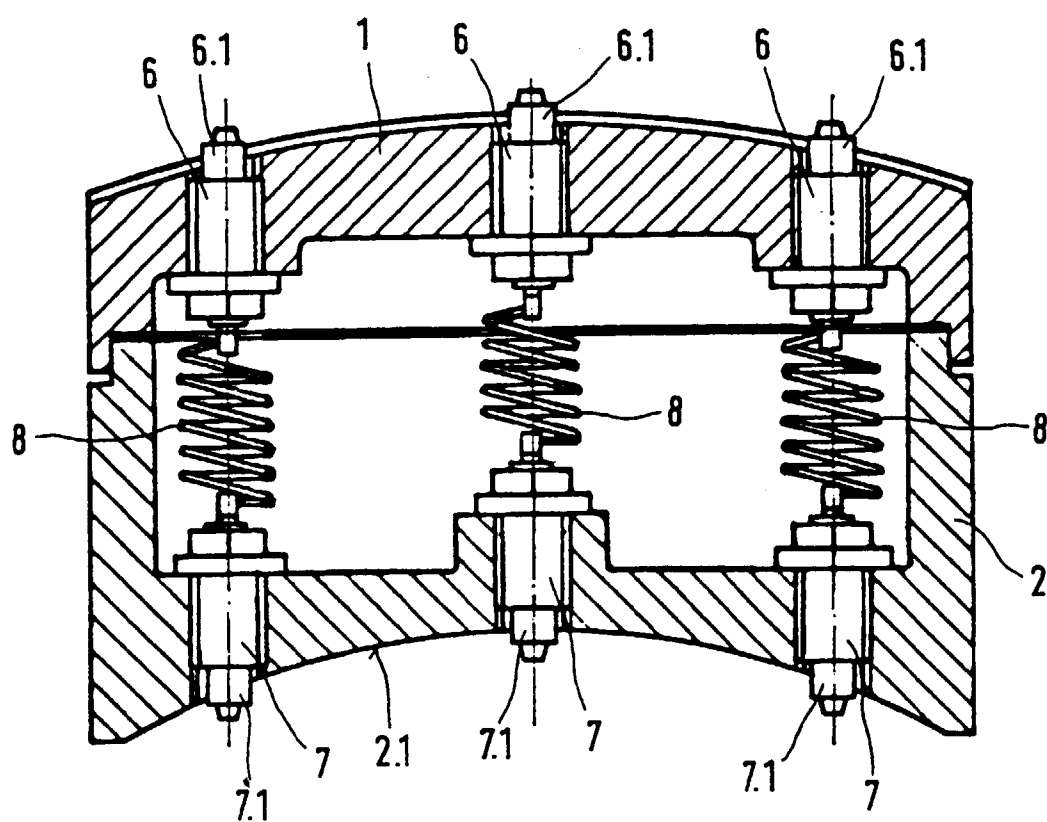


Fig. 8

C-C

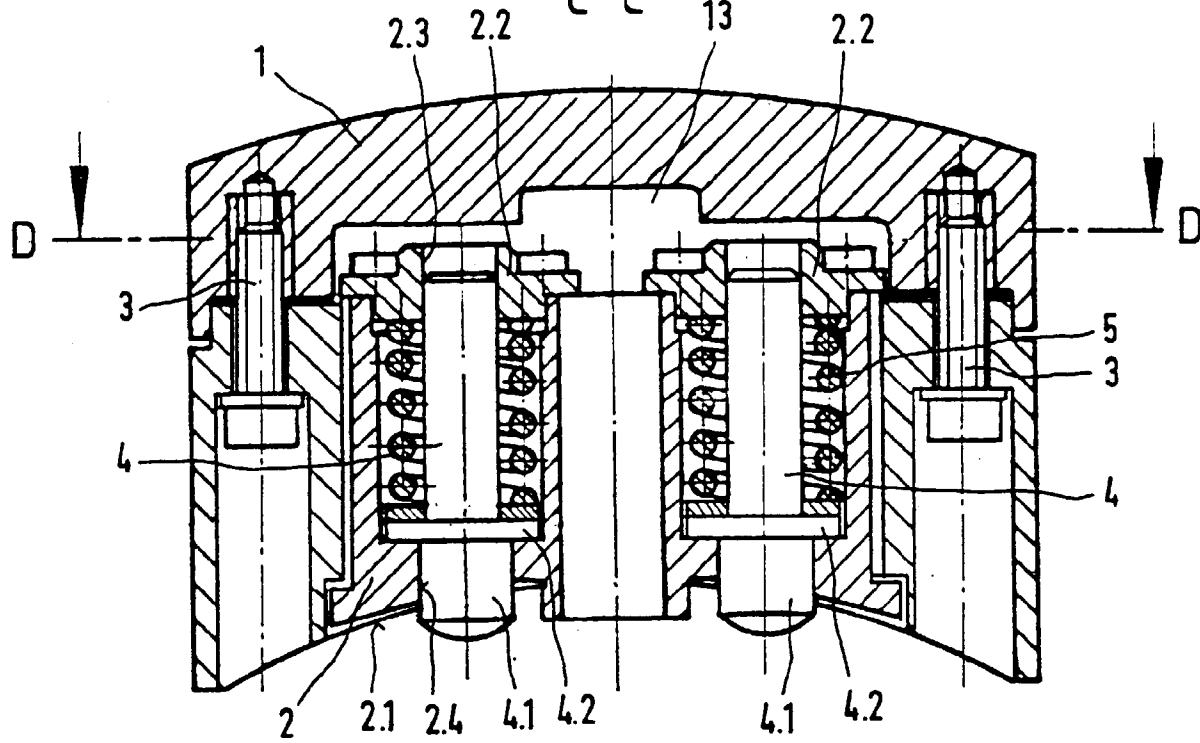
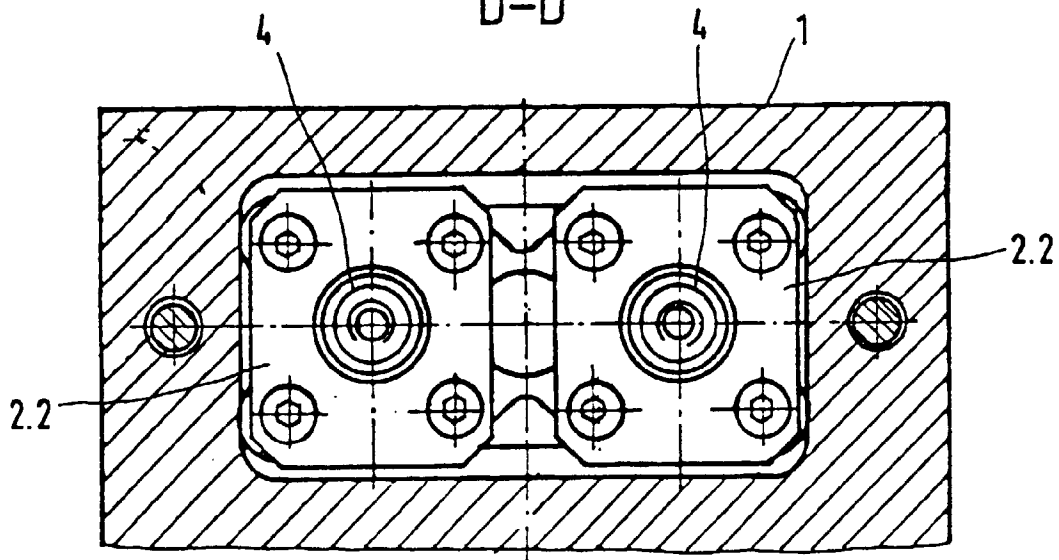


Fig. 9

D-D



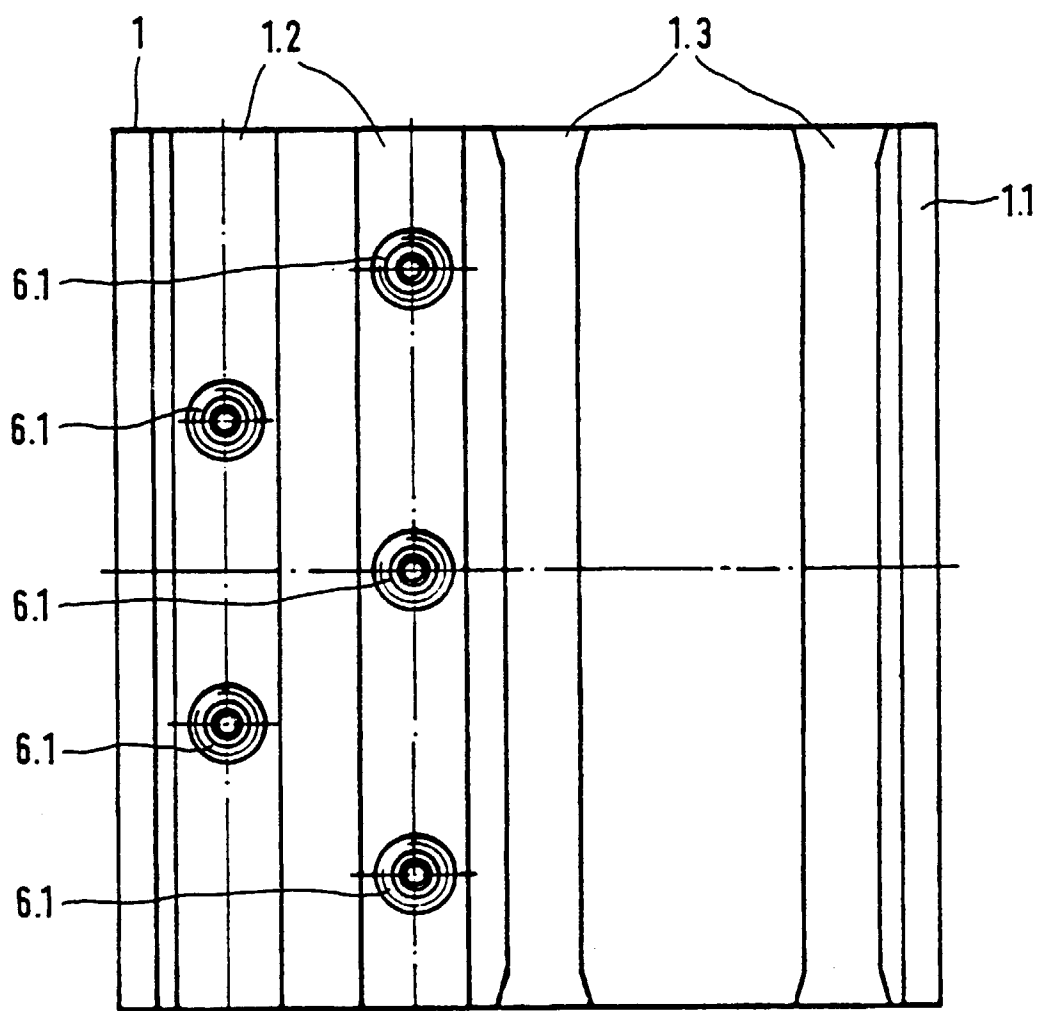


Fig.10