



Europäisches  
Patentamt  
European  
Patent Office  
Office européen  
des brevets



(11)

EP 1 286 128 B2

(12) **NEUE EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT**  
Nach dem Einspruchsverfahren

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des  
Hinweises auf die Entscheidung über den Einspruch:  
**29.07.2009 Patentblatt 2009/31**

(51) Int Cl.:  
**F42B 10/66 (2006.01)**

(45) Hinweis auf die Patenterteilung:  
**28.06.2006 Patentblatt 2006/26**

(21) Anmeldenummer: **02018702.7**

(22) Anmeldetag: **21.08.2002**

(54) **Satellit gesteuerte Artillerierakete mit Seitenschubkorrektur**

Satellite controlled artillery rocket with side thrust corrector

Roquette d'artillerie contrôlée par satellite avec correction par poussée latérale

(84) Benannte Vertragsstaaten:  
**DE FR GB IT**

• **Lehmann, Lutz**  
**91220 Schnaittach (DE)**

(30) Priorität: **22.08.2001 DE 10141169**

(74) Vertreter: **Diehl Patentabteilung**  
**c/o Diehl Stiftung & Co. KG**  
**Stephanstrasse 49**  
**90478 Nürnberg (DE)**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:  
**26.02.2003 Patentblatt 2003/09**

(73) Patentinhaber: **Diehl BGT Defence GmbH & Co.KG**  
**88662 Überlingen (DE)**

(56) Entgegenhaltungen:  
**EP-A- 0 418 636** **EP-A- 0 898 146**  
**WO-A-00/52414** **WO-A-99/66418**  
**DE-A- 4 401 315** **DE-A1- 3 739 370**  
**DE-A1- 19 824 288** **DE-C2- 3 332 415**  
**DE-C2- 4 325 218** **GB-A- 2 140 538**  
**US-A- 5 379 968** **US-A- 5 467 940**

(72) Erfinder:  
• **Trosky, Bernhard**  
**90542 Eckental (DE)**  
• **Wich, Harald**  
**91207 Lauf (DE)**

## Beschreibung

**[0001]** Die Erfindung betrifft eine Artillerierakete gemäß dem Oberbegriff des Anspruches 1.

**[0002]** Die gattungsgemäße Artillerierakete ist aus der DE 4325218 C2 bekannt. Es handelt sich um eine MLRS1-Rakete, die zur Reichweitensteigerung mit Canards ausgestattet ist; um durch deren Auftriebswirkung an der Ogive der Raketenstruktur den absteigenden Ast der ballistischen Flugbahn strecken zu können. Damit dabei der Fehlerhaushalt nicht unverträglich ansteigt, ist die Rakete mit einem Satelliten-Navigationssystem zum Korrigieren der aktuellen Flugbahn in Hinblick auf die vorgegebenen Zielkoordinaten ausgestattet. Die Bahnkorrektur erfolgt flugdynamisch durch variable Anstellung der Canards, je nach der im Zuge der Rollbewegung der Rakete im Raum momentan gerade eingenommenen Lage. Da für eine stabile Flugbahn die Ansteuerung der Canards stets der ständigen Rotation der Rakete nachgeführt werden muß, ist der Steuerungsaufwand allerdings erheblich und entsprechend funktionskritisch. Außerdem ist der Raumbedarf für den Einbau der Antriebseinrichtungen zur ständigen Veränderung der Canardanstellung und der an Bord vorzuhaltende Energiebedarf dafür ganz erheblich.

**[0003]** Eine gegenüber der Rakete des Artillerieraketensystems MLRS 1 abgewandelte Version ist in der DE 37 39 370 A1 beschrieben. Derartige Raketen werden aus einem Startrohr ausgestoßen und unmittelbar nach Rohrverlassen über ein kurzzeitig aktives Raketentreibwerk in eine aerodynamisch stabilisierte, relativ flach verlaufende ballistische Flugbahn beschleunigt, längs der sie eine schwache Rollbewegung zur Kompensation von abgangsbedingten Störeinflüssen vollführen. Eine vor dem Abschuß eingegebene Tempierung eines Zeitzünders in der Spalte der Raketenogive initiiert, über dem Zielgelände angekommen, einen ebenfalls in der Ogive gelegenen Gasgenerator zum Füllen eines koaxial längs der Systemachse durch den Nutzraum innerhalb der Raketenhülle hindurch sich erstreckenden Blähschlauches, der mit dem Anwachsen seines Durchmessers achsparallel stangenförmig darum herum gepackte Submunitionen von innen radial nach außen gegen die Raketenhülle drückt und diese längs Sollbruchstellen aufbricht, um die Submunitions-Stapel seitlich auszubringen.

**[0004]** Im Gegensatz zu den gewöhnlich in kleiner Stückzahl einsatzfertig magazinierten Artillerieraketen werden die in großer Stückzahl am Geschütz bereitzustellenden Artilleriegeschosse in aller Regel aus Gründen der Beschußsicherheit ohne Zünder angeliefert und erst unmittelbar vor dem Ladevorgang mit einem Zünder versehen. In der DE 198 24 288 A1 ist das seit langem bekannte Prinzip wieder aufgegriffen, bedarfswise zur Verkürzung der Trefferentfernung das Artilleriegeschoss mit einem Zünder zu versehen, der mit ausstellbaren Bremsklappen zur Vergrößerung des Anströmwiderstandes ausgestattet ist, um nach einer vorgegebenen

Distanz aus dem absteigenden Ast der ballistischen Flugbahn in eine steilere Abstiegsbahn überzutreten. Eine solche aerodynamische Maßnahme erbringt allerdings nur bei den schnellfliegenden Geschossen wirksame Effekte, kaum dagegen bei den nach dem Abbrand des Starttriebwerkes vergleichsweise langsam weiterfliegenden Raketen. Abgesehen davon wäre bei den eingeführten, abschußfertig magazinierten Artillerieraketen aus logistischen Gründen erst im Zuge des Einsatzes ein

5 Austausch der vorhandenen Raketen-Ogive gegen eine mit Bremsklappen in der Praxis gar nicht mehr möglich.

**[0005]** Aus der DE 33 32 415 C2 ist ein Geschoss bekannt, in dessen Spalte eine Vorrichtung zur Geschoßlenkung in Form eines koaxial um die Geschosslängsachse verdrehbaren Düsenkörpers vorgesehen ist. Für dessen Betrieb ist ein geschoßfestes Gasreservoir an einen konzentrischen geschoßfesten Kanal geschlossen, der in einen koaxialen Kanal des Drehkörpers übergeht und sich dann rechtwinklig abbiegend

10 nach außen zu einer rotierenden Querschubdüse öffnet. In der Geschoßspitze vor dem Drehkörper ist ein Drehantrieb für die rotierende Düse untergebracht, mittels dessen die Düse auch in einer beliebigen Winkelrichtung angehalten werden kann. Schon der unvermeidbar rotierenden Unwucht wegen dürfte es jedoch mit einer solchen rotierenden Radialdüse kaum gelingen, aus einer drallstabilisierten ballistischen Flugbahn stabil in eine davon abweichende Flugbahn überzuschwenken.

**[0006]** Für die Verbindung zweier rohrförmiger Rumpfteile eines Flugkörpers ist es aus der EP 0 898 146 A2 bekannt, wenigstens ein mit radialen Gewindelöchern ausgestattetes Ringsegment in den Bereich der axial und radial überlappenden Stirnenden zu hinterfüttern. Dadurch wird es möglich, eine radiale Verschraubung durch die radial außenliegende Hülle hindurch nicht in die radial innenliegende Hülle einbringen zu müssen, sondern für eine stabilere und formschonende Verbindung zwischen den beiden dünnwandigen Hälften die Gewindelöcher im Ringsegment zur Verfügung zu haben.

**[0007]** Um bei an sich ungelenkten Raketen mit Hilfe der Satellitennavigation eine Flugbahnkorrektur vornehmen zu können, ist nach der DE 44 01 315 A1 der Raketenkörper im Mittenbereich seiner Außenhülle mit radial auftragenden achsparallelen Anbauten ausgestattet, in denen eine Satellitenempfangselektronik sowie Treibstoffkammern für einen Ausstoß durch derart gekrümmte Düsen vorgesehen sind, dass eine Strahlumlenkung in Richtung quer zur Längsachse des Raketenkörpers erfolgt. Abgesehen davon, dass eine derart bestückte Rakete nicht mehr aus den eingeführten Abschussanlagen verbracht werden könnte, würde auch wegen des wesentlich höheren Strömungswiderstandes infolge der im Querschnitt voluminösen Anbauten ihre Leistungsfähigkeit unzumutbar reduziert. Dieser Vorschlag ist deshalb schon aus rein technischen Gründen kein gangbarer Weg zur Präzisionssteigerung von Artillerieraketen; ganz abgesehen davon, dass es aus logistischen Gründen überhaupt nicht in Betracht kommt, für

eine solche Leistungssteigerung ein international eingeführtes Verbringungssystem maßgeblich zu ändern.

**[0008]** Um bei einem eingeführten drallstabilisierten Geschoss ohne Eingriff in dessen Struktur die nachträgliche Applikation eines Suchkopfes und einer Kurskorrekturseinheit zu ermöglichen, ist es aus der US-A-5 379 968 bekannt, die Suchkopfsignale über Körperschall zum Heckbereich zu übertragen und damit dort eine rotierende Düse zur Richtungsbeeinflussung anzusteuern.

**[0009]** Ähnlich der unten noch zu diskutierenden EP 0 418 636 A2 ist es aus der WO 00/52414 A1 bekannt, mittels eines Ringes von kleinen Impulsmotoren die Flugbahn eines Geschosses zu beeinflussen.

**[0010]** Die WO 99/66418 beschäftigt sich mit der Ausgestaltung eines neuronalen Netzwerkes zur Steuerung eines pulsierenden Raketenmotors im taktischen Raketen system. Auch daraus sind keine Anregungen in Hinblick auf apparative Maßnahmen zur kostengünstigen Leistungssteigerung der bei der Artillerie eingeführten Artillerieraketen herleitbar.

**[0011]** Denn so sehr sich das seit Jahren beim Bedarfsträger eingeführte System MLRS 1 auch grundsätzlich bewährt hat, bleibt doch problematisch, ob innerhalb der am Zünder vorgegebenen Flugzeitspanne tatsächlich das avisierte Zielgelände zum Abwerfen der Submunition erreicht wurde. Denn während die beim Abschuß anzutreffenden Umwelteinflüsse in die Berechnung der Zeitvorgabe durch eine Waffenleitanlage noch eingespeist werden können, wirken durch Unregelmäßigkeiten im Betrieb des Raketenmotors und danach im Freiflug je nach Windstärke, Windrichtung und Luftdruck zahlreiche nicht vorab schon bei der Flugzeit-Vorgabe berücksichtigbare Kräfte nicht nur bremsend, sondern insbesondere auch ablenkend auf den Raketenkörper ein. Das führt wegen Verzögerungseffekten und Abweichungen von der vorgegebenen Flugbahn zu transversalen und lateralen Ablieferungsfehlern aus der vorgegebenen Zielposition heraus und deshalb zu einer Beeinträchtigung der Systemleistung des Raketenträgers für die Submunition.

**[0012]** Zwar ist es etwa aus der EP 0 418 636 A2 bekannt, bei einem drallstabilisierten Projektil eine Bahnkorrektur mittels Querschub-Aggregaten je nach deren momentaner Wirkrichtung im Raum durchzuführen. Der Querschub führt bei Einwirkung durch den aerodynamischen Schwerpunkt des Projektils zu einem Flugbahnen-Querversatz und bei aus der Schwerpunkts-Querschnittsebene heraus versetzter Einwirkung je nach momentaner räumlicher Lage des Projektils durch Verkippen der Längsachse zu einer Nick- oder zu einer Gier-Bewegung mit entsprechenden Flugbahnänderungen. Aber solche Korrekturmaßnahmen bedürfen, um dabei die Zielauffassung nicht zu verlieren, eines Suchkopfes mit einem Algorithmus zur aktiven oder passiven Zielverfolgung für eine zielorientierte Bahnkorrektur. Das ist eine sehr kostspielige Technologie; und eine solche Zielkontaktierung ist regelmäßig gar nicht realisierbar, wenn es sich wie im Falle des Verbrin-gens von Bomblets um

einen Flächenziel-Einsatz ohne definierten bzw. sensibel erfaßbaren Zielpunkt handelt.

**[0013]** In Erkenntnis dieser Gegebenheiten liegt vorliegender Erfindung die technische Problemstellung zu grunde, die beim Bedarfsträger im Depot lagernden MLRS-1-Artillerieraketen mit möglichst einfach realisierbaren, technologisch risikofreien Eingriffen einer Leistungssteigerung in Hinblick auf präzisere Ablieferung der Submunitionen unterziehen zu können.

**[0014]** Zur Lösung dieser Aufgabe kommt eine Ausstattung mit Querschub-Aggregaten entsprechend EP 0 418 636 A2 nicht in Betracht, weil dafür Eingriffe in die Raketenstruktur erforderlich wären, die zu einem beschaffungsrechtlich neuen Gerät führen würden. Da es

nicht um eine Reichweitensteigerung geht, kommt erfindungsgemäß auch der mechanische und steuerungstechnische Aufwand für eine Canard-Steuerung nicht in Betracht. Statt dessen wird die Aufgabe in Realisierung der Merkmalskombination des Hauptanspruches gelöst,

wonach die vorderste Sektion des Lastraums der Rakete, wo die Hülle sich schon aus der hohlzylindrischen Struktur zur Ogive verjüngt, abgetrennt und von Submunitionen geleert wird. Von der Trennstelle aus wird ein zusätzlicher Spant als axial dicker ringscheibenförmiger

Montage- oder Zwischenboden für eine Kurs-Korrekturseinheit samt Querschubeinheit unter rückwärtig verbleibendem axialem Überstand in das Innere der konisch sich verjüngenden Ogive eingeschoben und mit dem Schnittrand der Ogive vernietet. Auf den dann also rückwärtig noch mit etwa halber Höhe ringförmig aus der Ogive vorstehenden Spant wird schließlich die an die Schnittebene nach rückwärts sich anschließende Raketenhülle genietet, womit die Rakete wieder in ihrer ursprünglichen äußeren Konfiguration einsatzfähig ist.

**[0015]** Die Querschubeinheit ist mit einem wenigstens einlagigen Kranz von bezüglich der Raketen-Längsachse radial wirkenden miniaturisierten pyrotechnischen Reaktionselementen ausgestattet. Davor in der Ogive liegt eine Navigationseinrichtung. Die Navigation im Sinne einer Verfolgung der tatsächlich geflogenen Istbahn und wenigstens einer Kurskorrektur zum schließlichen Anfliegen direkt der vorgegebenen Ablieferungskoordinaten erfolgt vorzugsweise über eine in die etwa konische Außenmantelfläche der Ogive eingelassene Wickelantenne zum Empfang der Signale von Navigationssatelliten.

**[0016]** Die momentane Roll-Lage im Raum, welche die Impulsrichtung zum Durchführen einer vorgegebenen Richtungsänderung des Raketenflugs mittels einer bestimmten der noch nicht bei früheren Korrekturen verbrauchten Reaktionselemente bestimmt, ist innerhalb der Kurs-Korrekturseinheit besonders zuverlässig und dabei apparativ wenig aufwendig in als solcher bekannter Weise mittels eines mit der Rakete rotierenden, auf das

Erdmagnetfeld ansprechenden Magnetsensors über die Periodizität des zeitlichen Verlaufes von dessen Signalamplitude zu erfassen, weil der nicht helligkeitsabhängig und somit insbesondere auch wetterunabhängig

arbeitet.

**[0017]** Ein Mikroprozessor zum während des Fluges wiederholte vorzunehmenden Vergleich von Ist- und Sollposition und für die richtungsselektive Auslösung von Querschub-Reaktionselementen zum Durchführen von festgestellten Korrekturerfordernissen hat problemlos auch die Kapazität, bei Erreichen der Sollposition über dem Zielgelände das Signal für das Zünden des Gasgenerators zum Ausbringen der Submunition zu generieren.

**[0018]** Bezuglich weiterer Vorteile sowie zusätzlicher Abwandlungen und Weiterbildungen wird außer auf die weiteren Ansprüche auch auf nachstehende Beschreibung eines in der Zeichnung unter Beschränkung auf das Wesentliche abstrahiert aber angenähert maßstabsgerecht skizzierten bevorzugten Realisierungsbeispiels zur erfindungsgemäßen Lösung Bezug genommen. In der Zeichnung zeigt:

Fig. 1 im abgebrochenen Axial-Längsschnitt die an der Spitze mit einem Zünder ausgestattete Ogive einer Artillerierakete bis zum Übergang in ihre hohlzylindrische Struktur und

Fig. 2 die in die Ogive eingebauten Korrekturteinheiten gemäß der Querschnittsangabe II-II in Fig. 1.

**[0019]** Die im Axial-Längsschnitt skizzierte vorderste Sektion einer Artillerierakete 11 umfaßt die Ogive 13, mit einem Zünder 12 in ihrer Spitze, bis zum Übergang in die hohlzylindrische Hülle 14 des Raketenkörpers. Ein Nutzraum 15 für achsparallel gestapelte Submunitionen (in der Zeichnung nicht berücksichtigt) erstreckt sich an sich noch bis in den rückwärtigen Bereich der Ogive 13 hinein. Koaxial durch den Nutzraum 15 hindurch verläuft ein Schlauch 16, der über ein Gasrohr 17 an einen pyrotechnischen Gasgenerator 18 direkt hinter dem Zünder 12 angeschlossen ist. Der Gasgenerator 18 ist vom Zünder 12 initierbar. Die Gasentwicklung bläht dann den Schlauch 16 auf und drückt dadurch die Beladung des Nutzraumes 15 radial gegen die Hülle 14 der Raketenstruktur, bis sie an Sollbruchstellen aufreißt, womit die Submunitionen quer zur Längsachse 19 der Rakete 11 ausgebracht werden.

**[0020]** Dieser Ablieferungsvorgang bei Ankunft über dem Zielgebiet wird herkömmlicher Weise durch einen tempierbaren Zünder 12 ausgelöst. Wie eingangs dargelegt, führen jedoch zahlreiche nicht im voraus hinreichend genau bekannte Umwelteinflüsse dazu, daß die Rakete 11 ihr vorgegebenes Zielgebiet häufig bei Ablauf der voreingestellten Zeitverzögerung gar nicht erreicht hat, weil ihr Flug verlangsamt oder aus der Sollrichtung abgelenkt wurde. Deshalb ist ein Ausbringen der Submunition präzise über dem vorgegebenen Zielgebiet mittels einer reinen Zeitsteuerung grundsätzlich nicht hinreichend gesichert.

**[0021]** Um diesbezüglich Abhilfe zu schaffen, wird er-

findungsgemäß der vorderste, hinter dem Zünder 12 und Gasgenerator 18 gelegene Abschnitt des Nutzraumes 15 von Submunitionen befreit, um hier eine Kurs-Korrekturseinheit 20 mit Querschubeinheit 23 unterzu-

5 bringen. Dafür wird die Ogive 13 unmittelbar vor dem verbleibenden Nutzraum 15 abgetrennt, um ihr nach dem Entleeren hier, von der Trennebene 22 her in das leicht konisch sich verjüngende Innere der Ogive 18 hineingeschoben, einen zusätzlichen, axial dicken ringförmigen Spant 21 als Montageboden für die Funktionselemente zur Navigation und Kursbeeinflussung einzubauen zu können. Der dient auch dazu, nach dem Einbau die beiden Teil-Ogives 13a, 13b beiderseits der Trennebene 22 wieder koaxial auf Stoß zusammenzufügen. Die hier 10 bündig zusammenstoßenden Stirnflächen beiderseits der Trennebene 22 sind dann radial auf den Spant 21 geschraubt oder genietet, womit die ursprüngliche Raketenkontur wieder hergestellt ist. Die vorstehend sogenannte rückwärtige Teil-Ogive 13b ist der vor der hohlzylindrischen Hülle 14 sich anschließende Teil der Raketenstruktur, bis in den hinein der Nutzraum 15 sich 15 nach Einbau des Spantes 21 nun nur noch erstreckt.

**[0022]** Zum Zünder 12 hin gelegen trägt der ringförmige Spant 21 die Kurs-Korrekturseinheit 20 vor einer kegelstumpfförmigen Querschubeinheit 23 und einer Verdrahtungsplatine 24. Auch diese Einbauten sind ringförmig angeordnet oder ausgebildet, damit sich wie skizziert das Gasrohr 17 vom Zünder 12 bzw. dem Gasgenerator 18 her konzentrisch durch den Spant 21 hindurch bis 20 zum Anschluß des Blähschlauches 16 im Nutzraum 15 erstrecken kann.

**[0023]** Die Querschubeinheit 23 ist mit einem Kranz von - erforderlichenfalls, wie skizziert, auf mehrere voreinander gelegene Querebenen verteilten - Reaktionselementen 25 auf der Basis pyrotechnischer Reaktion ausgestattet. Die können wie skizziert in radialer Orientierung eingebaut sein. Konstruktiv vorteilhafter kann es aber sein, die kleinen Triebwerke (also die Reaktionselemente 25) achsparallel zu stapeln und an Schwanenkänele anzuschließen, die sich nach einer Umlenkung dann in radialer Richtung durch die Hülle öffnen, um als Reaktion den Querschub-Impuls auszulösen.

**[0024]** In welcher Richtung dadurch eine Kursänderung hervorgerufen wird, hängt davon ab, in welcher 45 Raumrichtung die Abgangsrichtung des noch unverbrauchten und nun zu aktivierenden Reaktionselementes 25 momentan orientiert ist. Diese aktuelle räumliche Lage wird dadurch festgestellt, daß mittels eines auf der Platine 24 enthaltenen, vorzugsweise magnetisch ansprechenden Roll-Lagesensors 27 die im Zuge der Rollbewegung der Rakete 11 periodisch wiederkehrende Erfassung des Erdmagnetfeldes registriert wird. Diese Periodizität stellt den Kehrwert der Dauer einer Umdrehung der Rakete 11 um ihre Längsachse 19 dar, so daß innerhalb 50 dieser Periode jeder Drehwinkel in Bezug auf eine räumliche Referenzrichtung mit hinreichender Genauigkeit zeitlich interpoliert werden kann. Das erfolgt in einem 55 Signalprozessor 28, der außerdem die Navigationsdaten

aus einem Satellitenempfänger 29 aufbereitet, der an eine Wickelantenne 30 angeschlossen ist, die in eine flache umlaufende Einsenkung 31 im vorderen Teil der Ogive 13 eingelegt ist.

**[0025]** In einen Speicher beim Signalprozessor 28 sind die Koordinaten des Zielgebietes für die aktuelle Mission, also für das Ausbringen der Submunition, vorgegeben. Diese Vorgabe wird quasi-kontinuierlich mit Daten zur aktuell erreichten Position, unter Berücksichtigung der momentanen Flugbahnrichtung der Rakete 11, verglichen. Solche Daten werden über den Navigations-Satellitenempfänger 29 gewonnen, um zur Bahnkorrektur in Richtung auf die vorgegebenen Zielkoordinaten erforderlichenfalls bei - hinsichtlich der systemfesten Orientierung der noch verfügbaren Reaktionselemente - gerade passender räumlicher Lage der Rakete 11 wenigstens eines der Reaktionselemente 25 zu initiieren.

**[0026]** Außerdem ist die Platine 24 mit einer Energieversorgung 32 (vorzugsweise einer aktivierbaren Batterie mit elektronischer Spannungswandlerschaltung) für den Betrieb der beschriebenen zusätzlichen Komponenten ausgestattet. Eine Zündverteilschaltung 33 liefert die Initialisierverbindung vom Signalprozessor 28 zu den noch funktionsbereiten, aktuell freizugebenden der Reaktionselemente 25 für eine bestimmte Kursbeeinflussung. Der Zünder 12 wirkt nicht mehr zeitgesteuert, sondern er wird über eine Zündleitung 34 aus dem Signalprozessor 28 getriggert, wenn die Rakete 11 die für das Ausbringen der Submunitionen vorgegebene Sollposition erreicht hat.

**[0027]** Die in den Depots des Bedarfsträgers gelagerten MLRS1-Artillerieraketen 11 lassen sich also erfindungsgemäß, technologisch unkritisch, einer Leistungssteigerung im Sinne wesentlich verbesserter Ablieferungspräzision unterziehen, indem die Ogive 13 vorübergehend abgeschnitten wird, um in sie hinein und somit in den vordersten, hinter dem Zünder 12 gelegenen Bereich des ursprünglichen Nutzraumes 15, das pyrotechnische Auswurfsystem umgebend, einen ringförmigen Montage-Spant 21 für eine Querschubeinheit 23 mit umlaufend radial wirkenden kleinen Reaktionselementen 25 in Form von Impulstriebwerken (mit pyrotechnischem Abstoßen einer Masse 26) oder von Raketentreibwerken einzubauen, die lageabhängig individuell von einer ebenfalls dort montierten, navigationssatellitengestützten Kurs-Korrekturseinheit 20 ausgelöst werden können.

#### Patentansprüche

1. Längs einer Trennebene (22) geteilte Artillerierakete (11), wobei die Trennebene (22) zwischen Ogive (13) und verbleibendem Nutzraum (15) der Rakete (11) liegt, die dann wieder mittels eines axial dicken ringförmigen Spantes (21) koaxial zusammengefügt ist, wobei der Spant (21) ein Gasrohr (17) umgibt, das von einem Gasgenerator (18) in der Ogive (13) zu einem Blähschlauch (16) im Nutzraum (15) verläuft, und wobei der Spant (21) von der Trennebene (22) her in das leicht konisch sich verjüngende Innere der Ogive (13) und somit in den ehemals vordersten Bereich des Nutzraumes (15) hineingeschoben ist, wo dieser Spant (21) als Montageboden für eine Kurskorrekturseinheit (20) und eine ringförmige Querschubeinheit (23) dient, die einen Kranz von pyrotechnischen Reaktionselementen (25) aufweist, die sich in radialer Richtung öffnen.

5  
10  
15  
20  
25  
30  
35

2. Artillerierakete nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet**, **dass** der ringförmige Spant (21) über einen Teil seiner axialen Stärke von der Trennebene (22) her in die vordere Teil-Ogive (13a) eingeschoben ist und auch der abschließenden Verbindung beider Teil-Ogiven (13a - 13b) miteinander dient.
3. Artillerierakete nach einem der vorangehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, **dass** die Querschubeinheit (23) einen wenigstens einlagigen Kranz von lageabhängig individuell aktiverbaren Reaktionselementen (25) aufweist.
4. Artillerierakete nach einem der vorangehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet**, **dass** ihr Zünder (12) zum Initiieren des Gasgenerators (18) ansteuerbar ist, an den der Blähschlauch (16) zum seitlichen Ausbringen von Submunitionen koaxial durch den Spant (21) mit seiner Querschubeinheit (23) hindurch angeschlossen ist.

#### Claims

1. Artillery rocket (11) which is split along a separating plane (22) with the separating plane (22) being located between the ogive (13) and the remaining payload area (15) in the rocket (11), which is then joined together again coaxially by means of an axially thick annular former (21), with the former (21) surrounding a gas tube (17) which runs from a gas generator (18) in the ogive (13) to an inflatable flexible tube (16) in the payload area (15), and with the former (21) being pushed into the interior of the ogive (13), which tapers slightly conically, from the separating plane and thus into the previously foremost region of the payload area (15), where the former (21) is used as a mounting base for a course correction unit (20) and an annular lateral thrust unit (23) which has a ring of pyrotechnic reaction elements (25) which open in the radial direction.
2. Artillery rocket according to Claim 1, **characterized**

- in that** the annular former (21) is inserted into the front ogive element (13a) from the separating plane (22) over a part of its axial thickness and is also used to close the connection between the two ogive elements (13a-13b). 5
3. Artillery rocket according to one of the preceding claims,  
**characterized**  
**in that** the lateral thrust unit (23) has an at least 10  
single-layer ring of reaction elements (25) which can be activated individually as a function of position.
4. Artillery rocket according to one of the preceding claims,  
**characterized**  
**in that** the fuze (12) of the rocket can be activated in order to initiate the gas generator (18), to which the inflatable flexible tube (16) is connected for lateral deployment of submunition, coaxially through 15  
the former (21) with its lateral thrust unit (23). 20

#### Revendications

- 25
1. Roquette d'artillerie (11) divisée le long d'un plan de séparation (22), le plan de séparation (22) se trouvant entre l'ogive (13) et l'espace de charge utile restant (15) de la roquette (11), lequel est ensuite de nouveau assemblé dans le sens coaxial au moyen d'une membrure (21) annulaire épaisse dans le sens axial, la membrure (21) entourant un tube à gaz (17) qui s'étend d'un générateur de gaz (18) dans l'ogive (13) vers un tuyau gonflant (16) dans l'espace de la charge utile (15), et la membrure (21) étant introduite depuis le plan de séparation (22) dans l'intérieur de l'ogive (13) légèrement conique et se rétrécissant et ainsi dans la zone précédemment avant de l'espace de la charge utile (15), où cette membrure (21) sert de fond de montage pour une unité de changement de cap et une unité de poussée transversale (23) de forme annulaire qui présente une couronne d'éléments de réaction pyrotechniques (25) qui s'ouvrent dans le sens radial. 30  
35  
40  
45
2. Roquette d'artillerie selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** la membrure de forme annulaire (21) est insérée sur une partie de son épaisseur axiale depuis le plan de séparation (22) dans l'ogive partielle avant (13a) et sert également à la liaison de verrouillage des deux ogives partielles (13a - 13b). 50
3. Roquette d'artillerie selon l'une des revendications précédentes, **caractérisée en ce que** l'unité de poussée transversale (23) présente une couronne composée d'au moins une couche d'éléments de réaction (25) activables individuellement en fonction de la position. 55

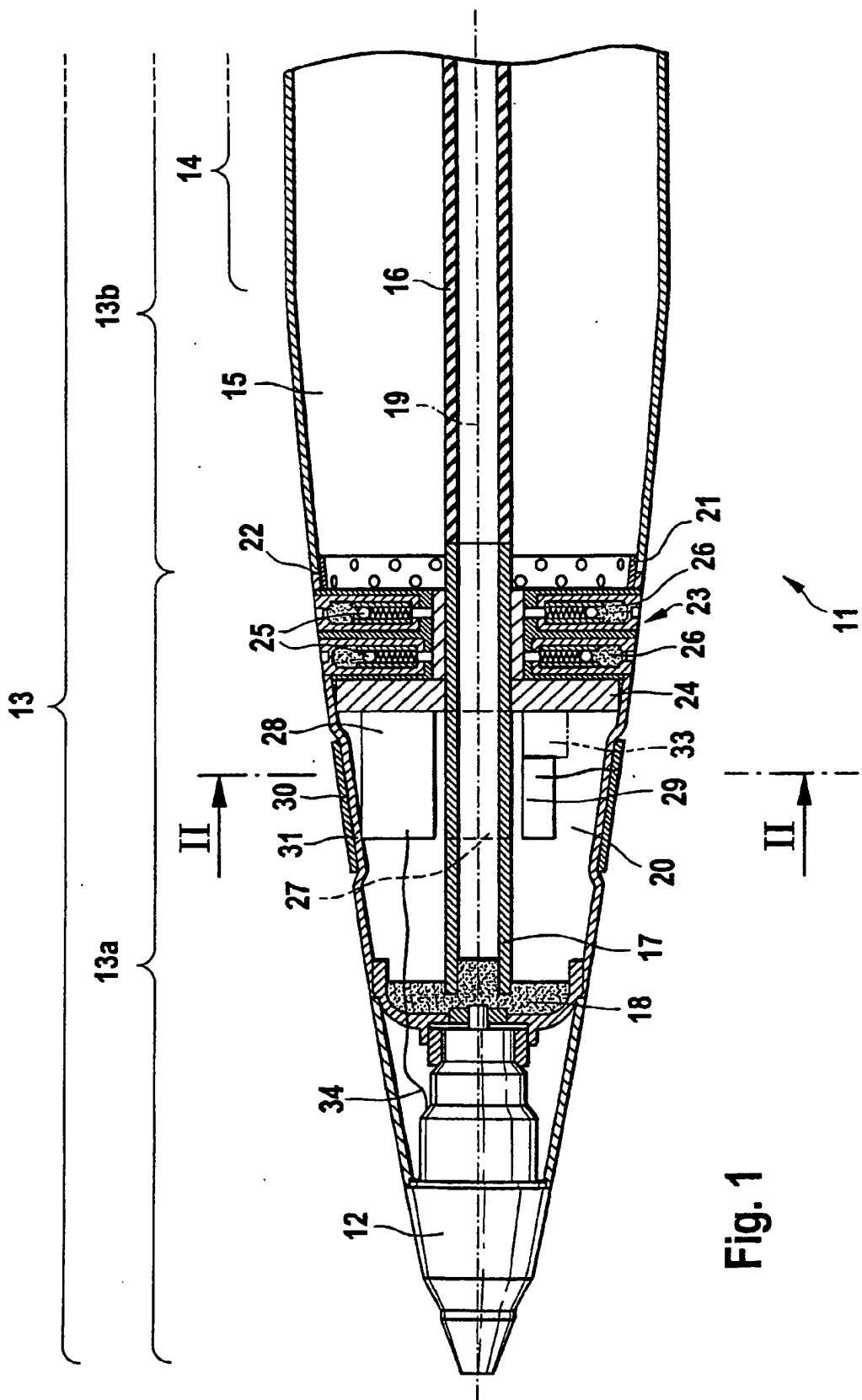
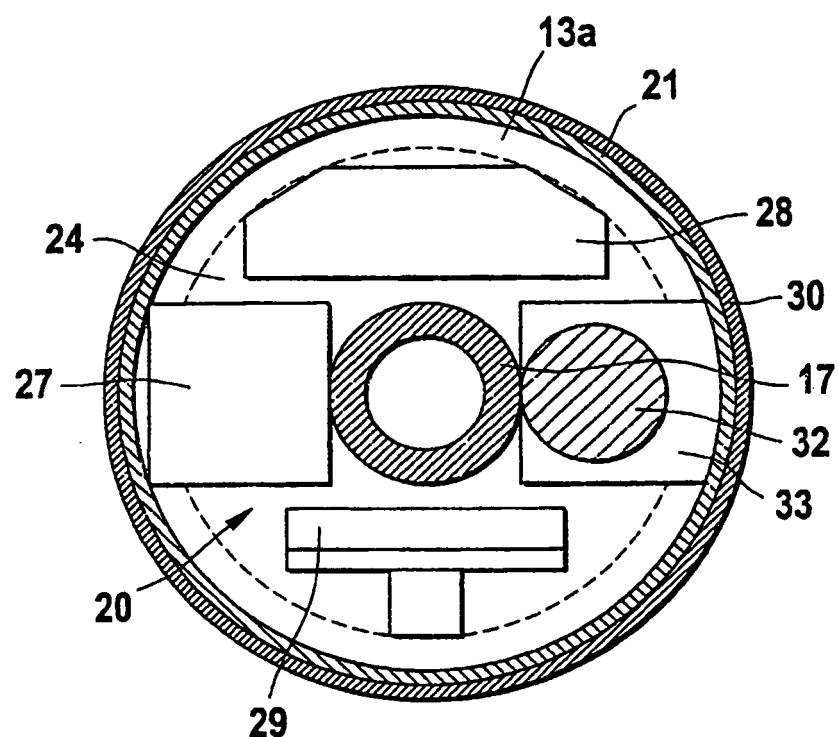


Fig.

Fig. 2



**IN DER BESCHREIBUNG AUFGEFÜHRTE DOKUMENTE**

*Diese Liste der vom Anmelder aufgeführten Dokumente wurde ausschließlich zur Information des Lesers aufgenommen und ist nicht Bestandteil des europäischen Patentdokumentes. Sie wurde mit größter Sorgfalt zusammengestellt; das EPA übernimmt jedoch keinerlei Haftung für etwaige Fehler oder Auslassungen.*

**In der Beschreibung aufgeführte Patentdokumente**

- DE 4325218 C2 [0002]
- DE 3739370 A1 [0003]
- DE 19824288 A1 [0004]
- DE 3332415 C2 [0005]
- EP 0898146 A2 [0006]
- DE 4401315 A1 [0007]
- US 5379968 A [0008]
- EP 0418636 A2 [0009] [0012] [0014]
- WO 0052414 A1 [0009]
- WO 9966418 A [0010]