



(12) **EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG**

(43) Veröffentlichungstag:
26.02.2003 Patentblatt 2003/09

(51) Int Cl.7: **F42B 10/66**

(21) Anmeldenummer: **02018702.7**

(22) Anmeldetag: **21.08.2002**

(84) Benannte Vertragsstaaten:
**AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB GR
IE IT LI LU MC NL PT SE SK TR**
Benannte Erstreckungsstaaten:
AL LT LV MK RO SI

- **Wich, Harald**
91207 Lauf (DE)
- **Lehmann, Lutz**
91220 Schnaittach (DE)

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

(74) Vertreter: **Stammler, Wolfgang (DE), Dipl.-Phys.**
Stephanstrasse 49
90478 Nürnberg (DE)

(71) Anmelder: **Diehl Munitionssysteme GmbH & Co.**
KG
90552 Röthenbach (DE)

Bemerkungen:

Geänderte Patentansprüche gemäss Regel 86 (2) EPÜ.

(72) Erfinder:
• **Trosky, Bernhard**
90542 Eckental (DE)

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

(57) Die in den Depots des Bedarfsträgers gelagerten MLRS1-Artillerieraketen (11) lassen sich 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 ur-

sprünglichen Nutzlastraumes (15), das pyrotechnische Auswurfssystem umgebend, einen ringförmigen Montage-Spant (21) für eine Querschubeinheit (23) mit umlaufend radial abblasenden Reaktionselementen (25) einzubauen, die lageabhängig individuell von einer ebenfalls dort montierten, satellitengestützten Kurs-Korrekturereinheit (20) ausgelöst werden können.

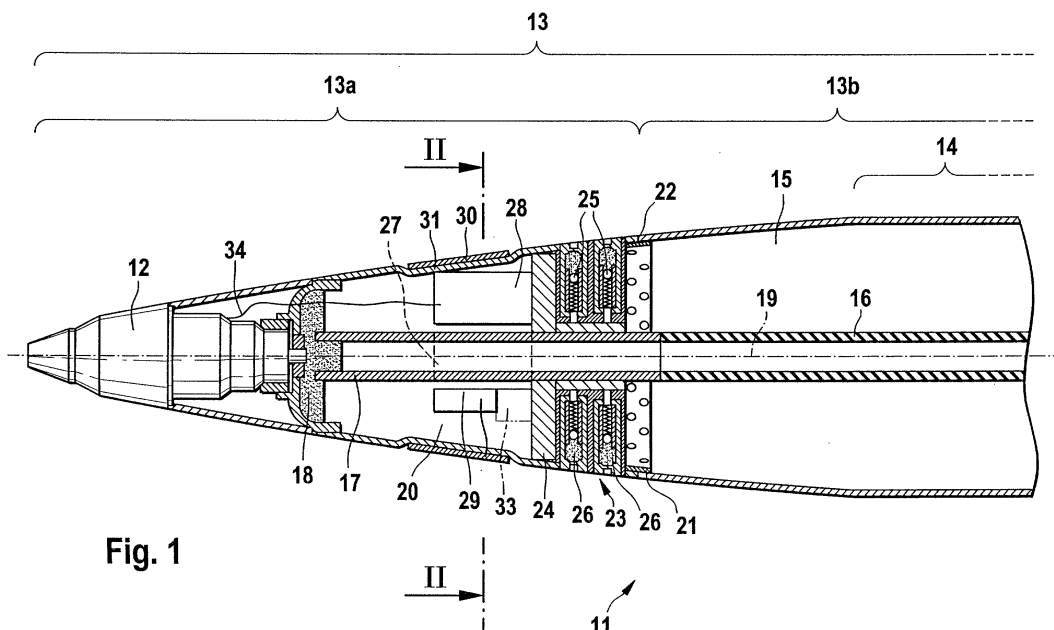


Fig. 1

Beschreibung

[0001] Die Erfindung betrifft eine Artillerierakete gemäß dem Oberbegriff des Anspruchs 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 Raketentriebwerk 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 Abschluß eingegebene Tempierung eines Zeitzünders in der Spitze der Raketenogive initiiert, über dem Zielgelände angekommen, einen ebenfalls in der Ogive gelegenen Gasgenerator zum Füllen eines koaxial längs der Systemachse durch den Nutzlastraum 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] 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 Abschluß anzutreffenden Umwelteinflüsse in die Berechnung der Zeitvorgabe durch eine Waffenleitance 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.

[0005] 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 Flugbahn-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 Verbringens von Bomblets um einen Flächenziel-Einsatz ohne definierten bzw. sensorisch erfaßbaren Zielpunkt handelt.

[0006] In Erkenntnis dieser Gegebenheiten liegt vorliegender Erfindung die technische Problemstellung zugrunde, 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.

[0007] 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 Hauptanspruchs gelöst, wonach die vorderste Sektion des Lastraums der Rakete, wo die Hülle sich schon aus der hohlzylindrischen Struktur zur Ogive verzüngt, abgetrennt und von Submunitionen geleert wird. Von der Trennstelle aus wird ein zusätzlicher Spant als axial dicker ringscheibenförmiger Montage- oder Zwischenboden für eine Kurs-Korrekturereinheit samt Querschubeinheit unter rückwärtig verbleibendem axialem Überstand in das Innere der konisch sich verzüngenden Ogive eingeschoben und mit dem Schnitttrand 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.

[0008] 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 Ablieferungskordinaten erfolgt vorzugsweise über eine in die etwa konische Außenmantelfläche der Ogive eingelassene Wickelantenne zum Empfang der Signale von Navigationssatelliten.

[0009] 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-Korrekturereinheit 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.

[0010] Ein Mikroprozessor zum während des Fluges wiederholt 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.

[0011] Bezüglich 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 Korrekturereinheiten gemäß der Querschnittsangabe II-II in Fig. 1.

[0012] 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 Nutzlastraum 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 Nutzlastraum 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 initiierbar. Die Gasentwicklung bläht dann den Schlauch 16 auf und drückt dadurch die Beladung des Nutzlastraumes 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.

[0013] Dieser Ablieferungsvorgang bei Ankunft über dem Zielgebiet wird herkömmlicher Weise durch einen temperierbaren 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.

[0014] Um diesbezüglich Abhilfe zu schaffen, wird erfindungsgemäß der vorderste, hinter dem Zünder 12 und Gasgenerator 18 gelegene Abschnitt des Nutzlastraumes 15 von Submunitionen befreit, um hier eine Kurs-Korrekturereinheit 20 mit Querschubeinheit 23 unterzubringen. Dafür wird die Ogive 13 unmittelbar vor dem verbleibenden Nutzlastraum 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 einbauen zu können. Der dient auch dazu, nach dem Einbau die beiden Teil-Ogiven 13a, 13b beiderseits der Trennebene 22 wieder koaxial auf Stoß zusammenzufügen. Die hier 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 Nutzlastraum 15 sich nach Einbau des Spantes 21 nun nur noch erstreckt.

[0015] Zum Zünder 12 hin gelegen trägt der ringförmige Spant 21 die Kurs-Korrekturereinheit 20 vor einer kegeltumpfförmigen 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 zum Anschluß des Blähschlauches 16 im

Nutzlastraum 15 erstrecken kann.

[0016] Die Querschubeinheit 23 ist mit einem Kranz von - erforderlichenfalls, wie skizziert, auf mehrere voneinander 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 Schwadenkanäle anzuschließen, die sich nach einer Umlenkung dann in radialer Richtung durch die Hülle öffnen, um als Reaktion den Querschub-Impuls auszulösen.

[0017] In welcher Richtung dadurch eine Kursänderung hervorgerufen wird, hängt davon ab, in welcher 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 dieser Periode jeder Drehwinkel in Bezug auf eine räumliche Referenzrichtung mit hinreichender Genauigkeit zeitlich interpoliert werden kann. Das erfolgt in einem 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.

[0018] 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.

[0019] 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 Initialisierungsverbindung 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 Submunition vorgegebene Soll-

position erreicht hat.

[0020] Die in den Depots des Bedarfsträgers gelagerten MLRS1-Artilleriesraketen 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 Nutzlastraumes 15, das pyrotechnische Auswurfssystem 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 Raketentriebwerken einzubauen, die lageabhängig individuell von einer ebenfalls dort montierten, navigationssatellitengestützten Kurs-Korrekturereinheit 20 ausgelöst werden können.

Patentansprüche

1. Artilleriesrakete (11) mit von einem Satellitenempfänger (29) angesteuerter Kurs-Korrekturereinheit (20), **dadurch gekennzeichnet, daß** ein Spant (21) im Bereich des bis in die Ogive (13) reichenden Nutzlastraumes (15) mit der Kurs-Korrekturereinheit (20) und mit einer Querschubeinheit (23) ausgestattet ist.
2. Artilleriesrakete nach dem vorangehenden Anspruch, **dadurch gekennzeichnet, daß** ein ringförmiger Spant (21) über einen Teil seiner axialen Stärke von einer Trennebene (22) her in die vordere Teil-Ogive (13a) eingeschoben ist und auch der abschließenden Verbindung beider Teil-Ogiven (13a-13b) miteinander dient:
3. Artilleriesrakete nach einem der vorangehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, daß** die Kurs-Korrekturereinheit (20) von einem Roll-Lagesensor (27) und einem Navigationssatelliten-Empfänger (29) angesteuert ist und die Querschubeinheit (23) ansteuert, die einen wenigstens einlagigen Kranz von lageabhängig individuell aktivierbaren Reaktionselementen (25) aufweist.
4. Artilleriesrakete nach dem vorangehenden Anspruch, **dadurch gekennzeichnet, daß** die Reaktionselemente (25) kleine Raketen- oder Impulstriebwerke sind, die parallel zur Längsachse der Ogive eingebaut sind aber über Umlenk-Kanäle radial abblasen.
5. Artilleriesrakete nach einem der vorangehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, daß** der Zünder (12) von der Kurs-Korrekturereinheit (20) zum Initiieren eines Gasgenerators (18) ansteuerbar ist,

an den ein Blähschlauch (16) zum seitlichen Ausbringen von Submunitionen koaxial durch den Spant (21) mit seinen Kurs-Korrektur- und Querschubeinheiten (20, 23) hindurch angeschlossen ist.

5

Geänderte Patentansprüche gemäss Regel 86(2) EPÜ.

10

1. Eine Artillerierakete (11) ist längs einer Trennebene (22) geteilt die zwischen Ogive (13) und Nutzlastraum (15) der Rakete (11) liegt und dann wieder koaxial zusammengefügt

15

mittels eines axial dicken ringförmigen Spantes (21)

der ein Gasrohr (17) umgibt,

das von einem Gasgenerator (18)

in der Ogive (13) zu einem Blähschlauch (16) im Nutzlastraum (15) verläuft

20

wofür der Spant (21) von der Trennebene (22) her

in das leicht konisch sich verjüngende Innere der Ogive (13) hinein geschoben ist,

25

nämlich in den ehemals vordersten Bereich des Nutzlastraumes (15) hinein

wo dieser Spant (21) als Montageboden dient für eine ringförmige Kurs-Korrektur-

30

einheit (20)

die ausgestattet ist

mit einem Roll-Lagesensor (27)

sowie mit einem Satellitenemp-

fänger

der an eine Antenne (30)

35

angeschlossen ist die im vorderen Teil

der Ogive (13) umläuft und für eine ringförmige Querschubein-

40

heit (23)

die ausgestattet ist

mit einem Kranz von pyrotechnischen

Reaktionselementen (25) die sich in radialer Richtung öffnen.

45

50

55

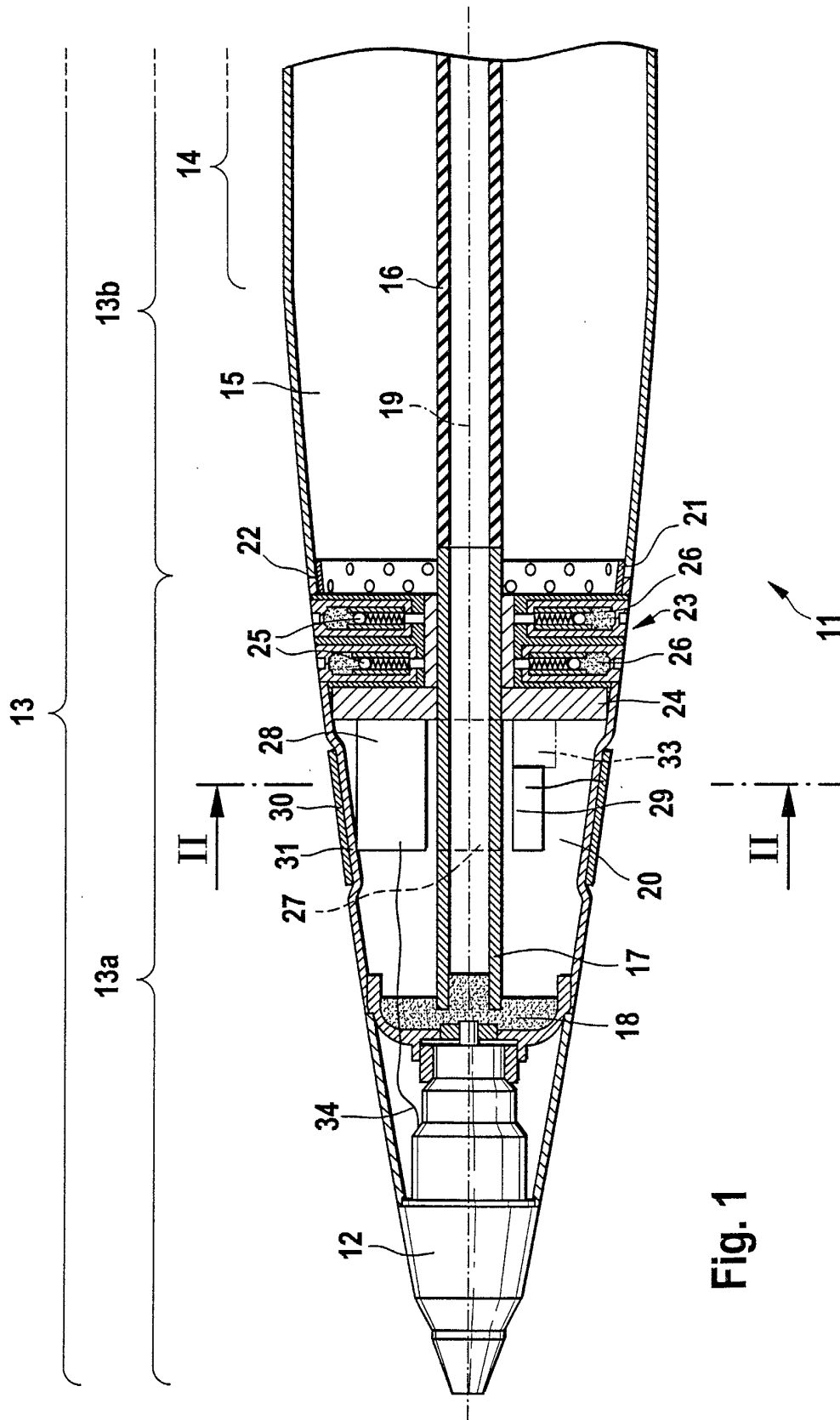
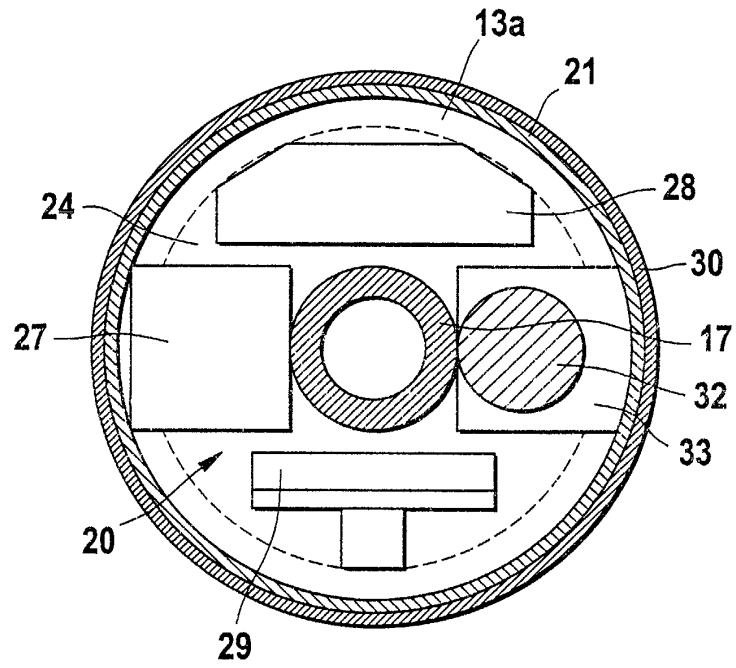


Fig. 1

Fig. 2





EINSCHLÄGIGE DOKUMENTE			
Kategorie	Kennzeichnung des Dokuments mit Angabe, soweit erforderlich, der maßgeblichen Teile	Betrifft Anspruch	KLASSIFIKATION DER ANMELDUNG (Int.Cl.7)
X	DE 44 01 315 A (CONTRAVES GMBH) 10. August 1995 (1995-08-10) * Spalte 1, Zeile 28 - Spalte 3, Zeile 20; Abbildungen * * Zusammenfassung *	1,3	F42B10/66
X	US 5 379 968 A (GROSSO VINCENT A) 10. Januar 1995 (1995-01-10) * Spalte 9, Zeile 66 - Spalte 10, Zeile 24; Abbildungen *	1,3	
X	WO 00 52414 A (LINICK JAMES M) 8. September 2000 (2000-09-08) * Seite 5, Zeile 27 - Seite 7, Zeile 2; Abbildungen *	1,3	
X	WO 99 66418 A (RAYTHEON CO) 23. Dezember 1999 (1999-12-23) * Seite 9, Zeile 28 - Seite 10, Zeile 3; Abbildungen *	1,3	
A	US 5 467 940 A (STEUER RAIMAR) 21. November 1995 (1995-11-21) * Spalte 3, Zeile 28 - Spalte 4, Zeile 22; Abbildungen *	1-5	RECHERCHIERTE SACHGEBIETE (Int.Cl.7) F42B F41G
A	GB 2 140 538 A (FERRANTI PLC) 28. November 1984 (1984-11-28) * das ganze Dokument *	1-5	
Der vorliegende Recherchenbericht wurde für alle Patentansprüche erstellt			
Recherchenort	Abchlußdatum der Recherche	Prüfer	
MÜNCHEN	6. November 2002	Herrera, M	
KATEGORIE DER GENANNTEN DOKUMENTE		T : der Erfindung zugrunde liegende Theorien oder Grundsätze E : älteres Patentdokument, das jedoch erst am oder nach dem Anmeldedatum veröffentlicht worden ist D : in der Anmeldung angeführtes Dokument L : aus anderen Gründen angeführtes Dokument & : Mitglied der gleichen Patentfamilie, übereinstimmendes Dokument	
X : von besonderer Bedeutung allein betrachtet Y : von besonderer Bedeutung in Verbindung mit einer anderen Veröffentlichung derselben Kategorie A : technologischer Hintergrund O : nichtschriftliche Offenbarung P : Zwischenliteratur			

EPO FORM 1503 (03.02.92) (P/04003)

**ANHANG ZUM EUROPÄISCHEN RECHERCHENBERICHT
 ÜBER DIE EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG NR.**

EP 02 01 8702

In diesem Anhang sind die Mitglieder der Patentfamilien der im obengenannten europäischen Recherchenbericht angeführten Patentedokumente angegeben.

Die Angaben über die Familienmitglieder entsprechen dem Stand der Datei des Europäischen Patentamts am
 Diese Angaben dienen nur zur Unterrichtung und erfolgen ohne Gewähr.

06-11-2002

Im Recherchenbericht angeführtes Patentedokument		Datum der Veröffentlichung	Mitglied(er) der Patentfamilie	Datum der Veröffentlichung
DE 4401315	A	10-08-1995	DE 4401315 A1	10-08-1995
US 5379968	A	10-01-1995	KEINE	
WO 0052414	A	08-09-2000	WO 0052414 A1	08-09-2000
WO 9966418	A	23-12-1999	US 6138945 A	31-10-2000
			AU 6237199 A	05-01-2000
			WO 9966418 A2	23-12-1999
US 5467940	A	21-11-1995	DE 4325218 A1	02-02-1995
			DE 59400761 D1	07-11-1996
			EP 0636852 A1	01-02-1995
GB 2140538	A	28-11-1984	KEINE	

EPC FORM P0461

Für nähere Einzelheiten zu diesem Anhang : siehe Amtsblatt des Europäischen Patentamts, Nr.12/82