

(19)



Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets



(11) Veröffentlichungsnummer: **0 636 852 A1**

(12)

EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG

(21) Anmeldenummer: **94110495.2**

(51) Int. Cl.⁶: **F42B 10/64**

(22) Anmeldetag: **06.07.94**

(30) Priorität: **28.07.93 DE 4325218**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:
01.02.95 Patentblatt 95/05

(84) Benannte Vertragsstaaten:
DE FR GB IT SE

(71) Anmelder: **DIEHL GMBH & CO.**
Stephanstrasse 49
D-90478 Nürnberg (DE)

(72) Erfinder: **Steuer, Rainer, Dipl.-Ing.**
Vierbühlstrasse 1 B
D-91227 Leinburg (DE)

(54) **Mittels Canard-Rudern gesteuerte Artillerie-Rakete.**

(57) Die eingeführte Artillerie-Basisrakete (11) des MLRS-Systemes erfährt eine ganz wesentliche Steigerung der Präzision ihrer Nutzlast-Ablieferung, wenn sie mit einem Inertial-Flugregler (15) zur Ansteuerung von Rudern (25) ausgestattet wird. Der Aufwand für den Flugregler (15) kann gering gehalten werden, wenn er mit Orts- und Zeitdaten aus einem Navigations-Empfänger (20) gestützt wird, mit dessen Hilfe auch das Erreichen des Ablieferungs-(Zeit)Punktes bestimmt werden kann. Bei Einbau des Flugreglers (15) samt Sensoren und Stellsystem (17) vor dem Gefechtskopf in die Ogive der Raketen-

Hülle (27) wird der Nutzlastraum nicht spürbar verringert, und für die mechanisch stabile Ruder-Lagerung kann der vordere Haupt-Spant (23) der Raketen-Konstruktion herangezogen werden, so daß keinerlei Eingriff im Heckbereich mit dem Raketen-Motor (12) erforderlich wird. Die als gestreckte, stark gepfeilte Canards ausgebildeten Ruder (25) werden erst nach dem Apogäum (34) der ballistischen Startbahn (14) angestellt und bewirken durch ihren zusätzlichen Auftrieb einen Übergang in eine stark gestreckte Bahn (14') wesentlich erhöhter Reichweite (2R) zusätzlich zur präzisieren Missionserfüllung.

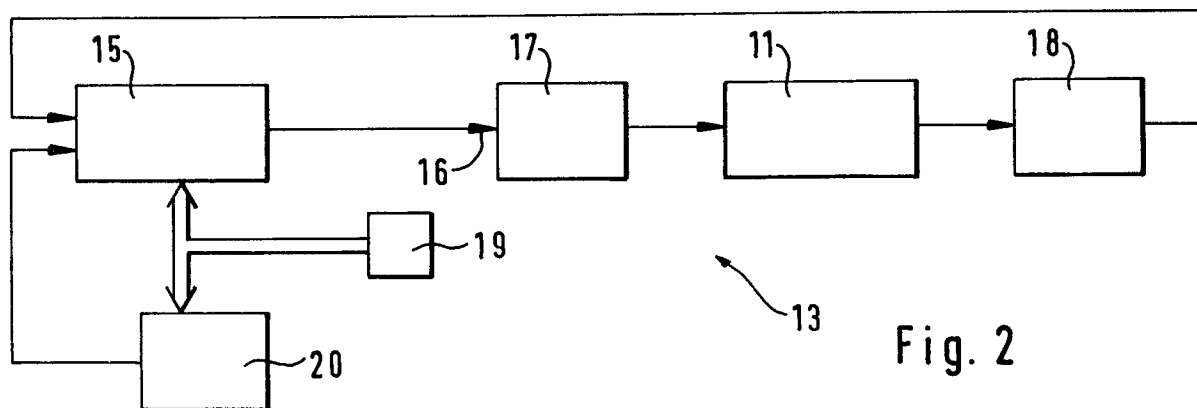


Fig. 2

EP 0 636 852 A1

Die Erfindung betrifft eine Artillerie-Rakete gemäß dem Oberbegriff des Anspruchs 1.

Eine solche Rakete ist in der westlichen Welt als die MLRS-Basisrakete zum ballistischen Verbringen von Submunitions-Gefechtsköpfen über ein vorgegebenes Zielgebiet eingeführt. Azimut und Elevation des Stau- und Startbehälters der Rakete bestimmen bei ihrem Ausstoß, auf den eine kurze Boost-Phase zur Beschleunigung in eine ballistische Flugbahn folgt, Richtung und Distanz zum Zielgebiet, über dem ein flugbahnabhängig programmierter Zeitzünder einen Gasgenerator zum Ausstoßen des Submunitions-Gefechtskopfes aus der Trägerrakete zündet. Systembedingte Fehler, insoweit sie überhaupt quantitativ erfaßbar sind, können nur vor dem Raketenstart berücksichtigt werden; wie etwa ein fertigungsbedingter individueller Abgangsfehler der jeweiligen Rakete oder die momentanen Boden-Querwindeinflüsse, die mittels einer Sonde gemäß DE-OS 41 20 367 ermittelbar sind. Aber auch solche Störgrößen-Berücksichtigung ist fehleranfällig, und Störeinflüsse beim Durchfliegen der ballistischen Bahn nach dem Start können gar nicht mehr berücksichtigt werden. Daraus resultiert eine gewisse Ungenauigkeit bei der Abgabe der Nutzlast über dem vorbestimmten Zielgebiet, die insofern hinnehmbar ist, als es sich bei der eingeführten Nutzlast um Streumunition (Bomblets und Streuminen) handelt. Gerade deshalb ist allerdings der Einsatz dieser eingeführten ballistisch fliegenden Artillerie-Rakete in verzahnten Konfliktgebieten kaum vertretbar, weil es dort auf sehr präzise Bekämpfung definierter Zielgebiete ankommt.

In Erkenntnis dieser Gegebenheiten liegt der Erfindung deshalb die Aufgabe zugrunde, eine Rakete gattungsgemäßer Art unter Beibehaltung der eingeführten Systemkomponenten in ihrer Präzision zu steigern.

Diese Aufgabe ist bei einer gattungsgemäßen Rakete dadurch gelöst, daß sie gemäß den Merkmalen des Patentanspruches 1 ausgestattet ist.

Nach dieser Lösung wird die Rakete mit einem Flugregler ausgestattet, dessen technischer Aufwand vergleichsweise gering gehalten bleiben kann, weil er aus einem präzisen Funknavigationssystem gestützt wird, das nicht nur eine Referenz für die aktuellen Bahnkoordinaten, sondern insbesondere auch für Ort bzw. Zeitpunkt der Nutzlastabgabe liefert.

Um nicht nur ohne wesentliche Eingriffe in das eingeführte MLRS-System, sondern auch ohne gravierende Eingriffe in die Struktur der Basisrakete diese Präzisionssteigerung zu erreichen, arbeitet der Flugregler auf ein Stellsystem, das vor dem Gefechtskopf im vorderen Bereich der Ogive untergebracht ist, ohne das nutzbare Volumen für den Gefechtskopf spürbar einzuschränken. Die Raketen-

auslegung im Bereiche ihres Raketenmotors bleibt also völlig unbeeinflußt, indem die Ruder, auf die der Flugregler arbeitet, als vergleichsweise stark in Raketen-Längsrichtung gestreckte Canards ausgelegt sind. Deren geringe Spannweite ermöglicht die Unterbringung im Stau- und Startkontainer der Rakete, ohne auf konstruktiv aufwendige Klappmechanismen zurückgreifen zu müssen. Wenn die Canard-Ruder nach Durchfliegen des ballistischen Apogäums aus ihrer anfänglichen neutralen Stellung angestellt werden, um vom Flugregler ermittelte Bahnkorrekturen für das zuverlässige Erreichen der vorgegebenen Zielkoordinaten zu ermöglichen, ergibt sich dadurch ein zusätzlicher aerodynamischer Auftrieb, der zu einer Streckung der Bahnkurve und dadurch zusätzlich zur Präzisionssteigerung auch noch zu einer wesentlichen Reichweitensteigerung führt, so daß die daraus resultierende Senkung der logistischen Kosten den höheren Ausstattungsaufwand der Basisrakete weit überkompensiert.

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 nicht ganz maßstäblich und stark abstrahiert skizzierten bevorzugten Realisierungsbeispiels zur erfindungsgemäßen Lösung. In der Zeichnung zeigt:

Fig. 1 in unterbrochener Darstellung, teilweise als Axial-Längsschnitt, eine mit satellitennavigationsgestütztem Flugregler für die Ansteuerung von Canard-Rudern ausgestattete Rakete,

Fig. 2 im Blockschaltbild eine stark vereinfachte Lenkschleife für eine typische Steuerung der erfindungsgemäß ausgestatteten Rakete nach Fig. 1 und

Fig. 3 das Flugbahnprofil über der Reichweite in Abhängigkeit von der Startelevation der Rakete mit einer Flugbahn-Beeinflussung etwa gemäß Fig. 2.

Bei der Basis-Rakete 11 des in der westlichen Welt eingeführten MLRS-Artillerieraketensystems (auch als mittleren Artillerieraketensystem MARS bezeichnet) handelt es sich (was infolge der unterbrochenen Darstellung der Fig. 1 visuell nicht in Erscheinung tritt) um einen sehr schlanken, also im Verhältnis zu seinem Durchmesser sehr langen Flugkörper. Mittels seines sich etwa über die rückwärtige Hälfte der Flugkörper-Länge erstreckenden Feststoff-Raketenmotors 12 wird die Rakete 11 unmittelbar nach ihrem Ausstoß aus dem Stau- und Startbehälter in der Größenordnung von knapp zwei Sekunden lang beschleunigt, um dann antriebslos auf ballistischer Bahn über das vorbe-

stimmte Zielgebiet zu fliegen und dort ihre Wirkkörper (Bomblets, Abwurfminen oder endphasenlenkende Submunitionsflugkörper) durch seitliches Aufbrechen der Raketenhülle abzuliefern.

Um dieses vorbestimmte Zielgebiet zuverlässiger zu erreichen, ist die Rakete 11 erfindungsgemäß mit einem aktiven Inertial-Flugbahnsteuersystem 13 ausgestattet, dem beim Start eine Sollflugbahn in die Zielkoordinaten vorgegeben wird und das dadurch beim Anflug auf das Zielgebiet Fehlerinflüsse korrigieren kann, die insbesondere auf Abgangsstörungen und auf störende Windeinflüsse zurückgehen, welche bei unkorrigiertem Flug zu einem Versatz der ballistischen Flugbahn 14 (Fig. 3) führen. Das aktive Flugbahnsteuersystem 13 dagegen ermöglicht eine Lagehaltung und Lageregelung während der gesamten Flugmission unter Feststellung etwaiger Abweichungen von der Sollflugbahn und Korrektur aufgetretener Fehler mittels des Flugreglers 15, der mit der Information über die Regelabweichung 16 (Fig. 2) zu deren Kompensation auf ein Stellsystem 17 an der Rakete 11 einwirkt. Um das Stellsystem 17 für definierte Bewegungen im Raum ansteuern zu können, ist die Rakete 11 ferner mit einem Roll-Lagesensor 18 zur Beaufschlagung des Flugreglers 15 ausgestattet. Ein Initialisierungsrechner 19 überträgt unmittelbar vor dem Start der Rakete 11 in den Flugregler 15 die vorgegebenen Sollwerte hinsichtlich Flugbahn und Ablieferungspunkt sowie die aktuellen Istwerte hinsichtlich Betriebsgrößen wie Startkoordinaten und Startelevation e sowie aktuelle Störgrößen wie fertigungsbedingte Fehlweisung beim Start aus dem Behälter und aktuelle Querwindstärke.

Die Einbindung eines funkgestützten Navigationssystems wie ibs. eines Global Positioning System- (GPS-)Empfängers 20 in die Funktion des Flugbahnsteuersystems 13 mit dem Inertial-Flugregler 15 erlaubt es, für die Initiierung des Gasgenerators 21 zum seitlichen Ausstoß der Nutzlast den Zündpunkt hinsichtlich der Zeitspanne ab dem Start der Rakete 11 und/oder hinsichtlich der Ortskoordinaten des von der Flugbahn 14 erreichten Zielgebietes sehr genau zu bestimmen und damit eine hohe Präzision bei der definierten Nutzlastablieferung zu erzielen, wie sie mit einer autonomen Laufzeitsteuerung ab Raketenstart nicht erreichbar wäre.

Das gesamte Flugbahnsteuersystem 13 einschließlich elektrischer Energieversorgung 22 und Stellsystem 17 ist in die vordere Sektion der Ogive der Rakete 11 zwischen Gefechtskopf und Gasgenerator 21 im Raum unmittelbar hinter dem vorderen Spant 23 integriert und beansprucht dort nur einen minimalen Nutzlastraum im Vergleich zur herkömmlichen Ausstattung der MLRS-Basirakete 11. Der vordere Haupt-Spant 23, der die Gasgenerator-Sektion mit der Gefechtskopfhülle verbindet,

bleibt so in seiner Form und Funktion vollständig erhalten, wird aber als integraler Bestandteil in die strukturelle Realisierung des zusätzlich eingebauten Flugbahnsteuersystems 13 einbezogen, vor allem hinsichtlich der Lagerung des Stellsystems 17 (s. unten). Hinter diesem schließen sich der Flugregler 15 samt Inertialpaket (bestehend aus Nick- und Gierraten-Kreiseln, Roll-Lagesensor 18, Navigations-Empfänger 20, und Datenverarbeitung) sowie die Energieversorgung 22 in der konisch sich aufweitenden Sektion der Ogive an.

Der Realisierungs-Aufwand für den Inertial-Flugregler 15 kann trotz erhöhter Anforderungen an die Abliefergenauigkeit vergleichsweise gering gehalten werden, da er während des Fluges der Rakete 11 mit genauen Ist-Positionskoordinaten aus dem GPS-Empfänger 20 aktualisiert wird und auch die aktuelle Fluggeschwindigkeit stets sehr genau aus den GPS-Informationen (Positionsänderung über der Systemzeitdifferenz) ermittelbar ist.

Die am Heck der Rakete 11 sich nach dem Verlassen des Startkanisters ausstellenden Stabilisierungsflossen 24 stehen für eine Umrüstung zu Rudern für die Flugbahnbeeinflussung nicht ohne weiteres zur Verfügung, weil dafür in ihrem Anlenkungsbereich in die Konstruktion und somit auch in die Funktion des Raketen-Motors 12 eingegriffen werden müßte. Deshalb wird der mechanisch hoch beanspruchbare Bereich hinter dem vorderen Haupt-Spant 23 in der Ogive der Rakete 11 für die Stellsystem-Lagerung gewählt, wodurch sich die Realisierung der Steuer-Ruder 25 als Canards ergibt. Diese greifen mit Wellenstümpfen 26 in die Ogiven-Hülle 27 radial bezüglich der Raketen-Längsachse 28 hinein und sind dort jeweils vor einem Stellgetriebe 29 auf einem Zapfen 30 gelagert, der von der rohrförmigen Innenstruktur 31 im Gefechtskopf-Bereich der Rakete 11 gehalten ist.

Im Interesse guten Regelverhaltens und hoher Dynamik sind für das Stellsystem 17 vier unabhängig voneinander ansteuerbare Ruder 25 orthogonal zueinander vorgesehen, und damit vier Servoantriebe 32, die zwischen den Stellgetrieben 29 und einem zusätzlich eingebauten Zwischenspant 33 auf der rohrförmigen Innenstruktur 31 vor dem Elektronikteil montiert sind. Diese Auslegung erlaubt den Einbau kleiner Stellmotore für die Realisierung hoher Stellsystemdynamik für die Nick- und Giersteuerung zusätzlich zur Roll-Lagebeeinflussung der Rakete 11. Eine besonders hohe Zuverlässigkeit auch nach langer Lagerzeit verspricht ein potentiometerfreier Servoantrieb 32 gemäß DE-PS 35 01 156. Für das Stellgetriebe 29 ist wegen der definierten und störungsfreien Hubbegrenzung eine Einrichtung nach der DE-OS 40 19 482 zu bevorzugen.

Die rückwärtigen, sich erst nach dem Start federbelastet aufstellenden Stabilisierungsklappen

24 sind ohne Anstellung montiert. Auch die Canard-Ruder 25 weisen beim möglichst drallfreien Start noch keine Anstellung auf, um während und nach der Boost-Phase zunächst die ungestörte ballistische Bahn 14 (in Fig. 3 links) zu durchfliegen. Die würde allerdings je nach der von der Elevation e abhängigen Höhe h des Bahn-Apogäums 34 zu einer nur beschränkt variierbaren und bei zu steilem Start sogar reduzierten Reichweite R führen. Wenn jedoch die Ruder 25 nach Erreichen des Apogäums 34 vom Flugbahnsteuersystem 13 angestellt werden, um korrigierend in die Bahn einzugreifen, dann wird die ursprünglich ballistische Flugbahn 14 verlassen, weil die Auftriebswirkung der nun angestellten Ruder 25 zu einer gestreckten Bahn 14' und damit zu einer Vergrößerung der Distanz d auf etwa die doppelte Reichweite $2R$ führt (Fig. 3). Längs dieser fliegt dann die Rakete 11 aufgrund des aerodynamischen Auftriebes der Canard-Ruder 25 mit nahezu konstantem Gleitwinkel genau über das koordinatenmäßig vorgegebene Zielgebiet.

Die radiale Abmessung der Canard-Ruder 25 im konisch sich verjüngenden Ogiven-Bereich vor dem Gefechtskopf bedingt keine teuren Klappflügel, weil die lichte Weite des Lager- und Startcontainers zur Aufnahme hinreichend ausladender Canard-Flügel ausreicht. Während der Boost-Phase ist das Stellsystem 17 noch nicht aktiv. Danach ist die Rakete 11 auf mehrfache Schallgeschwindigkeit beschleunigt, was aber für die Canard-Ruder 25 unproblematisch ist, weil diese ja nicht erst ausgeklappt werden müssen, sondern schon spielfrei in ihrer Funktionsstellung gehalten sind. Die im Vergleich zur Gesamtlänge der Rakete 11 geringe Länge der Canard-Ruder 25 bei hoher Pfeilung ihrer Vorderkanten stellt sicher, daß selbst bei hohen Anstellwinkeln zum Übergang von der ballistischen Bahn 14 in die gestreckte Bahn 14' ein Strömungsabriß nicht zu befürchten ist, sondern stabile und reproduzierbare aerodynamische Verhältnisse beibehalten bleiben.

So liefert die höhere Ablieferungs-Präzision dieses an sich als ballistische Rakete eingeführten Waffensystems zugleich in wünschenswerter Weise eine ganz erhebliche Reichweitensteigerung. Das ermöglicht es, den Werfer in sicherere Positionen in größerem Abstand hinter die Front zurückzunehmen und dennoch mit dem gleichen Werfer-Azimutschwenk aufgrund der wesentlich vergrößerten Reichweite einen Sektor mit längerer Sehne im Frontbereich zu überdecken. Daraus wiederum resultiert, daß der seitliche Abstand zwischen einzelnen Werfern vergrößert werden kann, ohne daß Lücken in der Fronterfassung auftreten. Somit sind für vergleichbare Leistungen wegen der höheren Ablieferungsgenauigkeit nicht nur weniger Raketen 11 erforderlich, sondern auch weniger Starteinrich-

tungen, was die höheren Ausstattungskosten einer solchen präziseren und reichweitengesteigerten Artillerierakete 11 ohne weiteres rechtfertigt.

5 Patentansprüche

1. Artillerie-Rakete (11) mit einem Motor (12) für ihren Start in eine ballistische Flugbahn (14) über ein vorgegebenes Zielgebiet, über dem die Nutzlast freizugeben ist, dadurch gekennzeichnet, die Rakete (11) mit einem Flugregler (15) für die Steuerung eines Ruder-Stellsystemes (17) ausgestattet ist, der aus einem Navigations-Empfänger (20) mit aktuellen Ortskoordinaten aktualisierbar ist.
2. Rakete nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß ein drallfreier Start der Rakete (11) vorgesehen ist und dem Flugregler (15) ein Roll-Lagesensor (18) aufgeschaltet ist.
3. Rakete nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, daß der Flugregler (15) samt Ruder-Stellsystem (17), Navigations-Empfänger (20), Lagesensor (18) und Energieversorgung (22) in der Hülle (27) der Raketen-Ogive vor dem Gefechtskopf angeordnet ist.
4. Rakete nach Anspruch 3, dadurch gekennzeichnet, daß das Stellsystem (17) samt Stellgetriebe (29) für Ruder (25) zwischen dem vorderen Haupt-Spant (23) der Raketenstruktur und einem zusätzlich eingesetzten Zwischenspant (33) montiert ist.
5. Rakete nach einem der vorangehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß mehrere Canard-Ruder (25) vorgesehen sind.
6. Rakete nach einem der vorangehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß die Ruder (25) mit Wellenstümpfen (26) in die Hülle (27) radial bezüglich ihrer Längsachse (28) eingreifen.
7. Rakete nach einem der vorangehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß mehrere unabhängig voneinander einstellbare Ruder (25) mit eigenen Stellgetrieben (29) vorgesehen sind.

8. Rakete nach einem der vorangehenden Ansprüche,
dadurch gekennzeichnet,
daß in der Startphase eine Übergabe von Zielkoordinaten an den Flugregler (15) und von Startkoordinaten an den Navigations-Empfänger (20) aus einem Initialisierungsrechner (19) zusätzlich zu aktuellen Störgrößeninformationen vorgesehen ist.
- 10
9. Rakete nach einem der vorangehenden Ansprüche,
dadurch gekennzeichnet,
daß der Flugregler (15) dafür ausgelegt ist, erst nach dem Durchfliegen des Apogäums (34) der ballistischen Start-Flugbahn (14) durch Anstellen der Ruder (25) aus der anfänglich neutralen Stellung in eine gestreckte Bahn (14') wesentlich vergrößerter Reichweite (2R) mit nahezu konstantem Gleitwinkel überzugehen.
- 15
- 20

25

30

35

40

45

50

55

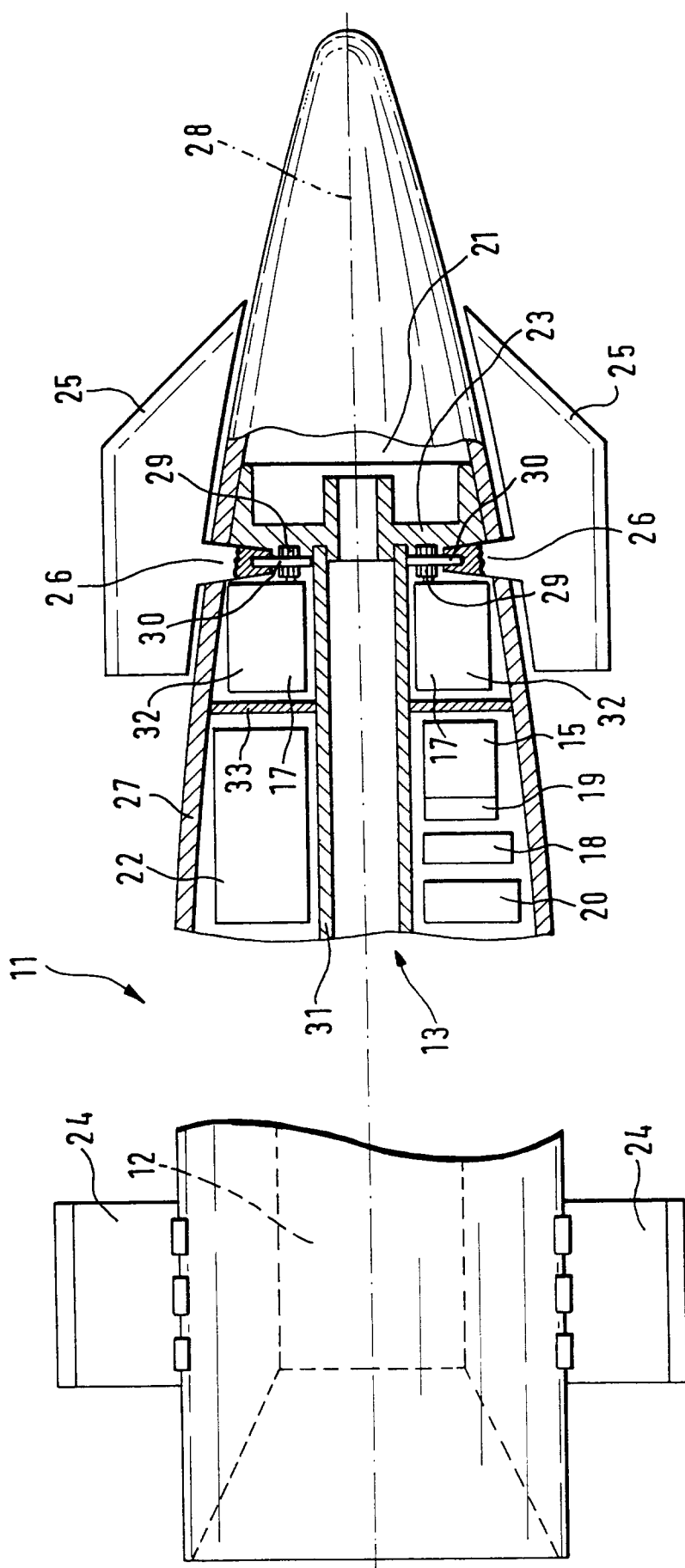


Fig. 1

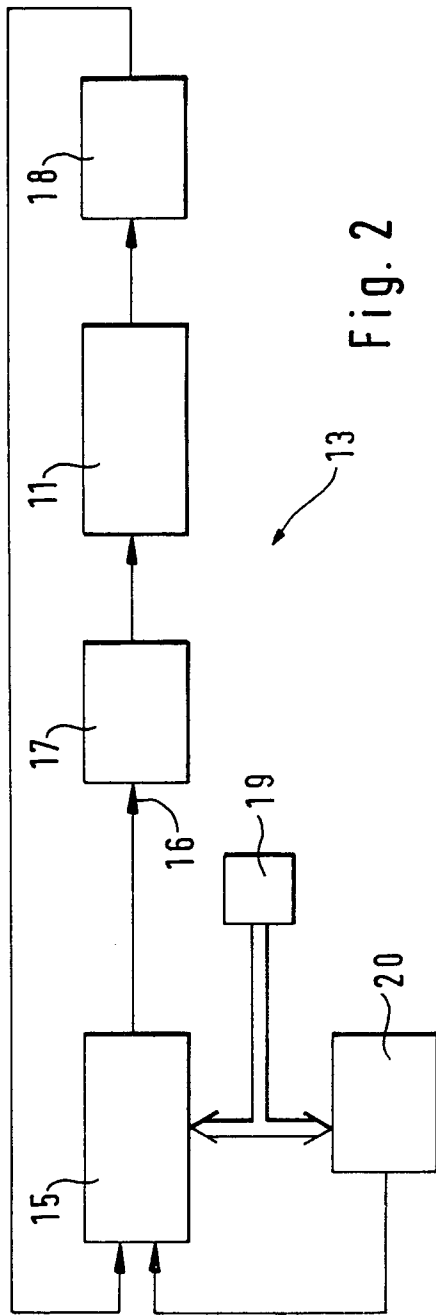


Fig. 2

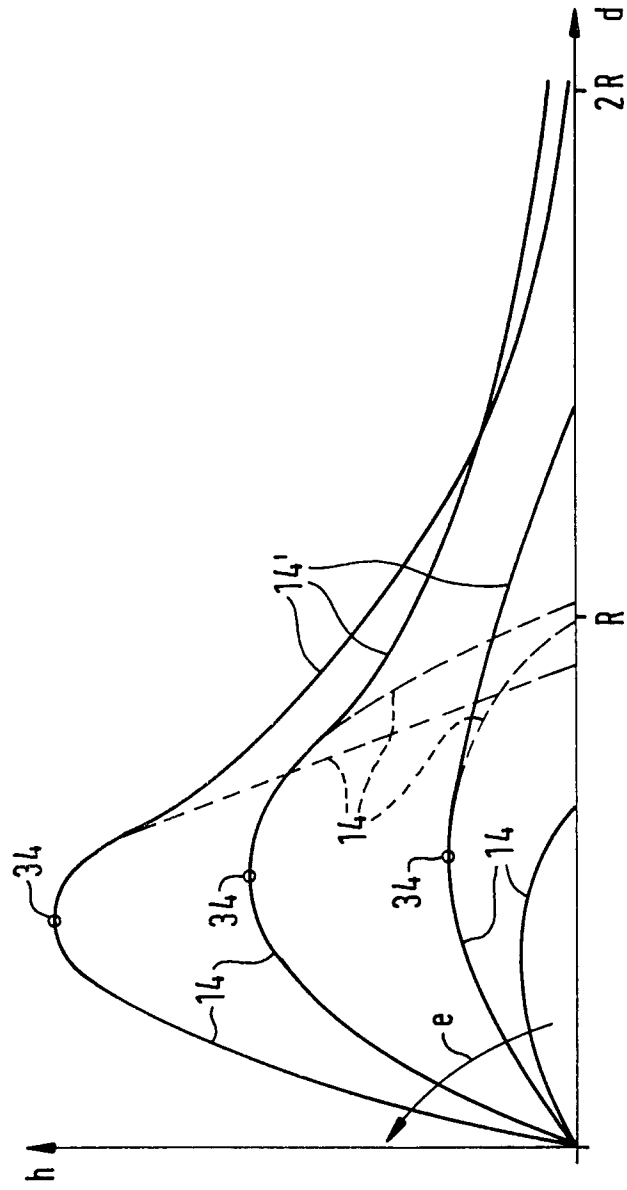


Fig. 3



Europäisches
Patentamt

EUROPÄISCHER RECHERCHENBERICHT

Nummer der Anmeldung
EP 94 11 0495

EINSCHLÄGIGE DOKUMENTE			
Kategorie	Kennzeichnung des Dokuments mit Angabe, soweit erforderlich, der maßgeblichen Teile	Betrifft Anspruch	KLASSIFIKATION DER ANMELDUNG (Int.Cl.6)
Y	GB-A-2 184 414 (THE PLESSEY COMPANY) * Seite 1, linke Spalte, Zeile 12-59; Abbildungen 1-3 * * Seite 1, rechte Spalte, Zeile 69-70 * * Seite 1, Zeile 117 - Seite 2, Zeile 18 * * Seite 2, Zeile 73-95 * ---	1-3,5-9	F42B10/64
Y	INTERNATIONAL DEFENSE REVIEW, Bd.26, Nr.7, Juli 1993, SURREY Seiten 563 - 568 R. PENGELLEY 'Europe and US vie in 155mm artillery ammunition innovation' * Bild "ARDEC's competent carrier" auf der Seite 564 * * Seite 568, linke Spalte * ---	1-3,5-8	
Y	EP-A-0 547 637 (HUGHES AIRCRAFT CORPORATION) * Seite 2, Zeile 6-46 * * Seite 7, Zeile 50 - Seite 8, Zeile 17 * * Anspruch 5 * ---	1	
Y	FR-A-2 611 886 (DIEHL) * Seite 7, Zeile 9-29; Abbildung 1 * ---	8,9	
A	US-A-4 438 893 (SANDERS ASSOCIATES) * Spalte 2, Zeile 35 - Zeile 65; Abbildung 2B * ---	1,3,5-7	
A	US-A-3 067 681 (W. BEMAN) ---		
A	JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS, Bd.12, Nr.12, Dezember 1975, NEW-YORK Seiten 733 - 738 F.J. REGAN 'Aeroballistics of a terminally corrected spinning projectile (TCSP)' ---		
A	US-A-3 272 124 (J. MARSH) ---		
	-/--		
Der vorliegende Recherchenbericht wurde für alle Patentansprüche erstellt			
Recherchenort	Abschlußdatum der Recherche	Prüfer	
DEN HAAG	30. August 1994	Van der Plas, J	
KATEGORIE DER GENANNTEN DOKUMENTE			
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			
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 andern Gründen angeführtes Dokument & : Mitglied der gleichen Patentfamilie, übereinstimmendes Dokument			



Europäisches
Patentamt

EUROPÄISCHER RECHERCHENBERICHT

Nummer der Anmeldung
EP 94 11 0495

EINSCHLÄGIGE DOKUMENTE			
Kategorie	Kennzeichnung des Dokuments mit Angabe, soweit erforderlich, der maßgeblichen Teile	Betrifft Anspruch	KLASSIFIKATION DER ANMELDUNG (Int.Cl.6)
A	GB-A-2 190 636 (SHORT BROTHERS) ---		
A	FR-A-2 623 280 (DIEHL) -----		
			RECHERCHIERTE SACHGEBIETE (Int.Cl.6)
Der vorliegende Recherchenbericht wurde für alle Patentansprüche erstellt			
Recherchemort DEN HAAG		Abschlußdatum der Recherche 30. August 1994	Prüfer Van der Plas, J
KATEGORIE DER GENANNTEN DOKUMENTE			
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		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 andern Gründen angeführtes Dokument & : Mitglied der gleichen Patentfamilie, übereinstimmendes Dokument	