

(19)



Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets



(11)

EP 0 636 852 B1

(12)

EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des Hinweises auf die Patenterteilung:
02.10.1996 Patentblatt 1996/40

(51) Int Cl.6: **F42B 10/64**

(21) Anmeldenummer: **94110495.2**

(22) Anmeldetag: **06.07.1994**

(54) Mittels Canard-Rudern gesteuerte Artillerie-Rakete

Artillery rocket using canard fins for guiding

Roquette d'artillerie comportant des ailettes de guidage du type canard

(84) Benannte Vertragsstaaten:
DE FR GB IT SE

(30) Priorität: **28.07.1993 DE 4325218**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:
01.02.1995 Patentblatt 1995/05

(73) Patentinhaber: **DIEHL GMBH & CO.
D-90478 Nürnberg (DE)**

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

(56) Entgegenhaltungen:

EP-A- 0 547 637	FR-A- 2 611 886
FR-A- 2 623 280	GB-A- 2 184 414
GB-A- 2 190 636	US-A- 3 067 681
US-A- 3 272 124	US-A- 4 438 893

- **INTERNATIONAL DEFENSE REVIEW, Bd.26, Nr.7, Juli 1993, SURREY Seiten 563 - 568 R. PENGELLEY 'Europe and US vie in 155mm artillery ammunition innovation'**
- **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)'**

EP 0 636 852 B1

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).

Beschreibung

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

Eine solche Rakete ist aus der GB 21 84 414 A bekannt. Um im Anschluß an die ballistische Aufstiegsbahn zur Reichweiten-Steigerung trotz geringer Leistung des Raketenmotors in eine gestreckte Bahn überzugehen, ist die Rakete dort im mittleren Drittel - zwischen dem Nutzlast-Gefechtskopf und dem Raketentriebwerk - mit einem Hohlraum zur Aufnahme von ausklappbaren Rudern ausgestattet. Das Ausklappen der Ruder (und später ein Zurückklappen in den Aufnahme- raum, um einen steileren Abstieg zu erbringen) sowie das Ausbringen der Nutzlast erfolgen zeitgesteuert ab Start der Rakete und deshalb nicht sehr präzise in Hinblick auf die Zielgegebenheiten, wie unten noch näher dargestellt wird.

Aus der US 4 438 893 ist ein Lenkprojektil bekannt, bei dem der vorderste Teil der Ogive um die Projektil-Längsachse verdrehbar ist und als Halterung für kurze, breite Canard-Ruder dient.

Die EP 0 547 637 A1 beschreibt die präzise Abgabe eines Sturzprojektils von einem Trägersystem in ein Zielgebiet, welches vom Trägersystem mittels eines synthetischen Radars aufgeklärt wird; wobei das Trägersystem und das Sturzprojektil mit Satelliten-Navigationsempfängern ausgestattet sind, um eine Bahnkorrektur des Sturzprojektils in Hinblick auf die Ortskoordinaten des Aufklärungs-Radars zu ermöglichen.

Die Erfindung bezieht sich aber insbesondere auf eine Leistungssteigerung derjenigen Rakete, die in der westlichen Welt als die MLRS-Basisrakete zum ballistischen Verbringen von Submunitions-Gefechtsköpfen über ein vorgegebenes Zielgebiet eingeführt ist. 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 Zeit- zünder einen Gasgenerator zum Ausstoßen des Submunitions-Gefechtskopfes aus der Trägerrakete zündet. Systembedingte Fehler, insoweit sie überhaupt quantitativ erfaßbar sind, können nur vor dem Raketen-Start berücksichtigt werden; wie etwa ein fertigungsbedingter individueller Abgangsfehler der jeweiligen Rakete oder die momentanen Boden-Querwindeinflüsse, welche mittels einer Sonde gemäß DE 41 20 367 A1 ermittelbar sind. Aber auch solche Berücksichtigung aktueller Störgrößeneinflüsse ist fehleranfällig, zumal Störeinflüsse beim Durchfliegen der ballistischen Bahn nach dem Start gar nicht mehr berücksichtigt werden können. Daraus resultiert eine gewisse Ungenauigkeit bei der Abgabe der Nutzlast über dem vorbestimmten Zielgebiet, die unvermeidlich und nur insofern hinnehmbar ist, als es sich bei der eingeführten Nutzlast um Streumunition (Bomblets und Streuminen) handelt. Gerade deshalb ist allerdings der Einsatz dieser eingeführ-

ten 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 Patentanspruchs 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 Raketenauslegung 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-Raketensmotors 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 vorbestimmte Zielgebiet zu fliegen und dort ihre Wirkkörper (Bomblets, Abwurfminen oder endphasenlenkende Submunitionenflugkörper) 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 Fehlereinflüsse 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 Navigationssystemes wie ibs. eines Global Positioning System-(GPS-)Empfängers 20 in die Funktion des Flugbahn-

steuersystemes 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-Basisrakete 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 Flugbahnsteuersystemes 13 einbezogen, vor allem hinsichtlich der Lagerung des Stellsystemes 17 (s. unten). Hinter diesem schließen sich der Flugregler 15 samt Inertialpaket (bestehend aus Nick- und Gierraten-Kreisel, 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-Positionskordinaten 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 Raketensmotors 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 von-

einander ansteuerbare Ruder 25 orthogonal zueinander vorgesehen, und damit vier Servoantriebe 32, die zwischen den Stellgetrieben 29 und einem zusätzlich eingebauten Zwischenspannt 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-Azimuthschwenk aufgrund der wesentlich vergrößerten Reichweite einen Sektor mit längerer Sehne im Frontbereich zu überdecken. Daraus wiederum resultiert, daß der seitliche Abstand zwischen einzelnen Wernern 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 Starteinrichtungen, was die höheren Ausstattungskosten einer solchen präzisen und reichweitengesteigerten Artillerierakete 11 ohne weiteres rechtfertigt.

Patentansprüche

1. Artillerie-Rakete (11) mit einem Motor (12) für ihren Start in eine ballistische Flugbahn (14) über ein vorgegebenes Zielgebiet, über dem eine Nutzlast mittels eines Gasgenerators (21) freizugeben ist, und mit einem Stellsystem (17) für Ruder (25), mittels derer nach Durchfliegen des ballistischen Apogäums eine Streckung der Flugbahn (14') erzielt wird, **dadurch gekennzeichnet**, daß das Stellsystem (17) samt Stellgetriebe (29) für die Ruder (25) zwischen dem vorderen Hauptspannt (23) am Übergang der Gasgenerator-Sektion zur Gefechtskopfhülle der Raketenstruktur und einem zusätzlich eingesetzten Zwischenspannt (33) montiert ist, wo die Ruder (25) als gestreckte Canard-Ruder geringer Spannweite auslegbar sind, wobei unter der Ogiven-Hülle (27) der Rakete (11) vor deren Nutzlast-Gefechtskopf außer dem Gasgenerator (21) und dem Stellsystem (17) auch dessen Energieversorgung (22) und ein Flugregler (15) angeordnet sind, auf welchen ein Roll-Lagesensor (18) und ein Navigations-Empfänger (20) aufgeschaltet sind, welcher den Flugregler (15) mit aktuellen Ortskoordinaten aktualisiert.
2. Rakete nach Anspruch 1 dadurch gekennzeichnet, daß mehrere Canard-Ruder (25) vorgesehen sind.
3. 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.
4. Rakete nach einem der vorangehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß mehrere unabhängig voneinander einstellbare Ruder (25) mit eigenen Stellgetrieben (29) vorge-

sehen sind.

5. 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.

Claims

1. Artillery rocket (11) with a motor (12) for launching it into a ballistic trajectory (14) over a predetermined target area, via which a payload is to be released by means of a gas generator (21), and with a control system (17) for rudders (25), by means of which an extension of the trajectory (14') is achieved after flying through the ballistic apogee, characterised in that the control system (17) including the steering gear (29) for the rudders (25) is installed between the front main frame (23), in the area where the gas generator section merges with the missile warhead capsule of the rocket structure, and an additionally installed intermediate frame (33), where the rudders (25) may be designed as extended canard-type rudders with a small span, wherein in addition to the gas generator (21) and the control system (17), the energy supply (22) thereof and a flight controller (15) are arranged below the ogive capsule (27) of the rocket (11) in front of its payload missile warhead, an attitude sensor (18) and a navigation receiver (20) being switched onto said flight controller (15) to provide it with current location coordinates.
2. Rocket according to Claim 1, characterised in that several canard-type rudders (25) are provided.
3. Rocket according to one of the preceding claims, characterised in that the rudders (25) engage radially relative to their longitudinal axis (28) into the capsule (27) with shaft butt ends (26).
4. Rocket according to one of the preceding claims, characterised in that several rudders (25), which may be adjusted independently of one another, are provided with their own steering gear (29).
5. Rocket according to one of the preceding claims, characterised in that in the launching phase, a transfer of target coordinates to the flight controller (15) and of launching coordinates to the navigation receiver (20) from an initialisation computer (19) is provided in addition to current disturbance variable data.

Revendications

1. Fusée d'artillerie (11) avec un moteur (12) pour son lancement en trajectoire (14) balistique sur une zone-cible donnée, au-dessus de laquelle une charge utile doit être libérée au moyen d'un générateur de gaz (21), et avec un système de réglage (17) pour des gouvernes (25), au moyen desquelles, après traversée en vol de l'apogée balistique, une extension de la trajectoire (14') est obtenue caractérisée en ce que le système de réglage (17) avec mécanisme de réglage (29) pour les gouvernes (25) est monté entre le couple principal avant (23), à la transition de la section du générateur de gaz vers l'enveloppe de la tête militaire de la structure de la fusée, et un couple intermédiaire (33) inséré en supplément, où les gouvernes (25) peuvent être dimensionnées en tant que gouvernes Canard allongées, d'envergure réduite, sous la gaine d'ogive (27) de la fusée (11), devant sa tête militaire de charge utile, étant placés, outre le générateur de gaz (21) et le système de réglage (17), également son alimentation en énergie (22) et un bloc de pilotage (15), sur lequel sont montés un capteur de position de roulis (18) et un récepteur de navigation (20), qui actualise le bloc de pilotage (15) avec des coordonnées de lieu actuelles.
2. Fusée selon la revendication 1, caractérisée en ce que sont prévues plusieurs gouvernes Canard (25).
3. Fusée selon l'une des revendications précédentes, caractérisée en ce que les gouvernes (25) s'engagent avec des bouts d'arbre (26) dans la gaine (27) radialement par rapport à son axe longitudinal (28).
4. Fusée selon l'une des revendications précédentes, caractérisée en ce que sont prévues plusieurs gouvernes (27) réglables indépendamment l'une de l'autre, avec leurs propres mécanismes de réglage (29).
5. Fusée selon l'une des revendications précédentes, caractérisée en ce que dans la phase de lancement il est prévu un transfert de coordonnées de cible au bloc de pilotage (15) et de coordonnées de lancement au récepteur de navigation (20), à partir d'un ordinateur d'initialisation (19), en supplément à des informations de grandeurs de perturbation actuelles.

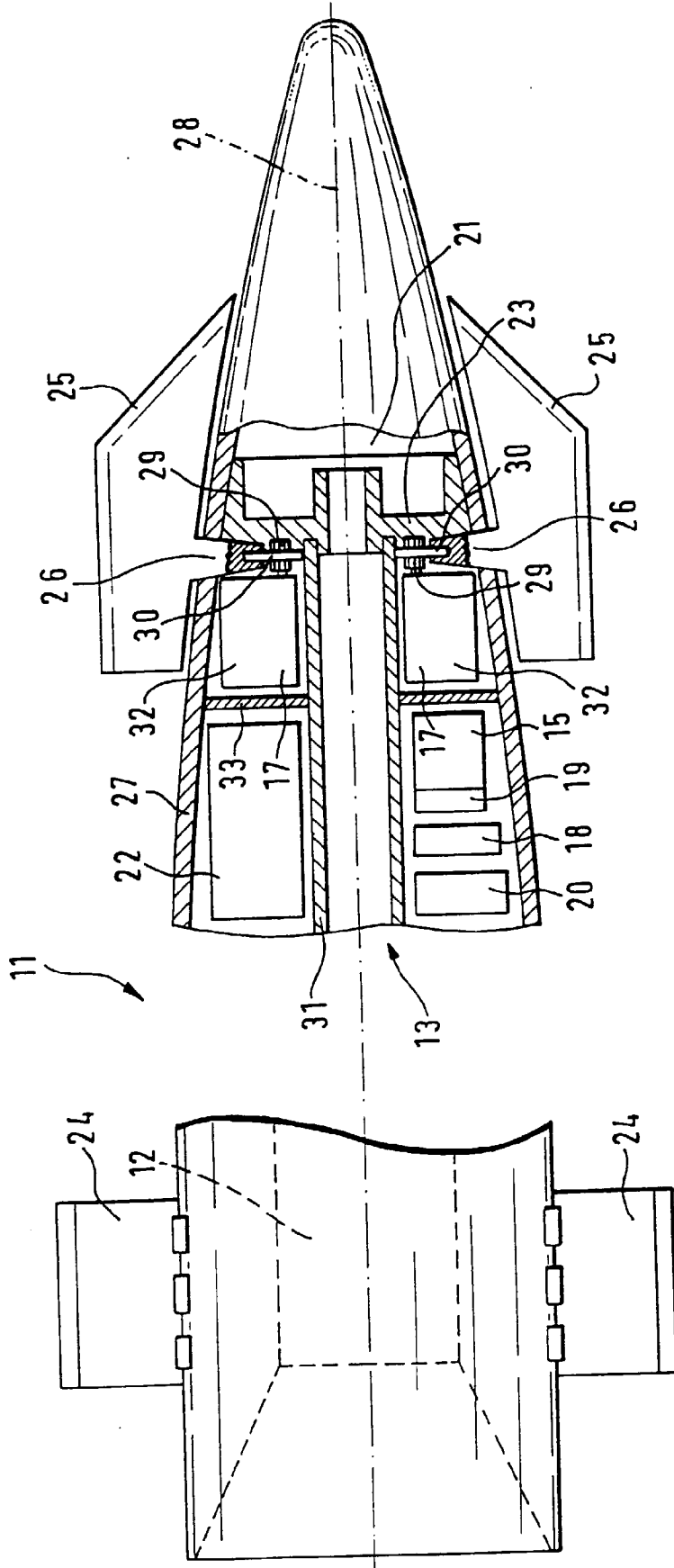


Fig. 1

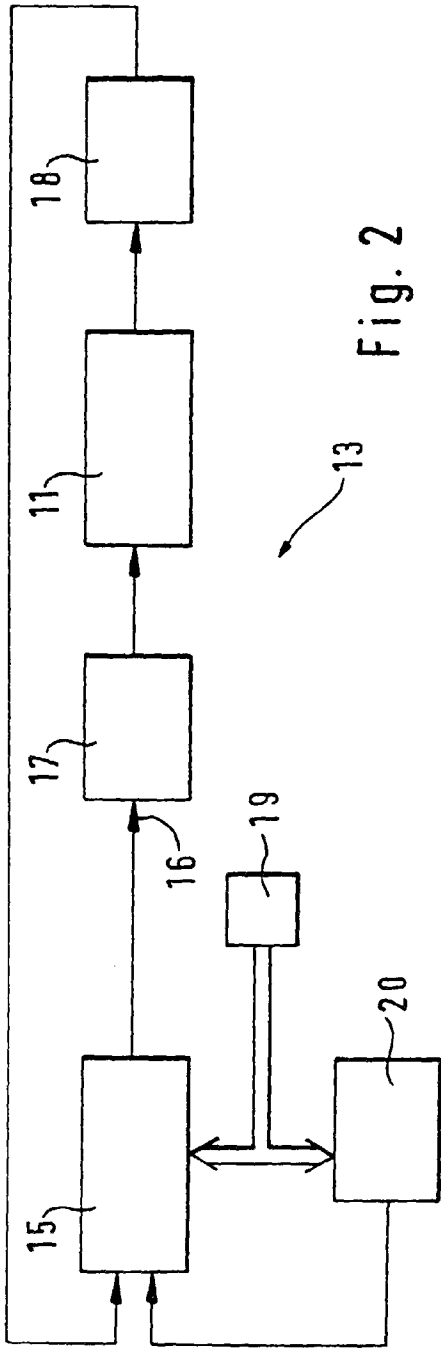


Fig. 2

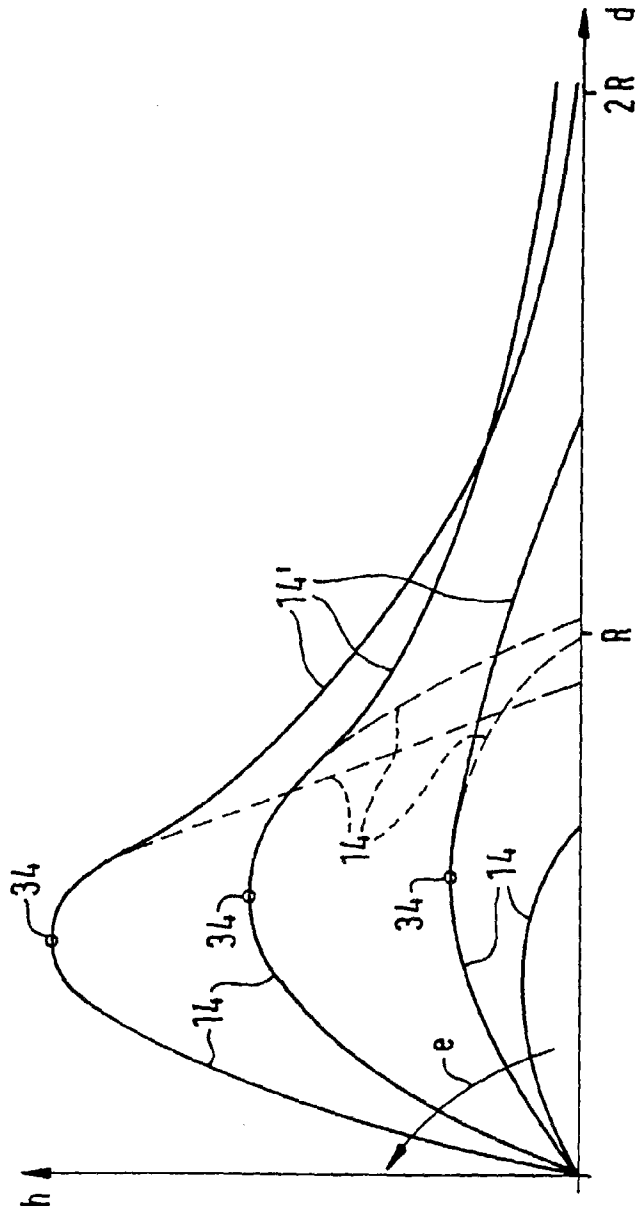


Fig. 3