

(19)



(11)

**EP 2 090 859 B1**

(12)

**EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT**

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des Hinweises auf die Patenterteilung:  
**03.06.2015 Patentblatt 2015/23**

(51) Int Cl.:  
**F41F 3/04** <sup>(2006.01)</sup>      **F41A 1/08** <sup>(2006.01)</sup>  
**F41A 25/06** <sup>(2006.01)</sup>      **F41F 3/042** <sup>(2006.01)</sup>

(21) Anmeldenummer: **09002082.7**

(22) Anmeldetag: **14.02.2009**

**(54) Werfer mit mindestens einem Startrohr für raketengetriebene Flugkörper**

Launcher with at least one start tube for rocket-propelled missiles

Lanceur doté d'au moins un tuyau de démarrage pour corps volants actionnés par fusées

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

(30) Priorität: **18.02.2008 DE 102008009638**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:  
**19.08.2009 Patentblatt 2009/34**

(73) Patentinhaber: **MBDA Deutschland GmbH**  
**86529 Schrobenhausen (DE)**

(72) Erfinder: **Klauffert, Thomas**  
**85356 Freising (DE)**

(74) Vertreter: **Binder, Karin Meta et al**  
**Airbus Defence and Space GmbH**  
**Patentabteilung**  
**81663 München (DE)**

(56) Entgegenhaltungen:  
**DE-C- 695 584      DE-C- 716 385**  
**DE-C1- 1 428 637      GB-A- 2 121 149**  
**US-A- 4 106 389**

**EP 2 090 859 B1**

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents im Europäischen Patentblatt kann jedermann nach Maßgabe der Ausführungsordnung beim Europäischen Patentamt gegen dieses Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist. (Art. 99(1) Europäisches Patentübereinkommen).

## Beschreibung

**[0001]** Die Erfindung betrifft einen Werfer gemäß dem Oberbegriff des Patentanspruches 1.

**[0002]** Es ist bekannt, dass Flugkörper zusätzlich zu ihrem Marschtriebwerk häufig mit einem Starttriebwerk - Booster - ausgestattet sind, das den Flugkörper in der Startphase kurzzeitig stärker beschleunigt und dadurch kurze Startwege und - Zeiten ermöglicht. Derartige Booster können im Flugkörper selbst oder in einem Startrohr integriert sein. Die Anordnung des Boosters im Startrohr bietet den Vorteil, dass die Masse des Boosters vom Flugkörper nicht mitbewegt werden muss und in diesem auch keinen Bauraum beansprucht. Bedingt durch das im Inneren des Startrohres zu fixierende Bauvolumen des Boosters resultiert eine Rückstoßkraft, die das Startrohr entgegen der Startrichtung beschleunigt und vom Werfer aufzunehmen ist. Bei vorgegebener Länge des Startrohres hängen Startbeschleunigungskraft und nutzbarer Startweg des Flugkörpers von dessen Massenverhältnis zu den zurückgestoßenen Komponenten sowie den zusätzlich eingeleiteten Stützkraften bzw. Feder- und Dämpferkräften ab. Ist das Startrohr axial fixiert bzw. in einem Feder-Dämpfersystem gelagert resultiert ein Rückstoß, der über die Befestigung des Werfers auf dessen Träger, also seinem Transportmittel wirkt und gegebenenfalls auch diese Gesamtanordnung ein Stück mitbewegt. Soll die gesamte Werferanordnung zwecks hoher Mobilität möglichst massearm konzipiert sein, kommt zur Vermeidung dieser Einwirkung ohne weitere Modifikationen nur die Variante mit einem zurückgestoßenen frei wegfliegenden Startrohr für die Werferanordnung in Betracht.

**[0003]** Ähnlich sind die Verhältnisse beim Abschuss von Projektilen, dort kann die Gasrückstoßenergie der gezündeten Treibladung zur Betätigung eines Nachlademechanismus genutzt werden. Der zusätzlich entstehende Rohrrückstoß durch Gasexpansion durch die Mündung nach Geschossabgang lässt sich bekanntlich durch sogenannte Mündungsbremsen reduzieren, wobei ein Teil des austretenden Gasvolumenstromes an der Mündung des Rohres zur Schubkompensation umgelenkt wird.

**[0004]** Schließlich sind Waffenrohre bekannt, die auch hinten eine Öffnung mit sich anschließender Lavaldüse besitzen. Ist die Geometrie dieser Düse für eine genau definierte Verbrennungsenergie optimal ausgelegt lässt sich mit diesem als Düsenkanone bekannten Prinzip theoretisch ein rückstoßfreies oder rücklaufreies Geschütz auch für große Kaliber mit vergleichsweise geringer Eigenmasse verwirklichen.

**[0005]** Bei Panzerabwehrwaffen für den infanteristischen Einsatz wird das Prinzip des rückstoßfreien Startrohres angewendet, um deren Verschießbarkeit von der Schulter eines Soldaten oder von einem Zwei- oder Dreibein zu ermöglichen. Der Rückstoß an der Rohrmündung nach Flugkörperabgang entfällt, sofern dieser durch einen den Flugkörper bewegenden Startkolben verschlos-

sen wird.

Beim Start von Flugkörpern mit Anfangsdrall wird auf Grund einer Kulissenführung am Startgestell auf einem Teil des Flugkörperbeschleunigungsweges ein zusätzliches Reaktionsmoment um die Längsachse des Startrohres erzeugt, das sich nur für diesen Teil des Startweges durch einen definierten Gasdrall innerhalb der Lavaldüse am hinteren Ende des Startrohres kompensieren lässt. Hat der Flugkörper diese Kulissenführung verlassen versetzen der Gasdrall und die Reibung des Startkolbens das Startrohr in Rotation. Insbesondere beim Start von einem Dreibein muss das Startrohr deshalb an diesem Zeitpunkt aus seiner Halterung gelöst werden, damit es frei nach hinten wegfliegen kann. Durch diese Kompensation lässt sich ein Verreißen des gestarteten Flugkörpers vermeiden. Der Gesamtrückstoßweg und damit der hintere Sicherheitsbereich am Abschussgestell lässt sich durch entsprechende Bemessung der Lavaldüse auf einsatzrelevante Größen reduzieren.

**[0006]** Der Einsatz solcher Waffensysteme von mobilen Trägern aus, wie Fahrzeugen, Flugzeugen, Helikoptern und ähnlichen Trägern stehen jedoch besondere Schwierigkeiten entgegen, da dort beim Start eines Flugkörpers wegfliegende Werferrohre mit und ohne Drall nicht zulässig sind. Auch sind hinten offene Werferrohre nicht zulässig. Frei zurückfliegende Rohre und das Austreten heißer Gasströmungen stellen nämlich eine große Gefährdung des jeweiligen mobilen Trägers dar, insbesondere wenn deren Werfer unterschiedliche Startwinkel einnehmen können. Auch ist eine außermittige sowie eine Mehrfachanordnung dieser Werfer auf solchen Trägern mit Schwierigkeiten verbunden, da in Folge der auftretenden Rückstoßkräfte unterschiedliche Reaktionsmomente auf Werfer und Träger ausgeübt werden, was insbesondere für verhältnismäßig große Kaliber gilt. Schließlich muss auch hier die Gefahr eines Verreißen des zu startenden Flugkörpers infolge unzureichender Haltemomente des Werfers und/oder zu geringer Masse des Trägers berücksichtigt werden.

**[0007]** Eine gattungsgemäße, sämtliche Merkmale des Oberbegriffs des Patentanspruches 1 aufweisender Werfer ist in der DE 14 28 637 offenbart. Aus der DE 695 584 ist eine Reibungs-Ringfeder-Anordnung bekannt.

**[0008]** Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, einen neuen Werfer zu schaffen, der besser als bisher auf mobilen Trägern innerhalb eines vorgegebenen Bauraumes zum Einsatz gelangen kann.

**[0009]** Diese Aufgabe ist gemäß der Erfindung durch die Merkmale des Patentanspruches 1 gelöst.

**[0010]** Weitere Merkmale der Erfindung ergeben sich aus den Unteransprüchen.

**[0011]** Infolge der erfindungsgemäßen Verbindung der den Rückstoß des Startrohres begrenzenden Lavaldüse mit einem mit dem Startrohr zusammenwirkenden Schockabsorber wird eine Rücklauf- und Rückstoßminimierung des Werfers erreicht, der die mittige und/oder außermittige Anordnung solcher Werfer mit einem oder mehreren Startrohren gefahrlos auf mobilen Trägern op-

timal ermöglicht.

**[0012]** Mittels einer der Lavaldüse des Startrohres nachgeordneten und mit dieser korrespondierenden weiteren Lavaldüsen-Anordnung, die zwei zwischen zwei Schottwänden angeordnete einander zugewandte Strahlableitflächen umfasst, welche im Transportzustand des Werfers als Abdeckplatten dienen, wird eine Optimierung der Expansion des beim Start des Flugkörpers erzeugten Gasvolumens erreicht. Beide vorstehend angeführten Maßnahmen dienen der überraschend einfachen und betriebssicheren Lösung der aufgezeigten beim Start solcher Flugkörper vorhandenen Probleme.

**[0013]** Die Lavaldüsen-Anordnung kann mit dem beweglichen Teil des Schockabsorbers oder aber mit dem gestellfesten Teil des Schockabsorbers fest oder schwenkbar verbunden sein, ohne dass hierdurch die Wirkung der neuen Anordnung aufgehoben wird. Vorteilhaft ist ferner, dass erfindungsgemäß der Rücklaufweg zwischen dem gestellfesten und den beweglichen Teilen des Schockabsorbers mittels der Reibungs-Ringfeder-Anordnung zwecks Abstimmung der Kraft-Wegkennlinie der Düsenteil-Schockabsorber-Kombination einstellbar ist. Auch durch die dabei auftretende Reibungsdämpfung ist ein zeitverzögerter Rückhub des Schockabsorbers erzielbar. Mit Hilfe dieser Reibungs-Ringfeder-Anordnung werden Torsionsmomente zwischen startendem Flugkörper und Werfer ebenfalls auf das Werfergestell übertragen. Mit Hilfe der erfindungsgemäßen Ausbildung der vorstehend beschriebenen Anordnung wird also beim Start des Flugkörpers eine erste freie Beweglichkeit des Startrohres innerhalb der zur Verfügung stehenden Wegstrecke erreicht und anschließend die Bewegung des Startrohres bis zum Stillstands abgebremst.

**[0014]** Die Erfindung ist nachfolgend anhand eines in der Zeichnung mehr oder minder schematisch dargestellten Ausführungsbeispiels beschrieben.

**[0015]** Es zeigen:

Fig. 1 einen Querschnitt durch eine bevorzugte Ausführungsform der Lavaldüsen-Anordnung nach der Erfindung mit geschlossenen, einen Teil der Lavaldüsenkontur bildenden Strahlableitflächen,

Fig. 2 die Lavaldüsen-Anordnung gemäß Figur 1 mit geöffneten, einen Teil der Lavaldüsenkontur bildenden Strahlableitflächen und

Fig. 3 die Lavaldüsen-Anordnung nach Figur 1 in geschwenkter Feuerstellung.

**[0016]** Für den Start eines nicht dargestellten Flugkörpers in Richtung des Pfeiles 10 ist in Figur 1 ein Startrohr 12 vorgesehen, das Teil eines ebenfalls nicht dargestellten Werfers in Form eines Startbehälters ist, der von einem gleichfalls nicht dargestellten mobilen Träger in die jeweils gewünschte Startstellung zu bewegen ist.

**[0017]** Das der Startrichtung 10 abgewandte Ende des

Startrohres 12 trägt eine Lavaldüse 13, die beim Start des Flugkörpers dem Austritt des Gasvolumenstromes dient, welcher von einem als Booster arbeitenden, Gasgenerator 15 erzeugt wird. Der beim Start erzeugte Gasvolumenstrom wirkt auf einen im Startrohr 12 befindlichen nicht dargestellten Startkolben, über den der Flugkörper für dessen Start beschleunigt sowie für einen Teil des Startweges gedrallt wird.

**[0018]** Der Gasgenerator 15 ist von einem der Lastverteilung dienenden, in einer Ausnehmung 14 einer äußeren Führungshülse 19 für eine Reibungs-Ringfeder-Anordnung befindlichen ringförmigen elastischen Aufnahme 16 für den Gasgenerator 15 abgeschlossen, die Teil eines Schockabsorbers 17 ist.

**[0019]** Der Schockabsorber 17 umfasst zwei koaxiale relativ zueinander bewegliche Hülsen, nämlich eine innere Führungshülse 18 und eine äußere Führungshülse 19, zwischen denen eine den Rücklaufweg der einen Führungshülse - hier der äußeren Führungshülse 19 - beeinflussende Reibungs-Ringfeder-Anordnung 20 angeordnet ist. Der inneren Führungshülse 18 ist in Bezug auf Fig. 1 an ihrem rechten Ende eine Kappe 21 zugeordnet, die sich über Leitflächen 26 an dem angedeuteten Gestell G abstützen kann. Die Leitflächen 26 könnten auch an der äußeren Führungshülse 19 befestigt sein, wie in Fig. 1 gestrichelt dargestellt. Die Kappe 21 trägt in einer zentrischen Öffnung 22 die dort bei 23 abgestufte innere Führungshülse 18 lagefest und greift mit seiner äußeren Umfangsfläche 24 in eine Axialführung 25 der äußeren Führungshülse 19 ein, sodass die äußere Führungshülse 19 beim Bewegen des Startrohres 12 entgegen der Startrichtung 10 über die Kappe 21 greifen kann.

**[0020]** Mit der inneren Führungshülse 18 des Schockabsorbers 17 ist mittels der bereits genannten vier senkrecht aufeinanderstehenden Leitflächen 26 eine insgesamt mit 30 bezeichnete, der Lavaldüse 13 nachgeordnete Lavaldüsen-Anordnung verbunden, die ein Basisteil 27 mit daran bei 28 angelenkten zwischen rechtwinklig dazu angeordneten Schottwänden 29 liegenden Strahlableitflächen 31 umfasst. Zwecks Abdichtung der Strahlableitflächen 31 tragen diese seitliche Düsentile 32, die - wie Fig. 1 zeigt - mit den Schottwänden 29 korrespondieren.

**[0021]** Schottwände 29 und Strahlableitflächen 31 umschließen einen rechteckigen Querschnitt. Die Schottwände 29 und Strahlableitflächen 31 können in einem nicht dargestellten Startbehälter eingebracht oder an diesem angebracht werden. Der Startbehälter ist an seiner vorderen Stirnwand im Transportzustand mittels nicht dargestellter Klappen ebenfalls verschließbar.

**[0022]** Die Lavaldüsen-Anordnung 30 korrespondiert mit der Lavaldüse 13 des Startrohres 12 und erweitert diese soweit, dass auf Grund der Bremsungswirkung beider Düsentile ein weitestgehend rückstoßfreier Start des nicht dargestellten Flugkörpers erfolgen kann.

**[0023]** Hierzu überlappen sich die einander zugewandten stirnseitigen Endflächen beider Düsen bei 33 derart, dass die Düse 13 beim Rücklauf des Startrohres

12 in die Düsen-Anordnung 30 eingreifen kann. Die Blocklänge der Reibungs-Ringfeder bestimmt den maximalen Rücklaufweg - Bremsweg  $s$  der Axialführung 25 der äußeren Führungshülse - des Startrohres 12 beim Start des Flugkörpers, welches von der Reibungs-Ringfeder-Anordnung 20 bis zum Stillstand gebremst wird.

[0024] Wie sich aus dem Vorstehenden ergibt wird über den Schockabsorber 17 das Zurücklaufen des, im Werfer gelagerten, axial gefesselten Startrohres 12 durch die Reibungs-Ringfeder-Anordnung 20 begrenzt. Durch entsprechende Bemessung der Reibungs-Ringfeder-Anordnung 20 kann eine vorteilhafte Kraft-Weg-Kennlinie des Schockabsorbers 17 unter Berücksichtigung der Wirkung der Lavaldüse 13 und der Lavaldüsen-Anordnung 30 abgestimmt werden. Hierbei wird auch durch die Reibungsdämpfung ein zeitverzögerter Rückhub erzielt.

[0025] Zwecks Ableitung des Abgasstrahles bei einstellbar ausgebildeten Startwinkel  $\alpha$  des das Startrohr 12 umfassenden Startbehälters können in nicht näher dargestellter Weise die Startablenkflächen 31 der Lavaldüsen-Anordnung 30 ebenfalls synchron zum Startwinkel schwenkbar gelagert verbunden sein; vgl. Fig. 3.

[0026] Die geöffneten Klappen sind also nicht nur "Strahlablenkflächen", sie bilden in Offenstellung d. h. bei Feuerbereitschaft bei jedem Elevationswinkel einen Teil der Lavaldüsenkontur aus und sind Erweiterungsteil entsprechend der Psi-Funktion, d. h. sie bilden einen "schwenkbaren Teil der Lavaldüse", der natürlich auch eine Strahlumlenkung realisiert. Im geschlossenen Zustand dagegen wird durch die selben Klappen ein ballistischer Schutz sowie ein Wetterschutz des Startrohres realisiert.

#### Bezugszeichenliste

##### [0027]

10	Startrichtung
12	Startrohr
13	Lavaldüse
14	Ausnehmung
15	Gasgenerator, Booster, Starttriebwerk
16	Aufnahme für Gasgenerator
17	Schockabsorber
18	innere Führungshülse für Reibungs-Ringfeder-Anordnung
19	äußere Führungshülse für Reibungs-Ringfeder-Anordnung
20	Reibungs-Ringfeder-Anordnung
21	Kappe
22	Öffnung
23	Abstufung der inneren Führungshülse
24	Umfangsfläche der Kappe, welche der Axialführung zugeordnet ist
25	Axialführung der äußeren Führungshülse, welche der Umfangsfläche zugeordnet ist
26	Leitflächen

27	Basisteil
28	Gelenke
29	Schottwände
30	Lavaldüsen-Anordnung
5 31	Strahlablenkflächen
32	seitlicher Teil der Düse - Anordnung -
$s$	Bremsweg, zulässiger Eintauchweg
G	Gestell
$\alpha$	Elevationswinkel

#### Patentansprüche

1. Werfer mit mindestens einem Startrohr (12) für raketengetriebene Flugkörper, die ihre Startbeschleunigung und einen Anfangsdrall mittels eines im Startrohr (12) befindlichen und damit verbundenen Gasgenerators (15) erhalten, mit einer am abgewandtem Ende des Startrohres (12) dem Austritt des Gasvolumenstromes des Gasgenerators dienenden Lavaldüse (13) und mit einem dem Startrohr (12) zugeordneten und damit verbundenen, der Rückstoßkompensation des Startrohres (12) dienenden gestellfesten Schockabsorber (17), **dadurch gekennzeichnet, dass** der Schockabsorber (17) aus einer gestellfesten Führungshülse (18) und einer koaxial dazu angeordneten und relativ dazu verschieblich gelagerten Führungshülse (19) besteht, zwischen denen zwecks Abstimmung der Kraft-Weg-Kennlinie des Schockabsorbers (17) und der Zeitverzögerung seines Rückhubes sich eine den Rücklaufweg und -zeit des Schockabsorbers (17) beim Startvorgang des Flugkörpers beeinflussende Reibungs-Ringfeder-Anordnung (20) befindet, wobei eine Relativbewegung zwischen beiden Führungshülsen (18, 19) ermöglichende Führungsfläche in Form einer ringschlitzförmigen Ausnehmung (25) in der einen verschieblich gelagerte Hülse (19) vorgesehen ist, die mit einer, einer Kappe (21) zugeordneten Führungsfläche (24) korrespondiert, und die gestellfeste Hülse (18) mittels einer Abstufung (23) in der Kappe (21) gestellfest gehalten ist, wobei der Lavaldüse (13) am Ende des Startrohres (12) eine der einstellbaren Ablenkung des die Lavaldüse (13) verlassenden Gasstromes dienende, mit der Lavaldüse (13) korrespondierende weitere Lavaldüsen-Anordnung (30) nachgeordnet ist, die ein Basisteil (27), zwei Schottwände (29) und zwei zwischen diesen Schottwänden gelenkig gelagerte Strahlablenkflächen (27) umfasst, welche gleichzeitig den Abschluss der Strahlaustrittsöffnung des Startrohres (12) im Transportzustand des Werfers bilden.
2. Werfer nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Reibungs-Ringfeder-Anordnung (20) hülsenförmig ausgebildet und axial gestellfest (G) gehalten ist.

3. Werfer nach den Ansprüchen 1 und 2, **dadurch gekennzeichnet, dass** die zwischen startendem Flugkörper und Startrohr (12) auftretende Torsionsmomente ebenfalls über die Reibungs-Ringfeder-Anordnung (20) in das Gestell (G) des Werfers übertragbar sind. 5
4. Werfer nach den Ansprüchen 1 bis 3, **dadurch gekennzeichnet, dass** die gestellfeste Halterung der Hülse (18) über Leitflächen (26) erfolgt, die über ein düsenkonturförmiges Teil (27) einer nachgeordneten Lavaldüsen-Anordnung (30) am Gestell (G) des Werfers abgestützt sind. 10
5. Werfer nach Anspruch 4, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Lavaldüsen-Anordnung (30) über die Leitflächen (26) mit der gestellfesten Hülse (18) des Schockabsorbers (17) fest verbunden ist. 15
6. Werfer nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** der dem Startrohr (12) zugewandten Stirnseite des Schockabsorbers (17) ein der Lastverteilung dienendes Zwischenstück (16) zugeordnet ist, das über eine Ausnehmung (14) in der Führungshülse (19) gehalten ist. 20
7. Werfer nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** bei einstellbaren Startwinkeln  $\alpha$  des Startrohres (12) zwecks Umlenkung des Abgasstrahles die Lavaldüsen-Anordnung (30) oder Teile davon synchron zum Startwinkel des Startrohres (12) schwenkbar gelagert sind. 30

#### Claims

1. Launcher with at least one launch tube (12) for rocket-propelled missiles, which are given their launching acceleration and an initial spin by means of a gas generator (15), which is located in the launch tube (12) and is connected thereto, with a de Laval nozzle (13), serving for the exiting of the volumetric flow of gas from the gas generator at the remote end of the launch tube (12), and with a shock absorber (17), which is fixed to the frame, is assigned to the launch tube (12) and connected thereto and serves for compensating for the recoil of the launch tube (12), **characterized in that** the shock absorber (17) consists of a guide sleeve (18), which is fixed to the frame, and a guide sleeve (19), which is arranged coaxially with respect to the first guide sleeve and mounted displaceably in relation thereto, between which sleeves there is for adjustment of the force-distance characteristics of the shock absorber (17) and the time delay of the return stroke thereof, a frictional annular-spring arrangement (20), which influences the return travel and return time of the shock absorber (17) during the launching process of the missile, 50

wherein a guiding surface allowing a relative movement between the two guide sleeves (18, 19) and taking the form of an annular slit-shaped clearance (25) is provided in the one displaceably mounted sleeve (19) and corresponds to a guiding surface (24) assigned to a cap (21), and the sleeve (28) that is fixed to the frame is kept fixed to the frame by means of a graduation (23) in the cap (21), wherein downstream of the de Laval nozzle (13) there is arranged at the end of the launch tube (12) a further de Laval nozzle arrangement (30), which serves for the adjustable deflection of the gas flow leaving the de Laval nozzle (13), corresponds to the de Laval nozzle (13) and comprises a base part (27), two bulkheads (29) and two jet-deflecting surfaces (27) that are mounted in an articulated manner between these bulkheads and at the same time form the termination of the jet exit opening of the launch tube (12) in the transporting state of the launcher.

2. Launcher according to Claim 1, **characterized in that** the frictional annular-spring arrangement (20) is formed as a sleeve and is kept axially fixed to the frame (G). 25
3. Launcher according to Claims 1 and 2, **characterized in that** the torsional moments occurring between the launching missile and the launch tube (12) can likewise be transmitted by way of the frictional annular-spring arrangement (20) into the frame (G) of the launcher. 30
4. Launcher according to Claims 1 to 3, **characterized in that** the frame-fixed securement of the sleeve (18) takes place by way of directing surfaces (26), which are supported on the frame (G) of the launcher by way of a nozzle-contour-shaped part (27) of a downstream de Laval nozzle arrangement (30). 35
5. Launcher according to Claim 4, **characterized in that** the de Laval nozzle arrangement (30) is fixedly connected to the frame-fixed sleeve (18) of the shock absorber (17) by way of the directing surfaces (26). 40
6. Launcher according to Claim 1, **characterized in that** the end face of the shock absorber (17) facing the launch tube (12) is assigned an intermediate piece (16), which serves for load distribution and is held in the guide sleeve (19) by way of a clearance (14). 45
7. Launcher according to Claim 1, **characterized in that**, with adjustable launching angles  $\alpha$  of the launch tube (12), for the purpose of deflecting the exhaust gas jet, the de Laval nozzle arrangement (30) or parts thereof is/are pivotably mounted synchronously with respect to the launching angle of the launch tube (12). 55

## Revendications

1. Lanceur doté d'au moins un tuyau de démarrage (12) pour corps volants actionnés par fusée, qui reçoivent leur accélération de départ et un moment cinétique de départ au moyen d'un générateur de gaz (15) se trouvant dans le tuyau de démarrage (12) et relié à celui-ci, comprenant une tuyère de Laval (13) servant, sur l'extrémité opposée du tuyau de démarrage (12), à la sortie du débit volumique de gaz du générateur de gaz, et un absorbeur de chocs (17) fixe sur le châssis, associé au tuyau de démarrage (12) et relié à celui-ci, servant à la compensation de recul du tuyau de démarrage (12), **caractérisé en ce que** l'absorbeur de chocs (17) est composé d'un manchon-guide (18) fixe sur le châssis et d'un manchon-guide (19) disposé coaxialement à celui-ci et monté mobile par rapport à celui-ci, entre lesquels, pour déterminer la courbe caractéristique force-course de l'absorbeur de chocs (17) et la temporisation de sa course de retour, figure un agencement de ressort-bague à friction (20) influençant la course et le temps de retour de l'absorbeur de chocs (17) lors de la procédure de démarrage du corps volant, une surface-guide ayant la forme d'un évidement (25) en forme de fente annulaire, permettant un mouvement relatif entre les deux manchons-guides (18, 19), étant prévue dans le manchon (19) mobile, laquelle correspond à une surface-guide (24) associée à un bouchon (21), et le manchon (18) fixe sur le châssis étant maintenu fixe sur le châssis au moyen d'étages (23) dans le bouchon (21), un agencement de tuyère de Laval (30) supplémentaire, correspondant à la tuyère de Laval (13), servant à la déflexion réglable du flux de gaz sortant de la tuyère de Laval (13), étant monté en aval de la tuyère de Laval (13) à l'extrémité du tuyau de démarrage (12), lequel comprend une partie de base (27), deux cloisons (29) et deux surfaces déflectrices de jet (27) disposées en articulation entre ces cloisons, lesquelles forment au même temps la fin de l'ouverture de sortie de jet du tuyau de démarrage (12) dans l'état de transport du lanceur.
 

5  
10  
15  
20  
25  
30  
35  
40
2. Lanceur selon la revendication 1, **caractérisé en ce que** l'agencement de ressort-bague à friction (20) est en forme de manchon et est maintenu axialement fixe sur le châssis (G).
 

45
3. Lanceur selon les revendications 1 et 2, **caractérisé en ce que** les couples de torsion se produisant entre le corps volant au démarrage et le tuyau de démarrage (12) peuvent être également transmis dans le châssis (G) du lanceur via l'agencement de ressort-bague à friction (20).
 

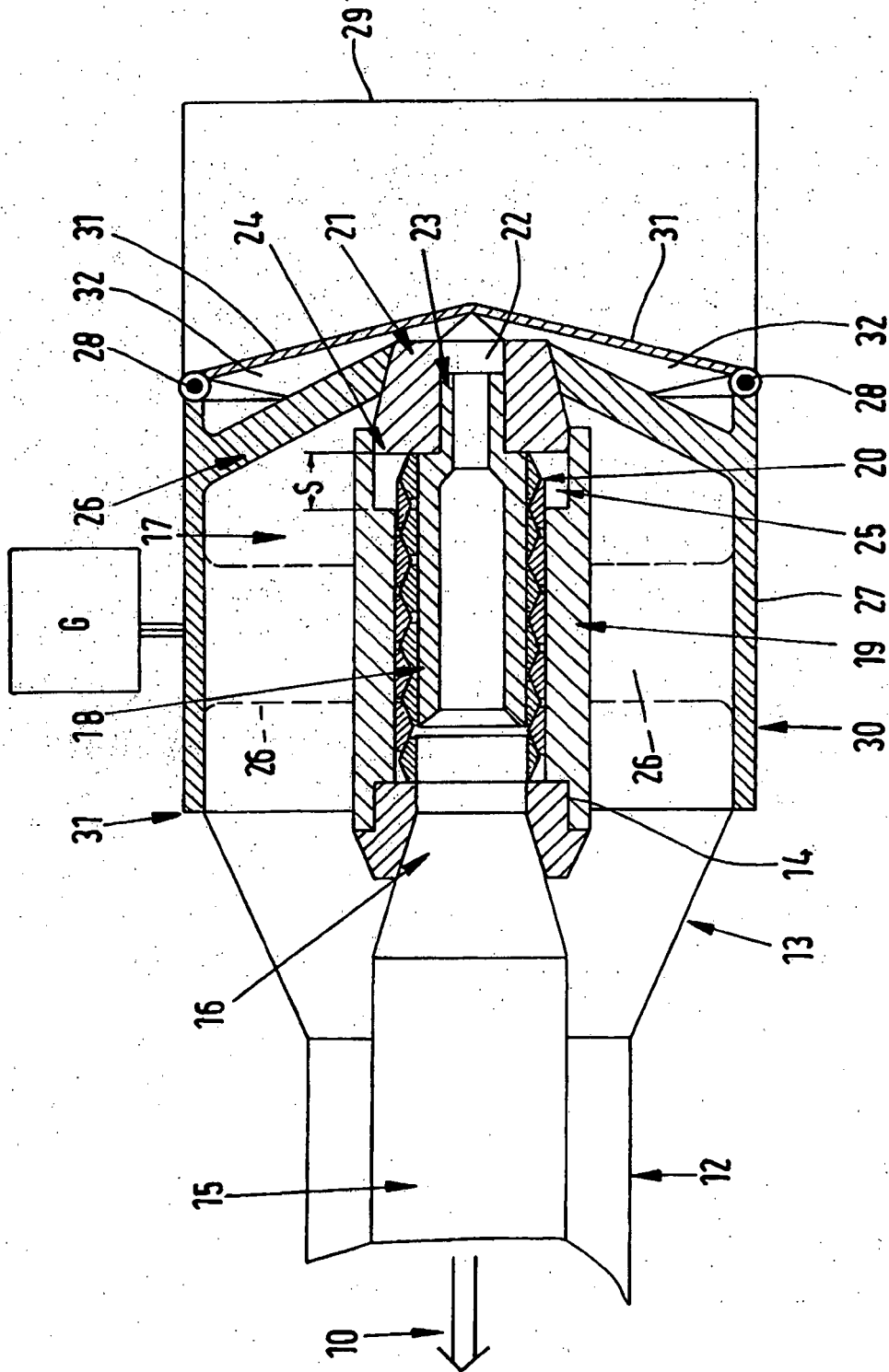
50  
55
4. Lanceur selon les revendications 1 à 3, **caractérisé en ce que** le maintien fixe sur le châssis du manchon (18) est effectué par des surfaces directrices (26) qui sont appuyées sur le châssis (G) du lanceur via une partie (27) en forme de contour de tuyère d'un agencement de tuyère de Laval (30) monté en aval.
 

5
5. Lanceur selon la revendication 4, **caractérisé en ce que** l'agencement de tuyère de Laval (30) est relié fixement au manchon (18) fixe sur le châssis de l'absorbeur de chocs (17) par les surfaces directrices (26).
 

10
6. Lanceur selon la revendication 1, **caractérisé en ce que** une pièce intermédiaire (16) servant à répartir la charge est associée à la face avant de l'absorbeur de chocs (17) tournée vers le tuyau de démarrage (12), laquelle est maintenue dans le manchon-guide (19) par un évidement (14).
 

15
7. Lanceur selon la revendication 1, **caractérisé en ce que** avec un angle de démarrage  $\alpha$  réglable du tuyau de démarrage (12) pour dévier le jet de gaz d'échappement, l'agencement de tuyère de Laval (30) ou des parties de celui-ci est/sont monté(e)s de manière à pouvoir pivoter de façon synchrone par rapport à l'angle de démarrage du tuyau de démarrage (12).
 

20  
25  
30



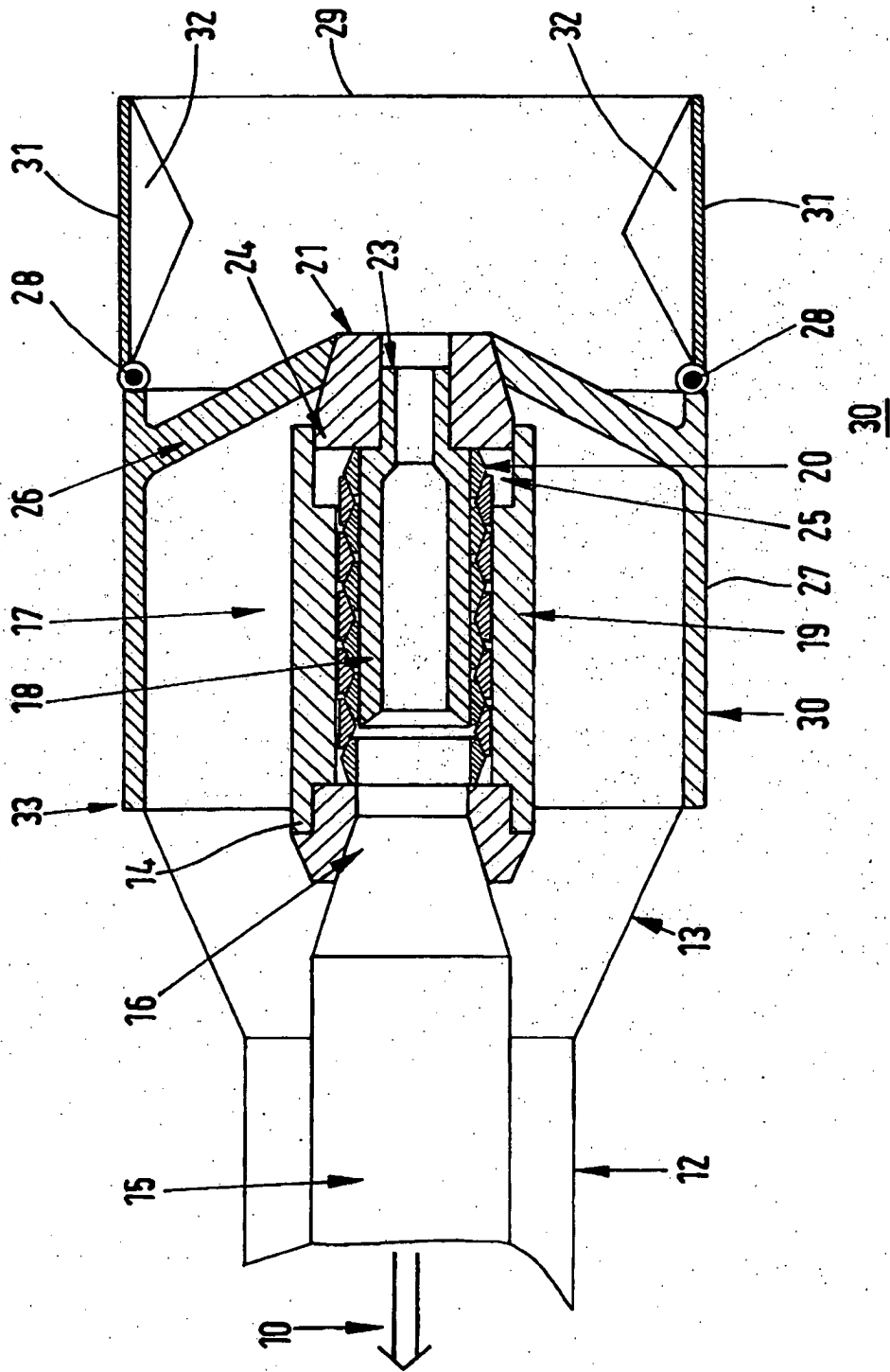
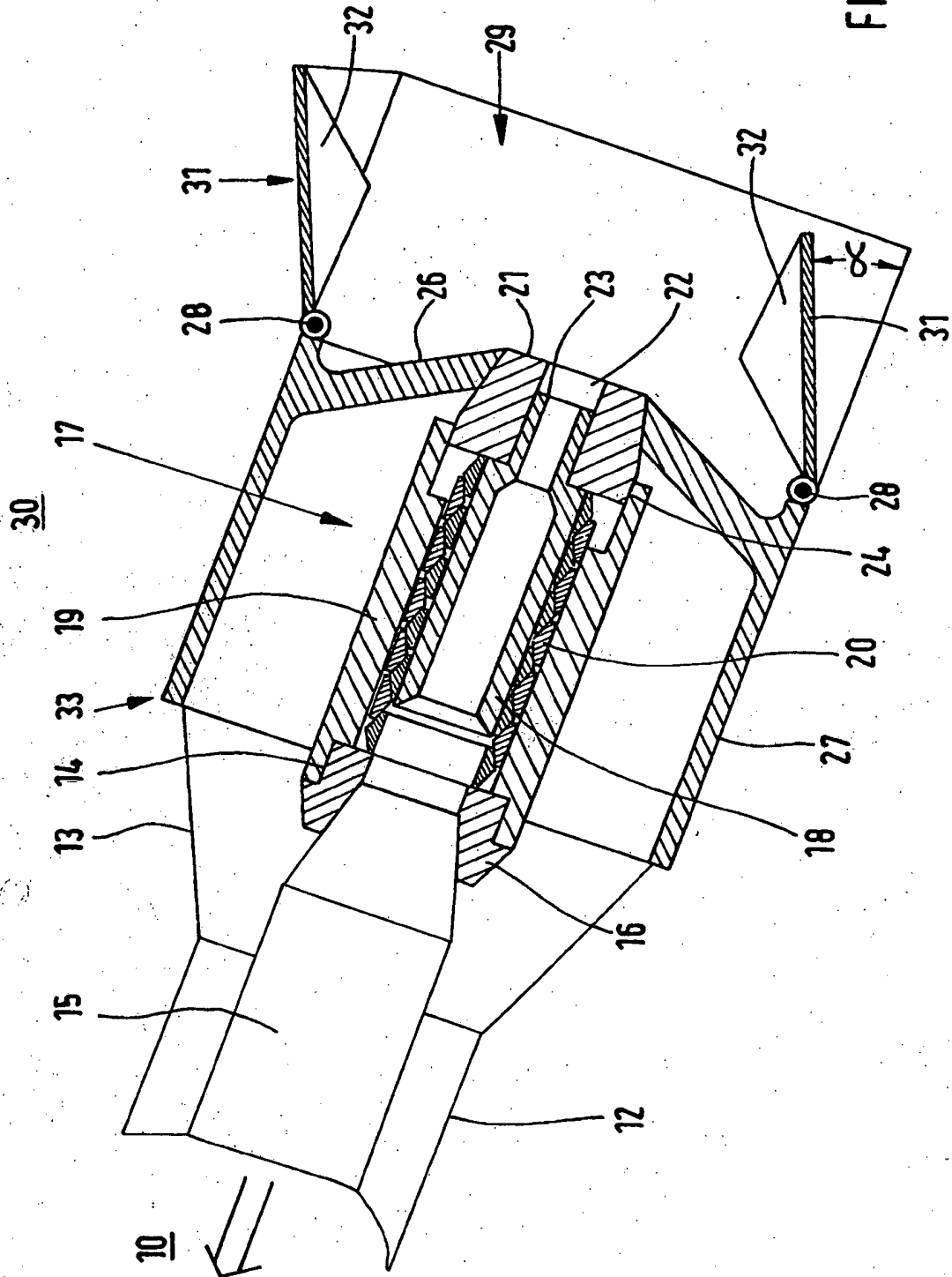


FIG. 2



**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 1428637 [0007]
- DE 695584 [0007]