



(19)

Europäisches Patentamt

European Patent Office

Office européen des brevets



(11)

EP 0 860 682 A1

(12)

## EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG

(43) Veröffentlichungstag:  
26.08.1998 Patentblatt 1998/35(51) Int. Cl.<sup>6</sup>: F42B 12/38

(21) Anmeldenummer: 97204141.2

(22) Anmeldetag: 30.12.1997

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

(30) Priorität: 25.02.1997 US 38309 P

(71) Anmelder:  
Schweizerische Eidgenossenschaft vertreten  
durch die SM Schweizerische  
Munitionsunternehmung der Gruppe für  
Rüstungsdienste  
CH-3602 Thun (CH)

(72) Erfinder:  
• Bissig, Josef  
6460 Altdorf (CH)  
• Oechslin, Rolf  
3700 Spiez (CH)  
• Rauber, Walter  
3645 Gwatt (CH)

(74) Vertreter:  
Frauenknecht, Alois J. et al  
c/o PPS Polyvalent Patent Service AG,  
Waldrütistrasse 21  
8954 Geroldswil (CH)

**(54) Vorrichtung für die optische Markierung der Flugbahn von durch Triebwerke beschleunigten Flugkörpern**

(57) Zur visuellen Markierung von Flugkörpern, insbesondere von Raketen wird eine Rauch- und/oder Dampfleinheit (6) eingesetzt, welche an einen an sich bekanntes Triebwerk (11) angeschlossen ist. Beim Abschuss der Rakete (R) entstehen in der Düsenbohrung (7') heisse Gase, die eine hitzeempfindliche Folie (8) verbrennen und dadurch die Einheit (6) aktivieren.

Der resultierende Rauch erlaubt dem am Abschuss beteiligten Personal den Weg der Rakete (R) zu verfolgen und damit die Abschussoperationen einzüben. In gleicher Weise kann der Erfindungsgegenstand auch Piloten dienen, um Ausweichmanöver zu üben.

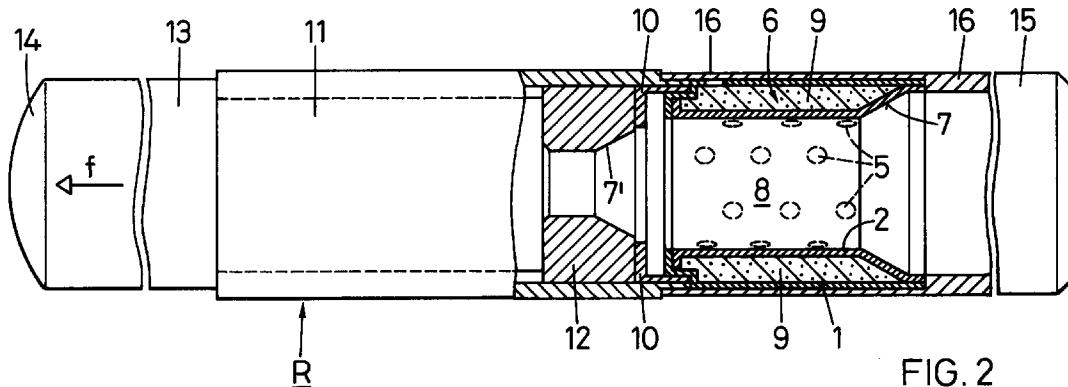


FIG. 2

## Beschreibung

Die Erfindung bezieht sich auf eine Vorrichtung zur Erzeugung einer optischen Markierung der Flugbahn eines durch ein Triebwerk beschleunigten Flugkörpers, insbesondere einer Rakete, welche Vorrichtung dem Triebwerk zugeordnet ist, und die dem austretenden Gasstrahl und/oder der abströmenden Luft sichtbare Rauch- und/oder Dampfpartikel beimengt.

Es ist bekannt die Flugbahn von Raketen oder Flugzeugen mit optischen Zielfolgegeräten zu vermessen und aufzuzeichnen.

Im Zusammenhang mit der Ausbildung von Personal zur Bedienung von Boden/Luft-Raketen, Boden/Boden-Raketen und Luft/Boden-Raketen ist es jedoch hilfreich, wenn die Flugbahn der Rakete, zumindest in ihrem Startbereich, optisch sichtbar ist.

Ebenfalls können von Piloten Ausweichmanöver geübt werden, wenn Sie den Start von Übungsraketen frühzeitig und sicher erkennen können.

Es ist daher Aufgabe der vorliegenden Erfindung eine Vorrichtung zu schaffen, welche als Einheit einem Triebwerk zugeordnet werden kann und die die Schubleistung des Motors nicht oder nur unmerklich beeinträchtigt und keinen Einfluss auf das Steuerungsverhalten des Flugkörpers hat.

Zudem darf die Systemsicherheit des gesamten Flugkörpers durch diese zusätzliche Einheit, auch bei extremen Betriebsbedingungen, nicht gefährdet werden.

Diese Aufgabe wird dadurch gelöst, dass an die Düse eines Triebwerks eine Rauch- und/oder Dampfeinheit angeschlossen wird, welche durch den Gasstrahl des Triebwerks aktiviert, bzw. gezündet wird.

In nachfolgend abhängigen Ansprüchen sind vorteilhafte Weiterbildungen des Erfindungsgegenstands beschrieben.

Bewährt hat sich eine hitzeempfindliche Folie nach Anspruch 2, die durch die heißen Abgase des Triebwerks geschmolzen und/oder gezündet wird und das Eindringen der Gase in die Raucheinheit ermöglicht.

Vorteilhaft ist eine Diffusor-Fläche nach Anspruch 3, da sie strömungsgünstig ist und auch eine koaxiale Rauchverteilung begünstigt.

Durch den Einbezug von Bohrungen in die Diffusor-Fläche, Anspruch 4, können Überdrücke in der Raucheinheit abgebaut werden und Funktionsstörungen, insbesondere bei höheren Temperaturen verhindert werden.

Günstig sind Verschlusszapfen nach Anspruch 5, welche in einfacher Weise Überdrücke abbauen können, in dem sie aus den Bohrungen geschoben werden.

Das in Anspruch 6 erwähnte Band erleichtert die Montage der Zapfen und ist zudem strömungsgünstig.

Ebenfalls strömungsgünstig ist eine bombierte Ausgestaltung des Einlasses, vgl. Anspruch 7. Sie leitet zudem die heißen Gase des Triebwerks in Richtung hitzeempfindliche Folie und beschleunigt deren Entzün-

den.

Günstig ist ein Rauchsatz gemäß Anspruch 8.

Die pyrotechnische Mischung gemäß Anspruch 9 hat sich als optimal erwiesen.

Alternativ lässt sich die Konstruktion einer Raucheinheit auch auf eine Dampfeinheit übertragen, wobei die Druckerzeugung in den wasserführenden Leitungen leicht durch den Staudruck der Rakete erzeugbar ist und die Initiierung der Dampfbildung durch das Abschmelzen und/oder -brennen der Verschlussstücke oder Sicherungen, Anspruch 10, erfolgt.

Anhand von praktischen Ausführungsbeispielen wird nachfolgend der Erfindungsgegenstand näher dargestellt.

Es zeigen:

Fig. 1 eine funktionsfähige Raucheinheit in Schnittdarstellung, ohne Füllung und innere Abdekkung,

Fig. 2 die Raucheinheit Fig. 1 eingebaut in eine Übungsrakete in betriebsbereitem Zustand,

Fig. 3 ein einstückiges Siebrohr einer weiterentwickelten Raucheinheit, einer Variante zu Fig. 1, mit axialen Bohrungen in deren Diffusor-Fläche,

Fig. 4 ein Band mit Verschlusspropfen zum verschliessen von Bohrungen in der Diffusor-Fläche des Sieb-Rohrs Fig. 3 und

Fig. 5 eine Schnittdarstellung einer Raucheinheit mit den Bestandteilen nach Fig. 3 und Fig. 4.

In sämtlichen Figuren sind gleiche Funktionsteile mit gleichen Bezugsziffern versehen.

Gemäß Fig. 1 ist mit 1 der Außenring eines Hohlzylinders bezeichnet, in dessen Innern befindet sich ein Sieb-Rohr 2, welches eine Vielzahl zylindrischer Bohrungen 5 aufweist. Der Außenring 1 und das Sieb-Rohr 2 sind in bekannter Weise durch Nieten 3 miteinander fest verbunden.

Im Außenring 1 befindet sich eine Einfüllöffnung 4, welche dem Einfüllen eines Rauchsatzes in den zwischen den Teilen 1 und 2 gebildeten Hohlraum, die Brennkammer 6, dient.

Die Brennkammer 6, in welcher eine Rauchbildung erfolgt, besitzt heckseitig eine kegelförmige Diffusor-Fläche 7.

Gemäß Fig. 2 ist die Raucheinheit nach Fig. 1 in das Gehäuse 16 einer Übungsrakete R eingeschoben. Der Außenring 1, im Innern des Gehäuses 16, ist über einen Adapter-Flansch 10 mit einer notorisch bekannten Schubdüse 12 eines Triebwerks 11 mechanisch verbunden. Beim Triebwerk 11 handelt es sich um einen Feststoff-Booster.

In Abschussrichtung f ist ein langer Frontkörper

13 (Eject Bar) mit einer Spitze 14 vorgesehen, welcher in Bezug auf seine Masse und Trägheitsmomente die Eigenschaften einer realen Lenkwaffe aufweist.

Heckseitig ist das Endteil 15 analog einer üblichen Lenkwaffe ausgebildet.

In der Brennkammer 6, gebildet aus dem Aussenring 1 und dem Sieb-Rohr 2, befindet sich ein an sich bekannter Rauchsatz 9.

Die Diffusor-Fläche 7 weist einen grösseren Öffnungswinkel auf als der kegelförmige Teil der Düsenbohrung 7' in einer Schubdüse 12.

Im Innern der Raucheinheit sind die Bohrungen 5 durch eine leicht entflammbar Folie 8 abgedeckt.

Die Funktionsweise der Vorrichtung ist von grösster Einfachheit und somit von höchster Betriebssicherheit: Wird der Raketenmotor 11 in üblicher Weise gezündet, entstehen Heiss-Gase, welche über die Düsenbohrung 7' auf die Folie 8 treffen und diese anzünden. Gleichzeitig wird der in der Brennkammer 6 befindliche Rauchsatz 9 gezündet; die Rauchgase werden mit der abströmenden Luft abtransportiert und sind, im vorliegenden Fall über die gesamte Fugbahn der Übungsrakete R vorhanden und bilden einen entsprechenden Schweif, der die Flugbahn der Rakete R anzeigen.

Im vorgängig beschriebenen und erprobten Ausführungsbeispiel handelt es sich um eine Boden/Luft-Rakete des Typs Stinger (siehe Prospekt 01-710A, undatiert, der BC BRUNSWICK CORPORATION, Defense Division, 3333 Harbor Blvd., Costa Mesa, CA 92626 USA: STINGER Weapon System Training STLS, bzw. STINGER Launch Simulator STLS). Diese Rakete besitzt ein Starttriebwerk, welche die Rakete auf eine zum Abschluss nötige minimale Geschwindigkeit von 30 m/s beschleunigt. Nach dem Verlassen des Abschussrohrs ist die Schubphase des Starttriebwerks beendet, es werden demzufolge auch keine Rauchgase produziert. Diese Übungsrakete R besitzt kein Marschtriebwerk.

Der verwendete Rauchsatz 9 basiert auf einer pyrotechnischen Mischung aus 22% Zinkoxid, 18% Polyvinylchlorid, einer Reaktionsmischung aus 22% Zinkdiaminchlorid, 36% Ammoniumperchlorat und 2% Kollodiumwolle E220. Der pulvelförmige Rauchsatz wird in üblicher Weise mittels Vibrator beim Einfüllen in die Brennkammer 6 verdichtet.

Bewährt haben sich im Sieb-Rohr 2 auf der ganzen Zylinderfläche verteilte vierundzwanzig Bohrungen von je 5,8 mm Durchmesser.

Der Aussenring 1 und das Siebrohr 2 sind aus handelsüblichem Chrom/Nickel-Stahl hergestellt. Die Nieten 3, Fig.1, sind aus einer Aluminiumlegierung und eine hier nicht näher dargestellte Abdeckung der Einfüllöffnung 4 aus einer handelsüblichen Aluminiumfolie mit leitender Oberfläche (Scotch-Tape #1170, according to MIL-A-46050; Handelsmarke der Firma 3M Minnesota, USA). Die hitzeempfindliche Folie 8 ist ein ebenfalls handelsübliches Aluminiumband (COROPLAST #919, alubedampft; Firma Permapack AG, CH-

9401 Rorschach).

Bei der praktischen Erprobung der vorgängig beschriebenen ersten Variante einer Raucheinheit hat es sich gezeigt, dass bei Umgebungstemperaturen von über 50° C der Schubstrahl des Raketenmotors 11 den Aussenring 1 aufbläht und dadurch die Rakete R im Abschlussrohr behindert oder dass diese sogar darin stecken bleibt.

In einem bevorzugten Ausführungsbeispiel wurde daher der Erfindungsgegenstand weiterentwickelt, indem eine Ausgestaltung des Sieb-Rohrs 2 gemäss Fig. 3 vorgesehen wurde.

Dieses Sieb-Rohr 2 ist einstückig ausgestaltet und besitzt in seinem zylindrischen Rohrteil Bohrungen 5, welche identisch sind mit denjenigen gemäss Fig. 1. Zusätzlich weist das Sieb-Rohr 2 nach Fig. 3 je seitlich ein Aussengewinde 17 und in seiner Diffusor-Fläche 7 ebenfalls Bohrungen 18, die hier aber axial verlaufen.

Diese axialen Bohrungen 18 sind mittels eines ringförmigen Bands 19 mit Verschlusszapfen 20, Fig. 4 verschlossen.

In der Zusammenstellungszeichnung Fig. 5 ist das bevorzugte Ausführungsbeispiel als Ganzes dargestellt.

Nach der Auskleidung der zylindrischen Mantels des Sieb-Rohrs 2 mittels der hitzeempfindlichen Folie 8 wird der Adapterflansch 10 mit seiner Stirnfläche 10' durch vier Befestigungsschrauben 3' an der Schubdüse 12 des Raketenmotors 11, vgl. Fig. 2 verschraubt. Diese Schrauben 3' finden in einer ringförmigen Ausnehmung 22 platz. Der Aussenring 1 ist von der linken Seite her über das Sieb-Rohr 2 geschoben und an dessen Aussengewinde 17, heckseitig verschraubt. Dabei liegt die Flanschpartie 1' des Aussenrings 1 dicht an der Flanschpartie 2' des Sieb-Rohrs 2 an.

Im Unterschied zu Fig. 1 bzw. Fig. 2 ist hier das Sieb-Rohr 2 strömungsgünstiger ausgestaltet, in dem es einen bombierten Einlass 21 aufweist, welcher die Treibgase des Raketenmotors verstärkt durch die Bohrungen 5 Richtung Folie 8 lenkt und deren Anzünden beschleunigt.

So dann werden die Verschlusszapfen 20 zusammen mit dem ringförmigen Band 19 von aussen in die Bohrungen 18 - in der Diffusor-Fläche 7 hineingedrückt. Das Band 19 wird mit einem handelsüblichen Silikonkleber mit dem Flansch 7 verklebt. Daraufhin wird der Rauchsatz 9, in Form von kleinen "Pellets" in den resultierenden Zwischenraum, die Brennkammer 6 eingefüllt, verdichtet und anschliessend die Einfüllöffnung 4 mit einem handelsüblichen Klebstreifen 4' verschlossen.

Die genauere Ausgestaltung des ringförmigen Bands 19 mit seinen am Band angegossenen Verschlusszapfen 20 ist der Fig. 4 zu entnehmen. Als Material hat sich hierfür Polyurethan bewährt, das sich in einem Druckgiessverfahren ("Spritzen") leicht einstückig fabrizieren lässt.

Im Gegensatz zur ersten Variante sind der Aussenring 1 und das Siebrohr 2 hier aus einer hochfesten Alu-

miniumlegierung (Handelsmarke Perunal 215 der Firma Alusuisse AG, Schweiz; Werkstoff nach DIN 3.4365; Bezeichnung USA: 7075 - T6). Diese Aluminiumlegierung ergibt gegenüber der vorgängig beschriebenen Variante eine Gewichtersparnis und lässt sich wirtschaftlicher herstellen.

In einer weiteren, gegenüber Fig. 2 geänderten Ausführungsform wird auf die dort dargestellte Formschlüssigkeit der Rauchseinheit verzichtet, so dass diese nachträglich - optional - in die Übungsrakete R eingeschoben und verschraubt werden kann.

Das Verfolgen des Raketenabschlusses erleichtert dem Bodenpersonal das notwendige Einüben der Abschlussmanipulationen. In gleicher Weise können Piloten Ausweichmanöver trainieren, wenn sie die Flugbahn der Rakete aus ihrer Sicht beobachten können. Im Ernstfall, d.h. wenn eine Rakete mit Kriegsmunition abgeschossen wird, genügt dem Piloten bereits der durch den Raketenmotor oder dessen Booster erzeugte Rauch um einen Abschuss nicht nur zu erkennen, sondern auch um das ihn und das Flugzeug rettende Ausweichmanöver einzuleiten; ist doch die Flugdynamik einer konventionellen Boden/Luftrakete aus systemtechnischen Gründen sehr beschränkt.

Selbstverständlich ist der Erfindungsgegenstand nicht auf das Ausführungsbeispiel beschränkt, er lässt sich in analoger Weise auch an andere Triebwerke, Nachbrenner und dgl. adaptieren.

Anstelle der verwendeten pyrotechnischen Rauchsätze sind auch sogenannte Dampfgeneratoren denkbar, welche noch umweltfreundlicher als der an sich gefahrlos zu verwendende Rauchsatz 9 sind. Der bei der Dampfbildung ablaufende endotherme Prozess würde zudem der Kühlung der Brennkammer dienen und könnte somit die an sich bereits vorhandene Wiederverwendbarkeit des Systems erhöhen und würde insbesondere das Abschussrohr und die daran montierten Bauteile schonen.

Bei Übungsraketen könnten auch, anstelle von Zielfolge-Elektronik und von Sprengladungen die notwendigen Wasserbehälter in den Raketenkörper integriert werden.

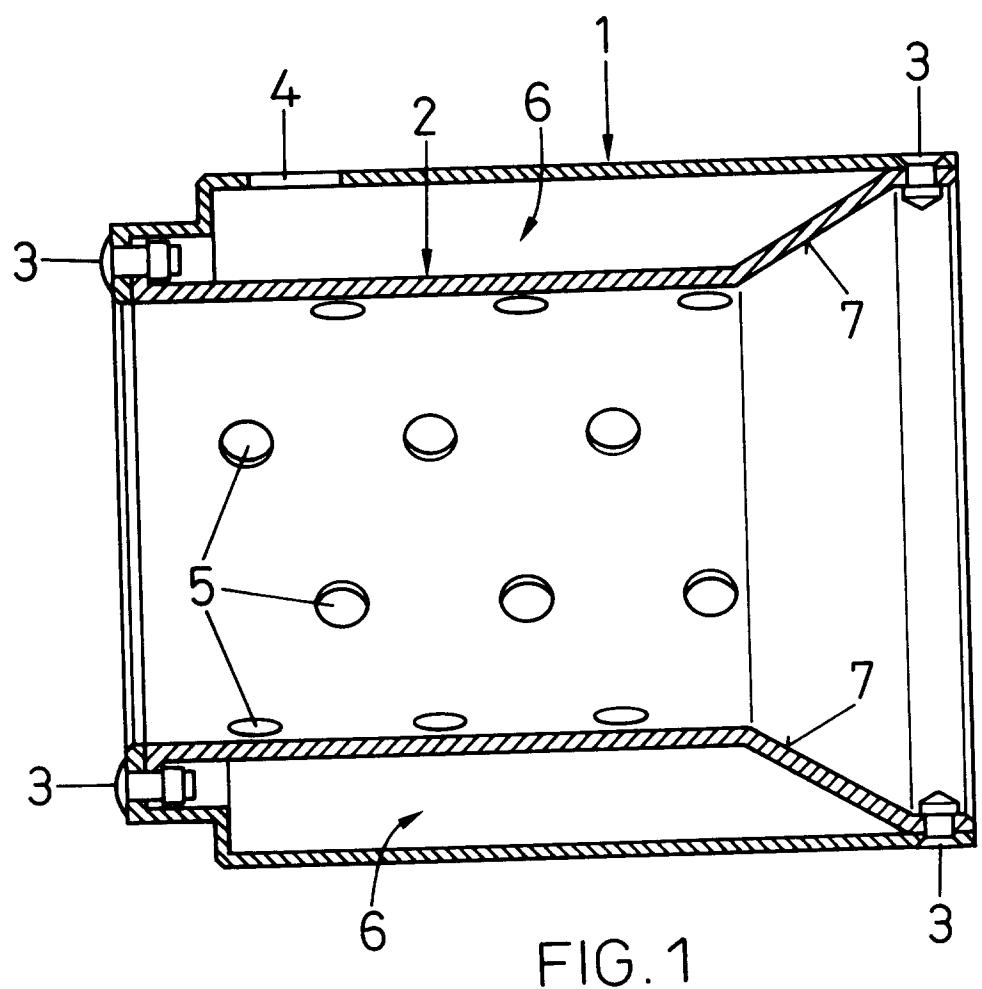
Es sind auch Kombinationen von pyrotechnischen Rauchseinheiten und wassergespeisten Dampfeinheiten denkbar, die sequentiell und/oder parallel zuschaltbar sind.

#### Patentansprüche

- Vorrichtung zur Erzeugung einer optischen Markierung der Flugbahn eines durch ein Triebwerk beschleunigten Flugkörpers, insbesondere einer Rakete, welche Vorrichtung dem Triebwerk zugeordnet ist, und die dem austretenden Gasstrahl und/oder der abströmenden Luft sichtbare Rauch und/oder Dampfpartikel beimengt, dadurch gekennzeichnet, dass an die Düse eines Raketenmotors eine Rauch- und/oder Dampfeinheit ange-

schlossen ist, welche durch den Gasstrahl des Raketenmotors aktiviert, bzw. gezündet wird.

- Vorrichtung nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, dass die Rauchseinheit im wesentlichen aus einem Hohlzylinder (1;2) besteht, der im Inneren Bohrungen (5) aufweist, welche durch eine hitzeempfindliche Folie (8) abgedeckt sind.
- Vorrichtung nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, dass im Inneren des Hohlzylinders (1;2) ein Siebrohr (2) vorgesehen ist, welches heckseitig eine Diffusor-Fläche (7) aufweist.
- Vorrichtung nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, dass in der Diffusor-Fläche (7) axiale Bohrungen (18) vorhanden sind.
- Vorrichtung nach Anspruch 4, dadurch gekennzeichnet, dass die Bohrungen (18) durch Verschlusszapfen (20) dicht verschlossen sind.
- Vorrichtung nach Anspruch 3, dadurch gekennzeichnet, dass die Bohrungen (18) durch Verschlusszapfen (20), welche an einem Band (19) angeordnet sind, dicht verschlossen sind.
- Vorrichtung nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, dass gegenüber der Düse (7) des Triebwerks ein bombierter Einlass (21) im Hohlzylinder (1;2) angeordnet ist.
- Vorrichtung nach einem der Ansprüche 2 bis 7, dadurch gekennzeichnet, dass der Hohlzylinder (1;2) eine pyrotechnische Mischung enthält.
- Vorrichtung nach Anspruch 8, dadurch gekennzeichnet, dass die pyrotechnische Mischung aus 22% Zinkoxid, 18% Polyvinylchlorid, einer Reaktionsmischung aus 22% Zinkdiaminchlorid, 36% Ammoniumperchlorat und 2% Kollodiumwolle besteht.
- Vorrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass die Dampfeinheit aus mehreren, wasserführenden Rohrleitungen besteht, welche in einem Hohlzylinder münden und durch hitzeempfindliche Endstücke oder Sicherungen abgeschlossen und/oder gesichert sind.



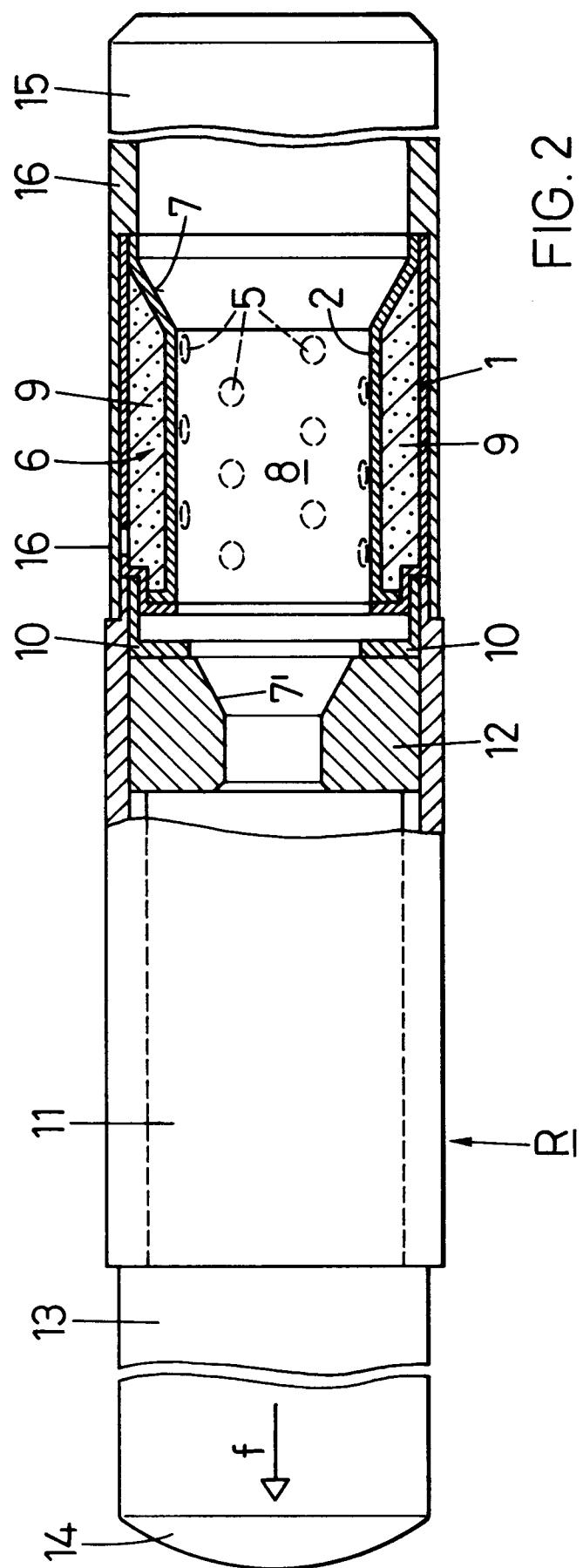


FIG. 2

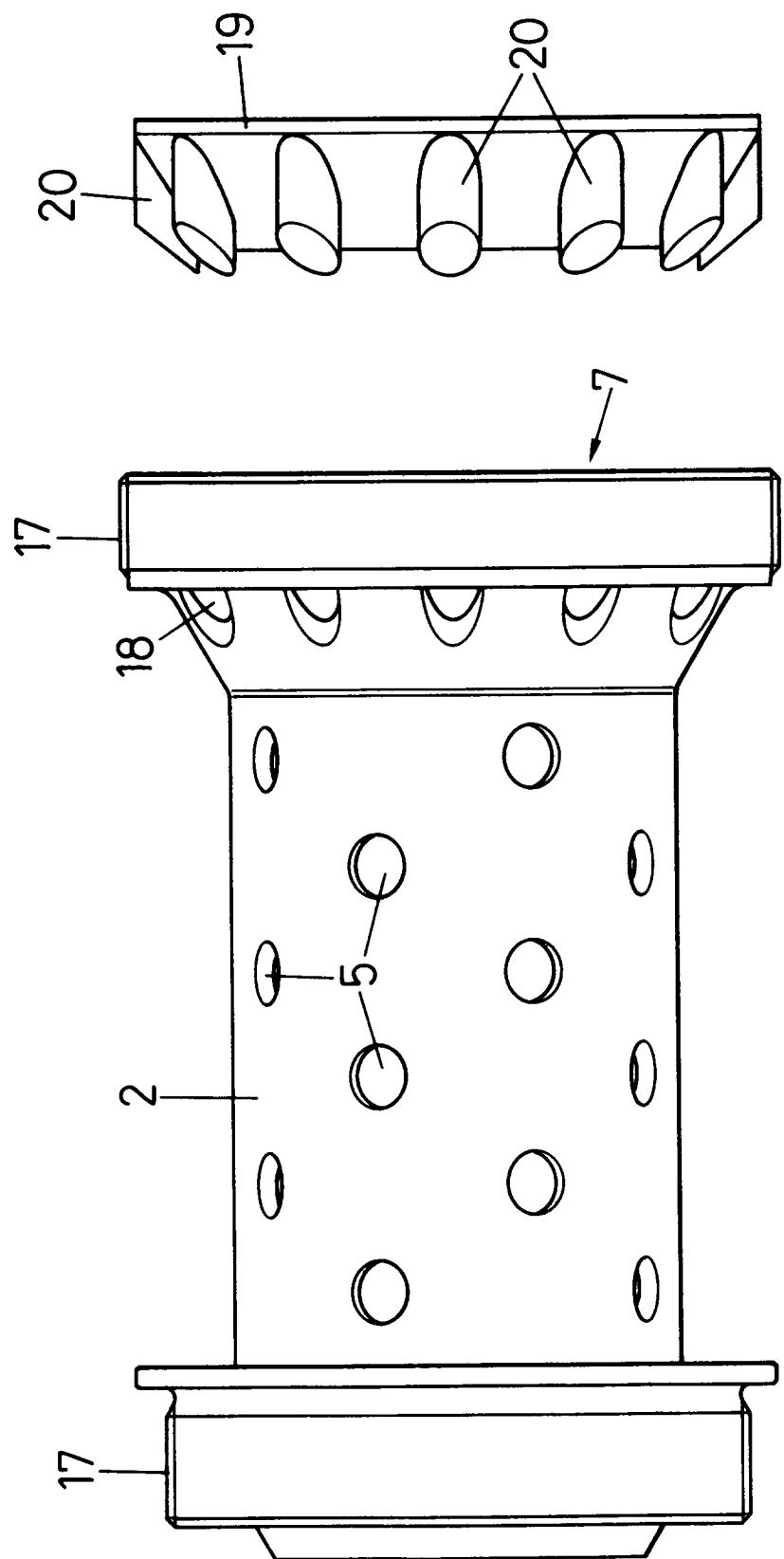


FIG. 4

FIG. 3

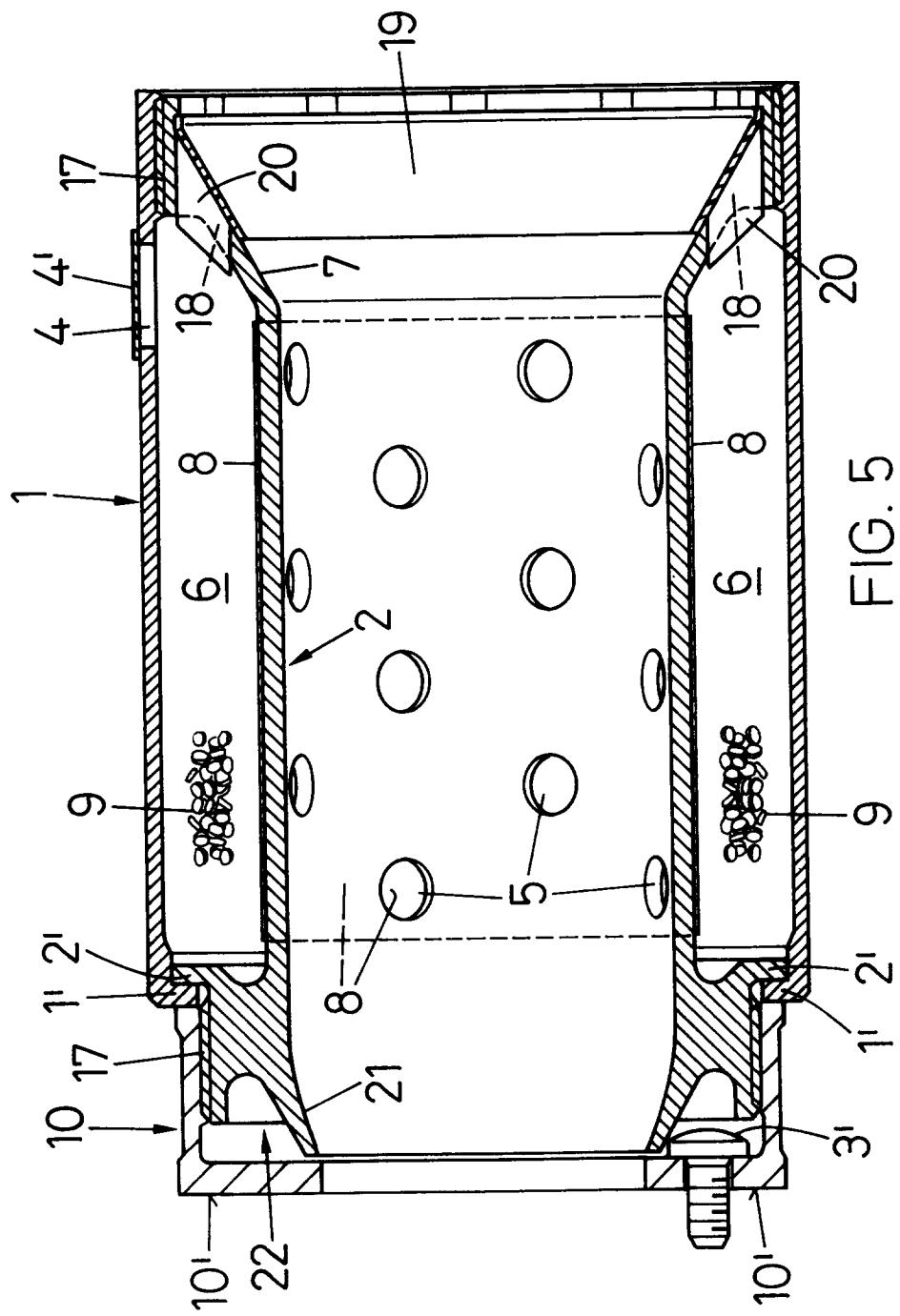


FIG. 5



Europäisches  
Patentamt

## EUROPÄISCHER RECHERCHENBERICHT

Nummer der Anmeldung  
EP 97 20 4141

EINSCHLÄGIGE DOKUMENTE			
Kategorie	Kennzeichnung des Dokuments mit Angabe, soweit erforderlich, der maßgeblichen Teile	Betreff Anspruch	KLASSIFIKATION DER ANMELDUNG (Int.Cl.6)
X	US 4 721 042 A (MOATE RICHARD P) 26.Januar 1988 * Zusammenfassung * * Spalte 1, Zeile 46 - Spalte 2, Zeile 22; Abbildungen 1-3 * ---	1	F42B12/38
A	US 4 643 098 A (GUDBRANDSEN GUNNAR F ET AL) 17.Februar 1987 * Zusammenfassung * * Spalte 2, Zeile 33 - Spalte 3, Zeile 24; Abbildungen 1,2 * ---	1	
A	US 3 680 484 A (STETTER GUNTER) 1.August 1972 * Zusammenfassung * * Spalte 3, Zeile 64 - Spalte 5, Zeile 40; Abbildungen 1-4 * ---	1	
A	GB 1 236 416 A (SNIAS) 23.Juni 1971 * Seite 1, rechte Spalte, Zeile 91 - Seite 4, linke Spalte, Zeile 38; Abbildungen 1-3 * -----	1	RECHERCHIERTE SACHGEBiete (Int.Cl.6) F42B F41G
<p>Der vorliegende Recherchenbericht wurde für alle Patentansprüche erstellt</p>			
Recherchenort  DEN HAAG	Abschlußdatum der Recherche  20.Mai 1998	Prüfer  Blondel, F	
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 : nichtchriftliche Offenbarung P : Zwischenliteratur			