



(12) **EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG**

(43) Veröffentlichungstag:
02.07.2008 Patentblatt 2008/27

(51) Int Cl.:
F42B 10/46 ^(2006.01)

(21) Anmeldenummer: **07024073.4**

(22) Anmeldetag: **12.12.2007**

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

(71) Anmelder: **Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.**
51147 Köln (DE)

(72) Erfinder: **Schüle, Erich, Dr.**
37127 Scheden (DE)

(30) Priorität: **28.12.2006 DE 102006061709**

(74) Vertreter: **Rehberg Hüppe + Partner**
Nikolausberger Weg 62
37073 Göttingen (DE)

(54) **Flugkörper für den Überschallbereich mit einem porösen Stirnkörper**

(57) Die Erfindung betrifft einen Flugkörper (1) mit einem Aero-Spike (4) und einem von dem Aero-Spike (4) getragenen Stirnkörper (24).

Erfindungsgemäß ist der Stirnkörper (24) porös ausgebildet. Für Flugbedingungen des Flugkörpers im Überschallbereich bildet sich in dem derartigen Stirnkörper

(24) vorzugsweise eine parallel zu einer Längsachse (11-11) orientierte Strömung aus, wobei in dem porösen Material ein hoher Impulsverlust auftritt. Erfindungsgemäß kann eine Effektivität des Aero-Spikes erhöht werden, insbesondere eine Widerstandsreduzierung erzielt werden.

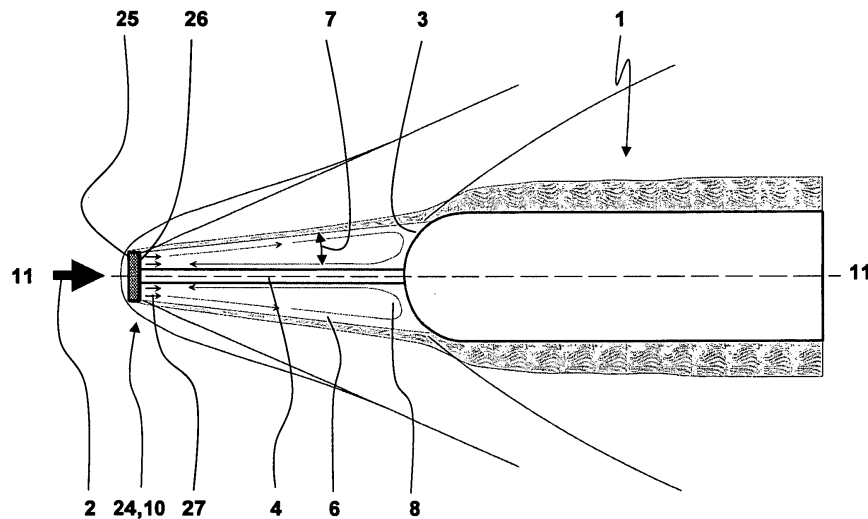


Fig. 9

Beschreibung

TECHNISCHES GEBIET DER ERFINDUNG

[0001] Die Erfindung betrifft einen Flugkörper für den Überschallbereich mit einem sich von einer vorderen Stirnfläche des Flugkörpers erstreckenden Aero-Spike.

STAND DER TECHNIK

[0002] Bei Flugkörpern für den Überschallbereich werden im Bereich der vorderen Stirnfläche so genannte Aero-Spikes eingesetzt, die in Form eines Dornes oder eines Stabes direkt an einer Nase oder einem Dom des Flugkörpers angebracht sind und gegen die Strömung ausgerichtet sind. Eine Ablösung der Grenzschicht an einer Oberfläche des Aero-Spikes durch das Einwirken eines Bugstoßes ist dafür verantwortlich, dass der an sich intensive Bugstoß durch eine Kombination von wesentlich schwächeren schrägen Verdichtungsstößen ersetzt wird, vgl. Fig. 1. Dies hat zur Folge, dass Verluste in Folge der Verdichtungsstöße reduziert werden, was einen verringerten so genannten Wellenwiderstand bedeutet. Bis zu einer gewissen Längserstreckung des Aero-Spikes im Verhältnis zu seiner Quererstreckung oder einem Durchmesser des Flugkörpers findet eine Ablösung unmittelbar an einer vorderen Stirnseite des Aero-Spikes statt, so dass eine einfache Verlängerung des Aero-Spikes zu einer weiteren Reduzierung des Wellenwiderstandes führen kann. Allerdings ist festgestellt worden, dass ab einer bestimmten Länge des Aero-Spikes eine Ablösung der Grenzschicht erst hinter der vorderen Stirnseite des Aero-Spikes erfolgt. Die Länge einer sich bildenden so genannten Ablöseblase stabilisiert sich und verhält sich praktisch unabhängig von der Länge des Aero-Spikes, vgl. Fig. 2. Der Grund hierfür ist, dass die Größe einer Ablöseblase an dem Aero-Spike naturgemäß limitiert ist, wobei diese Größe insbesondere von der Form der vorderen Stirnseite und der Form des Aero-Spikes sowie von Strömungsparametern, wie beispielsweise dem Zustand der Grenzschicht an dem Aero-Spike, der Flugmachzahl und ähnlichem, abhängt. Dies kann dazu führen, dass die Effizienz einer gewählten Konfiguration eines Aero-Spikes von den vorherrschenden Flugbedingungen abhängig ist, so dass sich die Strömungswirkung mit verändernden Flugbedingungen ändern kann.

[0003] Insbesondere bei Flug in Bodennähe können sehr hohe Staudrücke wirken, was beispielsweise dazu führen kann, dass sich eine Grenzschicht an dem Aero-Spike von einem laminaren Zustand zu einem turbulenten Zustand verändert, was zur Folge hat, dass eine Ablöseblase hinsichtlich ihrer Erstreckung stark verringert wird. Dies bedingt wiederum eine Reduzierung des effektiven Schlankheitsgrades des Flugkörpers, wodurch der Bugwiderstand erhöht wird. Dieser Effekt kann durch eine einfache Vergrößerung der Länge des Aero-Spikes nicht zwingend beseitigt werden, da die Längserstreck-

kung der Ablöseblase von der Länge des Aero-Spikes weitestgehend unabhängig ist.

[0004] Als Kompromisslösung für die zuvor erwähnte Problematik ist es bekannt, im Bereich der Stirnseite des Aero-Spikes einen Stirnkörper in Form einer Erweiterung, eines Prallkörpers oder einer so genannten Aero-Disk anzuordnen, wodurch eine gewisse Stabilisierung erfolgen kann. Hierbei ist allerdings die Konfiguration und die Wahl der Geometrie des Stirnkörpers auf die im Flugbetrieb zu erwartenden ungünstigsten Bedingungen ausulegen, so dass ein letztlich erzielbarer Gewinn suboptimal ist. Die Wirkung eines Aero-Spikes, der mit einer Aero-Disk ausgestattet ist, ist Fig. 4 zu entnehmen. Mit zunehmender Vergrößerung der Länge des Aero-Spikes tritt allerdings der Effekt ein, dass sich die im Bereich der Stirnseite des Flugkörpers sowie im Bereich der Aero-Disk gebildeten Ablöseblasen voneinander trennen, so dass zwischen diesen zwei Ablöseblasen ein Teilbereich gebildet ist, in dem sich die Strömung an den Aero-Spike anlegt, s. Fig. 5. Damit ist die eigentlich gewünschte Wirkung beseitigt und für derartige Strömungsbedingungen ist im Vergleich zu einem herkömmlichen Aero-Spike gemäß Fig. 2 der sich ergebende Gesamtwiderstand sogar um den durch die Aero-Disk hervorgerufenen zusätzlichen Anteil erhöht.

[0005] Der Wissensstand zur allgemeinen Problematik einer Reduzierung des Wellenwiderstandes unter Einsatz von Aero-Spikes an stumpfen Körpern kann beispielsweise den folgenden Veröffentlichungen entnommen werden.

Chang, P.K., "Separation of Flow", Pergamon Press, 1970, 777p.

[1] Fomin V.M., Tretyakov P.K., Taran J.-P. "Flow control using various plasma and aerodynamic approaches (Short review)", Aerospace Science and Technology, 8, 2004, pp. 411-421. [2]

Gnemmi P., Srulijes J., Roussel K., Runne K., "Flow-field Around Spiked-Tipped Bodies for High Attack Angles at Ach 4.5", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 40, No. 5, pp. 622-631, Sept.-Oct. 2003. [3]

Huebner L.D., Mitchell A.M. and Boudreaux E.J. "Experimental Results on the Feasibility of an Aerospike Hypersonic Missiles," AIAA Paper 95-0737, Jan. 1995. [4]

Boudreaux E.J., Krishnamurty V.S., Mitchell A.M. and Shyy W., "Experiments and Analysis of an Aerospike Flow Environment for Protecting Infrared Missile Dome," RTO-MP-5, Proceedings of the RTO-Meeting "Missile Aerodynamics", Sorrento, Italy, 11-14 May 1998, NATO RTO, 1998. [5]

Reding J.P., Guenther R.A., Jecmen D.M., "Scale Effects on Fluctuating Pressures in Spike-Induced

Flow Separation", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.17, No.2, pp.112-118, March-April 1980 [6]

[0006] JP 2001174200 A offenbart einen Flugkörper, dessen Nase einen Aero-Spike trägt, an dessen vorderem Endbereich ein als Kugel ausgebildeter Stirnkörper angeordnet ist.

[0007] JP 05254497 A offenbart einen Flugkörper, bei dem ein Aero-Spike mit einem halbkugelförmigen Stirnkörper in Längsrichtung des Flugkörpers aus der Nase nach vorne ausfahrbar ist. Das Ausfahren erfolgt je nach Flugzustand des Flugkörpers über einen geeigneten Stellmotor.

[0008] US 3,713,607 offenbart einen Flugkörper mit einem rohrartigen Aero-Spike, der entlang seiner Längsachse mehrere radiale Bohrungen besitzt. Hierbei können die Bohrungen in mehreren Querebenen in Umfangsrichtung verteilt angeordnet sein und unterschiedliche Durchmesser aufweisen derart, dass der Durchmesser der Bohrungen größer wird mit zunehmendem Abstand von dem vorderen Endbereich des Aero-Spikes. Weiterhin ist in US 3,713,607 angesprochen, dass eine Befestigung unter Ermöglichung einer Winkelanpassung an dem die Stirnfläche des Flugkörpers bildenden Dom, offensichtlich während der Montage des Aero-Spikes, möglich ist.

[0009] US 3,643,901 offenbart einen Flugkörper mit einem Aero-Spike, der einen mit zwei Abschnitten gebildeten Stirnkörper aufweist, wobei die Mantelflächen der Abschnitte auf einer Kegelfläche liegen, dessen Spitze nach vorne weist. Der vordere Abschnitt besitzt eine zentrische Durchgangsbohrung mit konstantem Durchmesser, wobei die vordere Stirnfläche als spitze umlaufende Kante ausgebildet ist. Der erste und zweite Abschnitt sind durch einen Spalt voneinander getrennt, in dem die Abschnitte über radial außen liegende, sich in Längsrichtung erstreckende Streben miteinander verbunden sind. In die Durchgangsbohrung des ersten Abschnittes eintretende Luft wird von einer Stirnfläche des zweiten Abschnitts radial nach außen gelenkt und tritt aus dem Stirnkörper aus zwischen den Stäben gebildeten Öffnungen radial nach außen aus. In US 3,643,901 ist ebenfalls angesprochen, dass eine Vielzahl von Öffnungen oder Durchtrittsbahnen an dem Stirnkörper vorgesehen sein können.

[0010] US 6,698,684 B1 offenbart einen teleskopierbaren Aero-Spike für ein Flugzeug, wobei das Teleskopieren des Aero-Spikes in Abhängigkeit der Flugbedingungen erfolgt.

[0011] Die nicht vorveröffentlichte Patentanmeldung DE 2006 003 638.7-15 der Anmelderin offenbart einen quer zu einer Längsachse des Flugkörpers verschwenkbaren Aero-Spike. Hierbei kann gemäß einem ersten Vorschlag der Aero-Spike passiv verschwenkt werden, beispielsweise durch Strömungsflächen oder Gitterleitwerke, welche den Aero-Spike auch während einer schrägen Anströmung zur Anströmung ausrichten kön-

nen. Alternativ kann eine aktive Verschwenkung erfolgen, beispielsweise auf Grundlage eines Messorgans, welches Flugbedingungen wie den Anströmwinkel erfasst und einer Verschwenkung des Aero-Spikes mittels eines geeigneten Stellorgans.

[0012] Aus der weiteren nicht vorveröffentlichten Patentanmeldung DE 10 22006 025 270.5 der Anmelderin ist es bekannt, den Aero-Spike selber mit einem porösen Material, beispielsweise einem Sintermaterial oder einer Keramik, zu bilden, dessen offene Poren Strömungskanäle bilden. Hierbei kann der Aero-Spike als Vollquerschnitt ausgebildet sein oder als stirnseitig offene Längsausnehmung, in die von der Stirnseite Luft eintreten kann, die dann über die durch die offenen Porten gebildeten Strömungskanäle zumindest mit radialer Komponente aus dem Aero-Spike austreten können. Zusätzlich können radiale Ausnehmungen, Bohrungen, Schlitze oder Perforationen an dem Aero-Spike vorgesehen sein. Weiterhin schlägt die Anmeldung vor, zur Beeinflussung der Strömungsbedingungen die Mantelfläche des Aero-Spikes gezielt mit einer Rauigkeit in Richtung der Längsachse zu versehen, beispielsweise mit Rauigkeiten im Bereich von mehr als 100 µm, mehr als 200 oder 300 µm. In die Mantelfläche des Aero-Spikes können darüber hinaus gezielt Rillen, Riefen, Kerben eingebracht werden oder Beschichtungen aus Partikeln gleicher oder unterschiedlicher Größe aufgebracht werden.

[0013] Schließlich offenbart die nicht vorveröffentlichte Patentanmeldung DE 2006 015 952.7 der Anmelderin, anstelle eine rohr- oder stangenförmigen zentralen Aero-Spikes mehrere stangenartige dezentrale Aero-Spikes vorzusehen. Um ein Sichtfeld für ein Informationserfassungsorgan wie einen Suchkopf nicht unnötig einzuschränken, sind die dezentralen Aero-Spikes quer zur Längsachse des Flugkörpers bewegbar, beispielsweise auf einer Kreisbahn um die Längsachse verdrehbar angeordnet. Hierbei kann eine Verdrehung nach Maßgabe eines Stellorgans oder durch passive Maßnahmen, wie beispielsweise Strömungsflächenelemente in vorderen Endbereich der Aero-Spikes, erfolgen.

AUFGABE DER ERFINDUNG

[0014] Der vorliegenden Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, einen Flugkörper vorzuschlagen, für den das Strömungs- oder Flugverhalten und der Widerstand, insbesondere durch die Flug- und Umgebungsbedingungen und/oder bei verhältnismäßig langen Aero-Spikes, verbessert sind.

LÖSUNG

[0015] Die Aufgabe der Erfindung wird erfindungsgemäß mit den Merkmalen des unabhängigen Patentanspruchs 1 gelöst. Weitere Ausgestaltungen eines erfindungsgemäßen Flugkörpers ergeben sich entsprechend den abhängigen Ansprüchen 2 bis 9.

BESCHREIBUNG DER ERFINDUNG

[0016] Die Erfindung geht zunächst aus von dem Grundgedanken gemäß DE 2006 025 270.5 Diese Patentanmeldung betraf eine Weiterbildung eines aus [5] bekannten, dort als "Aeroscoop" bezeichneten Ausführungsform, bei der der Aero-Spike als hohles Rohr ausgebildet ist. In Folge des Staudruckes im Bereich der vorderen offenen Stirnseite des Aero-Spikes tritt für einen derartigen Aeroscoop Luft in das Innere des rohrförmigen Aero-Spikes ein. Der Aero-Spike gemäß [5] besitzt mehrere Öffnungen, die entlang des Aero-Spikes angeordnet sind, durch die die Luft aus dem Inneren des Aero-Spikes heraus geblasen wird. Die heraus geblasene Luft führt dazu, dass eine Außenströmung und eine Druckwelle von dem Aero-Spike weg gedrückt werden kann. Während eine Fertigung der erforderlichen Vielzahl diskreter Öffnungen für einen derartigen Aeroscoop eine aufwändige Fertigung erfordert und Schwächungen der Tragstruktur des Aero-Spikes darstellt, schlägt DE 10 2006 025 270 vor, den Aero-Spike zumindest in Teilbereichen oder vollständig mit einem porösen Material zu bilden. In einem derartigen porösen Material können Strömungskanäle durch offene Poren gebildet sein, durch die gezielt Luft "ausgeblasen" werden kann, um ein unerwünschtes Anlegen einer Strömung im Bereich der Mantelfläche des Aero-Spikes zu vermeiden. Von Vorteil sollte hierbei sein, dass die Poren nicht diskret verteilt sind, wie bei einem Aeroscoop und somit nur lokal auf die Umströmung des Aero-Spikes einwirken, sondern vielmehr die Strömungskanäle mehr oder weniger fein über die Außenfläche des porösen Materials verteilt sein können. Hierdurch kann eine nahezu kontinuierliche Strömungsbeeinflussung erfolgen, wobei mit der ausströmenden Luft der Aero-Spike "kissenartig" mit einem Polster aus ausströmender Luft umgeben sein kann. DE 10 2006 025 270 zeigt auch die Anordnung eines Stirnkörpers im vorderen Endbereich des Aero-Spikes, wobei dieser zwecks Kommunikation mit dem Inneren des hohlen Aero-Spikes eine in das Innere mündende Bohrung aufweist. Diese Bohrung stellt wie zuvor bereits angesprochen eine Schwächung der Struktur dar. Weiterhin schränkt die Verwendung eines gebohrten Stirnkörpers die Auslegungsmöglichkeiten für die Strömungsbedingungen ein, da für einen derartigen offenen inneren Kanal der Druck im Inneren des Stirnkörpers und des Aero-Spikes im Wesentlichen dem Staudruck vor dem Stirnkörper entspricht. Für eine zur Erzielung einer vorgegebenen Wirkung gewünschte Stirnfläche des Stirnkörpers bedeutet weiterhin die Anordnung der zentralen Bohrung des Stirnkörpers gemäß DE 10 2006 025 270, dass der Stirnkörper eine größere Erstreckung quer zur Längsachse des Flugkörpers besitzen muss.

[0017] Auf Grundlage der zuvor aufgeführten Erkenntnisse schlägt die Erfindung vor, den Stirnkörper mit einem porösen Material zu bilden, dessen offene Poren Strömungskanäle bilden. Durch Vorgabe der Porengröße und Porendichte kann auf einfache Weise konstruktiv

vorgegeben werden, welcher Anteil einer Strömung durch den Stirnkörper hindurch geleitet wird und welcher Anteil an diesem radial außen liegende vorbeiströmen muss. Hierbei ist es möglich, dass die Porosität in Querrichtung konstant ist oder veränderlich ist. Durch die Ausbildung von Strömungskanälen mittels offener Poren kann einerseits im Bereich des Eintrittes der Luft in die Strömungskanäle je nach Porengröße und damit Querschnitt der Strömungskanäle eine Art Drosselwirkung erzielt werden. Andererseits können die Ausströmbedingungen der Luft aus den Strömungskanälen auf der Rückseite des Stirnkörpers durch die Porosität vorgegeben werden. Hierbei ist vom Gegenstand der Erfindung sowohl umfasst, dass sich an den Stirnkörper ein geschlossener Aero-Spike anschließt, als auch dass ein geschlossener Aero-Spike vorgesehen ist oder ein solcher, der Strömungskanäle, beispielsweise in Form von (Längs- und/oder Quer-) Bohrungen, Ausnehmungen oder ebenfalls Poren besitzt, in die die Strömungskanäle in Folge der Poren des Stirnkörpers einmünden können.

[0018] Eine Gestaltung der Geometrie der mit den offenen Poren gebildeten Strömungskanäle kann während der Fertigung des Stirnkörpers aus dem porösen Material, u. U. gemeinsam mit dem porösen Aero-Spike, einfach vorgegeben werden, beispielsweise durch

- Vorgabe von Partikelgrößen eines zu dem porösen Material umzuwandelnden Rohmaterials,
 - die Gestaltung von Druckverhältnissen bei einem Verpressen derartiger Partikel,
 - die Auswahl geeigneter Zusatzpartikel,
 - einen Einsatz und eine Dosierung eines Treibmittels oder Porenbildners und/oder
 - die Gestaltung der Temperaturverhältnisse und anderer Fertigungsparameter.
- Erfindungsgemäß kann ausgenutzt werden, dass in einem porösen Material unter Umständen nicht lediglich Poren gleicher Strömungsquerschnitte gebildet sind, sondern sich beispielsweise eine stochastische Verteilung von Porengrößen ergeben kann, so dass unter Umständen die Strömungsverhältnisse in den einzelnen Poren unterschiedlich gestaltet werden können. Damit können auch die Druckverhältnisse bei Eintritt und Austritt der Luft aus dem Stirnkörper stochastisch verteilt werden, wodurch sich eine verbesserte Einwirkung auf die Umströmung ergeben kann. Beispielsweise sind die Porengrößen um einen Mittelwert stochastisch oder mit einer Normalverteilung verteilt. Auch ist eine beliebige gleiche oder unterschiedliche, u. U. geschlungene Orientierung der Poren möglich. Andererseits kann für den Fall, dass ein verhältnismäßig großer Anteil einer von Austrittsöffnungen überdeckten Austrittsfläche für Luft im Bereich der

Mantelfläche des Stirnkörpers oder Rückseite des Stirnkörpers gegenüber geschlossenen Teilbereichen derselben Flächen gewünscht ist, die diskrete Anordnung von Öffnungen, beispielsweise in Form axialer Bohrungen, nachteilig sein, da hierdurch der Stirnkörper geschwächt werden könnte. Für eine Bildung der Ein- und Austrittsöffnungen und der Strömungskanäle mit einem porösen Material kann der Anteil der Ein- und Austrittsfläche gegenüber geschlossenen Teilbereichen der Fläche unter Umständen bis zu einem Verhältnis von 1:1 vorgegeben werden, wobei gleichzeitig eine große mechanische Beanspruchbarkeit gewährleistet werden kann.

Ein mögliches poröses Material, mit dem zumindest Teilbereiche des Aero-Spikes gebildet sein können, kann ein Sintermaterial oder Sintermetall sein. Bei einem derartigen Sintern werden beispielsweise Hohlraummassen vorgeformt, so dass sich ein maximaler Zusammenhalt der Pulverpartikel ergibt. Ein derartiges Zwischenprodukt wird einer Wärmebehandlung unterhalb der Schmelztemperatur des Werkstoffes ausgesetzt mit einer Verdichtung und Aushärtung. Die Herstellung des Zwischenproduktes kann hierbei durch ein Verpressen der Pulvermassen und/oder durch Formung und anschließendes Trocknen erfolgen. Unter ein derartiges erfindungsgemäßes Sintern fällt auch eine Pulvermetallurgie oder der Einsatz plastikartiger gesinterter Kunststoffe. Ebenfalls möglich ist der Einsatz eines Keramikwerkstoffes, der sich durch eine besondere Versteifsfestigkeit, Härte, Druckfestigkeit, Hochtemperaturbeständigkeit, gute Wärmeleitfähigkeit und/oder elektrische Isolation auszeichnet.

Während der Stirnkörper grundsätzlich einen beliebigen Längs- und Querschnitt besitzen kann, beispielsweise eine kugelförmige Geometrie, eine kegelförmige Geometrie oder eine beliebig gekrümmte Geometrie, ist der Stirnkörper gemäß einem weiteren Vorschlag der Erfindung als Aero-Disk ausgebildet, also scheibenförmig mit Erstreckung quer zur Längsachse des Flugkörpers. Die Dicke eines derartigen scheibenartigen Stirnkörpers wird beispielsweise ausreichend bemessen, damit dieser auch bei Einsatz des Flugkörpers im Überschallbereich eine hinreichende Festigkeit besitzt. Mittels eines scheibenartigen Stirnkörpers kann eine große Stirnfläche des Stirnkörpers, u. U. mit einer Vielzahl von Strömungskanälen im Bereich der offenen Poren, bereitgestellt werden. Andererseits ist für einen scheibenartigen Stirnkörper ermöglicht, dass "gedrosselte" Luft auf der Rückseite des Stirnkörpers über einen größeren Bereich unterschiedlicher Radien austreten kann, um beispielsweise das Anlegen einer Strömung an einen nachgeschalteten Aero-Spike zu vermeiden.

Während gemäß US 3,643,901 grundsätzlich eine Stirnfläche vermieden wird, aber in einen Strömungskanal eintretende Luft in radialer Richtung

umgelenkt werden soll, um die Umströmung und die Ausbildung einer Grenzschicht zu beeinflussen, nimmt eine weitere Ausgestaltung der Erfindung gezielt in Kauf, dass der Stirnkörper eine quer zur Längsachse des Flugkörpers orientierte Stirnfläche aufweist. Hierbei ist es möglich, dass der Stirnkörper in Strömungsrichtung durchlässig ist, so dass Luft weitestgehend in Strömungsrichtung und in Richtung der Längsachse des Flugkörpers mit einem möglichst hohen Impulsverlust in Folge der Drosselwirkung durch die Strömungskanäle und Poren durch den Stirnkörper hindurchtritt.

Während beliebige Tragstrukturen zwischen vorderer Stirnfläche des Flugkörpers und Stirnkörper möglich sind, ist für eine besonders einfache Ausgestaltung der Erfindung der Aero-Spike mit einer Stange gebildet, die den Stirnkörper trägt. Hierbei ist es durchaus möglich, dass der stangenförmige Aero-Spike entsprechend einer der in DE 10 2006 025 270.5 dargelegten Ausführungsformen ausgestaltet ist mit einem porösen, Strömungskanäle bildenden Material.

Vorteilhafte Weiterbildungen der Erfindung ergeben sich aus den Patentansprüchen, der Beschreibung und den Zeichnungen. Die in der Beschreibungseinleitung genannten Vorteile von Merkmalen und von Kombinationen mehrerer Merkmale sind lediglich beispielhaft und können alternativ oder kumulativ zur Wirkung kommen, ohne dass die Vorteile zwingend von erfindungsgemäßen Ausführungsformen erzielt werden müssen. Weitere Merkmale sind den Zeichnungen - insbesondere den dargestellten Geometrien und den relativen Abmessungen mehrerer Bauteile zueinander sowie deren relativer Anordnung und Wirkverbindung - zu entnehmen. Die Kombination von Merkmalen unterschiedlicher Ausführungsformen der Erfindung oder von Merkmalen unterschiedlicher Patentansprüche ist ebenfalls abweichend von den gewählten Rückbeziehungen der Patentansprüche möglich und wird hiermit angeregt. Dies betrifft auch solche Merkmale, die in separaten Zeichnungen dargestellt sind oder bei deren Beschreibung genannt werden. Diese Merkmale können auch mit Merkmalen unterschiedlicher Patentansprüche kombiniert werden. Ebenso können in den Patentansprüchen aufgeführte Merkmale für weitere Ausführungsformen der Erfindung entfallen.

KURZBESCHREIBUNG DER FIGUREN

[0019] Im Folgenden wird die Erfindung anhand in den Figuren dargestellter bevorzugter Ausführungsbeispiele weiter erläutert und beschrieben.

Fig. 1 zeigt einen schematisch dargestellten Flugkörper entsprechend dem Stand der Technik in Seitenansicht mit einem verhältnismäßig kurzen Aero-Spike in umströmtem Zustand.

- Fig. 2** zeigt einen schematisch dargestellten Flugkörper entsprechend dem Stand der Technik in Seitenansicht mit einem verhältnismäßig langen Aero-Spike in umströmtem Zustand.
- Fig. 3** zeigt aus dem Stand der Technik bekannte Konfigurationen eines Flugkörpers mit Aero-Spike und unterschiedlichen Endbereichen des Aero-Spikes und Stirnkörpern in Seitenansicht.
- Fig. 4** zeigt einen schematisch dargestellten Flugkörper entsprechend dem Stand der Technik in Seitenansicht mit einem eine Aero-Disk aufweisenden, verhältnismäßig kurzen Aero-Spike bei Anströmung in einem Auslegungsbereich.
- Fig. 5** zeigt einen schematisch dargestellten Flugkörper entsprechend dem Stand der Technik in Seitenansicht mit einem eine Aero-Disk aufweisenden, verhältnismäßig langen Aero-Spike.
- Fig. 6** zeigt einen Flugkörper gemäß DE 10 2006 025 270.5 in schematischer Seitenansicht mit der sich ergebenden verbesserten Umströmung.
- Fig. 7** zeigt einen Aero-Spike mit einem Stirnkörper gemäß DE 10 2006 025 270.5 mit einer stirnseitig offenen Längsausnehmung für einen Einsatz in einem erfindungsgemäßen Flugkörper in einem Teillängsschnitt.
- Fig. 8** zeigt die Druckverhältnisse über die Längserstreckung eines Aero-Spikes mit einem Stirnkörper gemäß DE 10 2006 025 270.5 für eine Umströmung eines Flugkörpers entsprechend Fig. 5.
- Fig. 9** zeigt einen erfindungsgemäßen Flugkörper im Längsschnitt mit einem von einem Aero-Spike getragenen porösen, scheibenförmigen Stirnkörper mit den sich ergebenden Strömungsbedingungen.
- Fig. 10** zeigt ein Detail des Aero-Spikes und des Stirnkörpers gemäß Fig. 9 in einer Seitenansicht.
- Fig. 11** zeigt den Stirnkörper gemäß Fig. 9 und 10 in einer Vorderansicht.
- Fig. 12** zeigt einen Stirnkörper mit einer Vielzahl von Längsbohrungen in einer Seitenansicht.
- Fig. 13** zeigt den Stirnkörper gemäß Fig. 12 in einer

- Vorderansicht.
- Fig. 14** zeigt ein Detail einer Seitenansicht eines erfindungsgemäßen Flugkörpers, bei dem durch einen porösen Stirnkörper hindurchgeleitete Luft im Übergangsbereich zum Aero-Spike umgelenkt wird.
- Fig. 15** zeigt einen Stirnkörper mit sich stromabwärts trichterförmig erweiterter zentrischer Durchgangsbohrung mit der zugeordneten Umströmung des nachgeschalteten Aero-Spikes in einer Seitenansicht.
- Fig. 16** zeigt den Stirnkörper gemäß Fig. 15 in einer Vorderansicht.
- Fig. 17** zeigt ein Detail eines erfindungsgemäßen Flugkörpers in Seitenansicht mit einem porösen, scheibenartigen Stirnkörper, dem ein sich stromabwärts erweiternder kegelförmiger vorderer Endbereich des Aero-Spikes nachgeschaltet ist.
- Fig. 18** zeigt die Befestigung des Stirnkörpers über einen an sich bekannten Aero-Spike an der vordern Stirnfläche des Flugkörpers in einer Seitenansicht.
- Fig. 19** zeigt eine alternative Ausführungsform einer Befestigung des Stirnkörpers an der vorderen Stirnfläche des Flugkörpers in einer Seitenansicht.
- Fig. 20** zeigt eine im Wesentlichen Fig. 19 entsprechende Ausführungsform, bei der allerdings sowohl Stirnkörper als auch Aero-Spike mit einem porösen Material gebildet sind.
- Fig. 21** zeigt einen Flugkörper in einer Seitenansicht, bei der der Stirnkörper über außermittig angeordnete Streben mit der vorderen Stirnfläche des Flugkörpers verbunden ist.
- Fig. 22** zeigt eine weitere Ausführungsform eines Flugkörpers in Seitenansicht, bei der der Stirnkörper durch eine einzige, außermittige und gekrümmte Strebe von dem Flugkörper gehalten ist.

FIGURENBESCHREIBUNG

[0020] Fig. 1 zeigt einen Flugkörper 1. Bei einem derartigen Flugkörper handelt es sich insbesondere um eine Rakete, eine Drohne oder ein Projektil oder einen Flugkörper, der wenigstens über einen Teil seiner Flugbahn durch einen Antrieb selbstangetrieben ist, beispielsweise durch ein Düsentriebwerk, welches sowohl den Brenn-

stoff als auch ein Oxidationsmittel dafür trägt. Hierbei kann es sich um nach dem Start gelenkte oder ungelenkte Flugkörper handeln, die sich lediglich in der Luft bewegen oder zumindest teilweise im Wasser. Der Flugkörper bewegt sich zumindest teilweise in der Luft mit Überschallgeschwindigkeit. Gleichmaßen kann es sich bei dem Flugkörper um ein Fluggerät, Luftfahrzeug oder Kampfflugzeug handeln, welches oder dessen Anbauteile

- eine in erster, grober Näherung zylindrische Form besitzen,
- eine stumpfe Nase oder Stirnfläche besitzen,
- sich zumindest teilweise mit Überschallgeschwindigkeit bewegen und
- mit einem Aero-Spike ausgestattet sind,

insbesondere Außentanks, Abwurfmunition, Pylone, Antennen an Flügeln.

[0021] Der Flugkörper 1 ist zur Vereinfachung bei Anströmung in eine axiale Strömungsrichtung 2 dargestellt ist. Einer Stirnfläche 3, einem Dom oder einer Nase ist ein Aero-Spike 4 stromaufwärts vorgelagert, wobei sich der Aero-Spike 4 koaxial zur Längsachse des Flugkörpers 1 erstreckt.

[0022] Weiterhin ist in Fig. 1 die Umströmung des Flugkörpers 1 dargestellt: Im Bereich einer vorderen Stirnfläche 5 des Aero-Spikes 4 bildet sich unter einem Ablöswinkel 7 eine abgelöste Grenzschicht 6, die zur Folge hat, dass (anstelle eines intensiven Bugstoßes für einen Flugkörper 1 ohne Aero-Spike 4) die Grenzschicht 6 im Bereich der Stirnfläche 3 mit einem wesentlich schwächeren, schrägen Verdichtungsstoß auf die Stirnfläche 3 des Flugkörpers trifft, was zu einer Reduktion des Wellenwiderstandes führt. Innerhalb der unter dem Ablöswinkel 7 verlaufenden abgelösten Grenzschicht 6 bildet sich eine bugseitige Ablöseblase 8 aus, in der Luft auch gegen die Strömungsrichtung 2 zirkulieren kann.

[0023] Während gemäß Fig. 1 die Längserstreckung des Aero-Spikes 4 dem Durchmesser des Flugkörpers 1 entspricht oder kleiner ist als diese, ist in Fig. 2 ein Flugkörper 1 dargestellt mit einem Aero-Spike 4, dessen Längserstreckung größer ist als der Durchmesser des Querschnittes des Flugkörpers 1 oder dessen maximale stirnseitige Quererstreckung, insbesondere ungefähr doppelt so groß. In einem derartigen Fall kommt es erst hinter einem Bereich 9, in dem die Strömung an die Mantelfläche des Aero-Spikes 4 angelegt ist, unter dem Ablöswinkel 7 zu einer abgelösten Grenzschicht 6. Innerhalb der unter dem Ablöswinkel 7 verlaufenden abgelösten Grenzschicht 6 bildet sich eine bugseitige Ablöseblase 8 aus, in der Luft auch gegen die Strömungsrichtung 2 zirkulieren kann.

[0024] Fig. 3 zeigt beispielhaft unterschiedliche Ausgestaltungsformen für prinzipielle Grundkonfigurationen

eines Aero-Spikes 4 an einer Stirnfläche 3 eines Flugkörpers 1, nämlich:

- Fig. 3a einen Aero-Spike mit konstantem Querschnitt, der beispielsweise zylinderförmig ausgebildet ist,
- Fig. 3b einen Aero-Spike mit dreieckförmigem Längsschnitt oder kegelförmiger Konfiguration,
- Fig. 3c einen Aero-Spike mit einem durch eine sphärische Verdickung gebildeten Stirnkörper an dem distalen Ende,
- Fig. 3d einen Aero-Spike mit einem angespritzten oder kegelförmigen Endbereich und einem mittigen Teilbereich konstanten Querschnitts,
- Fig. 3e einen Aero-Spike mit einer durch eine Verdickung des distalen Endes gebildeten Stirnkörper, die im Längsschnitt ungefähr dreieckförmig mit in Flugrichtung orientierter Spitze ausgebildet ist,
- Fig. 3f einen Aero-Spike mit einem im distalen Endbereich angeordneten Stirnkörper in Form einer Scheibe.

[0025] Möglich ist ebenfalls der Einsatz eines Aero-Spikes mit einem sogenannten "Jet-Spike" oder einem "Beam-Spike", für den eine lokalisierte optische, elektrische oder elektromagnetische Erhitzung der Luft vor dem Bugstoß im Bereich eines Stirnkörpers erfolgt.

[0026] Fig. 4 zeigt die Umströmung eines Flugkörpers 1, welcher einen mit einer Aero-Disk 10 ausgestatteten Aero-Spike 4 besitzt. In einem derartigen Fall kommt es nicht ungefähr im Bereich der Längsachse 11-11 im Bereich der Stirnfläche 5 des Aero-Spikes entsprechend Fig. 1 zur Strömungsablösung, sondern vielmehr im radialen Randbereich der Aero-Disk 10, so dass die abgelöste Grenzschicht 6 radial weiter nach außen verlagert ist. Bei Einsatz einer Aero-Disk 10 bildet sich naturgemäß hinter der Aero-Disk eine "heckseitige" Ablöseblase 12 aus, die für die gemäß Fig. 4 dargestellten Bedingungen gemeinsam mit der bugseitigen Ablöseblase 8, die der Stirnfläche 3 des Flugkörpers 1 unmittelbar vorgelagert ist, zu einer gemeinsamen längeren Ablöseblase verbunden ist. Durch die Vereinigung der Ablöseblasen 8, 12 kann eine gemeinsame Ablöseblase mit einem flacheren Ablöswinkel 7 erzielt werden, was eine Reduzierung des Bugwiderstandes zur Folge hat.

[0027] Fig. 5 zeigt einen Flugkörper 1 in veränderten Flugbedingungen, insbesondere mit einem gegenüber Fig. 4 verlängerten Aero-Spike 4. Für derartige Bedingungen ist die bugseitige Ablöseblase 8 über einen Bereich 9 angelegter Strömung getrennt von der heckseitigen Ablöseblase 12 hinter der Aero-Disk 10. Ziel der vorliegenden Erfindung ist es, einen derartigen Bereich 9 einer angelegten Strömung zu vermeiden, so dass die

Ablöseblasen 8, 12 ineinander übergehen zu einer einzigen Ablösebase, wie dieses in **Fig. 6** dargestellt ist.

[0028] Dies wird erfindungsgemäß dadurch erreicht, dass aus einer Mantelfläche 13 des Aero-Spikes 4 Luft in Austrittsrichtungen 14 austritt, die "kissenartig" die Mantelfläche 13 umgibt und die abgelöste Grenzschicht 6 von dem Aero-Spike 4 "weg drückt". Hierzu sind in dem Aero-Spike Strömungskanäle 15 vorgesehen, die in die Mantelfläche 13 münden, beispielsweise bei radialer Orientierung. Bei einem derartigen Strömungskanal kann es sich bspw. um

- einen Schlitz, insbesondere einen Längsschlitz oder Querschlitz,
- eine Bohrung,
- eine Perforation,
- beliebige Ausnehmungen

handeln. Gemäß einem besonderen erfindungsgemäßen Vorschlag ist der Aero-Spike 4 zumindest teilweise mit einem porösen Material gebildet, wobei in diesem Fall die Strömungskanäle 15 zumindest teilweise von Poren des porösen Materiales gebildet sein.

[0029] Gemäß **Fig. 7** besitzt der Aero-Spike 4 einen Stirnkörper 24, der hier als Aero-Disk 10 ausgebildet ist und eine vordere Stirnfläche 25 und eine hintere Stirnfläche 26 besitzt. Von der vorderen Stirnfläche 25 geht eine in Richtung der Längsachse 11-11 orientierte Längsausnehmung 16 aus, die beispielsweise als Sacklochbohrung ausgebildet ist und sich teilweise in dem Aero-Spike 4 erstreckt. Hinter der Aero-Disk 10 ist die Längsausnehmung 16 mit einem hohlzylinderförmigen porösen Teilbereich 17 gebildet, bei dem Poren die Strömungskanäle 15 bilden und die Längsausnehmung 16 mit der Mantelfläche 13 strömungsdurchlässig verbinden. Bei bewegtem Flugkörper 1 wirkt ein Staudruck 18 in der Längsausnehmung 16, so dass es infolge des Druckgefälles zwischen dem Staudruck 18 in der Längsausnehmung 16 einerseits und im Bereich der Mantelfläche 13 andererseits zu einem Transport von Luft von der Längsausnehmung 16 zu der Umgebung der Mantelfläche 13 des Aero-Spikes 4 kommt. Der poröse Teilbereich 17 ist vorzugsweise stoffschlüssig an einen endseitigen Teilbereich 19 sowie einem der Stirnfläche 3 zugewandten Teilbereich 20 angebunden. Der endseitige Teilbereich 19 kann ein- oder mehrstückig mit der Aero-Disk 10 ausgebildet sein.

[0030] **Fig. 8** zeigt schematisch eine im Wesentlichen **Fig. 5** entsprechende Umströmung eines Flugkörpers 1 mit dem zugeordneten Druckverlauf über die Längserstreckung des Aero-Spikes 4. Hierbei ist erfindungsgemäß festgestellt worden, dass im Bereich der Ablöseblase 12 ein Druck 21 vorherrscht, der kleiner ist als der Druck 22 im Bereich 9 angelegter Strömung, wobei der Druck 22 im Wesentlichen p_{∞} entspricht. Der Druck 22 im Bereich 9 der angelegten Strömung ist wiederum kleiner als der Druck 23 im Bereich der bugseitigen Ablöseblase 8.

[0031] **Fig. 9** zeigt eine erfindungsgemäße Ausgestaltung des Flugkörpers 1, bei der der Stirnkörper 24 bzw. eine Aero-Disk 10 mit einem porösen Material ausgebildet ist. In Folge der Anströmung in Strömungsrichtung 2 bildet sich im Bereich der vorderen Stirnfläche 25 ein Staudruck aus, welcher bewirkt, dass Luft (vorzugsweise in Richtung der Längsachse 11-11) durch mit den Poren gebildete Strömungskanäle hindurchtritt und aus der hinteren Stirnfläche 26 unter hohem Impulsverlust wieder austritt. Diese Luft führt zu einer Strömung 27 mit geringer Geschwindigkeit benachbart zu dem Stirnkörper und im Bereich der vorderen Mantelfläche des Aero-Spikes, welche bewirkt, dass sich hinter dem Stirnkörper 24 im Umgebungsbereich des Aero-Spikes 4 eine Art Luftkissen bildet, die eine heckseitige Ablöseblase 12 verlängern kann und somit einem Anlegen der Strömung an den Aero-Spike 5 gemäß **Fig. 5** entgegenwirkt (vgl. a. **Fig. 10**).

[0032] In **Fig. 10, 11** sind einzelne Partikel 28 des porösen Materials des Stirnkörpers 24 zu erkennen mit zwischen benachbarten Partikeln 28 ausgebildeten Strömungskanälen 29. In Folge der unregelmäßigen, stochastischen Anordnung der Partikel 28 ist die Längsachse der Strömungskanäle 29 kurvenförmig um die Partikel 28 gewunden. Der Querschnitt der Strömungskanäle 29 kann über den Verlauf desselben variieren. Es versteht sich, dass die Strömungskanäle 29 nicht zwingend in sich geschlossen sind, sondern vielmehr mit benachbarten (Teil-)Strömungskanälen verbunden sein können, so dass diese verzweigen. Vorzugsweise erfolgt vorrangig eine Durchströmung des Stirnkörpers 24 ungefähr parallel zur Längsachse 11-11, was durch die Ausbildung der Strömungskanäle 29 und das verwendete Herstellungsverfahren für das poröse Material vorgegeben sein kann und/oder durch die Druckverhältnisse, nämlich eine starke Druckdifferenz im Bereich der vorderen Stirnfläche 25 einerseits und der hinteren Stirnfläche 26 andererseits begünstigt sein kann.

[0033] **Fig. 12, 13** zeigen eine alternative Ausführungsform, bei der der Stirnkörper 24 anstelle der Strömungskanäle in Folge der Porosität oder zusätzlich zu diesen Bohrungen 30 besitzt, die parallel zur Längsachse 11-11 orientiert sind. Die Bohrungen 30 können gleichmäßig sowohl in radialer Richtung als auch in Umfangsrichtung verteilt sein oder, wie aus **Fig. 13** ersichtlich ist, unregelmäßig verteilt sein.

[0034] **Fig. 14** zeigt eine Ausführungsform der Erfindung, bei der der Stirnkörper 24 im Wesentlichen entsprechend dem in den **Fig. 10, 11** dargestellten Stirnkörper ausgebildet ist. Zwischen einer Stirnfläche 25 des Aero-Spikes und der rückseitigen Stirnfläche 26 des Stirnkörpers 24 ist ein Zwischenraum 31 gebildet, in den im Bereich der hinteren Stirnfläche 26 Luft aus den Strömungskanälen 29 eintritt. Über die Stirnfläche 25 des Aero-Spikes 4 wird diese Luft radial nach außen umgelenkt soweit, dass diese die Mantelfläche des Aero-Spikes 4 (mit geringer Geschwindigkeit) umströmen kann und hier, wie bereits zuvor erläutert, ein "Luftkissen" bilden

kann. In Fig. 12 ist ein erforderliches Befestigungselement zwischen dem Aero-Spike 4 sowie dem Stirnkörper 24 nicht dargestellt, wobei dieses beliebig ausgebildet sein kann, beispielsweise geradlinig oder gekrümmt als sich zwischen den beiden den Zwischenraum begrenzenden Bauelementen erstreckende Strebe, mehrere derartige Streben oder Ähnliches, wobei über ein derartiges Befestigungselement ergänzend eine Strömungsberuhigung und/oder eine Umlenkung der Strömung erfolgen kann. Ebenfalls möglich ist, dass ein derartiges Befestigungselement ebenfalls porös ausgebildet ist.

[0035] Bei grundsätzlich Fig. 14 entsprechender Ausgestaltung mit einem Zwischenraum 31 zwischen Aero-Spike 4 und Stirnkörper 24 besitzt gemäß Fig. 15 der poröse oder nicht poröse Stirnkörper 24 eine zentrische Durchgangsbohrung 32, die koaxial zur Längsachse 11-11 orientiert ist. Die Durchgangsbohrung 32 besitzt im Bereich der vorderen Stirnfläche 25 einen Durchmesser, der kleiner ist als der Durchmesser der Stirnfläche 5 des Aero-Spikes 4. Der Durchmesser der Durchgangsbohrung 32 vergrößert sich in Richtung des Aero-Spikes 4 kontinuierlich in einem Ausmaß derart, dass der Durchmesser der Durchgangsbohrung 32 im Bereich der hinteren Stirnfläche 26 größer ist als der der Stirnfläche 5 des Aero-Spikes 4. In einem Halblängsschnitt ist die Durchgangsbohrung beliebig kurvenförmig ausgebildet, beispielsweise halbkreisförmig oder parabelförmig. Für eine derartige Gestaltung kann somit die Strömung 27 bereits in der Durchgangsbohrung 32 eine radial orientierte Komponente erhalten, während weiterhin die Stirnfläche 5 des Aero-Spikes für eine Umlenkung der Luft radial nach außen in dem Zwischenraum 31 erforderlich sein kann.

[0036] Für das in Fig. 17 dargestellte Ausführungsbeispiel tritt die Luft vorrangig parallel zur Längsachse 11-11 durch den porösen Stirnkörper 24 hindurch. In dem dem Stirnkörper 24 benachbarten Endbereich 33 ist der Aero-Spike 4 kegelförmig ausgebildet, was zur Folge hat, dass die Strömung 27 entsprechend dem Öffnungswinkel des kegelförmigen Endbereiches 33 mit einer radialen Komponente versehen wird und sich die Strömung 27 mit geringer Geschwindigkeit an die weitere Mantelfläche des Aero-Spikes 4 zur Ausbildung eines "Luftkissens" anlegen kann.

[0037] Fig. 18 zeigt die Befestigung des Stirnkörpers 24 über einen stangenförmigen Aero-Spike 4 an einer Stirnfläche 3 des Flugkörpers 1, wobei der Aero-Spike 4 mit einem konstanten Durchmesser mit einem Vollprofil oder Hohlprofil aus geschlossenem oder porösem Material ausgebildet sein kann. Aero-Spike 4 sowie Stirnkörper 24 sind koaxial zur Längsachse 11-11 angeordnet.

[0038] Für das in Fig. 19 dargestellte Ausführungsbeispiel erstreckt sich der Aero-Spike 4 nicht vollständig bis zu der Stirnfläche 3 des Flugkörpers 1. Vielmehr beträgt die Länge des Aero-Spikes 4 lediglich ca. 2/3 des Abstands des Stirnkörpers 24 von der Stirnfläche 3. Der Aero-Spike 4 ist in diesem Fall über ein zusätzliches Hal-

teelement 34 gehalten, welches in einem Endbereich an der Stirnfläche 3 angebunden ist sowie im anderen Endbereich an dem der Stirnfläche 3 zugewandten Endbereich des verkürzten Aero-Spikes 4 angebunden ist. Bei dem Halteelement 4 kann es sich beispielsweise um mehrere über den Umfang verteilte Streben handeln. Vorzugsweise ist das Halteelement 34 als kegelartiger Körper ausgebildet mit in Umfangsrichtung durchgehender Mantelfläche.

[0039] Fig. 20 zeigt eine im Wesentlichen Fig. 19 entsprechende Ausgestaltung, wobei allerdings hier sowohl der Stirnkörper 24 als auch der Aero-Spike 4 mit oder aus einem porösen Material gebildet sind. Für das in Fig. 20 dargestellte Ausführungsbeispiel besitzt der Aero-Spike eine koaxial zur Längsachse 11-11 orientierte Längsausnehmung 16, die sich als einseitig offene Bohrung von einem Innenraum des Halteelementes 34 bis zu dem Stirnkörper 24 erstreckt.

[0040] Für das in Fig. 21 dargestellte Ausführungsbeispiel ist der Aero-Spike 4 vollständig entfallen, wobei sich in diesem Fall das Halteelement 34 von der Stirnfläche 3 des Flugkörpers 1 bis zu dem Stirnkörper 24 erstreckt.

[0041] Schließlich zeigt Fig. 22 die Ausbildung des Halteelementes 24 als Strebe 35. Die Strebe ist ungefähr bündig an die Mantelfläche des Flugkörpers bei anfänglich paralleler Orientierung zur Längsachse 11-11. Da für das dargestellte Ausführungsbeispiel der Stirnkörper 24 einen geringeren Durchmesser besitzt als die Stirnfläche 3 des Flugkörpers 1 ist die Strebe 35 in dem dem Stirnkörper 24 zugewandten Endbereich in Richtung der Längsachse 11-11 gekrümmt ausgebildet und in dem in Fig. 22 unteren Randbereich an dem Stirnkörper 24 angebunden.

[0042] Abweichend zu der in den Fig. 9 bis 22 dargestellten scheibenförmigen Ausbildung des Stirnkörpers 24 kann dieser eine beliebige Geometrie aufweisen, beispielsweise als poröse Kugel, Halbkugel, Kegel, als rotationssymmetrischer Körper, als Vollmaterial oder innen hohl oder als Material mit einer porösen äußeren Schale ausgebildet sein.

[0043] In Fig. 15 bildet die Stirnfläche 5, in Fig. 17 die Mantelfläche des Endbereichs 33, in Fig. 14 die Stirnfläche 5 eine Umlenkeinrichtung 36, die eine grundsätzlich parallel zur Längsachse 11-11 orientierte Strömung 27 an dem Aero-Spike 4 vorbeiführt unter Erzeugung zumindest einer radial orientierten Komponente der Strömung 27.

[0044] In den Figuren sind die Partikel zur Bildung der Poren schematisch und vergrößert dargestellt. Beispielsweise können die Poren für den Einsatz eines Sintermetalles eine Porengröße von ca. 10 µm bis ca. 0,3 mm besitzen.

BEZUGSZEICHENLISTE

[0045]

1 Flugkörper

2 Strömungsrichtung
 3 Stirnfläche Flugkörper
 4 Aero-Spike
 5 Stirnfläche Aero-Spike
 6 abgelöste Grenzschicht
 7 Ablösewinkel
 8 bugseitige Ablöseblase
 9 Bereich angelegter Strömung
 10 Aero-Disk
 11 Längsachse
 12 heckseitige Ablöseblase
 13 Mantelfläche
 14 Austrittsrichtung
 15 Strömungskanal
 16 Längsausnehmung
 17 poröser Teilbereich
 18 Staudruck
 19 endseitiger Teilbereich
 20 nasenseitiger Teilbereich
 21 Druck
 22 Druck
 23 Druck
 24 Stirnkörper
 25 vordere Stirnfläche
 26 hintere Stirnfläche
 27 Strömung
 28 Partikel
 29 Strömungskanal
 30 Bohrung
 31 Zwischenraum
 32 Durchgangsbohrung
 33 Endbereich
 34 Halteelement
 35 Strebe
 36 Umlenkeinrichtung

5

10

15

20

25

30

35

5. Flugkörper nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Stirnkörper (24) eine quer zur Längsachse (11-11) des Flugkörpers (1) orientierte Stirnfläche (25) aufweist.
6. Flugkörper nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** stromabwärts der Strömungskanäle (29) des Stirnkörpers (24) eine Umlenkeinrichtung (36) vorgesehen ist, die die Strömungskanäle (29) durchströmende Luft radial nach außen umlenkt.
7. Flugkörper nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Aero-Spike (4) mit einer Stange gebildet ist, welche den Stirnkörper (24) trägt und die über einen Tragkörper, Halteelement (34) oder mindestens eine Strebe (35) gegenüber der vorderen Stirnfläche (3) abgestützt ist.
8. Flugkörper nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Stirnkörper (24) und die oder eine den Stirnkörper (24) tragende Stange oder Strebe (35) mit einem porösen Material gebildet sind.
9. Flugkörper nach einem der vorhergehenden Ansprüche 1 bis 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Stirnkörper (24) über eine abseits der Längsachse (11-11) des Flugkörpers (1) verlaufende Strebe (35) gegenüber der vorderen Stirnfläche (3) abgestützt ist.

Patentansprüche

1. Flugkörper für den Überschallbereich mit einem sich von einer vorderen Stirnfläche (3) erstreckenden Aero-Spike (4), wobei der Aero-Spike (4) einen Stirnkörper (24) aufweist, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Stirnkörper (24) mit einem porösen Material gebildet ist, dessen offene Poren Strömungskanäle (29) bilden.
2. Flugkörper nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Stirnkörper (24) mit einem Sintmaterial gebildet ist.
3. Flugkörper nach Anspruch 1 oder 2, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Stirnkörper (24) mit Keramik gebildet ist.
4. Flugkörper nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Stirnkörper (24) eine Aero-Disk (10) ist.

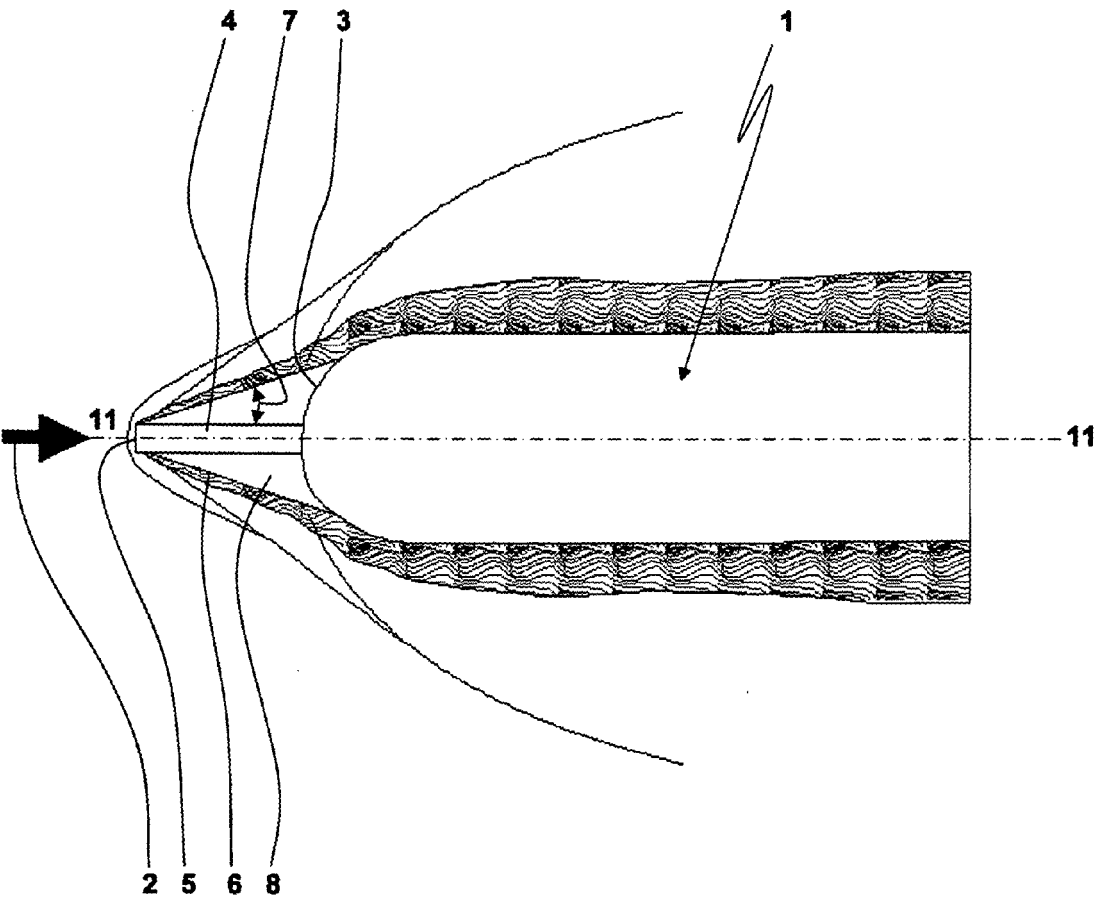


Fig. 1

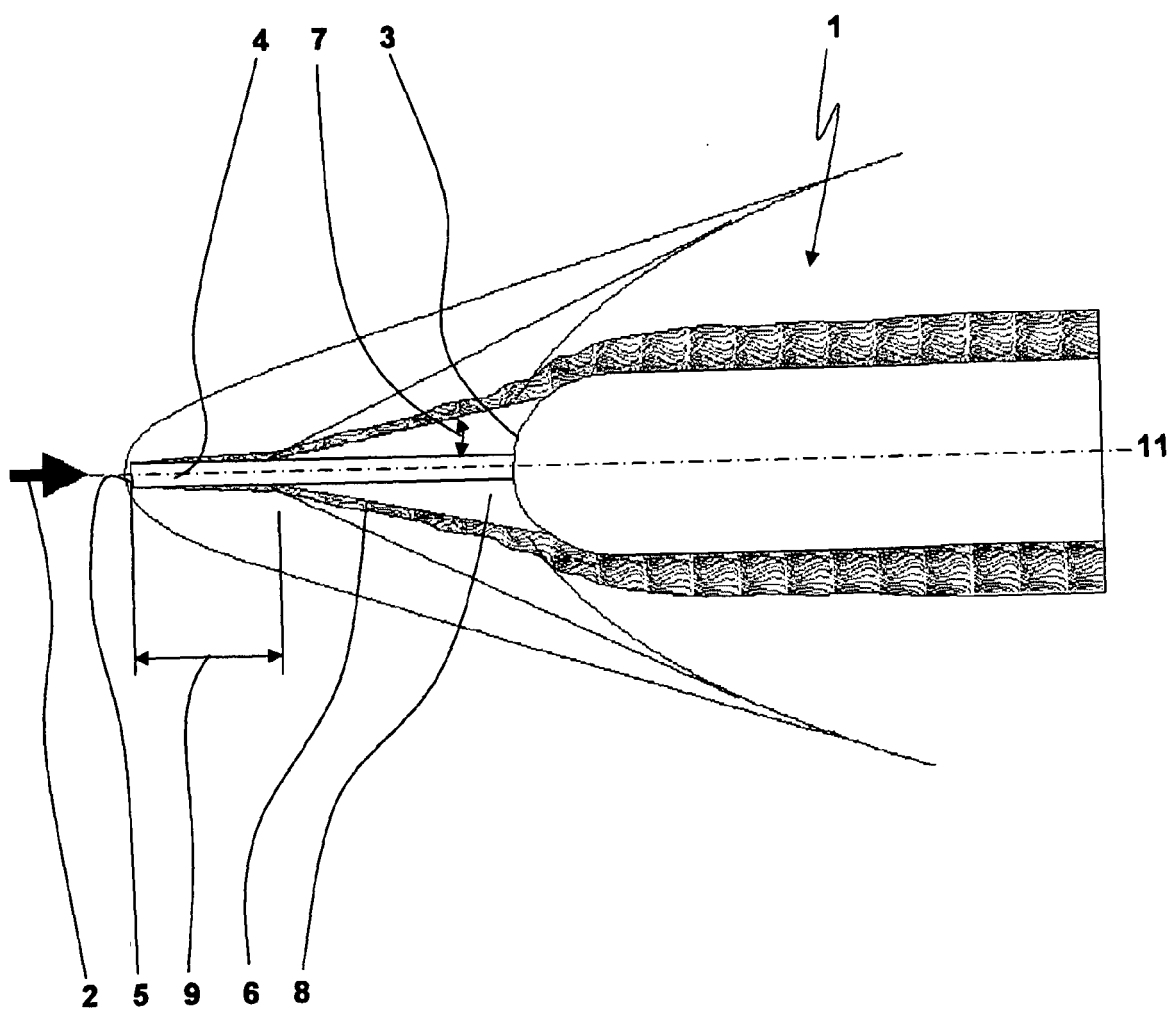


Fig. 2

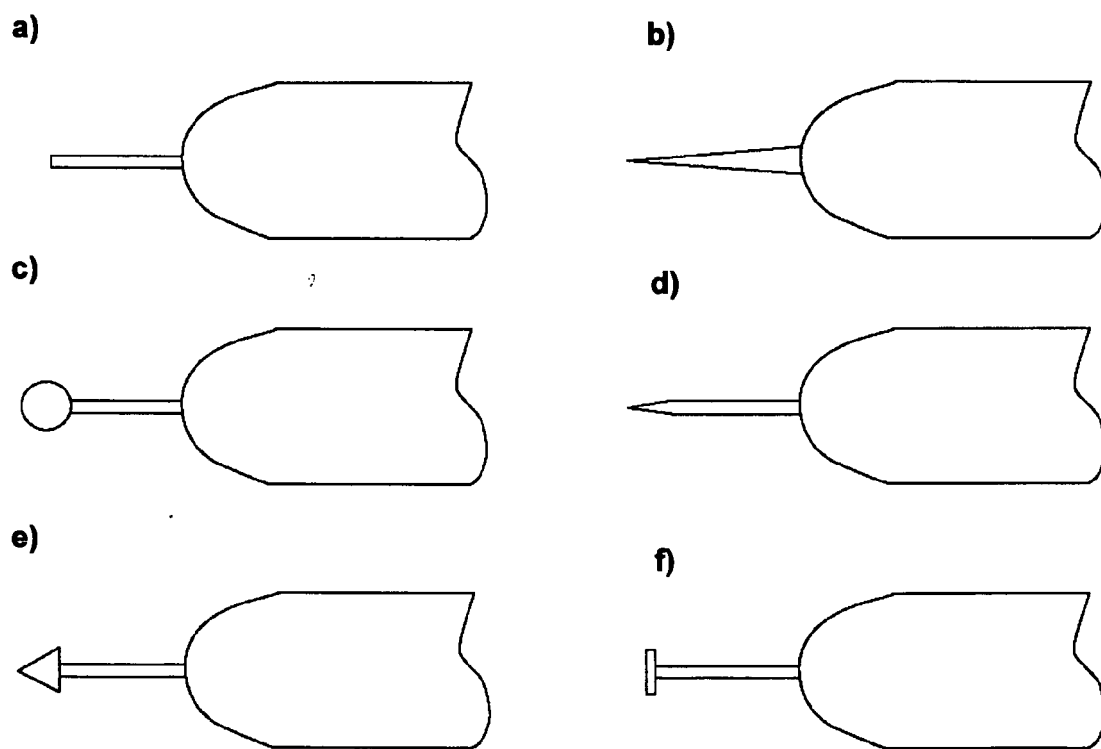


Fig. 3

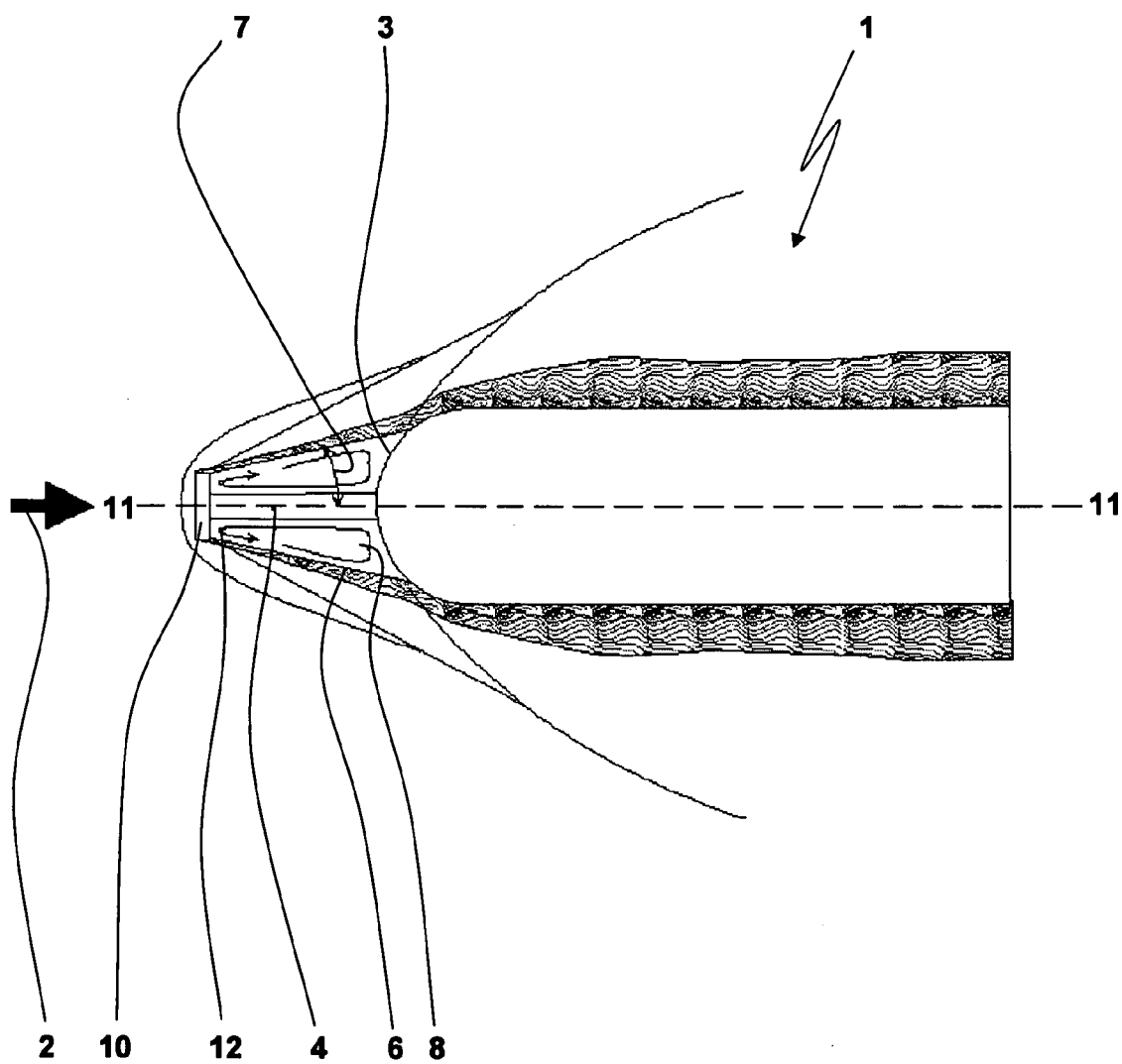


Fig. 4

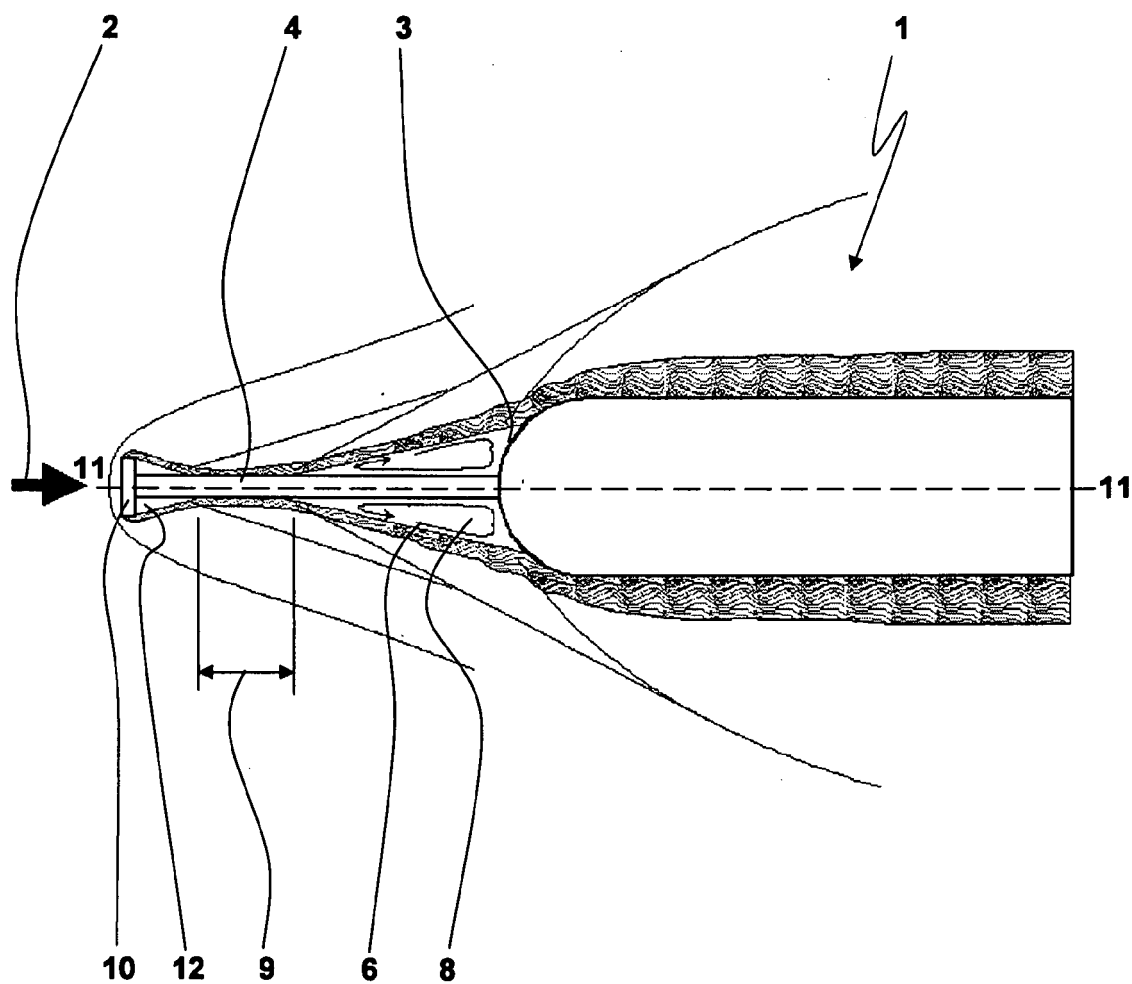


Fig. 5

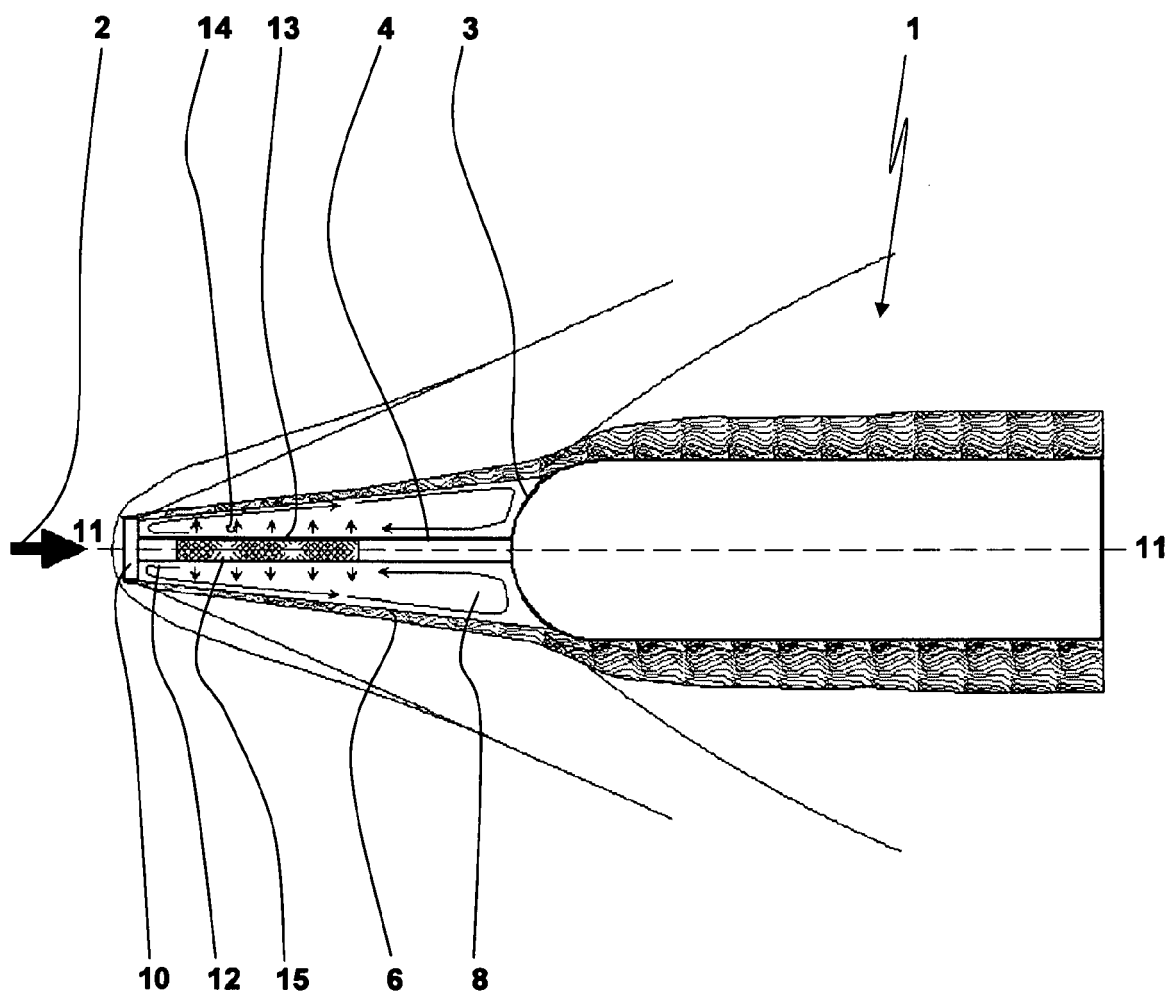


Fig. 6

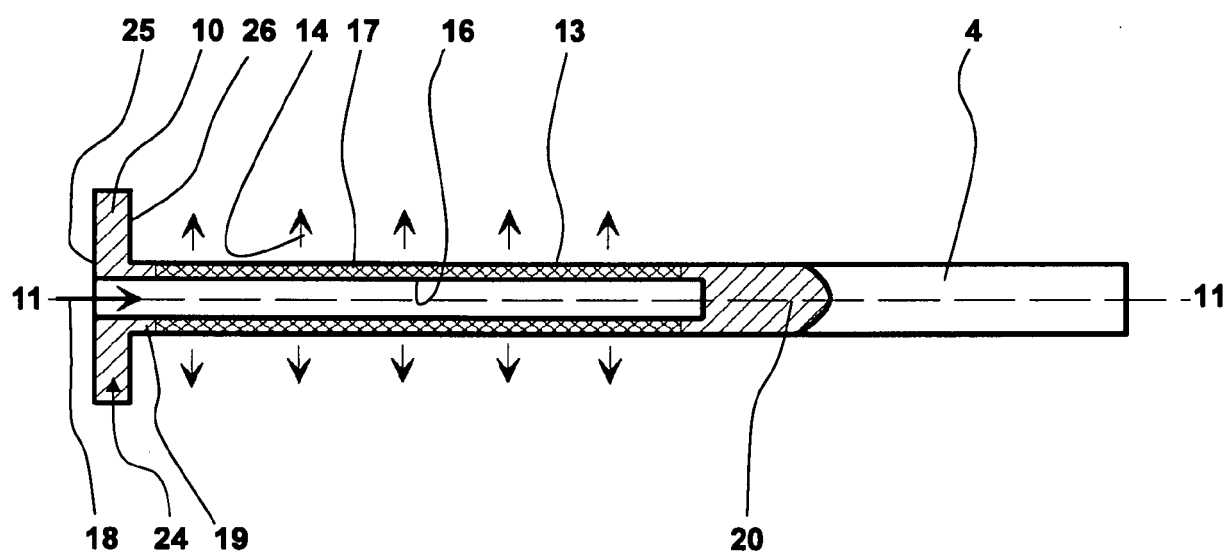


Fig. 7

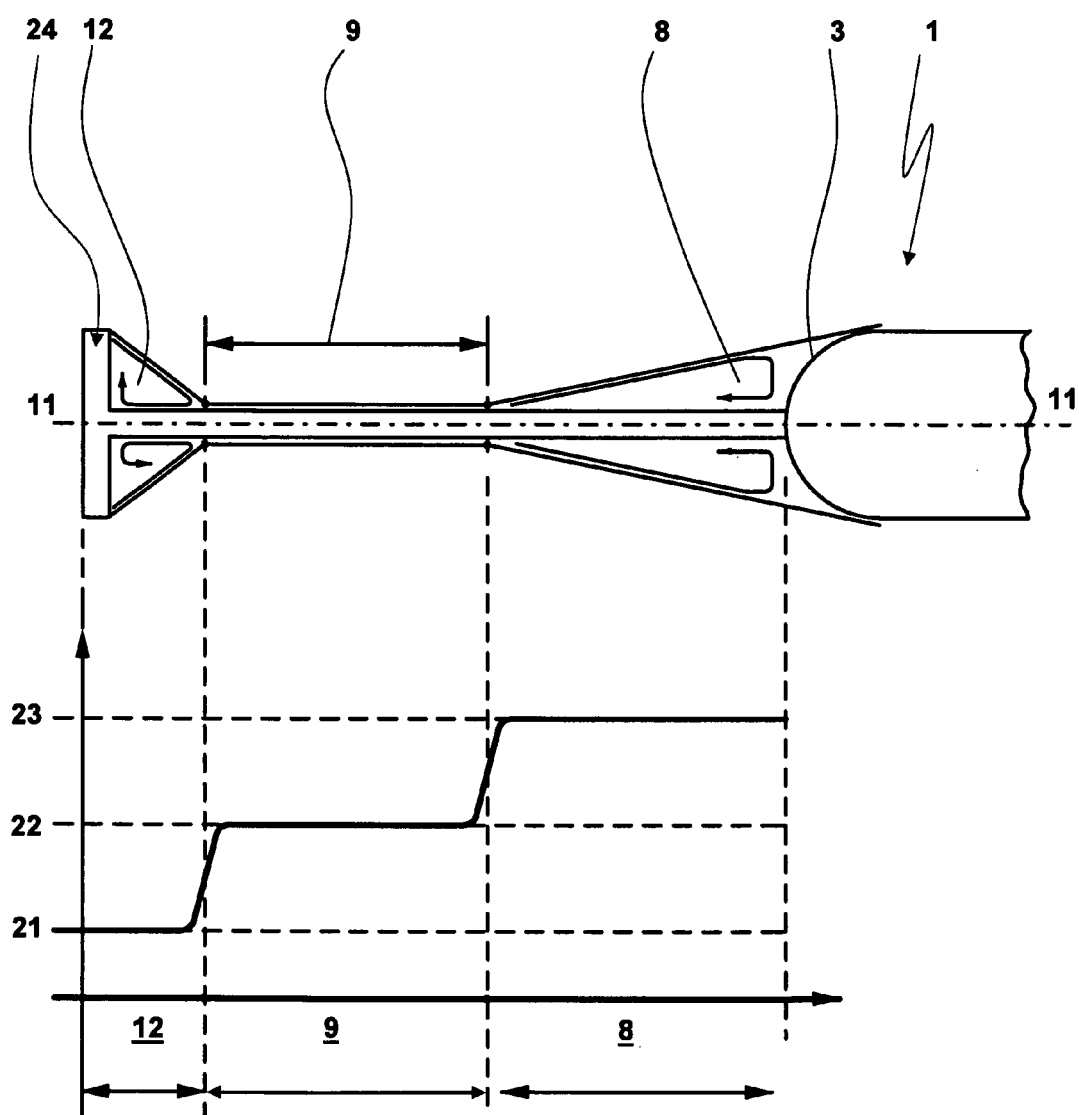


Fig. 8

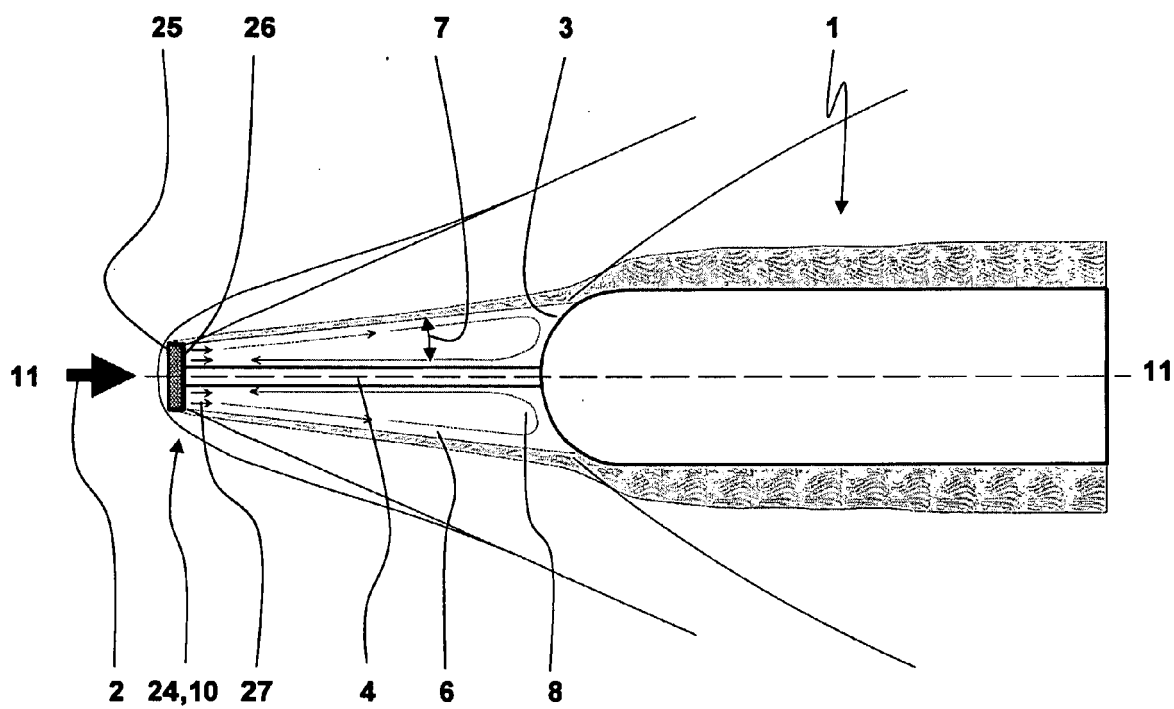


Fig. 9

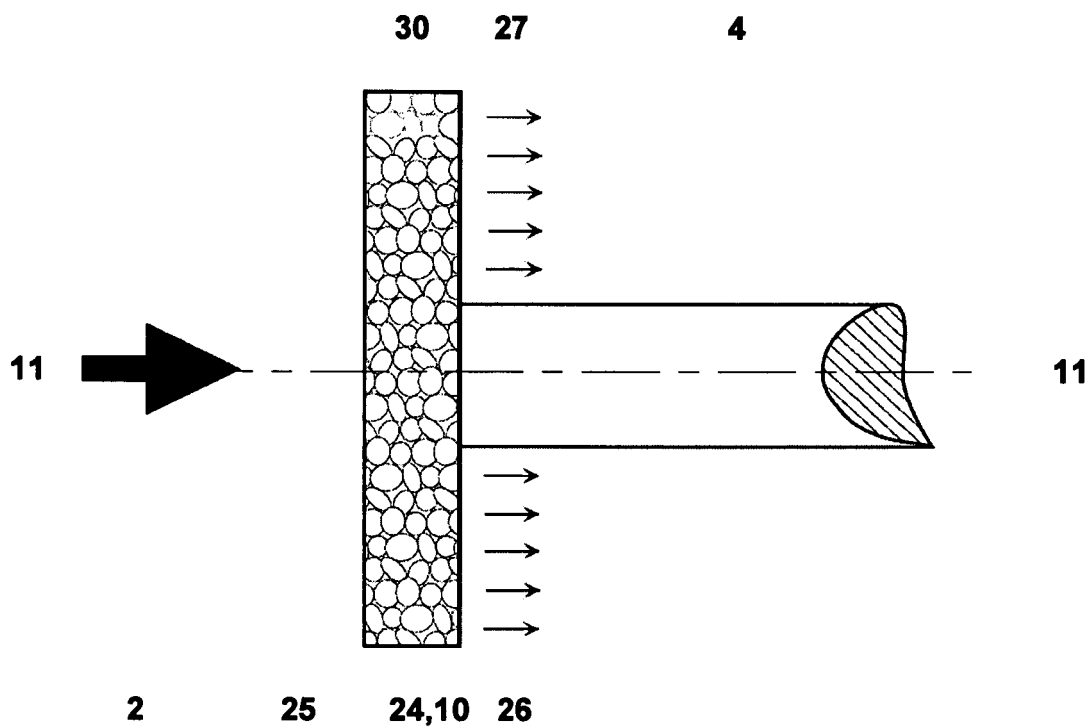


Fig. 10

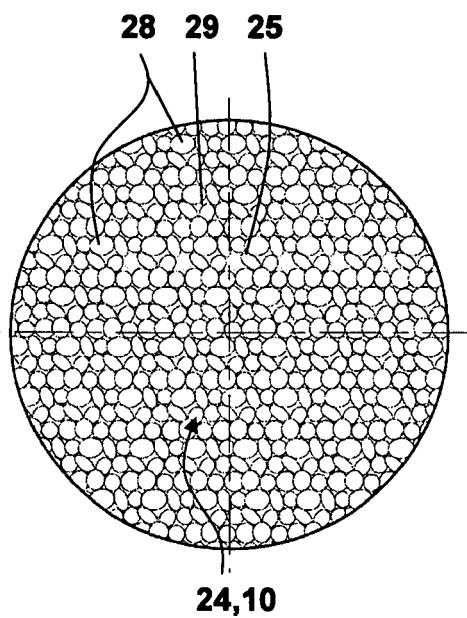


Fig. 11

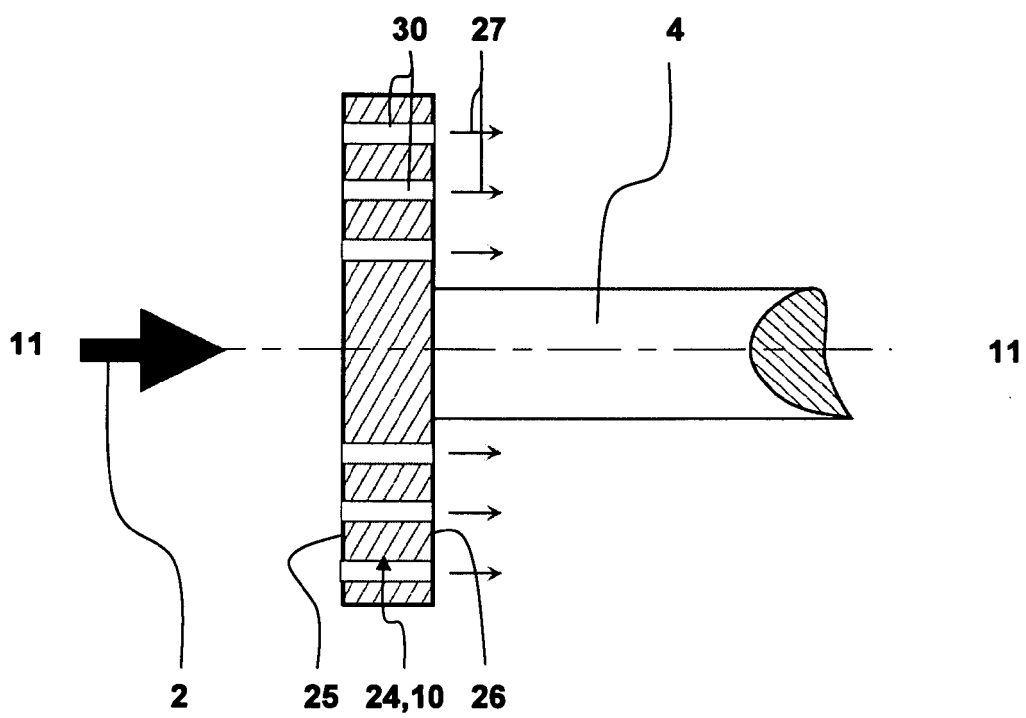


Fig. 12

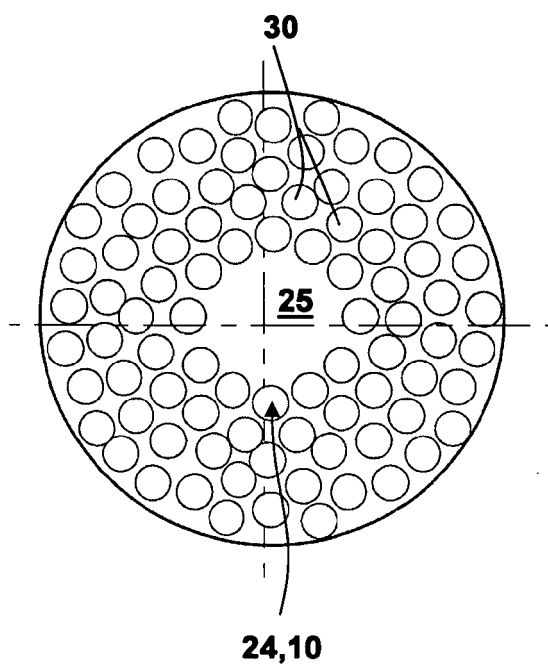


Fig. 13

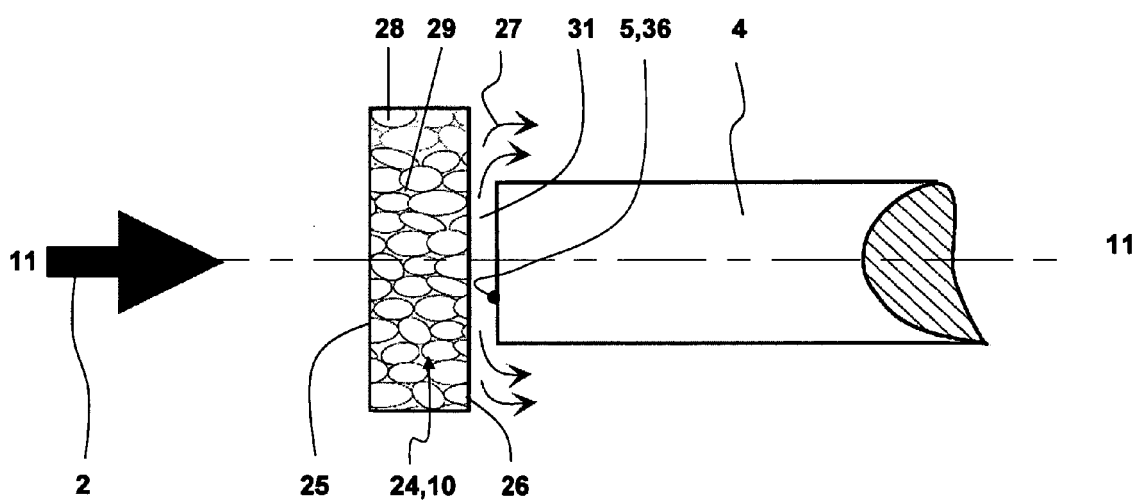


Fig. 14

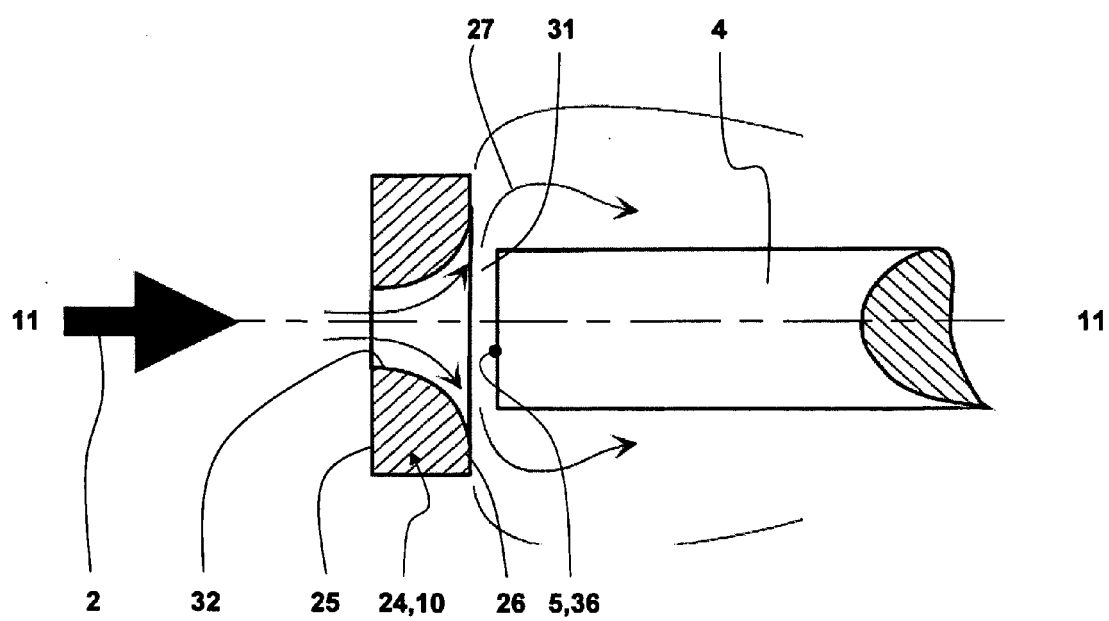


Fig. 15

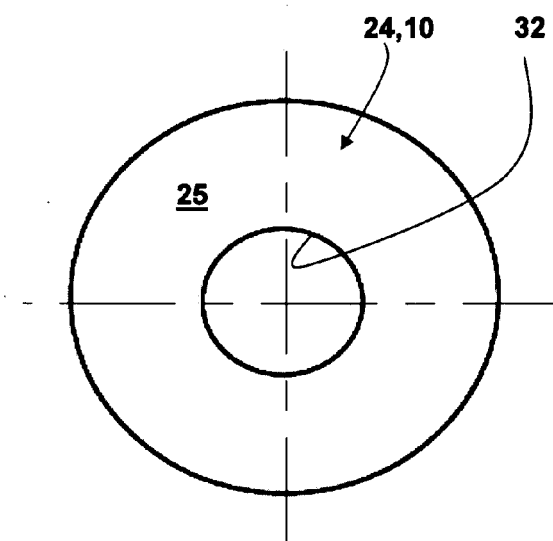


Fig. 16

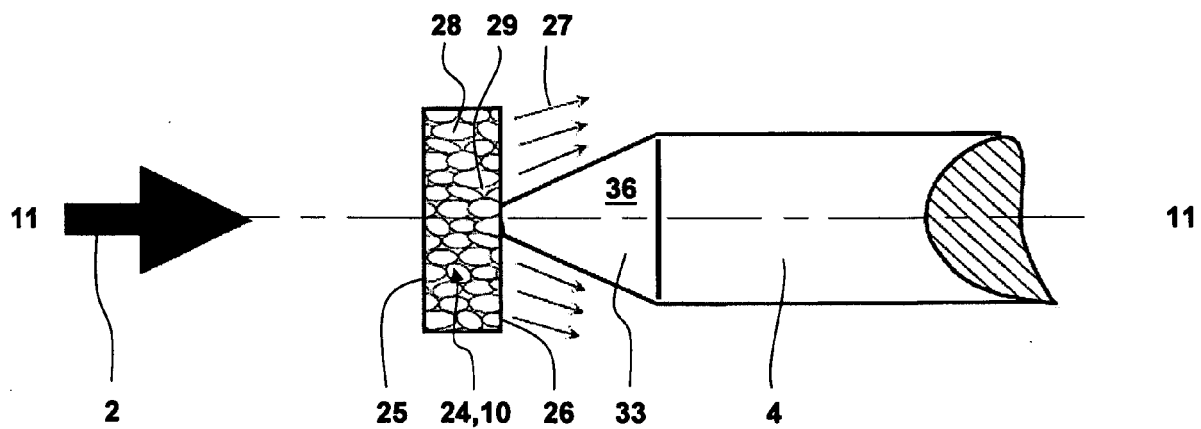


Fig. 17

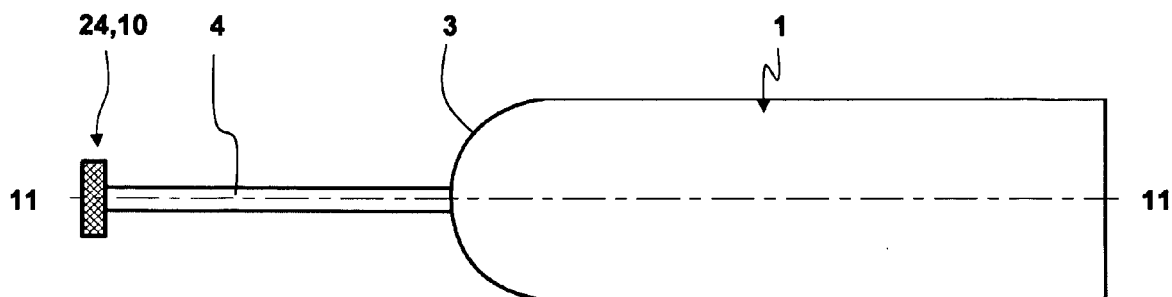


Fig. 18

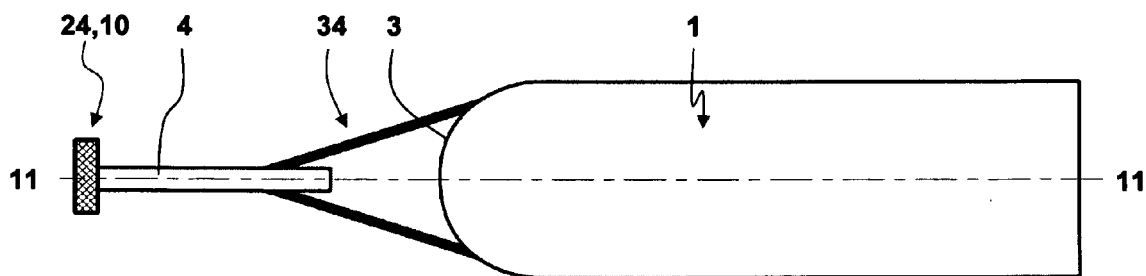


Fig. 19

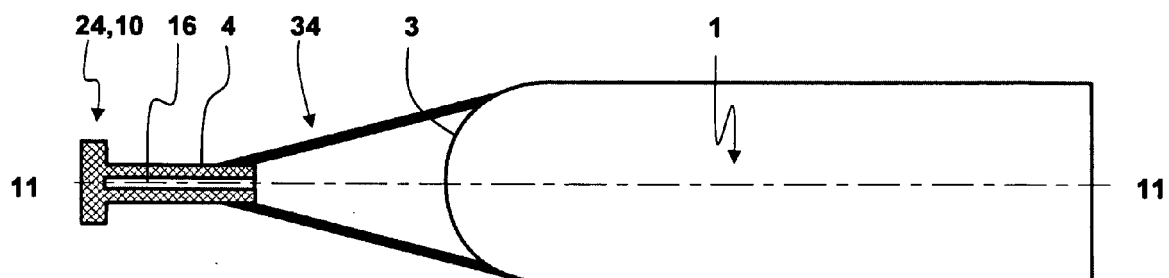


Fig. 20

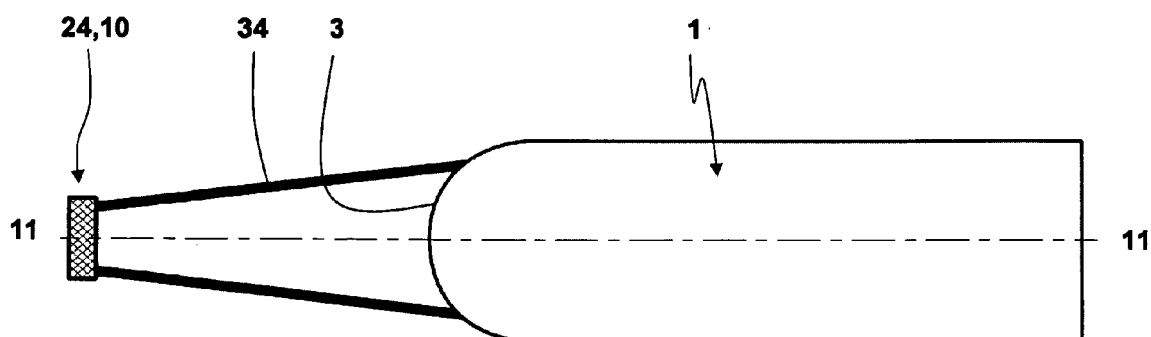


Fig. 21

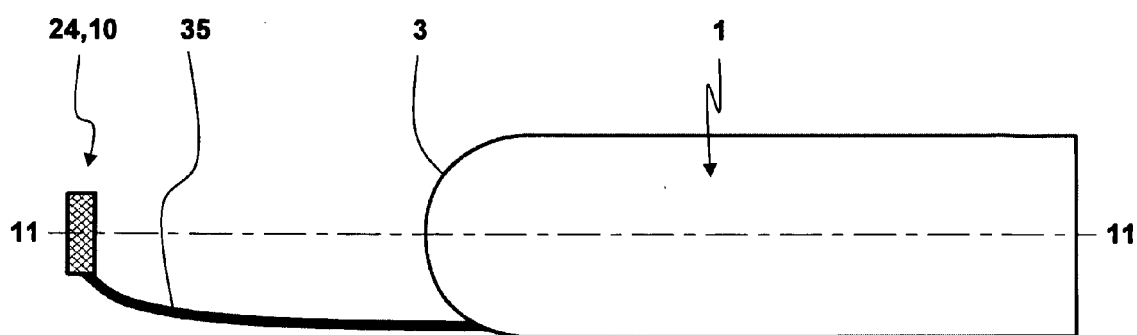


Fig. 22



Europäisches
Patentamt

EUROPÄISCHER RECHERCHENBERICHT

Nummer der Anmeldung
EP 07 02 4073

EINSCHLÄGIGE DOKUMENTE			
Kategorie	Kennzeichnung des Dokuments mit Angabe, soweit erforderlich, der maßgeblichen Teile	Betrifft Anspruch	KLASSIFIKATION DER ANMELDUNG (IPC)
Y	DE 199 53 701 A1 (LFK GMBH [DE]) 23. Mai 2001 (2001-05-23) * das ganze Dokument *	1-5	INV. F42B10/46
Y	US 3 713 607 A (HILL J ET AL) 30. Januar 1973 (1973-01-30) * das ganze Dokument *	1-5	
Y	US 2003/132351 A1 (BILLMAN GARRETT M [US] ET AL) 17. Juli 2003 (2003-07-17) * Absatz [0028] * * Absatz [0038] - Absatz [0039] * * Abbildungen *	1-5	
A	US 6 091 375 A (GOTO TOMOJI [JP] ET AL) 18. Juli 2000 (2000-07-18) * Zusammenfassung * * Abbildungen *	2,3	
Der vorliegende Recherchenbericht wurde für alle Patentansprüche erstellt			RECHERCHIERTE SACHGEBIETE (IPC)
			F42B B64C
Recherchenort		Abschlußdatum der Recherche	Prüfer
Den Haag		2. April 2008	Vermander, Wim
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 : mündliche 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 anderen Gründen angeführtes Dokument & : Mitglied der gleichen Patentfamilie, übereinstimmendes Dokument			

 1
EPO FORM 1503 03/02 (P04C03)

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

EP 07 02 4073

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

02-04-2008

Im Recherchenbericht angeführtes Patentdokument	Datum der Veröffentlichung	Mitglied(er) der Patentfamilie	Datum der Veröffentlichung
DE 19953701 A1	23-05-2001	CA 2325763 A1	08-05-2001
		JP 2001174200 A	29-06-2001
		US 6581870 B1	24-06-2003
US 3713607 A	30-01-1973	KEINE	
US 2003132351 A1	17-07-2003	KEINE	
US 6091375 A	18-07-2000	JP 10013129 A	16-01-1998

EPO FORM P0461

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

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

- JP 2001174200 A [0006]
- JP 05254497 A [0007]
- US 3713607 A [0008] [0008]
- US 3643901 A [0009] [0009] [0018]
- US 6698684 B1 [0010]
- DE 2006003638715 [0011]
- DE 1022006025270 [0012]
- DE 2006015952 [0013]
- DE 2006025270 [0016]
- DE 102006025270 [0016] [0016] [0016] [0018] [0019] [0019] [0019]

In der Beschreibung aufgeführte Nicht-Patentliteratur

- **CHANG, P.K.** Separation of Flow. Pergamon Press, 1970, 777 [0005]
- **FOMIN V.M ; TRETYAKOV P.K ; TARAN J.-P.** Flow control using various plasma and aerodynamic approaches (Short review. *Aerospace Science and Technology*, 2004, vol. 8, 411-421 [0005]
- **GNEMMIP. ; SRULIJES J. ; ROUSSEL K ; RUNNE K.** Flowfield Around Spiked-Tipped Bodies for High Attack Angles at Ach 4.5. *Journal of Spacecraft and Rockets*, September 2003, vol. 40 (5), 622-631 [0005]
- **HUEBNER L.D ; MITCHELL A.M ; BOUDREAUX E.J.** Experimental Results on the Feasibility of an Aerospoke Hypersonic Missiles. *AIAA Paper 95-0737*, Januar 1995 [0005]
- **BOUDREAUX E.J ; KRISHNAMURTY V.S ; MITCHELL A.M ; SHYY W.** Experiments and Analysis of an Aerospoke Flow Environment for Protecting Infrared Missile Dome," RTO-MP-5, Proceedings of the RTO-Meeting "Missile Aerodynamics. *NATO RTO*, 11. Mai 1998 [0005]
- **REDING J.P ; GUENTHER R.A ; JECMEN D.M.** Scale Effects on Fluctuating Pressures in Spike-Induced Flow Separation. *Journal of Spacecraft and Rockets*, Marz 1980, vol. 17 (2), 112-118 [0005]