

(19)



(11)

EP 1 813 907 A1

(12)

EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG

(43) Veröffentlichungstag:
01.08.2007 Patentblatt 2007/31

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

(21) Anmeldenummer: **07001443.6**

(22) Anmeldetag: **24.01.2007**

(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 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: **26.01.2006 DE 102006003638**

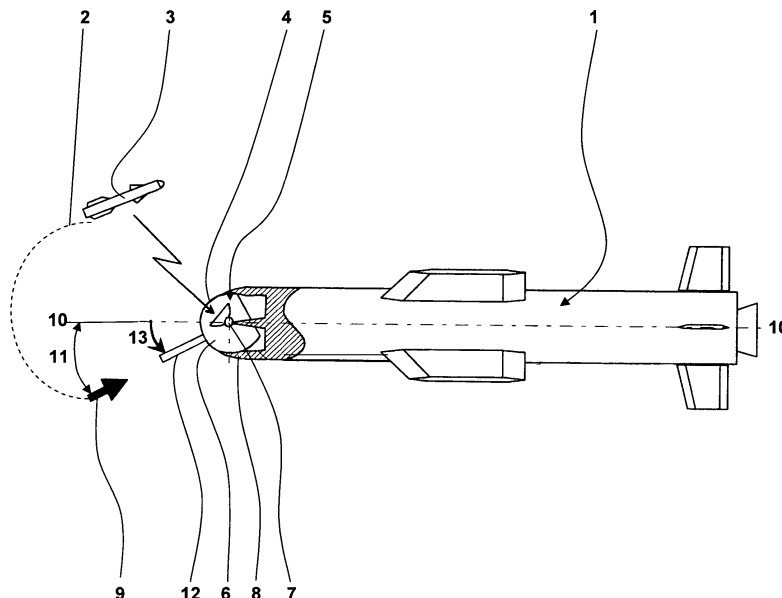
(74) Vertreter: **Rehberg Hüppe + Partner**
Nikolausberger Weg 62
37073 Göttingen (DE)

(54) Flugkörper für den Überschallbereich

(57) Die Erfindung betrifft einen Flugkörper (1), der im Überschallbereich eingesetzt ist. Bekannte derartige Flugkörper besitzen Strömungsleitelemente in Form von so genannten "Aero-Spikes" (12), unter Einsatz welcher die Anströmung einer vorderen Stirnfläche (4) reduziert wird. Diese Wirkung des Aero-Spikes (12) wird allerdings

dann signifikant verringert, wenn sich ein Anströmwinkel (11) ungleich Null ergibt.

Erfindungsgemäß wird vorgeschlagen, dass der Aero-Spike (12) durch aktive oder passive Maßnahmen verschwenkt wird, so dass der Aero-Spike (12) in Richtung der Strömung (9) ausgerichtet werden kann.

**Fig. 1****EP 1 813 907 A1**

Beschreibung

TECHNISCHES GEBIET DER ERFINDUNG

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

STAND DER TECHNIK

[0002] Eine Anordnung von einem Strömungsleitелеment in Form eines Dorns, eines so genannten "Spikes" oder "Aero-Spikes" zur Druck- und/oder Temperaturminderung auf einer vorderen Stirnfläche eines Flugkörpers bei Überschallgeschwindigkeit ist mittlerweile seit über 50 Jahren bekannt, vgl.

Chang, P. K., "Separation of Flow", Pergamon Press, 1970. [1]

[0003] Weiterer Wissensstand zur allgemeinen Problematik der Widerstandsreduzierung an stumpfen Körpern sowie zur Anwendung von Aero-Spikes ist den folgenden Literaturstellen zu entnehmen: Bertin J., "Hypersonic Aerothermodynamics", AIAA Education Series, 1994 [2]

Formin V.M., Tretyakov P.K., Taran J.-P. "Flow Control Using Various Plasma And Aerodynamic Approaches (Short Review)", Aerospace Science and Technology, 8, 2004, Seiten 411-421 [3]

Kremeyer K., "Lines of Pulsed Energy for Supersonic/Hypersonic Drag Reduction; Generation and Implementation", AIAA-2004-0984, AIAA, 2004 (s. a.: Kremeyer, K., USPTO,

Patent Nr. US 6,527,221 B1, Mai 2000 [[4]

Gnemmi P., Srulijes J., Roussel K., Runne K., "Flowfield Around Spiked-Tipped Bodies for High Attack Angles at Mach 4.5", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 40, Nr. 5, Seiten 622-631, Sept.-Okt. 2003 [[5]

[0004] Ein bekanntes Beispiel für einen Einsatz eines Aero-Spikes für einen Flugkörper ist die Lockheed Martin TRITDENT Langstreckenrakete. Aero-Spikes werden unmittelbar an einer beispielsweise halbsphärischen Nase oder einem Zielsuchkopf des Flugkörpers angebracht und sind entlang einer Längsachse des Flugkörpers ausgerichtet. Im Geradeausflug kann der Aero-Spike durch eine induzierte Strömungsablösung im Bereich des distalen Endes des Aero-Spikes, die als Ergebnis der Wechselwirkung des Bugstoßes mit der Grenzschicht an dem Aero-Spike zustande kommt, zu einer deutlichen Verminderung des Wellenwiderstands, die in [1] mit bis zu 80 % beziffert wird, führen.

[0005] In DE 199 53 701 C2 ist bereits erkannt worden, dass für eine Anströmung des Flugkörpers, die nicht exakt in Richtung der Längsachse des Flugkörpers erfolgt, die an dem distalen Ende des Aero-Spikes abgelöste Strömung fast ganz auf eine als Lee-Seite oder Abwindseite bezeichnete Seite verdrängt wird, während im Bereich einer Luv-Seite oder Anwindseite größtenteils die

volle Außenströmung auf die Stirnfläche des Flugkörpers trifft. Trotz des Einsatzes des Aero-Spikes treten für derartige Anströmbedingungen unerwünschte Temperatur- und Druckerhöhungen auf. Zur Abhilfe schlägt die Druckschrift vor, den Aero-Spike nicht als Dorn mit konstantem Querschnitt und mit einer Spitze oder einem Teller am distalen Ende auszubilden, sondern vielmehr an dem distalen Ende einen kugel-, ellipsoid- oder tropfenförmigen Aufsatz vorzusehen. Dies hat zur Folge, dass ein Verdichtungsstoß im Bereich des distalen Endes des Aero-Spikes auftritt, der aber sofort durch einen Verdünnungsfächer abgeschwächt wird. Hinter dem Verdünnungsfächer tritt an dem Aufsatz eine Ablösung ein. Die abgelöste Strömung vermischt sich mit der Strömung hinter dem Verdünnungsfächer und tritt sowohl auf der Luv-Seite als auch auf der Lee-Seite auf, wohin sie dann ebenfalls abgedrängt wird. Die abgelöste Strömung beaufschlagt die gesamte vordere Stirnfläche des Flugkörpers, so dass die Stirnfläche praktisch gänzlich einer Reduzierung des Drucks und damit des Widerstands und der Temperatur ausgesetzt wird. Der beispielsweise kugelförmige Aufsatz soll daher dazu führen, dass die Umströmung der vorderen Stirnfläche des Flugkörpers vom Anstellwinkel weitestgehend unabhängig gestaltet werden kann.

[0006] Aus US 3,713,607 ist ein hohlzylinderförmiger Aero-Spike für einen Überschall-Flugkörper bekannt, wobei die Mantelfläche des Aero-Spikes perforiert ist. Die Befestigung des Aero-Spikes an der vorderen Stirnseite des Flugkörpers ist derart, dass mit der Fertigung des Flugkörpers oder vor einem Start des Flugkörpers eine Einstellung des Winkels des Aero-Spikes gegenüber der Längsachse des Flugkörpers ermöglicht ist.

[0007] Weiterer Stand der Technik ist aus AIAA 95-0737, DE 36 12 175 C1 und US 6,527,221 B1 bekannt.

AUFGABE DER ERFINDUNG

[0008] Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, einen Flugkörper mit einem Aero-Spike vorzuschlagen, bei dem mit alternativ oder kumulativ zu den zuvor erwähnten Maßnahmen vorgeschlagenen Gestaltungsmerkmalen negative Auswirkungen einer Anströmung des Flugkörpers unter einem Anströmwinkel gegenüber der Längsachse des Flugkörpers zumindest verringert sind.

LÖSUNG

[0009] Die Aufgabe der Erfindung wird erfindungsgemäß mit den Merkmalen des unabhängigen Patentanspruchs 1 gelöst. Weitere Ausgestaltungen der Erfindung sind den abhängigen Patentansprüchen 2 bis 12 zu entnehmen.

BESCHREIBUNG DER ERFINDUNG

[0010] Die vorliegende Erfindung basiert auf dem Grundgedanken, den Flugkörper mit dem Aero-Spike

nicht (ausschließlich) durch a-priori-Maßnahmen oder vor dem Start des Flugkörpers getroffene Maßnahmen an unterschiedliche Flugbedingungen anzupassen. Vielmehr wird vorgeschlagen, dass der Aero-Spike unter Berücksichtigung von jeweiligen Flugbedingungen des Flugkörpers verschwenkbar ist. Für den Fall, dass mit der Verschwenkung des Aero-Spikes vorrangig veränderte Anströmwinkel in einer durch die Längsachse des Flugkörpers verlaufenden Ebene Rechnung getragen werden soll, kann hierzu bspw. der Aero-Spike um eine Achse verschwenkbar sein, die senkrecht zu der Längsachse und der zuvor genannten Ebene orientiert ist. Alternativ kann auch eine räumliche Verschwenkung des Aero-Spikes um einen im Bereich der vorderen Stirnfläche angeordneten Schwenkpunkt erfolgen. Durch einen derartigen Freiheitsgrad des Aero-Spikes kann insbesondere dafür gesorgt werden, dass die Längsachse des Aero-Spikes mit der Anströmung übereinstimmt oder eine Orientierung zwischen der Anströmung und der Längsachse des Flugkörpers einnimmt. Hierdurch kann bedarfsgerecht der Einfluss des Anstellwinkels auf die Umströmung der Stirnfläche oder Nase des Flugkörpers verringert oder eliminiert werden.

[0011] Unter einem "Aero-Spike" wird im Sinne der Erfindung insbesondere ein Strömungsleitelement verstanden, welches mittels eines lokalen, in Flugrichtung reduzierten Stroms den effektiven Schlankheitsgrad des Fluggeräts erhöht und den Bugwiderstand reduziert. Die Erzeugung eines derartigen lokalen Stroms am Bug des Flugkörpers wird dabei beispielsweise direkt mittels so genannter "jet spikes" (oft als "counterflow-jet" bezeichnet, vgl. z. B. [3]), durchgeführt oder direkt durch eine Manipulation der Gesamtdruckverteilung in der Atmosphäre, die in Wechselwirkung mit diesem Bugstoß zur Bildung einer Rezirkulationsblase führt. Zum letzten Typ gehören außer konventioneller stabförmiger Spike-Elemente am Bug auch Anwendungen mit optischer, elektrischer und elektromagnetischer Strömungserhitzung mittels "beam-spikes" (bekannt auch als "energy deposition control" o. ä., vgl. auch [3], [4]).

[0012] Entsprechend einer Weiterbildung des erfindungsgemäßen Flugkörpers ist der Aero-Spike passiv verschwenkbar. Unter "passiv" wird in diesem Zusammenhang insbesondere verstanden, dass eine Verstellung ohne von der Strömung abweichende Energiequellen und/oder ohne eine Logik, wie beispielsweise eine Steuerelektronik, erfolgt. Eine derartige passive Verschwenkung stellt somit keine zusätzlichen Energieanforderungen oder Anforderungen an eine Steuerung oder Regelung, was problematisch sein könnte insbesondere

- für Flugkörper für lange Distanzen,
- Flugkörper, die über lange Zeitdauern gelagert werden, oder
- Flugkörper, deren Gesamtgewicht eine kritische

Größe darstellt.

[0013] Weiterhin kann sich bei passiver Ausgestaltung der Veränderbarkeit der Aero-Spikes ein vereinfachter konstruktiver Aufbau ergeben, der auch unter rauen Einsatzbedingungen fehlerunempfindlich ist.

[0014] Für eine weitere Ausgestaltung der Erfindung ist mindestens ein Ausrichtelement vorgesehen. Entsprechend einer Einwirkung der Strömung auf dieses Ausrichtelement ist der Aero-Spike selbsttätig und passiv verschwenkbar. Bei den Ausrichtelementen kann es sich um starre Elemente in etwa gemäß dem Prinzip einer Windfahne handeln, die stromabwärts des Lagerpunkts oder einer Lagerachse des Aero-Spikes angeordnet sind und deren Ausrichtung mit der Strömung die Ausrichtung des Aero-Spikes nach sich zieht. Bei dem Ausrichtelement kann es sich um eine ebene oder gekrümmte Fläche handeln. Alternativ kann das Ausrichtelement als Gitterleitwerk ausgebildet sein. In diesem Fall kann das gut bekannte hervorragende Stabilitätsverhalten einer Gitterflächen-Windfahne für die Erfindung genutzt werden.

[0015] Neben der genannten passiven Verschwenkung des Aero-Spikes kann die Verschwenkung auch durch aktive Maßnahmen erfolgen. Unter "aktiv" wird in diesem Zusammenhang eine Verschwenkung unter Nutzung einer Energieversorgung des Flugkörpers und/oder einer Steuerungs- oder Regelungseinheit mit einem geeigneten Aktuator verstanden. Eine derartige aktive Verschwenkung kann erwartete Flug- und Strömungsbedingungen berücksichtigen oder tatsächlich vorliegende oder erfasste Strömungs- oder Flugbedingungen.

[0016] Für eine mögliche Ausgestaltung einer derartigen aktiven Verschwenkung ist ein Messorgan zur Erfassung der Flugbedingungen vorgesehen. Beispielsweise kann ein Messorgan den tatsächlich vorhandenen Anströmwinkel messen oder approximieren. Unter Berücksichtigung eines Messsignals dieses Messorgans kann dann der Aero-Spike aktiv verschwenkt werden, wodurch den tatsächlichen Gegebenheiten mit hoher Präzision Rechnung getragen werden kann. Mögliche Messorgane sind insbesondere

- fahnenartige Messelemente, die ein elektrisches Signal je nach Winkelstellung der als Festkörper ausgebildeten "Fahne" erzeugen,
- Messorgane zur Erfassung eines Drucks oder einer Materialbeanspruchung in einem Bereich des Flugkörpers, dessen Druckbeaufschlagung oder Materialbeanspruchung von der Anströmrichtung abhängig ist.

[0017] Ebenfalls möglich ist, dass der Flugkörper eine Speichereinheit aufweist, in der ein a priori festgelegter Verlauf einer gewünschten Beeinflussung des Aero-Spikes während einer Flugphase speicherbar ist. Während des Flugbetriebs des Flugkörpers kann dann der Aero-Spike unter Berücksichtigung des abgespeicherten Verlaufs aktiv verschwenkt werden. Im einfachsten Fall

sind beispielsweise unterschiedliche Flugphasen wie ein Steigflug, eine Flugphase mit Reise Flughöhe und eine Zielflugphase mit den zugeordneten erwarteten Zeitdauern abgespeichert, so dass durch eine Veränderung der Stellung des Aero-Spikes in den jeweiligen Flugphasen die jeweiligen Anforderungen berücksichtigt werden können. Selbstverständlich sind auch beliebige andere unterschiedliche Flugphasen a priori in der Speichereinheit zu berücksichtigen.

[0018] Liegt die Ursache in einer Lenkaktion des Flugkörpers begründet, kann eine besonders einfache geeignete Verschwenkung des Aero-Spikes dadurch erfolgen, dass diese von einer Lenkaktion des Flugkörpers abhängig ist. Hierzu kann beispielsweise in einer geeigneten Speichereinheit und Steuereinheit ein optimaler Schwenkwinkel des Aero-Spikes je nach Lenkaktion des Flugkörpers abgelegt sein, so dass im Flugbetrieb für eine Anforderung einer geeigneten Lenkaktion eine optimale Verschwenkung des Aero-Spikes bekannt ist. Eine derartige Abhängigkeit kann in Form von Kennfeldern oder funktionaler Abhängigkeiten abgelegt sein. Im einfachsten Fall ist die Verschwenkung des Aero-Spikes mit einem Lenkelement des Flugkörpers elektrisch, mechanisch oder hydraulisch gekoppelt.

[0019] In weiterer Ausgestaltung der Erfindung ist der Aero-Spike gemeinsam mit der vorderen Stirnfläche des Flugkörpers verschwenkbar. Hierdurch können die Verschwenkung ermöglichende Nuten, Führungen, Lagerungen u. ä. im Bereich der für die Strömungsverhältnisse eine große Bedeutung spielenden Stirnfläche vermieden werden. Stattdessen ergeben sich vergrößerte Gestaltungsmöglichkeiten für den Übergangsbereich von der vorderen Stirnfläche zu dem Aero-Spike. Für den Fall, dass die vordere Stirnfläche im Bereich des Aero-Spikes nicht teilkugelförmig ausgebildet ist, kann weiterhin durch eine gemeinsame Verschwenkung des Aero-Spikes und der vorderen Stirnfläche dafür Sorge getragen werden, dass neben der Anpassung des Aero-Spikes an den Anströmwinkel auch eine Abhängigkeit der Ausrichtung der vorderen Stirnfläche gegenüber der Anströmrichtung zumindest verringert wird.

[0020] Von zusätzlichem Vorteil kann eine derartige Ausgestaltung sein, wenn die vordere Stirnfläche mit einem verschwenkbaren Zielsuchkopfdom gebildet ist. In diesem Fall ist in dem Flugkörper ein Zielsuchkopf angeordnet, der ein Ziel beispielsweise mit IR- oder Radarwellen-Transmission sucht. Eine Verwendung eines Zielsuchkopfdoms zur Abdeckung des Zielsuchkopfs lässt u. U. die Anforderungen an die Aerodynamik zurücktreten hinter die gewünschten Zielsuchkopf-Funktionalitäten, so dass der Flugkörper mit einer halbsphärischen Nase ausgestattet sein kann, die zwar zu einem hohen Bugwiderstand führen kann, aber die Zielsuchkopf-Funktionalität verbessert, was beispielsweise für hochagile Fluggeräte von Vorteil ist. Im Inneren eines derartigen Zielsuchkopfdoms können alle notwendigen Radarannten oder IR-Sensoren optimal positioniert werden. Der gesamte "Sichtbereich" des Zielsuchkopfdoms kann

dabei aus strahlungsdurchlässigen Materialien gefertigt sein. Ein derartiges Konzept erlaubt eine aktive und von der Flugrichtung unabhängige Zielverfolgung durch eine entsprechende separate Bewegung des Zielsuchkopfs. Infolge des Erfordernisses, dass der Zielsuchkopfdom aus einem strahlungsdurchlässigen Material gefertigt sein muss, kann der Einsatz eines Materials notwendig sein, welcher erhöhte Anforderungen an die maximalen im Bereich des Zielsuchkopfdoms wirkenden Temperaturen und Drücke stellen.

[0021] Bei einem weiteren erfindungsgemäßen Flugkörper sind die aus der Druckschrift DE 199 53 701 C2 bekannten Gestaltungsmerkmale und die hieraus resultierenden Vorteile in die vorliegende Erfindung integriert. Demgemäß weist der verschwenkbare Aero-Spike an seinem distalen Ende eine Verdickung auf. Beispielsweise handelt es sich bei einer derartigen Verdickung um eine Scheibe, eine Kugel, einen Kegel, eine Tropfenform oder ein Ellipsoid.

[0022] 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

[0023] Im Folgenden wird die Erfindung anhand in den Figuren dargestellter bevorzugter Ausführungsbeispiele weiter erläutert und beschrieben.

Fig. 1 zeigt in einer Seitenansicht einen erfindungsgemäßen Flugkörper mit einem verschwenkbaren Zielsuchkopfdom, der mit diesem verschwenkbar einen Aero-Spike trägt.

Fig. 2 zeigt in einer Seitenansicht einen alternativen erfindungsgemäßen Flugkörper, bei dem eine Verschwenkung des Aero-Spikes über

passive Ausrichtelemente erfolgt.

- Fig. 3** zeigt ein Strömungsbild für einen Anström-
winkel $\neq 0$ bei nicht verschwenkbarem Aero-
Spike gemäß dem Stand der Technik.
- Fig. 4** zeigt ein Strömungsbild für einen Anström-
winkel $\neq 0$ bei verschwenkbarem Aero-Spike
gemäß der vorliegenden Erfindung.
- Fig. 5** zeigt ein schematisches Blockschaltbild für ei-
ne Steuerungs- oder Regelungseinrichtung
zur aktiven Verschwenkung eines Aero-
Spikes eines Flugkörpers.
- Fig. 6** zeigt unter den Ziffern a) bis h) unterschiedli-
che Ausgestaltungsformen für die Geometrie
eines Aero-Spikes in einer Seitenansicht.
- Fig. 7** zeigt eine Ausführungsform einer Realisie-
rung einer verschwenkbaren Lagerung eines
Zielsuchkopfdoms mit hieran befestigtem Ae-
ro-Spike im Teillängsschnitt.
- Fig. 8** zeigt eine weitere Ausführungsform einer
Realisierung einer verschwenkbaren Lage-
rung eines Zielsuchkopfdoms mit hieran be-
festigtem Aero-Spike im Teillängsschnitt.
- Fig. 9** zeigt eine weitere Ausgestaltung einer ver-
schwenkbaren Befestigung eines Aero-
Spikes an einer Stirnfläche eines Flugkörpers
im Teillängsschnitt.
- Fig. 10** zeigt einen weiteren erfindungsgemäßen
Flugkörper, bei dem eine Verschwenkung des
Aero-Spikes um eine flugkörperfeste Achse
über passive Ausrichtelemente erfolgt, in Sei-
tenansicht.
- Fig. 11** zeigt den Flugkörper gemäß Fig. 10 in Vor-
deransicht.
- Fig. 12** zeigt den Flugkörper gemäß Figuren 10 und
11 in einem Querschnitt XII-XII.
- Fig. 13** zeigt einen weiteren erfindungsgemäßen
Flugkörper, bei dem eine Verschwenkung des
Aero-Spikes um eine flugkörperfeste Achse
über passive Ausrichtelemente erfolgt, in Sei-
tenansicht.
- Fig. 14** zeigt den Flugkörper gemäß Fig. 13 in Vor-
deransicht.
- Fig. 15** zeigt den Flugkörper gemäß Fig. 13 und 14
in einem Querschnitt XV-XV.

FIGURENBESCHREIBUNG

[0024] Fig. 1 zeigt einen Flugkörper 1. Bei einem der-
artigen Flugkörper handelt es sich insbesondere um eine
Rakete, eine Drohne oder ein Projektil oder einen Flug-
körper, 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 ungelenk-
te Flugkörper handeln, die sich lediglich in der Luft be-
wegen oder zumindest teilweise im Wasser. Der Flug-
körper bewegt sich zumindest teilweise in der Luft mit
Überschallgeschwindigkeit. Gleichermaßen kann es
sich bei dem Flugkörper um ein Fluggerät, Luftfahrzeug
oder Kampfflugzeug handeln, welches oder dessen An-
bauteile

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

insbesondere Außentanks, Abwurfmunition, Pylone, An-
tennen an Flügeln.

[0025] Der in den Figuren dargestellte Flugkörper 1 ist
bestimmt, nach dem Zurücklegen einer Flugbahn ein be-
wegtes oder ruhendes Zielobjekt zu Lande, zu Wasser
oder in der Luft, gemäß Fig. 1 eine gegnerische Rakete
3, zu treffen. Der Flugkörper 1 besitzt im Bereich einer
vorderen Stirnfläche 4 einen Zielsuchkopf 5, über den
die Position des Zielobjekts relativ zu dem Flugkörper
erfasst werden kann und der über eine Steuereinrichtung
Lenkelemente derart beeinflusst, dass die Flugbahn 2
des Flugkörpers 1 das Zielobjekt trifft. Die vordere Stirn-
fläche 4 ist mit einem im Wesentlichen teilkugelförmigen
Zielsuchkopfdom 6 gebildet, der mit einer Schwenk-
achse oder einem Kugelgelenk 7 verschwenkbar um die
Schwenkachse oder räumlich beweglich gegenüber dem
Kugelgelenk gegenüber dem Gehäuse des Flugkörpers
1 gelagert ist. Der Zielsuchkopfdom 6 geht unabhängig
von der Verschwenkung unter Abdichtung und unter vor-
teilhafter aerodynamischer Gestaltung in eine rohrförmige
Mantelfläche 8 des Flugkörpers 1 über. Mit einem
Pfeil ist in Fig. 1 die Strömung 9 des Mediums, in dem
sich der Flugkörper 1 bewegt, indiziert. Gegenüber einer
Längsachse 10-10 ergibt sich ein Anströmwinkel 11, der
für den in Fig. 1 dargestellten Flugzustand $\neq 0$ ist.

[0026] Für eine Neutralstellung, die mit einem An-
strömwinkel von 0 korreliert, für den die Strömung 9 in
Richtung der Längsachse 10-10 gerichtet ist, fluchtet ein
von dem Zielsuchkopfdom 6 getragener Aero-Spike 12
mit der Längsachse 10-10 und der Strömungsrichtung.

Der Aero-Spike 12 ist für das dargestellte Ausführungsbeispiel als Dorn mit einer zylinderförmigen Mantelfläche ausgestaltet, dessen Längserstreckung ein Vielfaches des Durchmessers beträgt. An dem proximalen Ende ist der Aero-Spike 12 fest mit dem Zielsuchkopfdom 6 verbunden. Das distale Ende 12 weist für das dargestellte Ausführungsbeispiel eine Verjüngung oder kegelförmige Spitze auf, wobei hier auch aus DE 199 53 701 C2 bekannte abweichende Geometrien und Aufsätze zum Einsatz kommen können.

[0027] Zur Anpassung an einen von 0 verschiedenen Anströmwinkel 11 gemäß Fig. 1 ist der Zielsuchkopfdom 6 gegenüber der zuvor erläuterten Neutralstellung verschwenkt um eine vertikal zur Zeichenebene orientierte Achse, so dass sich ein Schwenkwinkel 13 des Aero-Spikes 12 gegenüber der Längsachse 10-10 ergibt. Für das in Fig. 1 dargestellte Ausführungsbeispiel entspricht der Schwenkwinkel 13 dem Anströmwinkel 11, wobei für eine andere Auslegung auch möglich ist, dass der Schwenkwinkel 13 von dem Anströmwinkel 11 abweicht, insbesondere kleiner ist als dieser. Da der Zielsuchkopfdom 6 in seinem Inneren verschwenkbar gelagert ist, bewegt sich der Befestigungspunkt des Aero-Spikes 12 an dem Zielsuchkopfdom 6 auf einer Kreisbahn um die Schwenkachse 7 mit dem Radius des Abstands des Befestigungspunkts von der Schwenkachse, so dass sich mit zunehmender Verschwenkung der Abstand des Befestigungspunkts von der Längsachse 10-10 vergrößert.

[0028] Fig. 2 zeigt eine passive Ausgestaltung zur Ermöglichung einer Verschwenkung des Aero-Spikes 12. Für diese Ausgestaltungsform der Erfindung trägt der Zielsuchkopfdom 6 Ausrichtelemente 14. Die Ausrichtelemente 14 sind in erster Näherung als L-förmig zu bezeichnen, wobei der freie Endbereich des kurzen Schenkels des L starr an dem Zielsuchkopfdom 6 befestigt ist und sich der lange Schenkel des L in der Neutralstellung ungefähr parallel zu der Längsachse 10-10 und geringfügig beabstandet zur Mantelfläche 8 des Flugkörpers 1 erstreckt. Der dem Zielsuchkopfdom 6 abgewandte Endbereich der Ausrichtelemente trägt Flächen 15 oder ein Gitterleitwerk. Die Fläche 15 oder das Gitterleitwerk sind in Richtung der Längsachse 10-10 hinter der Schwenkachse 7 von Aero-Spike 12, Kugelsuchkopfdom 6 und den Ausrichtelementen 14 angeordnet, so dass Kräfte infolge der Strömung, die auf die Flächen 15 wirken und größer sind als auf den Aero-Spike 12 durch die Strömung ausgeübte Kräfte, dazu führen, dass sich der Aero-Spike 12 exakt zu der Strömung 9 ausrichtet. Der Abstand der Ausrichtelemente 14 von der Mantelfläche 8 des Flugkörpers 1 ist derart gewählt, dass die erforderliche Verschwenkung um einen Schwenkwinkel 13 während eines zu erwartenden Flugbetriebs möglich ist.

[0029] Fig. 3 und 4 zeigen eine Skizze der sich ergebenden Strömungsstrukturen, einerseits für einen starren Aero-Spike 12 gemäß dem Stand der Technik und andererseits für einen verschwenkbaren Aero-Spike gemäß der vorliegenden Erfindung bei einer Schräganströmung. Während gemäß Fig. 3 die vordere Stirnfläche 4

und der Zielsuchkopfdom 6 im Bereich 16 von der an dem Aero-Spike 12 abgelösten Strömung beaufschlagt ist, ist eine derartige Beanspruchung der vorderen Stirnfläche 4 und des Zielsuchkopfdoms 6 für die Verschwenkung des Aero-Spikes 12 gemäß Fig. 4 weitestgehend vermieden.

[0030] Fig. 5 zeigt ein schematisches Blockschaltbild für eine aktive Beeinflussung des Schwenkwinkels 13 des Aero-Spikes 12 gegenüber der Längsachse 10-10 des Flugkörpers. Ein Messorgan 17 liefert ein Signal 18, welches mit dem Anströmwinkel 11 zumindest korreliert. Das Signal 18 wird einer Steuereinrichtung 19 zugeführt. Die Steuereinrichtung 19 ermittelt ein Beaufschlagungssignal 20 für einen Aktuator 21, der, insbesondere über eine Kraft, einen Moment, einen Weg oder einen Winkel 22, auf den Aero-Spike 12 zur Verstellung des Schwenkwinkels 13 einwirkt. Die Steuereinrichtung 19 kann separat zur Ansteuerung des Aero-Spikes 12 vorgesehen sein oder, wie in Fig. 5 angedeutet, weitere Funktionen übernehmen, beispielsweise Lenksignale 23 zur Beeinflussung der Flugbahn 2 des Flugkörpers 1 erzeugen oder Signale des Zielsuchkopfs 5 verarbeiten. Die Steuereinrichtung 19 steht über eine Signalverbindung 24 in Verbindung mit einer Speichereinrichtung 25, in der beispielsweise a priori ermittelte Verläufe für den Schwenkwinkel 13 des Aero-Spikes 12 abgespeichert sind und/oder Abhängigkeiten des Beaufschlagungssignals 20 von einem Signal 18 und/oder Lenksignalen 23 in Form von funktionalen Parametern oder Kennfeldern abgelegt sind.

[0031] Als mögliche Typen der Aero-Spikes 12 können stumpfe oder spitze Spikes, Aero-Spikes mit Disks, Kugeln oder Kegeln oder auch mit dessen Kombinationen an der Nase, sowie in Flugrichtung austretende Plasma-, Flüssigkeits- oder Gasstrahlen eingesetzt werden, dies auch in Verbindung mit einem schwenkbaren Zielsuchkopfdom oder auch an beweglichen separaten Gerüsten oder Schlitten. Fig. 6 zeigt beispielhaft unterschiedliche Ausgestaltungsformen für prinzipielle Grundkonfigurationen eines Aero-Spikes an einem Bug eines Flugkörpers, nämlich:

- Fig. 6a einen Aero-Spike mit konstantem Querschnitt, der beispielsweise zylinderförmig ausgebildet ist,
- Fig. 6b einen Aero-Spike mit dreieckförmigem Längsschnitt oder kegelförmiger Konfiguration,
- Fig. 6c einen Aero-Spike mit einer sphärischen Verdickung an dem distalen Ende,
- Fig. 6d einen Aero-Spike mit einem angespritzten oder kegelförmigen Endbereich und einem mittigen Teilbereich konstanten Querschnitts,
- Fig. 6e einen Aero-Spike mit einer Verdickung des distalen Endes, die im Längsschnitt ungefähr drei-

eckförmig mit in Flugrichtung orientierter Spitze ausgebildet ist,

- Fig. 6f einen Aero-Spike mit einer Verdickung im distalen Endbereich in Form einer Scheibe,
- Fig. 6g einen Aero-Spike mit einem "Jet-Spike", bei dem mittels Pfeilen an dem distalen Ende des Aero-Spikes das Austreten eines in Flugrichtung gerichteten Gas- und/oder Flüssigkeitsstrahles angedeutet ist und
- Fig. 6h einen Aero-Spike mit einem "Beam-Spike", für den eine lokalisierte optische, elektrische oder elektromagnetische Erhitzung der Luft vor dem Bugstoß erfolgt.

[0032] Für das in **Fig. 7** dargestellte Ausführungsbeispiel besitzt der Flugkörper 1 im vorderen Endbereich einen Fortsatz 26, der einen kugelförmigen Endbereich 27 trägt. Fest mit dem Zielsuchkopfdom 6 verbunden sind sich nach innen erstreckende Träger 28, die eine Kugelhülse 29 tragen. Der kugelförmige Endbereich 27 und die Kugelhülse 29 bilden ein Gelenk 30, über das der Zielsuchkopfdom 6 mit dem hieran befestigten Aero-Spike 12 räumlich, beispielsweise in die Richtung 31 gegenüber dem Flugkörper 1 verschwenkbar ist.

[0033] Für das in **Fig. 8** dargestellte Ausführungsbeispiel ist der Zielsuchkopfdom 6 ungefähr kugelförmig ausgebildet und in einer Kugelaufnahme 32 des Flugkörpers 1 aufgenommen, wodurch in diesem Fall das Gelenk 30 gebildet ist. Ist für eine derartige Ausbildung in dem Zielsuchkopfdom 6 ein Zielsuchkopf anzuordnen, so ist dieser als unabhängige Baueinheit auszubilden. Alternativ kann eine Übertragung von elektrischen Signalen zwischen dem Flugkörper 1 und dem Zielsuchkopfdom 6 erfolgen, beispielsweise mittels Schleifkontakten, beweglichen Leitungen oder einer Übertragung von Funksignalen.

[0034] Für das in **Fig. 9** dargestellte Ausführungsbeispiel besitzt der Aero-Spike 12 einen kugelförmigen oder zylindrischen Endbereich 33, mit dem dieser verschwenkbar in räumliche Richtung oder verschwenkbar in der Zeichenebene in einer zylindrischen oder kugelförmigen Aufnahme 34 gelagert ist, wodurch in diesem Fall das Gelenk 30 gebildet ist.

[0035] **Fig. 10 bis 12** zeigen eine weitere Ausgestaltung der Erfindung mit passiver Ausrichtung des Aero-Spikes 12. Gegenüber einem stirnseitigen zylindrischen Fortsatz 35 ist mittels einer Gleitlagerung eine hohlzylindrische Hülse 36 verschwenkbar um die Längsachse 10-10 des Flugkörpers 1 gelagert. Der Schwerpunkt der Hülse 36 mit den Anbauteilen ist u. U. exzentrisch zur Längsachse 10-10 angeordnet, beispielsweise infolge eines Materialbereichs 37 mit erhöhter Dichte. Die exzentrische Anordnung des Schwerpunkts der Hülse 36 mit Anbauteilen hat folgende Wirkungen:

- Die Schwerkraft erzeugt ein Moment auf die Hülse 36, welches darauf abzielt, dass der Schwerpunkt der Hülse 36 mit Anbauteilen exakt unterhalb der Längsachse angeordnet ist, was bedeutet, dass für einen Geradeausflug ohne Querschleunigungen eine Querachse 38-38 quer zur Vertikalen orientiert ist. Unabhängig von einer Rollbewegung des Flugkörpers 1 um die Längsachse 10-10 ist damit die Hülse 36 gegenüber dem Gravitationsfeld ausgerichtet.
- Für den Fall einer auf den Flugkörper 1, bspw. infolge einer Lenkbewegung, wirkenden Querschleunigung führt die exzentrische Anordnung des Schwerpunkts der Hülse 36 mit Anbauteilen ebenfalls zu einer in Richtung einer Verdrehung der Hülse 36 gegenüber dem Fortsatz 35 gerichteten Verstellmoment, mit dem eine Ausrichtung der Querachse 38-38 entsprechend der Querschleunigung, einer Lenkbewegung und/oder einer Veränderung der Anströmrichtung automatisiert Rechnung erfolgen kann.

[0036] Die Hülse 36 trägt beidseits in Richtung der Querachse 38-38 orientierte Lagerbolzen 39, 40, gegenüber denen der Aero-Spike 12 mit den Ausrichtelementen 14 im Bereich von Lageraugen 41, 42 verschwenkbar um die Querachse 38 gelagert ist. Für das in den Fig. 10 bis 12 dargestellte Ausführungsbeispiel sind die Ausrichtelemente 14 in Form eines blechartigen Körpers ausgebildet, der sich um den Zielsuchkopfdom 6 ungefähr kreisförmig erstreckt, hier mittig den Aero-Spike 12 trägt, seitlich des Zielsuchkopfdoms 6 die Lageraugen 41, 42 bildet und in den dem Aero-Spike 12 gegenüberliegenden Endbereich für eine geeignete Anströmung um die Längsachse der Endbereiche verdreht ist.

[0037] **Fig. 13 bis 15** zeigen ein weiteres Ausführungsbeispiel für eine Gewährleistung einer Verschwenkbarkeit des Aero-Spikes 12 mit den Ausrichtelementen 14. In diesem Fall sind Aero-Spike 12 und Ausrichtelemente 14 fest an einer außenliegenden Hülse 36 angeordnet, die über eine Gleitlagerung verschwenkbar um die Längsachse 10-10 gegenüber einer außenliegenden zylindrischen Mantelfläche eines hohlzylinderförmigen Zwischenkörpers 43 abgestützt ist. Wie zuvor für die Ausführungsformen gemäß Fig. 10 bis 12 dargelegt, kann die Hülse 36 mit den zugeordneten Anbauteilen wie Aero-Spike 12 und Ausrichtelementen 14 einen Schwerpunkt besitzen, der exzentrisch zur Längsachse 10-10 angeordnet ist. Der Zwischenkörper 13 ist über Lagerbolzen 39, 40 in Richtung der Querachse 38-38 verschwenkbar um diese gegenüber einem Innenkörper 44 des Flugkörpers 1 abgestützt, wobei die Lagerbolzen 39, 40 fest mit dem Innenkörper 44 verbunden sind und in Lageraugen des Zwischenkörpers 43 verschwenkbar sind oder fest mit dem Zwischenkörper 43 verbunden sind und in Lageraugen des Innenkörpers 44 verschwenkbar sind.

[0038] Ist im Bereich einer vorderen Stirnfläche des Flugkörpers ein Zielsuchkopf mit einem Zielsuchkopfdom angeordnet, findet typischerweise eine stumpfe Nasenform Einsatz, die zur Gewährleistung der Funktionalität des Suchkopfs notwendig ist. Aus strömungsmechanischen Gründen führt diese Form zu einem sehr hohen aerodynamischen Widerstand, der beispielsweise bei Überschallgeschwindigkeiten durch Bildung eines starken Verdichtungsstoßes am Bug zustande kommt. Beim Durchgang durch den Stoß steigt die Entropie des Strömungsmediums und gleichzeitig sinkt der Ruhedruck. Dies verursacht den so genannten Wellenwiderstand an dem Flugkörper, der sehr stark von der Intensität des Bugstoßes bzw. mit der Geschwindigkeit zunimmt.

[0039] Aus [1] - [5] ist bekannt, dass bei einem Geradeausflug durch Einsatz eines Aero-Spikes in Form eines "Aero-Spikes" eine Verminderung des Wellenwiderstands von bis zu 80 % erzielt werden kann. Die starre Anordnung des Aero-Spikes an der Nase führt aber dazu, dass in einem Manöverflug mit einer schrägen Fluglage dessen Wirkung nicht mehr optimal ist und der hohe Bugwiderstand zustande kommt [1, 5]. Deswegen werden die Aero-Spikes vornehmlich nur bei ballistischen (also bei nicht hochmanövrierfähigen) Flugkörpern eingesetzt.

[0040] Laut [1] kann der Effekt einer Schräganströmung mit einem Anströmwinkel auf die Widerstandsgewinne mit optimierten Aero-Spikes, die starr an einer Nase des Flugkörpers fixiert sind, folgendermaßen angegeben werden: wenn bei einem Anströmwinkel $\alpha = 0^\circ$ etwa 50-prozentiger Gewinn erreicht werden konnte, so ist bei einem Anströmwinkel $\alpha = 5^\circ$ nur noch ein 33-prozentiger, bei einem Anströmwinkel $\alpha = 10^\circ$ ein nur 10-prozentiger und bei einem Anströmwinkel von $\alpha = 15^\circ$ nur ein 5-prozentiger Gewinn nachgewiesen worden. Etwa die gleichen Zahlen gelten auch für optimierte Varianten der Aero-Spikes, die bei einer Machzahl von 4,5 in [5] untersucht wurden. Dabei ist mehrfach bewiesen worden, dass bei Anstellwinkeln $> 15^\circ$ - 17° alle Aero-Spikes sogar zu einem erhöhten Widerstand im Vergleich zu einem stumpfen Referenzkörper führen (s. bspw. [5]).

[0041] Die relative Größe des Aero-Spikes kann für unterschiedliche Missionen, Aero-Spike-Typen und Geschwindigkeitsbereiche unterschiedlich sein. Aus der Literatur sind Angaben zu den effektivsten starren Aero-Spikes für niedrige Überschallgeschwindigkeiten (Machzahl zwischen 1.8 und 3) bekannt, wobei es sich z. B. um stumpfe Aero-Spikes mit relativen Dicken in der Regel $< 0.2 D$ und einer relativen Länge von etwa $(1-2) D$ handelt, wobei D den Stirndurchmesser des Flugkörpers bezeichnet.

[0042] Bei Einsatz eines Aero-Spikes haben Untersuchungen gemäß [1] gezeigt, dass sich der Widerstandsbeiwert c_w bei Mach 1.8 von 0.6 auf ca. 0.3 halbieren lässt, was mit einem absoluten Gewinn von 0.3 oder 50 % korreliert. Eine Anstellung des Flugkörpers ohne Aero-Spike auf 15° bedeutet einen Zuwachs im c_w -Wert auf etwa 0.8. Mit einem Aero-Spike, der konventionell starr

entlang der Längsachse ausgerichtet ist, fällt der c_w -Wert auf ca. 0.72 (10 % Gewinn). Bei einer erfindungsgemäßen Anordnung mit einem Aero-Spike, der an die Flugrichtung und die Anströmrichtung angepasst ist, ist ein absoluter Gewinn im Bereich von 0.3 zu erwarten, so dass sich ein c_w -Wert von ca. 0.5 ergibt. Das würde einen Gewinn von immerhin etwa 25 % bedeuten im Vergleich zu 10 % bei der herkömmlichen Lösung. Diese Effekte sollten sich bei höheren Machzahlen noch wesentlich verdeutlichen, da die Verluste durch Wellenwiderstand mit der Machzahl exponentiell steigen. Die angegebenen Einsparungen der Widerstandsreduzierung sind lediglich als Richtwerte anzusehen. Die Angaben orientieren sich zunächst auf die Gewinne durch eine Verbesserung der aerodynamischen Leistung. Angaben zur entsprechenden Verbesserung der Leistung durch eine effektivere Zielverfolgung tragen vermutlich zu einer zusätzlichen Leistungssteigerung bei.

[0043] Konstruktiv kann eine Gleichgewichtslage des Schwenkwinkels 13 vorgegeben sein, beispielsweise über geeignete Federelemente oder Rastierungen für einen Schwenkwinkel von Null.

BEZUGSZEICHENLISTE

[0044]

- | | |
|-------|---------------------------|
| 1 | Flugkörper |
| 2 | Flugbahn |
| 30 3 | Rakete |
| 4 | vordere Stirnfläche |
| 5 | Zielsuchkopf |
| 6 | Zielsuchkopfdom |
| 7 | Schwenkachse, Kugelgelenk |
| 35 8 | Mantelfläche |
| 9 | Strömung |
| 10 | Längsachse |
| 11 | Anströmwinkel |
| 12 | Aero-Spike |
| 40 13 | Schwenkwinkel |
| 14 | Ausrichtelemente |
| 15 | Fläche |
| 16 | Bereich |
| 17 | Messorgan |
| 45 18 | Signal |
| 19 | Steuereinrichtung |
| 20 | Beaufschlagungssignal |
| 21 | Aktuator |
| 22 | Kraft, Moment, Weg |
| 50 23 | Lenksignal |
| 24 | Signalverbindung |
| 25 | Speichereinrichtung |
| 26 | Fortsatz |
| 27 | Endbereich |
| 55 28 | Träger |
| 29 | Kugelhülse |
| 30 | Gelenk |
| 31 | Richtung |

32 Kugelaufnahme
 33 Endbereich
 34 Aufnahme
 35 Fortsatz
 36 Hülse
 37 Materialbereich
 38 Querachse
 39 Lagerbolzen
 40 Lagerbolzen
 41 Lagerauge
 42 Lagerauge
 43 Zwischenkörper
 44 Innenkörper

Patentansprüche

1. Flugkörper für den Überschallbereich mit einem Aero-Spike (12), welcher sich von einer vorderen Stirnfläche (4) des Flugkörpers (1) stromaufwärts erstreckt, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Aero-Spike (12) während des Fluges des Flugkörpers quer zu einer Längsachse (10-10) des Flugkörpers (1) verschwenkbar ist.
2. Flugkörper nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Aero-Spike (12) passiv verschwenkbar ist.
3. Flugkörper nach Anspruch 2, **dadurch gekennzeichnet, dass** mindestens ein Ausrichtelement (14) vorgesehen ist, durch das entsprechend einer Einwirkung der Strömung (9) auf dieses Ausrichtelement (14) der Aero-Spike (12) verschwenkbar ist.
4. Flugkörper nach Anspruch 3, **dadurch gekennzeichnet, dass** das Ausrichtelement (14) mit einer Fläche (15) ausgebildet ist.
5. Flugkörper nach Anspruch 3, **dadurch gekennzeichnet, dass** das Ausrichtelement (14) mit einem Gitterleitwerk ausgebildet ist.
6. Flugkörper nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Aero-Spike (12) aktiv verschwenkbar ist.
7. Flugkörper nach Anspruch 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** ein Messorgan (17) zur Erfassung der Flugbedingungen, insbesondere des Anströmwinkels (11), vorgesehen ist und unter Berücksichtigung eines Messsignals (18) des Messorgans (17) der Aero-Spike (12) aktiv verschwenkbar ist.
8. Flugkörper nach Anspruch 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** eine Speichereinheit vorgesehen ist, in der ein a priori festgelegter Verlauf einer gewünschten Beeinflussung des Aero-Spikes (12)

während einer Flugphase speicherbar ist, und dass während der Flugphase der Aero-Spike (12) unter Berücksichtigung des abgespeicherten Verlaufs aktiv verschwenkbar ist.

9. Flugkörper nach Anspruch 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Verschwenkung des Aero-Spikes (12) von einer Lenkaktion des Flugkörpers (1) abhängig ist.
10. Flugkörper nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Aero-Spike (12) gemeinsam mit der vorderen Stirnfläche (4) verschwenkbar ist.
11. Flugkörper nach Anspruch 11, **dadurch gekennzeichnet, dass** die vordere Stirnfläche (4) mit einem Zielsuchkopfdom (6) gebildet ist.
12. Flugkörper nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Aero-Spike (12) an seinem distalen Ende eine Verdickung, insbesondere eine Scheibe, eine Kugel, einen Kegel, eine Tropfenform oder ein Ellipsoid, aufweist.

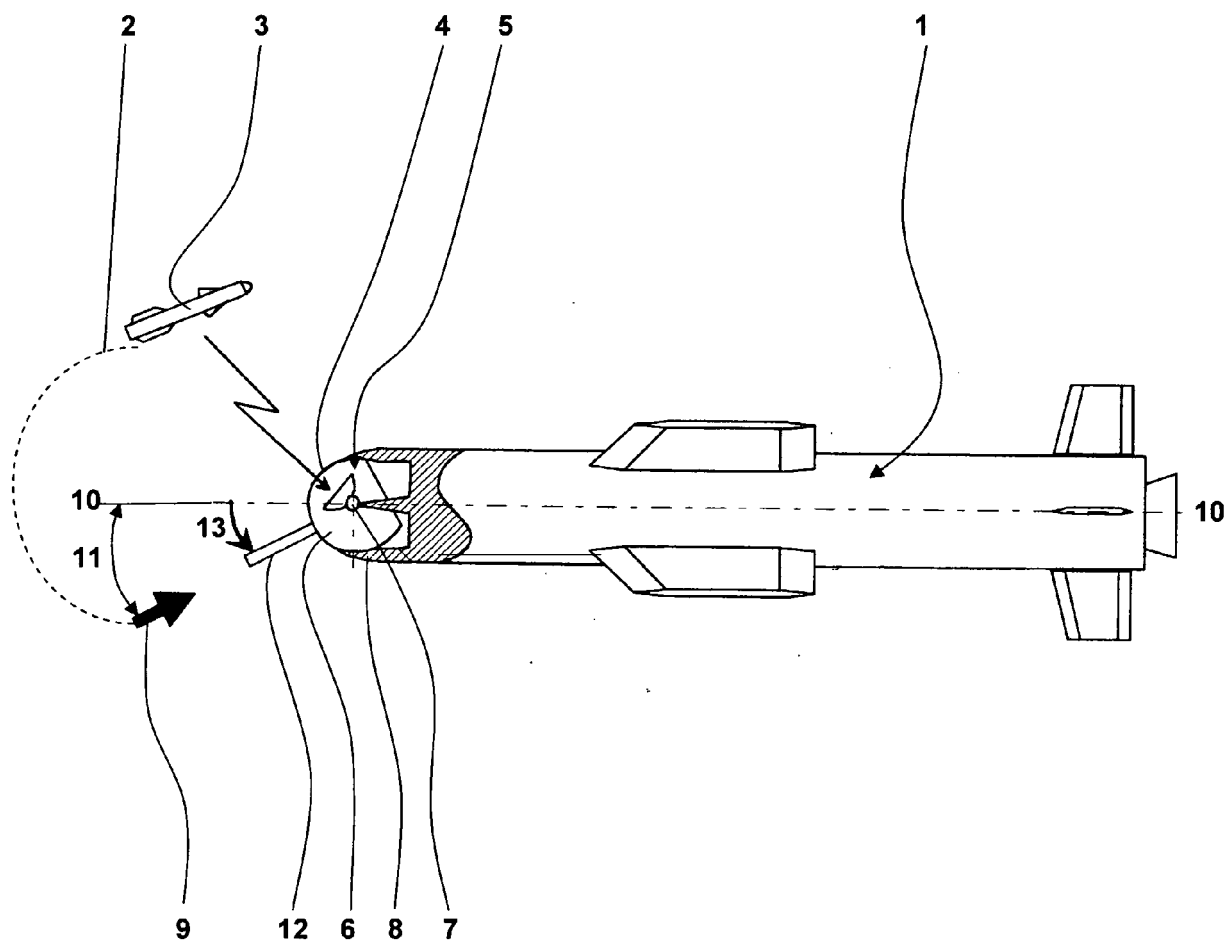


Fig. 1

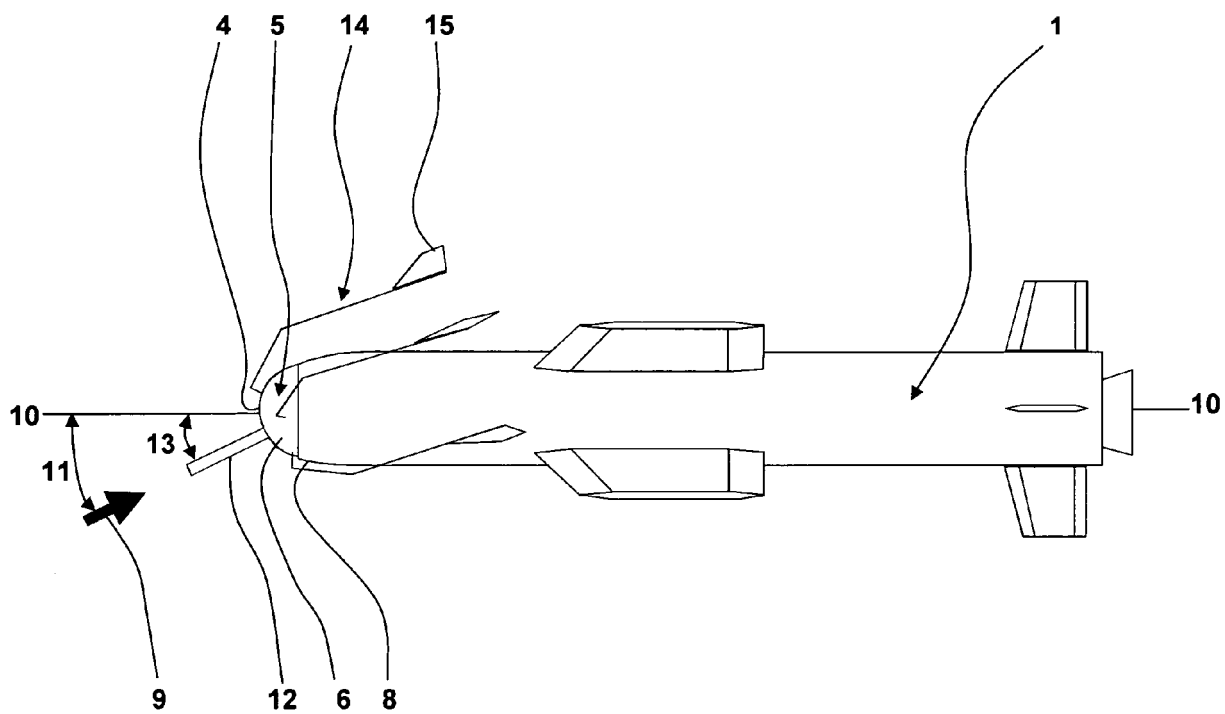


Fig. 2

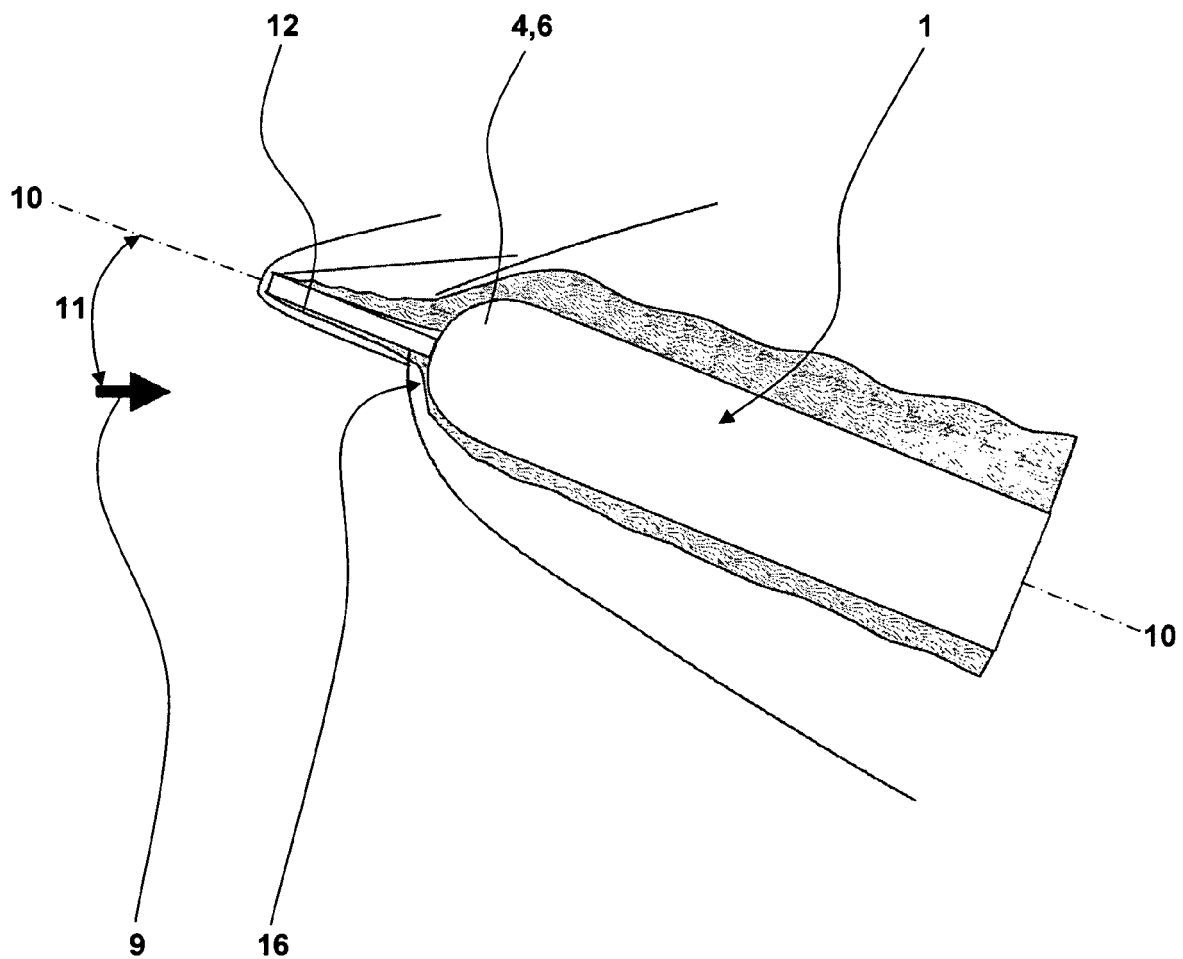


Fig. 3

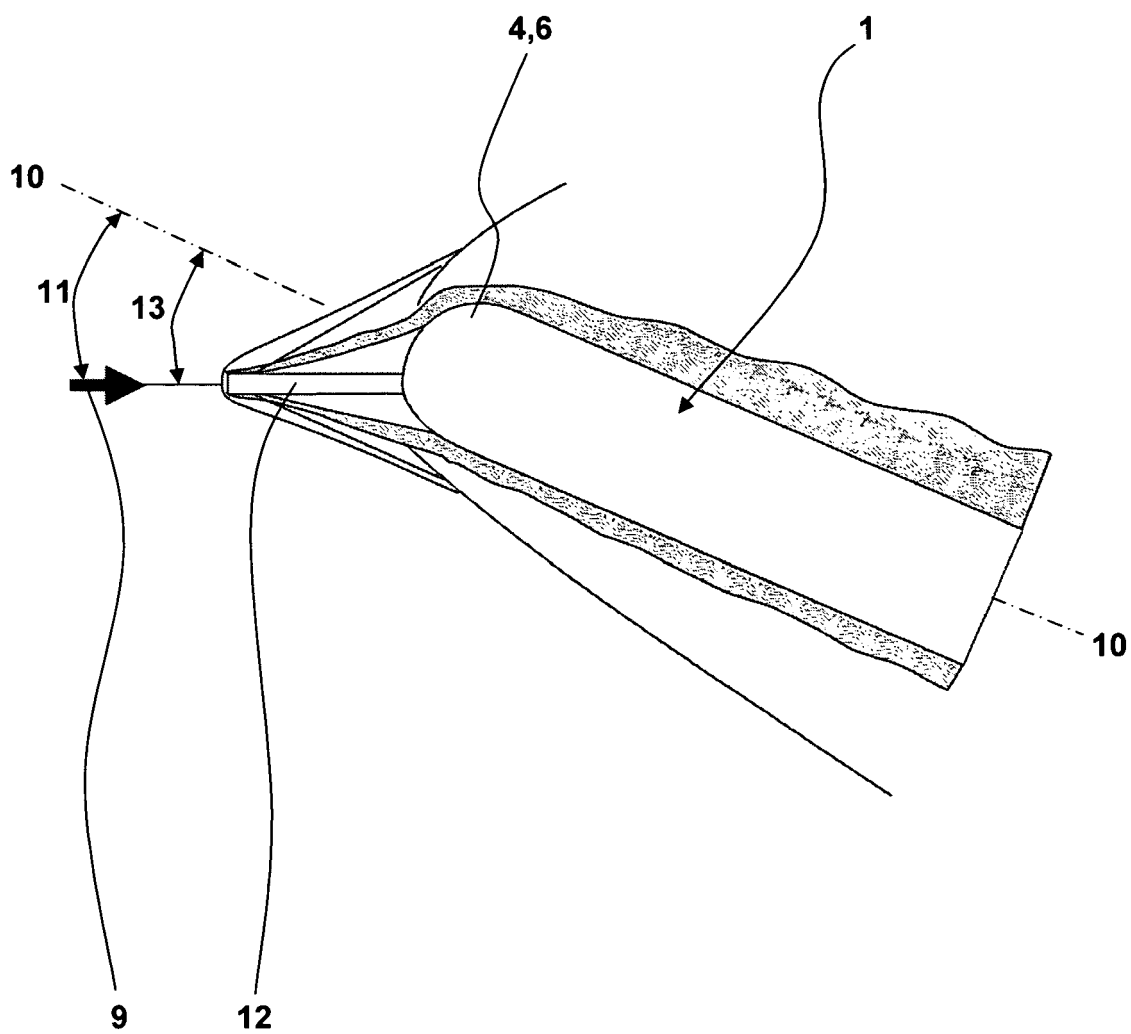


Fig. 4

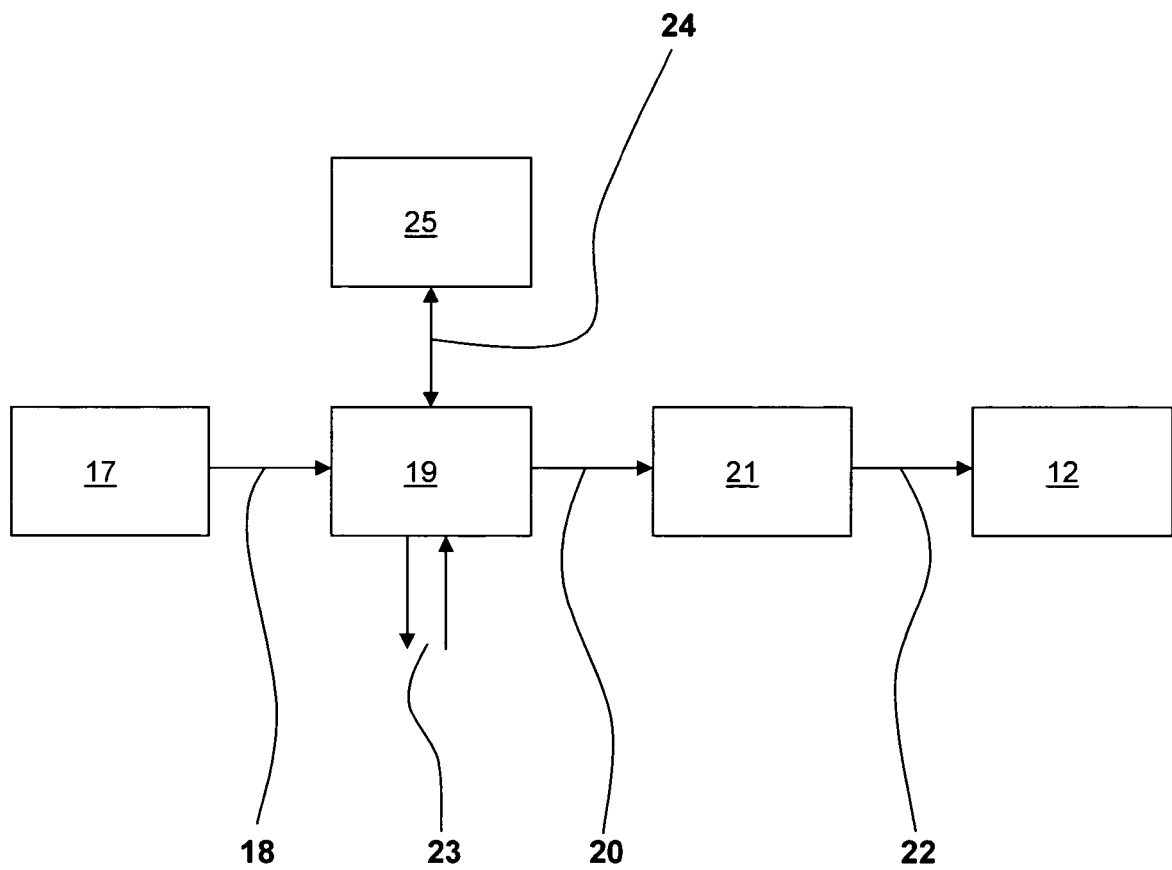


Fig. 5

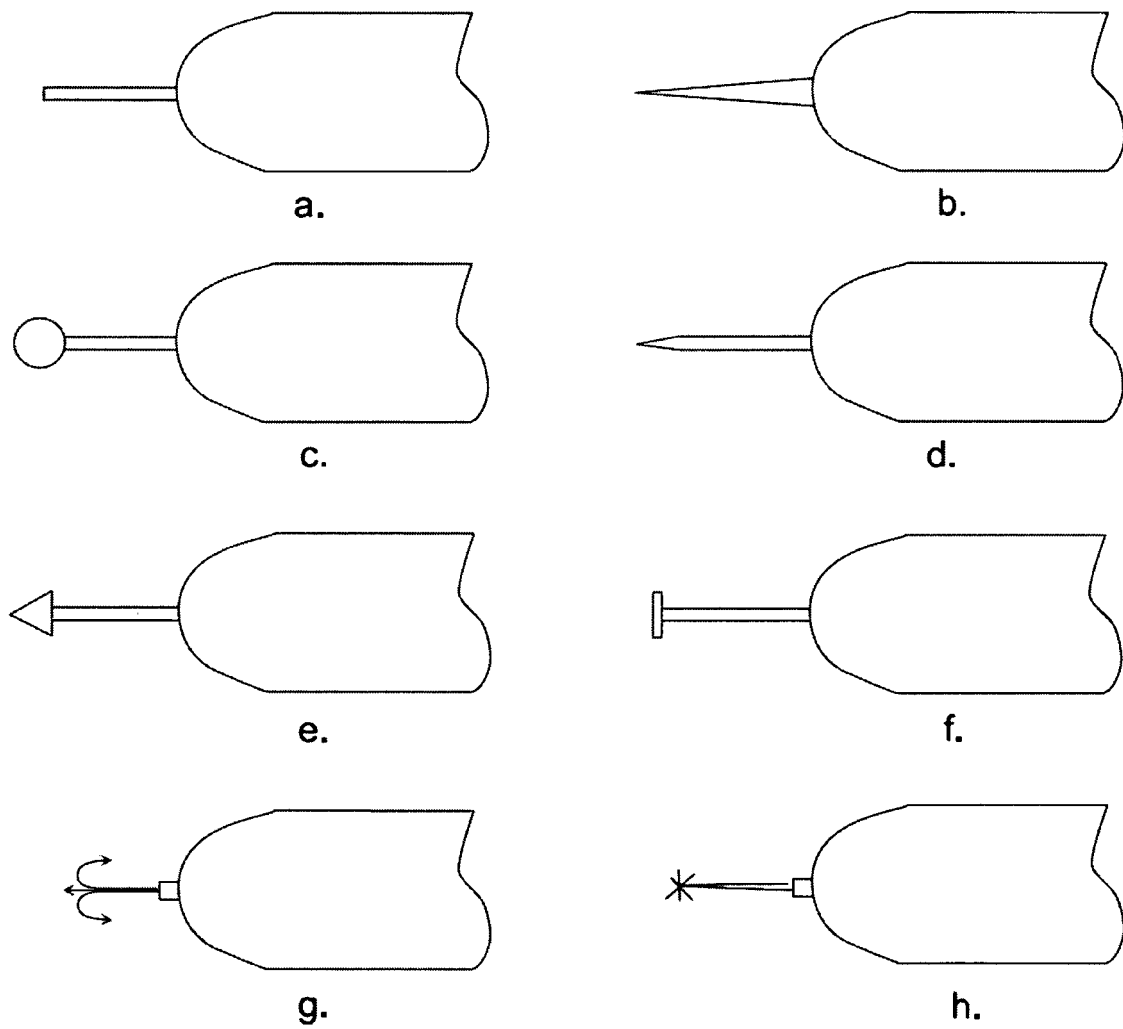


Fig. 6

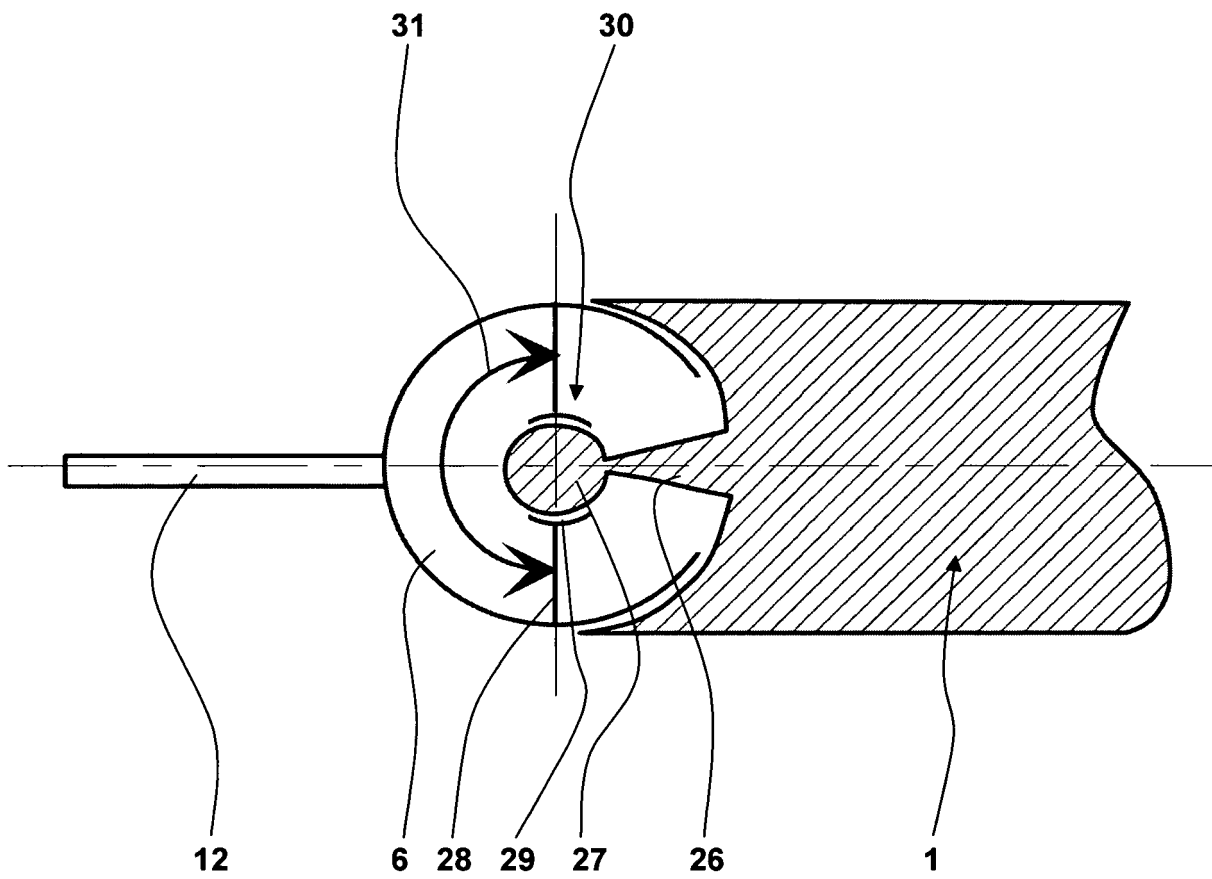


Fig. 7

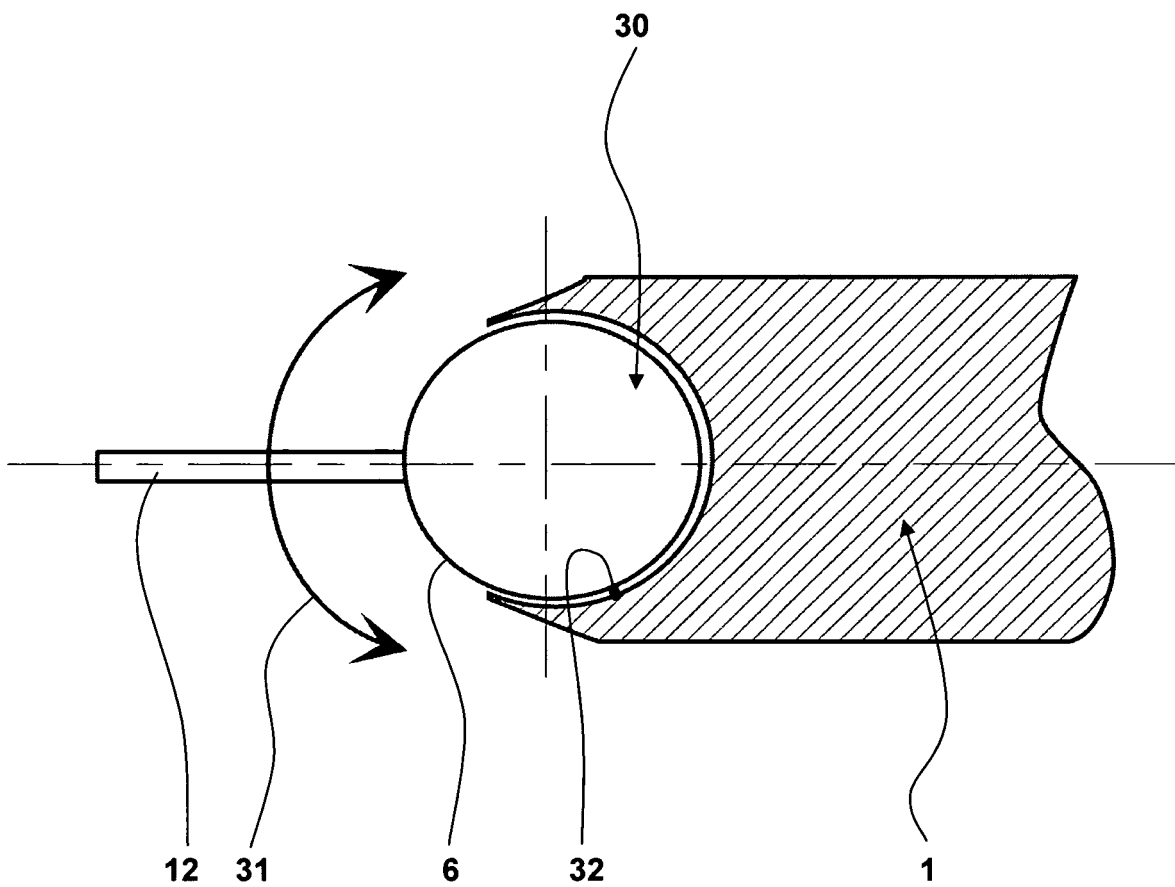


Fig. 8

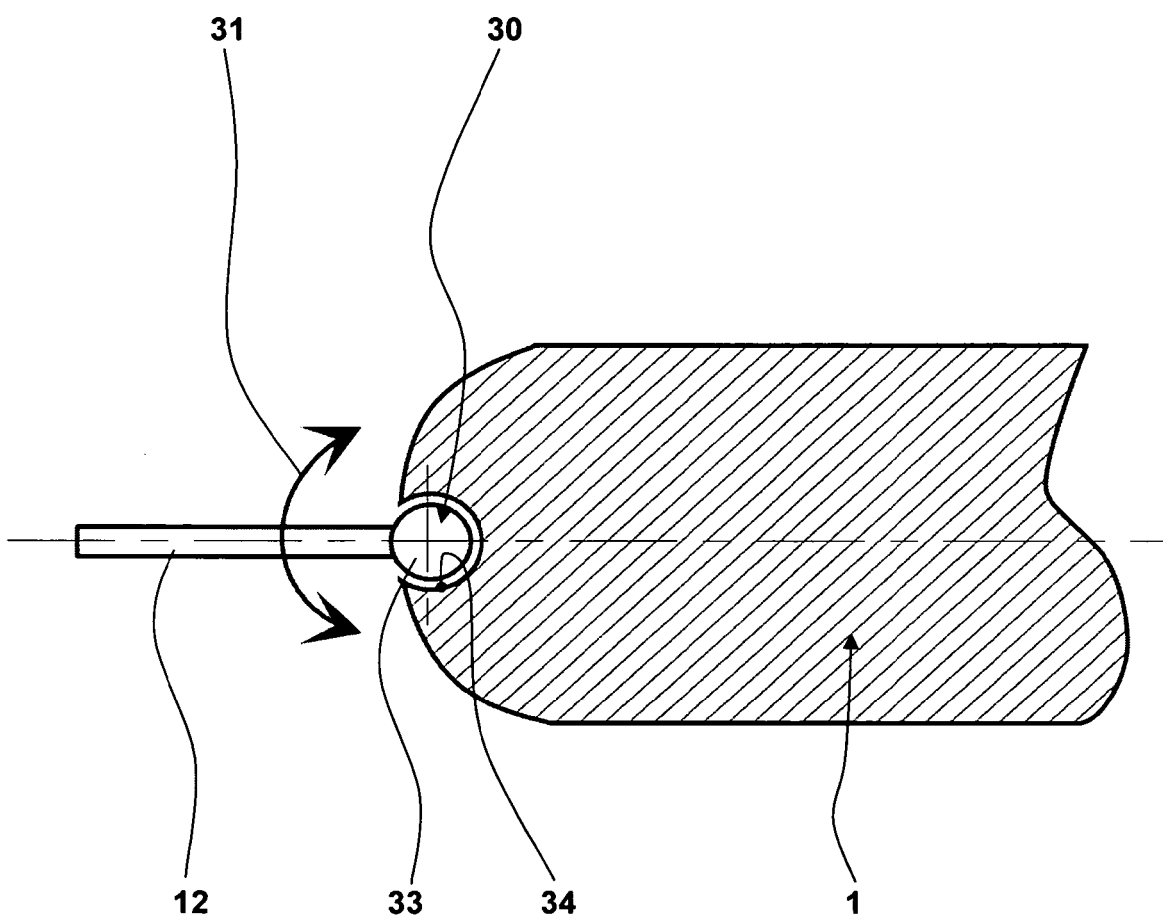


Fig. 9

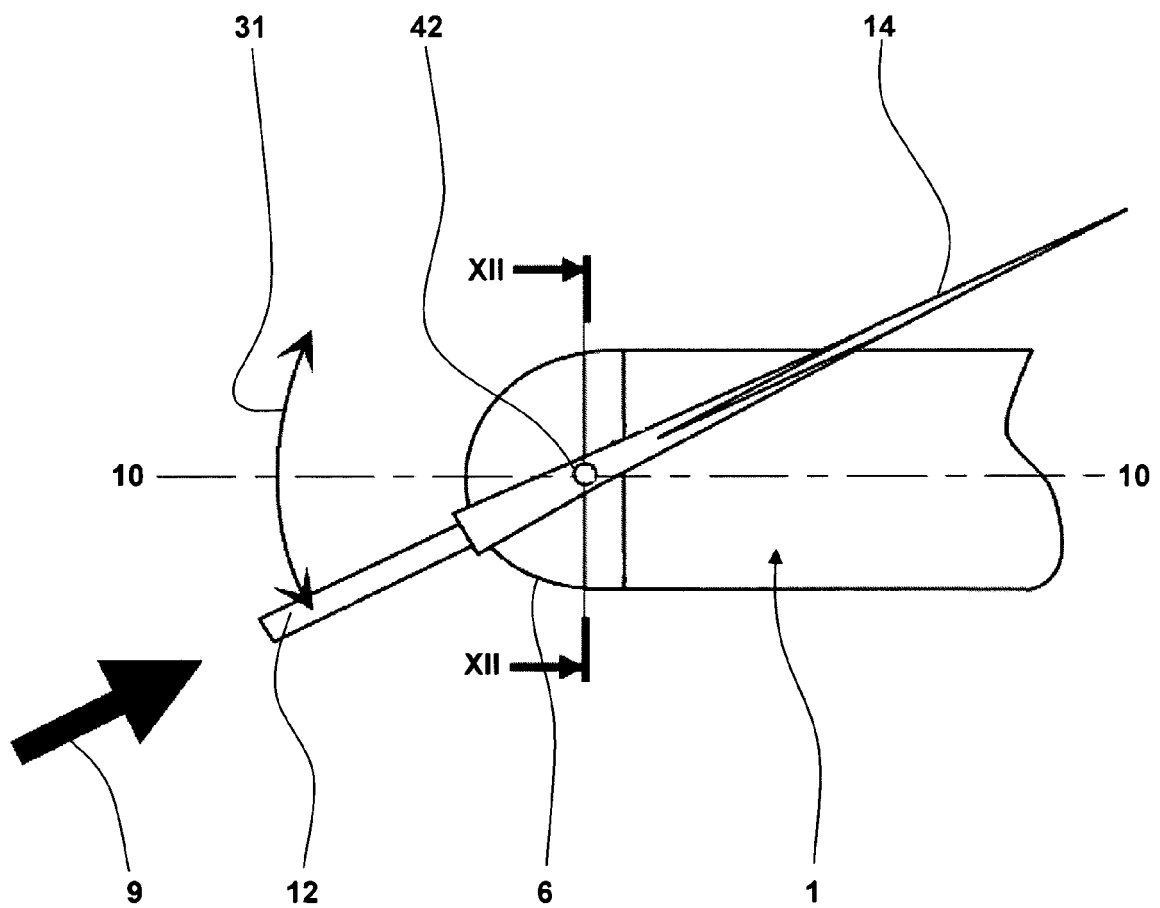


Fig. 10

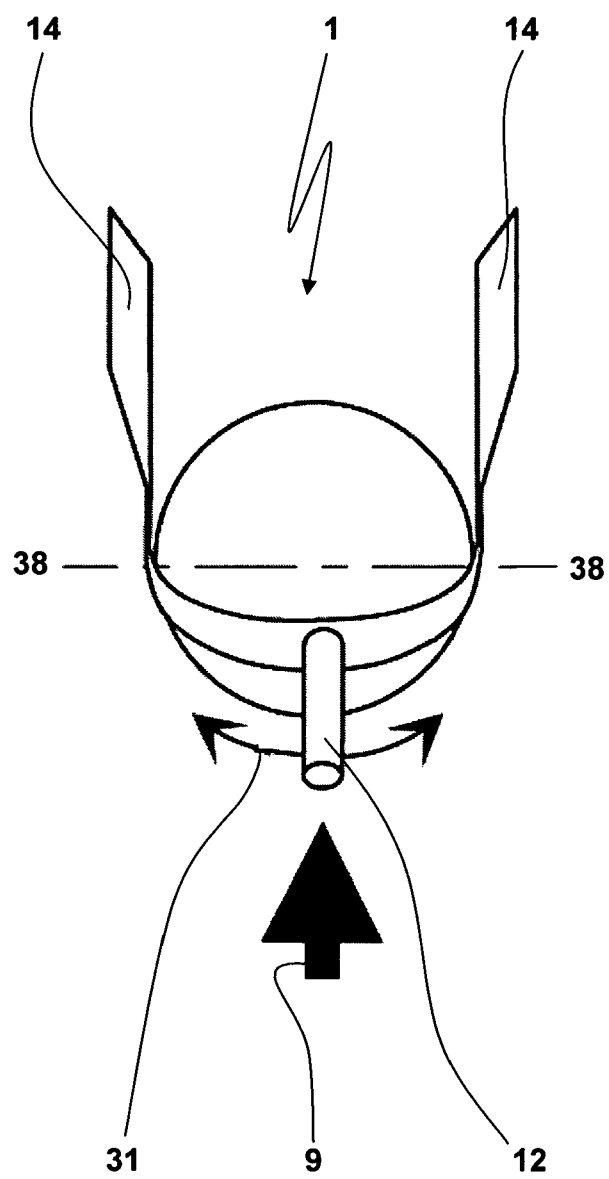


Fig. 11

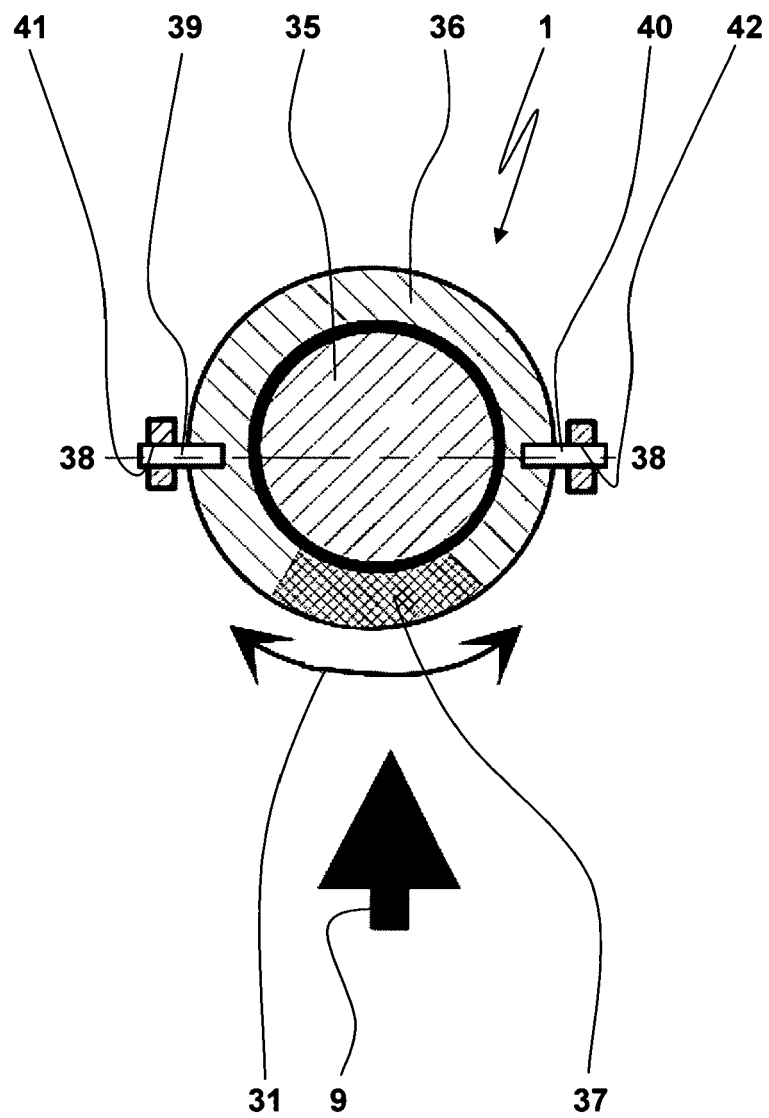


Fig. 12

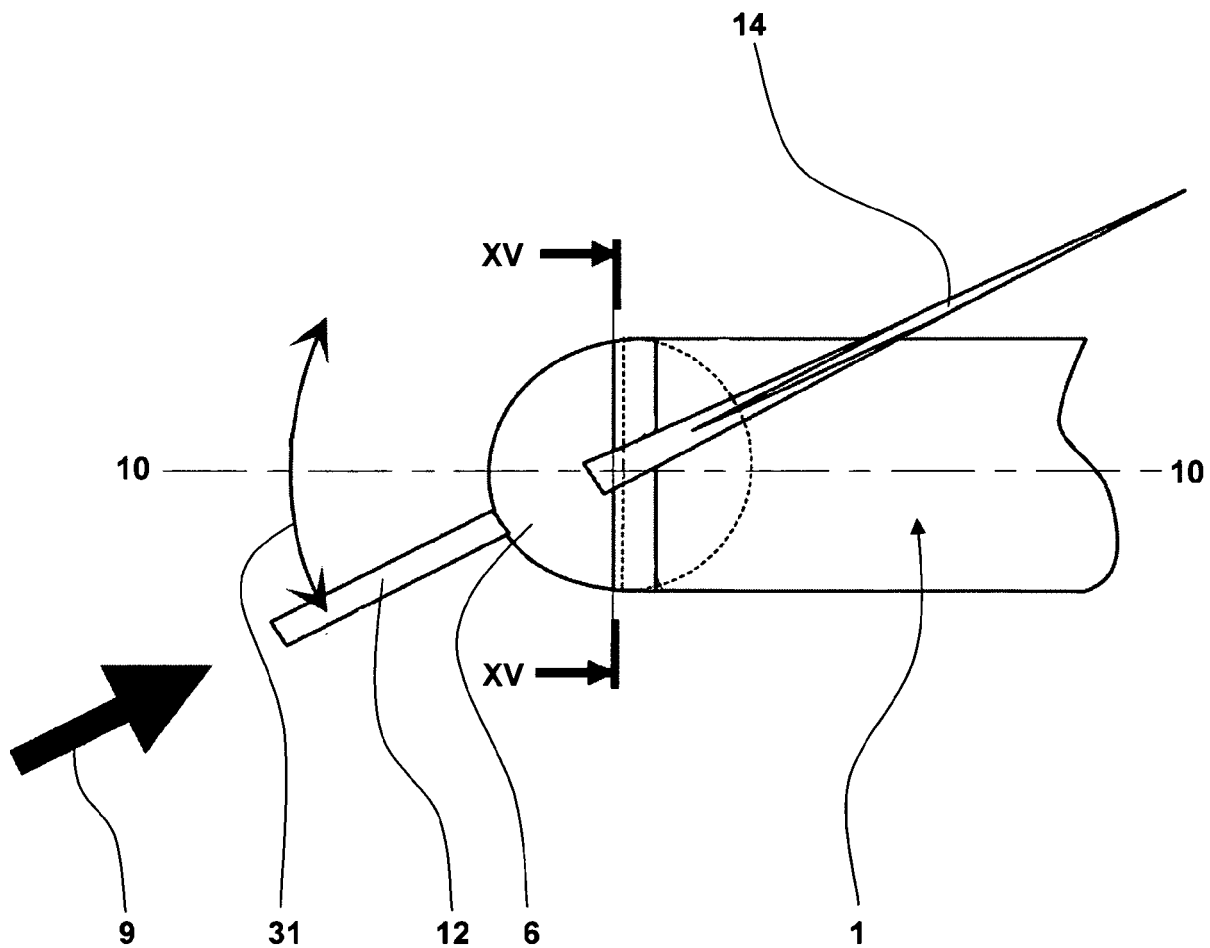


Fig. 13

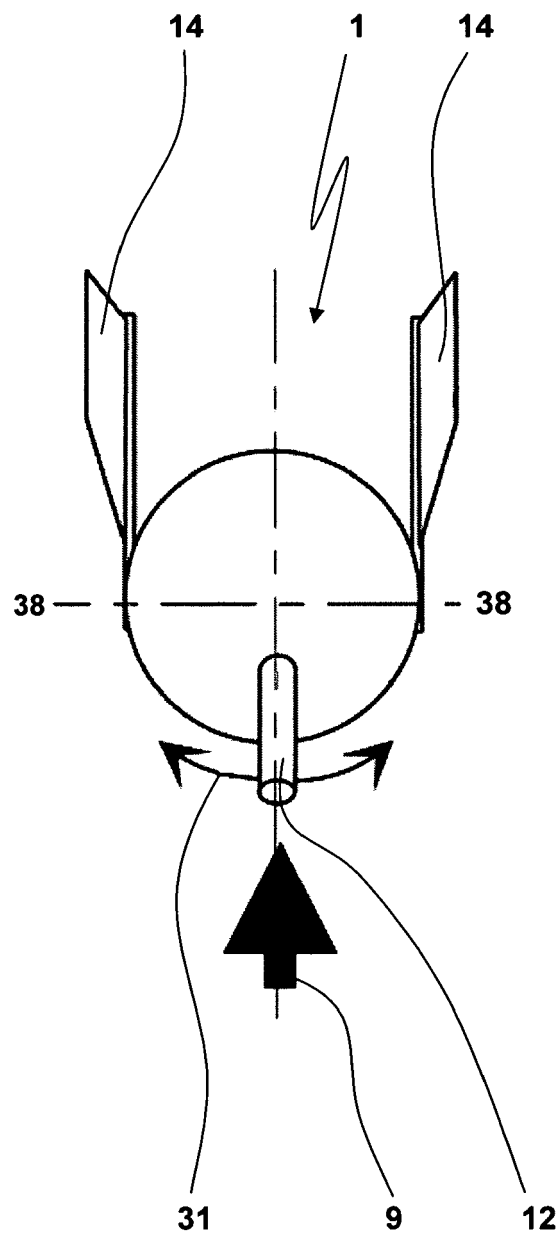


Fig. 14

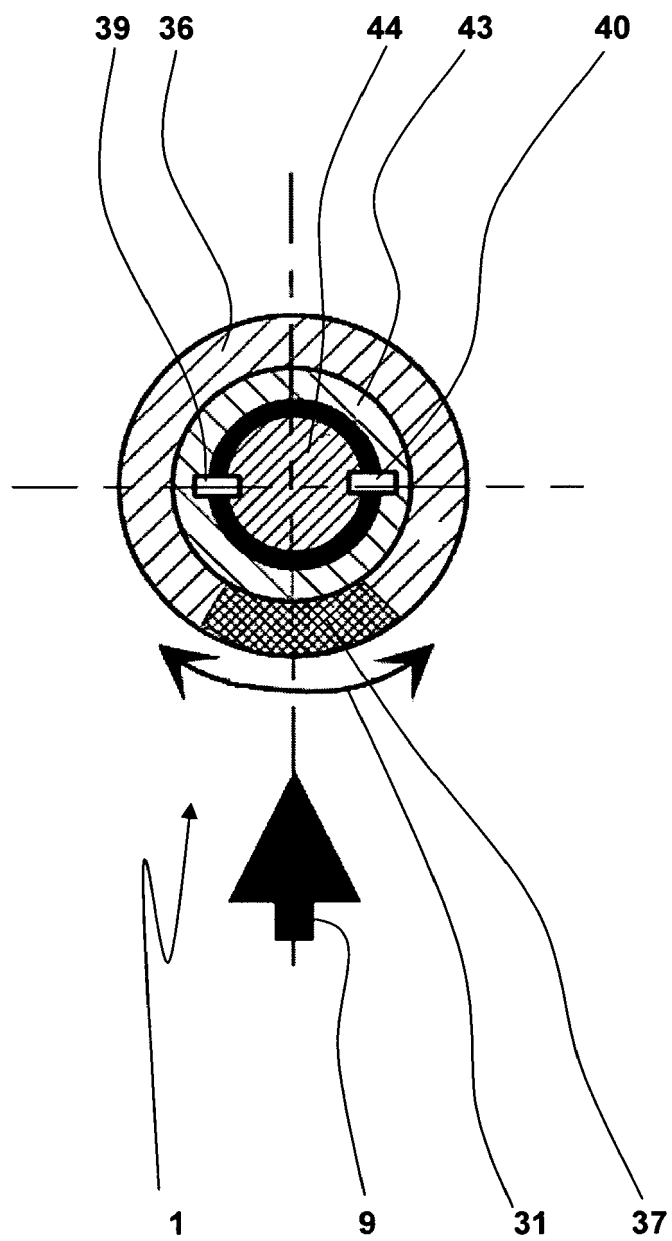


Fig. 15



Europäisches
Patentamt

EUROPÄISCHER RECHERCHENBERICHT

Nummer der Anmeldung
EP 07 00 1443

EINSCHLÄGIGE DOKUMENTE			
Kategorie	Kennzeichnung des Dokuments mit Angabe, soweit erforderlich, der maßgeblichen Teile	Betrifft Anspruch	KLASSIFIKATION DER ANMELDUNG (IPC)
X	US 3 416 758 A (NICHOLSON ET AL.) 17. Dezember 1968 (1968-12-17)	1-3,6-9, 11	INV. F42B10/46
Y	* Spalte 2, Zeile 65 - Spalte 3, Zeile 54; Ansprüche 1-8; Abbildungen 1,2 *	4,5,10, 12	
X	US 4 998 994 A (SCHMIDT ET AL.) 12. März 1991 (1991-03-12)	1-3	
	* Spalte 2, Zeile 10 - Spalte 3, Zeile 49; Abbildungen 1-6 *		
X	US 6 467 722 B1 (BERRY ET AL.) 22. Oktober 2002 (2002-10-22)	1,6-9	
	* Spalte 1, Zeile 66 - Spalte 3, Zeile 42; Abbildungen 1-4 *		
X	US 4 399 962 A (WEDERTZ ET AL.) 23. August 1983 (1983-08-23)	1,6,8,9	
	* Spalte 2, Zeile 6 - Zeile 65; Abbildungen 1-7 *		
X	DE 35 03 041 C (MESSERSCHMITT-BÖLKOW-BLOHM) 11. September 1986 (1986-09-11)	1,6	RECHERCHIERTE SACHGEBIETE (IPC)
A	* Spalte 3, Zeile 66 - Spalte 6, Zeile 15; Abbildungen 1,2 *	7-9	F42B B64C
Y	US 3 195 462 A (PETRE) 20. Juli 1965 (1965-07-20)	4,5	
	* Spalte 2, Zeile 51 - Zeile 54; Abbildungen 1-7 *		
Y	US 3 094 072 A (PARILLA) 18. Juni 1963 (1963-06-18)	10	
	* Spalte 19, Zeile 49 - Spalte 20, Zeile 63; Abbildung 18 *		
----- -/--			
Der vorliegende Recherchenbericht wurde für alle Patentansprüche erstellt			
Recherchenort Den Haag		Abschlußdatum der Recherche 10. Mai 2007	Prüfer Giesen, Maarten
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 Patentedokument, 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	

3
EPO FORM 1503 03-82 (P04C03)



Europäisches
Patentamt

EUROPÄISCHER RECHERCHENBERICHT

Nummer der Anmeldung
EP 07 00 1443

EINSCHLÄGIGE DOKUMENTE			
Kategorie	Kennzeichnung des Dokuments mit Angabe, soweit erforderlich, der maßgeblichen Teile	Betrifft Anspruch	KLASSIFIKATION DER ANMELDUNG (IPC)
Y,D	DE 199 53 701 C (LFK LENKFLUGKÖRPERSYSTEME) 23. Mai 2001 (2001-05-23)	12	
A	* Absatz [0017]; Anspruch 1; Abbildungen 1,2a,2b *	1-11	
A	----- US 2 776 806 A (BRENDAL) 8. Januar 1957 (1957-01-08) * das ganze Dokument *	1-10	
A	----- US 2 932 945 A (BRANDT) 19. April 1960 (1960-04-19) * das ganze Dokument *	1-10	
A,D	----- DE 36 12 175 C (MESSERSCHMITT-BÖLKOW-BLOHM) 8. Oktober 1987 (1987-10-08) * das ganze Dokument *	1-10	
A	----- DE 38 15 290 C (MESSERSCHMITT-BÖLKOW-BLOHM) 17. August 1989 (1989-08-17)		
A	----- NL 88 131 C (BOFORS) 16. Mai 1958 (1958-05-16) -----		
Der vorliegende Recherchenbericht wurde für alle Patentansprüche erstellt			RECHERCHIERTE SACHGEBIETE (IPC)
3 Recherchenort Den Haag Abschlußdatum der Recherche 10. Mai 2007 Prüfer Giesen, Maarten			
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 : mündliche Offenbarung P : Zwischenliteratur			

EPO FORM 1503 03/82 (P04C03)

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

EP 07 00 1443

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

10-05-2007

Im Recherchenbericht angeführtes Patentedokument	Datum der Veröffentlichung	Mitglied(er) der Patentfamilie	Datum der Veröffentlichung
US 3416758 A	17-12-1968	KEINE	
US 4998994 A	12-03-1991	KEINE	
US 6467722 B1	22-10-2002	KEINE	
US 4399962 A	23-08-1983	KEINE	
DE 3503041 C	11-09-1986	KEINE	
US 3195462 A	20-07-1965	KEINE	
US 3094072 A	18-06-1963	KEINE	
DE 19953701 C	24-01-2002	CA 2325763 A1	08-05-2001
		DE 19953701 A1	23-05-2001
		JP 2001174200 A	29-06-2001
		US 6581870 B1	24-06-2003
US 2776806 A	08-01-1957	KEINE	
US 2932945 A	19-04-1960	KEINE	
DE 3612175 C	08-10-1987	EP 0249677 A1	23-12-1987
		NO 871505 A	12-10-1987
		US 4756492 A	12-07-1988
DE 3815290 C	17-08-1989	FR 2631110 A1	10-11-1989
		US 4925130 A	15-05-1990
NL 88131 C		KEINE	

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

- US 6527221 B1 [0003] [0007]
- DE 19953701 C2 [0005] [0021] [0026]
- US 3713607 A [0006]
- DE 3612175 C1 [0007]

In der Beschreibung aufgeführte Nicht-Patentliteratur

- **CHANG, P. K.** Separation of Flow. Pergamon Press, 1970 [0002]
- **BERTIN J.** Hypersonic Aerothermodynamics. *AIAA Education Series*, 1994 [0003]
- **FORMIN 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 [0003]
- **KREMEYER K.** Lines of Pulsed Energy for Supersonic/ Hypersonic Drag Reduction; Generation and Implementation. *AIAA-2004-0984*, AIAA, 2004 [0003]
- **GNEMMI P. ; SRULIJES J. ; ROUSSEL K. ; RUNNE K.** Flowfield Around Spiked-Tipped Bodies for High Attack Angles at Mach 4.5. *Journal of Spacecraft and Rockets*, September 2003, vol. 40 (5), 622-631 [0003]