

(19)



(11)

EP 3 882 564 B1

(12)

EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des Hinweises auf die Patenterteilung:

11.05.2022 Patentblatt 2022/19

(51) Internationale Patentklassifikation (IPC):

F42B 10/64^(2006.01)

(52) Gemeinsame Patentklassifikation (CPC):

F42B 10/64

(21) Anmeldenummer: **21162240.2**

(22) Anmeldetag: **12.03.2021**

(54) **VERFAHREN ZUM ABWERFEN EINES LENKFLUGKÖRPERS VON EINER TRÄGERPLATTFORM UND LENKFLUGKÖRPER**

GUIDED MISSILE AND METHOD FOR EJECTING A GUIDED MISSILE FROM A SUPPORT PLATFORM

PROCÉDÉ D'ÉJECTION UN MISSILE D'UNE PLATE-FORME PORTEUSE ET MISSILE

(84) Benannte Vertragsstaaten:

AL AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB GR HR HU IE IS IT LI LT LU LV MC MK MT NL NO PL PT RO RS SE SI SK SM TR

(30) Priorität: **14.03.2020 DE 102020001703**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:

22.09.2021 Patentblatt 2021/38

(73) Patentinhaber: **Diehl Defence GmbH & Co. KG**

88662 Überlingen (DE)

(72) Erfinder: **Fisch, Peter Gerd**

88662 Überlingen (DE)

(74) Vertreter: **Diehl Patentabteilung**

c/o Diehl Stiftung & Co. KG

Stephanstraße 49

90478 Nürnberg (DE)

(56) Entgegenhaltungen:

US-A- 4 044 970

US-A1- 2016 102 953

US-A1- 2018 356 188

EP 3 882 564 B1

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

Beschreibung

[0001] Die Erfindung betrifft ein Verfahren zum Abwerfen eines um eine Roll-, Nick- und Gierachse lenkbaren Lenkflugkörpers umfassend zwei Paar Ruderorgane zur Erzeugung von Roll-, Nick- und Giermomenten von einer Trägerplattform und einen solchen Lenkflugkörper. Ein solches Verfahren ist z.B. aus US 2018/356188 A1 bekannt.

[0002] Flugkörper werden in Bezug auf die Flugrichtung oftmals über Ruder gesteuert. Dabei werden die Ruder über eine Flugregelungseinrichtung so angesteuert, dass der Flugkörper die angeforderte Flugrichtung einnimmt und schnell zu einem angegebenen Ziel fliegen kann. Zur Vermeidung von Beschädigungen einer Trägerplattform während des Abwerfens eines Lenkflugkörpers von der Trägerplattform ist es bekannt, die Rudermaschine bzw. die Stellantriebe für die Ruder mechanisch so zu verriegeln, dass die Ruder in einer neutralen, keine Drehmomente erzeugenden Position gehalten werden.

[0003] Aus der US 3 355 130 A ist ein Lenkflugkörper mit vier Rudern bekannt. Der Lenkflugkörper ist von der Aktorik so aufgebaut, dass ein so genannter "Squeeze Mode" vermieden werden kann, bei dem zwei Paare aus jeweils gegenüberliegend angeordneten Rudern so angesteuert werden, dass das eine Paar ein Rollmoment in eine Richtung und das andere Paar ein Rollmoment in die andere Richtung generiert. Anders gesagt, ist der Lenkflugkörper so ausgestaltet, dass Ruderpositionen, die zu entgegengesetzten Kräften führen, unterbunden sind.

[0004] Die KR 10 2 136 266 B1 beschäftigt sich mit einem Verfahren zum Berechnen und Ausführen eines nicht-manövrierenden, bremsenden Flügelversatzbefehls zur Reduzierung der Fluggeschwindigkeit eines Lenkflugkörpers.

[0005] Bei Lenkflugkörpern mit geringem Gewicht kann es beim Abwerfen oder Abkoppeln derselben von einer Trägerplattform, z.B. aus deren Waffenschacht oder von einer Startschiene, beim Eintritt in das von der Trägerplattform erzeugte Strömungsfeld bzw. in das unterhalb der Trägerplattform herrschende Strömungsfeld passieren, dass dieser durch das Strömungsfeld umgelenkt wird und mit der Trägerplattform kollidiert. Hierdurch kann es nicht nur zu Beschädigungen an der Trägerplattform, sondern insbesondere auch zu Beschädigungen des Lenkflugkörpers kommen.

[0006] Es ist daher eine Aufgabe der Erfindung, ein Verfahren zum Abwerfen eines Lenkflugkörpers von einer Trägerplattform anzugeben, welches einen sicheren Abgang des Lenkflugkörpers von der Trägerplattform erlaubt.

[0007] Diese Aufgabe wird durch ein Verfahren gemäß den Merkmalen von Patentanspruch 1 gelöst. Das Verfahren zum Abwerfen eines um eine Roll-, Nick- und Gierachse lenkbaren Lenkflugkörpers von einer Trägerplattform, welcher

- zwei Paare Ruderorgane zur Erzeugung von Roll-, Nick- und Giermomenten aufweist, wobei die Ruderorgane jedes Paares bezogen auf die Längsachse des Lenkflugkörpers einander gegenüberliegend am Umfang des Rumpfes des Lenkflugkörpers angeordnet sind, und
- eine Flugregelungseinrichtung zur Ansteuerung der Ausrichtung der zwei Paare Ruderorgane aufweist,

umfasst die Verfahrensschritte:

- a) gegensinniges Ausschlagen der Ruderorgane jedes Paares mittels der Flugregelungseinrichtung vor dem Abwurf von der Trägerplattform oder unmittelbar nach dem Abwurf von der Trägerplattform mit dem Eintritt des Lenkflugkörpers in ein Strömungsfeld der Trägerplattform derart, dass ein Strömungswiderstand, den der Lenkflugkörper nach dem Abwurf im Strömungsfeld der Trägerplattform erfährt, erhöht ist gegenüber einem Strömungswiderstand, den der Lenkflugkörper erfahren würde, wenn sich die Ruderorgane jedes Paares in einer Nullstellung befinden würden, in welcher sich die flugrichtungsbeeinflussenden Flächen der Ruderorgane jedes Paares parallel zur Längsachse des Lenkflugkörpers erstrecken, und
- b) nach Verlassen des Strömungsfelds der Trägerplattform Ausschlagen der Ruderorgane jedes Paares mittels der Flugregelungseinrichtung derart, dass der Lenkflugkörper in Richtung eines Ziels gelenkt wird.

[0008] Die Erfindung geht von der Erkenntnis aus, dass mit einer mechanischen Verriegelung zwar ungewollte Ausschläge von Ruderorganen vermeidbar sind, eine mechanische Verriegelung jedoch auch eine zusätzliche Gewichtsbelastung für einen Lenkflugkörper bedeutet, die sich nachteilig auf dessen maximale Reichweite auswirken kann, insbesondere wenn der Lenkflugkörper antriebslos ausgebildet ist.

[0009] Weiterhin geht die Erfindung von der Erkenntnis aus, dass die Wahrscheinlichkeit durch ungewollte Roll-, Nick- oder Giermomente Beschädigungen an Trägerplattform und / oder Lenkflugkörper kurz nach dem Abwerfen des Lenkflugkörpers von der Trägerplattform hervorzurufen, bei Lenkflugkörpern mit geringem Gewicht, wie beispielsweise unter 50 kg, gegenüber gewichtsmäßig schwereren (Lenk-)Flugkörpern erhöht ist, da sie gewichtsbedingt nach einem Abwurf für eine längere Zeitspanne dem unterhalb der Trägerplattform herrschenden Strömungsfeld ausgesetzt sind.

[0010] Die Erfindung geht weiter von der Überlegung aus, dass die Gefahr von Beschädigungen an Trägerplattform und/oder Lenkflugkörper, reduzierbar ist, wenn der Lenkflugkörper das unterhalb der Trägerplattform herrschende Strömungsfeld möglichst zügig verlassen kann, die Zeitspanne oder auch Zeitphase, in welcher sich der Lenkflugkörper nach seinem Abwurf in dem

durch die Trägerplattform bedingten Strömungsfeld befindet, also möglichst kurz ist.

[0011] Diese Nachteile bzw. Gefahren können durch das erfindungsgemäße Verfahren umgangen werden. Durch das gegensinnige Ausschlagen der Ruderorgane der zwei Paare mittels der Flugregelungseinrichtung vor dem Abwurf von der Trägerplattform oder unmittelbar nach dem Abwurf von der Trägerplattform mit dem Eintritt des Lenkflugkörpers in das Strömungsfeld der Trägerplattform entsprechend Verfahrensschritt a) wird der Lenkflugkörper im Strömungsfeld abgebremst, wohingegen die Trägerplattform weiterfliegt. Hierdurch tritt der Lenkflugkörper gegenüber einer "nicht bremsenden" Stellung der zwei Paare Ruderorgane, d.h. bei einer Nullstellung, in welcher sich die flugrichtungsbeeinflussenden Flächen der Ruderorgane der zwei Paare parallel zur Längsachse des Lenkflugkörpers oder, anders ausgedrückt, in Anströmungsrichtung erstrecken würden, zeitlich früher aus dem Strömungsfeld unterhalb der Trägerplattform heraus, wodurch die Zeitspanne, in welcher Kollisionen auftreten können, verkürzt und damit reduziert ist.

[0012] Die Ruderorgane der zwei Paare sind vorzugsweise derart gegensinnig ausgeschlagen, dass keine aerodynamischen Momente erzeugt oder, anders ausgedrückt, außer einer erhöhten Widerstandskraft keine flugrichtungsändernden Kräfte wirksam werden. Damit wird erreicht, dass ein Lenkflugkörper sicher und ohne Kollisionsgefahr aus dem Strömungsfeld der Trägerplattform durch entsprechende Ansteuerung der zwei Paare von Ruderorganen mittels seiner Flugregelungseinrichtung verbringbar ist.

[0013] Eine vorteilhafte Ausführungsform sieht vor, dass die Ruderorgane der zwei Paare in Verfahrensschritt a) derart mittels der Flugregelungseinrichtung gegensinnig ausgeschlagen sind, dass keine Flugrichtungsänderung bewirkt wird.

[0014] Die Ruderorgane sind zur Erzeugung von Roll-Nick-Giermomenten zumindest teilweise um eine radiale Achse, auch Verschwenkachse genannt, bezogen auf den Rumpf des Lenkflugkörpers verschwenkbar. Unter gegensinnigem Ausschlagen wird vorliegend verstanden, dass eines der beiden Ruderorgane eines Paares im Uhrzeigersinn und das andere der beiden Ruderorgane entgegen dem Uhrzeigersinn ausgeschlagen ist bezogen auf die Nullstellung, in welcher sich die flugrichtungsbeeinflussenden Flächen der Ruderorgane jedes Paares parallel zur Längsachse des Lenkflugkörpers erstrecken. Zur Vermeidung von Flugrichtungsänderungen ist vorgesehen, dass die Winkel, um welche die Ruderorgane der zwei Paare bezogen auf die Nullstellung gegensinnig ausgeschlagen sind, betragsmäßig gleich sind, d.h. jedes Ruderorgan der beiden Paare ist um den betragsmäßig gleichen Winkel ausgeschlagen.

[0015] Unter einer Trägerplattform wird vorliegend insbesondere ein Luftfahrzeug, wie beispielsweise ein Flugzeug oder eine Drohne verstanden. Der Abwurf des Lenkflugkörpers kann durch Auswerfen aus einem Waf-

fenschacht der Trägerplattform oder durch Abkoppeln von einer an der Trägerplattform befestigten Startvorrichtung, wie beispielsweise einer Startschiene erfolgen. Es wird davon ausgegangen, dass sich Trägerplattform und Lenkflugkörper unmittelbar nach dessen Abwurf von der Trägerplattform in die gleiche Flugrichtung bewegen.

[0016] Die Flugregelungseinrichtung ist so ausgebildet, dass die Ruderorgane der zwei Paare so ansteuerbar sind, dass eine Roll-Nick-Gier-Bewegung des Lenkflugkörpers möglich ist, wodurch der Lenkflugkörper entlang einer gewünschten Flugbahn, insbesondere zu einem Ziel, geführt werden kann. Hierfür können Daten aus einem Datenspeicher der Flugregelungseinrichtung, der Informationen zu einer gewünschten Mission des Lenkflugkörpers enthält, herangezogen werden. Auch ein Empfang von externen Daten wie beispielsweise von der oder einer Trägerplattform über eine entsprechende Empfangseinrichtung, z. B. eine im Lenkflugkörper vorgesehene Antenne und zugehörige Elektronik, ist möglich. Zweckmäßigerweise ist der Lenkflugkörper jedoch mit einem Radarsucher oder einem optischen Sucher ausgestattet, wobei aus deren erfassten Informationen über eine Sensorik Daten bzw. Signale zur Beaufschlagung der Flugregelungseinrichtung erzeugt werden.

[0017] In einer Ausführungsform der Erfindung ist vorgesehen, dass spätestens nach einer Zeitspanne von einer Sekunde, insbesondere spätestens nach einer Zeitspanne von einer halben Sekunde, besonders bevorzugt spätestens nach einer Zeitspanne von 250 Millisekunden die Flugregelungseinrichtung die Ansteuerung der Ausrichtung der zwei Paare von Ruderorganen entsprechend Verfahrensschritt a) beendet und mit der Ansteuerung entsprechend Verfahrensschritt b) fortfährt. Hierfür ist der Lenkflugkörper in einer Ausführungsform mit einem Timer ausgerüstet, der mit der Flugregelungseinrichtung schaltungstechnisch verbunden ist. Der Timer ist zur Sensierung eines Abwurfs des Lenkflugkörpers von der Trägerplattform und zur Weiterleitung eines Signals nach Ablauf einer vorgegebenen Zeitspanne nach der Sensierung des Abwurfs an die Flugregelungseinrichtung eingerichtet, welches die Ansteuerung entsprechend Verfahrensschritt b) freigibt. Handelt es sich bei der Trägerplattform beispielsweise um ein Kampfflugzeug, bei welchem der Lenkflugkörper in einer Transportphase unter einer Tragfläche des Kampfflugzeuges angeordnet ist, kann davon ausgegangen werden, dass sich nach Ablauf einer Zeitspanne von maximal 250 Millisekunden nach Abwurf der Lenkflugkörper in einem Abstand von 10 m, gemessen von der Tragfläche aus, und bezogen auf die Flugrichtung der Trägerplattform hinter dem Kampfflugzeug befindet und damit das unter der Trägerplattform herrschende Strömungsfeld verlassen hat.

[0018] Die Erfindung betrifft weiterhin einen Lenkflugkörper mit zwei Paar Ruderorganen zur Erzeugung von Roll-, Nick- und Giermomenten, wobei die Ruderorgane jedes Paares bezogen auf die Längsachse des Lenkflugkörpers einander gegenüberliegend am Umfang des

Rumpfes des Lenkflugkörpers angeordnet sind, und mit einer Flugregelungseinrichtung zur Ansteuerung der Ausrichtung der zwei Paare Ruderorgane, welcher eingerichtet ist zur Durchführung eines oder mehrerer der zuvor erwähnten Verfahrensschritte.

[0019] Das erfindungsgemäße Verfahren ist besonders geeignet für Lenkflugkörper mit zwei Paaren von Ruderorganen, die in "X"-Form oder in "+" Form am Umfang des Rumpfes des Lenkflugkörpers verteilt sind und insbesondere im Heckbereich des Lenkflugkörpers angeordnet sind. Die Ruderorgane der zwei Paare sind vorzugsweise in der gleichen axialen Höhe bezogen auf die Längsachse des Lenkflugkörpers am Rumpf angeordnet. In der "+"-Form sind im Gegensatz zur "X"-Form die vier Ruderorgane der beiden Paare gleichmäßig um den Umfang verteilt, jede radiale Achse, um welche ein Ruderorgan verschwenkbar ist, schließt also mit jeder der beiden benachbarten radialen Achsen jeweils den gleichen Winkelbereich von 90° ein. Im Fall einer "X"-Form schließt eine radiale Achse mit den ihr beiden benachbarten radialen Achsen jeweils einen unterschiedlichen Winkelbereich ein, wobei jede radiale Achse der vier Ruderorgane stets die gleichen unterschiedlichen Winkelbereiche mit ihren jeweils benachbarten radialen Achsen einschließt. Bei einem derartigen Lenkflugkörper kann gezielt ein sonst unerwünschter "Squeeze Mode" durch das gegensinnige Ausschlagen der Ruderorgane herbeigeführt werden zur Erzeugung eines Bremsseffekts nach dem Abwerfen von einer Trägerplattform. Im Vergleich zu einem Lenkflugkörper mit nur einem Paar von Ruderorganen kann durch das gegensinnige Ausschlagen ein höherer Bremsseffekt erzielt werden, da hier vier - anstelle von nur zwei - flugrichtungsbeeinflussenden Flächen zu einer Erhöhung des Strömungswiderstandes, welchen der Lenkflugkörper im Strömungsfeld der Trägerplattform erfährt, beitragen. Der an und für sich unerwünschte "Squeeze Mode" während einer Führung eines Lenkflugkörpers in Richtung auf ein Ziel, der aufgrund der Erzeugung einander entgegenwirkender Kräfte zu Beeinträchtigungen der Manövrierfähigkeit bzw. Lenkfähigkeit eines Lenkflugkörpers führt, wird in der Abwurfphase, also in der Zeitspanne, in welcher der Lenkflugkörper dem Strömungsfeld unterhalb der Trägerplattform ausgesetzt ist, bewusst eingesetzt, um unerwünschten Manövern, die den Lenkflugkörper in Richtung Trägerplattform lenken könnten, vorzubeugen und um den Lenkflugkörper rasch außerhalb des unterhalb der fliegenden Trägerplattform herrschenden Strömungsfelds zu bringen.

[0020] Das erfindungsgemäße Verfahren ist weiterhin bevorzugt anwendbar für Lenkflugkörper, welche einen an der Oberseite ihres Rumpfes und bezogen auf die Gesamtlänge des Rumpfes insbesondere mittig angeordneten Flügel aufweisen. Die Oberseite eines Rumpfes kann dabei als die Seite angesehen werden, bei welcher sich der Flügel in einer Horizontalflugrichtung des Lenkflugkörpers oben befindet. Der Flügel erstreckt sich bezogen auf die Längsachse des Rumpfes seitlich symmetrisch über den Rumpf hinaus. Ein solcher Flügel, des-

sen Längsachse sich zumindest während einer Flugphase des Lenkflugkörpers in Richtung eines Ziels quer, also senkrecht zur Längsachse des Lenkflugkörpers erstreckt, verleiht dem Lenkflugkörper hohe Auftriebskräfte, wodurch die maximale Reichweite bzw. Flugstrecke erhöhbar ist. Nachteilig an einem solchen Flügel ist jedoch, dass er unmittelbar nach dem Abwurf des Lenkflugkörpers dazu führen kann, dass der Lenkflugkörper - quasi passiv - in Richtung der Trägerplattform gedrückt und dadurch beschädigt werden kann. Mittels des erfindungsgemäßen Verfahrens kann durch das gegensinnige Ausschlagen der zwei Paare von Ruderorganen und dem damit erzeugten Bremsseffekt bewirkt werden, dass der Lenkflugkörper sich nicht so lange im Strömungsfeld unterhalb der Trägerplattform befindet und damit die Zeitspanne für etwaige Kollisionen reduziert bzw. die Kollisionsgefahr verringert ist.

[0021] Bei Lenkflugkörpern, bei welchen der Flügel zwischen einer Stellung, in der er sich entlang der Längsachse des Rumpfes erstreckt, und einer Stellung, in der er sich quer zur Längsachse des Rumpfes erstreckt, verschwenkbar ist, kann vorgesehen sein, dass die Flugregelungseinrichtung so eingerichtet ist, dass erst nach dem Sensieren des Verlassens des unterhalb der Trägerplattform herrschenden Strömungsfelds ein Verschwenken des Flügels von seiner "Längsstellung" in seine "Querstellung" erfolgt. Dadurch können sich während einer Abwurfphase, also dem Zeitraum, in dem sich der Lenkflugkörper noch im Strömungsfeld unterhalb der Trägerplattform befindet, durch den Flügel bedingte, sich hinsichtlich etwaiger Kollisionen mit der Trägerplattform negativ auswirkende Auftriebskräfte vermieden werden. Anders ausgedrückt: In seiner "Längsstellung" weist der Flügel gegenüber seiner "Querstellung" keine Flügelspannweite auf, ragt also seitlich nicht über den Rumpf hinaus, oder weist nur eine reduzierte Flügelspannweite auf, ragt also seitlich zwar über den Rumpf hinaus, jedoch nicht so weit wie im Vergleich zu seiner "Querstellung". Ist der Lenkflugkörper mit einem zuvor beschriebenen Timer ausgerüstet, kann vorgesehen sein, dass die Flugregelungsrichtung dazu eingerichtet ist, nach Empfang des vom Timer weitergeleiteten Signals neben der Ansteuerung der Ruderorgane entsprechend Verfahrensschritt b) das Verschwenken des Flügels von seiner "Längsstellung" in seine "Querstellung" zu bewirken. Hierzu kann die Flugregelungseinrichtung mit einem Verschwenkantrieb des Flügels wirkverbunden, z.B. schaltungstechnisch verbunden sein.

[0022] Das erfindungsgemäße Verfahren ist zudem besonders praktisch anwendbar bei Lenkflugkörpern mit einem Gewicht von weniger als 50 kg, insbesondere von weniger als 30 kg. Speziell Leichtestflugkörper, auch Ultraleichtflugkörper genannt, profitieren von der Erhöhung des Strömungswiderstands durch das gegensinnige Ausschlagen der zwei Paare von Ruderorganen, da hierdurch der Nachteil des geringeren Gewichts gegenüber Flugkörpern höheren Gewichtes hinsichtlich der Zeitspanne des Austretens aus dem Strömungsfelds der Trä-

gerplattform zumindest teilweise kompensierbar ist.

[0023] Auch für Lenkflugkörper mit einer Länge von weniger als 1,5 m bietet sich die Verwendung des erfindungsgemäßen Verfahrens an. Gerade bei kleinsten und damit oftmals auch gewichtsmäßig leichten Lenkflugkörpern bzw. Lenkflugkörpern mit relativ großem Volumen bei relativ kleinem Gewicht und geringer Dichte wirkt sich ein unterhalb einer Trägerplattform herrschendes Strömungsfeld stärker hinsichtlich einer unbeabsichtigten Umlenkung aus im Vergleich zu groß- und schwerbauenden Flugkörpern. Dieser nachteilige Effekt kann zumindest reduziert werden durch das gegensinnige Ausschlagen der zwei Paare von Ruderorganen.

[0024] Das erfindungsgemäße Verfahren ist bevorzugt auch für antriebslos ausgebildete Lenkflugkörper geeignet, welche aufgrund mangels Antriebs eine längere Zeitspanne benötigen, um nach einem Abwurf aus dem unter der Trägerplattform herrschenden Strömungsfeld heraus zu kommen.

[0025] Die Flugregelungseinrichtung des Lenkflugkörpers kann eine Kontrolleinrichtung aufweisen, wobei die Kontrolleinrichtung vorzugsweise als eine analoge und/oder digitale Datenverarbeitungseinrichtung ausgebildet ist. Beispielsweise ist die Kontrolleinrichtung als Mikrokontroller, FPGA, DSP etc. ausgebildet. Die Kontrolleinrichtung ist insbesondere programmtechnisch und/oder schaltungstechnisch ausgebildet, die Ruderorgane einzustellen. Die Einstellung kann als Kontrolle, insbesondere als Steuerung oder Regelung, verstanden werden.

[0026] Die Kontrolleinrichtung ist insbesondere datentechnisch ausgebildet, in einem ersten Betriebszustand die Ruderorgane so einzustellen, dass der Lenkflugkörper in eine Flugrichtung, insbesondere in eine Soll-Flugrichtung, gesteuert ist, wobei der Lenkflugkörper einen Flugströmungswiderstand aufweist bzw. einen solchen erfährt.

[0027] Die Kontrolleinrichtung ist insbesondere datentechnisch ausgebildet, in einem zweiten Betriebszustand die Ruderorgane so einzustellen, dass der Lenkflugkörper in die gleiche Flugrichtung, insbesondere in die gleiche Soll-Flugrichtung, gesteuert ist und dabei einen Bremsströmungswiderstand aufweist bzw. einen solchen erfährt.

[0028] Es ist vorgesehen, dass - insbesondere bei angenommener gleicher Fluggeschwindigkeit - der Bremsströmungswiderstand größer als der Flugströmungswiderstand ausgebildet ist. Somit liegt der Unterschied zwischen dem ersten und dem zweiten Betriebszustand darin, dass die Ruderorgane zwar so eingestellt werden, dass die Änderung richtungsneutral ist, jedoch der Strömungswiderstand, den der Lenkflugkörper erfährt, unterschiedlich ausgebildet ist, wobei der Strömungswiderstand als Bremsströmungswiderstand in dem zweiten Betriebszustand größer als der Strömungswiderstand als Flugströmungswiderstand in dem ersten Betriebszustand ist. Der Strömungswiderstand bezieht sich insbesondere jeweils auf die gleiche Fluggeschwindigkeit.

[0029] Es wird vorgeschlagen, dass der erste Betriebszustand als ein Flugbetriebszustand und der zweite Betriebszustand als ein Abwurfbetriebszustand ausgebildet ist. Der Abwurfbetriebszustand wird insbesondere programmtechnisch und/oder datentechnisch aktiviert. Der Abwurfbetriebszustand liegt vor, wenn sich der Lenkflugkörper in einer Abwurfphase befindet, insbesondere, wenn sich der Lenkflugkörper im unterhalb der Trägerplattform herrschenden Strömungsfeld befindet. Der Flugbetriebszustand liegt zeitlich nach der Abwurfphase des Lenkflugkörpers, insbesondere, wenn er das unterhalb der Trägerplattform herrschende Strömungsfeld verlassen hat, in einer Flugphase vor.

[0030] Es ist dabei eine Überlegung, dass durch den zweiten Betriebszustand der Lenkflugkörper beim Abgang/Start von der Trägerplattform aus stabilisiert wird und dadurch das Trennverhalten von der Trägerplattform verbessert wird. Ein sicherer Abgang des Lenkflugkörpers wird zumindest unterstützt bzw. überhaupt erst ermöglicht, durch das Abbremsen des Lenkflugkörpers durch Erhöhung des Strömungswiderstands in dem Abwurfbetriebszustand im Vergleich zu dem Flugbetriebszustand. Der Abwurfbetriebszustand wirkt ähnlich wie ein Bremsfallschirm, das Flugzeug fliegt damit sozusagen am Lenkflugkörper vorbei. Der Lenkflugkörper kann damit schnell das Strömungsfeld des Flugzeugs verlassen. Insbesondere kleine Lenkflugkörper mit relativ großem Volumen bei relativ kleinem Gewicht und geringer Dichte können so aus dem Nahfeld des Flugzeugs heraus gebremst werden und vermeiden auf diese Weise eine Kollision mit dem Flugzeug.

[0031] Bevorzugt ist die Flugrichtung als eine Neutralflugrichtung und/oder als eine Geradeausflugrichtung ausgebildet. Insbesondere wird durch die zwei Paare von Ruderorganen ein Gesamtnickmoment und ein Gesamtgierrmoment des Lenkflugkörpers zumindest im Abwurfbetriebszustand auf Null gesetzt.

[0032] Der Lenkflugkörper weist ein erstes Paar Ruderorgane auf. Die Ruderorgane des ersten Paares sind vorzugsweise einander gegenüberliegend am Umfang des Lenkflugkörpers angeordnet. Es ist vorgesehen, dass die Ruderorgane des ersten Paares in dem Abwurfbetriebszustand gegensinnig angestellt sind. Auf diese Weise wird ein erstes Rollmoment und zugleich ein erhöhter Strömungswiderstand als Bremsströmungswiderstand erzeugt.

[0033] Weiterhin weist der Lenkflugkörper ein zweites Paar Ruderorgane auf. Die Ruderorgane des zweiten Paares sind gegenüberliegend am Umfang des Lenkflugkörpers angeordnet. Vorzugsweise sind die Ruderorgane des ersten und des zweiten Paares in Umlaufrichtung um den Lenkflugkörper regelmäßig verteilt. Es ist vorgesehen, dass die Ruderorgane des zweiten Paares in dem Abwurfbetriebszustand gegensinnig angestellt sind. Auf diese Weise wird ein zweites Rollmoment und zugleich ein erhöhter Strömungswiderstand als Bremsströmungswiderstand erzeugt. Vorzugsweise ist das Gesamtrollmoment, welches aus dem ersten Rollmoment

und dem zweiten Rollmoment gebildet wird, Null. Alternativ oder ergänzend sind das erste und das zweite Rollmoment gegensinnig so dass kein aerodynamisches Rollmoment erzeugt wird. Als weitere Alternative kann das Gesamtmoment in dem Abwurfbetriebszustand ungleich Null sein.

[0034] Bei einer bevorzugten Ausgestaltung weist der Lenkflugkörper einen Sprengsatz für einen militärischen Einsatz auf. Es ist besonders bevorzugt, dass der Lenkflugkörper eine Masse von weniger als 50 kg, vorzugsweise weniger als 40 kg und insbesondere weniger als 30 kg aufweist. Insbesondere handelt es sich um einen Leichtestflugkörper.

[0035] Bei einer Ausgestaltung ist der Lenkflugkörper als ein antriebsloser Flugkörper ausgebildet. Insbesondere ist der Lenkflugkörper als eine Gleitbombe realisiert. Es kann aber auch vorgesehen sein, dass der Lenkflugkörper einen Antrieb aufweist.

[0036] Ein weiterer Gegenstand der Erfindung betrifft eine Trägerplattform, wobei die Trägerplattform mindestens einen Lenkflugkörper aufweist, wie dieser zuvor beschrieben wurde bzw. nach einem der vorhergehenden Ansprüche. Insbesondere kann die Trägerplattform einen Abwurfzustand einnehmen, wobei der Lenkflugkörper unmittelbar benachbart zu der Trägerplattform und/oder in dessen Strömungsfeld angeordnet ist und den Abwurfbetriebszustand einnimmt.

[0037] Bei einer Ausgestaltung des Verfahrens können die Ruderorgane in einer Abwurfphase des Lenkflugkörpers aus der Trägerplattform in einen "Squeeze Mode" gesetzt werden. Der "Squeeze Mode" zeichnet sich vorzugsweise dadurch aus, dass außer einer Strömungswiderstandserhöhung keine aerodynamischen Gesamtgierrmomente und Gesamtnickmomente erzeugt werden, der Lenkflugkörper also die Flugrichtung, insbesondere die Geradeausflugrichtung einnimmt oder beibehält.

[0038] Bei einer Alternative oder Weiterbildung des Verfahrens werden die Ruderorgane so eingestellt, dass der Lenkflugkörper in eine Geradeausflugrichtung als Flugrichtung gesteuert ist und einen erhöhten Bremsströmungswiderstand aufweist.

[0039] Bei einer weiteren Alternative oder Weiterbildung des Verfahrens ist der Lenkflugkörper nach einem der vorhergehenden Ansprüche bzw. wie diese zuvor beschrieben wurde, ausgebildet, wobei der Abwurfbetriebszustand in der Abwurfphase aktiviert wird und beispielsweise über einen Zeitraum von 250 Millisekunden eingestellt bleibt. Insbesondere ist der Abwurfbetriebszustand spätestens beim Abwurf aktiviert und bleibt durchgängig aktiviert mindestens bis der Lenkflugkörper hinter der Trägerplattform ist.

[0040] Es ist besonders bevorzugt, dass die Abwurfphase vorliegt, wenn sich der Lenkflugkörper in dem Strömungsfeld der Trägerplattform befindet und/oder wenn der Lenkflugkörper einen Abstand zur Trägerplattform von weniger als 20 m, vorzugsweise weniger als 10 m einnimmt.

[0041] Bei einer möglichen Ausgestaltung ist der "Squeeze Mode" und/oder der Abwurfbetriebszustand bereits eingestellt, wenn der Lenkflugkörper die Trägerplattform verlässt. Alternativ hierzu verlässt der Lenkflugkörper zunächst die Trägerplattform und nachfolgend wird der "Squeeze Mode" und/oder der Abwurfbetriebszustand eingestellt, wenn sich der Lenkflugkörper noch in der Abwurfphase befindet.

[0042] Die bisher gegebene Beschreibung vorteilhafter Ausgestaltungen der Erfindung enthält zahlreiche Merkmale, die teilweise in einigen abhängigen Ansprüchen zu mehreren zusammengefasst wiedergegeben sind. Die Merkmale können jedoch zweckmäßigerweise auch einzeln betrachtet und zu sinnvollen weiteren Kombinationen zusammengefasst werden, insbesondere bei Rückbezügen von Ansprüchen, sodass ein einzelnes Merkmal eines abhängigen Anspruchs mit einem einzelnen, mehreren oder allen Merkmalen eines anderen abhängigen Anspruchs kombinierbar ist. Außerdem sind diese Merkmale jeweils einzeln und in beliebiger geeigneter Kombination sowohl mit dem erfindungsgemäßen Verfahren als auch mit dem erfindungsgemäßen Lenkflugkörper kombinierbar. So sind Verfahrensmerkmale auch als Eigenschaften des entsprechenden Lenkflugkörpers gegenständlich formuliert zu sehen und funktionale Merkmale des Lenkflugkörpers auch als entsprechende Verfahrensmerkmale.

[0043] Die oben beschriebenen Eigenschaften, Merkmale und Vorteile dieser Erfindung sowie die Art und Weise, wie diese erreicht werden, werden klarer und deutlicher verständlich in Zusammenhang mit der folgenden Beschreibung der Ausführungsbeispiele, die im Zusammenhang mit den Zeichnungen näher erläutert werden. Die Ausführungsbeispiele dienen der Erläuterung der Erfindung und beschränken die Erfindung nicht auf die darin angegebene Kombination von Merkmalen, auch nicht in Bezug auf funktionale Merkmale. Außerdem können dazu geeignete Merkmale eines jeden Ausführungsbeispiels auch explizit isoliert betrachtet, aus einem Ausführungsbeispiel entfernt, in ein anderes Ausführungsbeispiel zu dessen Ergänzung eingebracht und/oder mit einem beliebigen der Ansprüche kombiniert werden.

[0044] Es zeigen:

- | | | |
|----|----------------|---|
| 45 | Figur 1 | eine stark schematisierte Darstellung einer Trägerplattform bei Abwurf eines Lenkflugkörpers als ein Ausführungsbeispiel der Erfindung; |
| 50 | Figuren 2a, 2b | eine stark schematisierte, dreidimensionale Darstellung eines Teilbereichs des Lenkflugkörpers in einem beispielhaften Flugbetriebszustand und in einem beispielhaften Abwurfbetriebszustand; |
| 55 | Figuren 3a, 3b | eine stark schematisierte Darstellung einer Draufsicht auf einen Teilbereich |

eines beispielhaften Lenkflugkörpers mit einem Flügel auf seiner Rumpfoberseite während einer Abwurfphase und einer Flugphase.

[0045] Die Figur 1 zeigt in einer stark schematisierten Darstellung eine Trägerplattform 1 in Form eines Flugzeugs mit einem Lenkflugkörper 2, wobei der Lenkflugkörper 2 in drei unterschiedlichen Phasen, nämlich Transportphase TP, also vor dem Abwurf, Abwurfphase AP, in welchem sich der Lenkflugkörper 2 im Strömungsfeld unterhalb der Trägerplattform 1 befindet, und Flugphase FP, in welcher der Lenkflugkörper 2 auf ein Ziel gelenkt wird, dargestellt ist.

[0046] Der Lenkflugkörper 2 ist als ein Leichtestflugkörper und/oder mit einer Masse kleiner als 50 kg ausgebildet. Der Lenkflugkörper 2 trägt einen Sprengsatz, insbesondere einen militärischen Sprengsatz zum Zerstören von insbesondere harten militärischen Zielen. Der Lenkflugkörper 2 ist als ein passiver und/oder antriebsloser Flugkörper ausgebildet.

[0047] Solange sich der Lenkflugkörper 2 in oder an der Trägerplattform befindet, ist dieser in einer Transportphase TP bzw. liegt eine Transportphase vor. Beispielsweise ist der Lenkflugkörper 2 in einem Ladebereich und/oder Munitionsbereich, wie einem Waffenschacht, der Trägerplattform 1 angeordnet. In der Transportphase TP wird der Lenkflugkörper 2 mittels der Trägerplattform 1 zu einer Zielgegend geflogen.

[0048] In der Abwurfphase AP wird der Lenkflugkörper 2 aus der Trägerplattform 1 in den freien Flugraum gebracht. Beispielsweise wird der Lenkflugkörper 2 abgeworfen. Die Abwurfphase AP erstreckt sich somit vom Abwurf des Lenkflugkörpers 2 bis zu dem Zeitpunkt, an dem der Lenkflugkörper 2 ein unter der Trägerplattform 1 herrschendes Strömungsfeld 7 verlassen hat. Alternativ oder ergänzend erstreckt sich die Abwurfphase AP bis zu dem Zeitpunkt, an dem sich der Lenkflugkörper 2 in Flugrichtung F hinter der Trägerplattform 1 befindet und/oder an dem der Lenkflugkörper 2 einen Abstand von mindestens 10 m zur Trägerplattform 1 eingenommen hat. In der Abwurfphase AP besteht die Gefahr, dass der Lenkflugkörper 2 durch das unterhalb der Trägerplattform 1 herrschende Strömungsfeld 7 umgelenkt und im schlimmsten Fall (passiv) gegen die Trägerplattform 1 gelenkt wird. In der Abwurfphase AP muss somit sichergestellt werden, dass keine Kollision erfolgt.

[0049] Nach Beendigung der Abwurfphase und zu Beginn der anschließenden Flugphase FP befindet sich der Lenkflugkörper 2 hinter der Trägerplattform 1 und/oder ist mehr als 10 m bzw. mehr als 20 m von der Trägerplattform 1 beabstandet, so dass der Lenkflugkörper 2 unabhängig von der Trägerplattform 1 und/oder in dem freien Flugraum fliegt, insbesondere gleitet.

[0050] Die Figuren 2a, 2b zeigen einen Teil, vorliegend das Heckteil, des Lenkflugkörpers 2 und zwar in einem möglichen Flugbetriebszustand (Figur 2a), in welchem der Lenkflugkörper 2 auf einer gewünschten Flugbahn

in Richtung auf ein Ziel gelenkt wird, und in einem Abwurfbetriebszustand (Figur 2b).

[0051] Der Lenkflugkörper 2 weist eine Mehrzahl von Ruderorganen 3a, 3b, 4a, 4b, genauer gesagt, zwei Paare von Ruderorganen, nämlich 3a, 3b und 4a, 4b auf, welche steuerbar an einem Rumpf 5 des Lenkflugkörpers 2 heckseitig angeordnet sind. Der Rumpf 5 weist eine rotationssymmetrische, insbesondere zylinderförmige oder zigarrenförmige Form auf. Denkbar ist auch, dass der Rumpf einen eckigen Querschnitt, beispielsweise in Form eines Rechtecks oder allgemeiner in Form eines Polygonzugs aufweist.

[0052] Ferner weist der Lenkflugkörper 2 eine Flugregelungseinrichtung 6 zur Steuerung der Ausrichtung der Ruderorgane 3a, 3b sowie 4a, 4b auf. Die Flugregelungseinrichtung 6 ist so ausgebildet, dass die Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b so ansteuerbar sind, dass eine Roll-Nick-Gier-Bewegung des Lenkflugkörpers möglich ist, wodurch der Lenkflugkörper entlang einer gewünschten Flugbahn, insbesondere zu einem Ziel, geführt werden kann. Die Flugregelungseinrichtung 6 kann eine als eine digitale oder analoge Datenverarbeitungseinrichtung ausgebildete Kontrolleinrichtung umfassen, welche die Kontrolle der Ruderorgane 3a, 3b sowie 4a, 4b über eine Steuerung, Regelung oder eine andere Kontrollstrategie umsetzen kann.

[0053] Die Ruderorgane 3a, 3b sowie 4a, 4b sind paarweise angeordnet, wobei die Ruderorgane 3a, 3b ein erstes Paar und die Ruderorgane 4a, 4b ein zweites Paar bilden. Die Ruderorgane 3a, 3b sind in der gleichen axialen Höhe bezogen auf die Längsachse L des Lenkflugkörpers 2 am Rumpf 5 angeordnet und in Umlaufrichtung zueinander um 180° versetzt. Die Ruderorgane 4a, 4b des zweiten Paares sind in der gleichen axialen Höhe angeordnet wie die Ruderorgane 3a, 3b des ersten Paares und zueinander in Umlaufrichtung ebenfalls um 180° versetzt. In Umlaufrichtung sind die Ruderorgane 3a, 3b sowie 4a, 4b so angeordnet, dass sie eine "X"-Form bilden. Die Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b sind zur Erzeugung von Roll-Nick-Giermomenten zumindest teilweise jeweils um eine radiale Achse A bezogen auf den Rumpf 5 des Lenkflugkörpers 2 mittels der Flugregelungseinrichtung 6 verschwenkbar, wodurch die Flugrichtung des Lenkflugkörpers 2 beeinflussbar ist.

[0054] In der Transportphase TP ist die Einstellung der Ruderorgane 3a, 3b sowie 4a, 4b nicht von Relevanz und somit prinzipiell frei wählbar. In der Abwurfphase AP befindet sich der Lenkflugkörper 2 in einem Abwurfbetriebszustand, wie dieser beispielhaft in der Figur 2b dargestellt ist. In der Flugphase FP befindet sich der Flugkörper in einem Flugbetriebszustand, wie dieser beispielhaft in der Figur 2a dargestellt ist.

[0055] In einem möglichen Flugbetriebszustand, wie dieser in der Figur 2a dargestellt ist, sind die Ruderorgane 3a, 3b sowie 4a, 4b so ausgerichtet, dass sich der Lenkflugkörper 2 in einer Geradeausflugrichtung als Flugrichtung befindet. Dabei sind die Ruderorgane 3a, 3b sowie 4a, 4b durch die Flugregelungseinrichtung 6 so

angestellt, dass eine maximale Fluggeschwindigkeit und/oder ein minimaler Flugströmungswiderstand umgesetzt ist. Die Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b der beiden Paare befinden sich hier in einer Nullstellung, in welcher sich die flugrichtungsbeeinflussenden Flächen der Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b der Paare parallel zur Längsachse L des Lenkflugkörpers 2 erstrecken. Um den Lenkflugkörper 2 - insbesondere auf einer gewünschten Flugbahn - in Richtung auf ein Ziel zu lenken, sind die Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b mittels der Flugregelungseinrichtung 6 so ansteuerbar, dass eine Roll-Nick-Gier-Bewegung des Lenkflugkörpers 2 möglich ist - dies wird durch entsprechende Verschwenkung der Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b um ihre jeweilige radiale Achse A bewirkt. Vorliegend ist der Lenkflugkörper 2 mit einem Sucher, beispielsweise einem Radarsucher oder einem optischen Sucher, ausgestattet, wobei aus dessen erfassten Informationen über eine Sensorik Daten bzw. Signale zur Beaufschlagung der Flugregelungseinrichtung 6 erzeugt werden.

[0056] In dem Abwurfbetriebszustand, wie dieser in der Figur 2b dargestellt ist, befinden sich die zwei Paar Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b, in einem "Squeeze Mode". In dem "Squeeze Mode" werden die jeweiligen Ruderorgane 3a, 3b und/oder 4a, 4b in eine für den Lenkflugkörper 2 richtungsneutrale Kombination der Ruderausschläge gebracht. Die Ruderausschläge sind so entgegengesetzt ausgeschlagen, dass keine Kräfte nach außen wirksam werden, außer einer Widerstandskraft, begründet durch den Bremsströmungswiderstand.

[0057] Ein sicherer Abgang des Lenkflugkörpers 2 wird durch das Abbremsen des Lenkflugkörpers 2, der damit schnell das Strömungsfeld 7 der Trägerplattform 1 verlassen kann, zumindest unterstützt bzw. überhaupt erst ermöglicht. Der "Squeeze Mode" wirkt ähnlich wie ein Bremsfallschirm. Die Trägerplattform 1 fliegt damit sozusagen am Lenkflugkörper 2 vorbei. Speziell kleine und leichte Lenkflugkörper 2 mit geringem Gewicht, aber dabei relativ hohen Auftriebskräften - wie hier beschrieben - können so aus dem Nahfeld der Trägerplattform 1 heraus gebremst werden und vermeiden derart eine Kollision.

[0058] Die Paare der Ruderorgane 3a, 3b bzw. 4a, 4b werden vorliegend vor oder unmittelbar nach dem Abwurf des Lenkflugkörpers 2 von der Trägerplattform 1 gegenseitig ausgeschlagen und zwar so, dass außer einer Widerstandserhöhung keine aerodynamischen Momente erzeugt werden, der Lenkflugkörper 2 also weiterhin geradeaus fliegt. Oder anders ausgedrückt: Gegenüber einer Nullstellung der Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b, in welcher sich die flugrichtungsbeeinflussenden Flächen der Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b parallel zur Längsachse L des Lenkflugkörpers 2 erstrecken, wie es in Figur 2a gezeigt ist und in welcher der Lenkflugkörper 2 kein Lenkmanöver ausführt, sind in dem in Figur 2b gezeigten Abwurfbetriebszustand die flugrichtungsbeeinflussenden Flächen der Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b derart um ihre radialen Achsen verschwenkt, dass sich ihre flugrich-

tungsbeeinflussenden Flächen zwar nicht mehr parallel zur Längsachse L des Lenkflugkörpers 2 erstrecken, dennoch aber kein Lenkmanöver bzw. keine Flugrichtungsänderung des Lenkflugkörpers 2 bewirkt wird.

[0059] In der Figur 2b ist das Ruderorgan 3a gegen den Uhrzeigersinn um seine radiale Achse A und das Ruderorgan 3b im Uhrzeigersinn um seine radiale Achse A verschwenkt. Das Ruderorgan 4a ist gegen den Uhrzeigersinn um seine radiale Achse A und das Ruderorgan 4b im Uhrzeigersinn um seine radiale Achse A verschwenkt. Zur Vermeidung von Flugrichtungsänderungen ist vorgesehen, dass die Winkel, um welchen die Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b bezogen auf die Nullstellung gegenseitig ausgeschlagen sind, betragsmäßig gleich sind.

[0060] Es kann vorgesehen sein, dass die Verschwenkung der Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b im Abwurfbetriebszustand gegenüber einem Flugbetriebszustand und/oder ihrer Nullstellung so gewählt ist, dass keine zusätzlichen Gesamtgierrmomente und Gesamtnickmomente, jedoch unterschiedliche Gesamtrollmomente auftreten. Besonders sicher kann die Abwurfphase AP gestaltet werden, wenn zudem keine Gesamtrollmomente erzeugt werden, sondern nur der Strömungswiderstand als Bremsströmungswiderstand erhöht wird.

[0061] In dem in den Fig. 3a und 3b gezeigten Ausführungsbeispiel ist ein mittlerer Teilbereich eines Lenkflugkörpers 2 in einer stark schematisierten Draufsicht gezeigt. Der Lenkflugkörper 2 ist mit einem verschwenkbaren Flügel 9 ausgestattet, der auf der Oberseite des Rumpfes 5 und bezogen auf die Gesamtlänge des Rumpfes 5 mittig angeordnet ist. Der Flügel 9 ist dabei zwischen einer Stellung, in der er sich entlang der Längsachse L des Rumpfes 5 erstreckt (Fig. 3a), und einer Stellung, in der er sich quer zur Längsachse L des Rumpfes 5 erstreckt (Fig. 3b), verschwenkbar. Es ist vorgesehen, dass die im Heckbereich des Lenkflugkörpers 2 in "X"-Form angeordneten beiden Paare von Ruderorganen 3a, 3b, 4a, 4b bereits vor ihrem Abwurf von der Trägerplattform 1 derart gegenseitig ausgeschlagen sind, dass der Strömungswiderstand, den der Lenkflugkörper 2 nach dem Abwurf im Strömungsfeld der Trägerplattform 1 erfährt, erhöht ist gegenüber einem Strömungswiderstand, den der Lenkflugkörper 2 erfahren würde, wenn sich die Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b des Paares in einer Nullstellung befinden würden, in welcher sich die flugrichtungsbeeinflussenden Flächen der Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b des Paares parallel zur Längsachse L des Lenkflugkörpers 2 erstrecken. Nach Verlassen des Strömungsfelds 7 der Trägerplattform 1 erfolgt ein Ausschlagen der Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b mittels der Flugregelungseinrichtung 6 derart, dass der Lenkflugkörper 2 in Richtung eines Ziels gelenkt wird. Mit dem Verlassen des unterhalb der Trägerplattform herrschenden Strömungsfelds 7 wird mittels der Flugregelungseinrichtung 6 der Flügel 9 von seiner "Längsstellung" (Fig. 3a) in seine "Querstellung" (Fig. 3b) verschwenkt, die Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b werden durch die Flugregelungs-

einrichtung so ausgerichtet, dass der Lenkflugkörper 2 in Richtung auf ein Ziel gelenkt wird. Der Lenkflugkörper 2 ist für diese Zwecke mit einem Timer 8, wie in den Figuren 2a, 2b gezeigt, ausgerüstet, der mit der Flugregelungseinrichtung 6 schaltungstechnisch verbunden ist. Der Timer 8 ist zur Sensierung des Abwurfs des Lenkflugkörpers 2 von der Trägerplattform 1 und zur Weiterleitung eines Signals nach Ablauf einer vorgegebenen Zeitspanne, vorliegend 250 Millisekunden, nach der Sensierung des Abwurfs an die Flugregelungseinrichtung 6 eingerichtet. Nach Ablauf der Zeitspanne gilt das unter der Trägerplattform 1 herrschende Strömungsfeld als verlassen und die Flugregelungseinrichtung 6 beginnt mit Empfang des Signals des Timers 8 mit der Ansteuerung der Ruderorgane 3a, 3b, 4a, 4b derart, dass der Lenkflugkörper 2 auf einer gewünschten Flugbahn in Richtung eines Ziels gelenkt wird. Das Signal bewirkt, dass der Abwurfbetriebszustand durch die Flugregelungseinrichtung 6 beendet und der Flugbetriebszustand gestartet wird. Gleichzeitig ist die Flugregelungseinrichtung dazu eingerichtet, dass bei Empfang des Signals des Timers 8 der Flügel 9 von seiner "Längsstellung" in seine "Querstellung" verschwenkt wird. Hierzu ist die Flugregelungseinrichtung 6 mit einem Verschwenkantrieb des Flügels 9 wirkverbunden.

Bezugszeichenliste

[0062]

1	Trägerplattform
2	Lenkflugkörper
3a, 3b	Ruderorgane des ersten Paares
4a, 4b	Ruderorgane des zweiten Paares
5	Rumpf
6	Flugregelungseinrichtung
7	Strömungsfeld
8	Timer
9	Flügel
TP	Transportphase
AP	Abwurfphase
FP	Flugphase
L	Längsachse
A	radiale Achse

Patentansprüche

1. Verfahren zum Abwerfen eines um eine Roll-, Nick- und Gierachse lenkbaren Lenkflugkörpers (2) von einer Trägerplattform (1), wobei der Lenkflugkörper (2) aufweist
 - zwei Paare Ruderorgane (3a, 3b, 4a, 4b) zur Erzeugung von Roll-, Nick- und Giermomenten, wobei die zwei Ruderorgane (3a, 3b, 4a, 4b) jedes Paares bezogen auf die Längsachse (L) des Lenkflugkörpers (2) einander gegenüberliegend

am Umfang des Rumpfes (5) des Lenkflugkörpers (2) angeordnet sind, und
 - eine Flugregelungseinrichtung (6) zur Ansteuerung der Ausrichtung der zwei Paare Ruderorgane (3a, 3b, 4a, 4b),

umfassend die Verfahrensschritte

a) gegensinniges Ausschlagen der Ruderorgane (3a, 3b, 4a, 4b) jedes Paares mittels der Flugregelungseinrichtung (6) vor dem Abwurf von der Trägerplattform (1) oder unmittelbar nach dem Abwurf von der Trägerplattform (1) mit dem Eintritt des Lenkflugkörpers in ein Strömungsfeld der Trägerplattform (1) derart, dass der Strömungswiderstand, den der Lenkflugkörper (2) nach dem Abwurf im Strömungsfeld der Trägerplattform (1) erfährt, erhöht ist gegenüber einem Strömungswiderstand, den der Lenkflugkörper (2) erfahren würde, wenn sich die Ruderorgane (3a, 3b, 4a, 4b) jedes Paares in einer Nullstellung befinden würden, in welcher sich die flugrichtungsbeeinflussenden Flächen der Ruderorgane (3a, 3b, 4a, 4b) der Paare parallel zur Längsachse des Lenkflugkörpers (2) erstrecken, und
 b) nach Verlassen des Strömungsfelds der Trägerplattform (1) Ausschlagen der Ruderorgane (3a, 3b, 4a, 4b) jedes Paares mittels der Flugregelungseinrichtung (6) derart, dass der Lenkflugkörper (2) in Richtung eines Ziels gelenkt wird.

2. Verfahren nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Ruderorgane (3a, 3b, 4a, 4b) jedes Paares in Verfahrensschritt a) derart mittels der Flugregelungseinrichtung (6) gegensinnig ausgeschlagen sind, dass keine Flugrichtungsänderung bewirkt wird.
3. Verfahren nach Anspruch 1 oder 2, **dadurch gekennzeichnet, dass** spätestens nach einer Zeitspanne von einer Sekunde, insbesondere spätestens nach einer Zeitspanne von einer halben Sekunde, die Flugregelungseinrichtung (6) die Ansteuerung der Ausrichtung der zwei Paare Ruderorgane (3a, 3b, 4a, 4b) entsprechend Verfahrensschritt a) beendet und mit der Ansteuerung entsprechend Verfahrensschritt b) fortfährt.
4. Lenkflugkörper (2) mit
 - zwei Paar Ruderorganen (3a, 3b, 4a, 4b) zur Erzeugung von Roll-, Nick- und Giermomenten, wobei die Ruderorgane (3a, 3b, 4a, 4b) jedes Paares bezogen auf die Längsachse des Lenk-

- flugkörpers (2) einander gegenüberliegend am Umfang des Rumpfes (5) des Lenkflugkörpers (2) angeordnet sind, und
- einer Flugregelungseinrichtung (6) zur Ansteuerung der Ausrichtung der zwei Paare Ruderorgane (3a, 3b, 4a, 4b), **dadurch gekennzeichnet, dass** die Flugregelungseinrichtung (6) zur Durchführung eines Verfahrens nach einem oder mehreren der vorhergehenden Ansprüche eingerichtet ist.
5. Lenkflugkörper (2) nach Anspruch 4, **gekennzeichnet durch** zwei Paar Ruderorgane (3a, 3b, 4a, 4b), die in "X"-Form oder in "+"-Form am Umfang des Rumpfes (5) angeordnet sind.
6. Lenkflugkörper (2) nach einem der Ansprüche 4 oder 5, **gekennzeichnet durch** einen an der Oberseite des Rumpfes (5) und bezogen auf die Gesamtlänge des Rumpfes (5) insbesondere mittig angeordneten Flügel (9).
7. Lenkflugkörper (2) nach Anspruch 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Flügel (9) zwischen einer Stellung, in der er sich entlang der Längsachse (L) des Rumpfes (5) erstreckt, und einer Stellung, in der er sich quer zur Längsachse (L) des Rumpfes (5) erstreckt, verschwenkbar ist.
8. Lenkflugkörper (2) nach einem der Ansprüche 4 - 7, **gekennzeichnet durch** ein Gewicht von weniger als 50 kg.
9. Lenkflugkörper (2) nach einem der Ansprüche 4 - 8, **gekennzeichnet durch** eine Länge von weniger als 1,5 m.
10. Lenkflugkörper (2) nach einem der Ansprüche 4 - 9, **dadurch gekennzeichnet, dass** er als ein antriebsloser Lenkflugkörper (2) ausgebildet ist.
11. Lenkflugkörper (2) nach einem der Ansprüche 4 - 10, **gekennzeichnet durch** einen Timer, der mit der Flugregelungseinrichtung (6) schaltungstechnisch verbunden ist.
12. Lenkflugkörper (2) nach Anspruch 11, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Timer zur Sensierung eines Abwurfs des Lenkflugkörpers (2) von einer Trägerplattform (1) und zur Weiterleitung eines Signals nach Ablauf einer vorgegebenen Zeitspanne nach der Sensierung des Abwurfs an die Flugregelungseinrichtung (6) eingerichtet ist, welches die Ansteuerung entspre-

chend Verfahrensschritt b) freigibt.

Claims

1. Method for ejecting a guided missile (2) that can be guided about a roll, pitch and yaw axis from a support platform (1), wherein the guided missile (2) has

- two pairs of rudder elements (3a, 3b, 4a, 4b) for producing roll, pitch and yaw moments, the two rudder elements (3a, 3b, 4a, 4b) of each pair being arranged opposite one another on the circumference of the fuselage (5) of the guided missile (2) relative to the longitudinal axis (L) of the guided missile (2), and
- a flight control mechanism (6) for activating the orientation of the two pairs of rudder elements (3a, 3b, 4a, 4b),

comprising the method steps

- a) inverse deflection of the rudder elements (3a, 3b, 4a, 4b) of each pair by means of the flight control mechanism (6) prior to ejection from the support platform (1) or immediately following ejection from the support platform (1) upon entry of the guided missile into a flow field of the support platform (1), in such a manner that the flow resistance experienced by the guided missile (2) after it has been ejected in the flow field of the support platform (1) is greater by comparison with a flow resistance that the guided missile (2) would experience if the rudder elements (3a, 3b, 4a, 4b) of each pair were to be in a neutral position, in which the surfaces influencing the flight direction of the rudder elements (3a, 3b, 4a, 4b) of the pairs extend parallel to the longitudinal axis of the guided missile (2), and
- b) after leaving the flow field, support platform (1), deflection of the rudder elements (3a, 3b, 4a, 4b) of each pair by means of the flight control mechanism (6), in such a manner that the guided missile (2) is guided in the direction of a target.

2. Method according to Claim 1, **characterized in that** the rudder elements (3a, 3b, 4a, 4b) of each pair are inversely deflected in method step a) by means of the flight control mechanism (6), in such a manner that no change in flight direction is caused.
3. Method according to Claim 1 or 2, **characterized in that** after a period of one second at most, in particular after a period of half a second at most, the flight control mechanism (6) ends the activation of the orientation of the two pairs of rudder elements (3a, 3b,

4a, 4b) in accordance with method step a) and continues with the activation in accordance with method step b).

4. Guided missile (2) with 5
 - two pairs of rudder elements (3a, 3b, 4a, 4b) for generating roll, pitch and yaw moments, wherein the rudder elements (3a, 3b, 4a, 4b) of each pair are arranged opposite one another in relation to the longitudinal axis of the guided missile (2) on the circumference of the fuselage (5) of the guided missile (2), and
 - a flight control mechanism (6) for activating the orientation of the two pairs of rudder elements (3a, 3b, 4a, 4b),
- characterized in that** the flight control mechanism (6) is set up for implementing a method according to one or more of the preceding claims. 20
5. Guided missile (2) according to Claim 4, **characterized by** 25

two pairs of rudder elements (3a, 3b, 4a, 4b) which are arranged in an X-shape or in a +-shape on the circumference of the fuselage (5).
6. Guided missile (2) according to one of Claims 4 or 5, **characterized by** 30

a wing (9) arranged centrally, in particular, on the upper side of the fuselage (5) and in relation to the total length of the fuselage (5).
7. Guided missile (2) according to Claim 6, **characterized in that** 35

the wing (9) can be tilted between a position in which it extends along the longitudinal axis (L) of the fuselage (5) and a position in which it extends transversely to the longitudinal axis (L) of the fuselage (5). 40
8. Guided missile (2) according to one of Claims 4-7, **characterized by** 45

a weight of less than 50 kg.
9. Guided missile (2) according to one of Claims 4-8, **characterized by** 50

a length of less than 1.5 m.
10. Guided missile (2) according to one of Claims 4-9, **characterized in that** 55

it is designed as an unpowered guided missile (2).
11. Guided missile (2) according to one of Claims 4-10, **characterized by** 55

a timer which is connected to the flight control mechanism (6) in terms of circuitry.
12. Guided missile (2) according to Claim 11, **charac-**

terized in that

the timer is set up to sense when the guided missile (2) has been ejected from a support platform (1) and, once a predefined period has elapsed following the sensing of the ejection, to relay a signal to the flight control mechanism (6), which signal releases activation in accordance with method step b).

10 Revendications

1. Procédé de largage d'un missile guidé (2), orientable sur un axe de roulis, un axe de tangage et un axe de lacet, à partir d'une plate-forme porteuse (1), le missile guidé (2) comportant 15

- deux paires de gouvernes (3a, 3b, 4a, 4b) destinées à générer des moments de roulis, de tangage et de lacet, les deux gouvernes (3a, 3b, 4a, 4b) de chaque paire étant disposées l'une en face de l'autre par rapport à l'axe longitudinal (L) du missile guidé (2) sur la périphérie du fuselage (5) du missile guidé (2), et
- un dispositif de régulation de vol (6) destiné à commander les deux paires de gouvernes (3a, 3b, 4a, 4b),

ledit procédé comprenant les étapes suivantes

- a) dévier les gouvernes (3a, 3b, 4a, 4b) de chaque paire dans des directions opposées au moyen du dispositif de régulation de vol (6) avant le largage de la plate-forme porteuse (1) ou immédiatement après le largage de la plate-forme porteuse (1) conjointement avec l'entrée du missile guidé dans une zone d'écoulement de la plate-forme porteuse (1) de manière à augmenter la résistance à l'écoulement, subie par le missile guidé (2) après le largage dans la zone d'écoulement de la plate-forme porteuse (1), par rapport à une résistance à l'écoulement que le missile guidé (2) subirait si les gouvernes (3a, 3b, 4a, 4b) de chaque paire étaient dans une position nulle dans laquelle les surfaces des gouvernes (3a, 3b, 4a, 4b) des paires, lesquelles surfaces influent sur la direction de vol, s'étendent parallèlement à l'axe longitudinal du missile guidé (2), et
- b) après avoir quitté la zone d'écoulement de la plate-forme porteuse (1), dévier les gouvernes (3a, 3b, 4a, 4b) de chaque paire à l'aide du dispositif de régulation de vol (6) de manière à guider le missile guidé (2) en direction d'une cible.

2. Procédé selon la revendication 1, **caractérisé en ce que** les gouvernes (3a, 3b, 4a, 4b) de chaque paire sont déviées dans des directions opposées à l'étape a) du procédé au moyen du dispositif de régulation

- de vol (6) de manière à ne générer aucun changement de direction de vol.
3. Procédé selon la revendication 1 ou 2, **caractérisé en ce que**, au plus tard au bout d'un intervalle de temps d'une seconde, notamment au plus tard au bout d'un intervalle de temps d'une demi-seconde, le dispositif de régulation de vol (6) met fin à la commande de l'orientation des deux paires de gouvernes (3a, 3b, 4a, 4b) conformément à l'étape a) du procédé et poursuit avec la commande selon l'étape b) du procédé. 5
 4. Missile guidé (2) comprenant 10
 - deux paires de gouvernes (3a, 3b, 4a, 4b) destinées à générer des moments de roulis, de tangage et de lacet, les gouvernes (3a, 3b, 4a, 4b) de chaque paire étant disposées l'une en face de l'autre par rapport à l'axe longitudinal du missile guidé (2) sur la périphérie du fuselage (5) du missile guidé (2), et 20
 - un dispositif de régulation de vol (6) destiné à commander l'orientation des deux paires de gouvernes (3a, 3b, 4a, 4b), 25

caractérisé en ce que le dispositif de régulation de vol (6) est conçu pour mettre en œuvre un procédé selon une ou plusieurs des revendications précédentes. 30
 5. Missile guidé (2) selon la revendication 4, **caractérisé par** deux paires de gouvernes (3a, 3b, 4a, 4b) disposés en forme de « X » ou de « + » sur la périphérie du fuselage (5). 35
 6. Missile guidé (2) selon l'une des revendications 4 et 5, **caractérisé par** une aile (9) disposée sur le côté supérieur du fuselage (5) et notamment au milieu par rapport à la longueur totale du fuselage (5). 40
 7. Missile guidé (2) selon la revendication 6, **caractérisé en ce que** l'aile (9) est apte à pivoter entre une position dans laquelle elle s'étend suivant l'axe longitudinal (L) du fuselage (5), et une position dans laquelle elle s'étend transversalement à l'axe longitudinal (L) du fuselage (5). 45
 8. Missile guidé (2) selon l'une des revendications 4 à 7, **caractérisé par** un poids inférieur à 50 kg. 50
 9. Missile guidé (2) selon l'une des revendications 4 à 8, **caractérisé par** une longueur inférieure à 1,5 m.
 10. Missile guidé (2) selon l'une des revendications 4 à 9, **caractérisé en ce qu'il** est conçu comme un missile guidé (2) non propulsé. 55
 11. Missile guidé (2) selon l'une des revendications 4 à 10, **caractérisé par** un temporisateur qui est connecté au dispositif de régulation de vol (6) par une technique de circuit.
 12. Missile guidé (2) selon la revendication 11, **caractérisé en ce que** le temporisateur est conçu pour détecter un largage du missile guidé (2) depuis une plate-forme porteuse (1) et pour transmettre un signal au dispositif de régulation de vol (6) au bout d'un intervalle de temps spécifié après la détection du largage, lequel signal libère la commande conformément à l'étape b) du procédé).

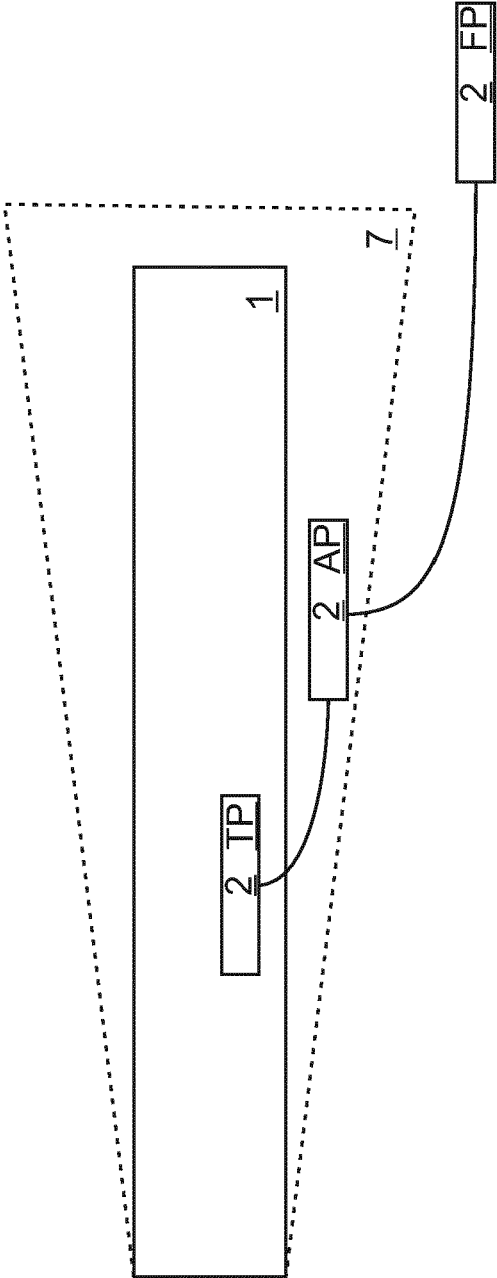


Fig. 1

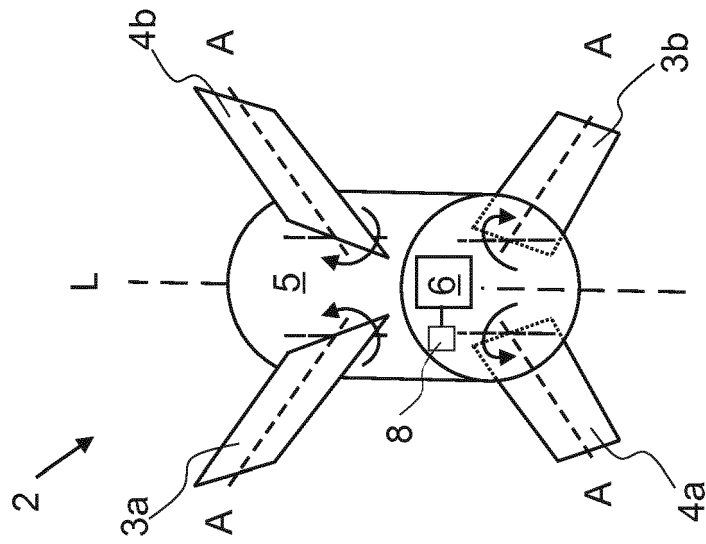


Fig. 2b

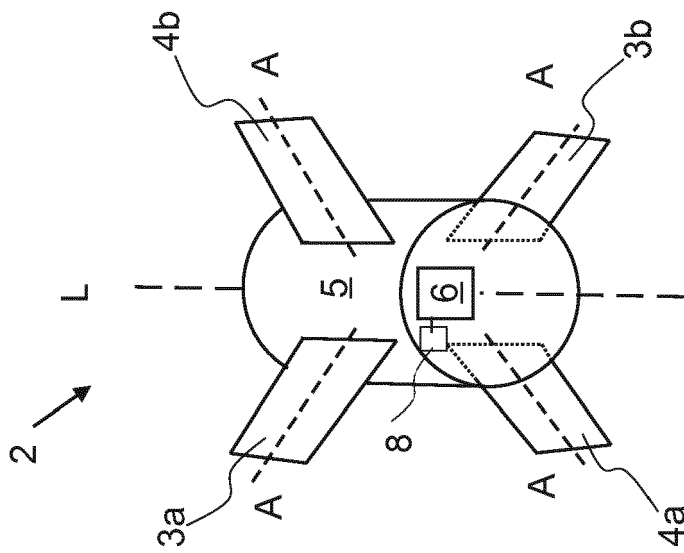


Fig. 2a

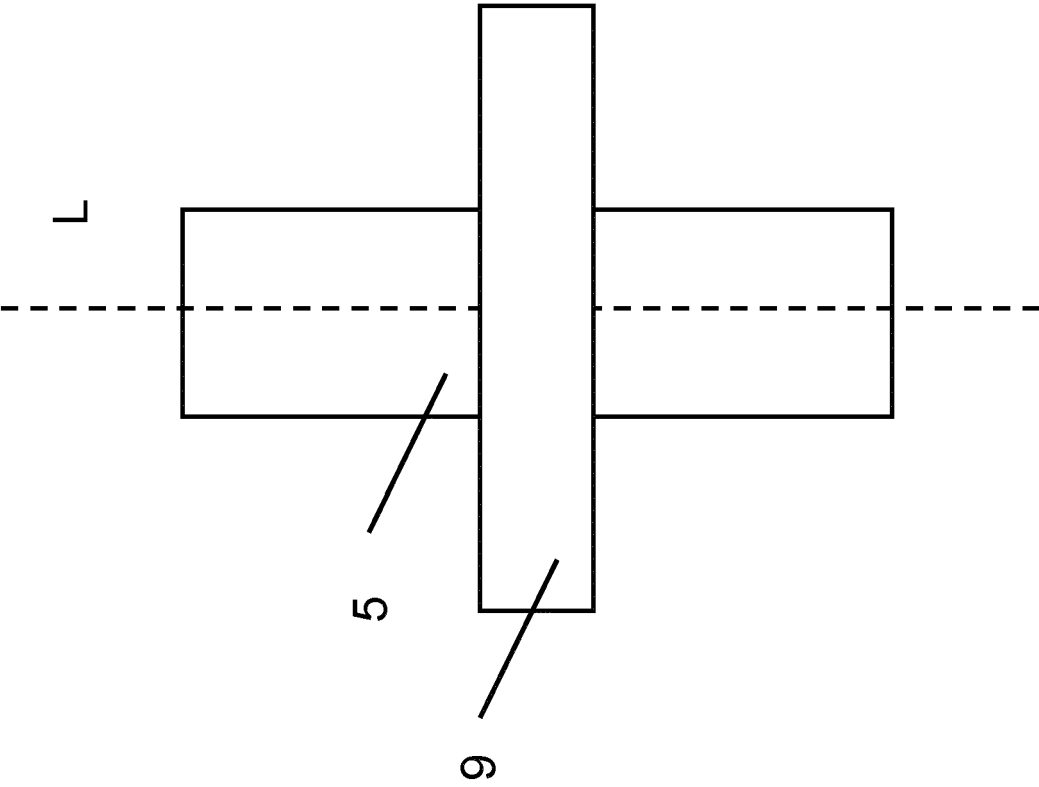


Fig. 3a

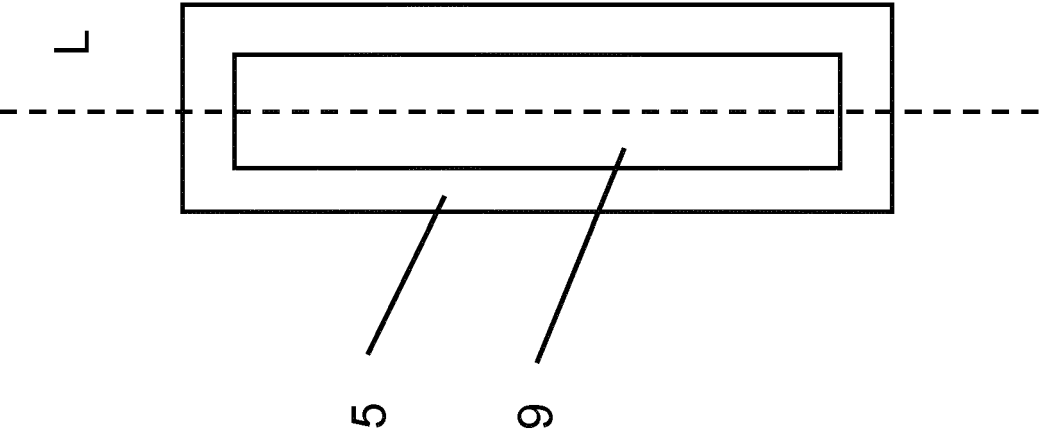


Fig. 3b

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 2018356188 A1 [0001]
- US 3355130 A [0003]
- KR 102136266 B1 [0004]