



(12) **EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG**

(43) Veröffentlichungstag:
03.05.2017 Patentblatt 2017/18

(51) Int Cl.:
F42B 10/38 ^(2006.01) **F42B 10/14** ^(2006.01)
F42B 10/26 ^(2006.01) **F42B 15/10** ^(2006.01)
F42B 10/64 ^(2006.01)

(21) Anmeldenummer: **16002294.3**

(22) Anmeldetag: **27.10.2016**

(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
Benannte Erstreckungsstaaten:
BA ME
Benannte Validierungsstaaten:
MA MD

(30) Priorität: **27.10.2015 DE 102015013913**

(71) Anmelder: **I.S.L. Institut Franco-Allemand de Recherches de Saint-Louis**
68301 Saint-Louis Cedex (FR)

(72) Erfinder:
• **Chargelègue, Dominique**
F 68120 Pfastatt (FR)
• **Martinez, Bastien**
F 68300 Saint-Louis (FR)
• **Wernert, Philippe**
F 68220 Follgensbourg (FR)
• **Decrocq, Cédric**
F 68330 Huningue (FR)
• **Théodoulis, Spiliotis**
F 68128 Village-Neuf (FR)

(54) **VOLLKALIBRIGES, DRALLSTABILISIERTES LENKGESCHOSS MIT EINER HOHEN REICHWEITE**

(57) Ein bekanntes Lenkgeschoss (1) weist folgende Merkmale auf:

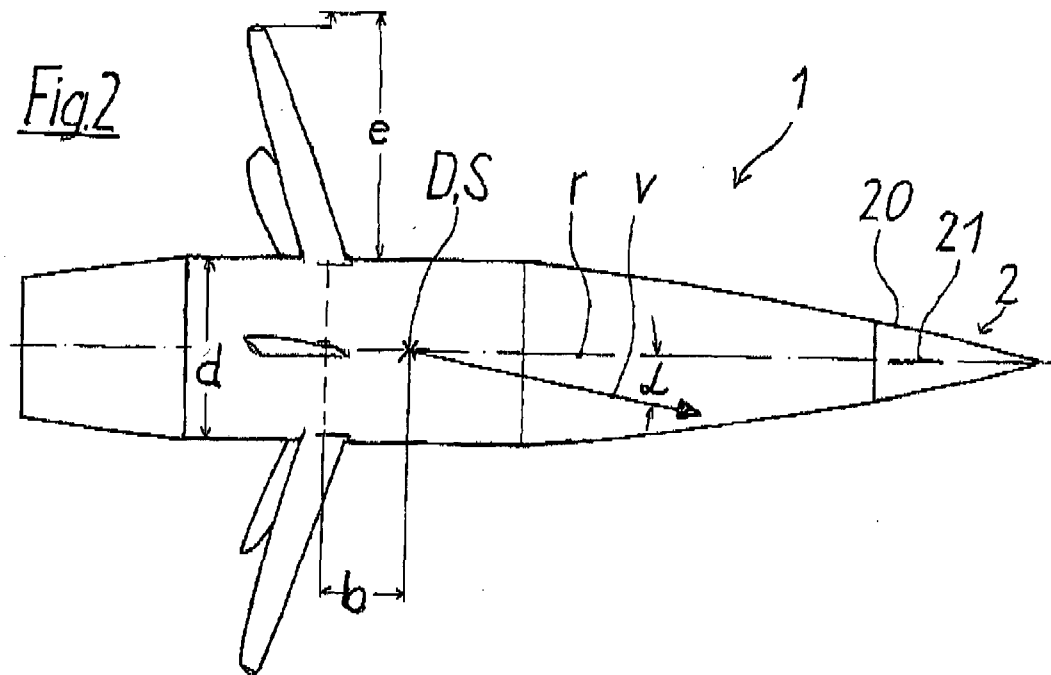
- a) das Lenkgeschoss (1) ist so ausgebildet, dass es über eine gesamte Flugbahn drallstabilisiert ist,
- b) das Lenkgeschoss (1) umfasst eine Nase (2) mit einer Canard-Lenkeinrichtung (20) mit Canard-Lenkflügeln (21),
- c) das Lenkgeschoss (1) ist ein großkalibriges Vollkalibergeschoss,
- d) die Flugbahn des Lenkgeschosses (1) wird von aerodynamischen Beiwerten, wie von einem Nickmomentanstiegs-Beiwert ($C_{m\alpha}$), beeinflusst,

Um die Reichweite des Lenkgeschosses zu erhöhen, weist das neue Lenkgeschoss zusätzlich folgende Merkmale auf:

- e) das Lenkgeschoss (1) weist aufklappbare, überkalib-

rige Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel (10) auf,
f) die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel (10) sind derart ausgebildet und derart hinter dem Schwerpunkt (D) in Heckrichtung am Lenkgeschoss (1) angeordnet, dass der Nickmomentanstiegs-Beiwert ($C_{m\alpha}$) des Lenkgeschosses (1) im Bereich von $\pm 0,5$ liegt, wenn

- das Lenkgeschoss (1) eine Geschwindigkeit aufweist, die im Geschwindigkeitsbereich von Mach 0,4 bis 0,8 liegt,
- die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel (10) sich in ihrer aufgeklappten Stellung befinden und
- die Canard-Lenkeinrichtung (20) keine Lenkmomente ausübt.



Beschreibung

[0001] Die Erfindung betrifft ein über die gesamte Flugphase drallstabilisiertes Lenkgeschoss, das vom Höhepunkt der Flugbahn bis zum Ziel lenkbar ist.

[0002] In einem Fachbuch über die Außenballistik (Titel: Modern Exterior Ballistics, Autor: Robert L. McCoy, ISBN: 0-7643-0720-7, Erscheinungsjahr: 1999) sind die Grundlagen einer Drallstabilisierung und die Abgrenzung gegenüber einer Pfeilstabilisierung genannt. Bei einer Drallstabilisierung liegt der Luftangriffspunkt bugseitig vor dem Schwerpunkt des Geschosses. Es werden aerodynamische Belwerte genannt, wie ein Nickmomentanstiegs-Beiwert $C_{m\alpha}$ (pitching moment derivative coefficient), welche die Flugbahn beeinflussen. Eine Formel (Seite 37, mit (2.25) nummeriert) gibt an, dass der kaliberbezogene Abstand zwischen dem statischen Luftangriffspunkt und Schwerpunkt des Geschosses dem Quotient von dem Nickmomentanstiegs-Beiwert $C_{m\alpha}$ und dem Normalkraftanstiegs-Beiwert $C_{N\alpha}$ (normal force derivative coefficient) entspricht.

[0003] Ein gattungsgemäßes Lenkgeschoss ist ein herkömmliches, großkalibriges 155-mm-Vollkalibergeschoss hoher Nutzlast mit einem an der Nase des Lenkgeschosses eingeschraubten Präzisions-Lenkungs-Bausatz (Geschoss mit einem Precision Guidance Kit (PGK), veröffentlicht und beschrieben auf der Internetseite: http://en.wikipedia.org/wiki/XM1155_Precision_Guidance_Kit). Das Lenkgeschoss ist so ausgebildet, dass es über die gesamte Flugbahn drallstabilisiert ist. Die Drallstabilisierung bewirkt eine gute Stabilisierung des Geschosses. Im Gegensatz zu einer Pfeilstabilisierung mit heckseitigen Leitflügeln ist der Luftwiderstand bei drallstabilisierten Geschossen geringer. Entsprechend weisen drallstabilisierte Geschosse eine hohe Reichweite auf. Jedoch sind drallstabilisierte Geschosse schwieriger zu lenken. Der Präzisions-Lenkungs-Bausatz an der Nase des Geschosses umfasst eine Canard-Lenkeinrichtung mit Canard-Lenkflügeln. Canard-Lenkeinrichtungen stellen weit verbreitete Lenkeinrichtungen dar und sind Teil eines Leit-, Navigations- und Kontrollsystems. Die Canard-Lenkflügel sind die einzigen Flügel des Geschosses mit dem Präzisions-Lenkungs-Bausatz. Da die Canard-Lenkflügel feststehend sind und je nach Drehstellung im Raum ein feststehendes Lenkmoment erzeugt wird, erfolgt eine Lenkung über eine Steuerung der Drehwinkel oder Drehrate der rollentkoppelten Canard-Lenkeinrichtung mit Hilfe eines Elektromotors, Aerodynamische Beiwerte, wie der Nickmomentanstiegs-Beiwert $C_{m\alpha}$ (pitching moment derivative coefficient), beeinflussen die Flugbahn. Bei einem herkömmlichen 155-mm-Vollkalibergeschoss ohne Präzisions-Lenkungs-Bausatz liegt der Nickmomentanstiegs-Beiwert $C_{m\alpha}$ abhängig von der genauen Geschossgeometrie und den Flugbedingungen, in der Größenordnung von 3 bis 5. Entsprechend liegt Abstand zwischen dem der Nase des Geschosses zugewandten statischen Luftangriffspunkt und dem Schwerpunkt des Geschosses in

der Größenordnung von dem 1- bis 3-fachen des Kalibers, also im Bereich zwischen 15 bis 45 cm. Das Lenkgeschoss weist eine Reichweite auf, die etwa bei 30 - 35 km liegt.

[0004] Nachfolgend werden Dokumente genannt, die wie die vorliegende Erfindung Lenkgeschosse betreffen, die auch in der letzten Flugphase des Geschosses drallstabilisiert sind:

Die US 7 963 442 B2 zeigt ein Lenkgeschoss, das so ausgebildet ist, dass es über die gesamte Flugphase drallstabilisiert ist. Das Lenkgeschoss umfasst eine Nase mit einer Lenkeinrichtung. Die Lenkeinrichtung weist an Stelle von Canard-Lenkflügeln eine rotatorisch verstellbare Geschossnase mit einer Asymmetrie auf. Die Anströmung der asymmetrischen Geschossnase erzeugt eine Lenkkraft. Bei dem Lenkgeschoss kann es sich um ein großkalibriges Vollkalibergeschoss handeln.

[0005] Die US 6 666 402 zeigt ein weiteres Lenkgeschoss, das so ausgebildet ist, dass es über die gesamte Flugphase drallstabilisiert ist. Das Lenkgeschoss umfasst eine Nase mit einer Canard-Lenkeinrichtung mit Canard-Lenkflügeln. Das Lenkgeschoss ist ein großkalibriges Vollkalibergeschoss. Zur Erhöhung der Reichweite dient eine Raketenanordnung im Heck.

[0006] Nachfolgend werden Lenkgeschosse beschrieben, die abweichend von der vorliegenden Erfindung nicht über die gesamte Flugphase drallstabilisiert sind und vielmehr mindestens in der letzten Flugphase des Geschosses, der Lenkungsphase, überwiegend pfeilstabilisiert sind:

Die US 2014/0326824 A1 zeigt ein Lenkgeschoss. Mit Hilfe eines rollentkoppelten Heckleitwerks wird das Lenkgeschoss in der Endphase des Fluges, der Lenkungsphase, überwiegend pfeilstabilisiert. Das Lenkgeschoss umfasst eine Nase mit einer Canard-Lenkeinrichtung mit Canard-Lenkflügeln. Das Lenkgeschoss ist ein großkalibriges Vollkalibergeschoss.

[0007] Die EP 2 165 152 B1 zeigt ein weiteres Lenkgeschoss. Bis zum Erreichen des Höhepunktes fliegt das Geschoss drallstabilisiert mit eingeklappten Heckflügeln. Mit Hilfe eines Raketenmotors wird dann die Drehrate reduziert, um anschließend die Heckflügel zur Pfeilstabilisierung aufzuklappen. Das Lenkgeschoss umfasst eine Nase mit einer Canard-Lenkeinrichtung mit Canard-Lenkflügeln. Das Lenkgeschoss ist ein großkalibriges Vollkalibergeschoss,

[0008] Die EP 1309 831 B1 zeigt ein weiteres, als großkalibriges Vollkalibergeschoss ausgebildetes Lenkgeschoss. Das Lenkgeschoss umfasst neben einer Canard-Lenkeinrichtung mit Canard-Lenkflügeln, neben einem Raketenmotor und neben Heckflügeln zu Pfeilstabilisierung noch flugzeugähnliche Tragflächenflügeln auf, um die Reichweite durch eine lange Gleitphase zu

erhöhen.

[0009] Nachfolgend wird ein Dokument genannt, das eine besondere Flügelausbildung betrifft:

Die DE 20 16 05 A zeigt ein Geschoss mit verschränkten, aufklappbaren Heckflügeln. Durch die Verschränkung der Heckflügel wird dem Geschoss ein Drall aufgezwungen, um das Geschoss zu stabilisieren.

[0010] Nachfolgend geht es um Begrifflichkeiten in Sachen Magnuskraft:

In Fachkreisen unterscheidet man zwei Haupttypen von Magnuseffekten, die beide auf der Rotation des Geschosses beruhen: Erstens der klassische Magnuseffekt, der auf den Geschosskörper bezogen ist. Zweitens der Magnuseffekt, der an den Flügeln des Geschosses auftritt und der in Fachkreisen als Pseudo-Magnuseffekt bezeichnet wird.

[0011] Der Erfindung liegt ausgehend von einem gattungsgemäßen Lenkgeschoss die Aufgabe zu Grunde, die Reichweite zu erhöhen.

[0012] Diese Aufgabe wird erfindungsgemäß durch die Merkmale des Anspruchs 1 gelöst.

[0013] Die Vorteile der Erfindung beruhen auf der Idee der Erfindung, dass das Lenkgeschoss aufklappbare, überkalibrige Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel aufweist und dass die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel derart ausgebildet und hinter dem Schwerpunkt in Heckrichtung am Lenkgeschoss angeordnet sind, dass die Seitenmomente während eines Abschnittes der Absinkflugphase nahe null sind. Die Seitenmomente sind gleich null, wenn der Luftangriffspunkt mit dem Schwerpunkt des Geschosses zusammenfällt.

[0014] Alternativ ausgedrückt beruhen die Vorteile der Erfindung auf der Idee der Erfindung, dass die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel derart ausgebildet und hinter dem Schwerpunkt in Heckrichtung am Lenkgeschoss angeordnet sind, dass während eines Abschnittes der Absinkflugphase der Luftangriffspunkt mit dem Schwerpunkt des Geschosses nahezu zusammenfällt. Wenn der Luftangriffspunkt mit dem Schwerpunkt des Geschosses zusammenfällt, sind die Seitenmomente gleich null.

[0015] Hierzu sind die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel derart ausgebildet und hinter dem Schwerpunkt in Heckrichtung am Lenkgeschoss angeordnet, dass der Nickmomentanstiegs-Beiwert $C_{m\alpha}$ des Lenkgeschosses im Bereich von $\pm 0,5$ liegt. Dieser Bereich zwischen $-0,5$ bis $+0,5$ bedeutet, dass die Seitenmomente, genauer gesagt die statischen Seitenmomente, was im Rahmen der Ausführungsbeispiele noch genauer erläutert wird, nahe null sind. Anders ausgedrückt bedeutet dies, dass der Luftangriffspunkt, genauer gesagt der statische Luftangriffspunkt, und der Schwerpunkt nahezu zusammenfallen. Der genannte Bereich von $\pm 0,5$ des

Nickmomentanstiegs-Beiwerts $C_{m\alpha}$ des Lenkgeschosses liegt dann vor, wenn

a) erstens das Lenkgeschoss eine Geschwindigkeit aufweist, die im Geschwindigkeitsbereich von Mach 0,4 bis 0,8 liegt. Wegen der Abhängigkeit von der Geschwindigkeit können die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel nur für eine bestimmte Geschwindigkeit optimiert werden. Weil die Geschwindigkeit in der gelenkten Phase überwiegend in dem Geschwindigkeitsbereich von Mach 0,4 bis 0,8 liegt, optimiert man die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel auf eine Geschwindigkeit in dem genannten Geschwindigkeitsbereich.

b) zweitens die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel sich in ihrer aufgeklappter Stellung befinden, wie dies in der Lenkphase der Fall ist.

c) drittens die Canard-Lenkeinrichtung keine Lenkmomente ausübt. Denn Lenkmomente der Canard-Lenkeinrichtung verändern die Seitenmomente und damit den Nickmomentanstiegs-Beiwert $C_{m\alpha}$ des Lenkgeschosses. Entsprechend sollen die niedrigen Nickmomentanstiegs-Beiwerte $C_{m\alpha}$ dann gelten, wenn die Canard-lenkeinrichtung sich neutral verhält.

[0016] Die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel bewirken ein natürliches Gleiten des Lenkgeschosses und ein Verhalten wie ein nahezu perfekter Kreisel, weil die Seitenmomente nahezu fehlen. Ein optimaler Anströmwinkel, einstellbar mit der Canard-Lenkeinrichtung, maximiert die Reichweite. Einzelheiten hierzu sind im Ausführungsbeispiel aufgeführt.

[0017] Weil das Lenkgeschoss natürlich gleitet und weil sich das Lenkgeschoss nahezu wie ein perfekter Kreisel verhält, sind nur geringe Stellkräfte der Canard-Lenkeinrichtung erforderlich. Dies bedeutet, dass nur kleine Canard-Lenkflügel erforderlich sind, die nur geringfügig den Luftwiderstand erhöhen, was wiederum die Reichweite erhöht.

[0018] Die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel bilden Auftriebsflächen und erhöhen dadurch die Reichweite.

[0019] Gemäß einer vorteilhaften Ausgestaltung der Erfindung liegt der Nickmomentanstiegs-Beiwert $C_{m\alpha}$ des Lenkgeschosses nicht nur dann im Bereich von $\pm 0,5$, wenn

- das Lenkgeschoss eine Geschwindigkeit aufweist, nachfolgend Auslegungsgeschwindigkeit genannt, die im Geschwindigkeitsbereich von Mach 0,4 bis 0,8 liegt, sondern auch
- in einem gesamten Geschwindigkeitsbereich, der von der Auslegungsgeschwindigkeit minus einer Geschwindigkeit von Mach 0,1 bis zu der Auslegungsgeschwindigkeit plus einer Geschwindigkeit von Mach 0,1 reicht. Desto größer der Geschwindigkeitsbereich ist, für den niedrige Nickmomentan-

stiegs-Beiwerte $C_{m\alpha}$ realisiert werden, desto größer ist die Reichweite des Lenkgeschosses.

[0020] Gemäß einer weiteren vorteilhaften Ausgestaltung der Erfindung weisen die die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel jeweils ein Befestigungsende auf und der axiale Abstand zwischen den Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügeln, gemessen an der Mitte des Befestigungsendes, und dem Schwerpunkt S beträgt das 0,01-fache bis 1,0-fache des Kalibers. Innerhalb des angegebenen axialen Abstandsbereiches ist es möglich, dass der Nickmomentanstiegs-Beiwert $C_{m\alpha}$ des Lenkgeschosses auf kleine Werte reduziert werden kann.

[0021] Gemäß einer weiteren vorteilhaften Ausgestaltung der Erfindung ragt jeder Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel in ausgeklappter Stellung mit einer radialen Erstreckung über den Mantel des Lenkgeschosses hinaus, derart, dass die radiale Erstreckung das 0,8- bis 2-fache des Kalibers des Lenkgeschosses beträgt. Die Höhe der radialen Erstreckung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel über den Mantel des Lenkgeschosses hinaus ist ein wichtiger Parameter. Lange Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel erhöhen den Auftrieb, aber auch den Luftwiderstand. Ferner darf die lokale Geschwindigkeit an der äußeren Spitze der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel nicht nahe Mach 1 sein, weil sonst der Luftwiderstand zu hoch wäre. Die lokale Geschwindigkeit an der äußeren Spitze der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel legt man auf weniger als Mach 1 aus. So erklärt sich die angegebene radiale Erstreckung des 0,8- bis 2-fachen des Kalibers. Im Rahmen der Ausführungsbeispiele wird noch genauer hierauf eingegangen.

[0022] Gemäß einer weiteren vorteilhaften Ausgestaltung sind die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel derart nach Propellerart verschränkt, dass zumindest während eines Abschnittes der Absinkflugphase rotatorische Energie in translatorische Energie umgesetzt wird und dass mindestens hierbei die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel drehfest mit dem Lenkgeschoss verbunden sind. Hierdurch erhöht sich zum einen die Reichweite, weil die translatorische Geschwindigkeit erhöht wird unter Abnahme der rotatorischen Geschwindigkeit. Ferner wird die Pseudo-Magnuskraft reduziert, weil das Flügelprofil dem örtlichen Geschwindigkeitsvektor folgt.

[0023] Gemäß einer weiteren vorteilhaften Ausgestaltung sind die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel rollentkoppelt gelagert. Die Rollentkoppelung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel reduziert die Drehrate der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel und damit auch die Pseudo-Magnuseffekte, die von der Höhe der Drehrate der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel abhängig sind.

[0024] Gemäß einer weiteren vorteilhaften Ausgestaltung weist das Lenkgeschoss ausschließlich die Canard-Lenkflügel und die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel auf. Dies vereinfacht die Ausbildung und Auslegung des Lenkgeschosses.

[0025] Gemäß einer weiteren vorteilhaften Ausgestaltung ist die Canard-Lenkeinrichtung so ausgebildet, dass die Canard-Lenkflügel ausfahrbar und einfahrbar sind. In der eingefahrenen Stellung ist der Luftwiderstand niedrig und die Reichweite erhöht. Eingefahren sind die Canard-Lenkflügel in der ballistischen Aufstiegsphase und auch während der Lenkphase, wenn keine Korrektur der Flugbahn notwendig ist.

[0026] Ausführungsbeispiele der Erfindung werden nachfolgend an Hand der Zeichnungen näher beschrieben. Hierbei zeigen jeweils als Prinzipskizzen:

Fig. 1 ein Lenkgeschoss mit Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügeln, in perspektivischer Darstellung; Fig. 2 das in Fig. 1 gezeigte Lenkgeschoss mit Eintragungen für Erläuterungen, in der Vorderansicht; Fig. 3 einen Verlauf einer Flugbahn des in den Fig. 1 und 2 gezeigten Lenkgeschosses.

Lenkgeschoss mit Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügeln

[0027] Die Fig. 1 zeigt ein Lenkgeschoss 1. Das Lenkgeschoss 1 ist so ausgebildet, dass es über die gesamte Flugphase drallstabilisiert ist. Das Lenkgeschoss 1 umfasst eine Nase 2 mit einer Canard-Lenkeinrichtung 20 mit Canard-Lenkflügeln 21. Das Lenkgeschoss 1 ist ein großkalibriges Vollkalibergeschoss des Kalibers 155 mm. In Abweichung zum dargestellten Ausführungsbeispiel könnte das Kaliber auch andere Werte betragen. Das Lenkgeschoss 1 weist aufklappbare, überkalibrige Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 auf, deren Funktion noch ausführlich beschrieben wird.

Canard-Lenkeinrichtung

[0028] Die Canard-Lenkeinrichtung 20 ist rollentkoppelt und über einen Axialmotor antreibbar. Ferner ist die Canard-Lenkeinrichtung 20 Teil eines Leit-, Navigations- und Kontrollsystems. Die Canard-Lenkeinrichtung 20 ist so ausgebildet, dass die Canard-Lenkflügel 21 mehr oder weniger weit ausfahrbar und einfahrbar sind. In der eingefahrenen Stellung ist der Luftwiderstand reduziert. In ausgefahrenen Stellungen eines Canard-Lenkflügels 21 werden Lenkkräfte erzeugt. Die Canard-Lenkflügel 21 werden eingesetzt, um den in Fig. 2 eingezeichneten Anströmwinkel α gemäß Berechnungen nach den Lenkregeln so einzustellen, dass das Ziel getroffen wird. Der Anströmwinkel α ist der Winkel zwischen der Symmetrieachse r des Lenkgeschosses 1 und dem Geschwindigkeitsvektor v. Alternativ können auch Canardflügel zur Rollentkopplung und Einstellung des Rollwinkels verwendet werden. Wiederum alternativ können andere Konzepte von Canard-Lenkeinrichtungen verwendet werden, wie sie zahlreich aus dem Stand der Technik bekannt sind.

Flugphasen

[0029] Die Fig. 3 illustriert die verschiedenen Phasen der Flugbahn. Einer ballistischen Aufstiegsphase B schließt sich eine Absinkflugphase F an. Die Absinkflugphase F setzt sich aus einer Aufklappphase K und einer Lenkphase G zusammen. Die Fig. 3 stellt ein Koordinatensystem dar, in dem die Höhe a über die Reichweite w aufgetragen ist.

[0030] Ballistische Aufstiegsphase B: Die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 sind während der Beschleunigung im Waffenrohr und des ballistischen Fluges bis zum Erreichen des Höhepunktes der Flugbahn in ihrer eingeklappten Stellung. Die rollentkoppelte Lenkeinrichtung 20 ist mit dem übrigen Lenkgeschoss 1 zunächst blockiert, so dass die rollentkoppelte Lenkeinrichtung 20 mit der gleichen Drehrate rotiert wie das übrige Lenkgeschoss 1. Alternativ kann die Lenkeinrichtung 20 bereits in der ballistischen Aufstiegsphase B rollentkoppelt sein. Das Lenkgeschoss 1 ist während der gesamten ballistischen Aufstiegsphase 8, bei der die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 eingeklappt sind, mit einer hohen Drehrate dralistabilisiert.

[0031] Aufklappphase K: Nahe hinter dem Höhepunkt der Flugbahn wird das Leit-, Navigations- und Kontrollsystem aktiviert. Die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 klappen auf. Die Drehblockade der Canard-Lenkeinrichtung 20 wird freigegeben. Das Leit-, Navigations- und Kontrollsystem berechnet einen Soll-Rollwinkel und stellt sicher, dass die Nase 2 des Lenkgeschosses 1 mit Hilfe des Axialmotors dem Soll-Rollwinkel folgt. Andere Konzepte einer Canard-Lenkeinrichtung ohne Axialmotor können auch eingesetzt werden, wobei Flügel der Canard-Lenkeinrichtung den Soll-Rollwinkel einstellen.

[0032] Lenkphase G: Nach der Aufklappphase K sind die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 vollständig aufgeklappt. Während der Lenkphase G verbleiben die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 in ihrer vollständig aufgeklappten Stellung. Die Canard-Lenkeinrichtung 20 ist aktiv. Unter Beibehaltung eines gerechneten Rollwinkels werden Lenkkräfte dadurch erzeugt, dass die einzelnen Canard-Lenkflügel 21 mehr oder weniger weit ausgefahren oder eingefahren werden.

Technische Ausbildung des Lenkgeschosses zur Erhöhung der Reichweite

[0033] Nachfolgend wird auf die Fig. 2 eingegangen. Das Lenkgeschoss 1 weist aufklappbare, überkalibrige Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 auf, die derart ausgebildet und derart hinter dem Schwerpunkt S in Heckrichtung am Lenkgeschoss 1 angeordnet sind, dass der Nickmomentanstiegs-Beiwert $C_{m\alpha}$ des Lenkgeschosses 1 im Bereich von $\pm 0,5$ liegt, wenn

- das Lenkgeschoss 1 eine Geschwindigkeit aufweist, die im Geschwindigkeitsbereich von Mach 0,4 bis

0,8 liegt,

- die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 sich in ihrer aufgeklappten Stellung befinden und
- die Canard-Lenkeinrichtung 20 keine Lenkmomente ausübt.

Erhöhung der Reichweite des Lenkgeschosses

[0034] Grundsätzlich gilt, wenn kein Seitenmoment auf ein drallstabilisiertes Lenkgeschoss 1 ausgeübt wird, Giermomente gleich null sind und keine Lenkung des Lenkgeschosses 1 erfolgt, wird theoretisch eine Gleichgewichtslage erreicht. In der Gleichgewichtslage bildet die Winkelstellung der Symmetrieachse r und der Geschwindigkeitsvektor v auf natürliche Art und Weise einen Anströmwinkel α , wobei der Geschwindigkeitsvektor v der Flugbahnkurve entsprechend der Gravitationskraft folgt. Der Anströmwinkel α ist keine konstante Größe und würde in der Lenkphase G zunehmen, wenn die Canard-Lenkeinrichtung keine korrigierende Lenkkräfte ausüben würde. Da sowohl der Auftrieb als auch der Luftwiderstand mit zunehmendem Anströmwinkel α ansteigen, gibt es einen optimalen Anströmwinkel α , der die Reichweite maximiert. Angenähert ist der optimale Anströmwinkel derjenige Anströmwinkel mit dem besten Auftriebs-zu-Luftwiderstands-Verhältnis.

[0035] Trotz der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 verbleiben in der Praxis restliche kleine Nick- und Giermomente. Jedoch brauchen die Canard-Lenkflügel 21 keine hohen Lenkmomente zu erzeugen, um einen optimalen Anströmwinkel α zwischen der Symmetrieachse r und dem Geschwindigkeitsvektor v einzustellen, damit große Reichweiten erzielt werden.

[0036] Für ein besseres Verständnis zum Vorgenannten wird nachfolgend auf die Zerlegung der aerodynamischen Momente eingegangen. Bezogen auf die Symmetrieachse r kann das resultierende aerodynamische Moment in eine Roll-, Nick-, und Gierkomponente zerlegt werden. Das seitliche Nickmoment kann weiter in eine Summe eines statischen Terms, dem sogenannten statischen Nickmoment, einem Dämpfungsterm und einem dynamischen Term, dem sogenannten Pseudo-Magnusmoment, zerlegt werden. Entsprechendes gilt für das seitliche Giermoment. Die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 sind so angeordnet und ausgebildet, dass der statische Luftangriffspunkt D (hiermit ist der Luftangriffspunkt der statischen aerodynamischen Kräfte des Geschosses, sowohl die Luftwiderstands- als auch die Auftriebskräfte, gemeint) möglichst mit dem Schwerpunkt S des Geschosses 1 zusammenfällt, wenn die Canard-Lenkflügel 21 eingefahren sind. Dadurch gehen die statischen Nick- und Giermomente auf nahe null zurück. Als Nick- und Giermomente verbleiben nur noch die Dämpfungs- und Pseudo-Magnus-Terme. Die Dämpfungs-Terme der Nick- und Giermomente tragen zur Stabilität der Symmetrieachse r des Lenkgeschosses 1 bei. Die Pseudo-Magnus-Terme werden reduziert, indem entweder propellerartig verschränkte, nicht rollentkop-

pelte oder rollentkoppelte Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel verwendet werden, worauf nachfolgend noch eingegangen wird. Weil alle aerodynamischen Kräfte von der Machzahl abhängen, sind die statischen Nick- und Giermomente nur während eines Abschnittes der Absinkflugphase F nahe null.

[0037] Wenn die statischen Nick- und Giermomente aufgrund der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 nahe null sind und die Pseudo-Magnus-Momente reduziert sind, dann sind die gesamten seitlichen aerodynamischen Momente sehr klein und sehr reduziert im Vergleich zu einem klassischen 155-mm-Geschoss. In diesem Fall wird sich das Lenkgeschoss 1 fast wie ein perfekter Kreisel verhalten und die Symmetrieachse r des Lenkgeschosses 1 verbleibt nahezu in der gleichen Richtung. In der Absinkflugphase F hat man eine Situation mit einer nahezu konstant bleibenden Symmetrieachse r des Lenkgeschosses 1 und einer gekrümmten Flugbahn entsprechend der Schwerkraft. Auf natürliche Art und Weise stellt sich ein Anströmwinkel α ein, der dazu führt, dass das Lenkgeschoss 1 gleitet, in dem sich nach oben gerichtete, vertikale Auftriebskräfte am Lenkgeschoss ausbilden, so dass die Reichweite erhöht ist. Je kleiner der Neigungswinkel der Flugbahn ist, desto größer ist die Reichweite.

[0038] Dies bestätigt die Theorie der klassischen Aeroballistik. In der klassischen Aeroballistik wird der Anströmwinkel α mit Hilfe der Summe von 3 drei Termen abgebildet: Erstens der Gleichgewichtsanstellwinkel-Term (in der englischsprachigen Fachliteratur ist der Gleichgewichtsanstellwinkel bezeichnet mit "yaw of repose"), zweitens der Präzessions-Term und drittens der Nutations-Term. Aus mathematischer Sicht ist der Gleichgewichtsanstellwinkel ("yaw of repose") eine komplexe Größe umfassend den senkrechten Anströmwinkel (im Englischen bezeichnet mit "vertical incidence angle") und den seitlichen Verschiebewinkel (im Englischen bezeichnet mit: "lateral sideslip angle"). Im Falle eines herkömmlichen ballistischen 155-mm-Geschosses ohne Canardflügel ist der Gleichgewichtsanstellwinkel ("yaw of repose") in der Nähe des Höhepunktes der Flugbahn ein seitlicher Verschiebewinkel ("lateral sideslip angle"), der zu einer seitlichen Verschiebekraft (im Englischen bezeichnet mit "lateral lift force") und damit zu einer seitlichen Ablenkung eines konventionellen ballistischen 155-mm-Geschosses führt. Da die statischen Seitenmomente auf Werte nahe null gebracht werden, wandelt sich theoretisch der seitliche Verschiebewinkel ("lateral sideslip angle") in einen vertikalen Anströmwinkel um, der die Reichweite erhöht.

Ermittlung der genauen Anordnung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10

[0039] In der Realität sind die aerodynamischen Momente von den Flugkonditionen abhängig. Es wäre möglich, die statischen aerodynamischen seitlichen Momente über eine lange Zeitdauer auf nahe Null zu halten,

indem man während der Absinkflugphase F die Geometrie der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 oder deren Pfeilungswinkel verändern würde. Dies würde jedoch zusätzliche Motoren benötigen, die das Lenkgeschoss 1 zu sehr verteuern und zu sehr verkomplizieren würden. Möglich ist es aber, die statischen seitlichen aerodynamischen Momente während eines Abschnittes der Flugkurve der Lenkungsphase G auf nahe null zu bringen.

[0040] Um die statischen seitlichen aerodynamischen Momente auf nahe null zu reduzieren, werden die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 in Abhängigkeit von deren Flügelgröße und Geometrie an sorgfältig ermittelten Stellen am Lenkgeschoss 1 angeordnet. Zur Minimierung des Nick- und Giermomentes werden die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 leicht in den hinteren Schwerpunktbereich angeordnet, um das Moment der Normalkraft der Luftangriffskraft am Rumpf auszugleichen, deren Luftangriffspunkt im vorderen Schwerpunktbereich liegt. Die Position der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 wird, wie vorher ausgeführt, für die Lenkphase G optimiert, die eine Unterschall-Flugphase ist. Die Ausbildung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 und die Ermittlung der genauen Anordnung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 erfolgt in mehreren Schritten:

- Eine erste Ausbildung und Anordnung von Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügeln 10 wird so gewählt, dass der Nickmomentanstiegs-Beiwert $C_{m\alpha}$ (pitching moment derivative coefficient) des Lenkgeschoss 1 für einen ausgewählten Punkt der Flugbahn der Lenkphase gleich null ist. Der ausgewählte Punkt liegt in einem für großkalibrige Lenkgeschosse typischen Geschwindigkeitsbereich von Mach 0,4 bis 0,8. Die gewählte Geschwindigkeit, oder anders ausgedrückt, die Auslegungsgeschwindigkeit ist im vorliegenden Beispiel Mach 0,6. Alternativ hätte auch eine andere Auslegungsgeschwindigkeit im Geschwindigkeitsbereich von Mach 0,4 bis 0,8 gewählt werden können. In Fig. 3 sind zur Illustration die Punkte $P_{V=M0,8}$, $P_{V=M0,6}$ und $P_{V=M0,4}$ eingezeichnet.

- Weil die aerodynamischen Beiwert von der Machzahl abhängen, wird die erste Ausbildung und Anordnung von Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 derart optimiert, dass der Nickmomentanstiegs-Beiwert $C_{m\alpha}$ des Lenkgeschosses 1 nicht nur dann im Bereich von $\pm 0,5$ liegt, wenn

- das Lenkgeschoss 1 seine Auslegungsgeschwindigkeit, die im Geschwindigkeitsbereich von Mach 0,4 bis 0,8 liegt, aufweist, sondern auch
- In einem gesamten Geschwindigkeitsbereich, der von der Auslegungsgeschwindigkeit minus einer Geschwindigkeit von Mach 0,1 bis zu der

Auslegungsgeschwindigkeit plus einer Geschwindigkeit von Mach 0,1 reicht. Bezogen auf das vorliegende Beispiel bedeutet dies, dass im gesamten Geschwindigkeitsbereich von Mach 0,5 bis Mach 0,7 die niedrigen Nickmomentanstiegs-Beiwert $C_{m\alpha}$ des Lenkgeschosses gelten.

- In einem letzten Schritt kann die Ausbildung und Anordnung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 noch derart weiter optimiert werden, dass möglichst niedrige Nickmomentanstiegs-Beiwerte $C_{m\alpha}$ des Lenkgeschosses für die gesamte Lenkphase G erzielt werden.

[0041] Die Werkzeuge zur Ausbildung und Anordnung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 sind:

- Verwendung von aerodynamischen Vorhersage-Computerprogrammen (semi-empirical aerodynamics prediction codes, aerodynamic coefficient estimation tools),
- Simulationen (computational fluid dynamics (CFD)-simulations),
- Windkanal-Messungen,
- Flugversuche im Freien.

[0042] Wenn der Nickmomentanstiegs-Beiwert $C_{m\alpha}$ im Bereich zwischen -0,5 bis 0,5 liegt, dann ist auch der Abstand zwischen dem statischen Luftangriffspunkt D und dem Schwerpunkt S sehr klein. Dieser Abstand ist kleiner als das 0,05 -fache des Kalibers. Bezogen auf das Ausführungsbeispiel eines 155-mm-Geschosses ist der Abstand kleiner als 8 mm.

[0043] Dies geht aus der nachfolgenden Formel hervor:

$$x = \frac{C_{m\alpha}}{C_{N\alpha}} d = \frac{0,5}{10} d = 0,05d$$

[0044] Hierbei sind:

x der Abstand zwischen dem statischen Luftangriffspunkt D und dem Schwerpunkt S;
d das Kaliber;

$C_{m\alpha}$ der Nickmomentanstiegs-Beiwert (pitching moment derivative coefficient), der maximal $\pm 0,5$ betragen soll, wobei in der Formel der obere positive Grenzwert in Höhe von 0,5 eingesetzt wurde;

$C_{N\alpha}$ der Normalkraftanstiegs-Beiwert (normal force derivative coefficient), der in der Größenordnung von 10 liegt.

Propellerartige Verschränkung und drehfeste Anordnung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel zur Geschwindigkeitserhöhung und Reduzierung der Pseudo-Magnuseffekte

[0045] Wie in Fig. 1 angedeutet, sind die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 nach Propellerart verschränkt. Zumindest wird während eines Abschnittes der Absinkflugphase F rotatorische Energie in translatorische Energie umgesetzt, wenn, wie nachfolgend noch ausgeführt, die Drehgeschwindigkeit höher ist als die Ausgleichsrotationsgeschwindigkeit. Mindestens hierbei sind die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 drehfest mit dem Lenkgeschoss 1 verbunden. Die Pseudo-Magnuseffekte bewirken in Abhängigkeit von der Größe des örtlichen Anströmwinkel Kräfte und Momente an den Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügeln 10. Der örtliche Anströmwinkel ist durch die propellerartige Verschränkung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 reduziert, da hierbei das Flügelprofil dem örtlichen Geschwindigkeitsvektor folgt.

Berechnung der propellerartigen Verschränkung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10

[0046] Die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel sind so verschränkt, dass jeder Querschnitt eines Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel in einem Abstand von der Symmetrieachse r des Lenkgeschosses einen Winkel α_i zur Achse gemäß folgender Gleichung bildet: $\tan \alpha_i = \eta W/V$, wobei W der Drehgeschwindigkeit (in rad/s) und V der Geschosseschwindigkeit entspricht. Beispiel für ein 155-mm-Geschoss bei $V = 270$ m/s und $W = 628$ rad/s (100 Hz):

- Der Winkel liegt bei $10,15^\circ$ am unteren Teil des Tragflügels ($\eta = 0,0775$ m).
- Der Winkel beträgt $35,6^\circ$ in einem Abstand des zweifachen Kalibers d von der Symmetrieachse r ($\eta = 2d$).

[0047] Das heißt, dass in jedem Abstand η von der Symmetrieachse r des Lenkgeschosses der Querschnitt des Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügels 10 kollinear zum Geschwindigkeitsvektor ist, der sich aus der Geschosseschwindigkeit und der Umfangsgeschwindigkeit ergibt. Neben der Minimierung des Pseudo-Magnus-Momenten wird hiermit das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand verbessert. Bei der Reduzierung der Drehgeschwindigkeit kommt es zur Ausübung einer Zugkraft. Wenn während der Übergangsphase nach Ausfahren der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 die Drehgeschwindigkeit höher als eine Ausgleichsrotationsgeschwindigkeit ist, wird das Lenkgeschoss 7. gezogen, bis die Ausgleichs-Rotationsgeschwindigkeit erreicht ist. Die Zugkraft an den Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügeln 10 reduziert den Luftwiderstand am Lenkgeschoss 1 und verbessert das Auftriebs- zu Luftwiderstandsverhältnis, wodurch die Reichweite erhöht ist.

Alternative zur propellerartigen Verschränkung und drehfester Anordnung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel; Rollentkopplung

[0048] In Abweichung zum dargestellten Ausführungsbeispiel können die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 auch rollentkoppelt gelagert sein. Hierbei können die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 gerade, also nicht verschränkt, oder propellerartig verschränkt ausgebildet sein. Eine propellerartig verschränkte Ausführung wählt man, wenn die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 rollentkoppelt mit einer durch die propellerartige Verschränkung vorgegebenen niedrigen Ausgleichs-Rotationsgeschwindigkeit rotieren sollen. Durch die Rollentkopplung sind die Drehrate und damit der Pseudo-Magnuseffekt stark erniedrigt.

Radiale Erstreckung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10

[0049] Wie Fig. 2 illustriert, ragt jeder Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 in ausgeklappter Stellung mit einer radialen Erstreckung e über den Mantel des Lenkgeschosses 1 derart hinaus, dass die radiale Erstreckung e im Bereich von dem 0,8- bis 2-fachen des Kalibers d des Lenkgeschosses 1 liegt. Dies ist ein Kompromiss. Denn lange Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 erhöhen den Auftrieb, aber auch den Luftwiderstand. Ferner darf die Geschwindigkeit an der äußeren Spitze der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 nicht größer als Mach 1 sein, weil sonst der Luftwiderstand zu hoch wäre.

[0050] Für den Fall, dass die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel nach Propellerart verschränkt und die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel drehfest mit dem Lenkgeschoss 1 verbunden sind, gilt, dass die lokale Geschwindigkeit an der äußeren Spitze der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 sich vektoriell zusammensetzt aus der Geschwindigkeit und der Umfangsgeschwindigkeit entsprechend der Drehrate. Um Werte von weniger als Mach 1 an den äußeren Spitzen der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 zu erzielen, muss die Drehrate, die zu Beginn der Absinkflugphase bei 200 bis 250 Umdrehungen pro Sekunde (Hz) liegt, reduziert werden. Abhängig von der Geschwindigkeit ist eine Drehrate in der Größenordnung von 50 bis 100 Hz anzustreben. Dies erreicht man durch eine mehr oder weniger große propellerartige Verschränkung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel, die zu der gewünschten Ausgleichs-Rotationsgeschwindigkeit führt. Mit der reduzierten Drehrate erniedrigt sich die Kreiselstabilität des Lenkgeschosses. Deshalb ist die Drehrate unter Einbeziehung der aerodynamischen Charakteristiken und der Leistungsfähigkeit des Leit-, Navigations- und Kontrollsystem zum Stabilisieren des Lenkgeschosses zu optimieren.

[0051] Im Falle von drehentkoppelten Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügeln ist die Drehrate dieser Flügel

unabhängig von der Drehrate des übrigen Lenkgeschosses, so dass es nicht notwendig ist, die Drehrate des Lenkgeschosses zu reduzieren.

Abstand der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 hinter dem Schwerpunkt S

[0052] Um einen Nickmomentanstiegs-Beiwert $C_{m\alpha}$ im Bereich zwischen -0,5 bis 0,5 zu erhalten, beträgt der axiale Abstand b der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10, gemessen an der Mitte des Befestigungsendes, und dem Schwerpunkt S das 0,01-fache bis 1,0-fache des Kalibers d . Der axiale Abstand b wird auf der Höhe der Geschossmanteloberfläche gemessen.

[0053] Der Abstand b fällt klein aus, wenn beispielsweise die radiale Erstreckung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 groß ist. Der Abstand b fällt groß aus, wenn beispielsweise die radiale Erstreckung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 klein ist.

[0054] In Fig. 1 und in Fig. 3 ist dieser axiale Abstand zwischen Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10, gemessen an der Mitte des Befestigungsendes, und dem Schwerpunkt S zu groß gezeichnet und daher nicht maßstabsgetreu.

Pfeilung der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel

[0055] Die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 sind in der aufgeklappten Stellung gepfeilt angeordnet, wobei die Pfeilung in Flugrichtung zeigt. Alternativ kann die Pfeilung auch zum Heck zeigen. Alternativ können die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 in der aufgeklappten Stellung auch im rechten Winkel zur Symmetrieachse r des Lenkgeschosses 1 angeordnet werden.

Einzelheiten zum Lenkgeschoss

[0056] Wie Fig. 1 zeigt, weist das Lenkgeschoss 1 kein Heckleitwerk auf, weil das Lenkgeschoss 1 drallstabilisiert ist. Ferner weist das Lenkgeschoss 1 keinen Raketenmotor auf, da die Reichweite mit Hilfe der Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel 10 ohnehin erhöht ist und ein Raketenmotor die Komplexität und Kosten des Lenkgeschosses erhöhen würde.

Bezugszeichenliste

[0057]

- 1 Lenkgeschoss
- 2 Nase
- 10 Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel
- 20 Canard-Lenkvorrichtung
- 21 Canard-Lenkflügel
- D statischer Luftangriffspunkt
- S Schwerpunkt
- r Symmetrieachse
- v Geschwindigkeitsvektor

α Anströmwinkel

d Kaliber

b axialer Abstand zwischen dem Schwerpunkt und der Mitte des angelenkten Endes eines Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügels

e radiale Erstreckung eines Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügels

B ballistische Aufstiegsphase

F Absinkflugphase

K Aufklappphase

G Lenkphase

a Höhe

w Reichweite

$P_{V=M0,4}$ Punkt auf der Flugbahn, bei dem die Geschwindigkeit M 0,4 ist

$P_{V=M0,6}$ Punkt auf der Flugbahn, bei dem die Geschwindigkeit M 0,6 ist

$P_{V=M0,8}$ Punkt auf der Flugbahn, bei dem die Geschwindigkeit M 0,8 ist

Patentansprüche

1. Lenkgeschoss (1) mit folgenden Merkmalen:

a) das Lenkgeschoss (1) ist so ausgebildet, dass es über eine gesamte Flugbahn dralistabilisiert ist,

b) das Lenkgeschoss (1) umfasst eine Nase (2) mit einer Canard-Lenkeinrichtung (20) mit Canard-Lenkflügeln (21),

c) das Lenkgeschoss (1) ist ein großkalibriges Vollkalibergeschoss,

d) die Flugbahn des Lenkgeschoss (1) wird von aerodynamischen Beiwerten, wie von einem Nickmomentanstiegs-Beiwert ($C_{m\alpha}$), beeinflusst,

gekennzeichnet durch folgende Merkmale:

e) das Lenkgeschoss (1) weist aufklappbare, überkalibrige Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel (10) auf,

f) die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel (10) sind derart ausgebildet und derart hinter dem Schwerpunkt (D) in Heckrichtung am Lenkgeschoss (1) angeordnet, dass der Nickmomentanstiegs-Beiwert ($C_{m\alpha}$) des Lenkgeschosses (1) im Bereich von $\pm 0,5$ liegt, wenn

- das Lenkgeschoss (1) eine Geschwindigkeit aufweist, die im Geschwindigkeitsbereich von Mach 0,4 bis 0,8 liegt,
- die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel (10) sich in ihrer aufgeklappten Stellung befinden und
- die Canard-Lenkeinrichtung (20) kei-

ne Lenkmomente ausübt.

2. Lenkgeschoss nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet,**

dass der Nickmomentanstiegs-Beiwert ($C_{m\alpha}$) des Lenkgeschosses (1) nicht nur dann im Bereich von $\pm 0,5$ liegt, wenn

- das Lenkgeschoss (1) eine Geschwindigkeit aufweist, nachfolgend Auslegungsgeschwindigkeit genannt, die im Geschwindigkeitsbereich von Mach 0,4 bis 0,8 liegt, sondern auch
- in einem gesamten Geschwindigkeitsbereich, der von der Auslegungsgeschwindigkeit minus einer Geschwindigkeit von Mach 0,1 bis zu der Auslegungsgeschwindigkeit plus einer Geschwindigkeit von Mach 0,1 reicht.

3. Lenkgeschoss nach Anspruch 1 oder 2, **dadurch gekennzeichnet,**

dass die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel (10) jeweils ein Befestigungsende aufweisen und das der axiale Abstand (b) zwischen den Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügeln (10), gemessen an der Mitte des Befestigungsendes und dem Schwerpunkt (S) das 0,01-fache bis 1,0-fache des kalibers (d) beträgt.

4. Lenkgeschoss (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 3, **dadurch gekennzeichnet,**

dass jeder Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel (10) in ausgeklappter Stellung mit einer radialen Erstreckung (e) über den Mantel (3) des Lenkgeschosses (1) hinausragt, derart, dass die radiale Erstreckung (e) das 0,8- bis 2-fache des Kalibers (d) des Lenkgeschosses (1) beträgt.

5. Lenkgeschoss (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 4, **dadurch gekennzeichnet,**

dass die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel (10) derart nach Propellerart verschränkt sind, dass zumindest während eines Abschnittes in einer Absinkflugphase (F) rotatorische Energie in translatorische Energie umgesetzt wird und dass mindestens hierbei die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel (10) drehfest mit dem Lenkgeschoss (1) verbunden sind.

6. Lenkgeschoss (1) nach einem der Ansprüche bis 4, **dadurch gekennzeichnet,**

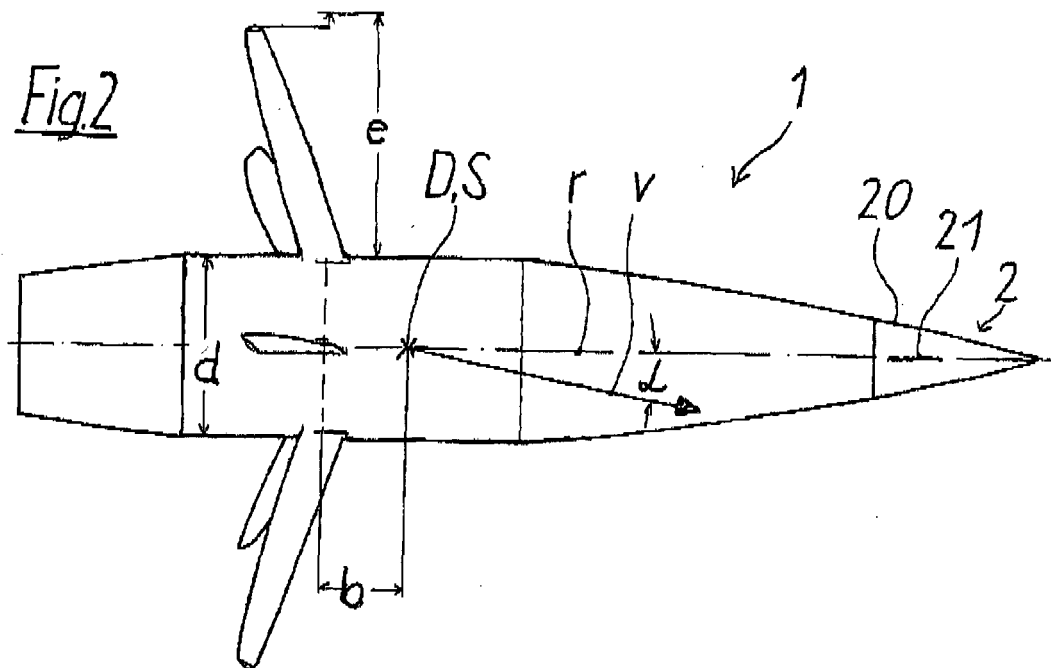
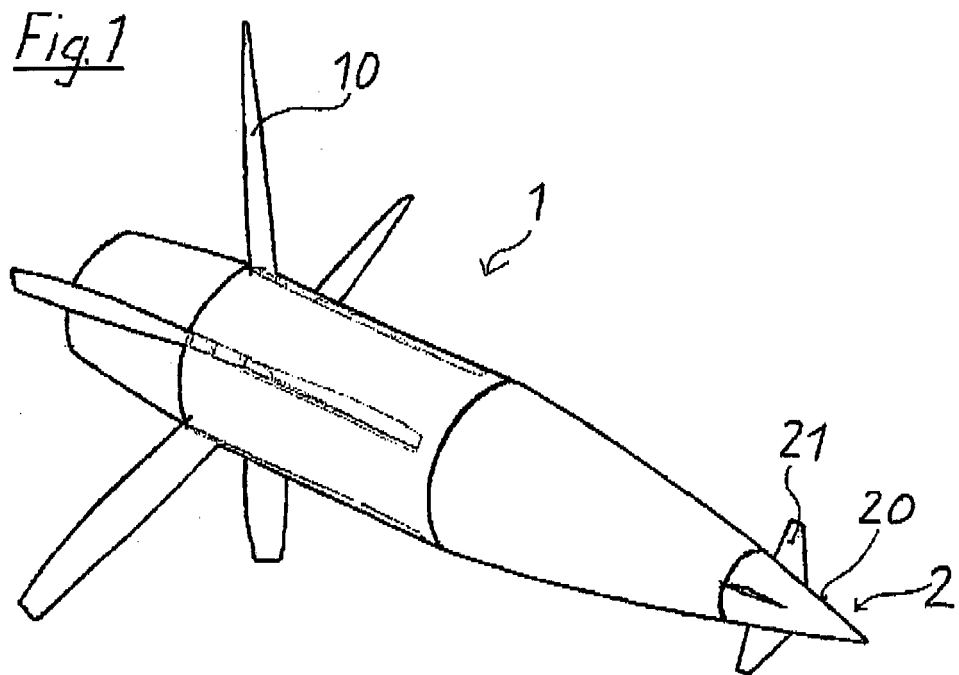
dass die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel (10) rollentkoppelt gelagert sind.

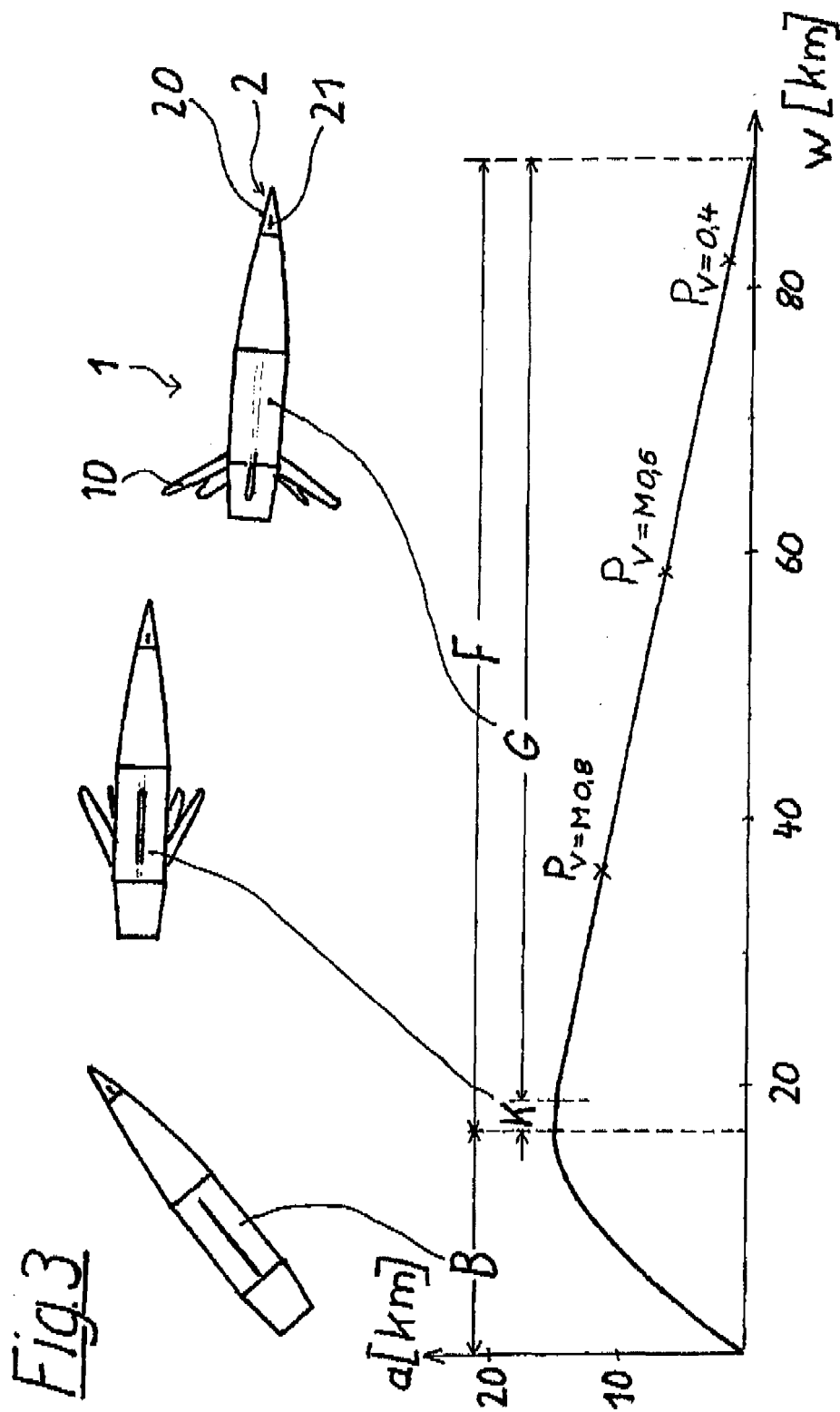
7. Lenkgeschoss (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 6, **dadurch gekennzeichnet,**

dass das Lenkgeschoss (1) neben den Canard-Lenkflügeln (21) und den Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügeln (10) keine weiteren Flügel auf-

weist.

8. Lenkgeschoss (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 7, **dadurch gekennzeichnet,**
dass die Canard-Lenkeinrichtung (20) so ausgebildet ist, dass die Canard-Lenkflügel (21) ausfahrbar und einfahrbar sind. 5
9. Lenkgeschoss (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 8, **dadurch gekennzeichnet,** 10
dass Die Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel (10) so verschränkt sind, dass jeder Querschnitt eines Seitenmomenten-Reduzierungs-Flügel in einem Abstand von der Symmetrieachse r des Lenkgeschosses einen Winkel α_l zur Achse gemäß folgender Gleichung bildet: $\tan \alpha_l = \eta W/V$, wobei W der Drehgeschwindigkeit (in rad/s) und V der Geschwindigkeit entspricht. 15
- 20
- 25
- 30
- 35
- 40
- 45
- 50
- 55







EUROPÄISCHER RECHERCHENBERICHT

 Nummer der Anmeldung
EP 16 00 2294

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

EINSCHLÄGIGE DOKUMENTE			
Kategorie	Kennzeichnung des Dokuments mit Angabe, soweit erforderlich, der maßgeblichen Teile	Betrifft Anspruch	KLASSIFIKATION DER ANMELDUNG (IPC)
Y	US 3 135 484 A (HERRMANN WERNER E) 2. Juni 1964 (1964-06-02) * Spalte 1, Zeile 64 - Spalte 3, Zeile 34 * * Abbildungen 2, 4-6 *	1-9	INV. F42B10/38 F42B10/14 F42B10/26 F42B15/10
Y	US 4 565 340 A (BAINS WILLIAM R [US]) 21. Januar 1986 (1986-01-21) * Spalte 3, Zeile 22 - Spalte 4, Zeile 29 * * Abbildungen 1, 2, 3, 5 *	1-9	ADD. F42B10/64
Y	DE 38 27 590 A1 (MESSERSCHMITT BOELKOW BLOHM [DE]) 22. Februar 1990 (1990-02-22) * Spalte 2, Zeilen 8-23 * * Abbildungen 1, 2 *	6 1,3-5,9	
Y	US 6 923 404 B1 (LIU DANNY D [US] ET AL) 2. August 2005 (2005-08-02) * Spalte 6, Zeilen 55-64 * * Spalte 7, Zeilen 39-53 * * Spalte 9, Zeilen 53-66 * * Abbildung 1 *	8 1-4,7	RECHERCHIERTE SACHGEBIETE (IPC) F42B
A	EP 2 433 084 A2 (RAYTHEON CO [US]) 28. März 2012 (2012-03-28) * Absätze [0001], [0008], [0009], [0021], [0023], [0024], [0026] - [0029], [0031] * * Abbildungen 1, 2A, 2B *	1-9	
T	US 6 666 402 B2 (RUPERT JOHN G [US] ET AL) 23. Dezember 2003 (2003-12-23) * Spalte 4, Zeilen 11-25 *		
Der vorliegende Recherchenbericht wurde für alle Patentansprüche erstellt			
Recherchenort Den Haag		Abschlußdatum der Recherche 20. Februar 2017	Prüfer Van Leeuwen, Erik
KATEGORIE DER GENANNTEN DOKUMENTE X : von besonderer Bedeutung allein betrachtet Y : von besonderer Bedeutung in Verbindung mit einer anderen Veröffentlichung derselben Kategorie A : technologischer Hintergrund O : mündliche Offenbarung P : Zwischenliteratur		T : der Erfindung zugrunde liegende Theorien oder Grundsätze E : älteres Patentdokument, das jedoch erst am oder nach dem Anmeldedatum veröffentlicht worden ist D : in der Anmeldung angeführtes Dokument L : aus anderen Gründen angeführtes Dokument & : Mitglied der gleichen Patentfamilie, übereinstimmendes Dokument	

1

EPO FORM 1503 03.82 (P04C03)

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

EP 16 00 2294

5 In diesem Anhang sind die Mitglieder der Patentfamilien der im obengenannten europäischen Recherchenbericht angeführten Patentdokumente angegeben.
Die Angaben über die Familienmitglieder entsprechen dem Stand der Datei des Europäischen Patentamts am
Diese Angaben dienen nur zur Unterrichtung und erfolgen ohne Gewähr.

20-02-2017

Im Recherchenbericht angeführtes Patentdokument	Datum der Veröffentlichung	Mitglied(er) der Patentfamilie	Datum der Veröffentlichung
US 3135484 A	02-06-1964	KEINE	
US 4565340 A	21-01-1986	KEINE	
DE 3827590 A1	22-02-1990	DE 3827590 A1 FR 2637064 A1 US 4964593 A	22-02-1990 30-03-1990 23-10-1990
US 6923404 B1	02-08-2005	KEINE	
EP 2433084 A2	28-03-2012	EP 2433084 A2 US 2012068002 A1 WO 2011019424 A2	28-03-2012 22-03-2012 17-02-2011
US 6666402 B2	23-12-2003	AT 438074 T AU 2002245348 A1 EP 1366339 A2 US 2002117580 A1 US 2003037665 A1 WO 02061363 A2	15-08-2009 12-08-2002 03-12-2003 29-08-2002 27-02-2003 08-08-2002

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 7963442 B2 [0004]
- US 6666402 B [0005]
- US 20140326824 A1 [0006]
- EP 2165152 B1 [0007]
- EP 1309831 B1 [0008]
- DE 201605 A [0009]

In der Beschreibung aufgeführte Nicht-Patentliteratur

- **ROBERT L. MCCOY.** *Modern Exterior Ballistics*, 1999, ISBN 0-7643-0720-7 [0002]