



(12)

Patentschrift

(21) Aktenzeichen: **10 2020 002 555.2**
(22) Anmeldetag: **28.04.2020**
(43) Offenlegungstag: **28.10.2021**
(45) Veröffentlichungstag
der Patenterteilung: **17.03.2022**

(51) Int Cl.: **F41G 7/20 (2006.01)**
F42B 15/10 (2006.01)

Innerhalb von neun Monaten nach Veröffentlichung der Patenterteilung kann nach § 59 Patentgesetz gegen das Patent Einspruch erhoben werden. Der Einspruch ist schriftlich zu erklären und zu begründen. Innerhalb der Einspruchsfrist ist eine Einspruchsgebühr in Höhe von 200 Euro zu entrichten (§ 6 Patentkostengesetz in Verbindung mit der Anlage zu § 2 Abs. 1 Patentkostengesetz).

(73) Patentinhaber:
**TDW Gesellschaft für verteidigungstechnische
Wirksysteme mit beschränkter Haftung, 86529
Schrobenhausen, DE**

(72) Erfinder:
**Arnold, Werner, Dr., 85051 Ingolstadt, DE; Euba,
Christian, 86529 Schrobenhausen, DE; Breiner,
Jakob, 86529 Schrobenhausen, DE**

(74) Vertreter:
**isarpatent - Patent- und Rechtsanwälte Barth
Charles Hassa Peckmann & Partner mbB, 80801
München, DE**

(56) Ermittelter Stand der Technik:

DE	41 39 372	C1
DE	41 08 057	A1
JP	H08- 178 598	A

(54) Bezeichnung: **Verfahren zur Wirkoptimierung mittels iterativer Zielerkennung eines Zielobjekts während eines Zielanflugs mit einem Lenkflugkörper**

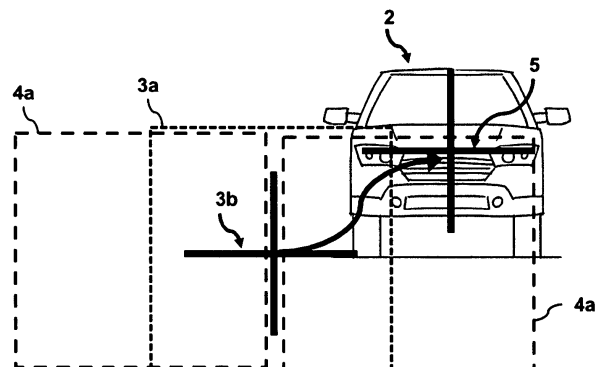
(57) Hauptanspruch: Verfahren (M) zur Wirkoptimierung mittels iterativer Zielerkennung eines Zielobjekts (2) während eines Zielanflugs mit einem Lenkflugkörper (1), wobei eine Wirkung des Lenkflugkörpers (1) auf das Zielobjekt (2) während des Zielanflugs einstellbar ist, wobei der Lenkflugkörper (1) einen Suchkopf (3) und zumindest einen zusätzlichen Abstandssensor (4) umfasst, wobei der zumindest eine Abstandssensor (4) dazu ausgebildet ist, das Zielobjekt (2) in einem Blickfeld (4a) zu vermessen, wobei das Verfahren (M) umfasst:

Bereitstellen (M1) vorberechneter Parametertabellen für ein vorgegebenes Zielobjekt (2), welche Wirkparameter (9) des Lenkflugkörpers (1) in einer mehrdimensionalen Parametertabelle (6) miteinander verknüpfen;

Bereitstellen (M2) eines Anflugparametersatzes durch den Suchkopf (3) am Ende einer Anflugphase des Zielanflugs, wobei der Anflugparametersatz aktuelle Anflugparameter für den Zielanflug des Lenkflugkörpers (1) auf das Zielobjekt (2) beinhaltet;

Auslesen (M3) von Ist-Wirkparametern (I) aus den Parametertabellen auf Basis des Anflugparametersatzes des Suchkopfes (3);

Aktualisieren (M4) der Ist-Wirkparameter (I) durch Vermessen des Zielobjekts (2) mit dem zumindest einen Nahbereichs-Abstandssensor (4) in einer Auslösungsvorbereitungsphase des Lenkflugkörpers (1), welche auf die Anflugphase folgt und in welcher eine Wirkungsauslösung des Lenkflugkörpers (1) vorbereitet wird; und iteratives (M5) Abgleichen der Ist-Wirkparameter (I) mit Soll-Wirkparametern ...



Beschreibung

[0001] Die vorliegende Erfindung betrifft ein Verfahren zur Wirkooptimierung mittels iterativer Zielerkennung eines Zielobjekts während eines Zielanflugs mit einem Lenkflugkörper sowie einen entsprechenden Lenkflugkörper, der zur Durchführung des Verfahrens ausgebildet ist.

[0002] Die Bekämpfung von Bodenzielen aus der Luft erfordert zunehmend mehr Flexibilität bezüglich ihrer Wirkungsausprägung. So ist beispielsweise von der United States Air Force unter der Bezeichnung „Low Cost Autonomous Attack System“ (LO-CAAS) ein umschaltbares System zur Bekämpfung von gepanzerten und ungepanzerten Fahrzeugen über Drohnensysteme entwickelt worden. Das System kann autonom zwischen harten Zielen (Panzer) und halbharten Zielen (Radar-Stellungen, LKWs, usw.) unterscheiden und entsprechend zwei unterschiedliche Wirkmodi verwenden, wobei ein Projektil (ein sogenanntes „Explosively Formed Projectile“) gegen harte Ziele und Splitter gegen halbharte Ziele zur Anwendung kommen. Durch unterschiedliche Mehrfachzündungen kann die Ladung des Systems zwischen diesen beiden Wirkmodi hin- und herschalten, sodass ein hohes Maß an Flexibilität erreicht wird.

[0003] Für bestimmte Anwendungen werden verschärfte Anforderungen an die Flexibilität des Wirksystems gestellt. Beispielsweise kann ein fokussierter Modus gefordert sein, z.B. eine gezielte Zerstörung eines Motors eines fahrenden Fahrzeugs. Darüber hinaus kann es jedoch je nach Situation erforderlich sein, nicht nur den Motor, sondern das gesamte Fahrzeug auszuschalten, d.h. einen nicht-fokussierten Angriff durchzuführen. Es besteht somit für bestimmte Anwendungen ein Bedarf, möglichst flexibel einen Wirkumfang bzw. eine Wirkrichtung eines Wirksystems zu variieren. Hierbei können Umweltbedingungen, wie beispielsweise Seitenwind, sehr kurzfristige Richtungskorrekturen erforderlich machen, um eine präzise Wirkung des Systems zu garantieren. Gegebenenfalls ist es dabei auch vorteilhaft, die unmittelbare Zielumgebung abzutasten, um eventuell vorhandene Objekte in der Umgebung wahrzunehmen und ggf. zu berücksichtigen (z.B. zur Vermeidung von Kollateralschäden).

[0004] Beispielsweise beschreibt die Druckschrift DE 41 39 372 C1 einen Splittergefechtsskopf, bei welchem Verformungsladungen um eine Splitterhülle herum in eine Längsrichtung des Splittergefechtsskopfs verlaufend angeordnet sind. Die Verformungsladungen werden vor einer Hauptsprengladung gezündet, um die Splitterhülle einzudrücken und derart eine erhöhte Trefferdichte gegenüber starren Splitterhüllen zu erreichen.

[0005] Um während des Zielanflugs die Wirkung des jeweiligen Flugkörpers anpassen zu können, wäre es hilfreich, wenn Parameter wie Zielabstand und Zielanflugswinkel kurzfristig bestimmt bzw. überprüft werden könnten. Abstände können beispielsweise ermittelt werden, indem etwa Laser eingesetzt werden, um durch Triangulation den Abstand zum Ziel sukzessive zu ermitteln. In einem konkreten Beispiel kann derart eine Detonationsdistanz einer Hohlladung für einen optimalen Zündzeitpunkt ermittelt werden. Diese Vorgehensweise liefert „punktförmige“ Abstände zu einer definierten Zielfläche, ohne dass Zusatzinformation zu einer Zielstruktur bzw. gemittelte Abstände bei topologischen, nicht glatten, sondern in der Tiefe strukturierten, gestaffelten Zieloberflächen bereitgestellt werden. Neuerdings werden einfachere und kostengünstige Abstandssensoren vorgeschlagen, wie sie beispielsweise aus der Autoindustrie bekannt sind. Diese haben bereits ein definiertes Blickfeld, in dem eine Frontseite eines Objekts dreidimensional erfasst werden kann.

[0006] Für gewöhnlich erfolgt eine Zielerkennung und Verbringungssteuerung eines Lenkflugkörpers in erster Linie über den Suchkopf. Dieser weist ein definiertes Blickfeld in eine axiale Richtung des Flugkörpers auf. In der Regel ist die Flugkörperachse allerdings nicht notwendigerweise entlang des Geschwindigkeitsvektors des Flugkörpers orientiert (z.B. im Falle von Querwinden oder speziellen Flugmanövern etc.). Das Ziel sollte jedoch im Blickfeld des Suchkopfes verbleiben, um eine Zielerkennung bewerkstelligen zu können. Der Zielanflug erfolgt im Endstadium typischerweise durch den Suchkopf auf Sicht (z.B. elektro-optisch, infrarot etc.). Durch begrenzte Genauigkeiten beim Anflug wie Auflösungsvermögen des Suchkopfes, begrenzte Bildfrequenz (Wiederholrate), Umwelteinflüsse (Winde, Wetter usw.) kann es bei der Zielsuche zu Ungenauigkeiten in der Zielerkennung und Zielparameterübertragung zur Auslösung, d.h. zum Zünden, des Wirksystems des Lenkflugkörpers kommen (insbesondere in Bezug auf Zielabstand und Zielanflugswinkel). Dies kann prinzipiell Einfluss auf die Wirkung in der Zielbekämpfung haben. Beispielsweise ist es denkbar, dass eine Splitterwirkung über ein vorgegebenes Wirkungsvolumen hinausgeht.

[0007] Die Druckschrift DE 41 08 057 A1 beschreibt eine Auslöseeinrichtung für einen rotierenden Wirkkörper.

[0008] Die Druckschrift JP H08-178598 A beschreibt ein Verfahren zum Beobachten eines Ziels in der Luft, zum Lenken eines Projektils in Richtung des Ziels auf der Grundlage des Beobachtungssignals und zum Zünden eines Gefechtsskopfes in der letzten Lenkperiode, um das Ziel zu beschädigen.

[0009] Vor diesem Hintergrund liegt der vorliegenden Erfindung die Aufgabe zugrunde, Lösungen für die Zielfindung von Lenkflugkörpern mit verbesserter Zielerkennung und optimierter Wirkung zu finden.

[0010] Erfindungsgemäß wird diese Aufgabe gelöst durch ein Verfahren mit den Merkmalen des Patentanspruchs 1 und durch einen Lenkflugkörper mit den Merkmalen des Patentanspruchs 8.

[0011] Demgemäß ist ein Verfahren zur Wirkoptimierung mittels iterativer Zielerkennung eines Zielobjekts während eines Zielanflugs mit einem Lenkflugkörper vorgesehen. Eine Wirkung des Lenkflugkörpers auf das Zielobjekt ist hierbei während des Zielanflugs einstellbar. Der Lenkflugkörper umfasst einen Suchkopf und zumindest einen zusätzlichen Abstandssensor, wobei der zumindest eine Abstandssensor dazu ausgebildet ist, das Zielobjekt in einem Blickfeld zu vermessen. Das Verfahren umfasst: Bereitstellen vorberechneter Parametertabellen für ein vorgegebenes Zielobjekt, welche Wirkparameter des Lenkflugkörpers in einer mehrdimensionalen Parametermatrix miteinander verknüpfen; Bereitstellen eines Anflugparametersatzes durch den Suchkopf am Ende einer Anflugphase des Zielanflugs, wobei der Anflugparametersatz aktuelle Anflugparameter für den Zielanflug des Lenkflugkörpers auf das Zielobjekt beinhaltet; Auslesen von Ist-Wirkparametern aus den Parametertabellen auf Basis des Anflugparametersatzes des Suchkopfes; Aktualisieren der Ist-Wirkparameter durch Vermessen des Zielobjekts mit dem zumindest einen Nahbereichs-Abstandssensor in einer Auslösungsvorbereitungsphase des Lenkflugkörpers, welche auf die Anflugphase folgt und in welcher eine Wirkungsauslösung des Lenkflugkörpers vorbereitet wird; und iteratives Abgleichen der Ist-Wirkparameter mit Soll-Wirkparametern in den Parametertabellen während der Auslösungsvorbereitungsphase bis zur Wirkungsauslösung des Lenkflugkörpers, wobei die Wirkungsauslösung des Lenkflugkörpers auf Basis eines zuletzt erfolgten Abgleichs durchgeführt wird.

[0012] Weiterhin ist ein Lenkflugkörper vorgesehen, dessen Wirkung auf ein Zielobjekt während des Zielanflugs einstellbar ist. Der Lenkflugkörper umfasst einen Suchkopf; zumindest einen zusätzlichen Abstandssensor, welcher dazu ausgebildet ist, das Zielobjekt in einem Blickfeld zu vermessen; und eine Steuereinrichtung, welche zur Durchführung des erfindungsgemäßen Verfahrens ausgebildet ist.

[0013] Eine der vorliegenden Erfindung zugrunde liegende Idee besteht darin, einen oder mehrere zusätzliche Abstandssensoren mit eigenem Blickfeld auf einem Lenkflugkörper dazu zu nutzen, um Wirkparameter des Lenkflugkörpers in einer Endphase des Anflugs vor der Wirkauslösung iterativ zu überprüfen und mit Sollwerten abzugleichen, um die sich

anschließende Wirkauslösung des Lenkflugkörpers an die tatsächlich vorhandene Situation anpassen zu können.

[0014] Typische frontale Zielanflüge können mit ca. 100 m/s erfolgen. Aufgrund der Eigenschaften gewöhnlicher Suchköpfe (Bild-Wiederhol-Frequenz, Auflösung, Brennweite usw.) werden Zielparameter normalerweise unter einem relativ großen Abstand an das Wirksystem des Lenkflugkörpers, d.h. an dessen Steuereinrichtung übermittelt. Diese Zielparameter sind zudem unter realistischen Bedingungen mit Fehlern behaftet. Wenn in diesem Fall eine Wirkungsauslösung beispielsweise spätestens bei einem Zielabstand von unter 15 m erfolgen soll, so kann ein Zeitraum von mehreren 100 ms zwischen dem letztem Suchkopfbild und dem optimalen Zündabstand verbleiben. In dieser Zeit kann nun ein Abstandssensor mit intelligenter Steuerung die Genauigkeit der Zielerkennung verbessern, indem ein Wirkparametersatz für die Zündung (Abstand, Winkel, Zerstörwahrscheinlichkeit, Performance, Kollateralschaden etc.) sukzessive auf Basis der Daten des Abstandssensors aktualisiert und abschließend der finale Parametersatz an das flexible Wirksystem für die Zündung übermittelt wird. Die Wirkungsauslösung des Wirksystems kann anschließend in optimierter Weise erfolgen, indem die verbesserten Messdaten für die Einstellung der Wirkung verwendet werden, beispielsweise zur Einstellung eines bestimmten Wirkmodus (z.B. fokussierter Modus im Gegensatz zu einem nicht-fokussierten Modus, Größe eines Splitterwirkvolumens, Nachjustierung eines Ausrichtungswinkels des Wirksystems, z.B. eines Gierwinkels, etc.).

[0015] In konkreten Beispielen können zwei, drei oder mehr Abstandssensoren zum Einsatz kommen, die auf unterschiedlichen Sensortechnologien beruhen können (z.B. Radar, optisch usw.). Die jeweiligen Abstandssensoren können eigene definierte Blickfelder aufweisen (englisch: „Field of View“), die unabhängige Messkanäle definieren können, sodass insbesondere eine gute Winkelauflösung möglich ist. Beispielsweise kann ein System aus zwei Abstandssensoren mit zwei nebeneinanderliegenden Blickfeldern zwei unabhängige Kanäle bereitstellen. Bei weiteren Sensoren (z.B. zwei übereinander angeordnete Sensoren) kann flächig die gesamte 3D Umgebung des Zieles erfasst und abgebildet werden. Mittels Messung beispielsweise von reflektierter Radarstrahlung und einer entsprechenden Ausleselogik lassen sich die Konturen des Zieles (z.B. ein Fahrzeug) dreidimensional ermitteln und ein mittlerer Abstand (beispielsweise zur Motorhaube) berechnen. Diese Daten können die fehlerbehafteten und weniger aktuellen Messdaten des Suchkopfs ergänzen und schlussendlich ersetzen.

[0016] Aufgrund der typischen hohen Anfluggeschwindigkeiten und den daraus resultierenden kleinen Zeitfenstern können Berechnungen für den Wirkparameterabgleich und die Parameterauswertung für gewöhnlich nicht in Echtzeit ausgeführt werden.

[0017] Um diese Problematik zu umgehen, werden diese Berechnungen bzw. Simulationen in der vorliegenden Erfindung für jedes vorgegebene Zielobjekt (z.B. ein Pickup Fahrzeug) im Vorfeld durchgeführt (in festgelegten Delta-Schritten des gesamten Parameterraumes) und in entsprechenden Parametertabellen (englisch: „look-up tables“) abgelegt. Hierzu kann ein vorgegebenes Zielobjekt in dem gesamten Parameterraum im Vorfeld vermessen und die entsprechenden ballistisch relevanten Messparameter in den Parametertabellen berücksichtigt werden. Auf diese Weise entsteht ein mehrdimensionaler Parameterraum bzw. eine mehrdimensionale Parametermatrix. Aus dem Stand der Technik sind intelligente Suchverfahren bekannt, die ein extrem schnelles Suchen und Auslesen eines derartigen Parametersatzes aus einem mehrdimensionalen Parameterraum ermöglichen, sodass die Parametertabellen auch in einem Zeitfenster im Millisekundenbereich zwischen dem letzten Suchkopfbild und der Zündung eines Gefechtskopfes ausgelesen werden können.

[0018] Vorteilhafte Ausgestaltungen und Weiterbildungen ergeben sich aus den weiteren Unteransprüchen sowie aus der Beschreibung unter Bezugnahme auf die Figuren.

[0019] Gemäß der Erfindung umfassen die Wirkparameter einen Zielabstand, einen Zielanflugswinkel und eine Zerstörwahrscheinlichkeit.

[0020] Verwundbarkeits-Berechnungen mit sogenannten „Lethality/Vulnerability Codes“ lassen bereits im Vorfeld die Ermittlung von Zerstörwahrscheinlichkeiten, auch als P_k -Werte bezeichnet, zu. Auf diese Weise kann beispielsweise eine optimale Splitterwirkung für jede Begegnungssituation bestimmt werden. Die Ergebnisse derartiger Berechnungen bzw. Simulationen werden vor dem Einsatz in den Parametertabellen für unterschiedliche vorgegebene Zielobjekte abgelegt. In gleicher Weise wird mit den Abstandssensoren verfahren, sodass im Ergebnis ein dreidimensionaler Parameterraum für drei Parameter (Abstand, Winkel und P_k -Wert) aufgestellt wird.

[0021] Es versteht sich hierbei, dass alternative oder zusätzliche Parameter verwendet werden können, welche eine Wirkung des Lenkflugkörpers im Ziel beeinflussen können.

[0022] Gemäß der Erfindung wird in einer ersten Iterationsschleife auf der Basis des Zielabstands und

des Zielanflugswinkels ein optisch optimaler Zielpunkt und in einer zweiten Iterationsschleife unter zusätzlicher Berücksichtigung der Zerstörwahrscheinlichkeit ein ballistisch optimaler Zielpunkt um den optisch optimalen Zielpunkt herum angesteuert.

[0023] Beispielsweise kann zunächst ein aus optischer Hinsicht als optimal aufgefasster Punkt auf dem Zielobjekt angesteuert werden, z.B. ein geometrisch zentral liegender, deutlich erkennbarer Bereich, z.B. ein Markensymbol eines Kraftfahrzeugs, ein Kühlergrill usw. In diesem Fall werden nun Abstand und Zielwinkel des Lenkflugkörpers korrigiert, um den entsprechenden Zielpunkt anzusteuern.

[0024] In einem zweiten Schritt wird nun zusätzlich eine Zerstörwahrscheinlichkeit berücksichtigt, d.h. in die entsprechende Parametertabelle geschaut. Für die Aufstellung derartiger Tabellen können alle verwundbaren Komponenten eines Zielobjekts abgebildet werden, z.B. Motorblock, Energiesystem, Elektronik usw. im Falle eines Landfahrzeugs. Je nachdem wie sich beispielsweise Trefferanzahl (z.B. von Splintern eines Splittergefechtskopfes) oder anfallende kinetische Energie verhalten, kann eine entsprechende Teilwahrscheinlichkeit für unterschiedliche Szenarien für einzelne Komponenten des Zielobjekts aufgestellt werden und zu einer Zerstörwahrscheinlichkeit (P_k -Wert) kombiniert werden, z.B. eine „Mobility-Kill“, „Functional-Kill“ usw. Diese Wahrscheinlichkeit kann zwischen 0 und 1 variieren, wobei beispielsweise im Falle der Mobility-Kill eine 1 bedeuten kann, dass ein Fahrzeug bewegungsunfähig ist. Diese Werte können für alle denkbaren Begegnungssituationen und -parameter vorab berechnet und in einer Matrix/Tabelle abgelegt werden.

[0025] In einem konkreten Beispiel kann die Zerstörwahrscheinlichkeit beispielsweise 0.64 für den optisch optimalen Zielpunkt betragen. Hierbei kann es jedoch vorkommen, dass dieser Wert beispielsweise bei einer kleinen Winkeländerung auf 0.72 anwächst, z.B. weil die tatsächliche Trefferwirkung an dieser Stelle höher ist als an dem optischen Zielpunkt. Unter ballistisch optimalen Zielpunkt wird hierbei der Zielpunkt mit der höchsten Zerstörwahrscheinlichkeit aufgefasst.

[0026] Gemäß einer Weiterbildung kann die Wirkung durch Auswahl eines Wirkmodus, einer Wirkausrichtung, eines Detonationszeitpunkts und/oder einer Detonationsdistanz des Lenkflugkörpers eingestellt werden.

[0027] Beispielsweise kann der Lenkflugkörper mit einem Splittergefechtskopf ausgebildet sein, welcher während der Auslösungsvorbereitungsphase sowohl in einem fokussierten Modus, als auch in einem nicht-fokussierten Modus geschaltet werden kann.

In dem nicht-fokussierten Modus können Splitter in einer axialen Richtung breiflächig bzw. in einem breiten Kegel abgestoßen werden, um beispielsweise ein Fahrzeug vollständig unschädlich zu machen bzw. zu zerstören. In dem fokussierten Modus kann es hingegen vorgesehen sein, das Fahrzeug lediglich zu stoppen, z.B. durch funktionelle Ausschaltung des Motors. In diesem Fall können die Splitter in einen kollimierten Kegel bzw. Strahl ausgeworfen werden. In diesem Beispiel würde der Lenkflugkörper somit über zwei Wirkmodi verfügen, die basierend auf der Auswertung der Wirkparameter ausgewählt werden könnten.

[0028] Derartige Lenkflugkörper können alternativ oder zusätzlich ebenso über Mittel zur Einstellung der Wirkausrichtung verfügen, mit Hilfe derer äußere Einflüsse auf die Ausrichtung des Flugkörpers (z.B. Seitenwinde, Querwinde etc.) kompensiert werden können, indem lediglich das Wirksystem in seiner Wirkausrichtung verstellt wird (eine Änderung der Flugbahn des Flugkörpers und damit des Zielanflugwinkels ist somit nicht notwendig). Beispielsweise kann ein Gier-/Nick-Winkel des Wirksystems geändert werden, indem dieses in einer entsprechenden Aufhängung auf dem Flugkörper montiert wird, die eine ein- oder mehrdimensionale Verstellung der Wirkrichtung gegenüber einer Flugrichtung des Flugkörpers ermöglicht. Derartige Ausrichtungen des Wirksystems sind auch in der Größenordnung von Millisekunden realisierbar, während eine Flugbahnänderung kurz vor der Zündung unter realistischen Bedingungen kaum oder überhaupt nicht möglich ist.

[0029] Entsprechend kann auch über eine Einstellung des Detonationszeitpunkts und/oder der Detonationsdistanz die Wirkung an die jeweilige Situation in optimaler Weise angepasst werden.

[0030] In einer beispielhaften Ausführung kann der Lenkflugkörper beispielsweise einen Splittergefechtsskopf aufweisen, welcher dazu ausgebildet ist, Splitter durch Zündung einer Wirkladung unter einem Abgangsöffnungswinkel relativ zu einer Längsrichtung des Splittergefechtsskopfs zu schleudern. Weiterhin kann der Lenkflugkörper mit einer Gefechtskopfaufhängung versehen sein, in welcher der Splittergefechtsskopf um zumindest eine Achse in eine Drehrichtung senkrecht zu der Längsrichtung drehbar gelagert ist, wobei der Splittergefechtsskopf zumindest eine Seitenladung aufweist, welche auf einer Gefechtskopfhülle des Splittergefechtsskopfs dazu ausgebildet ist, den Splittergefechtsskopf durch Detonation in die Drehrichtung zu drehen. Beispielsweise kann es sich bei der Gefechtskopfaufhängung um eine kardanische Aufhängung handeln. Derartige detonationsbasierte Ausrichtungssysteme können in kürzester Zeit zur Korrektur der Wirkung des Flugkörpers basierend auf einem Abgleichs der Ist-Wirkpa-

rameter mit den Soll-Wirkparametern verwendet werden.

[0031] Gemäß einer Weiterbildung kann der Lenkflugkörper einen Splittergefechtsskopf mit einer variierbaren Splitterwirkrichtung und/oder einem variierbaren Splitterabgangswinkelbereich aufweisen, auf deren Basis die Wirkung des Lenkflugkörpers auf das Zielobjekt während des Zielanflugs eingestellt wird.

[0032] Beispielsweise kann der Splittergefechtsskopf ein axial anpassbares Splitter-Wirksystem aufweisen, welches eine fokussierbare Splitter-Wirkung mit zwei unterschiedlichen Wirkmodi mit einem mehr oder weniger eingeschränkten Splitterabgangswinkelbereich für harte oder halbhart Ziele umfasst.

[0033] Gemäß einer Weiterbildung können zwei oder mehr Abstandssensoren mit unterschiedlichen Blickfeldern vorgesehen sein, mit welchen das Zielobjekt vermessen wird.

[0034] Hierbei können nicht nur zwei zusätzliche Abstandssensoren, sondern entsprechend auch drei, vier oder eine beliebige andere Anzahl solcher oder anderer zusätzlicher Sensoren verwendet werden. Aufgrund der Verwendung mehrerer Sensoren kann ggf. die Genauigkeit des Systems verbessert werden, z.B. hinsichtlich Winkelauflösung. Beispielsweise kann ein Array aus derartigen Abstandssensoren in einem Frontbereich des Lenkflugkörpers installiert sein, welche mit entsprechender Auslese- und Bildgebungseinrichtungen verbunden sind.

[0035] Gemäß einer Weiterbildung können die Soll-Wirkparameter zur Erzielung einer maximalen Zerstörwahrscheinlichkeit optimiert werden.

[0036] Dementsprechend kann es je nach Anwendungssituation vorkommen, dass der aus optischer Hinsicht optimale Ziel- oder Wirkungspunkt bzw. Wirkbereich nicht unbedingt auch die höchste Zerstörwahrscheinlichkeit bzw. den höchsten P_k -Wert aufweist. Beispielsweise kann es vorkommen, dass die optimale Wirkung (je nach Definition des jeweiligen Missionsziels) lediglich in der Nähe des optisch optimalen Zielpunkts (hinsichtlich Zielabstand und Zielanflugswinkel) in dem mehrdimensionalen Parameterraum der Wirkparameter liegt. Beispielsweise kann ein ballistisch optimaler Wirkungszentrum in definierten Iterationsschritten und Iterationsweiten (Fehlerdeltas) um den „optischen Zielpunkt“ herum in dem mehrdimensionalen Parameterraum aus der Parametertabelle extrahiert und anschließend mit den Ist-Wirkungsparametern abgeglichen werden.

[0037] Gemäß einer Weiterbildung können die Wirkparameter weiterhin eine Kollateralschadenwahr-

scheinlichkeit umfassen, welche für die Wirkungsauslösung berücksichtigt wird.

[0038] Beispielsweise kann in einer urbanen Umgebung eine möglichst hohe Verbringungsgenauigkeit der Splitter eines Splittergefechtskopfes gefordert sein, um den Austritt von Randsplittern außerhalb eines gewünschten Bereichs weitestgehend zu vermeiden. Gegebenenfalls kann auch die unmittelbare Zielumgebung abgetastet werden, um evtl. vorhandenen, potentiell möglichen Kollateralschäden gewahr zu werden. Zu diesem Zweck können einerseits die vorhandenen Abstandssensoren genutzt werden. Andererseits kann auch weitere zusätzliche oder ohnehin vorhandene Sensorik zum Einsatz kommen.

[0039] Gemäß einer Weiterbildung kann eine Wirkungsauslösung abgebrochen werden, wenn die Kollateralschadenwahrscheinlichkeit einen vorgegebenen Grenzwert überschreitet.

[0040] Beispielsweise kann ein Umfeld des Zieles mit den Abstandssensoren abgetastet werden. Befinden sich unbekannte Objekte in dem Blickfeld zumindest eines der Sensoren, so kann beispielsweise ein lateraler Splitterwirkkreis reduziert werden oder die Mission abgebrochen werden. Um eine derartige Kollateralschadenerkennung umzusetzen, können im Vorfeld entsprechende Parametersätze gemessen, berechnet und/oder definiert werden und mit in die Parametertabellen aufgenommen werden. Die Identifikation von (zivilen) Personen, Fahrzeugen und Objekten kann beispielsweise mittels Bildverarbeitung anhand eines oder mehrerer Bilder des Suchkopfes in definierten Zielabständen durchgeführt werden (z. B. 100 m, 75 m, 50 m usw.). Anhand von entsprechenden Algorithmen, Computer-Hardware, sowie dem verfügbaren Berechnungszeitfenster können mehr oder weniger komplexe Berechnungen hierzu durchgeführt werden. Beispielsweise ist es denkbar, die Positionen der identifizierten Zivilobjekte anhand der Suchkopfbilder aus verschiedenen Distanzen zu überlagern und deren Bewegungsrichtung sowie Geschwindigkeit zu ermitteln. Dies würde wiederum eine Approximation der Objektposition zum Zündzeitpunkt zulassen, was eine verhältnismäßig exakte Definition der zu vermeidenden Kollateralschadensbereiche ermöglichen könnte.

[0041] Die obigen Ausgestaltungen und Weiterbildungen lassen sich, sofern sinnvoll, beliebig miteinander kombinieren. Weitere mögliche Ausgestaltungen, Weiterbildungen und Implementierungen der Erfindung umfassen auch nicht explizit genannte Kombinationen von zuvor oder im Folgenden bezüglich der Ausführungsbeispiele beschriebenen Merkmale der Erfindung. Insbesondere wird dabei der Fachmann auch Einzelaspekte als Verbesserungen

oder Ergänzungen zu der jeweiligen Grundform der vorliegenden Erfindung hinzufügen.

[0042] Die vorliegende Erfindung wird nachfolgend anhand der in den schematischen Figuren angegebenen Ausführungsbeispiele näher erläutert. Es zeigen dabei:

Fig. 1 schematische Seitenansicht eines Lenkflugkörpers gemäß einer Ausführungsform der Erfindung bei einem Zielanflug auf ein Zielobjekt;

Fig. 2 schematische Frontansichten des Zielobjekts aus **Fig. 1** für zwei unterschiedliche Wirkmodi des Lenkflugkörpers;

Fig. 3 schematisches Ablaufdiagramm eines Verfahrens zur Wirkoptimierung mittels iterativer Zielerkennung des Zielobjekts während des Zielanflugs in **Fig. 1**;

Fig. 4 schematische Ansicht einer dreidimensionalen Parametermatrix mit Wirkparametern des Lenkflugkörpers aus **Fig. 1**; und

Fig. 5 schematische Frontansicht des Zielobjekts aus **Fig. 1** während der Durchführung des Verfahrens aus **Fig. 3**.

[0043] Die beiliegenden Figuren sollen ein weiteres Verständnis der Ausführungsformen der Erfindung vermitteln. Sie veranschaulichen Ausführungsformen und dienen im Zusammenhang mit der Beschreibung der Erklärung von Prinzipien und Konzepten der Erfindung. Andere Ausführungsformen und viele der genannten Vorteile ergeben sich im Hinblick auf die Zeichnungen. Die Elemente der Zeichnungen sind nicht notwendigerweise maßstabsgetreu zueinander gezeigt.

[0044] In den Figuren der Zeichnung sind gleiche, funktionsgleiche und gleich wirkende Elemente, Merkmale und Komponenten - sofern nichts anderes ausgeführt ist - jeweils mit denselben Bezugszeichen versehen.

[0045] **Fig. 1** zeigt eine schematische Seitenansicht eines Lenkflugkörpers 1 gemäß einer Ausführungsform der Erfindung bei einem Zielanflug auf ein Zielobjekt 2, z.B. einen Pickup-Truck.

[0046] Der Lenkflugkörper 1 umfasst einen Splittergefechtskopf 7 mit einer variierbaren Splitterwirkrichtung und/oder einem variierbaren Splitterabgangswinkelbereich, auf deren Basis die Wirkung des Lenkflugkörpers 1 auf das Zielobjekt 2 während des Zielanflugs eingestellt ist.

[0047] Beispielsweise kann der Splittergefechtskopf 7 ein axial anpassbares Splitter-Wirksystem aufweisen, welches die beiden folgenden Flexibilisierungskonzepte miteinander vereinbart:

- fokussierbare Splitter-Wirkung mit zwei unterschiedlichen Wirkmodi für harte oder halbhart Ziele,

- rotierbare Splitter-Wirkung mit Gierwinkel-Korrektur, z.B. für den Einsatz unter Seitenwind oder anderen Umwelteinflüssen.

[0048] Bei dem Lenkflugkörper 1 kann es sich beispielsweise um einen langsam fliegenden Flugkörper handeln, z.B. ca. 100 m/s. Der Zielanflug des Lenkflugkörpers 1 auf das Zielobjekt 2 kann im Endstadium mit Hilfe eines eingebauten Suchkopfes 3 auf Sicht erfolgen (z.B. elektro-optisch bzw. infrarot). **Fig. 1** deutet schematisch ein entsprechendes Blickfeld 3a des Suchkopfes 3 an. Umweltbedingungen, wie beispielsweise Seitenwind, können zu möglichen Gier-Winkeln führen, die von dem Lenkflugkörper 1 selber nicht mehr rechtzeitig korrigiert werden können. In diesem Fall kann das vorliegende Wirksystem eine Gierwinkel-Kompensation durchführen.

[0049] Ferner kann der Lenkflugkörper 1 sehr kurzfristig zwischen unterschiedlichen Angriffs- bzw. Wirkmodi wechseln. Ein nicht-fokussierter Modus dient hierbei einem Zielangriff mit breiter Streuung der Splitter. Alternativ kann das Wirksystem jedoch in einen fokussierten Modus umschalten, bei welchem die Splitter in einen erheblich verkleinerten Winkelbereich geschleudert werden. In dem vorliegenden Wirksystem wird Fokussierbarkeit mit einer Winkel-Kompensation kombiniert, um eine hohe Flexibilität und zielangepasste Genauigkeit zu erreichen.

[0050] Zur Verdeutlichung dieser Aspekte zeigt **Fig. 2** zwei schematische Frontansichten des Zielobjekts 2 aus **Fig. 1** für die beiden oben genannten Wirkmodi des Lenkflugkörpers 1. Auf der linken Seite von **Fig. 2** ist der nicht-fokussierte Modus dargestellt, wonach das gesamte Zielobjekt 2, d.h. der Pickup-Truck als solcher, ausgeschaltet, d.h. unbrauchbar gemacht werden soll. Ein entsprechender Wirkbereich 10 deckt somit die gesamte Front des Zielobjekts 2 ab. In der rechten Ansicht von **Fig. 2** wird hingegen der fokussierte Modus verdeutlicht, bei welchem der Wirkbereich 10 auf den Motor des Zielobjekts 2 begrenzt ist. In diesem Fall soll der Pickup-Truck lediglich durch Zerstörung des Motors gestoppt, nicht jedoch vollständig zerstört werden.

[0051] Wieder bezugnehmend auf **Fig. 1** umfasst der Lenkflugkörper 1 weiterhin zwei (oder mehr) zusätzliche nebeneinander angeordnete Abstandssensoren 4, z.B. Radarsensoren oder Kameras, welche jeweils dazu ausgebildet sind, das Zielobjekt 2 in einem jeweiligen Blickfeld 4a zu vermessen. Dies ist beispielhaft in **Fig. 5** verdeutlicht. Wie man in dieser Abbildung sehen kann, wird das Blickfeld 3a des Suchkopfes 3 ergänzt durch zwei horizontal nebeneinanderliegende Blickfelder 4a der jeweiligen Abstandssensoren 4. Ein zentraler Unterschied zwi-

schen den Abstandssensoren 4 und dem Suchkopf 3 ist hierbei, dass die Abstandssensoren 4 mit einer deutlichen höheren Abtastrate auslesbar sind, sodass deren Daten auch noch bis kurz vor der eigentlich Wirkungsauslösung abrufbar und verwertbar sind, um das Wirksystem des Splittergefechtsskopfes 7 in optimaler Weise situations- und zielangepasst zu steuern. Hierzu werden die Abstandssensoren 4 für eine iterative Zielerkennung genutzt, auf deren Basis eine optimierte Wirkung des Lenkflugkörpers 1 erzielt wird, wie im Folgenden erläutert wird.

[0052] In dem Lenkflugkörper 1 wird hierzu mit Hilfe einer Steuereinrichtung 8 ein Verfahren M durchgeführt, wie es in **Fig. 3** anhand eines Ablaufdiagramms schematisch gezeigt ist. Das Verfahren M umfasst unter M1 Bereitstellen vorberechneter Parametertabellen für das Zielobjekt 2, welche Wirkparameter 9 des Lenkflugkörpers 1 in einer mehrdimensionalen Parametermatrix 6 miteinander verknüpfen. **Fig. 4** zeigt hierzu rein schematisch eine beispielhafte dreidimensionale Parametermatrix 6 aus drei Wirkparametern: Zielabstand 9a, Zielanflugswinkel 9b und Zerstörwahrscheinlichkeit 9c (oder P_k -Wert). Die Parametermatrix 6 bzw. die Parametertabellen wurden im Vorfeld des Einsatzes des Lenkflugkörpers 1 auf der Basis von Simulationen und/oder Versuchen für das vorliegende Zielobjekt 2, d.h. den Pickup-Truck bzw. einen generischen Pickup-Truck, aufgestellt, wobei die Parametermatrix 6 die drei Parameter in einem diskreten Raster/Gitter mit geeigneten (Fehler/Genauigkeits-) Abständen abbildet.

[0053] Das Verfahren M umfasst unter M2 weiterhin Bereitstellen eines Anflugparametersatzes durch den Suchkopf 3 am Ende einer Anflugphase des Zielanflugs, wobei der Anflugparametersatz aktuelle Anflugparameter, d.h. Zielabstand und Zielanflugswinkel, für den Zielanflug des Lenkflugkörpers 1 auf das Zielobjekt 2 beinhaltet. In dem vorliegenden Verfahren M werden diese Anflugparameter des Suchkopfes 3 anders als üblich nicht für die Wirkungsauslösung des Splittergefechtsskopfes 7 verwendet. Vorliegend dienen die Anflugparameter des Suchkopfes 3 lediglich als Startwerte/Ausgangswerte für den weiteren Algorithmus. Hierbei wird davon ausgegangen, dass gewöhnliche Suchköpfe lediglich ein begrenztes Auflösungsvermögen und eine zugehörige ebenfalls begrenzte Wiederholrate aufweisen.

[0054] Der Suchkopf 3 übergibt im vorliegenden Fall entsprechend den zuletzt vermessenen zünderrelevanten jedoch fehlerbehafteten Parametersatz an die Steuereinrichtung 8 mit einer zugehörigen Erkennungs- und Iterationslogik, welche die Abstandssensoren 4 verwendet. Konkret umfasst das Verfahren M unter M3 weiterhin Auslesen von Ist-Wirkparametern I aus den Parametertabellen auf Basis des Anflugparametersatzes des Suchkopfes 3. Die Ist-Wirk-

parameter I definieren gewissermaßen den aktuellen Ausgangspunkt in der dreidimensionalen Parametermatrix (vgl. **Fig. 4**). Dieser Ist-Wirkparameterpunkt I unterscheidet sich nun unter realistischen Einsatzbedingungen von einem Sollpunkt mit zugehörigen Soll-Wirkparametern S (vgl. **Fig. 4**). Der Abstand dieser beiden Punkte I, S im mehrdimensionalen Parameterraum entspricht ein Abstand zwischen einem Ist-Zielpunkt 3b des Suchkopfes 3 und einem Soll-Zielpunkt 5 im Blickfeld des Lenkflugkörpers 1 (vgl. **Fig. 5** sowie Pfeile in **Fig. 4** und **Fig. 5**).

[0055] Hierbei wird kann unter M3 in zwei Schritten gearbeitet werden:

- in einem ersten Schritt kann der optische Zielpunkt (Abstand und Zielwinkel) von einem Ist-Zustand auf einen Soll-Zustand korrigiert werden, und
- in einem zweiten Schritt kann anschließend die höchste Zerstörwahrscheinlichkeit um diesen optischen Zielpunkt herum gesucht und dieser Zielpunkt darauf aufbauend gegebenenfalls nachkorrigiert werden.

[0056] Weiterhin umfasst das Verfahren M unter M4 Aktualisieren der Ist-Wirkparameter I durch Vermessen des Zielobjekts 2 mit dem zumindest einen Nahbereichs-Abstandssensor 4 in einer Auslösungsvorbereitungsphase des Lenkflugkörpers 1, welche auf die Anflugphase folgt und in welcher eine Wirkungsauslösung des Lenkflugkörpers 1 vorbereitet wird. Ferner umfasst das Verfahren M unter M5 iteratives Abgleichen der Ist-Wirkparameter I mit den Soll-Wirkparametern S in den Parametertabellen während der Auslösungsvorbereitungsphase bis zur Wirkungsauslösung des Lenkflugkörpers 1.

[0057] Dies bedeutet, dass sich der Ist-Wirkparameterpunkt I in **Fig. 4** mit jedem Iterationsschritt innerhalb des Parameterraums bewegt und sich langsam dem Soll-Parameterpunkt S annähert. Eine Ausrichtung und Detonation des Wirksystems kann beispielsweise etwa 10 ms in Anspruch nehmen. Geht man davon aus, dass die letzten Suchkopfdaten in einem typischen Anwendungsfall etwa 100 ms vor Wirkungsauslösung eingehen, so bleiben nach Erhalt dieses letzten Suchkopfbildes noch 90 ms für Iterationen auf Basis der Abstandssensordaten. Während dieser Iterationen wird das Zielobjekt 2 fortlaufend mit den Abstandssensoren 4 neu vermessen und mit der Soll-Situation verglichen.

[0058] Die Wirkungsauslösung des Lenkflugkörpers 1 erfolgt abschließend auf Basis des zuletzt erfolgten Abgleichs. Hierbei kann der geeignete Wirkmodus und eine optimale Wirkausrichtung durch den Splittergefechtsskopf 7 eingestellt werden, wobei die Soll-Wirkparameter S derart festgelegt werden können, dass eine maximale Zerstörwahrscheinlichkeit

erreicht wird (d.h. ein optimaler P_k -Wert). Es wird die zur Zündung verbleibende Zeit berechnet. Sind nach diesen Abgleichen sowohl die Spezifikation erfüllt, (optional) eine Kollateralschaden-Bewertung zufriedenstellend erfolgt, als auch das benötigte Zeitbudget für die Wirkungsentfaltung ausreichend, so können die Parameter an das Wirksystem übermittelt werden oder alternativ die Zündung bzw. die Mission abgebrochen werden.

[0059] In der vorangegangenen detaillierten Beschreibung sind verschiedene Merkmale zur Verbesserung der Stringenz der Darstellung in einem oder mehreren Beispielen zusammengefasst worden. Es sollte dabei jedoch klar sein, dass die obige Beschreibung lediglich illustrativer, keinesfalls jedoch beschränkender Natur ist. Sie dient der Abdeckung aller Alternativen, Modifikationen und Äquivalente der verschiedenen Merkmale und Ausführungsbeispiele. Viele andere Beispiele werden dem Fachmann aufgrund seiner fachlichen Kenntnisse in Anbetracht der obigen Beschreibung sofort und unmittelbar klar sein.

[0060] Die Ausführungsbeispiele wurden ausgewählt und beschrieben, um die der Erfindung zugrundeliegenden Prinzipien und ihre Anwendungsmöglichkeiten in der Praxis bestmöglich darstellen zu können. Dadurch können Fachleute die Erfindung und ihre verschiedenen Ausführungsbeispiele in Bezug auf den beabsichtigten Einsatzzweck optimal modifizieren und nutzen. In den Ansprüchen sowie der Beschreibung werden die Begriffe „beinhaltend“ und „aufweisend“ als neutralsprachliche Begrifflichkeiten für die entsprechenden Begriffe „umfassend“ verwendet. Weiterhin soll eine Verwendung der Begriffe „ein“, „einer“ und „eine“ eine Mehrzahl derartig beschriebener Merkmale und Komponenten nicht grundsätzlich ausschließen.

Bezugszeichenliste

1	Lenkflugkörper
2	Zielobjekt
3	Suchkopf
3a	Blickfeld des Suchkopfs
3b	Ist-Zielpunkt
4	Abstandssensor
4a	Blickfeld des Abstandssensors
5	Soll-Zielpunkt
6	Parametermatrix
7	Splittergefechtsskopf
8	Steuereinrichtung
9	Wirkparameter

9a	erster Wirkparameter
9b	zweiter Wirkparameter
9c	dritter Wirkparameter
10	Wirkbereich
I	Ist-Wirkparameter
S	Soll-Wirkparameter
M	Verfahren
M1-M5	Verfahrensschritt

Patentansprüche

1. Verfahren (M) zur Wirkoptimierung mittels iterativer Zielerkennung eines Zielobjekts (2) während eines Zielflugs mit einem Lenkflugkörper (1), wobei eine Wirkung des Lenkflugkörpers (1) auf das Zielobjekt (2) während des Zielflugs einstellbar ist, wobei der Lenkflugkörper (1) einen Suchkopf (3) und zumindest einen zusätzlichen Abstandssensor (4) umfasst, wobei der zumindest eine Abstandssensor (4) dazu ausgebildet ist, das Zielobjekt (2) in einem Blickfeld (4a) zu vermessen, wobei das Verfahren (M) umfasst:

Bereitstellen (M1) vorberechneter Parametertabellen für ein vorgegebenes Zielobjekt (2), welche Wirkparameter (9) des Lenkflugkörpers (1) in einer mehrdimensionalen Parametermatrix (6) miteinander verknüpfen;

Bereitstellen (M2) eines Anflugparametersatzes durch den Suchkopf (3) am Ende einer Anflugphase des Zielflugs, wobei der Anflugparametersatz aktuelle Anflugparameter für den Zielflug des Lenkflugkörpers (1) auf das Zielobjekt (2) beinhaltet; Auslesen (M3) von Ist-Wirkparametern (I) aus den Parametertabellen auf Basis des Anflugparametersatzes des Suchkopfes (3);

Aktualisieren (M4) der Ist-Wirkparameter (I) durch Vermessen des Zielobjekts (2) mit dem zumindest einen Nahbereichs-Abstandssensor (4) in einer Auslösungsvorbereitungsphase des Lenkflugkörpers (1), welche auf die Anflugphase folgt und in welcher eine Wirkungsauslösung des Lenkflugkörpers (1) vorbereitet wird; und

iteratives (M5) Abgleichen der Ist-Wirkparameter (I) mit Soll-Wirkparametern (S) in den Parametertabellen während der Auslösungsvorbereitungsphase bis zur Wirkungsauslösung des Lenkflugkörpers (1), wobei die Wirkungsauslösung des Lenkflugkörpers (1) auf Basis eines zuletzt erfolgten Abgleichs durchgeführt wird;

wobei die Wirkparameter (9) einen Zielabstand (9a), einen Zielflugwinkel (9b) und eine Zerstörwahrscheinlichkeit (9c) umfassen; und

wobei in einer ersten Iterationsschleife auf der Basis des Zielabstands (9a) und des Zielflugwinkels (9b) ein optisch optimaler Zielpunkt angesteuert wird und in einer zweiten Iterationsschleife unter zusätzlicher Berücksichtigung der Zerstörwahrscheinlichkeit (9c) ein ballistisch optimaler Zielpunkt um den optisch optimalen Zielpunkt herum angesteuert wird.

2. Verfahren (M) nach Anspruch 1, wobei die Wirkung durch Auswahl eines Wirkmodus, einer Wirkausrichtung, eines Detonationszeitpunkts und/oder einer Detonationsdistanz des Lenkflugkörpers (1) eingestellt wird.

3. Verfahren (M) nach Anspruch 1 oder 2, wobei der Lenkflugkörper (1) einen Splittergefechtsskopf (7) mit einer variierbaren Splitterwirkrichtung und/oder einem variierbaren Splitterabgangswinkelbereich aufweist, auf deren Basis die Wirkung des Lenkflugkörpers (1) auf das Zielobjekt (2) während des Zielflugs eingestellt wird.

4. Verfahren (M) nach einem der Ansprüche 1 bis 3, wobei zwei oder mehr Abstandssensoren (4) mit unterschiedlichen Blickfeldern (4a) vorgesehen sind, mit welchen das Zielobjekt (2) vermessen wird.

5. Verfahren (M) nach einem der Ansprüche 1 bis 4, wobei die Soll-Wirkparameter (S) zur Erzielung einer maximalen Zerstörwahrscheinlichkeit optimiert werden.

6. Verfahren (M) nach einem der Ansprüche 1 bis 5, wobei die Wirkparameter (9) weiterhin eine Kollateralschadenwahrscheinlichkeit umfassen, welche für die Wirkungsauslösung berücksichtigt wird.

7. Verfahren (M) nach Anspruch 6, wobei eine Wirkungsauslösung abgebrochen wird, wenn die Kollateralschadenwahrscheinlichkeit einen vorgegebenen Grenzwert überschreitet.

8. Lenkflugkörper (1), dessen Wirkung auf ein Zielobjekt (2) während des Zielflugs einstellbar ist, wobei der Lenkflugkörper (1) umfasst: einen Suchkopf (3);

zumindest einen zusätzlichen Abstandssensor (4), welcher dazu ausgebildet ist, das Zielobjekt (2) in einem Blickfeld (4a) zu vermessen; und

eine Steuereinrichtung (8), welche zur Durchführung eines Verfahrens nach einem der Ansprüche 1 bis 7 ausgebildet ist.

Es folgen 2 Seiten Zeichnungen

Anhängende Zeichnungen

Fig. 1

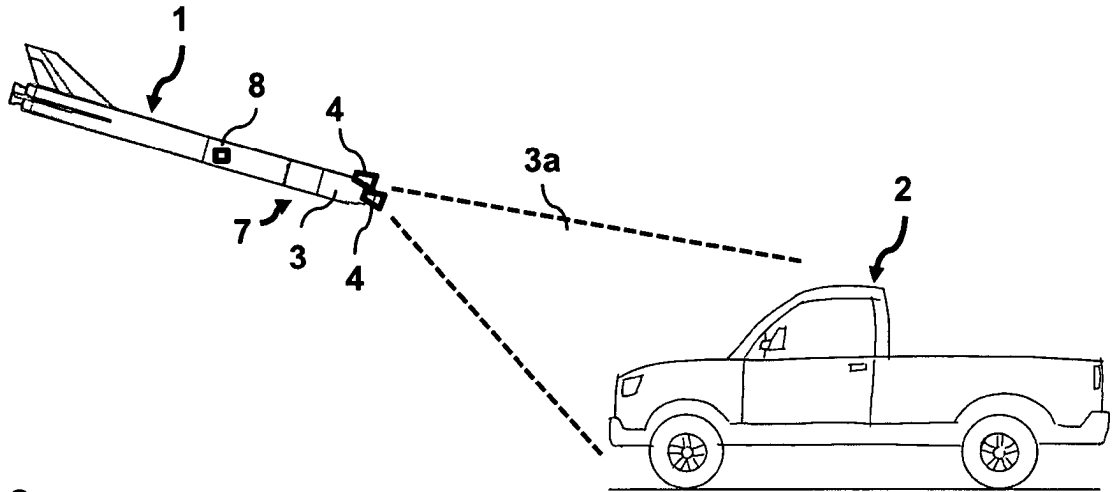


Fig. 2

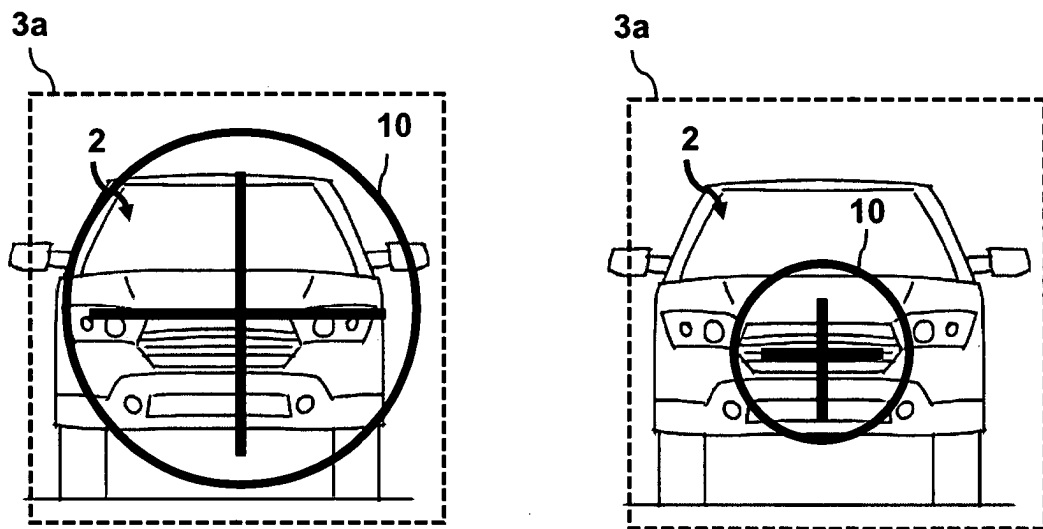


Fig. 3

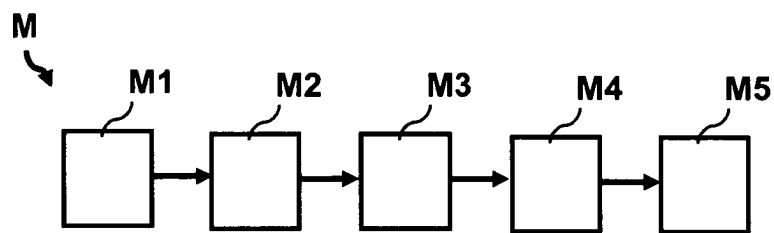


Fig. 4

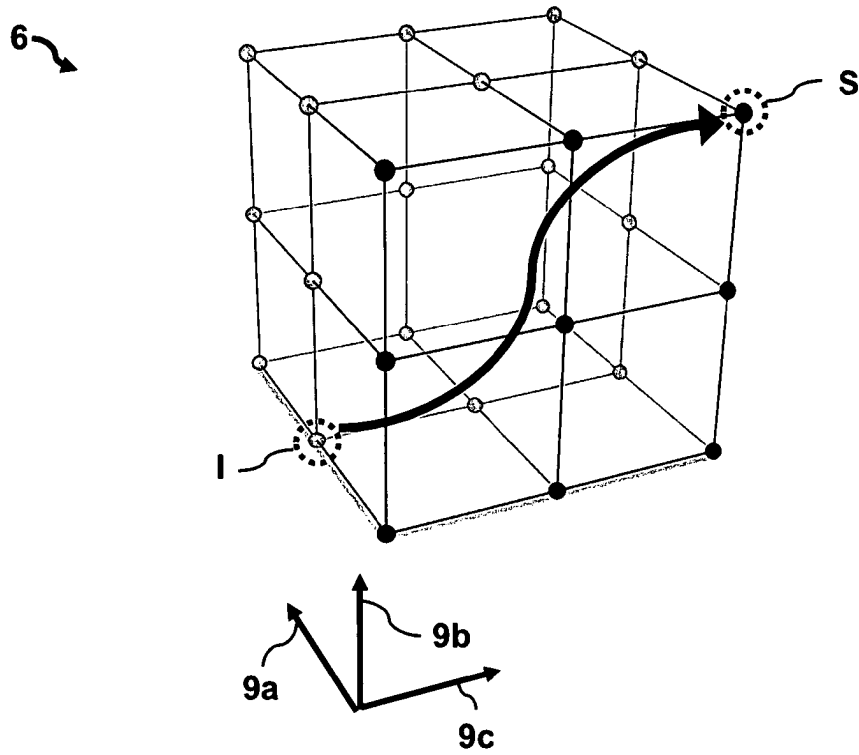


Fig. 5

