



(11)

EP 2 216 619 B1

(12)

EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des
Hinweises auf die Patenterteilung:
14.12.2016 Patentblatt 2016/50

(51) Int Cl.:
F42B 10/64^(2006.01) F42B 10/48^(2006.01)

(21) Anmeldenummer: **10001071.9**

(22) Anmeldetag: **03.02.2010**

(54) **Flugabbruchvorrichtung für einen Flugkörper**

Flight abort device for a missile

Dispositif d'arrêt de vol pour un corps volant

(84) Benannte Vertragsstaaten:
**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 SE SI SK SM TR**

(30) Priorität: **05.02.2009 DE 102009007731**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:
11.08.2010 Patentblatt 2010/32

(73) Patentinhaber: **MBDA Deutschland GmbH
86529 Schrobenhausen (DE)**

(72) Erfinder: **Klaffert, Thomas
85356 Freising (DE)**

(74) Vertreter: **Häußler, Henrik
Airbus Defence and Space GmbH
Patentabteilung
81663 München (DE)**

(56) Entgegenhaltungen:
**DE-A1- 19 635 847 GB-A- 2 260 954
US-A- 3 352 513**

EP 2 216 619 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

TECHNISCHES GEBIET

[0001] Die vorliegende Erfindung betrifft eine Flugabbruchvorrichtung für einen Flugkörper mit aerodynamischen Steuerflächen zur Steuerung des Flugkörpers gemäß dem Oberbegriff des Patentanspruchs 1. Weiterhin betrifft die Erfindung ein Verfahren zum Abbruch des Fluges eines Flugkörpers mit aerodynamischen Steuerflächen.

[0002] Insbesondere bei der Missionsplanung für den Einsatz von unbemannten Flugkörpern, beispielsweise Marschflugkörpern, mit selbsttätiger Zielaufschaltung und Zielverfolgung stellt sich die Frage nach der Möglichkeit eines Missionsabbruchs. Durch eine solche Maßnahme des Missionsabbruchs wären mögliche Kollateralschäden, wie sie beispielsweise nach fehlerhafter Zielaufschaltung auftreten, vermeidbar, da die Mission während des Fluges abgebrochen werden kann. Auch ein Ausfall oder ein Versagen von Komponenten oder Subsystemen des Flugkörpers kann nach dessen Start zu ähnlich sicherheitskritischen Situationen führen, die einer Abbruchmöglichkeit bedürfen.

[0003] Über die sehr hohen Anforderungen an die Zuverlässigkeit aller funktionswichtigen Flugkörpersubsysteme hinaus besteht ebenfalls die Notwendigkeit, durch einen externen Eingriff zu beliebigen Zeitpunkten während der Mission ein schnelles und sicheres Abweichen des Flugkörpers von der momentan vorgegebenen Flugbahn bis hin zu einem kontrollierten Absturz innerhalb eines definierten Gebietes, des sogenannten äußeren Sicherheitsbereichs, zu ermöglichen.

[0004] Dazu erforderliche Flugabbruchsysteme müssen gegenüber allen funktionswichtigen Systemen an Bord des Flugkörpers bezüglich Signalübertragung, Steuerung und Betätigung völlig oder zumindest weitgehend autark arbeiten können. Lediglich die Energieversorgung ist gemeinsam nutzbar, wenn eine Pufferung durch zuschaltbare Energiespeicher realisierbar ist. Um eine sehr geringe Ausfallrate zu erzielen, kann es erforderlich sein, Redundanz für ein Flugabbruchsystem vorzusehen. Gleiches gilt auch bezüglich eines Telemetrie-Systems zur Zustandsüberwachung des Flugabbruchsystems. Sind regelmäßige Selbsttests aller Subsysteme gefordert, so ist es zudem erforderlich, das Flugabbruchsystem reversibel auszugestalten.

STAND DER TECHNIK

[0005] Ein gattungsgemäßer Flugkörper, bei welchem aerodynamische Steuerflächen mittels eines ein Getriebegehäuse aufweisenden Ruderantriebs verstellbar sind, ist beispielsweise aus der DE 196 35 847 A1 bekannt.

[0006] Die US 3 352 513 A bildet den Ausgangspunkt für den Oberbegriff des Anspruchs 1 bzw. für Anspruch 8 und zeigt und beschreibt einen Rotorantrieb eines He-

likopters, bei welchem eine Antriebswelle des Rotorantriebs mittels einer pyrotechnischen Sprengvorrichtung durchtrennt werden kann. Außerdem wird dort beschrieben, dass einzelne Rotorblätter mittels pyrotechnischer Sprengvorrichtungen vom Rotorkopf abgetrennt werden können.

[0007] Bisher bekannte und auch eingesetzte Lösungen zur Herbeiführung eines Flugabbruchs erfüllen die vorgenannten Anforderungen nicht oder nur zum Teil. Derzeit sind folgende Konzepte für den Flugabbruch eines unbemannten Flugkörpers bekannt:

Extremer Ruder- beziehungsweise Flügelausschlag

[0008] Hier erfolgt durch einen extremen Ruder- oder Flügelausschlag eine gezielte Herbeiführung eines instabilen Flugzustands. Dabei wird vorausgesetzt, dass das Stellsystem für das Ruder beziehungsweise den Flügel intakt ist; bei Ausfall des Stellsystems versagt auch dieses Flugabbruchsystem. Zudem muss der Stellbereich der Kinematik des Stellsystems auf den extremen Ruderbeziehungsweise Flügelausschlag ausgelegt werden.

Abtrennen von Rudern oder Flügeln

[0009] Dieses Konzept des Abtrennens von Rudern oder Flügeln vom Flugkörper ist nur pyrotechnisch sinnvoll realisierbar. Pyrotechnische Aktoren und Auslöser besitzen jedoch nur eine begrenzte Lagerfähigkeit und eine je nach Umgebungsbedingungen eingeschränkte Zuverlässigkeit. Weiterhin ist dieses Konzept des Flugabbruchs nur bei Flugkörpern einsetzbar, die sich nach dem Abtrennvorgang instabil verhalten. Auch ist dieses Konzept nicht für einen Selbsttest geeignet, da das Abtrennen von Rudern oder Flügeln ein irreversibler Vorgang ist.

Stengen des Flugkörpers

[0010] Auch diese Flugabbruchvariante ist nur pyrotechnisch realisierbar, wodurch auch die Nachteile bezüglich der Lagerfähigkeit und Zuverlässigkeit pyrotechnischer Erzeugnisse für diese Variante zutreffen. Zudem ist auch diese Vorgehensweise irreversibel.

Pyrotechnische Schneidschnur

[0011] Mittels einer pyrotechnischen Schneidschnur lassen sich ebenfalls Teile des Flugkörpers, beispielsweise Ruder, Flügel oder Getriebeteile durchtrennen. Auch hier gelten die gleichen Nachteile, die vorstehend bereits in Verbindung mit den anderen pyrotechnischen Verfahren genannt worden sind.

Kabelschneider

[0012] Der Einsatz von automatisierten Kabelschnei-

dem zum Durchtrennen von elektrischen Kabeln führt einen Systemausfall durch die Unterbrechung von Kabeln beziehungsweise Kabelbäumen innerhalb des Flugkörpers herbei. Auch diese Methode ist nur bei Flugkörpern einsetzbar, die sich nach dem Durchtrennen von Kabeln instabil verhalten. Auch diese Variante ist irreversibel.

Zusätzliches Triebwerk oder Impulsladung

[0013] Durch das Vorsehen eines zusätzlichen Triebwerks oder einer Impulsladung kann ein Querschub oder ein Gegenschub erzeugt werden, der den Flugkörper aus seiner vorbestimmten Bahn auslenkt. Derartige Vorrichtungen finden derzeit vorwiegend in Rettungskapseln und Landefähren in der Raumfahrttechnik Anwendung. Nachteilig bei diesem Konzept ist das Erfordernis eines zusätzlichen Treibstoffvorrats, der konstruktiv entsprechend den Umwelтанforderungen, beispielsweise bezüglich der Lagerung von Flugkörpern, in den Flugkörper implementiert werden muss. Außerdem erhöht ein zusätzliches Triebwerk beziehungsweise das Vorsehen einer Impulsladung den technisch-konstruktiven Aufwand und die Masse des Flugkörpers. Das zusätzliche Triebwerk muss beliebig abschaltbar und wieder zündbar sein, um eine Reversibilität für Selbsttests zu gewährleisten. Impulsloadungen müssen in einer ausreichenden Anzahl am Flugkörper vorgesehen werden, um den Flugkörper in einer vorwählbaren Richtung aus seiner momentanen Flugbahn auslenken zu können.

Abschalten des Triebwerks

[0014] Ein derartiges Verfahren zum Abbruch eines Fluges ist für Marschflugkörper mit Turboluftstrahltriebwerk oder Flüssigkeitstriebwerk realisierbar, sofern die verbleibende Entfernung bis zum Ziel und die Fläche der Sicherheitsbereiche, in denen der Flugkörper gezielt zum Absturz gebracht werden kann, ausreichend groß sind. Nicht geeignet ist dieses Verfahren für Flugkörper mit Feststofftriebwerken, die jedoch gerade bei militärischen unbemannten Flugkörpern sehr häufig zum Einsatz kommen. Auch ist diese Vorgehensweise des Abschaltens des Triebwerks irreversibel, falls das Triebwerk nicht wieder zündbar ist.

Schubumkehr des Triebwerks

[0015] Dieses Verfahren ist allgemein aus Verkehrsflugzeugen zur Verkürzung des Bremswegs bei der Landung bekannt. Der technische Aufwand zur Realisierung einer Schubumkehr ist jedoch aufgrund der erforderlichen Anzahl von Komponenten äußerst hoch und steht im Widerspruch zur geforderten Realisierbarkeit mit geringst möglichem Ausfallrisiko des Flugabbruchsystems.

Bremsfallschirm oder Fallschirm

[0016] Auch dieses Verfahren wird bei Flugzeugen zur Verkürzung des Bremswegs bei der Landung eingesetzt. Es ist jedoch bei unbemannten militärischen Flugkörpern mit nicht abschaltbarem Feststofftriebwerk nur begrenzt geeignet, da der Bremsfallschirm im Allgemeinen nicht den hohen Abgastemperaturen hinter dem Flugkörper standhält. Des Weiteren ist für das Vorsehen eines Bremsfallschirms oder Fallschirms ein nicht unerheblicher Platzbedarf im Flugkörper erforderlich und die Masse von Schirm und Auslösesystem erhöht die Gesamtmasse des Flugkörpers deutlich. Auch die Komplexität eines Auslösesystems für Fallschirm oder Bremsfallschirm steht aufgrund der erforderlichen hohen Anzahl von Komponenten im Widerspruch zur Realisierbarkeit eines Flugabbruchsystems mit geringstem Ausfallrisiko. Zudem ist auch diese Lösung irreversibel und daher keinem Selbsttest zugänglich.

DARSTELLUNG DER ERFINDUNG

[0017] Aufgabe der vorliegenden Erfindung ist es daher, eine Flugabbruchvorrichtung für einen Flugkörper mit aerodynamischen Steuerflächen gemäß dem Oberbegriff des Patentanspruchs 1 anzugeben, die bei minimierter Komponentenzahl autark und zuverlässig funktioniert und über mehrere Wartungsintervalle des Flugkörpers zuverlässig einsetzbar ist. Außerdem soll durch die Erfindung ein Verfahren zum Abbrechen des Fluges eines Flugkörpers angegeben werden, das den Flugkörper schnell und zuverlässig aus seiner geplanten Flugbahn ablenkt.

[0018] Die auf die Flugabbruchvorrichtung gerichtete Aufgabe wird gelöst durch die Flugabbruchvorrichtung mit den Merkmalen des Patentanspruchs 1.

[0019] Dazu ist eine Flugabbruchvorrichtung für einen Flugkörper mit aerodynamischen Steuerflächen zur Steuerung des Flugkörpers, wobei Steuerflächen von zumindest einer Antriebseinrichtung über zumindest ein Getriebe zur Verstellung antreibbar sind, derart ausgestaltet, dass im Getriebe zumindest ein von einer Auslösevorrichtung betätigbares Wirkelement vorgesehen ist, das von zumindest einem Getriebeglied des Getriebes gebildet ist, welches in zumindest einer seiner kinematischen Abmessungen expandierbar ist, dass die Auslösevorrichtung zumindest einen von einem elastischen Element gebildeten Energiespeicher aufweist, dass die Auslösevorrichtung zumindest eine lösbare Verriegelungsvorrichtung für das elastische Element aufweist, dass das in zumindest einer seiner kinematischen Abmessungen expandierbare Getriebeglied vom elastischen Element in eine expandierte Position vorgespannt und von einer Arretiereinrichtung der Verriegelungsvorrichtung in einer komprimierten Bereitschaftsstellung gehalten ist.

[0020] Unter dem Begriff "Getriebe" ist hier die gesamte kinematische Kette eines Antriebsstrangs von der An-

triebseinrichtung bis zur betreffenden Steuerfläche zu verstehen.

VORTEILE

[0021] Durch das Vorsehen des in das Getriebe integrierten und von einer Auslösevorrichtung betätigbaren Wirkelements können die Steuerflächen unabhängig von der Antriebseinrichtung im Falle eines Flugabbruchs betätigt werden und so in eine den Flugkörper aus der bisherigen Flugbahn auslenkende Stellung gebracht werden. Die erfindungsgemäße Flugabbruchvorrichtung kann auf unterschiedliche Steuerflächen des Flugkörpers wirken, beispielsweise auf die Flügel, auf Ruder oder auf am vorderen Rumpfteil des Flugkörpers vorgesehene Entenflügel (sogenannte Canards). Zur Erzielung einer Redundanz können sowohl mehrere unabhängig voneinander arbeitende Auslösevorrichtungen für ein Wirkelement, als auch mehrere unabhängig voneinander arbeitende Wirkelemente für eine Steuerfläche vorgesehen sein.

[0022] Grundsätzlich können zur Erzielung einer größtmöglichen Redundanz gemeinsam auch unterschiedliche Energiespeicher und unterschiedlich konstruierte Auslösevorrichtungen vorgesehen sein, die unabhängig voneinander funktionsfähig sind. Wesentlich ist dabei, dass nach Betätigen der Auslösevorrichtung das Wirkelement dafür sorgt, dass die von ihm beaufschlagten Steuerflächen in eine für einen Flugabbruch geeignete Position ausgelenkt werden, unabhängig von der Position der Steuerflächen, die für den bisherigen Flug von der Antriebseinrichtung der Steuerflächen eingestellt worden war. Die Wirkung der Antriebseinrichtung der Steuerflächen auf die Steuerflächen wird somit von der Wirkung des Wirkelements auf die Steuerflächen dominant überlagert.

[0023] Die Verriegelungsvorrichtung, die im normalen Betriebszustand des Flugkörpers das Wirkelement arretiert, wird bei einer Aktivierung der Flugabbruchvorrichtung entriegelt, worauf sich das elastische Element schlagartig entspannt und dadurch die vom Wirkelement beaufschlagten Steuerflächen in eine vorbestimmte Position, vorzugsweise eine definierte Anschlagposition, bringt, so dass der Flugkörper aus seiner bisherigen Fluglage abrupt und zuverlässig ausgelenkt wird. Zur Erzielung einer Redundanz kann eine Auslösevorrichtung mehrere voneinander unabhängig arbeitende Verriegelungsvorrichtungen aufweisen.

[0024] Vorzugsweise ist die Veränderbarkeit der kinematischen Abmessungen des das Wirkelement bildenden zumindest einen Getriebeglieds eine Längenveränderbarkeit des Getriebeglieds.

[0025] Die Flugabbruchvorrichtung umfasst somit ein Getriebeglied oder mehrere Getriebeglieder, das beziehungsweise die bezüglich ihrer kinematischen Abmessungen variabel (zum Beispiel längenveränderlich) ausgeführt sind. Beim Vorsehen von mehreren als Wirkelement ausgebildeten Getriebegliedern können diese pa-

rallel oder seriell in das Getriebe integriert sein.

[0026] In einer bevorzugten Ausgestaltungsform der vorliegenden Erfindung ist das elastische Element von einer Feder gebildet. Aus Gründen der Redundanz können mehrere unabhängig voneinander betätigbare Energiespeicher in einer Auslösevorrichtung vorgesehen sein. Eine einfache und zuverlässige Konstruktion des Energiespeichers ist das Vorsehen einer vorgespannten und vorzugsweise reibungslosen Feder.

[0027] Vorzugsweise ist die Auslösevorrichtung von einer Steuereinheit betätigbar, um das Wirkelement aus einer Bereitschaftsstellung in eine Auslösestellung zu bewegen. Diese Steuereinheit, die auch redundant vorhanden sein kann, kann beispielsweise vom Bordrechner des Flugkörpers angesteuert werden, wenn der Bordrechner selbst eine Entscheidung für einen Flugabbruch treffen kann. Die Steuereinheit kann aber auch über Funk oder Telemetrie von außerhalb des Flugkörpers unabhängig vom Bordrechner des Flugkörpers ansteuerbar sein.

[0028] In einer besonderen bevorzugten Ausführungsform ist eine Rücksetzeinrichtung vorgesehen, die ein ausgelöstes Wirkelement aus der Auslösestellung in die Bereitschaftsstellung zurückführt.

[0029] Diese Rücksetzeinrichtung kann mittels mechanisch von außen aufgebracht Kraft betätigt werden oder auch beispielsweise durch eine dafür speziell vorgesehene Betätigungsroutine der Antriebseinrichtung für die Steuerflächen gebildet sein. Mittels der Rücksetzeinrichtung ist es möglich, ein beispielsweise nach einem durchgeführten Selbsttest ausgelöstes Wirkelement wieder in die Bereitschaftsstellung zurückzuführen.

[0030] Eine besonders geeignete Ausführungsform der erfindungsgemäßen Flugabbruchvorrichtung zeichnet sich dadurch aus, dass das das Wirkelement bildende zumindest eine Getriebeglied von einer teleskopartig ausfahrbaren Lenkerstange gebildet ist. Diese Lenkerstange kann beispielsweise rohrförmig ausgebildet sein und in ihrem Inneren das elastische Element aufnehmen.

[0031] Dabei ist die teleskopartig ausfahrbare Lenkerstange vorzugsweise vom elastischen Element in Richtung der ausgefahrenen Position vorgespannt und wird von der Arretiereinrichtung in der zusammengeschobenen Bereitschaftsstellung gehalten, wobei die Arretiereinrichtung Bestandteil der Auslösevorrichtung ist. Aus Gründen der Redundanz können auch mehrere unabhängig voneinander betätigbare Arretiereinrichtungen vorgesehen sein.

[0032] Die einzelnen Komponenten der erfindungsgemäßen Flugabbruchvorrichtung können zur Erhöhung der Zuverlässigkeit weiterhin in ein Telemetriesystem für den Flugkörper derart integriert werden, dass die Funktionsfähigkeit der einzelnen Komponenten telemetrisch von außen überwacht werden kann.

[0033] Vorteilhaft ist es auch, wenn eine erfindungsgemäße Flugabbruchvorrichtung einem eventuell vorhandenen Verriegelungssystem beziehungsweise Entriegelungssystem für die Steuerflächen nachgeschaltet,

also zwischen das Verriegelungssystem beziehungsweise das Entriegelungssystem und die Steuerfläche integriert ist. Dadurch wird eine völlig autarke Funktionsfähigkeit der Flugabbruchvorrichtung unabhängig von einer eventuell vorgenommenen Verriegelung der vom Wirkmechanismus beaufschlagten Steuerfläche und unabhängig von dem von der Antriebseinrichtung für die Steuerfläche eingestellten Zustand erzielt.

[0034] Die auf das Verfahren gerichtete Aufgabe wird gelöst durch ein Verfahren mit den Merkmalen des Patentanspruchs 8.

[0035] Bei einem erfindungsgemäßen Verfahren zum Abbrechen des Flugs eines Flugkörpers mit aerodynamischen Steuerflächen mittels einer erfindungsgemäßen Flugabbruchvorrichtung wird zumindest eine der Steuerflächen mittels des zumindest einen in zumindest einer seiner kinematischen Abmessungen expandierbaren Getriebeglieds in eine ausgelenkte Stellung gebracht, um den Flugkörper aus seiner vorgesehenen Flugbahn auszulenken. Vorzugsweise wird die zumindest eine Steuerfläche dabei schlagartig in eine ausgelenkte Stellung gebracht.

[0036] Bevorzugte Ausführungsbeispiele der Erfindung mit zusätzlichen Ausgestaltungsdetails und weiteren Vorteilen sind nachfolgend unter Bezugnahme auf die beigelegten Zeichnungen näher beschrieben und erläutert.

KURZE BESCHREIBUNG DER ZEICHNUNGEN

[0037] Es zeigt:

Fig. 1 eine schematische Darstellung einer erfindungsgemäßen Flugabbruchvorrichtung in der Bereitschaftsstellung und

Fig. 2 die Flugabbruchvorrichtung aus Fig. 1 in ihrer ausgelösten Stellung.

DARSTELLUNG VON BEVORZUGTEN AUSFÜHRUNGSBEISPIELEN

[0038] Fig. 1 zeigt in schematischer Darstellung eine erfindungsgemäße Flugabbruchvorrichtung. Eine Steuerfläche 1 ist über ein Getriebe 2 mit einer Antriebseinrichtung 3 mechanisch verbunden. Die Steuerfläche 1 ist um eine Achse 10 schwenkbar gelagert. An der Steuerfläche 1 ist weiterhin ein Schwenkhebel 12 angebracht, der an seinem einen Ende mit der Steuerfläche 1 fest verbunden ist und der an seinem anderen, freien Ende mit einem ersten Ende eines Getriebeglieds 20 des Getriebes 2 über ein erstes Gelenk 22 schwenkbar verbunden ist.

[0039] Das stangenartige Getriebeglied 20 ist an seinem zweiten Ende mit einem zweiten Gelenk 24 an einer Antriebsmuffe 30 der Antriebseinrichtung 3 schwenkbar gelagert.

[0040] Die Antriebsmuffe 30 ist mit einer Durchgangs-

bohrung versehen, die ein Innengewinde aufweist, welches mit einem Außengewinde einer Antriebsspindel 32 der Antriebseinrichtung 3 in Gewindeeingriff steht. Die Antriebsspindel 32 ist mit der Antriebswelle eines Antriebsmotors 34 der Antriebseinrichtung 3 verbunden.

[0041] Im normalen Flugbetrieb betätigt der Antriebsmotor 34 die Antriebsspindel 32 in einer gewünschten Drehrichtung um die Achse 33 der Antriebsspindel 32. Je nach Drehrichtung der Antriebsspindel 32 wandert die Antriebsmuffe 30 und mit ihr das Getriebeglied 20 entlang der Achse 33 in Richtung zum Antriebsmotor 34 hin oder von diesem weg, wie durch den Doppelpfeil W in Fig. 1 symbolisiert ist.

[0042] Diese Axialbewegung der Antriebsmuffe 30 führt aufgrund der gelenkigen Kopplung des Getriebeglieds 20 mit der Antriebsmuffe 30 einerseits und dem Schwenkhebel 12 andererseits zu einer Schwenkbewegung der Steuerfläche 1 um die Achse 10. Diese Schwenkbewegung der Steuerfläche 1 ist durch die vier an der Steuerfläche 1 angreifenden Pfeile in Fig. 1 symbolisiert.

[0043] Der Anstellwinkel der Steuerfläche 1 und damit das aerodynamische Lenkverhalten der Steuerfläche 1 kann somit durch wahlweises Betätigen des Antriebsmotors 34 beeinflusst werden.

[0044] Nachstehend wird der Aufbau des Getriebeglieds 20, das ein Wirkelement 4 der erfindungsgemäßen Flugabbruchvorrichtung bildet, beschrieben.

[0045] Das Getriebeglied 20 und damit das Wirkelement 4 ist als teleskopartig ausfahrbare Lenkerstange 40 ausgestaltet, die zur Übertragung von Zug- und Druckkräften ausgelegt ist.

[0046] Die Lenkerstange 40 weist ein erstes, äußeres Teleskoprohr 42 sowie ein zweites, inneres Teleskoprohr 44 auf. Das innere Teleskoprohr 44 ist mittels eines ringförmigen Lagers 43 im äußeren Teleskoprohr 42 axial verschiebbar gelagert, wie besonders gut in Fig. 2 zu erkennen ist. Im Inneren des inneren Teleskoprohrs 44 ist als Energiespeicher 5 ein von einer gewendelten Druckfeder 50 gebildetes elastisches Element aufgenommen. Die Druckfeder 50 stützt sich mit ihrem ersten Ende an dem das erste Gelenk 22 aufnehmenden Kopfende 21 des Getriebeglieds 20 ab. Das zweite Ende der Druckfeder 50 stützt sich gegen ein das zweite Gelenk 24 aufnehmendes und mit dem äußeren Teleskoprohr 42 verbundenes Fußende 23 des Getriebeglieds 20 ab. Die Druckfeder 50 ist somit bestrebt, die teleskopartig ausfahrbare Lenkerstange 40 zu expandieren, das heißt, das innere Teleskoprohr 44 aus dem äußeren Teleskoprohr 42 herauszuschieben.

[0047] Um diese Expansion der teleskopartig ausfahrbaren Lenkerstange 40 zu verhindern, ist eine lösbare Verriegelungsvorrichtung 60 vorgesehen, die im Bereich des offenen Endes des äußeren Teleskoprohrs 42 am äußeren Teleskoprohr 42 angebracht ist und Teil einer Auslösevorrichtung 6 für das Wirkelement 4 ist. Die Verriegelungsvorrichtung 60 weist einen radial verschiebbaren Schieber als Arretiereinrichtung 64 auf, dessen radial

inneres Ende in der in Fig. 1 gezeigten Bereitschaftsstellung des Wirkelements 4 mit einem ringförmigen Rastvorsprung 62 verrastet, der am Außenumfang des inneren Teleskoprohrs in der Nähe des Kopfendes 21 vorgesehen ist. Der ringförmige Rastvorsprung 62 und die Arretiereinrichtung 64 halten somit die teleskopartig ausfahrbare Lenkerstange 40 in der Bereitschaftsstellung. Eine Steuereinheit 66 ist vorgesehen, um die Auslösevorrichtung 6 zu betätigen.

[0048] Während Fig. 1 die erfindungsgemäße Flugabbruchvorrichtung in der Bereitschaftsstellung zeigt, zeigt Fig. 2 die Flugabbruchvorrichtung in der Auslösestellung. Um das Wirkelement 4 aus der verriegelten Bereitschaftsstellung in die entriegelte Auslösestellung gemäß der Darstellung in Fig. 2 zu bewegen, wird die Arretiereinrichtung 64 der Verriegelungsvorrichtung 60 aus ihrer mit dem ringförmigen Rastvorsprung 62 verriegelten Position auf einen Befehl der Steuereinheit 66 hin radial nach außen bewegt, wie durch den Pfeil E in Fig. 2 symbolisiert ist. Das radial innere Ende der Arretiereinrichtung 64 gerät dabei außer Eingriff mit dem ringförmigen Rastvorsprung 62 und gibt somit das innere Teleskoprohr 44 frei. Aufgrund der Druckspannung der Druckfeder 50 wird das innere Teleskoprohr 44 schlagartig aus dem äußeren Teleskoprohr 42 in die Expansionsstellung der teleskopartig ausfahrbaren Lenkerstange 40 bewegt. Diese schlagartige Expansion der Lenkerstange 40 bewirkt, dass die Steuerfläche 1 ebenso schlagartig um ihre Achse 10 in eine Extremposition (Fig. 2) schwenkt, in welcher der Schwenkhebel 12 gegen einen flugkörperfesten Anschlag 14 zur Anlage kommt. Diese extreme Auslenkung der Steuerfläche 1 wiederum bewirkt, dass die auf die Steuerfläche 1 einwirkenden aerodynamischen Kräfte den Flugkörper abrupt aus der bisherigen Flugbahn auslenken.

[0049] Wie in den Fig. 1 und 2 zu erkennen ist, sind die einander zugewandten Enden der Arretiereinrichtung 64 und des ringförmigen Rastvorsprungs 62 keilförmig ausgebildet, so dass sich die Arretiereinrichtung dann, wenn die teleskopartig ausfahrbare Lenkerstange 40 aus der in Fig. 2 gezeigten Expansionsstellung wieder komprimiert wird, über den ringförmigen Rastvorsprung 62 hinwegbewegen und danach wieder die in Fig. 1 gezeigte verrastete Stellung einnehmen kann. Dazu kann beispielsweise die Antriebseinrichtung 3 das äußere Teleskoprohr 42 unter Kompression der Druckfeder 50 so weit gegen das über den Schwenkhebel 12 am Anschlag 14 abgestützte innere Teleskoprohr 44 bewegen, dass dieses in das äußere Teleskoprohr 42 bis zur Verrastung der Arretiereinrichtung 64 mit dem Rastvorsprung 62 eindringt.

[0050] Bezugszeichen in den Ansprüchen, der Beschreibung und den Zeichnungen dienen lediglich dem besseren Verständnis der Erfindung und sollen den Schutzzumfang nicht einschränken.

Bezugszeichenliste

[0051] Es bezeichnen:

5	1	Steuerfläche
	2	Getriebe
	3	Antriebseinrichtung
	4	Wirkelement
	5	Energiespeicher
10	6	Auslösevorrichtung
	10	Achse
	12	Schwenkhebel
	14	Anschlag
	20	Getriebeglied
15	21	Kopfende
	22	Gelenk
	23	Fußende
	24	Gelenk
	30	Antriebsmuffe
20	32	Antriebsspindel
	33	Antriebsachse
	34	Antriebsmotor
	40	Lenkerstange
	42	äußeres Teleskoprohr
25	44	inneres Teleskoprohr
	50	Druckfeder
	60	Verriegelungsvorrichtung
	62	Rastvorsprung
	64	Arretiereinrichtung
30	66	Steuereinheit

Patentansprüche

- 35 1. Flugabbruchvorrichtung für einen Flugkörper mit aerodynamischen Steuerflächen (1) zur Steuerung des Flugkörpers,

- wobei die Steuerflächen (1) von zumindest einer Antriebseinrichtung (3) über zumindest ein Getriebe (2) zur Verstellung antreibbar sind,

dadurch gekennzeichnet,

- 45 - **dass** im Getriebe (2) zumindest ein von einer Auslösevorrichtung (6) betätigbares Wirkelement (4) vorgesehen ist, das von zumindest einem Getriebeglied (20) des Getriebes (2) gebildet ist, welches in zumindest einer seiner kinematischen Abmessungen expandierbar ist;
- 50 - **dass** die Auslösevorrichtung (6) zumindest einen von einem elastischen Element gebildeten Energiespeicher (5) aufweist;
- 55 - **dass** die Auslösevorrichtung (6) zumindest eine lösbare Verriegelungsvorrichtung (60) für das elastische Element aufweist;
- **dass** das in zumindest einer seiner kinematischen Abmessungen expandierbare Getriebe-

- glied (20) vom elastischen Element in eine expandierte Position vorgespannt und von einer Arretiereinrichtung (64) der Verriegelungsvorrichtung (60) in einer komprimierten Bereitschaftsstellung gehalten ist. 5
2. Flugabbruchvorrichtung nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** das das Wirkelement (4) bildende zumindest eine Getriebeglied (20) längenveränderbar ist. 10
3. Flugabbruchvorrichtung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** das elastische Element von einer Feder (50) gebildet ist. 15
4. Flugabbruchvorrichtung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Auslösevorrichtung (6) von einer Steuereinheit (66) betätigbar ist, um das Wirkelement (4) aus der Bereitschaftsstellung in eine Auslösestellung zu bewegen. 20
5. Flugabbruchvorrichtung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** eine Rücksetzeinrichtung vorgesehen ist, die ein ausgelöstes Wirkelement (4) aus der Auslösestellung in die Bereitschaftsstellung zurückführt. 25
6. Flugabbruchvorrichtung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** das das Wirkelement (4) bildende zumindest eine Getriebeglied (20) von einer teleskopartig ausfahrbaren Lenkerstange (40) gebildet ist. 30
7. Flugabbruchvorrichtung nach Anspruch 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** die teleskopartig ausfahrbare Lenkerstange (40) vom elastischen Element in die ausgefahrene Position vorgespannt ist, und dass die ausfahrbare Lenkerstange (40) von der Arretiereinrichtung (64) der Verriegelungsvorrichtung (60) in der zusammengeschobenen Bereitschaftsstellung gehalten ist. 35
8. Verfahren zum Abbrechen des Flugs eines Flugkörpers mit aerodynamischen Steuerflächen (1) mittels einer Flugabbruchvorrichtung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, bei welchem zumindest eine der Steuerflächen (1) mittels des zumindest einen in zumindest einer seiner kinematischen Abmessungen expandierbaren Getriebeglieds (20) in eine ausgelenkte Stellung gebracht wird, um den Flugkörper aus seiner vorhergesehenen Flugbahn auszulenken. 40
9. Verfahren nach Anspruch 8, **dadurch gekennzeichnet, dass** die zumindest eine der Steuerflächen (1) schlagartig in eine ausgelenkte Stellung gebracht werden. 45

9. Verfahren nach Anspruch 8, **dadurch gekennzeichnet, dass** die zumindest eine der Steuerflächen (1) schlagartig in eine ausgelenkte Stellung gebracht werden. 5

Claims

1. Flight abort device for a missile having aerodynamic control surfaces (1) for controlling the missile, 10

- wherein the control surfaces (1) can be driven by at least one drive device (3) for adjustment by way of at least one transmission (2), 15

characterized

- **in that** in the transmission (2) there is provided at least one operative element (4), which can be actuated by a triggering device (6) and is formed by at least one transmission element (20) of the transmission (2), which can be expanded in at least one of its kinematic dimensions; 20

- **in that** the triggering device (6) has at least one energy store (5) formed by an elastic element; 25

- **in that** the triggering device (6) has at least one releasable locking device (60) for the elastic element; 30

- **in that** the transmission element (20) that is expandable in at least one of its kinematic dimensions is prestressed by the elastic element into an expanded position and is held by an arresting device (64) of the locking device (60) in a compressed readiness position. 35

2. Flight abort device according to Claim 1, **characterized in that** the at least one transmission element (20) forming the operative element (4) is variable in length. 40

3. Flight abort device according to one of the preceding claims, **characterized in that** the elastic element is formed by a spring (50). 45

4. Flight abort device according to one of the preceding claims, **characterized in that** the triggering device (6) can be actuated by a control unit (66), in order to move the operative element (4) out of the readiness position into a triggering position. 50

5. Flight abort device according to one of the preceding claims, 55

characterized

in that a resetting device which returns a triggered operative element (4) from the triggering position into the readiness position is provided.

6. Flight abort device according to one of the preceding claims,

characterized

in that the at least one transmission element (20) forming the operative element (4) is formed by a telescopically extendable link rod (40).

7. Flight abort device according Claim 6,

characterized

in that the telescopically extendable link rod (40) is prestressed in the extended position by the elastic element, and in that the extendable link rod (40) is held in the compressed readiness position by the arresting device (64) of the locking device (60).

8. Method for aborting the flight of a missile having aerodynamic control surfaces (1) by means of a flight abort device according to one of the preceding claims, in which at least one of the control surfaces (1) is brought into a deflected position by means of the at least one transmission element (20), which can be expanded in at least one of its kinematic dimensions, in order to deflect the missile from its intended flight path.

9. Method according to Claim 8,

characterized

in that the at least one of the control surfaces (1) are abruptly brought into a deflected position.

Revendications

1. Dispositif d'interruption de vol pour un missile muni de gouvernes aérodynamiques (1) servant à commander le missile,

- les gouvernes (1) pouvant être entraînées pour leur positionnement par au moins un système d'entraînement (3) par le biais d'au moins un engrenage (2),

caractérisé en ce

- **qu'**au moins un élément actif (4) actionnable par un dispositif de déclenchement (6) est présent dans l'engrenage (2), lequel est formé par au moins un organe d'engrenage (20) de l'engrenage (2) qui peut être expansé dans au moins l'une de ses dimensions cinématiques ;
- **que** le dispositif de déclenchement (6) possède au moins un accumulateur d'énergie (5) formé par un élément élastique ;

- **que** le dispositif de déclenchement (6) possède au moins un dispositif de verrouillage (60) libérable pour l'élément élastique ;

- **que** l'organe d'engrenage (20) qui peut être expansé dans au moins l'une de ses dimensions cinématiques est précontraint par l'élément élastique dans une position expansée et maintenu dans une position d'attente comprimée par un système d'arrêt (64) du dispositif de verrouillage (60).

2. Dispositif d'interruption de vol selon la revendication 1, **caractérisé en ce que** l'au moins un organe d'engrenage (20) formant l'élément actif (4) est à longueur variable.

3. Dispositif d'interruption de vol selon l'une des revendications précédentes, **caractérisé en ce que** l'élément élastique est formé par un ressort (50).

4. Dispositif d'interruption de vol selon l'une des revendications précédentes, **caractérisé en ce que** le dispositif de déclenchement (6) peut être actionné par une unité de commande (66) en vue de déplacer l'élément actif (4) de la position d'attente en une position de déclenchement.

5. Dispositif d'interruption de vol selon l'une des revendications précédentes, **caractérisé en ce qu'**il existe un dispositif de rappel qui ramène un élément actif (4) déclenché de la position de déclenchement en la position d'attente.

6. Dispositif d'interruption de vol selon l'une des revendications précédentes, **caractérisé en ce que** l'au moins un organe d'engrenage (20) formant l'élément actif (4) est formé par une barre directrice (40) pouvant être sortie à la manière d'un télescope.

7. Dispositif d'interruption de vol selon la revendication 6, **caractérisé en ce que** la barre directrice (40) pouvant être sortie à la manière d'un télescope est précontrainte par l'élément élastique dans la position sortie, et **en ce que** la barre directrice (40) pouvant être sortie est maintenue dans la position d'attente télescopée par le système d'arrêt (64) du dispositif de verrouillage (60).

8. Procédé d'interruption de vol d'un missile muni de gouvernes aérodynamiques (1) au moyen d'un dispositif d'interruption de vol selon l'une des revendications précédentes, procédé selon lequel au moins l'une des gouvernes (1) est amenée dans une position déployée au moyen de l'au moins un organe d'engrenage (20) qui peut être expansé dans au moins l'une de ses dimensions cinématiques afin de dévier le missile de sa trajectoire de vol prévue.

9. Procédé selon la revendication 8, **caractérisé en ce que** l'au moins une des gouvernes (1) sont amenées brusquement dans une position déployée.

5

10

15

20

25

30

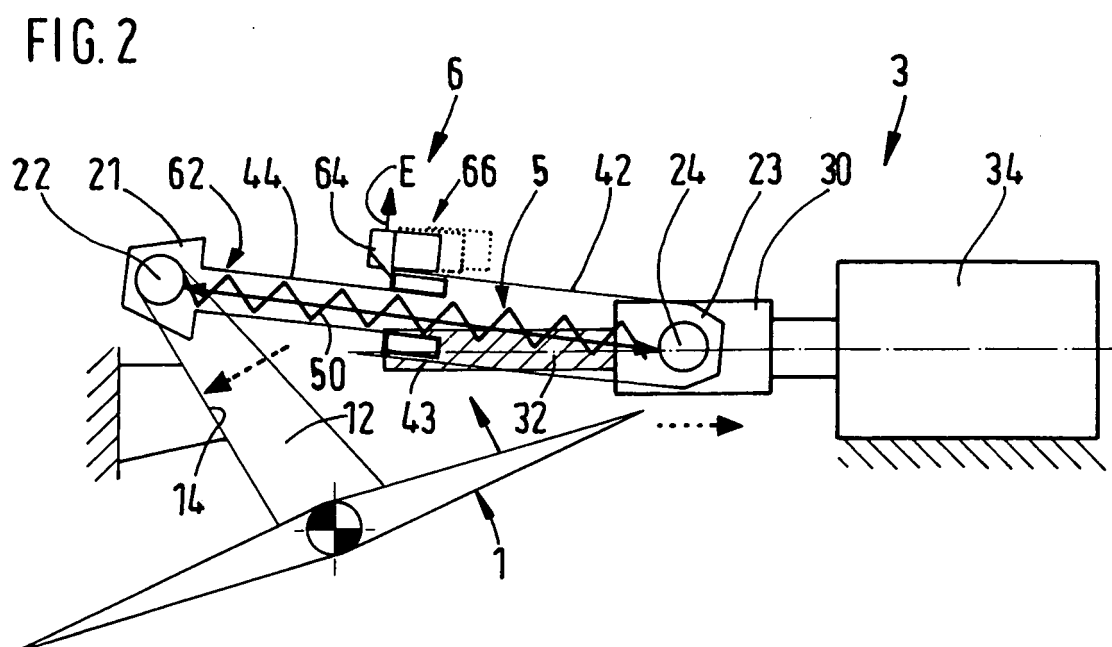
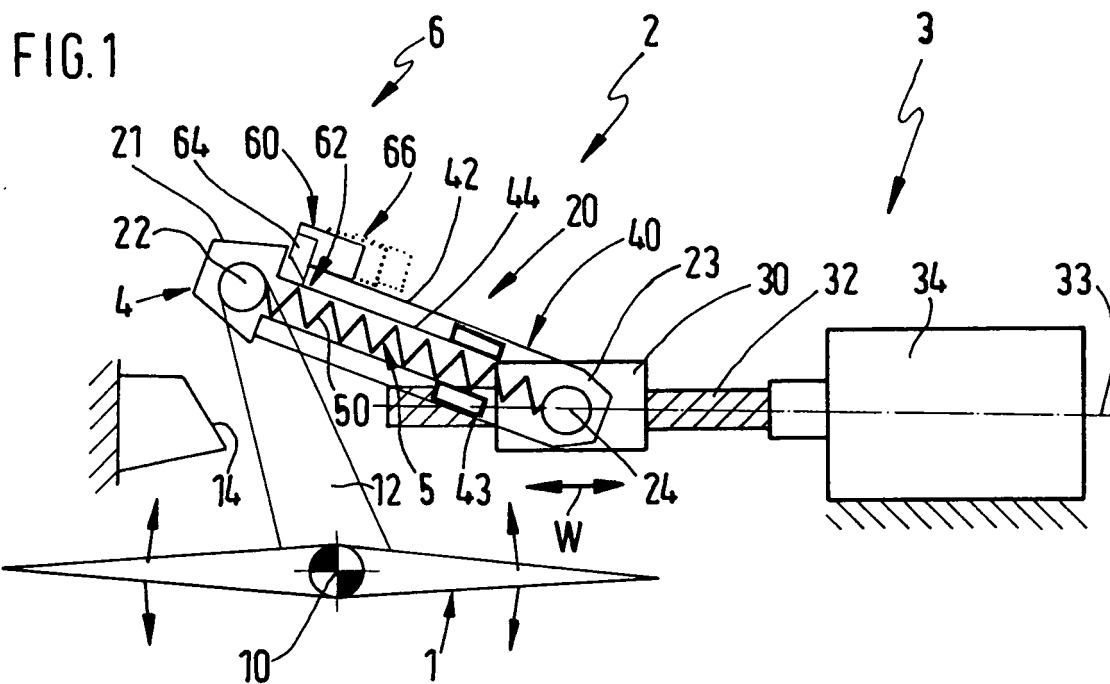
35

40

45

50

55



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

- DE 19635847 A1 [0005]
- US 3352513 A [0006]