



(11)

EP 2 381 206 B1

(12)

EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des Hinweises auf die Patenterteilung:
12.07.2017 Patentblatt 2017/28

(51) Int Cl.:
F41G 7/00 (2006.01) **F42B 35/00 (2006.01)**
F42B 15/10 (2006.01)

(21) Anmeldenummer: **11002913.9**

(22) Anmeldetag: **07.04.2011**

(54) **Verfahren zur Fehlererfassung eines im Tragflug an einem Trägerflugzeug angekoppelten, unbemannten Flugkörpers sowie unbemannter Flugkörper**

Method for detecting errors of an unmanned aerial vehicle connected to a carrier plane in flight and unmanned aerial vehicle

Procédé de détection d'erreur d'un véhicule volant non habité accouplé à un avion porteur en vol et véhicule volant non habité

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

(30) Priorität: **26.04.2010 DE 102010018186**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:
26.10.2011 Patentblatt 2011/43

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

(72) Erfinder:
• **Grabmeier, Michael**
83022 Rosenheim (DE)

• **Forster, Christian**
86576 Schiltberg (DE)
• **Lottes, Alexander**
85551 Kirchheim (DE)

(74) Vertreter: **Isarpatent**
Patent- und Rechtsanwälte Behnisch Barth
Charles
Hassa Peckmann & Partner mbB
Friedrichstrasse 31
80801 München (DE)

(56) Entgegenhaltungen:
EP-A1- 1 895 265 **EP-A2- 1 923 658**
DE-A1-102004 042 990

EP 2 381 206 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 ein Verfahren zur Fehlererfassung bei einem Systemtest oder während der periodischen Funktionsüberprüfung eines im Tragflug an einem Trägerflugzeug angekoppelten, unbemannten Flugkörpers gemäß dem Oberbegriff des Patentanspruchs 1. Sie betrifft weiterhin einen unbemannten Flugkörper gemäß dem Oberbegriff des Patentanspruchs 6.

[0002] Bevor ein unbemannter Flugkörper von einem Trägerflugzeug abgekoppelt und verschossen wird, wird, selbstständig initiiert oder ausgelöst vom Trägerflugzeug, ein Systemtest der Komponenten des Flugkörpers durchgeführt, während dieser noch am Trägerflugzeug angekoppelt ist. Nach dem fehlerfreiem Systemtest werden anschließend periodisch die Subsysteme und Baugruppen des Flugkörpers auf korrekte Funktion geprüft. Eine Freigabe des Flugkörpers zum Verschuss wird erst nach erfolgreich bestandenen Systemtest sowie fehlerfreier Funktion während des nachfolgenden Betriebes erteilt.

[0003] Während des Systemtests und auch nach dem Systemtest wird der Flugkörper noch über das ihn mit dem Trägerflugzeug verbindende Umbilical-Kabel mit elektrischer Energie versorgt. Wenn der Systemtest erfolgreich absolviert worden ist und anschließend keine Fehlfunktion durch die zyklischen Prüfungen identifiziert wurde, wird vom Trägerflugzeug im Falle des Verschussereignisses unter anderem ein Signal an den Flugkörper gesandt, mit welchem eine im Flugkörper vorgesehene autonome Energiequelle, beispielsweise eine Thermalbatterie, aktiviert wird, die dann die Stromversorgung des Flugkörpers übernimmt, bevor durch Abkoppeln des Flugkörpers vom Trägerflugzeug die Energiezufuhr vom Trägerflugzeug unterbrochen wird.

[0004] Tritt nun während des Systemtests oder während der periodischen Funktionsprüfungen ein fataler Fehler auf, das heißt, ein Fehler der den Abbruch der Mission zwangsläufig zur Folge hat, so wird der Flugkörper nicht vom Trägerflugzeug abgekoppelt und auch der autonome Energiespeicher des Flugkörpers wird nicht in Betrieb gesetzt, falls der Missionsabbruch nicht innerhalb der Abgangssequenz (Abkoppeln des Flugkörpers vom Trägerflugzeug) erfolgt. Es wird beim Missionsabbruch darüber hinaus die Energiezufuhr vom Trägerflugzeug zum Flugkörper abgeschaltet, sodass der Flugkörper keine elektrische Energie zugeführt bekommt und somit frei von externer elektrischer Spannung ist.

[0005] Diese Energieabschaltung des Flugkörpers führt dazu, dass auch der flüchtige Arbeitsspeicher nicht mit Energie versorgt wird und folglich der Speicherinhalt im flüchtigen Arbeitsspeicher des zentralen Bordcomputers des Flugkörpers einschließlich aller dort gespeicherter Fehlerinformationen verloren geht. Das wiederum bedeutet, dass nach der Landung des Trägerflugzeugs kei-

ne detailliertes Bild der Fehlersituation (Fehlerbüd) vorliegt und somit auch keine Rückschlüsse auf den Grund des Missionsabbruchs getroffen werden können.

STAND DER TECHNIK

[0006] Bisher wurde in einem solchen Fall anstelle des im Flugkörper vorgesehenen Gefechtskopfes ein Banddatenrecorder eingebaut, sodass dann nach einem oder mehreren weiteren Testflügen, bei denen der Fehler möglicherweise noch einmal auftrat, entsprechende Fehlerdaten auf dem Datenrecorder gespeichert waren. Diese Vorgehensweise ist äußerst umständlich, da der Flugkörper jedes Mal umgerüstet werden muss und der zur Umrüstung erforderliche Ausbau eines Teils der Waffe, nämlich des Gefechtskopfes, unter hohen Sicherheitsauflagen erfolgen muss.

[0007] Aus der EP1 923 658 A2 ist ein Verfahren zur Überprüfung der Interaktionsfähigkeit zwischen einem Luftfahrzeug und einem mit diesem koppelbaren bewaffneten, unbemannten Flugkörper bekannt,

[0008] Aus der EP 1 895 265 A1 ist ein Verfahren zur Überprüfung der Funktionsfähigkeit von unbemannten, bewaffneten Flugkörpern bekannt, bei welchem ein am Boden befindlicher Flugkörper mittels einer Testvorrichtung überprüft wird.

DARSTELLUNG DER ERFINDUNG

[0009] Aufgabe der vorliegenden Erfindung ist es daher, ein gattungsgemäßes Verfahren zur Fehlererfassung anzugeben, bei welchem auch ohne Umrüstung des Flugkörpers dafür gesorgt ist, dass nach dem Auftreten eines fatalen Fehlers, der zu einem Missionsabbruch geführt hat, die entsprechenden Fehlerdaten für eine Ursachenanalyse durch die am Boden wartende Servicemannschaft zur Verfügung stehen.

[0010] Eine weitere Aufgabe ist es, einen unbemannten Flugkörper anzugeben, der es ermöglicht, ein die vorstehende Aufgabe lösendes Verfahren anzuwenden.

[0011] Die auf das Verfahren gerichtete Aufgabe wird durch die im Patentanspruch 1 angegebenen Merkmale gelöst.

[0012] Bei diesem erfindungsgemäßen Verfahren zur Fehlererfassung eines im Tragflug an einem Trägerflugzeug angekoppelten, unbemannten Flugkörpers,

- wobei der Flugkörper einen zentralen Bordcomputer, auf dem eine in einem Speicher gespeicherte Steuerungssoftware für den Betrieb des Flugkörpers ablaufbar ist, und einen flüchtigen Arbeitsspeicher und einen nichtflüchtigen, reprogrammierbaren Datenspeicher aufweist,
- wobei der Flugkörper eine erste Energiezufuhr für elektrische Energie aufweist, die vom Trägerflugzeug gespeist wird;
- wobei der Flugkörper eine zweite, autonome Energiezufuhr für elektrische Energie aufweist, die von

einem im Flugkörper vorgesehenen Energiespeicher mit elektrischer Energie beaufschlagbar ist, und

- wobei der Energiespeicher im Flugkörper den Flugkörper über die zweite Energiezufuhr mit elektrischer Energie versorgt, wenn der Flugkörper von einem Waffensteuerungscomputer im Trägerflugzeug ein entsprechendes Aktivierungssignal erhält;

werden die folgenden Schritte durchgeführt:

- Durchführen einer ausgelösten und periodischen Systemüberprüfung des Flugkörpers im Tragflug während der Flugkörper über die erste Energiezufuhr vom Trägerflugzeug mit Energie versorgt wird;
- Erfassen von während dieser Systemüberprüfung im Flugkörper auftretenden Fehlerdaten und Speichern dieser Fehlerdaten im flüchtigen Arbeitsspeicher;
- Übertragen der im Arbeitsspeicher gespeicherten Fehlerdaten in zumindest ein freies Speichersegment des nichtflüchtigen Datenspeichers (beispielsweise Flash-Speicher), sobald ein zu einem Missionsabbruch führender fataler Fehler erfasst und im Arbeitsspeicher abgespeichert worden ist;
- Erzeugen eines Missionsabbruchsignals und Übertragen dieses Signals an den Waffensteuerungscomputer des Trägerflugzeugs und
- Abschalten der ersten Energiezufuhr.

VORTEILE

[0013] Die der vorliegenden Erfindung zugrunde liegende Idee liegt somit darin, eine oder mehrere freie Sektoren des im Bordcomputer des Flugkörpers vorgesehenen nichtflüchtigen, reprogrammierbaren Datenspeichers zur Speicherung der Fehlerinformation zu nutzen. Dazu wird beim Auftreten eines fatalen Fehlers, der einen Missionsabbruch zur Folge haben muss, das Missionsabbruchssignal nicht sofort vom Bordcomputer des Flugkörpers an den Waffensteuerungscomputer des Trägerflugzeugs übertragen, sondern dieses Missionsabbruchssignal wird erst mit einer solchen geringfügigen Verzögerung an den Waffensteuerungscomputer des Trägerflugzeugs übertragen, die ausreichend ist, um während dieser Verzögerung die Übertragung der im flüchtigen Arbeitsspeicher gespeicherten Fehlerdaten in den nichtflüchtigen Datenspeicher zu ermöglichen. Wird dann vom Waffensteuerungscomputer des Trägerflugzeugs nach Erhalt des Missionsabbruchssignals die Mission abgebrochen und die elektrische Energieversorgung vom Trägerflugzeug zum Flugkörper abgeschaltet, so werden zwar die im flüchtigen Arbeitsspeicher des Bordcomputer des Flugkörpers enthaltenen Fehlerdaten gelöscht, nicht aber deren Kopie im nichtflüchtigen reprogrammierbaren Datenspeicher. Die Servicemannschaft am Boden kann folglich nach der Landung des Trägerflugzeugs die Fehlerdaten aus dem nichtflüchtigen Datenspeicher auslesen und entsprechende Ser-

vice- oder Reparaturarbeiten am Flugkörper vornehmen.

[0014] Ein besonders vorteilhafter Einsatz des erfindungsgemäßen Verfahrens erfolgt in einem Überprüfungsflug, wobei die Übertragung des Aktivierungssignals für den Energiespeicher des Flugkörpers vom Waffensteuerungscomputer des Trägerflugzeugs zum Flugkörper unterbunden ist. Bei derartigen Überprüfungsflügen wird in der Regel ein spezielles Umbilical-Kabel verwendet, bei dem die das Steuersignal für den Energiespeicher (beispielsweise das Zündsignal 'Release Consent' für eine Thermalbatterie) übertragende Leitung unterbrochen ist und bei welchem aus Sicherheitsgründen auch jene Leitung unterbrochen ist, die die Energie für die Aktivierung des Energiespeichers überträgt. Dadurch, dass das erfindungsgemäße Verfahren bei derartigen Überprüfungsflügen eingesetzt wird, kann auf systematische Weise ein verbesserter Erkenntnisgewinn während des Überprüfungsfluges erzielt werden.

[0015] Besonders vorteilhaft ist es, wenn zusätzlich zu dem den Missionsabbruch auslösenden fatalen Fehler, auch baugruppenspezifische Daten der den Missionsabbruch bewirkenden Baugruppe sowie fehlerrelevante Daten anderer Baugruppen im nichtflüchtigen Datenspeicher abgespeichert werden. Hierdurch wird es ermöglicht, eine genaue Analyse der Ursachen des fatalen Fehlers durchzuführen und somit dem Servicepersonal erleichtert, den eigentlichen Defekt, der zum fatalen Fehler geführt hat, zu identifizieren.

[0016] Zusätzlich ist es von Vorteil, wenn auch nicht-fatale Fehler (vorzugsweise aus anderen oder allen Baugruppen des Flugkörpers), die vor dem Missionsabbruch aufgetreten sind, im nichtflüchtigen Datenspeicher abgespeichert werden. Auf diese Weise wird die Vorgeschichte des fatalen Fehlers abgebildet und damit ein noch umfassenderes Bild der Fehlersituation des Flugkörpers erhalten. Das Servicepersonal am Boden kann daraus Rückschlüsse auf den gesamten Zustand des Flugkörpers ziehen, was für die effiziente Identifizierung der den Missionsabbruchs auslösenden Ursache und deren Nebenwirkungen Voraussetzung ist. Zudem können weitere Fehlerquellen erkannt und behoben werden, die sonst möglicherweise in einem späteren Flug zu fatalen Fehlern und damit zu Missionsabbruch führen würden.

[0017] Verbessert wird dieser Erkenntnisgewinn noch dadurch, dass zusätzlich zu den Fehlerdaten auch allgemeine Daten des Flugkörpers, die den Zustand des Flugkörpers zum Zeitpunkt des Missionsabbruchs beschreiben (beispielsweise Position, Höhe über Grund, Geschwindigkeit, Eulerwinkel, UTC-Zeit, interne Zeit, interner Mode etc.), im nichtflüchtigen Datenspeicher abgespeichert werden.

[0018] Somit werden gegebenenfalls folgende Daten-
gruppen im nichtflüchtigen Datenspeicher des Flugkörpers abgespeichert und bilden die den Missionsabbruch herbeiführende Fehlersituation als Fehlerbild ab:

- allgemeine Daten, die den Zustand des Flugkörpers

- zum Zeitpunkt des Missionsabbruchs beschreiben,
- die Kennung der den Missionsabbruch bewirkenden Baugruppe,
- baugruppenspezifische Daten der den Missionsabbruch bewirkenden Baugruppe sowie fehlerrelevante Daten anderer Baugruppen des Flugkörpers,
- alle vor dem Missionsabbruch aufgetretenen nicht-fatalen Fehler aller Baugruppen des Flugkörpers.

[0019] Falls das erfindungsgemäße Verfahren bei operationellen Übungen oder Einsätzen zur Anwendung kommt, wobei ein operationelles Umbilical-Kabel verwendet wird, und falls im Tragflug ein Flugkörper als defekt erkannt wird, können aufgrund des ausgelesenen Fehlerbildes nachfolgend am Boden gezielte Untersuchungs- und Reparaturmaßnahmen eingeleitet werden, um den Flugkörper schnellstmöglich wieder einsatzbereit zu machen.

[0020] Durch all diese Maßnahmen wird die Verfügbarkeit der mit dem erfindungsgemäßen Verfahren betriebenen Flugkörper deutlich erhöht und der Aufwand zur Fehlersuche nach einem aufgetretenen fatalen Fehler wird spürbar reduziert.

[0021] Die auf den Flugkörper gerichtete Aufgabe wird gelöst durch den unbemannten Flugkörper mit den Merkmalen des Patentanspruchs 6.

[0022] Dieser erfindungsgemäße unbemannte Flugkörper enthält einen zentralen Bordcomputer, auf dem eine in einem Speicher gespeicherte Steuerungssoftware für den Betrieb des Flugkörpers ablaufbar ist und der einen flüchtigen Arbeitsspeicher sowie einen nichtflüchtigen, reprogrammierbaren Datenspeicher (üblicherweise Flash-Speicher) aufweist. Der Flugkörper weist eine erste Energiezufuhr für elektrische Energie auf, die von einem Trägerflugzeug gespeist wird, an welches der Flugkörper im Tragflugzustand angekoppelt ist. Der Flugkörper weist weiterhin eine zweite Energiezufuhr für elektrische Energie auf, die von einem im Flugkörper vorgesehenen autonomen Energiespeicher gespeist wird. Dieser Energiespeicher ist so ausgestaltet, dass er den Flugkörper über die zweite Energiezufuhr mit elektrischer Energie versorgt, wenn der Flugkörper von einem Waffensteuerungscomputer im Trägerflugzeug ein entsprechendes Aktivierungssignal erhält.

[0023] Die auf dem Bordcomputer des Flugkörpers ablaufende Steuerungssoftware ist so ausgestaltet, dass sie vor dem Abkoppeln des Flugkörpers vom Trägerflugzeug, zum Beispiel bei einer ausgelösten oder der zyklischen Systemüberprüfung, im Flugkörper auftretende technische Fehlerdaten erfasst und als Fehlerbild im Arbeitsspeicher speichert und dass sie dieses gespeicherte Fehlerbild im Falle eines Missionsabbruchs in einem freien Segment des nichtflüchtigen Datenspeichers abspeichert, bevor die vom Trägerflugzeug über die erste Energiezufuhr zum Flugkörper geleitete elektrische Energie abgeschaltet wird. Dies gilt auch für einen fehlerbedingten Missionsabbruch während der Abgangssequenz.

[0024] Vorzugsweise erfolgt die Fehlerspeicherung im nichtflüchtigen Datenspeicher nur dann, wenn der Missionsabbruch von einem flugkörper-intern auftretenden Fehler ausgelöst worden ist.

5 **[0025]** Weiter vorzugsweise erfolgt keine Fehlerspeicherung in den nichtflüchtigen Datenspeicher mehr, wenn die Trennung des Flugkörpers vom Trägerflugzeug erkannt worden ist.

10 **[0026]** Vorteilhaft ist es auch, wenn die Fehlerspeicherung in den nichtflüchtigen Datenspeicher nur dann erfolgt, wenn der Flugkörper mit dem Trägerflugzeug in Kommunikationsverbindung steht.

15 **[0027]** Wenn die Steuerungssoftware die Trennung des Flugkörpers vom Trägerflugzeug sensiert hat (Frei-flugphase), erfolgt zweckmäßigerweise keine Fehlerbildspeicherung mehr im nichtflüchtigen Datenspeicher. Während des Freifluges des Flugkörpers wird üblicherweise die zyklische Funktionsüberwachung der Baugruppen abgeschaltet und somit die Möglichkeit des Missionsabbruchs blockiert.

20 **[0028]** Die Steuerungssoftware ist zudem so ausgestaltet, dass sie Fehlerbilder nur dann in den nichtflüchtigen Datenspeicher speichert, wenn sie eindeutig erkannt hat, dass sie mit dem Trägerflugzeug, also nicht mit einem Testgerät oder einem Missionsplan-Ladegerät, kommuniziert. Falls ein Testgerät mit dem Flugkörper interagiert und dabei ein fataler Fehler im Flugkörper identifiziert wird, wird das zugehörige Fehlerbild unmittelbar zum Testgerät übertragen, so dass eine Zwischenspeicherung im Flugkörper nicht mehr notwendig ist.

30 **[0029]** Ein zusätzliches Merkmal der Steuerungssoftware ist, dass mehrere Fehlerbilder hintereinander im nichtflüchtigen Datenspeicher des Flugkörpers gespeichert werden können, beispielsweise als verkettete Liste.

35 **[0030]** Vorteilhaft ist es auch, wenn das Auslesen von Fehlerdaten aus dem nichtflüchtigen Datenspeicher nur dann durchführbar ist, wenn der Flugkörper mit einem Testgerät in Kommunikationsverbindung steht. Das Auslesen von im nichtflüchtigen Datenspeicher gespeicherten Fehlerbildern erlaubt die Steuerungssoftware folglich nur dann, wenn sie mit dem Testgerät, wie es beispielsweise in der nicht vorveröffentlichten DE102008054264 dargestellt ist, kommuniziert, vorzugsweise nach fehlerfreiem Hochlauf im Mode Standby (bei Flugkörpern mit sporadischen Fehlern) oder im Missionsabbruchs-Mode (bei Flugkörpern mit permanenten Fehlern).

40 **[0031]** Ein weiteres Merkmal der Steuerungssoftware ist, dass das Löschen von Fehlerdaten im nichtflüchtigen Datenspeicher nur dann durchführbar ist, wenn der Flugkörper mit einem Testgerät in Kommunikationsverbindung steht und sich unmittelbar davor als fehlerfrei erwiesen hat. Das Löschen der Fehlerbilder im nichtflüchtigen Datenspeicher ist also nur dann möglich, wenn die Software eindeutig erkannt hat, dass sie mit dem Testgerät kommuniziert. Das Löschen kann dabei nur am Ende eines erfolgreich bestandenen Tests, beispielsweise eines D-Level Tests, wie er in der nicht vorveröffentlichten DE102009040303 beschrieben ist, erfolgen.

[0032] Eine weitere, vorteilhafte Ausprägung der Steuerungssoftware ist, dass sie aus zwei unabhängigen Teilen besteht: einem operationellen Teil und einem Testteil, wobei der operationelle Teil ausgebildet ist, um mit dem Trägerflugzeug zu interagieren und die Fehlerspeicherung im nichtflüchtigen Datenspeicher auszuführen, und wobei der Testteil ausgebildet ist, um mit einem Testgerät zu interagieren und das Auslesen der Fehlerdaten aus dem nichtflüchtigen Datenspeicher sowie das Löschen des nichtflüchtigen Datenspeichers auszuführen. Dabei führt der operationelle Teil, der mit dem Trägerflugzeug interagiert, das Schreiben der Fehlerbilder in den nichtflüchtigen Datenspeicher aus. Dem Testteil, der mit dem Testgerät kommuniziert, obliegt das Lesen und Löschen der Fehlerbilder aus dem nichtflüchtigen Datenspeicher.

[0033] Vorzugsweise sind der operationelle Teil und der Testteil der Steuerungssoftware alternativ im Programmspeicher des Bordcomputers speicherbar.

[0034] In einer alternativen bevorzugten Ausführungsform sind der operationelle Teil und der Testteil der Steuerungssoftware gleichzeitig im Programmspeicher des Bordcomputers speicherbar und unabhängig voneinander aufrufbar.

[0035] Der operationelle Teil und der Testteil der Steuerungssoftware können also alternativ in den Bordcomputer ladbar oder unabhängig voneinander im Bordcomputer gespeichert und aufrufbar sein.

[0036] In einer bevorzugten Weiterbildung des erfindungsgemäßen Flugkörpers erfolgt die Fehlerspeicherung in den nichtflüchtigen Datenspeicher nur dann, wenn der Missionsabbruch von einem flugkörperintern auftretenden Fehler ausgelöst worden ist. Diese Variante hat den Vorteil, dass bei einem beispielsweise manuell von der Besatzung des Trägerflugzeugs ausgelösten Missionsabbruch keine Zeitverzögerung auftritt, da die Übertragung der Daten aus dem flüchtigen Arbeitsspeicher in den nichtflüchtigen Datenspeicher in diesem Fall nicht erforderlich ist.

[0037] Dieser erfindungsgemäße Flugkörper eignet sich besonders zur Durchführung des erfindungsgemäßen Verfahrens.

[0038] Bevorzugte Ausführungsbeispiele der Erfindung mit zusätzlichen Ausgestaltungsdetails und weiteren Vorteilen sind nachfolgend unter Bezugnahme auf die beigefügten Zeichnungen näher beschrieben und erläutert.

KURZE BESCHREIBUNG DER ZEICHNUNGEN

[0039] Es zeigt:

Fig. 1 eine schematische Darstellung eines an einem Luftfahrzeug angekoppelten unbemannten Flugkörpers gemäß der Erfindung;

Fig. 2 ein Blockschaubild der relevanten Komponenten eines an einem Luftfahrzeug angekoppel-

ten unbemannten Flugkörpers gemäß der Erfindung und

Fig. 3 eine schematische Darstellung der Anteile der Steuerungssoftware.

DARSTELLUNG VON BEVORZUGTEN AUSFÜHRUNGSBEISPIELEN

[0040] Der Flugkörper 1 ist an einem schematisch dargestellten Trägerflugzeug 2 angekoppelt. Das Trägerflugzeug 2 weist dafür an seiner Rumpfunterseite oder an der Unterseite einer Tragfläche einen Bombenpylon 20 auf, der in Figur 1 teilweise geschnitten dargestellt ist. Der Bombenpylon 20 ist an seiner Unterseite teilweise offen ausgebildet und in diesem Bereich im Inneren des Bombenpylons 20 mit zwei lösbaren Halteeinrichtungen 22, 22' versehen, die mit zwei entsprechenden Gegenhalteeinrichtungen 13, 13', die aus einem oberen Traglelement 11 des Flugkörpers 1 hervorstehen, in Eingriff stehen und den Flugkörper 1 am Trägerflugzeug 2 abkoppelbar fixieren. Im Bereich der offenen Unterseite des Bombenpylons 20 ist ein luftfahrzeugseitiger elektrischer Steckverbinder 26 vorgesehen, der mit einem Gegensteckverbinder 17 an der Oberseite des Flugkörpers 1 mechanisch und elektrisch zur Übertragung von Energie und zum Datenaustausch verbunden ist.

[0041] Der Flugkörper 1 ist weiterhin mit einer Avionik 3 versehen, die ebenfalls nur schematisch dargestellt ist und die sich im Inneren des Rumpfs 10 befindet. Die Avionik 3 des Flugkörpers ist mit einem Bordcomputer 30 versehen, der über den Gegensteckverbinder 17 an der Oberseite des Flugkörpers 1 und die trägerflugzeugseitige elektrische Steckverbindung 26 mittels eines Umbilical-Kabels 27 mit einem Bordcomputer 28 des Trägerflugzeugs 2 zum Datenaustausch verbunden ist. Der Bordcomputer 28 enthält einen Waffensteuerungscomputer 29. Über das Umbilical-Kabel 27 wird der Flugkörper 1 vom Trägerflugzeug 2 im Tragflug auch mit elektrischer Energie versorgt.

[0042] Der Flugkörper 1 weist eine autonome elektrische Stromversorgung auf, die von einer irreversibel aktivierbaren Batterie 5 gebildet ist. Üblicherweise ist diese irreversibel aktivierbare Batterie 5 eine Thermalbatterie, die von einem vom Waffensteuerungscomputer 29 des Trägerflugzeugs 2 aufgebrachten elektrischen Impuls aktivierbar ist und dann für einen vorgegebenen Zeitraum eine vorgegebene Menge an elektrischer Energie abgibt.

[0043] In Fig. 2 ist ein schematisches Funktionsschaubild eines am Trägerflugzeug 2 angekoppelten Flugkörpers 1 dargestellt, dessen Avionik 3 einen Bordcomputer 30 aufweist, der mit dem an der Oberseite des Flugkörpers 1 vorgesehenen Gegensteckverbinder 17 für das Umbilical-Kabel 27 verbunden ist. Der Bordcomputer 30 weist einen Prozessor 31, einen flüchtigen Arbeitsspeicher 32, einen nichtflüchtigen, reprogrammierbaren Datenspeicher 33 sowie einen Programmspeicher 34 auf. Der Computer 30 steht über eine erste Datenleitung 35

mit dem Gegensteckverbinder 17 an der Oberseite des Flugkörpers 1 und somit mit dem Umbilical-Kabel 27 und über dieses mit dem Bordcomputer 28 des Trägerflugzeugs 2 in Verbindung, um Daten zwischen dem Bordcomputer 28 des Trägerflugzeugs 2 und dem Bordcomputer 30 des Flugkörpers 1 austauschen zu können. Der Bordcomputer 28 des Trägerflugzeugs 2 ist dazu über eine Datenleitung 24 mit dem Steckverbinder 26 und damit mit dem Umbilical-Kabel 27 verbunden.

[0044] Des Weiteren ist das Umbilical-Kabel 27 über den Steckverbinder 26 mit einer Stromversorgungsleitung 25 des Trägerflugzeugs 2 verbunden, die von einer (nicht dargestellten) Quelle für elektrische Energie gespeist wird.

[0045] Die so in das Umbilical-Kabel 27 eingespeiste elektrische Energie wird in der Gegensteckverbindung 17 des Flugkörpers 1 an eine Versorgungsleitung 40 einer Energieversorgungsstruktur 4 im Flugkörper abgegeben. Auf diese Weise ist eine erste Energiezufuhr 42 für die in den Figuren nur schematisch dargestellte Energieversorgungsstruktur 4 des Flugkörpers 1 gebildet.

[0046] Die autonome elektrische Stromversorgung des Flugkörpers 1 mittels der irreversibel aktivierbaren Batterie 5 bildet eine zweite, autonome elektrische Energiezufuhr 44 für den Flugkörper 1. Dazu ist die Batterie 5 über eine Stromversorgungsleitung 46 ebenfalls mit der Energieversorgungsstruktur 4 des Flugkörpers 1 verbunden. Die irreversibel aktivierbare Batterie 5 ist über eine Datenübertragungsleitung 50 mit der Gegensteckverbindung 17 des Flugkörpers 1 und somit mit dem über das Umbilical-Kabel 27 und die Datenleitung 24 mit dem im Bordcomputer 28 des Trägerflugzeugs 2 vorgesehenen Waffensteuerungscomputer

[0047] 29 direkt verbunden oder indirekt über ein zwischengeschaltetes Steuergerät. Der Waffensteuerungscomputer 29 kann über diese Verbindung ein oder mehrere Aktivierungssignale an die irreversibel aktivierbare Batterie 5 senden oder an das zwischengeschaltete Steuergerät, um diese in Betrieb zu setzen. In dem in den Figuren gezeigten Testaufbau kann ein für einen Systemtest in einem Trainingsflug vorgesehenes spezielles Umbilical-Kabel 27' vorgesehen sein, bei welchem diese Verbindung zwischen der Datenleitung 50 und dem Waffensteuerungscomputer 29 unterbrochen ist. Dadurch wird sichergestellt, dass die irreversibel aktivierbare Batterie 5 während eines Trainings- oder Überprüfungsfluges nicht versehentlich aktiviert werden kann. Nachstehend wird beschrieben, wie das erfindungsgemäße Verfahren zur Fehlererfassung bei einem Systemtest des im Tragflug an das Trägerflugzeug angekoppelten unbemannten Flugkörpers 1 durchgeführt wird.

[0048] Während des Tragfluges und der dabei durchgeführten Überprüfung der einzelnen Subsysteme des Flugkörpers 1 wird der Flugkörper 1 durch die erste Energiezufuhr 42 vom Trägerflugzeug 2 mit Energie versorgt. Die Systemüberprüfung wird dabei von einer auf dem Prozessor 31 des Bordcomputers 30 ablaufenden Software durchgeführt, die mit dem Waffensteuerungs-

computer 29 des Trägerflugzeugs 2 interagiert. Treten während der ausgelösten oder periodischen Systemüberprüfung im Flugkörper 1 Fehler auf, so werden diese Fehler im Bordcomputer 30 des Flugkörpers 1 erfasst und zunächst im Arbeitsspeicher 32 zusammen mit einer Information darüber, in welcher Baugruppe des Flugkörpers der Fehler aufgetreten ist, abgespeichert. Des Weiteren werden im Arbeitsspeicher Betriebszustandsdaten des Flugkörpers 1 und seiner einzelnen Komponenten gespeichert.

[0049] Tritt während der ausgelösten oder zyklischen Systemüberprüfung ein fataler Fehler auf, der einen Missionsabbruch zur Folge haben muss, so wird vom Bordcomputer 30 des Flugkörpers 1 der interne Missionsabbruchzustand eingenommen. Damit werden die im flüchtigen Arbeitsspeicher vorhandene Fehlerdaten, also

- die allgemeine Daten, die den Zustand des Flugkörpers zum Zeitpunkt des Missionsabbruchs kennzeichnen und
- die Kennung der den Missionsabbruch bewirkenden Baugruppe und
- die baugruppenspezifische Daten der den Missionsabbruch bewirkenden Baugruppe sowie fehlerrelevante Daten anderer Baugruppen des Flugkörpers und
- alle vor dem Missionsabbruch aufgetretenen nicht-fatale Fehler aller Baugruppen des Flugkörpers,

als Fehlerbild in den nichtflüchtigen Datenspeicher 33 kopiert. Ist dieser Kopiervorgang abgeschlossen, so wird das Missionsabbruchsignal vom Bordcomputer 30 des Flugkörpers 1 an den Waffensteuerungscomputer 29 des Trägerflugzeugs 2 übertragen und der Waffensteuerungscomputer 29 schaltet die erste, vom Trägerflugzeug 2 gespeiste Energiezufuhr 42 ab. Da im Testmodus der Anordnung aus Trägerflugzeug 2 und Flugkörper 1 das spezielle Umbilical-Kabel 27' verbaut ist, kann kein Aktivierungssignal zur irreversibel aktivierbaren Batterie 5 des Flugkörpers gesandt werden, so dass auch diese Energieversorgung abgeschaltet bleibt und der Flugkörper einen Betriebszustand einnimmt, in dem er nicht mehr von elektrischer Energie versorgt ist.

[0050] Dadurch, dass das Missionsabbruchsignal nicht unmittelbar nach Erkennung des Missionsabbruchs an den Waffensteuerungscomputer 29 des Trägerflugzeugs 2 übertragen wird, sondern erst dann, wenn die Übertragung der Daten vom Arbeitsspeicher 32 in den nichtflüchtigen Datenspeicher 33 abgeschlossen ist, wird sichergestellt, dass die für die Fehleranalyse am Boden nach der Landung des Trägerflugzeugs 2 erforderlichen Fehlerinformationen nicht mehr in dem durch den Verlust der elektrischen Energieversorgung gelöschten Arbeitsspeicher 32 enthalten sind, sondern in dem nichtflüchtigen Datenspeicher 33.

[0051] Wird eine Mission in der Einsatzkonfiguration der Einheit aus Trägerflugzeug 2 und Flugkörper 1 durch-

geführt, in welcher das vollständig bestückte Umbilical-Kabel 27 vorgesehen ist, und erfolgt beispielsweise während der Abgangssequenz der Missionsabbruch bei aktivierter Batterie 5 des Flugkörpers 1 (Hangfire-Situation), so wird das Speichern des Fehlerbildes in den nichtflüchtigen Datenspeicher 33 auch dann wegen der Eigenversorgung ausgeführt, wenn das Trägerflugzeug 2 aus anderen Gründen die Energiezufuhr einstellt noch bevor der Bordcomputer 30 des Flugkörpers 1 das Missionsabbruchsignal gesendet hat.

[0052] Nachdem das Bodenpersonal den nichtflüchtigen Datenspeicher 33 mit Hilfe des Testgerätes ausgelesen hat, kann es diesen Speicher oder zumindest den Bereich dieses Datenspeichers 33, in dem die Fehlerdaten und die Betriebszustandsdaten des Flugkörpers 1 gespeichert gewesen sind, gezielt löschen. Zweckmäßigerweise ist dies erst dann möglich, wenn sich der Flugkörper 1 nach erfolgter Reparatur durch einen Bodentest, beispielsweise einen sogenannten D-Level Test, wieder als fehlerfrei erweist.

[0053] Die aus dem nichtflüchtigen Datenspeicher 33 ausgelesenen Daten können vom Bodenpersonal beispielsweise mit Fehlerbildern verglichen werden, die in einer Fehlerdatenbank gespeichert sind, um die Ursache des fatalen Fehlers schnell und zielsicher identifizieren zu können.

[0054] Die ausführende Steuerungssoftware des Bordcomputers 30 kann in unterschiedlicher Weise ausgeprägt sein, als integrierte Software oder, wie beispielhaft in Fig. 3 gezeigt ist, als aus unabhängigen Teilen, nämlich einem operationellen Teil und einem Testteil, bestehende Software. Im Fall der integrierten Software führt eine Software das Beschreiben, Lesen und Löschen des nichtflüchtigen, reprogrammierbaren Datenspeichers durch. Im anderen Fall führt der operationelle Teil, der mit dem Trägerflugzeug interagiert, das Schreiben der Fehlerbilder in den nichtflüchtigen Datenspeicher aus. Dem Testteil, der mit dem Testgerät kommuniziert, obliegt das Lesen und Löschen der Fehlerbilder aus dem nichtflüchtigen Datenspeicher. Der operationelle Teil und der Testteil können alternativ in den Programmspeicher 34 des Bordcomputers 30 ladbar oder unabhängig voneinander im Programmspeicher 34 des Bordcomputers gespeichert und aufrufbar sein.

[0055] Bezugszeichen in den Ansprüchen, der Beschreibung und den Zeichnungen dienen lediglich dem besseren Verständnis der Erfindung und sollen den Schutzzumfang nicht einschränken.

Bezugszeichenliste

[0056] Es bezeichnen:

- | | |
|---|----------------------------|
| 1 | Flugkörper |
| 2 | Trägerflugzeug |
| 3 | Avionik |
| 4 | Energieversorgungsstruktur |
| 5 | Batterie |

- | | |
|-------|--|
| 10 | Rumpf |
| 11 | Tragelement |
| 13 | Gegenhalteeinrichtung |
| 13' | Gegenhalteeinrichtung |
| 5 17 | Gegensteckverbindung |
| 20 | Bombenpylon |
| 22 | Halteeinrichtung |
| 22' | Halteeinrichtung |
| 24 | Datenleitung |
| 10 25 | Stromversorgungsleitung |
| 26 | Steckverbinder |
| 27 | Umbilical-Kabel |
| 27' | Umbilical-Kabel |
| 28 | Bordcomputer |
| 15 29 | Waffensteuerungscomputer |
| 30 | Bordcomputer |
| 31 | Prozessor |
| 32 | flüchtiger Arbeitsspeicher |
| 33 | nichtflüchtiger, reprogrammierbarer Speicher |
| 20 34 | Programmspeicher |
| 35 | Datenleitung |
| 40 | Versorgungsleitung |
| 42 | erste Energiezufuhr |
| 44 | zweite Energiezufuhr |
| 25 46 | Stromversorgungsleitung |
| 50 | Datenübertragungsleitung |

Patentansprüche

1. Verfahren zur Fehlererfassung eines im Tragflug an einem Trägerflugzeug (2) angekoppelten, unbemannten Flugkörpers (1),

- wobei der Flugkörper (1) einen zentralen Bordcomputer (30), auf dem eine in einem Speicher (34) gespeicherte Steuerungssoftware für den Betrieb des Flugkörpers (1) ablaufbar ist, und einen flüchtigen Arbeitsspeicher und einen nichtflüchtigen, reprogrammierbaren Datenspeicher aufweist,

- wobei der Flugkörper (1) eine erste Energiezufuhr (42) für elektrische Energie aufweist, die vom Trägerflugzeug (2) gespeist wird;

- wobei der Flugkörper (1) eine zweite, autonome Energiezufuhr (44) für elektrische Energie aufweist, die von einem im Flugkörper (1) vorgesehenen Energiespeicher (5) mit elektrischer Energie beaufschlagbar ist, und

- wobei der Energiespeicher (5) im Flugkörper (1) den Flugkörper (1) über die zweite Energiezufuhr (44) mit elektrischer Energie versorgt, wenn der Flugkörper (1) von einem Waffensteuerungscomputer (29) im Trägerflugzeug (2) ein entsprechendes Aktivierungssignal erhält;

wobei das Verfahren die folgende Schritte umfasst:

- Durchführen einer ausgelösten und periodischen Systemüberprüfung des Flugkörpers (1) im Tragflug während der Flugkörper (1) über die erste Energiezufuhr (42) vom Trägerflugzeug (2) mit Energie versorgt wird; 5
 - Erfassen von während dieser Systemüberprüfung im Flugkörper auftretenden Fehlerdaten und Speichern dieser Fehlerdaten im flüchtigen Arbeitsspeicher; 10
 - Übertragen der im Arbeitsspeicher gespeicherten Fehlerdaten in zumindest ein freies Speichersegment des nichtflüchtigen Datenspeichers, beispielsweise eines Flash-Speichers, sobald ein zu einem Missionsabbruch führender fataler Fehler erfasst und im Arbeitsspeicher abgespeichert worden ist; 15
 - Erzeugen eines Missionsabbruchsignals und Übertragen dieses Signals an den Waffensteuerungscomputer (29) des Trägerflugzeugs (2) und 20
 - Abschalten der ersten Energiezufuhr (42).
2. Verfahren nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet,** 25
- dass** das Verfahren in einem Überprüfungsflug durchgeführt wird, wobei die Übertragung des Aktivierungssignals für den Energiespeicher (5) des Flugkörpers (1) vom Waffensteuerungscomputer (29) des Trägerflugzeugs (2) zum Flugkörper (1) unterbunden ist. 30
3. Verfahren nach Anspruch 1 oder 2, **dadurch gekennzeichnet,** 35
- dass** zusätzlich zu dem den Missionsabbruch auslösenden fatalen Fehler auch baugruppenspezifische Fehler jener Baugruppe des Flugkörpers (1) im nichtflüchtigen Datenspeicher (32) abgespeichert werden, in der der fatale Fehler aufgetreten ist.
4. Verfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet,** 40
- dass** auch nicht-fatale Fehler, vorzugsweise aus allen Baugruppen des Flugkörpers (1), die vor dem Missionsabbruch aufgetreten sind, im nichtflüchtigen Datenspeicher (33) abgespeichert werden. 45
5. Verfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet,** 50
- dass** zusätzlich zu den Fehlerdaten auch allgemeine Daten des Flugkörpers, die den Zustand des Flugkörpers zum Zeitpunkt des Missionsabbruchs beschreiben, im nichtflüchtigen Datenspeicher (33) abgespeichert werden. 55
6. Unbemannter Flugkörper mit einem zentralen Bordcomputer (30), auf dem eine in einem Speicher (34)

gespeicherte Steuerungssoftware für den Betrieb des Flugkörpers (1) ablaufbar ist und der einen flüchtigen Arbeitsspeicher (32) und einen nichtflüchtigen, reprogrammierbaren Datenspeicher (33) aufweist,

- wobei der Flugkörper (1) eine erste Energiezufuhr (42) für elektrische Energie aufweist, die von einem Trägerflugzeug (2) gespeist wird, an welches der Flugkörper (1) im Tragflugzustand angekoppelt ist;
- wobei der Flugkörper (1) eine zweite, autonome Energiezufuhr (44) für elektrische Energie aufweist, die von einem im Flugkörper (1) vorgesehenen Energiespeicher (5) gespeist wird, und
- wobei der Energiespeicher (5) im Flugkörper (1) so ausgestaltet ist, dass er den Flugkörper (1) über die zweite Energiezufuhr (44) mit elektrischer Energie versorgt, wenn der Flugkörper (1) von einem Waffensteuerungscomputer (29) im Trägerflugzeug (2) ein entsprechendes Aktivierungssignal erhält;

dadurch gekennzeichnet,

- **dass** die auf dem Bordcomputer (30) ablaufende Steuerungssoftware so ausgestaltet ist, dass sie vor dem Abkoppeln des Flugkörpers (1) vom Trägerflugzeug (2), zum Beispiel bei einer ausgelösten oder der zyklischen Systemüberprüfung, im Flugkörper (1) auftretende technische Fehlerdaten erfasst und als Fehlerbild im flüchtigen Arbeitsspeicher (32) speichert, und dass sie dieses gespeicherte Fehlerbild im Falle eines Missionsabbruchs in einem freien Speichersegment des nichtflüchtigen Datenspeichers (33) abspeichert, bevor die vom Trägerflugzeug (2) über die erste Energiezufuhr (42) zum Flugkörper (1) geleitete elektrische Energie abgeschaltet wird.

7. Unbemannter Flugkörper nach Anspruch 6, **dadurch gekennzeichnet,**
- dass** die Fehlerspeicherung im nichtflüchtigen Datenspeicher (33) nur dann erfolgt, wenn der Missionsabbruch von einem flugkörper-intern auftretenden Fehler ausgelöst worden ist.
8. Unbemannter Flugkörper nach Anspruch 6 oder 7, **dadurch gekennzeichnet,**
- dass** keine Fehlerspeicherung in den nichtflüchtigen Datenspeicher (33) mehr erfolgt, wenn die Trennung des Flugkörpers vom Trägerflugzeug erkannt worden ist.
9. Unbemannter Flugkörper nach Anspruch 6, 7 oder 8, **dadurch gekennzeichnet,**
- dass** die Fehlerspeicherung in den nichtflüchtigen

Datenspeicher (33) nur dann erfolgt, wenn der Flugkörper mit dem Trägerflugzeug in Kommunikationsverbindung steht.

10. Unbemannter Flugkörper nach einem der Ansprüche 6 bis 9,
dadurch gekennzeichnet,
dass das Auslesen von Fehlerdaten aus dem nichtflüchtigen Datenspeicher (33) nur dann durchführbar ist, wenn der Flugkörper mit einem Testgerät in Kommunikationsverbindung steht. 5 10
11. Unbemannter Flugkörper nach einem der Ansprüche 6 bis 10,
dadurch gekennzeichnet, 15
dass das Löschen von Fehlerdaten im nichtflüchtigen Datenspeicher (33) nur dann durchführbar ist, wenn der Flugkörper mit einem Testgerät in Kommunikationsverbindung steht und sich unmittelbar davor als fehlerfrei erwiesen hat. 20
12. Unbemannter Flugkörper nach einem der Ansprüche 6 bis 11,
dadurch gekennzeichnet, 25
dass die Steuerungssoftware aus zwei unabhängigen Teilen besteht, dem operationellen Teil und dem Testteil, wobei der operationelle Teil ausgebildet ist, um mit dem Trägerflugzeug zu interagieren und die Fehlerspeicherung im nichtflüchtigen Datenspeicher (33) auszuführen, und wobei der Testteil ausgebildet ist, um mit einem Testgerät zu interagieren und das Auslesen der Fehlerdaten aus dem nichtflüchtigen Datenspeicher (33) sowie das Löschen des nichtflüchtigen Datenspeichers (33) auszuführen. 30 35
13. Unbemannter Flugkörper nach Anspruch 12,
dadurch gekennzeichnet,
dass der operationelle Teil und der Testteil der Steuerungssoftware alternativ im Programmspeicher (34) des Bordcomputers speicherbar sind. 40
14. Unbemannter Flugkörper nach Anspruch 12,
dadurch gekennzeichnet, 45
dass der operationelle Teil und der Testteil der Steuerungssoftware gleichzeitig im Programmspeicher (34) des Bordcomputers speicherbar und unabhängig voneinander aufrufbar sind. 50

Claims

1. Method for detecting errors of an unmanned missile (1) that is coupled in the carrier flight mode to a carrier aircraft (2), 55
- wherein the missile (1) comprises a central on-board computer (30) on which it is possible to

run control software that is stored in a memory device (34) for the operation of the missile (1), and said on-board computer also comprises a volatile random access memory device and a non-volatile, reprogrammable data storage device,

- wherein the missile (1) comprises a first energy supply (42) for electrical energy that is supplied by the carrier aircraft (2),
- wherein the missile (1) comprises a second, autonomous energy supply (44) for electrical energy that can be supplied with electrical energy from an energy storage device (5) that is provided in the missile (1), and
- wherein the energy storage device (5) in the missile (1) supplies the missile (1) by way of the second energy supply (44) with electrical energy if the missile (1) receives a corresponding activating signal from a weapon control computer (29) in the carrier aircraft (2),

wherein the method comprises the following steps:

- performing a triggered and periodic system monitoring procedure of the missile (1) in the carrier flight mode while the missile (1) is supplied with energy from the carrier aircraft (2) by way of the first energy supply (42),
- ascertaining error data that occurs in the missile during this system monitoring procedure and storing said error data in the volatile random access memory device,
- transmitting the error data that is stored in the random access memory device into at least one free storage segment of the non-volatile data storage device, by way of example a flash memory storage device, as soon as a fatal error that leads to a mission abort is detected and has been stored in the random access memory,
- generating a mission abort signal and transmitting this signal to the weapon control computer (29) of the carrier aircraft (2) and
- disconnecting the first energy supply (42).

2. Method according to Claim 1,
characterized in that
the method is implemented in a monitoring flight, wherein the transmission of the activating signal for the energy storage device (5) of the missile (1) from the weapons control computer (29) of the carrier aircraft (2) to the missile (1) is inhibited.

3. Method according to Claim 1 or 2,
characterized in that
in addition to the fatal error that triggers the mission abort, assembly-specific errors of the assembly of the missile (1) in which the fatal error has occurred are also stored in the non-volatile data storage de-

vice (33).

4. Method according to any one of the preceding claims,
characterized in that
non-fatal errors, preferably in all the assemblies of the missile (1) that occur prior to the mission abort are also stored in the non-volatile data storage device (33).

5. Method according to any one of the preceding claims,
characterized in that
in addition to the error data, general data of the missile that describes the state of the missile at the point in time of the mission abort is also stored in the non-volatile data storage device (33).

6. Unmanned missile having a central on-board computer (30) on which it is possible to run control software that is stored in a memory device (34) for the operation of the missile (1), and said on-board computer comprises a volatile random access memory device (32) and a non-volatile, reprogrammable data storage device (33),

- wherein the missile (1) comprises a first energy supply (42) for electrical energy that is supplied by a carrier aircraft (2) to which the missile (1) is coupled in the carrier flight mode,
- wherein the missile (1) comprises a second, autonomous energy supply (44) for electrical energy that is supplied by an energy storage device (5) that is provided in the missile (1), and
- wherein the energy storage device (5) is configured in the missile (1) in such a manner that said energy storage device supplies the missile (1) with electrical energy by way of the second energy supply (44) if the missile (1) receives a corresponding activating signal from a weapon control computer (29) in the carrier aircraft (2),

characterized in that

- the control software that runs on the on-board computer (30) is configured in such a manner that said software prior to uncoupling the missile (1) from the carrier aircraft (2), for example in the event of a triggered or the cyclical system-monitoring procedure, ascertains technical error data that occurs in the missile (1) and stores said data as an error image in the volatile random access memory (32), and that said software stores said stored error image in the event of a mission abort in a free storage segment of the non-volatile data storage device (33) prior to the electrical energy that is supplied from the carrier aircraft (2) by way of the first energy supply (42)

to the missile (1) being disconnected.

7. Unmanned missile according to Claim 6,
characterized in that
the error is only stored in the non-volatile data storage device (33) if the mission abort has been triggered by an error that occurs internally in the missile.

8. Unmanned missile according to Claim 6 or 7,
characterized in that
the error is no longer stored in the non-volatile data storage device (33) if the separation of the missile from the carrier aircraft has been identified.

9. Unmanned missile according to Claim 6, 7 or 8
characterized in that
the error is only stored in the non-volatile data storage device (33) if the missile is in a communications connection with the carrier aircraft.

10. Unmanned missile according to any one of the claims 6 to 9,
characterized in that
it is only possible to read error data from the non-volatile data storage device (33) if the missile is in a communications connection with a testing device.

11. Unmanned missile according to any one of the claims 6 to 10,
characterized in that
it is only possible to delete error data in the non-volatile data storage device (33) if the missile is in a communications connection with a testing device and has proven to be error free immediately prior to said deletion.

12. Unmanned missile according to any one of the claims 6 to 11,
characterized in that
the control software is configured from two independent parts, the operational part and the testing part, wherein the operational part is configured in order to interact with the carrier aircraft and to store the error in the non-volatile data storage device (33), and wherein the testing part is configured in order to interact with a testing device and to read error data from the non-volatile data storage device (33) and also to erase the non-volatile data storage device (33).

13. Unmanned missile according to Claim 12,
characterized in that
the operational part and the testing part of the control software can alternatively be stored in the program storage device (34) of the on-board computer.

14. Unmanned missile according to Claim 12,
characterized in that

the operational part and the testing part of the control software can be stored simultaneously in the program storage device (34) of the on-board computer and can be called up independently of one another.

Revendications

1. Procédé de détection d'erreur d'un engin volant (1) sans pilote accouplé à un avion porteur (2) en vol,

- l'engin volant (1) comportant un ordinateur de bord central (30), sur lequel un logiciel de commande enregistré dans une mémoire (34) pour le fonctionnement de l'engin volant (1) peut être exécuté et comportant une mémoire de travail volatile et une mémoire de données non volatile reprogrammable,
- l'engin volant (1) comportant une première alimentation en énergie (42) pour de l'énergie électrique, qui est alimentée par l'avion porteur (2) ;
- l'engin volant (1) comportant une seconde alimentation en énergie (44) autonome pour de l'énergie électrique, qui peut être alimentée en énergie électrique par un accumulateur d'énergie (5) prévu dans l'engin volant (1), et
- l'accumulateur d'énergie (5) dans l'engin volant (1) alimentant l'engin volant (1) en énergie électrique par le biais de la seconde alimentation en énergie (44) lorsque l'engin volant (1) reçoit un signal d'activation correspondant venant d'un ordinateur de commande d'armes (29) situé dans l'avion porteur (2) ;

le procédé comprenant les étapes suivantes consistant à :

- effectuer un contrôle périodique et déclenché du système de l'engin volant (1) en vol pendant que l'engin volant (1) est alimenté en énergie par l'avion porteur (2) par le biais de la première alimentation en énergie (42) ;
- détecter des données d'erreur apparaissant dans l'engin volant pendant ce contrôle du système et enregistrer ces données d'erreur dans la mémoire de travail volatile ;
- transmettre les données d'erreur enregistrées dans la mémoire de travail dans au moins un segment de mémoire libre de la mémoire de données non volatile, par exemple une mémoire flash, dès qu'une erreur fatale entraînant une annulation de la mission est détectée et a été enregistrée dans la mémoire de travail ;
- générer un signal d'annulation de mission et transmettre ce signal à l'ordinateur de commande d'armes (29) de l'avion porteur (2) et
- couper la première alimentation en énergie (42).

2. Procédé selon la revendication 1, **caractérisé en ce que** le procédé est effectué lors d'un vol de contrôle, la transmission du signal d'activation pour l'accumulateur d'énergie (5) de l'engin volant (1), de l'ordinateur de commande d'armes (29) de l'avion porteur (2) à l'engin volant (1), étant empêchée.

3. Procédé selon la revendication 1 ou 2, **caractérisé en ce que**, en plus de l'erreur fatale déclenchant l'annulation de la mission, des erreurs spécifiques au composant du composant de l'engin volant (1) dans lequel l'erreur fatale est apparue, sont également enregistrées dans la mémoire de données non volatile (33).

4. Procédé selon l'une des revendications précédentes, **caractérisé en ce que** des erreurs non fatales, de préférence de tous les composants de l'engin volant (1), qui sont apparues avant l'annulation de la mission, sont également enregistrées dans la mémoire de données non volatile (33).

5. Procédé selon l'une des revendications précédentes, **caractérisé en ce que**, en plus des données d'erreur, des données générales de l'engin volant, qui décrivent l'état de l'engin volant au moment de l'annulation de la mission, sont également enregistrées dans la mémoire de données non volatile (33) .

6. Engin volant sans pilote comprenant un ordinateur de bord central (30), sur lequel un logiciel de commande enregistré dans une mémoire (34) pour le fonctionnement de l'engin volant (1) peut être exécuté, et qui comporte une mémoire de travail volatile (32) et une mémoire de données non volatile (33) reprogrammable,

- l'engin volant (1) comportant une première alimentation en énergie (42) pour de l'énergie électrique, qui est alimentée par un avion porteur (2), auquel l'engin volant (1) est accouplé lorsqu'il est en vol ;
- l'engin volant (1) comportant une seconde alimentation en énergie (44) autonome pour de l'énergie électrique, qui est alimentée par un accumulateur d'énergie (5) prévu dans l'engin volant (1) , et
- l'accumulateur d'énergie (5) dans l'engin volant (1) étant configuré de manière à alimenter l'engin volant (1) en énergie électrique par le biais de la seconde alimentation en énergie (44) lorsque l'engin volant (1) reçoit un signal d'activation correspondant venant d'un ordinateur de commande d'armes (29) situé dans l'avion porteur (2).

teur (2),

caractérisé en ce que

- le logiciel de commande exécuté sur l'ordinateur de bord (30) est configuré de manière à détecter des données d'erreur technique apparaissant dans l'engin volant (1) avant le décrochage de l'engin volant (1) d'avec l'avion porteur (2), par exemple lors d'un contrôle déclenché ou lors du contrôle cyclique du système, et à les enregistrer dans la mémoire de travail volatile (32) comme image d'erreur, et de manière à enregistrer cette image d'erreur enregistrée, dans le cas d'une annulation de la mission, dans un segment de mémoire libre de la mémoire de données non volatile (33), avant que l'énergie électrique allant de l'avion porteur (2) à l'engin volant (1) par le biais de la première alimentation en énergie (42) ne soit coupée.

7. Engin volant sans pilote selon la revendication 6, **caractérisé en ce que** l'enregistrement d'erreur dans la mémoire de données non volatile (33) n'est effectué que lorsque l'annulation de la mission a été déclenchée par une erreur apparaissant de manière interne à l'engin volant. 25
8. Engin volant sans pilote selon la revendication 6 ou 7, **caractérisé en ce que** plus aucun enregistrement d'erreur n'est effectué dans la mémoire de données non volatile (33) lorsque la séparation de l'engin volant d'avec l'avion porteur a été détectée. 30 35
9. Engin volant sans pilote selon la revendication 6, 7 ou 8, **caractérisé en ce que** l'enregistrement d'erreur dans la mémoire de données non volatile (33) n'est effectué que lorsque l'engin volant est en liaison de communication avec l'avion porteur. 40
10. Engin volant sans pilote selon l'une des revendications 6 à 9, **caractérisé en ce que** l'extraction de données d'erreur de la mémoire de données non volatile (33) ne peut être effectuée que lorsque l'engin volant est en liaison de communication avec un appareil de test. 45 50
11. Engin volant sans pilote selon l'une des revendications 6 à 10, **caractérisé en ce que** la suppression de données d'erreur dans la mémoire de données non volatile (33) ne peut être effectuée que lorsque l'engin volant est en liaison de communication avec un appareil de test et qu'il s'est révélé être sans erreur juste avant. 55

12. Engin volant sans pilote selon l'une des revendications 6 à 11, **caractérisé en ce que**

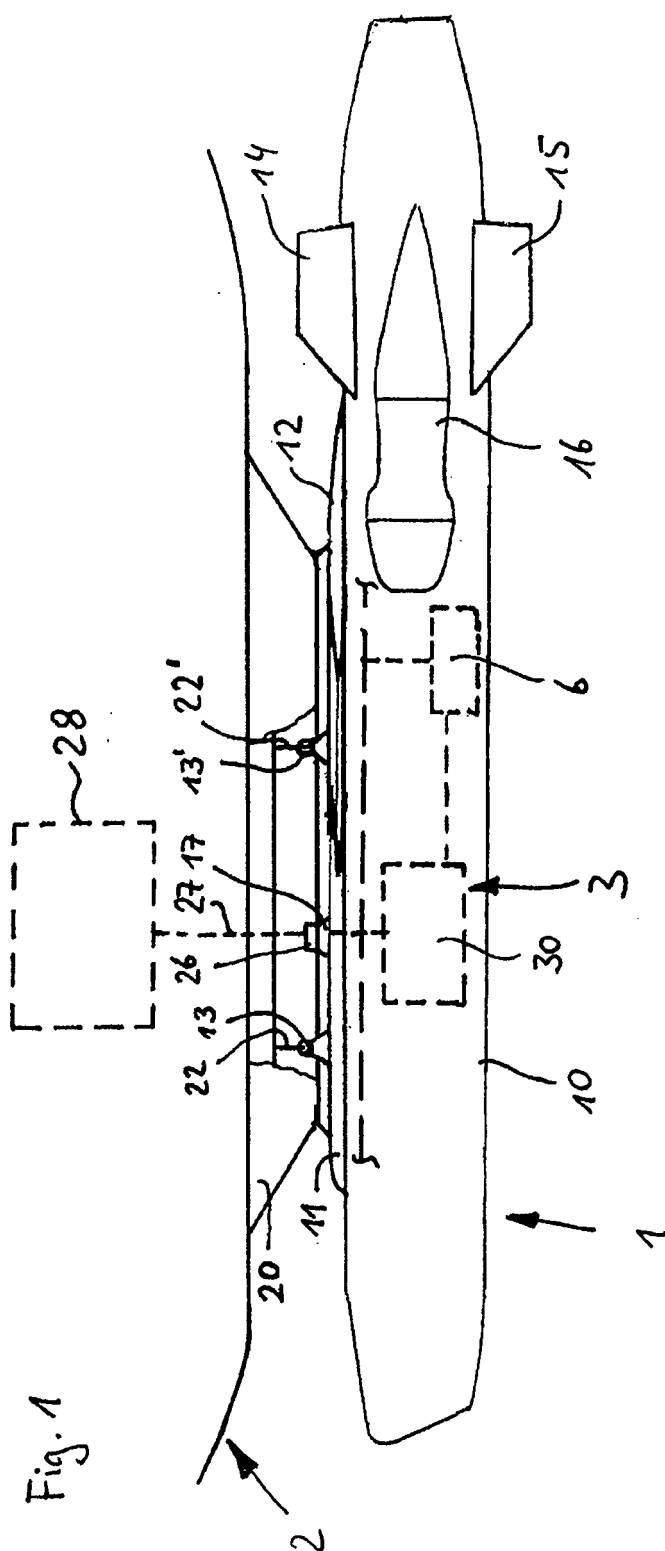
le logiciel de commande se compose de deux parties indépendantes, la partie fonctionnelle et la partie de test, la partie fonctionnelle étant conçue pour interagir avec l'avion porteur et exécuter l'enregistrement d'erreur dans la mémoire de données non volatile (33), et la partie test étant conçue pour interagir avec un appareil de test et exécuter l'extraction des données d'erreur de la mémoire de données non volatile (33) ainsi que l'effacement de la mémoire de données non volatile (33).

13. Engin volant sans pilote selon la revendication 12, **caractérisé en ce que**

la partie fonctionnelle et la partie de test du logiciel de commande peuvent être enregistrées de manière alternative dans la mémoire de programme (34) de l'ordinateur de bord.

14. Engin volant sans pilote selon la revendication 12, **caractérisé en ce que**

la partie fonctionnelle et la partie de test du logiciel de commande peuvent être enregistrées en même temps dans la mémoire de programme (34) de l'ordinateur de bord et être appelées indépendamment l'une de l'autre.



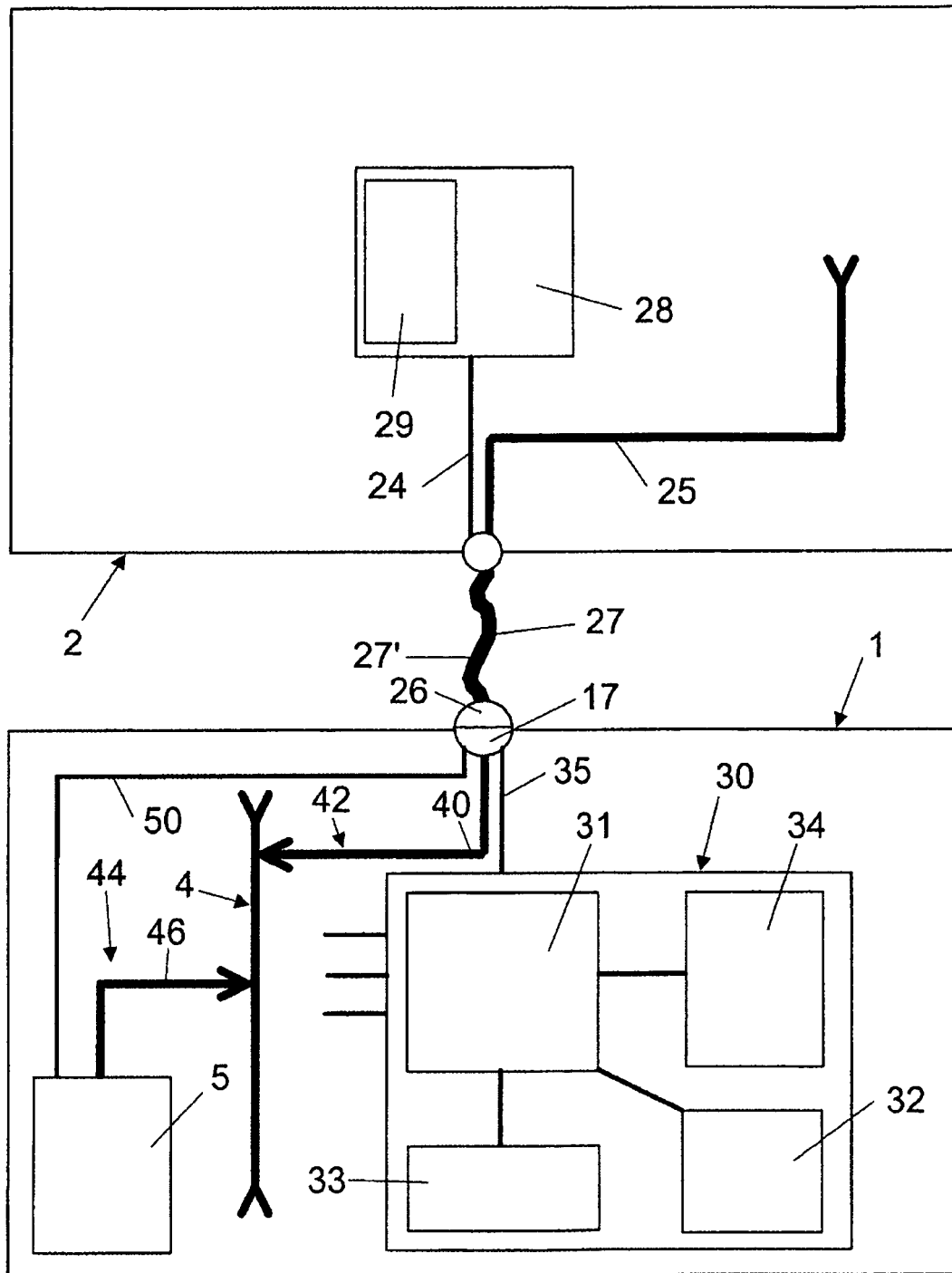


Fig. 2

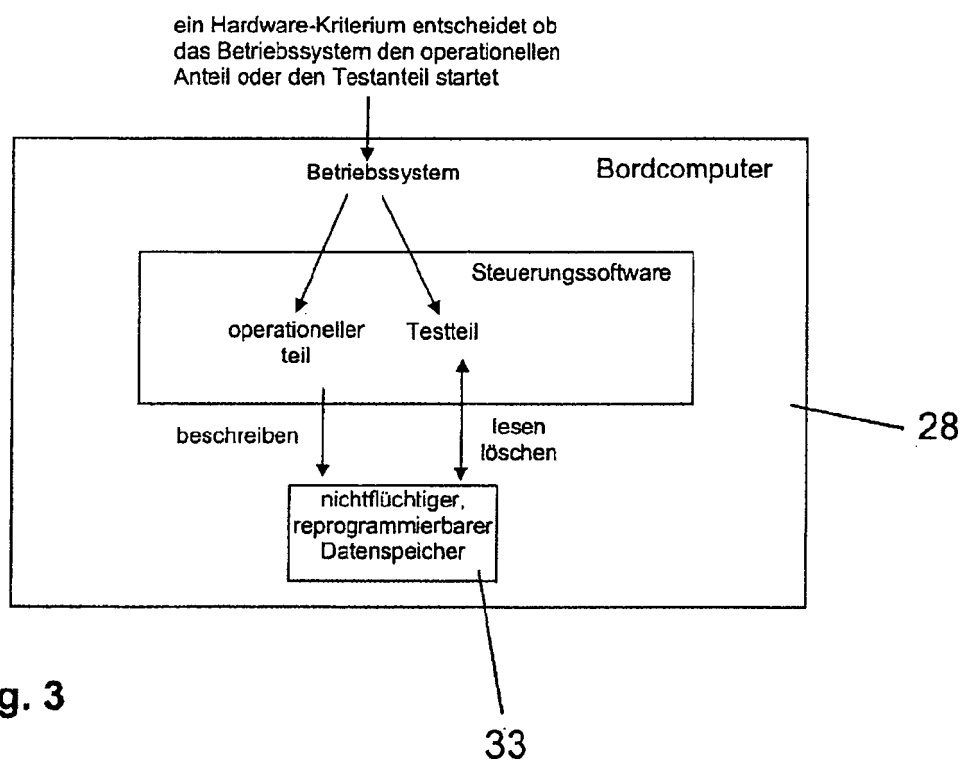


Fig. 3

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

- EP 1923658 A2 **[0007]**
- EP 1895265 A1 **[0008]**
- DE 102008054264 **[0030]**
- DE 102009040303 **[0031]**