



(19)  
**Bundesrepublik Deutschland**  
**Deutsches Patent- und Markenamt**

(10) **DE 10 2006 041 140 B4 2009.11.26**

(12)

## Patentschrift

(21) Aktenzeichen: **10 2006 041 140.4**

(22) Anmeldetag: **01.09.2006**

(43) Offenlegungstag: **20.03.2008**

(45) Veröffentlichungstag  
 der Patenterteilung: **26.11.2009**

(51) Int Cl.<sup>8</sup>: **F42B 35/00 (2006.01)**

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

(73) Patentinhaber:

**LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH, 85716  
 Unterschleißheim, DE**

(72) Erfinder:

**Grabmeier, Michael, 83022 Rosenheim, DE;  
 Wohlgemuth, Werner, 85635  
 Höhenkirchen-Siegertsbrunn, DE; Schlegl, Albert,  
 83607 Holzkirchen, DE**

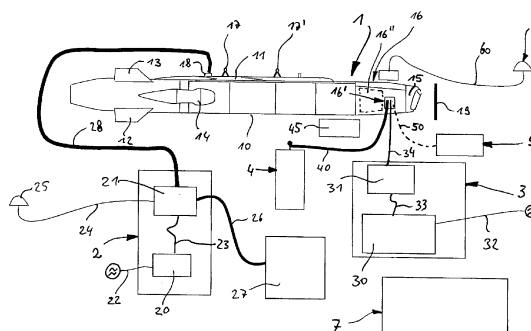
(56) Für die Beurteilung der Patentfähigkeit in Betracht  
 gezogene Druckschriften:

**DE 10 2004 042990 A1**  
**DE 693 26 583 T2**  
**EP 07 47 656 A2**

(54) Bezeichnung: **Verfahren zur Überprüfung der Funktionsfähigkeit von unbemannten, bewaffneten Flugkörpern**

(57) Hauptanspruch: Verfahren zur Überprüfung der Funktionsfähigkeit von unbemannten, bewaffneten Flugkörpern mittels einer Missionssimulation,

- wobei der Flugkörper (1) eine Vielzahl von elektronischen Komponenten aufweist,
- wobei der Flugkörper (1) Kommunikationsschnittstellen (16', 18) zur Kommunikation von zumindest einem Teil der Komponenten mit außerhalb des Flugkörpers vorgesehene Einrichtungen aufweist,
- wobei zumindest einige der Komponenten Sensoren und/oder Aktuatoren aufweisen,
- wobei der Flugkörper während der Überprüfung von außen mit Energie, Daten und Kühlmittel versorgt wird,
- wobei die Überprüfung zumindest
- die Funktionsfähigkeit der Sensoren und Aktuatoren des Flugkörpers und
- die Kommunikation des Flugkörpers (1) über seine Kommunikationsschnittstellen (16', 18) umfasst,
- dass während der Überprüfung festgestellte Fehler kategorisiert werden in:
  - sporadisch auftretende Fehler,
  - nicht-fatale Fehler und
  - fatale Fehler,
- wobei beim Auftreten eines fatalen Fehlers einer Komponente ein Abbruch der Überprüfung erfolgt und eine Fehlermeldung sowie...



**Beschreibung**

## TECHNISCHES GEBIET

**[0001]** Die vorliegende Erfindung betrifft ein Verfahren zur Überprüfung der Funktionsfähigkeit von unbemannten, bewaffneten Flugkörpern nach dem Oberbegriff des Patentanspruchs 1.

## STAND DER TECHNIK

**[0002]** Ein derartiges Verfahren ist beispielsweise aus der DE 10 2004 042 990 A1 bekannt. Das dort offenbarte Verfahren sieht vor, dass im Falle des Auftretens eines fatalen Fehlers, das heißt eines Fehlers, der zur Nichteinsatzfähigkeit des Flugkörpers führt, eine Fehlermeldung ausgegeben wird, aus der hervorgeht, in welcher Baugruppe der fatale Fehler aufgetreten ist. Für eine detaillierte Fehleranalyse muss der Flugkörper dann in den inerten Zustand (ohne den Gefechtskopf und andere pyrotechnische Elemente) umgerüstet werden, wobei allein durch diese Umrüstung der Zustand, in dem der Fehler aufgetreten ist, verändert wird. Dadurch kann es vorkommen, dass der Fehler nach der Umrüstung des Flugkörpers in den inerten Zustand nicht mehr auftritt oder sich das Fehlerbild ändert.

## DARSTELLUNG DER ERFINDUNG

**[0003]** Es ist daher die Aufgabe der vorliegenden Erfindung, ein gattungsgemäßes Verfahren zur Überprüfung der Funktionsfähigkeit von unbemannten, bewaffneten Flugkörpern anzugeben, das es gestattet, gefahrlos auch an einem mit dem Gefechtskopf und pyrotechnischen Elementen ausgestatteten Flugkörper eine Überprüfung der Funktionsfähigkeit vorzunehmen und im Falle eines Fehlers ein aussagekräftigeres Fehlerbild bereit zu stellen.

**[0004]** Diese Aufgabe wird durch das im Patentanspruch 1 angegebene Verfahren gelöst.

## VORTEILE

**[0005]** Durch die erfindungsgemäße Ausgabe eines ein Fehlerbild einer defekten Komponente bildenden Fehlerprotokolls beim Auftreten eines fatalen Fehlers, das den identifizierten Fehler sowie alle relevanten Informationen aus der defekten Komponente sowie aus der Umgebung der defekten Komponente umfaßt, steht ein gegenüber dem aus dem Stand der Technik bekannten Verfahren verbessertes, aussagekräftigeres Verfahren zur Verfügung, welches sich insbesondere durch seine detaillierten Fehlerinformationen des Fehlerprotokolls auszeichnet. Darüber hinaus wird durch das Aufzeichnen und das nach Ablauf des Tests erfolgende Ausgeben der während des Tests aufgetretenen sporadischen Fehler und der nicht-fatalen Fehler Information über den Zustand

des Flugkörpers zur Verfügung gestellt, aus der der Fachmann sich anbahnende Fehler oder Verschleiß- oder Alterungserscheinungen ableiten kann.

**[0006]** Vorteilhafte Weiterbildungen des erfindungsgemäßen Verfahrens sind in den verbleibenden Ansprüchen angegeben.

**[0007]** Vorteilhaft ist es, wenn während der Überprüfung die jeweilige Zeitdauer von technischen Vorgängen innerhalb des Flugkörpers gemessen und in einer Speichereinrichtung des Flugkörpers gespeichert und nach Abschluss der Überprüfung über eine Flugkörper-Schnittstelle ausgegeben wird, auch wenn die Überprüfung ohne das Auftreten eines fatalen Fehlers abgeschlossen worden ist und somit zu einer Freigabe des Flugkörpers geführt hat. Die Überprüfung und die Protokollierung der Zeitdauer von technischen Vorgängen innerhalb des Flugkörpers ermöglicht weiterhin eine grundlegende Analyse unkritischer, nicht optimaler Funktionen und sich anbahnender Verschleißerscheinungen.

**[0008]** Vorzugsweise wird die Überprüfung für zumindest einige der folgenden Komponenten eines Flugkörpers durchgeführt: inertielle Messeinheit, Satellitennavigationseinheit, Höhenmesser, Gefechtskopf, Infrarot-Zielsuchkopf, Ziel-Abstandsmesser, Triebwerk, Rudermaschinen, Steuerrechner des Flugkörpers.

**[0009]** In einer bevorzugten Realisierung des erfindungsgemäßen Verfahrens wird während der Überprüfung der Komponenten des Flugkörpers für jede Komponente ein Einschalttest, ein ausgelöster Selbsttest und ein kontinuierlicher Test während einer Missionssimulation durchgeführt.

**[0010]** Eine vorteilhafte Weiterbildung des erfindungsgemäßen Verfahrens zeichnet sich dadurch aus, dass während der Überprüfung des Flugkörpers die inertielle Messeinheit getestet wird, indem die durch die inertielle Messeinheit gemessenen Beschleunigungen und Drehraten mit der wirkenden Erdbeschleunigung und Erdrotation verglichen werden.

**[0011]** Vorzugsweise werden während der Überprüfung des Flugkörpers die Rudermaschinen getestet, wozu der Test eine Bedienperson durch einen Dialog führt und die Bedienperson jede vom Test vorgegebene und dann von ihr vorgenommene Aktion zu bestätigen hat, wobei der Test die folgenden Schritte aufweist:

- Lösen der Ruder von den diese am Flugkörper haltenden Bolzen,
- sequenzielles, manuelles Entriegeln einer jeden Rudermaschine,
- einzelnes Ansteuern einer jeden Rudermaschine mit einem Sollwert und automatische Überprü-

fung, ob dieser Sollwert von der Rudermaschine erreicht worden ist,

- gleichzeitige Bewegung mehrerer Rudermaschinen mit entsprechender Sollwertüberprüfung und
- Zurücksteuern der Rudermaschinen auf ihre Neutralposition von 0° Ruderausschlag.

**[0012]** Bevorzugt ist es auch, wenn während der Überprüfung des Flugkörpers der Detektor des Zielsuchkopfes getestet wird, indem bei konstantem Szenario geprüft wird, ob die gemessenen Pixelgrauwerte mit erhöhter Integrationszeit entsprechend linear ansteigen.

**[0013]** Eine weitere bevorzugte Ausführungsform des Verfahrens zeichnet sich dadurch aus, dass während der Überprüfung des Flugkörpers die Zielerfassungsfunktion des Infrarot-Zielsuchkopfes getestet wird, wobei die folgenden Schritte ausgeführt werden:

- Anordnen einer Landmarken-Maske mit eingravierten Zielkonturen in einem definierten Abstand vor dem Infrarot-Zielsuchkopf,
- Kühlung des Infrarot-Zielsuchkopfes,
- Laden eines Test-Missionsplans, der eine entsprechende Landmarke aufweist, in den Steuerrechner des Flugkörpers und
- Prüfen ob und wie schnell der Infrarot-Zielsuchkopf eine Übereinstimmung der im Missionsplan vorgegebenen Landmarke mit der in die Landmarken-Maske eingravierten Zielkontur feststellt.

**[0014]** Eine bevorzugte Vorrichtung zur Durchführung des erfindungsgemäßen Verfahrens zeichnet sich durch ihren modularen Aufbau und die sich daraus ergebende mobile Einsetzbarkeit aus.

**[0015]** Bevorzugte Ausführungsbeispiele der Erfindung mit zusätzlichen Ausgestaltungsdetails und weiteren Vorteilen sind nachfolgend unter Bezugnahme auf die beigefügten Zeichnung näher beschrieben und erläutert.

#### KURZE BESCHREIBUNG DER ZEICHNUNGEN

**[0016]** Es zeigt:

**[0017]** [Fig. 1](#) eine schematische Darstellung des Test-Aufbaus für das erfindungsgemäße Verfahren und

**[0018]** [Fig. 2](#) ein Flussdiagramm des Verfahrensablaufs des erfindungsgemäßen Verfahrens.

#### DARSTELLUNG VON BEVORZUGTEN AUSFÜHRUNGSBEISPIELEN

**[0019]** [Fig. 1](#) zeigt in schematischer Darstellung einen Flugkörper **1**, eine externe Simulationseinheit **2**,

eine externe Test- und Prüfeinheit **3** sowie weitere und noch erläuterte Komponenten.

**[0020]** Der Flugkörper **1** weist einen Rumpf **10**, Tragflächen **11**, Ruderkappen **12**, **13**, zumindest ein Triebwerk, von dem in der [Fig. 1](#) nur der rechte Luft-einströmkanal **14** dargestellt ist, und an seinem vorderen Ende einen Infrarot-Zielsuchkopf **15** auf. Im vorderen Rumpfbereich **16** ist im Inneren des Rumpfes eine Testeinheit (TLP) vorgesehen, die über eine hinter einer Rumpfkappe befindliche Schnittstelle **16'** mit außerhalb des Flugkörpers **1** vorgesehenen Komponenten verbindbar ist. Der Flugkörper ist im Inneren des Rumpfes mit einem oder mehreren Gefechtsköpfen (zum Beispiel Vorhohlladung oder Penetrator) versehen. An der Oberseite des Rumpfes sind zwei Aufhängevorrichtungen **17**, **17'** angebracht mit denen der Flugkörper **1** an einem Trägerflugzeug, beispielsweise am dortigen Bombenpylon, angehängt werden kann. Eine weitere Schnittstelle **18** ist an der Oberseite des Flugkörpers **1** vorgesehen, über welche der Flugkörper im Einsatz mit dem ihn tragenden Luftfahrzeug verbunden ist (Umbilical-Schnittstelle) und die im vorliegenden Verfahren zum Datenaustausch mit der Simulationseinheit **2** genutzt wird.

**[0021]** Die Simulationseinheit **2**, auch "Umbilical-Box" genannt, enthält einen Computer **20**, beispielsweise einen Laptop, und eine Vorrichtung zur Signalverteilung und Signalzusammenführung **21**. Der Computer **20** wird über eine nach außen geführte Stromversorgungsleitung **22** mit dem üblichen Stromnetz verbunden, er kann aber auch unabhängig vom Stromnetz mittels Akkumulatoren betrieben werden. Des Weiteren ist der Computer **20** über eine interne Datenaustauschleitung **23** mit der Vorrichtung **21** zur Signalverteilung und Signalzusammenführung verbunden.

**[0022]** Der Vorrichtung **21** zur Signalverteilung und Signalzusammenführung wird über eine Antennenleitung **24** von außen das Signal einer Satellitennavigationsantenne **25** beispielsweise einer GPS-Antenne, zugeführt. Schließlich ist die Vorrichtung **21** zur Signalverteilung und Signalzusammenführung über eine elektrische Leitungsverbindung **26** mit einer im Luftfahrtbereich üblichen Drehstromversorgung **27** von 3 × 115 V 400 Hz verbunden.

**[0023]** Die Vorrichtung **21** zur Signalverteilung und Signalzusammenführung der Simulationseinheit **2** ist mit einem Verbindungskabel **28**, dem sogenannten "Umbilical-Kabel", mit der Umbilical-Schnittstelle **18** des Flugkörpers **1** verbunden. Mit dem in der Simulationseinheit **2** vorhandenen Computer **20** kann dann mit dem Flugkörper **1** auf die gleiche Weise (zum Beispiel über Milbus oder diskrete Leitungen gemäß Mil-Standard 1760) wie mit einem Trägerflugzeug kommuniziert und interagiert werden.

**[0024]** Die externe Test- und Prüfeinheit **3**, die auch als "TLP-Box" bezeichnet wird, enthält einen Computer **30** und eine Vorrichtung **31** zur Signalverteilung und Signalzusammenführung.

**[0025]** Der Computer **30** ist über eine herkömmliche Stromversorgungsleitung **32** mit einem üblichen Stromnetz verbunden, er kann aber auch mittels Akkumulatoren unabhängig vom Stromnetz betrieben werden. Der Computer **30** und die Vorrichtung **31** zur Signalverteilung und Signalzusammenführung sind innerhalb der Test- und Prüfeinheit **3** über ein internes Datenaustauschkabel **33** miteinander verbunden und können über dieses Kabel Daten austauschen.

**[0026]** Die Vorrichtung **31** zur Signalverteilung und Signalzusammenführung der Test- und Prüfeinheit **3** steht über ein Datenkabel **34**, das sogenannte "TLP-Kabel", mit der Schnittstelle **16'** die im vorderen Rumpfbereich **16** des Flugkörpers **1** vorgesehen ist, und darüber mit dem im Rumpf **10** vorgesehenen Bordrechner des Flugkörpers **1** über ein Kommunikationselement **16"** (TLP) zum Datenaustausch in Verbindung. Die von dem im Flugkörper **1** vorgesehenen Kommunikationselement **16"** (TLP) während und nach der Durchführung einer Überprüfung des Flugkörpers **1** ausgegebenen Daten werden über die Datenleitung **34** an die Test- und Prüfeinheit **3** und insbesondere an den darin enthaltenen Computer **30** zur Anzeige und zur weiteren Auswertung ausgegeben.

**[0027]** Zusätzlich zur externen Simulationseinheit **2** und der externen Test- und Prüfeinheit **3** ist ein externes Kühlgefäß **4** vorgesehen, welches über eine Kühlleitung **40** mit einer im Flugkörper vorgesehenen Kühleinrichtung für den Infrarot-Zielsuchkopf **15** verbunden ist, um diesen während der Durchführung der Überprüfung zu kühlen.

**[0028]** Des Weiteren kann, wie durch die gestrichelte Datenleitung **50** dargestellt ist eine Vorrichtung **5** zum Laden von Missionsdaten in einen Bordrechner des Flugkörpers **1** über die Schnittstelle **16'** mit dem Bordrechner des Flugkörpers **1** verbunden sein. Mit dieser Vorrichtung, die auch als "Ground Loader Unit" (GLU) bezeichnet wird, kann ein Missionsplan für eine zu fliegende Mission (hier im dargestellten bevorzugten Ausführungsbeispiel ein spezieller Test-Missionsplan) in den Bordrechner des Flugkörpers **1** geladen werden. Unter Missionsdaten sind Daten zu verstehen, die der Flugkörper zur Erreichung seines Ziels benötigt, also Daten für die Navigation, die Flugbahn, aber auch Daten über anzufliegende Ziele, beispielsweise Bilder oder Modelle bestimmter Landmarken oder Bilder oder ein Modell des anzufliegenden Ziels.

**[0029]** In [Fig. 1](#) ist außerdem in einem Abstand vor der Nase des Flugkörpers **1**, also vor dem Infra-

rot-Zielsuchkopf **15**, eine Landmarken-Maske **19** gezeigt, die mit eingravierten Zielkonturen versehen ist und zum Überprüfen des Infrarot-Zielsuchkopfs **15** dient. Die in die Landmarken-Maske **19** eingravierten Zielkonturen entsprechen dem Zielbild beziehungsweise dem Zielmodell, das mittels der GLU **5** in den Zielspeicher des Bordrechners des Flugkörpers **1** eingespielt worden ist.

**[0030]** Schließlich ist der Flugkörper **1** über eine Antennenleitung **60** mit einer externen Satellitennavigationsantenne **6** verbunden, die den flugkörpereigenen Bordrechner mit Satellitennavigationsdaten versorgt.

**[0031]** Weiterhin ist eine Verzögerungseinrichtung **45** für einen im unteren vorderen Rumpfbereich des Flugkörpers **1** angeordneten Radarhöhenmesser vorgesehen.

**[0032]** Die Verzögerungseinrichtung **45** wird im Bereich des Radarhöhenmessers unterhalb des Flugkörpers **1** angeordnet. Sie besteht aus zwei Antennen, die über eine Verzögerungsleitung (RALT Delay Line) von definierter Länge (beispielsweise 31,6 m) miteinander verbunden sind. Der Radarhöhenmesser des Flugkörpers **1** emittiert in die erste Antenne, wobei die elektromagnetischen Impulse über die Verzögerungsleitung zur zweiten Antenne geleitet werden, die dann die Impulse an die Antenne des Radarhöhenmessers wieder abgibt. Wenn die Verzögerungseinrichtung **45** für den Radarhöhenmesser, wie in der [Fig. 1](#) gezeigt, unter diesem positioniert ist, kann im Flugkörper **1** geprüft werden, ob der Radarhöhenmesser die vorgegebene Länge der Verzögerungsleitung (im Beispiel 31,6 m) als gemessene Höhe ermittelt. Auf diese Weise kann mit der Verzögerungseinrichtung **45** für den Radarhöhenmesser die Messfunktion des Radarhöhenmessers getestet werden.

**[0033]** Die Vorrichtung zur Durchführung der Überprüfung des Flugkörpers **1** ist modularartig aufgebaut und besteht aus mehreren mobilen Einrichtungen, im Wesentlichen aus der Simulationseinheit **2** und der Test- und Prüfeinheit **3**, die beispielsweise jeweils in einem Koffer untergebracht sein können und somit leicht transportierbar sind, sodass die Überprüfung auch vor Ort, beispielsweise in einem Materialdepot oder auf einem Fliegerhorst kurz vor Einsatz des Flugkörpers erfolgen kann. Ein weiterer Koffer **7**, der in [Fig. 1](#) ebenfalls nur schematisch dargestellt ist, dient zur Aufnahme der Verbindungskabel **28**, der Verzögerungseinrichtung **45** für den Radarhöhenmesser, der Landmarkenmaske **19** sowie weiterer Einzelteile, sodass die gesamte Einrichtung zur Überprüfung des Flugkörpers **1** in insgesamt drei Koffern transportiert werden kann.

**[0034]** Der Ablauf der Überprüfung wird nun anhand

des in [Fig. 2](#) dargestellten Flussdiagramms beschrieben.

**[0035]** Der Verfahrensablauf im Flussdiagramm der [Fig. 2](#) beginnt nach dem Start des Tests mit dem eigentlichen Prüfdurchlauf **100**, der eine Mehrzahl von Tests aufweist, die nacheinander oder parallel für unterschiedliche zu überprüfende Komponenten des Flugkörpers **1** durchgeführt werden. Zunächst erfolgt für eine erste Komponente ein Einschalttest **101**, in dem die Komponente ihre Basis-Funktionen selbstständig testet. Dann folgt im Schritt **102** ein ausgelöster Selbsttest der Komponente, der vom Bordrechner des Flugkörpers kommandiert wird und in dem das komplette Testspektrum der isolierten Komponente aktiviert wird. Im nachfolgenden Schritt **103** erfolgt dann ein unter einer Simulation eines vorhandenen Trägerflugzeugs und einer in den Computer des Flugkörpers **1** geladenen Missionssoftware durchgeführter kontinuierlicher Test der entsprechenden Komponente, wobei insbesondere die Funktionsfähigkeit von eventuell in der Komponente vorhandenen Sensoren, Detektoren oder Aktuatoren geprüft wird. Parallel dazu erfolgen im Schritt **103a** Tests von Komponenten-Gruppen und von Funktionsketten.

**[0036]** Nach Ablauf dieser drei Tests erfolgt eine Entscheidung **104**, ob bei einem der Tests ein fataler Fehler aufgetreten ist, das heißt ein Fehler, der den Flugkörper nicht-einsatzfähig macht. Ist dies der Fall, so wird ein "NOGO"-Signal an die externe Prüf- und Testeinrichtung **3** zusammen mit einem vollständigen Fehlerbild dieser soeben getesteten Komponente, die zu dem "NOGO" geführt hat, übertragen und von dieser über eine Anzeigeeinrichtung im Schritt **106** ausgegeben. Dieses komplette Fehlerbild beinhaltet im Wesentlichen ein vollständiges Protokoll der einzelnen durchgeführten Tests mit ihren jeweiligen Ergebnissen sowie die Fehler-Ursache der als defekt gemeldeten Komponente inklusive aller relevanten Informationen aus der defekten Komponente sowie aus der Umgebung der defekten Komponente.

**[0037]** Die NOGO-Überprüfung kann auch in allen drei Schritten **101**, **102**, **103**, **103a** kontinuierlich erfolgen.

**[0038]** Des Weiteren werden an die externe Prüf- und Testeinrichtung **3** während der Tests aufgetauchte sporadische, nicht-fatale Fehler, die aufgezeichnet worden sind, ausgegeben, sodass sich eine das Testergebnis auswertende Person anhand dieser sporadischen, nicht-fatalen Fehlerdaten ein Bild über den Zustand des Flugkörpers **1** machen kann, auch wenn diese Fehler nicht zu der "NOGO"-Entscheidung beigetragen haben. Die den Test auswertende Person kann daraus Schlüsse über den Zustand des Flugkörpers ziehen, sodass aufgrund dieser Daten bestimmte Wartungs- oder Reparaturarbeiten am Flugkörper vorgenommen werden können, damit dieser

bei einem eventuellen späteren Test keinen fatalen Fehler aufweist.

**[0039]** Auch werden während des Testdurchlaufs technische Zeiten einzelner im Flugkörper **1** oder dessen Steuerrechner ablaufender Prozesse gemessen, protokolliert und an die externe Test- und Prüfeinrichtung **3** ausgegeben. Auch aus diesen technischen Zeiten kann eine das Testergebnis analysierende Person Schlüsse über den Zustand des Flugkörpers ziehen und so rechtzeitig Wartungsarbeiten anordnen.

**[0040]** Ist bei den Tests **101** bis **103a** kein fataler Fehler aufgetreten, so wird in einem weiteren Schritt **105** verifiziert, ob die soeben getestete Komponente die letzte zu testende Komponente gewesen ist. Ist dies nicht der Fall, so wird zum Test der nächsten Komponente übergegangen und der Test beginnt für diese nächste Komponente mit dem Schritt **101** von neuem.

**[0041]** Ist die soeben getestete Komponente die letzte zu testende Komponente gewesen, so wird im Schritt **105** die Entscheidung "Ja" fallen, woraufhin dann der gesamte Prüfdurchlauf **100** mit einer positiven "GO"-Meldung abgeschlossen wird, die an die externe Test- und Prüfeinrichtung **3** weitergeleitet wird. Zugleich werden auch die sporadischen, nicht-fatalen Fehler und die technischen Zeiten im Schritt **107** von der Test- und Prüfeinrichtung **3** ausgegeben, sodass auch bei positivem, bestandenen Testergebnis der den Test analysierenden Person Daten zur Verfügung stehen, anhand derer eventuell in Kürze anstehende Reparaturen oder Wartungen ermittelt werden können.

**[0042]** Durch dieses erfindungsgemäße Verfahren wird somit nicht nur ein mobiler Test zur Überprüfung der Funktionsfähigkeit von unbemannten, bewaffneten Flugkörpern geschaffen, der auch außerhalb von stationären Fertigungs- oder Wartungseinrichtungen für den Flugkörper **1** einsetzbar ist, sondern es werden darüber hinaus ein Test und ein Testverfahren angegeben, mit welchem auch für Flugkörper, die den eigentlichen Test bestanden haben, im Vorfeld bereits Hinweise auf den Zustand des Flugkörpers erhalten werden können, die möglicherweise künftig zu einer Fehlfunktion oder einer Leistungs-Reduktion führen können oder die einen Hinweis auf fällige Wartungsarbeiten geben können.

#### Bezugszeichenliste

<b>1</b>	Flugkörper
<b>2</b>	Simulationseinheit
<b>3</b>	Test- und Prüfeinheit (TLP-Box)
<b>4</b>	Kühlgefäß
<b>5</b>	Vorrichtung zum Laden von Missionsdaten
<b>6</b>	Satellitennavigationsantenne

7	Koffer
10	Rumpf
11	Tragflächen
12	Ruderklappen
13	Ruderklappen
14	Lufteströmkanal
15	Infrarot-Zielsuchkopf
16	vorderer Rumpfbereich
16'	Flugkörper-Schnittstelle
16''	Kommunikationselement (TLP)
17	Aufhängevorrichtung
17'	Aufhängevorrichtung
18	Umbilical-Schnittstelle
19	Landmarkenmaske
20	Computer
21	Vorrichtung zur Signalverteilung und Signalzusammenführung
22	Stromversorgungsleitung
23	Datenaustauschleitung
24	Antennenleitung
25	Satellitennavigationsantenne
26	elektrische Leitungsverbindung
27	Stromversorgung
28	Verbindungskabel
30	Computer
31	Vorrichtung zur Signalverteilung und Signalzusammenführung
32	Stromversorgungsleitung
33	Datenaustauschkabel
34	Datenkabel (TLP-Kabel)
40	Kühlleitung
45	Verzögerungseinrichtung
50	Datenleitung
60	Antennenleitung
100	Prüfdurchlauf
101	Einschalttest
102	Selbsttest
103	kontinuierlicher Test
103a	Test von Komponenten-Gruppen
104	erster Entscheidungsschritt
105	zweiter Entscheidungsschritt
106	NOGO-Fehler- und Datenausgabe
107	GO-Datenausgabe

### Patentansprüche

1. Verfahren zur Überprüfung der Funktionsfähigkeit von unbemannten, bewaffneten Flugkörpern mittels einer Missionssimulation,  
 – wobei der Flugkörper (1) eine Vielzahl von elektronischen Komponenten aufweist,  
 – wobei der Flugkörper (1) Kommunikationsschnittstellen (16', 18) zur Kommunikation von zumindest einem Teil der Komponenten mit außerhalb des Flugkörpers vorgesehenen Einrichtungen aufweist,  
 – wobei zumindest einige der Komponenten Sensoren und/oder Aktuatoren aufweisen,  
 – wobei der Flugkörper während der Überprüfung von außen mit Energie, Daten und Kühlmittel versorgt wird,

– wobei die Überprüfung zumindest  
 – die Funktionsfähigkeit der Sensoren und Aktuatoren des Flugkörpers und  
 – die Kommunikation des Flugkörpers (1) über seine Kommunikationsschnittstellen (16', 18) umfasst,  
 – dass während der Überprüfung festgestellte Fehler kategorisiert werden in:  
 – sporadisch auftretende Fehler,  
 – nicht-fatale Fehler und  
 – fatale Fehler,  
 – wobei beim Auftreten eines fatalen Fehlers einer Komponente ein Abbruch der Überprüfung erfolgt und eine Fehlermeldung sowie ein im Wesentlichen vollständiges Fehlerbild dieser Komponente und von deren Umgebung bildendes Fehlerprotokoll über eine Flugkörper-Schnittstelle (16') ausgegeben wird,  
 – dass sporadisch auftretende Fehler und nicht-fatale Fehler in einer Speichereinrichtung des Flugkörpers gespeichert und nach Abschluss der Überprüfung über eine Flugkörper-Schnittstelle (16') ausgegeben werden, auch wenn die Überprüfung ohne das Auftreten eines fatalen Fehlers abgeschlossen worden ist und somit zu einer Freigabe des Flugkörpers geführt hat.

2. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass während der Überprüfung die jeweilige Zeitdauer von technischen Vorgängen innerhalb des Flugkörpers gemessen und in einer Speichereinrichtung des Flugkörpers (1) gespeichert und nach Abschluss der Überprüfung über eine Flugkörper-Schnittstelle (16') ausgegeben wird, auch wenn die Überprüfung ohne das Auftreten eines fatalen Fehlers abgeschlossen worden ist und somit zu einer Freigabe des Flugkörpers (1) geführt hat.

3. Verfahren nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, dass die Überprüfung zumindest für einige der folgenden Komponenten eines Flugkörpers durchgeführt wird:

- inertielle Messeinheit,
- Satellitennavigationseinheit,
- Höhenmesser,
- Gefechtskopf,
- Zielsuchkopf,
- Ziel-Abstandsmesser,
- Triebwerk,
- Rudermaschinen,
- Steuerrechner des Flugkörpers.

4. Verfahren nach Anspruch 1, 2 oder 3, dadurch gekennzeichnet, dass während der Überprüfung der Komponenten des Flugkörpers für jede Komponente  
 – ein Einschalttest (101),  
 – ein ausgelöster Selbsttest (102),  
 – ein kontinuierlicher Test während einer Missionssi-

mulation (**103**) sowie

– Tests von Komponenten-Gruppen und daher von Funktionsketten (**103a**) durchgeführt werden.

5. Verfahren nach einem der Ansprüche 3 oder 4, dadurch gekennzeichnet, dass während der Überprüfung des Flugkörpers (**1**) die inertielle Messeinheit und der Navigationsrechner getestet werden, indem die durch die inertielle Messeinheit gemessenen Beschleunigungen und Drehraten mit der wirkenden Erdbeschleunigung und Erdrotation verglichen werden.

6. Verfahren nach einem der Ansprüche 3 bis 5, dadurch gekennzeichnet, dass während der Überprüfung des Flugkörpers (**1**) die Rudermaschinen, ein lokaler Steuerrechner und der Bordrechner getestet werden, wozu der Test eine Bedienperson durch einen Dialog führt und die Bedienperson jede vom Test vorgegebene und dann von ihr vorgenommene Aktion zu bestätigen hat, wobei der Test die folgenden Schritte aufweist:

- Lösen der Ruder von den diese am Flugkörper haltenden Bolzen,
- sequenzielles, manuelles Entriegeln einer jeden Rudermaschine,
- einzelnes Ansteuern einer jeden Rudermaschine mit einem Sollwert und automatischer Überprüfung, ob dieser Sollwert von der Rudermaschine erreicht worden ist,
- gleichzeitige Bewegung mehrerer Rudermaschinen mit entsprechender Sollwertüberprüfung und
- Zurücksteuern der Rudermaschinen auf ihre Neutralposition von 0° Ruderausschlag.

7. Verfahren nach einem der Ansprüche 3 bis 6, dadurch gekennzeichnet, dass während der Überprüfung des Flugkörpers (**1**) der Detektor des Infrarot-Zielsuchkopfes, insbesondere dessen Kamera, der Bildverarbeitungsrechner und der Bordrechner getestet werden, indem bei konstantem Szenario geprüft wird, ob die gemessenen Pixelgrauwerte mit erhöhter Integrationszeit entsprechend linear ansteigen.

8. Verfahren nach einem der Ansprüche 3 bis 7, dadurch gekennzeichnet, dass während der Überprüfung des Flugkörpers die Zielerfassungsfunktion des Zielsuchkopfes getestet wird, wobei die folgenden Schritte ausgeführt werden:

- Anordnen einer Landmarken-Maske mit eingravierten Zielkonturen in einem definierten Abstand vor dem Infrarot-Zielsuchkopf,
- Kühlung des Infrarot-Zielsuchkopfes,
- Laden eines Test-Missionsplans, der eine entsprechende Landmarke aufweist, in den Steuerrechner des Flugkörpers und
- Prüfen ob und wie schnell der Infrarot-Zielsuchkopf eine Übereinstimmung der im Missionsplan vorgege-

benen Landmarke mit der in die Landmarkenmaske eingravierten Zielkontur feststellt.

9. Vorrichtung zur Durchführung eines Verfahrens nach einem der vorhergehenden Ansprüche mit

- einer Simulationseinheit (**2**), die mit einer ersten Schnittstelle (**18**) des Flugkörpers (**1**) verbindbar ist, und
- einer Test- und Prüfeinheit (**3**), die mit einer zweiten Schnittstelle (**16'**) des Flugkörpers (**1**) verbindbar ist, wobei die Simulationseinheit (**2**) und die Test- und Prüfeinheit (**3**) jeweils als mobile, vorzugsweise tragbare, Einrichtung ausgebildet sind.

Es folgen 2 Blatt Zeichnungen

Anhängende Zeichnungen

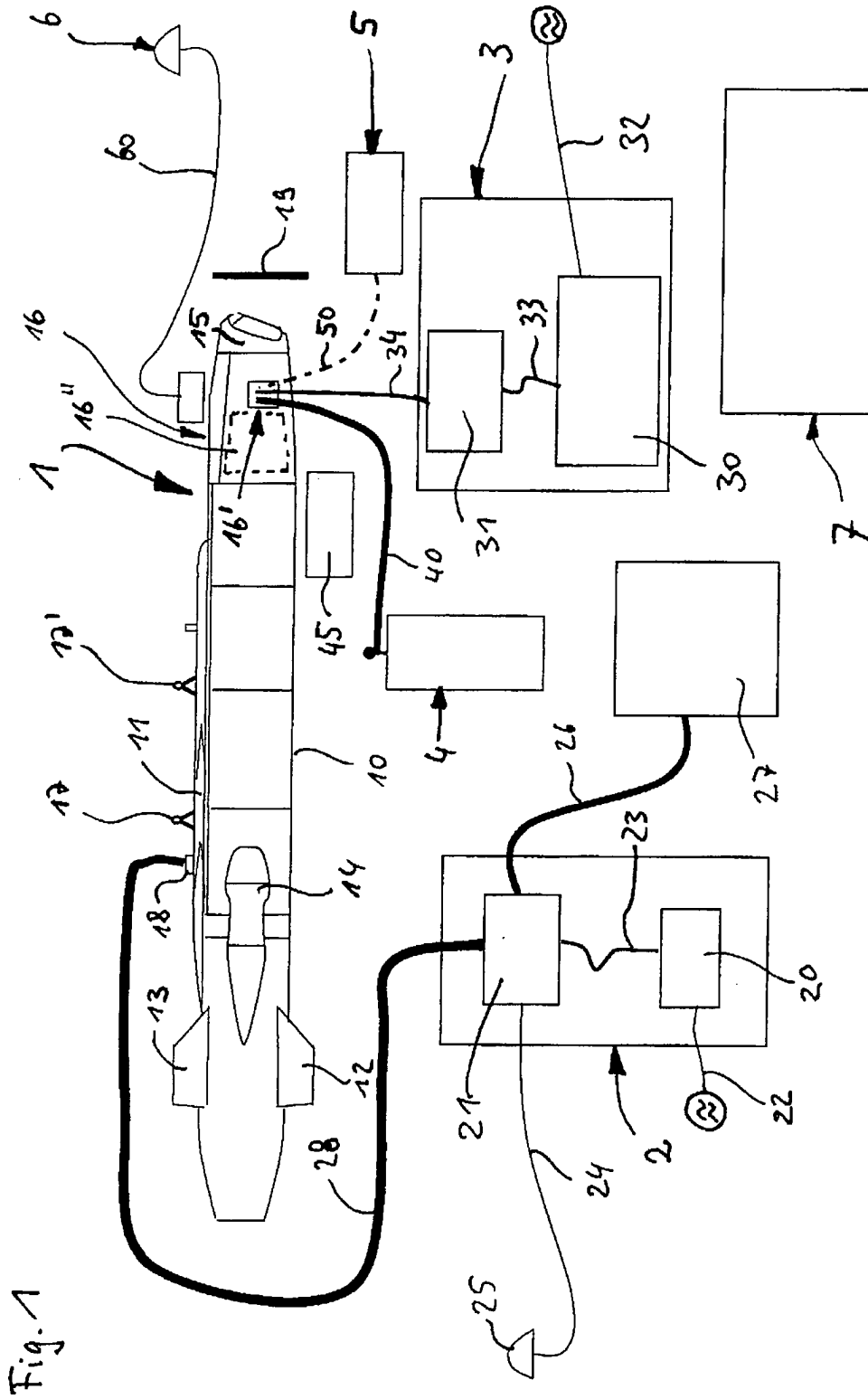




Fig. 2

