

(19)



Europäisches Patentamt

European Patent Office

Office européen des brevets



(11)

EP 0 806 625 B1

(12)

EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des
Hinweises auf die Patenterteilung:
11.12.2002 Patentblatt 2002/50

(51) Int Cl.7: **F41G 7/00**, F42C 17/04

(21) Anmeldenummer: **97107161.8**

(22) Anmeldetag: **30.04.1997**

(54) **Schnittstelle zur digitalen Datenübertragung zwischen einem Flugkörper und einem Startgerät**

Interface for digital information transfer between a missile and a launcher

Interface pour le transfert de données digital entre un missile et un lance-missile

(84) Benannte Vertragsstaaten:
DE FR GB IT SE

(30) Priorität: **09.05.1996 DE 19618602**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:
12.11.1997 Patentblatt 1997/46

(73) Patentinhaber: **Bodenseewerk Gerätetechnik
GmbH
88662 Überlingen (DE)**

(72) Erfinder: **Lehr, Hubert
78315 Radolfzell (DE)**

(74) Vertreter: **Weisse, Jürgen, Dipl.-Phys. et al
Patentanwälte
Dipl.-Phys. Jürgen Weisse
Dipl.-Chem. Dr. Rudolf Wolgast
Bökenbusch 41
42555 Velbert-Langenberg (DE)**

(56) Entgegenhaltungen:
**EP-A- 0 650 027 DE-A- 3 033 357
DE-A- 3 127 379 DE-C- 3 411 439
FR-A- 2 687 260**

EP 0 806 625 B1

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach der Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents kann jedermann beim Europäischen Patentamt gegen das erteilte europäische Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch ist schriftlich einzureichen und zu begründen. Er gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist. (Art. 99(1) Europäisches Patentübereinkommen).

Beschreibung

[0001] Die Erfindung betrifft eine Schnittstelle zur digitalen Datenübertragung zwischen einem Flugkörper und einem Startgerät, in welchem der Flugkörper gehalten ist und als Schnittstelle an Flugkörper und Startgerät zusammenwirkende berührungslose Datenübertragungseinrichtungen vorgesehen sind.

[0002] Flugkörper sind an den Tragflächen von Flugzeugen in Startgeräten (Launcher) gehalten. Aus diesen Startgeräten werden sie durch Zünden des Triebwerks abgeschossen. Vor dem Abschluß ist der Flugkörper mit dem Flugzeug über eine oder mehrere Verbindungs-Leitungen (Umbilical) verbunden. Diese Verbindungsleitungen werden beim oder vor dem Abschluß gelöst. Über eine solche Verbindungs-Leitung erfolgt die Versorgung des Flugkörpers mit Strom und Kühlgas vor dem Abschluß, so daß die Versorgung des Flugkörpers durch flugkörpereigene Aggregate nur während des Fluges nach dem Abschluß zu erfolgen braucht. Das Kühlgas wird einem Joule-Thomson-Kühler zum Kühlen eines Detektors im Suchkopf eines zielverfolgenden Flugkörpers zugeführt. Es erfolgt aber auch ein Austausch von digital vorliegenden Daten zwischen dem Flugzeug und dem Flugkörper. Dieser Austausch von Daten erfolgt über einen Stecker. Dieser Stecker wird kurz vor dem Abschluß durch einen Rückzug-Mechanismus vom Flugkörper abgezogen und in das Startgerät zurückgezogen. Die Verbindungen müssen beim Beladen des Startgerätes mit dem Flugkörper manuell hergestellt werden. Das stellt eine Fehlerquelle dar. Außerdem erfordert das Zurückziehen des Steckers durch den mechanischen Rückzug-Mechanismus Zeit. Es muß daher eine Verzögerung zwischen Abschluß-Befehl und tatsächlichem Abschluß vorgesehen werden. Anordnungen, bei denen eine Datenübertragung mittels eines Verbindungskabels erfolgt sind in der EP 0 650 027 A2 und in der DE 34 11 439 C1 beschrieben.

[0003] In der In der FR 2 687 260 ist ein Trägerflugzeug mit einem Flugkörper beschrieben, bei welchen die Kommunikation mittels optischer Strahlung erfolgt. Der hierfür eingesetzte optische Leistungssender besitzt einen optischen Leistungskopf, der mit dem optischen Kopf des optischen Senders mechanisch verbunden ist, so daß Mikromotoren die Strahlung ausrichten können. Der Leistungskopf ist drehbeweglich angeordnet. Die beschriebene Konfiguration sieht von vorneher ein eine berührungslose Datenübertragung vor. Die hierfür benötigte Anordnung wird anstelle von bekannten Rückzugsmechanismus-Anordnungen eingesetzt. Der Umbau bestehender Anordnungen ist teuer und aufwendig.

[0004] Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, die Schnittstelle für die digitale Datenübertragung zwischen Flugkörper und Flugzeug bei bestehenden Anordnungen zu vereinfachen, die Beladung des Startgerätes mit dem Flugkörper einfacher und sicherer zu machen und Verzögerungen beim Abschluß des Flugkörpers zu vermeiden.

meiden.

[0005] Erfindungsgemäß wird diese Aufgabe dadurch gelöst, daß ein an einem Rückzug-Mechanismus sitzender Abzug-Stecker bei einem Umrüstvorgang durch ein Datenübertragungs-Modul von vergleichbaren Abmessungen ersetzt ist.

[0006] Auf diese Weise enthält die Daten-Schnittstelle keine mechanischen Verbindungen. Die Kopplung wird automatisch hergestellt, wenn der Flugkörper in seiner richtigen Position im Startgerät gehalten ist. Bei dem Beladevorgang braucht keine Steckerverbindung hergestellt werden. Ebenso wird die Verbindung beim Abschluß automatisch und ohne Notwendigkeit einer Verzögerung gelöst, wenn der Flugkörper das Startgerät verläßt. Die ursprüngliche Konfiguration bleibt vollständig erhalten und nur der Stecker wird durch ein Datenübertragungsmodul ersetzt.

[0007] Ausgestaltungen der Erfindung sind Gegenstand der Unteransprüche.

[0008] Ein Ausführungsbeispiel der Erfindung ist nachstehend unter Bezugnahme auf die zugehörigen Zeichnungen näher erläutert.

Fig. 1 ist eine schematische Darstellung des Startgeräts und des Flugkörpers mit einer berührungslosen Schnittstelle für die Übertragung digitaler Daten.

Fig. 2 zeigt einen an einem Startgerät nach dem Stand der Technik vorgesehenen, zurückziehbaren Stecker in einer Schnittstelle für die Übertragung digitaler Daten zwischen Flugzeug und Flugkörper.

Fig. 3 zeigt eine berührungslose Schnittstelle, die durch Umrüstung des Startgeräts von Fig. 2 erhalten wird.

[0009] In Fig. 1 ist mit 10 ein Startgerät bezeichnet. In dem Startgerät 10 ist ein Flugkörper 12 gehalten. Im Startgerät 10 ist ein Datenbus 14 zu einem Steckerteil 16 geführt. Der Datenbus führt Daten in einem bestimmten Format, z.B. MIL STD 1553 B. An dem Steckerteil 16 sitzt ein Daten-Übertragungsmodul 18 zur berührungslosen Übertragung digitaler Daten. Das Daten-Übertragungsmodul arbeitet mit infraroter Strahlung und enthält entsprechende Sender und Empfänger, wie in Fig. 1 durch die Blöcke 20 und 22 dargestellt ist.

[0010] Die Sender und Empfänger des Daten-Übertragungsmoduls 18 sind über eine IR-Strecke 24 mit Empfängern bzw. Sendern eines Sende- und Empfangs-Chips 26 an dem Flugkörper 12 verbunden. Die Signale von dem Sende- und Empfangs-Chip 26 werden durch einen Wandler 28 flugkörperseitig wieder in das Format des Datenbusses 14 umgewandelt und auf einen Datenbus 30 des Flugkörpers 12 umgesetzt.

[0011] Fig. 2 zeigt eine Schnittstelle in einem Startgerät nach dem Stand der Technik. Die Schnittstelle ist in

Wirkstellung gezeigt, d.h. in einer Stellung, in welcher die Verbindung zu dem Flugkörper hergestellt ist. Dort sitzt ein Stecker 32 für die Übertragung der digitalen Daten an einem Rückzug-Mechanismus 34. Der Rückzug-Mechanismus 34 weist einen mit einer Welle 36 schwenkbar gelagerten Winkelhebel 38 auf. Der Stecker 32 ist in einer Führung 40 geführt und weist Zapfen 42 auf, welche durch einen Längsschlitz 44 der Führung 40 herausragen. Ein Arm 46 des Winkelhebels 38 greift mit gabelförmigen Enden um die herausragenden Zapfen 42. Die gabelförmigen Enden weisen zwei Backen 48 und 50 auf. Die Backe 50 ist dabei von einem Winkelhebel gebildet, der um ein Schwenklager 52 gegenüber der Backe 48 verschwenkbar ist. An dem Winkelhebel greift eine Zugfeder 54 an. Dadurch werden die beiden Backen 48 und 50 stets in Anlage an den Zapfen 42 gehalten. Die Feder 54 belastet den Stecker 32 in Richtung auf seine Wirkstellung und sucht den Winkelhebel 38 entgegen dem Uhrzeigersinn in Fig.2 zu verschwenken. Eine Druckfeder 56, welche die Zugfeder überwindet, greift an dem anderen Arm 58 des Winkelhebels 38 an und sucht diesen im Uhrzeigersinn zu verschwenken. Das wird in der Wirkstellung von Fig.2 durch einen Winkelhebel 60 verhindert, an dessen einem Arm 62 eine mit dem Winkelhebel 38 verbundene Nase 64 anliegt. Dadurch wird der Winkelhebel 38 gegen die Wirkung der Druckfeder 56 in einer Stellung gehalten, in welcher der Stecker 32 in seiner Wirkstellung ist. Der Winkelhebel 60 ist um einen Schwenkpunkt 66 schwenkbar. An einem zweiten Arm 68 des Winkelhebels 60 greift eine Zugfeder 70 an, welche den Winkelhebel 60 in der Verriegelungs-Stellung von Fig.2 zu halten trachtet. Der Winkelhebel 60 kann durch einen von einem Hubmagneten 61 betätigten Stößel 72, wie in Fig. 3 dargestellt, im Uhrzeigersinn verschwenkt werden. Der Arm 62 gibt dann die Nase 64 frei. Damit kann der Winkelhebel 38 von der Druckfeder 56 im Uhrzeigersinn verschwenkt werden. Der Arm 46 zieht dann über die Backe 48 und den Zapfen 42 den Stecker 32, wie in Fig. 2 dargestellt, zurück. Das ist ein relativ komplizierter Rückzugs-Mechanismus. Das Zurückziehen erfordert eine bestimmte Zeit. Es muß also eine Verzögerung zwischen dem Einschalten des Hubmagneten 61 und dem eigentlichen Abschluß des Flugkörpers vorgesehen sein. Während dieser Verzögerungszeit ist aber die Verbindung zwischen Flugkörper und Startgerät 10 schon unterbrochen.

[0012] Es sind viele Startgeräte im Einsatz, die auf diese Weise aufgebaut sind. Es ist möglich, diese vorhandenen Startgeräte auf kontaktlose Übertragung der digitalen Daten umzurüsten. Das ist in Fig.3 dargestellt.

[0013] Der Stecker 32 (Fig.2) enthält den Steckerteil 16, der über ein Kabel 74 mit dem Datenbus des Flugzeugs verbunden ist. Der Stecker 32 in Fig.2 enthält weiter einen die Steckerstifte enthaltenden Steckerteil 76, der in der Wirkstellung in eine Steckerbuchse des Flugkörpers 12 eingreift. Ein darüber vorstehender Führungsstift 78 gewährleistet das korrekte Eingreifen

der Steckerstifte in die Steckerbuchsen.

[0014] Statt des Steckerteils 76 ist nun nach der Umrüstung das Daten-Übertragungsmodul 18 auf den Steckerteil 16 aufgesetzt. Der Hubmagnet 61 ist abgeschaltet. Der Rückzugs-Mechanismus 34 ist in seiner in Fig.3 dargestellten, zurückgezogenen Stellung. Das Daten-Übertragungsmodul 18 schließt dann mit der flugkörperseitigen Wandung des Startgerätes 10 ab. Der Abschluß des Flugkörpers wird in dieser Stellung nicht beeinflusst. Der für das Daten-Übertragungsmodul zur Verfügung stehende Raum umfaßt nicht nur den vorher von dem Steckerteil 76 eingenommenen Raum sondern auch den Bereich, in den der Führungsstift 78 hineinragt.

[0015] Eine solche Umrüstung erfordert keine weiteren Änderungen an dem Startgerät. Es können daher vorhandene, mit einer Stecker-Verbindung als Schnittstelle arbeitende Startgeräte mit geringem Aufwand auf Flugkörper umgerüstet werden, bei denen eine kontaktlose Übertragung der digitalen Daten über eine Infrarot-Ankoppelung erfolgt. In dem umgerüsteten Zustand bleibt der Hubmagnet 61 stromlos.

25 Patentansprüche

1. Schnittstelle zur digitalen Datenübertragung zwischen einem Flugkörper und einem Startgerät, in welchem der Flugkörper gehalten ist und als Schnittstelle an Flugkörper (12) und Startgerät (10) zusammenwirkende berührungslose Datenübertragungseinrichtungen (18,26) vorgesehen sind **dadurch gekennzeichnet, daß** ein an einem Rückzug-Mechanismus (34) sitzender Abzug-Stecker (76) bei einem Umrüstvorgang durch ein Datenübertragungs-Modul (18) von vergleichbaren Abmessungen ersetzt ist.
2. Schnittstelle nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, daß** die berührungslosen Datenübertragungseinrichtungen (18,26) beide zum Senden und Empfangen von Daten eingerichtet sind.
3. Schnittstelle nach Anspruch 1 oder 2, **dadurch gekennzeichnet, daß** die Datenübertragungseinrichtungen (18,26) zum Senden und/oder Empfangen von infraroter Strahlung als Träger der übertragenen Daten eingerichtet sind.
4. Schnittstelle nach einem der Ansprüche 1 bis 3, **dadurch gekennzeichnet, daß** flugkörperseitig ein mit dem Datenübertragungs-Modul (18) fluchtender Sende- und Empfangs-Chip (26) angeordnet ist.

Claims

1. Interface for transferring data between a missile and a launcher in which the missile is accommodated and cooperating contactless data transfer devices (18,26) are provided as interface at the missile (12) and the launcher (10), **characterized in that** a plug portion (76) located at a pull-back mechanism (34) is replaced by a data transfer module (18) of comparable dimensions during a modification operation. 5 10
2. Interface as set forth in claim 1, **characterized in that** both of the contactless data transfer devices (18,26) are adapted to transmit and receive data. 15
3. Interface as set forth in claim 1 or 2, **characterized in that** the data transfer devices (18,26) are adapted to transmit and/or receive infrared radiation as carrier of transmitted data. 20
4. Interface as set forth in anyone of the claims 1 to 3, **characterized in that** a transmitter and receiver chip (26) aligned with the data transfer module (18) is arranged at the missile side. 25

Revendications

1. Interface destinée à la transmission de données numériques entre un missile et un lanceur dans lequel le missile est maintenu et pour lequel sont prévus des dispositifs de transmission de données sans contact (18,26) concourant en tant qu'interface du missile (12) et du lanceur (10), **caractérisée par le fait qu'une** fiche mâle de retrait (76) se trouvant sur un mécanisme de retrait (34) est remplacée, lors d'une procédure de reconversion, par un module de transmission de données (18) de dimensions comparables. 30 35 40
2. Interface selon la revendication 1, **caractérisée par le fait que** les dispositifs de transmission de données sans contact (18,26) sont installés tous les deux de façon à émettre et recevoir des données. 45
3. Interface selon la revendication 1 ou 2, **caractérisée par le fait que** les dispositifs de transmission de données (18,26) sont installés de façon à émettre et/ou recevoir un rayonnement infrarouge en tant que support des données transmises. 50
4. Interface selon l'une des revendications 1 à 3, **caractérisée par le fait qu'une** puce électronique de réception et d'émission (26) s'alignant sur le module de transmission de données (18) est disposée du côté du missile. 55

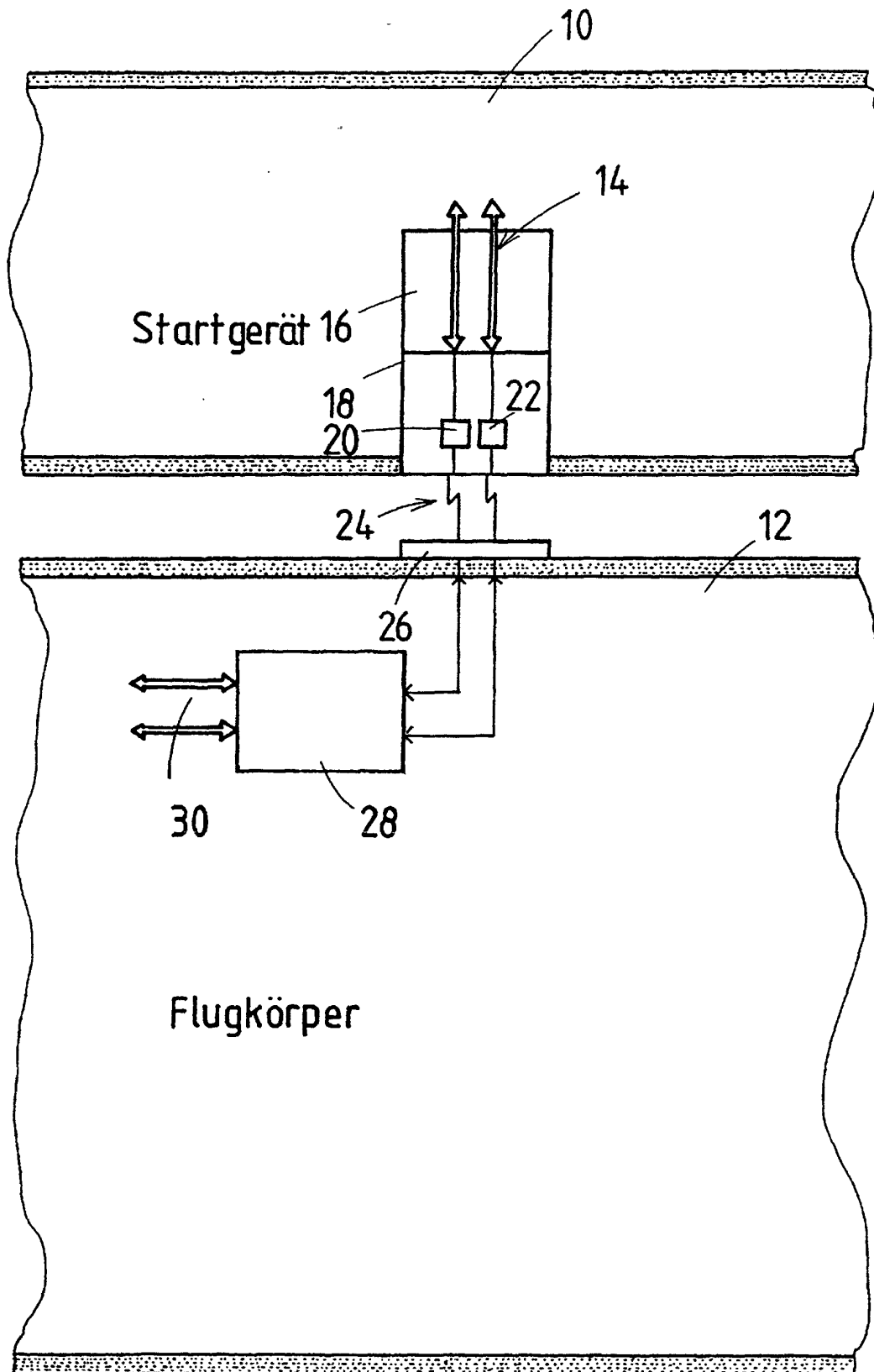


Fig. 1

