

⑩



Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets

⑪ Publication number:

**0 052 675
B1**

⑫

EUROPEAN PATENT SPECIFICATION

⑬ Date of publication of patent specification: **08.05.85**

⑭ Int. Cl.⁴: **F 41 F 15/00, F 42 C 17/00,
F 42 C 21/00**

⑮ Application number: **80304163.1**

⑯ Date of filing: **20.11.80**

⑰ **A rocket firing system and a method of firing a rocket.**

⑱ Date of publication of application:
02.06.82 Bulletin 82/22

⑲ Publication of the grant of the patent:
08.05.85 Bulletin 85/19

⑳ Designated Contracting States:
AT BE CH DE FR IT LI LU NL SE

㉑ References cited:
**FR-A-2 304 053
GB-A- 640 893
GB-A-1 235 844
US-A-2 555 384
US-A-3 123 002
US-A-4 142 442**

㉒ Proprietor: **HORSTMANN GEAR GROUP
LIMITED
Newbridge Works
Bath BA1 3EF (GB)**

㉓ Inventor: **Florence, John Ramsay
10 New Road
Northbourne Bournemouth (GB)**

㉔ Representative: **Powell, Stephen David et al
J.F. Williams & Co. 34 Tavistock Street
London WC2E 7PB (GB)**

EP 0 052 675 B1

Note: Within nine months from the publication of the mention of the grant of the European patent, any person may give notice to the European Patent Office of opposition to the European patent granted. Notice of opposition shall be filed in a written reasoned statement. It shall not be deemed to have been filed until the opposition fee has been paid. (Art. 99(1) European patent convention).

Courier Press, Leamington Spa, England.

Description

This invention relates to a rocket firing system and to a method of firing a rocket; the rocket firing system is positioned on a launcher device.

It is already known to fire rockets and other pyrotechnic devices by electrical means, in particular using an inductive linkage, see for example GB—A—1235844 which corresponds to the preambles of claims 1 and 8 of the present application. However, a complete system for firing rockets should preferably also enable a pre-firing check upon the presence of the rocket, and upon the effectiveness of the firing circuit of the rocket itself. Effective system embodying these features have not previously been known.

Accordingly, the invention provides a rocket firing system comprising a magnetic cord and a driver coil mounted co-axial therewith for inducing a firing voltage in a rocket firing circuit coil brought into inductive linkage with the core, characterised in that means are provided for effecting a pre-firing check, said means comprising a sensor coil inductively linked with the core and driver coil and a detector device connected to the sensor coil to determine the presence and state of a said rocket firing circuit coil. Preferably, the sensor coil is in two parts lying transversely of and closely adjacent the driver coil.

The firing system may be embodied in a rocket launcher device.

Further, the invention provides a method of firing a rocket having an inductive firing circuit adapted to be magnetically linked by a firing system having a magnetic core and a driver coil, wherein first the core is brought to link magnetically with the firing circuit, then a low-power signal voltage is applied to the driver coil, the presence and state of the firing circuit being monitored by a signal regenerated in a sensor coil, and thereafter an operating power voltage is applied to the driver coil so as to induce a firing voltage in the firing circuit.

In order that the invention shall be clearly understood an exemplary embodiment thereof will now be described with reference to the drawings in which:—

Figure 1 shows the physical disposition of the components of the firing system according to the invention; and

Figure 2 shows the electrical connections of the firing system.

The firing system which is mounted on the rocket launcher comprises in essence a magnetic core D, which is surrounded by a driver coil A. Mounted in close physical proximity to the coil A is a sensor coil B which is divided into two part B₁ and B₂. The coil B has its magnetic axis perpendicular to that of coil A and to the core D.

The system is positioned on the launcher such that the core D aligns with a coil C mounted on a rocket positioned in the launcher. The coil C is connected in circuit with a detonator match in the form of a low-voltage, high-current hot wire coil

onto which has been deposited a heat sensitive pyrotechnic material. The firing circuit driving coil C has an internal diameter larger than the core D, and when the rocket is in position, the core D enters the coil C and makes an inductive link therewith.

Coil A is connectible to a suitable alternating current supply and which is controlled at two power levels, a low power signal level for testing purposes and a full operating power level for firing. The coil B is connected to a suitable voltage detection circuit. In use, the firing system is set up by moving core D with no rocket present and with the coil A energised at the signal level until the induced voltage in coil B is at a minimum. The core D is then locked in position.

When a rocket is introduced into the launcher, with the signal power voltage applied to the coil A a signal current, well below the safety level of the firing circuit, will flow in coil C. This will result in a major distortion of the magnetic field of coil A and core D. The coil B will detect this change from the normal and the resultant voltage detected by the detection device will indicate the presence of a rocket, and the satisfactory state of the firing circuit on the rocket.

If the rocket is present, but the firing circuit is open-circuited, then no current will flow in the coil C and there will be only minor distortion of the magnetic field when the signal power voltage is applied to coil A.

In the preferred form shown, the coil parts B₁ and B₂ are wound in position, and positioned so that one part will cut more flux than the other when the flux pattern becomes asymmetrically distorted by the presence of coil C. This gives a greater sensitivity, and since signal in coil B is a minimum in the balance of a rocket, allows the use of a threshold detector in the circuit to eliminate external effects. The coil parts are preferably connected in a bridge circuit. A single sensor coil, or one co-axial with the core D, could in theory be used but is very much less sensitive.

In another preferred form two sensor coils coaxial with the core D are used, preferably in a bridge circuit.

Such a firing system is adapted well to being applied to a series of launchers, and testing and firing can be carried out remotely, either sequentially or in unison.

Claims

1. A rocket firing system comprising a magnetic core (D) and a driver coil (A) mounted co-axial therewith for inducing a firing voltage in a rocket firing circuit coil (C) brought into inductive linkage with the core, characterised in that means are provided for effecting a pre-firing check, said means comprising a sensor coil (B₁, B₂) inductively linked with the core and driver coil (A) and a detector device connected to the sensor coil (B₁, B₂) to determine the presence and state of a said rocket firing circuit coil.

2. A system according to claim 1, wherein the

sensor coil (B_1, B_2) is in two parts lying transversely of and closely adjacent the driver coil.

3. A system according to claim 1, wherein the sensor coil (B_1, B_2) is in two parts each of which is co-axial with the driver coil.

4. A system according to claim 2 or 3, wherein the sensor coil (B_1, B_2) parts are connected in a bridge circuit.

5. A system according to any of claims 2 to 4 wherein the sensor coil parts are wound and positioned so that, when a said rocket firing circuit coil is brought into inductive linkage with the magnetic core (D), one coil part cuts more flux than the other coil part.

6. A system according to any of claims 2 to 5 wherein a threshold detector is connected to said sensor coil parts.

7. A system according to any preceding claim wherein the driver coil (A) is connected to an alternating current supply and is switchable to at least two power levels.

8. A method of firing a rocket having an inductive firing circuit adapted to be magnetically linked by a firing system having a magnetic core (D) and a driver coil (A), the method being characterised in that first the magnetic core (D) is brought to link magnetically with the firing circuit, then a low-power signal voltage is applied to the driver coil (A), the presence and state of the firing circuit being monitored by a signal generated in a sensor coil (B_1, B_2), and thereafter an operating power voltage is applied to the driver coil (A) so as to induce a firing voltage in the firing circuit.

9. A method of firing a rocket according to claim 8 wherein, before the magnetic core (D) is brought to link magnetically with the firing circuit, the firing system is set up by applying said low-power signal voltage to the driver coil (A) and moving the magnetic core (D) until the voltage induced in the sensor coil (B_1, B_2) is at a minimum, the magnetic core (D) then being fixed in position.

10. A method of firing a rocket according to claim 8 or claim 9 wherein the presence and desired state of the firing circuit cause an asymmetrical flux pattern relative to the sensor coil (B_1, B_2).

Revendications

1. Système de mise à feu d'une fusée, possédant un noyau magnétique (D) et une bobine d'attaque (A) montée coaxialement à celui-ci pour induire une tension de mise à feu dans une bobine (C) incorporée dans un circuit de mise à feu porté par la fusée et qui est amenée en état de couplage inductif avec le noyau, caractérisé en ce que des moyens sont prévus pour effectuer un contrôle avant la mise à feu, ces moyens comprenant une bobine capteur (B_1, B_2) couplée par induction avec le noyau et la bobine d'attaque (A) et un dispositif de détection connecté à la bobine capteur (B_1, B_2) pour déterminer la présence et l'état de la bobine incorporée dans le circuit de mise à feu porté par la fusée.

2. Système selon la revendication 1, où la bobine capteur (B_1, B_2) est en deux parties disposées transversalement par rapport à la bobine d'attaque et à faible distance de celle-ci.

3. Système selon la revendication 1, où la bobine capteur (B_1, B_2) est en deux parties disposées coaxialement par rapport à la bobine d'attaque.

4. Système selon la revendication 2 ou 3, où les parties de la bobine capteur (B_1, B_2) sont montées dans un circuit en pont.

5. Système selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, où les parties de la bobine capteur sont enroulées et disposées de manière que l'une d'elles coupe une plus grande portion du flux que l'autre lorsqu'une bobine (C) incorporée dans le circuit de mise à feu porté par une fusée est amenée en état de couplage inductif avec le noyau magnétique (D).

6. Système selon l'une quelconque des revendications 2 à 5, où un détecteur de seuil est connecté aux parties de la bobine capteur.

7. Système selon l'une quelconque des revendications précédentes, où la bobine d'attaque (A) est reliée à une source de courant alternatif et peut être alimentée à au moins deux niveaux de puissance.

8. Procédé de mise à feu d'une fusée portant un circuit de mise à feu par induction conçu pour être couplé magnétiquement à un système de mise à feu possédant un noyau magnétique (D) et une bobine d'attaque (A), caractérisé en ce que l'on amène d'abord le noyau magnétique (D) en état de couplage magnétique avec le circuit de mise à feu porté par la fusée, on applique ensuite une tension de signal à faible puissance à la bobine d'attaque (A), avec vérification de la présence et de l'état du circuit de mise à feu à l'aide d'un signal engendré dans une bobine capteur (B_1, B_2), puis on applique à la bobine d'attaque (A) une tension à puissance de travail pour induire une tension de mise à feu dans le circuit de mise à feu.

9. Procédé de mise à feu d'une fusée selon la revendication 8, où, avant que le noyau magnétique (D) soit amené en état de couplage magnétique avec le circuit de mise à feu, on ajuste le système de mise à feu en appliquant la tension de signal à faible puissance à la bobine d'attaque (A) et en déplaçant le noyau magnétique (D) jusqu'à ce que la tension induite dans la bobine capteur (B_1, B_2) soit à un minimum, et on fixe ensuite le noyau magnétique (D) en place.

10. Procédé de mise à feu d'une fusée selon la revendication 8 ou 9, où la présence et l'état désiré du circuit de mise à feu créent un flux magnétique dissymétrique par rapport à la bobine capteur (B_1, B_2).

Patentansprüche

1. Ein System zum Abfeuern einer Rakete mit einem Magnetkern (D) und einer koaxial angeordneten Antriebsspule (A) zum Induzieren einer Zündspannung in einer mit dem Kern in induktive Verbindung gebrachten Raketen-Zündkreissspule

(C), dadurch gekennzeichnet, daß Mittel zum Herstellen einer Vor-Zündkontrolle vorgesehen sind, die aus einer induktiv mit dem Kern und der Antriebsspule (A) verbundenen Fühlerspule (B_1 , B_2) und einer mit der Fühlerspule (B_1 , B_2) verbundenen Detektoreinrichtung zur Bestimmung des Vorliegens und des Zustandes der Raketen-Zündkreisspule bestehen.

2. Ein System gemäß Anspruch 1, bei dem die Fühlerspule (B_1 , B_2) aus zwei Teilen besteht, die quer zur Antriebsspule und in deren unmittelbaren Nähe angeordnet sind.

3. Ein System gemäß Anspruch 1, bei dem die Fühlerspule (B_1 , B_2) aus zwei Teilen besteht, von denen jeder coaxial mit der Antriebsspule angeordnet ist.

4. Ein System gemäß Anspruch 2 oder 3, bei dem die Teile der Fühlerspule (B_1 , B_2) an einen Brückenkreis angeschlossen sind.

5. Ein System gemäß einem der Ansprüche 2 bis 4, bei dem die Teile der Fühlerspule so gewickelt und angeordnet sind, daß nach Herstellen der induktiven Verbindung der Raketen-Zündkreisspule mit dem Magnetkern (D) ein Spulenteil einen kleineren Fluß aufweist als der andere.

6. Ein System gemäß einem der Ansprüche 2 bis 5, bei dem ein Schwellenwertdetektor mit den Fühlerspulenteilen verbunden ist.

7. Ein System gemäß einem der vorhergehenden Ansprüche, bei dem die Antriebsspule (A) an eine Wechselstromquelle angeschlossen ist und auf mindestens zwei Stromstärken geschaltet werden kann.

8. Ein Verfahren zum Abfeuern einer Rakete mit einem induktiven Zündkreis, der magnetisch mit einem Zündsystem mit einem Magnetkern (D) und einer Antriebsspule (A) verbunden werden kann, dadurch gekennzeichnet, daß zuerst der Magnetkern magnetisch mit dem Zündkreis in Verbindung gebracht wird, worauf eine Schwachstrom-Signalspannung an die Antriebsspule (A) angelegt wird, wobei das Vorliegen und der Zustand des Zündkreises durch ein in der Fühlerspule (B_1 , B_2) erzeugtes Signal überwacht wird, und anschließend eine Betriebsstromspannung an die Antriebsspule (A) angelegt wird, um eine Zündspannung im Zündkreis zu erzeugen.

9. Ein Verfahren zum Abfeuern einer Rakete gemäß Anspruch 8, bei dem vor Herstellen der magnetischen Verbindung des Magnetkerns (D) mit dem Zündkreis das Zündsystem durch Anlegen der Schwachstrom-Signalspannung an die Antriebsspule (A) und Bewegen des Magnetkerns (D), bis die in der Fühlerspule (B_1 , B_2) induzierte Spannung einen Mindestwert erreicht hat, eingestellt wird, worauf der Magnetkern (D) in seiner Lage fixiert wird.

10. Ein Verfahren zum Abfeuern einer Rakete gemäß Anspruch 8 oder 9, bei dem das Vorliegen und der gewünschte Zustand des Zündkreises in ein asymmetrisches Flußmuster gegenüber der Fühlerspule (B_1 , B_2) bewirkt.

35

40

45

50

55

60

65

4

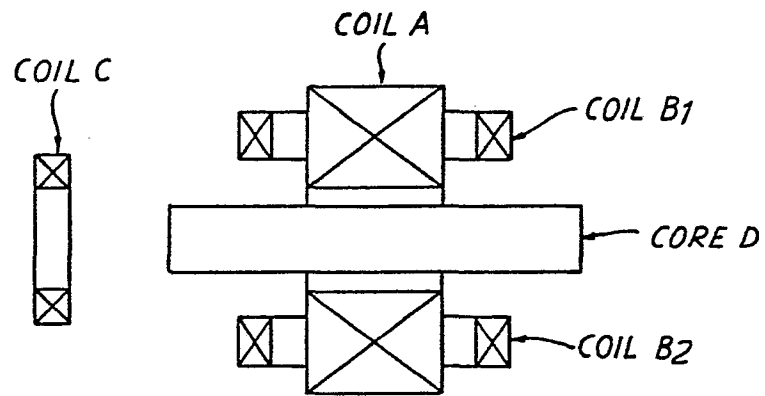


FIG. 1

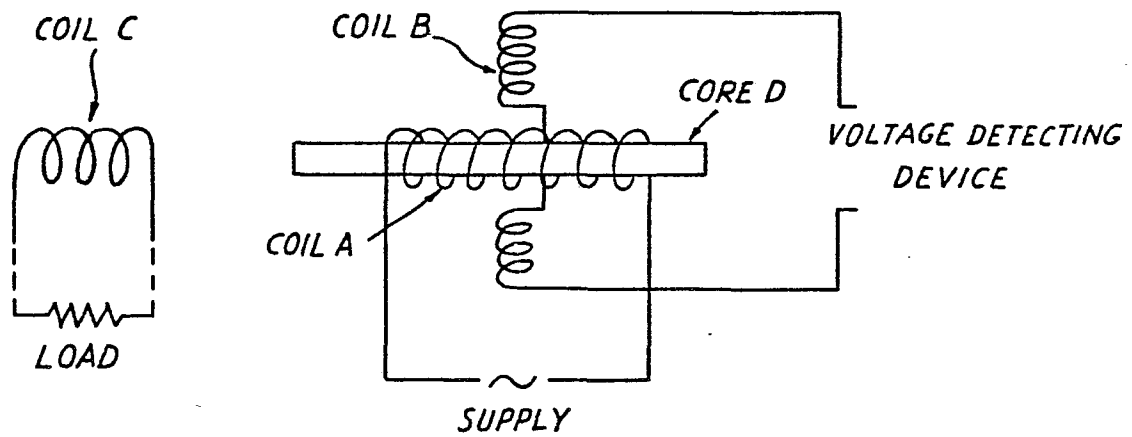


FIG. 2