

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5501690号
(P5501690)

(45) 発行日 平成26年5月28日 (2014. 5. 28)

(24) 登録日 平成26年3月20日 (2014. 3. 20)

(51) Int. Cl.		F 1
F 4 1 F	3/06	(2006. 01)
B 6 4 C	37/02	(2006. 01)
B 6 4 C	39/02	(2006. 01)
	F 4 1 F	3/06
	B 6 4 C	37/02
	B 6 4 C	39/02

請求項の数 15 (全 13 頁)

(21) 出願番号	特願2009-178507 (P2009-178507)	(73) 特許権者	000006208
(22) 出願日	平成21年7月31日 (2009. 7. 31)		三菱重工株式会社
(65) 公開番号	特開2011-33249 (P2011-33249A)		東京都港区港南二丁目16番5号
(43) 公開日	平成23年2月17日 (2011. 2. 17)	(74) 代理人	100078499
審査請求日	平成24年2月10日 (2012. 2. 10)		弁理士 光石 俊郎
		(74) 代理人	100074480
			弁理士 光石 忠敬
		(74) 代理人	100102945
			弁理士 田中 康幸
		(74) 代理人	100120673
			弁理士 松元 洋
		(72) 発明者	黒田 能克
			東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工株式会社内

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 発射システム及び発射装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

空中発射可能な飛翔体を翼体に分離可能に装着した発射装置において、前記翼体には、滑走のための車輪が取り付けられ、前記飛翔体は翼体の下部に搭載可能であって前記車輪が滑走路を滑走することを妨げない発射装置において、前記飛翔体は、空中において前記翼体から切断可能な2本以上のランヤードにて吊り下げられ、前記ランヤードの一部を切断して前記飛翔体の頭部を上方に向けた後、前記ランヤードの残りを切断することにより前記翼体から分離し、その後前記飛翔体を点火して空中発射することを特徴とする発射装置。

【請求項2】

請求項1記載の発射装置において、前記翼体は、主翼及び垂直尾翼を備えることを特徴とする発射装置。

【請求項3】

請求項2記載の発射装置において、前記主翼は高揚力を発生するデルタ翼であることを特徴とする発射装置。

【請求項4】

請求項2記載の発射装置において、前記主翼は高揚力を発生する結合翼(joined-wing)であることを特徴とする発射装置。

【請求項5】

請求項1記載の発射装置において、前記飛翔体は、先端部に小型衛星を搭載することを特

徴とする発射装置。

【請求項 6】

請求項 1 記載の発射装置において、前記飛翔体は空中において前記翼体から切断可能な吊り下げ手段にて吊り下げられることを特徴とする発射装置。

【請求項 7】

請求項 1 記載の発射装置をケーブルを介して航空機にて曳航し、滑走させて離陸させることを特徴とする発射システム。

【請求項 8】

請求項 7 記載の発射システムにおいて、前記航空機により曳航して前記発射装置を前記飛翔体の打上高さまで上昇させた後、空中において前記翼体から前記飛翔体を切り離し、その後、前記飛翔体を点火して空中発射することを特徴とする発射システム。

10

【請求項 9】

請求項 8 記載の発射システムにおいて、空中発射された前記飛翔体は、軌道上に到達した後、先端部に搭載した小型衛星を放出することを特徴とする発射システム。

【請求項 10】

請求項 7 記載の発射システムにおいて、前記翼体は、曳航する前記航空機を捉えるセンサを内蔵し、前記センサで得られた情報に基づいて、前記航空機に対する位置を適切に維持するように自動的に舵面制御する追尾装置を備えることを特徴とする発射システム。

【請求項 11】

請求項 7 記載の発射システムにおいて、前記翼体は、曳航する前記航空機を捉えるセンサを内蔵する一方、前記航空機は、前記センサで得られた情報に基づいて、前記航空機に対する位置を適切に維持するように自動的に舵面制御する追尾装置を備え、前記ケーブルを介した有線方式又は無線方式により前記翼体を遠隔制御することを特徴とする発射システム。

20

【請求項 12】

請求項 7 記載の発射システムにおいて、前記飛翔体を分離した前記翼体は、前記ケーブルを切断して前記航空機と切り離された後、空中を滑空して最寄の空港へ帰還することを特徴とする発射システム。

【請求項 13】

請求項 7 記載の発射システムにおいて、前記航空機又は前記発射装置には、前記ケーブルを巻き取る巻取装置を備え、該巻取装置から前記ケーブルを巻取り又は繰り出すことにより前記航空機と前記発射装置の間の長さを調節することを特徴とする発射システム。

30

【請求項 14】

請求項 1 記載の発射装置を上面又は下面に搭載した航空機を離陸させ、前記航空機により前記発射装置を前記飛翔体の打上高さまで上昇させた後、前記航空機から前記発射装置を切り離し、前記翼体から前記飛翔体を分離した後、前記飛翔体を点火して空中発射することを特徴とする発射システム。

【請求項 15】

請求項 1 記載の発射装置を貨物室内に格納した航空機を離陸させ、前記航空機により前記発射装置を前記飛翔体の打上高さまで上昇させた後、前記航空機から前記発射装置を引き出し、前記翼体から前記飛翔体を分離した後、前記飛翔体を点火して空中発射することを特徴とする発射システム。

40

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、飛翔体を空中発射するための発射システム及びそのための発射装置に関する。

【背景技術】

【0002】

飛翔体（以下、ロケットと言う）の空中発射方式としては、図 10 に示すように、航空

50

機 1 の上面に搭載したロケット 2 を航空機 1 から空中において切り離して発射する方式、
 図 1 1 に示すように、航空機 1 の胴下面に搭載したロケット 3 を航空機 1 から空中において
 投下して発射する方式、或いは、図 1 2 に示すように、航空機 1 の貨物室に搭載したロ
 ケット 4 を空中からパラシュート 5 にて引き出して発射する方式等が検討されている。

【 0 0 0 3 】

また、ロケットとしては、ロケットの前翼後方近傍に離脱可能に付加翼を固定したもの
 (特許文献 1)、運動性能が低下した時点で安定翼を分離するもの(特許文献 2)の開発
 が進んでいるが、これらは空中発射方式に適するものではなかった。

【先行技術文献】

【特許文献】

10

【 0 0 0 4 】

【特許文献 1】特開平 0 5 - 0 7 9 7 9 8 号公報

【特許文献 2】特開平 0 5 - 2 3 1 8 0 0 号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【 0 0 0 5 】

上述した空中発射方式を新規に開発する場合には、航空機 1 である母機の開発とロケッ
 ト 2, 3, 4 の開発が必要となる。

しかし、それでは、災害監視などに即座に対応可能な即応型の衛星開発に対処できない
 という問題があった。

20

本発明は、上述した背景技術に鑑みてなされたものであり、特別な母機を準備せずにロ
 ケットを空中発射を可能とする発射システム及び発射装置を提供せんとするものである。

【課題を解決するための手段】

【 0 0 0 6 】

斯かる目的を達成する本発明の請求項 1 に係る発射装置は、空中発射可能な飛翔体を翼
 体に分離可能に装着した発射装置において、前記翼体には、滑走のための車輪が取り付け
 られ、前記飛翔体は翼体の下部に搭載可能であって前記車輪が滑走路を滑走することを妨
 げない発射装置において、前記ロケットは、空中において前記翼体から切断可能な 2 本以
 上のランヤードにて吊り下げられ、前記ランヤードの一部を切断して前記ロケットの頭部
 を上方に向けた後、前記ランヤードの残りを切断することにより前記翼体から分離し、そ
 の後に前記ロケットを点火して空中発射することを特徴とする。

30

上記目的を達成する本発明の請求項 2 に係る発射装置は、請求項 1 記載の発射装置にお
 いて、主翼及び垂直尾翼を備えることを特徴とする。

【 0 0 0 7 】

上記目的を達成する本発明の請求項 3 に係る発射装置は、請求項 2 記載の発射装置にお
 いて、前記主翼は高揚力を発生するデルタ翼であることを特徴とする。

上記目的を達成する本発明の請求項 4 に係る発射装置は、請求項 2 記載の発射装置にお
 いて前記主翼は高揚力を発生する結合翼(joined-wing)であることを特徴とする。

上記目的を達成する本発明の請求項 5 に係る発射装置は、請求項 1 記載の発射装置にお
 いて、前記ロケットは、先端部に小型衛星を搭載し、軌道上に到達した後、前記小型衛星
 を放出することを特徴とする。

40

【 0 0 0 8 】

上記目的を達成する本発明の請求項 6 に係る発射装置は、請求項 1 記載の発射装置にお
 いて、前記ロケットは空中において前記翼体から切断可能な吊り下げ手段にて吊り下げら
 れることを特徴とする。

【 0 0 0 9 】

上記目的を達成する本発明の請求項 7 に係る発射システムは、請求項 1 記載の発射装置
 をケーブルを介して航空機にて曳航し、滑走させて離陸させることを特徴とする。

上記目的を達成する本発明の請求項 8 に係る発射システムは、請求項 7 記載の発射シス
 テムにおいて、前記航空機により曳航して前記発射装置を前記ロケットの打上高さまで上

50

昇させた後、空中において前記翼体から前記ロケットを切り離し、その後、前記ロケットを点火して空中発射することを特徴とする。

上記目的を達成する本発明の請求項9に係る発射システムは、請求項8記載の発射システムにおいて、空中発射された前記ロケットは、軌道上に到達した後、先端部に搭載した小型衛星を放出することを特徴とする。

【0010】

上記目的を達成する本発明の請求項10に係る発射システムは、請求項7記載の発射システムにおいて、前記翼体は、曳航する前記航空機を捉えるセンサを内蔵し、前記センサで得られた情報に基づいて、前記航空機に対する位置を適切に維持するように自動的に舵面制御する追尾装置を備えることを特徴とする。

10

上記目的を達成する本発明の請求項11に係る発射システムは、請求項7記載の発射システムにおいて、前記翼体は、曳航する前記航空機を捉えるセンサを内蔵する一方、前記航空機は、前記センサで得られた情報に基づいて、前記航空機に対する位置を適切に維持するように自動的に舵面制御する追尾装置を備え、前記ケーブルを介した有線方式又は無線方式により前記翼体を遠隔制御することを特徴とする。

【0011】

上記目的を達成する本発明の請求項12に係る発射システムは、請求項7記載の発射システムにおいて、前記ロケットを分離した前記翼体は、前記ケーブルを切断して前記航空機と切り離された後、空中を滑空して最寄の空港へ帰還することを特徴とする。

上記目的を達成する本発明の請求項13に係る発射システムは、請求項7記載の発射システムにおいて、前記航空機又は前記発射装置には、前記ケーブルを巻き取る巻取装置を備え、該巻取装置から前記ケーブルを巻取り又は繰り出すことにより前記航空機と前記発射装置の間の長さを調節することを特徴とする。

20

【0012】

上記目的を達成する本発明の請求項14に係る発射システムは、請求項1記載の発射装置を上面又は下面に搭載した航空機を離陸させ、前記航空機により前記発射装置を前記ロケットの打上高さまで上昇させた後、前記航空機から前記発射装置を切り離し、前記翼体から前記ロケットを分離した後、前記ロケットを点火して空中発射することを特徴とする。

上記目的を達成する本発明の請求項15に係る発射システムは、請求項1記載の発射装置を貨物室内に格納した航空機を離陸させ、前記航空機により前記発射装置を前記ロケットの打上高さまで上昇させた後、前記航空機から前記発射装置を引き出し、前記翼体から前記ロケットを分離した後、前記ロケットを点火して空中発射することを特徴とする。

30

【発明の効果】

【0013】

本発明の請求項1に係る発射装置は、空中発射可能なロケットを翼体に分離可能に装着したので、発射装置をロケット打上高さまで上昇させた後、翼体からロケットを分離し、ロケットを点火して空中発射することが可能となる他、翼体には滑走のための車輪が取り付けられるので、航空機により曳航されると滑走路上で滑走することが可能となる他、ロケットは、空中において翼体から切断可能な2本のランヤードにて吊り下げられ、ランヤードの一部を切断してロケットの頭部を上方に向けた後、ランヤードの残りを切断することにより翼体から分離した後に点火して空中発射するので、ロケットが打上直後から上方に飛翔して短時間で軌道上に到達することができる利点がある。

40

本発明の請求項2に係る発射装置は、翼体が主翼及び垂直尾翼を備えるため、航空機により曳航されると滑走路上で滑走して離陸し、ロケット打ち上げ高さまで上昇することが可能となる。

【0014】

本発明の請求項3に係る発射装置は、翼体の主翼が高揚力を発生するデルタ翼であるため、航空機により曳航して滑走する際に容易に離陸することが可能となる。

本発明の請求項4に係る発射装置は、翼体の主翼が高揚力を発生する結合翼であるため

50

、航空機により曳航して滑走する際に容易に離陸することが可能となる。

本発明の請求項 5 に係る発射装置は、前記ロケットは、先端部に小型衛星を搭載するので、軌道上に到達した後、小型衛星を放出することができ、安全保障および災害監視などに即座に対応可能な即応型の衛星開発に対処可能となる。

【 0 0 1 5 】

本発明の請求項 6 に係る発射装置は、ロケットは空中において翼体から切断可能な吊り下げ手段にて吊り下げられるので、空中において吊り下げ手段を切断することにより翼体からロケットを容易に分離することが可能となる。

【 0 0 1 6 】

本発明の請求項 7 に係る発射システムは、翼体に滑走のための車輪が取り付けられた発射装置をケーブルを介して航空機にて曳航し、滑走させて離陸させるので、ケーブルを切断することにより、離陸した後の発射装置を曳航している母機から簡単に分離することができる。

10

本発明の請求項 8 に係る発射システムは、航空機により曳航して打上システムをロケットの打上高さまで上昇させた後、空中において翼体からロケットを切り離し、その後、ロケットを点火して空中発射するので、航空機である母機についての開発が不要となるため、開発コストおよび運用コストが大幅に低減する。言い換えると、航空機である母機についての開発が不要となるため、開発コストおよび運用コストが大幅に低減する。

本発明の請求項 9 に係る発射システムは、空中発射されたロケットは、軌道上に到達した後、先端部に搭載した小型衛星を放出するので、安全保障および災害監視などに即座に対応可能な即応型の衛星開発に対処可能となる。

20

【 0 0 1 7 】

本発明の請求項 10 に係る発射システムは、翼体は、曳航する航空機を捉えるセンサを内蔵し、センサで得られた情報に基づいて、航空機に対する位置を適切に維持するように自動的に舵面制御する追尾装置を備えるので、航空機に依存することなく、航空機に対する翼体の位置を自動的に維持でき、翼体の無人飛行が可能となる。

本発明の請求項 11 に係る発射システムは、翼体は、曳航する前記航空機を捉えるセンサを内蔵する一方、航空機は、センサで得られた情報に基づいて、航空機に対する位置を適切に維持するように自動的に舵面制御する追尾装置を備え、ケーブルを介した有線方式又は無線方式により翼体を遠隔制御するので、航空機に対する翼体の位置を自動的に維持でき、翼体の無人飛行が可能となり、しかも、翼体は追尾装置を搭載しないので軽量となる。

30

本発明の請求項 12 に係る発射システムは、ロケットを分離した翼体は、ケーブルを切り離して航空機と別れ、空中を滑空して最寄の空港へ帰還するので、発射装置に関する運用コストを大幅に低減できる。

【 0 0 1 8 】

本発明の請求項 13 に係る発射システムは、航空機又は発射装置には、ケーブルを巻き取る巻取装置を備えられ、巻取装置からケーブルを巻き取り又は繰り出すことにより航空機と発射装置の間の長さを調節するので、航空機と発射装置の間の長さが適切となって航空機に対する翼体の位置を一層適切に維持できる利点がある。

40

本発明の請求項 14 に係る発射システムは、空中発射可能なロケットを分離可能な翼体に装着した発射装置を上面又は下面に搭載した航空機を離陸させ、航空機により発射装置をロケットの打上高さまで上昇させた後、航空機から発射装置を切り離し、翼体からロケットを分離した後、ロケットを点火して空中発射するので、航空機に関する開発を除けば、開発コストおよび運用コストが大幅に低減する。

本発明の請求項 15 に係る発射システムは、空中発射可能なロケットを分離可能な翼体に装着した発射装置を貨物室内に格納した航空機を離陸させ、航空機により発射装置をロケットの打上高さまで上昇させた後、航空機から発射装置を引き出し、翼体からロケットを分離した後、ロケットを点火して空中発射するので、航空機に関する開発を除けば、開発コストおよび運用コストが大幅に低減する。

50

【図面の簡単な説明】

【0019】

【図1】本発明の実施例1に係る発射システムにおける発射装置が航空機により曳航され滑走する状態を示す説明図である。

【図2】本発明の実施例1に係る発射システムにおける発射装置の上面図である。

【図3】本発明の実施例1に係る発射システムにおける発射装置が航空機により曳航され離陸する直前の状態を示す説明図である。

【図4】本発明の実施例1に係る発射システムにおける発射装置が航空機により空中を曳航される状態を示す説明図である。

【図5】本発明の実施例1に係る発射システムにおける発射装置が航空機をセンサにより捕捉する状態の説明図である。

10

【図6】本発明の実施例1に係る発射システムにおける発射装置がランヤードにてロケットを吊り下げる様子を示す説明図である。

【図7】本発明の実施例1に係る発射システムにおける発射装置が一方のランヤードにてロケットを吊り下げ、ロケットが頭部を上に向けられる様子を示す説明図である。

【図8】本発明の実施例1に係る発射システムにおける発射装置がランヤードを切断し、ロケットが点火され空中発射する様子を示す説明図である。

【図9】本発明の実施例2に係る発射システムにおける発射装置に係り、図9(a)がその上面図、図9(b)がその正面図、図9(c)がその側面図である。

【図10】航空機上面搭載型ロケットによる空中発射方式の説明図である。

20

【図11】航空機胴下面搭載型ロケットによる空中発射方式の説明図である。

【図12】航空機貨物搭載型ロケットによる空中発射方式の説明図である。

【図13】本発明の実施例1における翼体内における制御システムのブロック図である。

【発明を実施するための形態】

【0020】

以下に本発明を実施するための最良の形態について、以下に実施例に基づいて説明する。

【実施例1】

【0021】

本発明の実施例1に係る発射システムを図1～図8に示す。

30

図1～図8に示すように本実施例に係る発射システムは、発射装置10をケーブル20を介して航空機30にて曳航し、滑走路40上を滑走させて離陸させる曳航方式であり、発射装置10は、空中発射可能なロケット11を翼体12に分離可能に装着したものである。

【0022】

ロケット11は、例えば、先端部に小型衛星を搭載した小型ロケットであり、地上から300km～800kmの低軌道において、小型衛星を放出することができる。ロケット11には、翼体12以外の翼を設けないものとする。

翼体12は、図1及び図2に示すように、滑走路40上を滑走できるように前後に車輪12a, 12bを取り付けたものである。また、翼体12は、機体後部に垂直尾翼12cを備え、更に、図2に示すように、主翼として高揚力を発生するデルタ翼12dが備えられている。デルタ翼とは、航空機の翼の平面形の分類で、前縁に大きい後退角がつき、後縁が機軸とほぼ直交して、上から見て三角形をなすものを言う。デルタ翼12dは、高揚力であるため、発射装置10を航空機30により曳航して滑走させることにより、発射装置10を容易に離陸させることが可能である。

40

翼体12は、基本的には自力で離陸する程の動力を搭載することを前提としないが、滑空する際の補助的な動力であれば、搭載することも可能である。

【0023】

また、翼体12には、曳航する航空機30を追尾して無人飛行するよう、図13に示す制御システムが搭載されている。

50

即ち、翼体 1 2 内には、図 1 3 に示すように、曳航する航空機 3 0 を捉えるセンサ 4 0 と、このセンサ 4 0 で得られた情報に基づいて、航空機 3 0 に対して翼体 1 2 の位置が一定に維持されるように、舵面制御する追尾装置 5 0 を備える。

センサ 4 0 は、図 5 に破線で示すように、航空機 3 0 が空中にて発射装置 1 0 を曳航する際に、航空機 3 0 を捕捉するものである。

【 0 0 2 4 】

追尾装置 5 0 は、センサ 4 0 で捕捉される航空機 3 0 が翼体 1 2 に対して一定の位置を維持するように翼の一部（フラップ）などを動かすことにより舵面制御を行う。具体的には、図 1 3 に示すように、アクチュエータ 6 0 にて、垂直尾翼 1 2 c 又はデルタ翼 1 2 d のフラップ 7 0 をコントロールする。

ここで、追尾装置 5 0 を翼体 1 2 に搭載するのではなく航空機 3 0 に搭載し、ケーブル 2 0 を介した有線方式又は無線方式により、翼体 1 2 を遠隔制御（舵面制御）することもできる。このようにすると、翼体 1 2 に余分な機器（追尾装置 5 0）を追加することなく、航空機 3 0 に対する翼体 1 2 の位置を適切に維持できる利点がある。

【 0 0 2 5 】

更に、航空機 3 0 又は発射装置 1 2 に、ケーブル 2 0 を巻き取る巻取装置（図示省略）を備え、巻取装置からケーブル 2 0 を巻取り又は繰り出すことにより航空機 3 0 と発射装置 1 2 の間の長さを調節するようにしても良い。このようにすると、航空機 3 0 と発射装置 1 2 の間の長さが適切となって、航空機 3 0 に対する翼体 1 2 の位置を一層適切に維持できる利点がある。

なお、翼体 1 2 は、図 1 ~ 図 8 中では、誇張して大きく描かれているが、実際には、航空機 3 0 に比較してかなり小型のものである。例えば、翼体 1 2 の全長は 1 0 m、横幅は 8 m 程度である。

航空機 3 0 は、発射装置 1 0 を曳航して滑走させ離陸させることであれば良く、特別に開発する必要はない。航空機 3 0 としては、例えば、一般的な旅客機、貨物機、輸送機等が使用できる。

【 0 0 2 6 】

上記構成を有する本実施例の発射システムによれば、発射装置 1 0 をケーブル 2 0 を介して航空機 3 0 にて曳航して離陸させ、発射装置 1 0 を打上高さまで上昇させ、翼体 1 2 からロケット 1 1 を分離し、ロケット 1 1 を点火して空中発射することが可能となる。

即ち、図 3 に示す通り、発射装置 1 0 をケーブル 2 0 を介して航空機 3 0 にて曳航し、滑走路 4 0 上を滑走させて離陸させ、更に、図 4 に示すように、航空機 3 0 にて発射装置 1 0 を空中にて曳航し滑空させ、ロケット 1 1 の打ち上げ高さまで上昇させる。

その際、翼体 1 2 は、図 5 中に破線で示すように、曳航する航空機 3 0 をセンサ 4 0 にて捕捉して、センサ 4 0 により得られた情報に基づいて航空機 3 0 に対する位置を適切に維持するように自動的に舵面制御する。

そして、図 6 に示すように、空中において翼体 1 2 から切断可能な前後 2 本のランヤード 1 3 a , 1 3 b にてロケット 1 1 を吊り下げる。ランヤード 1 3 a , 1 3 b は、吊り下げ手段の一例であり、ワイヤー、チェーン又は吊り下げ綱などが使用できる。また、ランヤードは、複数であれば、必ずしも、2 本に限るものではない。

【 0 0 2 7 】

その後、図 7 に示すように、後方のランヤード 1 3 b を切断して、前方のランヤード 1 3 a のみにより吊り下げてロケット 1 1 の頭部を上方に向ける。その後、図 8 に示すように、前方のランヤード 1 3 a を切断することにより、ロケット 1 1 を翼体 1 2 から分離し、ロケット 1 1 に点火して斜め前方に空中発射する。

本実施例では、ロケット 1 1 が 2 本のランヤード 1 3 a , 1 3 b にて吊り下げるので、空中においてランヤード 1 3 a , 1 3 b を切断することによりロケット 1 1 を翼体 1 2 から容易に分離することが可能となる。

また、ロケット 1 1 の頭部を上方に向けて空中発射するので、ロケット 1 1 が打上直後から上方に飛翔して短時間で軌道上に到達することができる利点がある。

10

20

30

40

50

【0028】

上記実施例では、ロケット11が2本のランヤード13a, 13bにて吊り下げていたが、ランヤードの本数は複数であれば、これに限られない。また、ロケット11は、頭部を前方に向けて翼体12に装着されていたため、後方のランヤード13bを切断後、前方のランヤード13aを切断し、ロケット11を斜め前方に空中発射していたが、これに限るものではない。

例えば、ロケット11の頭部を後方に向けて翼体12に装着した場合には、前方のランヤード13aを切断後、後方のランヤード13bを切断し、ロケット11を斜め後方に空中発射しても良い。

このようにすると、航空機30の飛行方向と逆向きにロケット11が空中発射するので、一層安全に運行させることが可能である。

なお、ロケット11を空中発射後、ロケット11を分離した翼体12と航空機30を繋ぐケーブル20を切断し、翼体12をそのまま廃棄するのが一番簡単であるが、ロケット11を分離した翼体12を航空機30により曳航したまま、最寄の空港に帰還させれば、発射装置に関する運用コストを大幅に低減できる。

また、航空機30を翼体12とを繋ぐケーブル20を切断し、翼体12が空中を滑空して最寄の空港に帰還させる様に誘導できれば、上記と同様に発射装置に関する運用コストを大幅に低減できる。

【0029】

更に、図8に示すように、ロケット11を点火して空中発射する際に、翼体12と航空機30とはケーブル20により繋がれているが、本発明は、これに限るものではない。例えば、ロケット11を点火して空中発射する前に、翼体12と航空機30を繋ぐケーブル20を切断して、航空機30を安全な空域まで待避させておけば一層安全に運行させることが可能である。

上述した通り、本実施例の発射システムによれば、発射装置10をケーブル20を介して航空機30にて曳航して離陸させ、発射装置10を打上高さまで上昇させ、翼体12からロケット11を分離し、ロケット11を点火して空中発射するので、曳航する航空機30である母機を選ばず、空中発射システムを大幅に低減された開発コストによって実現することが可能となる。言い換えると、航空機30である母機についての開発が不要となるため、開発コストおよび運用コストが大幅に低減する。

【0030】

特に、ロケット11として、先端部に小型衛星を搭載したものを使用すれば、軌道に到達した後に、小型衛星を放出することが可能となり、そのため、安全保障および災害監視などに即座に対応可能な即応型の衛星開発が可能となる。

【実施例2】

【0031】

本発明の実施例2に係る発射システムを図9に示す。

本実施例は、実施例1の翼体12の主翼として使用されていたデルタ翼12dに代えて、高揚力を発生する結合翼(joined-wing)80を使用するものである。

【0032】

結合翼(joined-wing)80は、図9に示すように、後退角付き主翼81に前進角を有する水平尾翼82を結合した結合翼を言い、デルタ翼12dと同等以上の高揚力を発生するものである。

本実施例においても、結合翼80を主翼とする翼体12を空中発射可能なロケット11に分離可能に装着するため、前述した実施例と同様の作用効果を奏するものである。

【実施例3】

【0033】

上述した実施例1及び実施例2は、発射装置10を航空機30で曳航する曳航方式であるが、本実施例は、このような曳航方式ではなく、前述した従来技術の欄に記載した空中発射方式を改良したものであり、大きく分けて二つの方法がある。

10

20

30

40

50

その一つは、次のように行う。

(1) 発射装置を上面又は下面に搭載した航空機を離陸させる。発射装置は、前述した実施例1で説明した通り、空中発射可能なロケットを翼体に分離可能に装着したものである。

。

(2) 航空機により発射装置をロケットの打上高さまで上昇させる。

(3) 航空機から発射装置を切り離す。

(3) その後は、前述した実施例1で説明したと同様に、翼体からロケットを分離し、ロケットを点火して空中発射する。

【0034】

他の方法は、次のようにして行う。

(1) 発射装置を貨物室内に格納した航空機を離陸させる。発射装置は、前述した実施例1で説明した通り、空中発射可能なロケットを翼体に分離可能に装着したものである。

(2) 航空機により発射装置をロケットの打上高さまで上昇させる。

(3) 航空機の貨物室から発射装置を引き出す。

(4) その後は、前述した実施例1で説明したと同様に、翼体からロケットを分離し、ロケットを点火して空中発射する。

【0035】

本実施例によれば、発射装置を航空機により曳航せず、発射装置を搭載又は格納した航空機を離陸させるので、実施例1又は実施例2に記載する曳航方式に比較して、短い滑走路で離陸させられるというメリットがある。

特に、航空機として既に開発が終了している場合には、実施例1及び実施例2と同様に、空中発射システムを大幅に低減された開発コストによって実現することが可能となる。

【産業上の利用可能性】

【0036】

本発明は、空中発射システムの開発コストを大幅に低減することが可能であり、特に、小型衛星を搭載したロケットを低コストで機動的に打ち上げることができ、安全保障および災害監視などに即座に対応可能な即応型の衛星開発が可能となるので、産業上広く利用可能なものである。

【符号の説明】

【0037】

- 10 発射装置
- 11 ロケット
- 12 翼体
- 12 a , 12 b 車輪
- 12 c 垂直尾翼
- 12 d デルタ翼
- 13 a , 13 b ランヤード
- 20 ケーブル
- 30 航空機
- 40 センサ
- 50 追尾装置
- 60 アクチュエータ
- 70 フラップ
- 80 結合翼 (joined-wing)

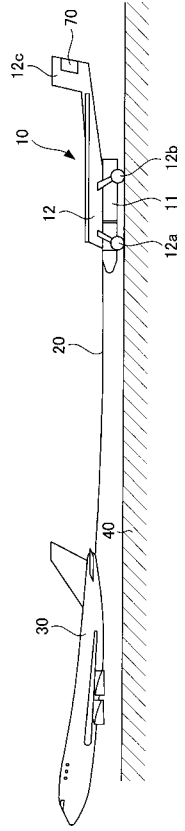
10

20

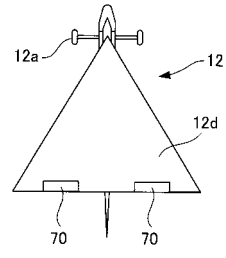
30

40

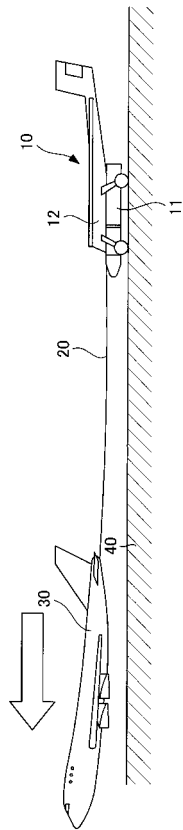
【図 1】



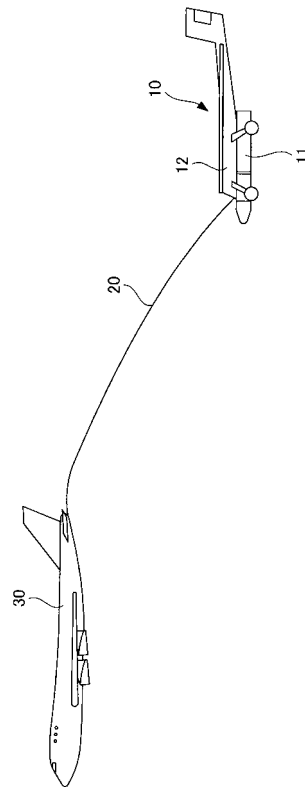
【図 2】



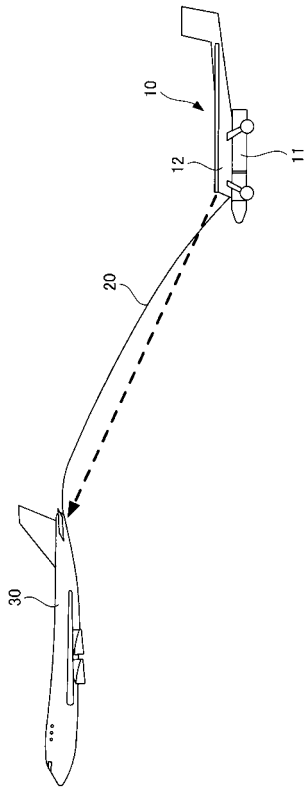
【図 3】



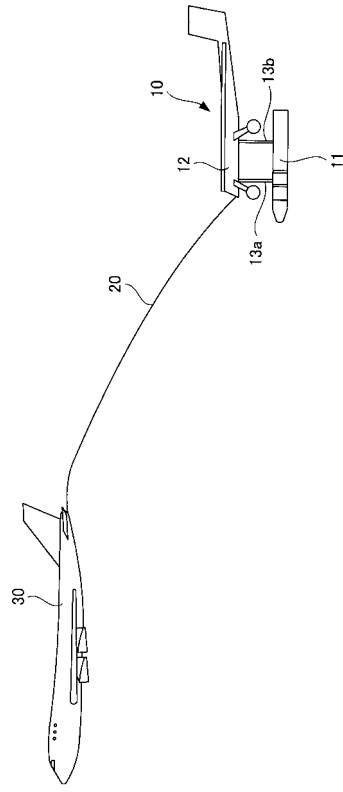
【図 4】



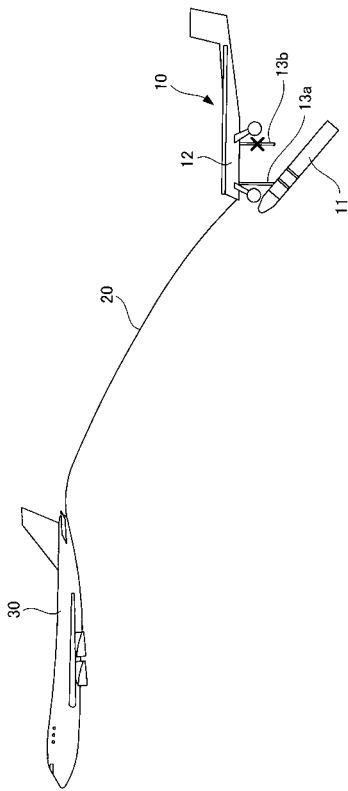
【図 5】



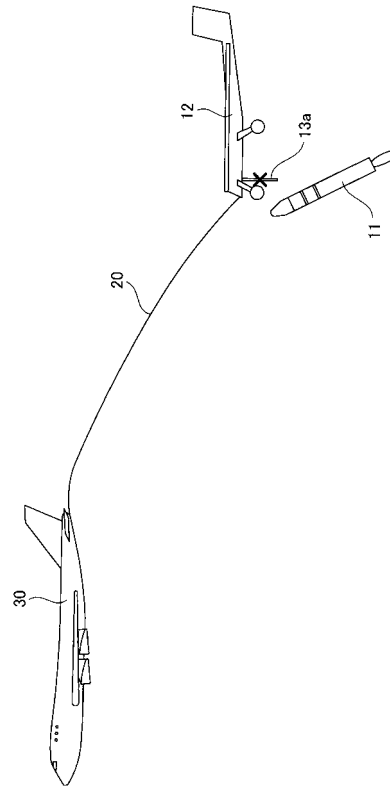
【図 6】



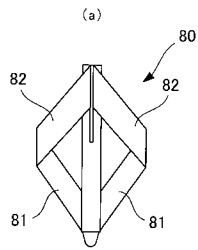
【図 7】



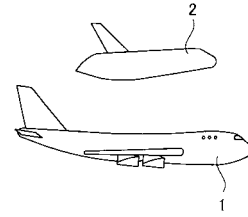
【図 8】



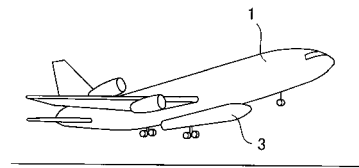
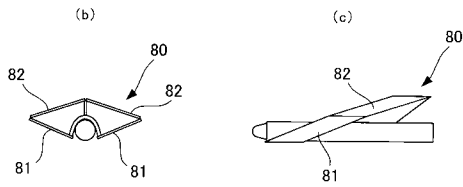
【図9】



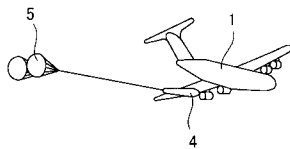
【図10】



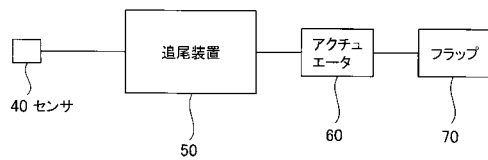
【図11】



【図12】



【図13】



フロントページの続き

- (72)発明者 川又 善博
東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工業株式会社内
- (72)発明者 新郷 美可
東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工業株式会社内

審査官 北村 亮

- (56)参考文献 特表平10-509113(JP,A)
米国特許出願公開第2009/0179106(US,A1)
米国特許出願公開第2005/0067524(US,A1)
米国特許出願公開第2005/0116110(US,A1)
カナダ国特許出願公開第02606605(CA,A1)
米国特許第05363737(US,A)
特開平11-059596(JP,A)
特表2001-515425(JP,A)
米国特許出願公開第2003/0080241(US,A1)
米国特許第05402965(US,A)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
- | | |
|------|-------|
| F41F | 3/06 |
| B64C | 37/02 |
| B64C | 39/02 |