

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2012-21754
(P2012-21754A)

(43) 公開日 平成24年2月2日(2012.2.2)

(51) Int.Cl.

F 4 2 B 5/15 (2006.01)

F 1

F 4 2 B 5/15

テーマコード (参考)

審査請求 未請求 請求項の数 13 O L (全 11 頁)

(21) 出願番号 特願2010-162013 (P2010-162013)
(22) 出願日 平成22年7月16日 (2010.7.16)

(71) 出願人 000006208
三菱重工業株式会社
東京都港区港南二丁目16番5号
(74) 代理人 100102864
弁理士 工藤 実
(74) 代理人 100117617
弁理士 中尾 圭策
(72) 発明者 石渡 貴史
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 大羽 秀幸
東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工業株式会社内

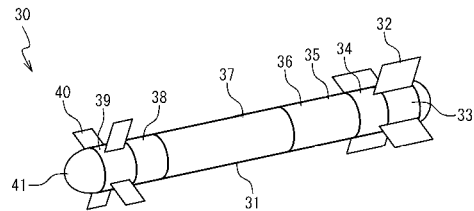
(54) 【発明の名称】 航空機防御装置

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 航空機を後方の脅威から防御するための航空機防御装置及び航空機防御方法を提供する。

【解決手段】 航空機防御装置は、自機の後方から接近する敵戦闘機やミサイルのような脅威が発生した場合使用され、航空機から放出されるときに航空機から受ける初速を利用して飛行する飛しょう体30を具備する。飛しょう体30は、飛しょう体30の後方の飛行物体をロックオンするシーカ33と、操舵翼40と、飛しょう体30と飛行物体とが相対的に接近するように操舵翼40を駆動する操舵装置39とを備える。

【選択図】 図4



- 【特許請求の範囲】
- 【請求項 1】
航空機から放出されるときに前記航空機から受ける初速を利用して飛行する飛しょう体を具備し、
前記飛しょう体は、
前記飛しょう体の後方の飛行物体をロックオンするシーカと、
操舵翼と、
前記飛しょう体と前記飛行物体とが相対的に接近するように前記操舵翼を駆動する操舵装置と
を備える 10
航空機防御装置。
- 【請求項 2】
前記飛しょう体は推進装置を備えない
請求項 1 の航空機防御装置。
- 【請求項 3】
前記航空機の機体尾部に設けられた放出機構を更に具備し、
前記放出機構は、前記シーカが前記航空機の後方を向く姿勢で前記飛しょう体を放出する
る
請求項 1 又は 2 の航空機防御装置。 20
- 【請求項 4】
前記航空機に設けられた演算部を更に具備し、
前記演算部は自動的に放出トリガ信号を出力し、
前記放出機構は前記放出トリガ信号に応答して前記飛しょう体を放出する
請求項 3 の航空機防御装置。
- 【請求項 5】
前記航空機に設けられた後方警戒センサを更に具備し、
前記後方警戒センサは、前記航空機の後方を警戒し、前記航空機から見た前記飛行物体の
相対速度及び相対距離と、前記航空機の前記速度ベクトルと前記飛行物体の前記速度ベクトルと
のなす角度とを検出し、
前記演算部は、前記相対速度、前記相対距離、及び、前記角度に基づいて前記放出トリ
ガ信号を出力する 30
請求項 4 の航空機防御装置。
- 【請求項 6】
前記飛しょう体は、弾頭又は欺瞞装置を備える
請求項 1 乃至 5 のいずれかの航空機防御装置。
- 【請求項 7】
前記飛しょう体は、前記弾頭及び前記欺瞞装置を備える
請求項 6 の航空機防御装置。
- 【請求項 8】
後方の飛行物体をロックオンするシーカを備えた飛しょう体を航空機から放出するステ
ップと、 40
前記航空機から放出されたときに前記航空機から受けた初速を利用して飛行しながら、
前記飛しょう体が前記飛行物体へ相対的に接近するステップと
を具備し、
前記飛しょう体は、
操舵翼と
を備え、
前記飛しょう体を前記航空機から放出する前記ステップにおいて、前記シーカが前記航
空機の後方を向く姿勢で前記飛しょう体を放出し、
前記飛しょう体が前記飛行物体へ相対的に接近する前記ステップは、前記シーカが出力 50

する信号に基づいて前記操舵翼を駆動するステップを備える
航空機防御方法。

【請求項 9】

前記飛しょう体を前記航空機から放出する前記ステップにおいて、前記航空機の機体尾部から前記飛しょう体を放出する

請求項 8 の航空機防御方法。

【請求項 10】

前記飛しょう体が前記飛行物体へ相対的に接近する前記ステップにおいて、前記初速のみで前記飛しょう体の機体運動制御に必要な空気力を得る

請求項 8 又は 9 の航空機防御方法。

10

【請求項 11】

前記飛しょう体を前記航空機から放出する前記ステップにおいて、前記飛しょう体を自動的に放出する

請求項 8 乃至 10 のいずれかの航空機防御方法。

【請求項 12】

前記航空機から見た前記飛行物体の相対速度及び相対距離と、前記航空機の世界ベクトルと前記飛行物体の世界ベクトルとのなす角度とを検出するステップと、

前記相対速度、前記相対距離、及び、前記角度に基づいて自動的に放出トリガ信号を出力するステップと

を更に具備し、

20

前記飛しょう体を前記航空機から放出する前記ステップにおいて、前記放出トリガ信号に応答して前記飛しょう体を放出する

請求項 11 の航空機防御方法。

【請求項 13】

前記放出トリガ信号を出力する前記ステップにおいて、前記相対速度、前記相対距離、及び、前記角度が飛しょう体放出条件を満たす場合に前記放出トリガ信号を出力し、

前記飛行物体の特徴又は前記航空機の周囲の環境条件に基づいて前記飛しょう体放出条件を変更するステップを更に具備する

請求項 12 の航空機防御方法。

【発明の詳細な説明】

30

【技術分野】

【0001】

本発明は、航空機防御装置及び航空機防御方法に関する。

【背景技術】

【0002】

航空機に搭載される空対空ミサイル(AAM)は、近年、機体旋回能力の向上やシーカ視野の拡大により、前方目標のみならず側方目標への発射が可能となっている。後方目標については、自機から後方に発射されるミサイルのアイデアが古くから存在する。しかし、後方に発射されるミサイルは、発射後一時的に対気速度がゼロになるために機体運動制御が困難になるという問題があり、未だ実用化されていない。

40

【0003】

したがって、後方の敵航空機を排除することができず、後方の敵航空機によるミサイル又は固定武装を用いた攻撃は大きな脅威となる。自機を後方から攻撃するミサイルに対する防御方法として、フレア、チャフ、ECM(Electronic Counter Measures)によりミサイルを欺瞞する方法が用いられている。しかし、近年はミサイルに搭載されるシーカの識別能力が向上しているため、ミサイルを欺瞞することが難しくなっている。

【0004】

図1は、本発明に関連する技術として、特許文献1に記載の後方目標用対空ミサイル102を示している。ミサイル102は、コントロール翼104と、TVC(Thrust

50

Vector Control)装置107とを備える。コントロール翼104はミサイル102の前胴部103に設けられ、TV C装置107はミサイル102の尾部に設けられる。TV C装置107の主ロケットモータのノズル108が離脱可能なドーム106に覆われる。

【0005】

自機の後方から接近する敵戦闘機やミサイルのような脅威が発生した場合、ミサイル102が自機から後ろ向きに投下される。投下後、ミサイル102の速度がある速度に低下するまでは、ミサイル102はコントロール翼104の操舵により自機の速度方向に安定飛しょうを行う。ミサイル102の速度がある速度に低下したら、TV C装置107の主ロケットモータに点火する。ノズル108からの噴流は、ドーム106を自機の速度方向に離脱し、ミサイル102を自機の速度方向の逆方向に加速する推力を発生する。この後、コントロール翼104は前翼として使用され、ミサイル102の誘導・制御は前翼104による操舵及びTV C装置107によるTV Cの組合せにより実行される。

10

【0006】

TV C装置107を搭載しているため、ミサイル102は対気速度がゼロのときでもある程度の機体運動能力を確保することが可能であると考えられる。しかしながら、TV C装置107を搭載するとミサイル102の小型化が困難になり、自機に多数のミサイル102を搭載することができなくなると考えられる。

【先行技術文献】

【特許文献】

20

【0007】

【特許文献1】特開平6-341798号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0008】

本発明の目的は、航空機を後方の脅威から防御するための航空機防御装置及び航空機防御方法を提供することである。

【課題を解決するための手段】

【0009】

以下に、(発明を実施するための形態)で使用される番号を用いて、課題を解決するための手段を説明する。これらの番号は、(特許請求の範囲)の記載と(発明を実施するための形態)との対応関係を明らかにするために付加されたものである。ただし、それらの番号を、(特許請求の範囲)に記載されている発明の技術的範囲の解釈に用いてはならない。

30

【0010】

本発明による航空機防御装置は、航空機(10)から放出されるときに前記航空機から受ける初速を利用して飛行する飛しょう体(30)を具備する。前記飛しょう体は、前記飛しょう体の後方の飛行物体(80)をロックオンするシーカ(33)と、操舵翼(40)と、前記飛しょう体と前記飛行物体とが相対的に接近するように前記操舵翼を駆動する操舵装置(39)とを備える。

40

【0011】

前記飛しょう体は推進装置を備えない。

【0012】

上記航空機防御装置は、前記航空機の機体尾部(10a)に設けられた放出機構(21)を更に具備する。前記放出機構は、前記シーカが前記航空機の後方を向く姿勢で前記飛しょう体を放出する。

【0013】

上記航空機防御装置は、前記航空機に設けられた演算部(23)を更に具備する。前記演算部は自動的に放出トリガ信号を出力する。前記放出機構は前記放出トリガ信号に应答して前記飛しょう体を放出する。

50

【 0 0 1 4 】

上記航空機防御装置は、前記航空機に設けられた後方警戒センサ(22)を更に具備する。前記後方警戒センサは、前記航空機の後方を警戒し、前記航空機から見た前記飛行物体の相対速度(V)及び相対距離(L)と、前記航空機の世界ベクトルと前記飛行物体の世界ベクトルとのなす角度()とを検出する。前記演算部は、前記相対速度、前記相対距離、及び、前記角度に基づいて前記放出トリガ信号を出力する。

【 0 0 1 5 】

前記飛しょう体は、弾頭(37)又は欺瞞装置(45)を備える。

【 0 0 1 6 】

前記飛しょう体は、前記弾頭及び前記欺瞞装置を備える。

10

【 0 0 1 7 】

本発明による航空機防御方法は、後方の飛行物体(80)をロックオンするシーカ(33)を備えた飛しょう体(30)を航空機(10)から放出するステップと、前記航空機から放出されたときに前記航空機から受けた初速を利用して飛行しながら、前記飛しょう体が前記飛行物体へ相対的に接近するステップとを具備する。前記飛しょう体は、操舵翼(40)とを備える。前記飛しょう体を前記航空機から放出する前記ステップにおいて、前記シーカが前記航空機の後方を向く姿勢で前記飛しょう体を放出する。前記飛しょう体が前記飛行物体へ相対的に接近する前記ステップは、前記シーカが出力する信号に基づいて前記操舵翼を駆動するステップを備える。

【 0 0 1 8 】

20

前記飛しょう体を前記航空機から放出する前記ステップにおいて、前記航空機の機体尾部(10a)から前記飛しょう体を放出する。

【 0 0 1 9 】

前記飛しょう体が前記飛行物体へ相対的に接近する前記ステップにおいて、前記初速のみで前記飛しょう体の機体運動制御に必要な空気力を得る。

【 0 0 2 0 】

前記飛しょう体を前記航空機から放出する前記ステップにおいて、前記飛しょう体を自動的に放出する。

【 0 0 2 1 】

上記航空機防御方法は、前記航空機から見た前記飛行物体の相対速度(V)及び相対距離(L)と、前記航空機の世界ベクトルと前記飛行物体の世界ベクトルとのなす角度()とを検出するステップと、前記相対速度、前記相対距離、及び、前記角度に基づいて自動的に放出トリガ信号を出力するステップとを更に具備する。前記飛しょう体を前記航空機から放出する前記ステップにおいて、前記放出トリガ信号に応答して前記飛しょう体を放出する。

30

【 0 0 2 2 】

前記放出トリガ信号を出力する前記ステップにおいて、前記相対速度、前記相対距離、及び、前記角度が飛しょう体放出条件を満たす場合に前記放出トリガ信号を出力する。上記航空機防御方法は、前記飛行物体の特徴又は前記航空機の周囲の環境条件に基づいて前記飛しょう体放出条件を変更するステップを更に具備する。

40

【 発明の効果 】

【 0 0 2 3 】

本発明によれば、航空機を後方の脅威から防御するための航空機防御装置及び航空機防御方法が提供される。

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 2 4 】

【 図 1 】 図 1 は、従来の後方目標用対空ミサイルの概略図である。

【 図 2 】 図 2 は、本発明の第 1 の実施形態に係る航空機防御装置及び航空機防御方法の概念図である。

【 図 3 】 図 3 は、第 1 の実施形態に係る航空機防御装置が備える飛しょう体放出装置のブ

50

ロック図である。

【図４】図４は、第１の実施形態に係る航空機防御装置が備える飛しょう体の斜視図である。

【図５】図５は、本発明の第２の実施形態に係る航空機防御装置が備える飛しょう体の斜視図である。

【図６】図６は、本発明の第３の実施形態に係る航空機防御装置が備える飛しょう体放出装置のブロック図である。

【図７】図７は、第３の実施形態に係る航空機防御方法の概念図である。

【発明を実施するための形態】

【００２５】

添付図面を参照して、本発明による航空機防御装置及び航空機防御方法を実施するための形態を以下に説明する。

【００２６】

（第１の実施形態）

図２を参照して、本発明の第１の実施形態に係る航空機防御装置は、飛行中の航空機１０を飛行物体８０のような後方の脅威から防御するために用いられる。以下、飛行物体８０が空対空ミサイル（ＡＡＭ）の場合を説明するが、飛行物体８０は敵航空機のようなＡＡＭ以外の飛行物体でもよい。航空機１０は、尾翼１１と、機体尾部（胴体の尾部）１０aとを備えている。図において航空機１０は戦闘機として示されているが、航空機１０は輸送機や哨戒機であってもよい。

【００２７】

第１の実施形態に係る航空機防御装置は、飛しょう体放出装置２０と、飛しょう体３０とを備えている。飛しょう体放出装置２０は機体尾部１０aに設けられる。飛しょう体３０は飛しょう体放出装置２０によって機体尾部１０aから放出される。

【００２８】

図３を参照して、飛しょう体放出装置２０は、放出機構２１を備える。以下、機体尾部１０aに設けられた放出機構２１から飛しょう体３０が放出される場合を説明するが、放出機構２１は航空機１０のパイロンや機体胴体に設けられてもよい。

【００２９】

図４を参照して、飛しょう体３０は、胴体３１と、翼３２と、シーカ３３と、オートパイロット３４と、慣性装置３５と、信管３６と、弾頭３７と、サーボアンプ３８と、操舵装置３９と、操舵翼４０と、フェアリング４１とを備える。翼３２は、例えば、胴体３１の後部に設けられた固定安定翼である。シーカ３３は、飛しょう体３０の後方の目標をロックオン可能なように、胴体３１の後部に設けられる。オートパイロット３４、慣性装置３５、信管３６、弾頭３７、サーボアンプ３８、及び操舵装置３９は、胴体３１内に設けられる。操舵翼４０は操舵装置３９に設けられる。フェアリング４１は胴体３１の先端に設けられる。操舵装置３９は操舵翼４０を駆動する。シーカ３３は、飛しょう体３０を目標に誘導するために、加速度指令の信号を出力する。慣性装置３５は、飛しょう体３０の加速度を検出して検出加速度として出力する。オートパイロット３４は、加速度指令及び検出加速度に基づいて、舵角指令を出力する。サーボアンプ３８は、舵角指令と操舵翼４０の舵角とが一致するように、操舵装置３９を制御する。すなわち、操舵装置３９は、シーカ３３がロックオンした目標と飛しょう体３０とが相対的に接近するように操舵翼４０を駆動する。信管３６は、近接信管であって、目標の近傍で弾頭３７を起爆する。起爆された弾頭３７は、多数のフラグメントを飛散させる。空中を漂うフラグメントによって目標が破壊される。

【００３０】

飛しょう体３０が推進装置を備えないため、飛しょう体３０の小型化が可能である。したがって、多数の飛しょう体３０を航空機１０に搭載することができる。

【００３１】

以下、本実施形態に係る航空機防御方法を説明する。

10

20

30

40

50

【0032】

放出機構21は、シーカ33が航空機10の後方を向いた状態で飛しょう体30を保持する。航空機10のパイロットは、航空機10の後方から接近する飛行物体80に気づいた場合、手動操作により放出トリガ信号を生成する。放出機構21は、放出トリガ信号に応答して、シーカ33が航空機10の後方を向く姿勢で飛しょう体30を放出する。すなわち、放出された瞬間における飛しょう体30の航空機10に対する相対速度がほぼゼロである。

【0033】

ここで、飛しょう体30が機体尾部10aから放出されるため、飛しょう体30が尾翼11に衝突することが防止される。

10

【0034】

尚、シーカ33が飛行物体80をロックオンした後に飛しょう体30を放出してもよく、放出後にシーカ33が飛行物体80をロックオンしてもよい。

【0035】

飛しょう体30は、放出されるときに航空機10から受けた初速を利用して飛行する。操舵装置39は、シーカ33が出力する信号に基づいて、飛しょう体30の後方から飛行物体80が追いつく形で飛しょう体30と飛行物体80とが相対的に接近するように操舵翼40を駆動する。ここで、飛しょう体30は、推進装置を用いずに、初速のみで飛しょう体30の機体運動制御に必要な空気力を得て自律誘導を行う。飛しょう体30は、空気抵抗により速度が徐々に低下しながら飛行物体80に接近し、飛行物体80の近傍で弾頭37を起爆して飛行物体80を破壊する。このように、本実施形態に係る航空機防御装置は航空機10を後方の脅威から防御する。

20

【0036】

ここで、飛しょう体30が放出されるときに航空機10から受けた初速を利用して飛行するため、飛しょう体30と飛行物体80の対気速度方向が一致する。そのため、飛しょう体30と飛行物体80の相対速度が小さくなり、且つ、誘導時間が長くなる。したがって、本実施形態によれば、推力装置を有して目標に向かう方向の対気速度で飛行する通常の飛しょう体に比べて、飛行物体80の近傍に飛しょう体30を誘導することが容易になる。

【0037】

(第2の実施形態)

図5を参照して、本発明の第2の実施形態に係る航空機防御装置及び航空機防御方法を説明する。本実施形態に係る航空機防御装置及び航空機防御方法は、以下の説明を除いて第1の実施形態に係る航空機防御装置及び航空機防御方法と同様である。本実施形態に係る飛しょう体30は、弾頭37及び信管36のかわりに欺瞞装置45を備える。欺瞞装置45は、フレア発射装置、チャフ発射装置、又は、ECM(Electronic Counter Measures)装置である。欺瞞装置45は、飛しょう体30の飛行中に、フレアを発射し、チャフを発射し、又は、ECM(Electronic Counter Measures)を出力する。ここで、ECMは、飛行物体80が出力した電波が航空機10で反射した反射波を模擬する電波である。

30

40

【0038】

本実施形態によれば、欺瞞装置45を有する飛しょう体30を飛行物体80の近傍まで誘導することで、飛行物体80に搭載されているシーカのシグナル/ノイズ特性を劣化させることができる。本実施形態によれば、航空機10に搭載された欺瞞装置からフレアを発射し、チャフを発射し、又はECMを出力する通常の欺瞞方法に比べて、飛行物体80を欺瞞する信号の放射源又は反射源と飛行物体80との距離を短くすることができるため、欺瞞効果が増大する。

【0039】

なお、欺瞞装置45、弾頭37、及び信管36の全部を飛しょう体30に搭載してもよい。この場合、飛行物体80が欺瞞装置45により飛しょう体30又はその近傍に誘導さ

50

れるため、飛行物体 80 を弾頭 37 の起爆により破壊する可能性を高めることができる。

【0040】

(第3の実施形態)

本発明の第3の実施形態に係る航空機防御装置及び航空機防御方法は、以下の説明を除いて第1又は第2の実施形態に係る航空機防御装置及び航空機防御方法と同様である。本実施形態においては、飛しょう体放出装置 20 が飛しょう体 30 を自動的に放出する。

【0041】

図6を参照して、本実施形態に係る飛しょう体放出装置 20 は、放出機構 21 に加えて、後方警戒センサ 22 と、演算部 23 とを備える。

【0042】

図7を参照して、後方警戒センサ 22 は、航空機 10 の後方を警戒して、後方の飛行物体 80 の接近を感知して飛行物体 80 を追尾する。後方警戒センサ 22 は、航空機 10 から見た飛行物体 80 の相対速度 V 及び相対距離 L と、航空機 10 の速度ベクトルと飛行物体 80 の速度ベクトルとのなす角度 θ とを検出する。

【0043】

演算部 23 は、放出トリガ信号を出力するかどうかの条件判定を実行する。演算部 23 は、相対速度 V 、相対距離 L 、及び、角度 θ に基づいて放出トリガ信号を自動的に出力する。演算部 23 は、相対速度 V 、相対距離 L 、及び、角度 θ が飛しょう体放出条件を満たす場合に放出トリガ信号を出力する。ここで、飛しょう体放出条件は、飛しょう体 30 が飛行物体 80 に相対的に接近可能な条件として設定される。例えば、演算部 23 は、相対速度 V が相対速度設定範囲内、相対距離 L が相対距離設定範囲内、且つ、角度 θ が角度設定範囲内の場合に放出トリガ信号を出力する。放出機構 21 は、演算部 23 が出力した放出トリガ信号に応答して飛しょう体 30 を放出する。

【0044】

放出後、シーカ 33 が飛行物体 80 をロックオンするまで、飛しょう体 30 は慣性誘導飛行を行って飛行物体 80 に対して大雑把に接近する。慣性誘導飛行において、操舵装置 39 は、放出直前の相対速度 V 、相対距離 L 、及び、角度 θ と、慣性装置 35 の出力とに基づいて操舵翼 40 を駆動する。シーカ 33 が飛行物体 80 をロックオンした後は、飛しょう体 30 は上述のようにシーカ 33 を用いた誘導飛行を行って飛行物体 80 に対して精密に接近する。

【0045】

本実施形態によれば、飛しょう体 30 が自動的に放出されるため、パイロットに依存せずに自動的に航空機 10 を飛行物体 80 から防御することが可能である。また、演算装置 23 が相対速度 V 、相対距離 L 、及び、角度 θ に基づいて放出トリガ信号を出力するため、飛しょう体 30 が放出後に後方の飛行物体 80 をロックオンし、飛行物体 80 に相対的に接近することを可能とするタイミングで飛しょう体 30 が放出される。飛しょう体 30 が適切な条件で放出されるため、本実施形態に係る航空機防御装置及び航空機防御方法の有効性を高めることができる。

【0046】

ここで、演算部 23 は、目標である後方の飛行物体 80 の特徴や航空機 10 の周囲の環境条件に基づいて飛しょう体放出条件を変更することが好ましい。例えば、雨や雪の場合はシーカ 33 が飛行物体 80 をロックオン可能な距離が短くなるため、演算部 23 は、航空機 10 の周囲の環境条件に基づいて相対距離設定範囲を変更する。

【0047】

尚、本発明は上記実施形態に限定されない。上記実施形態どうしを組合せたり、上記実施形態に様々な変更を加えることが可能である。例えば、弾頭 37 及び欺瞞装置 45 のいずれも備えない飛しょう体 30 を飛行物体 80 に直撃させることで飛行物体 80 に損傷を与えてもよい。

【符号の説明】

【0048】

10

20

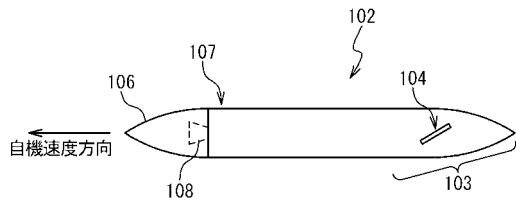
30

40

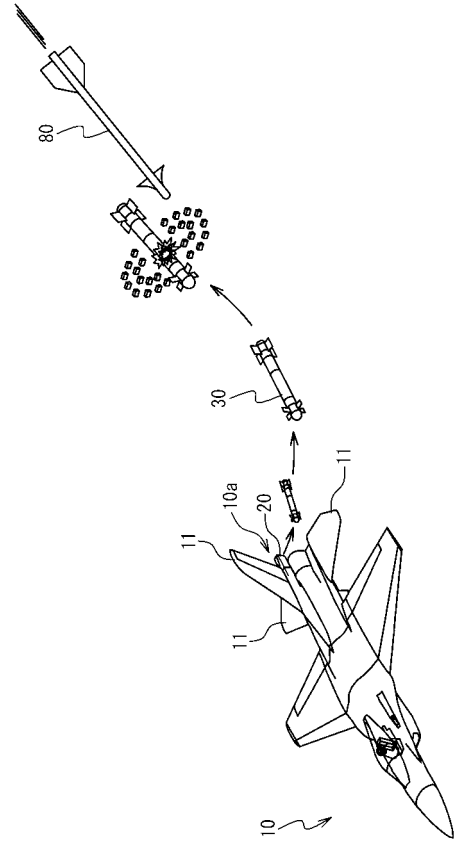
50

1 0 ... 航空機	
1 0 a ... 機体尾部	
1 1 ... 尾翼	
2 0 ... 飛しょう体放出装置	
2 1 ... 放出機構	
2 2 ... 後方警戒センサ	
2 3 ... 演算部	
3 0 ... 飛しょう体	
3 1 ... 胴体	
3 2 ... 翼	10
3 3 ... シーカ	
3 4 ... オートパイロット	
3 5 ... 慣性装置	
3 6 ... 信管	
3 7 ... 弾頭	
3 8 ... サーボアンプ	
3 9 ... 操舵装置	
4 0 ... 操舵翼	
4 1 ... フェアリング	
4 5 ... 欺瞞装置	20
8 0 ... 飛行物体	
V ... 相対速度	
L ... 相対距離	
... 角度	
1 0 2 ... 後方目標用対空ミサイル	
1 0 3 ... 前胴部	
1 0 4 ... コントロール翼	
1 0 6 ... ドーム	
1 0 7 ... T V C 装置	
1 0 8 ... 推進用ノズル	30

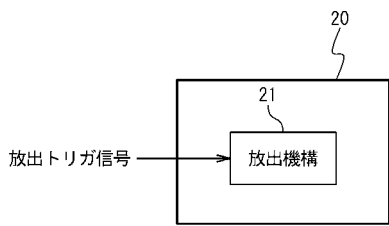
【図1】



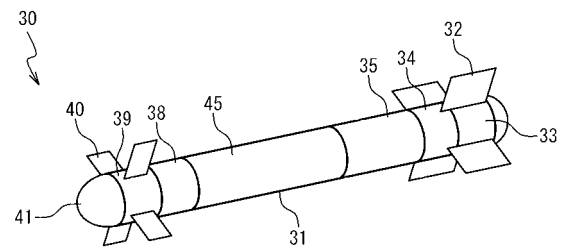
【図2】



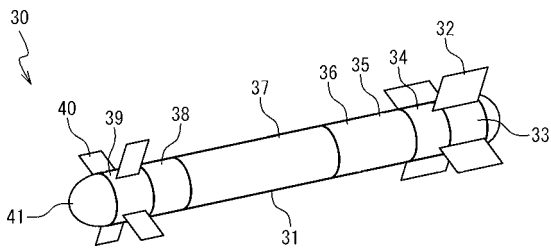
【図3】



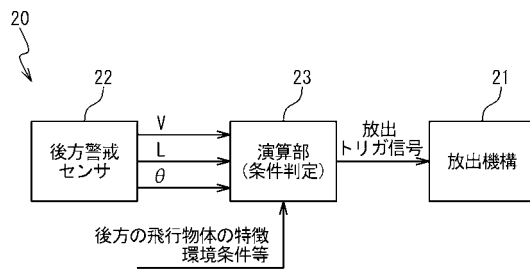
【図5】



【図4】



【図6】



【 図 7 】

