

世界安全のための宇宙システム — 人為的、自然的災害の防止のために —

市吉 修

†二十一世紀を楽しく生きよう会

〒252-0136 神奈川県相模原市緑区上九沢 2 3 0 - 7

E-mail: osamu-ichiyoshi@muf.biglobe.ne.jp

あらまし

核兵器はその運搬手段が無効化されれば兵器としての意味を失う。そこで筆者は何時でも何処でも発射されたミサイルを即時検知、追尾、捕獲、発射元に返す方法を提案した[1]。その方法はミサイル発射を即時検出する衛星システム、高空を飛行する核ミサイルを遠方から監視、追尾する遠距離 RADAR システム及び核ミサイルを捕獲して発射元に返送する捕獲ロケットシステムの三者なるミサイル防衛システムであった[2]。捕獲及び返送ロケットシステムは核戦争の抑止に有効ではあるが大型ロケットが必要な事と核弾頭の返送により多数の無辜の民を殺傷する欠点がある。そこで捕獲返送するのではなく核弾頭を宇宙空間で確実に破壊する方法を検討したので報告する。その方法の要点は核ミサイルの軌道を検出して自国に対する攻撃である事を検出すると当該ミサイルを破壊する位置(r)と時刻(t)、及びその時の速度(v)を算出し、それを目標として迎撃ロケットを発射する。迎撃ロケットは核ミサイルの軌道を逆に迎える事により確実に核弾頭と衝突し破壊する事ができる。本提案のシステムはミサイル防衛に止まらず、地球観測、広域飛行体監視、微小惑星衝突の防止、高速通信機能を活かして防災、地域開発、航空管制等の平和利用が可能である。本提案システムが早期に開発され世界が核戦争と自然災害の脅威から解放される事を筆者は切望している。

キーワード

ミサイル防衛、監視衛星、遠距離レーダー、宇宙ロケット、併走、ドッキング、捕獲、方向転換

A Space System for World Peace and Security — For elimination of the threat of nuclear war —

Osamu Ichiyoshi

Human Network for Better 21 Century

230-7 Kamikuzawa, Midori-ku, Sagami-hara City, Kanagawa prefecture, 252-0136 Japan

E-mail: osamu-ichiyoshi@muf.biglobe.ne.jp

Abstract

Nuclear weapons become useless if their transportation means are nullified. I have proposed a system that can immediately detect the launches, track the orbits of nuclear missiles to capture them and return the missiles to their launchers [1][2]. The launch of a missile is promptly discovered by at most two satellites in reconnaissance over the target region. The location of the missile is determined as the intersection of two straight lines based on the images taken from the satellites. As the missile gets sufficiently high, it can be monitored from afar by a long distance RADAR system. On detection of the attack a capture rocket is launched to meet and capture the attack missile. Capture and return of nuclear missiles is effective for prevention of a nuclear war but it would inevitably kill or injure a great many innocent people. Reflecting on the defects the author herein reports an alternative method that will certainly collide and destroy the nuclear warheads by defense rockets that trace the orbits of the nuclear warheads in reverse directions. The author sincerely wishes the proposed method will be helpful to nullify threats of the nuclear wars.

Keywords Nuclear missiles, ICBM, Reconnaissance satellites, Long distance RADAR, Hitting, Docking, Return

1. 全体システム構成

本提案のミサイル防衛システムは観測衛星網、遠距離レーダ網、捕獲ロケット網の三サブシステムとそれらと通信網で結ばれたミサイル防衛センターから成る。

2. 二衛星による飛翔体の瞬時位置検出

二個の衛星から取った光学写真もしくは赤外線画像を重ねて長距離ミサイルの位置を特定する。

飛翔体の座標を $r = (x, y, z)$

衛星 A の位置を $ra = (xa, ya, za)$,

画像上に飛翔体が写っている地表の点 A' の座標を

$Ra = (Xa, Ya, Za)$ としベクトル AA' を $a = ra - Ra$ とする。

衛星 B, についても同様に rb, Rb, b , を定義する。

すると飛翔体は次の二直線

直線 AA' ; $ra + t \cdot a$ ($0 < t < 1$)

直線 BB' ; $rb + u \cdot b$ ($0 < u < 1$)

の交点として求められる。

$$ra + t \cdot a = rb + u \cdot b$$

これを解いて

$$ta = (rb - ra) \cdot \{ (a \times b) \times b \}$$

$$/ \{ (a \cdot b) \cdot (a \cdot b) - (a \cdot a) \cdot (b \cdot b) \}$$

$$ub = (ra - rb) \cdot \{ (b \times a) \times a \}$$

$$/ \{ (a \cdot b) \cdot (a \cdot b) - (a \cdot a) \cdot (b \cdot b) \}$$

但し $a \cdot b$ は vector の内積、 $b \times a$ は外積である。

これらを上の t, u に代入すると

$$r = ra + ta \cdot a = rb + ub \cdot b$$

として飛翔体の位置を決定できる。

上記衛星は常時画像データを地球局に送信する。そのデータはミサイル防衛センターに送られ上の方法でミサイルの位置が算出される。ミサイルの高度が航空機の成層圏飛行より十分高く、例えば 30km を越えれば軍事ミサイルと判断しミサイル防衛システムを起動する。

3. 地上レーダーによるミサイル位置検出

高高度の核ミサイルは地上のレーダシステムでその位置と速度の測定が可能になる。以下に 1500km 遠方からその位置と速度を検知できる遠距離レーダシステムの設計案を示す。

3.1 主要諸元

[1] 性能

- 測定可能なミサイル速度; マッハ 6、即ち約 2,000 (m/s)
- 測定範囲 ; 通常 1500km、最大その倍。

[2] レーダー方式

- 三局からの距離測定により対象物体の三次元位置を決定
- 送受時間分離方式
- パルス圧縮信号; PN 符号
- 複数のレーダ局間で符号分割方式により周波数共用
- 伝搬時間、Doppler 周波数偏移を同時測定

[3] 使用周波数帯

波長 $\lambda = 1(m)$ 程度の電波を使用

3.2 回線設計

送信アンテナ入力端の電力 Pt , 送信アンテナ利得 Gt , 対象物までの距離を d , 対象物のレーダ断面積を σ , 受信アンテナの実効面積を Ar とすると受信アンテナの出力において得られる信号電力 Pr は次式で現される。

$$Pr = Pt \cdot Gt / (4\pi \cdot d^2) \cdot \sigma / (4\pi \cdot d^2) \cdot Ar$$

具体的な数値例を下表に示す。

表 1 提案レーダー システム諸元

仕様	測定距離 d	(km)	1500
	飛翔体の速度	(マッハ)	6
送信部	送信電力 Pt	(dBW)	40
	送信アンテナ利得 Gt	(dBi)	20
往路	距離(d)	(km)	(1500)
	損失($1/(4\pi \cdot d^2)$)	(dB/m ²)	-134.5
対象物	レーダ断面積 σ	(m ²)	10
復路	距離(d)	(km)	(1500)
	損失($1/(4\pi \cdot d^2)$)	(dB/m ²)	-134.5
受信アンテナ	アンテナ面積 Ar	(dBm ²)	20
	出力電力 Pr	(dBW)	-179
雑音	受信システム雑音温度	(dBK)	20
	ボルツマン定数 ($k=1.33 \times 10^{-23}$)	(dB)	-228.6
	雑音電力密度 No	(dBW/Hz)	-208.6
容量	C/No	(dB/Hz)	29.6
	C/N for 10ms (100Hz)	(dB)	9.6

3.3. 装置構成

3.3.1. アンテナ

[1]送信アンテナ

アンテナ利得 $G=20(\text{dBi})$ のアンテナの実効面積 A_e は

$$A_e = (\lambda^2 / 4\pi) \cdot G = 7.96 (\text{m}^2)$$

これは直径 3m 程度のパラボラアンテナで実現できる。

[2] 受信アンテナ

送信アンテナと同様のアンテナを用いた array antenna を用いる。前述のように各 Antenna の実効面積を A_e とすると実効面積 A_r を確保するために必要な受信装置の数は

$$A_r / A_e = 100/7.96 = 12.6$$

即ち 13 となる。

3.3.2. 信号処理装置

[1] 多重処理

各受信アンテナの出力は低雑音増幅され、送信搬送波と同じ局部周波数信号によって基底帯域（周波数 0Hz 帯）の複素信号に周波数返還されシステムクロックで標本化、A/D 変換され、以降の信号処理はデジタル信号処理(DSP)される。

異なる方向からの到来波に対して同相加算を行うには各受信装置の出力信号に対して目的の方向に応じて定まる位相補償係数を乗ずる必要がある。この方法により物理的には一組の array antennae を用いて多方向の高利得アンテナを実現する事ができる。

[2] パルス圧縮システム

- <> パルス幅 $\Delta t = 1.2 \mu\text{s}$
- <> 周波数拡散符号 PN 符号
- <> PN 符号
 - 符号長 2^{13}
 - 符号周期 10ms
 - チップ速度 819.2kc/s
 - 変調方式 直接拡散 (BPSK変調)

<> PN 符号相関検出回路

- パルス復号法 PN 符号相関検出
- 周波数分析; 10Hz ステップ
ドップラー周波数偏移を同時に測定。

◆ レーダ時間フレーム構成

各 10ms の送信、受信 1、受信 2 の 3 期間構成とする。受信期間 1 に検出されるのは対象までの距離が 0 から 1500km, 受信期間 2 には 1500km から 3000km 遠方の物体からの反射波の検出パルスが表示される。

<> PN 符号処理

送信 PN 符号

送信パルスタイミングを $t=0$ とすると送信 PN 信号は

$$P(t) = P(0) \cdot g(t) + P(1) \cdot g(t+T) + P(2) \cdot g(t+2T) + \dots$$

$$= [m=0, M-1] \sum P(m) \cdot g(t + m \cdot T)$$

PN 符号; $\{P(m)=1, \text{ or } -1 ; m=0, 1, 2, \dots, M-1\}$

変調波形; $g(t) = 1 (-T/2 < t < T/2)$
 $= 0$ (それ以外)

受信 PN 信号

受信信号は送信信号が減衰される他に対象物の速度によるドップラー周波数偏移 ω_d を受ける。

$$Q(t) = e^{j\omega_d t} \cdot P(t - 2d/c) \quad (c \text{ は光速})$$

受信 PN 相関検出

$$Q'(t) = P(0) \cdot Q(t) + P(1) \cdot Q(t-T) + \dots, P(M-1) \cdot Q(t-(M-1)T)$$

$$= [m, m'=0, M-1] \sum P(m') \cdot Q(t - m' \cdot T)$$

$$= [m, m'=0, M-1] \sum \sum P(m) \cdot P(m') \cdot e^{j\omega_d \cdot (t - m' \cdot T)} \cdot g(t + (m - m') \cdot T - 2d/c)$$

$$= e^{j\omega_d \cdot t} \cdot [m, m'=0, M-1] \sum \sum P(m) \cdot P(m') \cdot e^{-j\omega_d \cdot m' \cdot T} \cdot g(t + (m - m') \cdot T - 2d/c)$$

これは PN 符号の性質から $m = m'$ の時最大相関値をとり、

$$Q'(t) = e^{j\omega_d \cdot t} \cdot g(t - 2d/c) \cdot [m=0, M-1] \sum e^{-j\omega_d \cdot m \cdot T}$$

$$= e^{j\omega_d \cdot (t - (M-1)T/2)} \cdot \sin(\omega_d \cdot T \cdot M / 2) / \sin(\omega_d \cdot T / 2) \cdot g(t - 2d/c)$$

これを送信信号 $P(t)$ と時間比較して $g(t - 2d/c)$ より対象物との距離 d が得られる。

ドップラー周波数偏移

RF 周波数 $f_r=300\text{MHz}$, 対象物の速度 $v=2000\text{m/s}$ の場合最大ドップラー周波数偏移は

$$f_d = f_r \cdot v/c = 2000(\text{Hz})$$

PN 相関検出器の振幅は

$$\sin(\omega d.T.M / 2) / \sin(\omega d.T / 2) = \sin(\pi fd.T.M) / \sin(\pi fd.T)$$

これは $|\pi fd.T.M| \ll 1$ なる条件が満たされなくては確実に利得 M 倍が得られない。

周波数分析型 P N 相関検出回路

$|\pi fd.T.M| \ll 1$ なる条件を満たすために $\Delta f = 10\text{Hz}$ 単位の周波数変換と P N 相関検出を行う。具体的には周波数変換 $k \cdot \Delta f \rightarrow 0(\text{Hz})$ と P N 相関検出を合わせて行うと

$$R[k](t) = [m=0, M-1] \Sigma$$

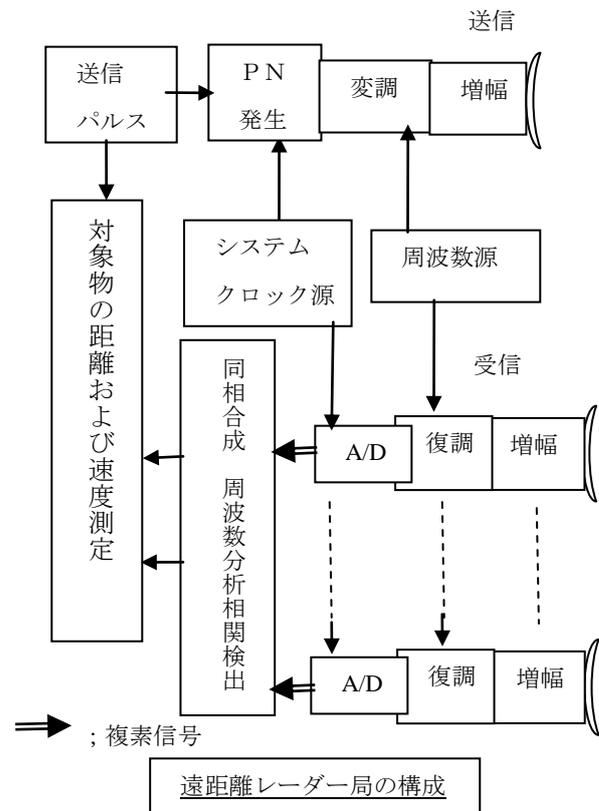
$$P(m) \cdot e^{-j 2 \pi \cdot k \cdot \Delta f \cdot m \cdot T} \cdot Q(t-m \cdot T) \quad (k=1,2,3,..)$$

出力 $R[k](t)$ は周波数分析と時間分析の二次元データとして得られる。ドップラー周波数偏移は最大 2KHz であるから k は高々 200 通りを行えば良い。

ドップラー周波数偏移を $\Delta f = 10\text{Hz}$ 単位で測定すると対象物体の速度は精度

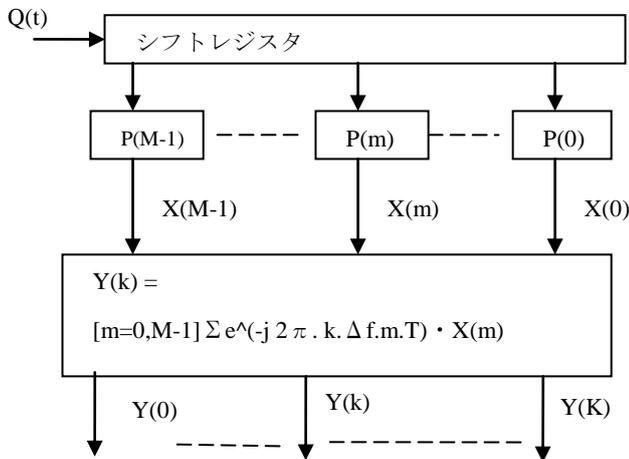
$$v = c \cdot fd / fr = 3 \times 10^8 \times 10 / 300\text{M}(\text{Hz}) = 10(\text{m/s}) \quad \text{で測定できる。}$$

パルス圧縮システムの構成を下図に示す。



遠距離レーダー局の構成

受信信号



周波数分析型 P N 符号相関検出回

3.3.3 全体装置構成

以上述べた本提案のレーダー局の装置構成を下図に示す。

4. ミサイル捕獲システム

4.1. 提案システムの特長

従来のミサイル迎撃システムが到来する核ミサイルを撃ち落とすものであるのに対して本提案は撃ち落とすのではなく以下に示すように併走して捕獲するものである。これにより命中を確実にするばかりでなく捕獲した核弾頭を発射元に返送する事が可能になる。

4.2. 攻撃ミサイルの検知と捕獲ロケットの発射

前述の論文[1]で詳述した衛星及び遠隔レーダ網観測に基づき核ミサイルの軌道を計算し、それが自国に到着する時刻と位置、速度を予測する事ができる。その予測に基づき、捕獲時刻と位置を決定し、捕獲ロケットを発射する。

4.3. 捕獲ロケットの要件と構造

捕獲ロケットはいつ何時でも発射可能でなくてはならない。そのためには固体燃料のロケットが望ましい。他方対象となる核ミサイルを捕獲するためには推力の制御が可能な事が必要であり、そのためには液体燃料ロケットが必要である。

ここでは初段に強力な固体燃料ロケットを有し、十分な高度まで捕獲ロケットを運ぶと共に、二段目以降には柔軟な推力制御が可能な液体燃料ロケットを備えるものを想定する。またロケットの姿勢制御と地上の司令局との通信は常に可能であるものとする。

4.4. 核ミサイル防衛の手順

以下の手順で核ミサイル防衛を行う。

軌道計算と捕獲時空点の算出

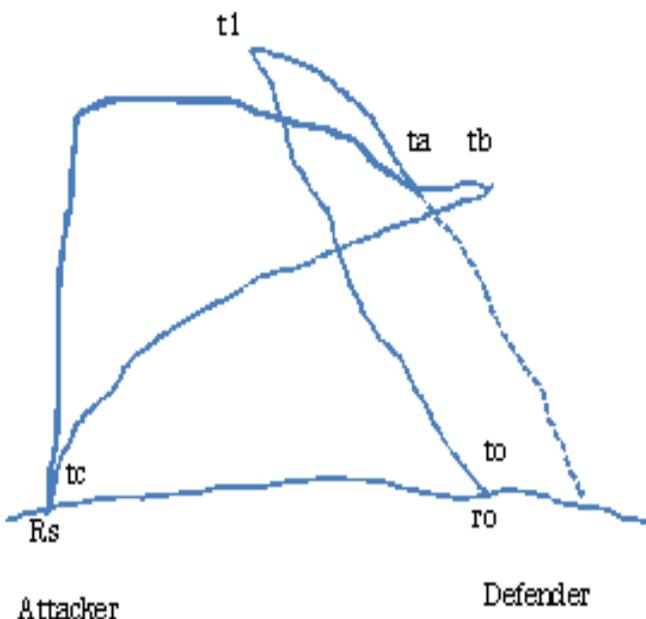
遠隔レーダシステムにより核ミサイルの軌道を観測し、それが自国に向けられている事を検出すると、それを捕獲すべき時刻 t_a , 位置 R_a , その時の速度 V_a を算出する。例えば自国領域からある程度離れた海上に防衛線を設定しておけばそれらは核ミサイルの軌道情報から自動的に算出できる。

捕獲ロケットの発射

捕獲ロケットの発射時刻を t_0 , 発射基地の座標 vector を r_0 , 初段ロケットの切り離し時刻を t_1 , その位置ベクトルを r_1 , 速度ベクトルを v_1 とする。これらを時空点として $(r_0, 0, t_0)$ 及び (r_1, v_1, t_1) などと表記する。核弾頭の捕獲時空点を (R_a, V_a, t_a) , 捕獲した核ミサイルの方向を反転して速度を 0 にする時空点を $(r_b, 0, t_b)$ とする。核弾頭を発射元に返す時刻を t_c とし、発射元の座標を R_s とするとその時空点は (R_s, v_c, t_c) となる。ミサイル防衛センターは上述の各時空点を算出し通信網を通じて目標値として捕獲ロケット網に司令を出す。

捕獲ロケットシステムの動作図

以上述べた動作を下図に示す。



4.5. 核ミサイル防衛の諸段階

[1] 初段ロケットによる上昇段階 $t_0 < t < t_1$

初段ロケットの持続時間を T_i とすると

$$t_1 = t_0 + T_i$$

捕獲ロケットの加速度 a_0 , エンジン推力 f_0 , 総質量を M_0 とすると

$$a_0 = f_0/M_0 - g$$

但し- g は重力加速度であり常に地球の中心に向かうベクトルである。

速度は加速度の時間積分であるから

$$v_0(t_1) = a_0.(t_1 - t_0) = a_0.T_i$$

同様に位置は

$$r(t_1) = r(t_0) + a_0.T_i^2 / 2$$

この過程で消費されるエネルギー E_0 は

$$\begin{aligned} E_0 &= [t_0, t_1] \int f_0.v(t)dt \\ &= M_0.(a_0 + g).a_0.T_i^2 / 2 \end{aligned}$$

[2] 核弾頭の捕獲に到る段階 $t_1 < t < t_a$

この間の加速度ベクトルを a_1 とすると速度について

$$v(t_a) = v(t_1) + a_1.(t_a - t_1) = V_a$$

同様に位置については

$$\begin{aligned} r(t_a) &= r(t_1) + v(t_1).(t_a - t_1) + a_1.(t_a - t_1)^2 / 2 \\ &= R_a \end{aligned}$$

以上より加速度 a_0 及び a_1 が以下のように求まる。

$$\begin{aligned} a_1 &= \{ -2(R_a - r_0) + V_a.(2(t_a - t_0) - T_i) \} \\ &\quad / \{ (t_a - t_0 - T_i).(t_a - t_0) \} \\ a_0 &= \{ 2(R_a - r_0) - V_a.(t_a - t_0 - T_i) \} \\ &\quad / \{ T_i.(t_a - t_0) \} \end{aligned}$$

この過程で設定されるロケットのエンジン推力 f_1 , 質量 M_1 とすると

$$f_1/M_1 - g = a_1$$

であるからこの過程で消費するエネルギーは

$$\begin{aligned} E_1 &= [t_1, t_a] \int M_1(a_1 + g).(v(t_1) + a_1(t - t_1))dt \\ &= M_1.(a_1 + g).(t_a - t_0 - T_i).\{ a_0.T_i + a_1.(t_a - t_0 - T_i) / 2 \} \end{aligned}$$

[3] 核ミサイルを捕獲して反転加速して速度を 0 にする段階 $t_a < t < t_b$

この間の加速度を b とすると速度について

$$V_a + b.(t_b - t_a) = 0$$

故に

$$b = -V_a / (t_b - t_a)$$

位置について

$$\begin{aligned} r(t_b) &= R_a + V_a(t_b - t_a) + b.(t_b - t_a)^2 / 2 \\ &= R_a + V_a(t_b - t_a) / 2 \end{aligned}$$

この区間のミサイルの推力を f_b , 捕獲した核弾頭も含めた質

量を Mb とすると

$$fb / Mb - g = b$$

この過程で消費するエネルギーは

$$\begin{aligned} Eb &= [ta, tb] \int fb \cdot v(t) dt \\ &= [ta, tb] \int Mb \cdot (b+g) \cdot \{Va + b \cdot (t-ta)\} dt \\ &= Mb \cdot Va \cdot (g \cdot (tb-ta) - Va) \end{aligned}$$

[4] 核弾頭を発射元に返す段階 $tb < t < tc$

発射元の座標ベクトルを Rs 、核弾頭とミサイルの合計質量を Mc 、ミサイル推力を fc 、全体の加速度を c とすると

$$Rs = r(tb) + c \cdot (tc - tb)^2 / 2$$

故に

$$c = 2(Rs - r(tb)) / (tc - tb)^2$$

$$fc / Mc - g = c$$

ここで $r(tb)$ から Rs に到る経路を見ると

$$Rs - r(tb) = fc / Mc \cdot (tc - tb)^2 / 2 - g \cdot (tc - tb)^2 / 2$$

上の第二項は重力による自然落下である。従ってロケットは水平方向の力のみ出せば良い。

この過程で消費するエネルギーは

$$\begin{aligned} Ec &= [tb, tc] \int fc \cdot v(t) dt \\ &= [tb, tc] \int Mc \cdot (c+g) \cdot c \cdot (t-tb) dt \\ &= Mc \cdot (Rs - r(tb)) \cdot (g + 2(Rs - r(tb)) / (tc - tb)^2) \end{aligned}$$

5. 核ミサイル破壊システム

上記システムは迎撃のロケットは大型になる事と返送核弾頭により多数の無辜の民を殺傷する欠点がある。そこで宇宙空間で確実に核弾頭を破壊する方法を検討する。

核弾頭は地球の重力に引かれて楕円軌道を描く。原理的には核弾頭のある時刻における位置と速度 vector が分かれば直ちにその軌道が定まる。もしそれが自国に対する攻撃である事が判明すれば直ちに迎撃システムを起動する。

5.1 ミサイル迎撃の諸段階

[1] 核弾頭の軌道及び迎撃手順の決定

核弾頭の軌道とともにそれを迎撃する時空点 (Ra, Va, ta) を決定し迎撃システムを起動する。

[2] 迎撃段階

Step1

核弾頭の軌道に最寄の基地から迎撃ミサイルを発射する。発射の時空点は $(ro, 0, to)$ である。Step1 においては強力な初段ロケットにより加速度 ao により早急に宇宙空間に到達する。初段ロケット切り離しの時空点を $(r1, v1, t1)$ とする。

Step2

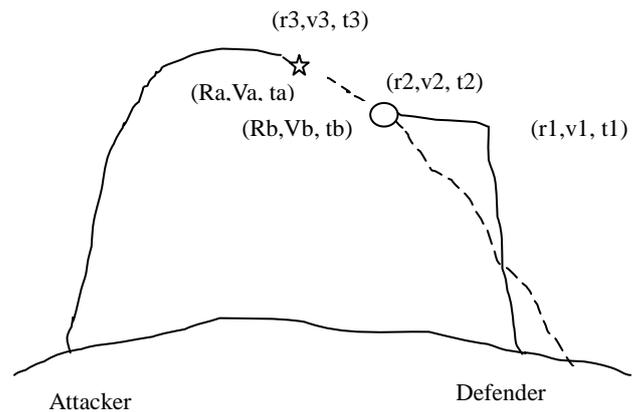
加速度 $a1$ により核弾頭の想定軌道に到達する。その時空点を

$(r2, v2, t2)$ とする。これは核弾頭の想定軌道 (Rb, Vb, tb) に位置は一致し時間は先行し $(t2 < tb)$ 、速度は方向が逆である。

Step3

迎撃ミサイルは核弾頭の軌道を逆に迎える事により核弾頭に確実に衝突、破壊する。この段階では搭載 radar により核弾頭を捉えて正面衝突する。衝突前に迎撃ミサイルは多数の子爆弾を広げるように発射する事により確実に核弾頭の破壊を行う。

以上の動作を以下に図示する。



核弾頭及び迎撃ミサイルの時空点の関係を以下に示す。

$$\begin{array}{l} \text{攻撃} \quad \quad \quad (Ra, Va, ta), (Rb, Vb, tb) \\ \text{迎撃} \quad (ro, 0, to) \quad (r1, v1, t1) \quad (r2, v2, t2) \quad (r3, v3, t3) \quad \rightarrow t \end{array}$$

5.2 迎撃諸段階の動作

Step 1 $t0 < t < t1$

加速度 ao とすると

$$v1 = a0 \cdot (t1 - to) = a0 \cdot Ti \quad (Ti \text{ は初段ロケットの持続時間})$$

$$r1 = ro + a0 \cdot (t1 - to)^2 / 2$$

ロケットの推力を fo 、step1 の平均質量を Mo とすると

$$ao = fo / Mo - go \quad (go \text{ は step1 の平均重力加速度})$$

この段階で消費する energy は

$$\begin{aligned} E1 &= [to, t1] \int fo \cdot v dt \\ &= Mo \cdot (ao + go) \cdot a0 \cdot Ti^2 / 2 \end{aligned}$$

Step 2 $t1 < t < t2$

加速度 $a1$ とすると

$$v2 = v1 + a1 \cdot (t2 - t1) = -\alpha \cdot Vb \quad (0 < \alpha)$$

$$r2 = r1 + v1 \cdot (t2 - t1) + a1 \cdot (t2 - t1)^2 / 2 = Rb$$

以上より加速度 $ao, a1$ が求まる。

$$\begin{aligned} a1 &= - \{ 2(Rb - ro) + \alpha \cdot Vb \cdot (2 \cdot (t2 - t1) + Ti) \} \\ &\quad / \{ (t2 - t1) \cdot (t2 - t1 + Ti) \} \end{aligned}$$

$$a_0 = \left\{ \frac{2(R_b - r_0) + \alpha \cdot V_b \cdot (t_2 - t_1)}{T_i \cdot (T_i + t_2 - t_1)} \right\}$$

Step 2 でのロケット質量を M_1 , 推力を f_1 , 重力加速度を g_1 とすると必要なエネルギーは

$$E_2 = M_1 \cdot (a_1 + g_1) \cdot (v_1 + 1/2(t_2 - t_1) \cdot a_1) \cdot (t_2 - t_1)$$

Step 3 $t_2 < t < t_3 = t_a$

この間の平均加速度を a_2 とすると

$$v_3 = v_2 + a_2 \cdot (t_3 - t_2) = -\beta \cdot V_a \quad (0 < \beta)$$

$$r_3 = R_b + v_2 \cdot (t_3 - t_2) + a_2 \cdot (t_3 - t_2)^2 / 2 = R_a$$

以上より

$$a_2 = -2 \{ \beta \cdot V_a + (R_a - R_b) / (t_3 - t_2) \} / (t_3 - t_2)$$

この段階の質量を M_2 , 推力を f_2 , 重力加速度を g_2 とすると必要な energy は

$$E_3 = M_2 \cdot (a_2 + g_2) \cdot (v_2 \cdot (t_3 - t_2) + a_2 \cdot (t_3 - t_2)^2 / 2)$$

6 民事応用

本提案の衛星システムは軍事的な防衛に止まらず、遠隔地の火災の早期発見や地震、火山の噴火、洪水などによる広域災害の監視などに応用が可能である。

また本提案の遠距離レーダシステムは広域の飛翔体監視が可能であるから広域航空管制にも応用が可能である。

また本提案の核ミサイル破壊システムは微惑星の地球への衝突の被害防止にも有効であろう。

このように本提案のシステムは防衛及び民事応用を兼ね備えた平和利用の宇宙システムである。

結語

本稿により提案の安全保障のための宇宙システムの基礎検討はひとまず確立したと思う。しかし細部は検討項目が無数にある。本提案のシステムが早期に開発され、実用化される事により人類が核兵器および自然災害の脅威から解放される日の近い事を筆者は切望している。

参考文献

[1]市吉 修

”宇宙技術を駆使したミサイル迎撃システム”

IEICE technical report , SANE2017-105 (2018-01)

[2] 市吉 修 “安全保障のための宇宙システム”

IEICE technical report , SANE2019 at Sagamihara JAXA

[3] 宮澤政文著 宇宙ロケット工学入門、

朝倉書店 2016年

[4] 防衛技術選書 ミサイル技術のすべて、

防衛技術協会(財) 2006年