

# 平和と安全の為の宇宙航空システムの一案

— 平和で安全な世界の実現のために —

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](mailto:osamu-ichiyoshi@muf.biglobe.ne.jp)

## あらまし

平和で安全に見える世界も実は多くの危険に晒されている。過去の地球において何回も生じた生物の大絶滅の一つは小惑星の衝突によって起きたと言われている。飛行機の発明以来約一世紀の現代世界における脅威は飛行技術の戦争への応用によってもたらされた。その最大の惨事は広島、長崎の原子爆弾の爆発であったが、それ以来半世紀以上経った現在においても宇宙航空の軍事利用の脅威はますます高まっている。他方民間利用分野においても航空機事故の危険は無くなってはいない。数年前のマレーシア航空 MH370 の事故は記憶に新しい。MH370 については連絡を絶ってから数時間飛行していた事以外はその飛行経路、機内の状況、墜落の場所と時刻について一切は謎にまつまれている。この事故の反省の上に筆者は既存の衛星を用いて飛行中の数千機が音声及びデータ通信を継続できるシステムを提案した[1]。残念ながらその後も不可解な航空機の墜落事故は跡を絶たない。

宇宙空間の軍事利用は機密に包まれている点で MH370 の航空機事故と同様である。そこで筆者は世界の平和と安全のためには広大な宇宙航空空間を常時監視し、異常な飛行体を早期検知し、さらにはその飛行体に近づいて捕獲し安全な場所に運搬して必要な処理を行うシステムが必要であると考え、研究を行った[2,3]。宇宙圏に於いては宇宙ロケット技術が、航空圏においては飛行技術が必要であるが飛行体検知、追跡に於いては監視衛星及び遠隔 RADAR システムが両者に共通に利用できる。本提案システムが早期に開発され世界が大自然及び戦争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 & Air System for Peace and Security

— A proposal for peace and security of the world —

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](mailto:osamu-ichiyoshi@muf.biglobe.ne.jp)

## Abstract

The world is always under threats of grave danger in space and air. In the past great extinctions of living things occurred due to falls of asteroids. Today serious dangers come from the military uses of the space and air spheres. Even in air flight services dangers of accidents remain. The Malaysian air MH370 is still new in our memory. Except for the fact the aircraft was flying in hours after loss of contact, nothing is known about the causes of the problems, the conditions on the plane, the venue and time of its fall. The author studied and presented a paper on a system that can provide continuous voice and data communications to thousands of flying aircrafts through **existing** communication satellites [1].

A continuing study is now reported in this paper applicable to both commercial and defenses applications.

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

## 1. 宇宙航空圏からの危険と対策

平和で安全に見える空も実は多くの危険を孕んでいる。約6550万年前の白亜紀末に恐竜を含む生物の大絶滅をもたらしたのは直径約10~15キロメートルの小惑星の衝突であったと言われている。現在における空からの最大の脅威は弾道或いは巡航ミサイルによる核兵器攻撃であろう。他方一般の航空事業においても事故の危険は無くなってはいない。数年前のマレーシア航空MH370の事故は記憶に新しい。MH370については連絡を絶ってから数時間飛行していた事以外はその飛行経路、機内の状況、墜落の場所と時刻について一切は謎につつまれている。残念ながらその後も不可解な航空機の墜落事故は跡を絶たない。2015年3月24日に起きたGerman Wings9525便の墜落原因は副操縦士の精神異常であったと言われている。飛行中の航空機が無人運転状態に陥った例もあった。2005年8月14日に起きたヘリオス航空522便の事故原因は機内の減圧による操縦者の意識喪失であった。このように地上からは制御不可能の飛行体による空からの脅威に対してどのような対策が可能であろうか。

第一に異常な飛行体を逸早く発見し、追跡する**異常飛行体検知追跡システム**が必要である。そのためには洋上旅客機など通常の飛行体と常に通信可能な**通常飛行体通信システム**が必要となる。前述のMH370便の事故の反省の上に筆者は既存の衛星を用いて飛行中の数千機が音声及びデータ通信を継続できる**汎用飛行体通信網**を提案した[1]。このような事故の防止のためには通常飛行体通信により通信の途絶を防ぐばかりでなく機上の異常事態においては地上から飛行中の航空機の制御を可能にする機能が必要であろう。

第二に弾道及び巡航ミサイルや前述のGW9525便或いはヘリオス522便の様な場合に対応するためには実際に目的の飛行体に近づき、捕獲して安全な場所に導き適当な処置を行う**異常飛行体捕獲運搬システム**が必要であろう。以下にそのようなシステムを提案する。

## 2. 異常飛行体検知追跡システム

### 2.1 監視衛星網

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宇宙航空圏を飛行中の飛行体を検知しその位置を特定する。

飛行体の座標を  $\mathbf{r} = (x, y, z)$

衛星Aの位置を  $\mathbf{ra} = (xa, ya, za)$ ,

画像上に飛行体が写っている地表の点A'の座標を

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

衛星B, についても同様に  $\mathbf{rb}, \mathbf{Rb}, \mathbf{b}$ , を定義する。

すると飛行体は次の二直線

$$\text{直線 AA'} ; \quad \mathbf{ra} + t \cdot \mathbf{a} \quad (0 < t < 1)$$

$$\text{直線 BB'} ; \quad \mathbf{rb} + u \cdot \mathbf{b} \quad (0 < u < 1)$$

の交点として求められる。

$$\mathbf{ra} + t \cdot \mathbf{a} = \mathbf{rb} + u \cdot \mathbf{b}$$

これを解いて

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

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

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

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

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

これらを上の  $t, u$  に代入すると

$$\mathbf{r} = \mathbf{ra} + t\mathbf{a} \cdot \mathbf{a} = \mathbf{rb} + u\mathbf{b} \cdot \mathbf{b}$$

として飛行体の位置を決定できる。

飛行体の位置情報は常時**宇宙航空平和安全センター**において**汎用飛行体通信網**により正常に飛行している事が確認されている長距離旅客機データと対照され異常な飛行体が早期検知される。例えば通常の旅客機は地上約10kmを飛行するのでそれを遥かに越える高空を飛行しかつ事前の届け出が無い飛行体は異常飛行体と認識して追跡する。

### 2.2 地上 RADAR による監視と追跡システム

異常飛行体の追跡は衛星に加えて地上からも遠距離 RADAR 網によって監視される[2,3]。その概要は

#### 2.2.1 主要諸元

[1] 性能

- 測定可能な対象物速度; 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
- 伝搬時間に加えて Doppler 周波数偏移の測定により飛翔体の位置と速度を同時検出。

### [3] 使用周波数帯

波長  $\lambda = 1(\text{m})$  程度の電波を使用

## 2.2.2 回線設計

送信アンテナ入力端の電力  $P_t$ , 送信アンテナ利得  $G_t$ , 対象物までの距離を  $d$ , 対象物のレーダ断面積を  $\sigma$ , 受信アンテナの実効面積を  $A_r$  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  $P_r$  は次式で現される。

$$P_r = P_t \cdot G_t / (4\pi \cdot d^2) \cdot \sigma / (4\pi \cdot d^2) \cdot A_r$$

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)	<b>1500</b>
	飛翔体の速度 (マッハ)	<b>6</b>
送信部	送信電力 $P_t$ (dBW)	<b>40</b>
	送信アンテナ利得 $G_t$ (dBi)	<b>20</b>
往路	距離( $d$ ) (km)	<b>(1500)</b>
	損失( $1/(4\pi \cdot d^2)$ ) (dB/m <sup>2</sup> )	<b>-134.5</b>
対象物	レーダ断面積 $\sigma$ (m <sup>2</sup> )	<b>10</b>
復路	距離( $d$ ) (km)	<b>(1500)</b>
	損失( $1/(4\pi \cdot d^2)$ ) (dB/m <sup>2</sup> )	<b>-134.5</b>
受信アンテナ	アンテナ面積 $A_r$ (dBm <sup>2</sup> )	<b>20</b>
	出力電力 $P_r$ (dBW)	<b>-179</b>
雑音	受信システム雑音温度 (dBK)	<b>20</b>
	ボルツマン定数 ( $k=1.33 \times 10^{-23}$ ) (dB)	<b>-228.6</b>
	雑音電力密度 $N_0$ (dBW/Hz)	<b>-208.6</b>
容量	C/ $N_0$ (dB/Hz)	<b>29.6</b>
	C/N for 10ms (100Hz) (dB)	<b>9.6</b>

## 2.2.3 装置構成

### 2.2.3.1. 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。

### 2.2.3.2. 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 符号関連検出回路

- パルス復号法 PN 符号関連検出

- 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。

#### [3] 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。

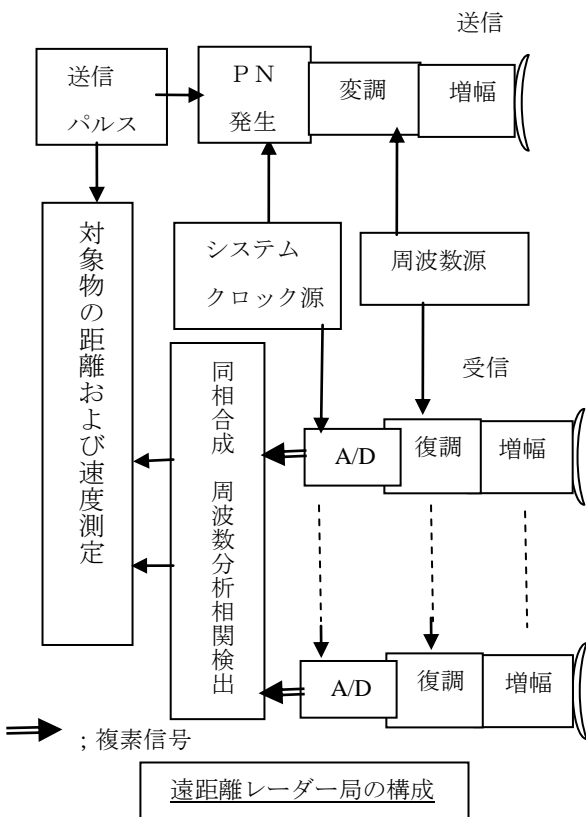
[4] 周波数分析型PN相関検出回路

持続時間 10ms の PN 信号に対して正確に相関検出を行うには信号周波数誤差は 100Hz より十分小さい事が必要である。他方 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  $f_d = f_r \cdot v/c = 2000(\text{Hz})$  となる。そこで  $\Delta f=10\text{Hz}$  単位の周波数変換と PN 相関検出を並列に行う。周波数範囲は 2kHz であるから高々 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測定速度精度は

$$v = c \cdot f_d / f_r = 3 \times 10^8 \times 10 / 300 \text{M}(\text{Hz}) = 10(\text{m/s})$$

2.3.3 全体装置構成

以上述べた本提案のレーダ局の装置構成を下図に示す。



3. 宇宙空間における異常飛翔体捕獲システム

3.1. 提案システムの特長

宇宙空間に飛来する巨大隕石や不用になった宇宙基地などの巨大人造物或いは弾道ミサイルに対して確実な対応を行うには対象物に接近して捕獲し適当な処理を行う事が必要である。

3.2. 対象物体の検知と捕獲ロケットの発射

前述の衛星及び遠隔レーダ網観測に基づき異常物体の軌道を計算し、それが自国に到着する時刻と位置、速度を予測する。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。

3.3. 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。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。

3.4. 異常飛翔体捕獲運搬の手順

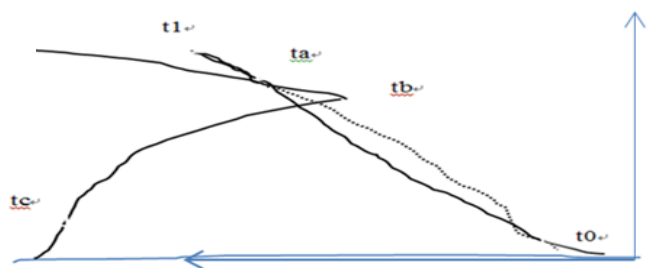
軌道計算と捕獲時空点の算出

遠隔レーダシステムにより異常物体の軌道を観測し、それが自国に向かっている事を検出すると、それを捕獲するべき時刻  $t_a$ , 位置  $R_a$ , その時の速度  $V_a$  を算出する。

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  $(r_1, v_1, t_1)$  等と表記する。異常物体の捕獲時空点を  $(R_a, V_a, t_a)$ , 捕獲した異常物体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。異常物体の処理を行う予定の時刻を  $t_c$  とし、その位置座標を  $R_s$  とするとその時空点は  $(R_s, v_c, t_c)$  となる。

宇宙航空平和安全センターは上述の各時空点を算出しそれを目標値として通信網を通じて捕獲ロケット網に出動司令を出す。以上の動作を下図に示す。



3.5. 異常飛翔体の捕獲運搬核動作の諸段階

[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

$$v_o(t_1) = a_o.(t_1 - t_o) = a_o.T_i$$

同様に位置は

$$r(t_1) = r(t_o) + a_o.T_i^2 / 2$$

この過程で消費されるエネルギーE<sub>o</sub>は

$$E_o = [t_o, t_1] \int f_o.v(t)dt \\ = M_o.(a_o + g).a_o.T_i^2 / 2$$

[2] 異常物体の捕獲に到る段階  $t_1 < t < t_a$   
この間の加速度ベクトルを **a**<sub>1</sub> 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

$$r(t_a) = r(t_1) + v(t_1).(t_a - t_1) + a_1.(t_a - t_1)^2 / 2 = R_a$$

以上より加速度 **a**<sub>o</sub> 及び **a**<sub>1</sub> が以下のように求まる。

$$a_1 = \{ -2(R_a - r_o) + V_a.(2(t_a - t_o) - T_i) \} \\ / \{ (t_a - t_o - T_i).(t_a - t_o) \} \\ a_o = \{ 2(R_a - r_o) - V_a.(t_a - t_o - T_i) \} \\ / \{ T_i.(t_a - t_o) \}$$

この過程で設定されるロケットのエンジン推力 **f**<sub>1</sub>, 質量 **M**<sub>1</sub> 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

$$E_1 = [t_1, t_a] \int M_1(a_1 + g). (v(t_1) + a_1(t - t_1)) dt \\ = M_1. (a_1 + g). (t_a - t_o - T_i). \{ a_o.T_i + a_1.(t_a - t_o - T_i) / 2 \}$$

[3] 異常物体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

$$r(t_b) = R_a + V_a(t_b - t_a) + b.(t_b - t_a)^2 / 2 \\ = R_a + V_a(t_b - t_a) / 2$$

この区間の捕獲ロケットの推力を **f**<sub>b</sub>, 捕獲した異常物体も含めた質量を **M**<sub>b</sub> とすると

$$f_b / M_b - g = b$$

この過程で消費するエネルギーは

$$E_b = [t_a, t_b] \int f_b.v(t)dt \\ = [t_a, t_b] \int M_b.(b + g). \{ V_a + b.(t - t_a) \} dt \\ = M_b. V_a . (g.(t_b - t_a) - V_a)$$

[4] 異常物体を処理地に運搬する段階  $t_b < t < t_c$   
予定地の座標ベクトルを **R**<sub>s</sub>, 捕獲物体とロケットの合計質量を **M**<sub>c</sub>, ロケット推力を **f**<sub>c</sub>, 全体の加速度を **c** とすると

$$R_s = r(t_b) + c.(t_c - t_b)^2 / 2$$

故に

$$c = 2(R_s - r(t_b)) / (t_c - t_b)^2$$

$$f_c / M_c - g = c$$

ここで **r**(**t**<sub>b</sub>)から **R**<sub>s</sub> に到る経路を見ると

$$R_s - r(t_b) = f_c / M_c. (t_c - t_b)^2 / 2 - g.(t_c - t_b)^2 / 2$$

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

$$E_c = [t_b, t_c] \int f_c.v(t)dt \\ = [t_b, t_c] \int M_c.(c + g).c.(t - t_b)dt \\ = M_c.(R_s - r(t_b)).(g + 2(R_s - r(t_b))) / (t_c - t_b)^2$$

### 3.6. 捕獲ロケットの所要規模の推定

捕獲予定点を

$$R_a - r_0 = (0, 100) \text{ (km)} \quad , \quad V_a = (-2000, -1000) \text{ (m/sec)}$$

とすると

$$a_1 = (-25, -19.4) \quad a_0 = (8.3, 11.1) \quad (\text{m/s}^2)$$

初段の総質量を

$$M_0 = 50 \text{ (ton)}$$

とすると所要推力は

$$f = M_0.(a_0 + g) = 50 \times 10^3 \cdot \{ (8.3, 11.1) + (0, 9.8) \} \\ = (4.15 \times 10^5, 1.0 \times 10^6) \text{ (kg.m/s}^2) \\ (=) (42, 100) \text{ (tonf)}$$

このロケット推進力は日本のロケット **H**<sub>1</sub> に相当する[4]。

## 4. 航空圏における異常物体捕獲運搬システム

低空での核爆発は大惨害を生じるため巡航ミサイルは捕獲して安全な地域、例えば遠洋に廃棄する等の処置が必要である。また異常状態の航空機は安全な地域に誘導、運搬、着陸して人命救助に当たる必要がある。

### 4.1. 高地 RADAR 局

標高 **h** に設置された RADAR 局からの見通し範囲は地球半径を **R**=6300(km)とすると大略 $\sqrt{2Rh}$ となる。**h**=1000(m)とすると見通し範囲は 112(km)となる。これは音速 340(m/s)で飛来する飛翔体に対して 5 分余の時間的余裕を与える。

### 4.2. 航空圏の異常飛翔体捕獲過程

[1]  $t = t_0$

観測により異常飛翔体の位置 vector (**R**<sub>0</sub>, **H**), 速度 **U** を決定し予想経路及び捕獲計画を確定する。それに基づき最適の基地 **r**(**t**<sub>0</sub>)=**r**<sub>o</sub> から捕獲航空機を発射する。

[2]  $t_0 < t < t_1$

捕獲航空機の質量を **M**, 水平推力を **f**, 水平速度を **u** とすると水平方向の運動方程式は

$$M \cdot [d/dt]u = f - d \cdot u^2$$

となる。ここで **d** は抗力係数である。この運動方程式を  $t=0$  にて **u**=0 なる初期条件の下で解くと

$$u = \sqrt{(f/d) \cdot \tanh(\sqrt{(f \cdot d)/M} \cdot t)}$$

$$\rightarrow \sqrt{(f/d)} \quad (t \rightarrow \text{大})$$

捕獲航空機の推力  $f$  が十分大きく、 $\sqrt{(f \cdot d)/M} \gg 1$  であれば極めて急激に加速し、一定の水平速度  $u$  に到達する。水平方向の捕獲航空機の推力を  $f_t$ 、垂直方向に発生する揚力を  $f_l$  とすると

$$f_t = d \cdot |u|^2$$

$$f_l = c \cdot |u|^2$$

但し、 $d, c$  はそれぞれ抗力係数、揚力係数であり、飛行機としての構造から決まる。

地球重力  $g$  を差し引いた垂直方向の力は  $f_l - Mg$  であるから捕獲機の垂直方向の速度を  $v(t)$  とすると運動方程式は

$$[d/dt]v(t) = (f_l/M - g) - k \cdot v(t)$$

但し  $k$  は垂直方向の空気抵抗係数である。

垂直方向の運動方程式を  $v(0) = 0$  なる初期条件の下に解くと

$$v(t) = (c \cdot u^2 / M - g) / k \cdot \{1 - e^{-(k \cdot t)}\}$$

高さ  $h(t)$  は

$$h(t) = \int v(t) dt$$

$$= (c \cdot u^2 / M - g) / k \cdot \{t - 1/k \cdot (1 - e^{-(k \cdot t)})\}$$

$$\rightarrow (c \cdot u^2 / M - g) / k \cdot \{t - 1/k\} \quad (t \rightarrow \text{大})$$

[3]時刻  $t=t_1$

この時捕獲航空機は対象物の予定位置  $(R_1, H)$  に達する。この時対象物よりも先回りしている事が望ましい。捕獲機の進行方向はベクトル  $R_1 - r_0$  の方向である。

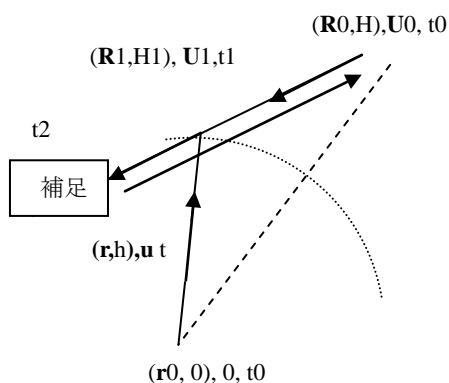
[4]  $t_1 < t < t_2$

時刻  $t_1$  に捕獲機は方向を転換して異常飛行体の待ち受け体制に入る。対象物が近づいたら併走して時刻  $t_2$  に捕獲する。速度  $u_1$  は併走状態の対象物の速度  $U$  に等しくして確実に捕獲する。

[5]  $t_2 < t < t_3$

捕獲した対象物を処理するために時刻  $t_3$  に目的地  $R_3$  に運搬する。

以上の動作を下図に示す。



#### [4] 捕獲機の所要規模

異常飛行体発見後  $t_1 - t_0 = 5$ (分)以内に発射点から 100km 離れた対象物の予想経路上で対象物に接触するものとする。また発射時の捕獲機の質量は  $M = 50$ (ton)であるとする。

これより

$$u = 100 \times 10^3 / 300 = 333 \text{ (m/s)} \quad ; \quad \text{ほぼ音速}$$

所要揚力は  $c \cdot u^2 > M \cdot g$  でなくてはならないから

$$c > M \cdot g / u^2 = 50 \times 10^3 \times 9.8 / 333^2 = 4.42$$

飛行係数の比  $c/d$  は最高 80 程度までとれるがここでは

$$c/d = 30$$

とすると

$$d = 4.42 / 30 = 0.147$$

所要推力は  $f - d \cdot u^2 > 0$  より

$$f > 0.147 \times 333^2 = 1.63 \times 10^4 \text{ (N)}$$

$$= 1.63 \text{ (tonf)}$$

#### 結語

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、航空事故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] Osamu Ichiyoshi

“A Proposal for Aircraft Tracking Satellite System

-- Never to repeat the disaster of MH370 --“

信学技報, vol. 114, no. 265, SAT2014-49,

pp. 183-188, 2014 年 10 月

[2]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)

[3]市吉 修

“平和と安全のための宇宙システム”

信学技報, SAT2019-51(2019-10)

[4] 宮澤政文著 宇宙ロケット工学入門、

朝倉書店 2016 年

[5] 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

[6] 飯野明 監修 よくわかる航空力学の基本[第2版]

秀和システム 2009 年

[7] 加藤寛一郎 まさかの墜落

大和書房 2007