

平和と安全の為の宇宙航空システムの検討

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

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あるもの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。広島、長崎の原子爆弾の爆発から四半世紀経った現在においても宇宙航空技術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一切が謎につつまれている。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。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]。

地球は球体なので地上の遠隔 RADAR による観測には距離的な限界があり、全地球的な観測には衛星網の果たす役割が大きい。平和と安全の為には常時、広域、安全な観測網が必要であるがその条件を満たすのは静止衛星観測網であると考え検討を行った。静止衛星には高速通信が可能という利点もある。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少しでも解放される事を筆者は切望している。

目次

1. 宇宙航空圏における脅威と対策
2. 地上 RADAR による観測
3. 衛星からの観測
4. 宇宙圏の脅威に対する防衛
5. 航空圏の脅威に対する防衛

結論

文献

1. 宇宙航空圏における脅威と対策

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。2014 年 3 月 8 日のマレーシア航空 MH370 の事故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。引き続いて 2014 年 7 月 17 日にオランダのアムステルダム・スキポール空港からマレーシアのクアラルンプール国際空港に向かっていたマレーシア航空 17 便が、巡航飛行中の 17 時 15 分頃（現地時刻）、何者かの発射した地対空ミサイルによって撃墜され、ウクライナ東部に墜落した。この件は現地調査も不十分で詳細は不明である。

更に 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。信じ難い事だが飛行中の航空機が無人運転状態に陥った例もある。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。

このような異常飛行体による宇宙航空領域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、追跡監視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と共に機上の異常事態においては地上から飛行中の航空機の遠隔制御を可能にする等の機能が必要であろう。観測した飛行体の中から正常に通信しているものを除いたものが異常な飛行体の候補であり更に追跡が必要となる。

第二に巨大隕石、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. 地上 RADAR 網による監視

2.1. 地上より監視可能な範囲

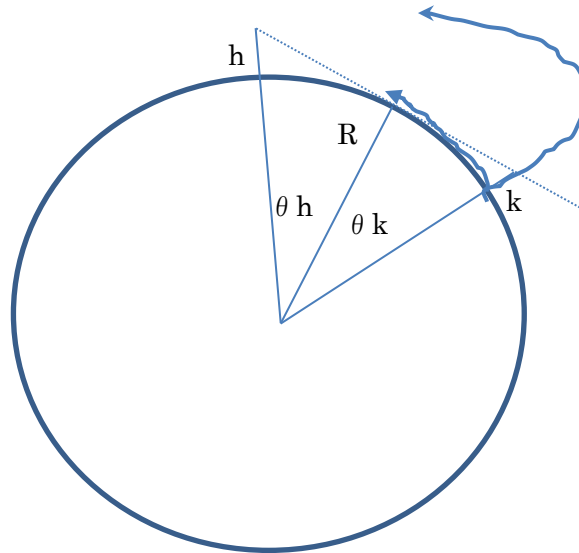
下図に示すように海拔 $h(m)$ の地点に観測 RADAR アンテナを設置した場合の見通し範囲は概ね $\sqrt{(2R \cdot h)}$ となる。但し $h \ll R$ であり、 R は地球の半径(6366(km))である。又その RADAR で見通し可能な飛行体の範囲はその飛行体の高度を $k(m)$ とすると大略 $\sqrt{(2R \cdot h)} + \sqrt{(2R \cdot k)}$ となる。これより

$$\text{地上 RADAR により観測可能な見通し範囲 } Ro = \sqrt{(2R)} \cdot \{\sqrt{h} + \sqrt{k}\} = 112.8 \{\sqrt{h} + \sqrt{k}\} \quad (km)$$

$$\text{今観測 RADAR の標高を } h=1(km) \text{ とすると } Ro = 112.8 \{1 + \sqrt{k}\} \quad (km)$$

$$\text{弾道ミサイルの場合 } k=100(km) \text{ とすると } Ro = 1240 \quad (km)$$

旅客機の場合 $k = 10$ (km)とすると $R_0 = 469$ (km)
 巡航ミサイルの場合 $k = 1$ (km)とすると $R_0 = 225$ (km)



2.2.地上 RADAR による観測網

詳細は文献[2]を参照の事。ここでは要点のみ述べる

性能

測定可能な距離は 1500km、測定可能な飛翔体の速度は約 2,000 (m/s)とする。

System の概要

三局からの距離及び Doppler 周波数偏移の測定により対象物体の三次元位置と速度を決定する。各局は同期して送信時間 10ms,受信時間 20ms、合わせて 30ms の時間 frame 動作を繰り返す。使用周波数は対象飛翔体の大きさ及び降雨減衰が小さい条件から波長 1m 帯の電波を使用する。RADAR 信号は chip 速度 819.2kc/s の PN 符号を用いる。符号分割多重により複数の RADAR 局が同一の RF 周波数を共用する。対象の移動体が極めて高速なため大きな Doppler 周波数偏移を生じるので時間ばかりでなく周波数分析をも行い、飛翔体の位置と速度を同時に測定する。

3. 衛星からの観測

3.1 二衛星による飛翔体の瞬時位置検出

下図に示すように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立体写真の原理により飛翔体の位置を特定する。

飛翔体の座標を $\mathbf{r} = (x, y, z)$

衛星 A の位置を $\mathbf{r}_a = (x_a, y_a, z_a),$

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 $a = ra \cdot Ra$ とする。衛星 B, についても同様に rb, Rb, b , を定義する。

すると飛翔体の位置は次の二直線

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

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

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

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

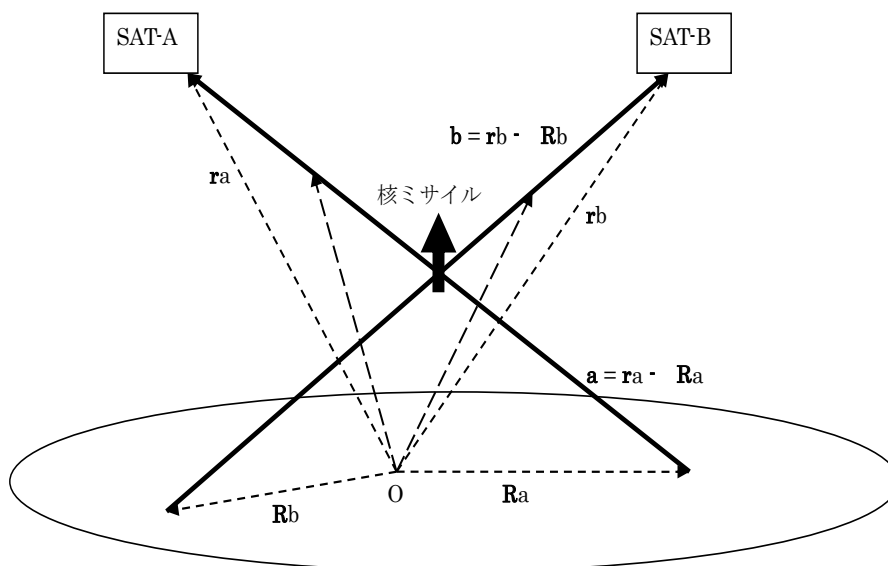
$$ub = (ra \cdot rb) \cdot \{(b \times a) \times a\} / \{(a \cdot b) \cdot (a \cdot b) - (a \cdot a) \cdot (b \cdot b)\}$$

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。



3.2. 使用可能な衛星軌道

地表面から高度 100km の観測衛星では地表の見通し範囲は半径約 1100km、高度 1000km の衛星からは半径約 3300km、高度 36000km の静止衛星からは半径約 9000km の円の範囲となる。低軌道衛星の利点は詳細な観測が可能な事であるが難点は地上の基地局との常時通信が困難な事、常時観測を可能にするには多数の衛星を用いる複雑なシステムが必要な事である。更に一部の国が地上ミサイルによる低軌道衛星の破壊実験を行ったりしておりその安全性にも難点がある。

他方静止衛星は広大な地表を常時観測可能であり、その高さにより地上からの攻撃にも比較的安全であり、更に地上の基地局と高速大容量通信が常時可能であるなどの利点がある。本稿においては静止衛星を想定して検討する。

3.3 静止衛星からの監視

[1] 監視範囲と精度

今地上の 1000km 四方の範囲を digital 写真撮影するものとする。画素数が百万の digital 写真においては単位画素が地表の 1km 四方に相当する事になる。観測すべき飛翔体と地表を区別するものは背景と飛翔体の温度差である。例えば地表の温度は 300K であるのに対して飛翔体のエンジン廃棄ガスは 1000K 程度、その面積は 10m^2 の程度であろう。

面積比では $10/(1000 \times 1000) = 10^{-5}$ で背景に埋もれている物体を如何に検出できるであろうか。

[2] 観測に用いる波長帯

温度 $T(\text{K})$ の物体から放射される電磁波の周波数分布は Plank の公式により

$$W_b(\lambda, T) = c_1 / \lambda^5 / \{e^{(c_2/(\lambda \cdot T))} - 1\}$$

となる。但し c_1, c_2 は定数である[文献 5]。

上の式で波長 λ の単位を μm とすると

$$c_2 = 1.44 \times 10^4 (\mu\text{m} \cdot \text{K}), \quad c_1 = 3.74 \times 10^8 (\text{W/m}^2 / \mu\text{m}) \text{ である。}$$

背景となる地表の温度は 300K, 飛行体の温度は jet ガスが 1000K, 極超音速飛行体の先端は 2000K 程度となるので両者を区別するには $W_b(\lambda, 1000) / W_b(\lambda, 300)$ が上述の面積比 10^{-5} よりも十分大きくなくてはならない。

$$W_b(\lambda, 1000) / W_b(\lambda, 300) = \{ \exp(47.8/\lambda) - 1 \} / \{ \exp(14.35/\lambda) - 1 \}$$

$$= 3.3 \times 10^{14} \quad (\lambda = 1 \mu\text{m})$$

$$= 1.8 \times 10^7 \quad (\lambda = 2 \mu\text{m})$$

$$= 6.9 \times 10^4 \quad (\lambda = 3 \mu\text{m})$$

$$W_b(\lambda, 2000) / W_b(\lambda, 300) = \{ \exp(47.8/\lambda) - 1 \} / \{ \exp(7.175/\lambda) - 1 \}$$

$$= 4.4 \times 10^{17} \quad (\lambda = 1 \mu\text{m})$$

$$= 6.9 \times 10^8 \quad (\lambda = 2 \mu\text{m})$$

$$= 6.9 \times 10^5 \quad (\lambda = 3 \mu\text{m})$$

上から使用可能な波長は $2 \mu\text{m}$ 以下の近赤外線となる。

[3] 地上との所要通信速度

飛翔体の速度は音速 0.34km/s から 1km/s 程度とすると画像の撮影頻度は毎秒一枚程度で十分であろう。量子化数を 8(bits) とすると画像一枚あたり伝送するのに必要な通信速度は 8Mb/s となる。衛星あたりの所要通信量は搭載システムの数に応じてその数倍となる。

4. 宇宙圏の脅威に対する防衛

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攻撃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。これによりミサイルに限らず巨大隕石など危険な飛翔体を確実に捕獲し、安全な地域に運搬して必要な処置を行う事が可能になる。

4.2. 異常飛行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飛行体の軌道を計算し、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一挙に運ぶと共に、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。またロケットの制御系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. 異常飛行体捕獲防衛の手順

詳細は文献[2]を参照の事。ここでは概要を述べる。

[1] 軌道計算と捕獲時空点の算出

監視衛星及び遠隔レーダシステムにより異常飛行体の軌道を観測し、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。

[2] 捕獲ロケットの発射

捕獲ロケットの発射時刻を t_o , 発射基地の座標 vector を r_o , 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 $(r_o, 0, t_o)$ 及び (r_1, v_1, t_1) などと表記する。対象の予定捕獲時空点を (R_a, V_a, t_a) とする。

[3] 初段ロケットによる上昇段階 $t_o < t < t_1$

初段ロケットの持続時間を T_i とすると

$$t_1 = t_o + T_i$$

捕獲ロケットの加速度 a_o , エンジン推力 f_o , 総質量を M_o とすると

$$a_o = f_o / M_o - g$$

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

$$v_o(t_1) = a_o \cdot (t_1 - t_o) = a_o \cdot T_i$$

同様に位置は

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

[4] 異常飛行体の捕獲段階 $t_1 < t < t_a$

この間の加速度ベクトルを a_1 とすると
速度について

$$v(t_a) = v(t_1) + a_1 \cdot (t_a - t_1) = V_a$$

同様に位置については

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

以上より加速度 a_0 及び a_1 が以下のように求まる。

$$a_1 = \{ -2(R_a - r_0) + V_a \cdot (2(t_a - t_0) - T_i) \} / \{ (t_a - t_0 - T_i) \cdot (t_a - t_0) \}$$

$$a_0 = \{ 2(R_a - r_0) - V_a \cdot (t_a - t_0 - T_i) \} / \{ T_i \cdot (t_a - t_0) \}$$

[5] 捕獲した異常飛行体を安全な地域に運搬して必要な処置を行う段階 $t_a < t < t_b$

捕獲した巨大隕石や核ミサイルを宇宙空間で破壊するか、比較的安全な地域、例えば海洋に投棄する等の処置を行う。

5. 航空圏の脅威に対する防衛

詳細は文献 3 を参照の事。ここでは概要を述べる。

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。以下航空圏の異常飛行体捕獲過程を述べる。

[1] $t = t_0$

観測により異常飛行体の位置 vector (R_0, H) 但し H は地表からの高度、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 $r(t_0) = r_0$ 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。

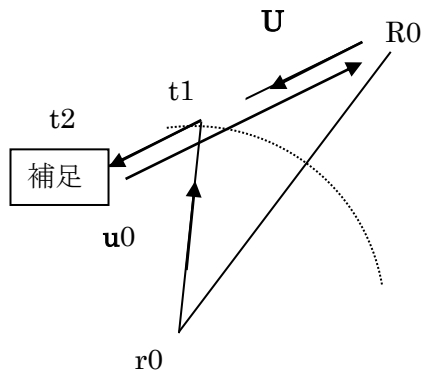
[4] $t_1 < t < t_2$

時刻 t_1 に捕獲機は方向を転換して異常飛翔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 に等しく調整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。



結論

本稿により提案システムの基本的な全体像が一応成ったと筆者は感じている。但し異常飛行体が深い霧や豪雨の中を飛んでいる時の検出や監視は困難であると思われる。軍事的な脅威に対しては平和に勝る安全保障は無いであろう。本提案のシステムは遠隔地の山火事の発見などにもそのまま応用できる。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、航空事故および自然災害の脅威から少しでも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

--E--