

# 平和と安全の為の宇宙航空システムの提案

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

宇宙と航空圏には航空機、宇宙船の事故、軍事用ミサイルの脅威、引いては巨大隕石など大惨事の可能性が潜在している。西暦 2014 年 3 月 8 日のマレーシア航空 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常時音声及びデータ通信を継続できるシステムを提案した。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圏を常時監視し、異常な飛行体を検知したら直ちに救難機が発進し、その飛行体に近づいてそれを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。

平和と安全のための宇宙航空システムに要求されるのは時と場所を選ばず瞬時に異常を検知し、自動的に作動しうるシステムである。地球は球体なので地上レーダ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。衛星通信レーダは正にその要求に応えるシステムである。他方地球表面かそれに近い領域の異常を検知するにはレーダよりも高空からの監視が有効である。その為には 16km 程度の高空に必要な設備を持ち上げ且つかかなり長時間静止できる飛行体が必要である。二機の飛行体からの観測画像の重なりから飛行体の三次元位置を特定できる。

本稿においては全地球的監視及び救難システムにより世界の平和と安全を守る事ができる提案技術を概説する。

## 目次

1. 宇宙航空圏における脅威
2. 地上レーダ及び通信網の限界
3. 衛星通信による常時航空通信網
4. 衛星通信レーダによる全地球監視網
5. 成層圏局による地表監視システム
6. 宇宙圏の脅威に対する防衛と救難システム
7. 航空圏の脅威に対する防衛と救難システム

結論

文献

## 1. 宇宙航空圏における脅威

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されている。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[1]。特に 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まつまれている。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对空ミサイル「ブーク」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常時航空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途切れる事なく継続できる汎用航空通信網を提案した[2]。このような事故の防止のためには常時航空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. 地上レーダ及び通信網の限界

### 2.1. 地上電磁波の到達範囲

下図に示すように海拔  $h(m)$  の地点に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。又そのレーダ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。これより地上電波の到達範囲は

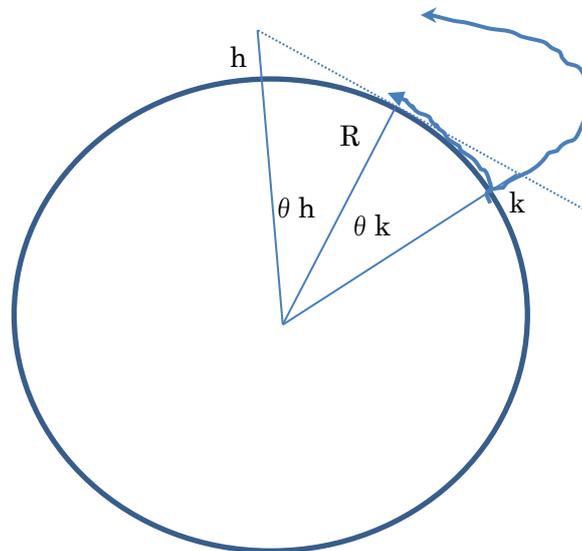
$$R_0 = \sqrt{2R} \cdot \{\sqrt{h} + \sqrt{k}\} = 112.8 \{\sqrt{h} + \sqrt{k}\} \quad (\text{km})$$

今電磁波発信機の標高を  $h=0.25(\text{km})$  とすると  $R_0 = 112.8\{0.5 + \sqrt{k}\} \quad (\text{km})$

弾道ミサイルの場合  $k=100(\text{km})$  とすると  $R_0 = 1184 \quad (\text{km})$

旅客機の場合  $k=10(\text{km})$  とすると  $R_0 = 413 \quad (\text{km})$

巡航ミサイルの場合  $k = 1(\text{km})$ とすると  $R_0 = 169 (\text{km})$



実際 2014 年の MH 370 便の事故の場合は地上との通信が連続的に行われない事がこの事故の謎を深めてしまった。この反省の上に筆者は既存の衛星通信を活用して世界中で飛行中の多数の航空機が途切れる事なく音声及びデータ通信を継続可能なシステムを提案したのである[2]。

## 2.2. 地上レーダによる観測網の提案

前述のように高度 100km 以上の宇宙圏を飛行する物体は遠隔地からの観測が原理的には可能である。筆者は 2017 年にそのようなシステムを提案した[3]。

### System の概要

少なくとも 3 個のレーダ局が同期して送信時間 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。レーダ信号は chip 速度 900kc/s 程度の PN 符号を用いる。符号分割多重により複数のレーダ局が同一の 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。

### 主要諸元

#### [1] 性能

- 測定可能な物体速度; 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基づき三角法により対象物体の三次元位置を決定
- 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  $\lambda = 1(\text{m})$  程度の電波を使用

### [4] 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。

仕様	測定距離 $d$ (km)	1500
	飛行体の速度 (マッハ)	6
送信部	送信電力 $P_t$ (dBW)	40
	送信アンテナ利得 $G_t$ (dBi)	20
往路	距離( $d$ ) (km)	(1500)
	損失( $1/(4\pi \cdot d^2)$ ) (dB/m <sup>2</sup> )	-134.5
対象物	レーダ断面積 $\sigma$ (m <sup>2</sup> )	10
復路	距離( $d$ ) (km)	(1500)
	損失( $1/(4\pi \cdot d^2)$ ) (dB/m <sup>2</sup> )	-134.5
受信アンテナ	アンテナ面積 $A_r$ (dBm <sup>2</sup> )	20
	出力電力 $P_r$ (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 $N_0$ (dBW/Hz)	-208.6
容量	C/No (dB/Hz)	29.6
	C/N for 10ms (100Hz) (dB)	9.6

### [5] 実用上の問題点

上のレーダシステムには以下の困難がある。

#### (1) 装置規模が大

送信電力 60dBW を複数の方向に送信する必要がある。また受信アンテナ面積も 100m<sup>2</sup> が必要。

#### (2) 送受電力差が大きいので送信から受信への信号漏洩の為、近場の物体の検出が困難。

この問題は送信専用局を別途設ければ解決できるが、受信局が 4 局必要となる。

#### (3) 地球が球体であるため高度 100km 以下の物体は 1000km 先からは検知できない。即ち飛行機や巡行ミサイルの監視は困難である。

### 3. 衛星通信による常時航空通信網

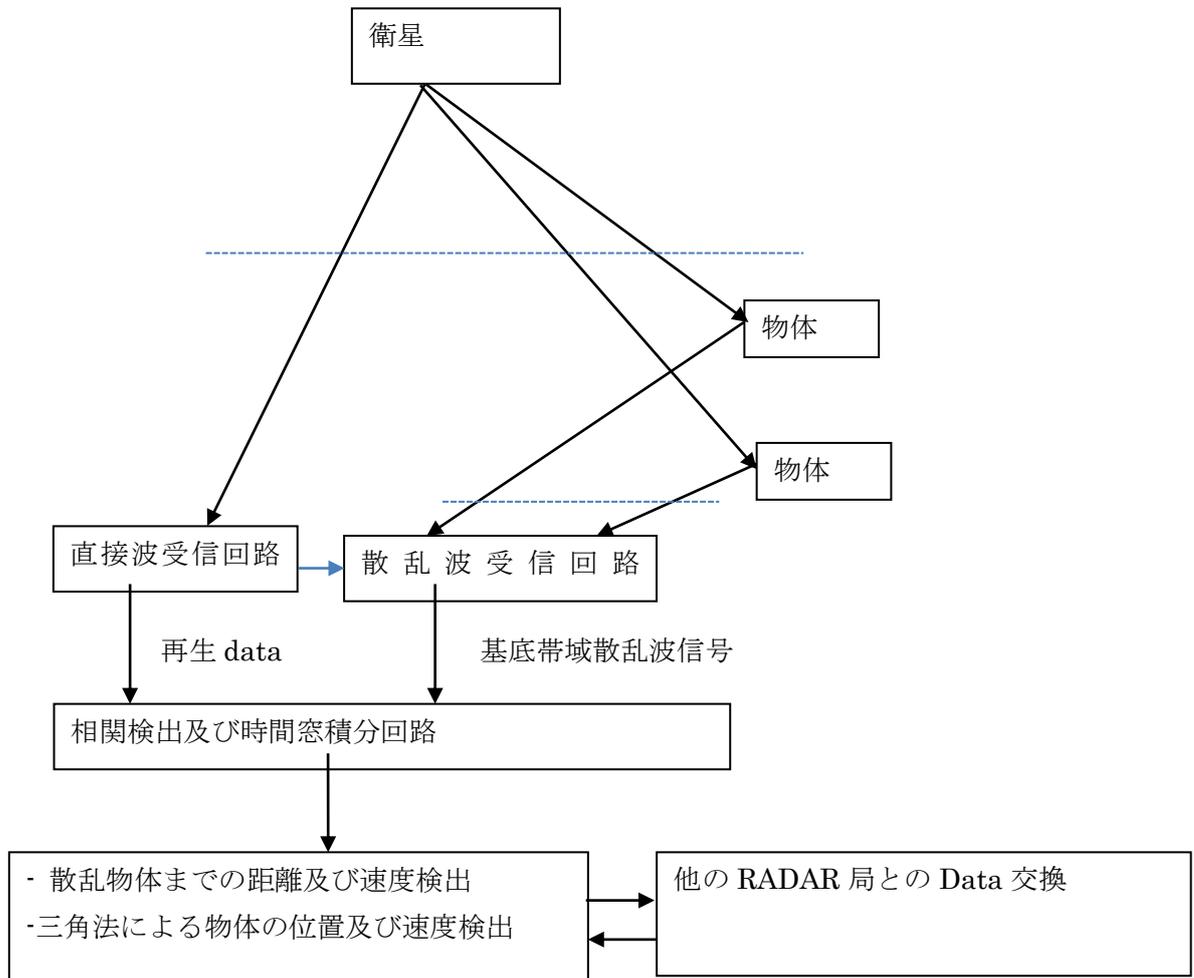
飛行中のすべての航空機が常時通信を持続可能であれば安全の確保に極めて有効である。低空から高空まで地球上何処でも何時でも通信を可能にできるのは衛星通信である。筆者は 2014 年に既存の通信衛星を活用して既存のシステムに与える干渉を最低限にしつつ飛行中の数千機に持続的に音声及びデータ通信を提供できるシステムを提案した[2]。その原理はスペクトル拡散通信である。今 30kHz の信号を千倍に周波数拡散して 30MHz にすると周波数電力密度は 30dB 下がる。既存の衛星通信システムの動作 S/N(密度)を 12dB とすると熱雑音より 18dB も下である。そのような信号を 10 波加えてもまだ熱雑音より 8dB 下であり既存のシステムに与える干渉は約 0.6dB、システムの動作 S/N は 11.4dB となる。衛星中継器当たり 10 波を当てれば、全世界では膨大な通信容量が確保できる。

### 4. 衛星通信レーダ

**注意** 本システムは現在特許審査中である。特願 2025-175888。 実用化に当たり筆者に連絡の事。

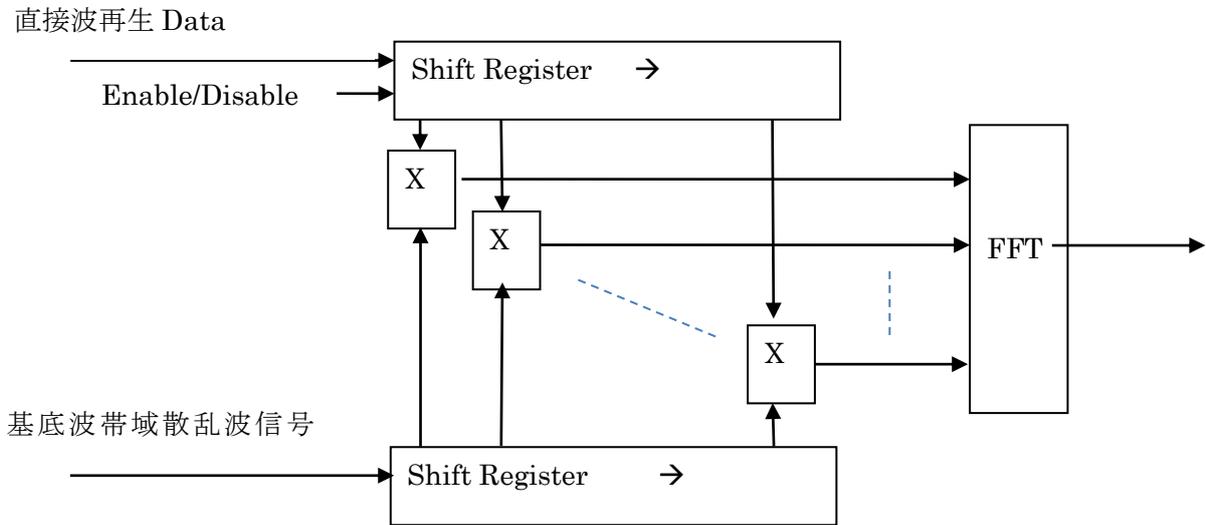
#### 4.1 システム構成

衛星通信レーダシステムの構成を下図に示す[4]。



## 4.2 相関検出器の構成と動作

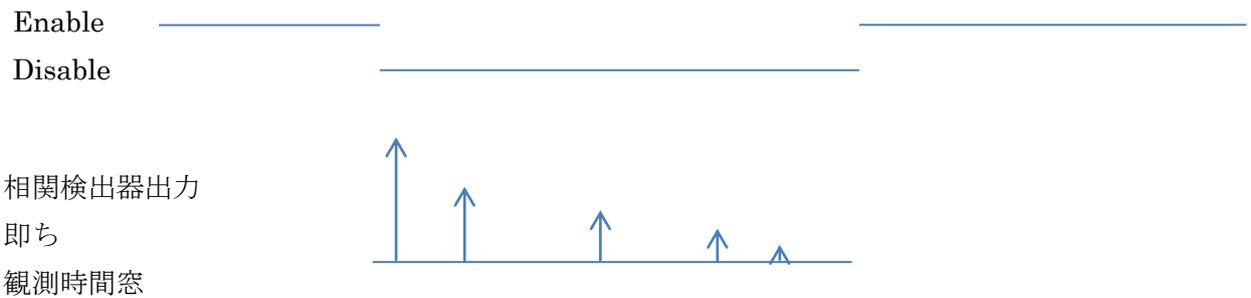
### 相関検出器の構成



### 相関検出器の動作

下図に示すように直接波再生 Data 用シフトレジスタの動作を禁止して内容を固定すると相関検出が行われる。近場の物体からの散乱波は先に、遠方の物体からの散乱波は後にそれぞれ距離に比例する時間遅れでレーダ信号の符号時間長幅のインパルスとして出力される。

### 直接波 shift register



## 4.3 回線電力設計

### 4.3.1 システム要素と相互関係

- $P_s$  ; 衛星出力 EIRP(Equivalent Isotropic Radiation Power ; 等価等方向放射電力)
- $B_w$  ; 周波数帯域幅
- $d$  ; 衛星と直接受信局間距離
- $d_k$  ( $k=1,2,3,..$ ) ; 衛星と物体  $k$  間の距離
- $D_k$  ( $k=1,2,3,..$ ) ; 物体とレーダ基地局間の距離

$\sigma$  ; 物体の等価散乱断面積  
 $A_r$  ; 受信局 Antenna の等価面積

すると受信アンテナの出力端において得られる信号電力は

$$P_r = P_s / (4\pi \cdot d^2) \cdot \sigma / (4\pi \cdot D^2) \cdot A_r$$

(←--- 衛星区間 ---→) (←----- レーダ区間 -----→) (受信アンテナ)

同じく雑音電力は

$$P_n = k \cdot T_o \cdot B_w$$

但し

$T_o$  ; 受信装置のシステム雑音温度

受信装置における受信信号の S/N 比

$$P_r / P_n = P_s / (4\pi \cdot d^2) \cdot \sigma / (4\pi \cdot D^2) \cdot A_r / (k \cdot T_o \cdot B_w)$$

(←- Satellite path-→) (←--- RADAR Path ---→) (←----- Receiver ---→)

相関検出による S/N 改善係数 M

$$M = [\text{相関検出に用いる符号数}] \times [\text{相関検出出力の加算数}]$$

雑音の加わった M 個の同一な信号を加算すると信号は振幅加算されエネルギーは  $M^2$  倍になるのに対して雑音エネルギーは M 倍になるので以上の改善係数が得られる。

受信装置において得られる最終 S/N 比は

$$\begin{aligned} S/N &= M \cdot P_r / P_n \\ &= M \cdot P_s / (4\pi \cdot d^2) \cdot \sigma / (4\pi \cdot D^2) \cdot A_r / (k \cdot T_o \cdot B_w) \end{aligned}$$

#### 4.3.2 Ku 波帯衛星放送を用いる場合の回線電力

直接波; 衛星通信区間

衛星出力 EIRP	$P_s$ (dBW)	56
信号帯域幅	$B_w = 29$ (MHz)	
---- 回線損失 ----		
自由空間広がり	$1/(4\pi \cdot d^2)$ (dB/m <sup>2</sup> )	-162.1
	$d = 36000$ (km)	
衛星地球局における空間信号電力密度	$P_s / (4\pi \cdot d^2)$ (dBW/m <sup>2</sup> )	-106.1

--- 受信アンテナ有効面積 ---	$(1\text{m}^2)$		
<b>Ar</b>	<b>(dB.m<sup>2</sup>)</b>		<b>0</b>
受信アンテナ出力における信号電力 Pr	(dBW)		-106.1
--- 受信機雑音 ----			
システム雑音温度 To (100K)	(dBK)		20
Boltzmann 定数 k	(dB)		-228.6
雑音電力密度 k.To	(dBW/Hz)		-208.6
信号周波数帯域幅 Bw = 29MHz	(dBHz)		74.6
雑音電力 Pn	(dBW)		-134.0
--- 信号対雑音電力比 -----			
<b>Pr/Pn</b>	<b>(dB)</b>		<b>27.9</b>

### 散乱波 ;

衛星区間は地球局に至るも空間にある物体に至るもほとんど同じである。地球局で受信する散乱波の S/N は以下のレーダ区間で決まる。

### レーダ局と物体間の距離

D = 10km の場合を以下に検討する。

物体における衛星通信信号空間電力密度

$$\frac{P_s}{4\pi \cdot d^2} \quad (\text{dBW/m}^2) \quad -106.1 \quad ;$$

物体の等価散乱断面積 $\sigma$	(dBm <sup>2</sup> )	10
散乱波 EIRP Psc	(dBW)	- 96.1

レーダ局に至るまでの空間広がり

$$4\pi \cdot D^2 \quad (D = 10\text{km}) \quad (\text{dBm}^2) \quad 91.0$$

レーダ局における信号空間電力密度

$$\frac{P_{sc}}{4\pi \cdot D^2} \quad (\text{dBW/m}^2) \quad -187.1$$

<b>受信アンテナ等価面積 Ar</b>	<b>(dBm<sup>2</sup>)</b>	<b>0</b>	<b>(1 m<sup>2</sup>)</b>
受信信号電力 Pr	(dBW)	-187.1	
熱雑音電力 Pn	(dBW)	-134.0	
信号対雑音電力比 Pr/Pn	(dB)	-53.1	
相関検出による S/N 改善係数 M = 2.9 x10 <sup>6</sup>	(dB)	64.6	
結果 S/N	(dB)	11.5	

### 相関検出による S/N 改善係数 $M = 2.9 \times 10^6$ の実現

符号伝送速度が 29M symbols/s であるから 0.1 秒間の信号積算を行う必要がある。またこの間の物体の視線移動距離は 10m 以下、即ち物体の視線速度が秒速 100m 以下でなくてはならない。

#### 4.4 衛星通信レーダシステム設計法

今探索距離 300km のレーダシステムを設計しよう。

- (1) 観測時間窓の長さは  $300 \times 10^3 / (3 \times 10^8) = 1\text{ms}$ .
- (2) 二個の相関検出器を交互に動作させれば連続動作が可能となる。この場合の相関時間長 1ms は 29,000symbols となる。即ち観測時間窓 1ms は 29000 の時区から成る
- (3) 各時区の信号を積算して S/N 改善ができる。前の例では  $M=2.9 \times 10^6$ , を得るために 100 回の積算を行った。

#### レーダ探索距離の拡張

今探索距離を 10km  $\rightarrow$  50km に伸ばす場合を考える。

受信信号の信号対雑音電力比は  $M \cdot A_r / D^2$  に等しい。距離を 5 倍に伸ばすには S/N を 25 倍にする必要がある。例えば

アンテナ有効面積  $A_r = 1 \rightarrow 25 \text{ (m}^2\text{)}$

#### Ku 波帯衛星放送レーダシステムの限界

衛星 EIRP は高いが地理的範囲が日本国内に限られる。また降雨減衰が大きい事が問題である。更に対象物体は高速飛行するため広帯域信号は却って不適である。

#### C 波帯、L 波帯システムの活用

広域をカバーし、降雨減衰が小さいので衛星通信レーダに好適である。

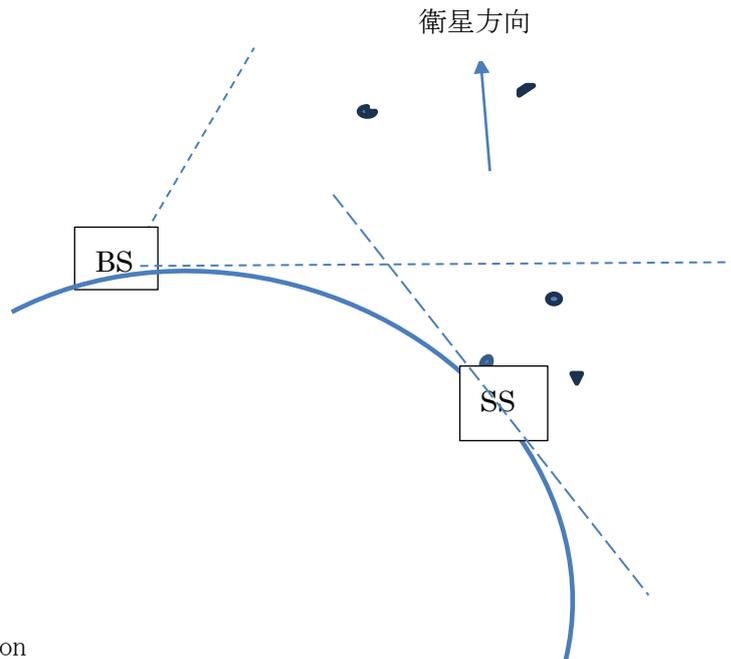
#### 符号伝送速度

対象となる飛行体は Mach 3 程度の速度即ち約 1000m/s を持つとしよう。単位観測にかかる時間を一秒とするとその間に物体は最大 1km 動くので符号時間長は  $1000 / 3 \times 10^8 = 3.3 \times 10^{-6} \text{ (sec)}$  よりも長くする必要があるので。即ち信号伝送速度は 300k(symbols/s)程度が望ましい。

### 4.5 全地球的監視システム

#### 4.5.1 システム構成

下図に示すように信号送信を必要としない衛星通信レーダは簡単に全地球的監視システムを実現できる。但し BS はレーダ基地局即ち物体の位置を計算で算出する局であり、SS は BS の地平線の彼方であって地球表面から空を見上げて物体までの方向、距離、視線速度を検出して BS に報告する。



BS ; Base Station

RADAR 処理、物体の位置、速度決定を行う。

SS ; Surface Station

衛星通信電波の物体による散乱波の収集、RADAR 動作を行う。公海上の船等。

#### 4.5.2 全地球的監視システムの為の静止衛星の配置

三角法による物体の位置決定の為には独立な三個の測定経路が必要である。三個のレーダ衛星を使えば一つのレーダ局が単独で動作を行う事ができる。15 度ずつ均等にレーダ衛星を配置すれば 24 個の静止衛星で全地球的監視システムが実現可能である。

今レーダ局に於いてある方向から衛星 S1,S2,S3 の散乱波が検出されたとする。

衛星 S1 とレーダ基地局の距離を[S1,B]と表すとすると測定により以下の連立方程式が成り立つ。

$$[S1,T] + [T,B] - [S1,B] = d1$$

$$[S2,T] + [T,B] - [S2,B] = d2$$

$$[S3,T] + [T,B] - [S3,B] = d3$$

ただし T (Target) は物体、d1,d2,d3 は直接波と散乱波の経路長差の測定値である。各衛星から基地局までの距離は既知であるから上の連立方程式の解として T の三次元座標が定まる。

衛星が一個しか利用できない場合には BS 三局が情報交換を行って物体の位置を特定する。

$$[S,T] + [T,B 1] - [S,B 1] = d1$$

$$[S,T] + [T,B 2] - [S,B 2] = d2$$

$$[S,T] + [T,B 3] - [S,B 3] = d3$$

衛星が二個利用できる場合は二局の BS が協力してレーダ動作を行う事ができる。

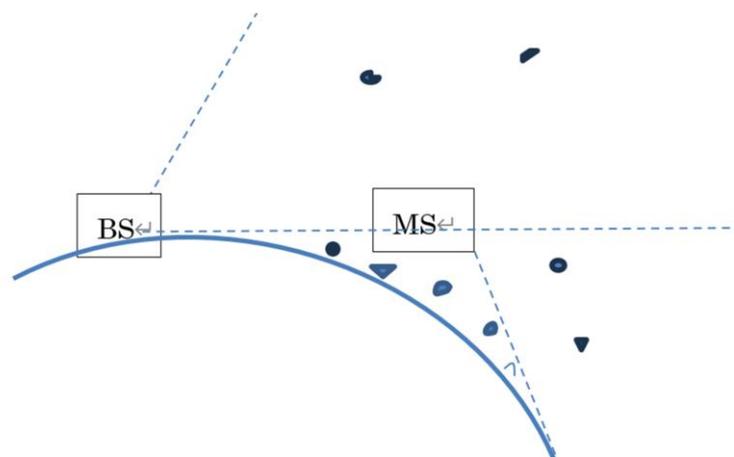
### 4.5.3 種々の全地球的監視システム

三個以上の衛星が利用できる場合には SS で Target の位置特定までに行い、その結果を報告するだけなので衛星通信を用いてシステムは極めて簡単になる。一個しかレーダ衛星が利用できない場合には十分離れた三局の SS が散乱波検出の方向と距離及び速度を計測してその結果を衛星通信等で BS に報告し、Target の位置特定は BS において行う。

GPS 衛星や Starlink 等の低軌道衛星システムは衛星の数、信号電力密度の上で有効であろう。

## 5. 成層圏局による地表監視システム

地球表面に近い領域の観測はレーダよりも高空からの写真観測が適している事は下図から明らかである。



ここで BS はレーダ基地局、MS (Monitoring Station) は成層圏観測局である。高度 16 km の点からは半径約 450km の地球表面が観測範囲となる。

### 5.1 二観測局による飛翔体の瞬時位置検出[5]

下図に示すように二個の観測局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  $\mathbf{R}_a = (X_a, Y_a, Z_a)$  としベクトル  $\mathbf{AA}'$  を  $\mathbf{a} = \mathbf{r}_a - \mathbf{R}_a$  とする。衛星 B, についても同様に  $\mathbf{r}_b, \mathbf{R}_b, \mathbf{b}$ , を定義する。

すると飛翔体の位置は次の二直線

直線  $\mathbf{AA}'$  ;  $\mathbf{r}_a + t \cdot \mathbf{a}$  ( $0 < t < 1$ )

直線  $\mathbf{BB}'$  ;  $\mathbf{r}_b + u \cdot \mathbf{b}$  ( $0 < u < 1$ )

の交点として求められる。

$$\mathbf{r}_a + t \cdot \mathbf{a} = \mathbf{r}_b + u \cdot \mathbf{b}$$

これを解いて

$$t_a = (r_b \cdot r_a) \cdot \{(a \times b) \times b\} / \{(a \cdot b) \cdot (a \cdot b) - (a \cdot a) \cdot (b \cdot b)\}$$

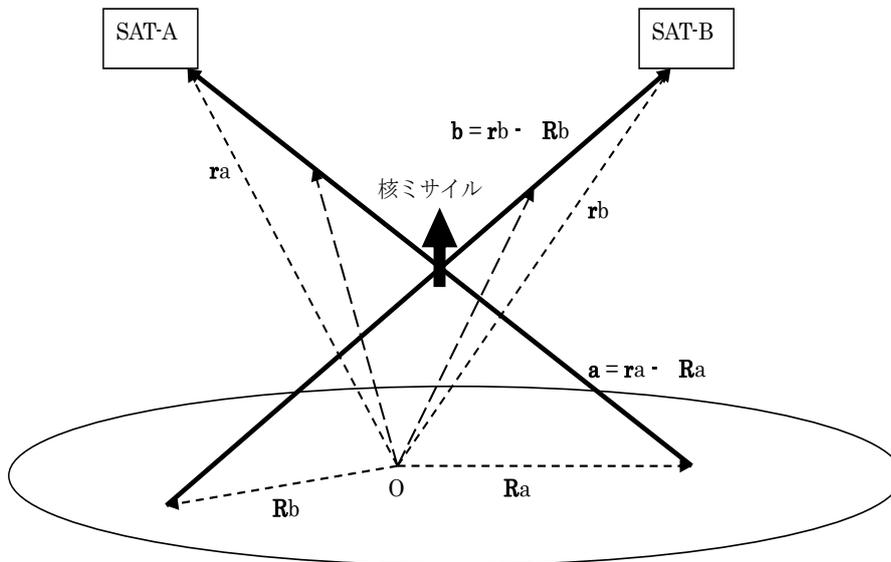
$$u_b = (r_a \cdot r_b) \cdot \{(b \times a) \times a\} / \{(a \cdot b) \cdot (a \cdot b) - (a \cdot a) \cdot (b \cdot b)\}$$

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

$$r = r_a + t_a \cdot a = r_b + u_b \cdot b$$

として飛行体の位置を決定できる。



二枚の写真のそれぞれの時間差分を取れば固定部分は相殺されて 0 になるのに対して飛行体部分は相殺されないののでくっきりと飛跡が現れるであろう。

## 5.2 赤外線写真観測[6]

### 5.2.1 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。観測すべき飛行体と地表を区別するのは背景と飛行体の温度差である。例えば地表の温度は 300K であるのに対して飛行体のエンジン廃棄ガスは 1000K 程度、その面積は  $10\text{m}^2$  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。

### 5.2.2 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 [7]。

上の式で波長  $\lambda$  の単位を  $\mu\text{m}$  とすると

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

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。

$$\begin{aligned} W_b(\lambda, 1000) / W_b(\lambda, 300) &= \{ \exp(47.8/\lambda) - 1 \} / \{ \exp(14.35/\lambda) - 1 \} \\ &= 3.3 \times 10^{14} \quad (\lambda = 1 \mu\text{m}) \\ &= 1.8 \times 10^7 \quad (\lambda = 2 \mu\text{m}) \\ &= 6.9 \times 10^4 \quad (\lambda = 3 \mu\text{m}) \\ W_b(\lambda, 2000) / W_b(\lambda, 300) &= \{ \exp(47.8/\lambda) - 1 \} / \{ \exp(7.175/\lambda) - 1 \} \\ &= 4.4 \times 10^{17} \quad (\lambda = 1 \mu\text{m}) \\ &= 6.9 \times 10^8 \quad (\lambda = 2 \mu\text{m}) \\ &= 6.9 \times 10^5 \quad (\lambda = 3 \mu\text{m}) \end{aligned}$$

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。

### 5.2.3 地上との所要通信速度

飛翔体の速度は音速  $0.34\text{km/s}$  から  $1\text{km/s}$  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  $8(\text{bits})$  とすると画像一枚あたりに必要な通信速度は  $8\text{Mb/s}$  となる。

## 6. 宇宙圏の脅威に対する防衛と救難システム

### 6.1. 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[3.4.5.6]。これによりミサイルに限らず故障した宇宙船や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。

### 6.2. 異常飛行体の検知と捕救難機の発射

前述の衛星、遠隔レーダ及び成層圏局等の観測により発見された異常飛翔体の軌道を計算する。その予測に基づき、捕獲時刻と位置、速度を決定し、救難機を発進させる。

### 6.3. 救難機の要件と構造

救難機はいつ何時でも発進可能でなくてはならない。また短時間に宇宙圏に到達し、そこで対象物接近、並走及び捕獲を行う。そのためには従来の宇宙ロケットのように二段階のロケットが必要であろう。但し従来のように切り替え後落下する初段ロケットでは場所の制限からも経済性の上からも望ましくない。初段ロケット即ち救難運搬機は切り替え後は自力で母港に帰って来る必要があり、そのためには有翼機が望ましい。他方救難作業機は宇宙空間で対象物を捕獲して地上に持ち帰る能力が必要であり有翼機でなくてはならないであろう。

### 6.4. 異常飛行体捕獲の手順

[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。

### [2] 救難機の発射

救難機の発射時刻を  $t_0$ 、発射基地の座標ベクトルを  $r_0$ 、運搬機 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。対象の予定捕獲時空点を  $(R_a, V_a, t_a)$  とする。

### [3] 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

$$t_1 = t_0 + T_i$$

救難機の加速度を  $a_0$ 、エンジン推力を  $f_0$ 、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

$$v_0(t_1) = a_0 \cdot (t_1 - t_0) = a_0 \cdot T_i$$

同様に位置は

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

この過程で消費されるエネルギー  $E_0$  は

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

### [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。

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

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

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

また物体を安定に捕獲するためには対象物との距離ばかりでなく速度を小さくする必要がある[8]。

[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。

**6.5 救難機の規模**

下図のように直交座標系で考える[9]。救難機の発進位置と対象を捕獲した位置の差をベクトルで表し

$$\mathbf{R}_a - \mathbf{r}_0 = (\text{地表位置, 高度}) = (100, 100), (0, 100), (-100, 100) \text{ (km)}$$

の三通りについて検討する。

また速度については

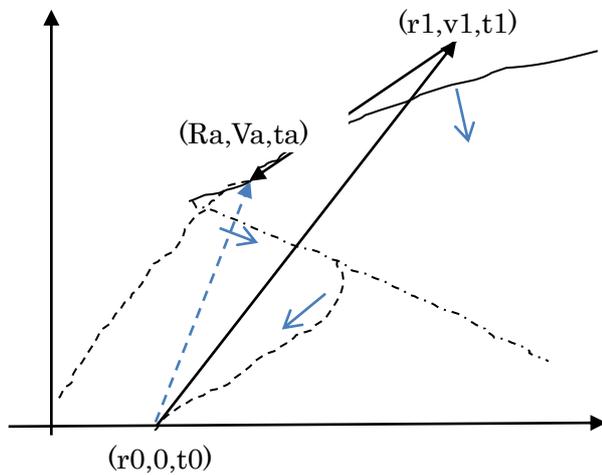
$$\mathbf{V}_a = (-2000, -1000) \text{ (m/s)}$$

作戦に要する時間については

$$T_i = t_1 - t_0 = 120 \text{ (sec)}$$

$$t_a - t_1 = 120 \text{ (sec)}$$

とする。



上の条件で各段階に必要な加速度を下表に示す。

$\mathbf{R}_a - \mathbf{r}_0$ (km)	$\mathbf{a}_0$ $G = 9.8 \text{ m/s}^2$	$\mathbf{a}_1$ G; Gravity
(100, 100)	$(15.3, 11.1) \text{ (m/s}^2) = (1.56, 1.13)G$	$(-31.9, -19.4) \text{ (m/s}^2) = (-3.26, -1.98)G$
(0, 100)	$(8.3, 11.1) \text{ (m/s}^2) = (0.85, 1.13)G$	$(-25, -19.4) \text{ (m/s}^2) = (-2.55, -1.98)G$
(-100, 100)	$(1.39, 11.1) \text{ (m/s}^2) = (0.14, 1.13)G$	$(-18.6, -19.4) \text{ (m/s}^2) = (-2.0, -1.98)G$

ここで初段の打ち上げ時に必要なエンジンの発生する加速度は重力に打ち勝たなくてはならないから

$$f_0 / M_0 = a_0 + g \quad (g; \text{重力加速度})$$

$\mathbf{R}_a - \mathbf{r}_0$ (km)	$f_0/M_0 = a_0 + g$ $g = 9.8 \text{ (m/s}^2)$	$ f_0/M_0 $ G; 重力単位
(100, 100)	$(1.56, 2.13)G$	2.64 G
(0, 100)	$(0.85, 2.13)G$	2.30 G
(-100, 100)	$(0.14, 2.13)G$	2.13 G

救難運搬機と救難作業機の質量比は  $M_1/M_0 = 1/10$  程度であろう。両者を合わせた打ち上げ時重量を

$$M_0 = 200, 100, 50 \text{ (ton)}$$

の三種類について見ると打ち上げ時に必要なエンジンの推力は次表の見積もりとなる。

		$f_0 =  f_0/M_0  \cdot M_0 \text{ (tonf)}$		
$R_a - r_0 \text{ (km)}$	$ f_0/M_0 $	$M_0=200 \text{ (ton)}$	$M_0=100 \text{ (ton)}$	$M_0=50 \text{ (ton)}$
(100, 100)	2.64 G	528	264	132
(0, 100)	2.30 G	460	230	115
(-100, 100)	2.13 G	426	213	107

以上の検討からわかるのは救難機の規模がかなり大きい事、特に対象物体の捕獲位置が発進地より安全な遠方に在るほど大きなエンジンが必要となる事である。

## 7. 航空圏の脅威に対する防衛と救難システム

飛行機や巡航ミサイルは高々10km程度の高度を飛行するため遠方からのレーダ監視は困難なので専ら成層圏局からの赤外線写真観測が有効である。成層圏局は通信基地局としても機能するので故障飛行機はいち早く異常を知らせる事ができる。通信していない飛行体は巡航ミサイルの可能性がある。何れの場合も救難機が出動する。

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翔体捕獲過程を述べる。

[1]  $t = t_0$

観測により異常飛翔体の位置ベクトル( $R_0, H$ ), 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  $r(t_0) = r_0$  から救難機を発進させる。

[2]  $t_0 < t < t_1$

救難機の質量を  $M$ , 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。

垂直方向に発生する揚力を  $f_l$  とすると

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

但し、 $c$  は揚力係数であり、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  $f_l - Mg$  であるから救難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

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

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

一定の高度で飛行する時の水平速度  $u$  は  $\sqrt{(g \cdot M / c)}$  となる。

[3] 時刻  $t=t_1$

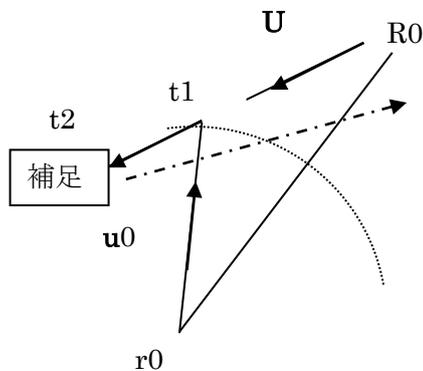
この時救難機は対象物の予定位置 ( $R_1, H$ ) に達する。この時対象物よりも先回りしている事が望ましい。ここまでの捕獲機の進行方向はベクトル  $R_1 - r_0$  の方向である。速度を対象物に合わせるには方向の逆転が必要であるが宇宙空間と異なり空中ではエネルギーを失う事なく旋回が可能である。

[4]  $t_1 < t < t_2$

時刻  $t_1$  に救難機は方向を転換して対象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。



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] 加藤寛一郎 まさかの墜落 大和書房 2007

[2] 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

- [3] 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)
- [4] 市吉修 “平和と安全のための衛星通信レーダシステムの提案 信学技報, SAT2025(2025-11)
- [5] 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)
- [6] Osamu Ichiyoshi “平和と安全のための宇宙航空 system の検討” 信学技報, SAT2021(沖縄 JCSAT)
- [7] 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
- [8] 市吉修 “宇宙空間における対象物体の自動捕獲報” 信学技報, SANE2022-44
- [9] 市吉修 “平和と安全のための宇宙航空システムの提案” 信学技報, SAT2024-5 2 1 6(2024-12)
- [10] 市吉修 “平和と安全のための宇宙航空システムの検討” IEICE technical report, SAT2020-37
- [11] 宮澤政文著 宇宙ロケット工学入門、朝倉書店 2016 年
- [12] 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