

Abstract :

Arranging a small type decoy between an aircraft and an aam and making the decoy meet the aam or using various kinds of ways, we free the aircraft from the aam's threat.

Key words : carrier, mounted missile, auxiliary wing for low speed, backward seeker

1. Protection from aam

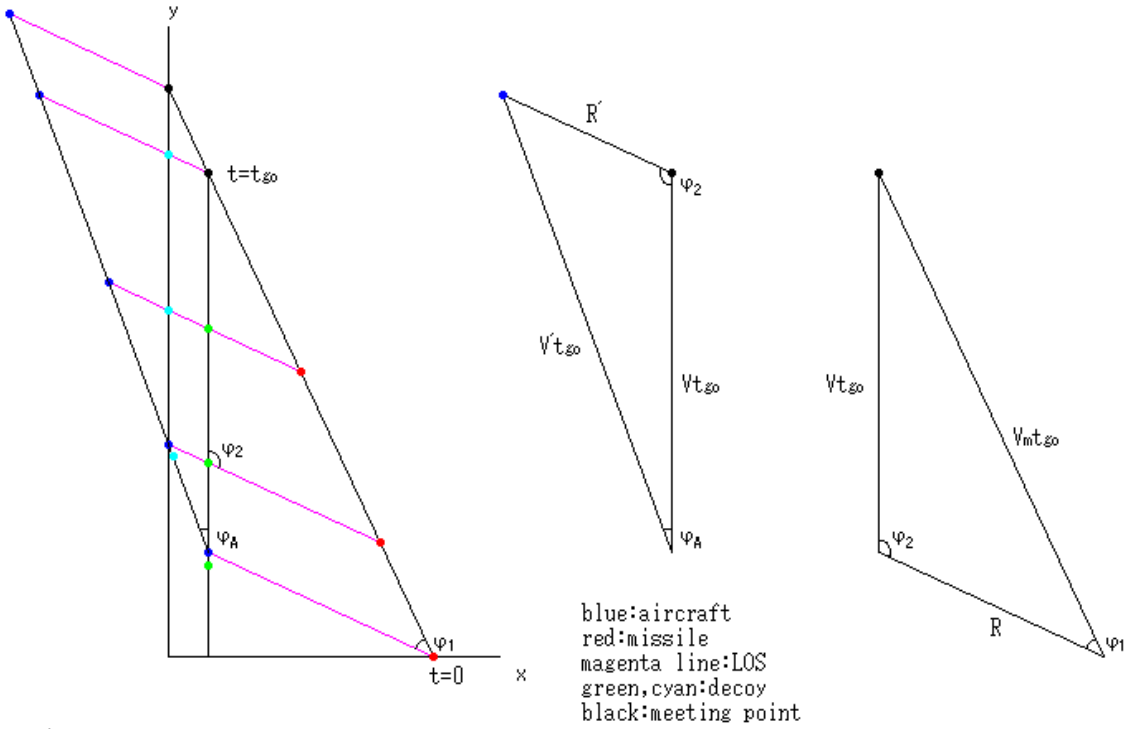


Figure 1

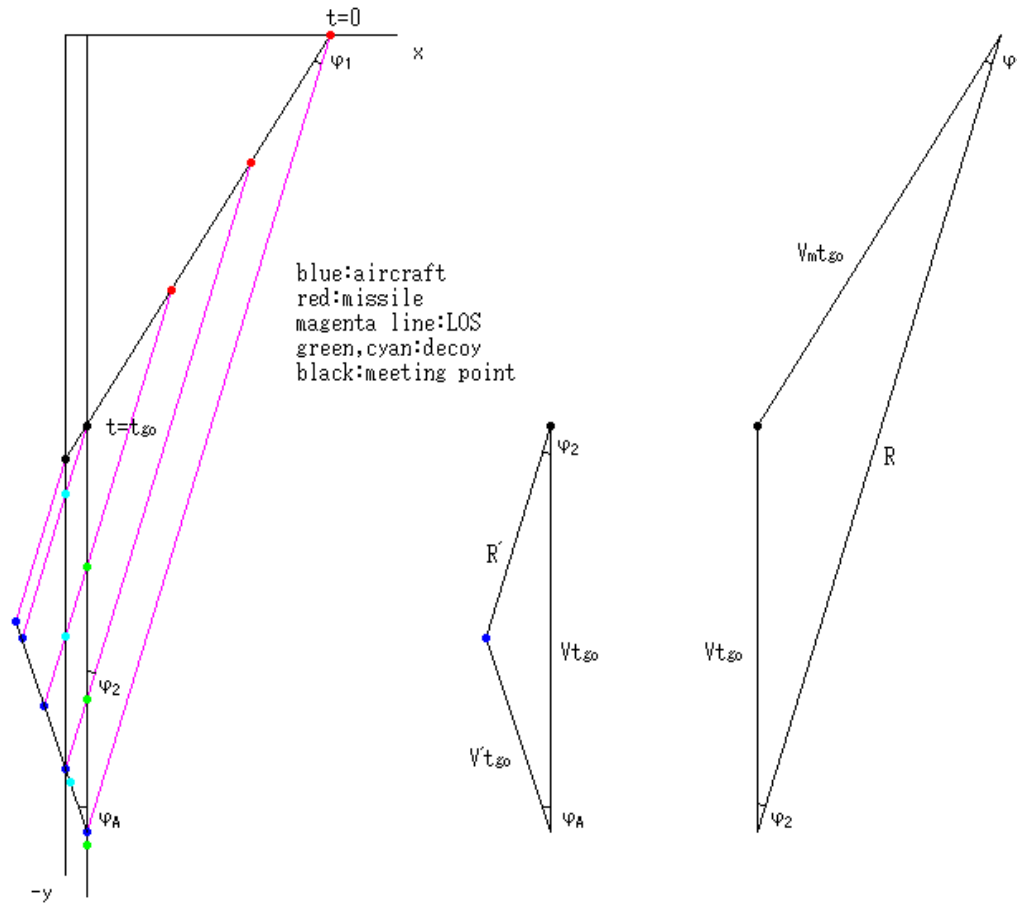


Figure 2

Figure 1, 2 are meeting figures of an aam and a decoy when the aam and the decoy which is separated from an aircraft fly at constant speed together.

In fact, an aam is not constant in speed and after acceleration with rocket motor, its speed decreases by drag. Besides, it is not easy that we make the speed of a decoy constant. Therefore, when we protect an aircraft from an aam, we must adopt realistic conditions.

2. Backward seeking

On an aam which approaches from behind, we make a decoy do straight-line flight or guided flight without thrust. An aircraft flies in order for the three objects to form a straight line cooperating with a decoy.

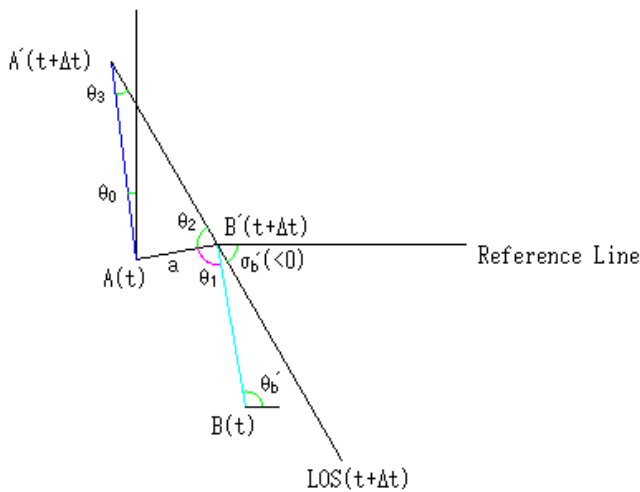


Figure 3

Figure 3 shows a condition in order for an aircraft to be located on LOS of a decoy. The initial speed of the decoy is V . For simplicity, we assume that the aircraft's speed $V_A (> V)$ is constant. $B(x_B, y_B)$, $A(X, Y)$ are the places of the decoy and aircraft at the time t respectively and $B'(x_{B'}, y_{B'})$, A' are the places of the decoy and aircraft at the time $t + \Delta t$ respectively. We assume that the LOS angle, flight-path angle, speed at B are σ_B, θ_B, V_B respectively and the LOS angle, flight-path angle, speed at B' are $\sigma_{B'}, \theta_{B'}, V_{B'}$ respectively. The initial LOS angle is negative. Assuming \overline{dtf} to be first derivative on the time, we

get expective values.

$$\sigma_B' = \sigma_B + \overline{dt}\sigma_B\Delta t$$

$$\theta_B' = \theta_B + \overline{dt}\theta_B\Delta t$$

$$V_B' = V_B + \overline{dt}V_B\Delta t$$

$$x_B' = x_B + V_B'\Delta t \cos \theta_B'$$

$$y_B' = y_B + V_B'\Delta t \sin \theta_B'$$

$$\theta_2 = \pi/2 - \sigma_B' - (\pi/2 - \theta_B') - \theta_1$$

We use low of sines.

$$\frac{\sin \theta_3}{a} = \frac{\sin \theta_2}{V_A\Delta t}$$

$$\theta_3 = \arcsin \frac{a \sin \theta_2}{V_A\Delta t}$$

The aircraft's direction angle θ_0 is

$$\theta_0 = \pi - \theta_3 - (\pi/2 - \sigma_B')$$

or

$$\theta_0 = \pi - (\pi - \theta_3) - (\pi/2 - \sigma_B')$$

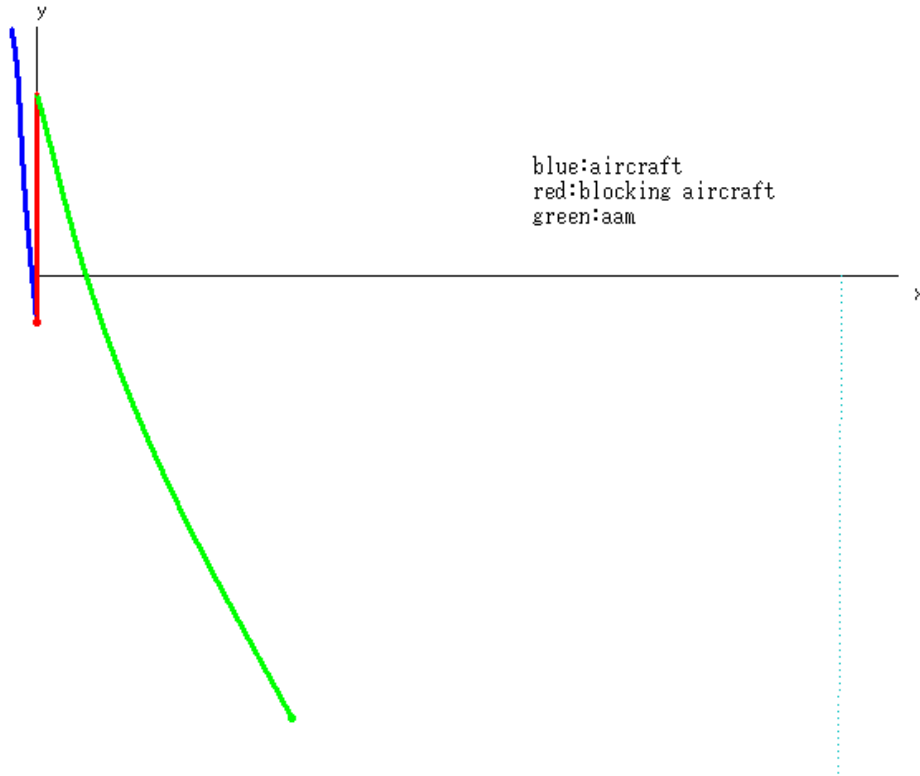


Figure 4

In Figure 4, we use the former.

3. Forward seeking

On an aam which approaches from forward, we do not use a carrier but fire a mounted missile normally. In this case, there are two ways in the flight of an aircraft.

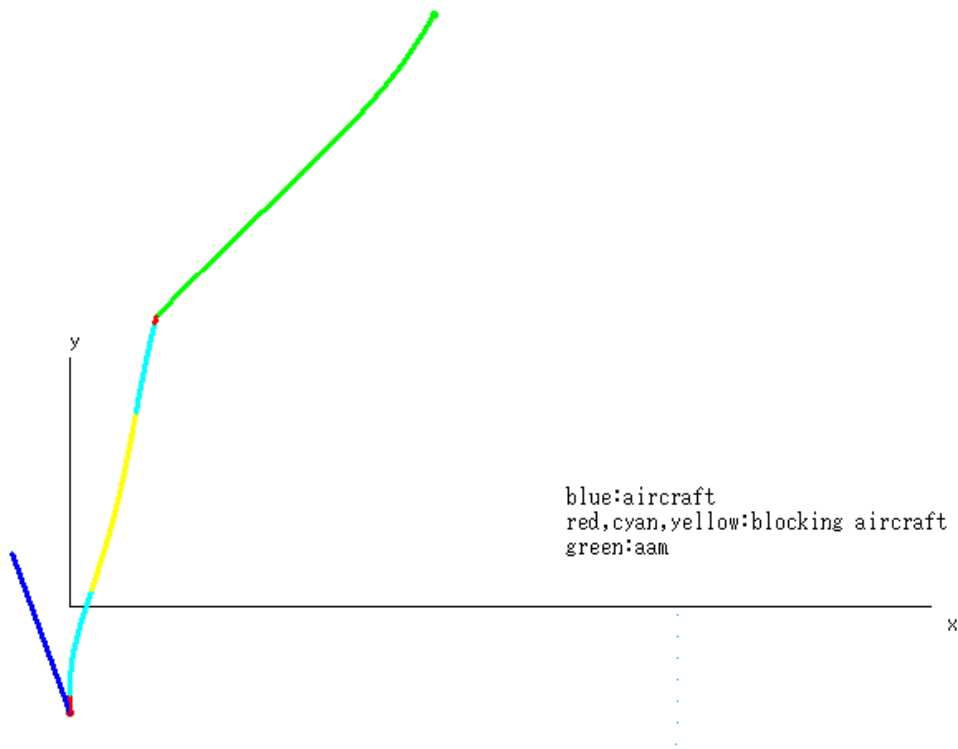


Figure 5

For example, we assume that an aircraft does straight-line flight in the arbitrary direction at the arbitrary speed like Figure 5. Leaving the direction aside, if the speed is excessively large, it is expected that the LOS rate becomes large. Therefore, the range of the miss distance in which a mounted missile can neutralize an aam becomes narrow.

We can use the condition in Figure 3 on forward seeking too. The initial LOS angle is positive and as the aircraft's direction angle θ_0 , if we use the following:

$$\theta_0 = \pi - \theta_3 - (\pi/2 - \sigma_B')$$

Figure 6 is got.

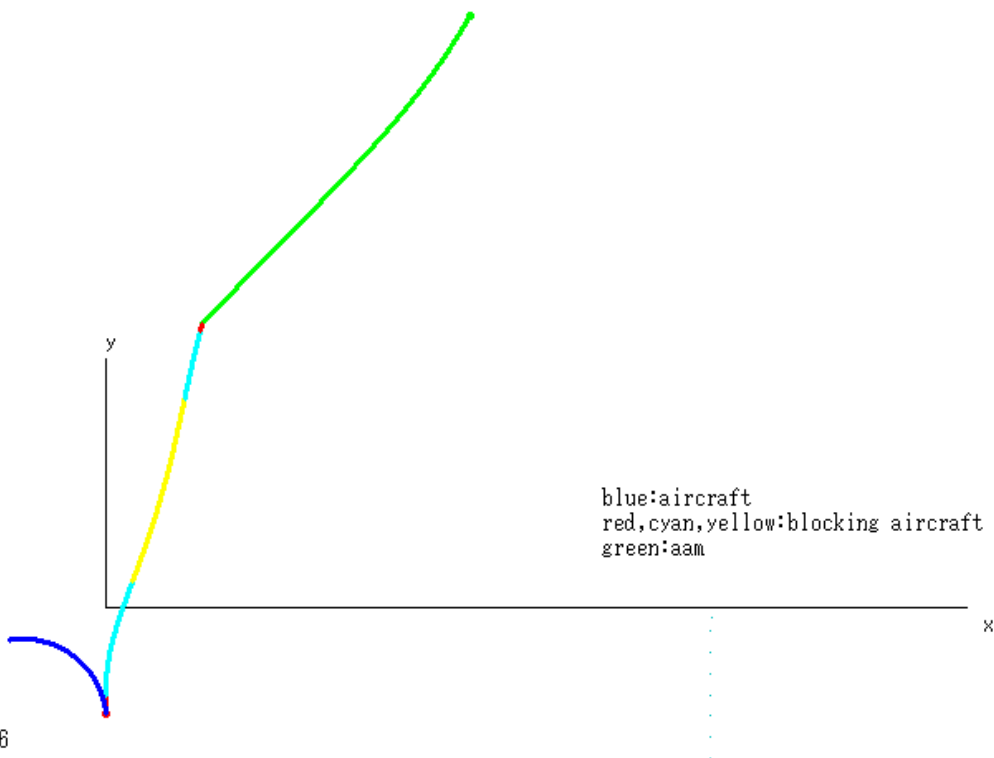


Figure 6

As the aircraft's direction angle θ_0 , if we use the following:

$$\theta_0 = \pi - (\pi - \theta_3) - (\pi/2 - \sigma_B')$$

an aircraft is opposite an aam like Figure 7.

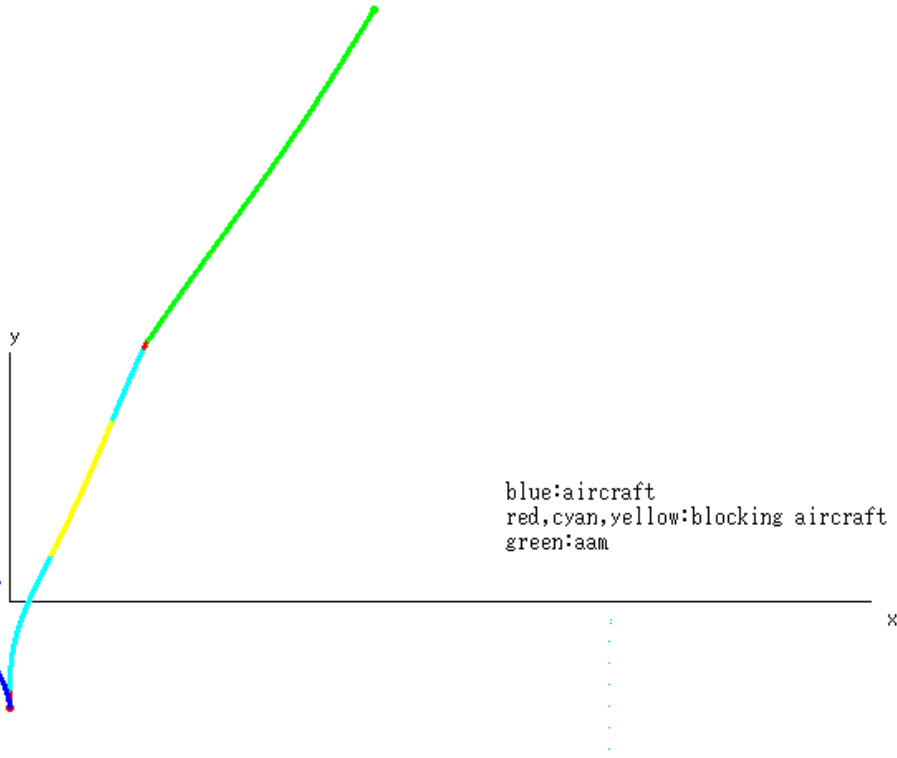


Figure 7

4. Meeting triangle

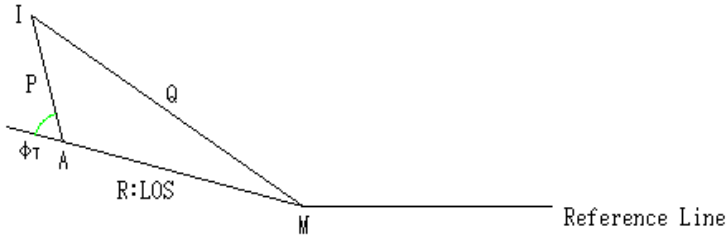


Figure 8

Figure 8 shows a meeting triangle on aam.

$$P = V_A t_{go}$$

$$Q_i = V_M t_{go} - \frac{a_M}{2} t_{go}^2 + I_{sp} g \left(1 - \frac{t_R - t_{go}}{t_{go}} \log \frac{t_{go}}{t_R - t_{go}} \right)$$

$$Q_o = \frac{1}{\lambda} \log(1 + \lambda V_M t_{go})$$

Using the above values, we solve the following equation:

$$Q^2 - P^2 - R^2 - 2PR \cos \phi_T = 0$$

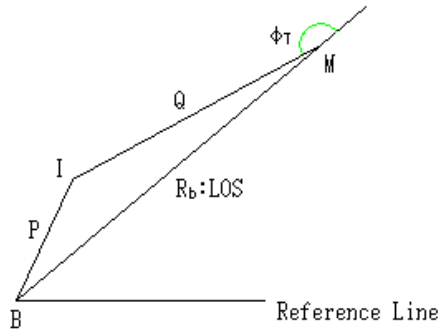


Figure 9

Figure 9 shows a meeting triangle on mounted missile. The function form of mounted missile's flight distance is the same as aam.

$$P_i = V_B t_{go} - \frac{a_B}{2} t_{go}^2 + I_{sp} B g \left(1 - \frac{t_{RB} - t_{go}}{t_{go}} \log \frac{t_{go}}{t_{RB} - t_{go}} \right)$$

$$P_o = \frac{1}{\lambda_B} \log(1 + \lambda_B V_B t_{go})$$

The question is the function form of aam's flight distance. In fact, the side of mounted missile has no way to know aam's parameters, and so we estimate estimable parameters from observed values. Because the motion equation after the end of rocket motor's combustion is

$$\overline{dt}V_M = -\lambda V_M^2$$

we get λ from the above.

During the combustion

$$\overline{dt}V_M \equiv A_M$$

using the above

$$Q_i = V_M t_{go} + \frac{A_M}{2} t_{go}^2$$

We may use the above after the combustion too.

Using the above values, we solve the following equation:

$$P^2 - Q^2 - R_B^2 - 2QR_B \cos \phi_T = 0$$

5. One-dimensional imaginary seeker

We try adjusting miss distance varying seeker's place imaginarily.

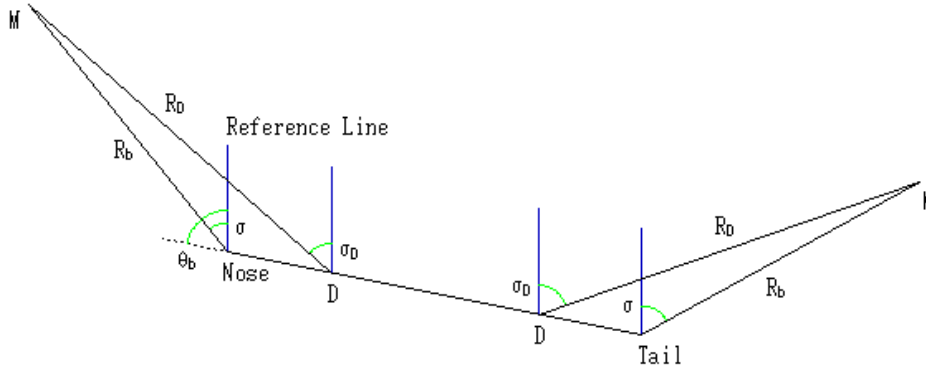


Figure 10

Figure 10 shows LOS on seeker. For simplicity, we assume that the centre line of missile agrees with the direction of velocity vector. The length of LOS, LOS angle on the point D which is apart from the front seeker on the centre line backward by l are R_D , σ_D respectively.

$$R_D^2 = R_B^2 + l^2 - 2R_B l \cos\{\pi - (\theta_B - \sigma)\}$$

$$R_B^2 = R_D^2 + l^2 - 2R_D l \cos(\theta_B - \sigma_D)$$

$$\cos(\theta_B - \sigma_D) = \frac{R_D^2 + l^2 - R_B^2}{2R_D l}$$

$$\frac{\sin(\theta_B - \sigma_D)}{R_B} = \frac{\sin(\theta_B - \sigma)}{R_D}$$

Differentiating the fourth expression

$$\frac{\cos(\theta_B - \sigma_D)(\overline{dt}\theta_B - \overline{dt}\sigma_D)R_B - \sin(\theta_B - \sigma_D)\overline{dt}R_B}{R_B^2} = \frac{\cos(\theta_B - \sigma)(\overline{dt}\theta_B - \overline{dt}\sigma)R_D - \sin(\theta_B - \sigma)\overline{dt}R_D}{R_D^2} \equiv f$$

$$\frac{\cos(\theta_B - \sigma_D)(\overline{dt}\theta_B - \overline{dt}\sigma_D)}{R_B} = f + V_{cB} \sin(\theta_B - \sigma)/(R_D R_B)$$

$$\cos(\theta_B - \sigma_D)(\overline{dt}\theta_B - \overline{dt}\sigma_D) = R_B f + V_{cB} \sin(\theta_B - \sigma)/R_D$$

Using the third expression

$$\overline{dt}\theta_B - \overline{dt}\sigma_D = \frac{2R_D l \{R_B f + V_{cB} \sin(\theta_B - \sigma)/R_D\}}{R_D^2 + l^2 - R_B^2}$$

$$\overline{dt}\sigma_D = \overline{dt}\theta_B - \frac{2R_D l \{R_B f + V_{cB} \sin(\theta_B - \sigma)/R_D\}}{R_D^2 + l^2 - R_B^2}$$

On the rear seeker, on the point D which is apart from the rear seeker on the centre line forward by l

$$R_D^2 = R_B^2 + l^2 - 2R_B l \cos(\theta_B - \sigma)$$

$$R_B^2 = R_D^2 + l^2 - 2R_D l \cos\{\pi - (\theta_B - \sigma_D)\}$$

Therefore

$$\cos(\theta_B - \sigma_D) = \frac{R_B^2 - (R_D^2 + l^2)}{2R_D l}$$

$$\frac{d}{dt}\sigma_D = \frac{d}{dt}\theta_B - \frac{2R_D l \{R_B f + V_{cB} \sin(\theta_B - \sigma)/R_D\}}{R_B^2 - (R_D^2 + l^2)}$$

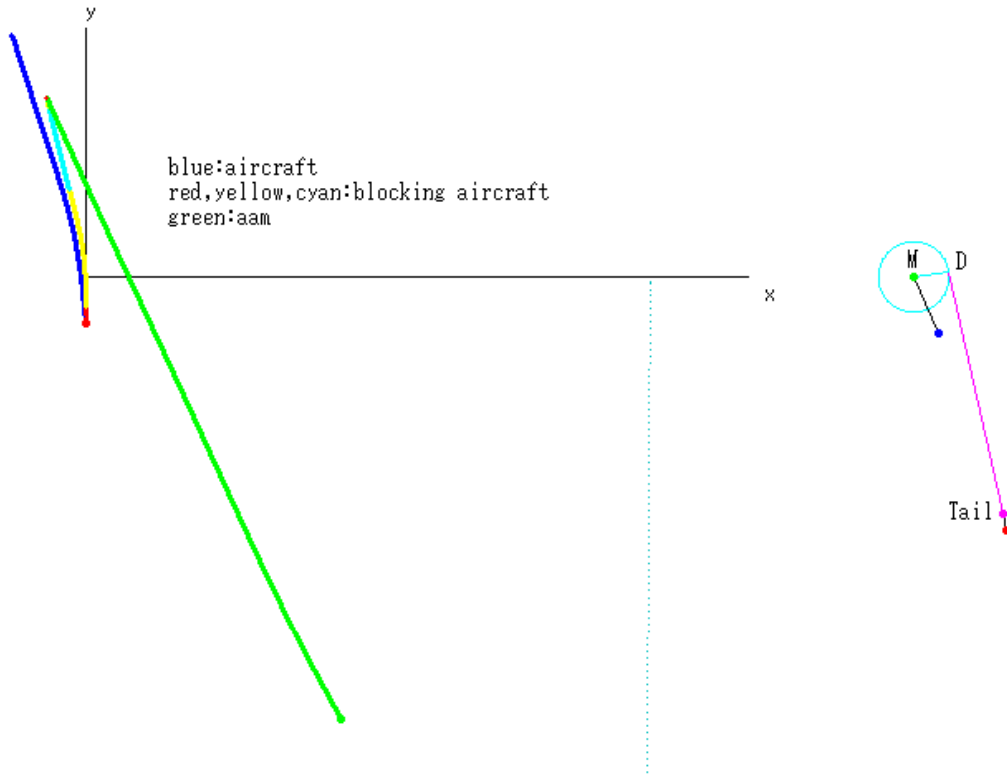


Figure 11

In Figure 11, the decoy does guided flight and the aircraft uses the condition in Figure 3. The right side is the magnified flight path. The green point and blue point are the closest aam and one before the closest aam respectively. The magenta point and red point are the closest decoy and one before the closest decoy respectively. The radius of the cyan circle corresponds to miss distance and the end point of the magenta straight line corresponds to the imaginary seeker D.

When we use a front seeker, if we want to arrange the imaginary seeker forward, we use expressions for a rear seeker and when we use a rear seeker, if we want to arrange the imaginary seeker backward, we use expressions for a front seeker.

6. Data

The values proper to a flying object are the same as references' values.

aam :

- mass : 94kg \implies 63kg
- burning time : 5.508s
- thrust : 12740N
- specific impulse : 231.0s
- S : 0.0127m²
- N_e : 3.5
- time constant : 0.3s
- load limit : 25g
- maximum attack angle : 18deg
- initial dead time : 0.5s
- blind distance : 100m

mounted missile :

- mass : 94kg \implies 63kg
- burning time : 5.508s
- thrust : 12740N
- specific impulse : 231.0s
- S : 0.0127m²

- N_e : 3.5
- time constant : 0.3s
- load limit : 25g
- maximum attack angle : 18deg
- initial dead time : 0.5s
- blind distance : 50m(decoy) or 100m(missile)

We use references' values which correspond to average speed in aerodynamic derivatives.

aircraft :

- time constant : 0.3s
- load limit : 6g

We use the above time constant when an aircraft's direction angle θ_0 is updated. If an aam enters the blind distance of a mounted missile, the aircraft quits the update.

- air density : 0.73611kg/m³
- speed of sound : $v_s = 320.5\text{m/s}$

transcendental equation on aam :

- $V_c = \overline{dt}R$
- initial value of the time in Newton method : $R/|V_c|$
- initial value of the time in bisection method : 0, $R/|V_c|$
- backup value of time required to meet : $t_{go} = R/|V_c|$

transcendental equation on mounted missile :

- $V_{cB} = \overline{dt}R_B$
- initial value of the time in Newton method : $R_B/|V_{cB}|$
- initial value of the time in bisection method : 0, $R_B/|V_{cB}|$
- backup value of time required to meet : $t_{go} = R_B/|V_{cB}|$

time required to meet of mounted missile(2) :

- $t_{go} = R_B/|V_{cB}|$

Figure 4 :

- place of aam : (1925, -3334)
- off-boresight angle of aam : 4deg
- initial flight-path angle of aam : 118.8deg
- initial speed of aam : $0.75v_s$
- place of aircraft, decoy : (0, -350)
- initial speed of decoy : $0.75v_s$
- initial direction angle of aircraft : 5.970deg
- speed of aircraft : $1.2 \times 0.75v_s$
- increment of loop : $t = 0.0005\text{s}$

Figure 5 :

- place of aam : (2750, 4463)
- off-boresight angle of aam : 4deg
- initial flight-path angle of aam : 238.4deg
- initial speed of aam : $0.75v_s$
- place of aircraft, mounted missile : (0, -800)
- initial speed of mounted missile : $0.75v_s$
- direction angle of aircraft : 20deg
- speed of aircraft : $0.75v_s$

Figure 6, 7 :

- initial direction angle of aircraft : 5.970deg
- speed of aircraft : $0.8 \times 0.75v_s$

Figure 11 :

- place of aam : (1925, -3334)
- off-boresight angle of aam : 4deg
- initial flight-path angle of aam : 118.8deg
- initial speed of aam : $0.75v_s$
- place of aircraft, decoy : (0, -350)
- initial speed of decoy : $0.75v_s$
- initial direction angle of aircraft : 5.970deg
- speed of aircraft : $1.2 \times 0.75v_s$
- l : 1.5m
- magnification : 100 times

ブロッキングエアクラフト

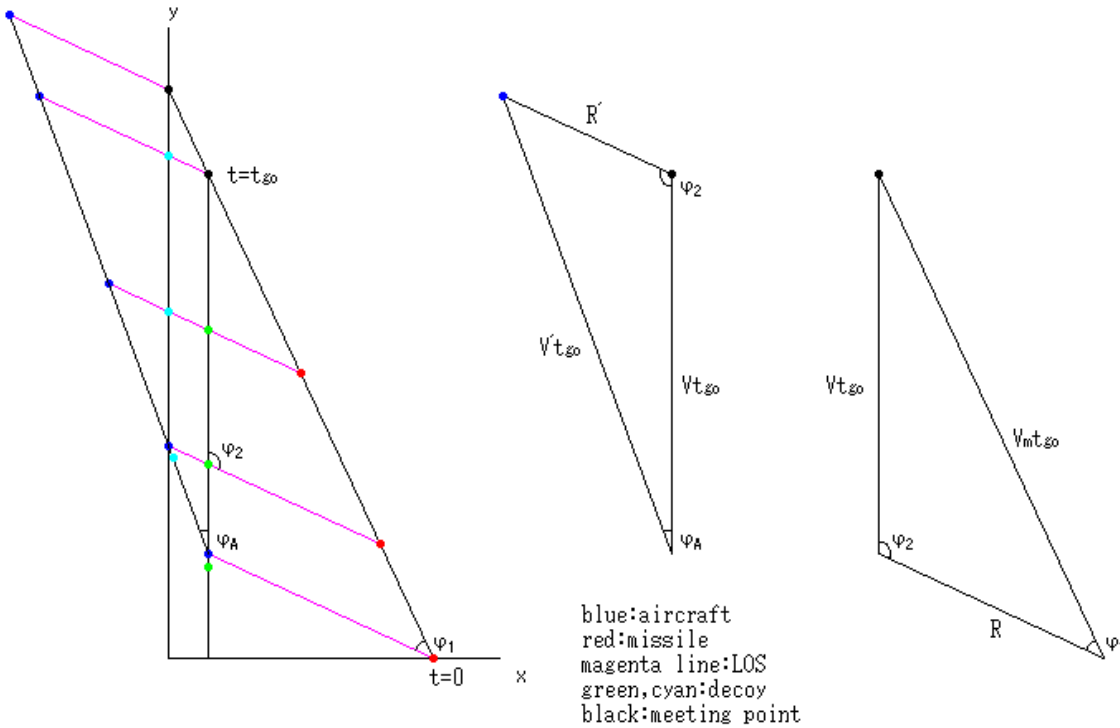
菊池盛雄

アブストラクト：

小型のデコイを航空機と対空ミサイルの間に配置し、これを対空ミサイルに衝突させて、または種々の方策を用いて航空機を対空ミサイルの脅威から解放します。

キーワード：キャリアー、搭載ミサイル、低速用補助主翼、後方用シーカー

1. 対空ミサイルからの保護



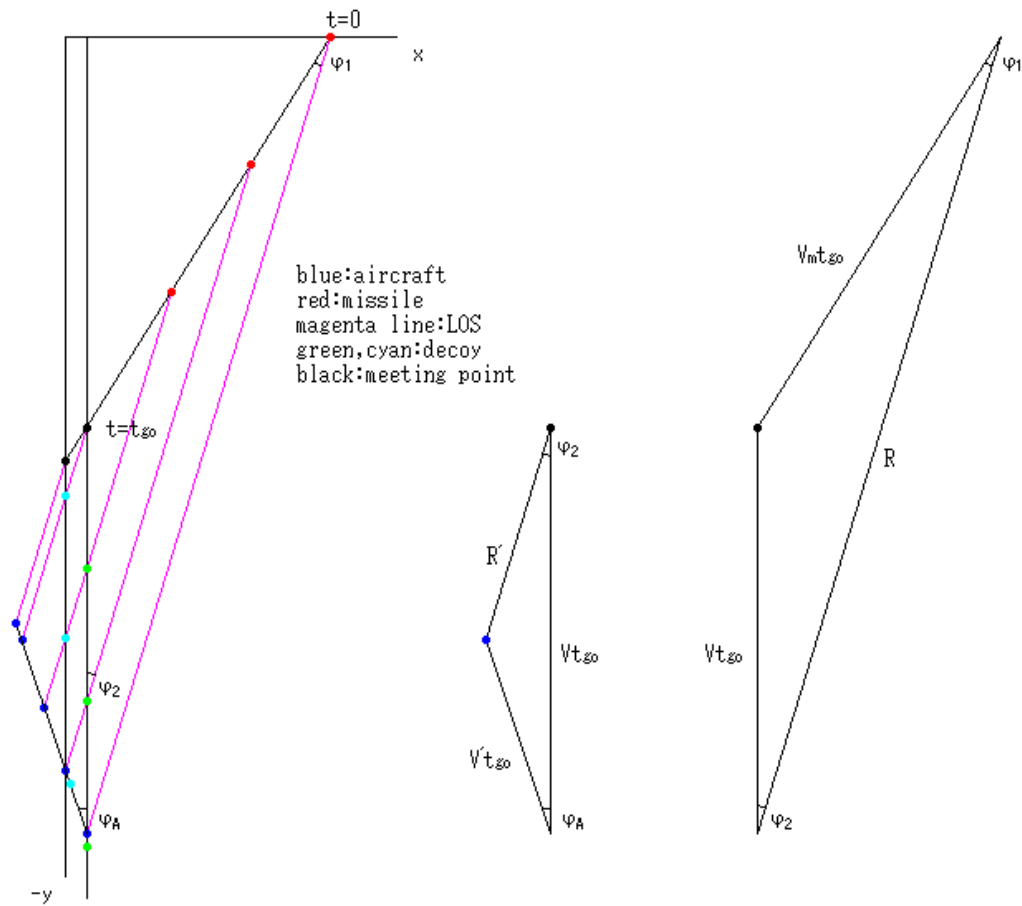


図 2

図 1、2 は対空ミサイル、航空機から切り離されたデコイが共に一定速度で飛行する場合の対空ミサイルとデコイの会合図です。実際には対空ミサイルは速度一定ではなく、ロケットモーターで加速した後は空気抵抗で減速します。また、デコイを一定速度で飛行させることは容易ではありません。したがって、航空機を対空ミサイルから保護する場合は現実的な条件を採用しなければなりません。

2. 後方

後方からの対空ミサイルに関してはデコイを推力なしで直線飛行または誘導飛行をさせます。航空機はデコイと協力して三者が一直線上に位置するように飛行します。

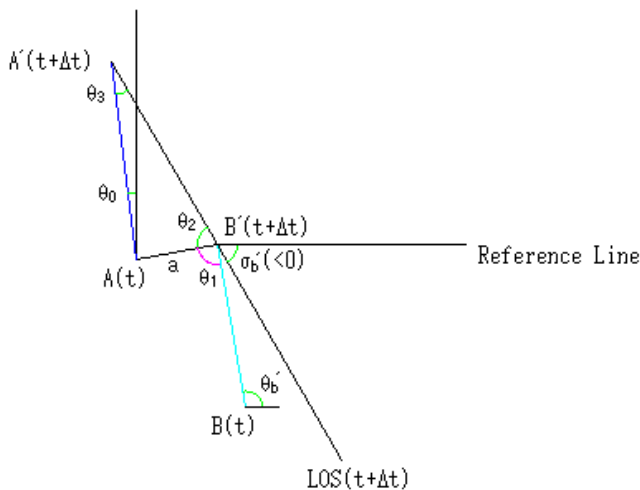


図 3

図 3 はデコイの LOS 上に航空機が位置するための条件を示しています。デコイの初速を V とします。簡単のため、航空機の数速度 $V_A (> V)$ は一定であると仮定します。 $B(x_B, y_B)$ 、 $A(X, Y)$ は各々時刻 t におけるデコイと航空機の位置であり、 $B'(x_{B'}, y_{B'})$ 、 A' は各々時刻 $t + \Delta t$ におけるデコイと航空機の位置です。 B における LOS 角、経路角、速度を各々 σ_B 、 θ_B 、 V_B とし、 B' における LOS 角、経路角、速度を各々 $\sigma_{B'}$ 、 $\theta_{B'}$ 、 $V_{B'}$ とします。初期 LOS 角は負です。 \overline{dtf} を時間に関する一次微係数として予想値を

求めます。

$$\sigma_B' = \sigma_B + \overline{dt}\sigma_B\Delta t$$

$$\theta_B' = \theta_B + \overline{dt}\theta_B\Delta t$$

$$V_B' = V_B + \overline{dt}V_B\Delta t$$

$$x_B' = x_B + V_B'\Delta t \cos \theta_B'$$

$$y_B' = y_B + V_B'\Delta t \sin \theta_B'$$

$$\theta_2 = \pi/2 - \sigma_B' - (\pi/2 - \theta_B') - \theta_1$$

正弦定理により

$$\frac{\sin \theta_3}{a} = \frac{\sin \theta_2}{V_A\Delta t}$$

$$\theta_3 = \arcsin \frac{a \sin \theta_2}{V_A\Delta t}$$

航空機の方向角 θ_0 は

$$\theta_0 = \pi - \theta_3 - (\pi/2 - \sigma_B')$$

または

$$\theta_0 = \pi - (\pi - \theta_3) - (\pi/2 - \sigma_B')$$

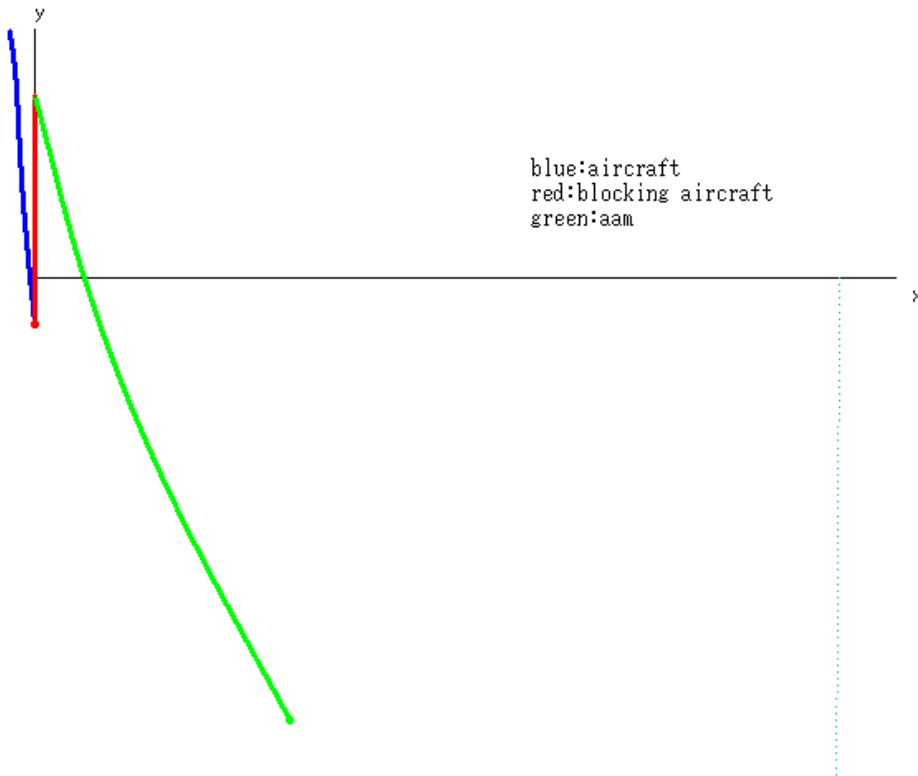


図 4

図 4 では前者を用いています。

3. 前方

前方からの対空ミサイルに関してはキャリアーを用いずに搭載ミサイルを通常発射させます。この場合、航空機の飛行は二通りあります。

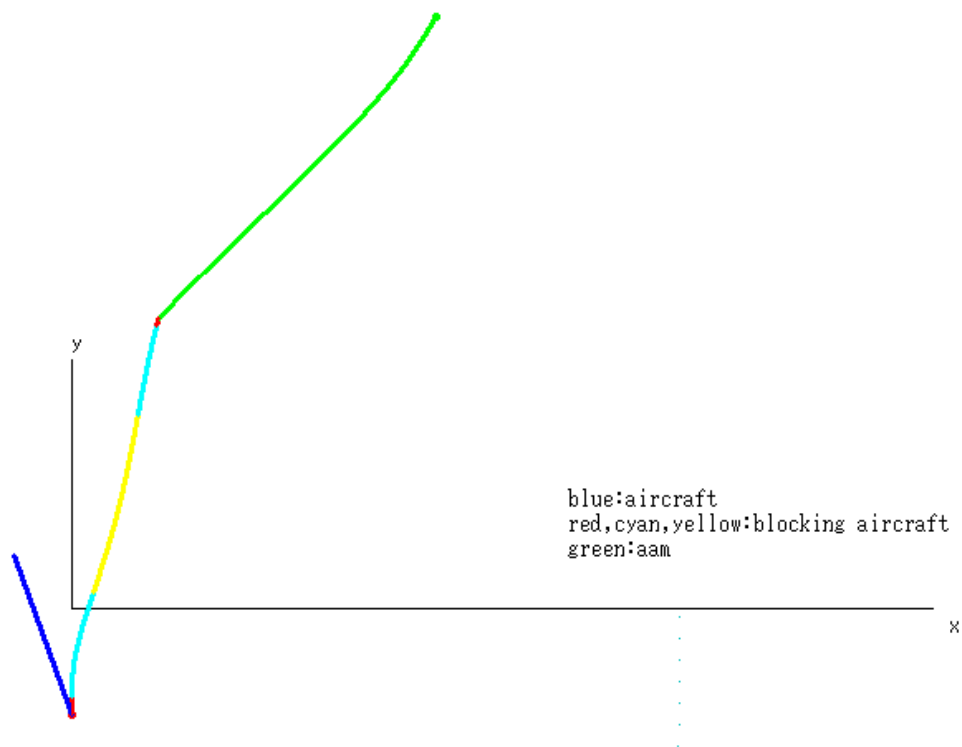


図 5

たとえば図 5 のように航空機が任意の方向に任意の速度で直進飛行するとします。方向はともかく速度があまりに大きければ LOS レートが大きくなることが予想され、搭載ミサイルの対空ミサイルを無力化できるミスディスタンスの範囲は狭くなります。

前方においても図 3 の条件を利用できます。初期 LOS 角は正であり、航空機の方角角 θ_0 として

$$\theta_0 = \pi - \theta_3 - (\pi/2 - \sigma_B')$$

を用いると図 6 が得られます。

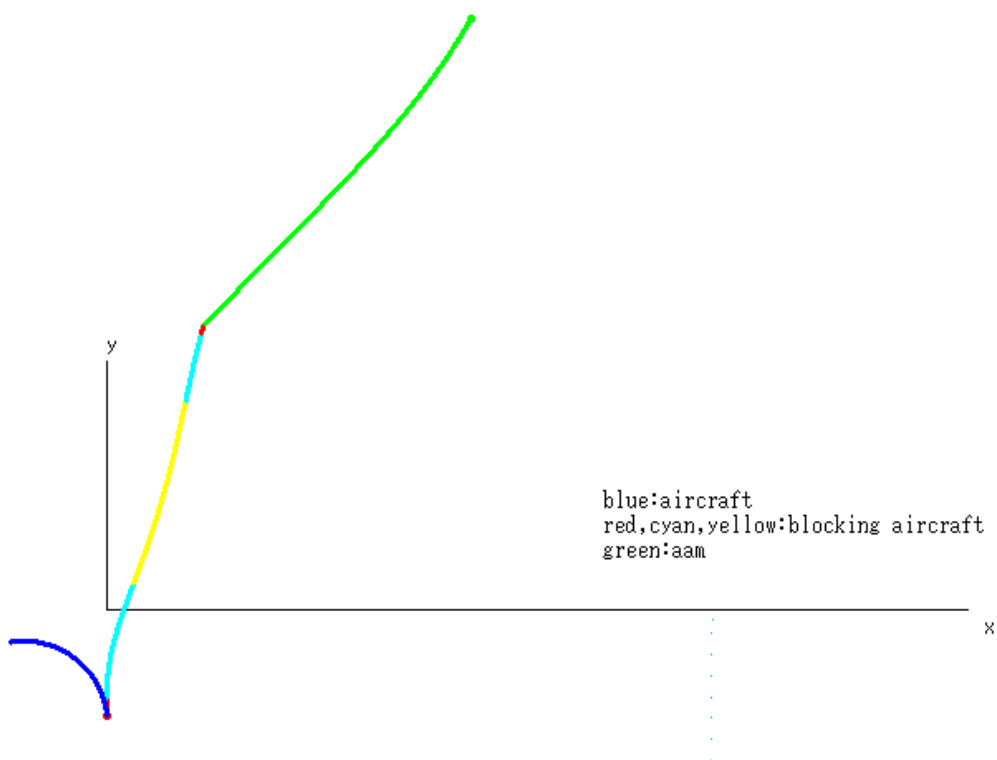


図 6

航空機の方角角 θ_0 として

$$\theta_0 = \pi - (\pi - \theta_3) - (\pi/2 - \sigma_B')$$

を用いると航空機は図 7 のように対空ミサイルと対向することになります。

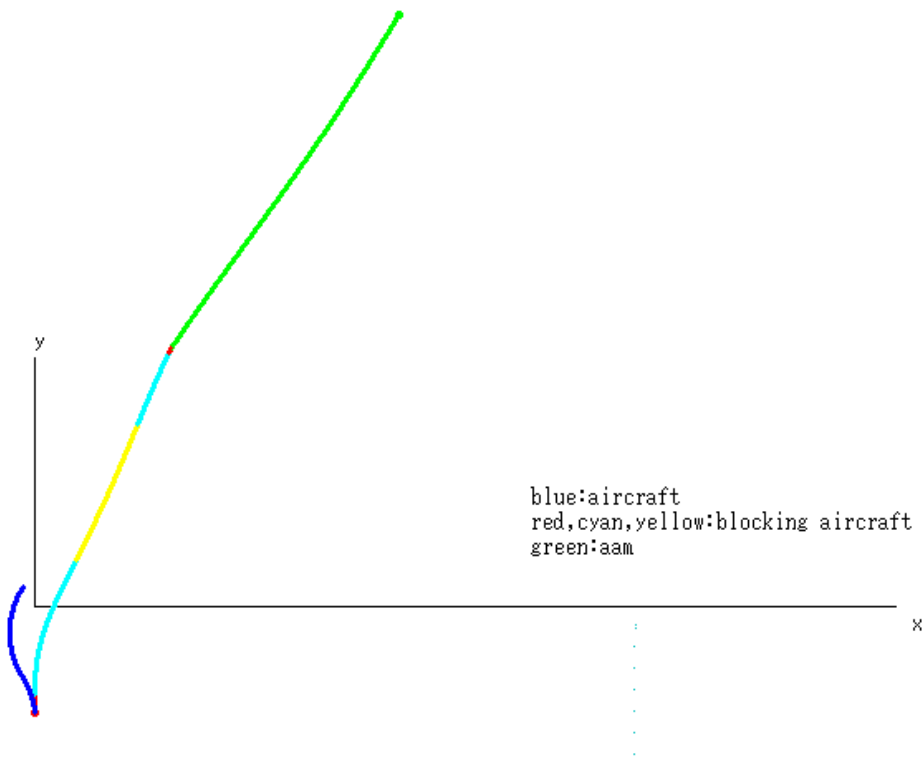


図 7

4. 会合三角形

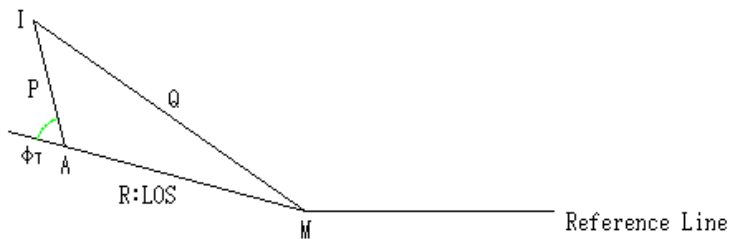


図 8

図 8 は対空ミサイルに関する会合三角形を表しています。

$$P = V_A t_{go}$$

$$Q_i = V_M t_{go} - \frac{a_M}{2} t_{go}^2 + I_{sp} g \left(1 - \frac{t_R - t_{go}}{t_{go}} \log \frac{t_{go}}{t_R - t_{go}} \right)$$

$$Q_o = \frac{1}{\lambda} \log(1 + \lambda V_M t_{go})$$

上記の値を用いて以下の方程式を解きます。

$$Q^2 - P^2 - R^2 - 2PR \cos \phi_T = 0$$

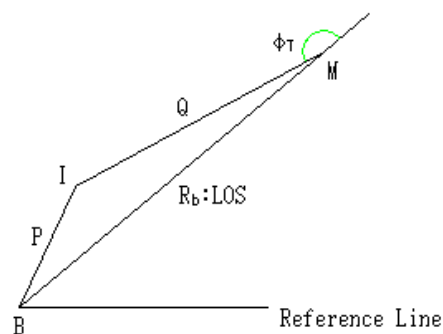


図 9

図 9 は搭載ミサイルに関する会合三角形を表しています。搭載ミサイルの飛行距離の関数形は対空ミサイルと同じです。

$$P_i = V_B t_{go} - \frac{a_B}{2} t_{go}^2 + I_{sp} g \left(1 - \frac{t_{RB} - t_{go}}{t_{go}} \log \frac{t_{go}}{t_{RB} - t_{go}} \right)$$

$$P_o = \frac{1}{\lambda_B} \log(1 + \lambda_B V_B t_{go})$$

問題は対空ミサイルの飛行距離の関数形です。実際は搭載ミサイルの側は対空ミサイルのパラメーターを知る術がありません。そこで、推定可能なパラメーターを観測値から推定することになります。ロケットモーター燃焼終了後の運動方程式は

$$\overline{dt}V_M = -\lambda V_M^2$$

ですから、これから λ を求めます。

ロケットモーター燃焼中は

$$\overline{dt}V_M \equiv A_M$$

を用いて

$$Q_i = V_M t_{go} + \frac{A_M}{2} t_{go}^2$$

とします。ロケットモーター燃焼終了後においても上式を用いてよいでしょう。

上記の値を用いて以下の方程式を解きます。

$$P^2 - Q^2 - R_B^2 - 2QR_B \cos \phi_T = 0$$

5. 一次元仮想シーカー

シーカーの位置を仮想的に変えてミスディスタンスを調整することを試みたいと思います。

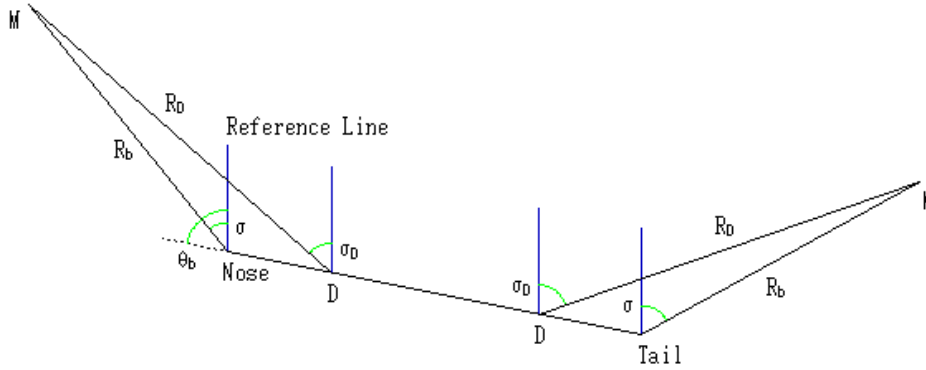


図 10

図 10 はシーカーにおける LOS を表しています。簡単のため、ミサイルの中心線は速度ベクトルの方向と一致すると仮定します。ミサイルの中心線上の前方向シーカーから l だけ後方に離れた点 D における LOS の長さ、LOS 角を各々 R_D 、 σ_D とします。

$$R_D^2 = R_B^2 + l^2 - 2R_B l \cos\{\pi - (\theta_B - \sigma)\}$$

$$R_B^2 = R_D^2 + l^2 - 2R_D l \cos(\theta_B - \sigma_D)$$

$$\cos(\theta_B - \sigma_D) = \frac{R_D^2 + l^2 - R_B^2}{2R_D l}$$

$$\frac{\sin(\theta_B - \sigma_D)}{R_B} = \frac{\sin(\theta_B - \sigma)}{R_D}$$

第四式を微分して

$$\frac{\cos(\theta_B - \sigma_D)(\overline{dt}\theta_B - \overline{dt}\sigma_D)R_B - \sin(\theta_B - \sigma_D)\overline{dt}R_B}{R_B^2} = \frac{\cos(\theta_B - \sigma)(\overline{dt}\theta_B - \overline{dt}\sigma)R_D - \sin(\theta_B - \sigma)\overline{dt}R_D}{R_D^2} \equiv f$$

$$\frac{\cos(\theta_B - \sigma_D)(\overline{dt}\theta_B - \overline{dt}\sigma_D)}{R_B} = f + V_{cB} \sin(\theta_B - \sigma)/(R_D R_B)$$

$$\cos(\theta_B - \sigma_D)(\overline{dt}\theta_B - \overline{dt}\sigma_D) = R_B f + V_{cB} \sin(\theta_B - \sigma)/R_D$$

第三式を用いて

$$\overline{dt}\theta_B - \overline{dt}\sigma_D = \frac{2R_D l \{R_B f + V_{cB} \sin(\theta_B - \sigma)/R_D\}}{R_D^2 + l^2 - R_B^2}$$

$$\overline{dt}\sigma_D = \overline{dt}\theta_B - \frac{2R_D l \{R_B f + V_{cB} \sin(\theta_B - \sigma)/R_D\}}{R_D^2 + l^2 - R_B^2}$$

後方向シーカーにおいてはミサイルの中心線上の後方向シーカーから l だけ前方に離れた点 D に関して

$$R_D^2 = R_B^2 + l^2 - 2R_B l \cos(\theta_B - \sigma)$$

$$R_B^2 = R_D^2 + l^2 - 2R_D l \cos\{\pi - (\theta_B - \sigma_D)\}$$

となるので

$$\cos(\theta_B - \sigma_D) = \frac{R_B^2 - (R_D^2 + l^2)}{2R_D l}$$

$$\frac{d}{dt}\sigma_D = \frac{d}{dt}\theta_B - \frac{2R_D l \{R_B f + V_{cB} \sin(\theta_B - \sigma)/R_D\}}{R_B^2 - (R_D^2 + l^2)}$$

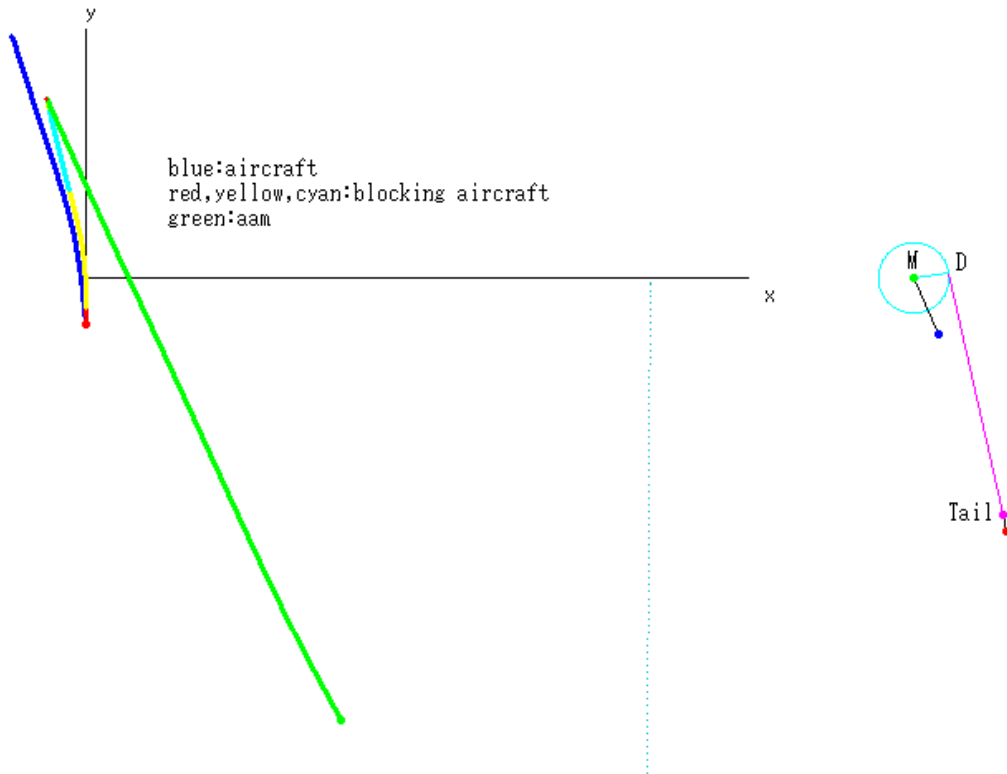


図 11

図 11 ではデコイに誘導飛行をさせ、航空機は図 3 の条件を利用しています。図の右側では経路を拡大して表しています。緑の点、青の点は各々最接近時の、最接近時の一つ前の対空ミサイルを表し、マゼンタの点、赤の点は各々最接近時、最接近時の一つ前のデコイを表します。シアン円の半径がミスディスタンスに対応し、マゼンタの直線の端点が仮想シーカー D に対応しています。

前方用シーカーを使用していて仮想シーカーを前方に配置したい場合は後方用シーカーの式を、後方用シーカーを使用していて仮想シーカーを後方に配置したい場合は前方用シーカーの式を用います。

6. データ

飛翔体に関する固有の数値は参考文献中の値を用いています。

対空ミサイル：

- ・質量：94kg ⇒ 63kg
- ・燃焼時間：5.508s
- ・推力：12740N
- ・比推力：231.0s
- ・ S ：0.0127m²
- ・ N_e ：3.5
- ・時定数：0.3s
- ・荷重制限：25g
- ・最大迎角：18deg
- ・初期不作動時間：0.5s
- ・ブラインド距離：100m

搭載ミサイル：

- ・質量：94kg ⇒ 63kg
- ・燃焼時間：5.508s
- ・推力：12740N
- ・比推力：231.0s
- ・ S ：0.0127m²
- ・ N_e ：3.5

- ・時定数：0.3s
- ・荷重制限：25g
- ・最大迎角：18deg
- ・初期不作動時間：0.5s
- ・ブラインド距離：50m(無推力) または 100m(有推力)

空力微係数は平均速度に対応する参考文献中の値を用います。

航空機：

- ・時定数：0.3s
- ・荷重制限：6g

時定数は航空機の方向角 θ_0 を更新する際に用いられます。対空ミサイルが搭載ミサイルのブラインド距離内に入ったら航空機の方向角 θ_0 の更新をやめます。

- ・空気密度：0.73611kg/m³
- ・音速： $v_s = 320.5\text{m/s}$

対空ミサイルに関する超越方程式：

- ・ $V_c = \overline{dt}R$
- ・ Newton 法における時間の初期値： $R/|V_c|$
- ・ 二分法における時間の初期値：0, $R/|V_c|$
- ・ 会合所要時間のバックアップ値： $t_{go} = R/|V_c|$

搭載ミサイルに関する超越方程式：

- ・ $V_{cB} = \overline{dt}R_B$
- ・ Newton 法における時間の初期値： $R_B/|V_{cB}|$
- ・ 二分法における時間の初期値：0, $R_B/|V_{cB}|$
- ・ 会合所要時間のバックアップ値： $t_{go} = R_B/|V_{cB}|$

搭載ミサイルの会合所要時間 (2)：

- ・ $t_{go} = R_B/|V_{cB}|$

図 4：

- ・ 対空ミサイルの位置：(1925, -3334)
- ・ 対空ミサイルのオフボアサイト角：4deg
- ・ 対空ミサイルの初経路角：118.8deg
- ・ 対空ミサイルの初速： $0.75v_s$
- ・ 航空機、デコイの位置：(0, -350)
- ・ デコイの初速： $0.75v_s$
- ・ 航空機の初方向角：5.970deg
- ・ 航空機、搭載ミサイルの速度： $1.2 \times 0.75v_s$
- ・ ループの刻み幅： $t = 0.0005\text{s}$

図 5：

- ・ 対空ミサイルの位置：(2750, 4463)
- ・ 対空ミサイルのオフボアサイト角：4deg
- ・ 対空ミサイルの初経路角：238.4deg
- ・ 対空ミサイルの初速： $0.75v_s$
- ・ 航空機、搭載ミサイルの位置：(0, -800)
- ・ 搭載ミサイルの初速： $0.75v_s$
- ・ 航空機の方向角：20deg
- ・ 航空機の速度： $0.75v_s$

図 6、7 :

- ・ 航空機の初方向角 : 5.970deg
- ・ 航空機の世界度 : $0.8 \times 0.75v_s$

図 11 :

- ・ 対空ミサイルの位置 : (1925, -3334)
- ・ 対空ミサイルのオフボアサイト角 : 4deg
- ・ 対空ミサイルの初経路角 : 118.8deg
- ・ 対空ミサイルの初速 : $0.75v_s$
- ・ 航空機、デコイの位置 : (0, -350)
- ・ デコイの初速 : $0.75v_s$
- ・ 航空機の初方向角 : 5.970deg
- ・ 航空機の世界度 : $1.2 \times 0.75v_s$
- ・ l : 1.5m
- ・ 拡大率 : 100 倍

参考文献 :

- ・ 馬場順昭、高野博行、ブースト中の飛翔体の誘導法、日本航空宇宙学会論文集、48(2000)、pp.385-391
- ・ 土肥直人、馬場順昭、高野博行、ロケットモーター燃焼後の飛翔体の誘導法—オフボアサイト能力の改善—、日本航空宇宙学会論文集、51(2003)、pp.380-387
- ・ 土肥直人、馬場順昭、高野博行、速度変化する飛翔体の改良型比例航法の修正、日本航空宇宙学会論文集、52(2004)、pp.280-288