ブースト中の飛翔体の誘導法*¹

Guidance Law for a Flight Vehicle during Boost Phase

馬場 順昭*²・高野 博行*²

Yoriaki BABA and Hiroyuki TAKANO

Key Words: Guidance and Control, Proportional Navigation, Boost Phase

Abstract: In this paper, a guidance law for a flight vehicle during boost phase is presented. This guidance law is constructed by combining proportional navigation and pure pursuit navigation and the performance of the law depends on the combining ratio. Since the ratio is the function of a parameter, which originally represents the deceleration due to the drag of the vehicle but actually can be chosen properly by the guidance system designer, it can be determined by adjusting the parameter. In fact, adjusting the parameter is more convenient than determining the ratio directly. The simulation results show that the guidance law presented is superior in performance to proportional navigation for wide off-boresight angles.

1. 序 論

飛翔体の誘導法として最も広く利用されているのは比例航法 (Proportional Navigation; PN と略記) である。PN は誘導システムに遅れがなく、飛翔体と目標の速度が一定で、目標が回避運動をしないなら最適誘導法となる¹⁾。また、目標が一定加速度で回避運動する場合の誘導法は改良型比例航法 (Augmented Proportional Navigation; APN と略記) として知られているが、この APN も誘導システムに遅れがなく、飛翔体と目標の速度が一定という条件下では定常旋回する目標に対して最適誘導法となる²⁾。しかし、現実にはこれらの最適誘導法の成立する条件がすべて満足される状況はほとんどない。そして、各々の条件が満たされない程度に応じて PN や APN の有効性も低下する。そこで、様々な状況に応じて PN や APN の改良に関する研究が行われている。たとえば、今度らは飛翔体の速度変化、遅れ、荷重制限、迎角制限などを考慮すると会合面外へ回避する目標に対しては PN より APN が有効であるが、会合面内で回避する目標に対しては APN より PN が有効な場合があることを示している³⁾。そして、これらの結果から目標の回避運動面の方向 (回転角度) に応じて PN と APN を切り替えて使用する方法を提案している⁴⁾。また、著者らは飛翔体や目標の速度変化を考慮した誘導法について研究してきた。文献 5) では一定加速度を有する飛翔体を速度一定の目標へ向かわせる場合、文献 6) では飛翔体も目標もともに一定加速度を有する場合、文献 7) では一定加速度を有する飛翔体を加速旋回する目標へ向かわせる場合、文献 8) では加速だけでなく空気抵抗による減速を考慮した場合についてそれぞれ述べてきた。著者らの誘導法の基本的な考え方は飛翔

体の速度方向が推定した会合経路からはずれた場合、飛翔体の経路角速度をこの速度方向の偏差によって生ずる視線角速度 (LOS レート) に比例させようとするものであり、従来の比例航法を飛翔体や目標の速度が変化する場合に拡張したものである。この誘導法は最終的には比例航法と単純追尾航法 (Pure Pursuit Navigation; PPN と略記) を合成した形となり、この合成比が重要であるが、前論文では合成比がミスディスタンスや誘導性能に与える影響について述べていない。

そこで、本論文では飛翔体の速度が最も大きく変化するブースト中について PN と PPN の合成比が飛翔体の空気抵抗による減速度を表すパラメータの関数になっていることに着目し、合成比を直接操作する代わりに、このパラメータを発射条件に応じて調整することで広いオフボアサイト角に対してミスディスタンスが小さくなることを示す。また、本論文で提案した誘導法と比例航法のシミュレーション結果を比較し、提案した誘導法の有効性を確認する。

主 な 記 号

a_M : 設計者が選択するパラメータ
 C_L : 空力微係数
 D : 抗力
 $\vec{F}$: 指令誘導横加速度ベクトル, $F=|\vec{F}|$
 g : 重力加速度
 I_{sp} : 比推力
 L : 揚力
 MD : ミスディスタンス
 $m(t)$: 飛翔体の質量, $m_0=m(0)$
 N : 航法定数
 N_0 : 有効航法定数
 $\vec{P}$: 目標から未来会合点までの位置ベクトル,
 $P=|\vec{P}|$

*¹ 平成 12 年 5 月 9 日原稿受理

*² 防衛大学校航空宇宙工学科

$\vec{Q}$: 飛翔体から未来会合点までの位置ベクトル,

$$Q=|\vec{Q}|$$

$\vec{R}$: 相対位置ベクトル, $R=|\vec{R}|$

S : 基準面積

T_h : 推力

t : 時間

t_b : 燃焼終了時間

t_{go} : タイムツーゴー

$\vec{V}_M$: 飛翔体の速度ベクトル, $V_M=|\vec{V}_M|$

$\vec{V}_{MC}$: 飛翔体の会合経路に沿った速度ベクトル

$\vec{V}_T$: 目標の速度ベクトル, $V_T=|\vec{V}_T|$

$W(t)$: 飛翔体の重量, $W_0=W(0)=m_0g$

x_M, y_M : 飛翔体の位置座標

α : 迎角

ε : オフボアサイト角

θ_M : 飛翔体の経路角

$\vec{\theta}_M$: 飛翔体の経路角速度ベクトル, $\dot{\theta}_M=|\vec{\theta}_M|$

κ : 誘導抗力係数

μ : 会合角

ρ : 空気密度

σ : LOS 角

$\vec{\sigma}$: LOS レートベクトル, $\dot{\sigma}=|\vec{\sigma}|$

τ : 飛翔体の時定数

ϕ_M : $\vec{R}$ と $\vec{Q}$ のなす角

ϕ_T : $\vec{R}$ と $\vec{P}$ のなす角

2. 誘導法の導出

2.1 未来会合位置への誘導法 第1図に飛翔体と目標の幾何学的関係位置を示す。飛翔体は一定推力で加速し、目標は一定速度で直線飛行するものとする。記号は図に示す通りである。この図において M , T をそれぞれ飛翔体と目標の現在位置, I を未来会合位置とする。すなわち、三角形 TMI は会合三角形であり、直線 MI が会合経路である。本節では、飛翔体を会合経路へ誘導する方法を示す。第1図から LOS レートは次式で与えられる。

$$\vec{\sigma} = \frac{\vec{R} \times (\vec{V}_T - \vec{V}_M)}{R^2} \quad (1)$$

会合経路に沿う飛翔体の速度ベクトルを $\vec{V}_{MC}$ とし、そのベクトルから実際の速度ベクトル $\vec{V}_M$ までの偏差を $\Delta \vec{V}_M$ とする。

$$\vec{V}_M = \vec{V}_{MC} + \Delta \vec{V}_M \quad (2)$$

ただし、 ΔV_M は V_M に比較して微小であるとし、 $\vec{V}_M$ と

第1図 飛翔体と目標の幾何学的関係位置

$\vec{V}_{MC}$ の大きさは等しいので次式が成立する。

$$|\vec{V}_M| = |\vec{V}_{MC}| \quad (3)$$

(2)式を(1)式に代入して次式を得る。

$$\vec{\sigma} = \frac{\vec{R} \times (\vec{V}_T - \vec{V}_{MC})}{R^2} + \frac{\vec{R} \times (-\Delta \vec{V}_M)}{R^2} \quad (4)$$

(4)式の右辺の第1項は飛翔体が会合経路上を飛行するときのLOS レートを表し、第2項は飛翔体の速度ベクトルが会合経路からずれたために生じたLOS レートを表す。そこで、飛翔体の経路角速度を第2項のLOS レートに比例して誘導すれば、飛翔体の動的遅れを無視して次式が成立する。

$$\vec{\theta}_M = N \frac{\vec{R} \times (-\Delta \vec{V}_M)}{R^2} \quad (5)$$

ただし N は航法定数であり、有効航法定数 N_e との間には次式が成り立つものとする。

$$N = \frac{N_e V_c}{V_M \cos \phi_M} \quad (6)$$

V_c はLOS 方向の接近速度である。また、このとき必要な横加速度は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} \vec{F} &= \vec{\theta}_M \times \vec{V}_M \\ &= -N \frac{(\vec{V}_{MC} - \vec{V}_M) \times \vec{R}}{R^2} \times \vec{V}_M \end{aligned} \quad (7)$$

$\vec{V}_{MC}$ を $\vec{P}$ 方向と $\vec{R}$ 方向の成分で表し、(3)式を用いると次を得る。

$$\vec{V}_{MC} = V_M \left(\frac{\sin \phi_M}{\sin \phi_T P} \vec{P} + \frac{\sin \mu}{\sin \phi_T R} \vec{R} \right) \quad (8)$$

(8)式を(7)式に代入すると次式を得る。

$$\vec{F} = \frac{N}{R^2} \left\{ \left(\vec{V}_M - V_M \frac{\sin \phi_M}{\sin \phi_T P} \vec{P} \right) \times \vec{R} \right\} \times \vec{V}_M \quad (9)$$

第1図から次の関係がある。

$$P \sin \phi_T = Q \sin \phi_M \quad (10)$$

(10)式を(9)式に代入すると次式が得られる。

$$\vec{F} = \frac{N}{R^2} \left\{ \left(\vec{V}_M - \frac{V_M}{Q} \vec{P} \right) \times \vec{R} \right\} \times \vec{V}_M \quad (11)$$

(11)式が飛翔体を会合経路へ誘導するための基礎方程式である。また、会合三角形 TMI の各辺 P , Q , R について余弦定理から次の関係式を得る。

$$Q^2 - P^2 - R^2 - 2PR \cos \phi_T = 0 \quad (12)$$

未来会合位置が存在し、会合三角形が成立するためには、 P , Q , R が(12)式を満たさねばならない。この式は会合までの時間 t_{go} を計算するための基礎方程式となる。(11)式から誘導加速度を計算するためには $\vec{R}$, $\vec{V}_M$, $\vec{P}$, Q の値が必要となる。 $\vec{R}$, $\vec{V}_M$ は測定できるが、 Q と $\vec{P}$ は推定しなければならない。次節で Q と $\vec{P}$ の推定について述べる。

2.2 飛翔体の飛行距離 Q の推定 ブースト段階において飛翔体に加わる主な外力は推力、空気力、重力であるが、本論文では水平面内の運動を考えて重力の影響を無視すると次式を得る。

$$m \dot{\vec{V}}_M = T_h - m a_M \quad (13)$$

ここで、 T_h は推力、 m は飛翔体の質量である。 a_M は主に空気抵抗による減速度を表しているが、後述するように実

際の誘導計算では減速度というよりも誘導性能を左右する重要なパラメータであり、設計者が適切に選択する値である。(13)式において、 a_M を一定と仮定し、また、固体ロケットを使用すると考えれば、推力 T_h と飛翔体の推進薬の燃焼による質量低下 m は一般に一定と仮定できる。これらの条件の下で(13)式の両辺を $(0, t)$ 間で積分すると次を得る。

$$V_M(t) = V_M(0) + I_{SP}g \log \left| \frac{t_{SP}(0)}{t_{SP}(0) - t} \right| - a_M t \quad (14)$$

ただし、 I_{SP} は比推力、 W_0 は飛翔体の初期重量であり、 $t_{SP}(t)$ は次式を満たす。

$$I_{SP} = -\frac{T_h}{\dot{m}g} \quad (15)$$

$$t_{SP}(t) = \frac{I_{SP} W(t)}{T_h} = \frac{I_{SP} W_0}{T_h} - t \quad (16)$$

(14)式の両辺を $(0, t_{go})$ 間で積分すると、飛翔体の未来会合位置までの飛行距離 Q が求まる。

$$Q = V_M(0)t_{go} - \frac{a_M}{2}t_{go}^2 + I_{SP}gt_{go}\left\{1 - \frac{t_{SP}(0) - t}{t_{go}} \log\left(\frac{t_{SP}(0)}{t_{SP}(0) - t_{go}}\right)\right\} \quad (17)$$

2.3 目標の未来位置 $\vec{P}$ の推定 目標は飛翔体と同一高度を一定速度で直線飛行すると仮定すれば, t_{go} 後の位置ベクトルは次式となる.

$$\vec{P} = \vec{V}_T t_{\text{go}} \quad (18)$$

2.4 誘導法の構成 (18)式を(11)式に代入すると次を得る.

$$\vec{F} = \frac{N}{R^2} \{ (\vec{V}_M - k\vec{V}_T) \times \vec{R} \} \times \vec{V}_M \quad (19)$$

ここで、 k は次式とおいた.

$$k = \frac{V_{Mtg0}}{Q} \quad (20)$$

(19)式から明らかなように、 $\vec{V}_M - k\vec{V}_T$ が $\vec{R}$ と平行になると誘導加速度は零になり、飛翔体は会合経路にのったことになる。 V_M が一定ならば(20)式より $k=1$ となる。すなわち、(19)式は比例航法と一致する。このように本論文で提案した誘導法は、従来の比例航法(PN)を飛翔体の速度が変化する場合にも適用できるように修正したものである。それ故、本論文ではこの新しく提案した誘導法を便宜上、修正比例航法(Modified Proportional Navigation; MPNと略記)と呼ぶことにする。

ところで，一般に飛翔体は誘導情報として LOS レートを利用するので，LOS レートを使用するのに適切な形に変形する．そこで，(19) 式の括弧内の項を次のように変形する．

$$\vec{V}_M - k\vec{V}_T = k(\vec{V}_M - \vec{V}_T) + (1-k)\vec{V}_M \quad (21)$$

(21)式を(19)式に代入すると次式を得る.

$$\vec{F} = Nk \frac{(\vec{V}_M - \vec{V}_T) \times \vec{R}}{R^2} \times \vec{V}_M + N(1-k) \frac{\vec{V}_M \times \vec{R}}{R^2} \times \vec{V}_M \quad (22)$$

(22)式の第1項は航法定数を Nk とする比例航法を表している。第2項は飛翔体の速度ベクトル $\vec{V}_M$ をLOSベクトル $\vec{R}$ と同じ方向へ向はようとしているので、航法ゲイン

第2図 修正比例航法 (MPN) の構成

を $N(1-k)$ とする単純追尾航法 (PPN) を表している。第 2 図にこの新しい誘導法の構成を示す。第 2 図からも明らかなように、修正比例航法は比例航法と単純追尾航法を合成したもので、パラメータ k が合成比を定めている。実際の誘導計算のアルゴリズムは次のようになる。

(i) 飛翔体の推力 T_h , 比推力 I_{sp} , 質量プロファイル $m(t)$, パラメータ a_M を与える.

(ii) V_M , V_T , R , ϕ_T の現在値を測定または推定する.

(iii) (i), (ii)で設定した値を用いて(12)式を解いて会合までの時間 t_{go} を求める。ただし, Q は(17)式で, P は(18)式で与える。

(iv) (20)式から k を求める.

(v) k が求められたので，第2図の構成から誘導加速度を計算し飛翔体に加える．

(ii)～(v)を一定周期ごとに繰り返す.

2.5 パラメータ a_M の設定値と修正比例航法への影響

a_M を空気抵抗による減速度とすると飛翔体の形状や発射条件が決まれば、 a_M の値は推定できる。しかし、前述したように、実際の誘導計算においては、 a_M は単に空気抵抗による減速度というより誘導性能を左右する重要なパラメータである。なぜならば、修正比例航法は比例航法と単純追尾航法を合成したものであり、その合成比 k が重要であるが、 k は a_M の関数となっているからである。たとえば、 $\bar{m}$ を飛翔体の平均質量とし、

$$a_M \approx T_h/\tilde{m} \quad (23)$$

として与えれば, (13)式より $\dot{V}_M \approx 0$ となり, 飛翔体の速度は一定とみなされるので, 修正比例航法で得られた誘導力は比例航法のそれと一致する。実際, このとき, $Q \equiv V_M t_{\text{E0}}$ となるので (20)式から $k \approx 1$ となり, (22)式の第2項は零となる。 a_M の値を (23)式で定まる値以上に設定すると, これは飛翔体の減速フェーズを表すことになり本論文の仮定と一致しない。すなわち, (23)式で計算される値が a_M の取りうる最大値となる。他方, a_M に次式が成立するような負の大きな値を与えると,

$$V_M(0)t_{g0} \ll V_M(0)t_{g0} - \frac{a_M}{2} t_{g0}^2 + I_{SP} g t_{g0} \left\{ 1 - \frac{t_{SP}(0) - t}{t_{g0}} \log \left(\frac{t_{SP}(0)}{t_{SP}(0) - t_{g0}} \right) \right\} \quad (24)$$

(17), (20)式から

$$b \ll 1 \quad (25)$$

となり、 k は零に近づく、すると(22)式において第1項の

効果は微小となり、第2項の効果だけが残る、修正比例航法は単純追尾航法に近づく。このように、修正比例航法は a_M の値を正の大きな値に設定すると比例航法に近い誘導法となり、逆に負の大きな値に設定すると単純追尾航法に近づく。そして、飛翔体の発射条件に応じて a_M の値を適切に調整するとミスディスタンスが小さくなることを次節で示す。

3. シミュレーション

提案した修正比例航法の有効性を検討するために航空機から発射された短射程の飛翔体を想定し、平面内における会合のシミュレーションを行った。比較のために比例航法の結果も示す。第3図に使用した座標系や記号を示す。飛翔体も目標も質点として扱い、目標は一定速度で直線飛行をするものとする。飛翔体の運動方程式は次式で与えた。

$$m\dot{V}_M = T_h \cos \alpha - D \quad (26)$$

$$mV_M\dot{\theta}_M = T_h \sin \alpha + L \quad (27)$$

$$\dot{\alpha} = -\frac{1}{\tau}\alpha + \frac{1}{\tau}\alpha_c \quad (28)$$

$$\dot{x}_M = V_M \cos \theta_M \quad (29)$$

$$\dot{y}_M = V_M \sin \theta_M \quad (30)$$

$$\dot{m} = m_0 + \dot{m}t \quad (31)$$

$$\dot{m} = -T_h / (I_{sp}g) \quad (32)$$

$$L = 0.5\rho V_M^2 SC_{La} \quad (33)$$

$$D = 0.5\rho V_M^2 SC_D \quad (34)$$

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2 \quad (35)$$

$$\alpha_c = mF / (0.5\rho V_M^2 SC_{La}) \quad (36)$$

指令横加速度 F は、修正比例航法の場合(22)式から計算される。(22)式をLOSレートをを用いた式に変形すると、2次元の場合次式となる。

$$F = NkV_M\dot{\sigma} + N(1-k)V_M\frac{V_M\sin(\sigma-\theta)}{R} \quad (37)$$

また、比例航法の場合は次式となる。

$$F = NV_M\dot{\sigma} \quad (38)$$

ここで、 N は(6)式で与えた。会合運動は高度5000mの水平面内とし、目標は第4図に示すように常に原点から速度0.75 Machで x 軸負方向へ飛行するものとする。また

第3図 座標系と飛翔体

飛翔体に関しては、初速度を0.75 Machとし、初期位置はA, B, Cの何れかの点とし、発射角はオフボアサイト角 ϵ とする。シミュレーションに使用した飛翔体の基準パラメータを第1表に、空力微係数を第5図に示す。飛翔体は発射後、母機との接触を避けるために0.5秒間は直線飛行するものとし、また、目標との相対距離が50m以内になったならば、その状態で操舵をロックし新しい誘導は行わないものとする。はじめに、発射位置をA(0, -2000)とした場合について述べる。 ϵ と a_M を与えてシミュレーションを行えばミスディスタンス(MD)が得られるが、第6図はこのMDが0m, 1m, 2mとなるような等高線を ϵ - a_M 平面にプロットしたものである。第6図から ϵ の値に応じて a_M を調整することでMDを小さくできることがわかる。第1表の値を(31), (32)式へ代入し燃焼終了時の質量を求めると63kgとなる。これより、平均質量 $\bar{m}$ は78kgとなるので a_M の最大値は(23)式から約16.7gとなるが、これは第6図の最大値と一致している。他方、 a_M の負の値については-15g以下をとってもMDを0, 1, 2mとする ϵ の範囲はほとんど広がらないので-15g

第4図 飛翔体と目標の初期状態

第1表 飛翔体の基準パラメータ

$m_0 = 94 \text{ kg}$	$T_h = 12740 \text{ N}$	$I_{sp} = 231 \text{ s}$
$t_b = 5.508 \text{ s}$	$S = 0.0127 \text{ m}^2$	$\tau = 0.5 \text{ s}$
$N_e = 3.5$	荷重制限 = 25 g	最大迎角 = 18 deg

第5図 飛翔体の空力微係数

までをとった。第6図から a_M を $-15 \sim 16 \text{ g}$ の間で調整すると $\epsilon = 21 \sim 60^\circ$ に対しては MD を 0 に, $\epsilon = 12 \sim 64^\circ$ に対しては 1 m 以下に, $\epsilon = 5 \sim 65^\circ$ に対しては 2 m 以下にできることがわかる。このように各々の発射位置, 速度, 発射角に応じて第6図のようなグラフを有効ミスディスタンスについて求めておけば, この図から発射角 ϵ に対し MD が有効値以下となるような a_M を決定できる。例えば, $\epsilon = 30^\circ$ のとき MD が 0 となる a_M は 3.05 g である。点 A から $a_M = 3.05 \text{ g}$ として発射すると, 種々の ϵ に対してミスディスタンスは第7図のようになるが, これは第6図を $a_M = 3.05 \text{ g}$ の軸で切断したときの切断面を示している。また, 第7図には比例航法の結果も示した。破線は N_e を一定とした場合, 一点鎖線は N_e を 1 から徐々に 3.5 まで次式で変化させた場合の結果である。

$$N_e = 1 + \{2.5(t - 0.5)/4\} \quad (t \geq 0.5) \quad (39)$$

ただし, $N_e \geq 3.5$ なら $N_e = 3.5$ とする。第7図から MPN では $\epsilon = 30^\circ$ のとき MD = 0, $\epsilon = 20 \sim 41^\circ$ に対しては 1 m 以下, $\epsilon = 13 \sim 51^\circ$ に対しては 2 m 以下となっており, MD を 0 とする ϵ と a_M の組み合わせがかなり大きくずれても MD は十分に小さくなることがわかる。他方, N_e を一定とした PN では $\epsilon = -1 \sim 53^\circ$ の間で MD は 2 m 以下とならない。MD = 0 となるのは $\epsilon = -2^\circ$ または 63° のときである。また, N_e を時間で変化させた PN では $\epsilon = 26 \sim 30^\circ$ と $\epsilon = 45 \sim 48^\circ$ の間で MD が 2 m 以下となっている。しかし, PN の場合, 前述のどの方法においても ϵ が上記の値から少しずれると MD が 3~5 m に増大している。このよ

第6図 ϵ - a_M 平面でのミスディスタンスの等高線 (点 A から発射)

第7図 オフボアサイト角によるミスディスタンスの変化 (点 A から発射; $a_M = 3.05 \text{ g}$)

うに, 上記のどの誘導法でも MD が 0 となるような ϵ は存在するが, MPN の場合 ϵ の変化に関して MD は十分なロバスト性を有しているのに対し, PN ではロバスト性がほとんどない。これは, MPN の場合, 飛翔体はほぼ直線の会合経路上を飛行しているのに対し, PN ではたとえ MD = 0 となる場合でも直線の会合経路上を飛行しないからである。これを示すために, $\epsilon = 30^\circ$, $a_M = 3.05 \text{ g}$ として点 A から発射したときの飛行経路と指令加速度を第8図に, MPN の場合の空気抵抗による減速度とパラメータ a_M の時間変化および PN と PPN の合成比 k の時間変化を第9図に示した。ミスディスタンスは第7図から MPN では 0 m, N_e を一定とした PN では 5.7 m, N_e を変化させた PN では 1.3 m である。第8図から MPN では飛翔

第8図 飛行経路と指令加速度の時間変化 (点 A から発射; $\epsilon = 30^\circ$, $a_M = 3.05 \text{ g}$)

第9図 パラメータ a_M , 真の減速度, 合成比 k の時間変化 (点 A から発射; $\epsilon = 30^\circ$, $a_M = 3.05 \text{ g}$)

体は会合点に向かってほぼ直線飛行しており指令加速度も小さい。これは第9図から明らかなように、 a_M は実際の減速度の平均値にほぼ等しいので $\varepsilon=30^\circ$ というオフボアサイト角は飛行経路がほぼ直線となるような発射角になっているからである。また、 k の値は0.56から1まで単調に増加しており、最終的にはMPNは完全なPNに近づいている。他方、 N_e を一定としたPNでは経路は最も大きく曲がっており、また指令値が正-負-正と大きく変化していることから飛翔体は旋回を左-右-左と繰り返していることがわかる。一方、 N_e を変化させたPNでは N_e の初期値が小さいので初期旋回は小さいが、誘導後半では指令値は制限値の $-25g$ を約0.75秒間も取り続けている。このように、PNではいずれの場合も誘導後半になると大きな指令値を必要としているが、これは前述したように飛翔体が直線の会合経路に乗っていないからである。

次に、 a_M を負の大きな値に設定した場合を示す。前と同じ点Aからの発射で、発射角が 10° のとき第6図から明らかなように、 a_M は負の大きな値に設定した方がよいので $a_M=-15g$ とした。このときのシミュレーション結果を第10,11図に示す。ミスディスタンスはMPNでは1.36m、 N_e を一定としたPNでは7.93m、 N_e を変化させたPNでは20.47mであった。第10図からMPNの場合、後半の飛行経路はほぼ直線となっているが、会合直前の約0.15秒間は最大の指令加速度をとっている。これは第11図から明らかなように、 $a_M=-15g$ が実際の減速度とまったく異なるので会合直前になって未来会合位置の推定が大きくずれるためである。しかしこの場合、 $a_M=$

3.05gとすると、第6図からミスディスタンスは2m以上となる。このことは、 ε が直線経路となるような発射角からずれている場合には、正しい直線会合経路へ誘導しても誘導時間が短いためにこの経路へ乗せることができないので、むしろ ε に応じた経路を選んだ方がよいことを示している。また、 k の初期値は0.42であり、前例の場合よりPPNの効果強い。他方、 N_e を一定としたPNでは第8図の場合と同様、左右の大きな旋回を繰り返している。一方、 N_e を変化させたPNでは前半の経路はMPNのそれにほぼ一致しているが、後半になって大きな右旋回を要求されておりMDは20m以上になった。これは、前例と同様、PNでは飛翔体を直線の会合経路へ誘導していないからである。

次に、発射点をB、Cとした場合のMDの等高線図である ε - a_M 図をそれぞれ第12,13図に示す。第12図の形は第6図と似ているので、点Bから発射した飛翔体の飛行特性は点Aからのそれに類似している。しかし、後方から発射した場合の結果である第13図は点A、Bからの結果と異なり特徴がある。これを詳細に調べるために第13図を $a_M=0g$ の軸で切断した切断面を第14図に示す。前と同様、比例航法の結果も示した。第13,14図から後方攻撃について以下のことが明らかである。MPNの場合、MDを0mにするには発射角を $10\sim28^\circ$ の範囲に設定しその ε に応じて a_M を正しく調整して発射しなければならない。しかし、2m以下とするためには a_M を $-12\sim11g$ の間の適当な値に固定し、かつ発射角は $-16\sim38^\circ$ 間の

第10図 飛行経路と指令加速度の時間変化 (点Aから発射; $\varepsilon=10^\circ$, $a_M=-15g$)

第11図 パラメータ a_M , 真の減速度, 合成比 k の時間変化 (点Aから発射; $\varepsilon=10^\circ$, $a_M=-15g$)

第12図 ε - a_M 平面でのミスディスタンスの等高線 (点Bから発射)

第13図 ϵ - a_M 平面でのミスディスタンスの等高線 (点Cから発射)

第14図 オフボアサイト角によるミスディスタンスの変化 (点Cから発射; $a_M=0$)

任意の角度で発射すればよい。他方, N_e を一定としたPNでは, $\epsilon = -20 \sim 40^\circ$ 間でMDは0mにならないが, 広い範囲 ($-20 \sim 27^\circ$)にわたってMDが3.5m以下となっている。また, N_e を時間で変化させたPNでは発射角を 18° または 35° に設定した場合にMDは0mとなるが, 発射角がこれらの値から少しずれただけでMDは約4m以上となっている。このように, 後方攻撃についても側方攻撃や前方攻撃の場合と同様, MPNでは飛翔体を直線会合経路へ誘導するので広いオフボアサイト角にわたってミスディスタンスが小さくなる。しかし, PNでは未来会合位置の推定が正しくないため飛翔体は常に旋回し続けねばならないが, 入力には制限があり, また動的遅れもあるのでMDが増大する。

4. あとがき

本論文では, 飛翔体のブースト段階における誘導法について述べた。この誘導法を, 便宜上, 修正比例航法と呼ん

だが, これは比例航法と単純追尾航法を合成したものであり, その合成比 k の値が誘導性能を左右する。本論文では k が飛翔体の空気抵抗による減速度を表すパラメータ a_M の関数になっていることに着目し, a_M を発射条件に応じて調整することで広いオフボアサイト角に対してミスディスタンスが小さくなることを示した。実際, a_M は飛翔体の物理量に対応しているので k を直接決めるより a_M を調整する方が容易である。

ところで, ブースト段階では飛翔体速度が急激に増大するので従来の比例航法において有効航法定数を時間で変化させる方法が考えられる。このようにすると, あるオフボアサイト角間ではミスディスタンスを小さくできるが, 発射角がこの範囲からずれるとミスディスタンスは急激に増大し有効航法定数を一定とした場合より悪い結果となった。このように従来の比例航法において有効航法定数を操作するだけでは広いオフボアサイト角に対してミスディスタンスを小さくできない。

一方, 修正比例航法では発射角などの初期条件に応じて a_M を調整すれば広いオフボアサイト角に対してミスディスタンスは有効値以下となる。しかも, 設定した a_M が最適な値からはずれていてもミスディスタンスに大きな影響を及ぼさないことも示された。修正比例航法を実際に利用する場合には, 前もって種々の発射条件に対して最適な a_M を求めておきデータベース化しておく必要がある。

参考文献

- 1) Bryson, A. E., Jr. and Ho, Y. C.: Applied Optimal Control, Blaisdel Publishing Company, Waltham, Massachusetts, 1969, pp. 154-155.
- 2) Zarchan, P.: Tactical and Strategic Missile Guidance, Third ed., Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 176, AIAA, Virginia, 1997, pp. 143-154.
- 3) Imado, F., Kuroda, T. and Ichikawa, A.: A Trade-off Study between Conventional and Augmented Proportional Navigation, AIAA Paper 96-3882, 1996, pp. 1-8.
- 4) 中原直樹, 今度史昭: 飛翔体の高精度誘導制御に関する一研究, 第35回飛行機シンポジウム講演集, 1997, pp. 277-280.
- 5) 馬場順昭, 山口 誠: 一定加速度を有する飛翔体の誘導法, 日本航空宇宙学会誌, 38 (1990), pp. 669-675.
- 6) Baba, Y., Yamaguchi, M. and Howe, R. M.: Generalized Guidance Law for Collision Courses, J. Guid. Control Dynamics, 16 (1993), pp. 511-516.
- 7) 馬場順昭, 塚崎孝夫: 加速旋回する目標に向かう一定加速度を有する飛翔体の誘導法, 日本航空宇宙学会誌, 42 (1994), pp. 45-52.
- 8) Baba, Y., Takehira, T. and Takano, H.: New Guidance Law for a Missile with Varying Velocity, The Proceeding of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (AIAA Paper 94-3565), 1994, pp. 207-215.