

ĐÁNH GIÁ HIỆU QUẢ PHƯƠNG PHÁP DẪN CÓ LƯỢNG ĐÓN THAY ĐỔI THÍCH NGHI THEO CHUYỂN ĐỘNG CỦA MỤC TIÊU

NGUYỄN CÔNG ĐỊNH¹, TRẦN NGỌC HÀ², NGUYỄN NGỌC KHOA²

¹Học viện Kỹ thuật Quân sự

²Viện Kỹ thuật Phòng không-Không quân

Tóm tắt. Trong bài báo các tác giả đã tiến hành đánh giá hiệu quả phương pháp dẫn tên lửa mới theo quỹ đạo có gia tốc pháp tuyến cực tiểu trong suốt quá trình dẫn và tại điểm gặp qua các tham số vùng tiêu diệt. Dựa trên các tham số thực của đạn tên lửa tầm trung và các đặc trưng của đài điều khiển TLPK quét cánh sóng dạng ‘+’ kết hợp mô phỏng trong môi trường MatLab các tác giả đã chứng minh được hiệu quả của phương pháp dẫn mới này.

Abstract. In this paper, the author assessed the effect of guidance law with minimum normal accelerator trajectory in the whole of guidance process and at the impact point by destructive range parameters. Base on real parameters of intermediate-range missile ammunition and typical properties of x93+x94 scan missile control system control observatory combining Matlab simulation of authors proved the effect of the new law.

Ký hiệu

Ký hiệu	Đơn vị	Ý nghĩa
ϵ_m, β_m	radian	tọa độ góc mục tiêu
ϵ_k, β_k	radian	góc đón tên lửa
$\Delta\epsilon_a, \Delta\beta_a$	radian	độ rộng 1/2 góc quét anten
v	m/s	vận tốc tên lửa
Δr	m	khoảng cách giữa mục tiêu và tên lửa
R_g	m	cự ly tên lửa gặp mục tiêu
m_ϵ, m_β		hệ số đón góc tên lửa
$W_{k_n y}$	m/s^2	gia tốc pháp tuyến yêu cầu của tên lửa trong mặt phẳng đứng
$W_{k_n z}$	m/s^2	gia tốc pháp tuyến yêu cầu của tên lửa trong mặt phẳng ngang

Chữ viết tắt

TLPK	tên lửa phòng không
HTĐKTL	hệ thống điều khiển tên lửa
GTPT	gia tốc pháp tuyến
VTD	vùng tiêu diệt

1. MỞ ĐẦU

Trong các cuộc chiến tranh ngày nay, đối phương thường sử dụng các loại vũ khí tiến công đường không có nhiều tính năng ưu việt như khả năng cơ động cao, dải trần bay thay đổi rộng, có khả năng tàng hình và gây nhiễu cường độ lớn, ... Để chống lại các loại vũ khí tiến công đường không này thì TLPK vẫn là vũ khí đóng vai trò cơ bản và chủ đạo.

Điều này đặt ra đối với lực lượng phòng không của quân đội ta trong điều kiện hiện nay là cần phải đầu tư đồng bộ trên cả hai lĩnh vực: Trang bị các loại vũ khí, khí tài mới có các tính năng hiện đại và cải tiến các loại vũ khí trang bị thế hệ cũ hiện có.

Đối với các tổ hợp TLPK hiện có, để đáp ứng được các cuộc chiến tranh công nghệ cao thì cần phải cải thiện nâng cao các tính năng kỹ chiến thuật và có thể thực hiện theo các hướng sau:

1. Tăng khả năng cơ động nhanh cho tổ hợp TLPK bằng cách giảm thời gian triển khai và thu hồi.
2. Ứng dụng các kỹ thuật và công nghệ mới để cải tiến các hệ thống trong thành phần tổ hợp TLPK nhằm nâng cao độ chính xác của các hệ thống xác định tọa độ mục tiêu, tên lửa và tăng khả năng chống nhiễu, khả năng phát hiện mục tiêu có diện tích phản xạ hiệu dụng nhỏ.
3. Cải tiến phương pháp dẫn để giảm sai số dẫn và tăng cự ly điều khiển được của đạn tên lửa nhằm mở rộng VTD cho tổ hợp TLPK.

Trong [1, 2] các tác giả đã trình bày phương án xây dựng phương pháp dẫn có lượng đón thay đổi thích nghi theo chuyển động của mục tiêu để đảm bảo giảm được tối đa GTPT của tên lửa trong quá trình dẫn và tại điểm gặp, gọi là phương pháp dẫn “M”.

2. PHƯƠNG TRÌNH PHƯƠNG PHÁP DẪN “M”

Khi đòi điều khiển tên lửa sử dụng phương pháp quét cánh sóng kiểu chữ “+”, hệ phương trình phương pháp dẫn “M” khi đó được xác định như sau [1]:

$$\epsilon_k = \epsilon_m - m_\epsilon \frac{\Delta r}{\Delta r} \dot{\epsilon}_m; \quad \beta_k = \beta_m - m_\beta \frac{\Delta r}{\Delta r} \dot{\beta}_m, \quad (2.1)$$

trong đó các hệ số đón góc được xác định là:

$$m_\epsilon = \begin{cases} \frac{2v\dot{\epsilon}_m + R_g + \ddot{\epsilon}_m}{2R_g\ddot{\epsilon}_m + 2v\dot{\epsilon}_m - R_g\dot{\epsilon}_m \frac{\Delta \ddot{r}}{\Delta \dot{r}}}, & \text{khi } \Delta\epsilon_a \geq -\frac{2v\dot{\epsilon}_m + R_g\ddot{\epsilon}_m}{2\Delta \dot{r} \frac{\dot{\epsilon}_m}{\dot{\epsilon}_m} + 2v\frac{\Delta \dot{r}}{R_g} - \Delta \ddot{r}}, \\ -\frac{\Delta\epsilon_a \Delta \dot{r}}{R_g \dot{\epsilon}_m}, & \text{khi } \Delta\epsilon_a < -\frac{2v\dot{\epsilon}_m + R_g\ddot{\epsilon}_m}{2\Delta \dot{r} \frac{\dot{\epsilon}_m}{\dot{\epsilon}_m} + 2v\frac{\Delta \dot{r}}{R_g} - \Delta \ddot{r}}; \end{cases} \quad (2.2)$$

$$m_\beta = \begin{cases} \frac{R_g\ddot{\beta}_m \cos \epsilon_m + 2v\dot{\beta}_m}{2v\dot{\beta}_m + 2R_g\ddot{\beta}_m \cos \epsilon_m - R_g\dot{\beta}_m \frac{\Delta \ddot{r}}{\Delta \dot{r}} \cos \epsilon_m}, & \text{khi } \Delta\beta_a \geq -\frac{R_g\ddot{\beta}_m \cos \epsilon_m + 2v\dot{\beta}_m}{\frac{2v\Delta \dot{r}_m}{R_g} + 2\ddot{\beta}_m \cos \epsilon_m \frac{\Delta \dot{r}}{\dot{\beta}_m} - \Delta \ddot{r} \cos \epsilon_m}, \\ -\frac{\Delta\beta_a \Delta \dot{r}}{\dot{\beta}_m R_g}, & \text{khi } \Delta\beta_a < -\frac{R_g\ddot{\beta}_m \cos \epsilon_m + 2v\dot{\beta}_m}{\frac{2v\Delta \dot{r}_m}{R_g} + 2\ddot{\beta}_m \cos \epsilon_m \frac{\Delta \dot{r}}{\dot{\beta}_m} - \Delta \ddot{r} \cos \epsilon_m}. \end{cases} \quad (2.3)$$

3. ĐÁNH GIÁ HIỆU QUẢ PHƯƠNG PHÁP DẪN “M”

VTD của tổ hợp TLPK đặc trưng cho khả năng tiêu diệt các mục tiêu khác nhau trong những điều kiện bất nhất định với xác suất tiêu diệt mục tiêu cho trước. Hình dạng và kích thước của VTD của tổ hợp TLPK phụ thuộc vào nhiều yếu tố, trong đó có phương pháp dẫn. Giới hạn VTD của tổ hợp TLPK nói chung có hình dạng phức tạp và được xác định bởi các tham số, bao gồm: Giới hạn trên H_{\max} , giới hạn dưới H_{\min} , giới hạn xa R_{xa} , giới hạn gần R_{gan} , tham số đường bay giới hạn P_{\max} [4].

Theo [4], phương pháp dẫn sẽ ảnh hưởng nhiều tới các tham số giới hạn xa, độ cao, tham số P_{\max} của VTD mà ít ảnh hưởng tới các tham số khác như giới hạn gần, giới hạn dưới. Do đó, để đánh giá hiệu quả của phương pháp dẫn “M” ta sẽ đánh giá sự ảnh hưởng của chúng tới các tham số H_{\max} , R_{xa} và P_{\max} của VTD.

Nếu ta coi HTĐKTL là lý tưởng, khi đó giới hạn VTD của tổ hợp TLPK chỉ phụ thuộc vào các tham số động học và được hiểu như là giới hạn về mặt năng lượng mà tên lửa còn có khả năng điều khiển được trên quỹ đạo tính toán [4], tức là GTPT yêu cầu để tên lửa chuyển động theo quỹ đạo động phải nhỏ hơn GTPT tạo được của tên lửa :

$$\begin{cases} W_{kny} \leq W_{Ytd}, \\ W_{knz} \leq W_{Ztd}, \end{cases} \quad (3.4)$$

trong đó W_{kny} , W_{knz} là GTPT yêu cầu của tên lửa, được xác định bởi phương pháp dẫn cùng với tính chất chuyển động của mục tiêu; W_{Ytd} , W_{Ztd} là GTPT tạo được của tên lửa trong mặt phẳng đứng và mặt phẳng ngang, được xác định bởi tính chất động lực học của tên lửa.

Để xác định các tham số giới hạn VTD của tổ hợp TLPK dựa trên quan hệ giữa GTPT tạo được với GTPT yêu cầu của tên lửa, ta cần thực hiện các nội dung sau:

1. Thiết lập mô hình chuyển động của mục tiêu trong không gian và xác định các tham số chuyển động như tọa độ, vận tốc, gia tốc [3];
2. Xác định GTPT và quá tải yêu cầu của tên lửa trong các mặt phẳng đứng và mặt phẳng ngang, của các phương pháp dẫn “IC”, “T/T”, “M” theo các tham số chuyển động của mục tiêu [1, 2];
3. Xác định GTPT và quá tải tạo được của tên lửa liên quan trực tiếp đến tính chất động lực học của tên lửa [6];
4. Xác định các tham số giới hạn R_{xa} , H_{\max} , P_{\max} , của VTD dựa trên quan hệ (3.4).

GTPT tạo được của tên lửa được xác định như sau:

$$\begin{cases} W_{Ytd} = \frac{Y}{m}, \\ W_{Ztd} = \frac{Z}{m}, \end{cases}$$

trong đó Y , Z là lực nâng và lực nghiêng bên; m là trọng lượng tên lửa.

Để đảm bảo cho khả năng cơ động của tên lửa và bù khử ảnh hưởng của lực đẩy, các sai số thăng giáng, ... khi tính toán GTPT tạo được cần đưa thêm hệ số suy giảm k_Y và k_Z , các hệ số này sẽ ảnh hưởng đến các giá trị W_{Ytd} và W_{Ztd} tương ứng. Nghĩa là, GTPT tạo được

của tên lửa trong các mặt phẳng đứng và mặt phẳng ngang được xác định theo các biểu thức sau:

$$\begin{cases} W_{k_Y} = k_Y W_{Y_t d}, \\ W_{k_Z} = k_Z W_{Z_t d}. \end{cases}$$

GTPT yêu cầu của tên lửa khi dẫn theo phương pháp dẫn “T/T” được xác định là [5, 6]:

$$\begin{cases} W_{k_{ny}} = 2v\dot{\epsilon}_m + r(\ddot{\epsilon}_m + \dot{\beta}_m^2 \sin \epsilon_m \cos \epsilon_m), \\ W_{k_{nz}} = -2v\dot{\beta}_m \cos \epsilon_m - r(\dot{\beta}_m \cos \epsilon_m - 2\dot{\beta}_m \dot{\epsilon}_m \sin \epsilon_m). \end{cases}$$

GTPT yêu cầu của tên lửa khi dẫn theo phương pháp dẫn “ΠC” được xác định là [5, 6]:

$$\begin{cases} W_{k_{ny}} = v\left(\dot{\epsilon}_m - \ddot{\epsilon}_m \frac{\Delta r}{\dot{\Delta r}}\right) + \frac{r}{4}\left(\dot{\beta}_m - \ddot{\beta}_m \frac{\Delta r}{\dot{\Delta r}}\right)^2 \sin \epsilon_k \cos \epsilon_k, \\ W_{k_{nz}} = -v\left(\dot{\beta}_m - \ddot{\beta}_m \frac{\Delta r}{\dot{\Delta r}}\right) \cos \epsilon_k + \frac{r}{2}\left(\dot{\beta}_m - \ddot{\beta}_m \frac{\Delta r}{\dot{\Delta r}}\right)\left(\dot{\epsilon}_m - \ddot{\epsilon}_m \frac{\Delta r}{\dot{\Delta r}}\right) \sin \epsilon_k, \end{cases}$$

trong đó

$$\epsilon_k = \epsilon_m - \frac{1}{2} \frac{\Delta r}{\dot{\Delta r}} \dot{\epsilon}_m, \quad \beta_k = \beta_m - \frac{1}{2} \frac{\Delta r}{\dot{\Delta r}} \dot{\beta}_m.$$

GTPT yêu cầu của tên lửa khi dẫn theo phương pháp dẫn “M” được xác định là [1, 2]:

$$\begin{cases} W_{k_{ny}} = 2v(1 - m_\epsilon)\dot{\epsilon}_m + R_g(1 - 2m_\epsilon)\ddot{\epsilon}_m + R_g m_\epsilon \dot{\epsilon}_m \frac{\Delta \ddot{r}}{\dot{\Delta r}}, \\ W_{k_{nz}} = -2v(1 - m_\beta)\dot{\beta}_m \cos \epsilon_k - R_g(1 - 2m_\beta)\ddot{\beta}_m \cos \epsilon_k - R_g m_\beta \dot{\beta}_m \frac{\Delta \ddot{r}}{\dot{\Delta r}} \cos \epsilon_k, \end{cases}$$

trong đó ϵ_k là góc đón tên lửa và được tính theo (2.1).

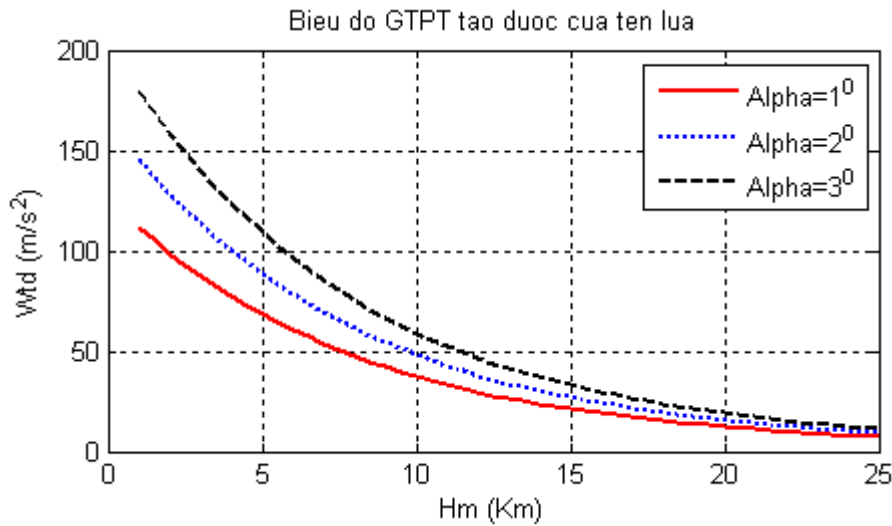
Lấy nguyên mẫu đạn TLPK tầm trung làm thí nghiệm với các tham số là:

- Độ dài tên lửa $L = 8m$;
- Đường kính mũi $d = 0.5m$;
- Đường kính thân lớn nhất $D_{cr} = 0.7m$;
- Khối lượng $m = 660kg$;
- Diện tích cánh $S_k = 2m^2$;
- Góc dạng mũi tên phần trước của cánh $\chi_k = 60^\circ$;
- Diện tích cánh lái $S_r = 0.2m^2$;
- Góc dạng mũi tên phần trước của cánh lái $\chi_r = 45^\circ$;
- Góc nghiêng lớn nhất của cánh lái $\alpha_{r_{\max}} = 4.5^\circ$;
- Khối lượng tên lửa khi hết nhiên liệu $m = 660kg$.

Kết hợp với các giả thiết:

- Góc tấn công của tên lửa không đổi trong quá trình bay: $\alpha = 1^\circ$;
- Vận tốc trung bình của tên lửa $v = 800m/s$;
- Cụ ly phát hiện mục tiêu tại các độ cao lớn: không hạn chế;
- Tốc độ quay hệ thống anten: không hạn chế;
- Độ rộng 1/2 dải quét cánh sóng anten $\Delta\epsilon_a, \Delta\beta_a$ là 10° ;
- Các hệ số suy giảm GTPT tạo được của tên lửa: $k_X = k_Y = 0.5$.

Dựa trên các tham số của đạn tên lửa và theo [4, 6], ta xác định được sự thay đổi của GTPT tạo được của tên lửa theo độ cao (Hình 3.1).

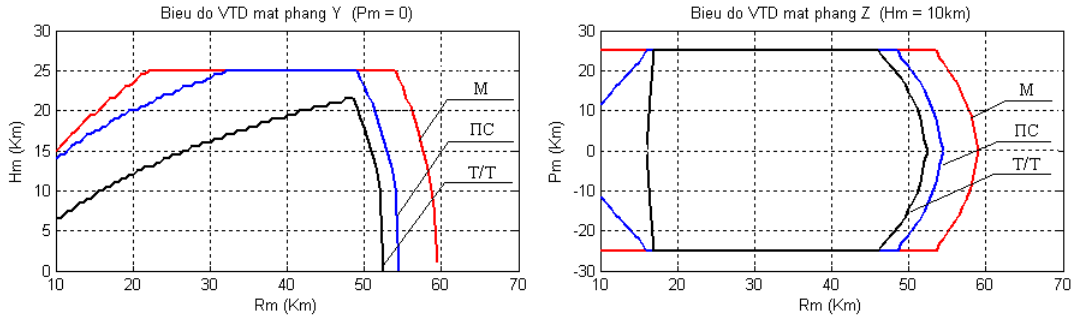


Hình 3.1. Biểu đồ GTPT tạo được của TLPK tầm trung được khảo sát

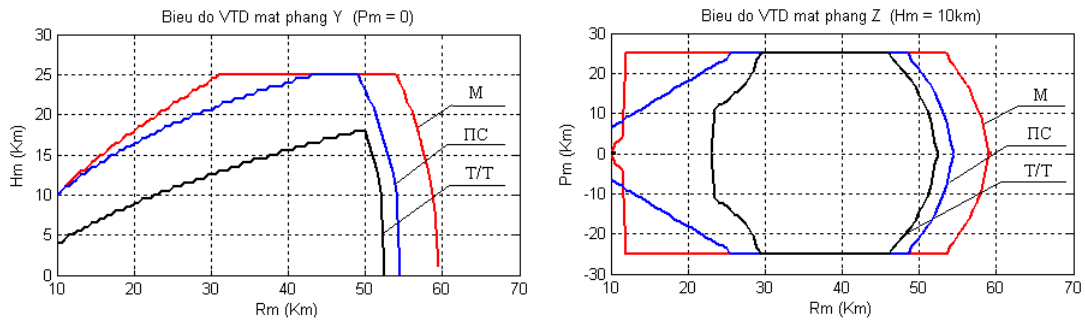
Kết quả mô phỏng ta xác định được các hình chiếu VTD trong các mặt phẳng đứng và mặt phẳng ngang đối với các trường hợp mục tiêu chuyển động khác nhau (từ Hình 3.2 đến Hình 3.5).

Qua kết quả mô phỏng VTD của tổ hợp tên lửa quét cánh sóng kiểu chữ “+” đối với các phương pháp dẫn “M”, “IIC” và “T/T”, ta thấy

1. Kích thước VTD của tổ hợp TLPK quét cánh sóng kiểu chữ “+” phụ thuộc nhiều vào tham số chuyển động của mục tiêu và phương pháp dẫn. VTD của phương pháp dẫn “IIC” và “T/T” luôn nhỏ hơn VTD phương pháp dẫn “M” trong cùng điều kiện chuyển động của mục tiêu, mục tiêu có vận tốc càng lớn thì sự khác biệt càng lớn;
2. Đối với trường hợp mục tiêu có vận tốc nhỏ thì VTD của phương pháp dẫn “M” gần trùng với VTD của phương pháp dẫn “IIC”. Khi vận tốc mục tiêu tăng lên thì giới hạn VTD của phương pháp dẫn “M” lớn hơn phương pháp dẫn “IIC”. Với lớp mục tiêu có



Hình 3.2. a) Trong mặt phẳng đứng b) Trong mặt phẳng ngang
Hình chiếu giới hạn VTD của tổ hợp TLPK trường hợp mục tiêu có vận tốc $v_m = 400m/s$



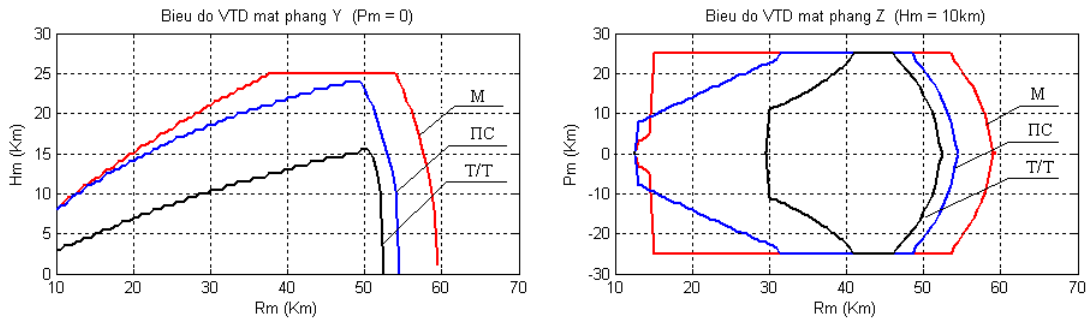
Hình 3.3. a) Trong mặt phẳng đứng b) Trong mặt phẳng ngang
Hình chiếu giới hạn VTD của tổ hợp TLPK trường hợp mục tiêu có vận tốc $v_m = 600m/s$

vận tốc lớn (trên $600m/s$) thì kích thước VTD phương pháp dẫn “M” lớn hơn đáng kể so với phương pháp dẫn “PC” và “T/T”;

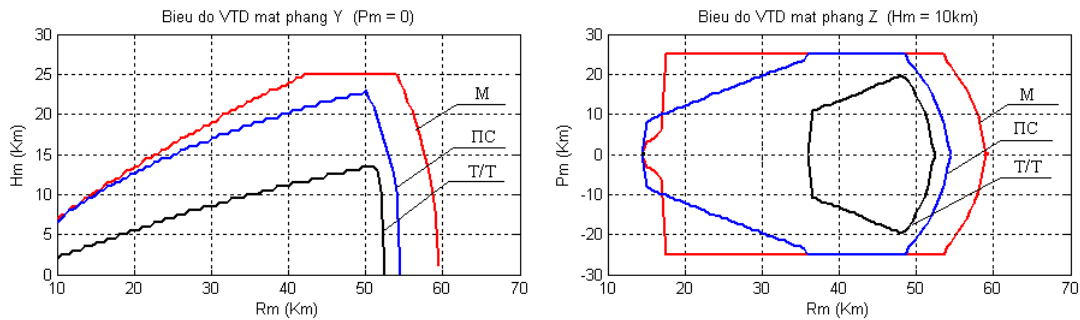
- Trong phương pháp dẫn “M”, các hệ số góc đón của hai mặt phẳng điều khiển được xác định dựa trên các thông tin tức thời của chuyển động mục tiêu như: cự ly, tọa độ góc, vận tốc góc và gia tốc góc, do đó, trong trường hợp mục tiêu chuyển động bất kỳ luôn xác định được các hệ số góc đón m_ϵ , m_β tối ưu đảm bảo GTPT yêu cầu của tên lửa là nhỏ nhất. Vì vậy, tuy rằng trong phạm vi bài báo mới chỉ dừng lại ở việc đánh giá hiệu quả của phương pháp dẫn “M” đối với các trường hợp mục tiêu cơ động theo vận tốc, nhưng trong các trường hợp mục tiêu cơ động theo hướng và tốc độ góc thì cũng có thể khẳng định rằng phương pháp dẫn “M” sẽ có GTPT yêu cầu của tên lửa nhỏ hơn so với các phương pháp dẫn “T/T” và “PC”.

4. KẾT LUẬN

Việc đánh giá hiệu quả phương pháp dẫn “M” qua các tham số của VTD của tổ hợp TLPK đã chỉ ra những ưu điểm nổi trội so với các phương pháp dẫn truyền thống khác như phương



Hình 3.4. a) Trong mặt phẳng đứng b) Trong mặt phẳng ngang
 Hình chiếu giới hạn VTD của tổ hợp TLPK trường hợp mục tiêu có vận tốc $v_m = 800m/s$



Hình 3.5. a) Trong mặt phẳng đứng b) Trong mặt phẳng ngang
 Hình chiếu giới hạn VTD của tổ hợp TLPK trường hợp mục tiêu có vận tốc $v_m = 1000m/s$

pháp dẫn “T/T” và phương pháp dẫn “ПС”, đó là khả năng mở rộng được VTD cho tổ hợp TLPK. Kết quả nghiên cứu cũng cho ta thấy rằng:

1. Phương pháp dẫn “M” có lượng đón góc xác định theo tham số chuyển động của mục tiêu với mục đích giảm thiểu được GTPТ của tên lửa trong quá trình dẫn, tức là, quỹ đạo tên lửa trong phương pháp dẫn “M” sẽ được nắn thẳng hơn so với phương pháp dẫn “ПС” và “T/T”. Điều này mở ra khả năng kéo dài cự ly bay tích cực của tên lửa và mở rộng được VTD theo cự ly xa. Đồng thời, do GTPТ yêu cầu trong phương pháp dẫn “M” nhỏ hơn so với phương pháp dẫn hiện có khác nên cũng tạo ra khả năng mở rộng VTD cho tổ hợp TLPK theo độ cao và tham số P_{max} (do các tham số này chủ yếu phụ thuộc vào quá tải tạo được của tên lửa). Kết quả xác định VTD bằng mô phỏng máy tính đối với các phương pháp dẫn trình bày ở trên đã chứng minh được điều này;
2. Từ phương trình phương pháp dẫn “M” trong các biểu thức (2.1)-(2.3) ta thấy rằng, việc ứng dụng phương pháp dẫn “M” vào tổ hợp TLPK là không quá phức tạp, chỉ cần can thiệp vào hệ thống tạo lệnh điều khiển nhờ sử dụng thiết bị tính toán tạo các lượng đón tương ứng.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] Trần Ngọc Hà, Nguyễn Ngọc Khoa, Nguyễn Công Định, Xác định lượng đón tối ưu để đảm bảo gia tốc pháp tuyến của tên lửa nhỏ nhất tại điểm gặp, *Tạp chí Khoa học và Kỹ thuật*, Học viện Kỹ thuật Quân sự, số 140 (4/2011).
- [2] Nguyễn Công Định, Nguyễn Ngọc Khoa, Trần Ngọc Hà, Khảo sát phương pháp dẫn khí cụ bay thích nghi theo chuyển động của mục tiêu, *Tạp chí Khoa học và Công nghệ Quân sự, Viện Khoa học và Công nghệ Việt Nam*, (8/2011).
- [3] Nguyễn Công Định, Nguyễn Ngọc Khoa, Trần Ngọc Hà, Xây dựng mô hình toán và khảo sát các tham số chuyển động của mục tiêu trong không gian, *Tạp chí Nghiên cứu khoa học và công nghệ, Viện Khoa học và Công nghệ Quân sự* (14) (08/2011).
- [4] *Giải thích quy tắc bắn tổ hợp tên lửa phòng không C-75M*, NXB Quân đội nhân dân, 1991.
- [5] Đàm Hữu Nghi, *Dạn tên lửa phòng không có điều khiển*, Học viện Kỹ thuật Quân sự, 1991.
- [6] George M. Siouris, *Missile Guidance and Control Systems*, Springer Verlag, New York, 2004.

Nhận bài ngày 20 - 12 - 2011