SỬ DỤNG THUẬT TOÁN DI TRUYỀN VÀ PHƯƠNG PHÁP TÌM KIẾM KHÔNG GIAN TRONG VIỆC LỰA CHỌN TỐI ƯU CÁC THAM SỐ CỤM CÁNH TRƯỚC CỦA TÊN LỬA

Trần Mạnh Tuân[1], Bùi Văn Tiến[2,*], Nguyễn Hữu Sơn[2]

[1]*Viện Khoa học và Công nghệ quân sự*
[2]*Đại học Kỹ thuật Lê Quý Đôn*

Tóm tắt

Vấn đề tối ưu biên dạng khí động tên lửa luôn được nhiều tác giả quan tâm nghiên cứu khi tính toán thiết kế mới cũng như cải tiến các loại tên lửa. Một trong các bước quan trọng của bài toán cải tiến tên lửa điều khiển một kênh là cần lựa chọn các tham số thiết kế cụm cánh trước của tên lửa một cách tối ưu theo các mục tiêu và ràng buộc khác nhau. Bài báo sử dụng thuật toán di truyền (GA) và phương pháp nghiên cứu không gian tham số (Parameter Space Investigation - PSI) để tìm lời giải cho bài toán tối ưu đa mục tiêu. Đưa ra bộ tham số thiết kế tối ưu của cụm cánh trước tên lửa đối với các hàm mục tiêu là tính ổn định và tính điều khiển được của tên lửa. Kết quả tối ưu nhận được từ hai phương pháp được so sánh với mục đích khẳng định độ tin cậy của lời giải.

Từ khóa: *Tối ưu đa mục tiêu; biên dạng khí động tên lửa; thuật toán di truyền (GA); phương pháp nghiên cứu không gian tham số (PSI).*

1. Đặt vấn đề

Tối ưu đa mục tiêu biên dạng khí động tên lửa là vấn đề luôn được quan tâm khi thiết kế mới cũng như khi cải tiến tên lửa. Các nhà thiết kế luôn cố gắng lựa chọn phương án thiết kế tối ưu cho sản phẩm của mình bởi nhiều ưu thế mà nó mang lại như tiêu thụ nhiên liệu hiệu quả hơn, đạt cự ly bay xa hơn, có khả năng điều khiển dễ dàng hơn… [1-3].

Biên dạng khí động là các bề mặt giới hạn hình dạng chảy bao của tên lửa. Trong bài toán tối ưu biên dạng khí động tên lửa, các tham số tối ưu là các kích thước xác định vị trí các điểm giới hạn bề mặt chảy bao. Một bài toán tối ưu biên dạng khí động thông thường là bài toán tối ưu cho nhiều tham số. Các dạng hàm mục tiêu được chọn khi giải bài toán tối ưu biên dạng khí động tên lửa là: hệ số chất lượng khí động, tầm bay, vận tốc, hệ số lực cản, hệ số lực nâng, tính ổn định, tính điều khiển được... [4-6]. Đồng thời, giống như một bài toán tối ưu thông thường, phương án thiết kế được chọn phải thỏa mãn các hàm ràng buộc nhất định thuộc lớp đối tượng nghiên cứu như tần số dao động riêng, tần số quay quanh trục dọc, hệ số quá tải cho phép… [7, 8]. Bài toán tối ưu biên

* Email: vantien@lqdtu.edu.vn

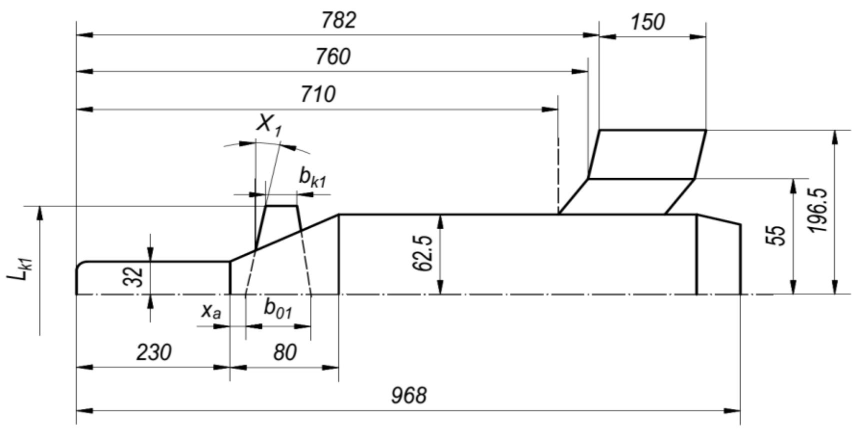
dạng khí động tên lửa là bài toán tối ưu đa mục tiêu.

Tên lửa 9M14M là loại tên lửa chống tăng thế hệ I đã được nhiều nước trên thế giới sử dụng có hiệu quả, trong đó có Việt Nam. Cũng như các nước đang phát triển khác, nhu cầu cải tiến loại tên lửa này của quân đội ta là rất lớn. Hướng cải tiến chủ yếu là thay đổi cấu hình tên lửa với phần chiến đấu mới có uy lực lớn hơn. Khi đó, toàn bộ các đặc trưng khối lượng, quán tính của tên lửa bị thay đổi. Để đảm bảo khả năng điều khiển tên lửa tấn công mục tiêu cần thiết phải thiết kế lại phối trí khí động của nó.

Nội dung nghiên cứu chính của bài báo là giải quyết bài toán tối ưu các tham số cụm cánh trước của tên lửa điều khiển một kênh cải tiến sử dụng hai thuật toán khác nhau. So sánh kết quả của hai thuật toán để khẳng định độ tin cậy của lời giải. Trong đó, GA được biết đến là thuật toán dựa trên quy luật tiến hóa của tự nhiên, có thể giải được tất cả các dạng bài toán tối ưu đơn, đa mục tiêu với các dạng hàm mục tiêu bất kỳ, kể cả các hàm không tường minh [9]. Phương pháp PSI là một phương pháp tối ưu dựa trên việc phân tích các điểm thử nghiệm thuộc không gian tham số, từ đó lựa chọn ra phương án thiết kế tối ưu [10].

2. Xây dựng bài toán tối ưu đa mục tiêu

Đối tượng nghiên cứu của bài báo là tên lửa điều khiển một kênh tầm gần cải tiến kiểu 9M14M [11] với phần chiến đấu thay đổi. Trong điều kiện các kích thước hình học khác của thân và cánh tên lửa không thay đổi, đặt ra yêu cầu tối ưu các tham số thiết kế cụm cánh trước. Cánh trước của tên lửa được chọn là cánh phẳng dạng hình thang và profile có chiều dày không đổi. Khi đó, để xác định vị trí và giới hạn của cánh có thể sử dụng 5 tham số sau (Hình 1): sải cánh L_{k1}; dây cung gốc cánh b_{01}; dây cung mút cánh b_{k1}; góc mũi tên X_1 và vị trí điểm bắt đầu dây cung gốc cánh x_a.



Hình 1. Hình ảnh phối trí sơ đồ khí động của tên lửa.

Hàm mục tiêu được chọn để tối ưu là độ dự trữ ổn định tĩnh và tính điều khiển được của tên lửa. Hai hàm mục tiêu này mang ý nghĩa trái ngược nhau. Tên lửa có độ ổn định tĩnh cao thì khó điều khiển hơn và ngược lại, tên lửa có độ ổn định tĩnh thấp thì dễ điều khiển [12]. Mục đích của bài toán tối ưu đa mục tiêu là tìm được tập các nghiệm tối ưu theo các hàm mục tiêu (nghiệm Pareto) và xây dựng được đường cong thể hiện sự phụ thuộc lẫn nhau giữa hai hàm mục tiêu này (đường biên Pareto) [10].

Trong các hàm mục tiêu, độ dự trữ ổn định tĩnh được xác định khi tính toán các hệ số khí động của tên lửa. Trong khi đó, hàm mục tiêu đặc trưng cho tính điều khiển được của tên lửa được xác định khi giải bài toán động lực học chuyển động bay của tên lửa.

Độ dự trữ ổn định tĩnh của tên lửa là giá trị không thứ nguyên và được xác định theo vị trí trọng tâm x_T, vị trí tâm áp x_F và chiều dài đặc trưng L_{ref} theo công thức:

$$K_{od} = \frac{x_T - x_F}{L_{\text{ref}}} \tag{1}$$

Tên lửa có tính ổn định tĩnh khi hệ số $K_{od} < 0$. Hệ số này càng nhỏ hơn 0 thì tên lửa có độ ổn định càng lớn.

Tính điều khiển được của tên lửa được định nghĩa là việc đáp ứng của tên lửa theo lệnh điều khiển. Với các tên lửa sử dụng cánh lái khí động, tính điều khiển được là tỉ số giữa góc tấn công cân bằng α_{cb} và góc lệch cánh lái cân bằng δ_{cb} [7] khi tên lửa ở trạng thái cân bằng mô-men. Góc lệch cánh lái tỉ lệ thuận với lực điều khiển do nó sinh ra. Do đó, có thể quy đổi và xác định tính điều khiển được của tên lửa chính là tỉ lệ giữa góc tấn công cân bằng α_{cb} và lực điều khiển tác dụng tương ứng. Đối với đối tượng nghiên cứu trong bài báo, trong quá trình bay tới mục tiêu tên lửa luôn quay quanh trục dọc, lực điều khiển là thành phần lực pháp tuyến được sinh ra do lệch hướng luồng phụt của động cơ hành trình [12]. Đối với tên lửa luôn quay quanh trục dọc góc tấn công cân bằng α_{cb} là góc tấn công cân bằng không gian và được xác định bởi góc giữa trục dọc của tên lửa và vectơ vận tốc của nó.

Để xây dựng biểu thức tính toán định lượng tính điều khiển được của tên lửa sử dụng khái niệm lực điều khiển trung bình F_{tb} là giá trị lực điều khiển sinh ra trong mỗi vòng quay của tên lửa. Tính điều khiển được của tên lửa được định nghĩa là đáp ứng của tên lửa theo lệnh điều khiển trung bình trong mỗi vòng quay và được xác định theo biểu thức:

$$K_{dk} = \frac{\alpha_{cb}}{F_{tb}} \tag{2}$$

Giá trị K_{dk} nhận được từ việc giải bài toán mô phỏng động lực học khi tên lửa chuyển động ở giai đoạn bay bằng hành trình ổn định. Khi đó, lực điều khiển tác dụng ít thay đổi và góc tấn cân bằng không gian được xác lập ít thay đổi. Giá trị K_{dk} càng lớn thì tên lửa càng dễ điều khiển. Giả thiết bài toán tối ưu cần cực tiểu hóa giá trị các hàm mục tiêu. Khi đó, hàm mục tiêu theo tính ổn định và tính điều khiển được có thể được xác định như sau:

$$\Phi_1 = \frac{1}{|K_{od}|} = \frac{L_{\text{ref}}}{x_F - x_T} \tag{3}$$

$$\Phi_2 = \frac{1}{K_{dk}} = \frac{F_{tb}}{\alpha_{cb}} \tag{4}$$

Bài toán tối ưu đa mục tiêu biên dạng khí động được phát biểu tổng quát như sau: Trong vùng giới hạn các tham số thiết kế:

$$\bar{x}_{\min} \le \bar{x} \le \bar{x}_{\max} \tag{5}$$

tìm các tham số thiết kế của cụm cánh trước tên lửa:

$$\{x\} = \{L_{k1} \quad X_1 \quad b_{01} \quad b_{k1} \quad x_a\} = \{x_1 \quad x_2 \quad x_3 \quad x_4 \quad x_5\} \tag{6}$$

để đạt được mục đích của bài toán tối ưu đa mục tiêu:

$$\min\{\Phi_1(x), \Phi_2(x)\} \tag{7}$$

Vùng giới hạn của các tham số thiết kế được chọn một cách sơ bộ dựa trên kinh nghiệm thiết kế, độ bền chịu tải của bản cánh và phụ thuộc vào sơ đồ phối trí khí động chung của tên lửa, cũng như phù hợp với kích thước của hòm bảo quản, cụ thể như sau:

$$\begin{cases} \bar{x}_{\min} = \left[70(\text{mm}) \quad 0° \quad 50(\text{mm}) \quad 20(\text{mm}) \quad 0(\text{mm})\right] \\ \bar{x}_{\max} = \left[80(\text{mm}) \quad 10° \quad 60(\text{mm}) \quad 50(\text{mm}) \quad 10(\text{mm})\right] \end{cases} \tag{8}$$

Các ràng buộc cơ bản đối với lớp tên lửa được nghiên cứu bao gồm [8]:

- Tần số dao động riêng trong kênh dọc: Tần số dao động riêng của tên lửa trong kênh dọc f_z khi bay với vận tốc cực tiểu phải lớn hơn giá trị cho trước:

$$f_z = \frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{m_z^\alpha}{J_z}\frac{\rho V_{\min}^2}{2} S_M L_{\text{ref}}} \ge f_{z\min} = 1,5Hz \tag{9}$$

- Tần số quay quanh trục dọc: Tần số quay quanh trục dọc không nhỏ hơn 2 lần so với tần số dao động riêng trong toàn bộ dải vận tốc để tránh hiện tượng cộng hưởng:

$$f_x \approx 2\pi \frac{m_x^{\gamma}\gamma}{m_x^{\omega_x}} \geq 2 f_z \tag{10}$$

- Giá trị lớn nhất của tần số quay bị giới hạn bởi tần số tác động tối đa của máy lái:

$$f_x \leq f_{ML}/4 \tag{11}$$

- Quá tải pháp tuyến của thiết bị bay n_{ymin} ở vận tốc thấp nhất phải lớn hơn giá trị quá tải tối thiểu n_{min} = 1,1 để đảm bảo quỹ đạo bay bằng:

$$n_{y\min} = \frac{\rho V_{\min}^2}{2} \frac{S_M}{mg} \left(\frac{m_z^{\delta}}{m_z^{\alpha}} c_y^{\alpha} - c_y^{\delta} \right) \delta_{\max} \geq n_{\min} = 1{,}1 \tag{12}$$

- Độ dự trữ ổn định tĩnh của tên lửa phải nhỏ hơn 0:

$$K_{od} = \frac{x_T - x_F}{L_{\text{ref}}} < 0 \tag{13}$$

Giá trị các hàm mục tiêu và các ràng buộc nhận được một cách đầy đủ từ việc tính toán các tham số khí động và mô phỏng động lực học chuyển động bay của tên lửa [13]. Bộ các tham số hệ số khí động ứng với mỗi phương án thiết kế được tính toán bằng phần mềm bán thực nghiệm Missile Datcom [14].

3. Phương pháp nghiên cứu không gian tham số giải bài toán tối ưu đa mục tiêu

Phương pháp nghiên cứu không gian tham số là phương pháp dựa trên việc phân tích giá trị các hàm mục tiêu và ràng buộc nhận được từ kết quả tính toán, mô phỏng đối với một số lượng các phương án thiết kế thử nghiệm khác nhau trong không gian tìm kiếm. Các phương án thiết kế thử nghiệm này được xác định theo chuỗi LP$_\tau$ [10] với các phần tử $q_{i,j}$ được tính toán theo công thức sau:

$$q_{i,j} = \sum_{k=1}^{m} 2^{-k+1} \left\{ \frac{1}{2} \sum_{l=k}^{m} \left[2\left\{ i 2^{-l} \right\} \right] \left[2\left\{ r_j^{(l)} 2^{k-1-l} \right\} \right] \right\} \tag{14}$$

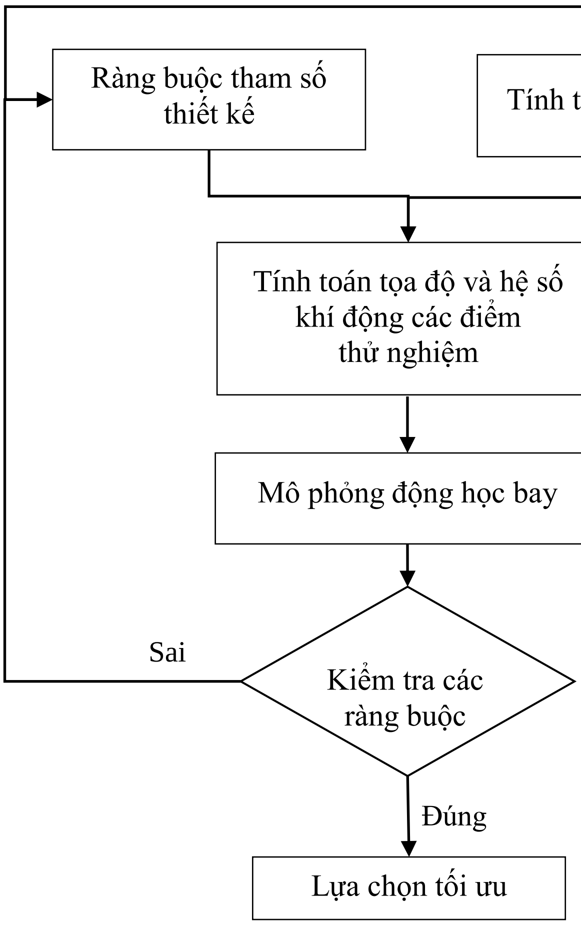
$$m = 1 + \left[\ln i / \ln 2 \right] \tag{15}$$

Dấu ngoặc vuông [] và ngoặc nhọn {} tương ứng là phần nguyên và phần thập phân của số nằm trong ngoặc. Giá trị $r_j^{(l)}$ được tra theo j và l trong bảng Phụ lục 1 [10]; với i là số thứ tự của phần tử thuộc chuỗi LP$_\tau$ (i =1÷N, với N là tổng số phương án thiết kế thử nghiệm trong không gian tìm kiếm) và j là số thứ tự của các tham số thiết kế cần tối ưu (j = 1÷5). Trong vùng không gian tìm kiếm xác định tọa độ các điểm $A^i = \left(x_1^i, x_2^i, x_3^i, x_4^i, x_5^i \right)$ theo công thức (16):

$$x_j^i = x_{j\min} + \left(x_{j\max} - x_{j\min}\right) q_{i,j} \tag{16}$$

Khi số lượng điểm trong không gian tìm kiếm N đủ lớn thì các điểm A^i sẽ phân bố đều trong không gian tìm kiếm. Thực tế trong nhiều bài toán, số lượng điểm N không cần quá lớn cũng có thể đạt yêu cầu tìm kiếm [10].

Sơ đồ giải bài toán tối ưu đa mục tiêu theo phương pháp nghiên cứu tìm kiếm không gian tham số được thể hiện trên hình 2.

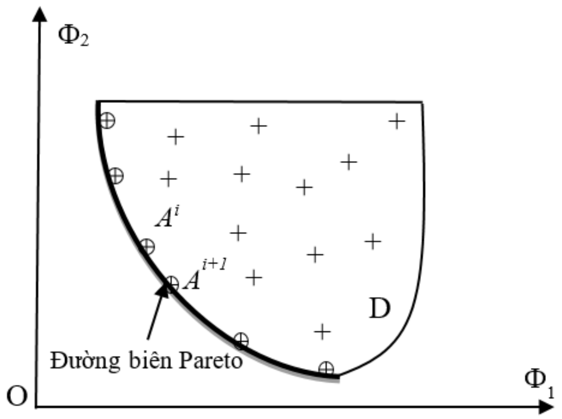


Hình 2. Sơ đồ thuật toán theo phương pháp nghiên cứu không gian tham số.

Đối với mỗi phương án thiết kế cụm cánh trước của tên lửa, tiến hành tính toán các tham số khí động của tên lửa và giải bài toán mô phỏng động lực học bay tương ứng với từng điểm tính toán A^i. Từ kết quả tính toán và mô phỏng, chọn ra các phương án thiết kế thỏa mãn tất cả các điều kiện ràng buộc, gọi là tập các điểm chấp nhận được D. Trường hợp tập D rỗng cần quay lại thay đổi các hàm ràng buộc, tính toán lại các phần tử của chuỗi LP_τ và các tham số thiết kế trong không gian tìm kiếm.

Ảnh của tập D trong không gian mục tiêu gọi là tập các điểm có khả năng. Nghiệm của bài toán tối ưu đa mục tiêu (đường biên Pareto) sẽ được tìm thấy từ tập hợp các điểm có khả năng.

Thuật toán xác định đường biên Pareto cho bài toán tối ưu đa mục tiêu được mô tả như sau (Hình 3): Đánh dấu điểm A^i nào đó từ tập D. So sánh nó với tất cả các điểm còn lại của tập D và loại bỏ tất cả các điểm mà chắc chắn kém hơn A^i (nghĩa là các điểm có giá trị hàm mục tiêu lớn hơn giá trị hàm mục tiêu tại A^i). Tiếp theo, từ các điểm còn lại ta chọn ra một điểm chưa được đánh dấu, ví dụ A^{i+1}, và đánh dấu nó. So sánh điểm này với tất cả các điểm còn lại (kể cả A^i) và loại bỏ các điểm chắc chắn kém hơn A^{i+1}. Sau một số hữu hạn các bước lặp sẽ nhận được các điểm được đánh dấu - gọi là các điểm hiệu quả và khi nối các điểm hiệu quả này sẽ tạo thành đường biên Pareto - lời giải của bài toán tối ưu.



Hình 3. Thuật toán tìm đường biên Pareto của phương pháp PSI.

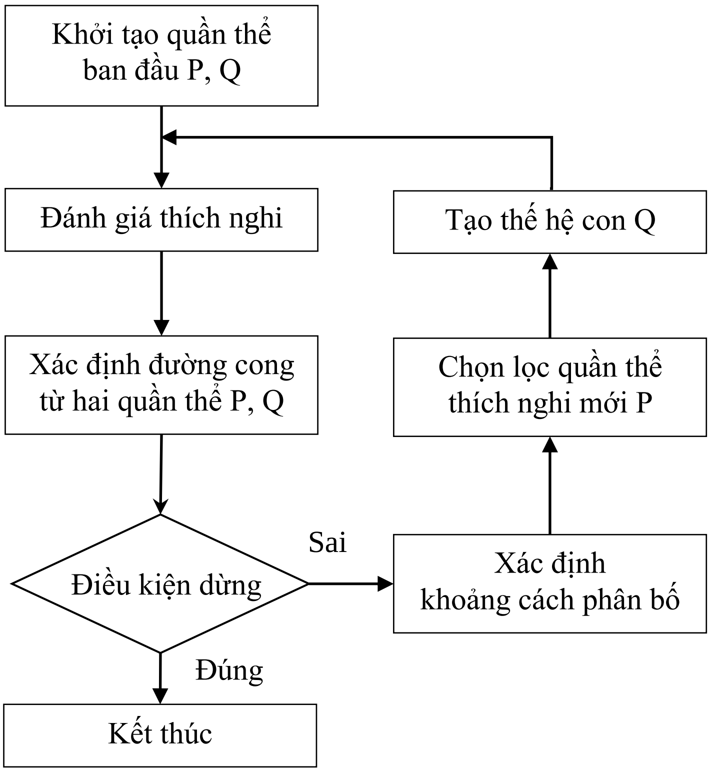
4. Thuật toán di truyền giải bài toán tối ưu đa mục tiêu

Thuật toán di truyền cũng như các thuật toán tiến hóa nói chung, hình thành dựa trên quan niệm cho rằng quá trình tiến hóa tự nhiên là quá trình hoàn hảo nhất, hợp lý nhất và tự nó đã mang tính tối ưu. Quá trình tiến hóa tối ưu ở chỗ, thế hệ sau bao giờ cũng tốt hơn (phát triển hoàn thiện hơn) thế hệ trước. Tiến hóa tự nhiên được duy trì nhờ hai quá trình cơ bản: sinh sản và chọn lọc tự nhiên. Xuyên suốt quá trình tiến hóa tự nhiên, các thế hệ mới luôn được sinh ra để bổ sung thay thế thế hệ cũ. Cá thể nào phát triển tốt hơn, thích ứng hơn với môi trường sẽ tồn tại. Cá thể nào không thích ứng được với môi trường sẽ bị đào thải.

Bài báo sử dụng công cụ *Gamultiobj* của Matlab để giải bài toán tối ưu đa mục tiêu biên dạng khí động tên lửa. Công cụ này được xây dựng dựa trên cơ sở thuật toán NAGA II (Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II) [15].

Thuật toán NSGA II được xây dựng trên cơ sở kết hợp 2 thuật toán: thuật toán tiến hóa để lựa chọn phát triển những điểm (hay còn gọi là cá thể) tối ưu và thuật toán phân bố đều khoảng cách (crowding distance) để có phân bố hợp lý các điểm tối ưu trên đường cong Pareto.

Trong thuật toán này, có hai quần thể có kích thước không đổi được sử dụng: P là quần thể tốt nhất được chọn lọc qua các thế hệ, Q là quần thể con được sinh ra từ quần thể P bởi các quy luật di truyền (qua các phương pháp lai ghép và đột biến). Sơ đồ thuật toán được trình bày trong hình 4.



Hình 4. Sơ đồ thuật toán NSGA II được sử dụng.

Thuật toán di truyền NSGA II bao gồm các bước cơ bản như sau:

- Xác định các đường cong ưu thế: Cần đánh số thứ tự các đường cong ưu thế và xác định các cá thể trong hai quần thể P và Q nằm trong từng đường cong. Đường cong ưu thế đầu tiên bao gồm tất cả các cá thể không bị bất kỳ cá thể khác chiếm ưu thế.

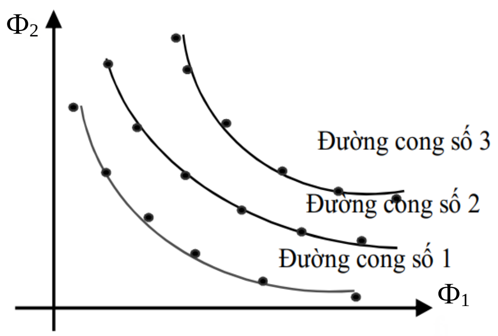
Đây cũng chính là đường cong Pareto cần xác định. Đường cong thứ hai chứa tất cả các cá thể mà chỉ bị cá thể ở đường cong thứ 1 (hay còn gọi là đường cong Pareto) chiếm ưu thế. Hình 5 biểu diễn sự sắp xếp các cá thể trên các đường cong ưu thế với các hàm mục tiêu cực tiểu Φ_1 và Φ_2.

- Xác định khoảng cách phân bố (crowding distance): Khoảng cách phân bố cho phép xác định mật độ các cá thể trong một quần thể.

- Lựa chọn quần thể thích nghi mới P: Trong giải thuật NSGA II, phép chọn lựa được thực hiện theo nguyên tắc như sau:

+ Những cá thể nằm trên đường cong ưu thế có số thứ tự nhỏ thì tốt hơn các cá thể nằm trên đường cong ưu thế có số thứ tự lớn hơn.

+ Nếu hai cá thể cùng nằm trên một đường cong ưu thế, thì cá thể nào có khoảng cách phân bố nhỏ thì tốt hơn.



Hình 5. Phân bố và sắp xếp các cá thể trên đường cong ưu thế.

Phương pháp chọn lựa này cho phép giữ lại những cá thể tốt nhất qua nhiều thế hệ tiến hóa, đồng thời giúp phân phối đều các cá thể trên đường cong Pareto.

5. Kết quả bài toán tối ưu các tham số thiết kế của cụm cánh trước

Ứng dụng các phương pháp được mô tả trong mục 2 của bài báo này để giải bài toán tối ưu đa mục tiêu các tham số thiết kế cụm cánh trước tên lửa có điều khiển một kênh tầm gần với các hàm mục tiêu được xét theo độ dự trữ ổn định tĩnh và tính điều khiển được của tên lửa. Số lượng phương án tìm kiếm ban đầu N = 1024 phương án. Bảng 1 thể hiện phần đầu và phần cuối giá trị tham số các phương án và hàm mục tiêu tương ứng.

Bảng 1. Tham số thiết kế và hàm mục tiêu một số phương án tìm kiếm ban đầu theo PSI

i	L_{k1}, mm	X_1, độ	b_{01}, mm	b_{k1}, mm	x_a, mm	Φ_1	Φ_2
1	75,000	5,000	55,000	35,000	5,000	2,488	15,662

i	L_{k1}, mm	X_1, độ	b_{01}, mm	b_{k1}, mm	x_a, mm	Φ_1	Φ_2
2	72,500	7,500	52,500	42,500	2,500	2,294	15,768
3	77,500	2,500	57,500	27,500	7,500	2,660	15,424
4	71,250	6,250	58,750	46,250	6,250	2,227	16,440
5	76,250	1,250	53,750	31,250	1,250	2,667	14,620
…	………	………	………	………	………	……	………
1020	72,490	0,049	53,506	48,564	7,119	2,494	14,441
1021	77,490	5,049	58,506	33,564	2,119	2,646	14,561
1022	74,990	7,549	51,006	26,064	9,619	2,347	16,080
1023	79,990	2,549	56,006	41,064	4,619	3,077	13,228
1024	70,005	6,274	54,019	30,649	1,304	2,160	16,319

Từ bảng 1, loại bỏ các phương án không thỏa mãn các điều kiện ràng buộc của bài toán tối ưu, nhận được tập D các phương án còn lại. Xác định các điểm Pareto của bài toán tối ưu đa mục tiêu theo thuật toán được trình bày như ở mục 2:

- Chọn một điểm bất kỳ trong tập D.
- So sánh giá trị các hàm mục tiêu tương ứng của nó với giá trị các hàm mục tiêu của các điểm còn lại. Điểm nào có giá trị hàm mục tiêu lớn hơn thì loại bỏ khỏi tập D.
- Tiếp tục lặp lại các bước trên đối với tập các điểm còn lại. Sau một số vòng lặp nhận được tập các điểm Pareto.

Lời giải của phương pháp PSI là tập biên Pareto gồm 25 điểm. Tọa độ các điểm và hàm mục tiêu tương ứng được trình bày trong bảng 2.

Bảng 2. Tham số thiết kế và hàm mục tiêu các phương án tối ưu theo PSI

STT	i	L_{k1}, mm	X_1, độ	b_{01}, mm	b_{k1}, mm	x_a, mm	Φ_1	Φ_2
1	74	73,203	6,016	54,609	48,359	5,391	2,370	14,905
2	109	77,109	7,109	56,328	49,766	1,484	2,632	13,595
3	128	70,039	9,961	53,086	37,227	5,508	2,105	17,240
4	191	79,883	6,680	52,617	48,945	4,102	2,853	12,503
5	192	70,117	3,320	57,852	48,242	4,648	2,278	14,953
6	226	72,773	3,477	54,883	38,398	9,805	2,398	14,897
7	352	70,254	9,004	56,035	22,520	4,316	2,075	18,094
8	416	70,215	7,012	53,262	46,777	0,996	2,174	16,181
9	449	75,137	3,340	56,309	39,980	6,855	2,571	14,111
10	496	70,605	5,684	57,402	42,324	6,074	2,217	15,933
11	501	76,855	6,934	58,652	46,074	7,324	2,597	13,815
12	512	70,010	7,529	57,041	49,678	7,412	2,137	16,314

STT	i	L_{k1}, mm	X_1, độ	b_{01}, mm	b_{k1}, mm	x_a, mm	Φ_1	Φ_2
13	552	70,791	9,873	59,385	20,146	2,568	2,062	18,223
14	639	79,932	2,451	52,432	49,443	6,396	3,413	10,838
15	650	73,174	0,615	50,439	49,795	2,529	2,538	14,296
16	672	70,205	9,521	50,596	42,764	9,873	2,132	17,170
17	744	70,908	6,631	52,236	48,154	2,139	2,222	15,749
18	832	70,107	9,150	58,545	28,057	1,221	2,092	17,821
19	834	72,607	1,650	56,045	35,557	3,721	2,421	14,487
20	926	74,756	6,533	54,209	49,736	7,510	2,475	14,346
21	940	72,100	1,377	57,178	39,893	2,041	2,410	14,610
22	943	79,600	3,877	54,678	47,393	9,541	3,021	11,626
23	944	70,537	9,814	55,615	23,955	8,604	2,083	17,896
24	953	76,162	5,439	57,490	48,330	4,229	2,717	12,726
25	976	70,459	6,143	59,912	48,096	9,150	2,237	15,317

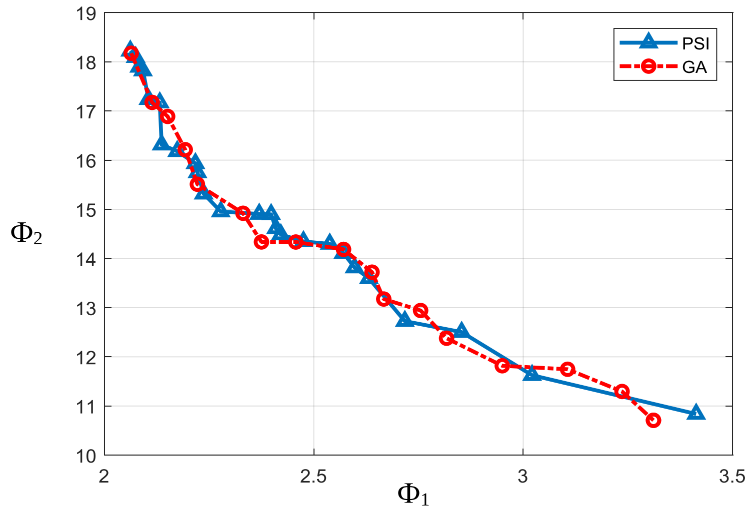
Khi giải bài toán tối ưu theo phương pháp GA bằng công cụ *Gamultiobj* của Matlab với đích hội tụ là 10^{-5} ta nhận được biên Pareto gồm 18 điểm. Tọa độ các điểm Pareto và giá trị các hàm mục tiêu tương ứng được trình bày trong bảng 3.

Bảng 3. Tham số thiết kế và hàm mục tiêu các phương án tối ưu theo GA

i	L_{k1}, mm	X_1, độ	b_{01}, mm	b_{k1}, mm	x_a, mm	Φ_1	Φ_2
1	79,303	2,086	56,383	48,267	9,138	3,311	10,709
2	70,139	9,273	54,558	36,218	1,221	2,064	18,174
3	76,456	2,081	56,311	46,829	8,328	2,755	12,942
4	79,113	2,470	56,870	48,148	9,254	3,236	11,295
5	71,847	2,111	56,182	46,610	5,333	2,375	14,336
6	75,534	2,195	55,292	39,207	7,778	2,639	13,722
7	78,404	2,245	55,214	47,140	8,497	2,950	11,818
8	71,333	7,282	55,278	43,447	4,743	2,222	15,510
9	78,963	2,173	56,472	47,882	8,660	3,106	11,747
10	76,272	3,725	55,694	42,424	5,164	2,667	13,175
11	70,199	7,956	54,584	36,458	1,508	2,151	16,889
12	73,654	4,301	55,511	47,395	8,250	2,457	14,335
13	74,470	2,327	55,854	47,069	8,188	2,571	14,185
14	71,116	8,072	55,625	45,701	3,584	2,193	16,213
15	71,415	3,145	54,744	42,864	2,006	2,331	14,920

i	L_{k1}, mm	X_1, độ	b_{01}, mm	b_{k1}, mm	x_a, mm	Φ_1	Φ_2
16	79,303	2,086	56,383	48,266	9,138	3,311	10,709
17	77,260	2,618	56,389	48,237	8,886	2,817	12,378
18	70,141	9,261	54,536	36,235	1,508	2,114	17,174

Hình 6 thể hiện đồ thị so sánh biên Pareto nhận được từ hai phương pháp. Từ đồ thị nhận thấy, đường biên Pareto nhận được từ hai phương pháp khá trùng nhau. Về mặt định tính, điều này cho thấy độ tin cậy chấp nhận được của lời giải nhận được từ hai phương pháp.



Hình 6. So sánh lời giải tối ưu của thuật toán GA và phương pháp PSI.

Trong tập các điểm Pareto, ta quan tâm đến các điểm tương ứng với giá trị cực tiểu của mỗi hàm mục tiêu (tên lửa ổn định nhất và dễ điều khiển nhất). Bảng 4 thể hiện các tham số thiết kế và hàm mục tiêu tương ứng nhận được từ hai phương pháp.

Bảng 4. Tham số thiết kế và hàm mục tiêu một số phương án tối ưu

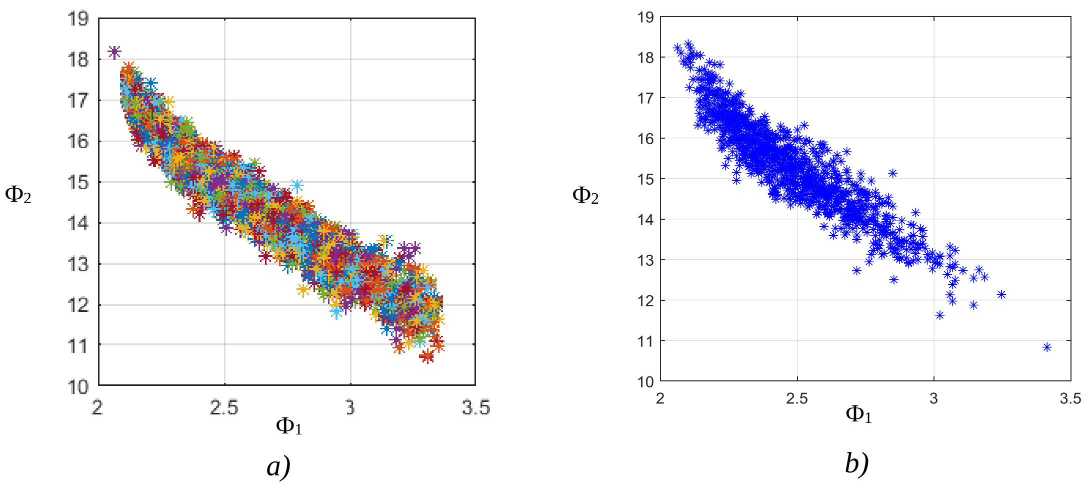
Phương pháp	L_{k1}, mm	X_1, độ	b_{01}, mm	b_{k1}, mm	x_a, mm	Φ_1	Φ_2	Ghi chú
PSI	70,791	9,873	59,385	20,146	2,568	2,062	18,223	min Φ_1
GA	70,139	9,273	54,558	36,218	1,221	2,064	18,174	
PSI	79,932	2,451	52,432	49,443	6,396	3,413	10,838	min Φ_2
GA	79,303	2,086	56,383	48,267	9,138	3,311	10,709	

Từ bảng 4 nhận thấy rằng, giá trị các hàm mục tiêu đối với phương án tối ưu nhận được từ hai phương pháp có độ sai lệch không lớn. Đối với mục tiêu cực tiểu tính ổn định (Φ_1) thì phương pháp PSI cho phương án tối ưu với hàm mục tiêu tính ổn định tốt hơn, nhưng hàm mục tiêu tính điều khiển được lại kém hơn. Trong khi đó, với mục tiêu cực tiểu tính điều khiển được (Φ_2) thì phương pháp GA cho phương án tối ưu với cả hai hàm mục tiêu đều tốt hơn (có giá trị nhỏ hơn).

Đối với tên lửa có điều khiển, chúng ta quan tâm tới tính điều khiển được của nó và khi đó bài toán thiết kế đặt ra là cần chọn phương án thiết kế đảm bảo cực tiểu hàm mục tiêu Φ_2. Từ kết quả tối ưu nhận được từ hai phương pháp (Bảng 4), nhận thấy lời giải nhận được từ phương pháp GA cho giá trị các hàm mục tiêu tốt hơn nên bộ tham số thiết kế nhận được khi sử dụng phương pháp GA được chọn là phương án tối ưu. Như vậy, các tham số thiết kế của cụm cánh trước tối ưu trong trường hợp này là:

$$\{x^*\} = \{79,303\,\text{mm} \quad 2,086^\circ \quad 56,383\,\text{mm} \quad 48,267\,\text{mm} \quad 9,138\,\text{mm}\}$$

Bộ tham số thiết kế cụm cánh trước tối ưu được kiểm tra lại và thỏa mãn tất cả các điều kiện ràng buộc (9) ÷ (13). Ngoài ra, với yêu cầu thiết kế đặt ra là quan tâm tới tính ổn định ($\Phi_1 \to \min$) hoặc là quan tâm tới sự cân bằng giữa tính ổn định và tính điều khiển được của tên lửa, có nghĩa là giá trị hàm mục tiêu tổng quát $\Phi = 0,5\Phi_1 + 0,5\Phi_2 \to \min$, thì khi đó hoàn toàn có thể dễ dàng nhận được bộ tham số tối ưu theo yêu cầu.



Hình 7. a) So sánh số lượng tính toán của thuật toán GA; b) phương pháp PSI.

Về số lượng các vòng lặp tính toán, nhận thấy phương pháp PSI có số lượng tính toán ít hơn đáng kể so với phương pháp GA, do đó tiết kiệm thời gian và tài nguyên máy tính hơn. Hình 7 là kết quả so sánh số lượng các vòng lặp tính toán (số lượng các phương án cần tính toán) để nhận được lời giải như trên.

Điều này được lý giải là do trong thuật toán GA các thế hệ sau được sinh ra một cách ngẫu nhiên, không kiểm soát được khả năng hội tụ lời giải. Nhất là đối với những bài toán có số lượng tham số thiết kế lớn, có nhiều hàm ràng buộc thì số lượng tính toán theo thuật toán GA bị tăng lên đáng kể. Trong khi đó, ở phương pháp PSI, số lượng tính toán được khống chế và thiết lập ngay từ đầu.

Điều này cho thấy, để giới hạn tài nguyên máy tính, giảm thời gian và khối lượng tính toán trong việc giải bài toán tối ưu đa mục tiêu biên dạng khí động tên lửa, có thể sử dụng phương pháp nghiên cứu không gian tham số.

6. Kết luận

Bài báo trình bày phương pháp tối ưu đa mục tiêu biên dạng khí động tên lửa điều khiển một kênh sử dụng hai thuật toán tối ưu đa mục tiêu là thuật toán GA và phương pháp PSI. Đã xác định được đường biên Pareto là lời giải của bài toán tối ưu biên dạng khí động của tên lửa được nghiên cứu với các hàm mục tiêu là độ dự trữ ổn định tĩnh và tính điều khiển được. Kết quả nghiên cứu cho thấy đường biên Pareto nhận được từ phương pháp PSI tương đồng với đường biên Pareto nhận được từ thuật toán GA và thể hiện độ tin cậy của lời giải nhận được.

Sau khi nhận được đường biên Pareto là lời giải của bài toán tối ưu đa mục tiêu, căn cứ vào yêu cầu thiết kế cụ thể được đề ra, hoàn toàn có thể lựa chọn được phương án tối ưu tương ứng. Trong bài báo đã đưa ra bộ tham số thiết kết tối ưu cụm cánh trước của tên lửa có điều khiển một kênh khi quan tâm tới tính điều khiển được của nó.

Khi so sánh ưu, nhược điểm của hai phương pháp nhận thấy phương pháp nghiên cứu không gian tham số có một số ưu điểm hơn so với thuật toán di truyền như: khối lượng tính toán ít hơn, cho lời giải nhanh hơn, chấp nhận các dạng hàm mục tiêu và ràng buộc khác nhau. Do đó, phương pháp nghiên cứu không gian tham số phù hợp để áp dụng đối với các dạng bài toán tối ưu với số lượng tham số lớn, nhiều hàm mục tiêu và nhiều ràng buộc phức tạp hơn.

Tài liệu tham khảo

[1] Feyzioglu E., *Roll characteristics and shape optimization of the free-to-rotate tail-fins on a canard-controlled missile*, Doctoral Dissertation, Middle East Technical University, 2014, 101 p.

[2] Omer Tanrikulu, Veysi Ercan, "Optimal external configuration design of unguided missiles," *AIAA-97-3725, 22nd Atmospheric Flight Mechanics Conference*, New Orleans, LA, USA, August 1997, pp. 700-710.

[3] Riddle D.B., Hartfield R.J., Burkhalter J.E. & Jenkins R.M., "Genetic-algorithm optimization of liquid-propellant missile systems," *Journal of Spacecraft and Rockets*, 46, pp. 151-159, 2009.

[4] Tanil C., Platin B.E. & Yazicioglu G., "External configuration optimization of missiles in conceptual design," *AIAA 2009-5719, Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Chicago, IL, USA, August 2009, pp. 1-14.

[5] Vidanovic N., Rasuo B., Kastratovic G., Maksimovic S., Curcic D. & Samardzic M., "Aerodynamic-structural missile fin optimization," *Aerospace Science and Technology*, 65, pp. 26-45, 2017.

[6] Xiaobing Z. Runduo C., *Multi-objective optimization of the aerodynamic shape of a long-range*, 57, pp. 1779-1792, 2018.

[7] Yang Y.R., Jung S.K., Cho T.H. & Myong R.S. "Aerodynamic shape optimization system of a canard-controlled missile using trajectory-dependent aerodynamic coefficients," *Journal of Spacecraft and Rockets*, 49(2), pp. 243-249, 2012.

[8] Коростелев О.П. *Теоретические основы проекторования ствольных управляемых ракет*, Киев: Defense Express Library, 2007, 448 с.

[9] Sivanandam S.N., Deepa S.N. *Introduction to genetic algorithms*. Springer, 2008th edition, 2007, 461 p.

[10] Соболь И.М., Статников Р.Б. *Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями,* Москва: Наука, 2006, 110 с.

[11] *Управляемый снаряд 9М14М - Техническое описание*. Военное издательство Министерства обороны СССР, 1966.

[12] Кашин В.М., Лифиц А.Л., Ефремов М.И. *Основы проектирования переносных зенитных ракетных комплексов*. МГТУ им. Баумана, Москва, 2014, 240 с.

[13] Nguyễn Văn Chúc,… "Mô phỏng bán tự nhiên thời gian thực tên lửa điều khiển tầm gần kiểu B-72", *Tạp chí Nghiên cứu KH&CNQS, Tuyển tập các công trình tại hội nghị "Cơ học và điều khiển thiết bị bay 2016", Số Đặc san Tên lửa*, 09-2016.

[14] Wiliam B. Blake. *Missile Datcom. User manual*, 1998.

[15] Gamultiobj Algorithm. Truy cập ngày 28/6/2021 tại https://www.mathworks.com/help/gads/gamultiobj-algorithm.html#brjtxfv-1.

USING THE GENETIC ALGORITHM AND THE PARAMETER SPACE INVESTIGATION METHOD IN OPTIMIZING SELECTION OF THE FRONT WING PARAMETERS OF THE MISSILE

Abstract: *The problem of optimizing missile aerodynamic shape has always been of interest to many authors when calculating new designs as well as improving missile types. One of the important steps in the problem of improving the one-channel missile is to choose the optimal design parameters for the front wing according to different criteria and constraints. The genetic algorithm (GA) and parameter space investigation (PSI) method are used to solve the problem in the article. Given the optimal set of design parameters of the missile front wing for the objective functions are the stability and controllability of the missile. The optimal results obtained from the two methods are compared for the purpose of confirming the reliability of the solution.*

Keywords: Multi-objective optimization; missile aerodynamic shape; genetic algorithm (GA); parameter space investigation (PSI).

Nhận bài: 06/12/2021; *Hoàn thiện sau phản biện:* 17/03/2022; *Chấp nhận đăng:* 14/04/2022

❑