

Tổng hợp bộ điều khiển Backstepping trượt thích nghi cho tên lửa theo thiết kế kết hợp luật dẫn và điều khiển

AAn Adaptive Backstepping Sliding Mode Controller for Missile based Integrated Guidance and Control design

Đinh Hồng Toàn, Nguyễn Thanh Tiên, Nguyễn Thị Lan Anh, Nguyễn Công Định
 Học viện Kỹ thuật quân sự

e-Mail: dhtoan.hn@gmail.com, ngttien2002@yahoo.com, lananhbk@yahoo.com, dinghc@mta.edu.vn

Tóm tắt

Bài báo trình bày phương pháp tổng hợp bộ điều khiển thích nghi bền vững cho tên lửa có các tham số bất định theo thiết kế kết hợp IGC (Integrated Guidance Control design). Luật điều khiển trượt dạng liên tục với các tham số tự chỉnh thích nghi được sử dụng tại mỗi bước của thiết kế backstepping nhằm bù các tham số bất định. Các tính toán phức tạp được giảm thiểu bằng cách ước lượng thích nghi đối với giới hạn trên của đạo hàm điều khiển ảo và bù nó bằng luật điều khiển trượt. Sử dụng lý thuyết ổn định Lyapunov, ta chứng minh được các sai lệch bám sát bị chặn. Kết quả mô phỏng cho thấy hiệu quả của phương pháp đề xuất.

Từ khóa: Điều khiển phi tuyến, Điều khiển kết hợp IGC, Điều khiển Backstepping, Điều khiển trượt, Tên lửa.

Abstract:

This paper present robust adaptive controller for missile with uncertainties based on IGC design (Integrated Guidance Control). Continuous sliding mode control with one adaptive gain parameter is used at each step of backstepping design to deal with the uncertainties. The computational complexity is minimized by estimating adaptation to the upper limit of the derivative controller and offset it by law virtual slider controls. Using Lyapunov stability theorem, the tracking error is shown to be ultimately bounded. Simulation results show the effectiveness of the proposed method.

Keyword: Nonlinear Control, Integrated Guidance and Control, Backstepping Control, Sliding Mode Control, Missile.

Ký hiệu

Ký hiệu	Đơn vị	Ý nghĩa
R	m	Khoảng cách tên lửa-mục tiêu
σ	Độ	Góc đường ngắm tên lửa- mục tiêu
V_M	m/s	Tốc độ của tên lửa.
V_T	m/s	Tốc độ của mục tiêu.
α	độ	Góc tấn công.
Y^α		Đạo hàm riêng lực nâng theo góc α
m	kg	Trọng lượng tên lửa.
P	N	Lực đẩy của động cơ.
G	N	Trọng lực
X,Y,Z	N	Hình chiếu của lực khí động toàn phần lên các trục tốc độ

δ	độ	Góc quay cánh lái
θ_M	độ	Góc nghiêng quỹ đạo tên lửa
θ_T	độ	Góc nghiêng quỹ đạo mục tiêu
ϑ	độ	Góc gât
α	độ	Góc tấn công
β	độ	Góc trượt
γ_c	độ	Góc xoắn của hệ tọa độ tốc độ
s	m ²	Diện tích đặc trưng của tên lửa
l	m	Chiều dài đặc trưng của tên lửa
J_z	Kgm ²	Mô men quán tính theo trục z
ω_z	rad/s	Tốc độ góc gât
M_x, M_y, M_z	Nm	Hình chiếu mô men của tất cả các lực bên ngoài lên hệ tọa độ liên kết
LOS		Đường ngắm tên lửa - mục tiêu

1. Đặt vấn đề

Đối với các hệ thống phi tuyến, luật điều khiển được thiết kế theo phương pháp backstepping thích nghi có khả năng bù được các bất định mô hình và nâng cao tính bền vững của hệ thống điều khiển [6]. Tuy nhiên, phương pháp Backstepping thích nghi có hạn chế là luật điều khiển ảo thiết kế rất phức tạp và ta chỉ tổng hợp được luật điều khiển khi có các điều kiện phù hợp [6]. Bộ điều khiển trượt có tính bất biến và bền vững đối với các bất định và nhiễu loạn bên ngoài. Sự kết hợp của chế độ điều khiển trượt và kỹ thuật backstepping là giải pháp hiệu quả để phát triển bộ điều khiển bền vững cho các hệ thống phi tuyến có dạng strict-feedback, do tính bền vững và thủ tục thiết kế đơn giản xuất phát từ ưu điểm của cả hai phương pháp.

Tên lửa là một đối tượng điều khiển, mô hình động lực học chuyển động của tên lửa và vị trí của tên lửa-mục tiêu được biểu diễn qua các phương trình phi tuyến có chứa các thành phần tham số bất định. Các phương pháp thiết kế điều khiển tuyến tính truyền thống dựa trên việc tuyến tính hóa các phương trình phi tuyến, bao gồm bài toán tổng hợp luật dẫn và tổng hợp hệ tự lái tên lửa [1], [2]. Phương pháp thiết kế kết hợp luật dẫn và điều khiển tên lửa (Integrated Guidance and Control design-IGC) là một hướng nghiên cứu mới, trong đó việc tổng hợp luật dẫn và điều khiển được thực hiện theo một mô hình thống nhất, phù hợp với các loại tên lửa tự dẫn tầm trung, có khả năng cơ động nhanh. Đã có nhiều tài liệu

đề cập đến phương pháp tổng hợp luật dẫn [5] hoặc hệ ổn định tên lửa [3], [4], [10] một cách riêng biệt. Trong tài liệu [3], các tác giả đã nghiên cứu, tổng hợp điều khiển thích nghi hệ tự lái tên lửa có chứa các tham số bất định theo phương pháp Backstepping trượt thích nghi. Biểu thức luật điều khiển có dạng hàm dấu và chỉ áp dụng trong bước tổng hợp điều khiển cuối cùng. Tài liệu [3] cũng chưa phân tích mối liên hệ ràng buộc giữa luật dẫn và điều khiển tự lái, chưa nghiên cứu sự ảnh hưởng của hệ tự lái đến tính ổn định cũng như chất lượng của toàn bộ vòng điều khiển tên lửa.

Bài báo trình bày phương pháp tổng hợp bộ điều khiển dựa trên phương pháp Backstepping thích nghi kết hợp với chế độ trượt cho tên lửa theo thiết IGC. Hàm chuyển dạng liên tục thay cho hàm chuyển rời rạc truyền thống, giúp hạn chế vấn đề tự dao động của điều khiển trượt. Một thuật toán quan sát, đánh giá được sử dụng với mục đích nâng cao độ chính xác, tính bền vững của tên lửa đối với dao động của các hệ số khí động và nhiễu loạn bên ngoài. Đồng thời phương pháp này làm giảm tính phức tạp của lệnh điều khiển được tổng hợp, vốn là một hạn chế của phương pháp Backstepping.

2. Nội dung chính

2.1. Điều khiển Backstepping thích nghi hệ thống phi tuyến có bất định mô hình với bộ quan sát

Xét hệ thống phi tuyến [6]:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) + BU \\ U &= g(x, u) \end{aligned} \quad (1)$$

$x \in R^n$ là véc tơ trạng thái đo được và $u \in R$ là đầu vào điều khiển thực,

$$B = (0 \dots 0 \ 1)^T \quad (2)$$

sao cho trạng thái cuối cùng x_n liên hệ với điều khiển ảo thông qua.

$$\dot{x}_n = f_n(x) + g(x, u) = f_n(x) + U$$

Giả sử rằng, ta không biết toàn bộ ánh xạ $g(x, u)$ từ đầu vào điều khiển ảo U sang đầu vào điều khiển thực u , nhưng biết được một phần của ánh xạ đó, tức là

$$U = g(x, u) = \hat{g}(x, u) + \theta$$

Với giả thiết này, chúng ta viết lại (1) như sau

$$\dot{x} = f(x) + B(w + \theta) \quad (3a)$$

$$w = \hat{g}(x, u) \quad (3b)$$

trong đó, w là điều khiển ảo ứng với mô hình đã chọn.

Giả sử, ta đã thiết kế được luật điều khiển

$$U = k(x)$$

đảm bảo hệ $\dot{x} = f(x) + Bk(x)$ ổn định tiệm cận toàn cục (GAS) tại gốc với hàm Lyapunov $V(x)$ thỏa mãn

$$\dot{V}(x) = V_x(x)(f(x) + Bk(x)) = -W(x) < 0 \quad (4)$$

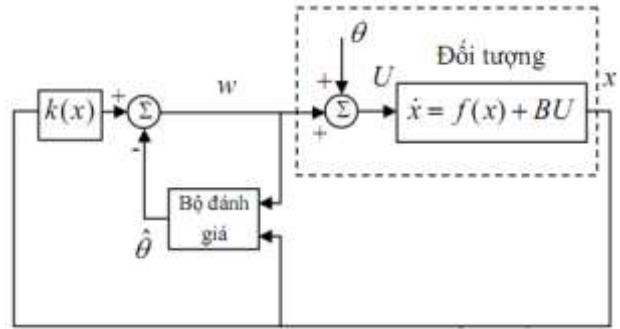
trong đó $W(x)$ là hàm xác định dương.

Từ (4), ta có thể tìm được w , từ đó xác định được điều khiển thực u .

$$w = U - \theta \Leftrightarrow \hat{g}(x, u) = k(x) - \theta \quad (5)$$

Do ánh xạ từ u sang U và ngược lại là không biết hoàn toàn, nên θ cũng không biết. Lời giải ở đây được dựa vào điều khiển thích nghi và sử dụng đánh giá tham số θ . Ta thay thế tham số chưa biết θ bằng đánh giá $\hat{\theta}$.

$$w = \hat{g}(x, u) = k(x) - \hat{\theta} \quad (6)$$



H1. Điều khiển thích nghi với bộ quan sát

Vấn đề cần đặt ra là: Làm thế nào để có được đánh giá $\hat{\theta}$ và khi sử dụng $\hat{\theta}$ để phản hồi, hệ thống có còn giữ được tính ổn định đã thiết kế ở trên không? $\hat{\theta}$ có thể nhận được bằng một số phương pháp khác nhau, ở đây chúng ta sẽ sử dụng kỹ thuật Backstepping thích nghi để giải quyết vấn đề này. Đồng thời, ta sẽ kiểm tra tính ổn định của hệ kín khi dùng phản hồi $\hat{\theta}$ bằng phương pháp Lyapunov.

Tư tưởng Backstepping thích nghi [6] với tham số chưa biết θ là coi sai số đánh giá $\tilde{\theta} = \theta - \hat{\theta}$ như một biến trạng thái mới của hệ thống và bằng cách mở rộng hàm Lyapunov thêm thành phần sai số $\tilde{\theta}$

$$V_a(x, \tilde{\theta}) = V(x) + \frac{1}{2\eta} \tilde{\theta}^2 \quad (7)$$

trong đó, $\eta > 0$ là hệ số hiệu chỉnh. Luật cập nhật $\hat{\theta}$ dạng $\dot{\hat{\theta}} = \tau(x, \hat{\theta})$ làm cho \dot{V}_a xác định âm, do đó đảm bảo giữ được tính ổn định của hệ kín.

Cụ thể, ta có

$$\begin{aligned} \dot{V}_a &= V_x(x) \left(f(x) + B(k(x) - \hat{\theta} + \theta) \right) + \frac{1}{\eta} \tilde{\theta} \dot{\tilde{\theta}} \\ &= -W(x) + \tilde{\theta} \left[\frac{\partial V(x)}{\partial x_n} + \frac{1}{\eta} \dot{\tilde{\theta}} \right] \end{aligned} \quad (8)$$

Thành phần thứ nhất của \dot{V}_a xác định âm theo thiết kế (5), chúng ta sẽ khử bỏ thành phần thứ hai chứa thành phần bất định $\tilde{\theta}$ bằng cách tìm luật cập nhật $\dot{\hat{\theta}} = \tau(x, \hat{\theta})$ sao cho triệt tiêu phần trong ngoặc vuông của (8).

$$\dot{\tilde{\theta}} = -\tau(x, \hat{\theta}) = -\tau(x) = -\eta \frac{\partial V(x)}{\partial x_n} \quad (9)$$

Kết quả, hệ kín trở thành

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) + B(k(x) + \tilde{\theta}) \\ \dot{\tilde{\theta}} &= -\eta \frac{\partial V(x)}{\partial x_n} \end{aligned} \quad (10)$$

Và hàm Lyapunov của hệ V_a thỏa mãn

$$\dot{V}_a(x, \tilde{\theta}) = -W(x) < 0 \quad (11)$$

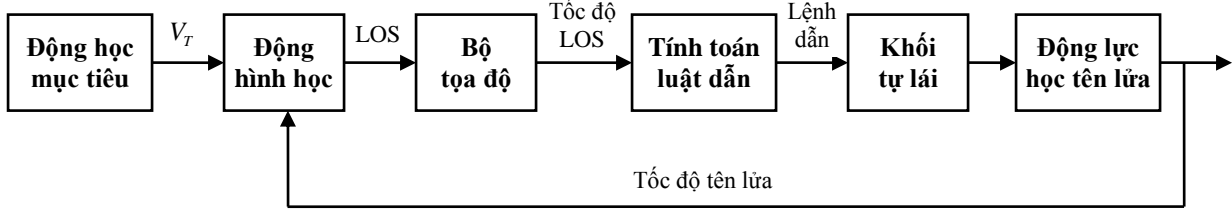
Biểu thức (11) cho phép kết luận, điểm gốc $x=0, \tilde{\theta}=0$ là điểm cân bằng GAS của hệ (10) theo định lý Lasalle-Yoshizawa [6]. Điều đó cũng có nghĩa là, hệ kín (3) với

điều khiển (7) vẫn đảm bảo ổn định toàn cục khi ta áp dụng Backstepping thích nghi.

2.2 Mô hình điều khiển tên lửa theo thiết kế IGC

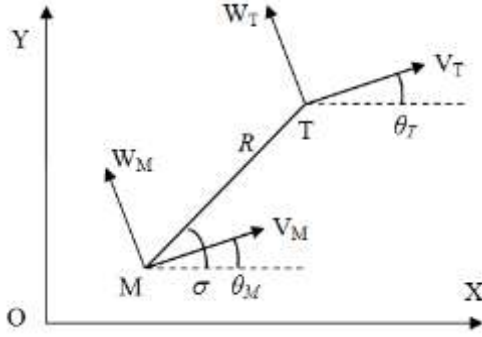
2.2.1. Liên hệ chuyển động của tên lửa và mục tiêu

Sơ đồ khối của một hệ thống điều khiển tên lửa tự dẫn điển hình (H2) [1]:



H2. Sơ đồ khối của một hệ thống điều khiển tên lửa tự dẫn điển hình

Chuyển động của tên lửa tự dẫn trong mặt phẳng đứng được mô tả trong H3, OXY là hệ tọa độ quy chiếu quán tính Đề các, M và T là ký hiệu vị trí tên lửa, mục tiêu.



H3. Vị trí tương đối của tên lửa (M) và mục tiêu (T)

Các phương trình luật dẫn liên hệ chuyển động giữa tên lửa, mục tiêu [1], [2]:

$$\dot{R} = V_T \cos(\sigma - \theta_T) - V_M \cos(\sigma - \theta_M) \quad (12a)$$

$$R\dot{\sigma} = -V_T \sin(\sigma - \theta_T) + V_M \sin(\sigma - \theta_M) \quad (12b)$$

Vi phân 2 vế của công thức (12b):

$$\begin{aligned} \dot{R}\dot{\sigma} + R\ddot{\sigma} &= -\dot{V}_T \sin(\sigma - \theta_T) + \dot{V}_M \sin(\sigma - \theta_M) \\ &\quad + V_T \dot{\theta}_T \cos(\sigma - \theta_T) - V_M \dot{\theta}_M \cos(\sigma - \theta_M) \\ &\quad - V_T \dot{\sigma} \cos(\sigma - \theta_T) + V_M \dot{\sigma} \cos(\sigma - \theta_M) \end{aligned}$$

và thay vào công thức (12a), nhận được:

$$\begin{aligned} \ddot{\sigma} &= -\frac{2\dot{R}}{R} \dot{\sigma} - \frac{\dot{V}_T}{R} \sin(\sigma - \theta_T) + \frac{\dot{V}_M}{R} \sin(\sigma - \theta_M) \\ &\quad + \frac{V_T \dot{\theta}_T}{R} \cos(\sigma - \theta_T) - \frac{V_M \dot{\theta}_M}{R} \cos(\sigma - \theta_M) \end{aligned} \quad (13)$$

Giả thiết: Tên lửa, mục tiêu chuyển động thẳng đều $\dot{V}_M = \dot{V}_T = 0$; mục tiêu không cơ động ($\dot{\theta}_T = 0$); phương pháp dẫn đuôi ($\sigma = \theta_M, \dot{V}_M = \dot{V}_T = 0$), (13) được viết lại:

$$\ddot{\sigma} = -\frac{2\dot{R}}{R} \dot{\sigma} - \frac{V_M \dot{\theta}_M}{R} = -\frac{2\dot{R}}{R} \dot{\sigma} - \frac{P+Y^\alpha}{Rm} \alpha \quad (14)$$

2.2.2. Phương trình động lực học tên lửa

Động lực học tên lửa trong mặt phẳng gât xác định bởi phương trình [1], [3]:

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{mV_M} (-P \sin \alpha - Y^\alpha \alpha + mg \cos \theta_M) + \omega_z \quad (15a)$$

$$J_z \dot{\omega}_z = M_z^\alpha \alpha + M_z^{\omega_z} \omega_z + M_z^{\delta_z} \delta_z \quad (15b)$$

$$\dot{\vartheta} = \omega_z \quad (15c)$$

$$\alpha = \vartheta - \theta_M \quad (15d)$$

$M_z^\alpha, M_z^{\omega_z}, M_z^{\delta_z}$ - các đạo hàm riêng của mômen kênh gât theo góc tấn công, tốc độ góc gât và góc quay cánh lái. Ở đây, góc α có giá trị nhỏ, thường không vượt quá $14-16^\circ$ [12] nên có thể coi $\sin \alpha \approx \alpha$, do đó công thức (15a, 15b) trở thành:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -\frac{P+Y^\alpha}{mV_M} \alpha + \frac{g \cos \theta_M}{V_M} + \omega_z & (16a) \\ \dot{\omega}_z = \frac{M_z^\alpha}{J_z} \alpha + \frac{M_z^{\omega_z}}{J_z} \omega_z + \frac{M_z^{\delta_z}}{J_z} \delta_z & (16b) \end{cases}$$

$$Y^\alpha = 57,3c_y^\alpha Qs; \quad M_z^\alpha = 57,3Qslm_z^\alpha;$$

$$M_z^{\omega_z} = \frac{Qsl^2 m_z^{\omega_z}}{V_M}; \quad M_z^{\delta_z} = 57,3Qslm_z^{\delta_z}$$

trong đó, $Q = \frac{\rho V_M^2}{2}$ - áp lực tốc độ; ρ - mật độ khí quyển; c_y^α - đạo hàm hệ số lực nâng đối với α ; m_z^α , $m_z^{\omega_z}$ và $m_z^{\delta_z}$ - các hệ số mômen khí động không thứ nguyên kênh gât theo $\alpha, \omega_z, \delta_z$.

2.2.3. Mô hình kết hợp luật dẫn và điều khiển tên lửa
Xây dựng mô hình kết hợp điều khiển tên lửa có tính đến các thành phần bất định nhờ kết hợp phương trình (14) và hệ phương trình (16):

$$\begin{cases} \ddot{\sigma} = -\frac{2\dot{R}}{R} \dot{\sigma} - \frac{P+Y^\alpha}{Rm} \alpha + d_\sigma \\ \dot{\alpha} = -\frac{P+Y^\alpha}{mV_M} \alpha + \frac{g \cos \theta_M}{V_M} + \omega_z + d_\alpha \\ \dot{\omega}_z = \frac{M_z^\alpha}{J_z} \alpha + \frac{M_z^{\omega_z}}{J_z} \omega_z + \frac{M_z^{\delta_z}}{J_z} \delta_z + d_{\omega_z} \end{cases} \quad (17)$$

Trong đó, d_{σ} , d_{α} , d_{ω_z} thể hiện các thành phần bất định trong mô hình. Trong hệ phương trình (17), đặt các biến trạng thái $x_1 = \sigma$, $x_2 = \alpha$, $x_3 = \omega_z$, $u = \delta_z$, nhận được:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1 x_2 + d_1 & (18a) \\ \dot{x}_2 = f_2(x_2) + g_2 x_3 + d_2 & (18b) \\ \dot{x}_3 = f_3(x_2, x_3) + g_3 u + d_3 & (18c) \end{cases}$$

Trong đó:

$$\begin{cases} f_1(x_1) = -\frac{2\dot{R}}{R} x_1, \quad g_1 = -\frac{P+Y^\alpha}{Rm}, \quad d_1 = d_\sigma \\ f_2(x_1, x_2) = -\frac{P+Y^\alpha}{mV_M} x_2 + \frac{g \cos \theta_M}{V_M}; \quad g_2 = 1, d_2 = d_\alpha \\ f_3(x_2, x_3) = \frac{M_z^\alpha}{J_z} x_2 + \frac{M_z^{\omega_z}}{J_z} x_3, \quad g_3 = \frac{M_z^{\delta_z}}{J_z}, d_3 = d_{\omega_z} \end{cases} \quad (19)$$

Nhận xét: Hệ phương trình (19) có dạng Stric-feedback biểu diễn luật dẫn và phương trình động lực học tên lửa, có chứa các hàm phi tuyến, các hằng số bất định. Trên cơ sở phương pháp điều khiển phi tuyến, thích nghi, ta tổng hợp luật điều khiển với mục đích ổn định và nâng cao chất lượng điều khiển hệ tự lái tên lửa.

2.3 Thiết kế luật điều khiển

Quá trình tổng hợp luật điều khiển cho hệ phi tuyến (18) theo phương pháp backstepping nhằm tìm ra đại lượng điều khiển u để đảm bảo cho tên lửa ổn định tiệm cận, đồng thời tiếp cận mục tiêu với độ trượt nhỏ nhất.

Giả thiết 1: Các bất định mô hình bị chặn và được biểu diễn:

$$|d_i| \leq d_{i\max}, \quad i=1, 2, 3$$

ở đây, $d_{i\max}$ là hằng số dương chưa biết.

Phương pháp thiết kế điều khiển được đề xuất để tổng hợp điều khiển ảo liên tục trong chế độ trượt với một mặt trượt riêng trong mỗi bước thiết kế. Các tham số biến đổi thích nghi được điều chỉnh để ước lượng các tham số bất định bị chặn.

Bước 1:

Xét hệ con (18a), coi x_1 là điều khiển ảo, cần xây dựng luật điều khiển ảo làm cho hệ (18a) ổn định mong muốn. Đặt x_{1c} là giá trị mong muốn của x_1 , định nghĩa mặt trượt thứ nhất và thứ hai:

$$z_1 = x_1 - x_{1c}, \quad z_2 = x_2 - x_{2c} \quad (20)$$

ở đây, x_{2c} là giá trị mong muốn của x_2 .

Vi phân z_1 theo thời gian:

$$\dot{z}_1 = \dot{x}_1 - \dot{x}_{1c} = f_1(x_1) + g_1 z_2 + g_1 z_{2c} + d_1 - \dot{x}_{1c} \quad (21)$$

Chọn luật điều khiển trượt [10]:

$$x_{2c} = -g_1^{-1} \left(f_1(x_1) - \dot{x}_{1c} + k_1 z_1 + \hat{d}_{1\max} \frac{z_1}{\sqrt{z_1^2 + e_1^2}} \right) \quad (22)$$

trong đó, $k_1 > 0$ là hằng số thiết kế đối xứng, e_1 là hằng số thiết kế, $\hat{d}_{1\max}$ là ước lượng của $d_{1\max}$.

Ta có:

$$\dot{z}_1 = g_1 z_2 - k_1 z_1 + d_1 - \frac{\hat{d}_{1\max} z_1}{\sqrt{z_1^2 + e_1^2}}$$

Chọn hàm Lyapunov theo (7):

$$V_1(z_1) = \frac{z_1^2}{2} + \frac{1}{2h_1} \hat{d}_{1\max}^2 \quad (23)$$

ở đây, η_1 là tham số thiết kế dương,

$\hat{d}_{1\max} = \hat{d}_{1\max} - d_{1\max}$ là sai lệch ước lượng của $d_{1\max}$.

Đạo hàm hàm Lyapunov:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= z_1 \dot{z}_1 + \frac{1}{h_1} \hat{d}_{1\max} \dot{\hat{d}}_{1\max} \\ &= z_1 \left(g_1 z_2 - k_1 z_1 + d_1 - \frac{\hat{d}_{1\max} z_1}{\sqrt{z_1^2 + e_1^2}} \right) + \frac{1}{h_1} \hat{d}_{1\max} \dot{\hat{d}}_{1\max} \end{aligned} \quad (24)$$

Hàm tự chỉnh thích nghi $\hat{d}_{1\max}$ được thiết kế là (7):

$$\dot{\hat{d}}_{1\max} = h_1 \left(j_1 d_{1\max} + \frac{z_1^2}{\sqrt{z_1^2 + e_1^2}} \right) \quad (25)$$

ở đây, j_1 là tham số thiết kế riêng. Thay (25) vào (24) ta có:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= z_1 (g_1 z_2 - k_1 z_1 + d_1) \\ &\quad - j_1 \hat{d}_{1\max} d_{1\max} - d_{1\max} \frac{z_1^2}{\sqrt{z_1^2 + e_1^2}} \end{aligned} \quad (26)$$

Ta xét công thức:

$$j_1 \hat{d}_{1\max} d_{1\max} = \frac{1}{2} j_1 \hat{d}_{1\max}^2 + \frac{1}{2} j_1 d_{1\max}^2 - \frac{1}{2} j_1 d_{1\max}^2 \quad (27)$$

\dot{V}_1 trở thành:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= z_1 (g_1 z_2 - k_1 z_1 + d_1) - \frac{d_{1\max} z_1^2}{\sqrt{z_1^2 + e_1^2}} \\ &\quad - \frac{1}{2} j_1 (d_{1\max}^2 + \hat{d}_{1\max}^2 - d_{1\max}^2) \\ \hat{U} \dot{V}_1 &= \varepsilon_1 g_1 z_2 - l_{\min}(k_1) z_1^2 - \frac{1}{2} j_1 \hat{d}_{1\max}^2 \\ &\quad + \frac{1}{2} j_1 d_{1\max}^2 + d_{1\max} z_1 - \frac{d_{1\max} z_1^2}{\sqrt{z_1^2 + e_1^2}} \end{aligned} \quad (28)$$

Từ ε_1 là hằng số dương, ta có bất đẳng thức:

$$- \frac{z_1^2}{\sqrt{z_1^2 + e_1^2}} \varepsilon_1 - \frac{z_1^2}{|z_1| + e_1} \varepsilon_1 - |z_1| + e_1 \quad (29)$$

Từ đó ta có:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \varepsilon_1 g_1 z_2 - l_{\min}(k_1) z_1^2 - \\ &\quad \frac{1}{2} j_1 \hat{d}_{1\max}^2 + \frac{1}{2} j_1 d_{1\max}^2 + d_{1\max} e_1 \end{aligned} \quad (30)$$

Bước 2: Định nghĩa mặt trượt thứ ba:

$$z_3 = x_3 - x_{3c} \quad (31)$$

ở đây, x_{3c} là giá trị mong muốn của x_3 .

Biến sai lệch được định nghĩa trong bước trước là $z_2 = x_2 - x_{2c}$. Vi phân z_2 và thay (31) vào z_2 ta có:

$$\dot{x}_2 = \dot{x}_2 - \dot{x}_{2c} = f_2 + g_2 z_3 + g_2 z_{3c} + d_2 - \dot{x}_{2c} \quad (32)$$

Đạo hàm của đầu vào điều khiển ảo x_{2c} cần thiết cho việc thiết kế điều khiển ảo x_{3c} . Tuy nhiên, các tính toán của \dot{x}_{2c} rất phức tạp và làm tăng khó khăn khi hiện thực hóa luật điều khiển. Trong thực tế, việc điều khiển cơ cấu chấp hành luôn có giới hạn, do đó các đạo hàm đầu vào điều khiển ảo cũng sẽ bị chặn. Để đơn giản hóa bộ điều khiển, đạo hàm của điều khiển ảo đầu vào được coi là bất định. Ta định nghĩa những bất định tổng quát chứa các thành phần vi phân âm của đầu vào điều khiển ảo như sau:

$$E_i = d_i + (-\dot{x}_{ic}); i = 2, 3 \quad (33)$$

Trên cơ sở giả thiết 1, ta giả thiết như sau:

Giả thiết 2: Những bất định tổng quát chứa các thành phần vi phân của đầu vào điều khiển ảo bị chặn:

$$|E_i| \leq d_{i\max}, i = 2, 3, \dots$$

Tiến hành bù đầu vào điều khiển ảo bằng cách sử dụng điều khiển trượt, ta chọn luật điều khiển cho bước thứ 2:

$$x_{3c} = -g_2^{-1} g_1 z_1 + f_2 + k_2 z_2 + \hat{d}_{2\max} \frac{z_2}{\sqrt{z_2^2 + e_2^2}} \quad (34)$$

ở đây, k_2 là hệ số thiết kế đối xứng dương, e_2 là hệ số thiết kế dương, $\hat{d}_{2\max}$ là ước lượng của $d_{2\max}$.

Chọn hàm Lyapunov V_2 :

$$V_2 = V_1 + \frac{z_2^2}{2} + \frac{1}{2h_2} d_{2\max}^2 \quad (35)$$

ở đây, h_2 là tham số thiết kế dương,

$d_{2\max}^2 = \hat{d}_{2\max}^2 - d_{2\max}^2$ là sai lệch ước lượng của $d_{2\max}$.

Vi phân của V_2 là:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \dot{V}_1 + z_2 \dot{x}_2 + \frac{1}{h_2} d_{2\max}^2 \dot{d}_{2\max} \\ &= z_2 [g_1 z_1 + g_2 z_3 - k_2 z_2 + d_2 - \dot{x}_{2c}] \\ &\quad - \frac{\hat{d}_{2\max} z_2}{\sqrt{z_2^2 + e_2^2}} \frac{\dot{z}_2}{z_2} + \frac{1}{h_2} d_{2\max}^2 \dot{d}_{2\max} + \dot{V}_1 \end{aligned} \quad (36)$$

Hàm tự chỉnh thích nghi $\hat{d}_{2\max}$ được thiết kế là:

$$\dot{\hat{d}}_{2\max} = h_2 j_2 d_{2\max} + \frac{z_2^2}{\sqrt{z_2^2 + e_2^2}} \quad (37)$$

ở đây, j_2 là hằng số thiết kế riêng. Thay (37) vào (36) ta được:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \dot{V}_1 + z_2 (g_2 z_3 - g_1 z_1 - k_2 z_2 + d_2 - \dot{x}_{2c}) \\ &\quad - j_2 d_{2\max}^2 d_{2\max} - d_{2\max} \frac{z_2^2}{\sqrt{z_2^2 + e_2^2}} \end{aligned} \quad (38)$$

Ta có công thức liên hệ:

$$j_2 d_{2\max}^2 \dot{d}_{2\max} = \frac{1}{2} j_2 d_{2\max}^2 \dot{d}_{2\max} + \frac{1}{2} j_2 d_{2\max}^2 \dot{d}_{2\max} - \frac{1}{2} j_2 d_{2\max}^2 \dot{d}_{2\max} \quad (39)$$

\dot{V}_2 trở thành:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \dot{V}_1 + z_2 (g_2 z_3 - g_1 z_1 - k_2 z_2 + d_2 - \dot{x}_{2c}) \\ &\quad - \frac{1}{2} j_2 d_{2\max}^2 \dot{d}_{2\max} - \frac{1}{2} j_2 d_{2\max}^2 \dot{d}_{2\max} + \frac{1}{2} j_2 d_{2\max}^2 \dot{d}_{2\max} \\ &\quad - d_{2\max} \frac{z_2^2}{\sqrt{z_2^2 + e_2^2}} \end{aligned} \quad (40)$$

Do e_2 là hằng số dương, ta có bất đẳng thức:

$$- \frac{z_2^2}{\sqrt{z_2^2 + e_2^2}} \leq -|z_2| + e_2 \quad (41)$$

Như vậy, ta có bất đẳng thức:

$$z_2 (d_2 - \dot{x}_{2c}) - d_{2\max} \frac{z_2^2}{\sqrt{z_2^2 + e_2^2}} \quad (42)$$

$$\leq |z_2| (d_2 - \dot{x}_{2c}) - d_{2\max} |z_2| + e_2 d_{2\max} \leq e_2 d_{2\max}$$

Ta có:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq z_2 g_2 z_3 - \sum_{j=1}^2 l_{\min}(k_j) z_j^2 - \frac{1}{2} \sum_{j=1}^2 d_{j\max}^2 \\ &\quad + \frac{1}{2} \sum_{j=1}^2 d_{j\max}^2 + \sum_{j=1}^2 d_{j\max} e_j \end{aligned} \quad (43)$$

Ở bước cuối cùng, ta xây dựng đầu vào điều khiển thực u

Bước 3: Vi phân $z_3 = x_3 - x_{3c}$ ta có

$$\dot{x}_3 = f_3 + g_3 u + d_3 - \dot{x}_{3c} \quad (44)$$

Đầu vào điều khiển thực u được thiết kế [6]:

$$u = -g_3^{-1} g_2 z_2 + f_3 + k_3 z_3 + \hat{d}_{3\max} \frac{z_3}{\sqrt{z_3^2 + e_3^2}} \quad (45)$$

ở đây, k_3 là hệ số thiết kế đối xứng dương, e_3 là hệ số thiết kế dương, $\hat{d}_{3\max}$ là ước lượng của $d_{3\max}$.

Chọn hàm Lyapunov V_3 dạng:

$$V_3 = V_2 + \frac{z_3^2}{2} + \frac{1}{2h_3} d_{3\max}^2 \quad (46)$$

ở đây, h_3 là tham số thiết kế dương,

$d_{3\max}^2 = \hat{d}_{3\max}^2 - d_{3\max}^2$ là sai lệch ước lượng của $d_{3\max}$.

Vi phân V_3 , thay (44) và (45) vào \dot{V}_3 ta có:

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 &= \dot{V}_2 + z_3 \dot{x}_3 + \frac{1}{h_3} d_{3\max}^2 \dot{d}_{3\max} \\ &= z_3 [g_2 z_2 - k_3 z_3 + d_3 - \dot{x}_{3c}] \\ &\quad + \frac{1}{h_3} d_{3\max}^2 \dot{d}_{3\max} + \dot{V}_2 \end{aligned} \quad (47)$$

Hàm tự chỉnh thích nghi $\hat{d}_{3\max}$ được chọn

$$d_{3\max}^{\&e} = h_3 \&e j_3 d_{3\max} + \frac{z_3^2}{\sqrt{z_3^2 + e_3^2}} \&e \quad (48)$$

ở đây, j_3 là hằng số thiết kế dương. Thay (48) vào (47) ta được:

$$V_3^{\&e} = V_2^{\&e} + z_3 (-g_2 z_2 - k_3 z_3 + d_3 - \&e_c) - j_3 \frac{d_{3\max}^{\&e}}{d_{3\max}} d_{3\max} - d_{3\max} \frac{z_3^2}{\sqrt{z_3^2 + e_3^2}} \quad (49)$$

Vì ε_3 là hằng số dương, ta có bất đẳng thức:

$$- \frac{z_3^2}{\sqrt{z_3^2 + e_3^2}} \varepsilon - |z_3| + e_3 \quad (50)$$

Thay công thức (43) vào (49) và tính đến (50), ta có:

$$V_3^{\&e} \varepsilon - \prod_{j=1}^3 l_{\min}(k_j) \varepsilon_j^2 - \frac{1}{2} \prod_{j=1}^3 j_j d_{j\max}^{\&e} + \frac{1}{2} \prod_{j=1}^3 j_j d_{j\max}^2 + \prod_{j=1}^3 d_{j\max} e_j \quad (51)$$

$$\varepsilon - c_1 V_3 + c_2$$

ở đây,

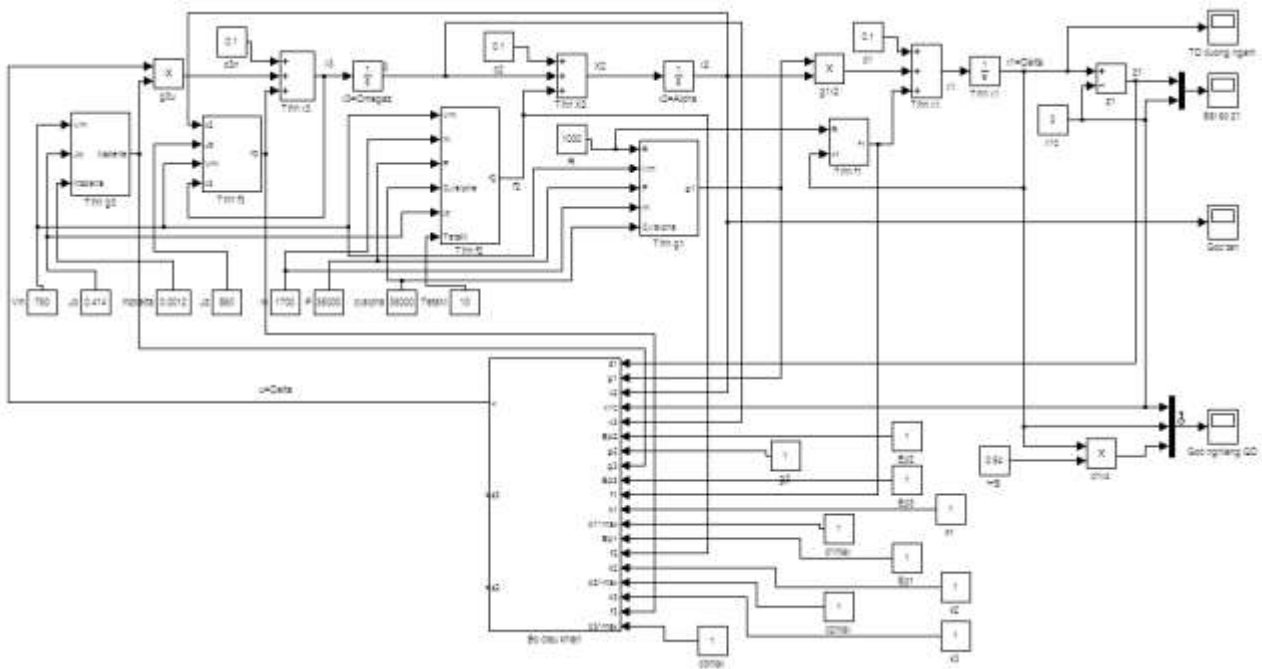
$$c_1 = \min \{l_{\min}(k_1) \dots l_{\min}(k_3) \quad g_j \quad j_1 \dots j_3\}$$

$$c_2 = \frac{1}{2} \prod_{j=1}^3 j_j d_{j\max}^2 + \prod_{j=1}^3 d_{j\max} e_j$$

Nhận xét: Xét đối tượng (18), với các giả thiết 1, 2, điều khiển thực u được thiết kế theo (45), các đầu vào điều khiển ảo được thiết kế như (22), (34) và các luật thích nghi được thiết kế như (25), (37) và (48). Các sai lệch bám sát của hệ thống và ước lượng sai lệch của tham số bất định sẽ hội tụ đến lân cận của điểm gốc hệ thống. Nhờ việc điều chỉnh các tham số thiết kế, tốc độ hội tụ sẽ thay đổi và có thể thu được vùng hội tụ của hệ thống đáp ứng theo yêu cầu.

2.4. Mô phỏng, đánh giá kết quả

Xây dựng sơ đồ mô phỏng hệ thống trên Mallab-Simulink (**H4**):

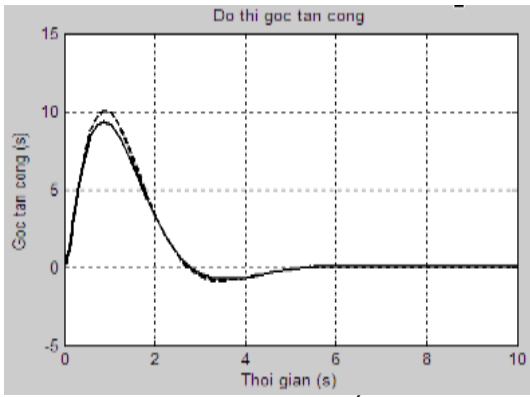


H4: Sơ đồ mô phỏng hệ thống trên Mallab-Simulink

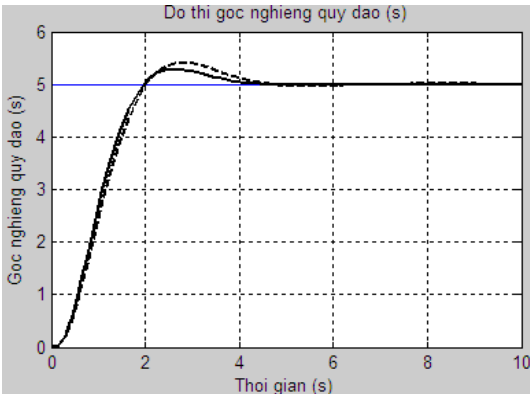
Khảo sát một loại tên lửa tự dẫn với các tham số giả định như sau [12]: Phương pháp dẫn đuôi, trọng lượng tên lửa khi phóng $m = 107,5$ [Kg], độ dài đặc trưng tên lửa $L=2,2m$, mômen quán tính tên lửa $I=850N/m^2$, mật độ khí quyển $\rho = 0,414$ Kg/m³, diện tích đặc trưng tên lửa $S=0,43m^2$, đạo hàm hệ số lực nâng theo góc tấn công: $c_y^\alpha = 0,028$, lực đẩy động cơ $P = 27.400N$, tốc độ tên lửa $V_M = 750m/s$, tốc độ mục tiêu $V_T = 310m/s$,

góc nghiêng quỹ đạo mục tiêu ban đầu $\theta_M(0) = 80^\circ$, tọa độ ngang ban đầu của mục tiêu $X_T(0) = 5000m$, độ cao ban đầu của mục tiêu $Y_T(0) = 1000m$.

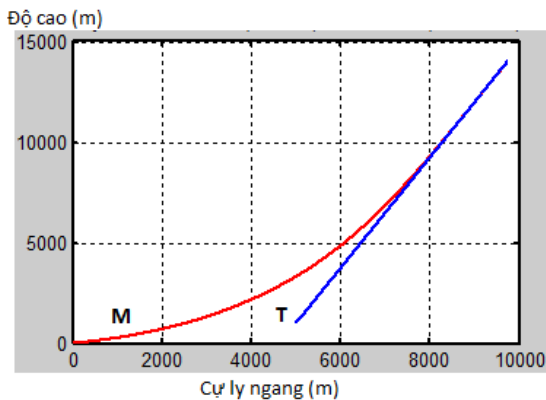
Để biểu diễn tính bền vững của bộ điều khiển được thiết kế, ta đưa ra tham số mô phỏng gồm các hệ số khí động bất định thay đổi trong khoảng 25% giá trị danh định. Hệ thống được mô phỏng trên Matlab-Simulink, kết quả nhận được như sau:



H5: Phản ứng của góc tấn công α khi có tác động bậc thang



H6: Phản ứng của góc nghiêng quỹ đạo θ khi có tác động bậc thang



H7: Quỹ đạo tên lửa (M) - mục tiêu (T)

Nhận xét:

- Hình **H5**, **H6** mô tả phản ứng của góc tấn công α và góc nghiêng quỹ đạo θ của tên lửa trong 2 trường hợp: Trường hợp 1, khi các hệ số khí động tên lửa không dao động và $d_i = 0$ (1,2,3), nghĩa là không có nhiễu bên ngoài tác động. Trường hợp 2 khi các hệ số khí động tên lửa dao động +25%, và có các nhiễu loạn $d_1 = 0.1\sin t$, $d_2 = 0.2\sin t$ và $d_3 = 0.3\sin t$. Trong cả 2 trường hợp, góc tấn công α và góc nghiêng quỹ đạo θ đều nhanh chóng ổn định về giá trị mong muốn với thời gian quá độ, sai số nằm trong khoảng giá trị cho phép.

- Hình **H7** mô tả quỹ đạo chuyển động của tên lửa-mục tiêu (M-quỹ đạo tên lửa, T-quỹ đạo mục tiêu). Nhận thấy, quỹ đạo tên lửa ít đột biến, độ trượt nhận được nhỏ và V_q nhanh chóng hội tụ đến một lân cận nhỏ của 0, đảm bảo khả năng đánh chặn của tên lửa.

- Các kết quả mô phỏng phù hợp với kết quả giải tích, điều này xác nhận tính phù hợp, hiệu quả của phương pháp đề xuất cho bài toán nâng cao tính ổn định, bền vững của tên lửa đối với sự dao động của các hệ số khí động và các nhiễu loạn bên ngoài.

3. Kết luận

Bài báo đã trình bày nội dung tổng hợp bộ điều khiển thích nghi bền vững trên cơ sở phương pháp Backstepping thích nghi kết hợp với chế độ trượt cho tên lửa theo thiết kế IGC. Việc kết hợp này giúp nâng cao tính bền vững của hệ thống đối với sự dao động của các hệ số khí động và các nhiễu loạn bên ngoài. Bên cạnh đó, việc áp dụng điều khiển trượt làm giảm tính phức tạp khi tổng hợp lệnh điều khiển, vốn là một hạn chế của phương pháp Backstepping. Trong bộ điều khiển trượt, hàm chuyển dạng liên tục được sử dụng thay cho hàm chuyển truyền thông dạng đảo dấu, giúp hạn chế được các vấn đề tự dao động của điều khiển trượt trong hệ thống. Tại mỗi bước thiết kế, hệ số khuếch đại chuyển đổi của bộ điều khiển trượt được cập nhật thích nghi. Cấu trúc điều khiển tương đối đơn giản, dễ thực hiện, các kết quả chứng minh bằng giải tích và mô phỏng đã thể hiện tính hiệu quả của phương pháp đã chọn.

Tài liệu tham khảo

- [1] Lê Anh Dũng, Nguyễn Hữu Độ, Huỳnh Lương Nghĩa, *Lý thuyết bay và hệ thống điều khiển tên lửa phòng không*, (T1, 2, 3), HVKTQS, Hà Nội (1998).
- [2] Vũ Hòa Tiến, *Cơ sở thiết kế hệ tự động ổn định tên lửa*, NXB Quân đội Nhân dân, Hà Nội (2011).
- [3] Đình Hồng Toàn, Nguyễn Thanh Tiên, Nguyễn Công Định, *Tổng hợp điều khiển tên lửa trên cơ sở phương pháp Backstepping thích nghi kết hợp điều khiển trong chế độ trượt*, Hội nghị VCCA-2013 (2013).
- [4] Cao Hữu Tình, *Tổng hợp hệ thống tự động ổn định trên khoang tên lửa có sử dụng phương pháp tạo lực và mô men điều khiển gaz động*. Luận án TSKT, 2015.
- [5] Doãn Văn Minh, Hoàn thiện phương pháp dẫn tiếp cận tỷ lệ theo hướng bù các sai số động, Luận án TSKT (2014).
- [6] Krstić, M.; Kanellakopoulos I.; Kokotović, P. *Nonlinear and Adaptive Control Design*. John Wiley & Sons, Inc., New York 1995
- [7] Míng-Zhe Hou, Guang-Ren Duan, DOI: 10.1007/s116-33-010-0563-z. Adaptive Dynamic Surface Control for Integrated Missile Guidance and Autopilot, (2011).
- [8] Yan H, Ji HB. Automatica 2012; 48(10): 2686–92. Integrated guidance and control for dual-control missiles based on small-gain theorem.
- [9] Kim BS, Calise AJ, Sattigeri RJ. J Guid Control Dyn 2007;30(5):1386–99. Adaptive, integrated guidance and

control design for line-of-sight-based formation flight.

- [10] Kai Zhu, Naiming Qi, Yingzi Guan, Wei Wang. *A simplified backstepping sliding mode controller based on adaptive control for BTT missile*. Proceedings of the 2009 IEEE, International Conference on Mechatronics and Automation, August 9 - 12, Changchun, China
- [11] Демидов В.П; Кутыев Н.Ш. Управление зенитными ракетами, Военное издательство, Москва, 1989.
- [12] Лебедев А.А. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов, Машиностроение, Москва, 1973



ThS Đinh Hồng Toàn sinh năm 1981, nhận bằng kỹ sư Tên lửa phòng không năm 2005, nhận bằng Thạc sỹ chuyên ngành Tự động hóa năm 2010 tại Học viện KTQS. Hiện là giảng viên tại Học viện KTQS, là NCS chuyên ngành Lý thuyết điều khiển và điều khiển tối ưu, Các hướng nghiên cứu chính là:

Điều khiển thích nghi các hệ thống phi tuyến, Điều khiển thông minh, Điều khiển hệ thống có cấu trúc thay đổi, Đo lường-điều khiển dùng máy tính.



GS.TSKH Nguyễn Công Định sinh năm 1963, nhận bằng Tiến sỹ chuyên ngành “Điều khiển trong các hệ thống kỹ thuật” năm 1991 tại viện hàn lâm khoa học Udobekitxtan (Liên Xô cũ), bằng TSKH chuyên ngành “Phân tích Hệ thống và Điều khiển tự động” năm 1995 tại Đại học Tổng hợp kỹ thuật Tas-

ken (Liên Xô cũ), nhận Học hàm GS ngành Tự động hóa năm 2012. GS.TSKH Nguyễn Công Định hiện là Giám đốc Học viện KTQS, các hướng nghiên cứu chính là: Điều khiển thích nghi các hệ thống phi tuyến, điều khiển thông minh, Mô hình hóa, mô phỏng.



TS Nguyễn Thanh Tiên sinh năm 1973, nhận bằng đại học ngành Kỹ thuật điện -điện tử của Học viện Kỹ thuật Quân sự năm 1995; nhận bằng cao học ngành Tự động hóa tại Học viện KTQS năm 2004, nhận bằng tiến sỹ ngành Tự động hóa tại Viện các vấn đề về điều khiển- Viện hàn lâm khoa học Liên bang Nga 2008;

Hiện nay đang làm việc tại Bộ môn Kỹ thuật Điện-Khoa Kỹ thuật Điều khiển - Học viện KTQS. Lĩnh vực nghiên cứu: Điều khiển phi tuyến, Truyền động điện, Điều khiển hệ thống có cấu trúc thay đổi



ThS Nguyễn Thị Lan Anh sinh năm 1980, nhận bằng kỹ sư Điều khiển tự động năm 2003 tại Đại học Bách khoa Hà Nội, nhận bằng Thạc sỹ chuyên ngành Tự động hóa năm 2009 tại Học viện KTQS. Hiện là giảng viên tại Học viện KTQS, Các hướng nghiên cứu chính là: Điều khiển thích nghi các hệ thống phi tuyến, Điều khiển

thông minh, Điều khiển Robot, Mạng truyền thông công nghiệp, Tự động hóa với PLC.