Khảo sát hệ thống tự động ổn định trên khoang tên lửa điều khiển bằng phương pháp gas-động mômen

The Investigation on Automatic Stability System of Missile with Lateral Impulsive Thrust

Cao Hữu Tình, Vũ Hỏa Tiễn và Nguyễn Công Định

Abstract: *Detail information of an automatic stability system of missile steered by impulsivity forces and moment of gasdynamics is not widely published. Almost published documents only described its parameters, structures and working principles. In this paper, the automatic stability system of missile with lateral impulsive thrust is investigated. The result proved the correctness of the working principles, structures and parameters of system. It also showed that this kind of missile manoeuvres several times higher than the missile with aerodynamic fin deflection under the same requirements.*

I. ĐẶT VẤN ĐỀ

Nâng cao khả năng cơ động của tên lửa bằng các phương pháp tạo lực và mômen điều khiển gas-động là một trong những hướng nghiên cứu mới nhằm tăng hiệu quả chiến đấu của các loại tên lửa thế hệ mới.

Theo hướng nghiên cứu này, ở các nước phát triển đã có nhiều kết quả ứng dụng vào thực tế như điều khiển vệ tinh, điều khiển đổi hướng tên lửa sau khi phóng thẳng đứng, điều khiển tên lửa trong giai đoạn cuối tiếp cận mục tiêu ở độ cao lớn. Năm 2008, Bhagat và cộng sự đã công bố kết quả nghiên cứu bài toán điều khiển kết hợp hướng của vec-tơ lực đẩy và gas-động kiểu mômen cho một mô hình tên lửa đánh chặn 0. Các mô hình tên lửa sử dụng những phương pháp điều khiển gas-động khác nhau cũng là đối tượng của nhiều nghiên cứu nhằm tăng khả năng cơ động của tên lửa thế hệ mới 0, 0, 0. Các kết quả tính toán thiết kế và khảo sát hiệu quả đối với tên lửa sử dụng phương pháp điều khiển gas-động được đưa ra trong tài liệu 0 và 0. Thông tin giới thiệu trên đây cho thấy, việc nghiên cứu đối tượng tên lửa nói chung và hệ thống tự động ổn định trên khoang tên lửa sử dụng phương pháp tạo lực và mômen điều khiển gas-động nói riêng đã được triển khai và ứng dụng ở nhiều nước có trình độ công nghệ cao. Đối với các nước đang phát triển, đây là một lĩnh vực mới đang được giải quyết từng bước 0. Đến thời điểm này, ở nước ta, các kết quả nghiên cứu về lĩnh vực này còn ở mức độ rất hạn chế 0, 0. Trong đó, 0 đưa ra phương án thiết kế hệ cánh lái gas-động kiểu mômen cải tiến trên mô hình tên lửa cánh lái khí động truyền thống, còn trong tài liệu 0, các tác giả đưa ra kết quả nghiên cứu thuật toán chọn phần tử động cơ xung dựa trên thông số đầu vào là số lượng và pha của thiết bị gas-động. Riêng bài toán khảo sát đánh giá khả năng điều khiển được và chất lượng của hệ thống nói trên hoàn toàn chưa được công bố.

Bài báo này đề cập và giải quyết bài toán nêu trên với các kết quả khảo sát hệ tự động ổn định trên khoang tên lửa có sử dụng phương pháp gas-động kiểu mômen. Đây cũng là kết quả nghiên cứu tiếp theo của 0 và 0, góp phần hoàn thiện và làm tiền đề cho các nghiên cứu sâu hơn trong lĩnh vực mới này.

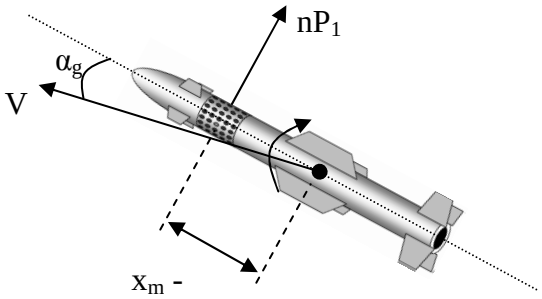
II. MÔ HÌNH TÊN LỬA SỬ DỤNG THIẾT BỊ GAS-ĐỘNG MÔMEN

2.1 Mô hình tên lửa và tính toán tham số thiết bị gas-động (TBGĐ)

Xét mô hình tên lửa trên Hình 1, theo đó, TBGĐ dạng cụ thể là một thiết bị động cơ xung được đặt phía

trước trọng tâm tên lửa. Nguyên lý điều khiển gas-động kiểu mômen được thực hiện bằng cách tạo lực đẩy phản lực vuông góc với trục dọc tên lửa trong mặt phẳng điều khiển vào những thời điểm và hướng cần thiết. Khi đó gia tốc pháp tuyến tương ứng được tạo ra bởi lực khí động và sự thay đổi gần như tức thời của góc tấn công, kết quả sẽ làm thay đổi quỹ đạo bay của tên lửa.

Trên thực tế, các micro-động cơ xung được bố trí theo lớp các vòng xuyến với độ phân giải đủ nhỏ để đảm bảo sai số điều khiển nằm trong vùng cho phép 0. Thuật toán chọn Micro-động cơ xung (MĐCX) trong ma trận thiết bị động cơ xung đã được nghiên cứu trong tài liệu 0. Để đơn giản hóa việc tính toán, ta quy ước rằng, các thông số động lực học do các MĐCX tạo ra trong một pha điều khiển được quy về giá trị trung bình của MĐCX đặt tại trọng tâm của TBĐCX.



Hình 1. Mô hình tên lửa điều khiển gas-động mômen

Theo mô hình trên, các thông số điều khiển gas-động của tên lửa được tính toán theo các công thức sau 0, 0:

Gia tốc góc quay thân tên lửa, tạo bởi một MĐCX:

$$\dot{\omega}_1 = \frac{P_1.(x_m - x_{TBGĐ})}{I_z} \quad (1)$$

Vận tốc góc, tạo bởi n MĐCX:

$$\omega(t) = n\dot{\omega}_1 t \quad (2)$$

Góc tấn công tạo bởi n MĐCX được xác định bởi công thức:

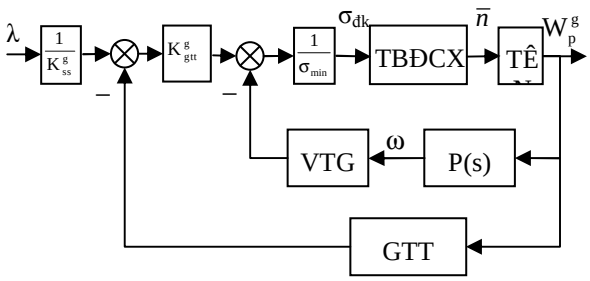
$$\alpha_g(t) = n\omega_1 t \quad (3)$$

Gia tốc pháp tuyến của tên lửa được xác định thông qua biểu thức tính lực tổng hợp trong mặt phẳng điều khiển. Giả thiết góc tấn công nhỏ, góc sai lệch giữa vector lực đẩy với trục dọc tên lửa là rất nhỏ, các tham số kết cấu và khí động của tên lửa thay đổi không đáng kể trong khoảng thời gian khảo sát. Khi đó, gia tốc pháp tuyến tạo bởi phương pháp điều khiển gas-động kiểu mômen được xác định bằng biểu thức:

$$W_p^g = \frac{\alpha_g}{57,3.\mu}.\left[J_R.\mu_c + \frac{C_y^\alpha.\rho.V_{tb}^2.(1+\chi^*)}{2p_o}\right] \quad (4)$$

2.2. Sơ đồ cấu trúc hệ tự động ổn định trên khoang Tên lửa điều khiển bằng thiết bị động cơ xung (TBĐCX)

Sơ đồ cấu trúc kênh tự động ổn định tên lửa điều khiển bằng TBĐCX sử dụng hai vòng hồi tiếp theo vận tốc góc và gia tốc thẳng được trình bày trên Hình 2 0. Trong Hình 2, P(s) là khâu động hình học để biến đổi gia tốc pháp tuyến về vận tốc góc.



Hình 2. Sơ đồ cấu trúc hệ tự động ổn định tên lửa điều khiển gas-động mômen

Phương pháp tính toán hệ số khuếch đại mạch hồi tiếp VTG và GTT được thực hiện giống như đối với tên lửa cánh lái khí động. Sự khác nhau được thể hiện trong việc sử dụng hệ số hiệu quả điều khiển và hệ số động lực điều khiển tương ứng phương pháp tạo lực và mômen để tính toán 0.

Giá trị σ_{min} tương ứng với giá trị trung bình của vận tốc góc quay trục dọc Tên lửa do một MĐCX tạo ra, được tính theo biểu thức sau 0:

$$\sigma_{\min} = \left|a_{3gm}\right|.\tau_1.K_{vtg}^{g} + \dot{\omega}_a L_{gtt} K_{gtt}^{g} \quad (5)$$

với hệ số động học phản ánh hiệu quả điều khiển của một MĐCX a_{3gm} tính theo công thức 0:

$$a_{3gm} = \frac{P_1(x_m - x_{TBGĐ})}{I_Z} \quad (6)$$

Tín hiệu điều khiển $\sigma_{đk}$ sẽ xác định vec tơ số lượng MĐCX cần sử dụng $\overline{n}$ (gồm số lượng và pha của MĐCX).Vec tơ số lượng MĐCX $\overline{n}$ sẽ xác định độ lớn và hướng của vec tơ phản lực điều khiển tên lửa.

Phương pháp điều khiển khí động truyền thống làm việc ở chế độ liên tục theo thời gian, còn kênh điều khiển gas-động mômen làm việc ở chế độ rời rạc trong khoảng thời gian hữu hạn là $\Delta\tau_{đk}$. Để đảm bảo loại trừ trường hợp cùng lúc mở cả hai MĐCX theo hai hướng ngược nhau thì yêu cầu khoảng thời gian này không nhỏ hơn thời gian làm việc cực đại của một MĐCX có tính tới sai số, tức là phải thỏa mãn điều kiện sau:

$$\Delta\tau_{đk} > \tau_1^{\max} \quad (7)$$

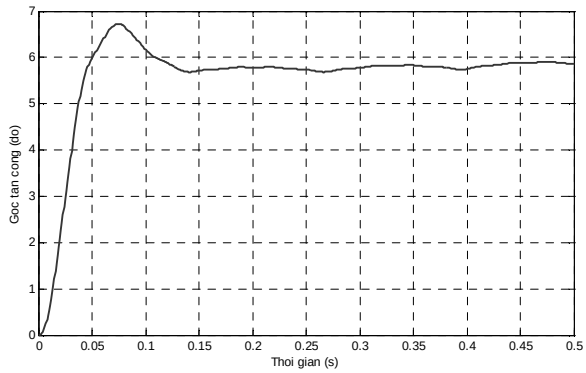
Để khảo sát động học hệ tự động ổn định điều khiển gas-động mômen, hoạt động của TBĐCX trong một chu kỳ rời rạc $\Delta\tau_{đk}$ được tạo giả theo giả mã sau:

```
n̄ = TBĐCX(RunningTime, σđk)
if ( E[σđk] != 0)
   if (RunningTime < τ1)
      return E[σđk];
   else if (RunningTime <= Δτđk - τ1)
      return 0;
else
   return 0;
```

III. KHẢO SÁT VÀ BIỆN LUẬN KẾT QUẢ

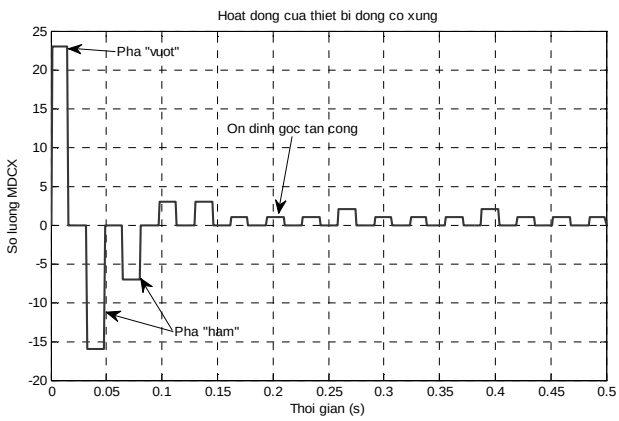
Ta thực hiện khảo sát đối với một loại tên lửa, ở độ cao 10km, tốc độ V_{tb} = 1000m/s. Các tham số chính như sau: mômen quán tính I_z = 150kg m^2, lực đẩy của một MĐCX P_1 = 2500N, thời gian làm việc trung bình của một MĐCX τ_1 = 0.016s, chu kỳ rời rạc $\Delta\tau_{đk}$ = 0.032s, gia tốc góc tạo bởi lực khí động $\dot{\omega}_a$ = 5.25rad/s^2, khoảng cách trọng tâm khối TBĐCX đến trọng tâm Tên lửa x_m - $x_{TBGĐ}$ = 1m.

Quá trình quá độ của hệ tự động ổn định trên khoang được thể hiện trên Hình 3.



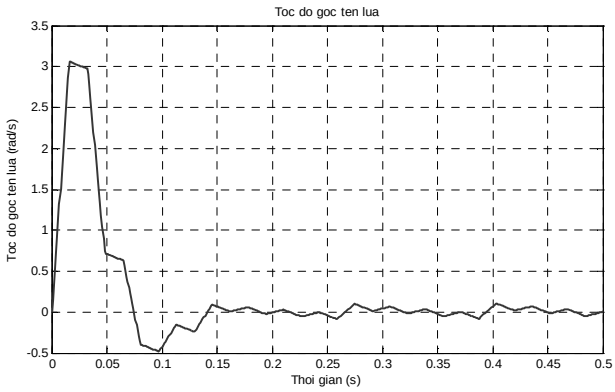
Hình 3. Đồ thị góc tấn công

Thời gian phản ứng của tên lửa là 0,04s, nhỏ hơn nhiều lần so với phương pháp điều khiển cánh lái khí động truyền thống (0,15s). Điều này khẳng định khả năng tác động nhanh của điều khiển gas-động trong việc nâng cao tính cơ động của tên lửa. Độ chính xác ổn định góc tấn công nằm trong giới hạn cho phép, thể hiện thông qua sai số Δα<10%.



Hình 4. Hoạt động của thiết bị động cơ xung

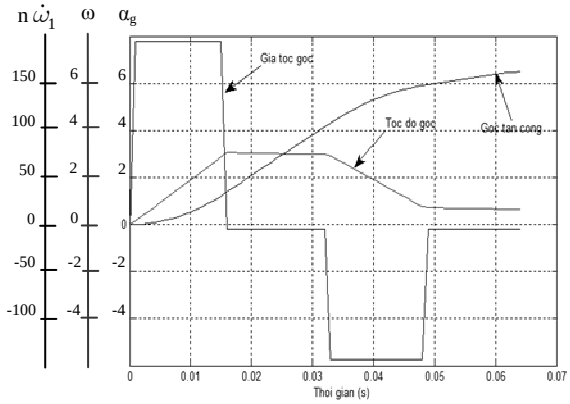
Quy luật làm việc của TBĐCX và quy luật thay đổi tốc độ góc của tên lửa có tính tới ảnh hưởng của các lực khí động được thể hiện tương ứng trên Hình 4 và Hình 5.



Hình 5. Quy luật thay đổi tốc độ góc tên lửa

Với TBĐCX, tốc độ góc tên lửa đạt được giá trị đột biến rất lớn ngay ở chu kỳ điều khiển đầu tiên do gia tốc góc tên lửa được tạo ra bởi một số lượng lớn MĐCX. Đây là nguyên nhân chính làm tính cơ động của tên lửa vượt trội so với tên lửa sử dụng cánh lái khí động.

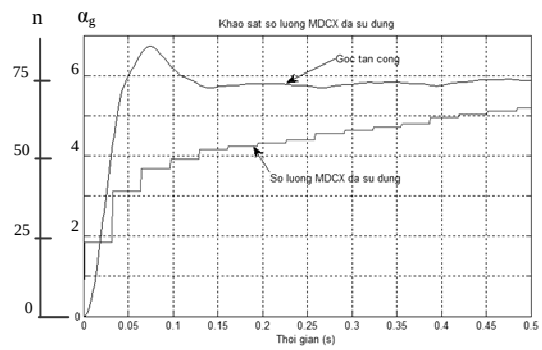
Đồ thị mô tả quy luật làm việc của TBĐCX thể hiện rõ hai giai đoạn: giai đoạn thiết lập góc tấn công (giai đoạn tăng tốc) và giai đoạn ổn định góc tấn công đã xác lập. Ở phần đầu của giai đoạn tăng tốc (pha "vượt"), một số lượng lớn (n1) MĐCX được sử dụng để tạo cho góc tấn công của tên lửa có được sự gia tăng rất nhanh. Ở pha "hãm", tiếp theo cuối giai đoạn tăng tốc, các MĐCX được điều khiển hoạt động theo chiều ngược lại để "hãm" sự gia tăng của góc tấn công (xem Hình 6).



Hình 6. Biểu đồ quá trình quá độ trong giai đoạn thiết lập góc tấn công

Ở giai đoạn ổn định góc tấn công đã xác lập, sự tác động của thành phần gia tốc góc tạo bởi lực khí động $\dot{\omega}_a$ làm cho góc tấn công có xu hướng lệch khỏi giá trị xác lập. Để tự động điều chỉnh sai lệch này, một số lượng nhỏ (n3) MĐCX được sử dụng (Hình 4).

Kết quả khảo sát số lượng (n1+n2+n3) MĐCX sử dụng một lần để đưa góc tấn công đến giá trị xác lập yêu cầu và ổn định góc tấn công trong một khoảng thời gian xác định là 0.5s được thể hiện trên Hình 7. Số liệu khảo sát cho thấy, số lượng MĐCX tăng liên tục trong suốt quá trình ổn định góc tấn công xác lập. Đây cũng là điểm hạn chế của tên lửa sử dụng TBĐCX vì số lượng MĐCX bố trí được trên tên lửa là hữu hạn. Hạn chế này dẫn đến việc xuất hiện một mô hình điều khiển kết hợp gas-động và khí động sẽ được khảo sát trong những nghiên cứu tiếp theo.



Hình 7. Khảo sát số lượng MĐCX đã sử dụng

IV. KẾT LUẬN

TBGĐ là thành phần chính tạo nên sự khác biệt căn bản của mô hình tên lửa điều khiển gas-động so với mô hình Tên lửa điều khiển khí động truyền thống, nhờ đó mà khả năng cơ động của tên lửa được tăng cao do tăng được tính tác động nhanh và gia tốc pháp tuyến.

Sau thời gian tiếp cận nghiên cứu, nhóm tác giả đã lựa chọn giải quyết bài toán khảo sát hệ tự động ổn định trên khoang tên lửa sử dụng TBGĐ kiểu mômen. Hoạt động của thiết bị động cơ xung đã được tạo giả để phục vụ cho quá trình khảo sát. Kết quả khảo sát đã phản ánh đúng bản chất, quy luật và cơ chế tác động của phương pháp điều khiển gas-động. Kết quả khảo sát cũng đã chứng minh được những ưu việt về mặt động học hệ thống tự động ổn định của tên lửa trong miền thời gian, đó là tính tác động nhanh và độ chính xác cao. Kết quả nghiên cứu cho chúng ta những thông tin hữu ích và có ý nghĩa trong bối cảnh các nghiên cứu về loại tên lửa mới ở trong nước còn rất hạn chế. Trên cơ sở nghiên cứu này, bài toán thiết kế hệ tự động ổn định trên khoang tên lửa sử dụng kết hợp gas-động mômen và cánh lái khí động truyền thống sẽ được nhóm tác giả nghiên cứu giải quyết trong thời gian tới.

PHỤ LỤC

Chữ viết tắt

GTT	Gia tốc thẳng
MĐCX	Micro-động cơ xung
TBGĐ	Thiết bị gas-động
TBĐCX	Thiết bị động cơ xung
VTG	Vận tốc góc

Ký hiệu

Ký hiệu	Đơn vị	Ý nghĩa
n	-	Số lượng MĐCX được mở
τ_1	s	Thời gian làm việc trung bình của một MĐCX
P_1	N	Lực đẩy của một MĐCX
ω	rad/s	Vận tốc góc quay thân tên lửa tạo bởi n MĐCX
$\dot{\omega}_1$	rad/s^2	Gia tốc góc quay thân tên lửa tạo bởi một MĐCX
I_z	kg m^2	Mômen quán tính của tên lửa
α_g	độ	Góc tấn công
$x_{TBGĐ}$	m	Tọa độ trọng tâm khối TBĐCX
x_m	m	Tọa độ trọng tâm tên lửa
W_p^g	m/s^2	Gia tốc pháp tuyến tên lửa
μ	-	Khối lượng tương đối của tên lửa
μ_c	-	Tốc độ tiêu hao khối lượng nhiên liệu tương đối
χ^*	-	Hệ số dự trữ ổn định tĩnh
C_y^α	1/độ	Đạo hàm hệ số lực nâng
ρ	kg/m^3	Mật độ không khí
V_{tb}	m/s	Vận tốc trung bình của tên lửa
p_0	kg/m^2	Tải trọng riêng của tên lửa
J_R	N s/kg	Xung lực riêng của động cơ
L_{gtt}	m	Khoảng cách đặt cảm biến GTT tới trọng tâm tên lửa
K_{gtt}^g	s^2/m	Hệ số khuếch đại mạch hồi tiếp GTT
K_{vtg}^g	s	Hệ số khuếch đại mạch hồi tiếp VTG
K_{ss}^g	-	Hệ số truyền mạch hở hệ ổn định trên khoang
$\dot{\omega}_a$	rad/s^2	Gia tốc góc tạo bởi lực khí động
λ	-	Lệnh điều khiển
E[.]	-	Hàm lấy giá trị nguyên

TÀI LIỆU THAM KHẢO

[1] VŨ HỎA TIỄN, *Cơ sở thiết kế hệ tự động ổn định tên lửa*. NXB QĐND, 2011.

[2] VŨ HỎA TIỄN, TRỊNH VĂN HẢI, *Xây dựng thuật toán điều khiển thiết bị gas-động trong hệ thống cánh lái gas – khí động kết hợp của tên lửa PK*. Tạp chí Nghiên cứu KH và CNQS, số 9, 10-2010.

[3] VŨ HỎA TIỄN, TRỊNH VĂN HẢI, PHẠM TUẤN HẢI, *Phương án thiết kế hệ cánh lái gas-động kiểu mômen trong cải tiến tên lửa phòng không tự dẫn tầm trung*. Tạp chí Nghiên cứu KH và CNQS, số 3, 10-2009.

[4] A.A.BHAGAT, V.S.RAO, C.S. ADISHESHA, N.V.KADAM, G.SWATHI, *Co-operative control of reaction control system and thrust vector control during homing phase*. Proceedings of the International Conference on Aerospace Science and Technology, Bangalore, India, 26-28 June 2008.

[5] C.TOURNES, Y.SHTESSEL, I. SHKOLNIKOV, JAMES STOTT, *Second-Order Sliding Mode Autopilot for Missiles Steered by Aerodynamic Lift*

and Divert Thrusters. Proceedings of 17th IMACS World Congress, Paris, France, July 11-15, 2005.

[6] SEIJI YAMAOKA, SEIYA UENO, *Minimum-Time Guidance and Control Law for High Manueuvering Missile*. Int'l J. Of Aeronautical & Space Sciences, Vol. 10, No. 1, May 2009.

[7] XING LIDAN, ZHANG KE'NAN, CHEN WANCHUN, YIN XINGLIANG, *Optimal Control and Output Feedback Considerations for Missile with Blended Aero-fin and Lateral Impulsive Thrust*. Chinese Journal of Aeronautics, 2010.

[8] МИЗРОХИ В.Я., *Сборник задач по проектированию газодинамического управления зенитных ракет*. М. изд. МАИ, 2000.

[9] ПЕТРАШ В.Я., КОВАЛЕНКО А.И., *Расчет параметров и характеристик ЛА с устройствами газодинамического управления*. М. изд. МАИ, 2003.

Nhận bài ngày: 17/02/2012

SƠ LƯỢC TÁC GIẢ

CAO HỮU TÌNH

Sinh năm 1976 tại Nam Định.

Tốt nghiệp ĐH tại Học viện KTQS chuyên ngành Tên lửa phòng không năm 2000, nhận bằng Thạc sỹ ngành Tự động hoá và điều khiển từ xa tại Học viện KTQS năm 2003.

Công tác tại Học viện KTQS từ năm 2000, hiện nay đang là NCS chuyên ngành Điều khiển các thiết bị bay.

Các hướng nghiên cứu chính: điều khiển các thiết bị bay, kỹ thuật mô phỏng và xây dựng các thiết bị mô phỏng phục vụ KTXH và ANQP.

Email: caohuutinh@yahoo.com

VŨ HỎA TIẾN

Sinh năm 1957 tại Bắc Ninh.

Tốt nghiệp đại học tại trường Tên lửa phòng không Minsk (CH Belarus) năm 1984, nhận bằng Tiến sỹ tại Đại học Hàng không Matxcova năm 2005.

Công tác tại Học viện KTQS từ năm 1984, hiện nay là Phó Chủ nhiệm khoa Kỹ thuật điều khiển, Học viện KTQS.

Là chuyên gia thuộc lĩnh vực thiết kế, chế tạo và sản xuất hệ thống điều khiển thiết bị bay.

Email: hoatien57@yahoo.com

NGUYỄN CÔNG ĐỊNH

Sinh năm 1963 tại Hà Nam.

Nhận bằng Tiến sỹ chuyên ngành "Điều khiển trong các hệ thống kỹ thuật" năm 1991 tại Viện Hàn lâm khoa học Udơbekixtan (Liên Xô cũ), bằng TSKH chuyên ngành "Phân tích hệ thống và Điều khiển tự động" năm 1995 tại ĐH Tổng hợp kỹ thuật Taskent (Liên Xô cũ) và được phong PGS chuyên ngành Tự động hóa năm 2002.

Công tác tại Học viện Kỹ thuật Quân sự từ năm 1986 và hiện nay là Phó Giám đốc Học viện KTQS.

Các hướng nghiên cứu chính: điều khiển rời rạc dựa trên graph động, điều khiển thích nghi các hệ thống phi tuyến, xử lý và nhận dạng ảnh đối tượng, kỹ thuật mô phỏng và xây dựng các thiết bị mô phỏng phục vụ kinh tế xã hội và an ninh quốc phòng.

Email: dinhnc@mta.edu.vn