CẢM BIẾN ĐO LỰC ĐẨY SỬ DỤNG TRONG HỆ THỐNG ĐO ĐỘNG CƠ TÊN LỬA TRÊN CƠ SỞ MÔ HÌNH ĐỒNG DẠNG

STUDY DESIGN OF SMART FEELING SENSITIVITY BASED ON THE HOMOLOGOUS MODEL USED IN ROCKET ENGINE TESTING

Phạm Nhật Quang[1,*], Nguyễn Thị Lan Hương[2]

TÓM TẮT

Bài báo trình bày một phương pháp tính toán cho một chủng loại cảm biến đo lực đẩy động cơ tên lửa có tích hợp vi mạch gia công, xử lý tín hiệu. Kết quả nhận được cho thấy sai số giữa tính toán và sản phẩm trong phạm vi sử dụng cho phép.

Từ khóa: *Cảm biến đo lực thông minh, cảm biến đo lực đẩy động cơ tên lửa, phần tử nhạy cảm.*

ABSTRACT

The paper presents a calculation method for a type of rocket engine thrust measuring sensor with integrated circuit processing, signal processing. The results showed that the error between calculation and product within the permitted range.

Keyword: *Intelligent force measuring sensor, rocket engine thrust measuring sensor, sensitive element.*

[1]Viện Khoa học và Công nghệ Quân sự
[2]Viện Điện, Trường Đại học Bách khoa Hà Nội
[*]Email: quangnhatbkhn@gmail.com
Ngày nhận bài: 25/02/2019
Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 18/4/2019
Ngày chấp nhận đăng: 25/4/2019

1. MỞ ĐẦU

Xu hướng phát triển các hệ đo vô tuyến được sử dụng rất nhiều hiện nay, các cảm biến ngày càng được thiết kế nhỏ gọn hoặc tích hợp các bộ xử lý để giảm thiểu các thiết bị trung gian trong quá trình thu thập số liệu đo lường [5]. Cảm biến thông minh được tích hợp những mạch chuyển đổi chuẩn hóa, bộ xử lý, bộ lưu trữ,… bên trong cảm biến hoặc được chế tạo thành mạch tách rời đặt kết nối với cảm biến ở khoảng cách nhất định để giảm nhiễu trong quá trình động cơ tên lửa làm việc [8]. Tín hiệu được truyền trong hệ đo từ các cảm biến thông minh đến trung tâm đo bằng phương pháp vô tuyến [2, 3].

Phần tử nhạy cảm của cảm biến đo lực đẩy động cơ tên lửa được thiết kế theo mô hình của phần tử hệ bậc hai [1]. Phần tử này được mô tả theo phương trình vi phân bậc hai. Bài báo trình bày phương pháp thiết kế, thực nghiệm cảm biến đo lực thông minh trên cơ sở mô hình đồng dạng sử dụng trong thử nghiệm động cơ tên lửa ở dải đo đến 10000N, độ nhạy 2mV/V, độ chính xác 1,5%.

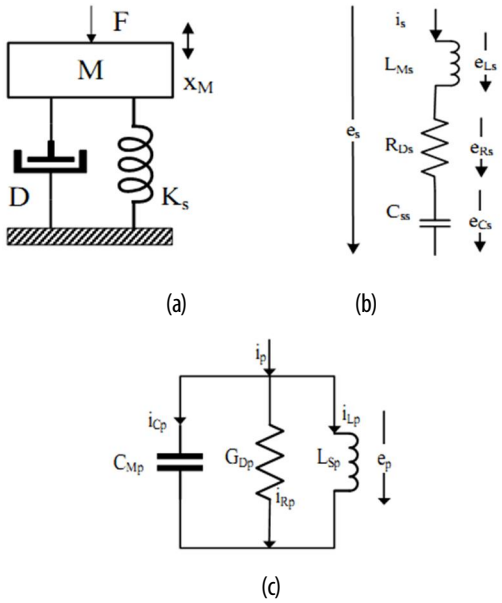
2. NỘI DUNG

2.1. Xây dựng hàm truyền cho cảm biến đo lực trên cơ sở mô hình đồng dạng

Cảm biến đo lực dựa trên nguyên lý biến dạng đàn hồi sử dụng trong hệ thống đo vũ khí là các phần tử hệ bậc hai với mô hình cảm biến có phần tử hệ bậc hai (hình 1a). Khi có lực F(t) tác động vào phần tử nhạy cảm sẽ được chuyển đổi thành dịch chuyển x(t) ở đầu ra. Trong mô hình cấu tạo của phần tử hệ bậc hai có sự liên kết giữa các tham số khối lượng M, độ cứng của lò xo K và hằng số giảm chấn D. Phương trình vi phân mô tả hệ như sau [7, 4]:

$$F(t) = M\frac{d^2x_M(t)}{dt^2} + D\frac{dx_M(t)}{dt} + K_s x_M(t) \quad (1)$$

Trong đó: F(t): Lực tác dụng vào phần tử nhạy cảm;
D: Hệ số giảm chấn;
$x_M(t)$: Độ dịch chuyển của khối lượng M;
K_s: Hằng số lò xo.



Hình 1. Mô hình cảm biến có phần tử hệ bậc hai

Với mạch điện có các phần tử L_{Ms}, R_{Ds}, C_{Ss} mắc nối tiếp (hình 1b) thì điện áp trên các cuộn cảm, điện trở và tụ điện lần lượt là:

$$e_{L_{Ms}} = L_{Ms}\frac{di_s}{dt}; \quad e_{R_{Ds}} = R_{Ds}i_s; \quad e_{C_{ss}} = \frac{1}{C_{ss}}\int i_s dt$$

Tổng điện áp e trên đoạn mạch R, L, C mắc nối tiếp là:

$$e = e_{L_{Ms}} + e_{R_{Ds}} + e_{C_{ss}} = L_{Ms}\frac{di_s}{dt} + R_{Ds}i_s + \frac{1}{C_{ss}}\int i_s dt \quad (2)$$

Thay thế $i_s = \frac{dq_s}{dt}$ với q_s là điện tích giữa hai bản cực của tụ điện thì phương trình (2) có dạng:

$$e_s = L_{Ms}\frac{d^2q_s}{dt^2} + R_{Ds}\frac{dq_s}{dt} + \frac{1}{C_{ss}}q_s \quad (3)$$

So sánh phương trình (1) và (3) ta thấy chúng có cùng một dạng phương trình vi phân chỉ khác biệt các biến và hệ số. Như vậy chuỗi R, L, C ở hình 1b là một mạch tương đương (đồng dạng) với hệ thống cơ học như trên hình 1a.

Hình 1c là mạch điện gồm các phần tử mắc song song gồm điện dung C_{Mp}, điện dẫn G_{Dp}, cuộn cảm L_{sp}, tổng dòng điện i_p được tính theo công thức:

$$i_p = i_{C_{Mp}} + i_{G_{Dp}} + i_{L_{sp}} \quad (4)$$

Hay $$i_p = C_{Mp}\frac{de_p}{dt} + G_{Dp}e_p + \frac{1}{L_{sp}}\int e_p dt \quad (5)$$

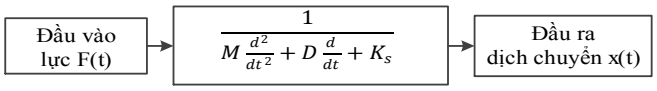
Nếu $e_p = \frac{d\Phi_p}{dt}$; với Φ_p là từ thông, ta có:

$$i_p = C_{Mp}\frac{d^2\Phi_p}{dt^2} + G_{Dp}\frac{d\Phi_p}{dt} + \frac{1}{L_{sp}}\Phi_p \quad (6)$$

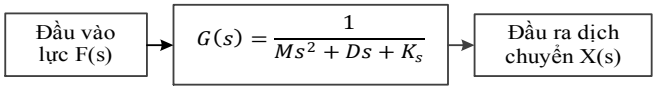
So sánh giữa (1) và (6) ta thấy, hai phương trình vi phân tương tự nhau, chỉ khác nhau về các biến số và hệ số. Mạch điện song song được gọi là mạch tương đương nghịch đảo của mô hình cơ (hình 1a).

Một hệ thống cơ khí được mô tả bởi phương trình (1) có thể được miêu tả bởi các hệ thống điện tương đương (3) hoặc (6), như vậy một hệ cơ hoàn toàn có thể phân tích thành hệ điện với các phương trình mô tả tương tự nhau. Để giải các phương trình vi phân mô tả hệ chúng ta sử dụng biến đổi Laplace phù hợp.

Hàm chuyển đổi cho đầu vào là lực F(t), đầu ra là dịch chuyển x(t) trên miền thời gian như sau:



Ở miền s ta có:



$$F(s) = Ms^2X(s) + DsX(s) + KsX(s) \quad (7)$$

F(s) là chuyển đổi Laplace của đầu vào (lực F(t)), X(s) là chuyển đổi Laplace của đầu ra (dịch chuyển x(t)) của cảm biến với các thành phần (khối lượng, bộ giảm chấn, hệ số lò xo). Từ phương trình (7) ta có:

$$X(s) = F(s)\frac{1}{Ms^2+Ds+K_s} \quad (8)$$

Hàm truyền của cảm biến là tỉ lệ của biến đổi Laplace giữa đầu ra và đầu vào có dạng: $G(s) = \frac{X(s)}{F(s)} = \frac{1}{Ms^2+Ds+K_s}$ (9)

$$G(s) = \frac{\frac{K_s}{M}}{(s^2+\frac{D}{M}s+\frac{K_s}{M})}\frac{1}{K_s} \quad (10)$$

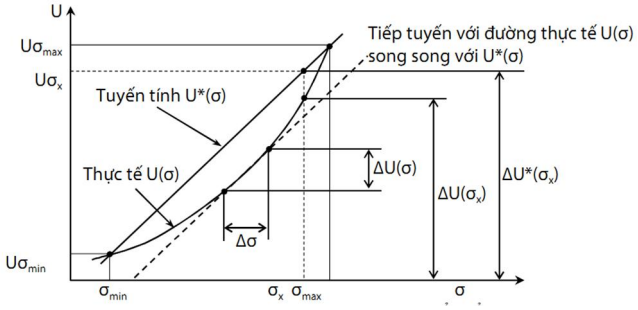
Thay thế $\omega_n = \sqrt{\frac{Ks}{M}}$ và $\alpha = \frac{D}{2\sqrt{MKs}}$

$$G(s) = (\frac{1}{K_s})(\frac{\omega_n^2}{s^2+2\xi\omega_n s+\omega_n^2}) \quad (11)$$

Trong đó, ω_n: Tần số dao động riêng; ξ: hệ số tắt của hệ.

2.2. Xác định phạm vi hoạt động của cảm biến

Cơ cấu chuyển đổi trong một phần tử đàn hồi của cảm biến đo lực là sự chuyển đổi lực thành ứng suất cơ học [1]. Lực tạo ra ứng suất σ tương ứng với một điện áp U = f(σ). Có thể coi σ là đại lượng kích thích và U là đáp ứng. Hệ toạ độ vào/ra (σ, U) trên hình 2.



Hình 2. Phạm vi hoạt động của một chuyển đổi đo

Phạm vi làm việc của một cảm biến đo trên đường cong là:

$$U(\sigma_{min}) < U(\sigma_x) < U(\sigma_{max}) \quad (12)$$

Độ nhạy S được tính theo công thức:

$$S = \lim_{\Delta\sigma\to 0}\frac{\Delta U(\sigma)}{\Delta\sigma} = \frac{dU(\sigma)}{d\sigma} \quad (13)$$

Như vậy, độ nhạy cũng là một hàm của ứng suất σ. Nếu U(σ) = Kσ, thì khi ấy độ nhạy là một hằng số: S = K.

Độ nhạy trung bình S_{tb} thường được tính theo biểu thức:

$$S_{tb} = \frac{U(\sigma_{max}) - U(\sigma_{min})}{\sigma_{max} - \sigma_{min}} \quad (14)$$

Phương trình đường thẳng qua hai điểm $[\sigma_{min}, U(\sigma_{min})]$ và $[\sigma_{max}, U(\sigma_{max})]$ là:

$$U^*(\sigma) = \frac{U(\sigma_{max}) - U(\sigma_{min})}{\sigma_{max} - \sigma_{min}}(\sigma - \sigma_{min}) + U(\sigma_{min}) \quad (15)$$

Độ lệch tuyến tính sẽ là:

$$\Delta U(\sigma) = U^*(\sigma) - U(\sigma) \quad (16)$$

và độ lệch cực đại tính theo công thức:

$$\frac{d\Delta U(\sigma)}{d\sigma} = 0 \quad (17)$$

Như vậy, điều kiện đã nêu sẽ thoả mãn tại:

$$\frac{dU^*(\sigma)}{d\sigma} = \frac{U(\sigma_{max}) - U(\sigma_{min})}{\sigma_{max} - \sigma_{min}} \quad (18)$$

Tại vị trí có độ lệch cực đại, tiếp tuyến của đường cong song song với đường thẳng đi qua hai điểm $[\sigma_{min}, U(\sigma_{min})]$ và

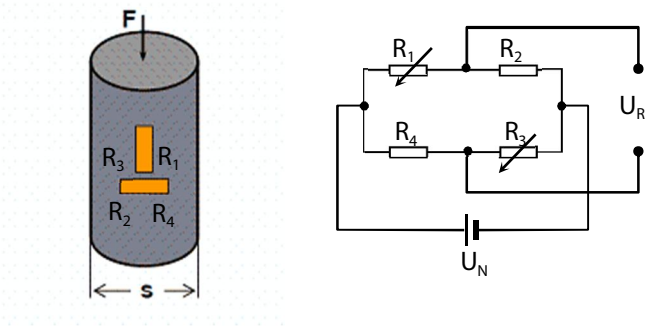
$[\sigma_{max}, U(\sigma_{max})]$. Như vậy cảm biến với độ chính xác cho phép là ±1,5% và thoả mãn được bất đẳng thức:

$$\frac{|\Delta U(\sigma)|_{max}}{U(\sigma_{max}) - U(\sigma_{min})} 100 < c_1[\%] \quad (19)$$

Khi đó đường cong của chuyển đổi được coi là tuyến tính, giá trị của hằng số c_1 được xác định trên cơ sở những giá trị số của những yếu tố quyết định độ thiếu chính xác của chuyển đổi đo.

2.3. Tính toán độ nhạy cho phần tử nhạy cảm và xây dựng mạch xử lý phát vô tuyến

Để đảm bảo độ nhạy, tần số dao động riêng của cảm biến phù hợp với động cơ tên lửa, phần tử nhạy cảm của cảm biến được thiết kế dạng hình trụ đặc.



Hình 3. Cấu trúc phần tử đàn hồi hình trụ đặc

Khi có lực tác động, phần tử nhạy cảm bị biến dạng, sử dụng mạch cầu Wheatstone với các tem biến dạng (tem đo: R_1, R_3; tem bù: R_2, R_4).

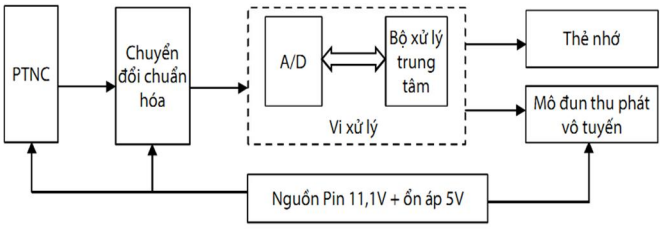
Khi đó ta có biến dạng dọc: $\varepsilon_d = \frac{4F}{\pi E s^2}$; Biến dạng ngang: $\varepsilon_n = -\frac{4F\mu}{\pi E s^2}$

Với μ là hằng số poisson; E là mô đun đàn hồi của vật liệu; U_R: Điện áp ra của cầu; U_N: Điện áp nuôi cầu.

Độ nhạy được tính theo công thức:

$$S = \frac{U_R}{U_N} = 0,5g(\varepsilon_d - \varepsilon_n) = 0,5g\left(\frac{4F}{\pi E s^2} + \frac{4F\mu}{\pi E s^2}\right) [mV/V] \quad (20)$$

Điện áp ra của cầu Wheatstone thường rất nhỏ (cỡ mV), điện áp này cần qua bộ chuyển đổi chuẩn hóa để khuếch đại thành điện áp đủ lớn để qua các mạch xử lý và thu phát vô tuyến. Sơ đồ khối phát vô tuyến như trên hình 4.



Hình 4. Sơ đồ khối mạch xử lý và khối phát vô tuyến

Phần tử nhạy cảm là phần tử hệ bậc hai, phần tử này biến đổi trực tiếp đại lượng cần đo thành biến dạng tương ứng. Cùng với mạch cầu (Wheatstone Bridge) [4] các biến dạng này được chuyển đổi thành điện áp [1]. Phần tử nhạy cảm được tính toán sao cho tần số dao động riêng, kích thước và dải đo phù hợp động cơ tên lửa.

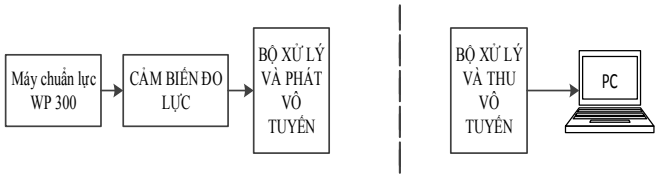
Bộ chuyển đổi chuẩn hóa gia công thông tin đo theo hệ số chuyển đổi phù hợp [6] . Bộ vi xử lý số hóa, lưu kết quả đo vào thẻ nhớ và điều khiển quá trình thu phát tín hiệu vô tuyến từ mạch đo đến trung tâm đo.

Nguồn nuôi: Pin dung lượng cao 11,1V và khối xử lý nguồn ổn áp 5V.

Toàn bộ mạch xử lý và khối phát vô tuyến có thể được tích hợp bên trong cảm biến hoặc được thiết kế thành mô đun rời đặt cách cảm biến một đoạn đủ lớn để không chịu tác động của nhiễu khi động cơ hoạt động.

3. KẾT QUẢ THỬ NGHIỆM VÀ BÀN LUẬN

Cảm biến được thiết kế, chế tạo chịu được dải đo đến 1000N, độ nhạy 2mV/V, độ quá tải 150%, kết nối và đặt tần số lấy mẫu của phần mềm 1000Hz. Thử nghiệm trong phòng Thí nghiệm để đảm bảo các yêu cầu về độ ổn định, độ chính xác. Sử dụng bộ xử lý và thu phát vô tuyến Xtend-PKG kết nối với máy tính qua cổng USB, máy tính sử dụng phần mềm thu thập dữ liệu để đọc và hiển thị kết quả đo. Sơ đồ kết nối hệ thống hiệu chỉnh như trên hình 5.



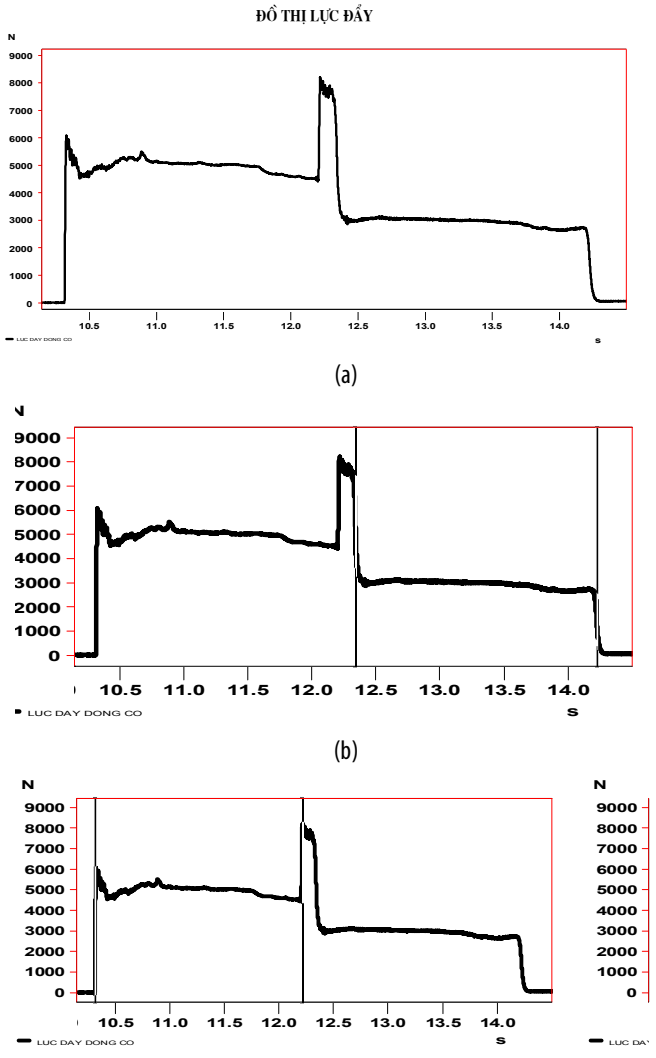
Hình 5. Phương án hiệu chỉnh cảm biến với máy chuẩn lực WP 300

Cảm biến đo lực thông được hiệu chỉnh bởi máy tạo lực chuẩn WP300. Lực chuẩn ($F_{đặt}$) đặt lên cảm biến sau đó đọc kết quả đo được. Giá trị các lần đo như trên bảng 1.

Bảng 1. Kết quả hiệu chỉnh cảm biến với máy tạo lực chuẩn WP300

TT	$F_{đặt}$ (N)	F đo được (N)		
		Lần 1	Lần 2	Lần 3
1	0	0,0	0,0	0,0
2	2000	2009,8	2008,1	2009,6
3	4000	4009,2	4009,8	4011,4
4	6000	6007,1	6011,4	6009,5
5	8000	8009,3	8009,6	8011,4
6	10000	10016,3	10013,5	10014,1

Khi thử nghiệm, cảm biến đo lực được gá lắp trên giá thử động cơ tên lửa đảm bảo các yêu cầu thử nghiệm. Hình 6a là đường cong lực đẩy thu được trong thực tế thử nghiệm. Đây là động cơ tên lửa có cấu trúc 2 tầng, sau khi cháy hết tầng 1 (hình 6b) sẽ tự động điểm hỏa cho tầng 2 (hình 6c) hoạt động. Qua đồ thị ta thấy, lực đẩy cực đại đo được khoảng hơn 8000N ta sử dụng cảm biến đo lực đẩy với dải đo 10000N là hoàn toàn hợp lý. Trên thực tế, phần mềm thu thập dữ liệu có thể phân tích mọi điểm trên đồ thị bằng cách dịch chuyển con trỏ ở các vị trí phù hợp.



(a)

(b)

(c)

Hình 6. Biểu đồ đường cong lực đẩy thu được khi thử nghiệm

4. KẾT LUẬN

Bài báo đã trình bày phương pháp tính toán hàm truyền và xây dựng mạch đo cho cảm biến thông minh trên cơ sở mô hình đồng dạng. Kết quả nghiên cứu cho thấy cảm biến đo lực đẩy hoạt động ổn định, tin cậy, chính xác, có khả năng đáp ứng được yêu cầu trong thử nghiệm động cơ tên lửa. Cảm biến sau khi chế tạo đã được sử dụng để đo lực đẩy của một số loại động cơ tên lửa thực tế đạt kết quả tốt.

Với mỗi loại động cơ tên lửa, quy trình và phương pháp thử nghiệm là khác nhau do đó phương tiện đo sử dụng phải được thiết kế, chế tạo phù hợp với từng đối tượng thử nghiệm. Cảm biến có thể được tích hợp bộ phận chuyển đổi chuẩn hóa ngay trong cảm biến hoặc được lắp rời cùng với bộ thu phát vô tuyến để tránh các tác động do động cơ tên lửa hoạt động gây ra.

Nhiều thí nghiệm không thể sử dụng phương pháp truyền hữu tuyến thông thường như: đo các tham số của thiết bị bay, lực căng dây của vũ khí phá vật cản trong quá trình hoạt động,... Do đó trong tương lai các phương tiện đo được tích hợp vi điện tử, truyền thông vô tuyến sẽ được nghiên cứu phát triển mạnh mẽ trong thử nghiệm vũ khí.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

[1]. Đào Mộng Lâm, Phạm Quang Minh, Phạm Nhật Quang, 2010. *Đo lường các tham số động cơ phản lực với phần mềm DasyLab*. NXB QĐND.

[2]. Đào Mộng Lâm, Báo cáo tổng hợp đề tài cấp Nhà nước, 2011. *Nghiên cứu thiết kế, chế tạo các cảm biến đo và hệ thống đo các thông số động lực học của thiết bị bay*. Viện KH&CNQS.

[3] Đào Mộng Lâm, Lê Vĩnh Hà, Phạm Quang Minh, Phạm Nhật Quang, 2015. *Cảm biến áp điện và các hệ thống đo lường động học vũ khí*. NXB QĐND.

[4]. Fei Hu, Qi Hao, 2013. *The Integration of Sensor Networks, Signal Processing and Machine Learning.* Taylor & Francis Group, LLC.

[5]. Subhas Chandra Mukhopadhyay, 2013. *Intelligent Sensing, Instrumentation and Measurement*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg.

[6]. To Jane, Nicola and Julia, 2011. *Measurement and Instrumentation Principles*. Reed Educational and Professional Publishing Ltd.

[7]. Alan S. Morris Reza Langari, 2016. *Measurement and Instrumentation Theory and Application*. Joe Hayton.

[8]. Boby George, Joyanta Kumar Roy, V. Jagadeesh Kumar, Subhas Chandra Mukhopadhyay, 2017. *Smart Sensors, Measurement and Instrumentation*. Springer Nature.

AUTHORS INFORMATION

Pham Nhat Quang[1], Nguyen Thi Lan Huong[2]

[1]Military Institute of Technology and Science, Vietnam

[2]School of Electrical Engineering, Hanoi University of Science and Technology