Tạp chí điện tử
Khoa học và Công nghệ Giao thông
Trang website: https://jstt.vn/index.php/vn

Application of the space-vector voltage method to design and manufacture a new BKK-18-V block replacing the БКК-18 equipped on helicopters

Nguyen Van Dat[1], Tran Binh Than[1], Phan Duc Dung[1], Do Minh Hieu[1], Vu Cao Minh Khoa[2], Pham Truong Giang[2], Hoang Thi Thuy[2*]

[1]Air Defense – Air Force Institute of Technology, 166 Hoang Van Thai Street, Phuong Liet Ward, Hanoi, Vietnam

[2]University of Transport Technology, 54 Trieu Khuc Street, Thanh Liet Ward, Hanoi, Vietnam

Article info
Type of article:
Original research paper

DOI:
https://doi.org/10.58845/jstt.utt.2026.vn.6.4.217-229

***Corresponding author:**
Email address:
thuyht@utt.edu.vn

Received: 29/04/2026
Received in Revised Form: 02/06/2026
Accepted: 15/06/2026

Abstract: The article presents a study on the application of the space-vector voltage method in the design and fabrication of the BKK-18-V roll-angle control unit, intended to replace the БКК-18 unit installed on the helicopter. Based on the functional analysis of the БКК-18 unit, the authors develop an algorithm to determine the roll angle from three-phase resolver (synchro) signals using the space-vector voltage method. The input signals are normalized and digitized via an ADC, then processed using the space-vector voltage method to calculate the roll angles of three attitude indicators (three channels). These roll angle values are further processed by an algorithm to detect discrepancies between channels and to generate roll limit warnings. The system model was developed and validated in MATLAB/Simulink, showing that the angle estimation algorithm exhibits low error across the entire investigated range, thereby confirming the validity and accuracy of the proposed method. Based on the proposed method, the BKK-18-V unit was designed, fabricated, and experimentally tested. Initial test results show that the device satisfies the fundamental technical functions and ensures compatibility with onboard aircraft systems. The study provides an important basis for gradually mastering the technology, reducing dependence on imported equipment, and improving the effectiveness of technical support for domestic aviation systems.

Keywords: The space-vector voltage method, БКК-18, BKK-18-V, helicopter.

Tạp chí điện tử
Khoa học và Công nghệ Giao thông
Trang website: https://jstt.vn/index.php/vn

Ứng dụng phương pháp vector điện áp quay thiết kế, chế tạo mới khối kiểm soát góc nghiêng BKK-18-V thay thế khối БКК-18 trên máy bay trực thăng

Nguyễn Văn Đạt[1], Trần Bình Thản[1], Phan Đức Dũng[1], Đỗ Minh Hiếu[1], Vũ Cao Minh Khoa[2], Phạm Trường Giang[2], Hoàng Thị Thúy[2*]
[1]Viện Kỹ thuật Phòng không - Không quân, 166 Hoàng Văn Thái, Phương Liệt, Hà Nội, Việt Nam
[2]Trường Đại học Công nghệ Giao thông vận tải, 54 Triều Khúc, phường Thanh Liệt, thành phố Hà Nội, Việt Nam

Thông tin bài viết
Dạng bài viết:
Bài báo nghiên cứu

DOI:
https://doi.org/10.58845/jstt.utt.2026.vn.6.4.217-229

***Tác giả liên hệ:**
Địa chỉ Email:
thuyht@utt.edu.vn

Ngày nộp bài: 29/04/2026
Ngày nộp bài sửa: 02/06/2026
Ngày chấp nhận: 15/06/2026

Tóm tắt: Bài báo trình bày nghiên cứu ứng dụng phương pháp vector điện áp quay trong thiết kế và chế tạo khối kiểm soát góc nghiêng BKK-18-V nhằm thay thế khối БКК-18 trang bị trên máy bay trực thăng. Trên cơ sở phân tích chức năng của khối БКК-18, nhóm tác giả xây dựng thuật toán xác định góc nghiêng từ tín hiệu xenxin ba pha bằng phương pháp vector điện áp quay. Các tín hiệu đầu vào được chuẩn hóa, số hóa thông qua bộ ADC, sau đó xử lý, ứng dụng phương pháp vector điện áp quay để xác định giá trị góc nghiêng của 03 đồng hồ chân trời (ba kênh). Các giá trị góc nghiêng trên được đưa vào xử lý thuật toán phát hiện sai lệch giữa các kênh và đưa ra cảnh báo đạt góc nghiêng giới hạn của máy bay. Mô hình hệ thống được xây dựng và kiểm chứng trên MATLAB/Simulink cho thấy thuật toán xác định góc có sai số nhỏ trong toàn dải khảo sát, qua đó khẳng định tính đúng đắn và độ chính xác của phương pháp đề xuất. Trên cơ sở phương pháp đề xuất, khối BKK-18-V được thiết kế, chế tạo và thử nghiệm thực tế. Các kết quả thử nghiệm ban đầu cho thấy thiết bị đáp ứng được các chức năng kỹ thuật cơ bản và bảo đảm khả năng đồng bộ với các hệ thống trên máy bay. Nghiên cứu là cơ sở quan trọng cho việc từng bước làm chủ công nghệ, giảm sự phụ thuộc vào thiết bị nhập ngoại và nâng cao hiệu quả bảo đảm kỹ thuật đối với trang thiết bị hàng không trong nước.

Từ khóa: Phương pháp vector điện áp quay, БКК-18, BKK-18-V, trực thăng.

1. Giới thiệu

Hiện nay, các máy bay hiện đại được đưa vào khai thác đã góp phần quan trọng trong việc bảo đảm an toàn bay và thực hiện các nhiệm vụ vận hành trên không. Công tác bảo đảm kỹ thuật luôn được chú trọng nhằm duy trì trạng thái kỹ thuật tốt và độ tin cậy cao của các hệ thống trên máy bay. Tuy nhiên, trong quá trình khai thác và sử dụng thực tế, các máy bay vẫn phát sinh nhiều hỏng hóc. Trong đó, khối kiểm soát góc nghiêng БКК-18 trên máy bay trực thăng là một trong những thiết bị thường xuyên xảy ra sự cố. Khi xảy ra hỏng hóc, các khối này thường phải đưa về nhà máy để sửa chữa, trong khi tài liệu

sơ đồ nguyên lý chưa đầy đủ nên quá trình khắc phục gặp nhiều khó khăn. Đối với các trường hợp hư hỏng nặng phải gửi ra nước ngoài sửa chữa, mất nhiều thời gian, gây tốn kém về kinh phí, đồng thời làm giảm tính chủ động về công nghệ và nguồn vật tư dự phòng.

Do đó, việc nghiên cứu và chế tạo khối kiểm soát góc nghiêng ВКК-18-V có chức năng tương đương để thay thế khối БКК-18 trên máy bay trực thăng là yêu cầu cần thiết. Khối БКК-18 là sản phẩm do Liên bang Nga sản xuất. Ở nước ta đến nay chưa có nghiên cứu cải tiến thay thế khối БКК-18. Trong phần 2 của bài báo trình bày tổng quan về khối БКК-18 và ứng dụng phương pháp vector điện áp quay trong việc đo các góc tín hiệu dạng xenxin. Phần 3 của bài báo đề cập việc thiết kế, chế tạo khối ВКК-18-V thay thế khối БКК-18. Phần 4 đề cập đến mô phỏng khảo sát, kết quả sản phẩm và bàn luận. Phần 5 là kết luận đánh giá tổng thể nội dung đạt được của kết quả nghiên cứu.

2. Tổng quan về khối БКК-18 và phương pháp vector điện áp quay

2.1. Tổng quan về khối БКК-18

Khối БКК-18 [1] là thiết bị kiểm soát góc nghiêng được trang bị trên máy bay trực thăng dùng để kiểm soát 03 đồng hồ chân trời theo góc nghiêng để cấp tín hiệu báo hỏng đồng hồ (nếu có) và cảnh báo góc nghiêng đạt giới hạn cho phép của trực thăng. Để đảm bảo được các chức năng trên khối БКК-18 có chế độ làm việc, tín hiệu báo và các tham số kỹ thuật sau:

- Khối có chế độ làm việc chính (trên không) "РАБОТА". Ở chế độ này khối đảm bảo cấp các tín hiệu báo:

+ "ОТКАЗ АГлев"- hỏng đồng hồ chân trời trái;

+ "ОТКАЗ АГправ"- hỏng đồng hồ chân trời phải;

+ "ОТКАЗ АГрезер"- hỏng đồng hồ chân trời dự phòng;

+ "КРЕН ВЕЛИК ЛЕВ" nghiêng trái tới hạn;

+ "КРЕН ВЕЛИК ПРАВ" nghiêng phải tới hạn;

+ "КРЕН ВЕЛИК" đạt góc nghiêng tới hạn. Các báo hiệu nghiêng trái, nghiêng phải lớn kèm theo âm thanh khi có 2 hoặc 3 đồng hồ chân trời tốt chỉ giá trị nghiêng tới hạn.

- Ở mặt đất, khi kiểm tra mặt đất hoặc kiểm tra trước khi bay khối БКК-18 có các chế độ sau:

+ "ТЕСТ-КОНТРОЛЬ"- tự kiểm tra;

+ "ОБНУЛЕНИЕ"- quy không

Hình 1. Hình dáng bên ngoài của khối БКК-18 [1]

Tham số kỹ thuật của khối БКК-18 như sau:

+ Điện áp cung cấp:

- Xoay chiều 3 pha tần số 400 ± 20 Hz: $36^{+1,8}_{-3,6}$ V;
- Một chiều: $27^{+2,4}_{-3,0}$ V.

+ Dòng điện tiêu thụ:

- Xoay chiều 3 pha tần số 400 ± 20 Hz < 0,1 A;
- Một chiều: < 0,65 A.

+ Thời gian chuẩn bị kể từ khi được cấp nguồn: < 5 s.

+ Phạm vi tác động theo góc nghiêng: Từ -45 ^{0} đến +45 ^{0}

+ Ngưỡng tác động của khối theo sai lệch chỉ số giữa truyền cảm АГ hỏng và giá trị trung bình của các truyền cảm АГ tốt là : $7^0 \pm 2^0$ ($5^0 \div 9^0$).

+ Tín hiệu góc nghiêng giới hạn được cấp khi:

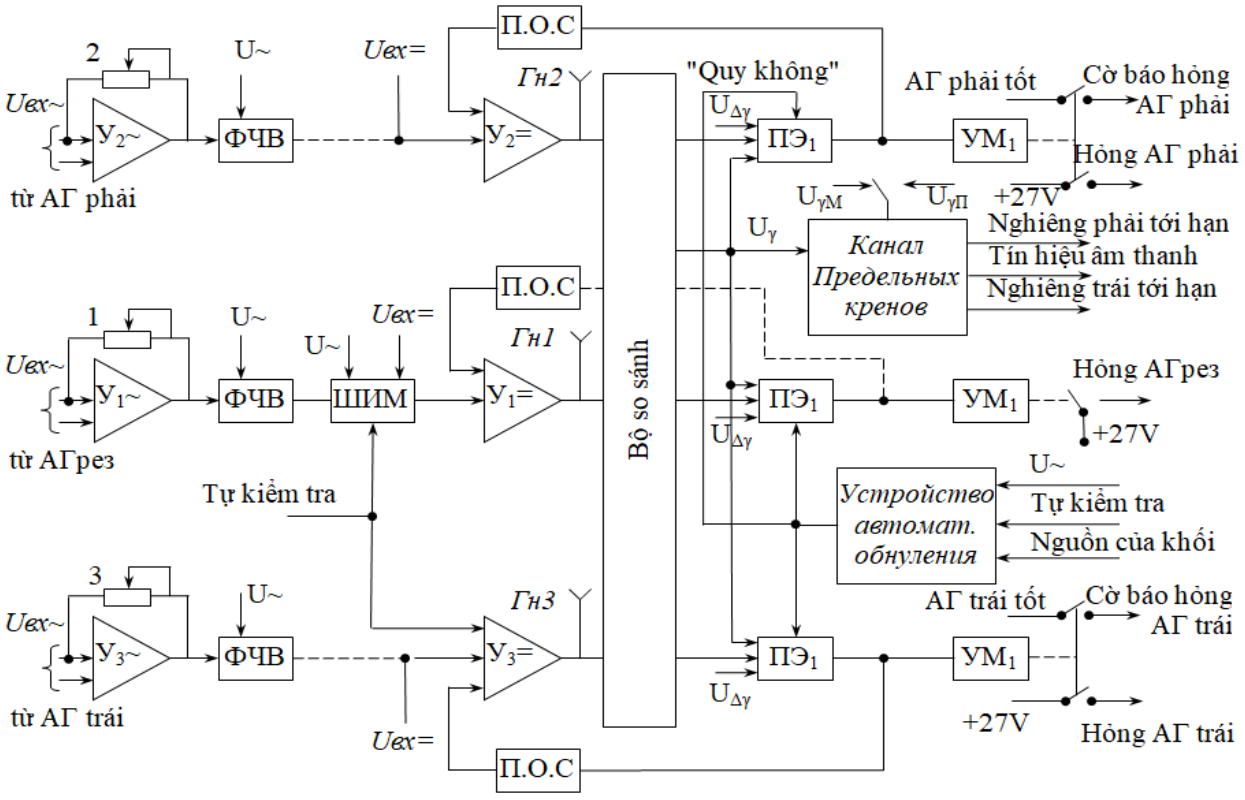
- Bay ở chế độ "МАРШРУТ": $\pm 33^0 \pm 4^0$
- Bay ở chế độ "ПОСАДКА": $\pm 15^0 \pm 2,5^0$

+ Thời gian chờ khối БКК-18 cấp tín hiệu báo hỏng khi có sai lệch tín hiệu cửa vào vượt ngưỡng lớn hơn 1 ± 0,5 s.

+ Kích thước bao của khối (dài x rộng x cao): (354 x 90 x 88) ± 5 mm;

+ Khối lượng của khối БКК-18 là 2,3 kg;

Hình dáng bên ngoài của khối được thể hiện trên Hình 1.



Hình 2. Sơ đồ chức năng khối БКК-18 [1]

Sơ đồ khối chức năng của БКК-18 được thể hiện trên Hình 2.

Khối БКК-18 có các thành phần cấu tạo bên trong gồm:

+ У~: bộ khuếch đại tín hiệu xoay chiều;

+ ФЧВ: bộ khuếch đại nắn dòng nhạy pha;

+ У=: bộ khuếch đại tín hiệu một chiều;

+ ШИМ: bộ điều chế độ rộng xung;

+ Biến trở (1, 2, 3) điều chỉnh hệ số khuếch đại tín hiệu xoay chiều;

+ ПЭ: phần tử ngưỡng;

+ Bộ so sánh (Устройство сравнение);

+ П.О.С: phản hồi dương;

+ УМ: bộ khuếch đại công suất;

+ Канал предельных кренов: kênh báo hiệu góc nghiêng giới hạn;

+ Устройство автомат обнуления: mạch tự động quy không.

Khối БКК-18 kiểm soát sự mất đồng bộ của các đồng hồ chân trời hoạt động theo nguyên lý so sánh các tín hiệu tương tự được cấp tới cửa vào của khối từ các truyền cảm góc nghiêng dạng xoay chiều và một chiều. Trước khi so sánh, tín hiệu từ các truyền cảm được chuẩn hóa sơ bộ. Khi đó, ở cửa vào của thiết bị so sánh sẽ có 3 tín hiệu được chuẩn hóa như nhau, biến đổi với cùng hệ số theo góc nghiêng của máy bay. Thiết bị so sánh sẽ xác định kênh nghiêng của đồng hồ chân trời bị hỏng trên cơ sở sai lệch chỉ số của đồng hồ này so với chỉ số trung bình của 2 đồng hồ còn lại vượt quá mức cho phép. Thông tin về đồng hồ (kênh) bị hỏng được khuếch đại rồi cấp cho mạch chỉ thị. Thông tin này được nhớ trong chuyến bay, được xóa ở mặt đất (sau khi kênh bị hỏng đã được sửa chữa) bằng cách cấp tín hiệu quy không từ công tắc “ОБНУЛЕНИЕ” hoặc khi kết thúc lệnh “ТЕСТ-КОНТРОЛЬ”. Hoạt động của kênh kiểm soát góc nghiêng giới hạn dựa trên cơ sở so sánh điện áp trung bình của 3 kênh (Uγ) với các giá trị điện áp ngưỡng (UγM, UγП) tương ứng với các giá trị giới hạn của góc nghiêng ở chế độ “МАРШРУТ” và chế độ “ПОСАДКА”. Khi có điều kiện Uγ > UγM (UγП), phần tử ngưỡng sẽ tác động, dấu của tín hiệu ra phụ thuộc vào dấu của tín hiệu Uγ. Điện áp có dấu tương ứng từ cửa ra của phần tử ngưỡng cấp tới mạch tương ứng để chỉ thị máy bay nghiêng trái hay nghiêng phải quá mức. Đồng thời các tín hiệu ra từ cả hai mạch cấp tới bộ cộng để tạo tín hiệu vượt ngưỡng (không phụ thuộc vào dấu) cấp tới mạch báo hiệu bằng âm thanh. Tín hiệu vượt ngưỡng không được nhớ, tự động mất khi góc nghiêng nhỏ hơn giá trị giới hạn. Tín hiệu vượt ngưỡng cũng không được hình thành nếu có tín hiệu hỏng cả ba đồng hồ chân trời.

Để kiểm tra khả năng làm việc của khối, tín hiệu tự kiểm tra “ТЕСТ-КОНТРОЛЬ” được đưa đến đầu vào (УЗ=), bộ điều chế độ rộng xung (ШИМ), cả ba tín hiệu "ОТКАЗ" được tự tạo và kênh giới hạn góc nghiêng. Khi đó tín hiệu "ОТКАЗ" và "КРЕН ВЕЛИК" được hiển thị ở các mạch báo hỏng riêng biệt cũng như ở mạch tổng hợp tín hiệu "ИСПР.БКК", mạch này báo tốt khi đã đưa tất cả các tín hiệu cửa ra của БКК-18 ("ОТКАЗ" và "КРЕН ВЕЛИК") vào mạch hiển thị. Sau khi kết thúc lệnh “ТЕСТ-КОНТРОЛЬ”, thiết bị tự động tạo xung xóa bỏ thông tin hỏng hóc.

2.2. Ứng dụng phương pháp vector điện áp quay để đo góc tín hiệu xenxin

Trên máy bay trực thăng tín hiệu góc nghiêng từ 03 đồng hồ chân trời được đưa đến khối БКК-18 là tín hiệu xenxin. Do đó chúng có thể sử dụng phương pháp vector điện áp quay để xác định giá trị góc của chúng - chính là góc lệch của rotor và stator của xenxin. Các nghiên cứu gần đây cho thấy phương pháp vector điện áp quay có ưu điểm về khả năng triển khai số, chống nhiễu và giảm ảnh hưởng của sai lệch biên độ giữa các pha, đặc biệt phù hợp với các hệ thống xử lý tín hiệu thời gian thực và ứng dụng hàng không yêu cầu độ tin cậy cao [2–10]. Theo phương pháp vector điện áp quay [11–13], điện áp của từng pha của xenxin sẽ là hình chiếu của vector điện áp stator lên các trục cuộn dây pha tương ứng của stator. Hình 3 dưới đây biểu diễn vector không gian điện áp stator trong hệ trục αβ. Khi rotor của xenxin quay một góc nhất định tạo ra vector điện áp stator một giá trị tương ứng tạo ra vector không gian điện áp stator tương ứng. Vector không gian điện áp stator một vector có mô đun xác định ($|u_S|$) quay trong mặt phẳng phức một góc tương ứng góc quay của xenxin. Vector không gian điện áp stator u_S và các pha điện áp được thể hiện ở Hình 4. Bằng các phương pháp đại số ta thực hiện tính toán giá trị góc lệch giữa rotor và stator của xenxin. Giả sử góc lệch giữa vector u_S và trục α là φ.

Chiếu giá trị của vector u_S lên trục thực và trục ảo ta có:

$$u_{s\alpha}=u_s \cos\varphi, \quad u_{s\beta}=u_s \sin\varphi \qquad (1)$$

Chiếu giá trị của vector u_S lên trục các pha A, B, C ta có:

$$u_{sa}=u_s \cos\varphi;$$

$$u_{sb}=u_s\cos(120^o-\varphi);$$

$u_{sc}=-u_s\cos(60^o-\varphi)$. (2)

Thực hiện triển khai công thức (2) và thay các giá trị ở công thức (1) vào ta có:

$$u_{sa}=u_{s\alpha},\quad u_{sb}=-\frac{1}{2}u_{s\alpha}+\frac{\sqrt{3}}{2}u_{s\beta},\quad u_{sc}=-\frac{1}{2}u_{s\alpha}-\frac{\sqrt{3}}{2}u_{s\beta} \quad (3)$$

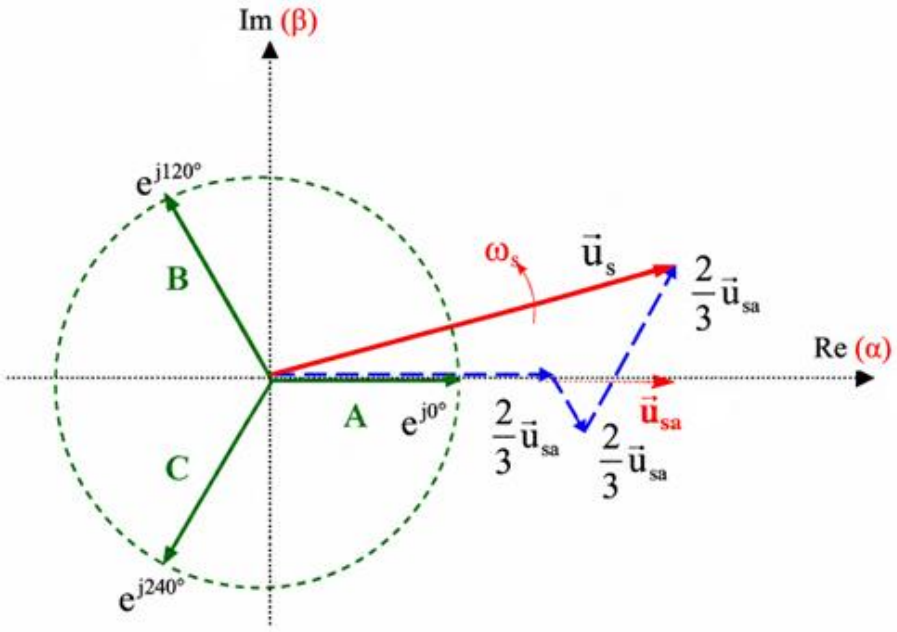
Thực hiện biến đổi (3) ta sẽ tính được như sau:

$$u_{s\alpha}=-u_{sb}-u_{sc},\quad u_{s\beta}=\frac{1}{\sqrt{3}}u_{sb}-\frac{1}{\sqrt{3}}u_{sc} \quad (4)$$

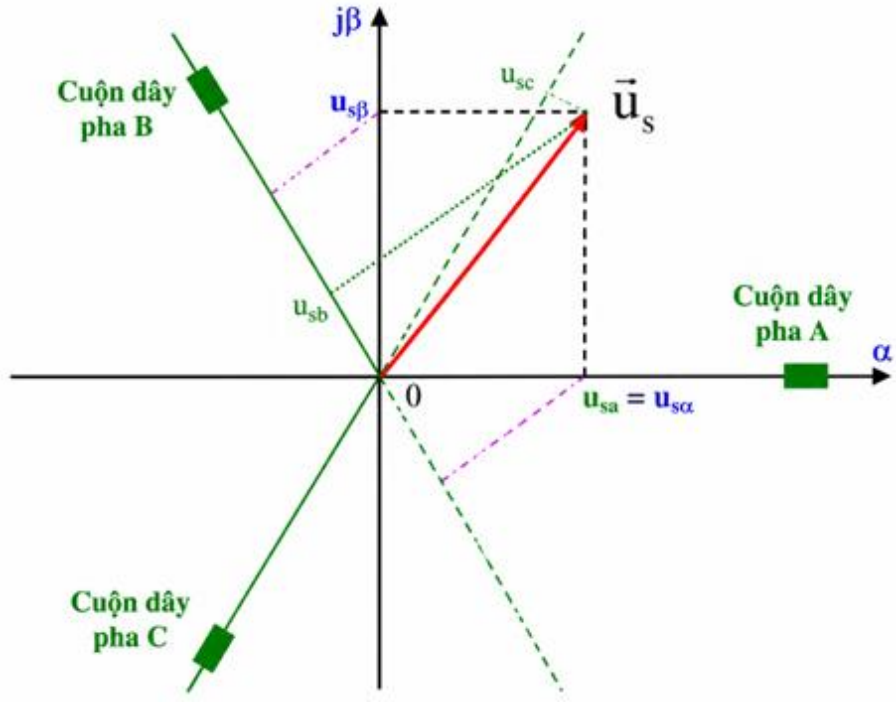
Từ đó ta xác định được góc xenxin cần đó là:

$$\varphi=\arctan\frac{u_{s\beta}}{u_{s\alpha}}=\arctan\frac{\frac{1}{\sqrt{3}}u_{sc}-\frac{1}{\sqrt{3}}u_{sb}}{u_{sb}+u_{sc}} \quad (5)$$

Do đó, khi biết được giá trị các tham số điện áp các pha tương ứng sẽ xác định được vector u_S cũng như góc lệch φ giữa rotor và stator của xen-xin.



Hình 3. Vector không gian điện áp stator [13]



Hình 4. Vector không gian điện áp stator u_S và các pha điện áp trong hệ trục αβ [13]

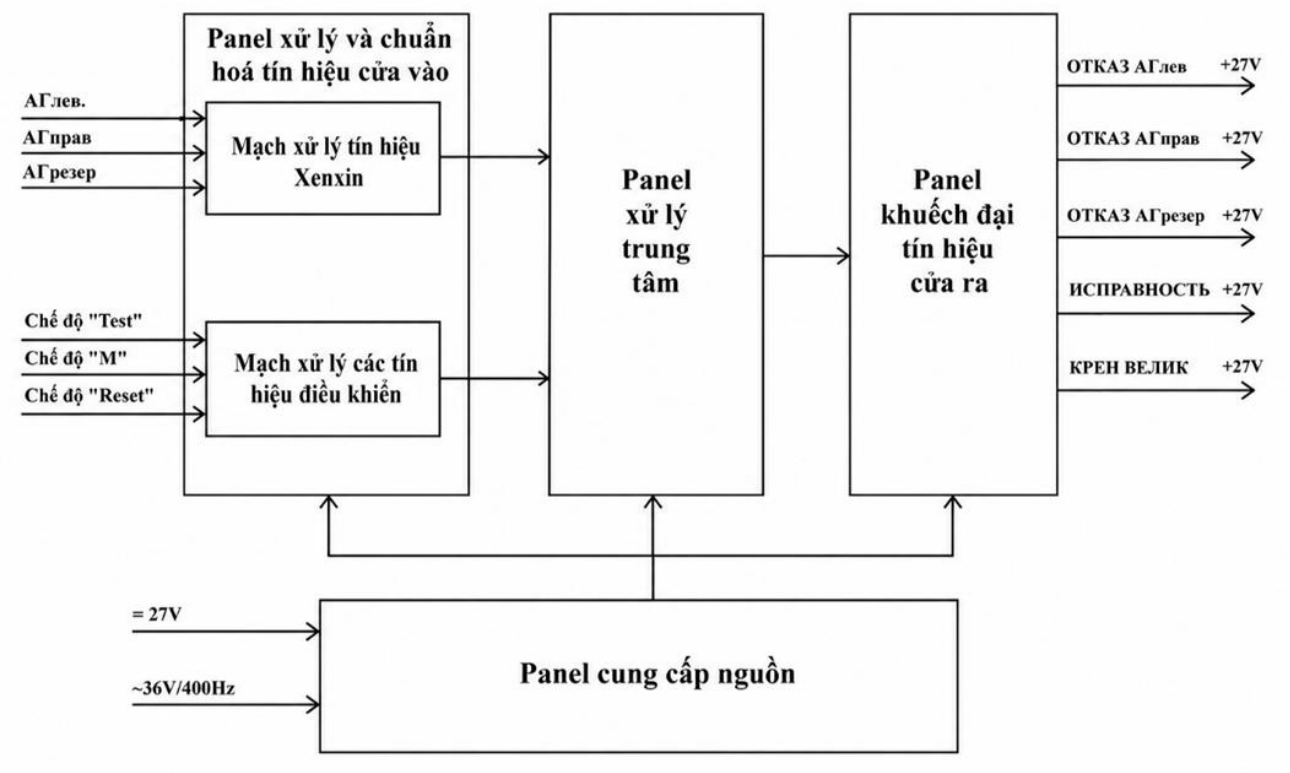
3. Thiết kế, chế tạo khối BKK-18-V thay thế БКК-18 trên máy bay trực thăng

Trên cơ sở phương pháp vector điện áp quay được trình bày trong phần 2, xây dựng sơ đồ chức năng khối BKK-18-V. Sơ đồ khối chức năng mạch số hoá, biến đổi tham số góc nghiêng của các đồng hồ chân trời được thể hiện trên Hình 5.

Ở mô đun xử lý tín hiệu cửa vào các tham số góc nghiêng từ các đồng hồ được đưa tới dưới dạng tín hiệu xenxin ba pha. Các tín hiệu này trước hết được đưa qua mạch chuẩn hóa nhằm biến đổi và cân bằng biên độ, đảm bảo phù hợp với dải làm việc của khối xử lý số. Sau đó, tín hiệu của từng pha được đưa qua bộ dồn kênh và chuyển tới các bộ ADC 12 bit để thực hiện quá trình số hóa, thu nhận giá trị điện áp của từng kênh. Quá trình lấy mẫu được đồng bộ với tín hiệu chuẩn 36V–400Hz của hệ thống máy bay. Tín hiệu chuẩn được biến đổi thành dạng xung vuông có tần số 400Hz và sườn lên của xung được sử dụng làm thời điểm đồng bộ lấy mẫu T_0. Phương pháp này đảm bảo các kênh tín hiệu được lấy mẫu đồng thời, hạn chế sai số do lệch pha giữa các kênh.

Quá trình xử lý số được thực hiện bởi vi điều khiển ATmega128, là vi điều khiển 8-bit thuộc họ AVR, tích hợp bộ ADC, bộ định thời và các giao tiếp ngoại vi, phù hợp cho các ứng dụng đo lường và xử lý tín hiệu thời gian thực. Sau khi nhận dữ liệu từ các kênh ADC, vi điều khiển tiến hành tính toán theo công thức (5) để xác định giá trị góc nghiêng tương ứng, đồng thời thực hiện các thuật toán điều khiển cần thiết. Các đặc tính và khả năng của vi điều khiển được tham khảo theo tài liệu kỹ thuật của nhà sản xuất [14].

Ba giá trị góc nghiêng thu được từ các kênh đo được đưa tới mô đun xử lý trung tâm để thực hiện tổng hợp, xử lý theo thuật toán và điều khiển các chế độ làm việc của hệ thống. Tại đây, hệ thống không chỉ sử dụng ba giá trị góc mà còn kết hợp với các tín hiệu điều khiển liên quan nhằm nâng cao độ tin cậy của quá trình đánh giá trạng thái. Mô-đun xử lý trung tâm sử dụng vi điều khiển PSoC 5LP, là hệ thống tích hợp khả năng xử lý số, ngoại vi tương tự và các khối lập trình linh hoạt, phù hợp cho các bài toán xử lý tín hiệu và điều khiển thời gian thực [15].



Hình 5. Sơ đồ khối chức năng khối kiểm soát góc nghiêng BKK-18-V

Dựa trên dữ liệu đầu vào, vi điều khiển thực hiện thuật toán so sánh giữa các kênh để phát hiện sai lệch, từ đó xác định lỗi cảm biến (FDI – Fault Detection and Isolation), đồng thời tính toán và giám sát giá trị góc nghiêng tới hạn của máy bay theo đúng chức năng của khối. Khi phát hiện có lỗi cảm biến hoặc khi góc nghiêng đạt đến ngưỡng giới hạn, các tín hiệu cảnh báo tương ứng sẽ được tạo ra và truyền tới mô-đun điều khiển và khuếch đại đầu ra. Tại đây, tín hiệu được khuếch đại công suất và đưa tới hệ thống cảnh báo, đảm bảo cung cấp thông tin kịp thời cho người vận hành.

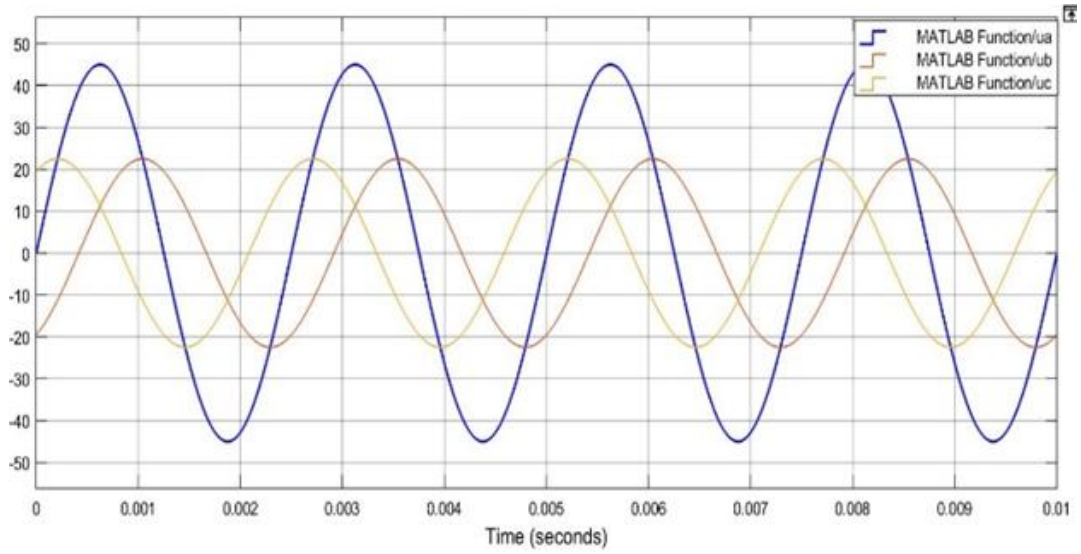
4. Mô phỏng, kết quả và thảo luận

4.1. Mô phỏng kiểm chứng

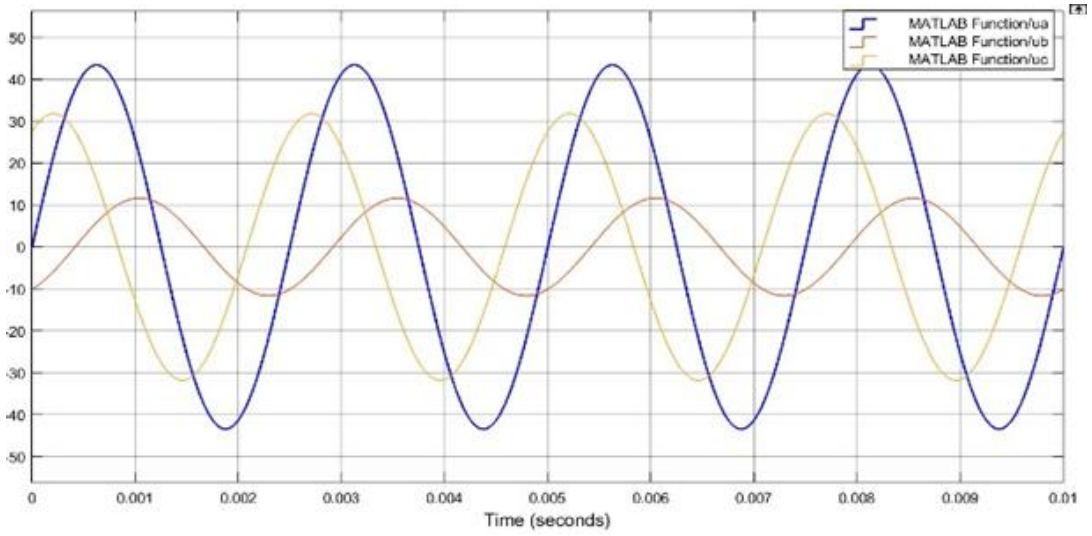
Xây dựng chương trình mô phỏng trên MATLAB-Simulink để khảo sát phương pháp đo được trình bày trong Mục 2.2. Như được miêu tả trên sơ đồ Hình 4, với mỗi giá trị pha φ_0 (giá trị góc lệch giữa rotor và stator của xenxin phát tín hiệu) ta tính toán để đưa ra được các giá trị điện áp u_a, u_b, u_c tương ứng của xenxin phát tín hiệu. Từ 3 tín hiệu u_a, u_b, u_c ta đưa vào bộ xử lý tính toán theo công thức (5) để xác định giá trị φ_1 (giá trị góc cần xác định) và so sánh giá trị φ_0 và giá trị φ_1.

Kết quả cho thấy 2 tham số này có kết quả bằng nhau, ta có thể thấy bước đầu kiểm chứng thuật toán xác định góc theo phương pháp vector điện áp quay là đúng.

Kết quả mô phỏng được biểu diễn trong các Hình 6, Hình 7 dưới đây.



Hình 6. Giá trị điện áp các pha của xenxin khi góc lệch là 0°



Hình 7. Giá trị điện áp các pha của xenxin khi góc lệch là 15°

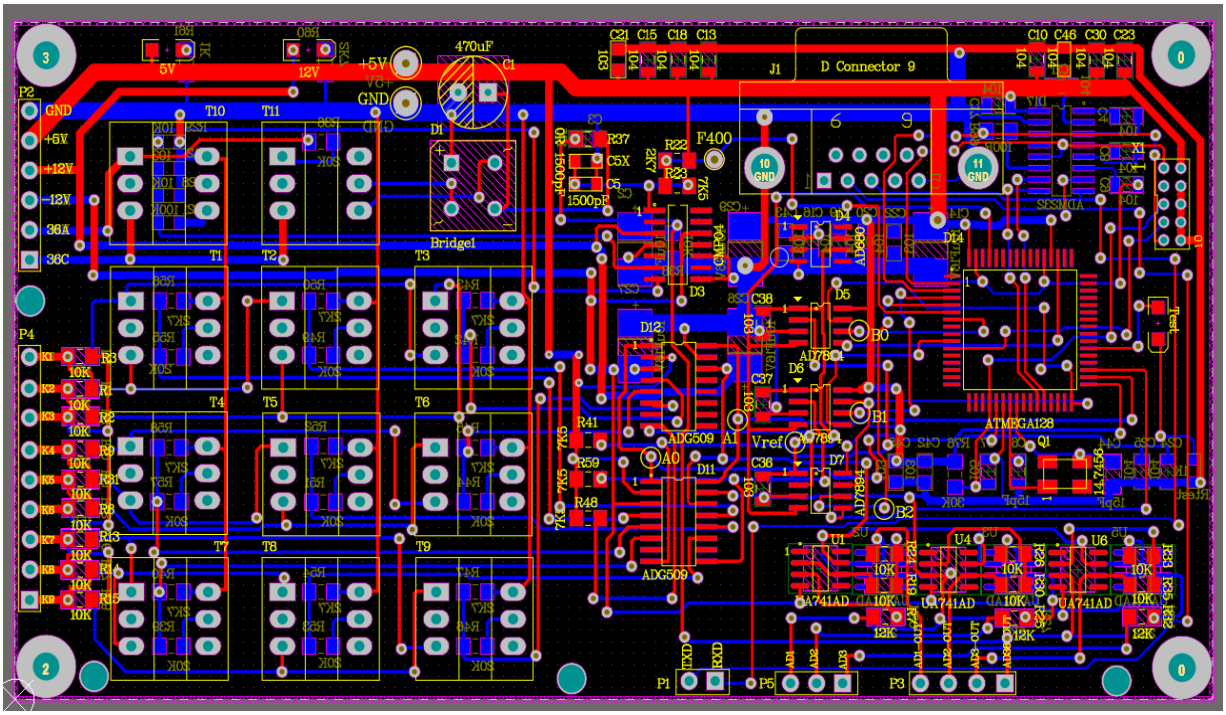
4.2. Kết quả, sản phẩm và thảo luận

Từ sơ đồ khối được xây dựng ở trên và phương pháp đo được đề cập trong phần 2.2, tiến hành xây dựng sơ đồ nguyên lý và thiết kế mạch cho khối BKK-18-V.

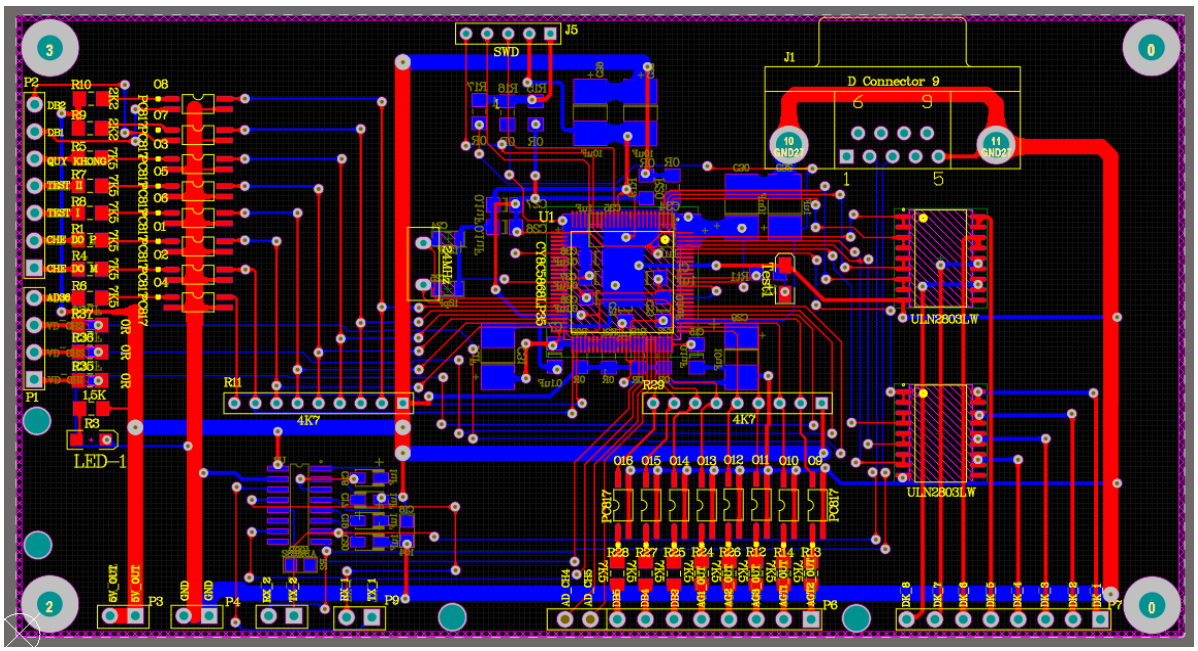
Kết quả sơ đồ mạch in của BKK-18-V được thể hiện trên Hình 8 và Hình 9. Sản phẩm khối BKK-18-V được thể hiện trên Hình 10.

Quá trình thử nghiệm khối BKK-18-V đang tuân thủ các bước thử nghiệm theo chuẩn hàng không và quân sự, được thực hiện theo hướng đánh giá tuần tự từ cấp Mô-đun chức năng đến cấp hệ thống hoàn chỉnh. Các nội dung thử nghiệm bao gồm kiểm tra ở cấp mô đun chức năng tập trung vào khả năng tiếp nhận tín hiệu xenxin ba pha từ các đồng hồ chân trời, chuẩn hóa tín hiệu đầu vào, số hóa thông qua bộ ADC, thuật toán xác định góc nghiêng từng kênh, truyền dữ liệu giữa các mô đun chức năng, thuật toán xác định góc nghiêng trung bình, xác định lỗi cảm biến, xác định góc nghiêng tới hạn và tạo tín hiệu cảnh báo đầu ra. Sau đó, khối BKK-18-V được thử nghiệm bằng thiết bị kiểm tra chuyên dụng ПАП-32 (Пульт автономной проверки ПАП-32), hiện đang được sử dụng để kiểm tra khối БКК-18 nguyên bản, nhằm đánh giá mức độ tương thích chức năng giữa nguyên mẫu thiết kế và thiết bị gốc. Bên cạnh các thử nghiệm chức năng, nguyên mẫu BKK-18-V còn được thử nghiệm trong điều kiện phòng thí nghiệm, các điều kiện thử nghiệm môi trường của khối BKK-18-V được xây dựng trên cơ sở yêu cầu khai thác của thiết bị điện tử hàng không lắp đặt trên Trực thăng và tham khảo các tiêu chuẩn thử nghiệm môi trường, cơ học đối với thiết bị điện tử quân sự Liên bang Nga như ГОСТ 20.57.406-81, ГОСТ B 20.39.304-76 và ГОСТ 15150-69, bao gồm thử nghiệm nhiệt độ làm việc trong dải từ -40°C đến +60°C, thử nghiệm độ ẩm không vượt quá 95% ở nhiệt độ 35°C và thử nghiệm rung xóc với gia tốc không vượt quá 4g (39,226 mm/s^2). Kết quả cho thấy hệ thống duy trì được trạng thái hoạt động ổn định trong các điều kiện môi trường thử nghiệm.

Sau khi hoàn thành các thử nghiệm trong phòng thí nghiệm, khối BKK-18-V được lắp đặt và thông điện kiểm tra trên Trực thăng tại mặt đất theo quy trình kiểm tra khối БКК-18 hiện đang áp dụng trên máy bay (Hình 11). Các kết quả bước đầu cho thấy thiết bị đảm bảo hoạt động đúng chức năng và làm việc đồng bộ với các hệ thống trên trực thăng.



Hình 8. Sơ đồ mạch in khối BKK-18-V - Mô-đun xử lý tín hiệu cửa vào



Hình 9. Sơ đồ mạch in khối BKK-18-V - Mô-đun xử lý trung tâm

Hình 10. Khối BKK-18-V sau khi được chế tạo

Hình 11. Khối BKK-18-V thử nghiệm trên trực thăng

Bảng 1. Kết quả kiểm tra chỉ tiêu tham số kỹ thuật cơ bản khối BKK-18-V

TT	Nội dung	Đơn vị	Chỉ tiêu	Kết quả kiểm tra		Ghi chú
				BKK-18-V (№ 001/2026)	БКК-18 (№ 730737)	
1	Điện áp nguồn:					
	- Xoay chiều 3 pha tần số 400±20 Hz	V	$36^{+1,8}_{-3,6}$	36,05	36,02	
	- Một chiều	V	$27^{+2,4}_{-3,0}$	27,02	27,01	
2	Dòng điện tiêu thụ:					
	- Xoay chiều 3 pha tần số 400±20 Hz, không lớn hơn	A	0,1	0,01	0,03	
	- Một chiều, không lớn hơn	A	0,65	0,36	0,45	
3	Thời gian chuẩn bị kể từ khi được cấp nguồn, không lớn hơn	s	5	1,5	2	
4	Phạm vi tác động theo góc nghiêng	Độ	Từ -45 đến +45	Từ -45 đến +45	Từ -45 đến +45	
5	Ngưỡng tác động của khối theo sai lệch chỉ số giữa truyền cảm АГ hỏng và giá trị trung bình của các truyền cảm АГ tốt là	Độ	± 7 ± 2	± 7,5	± 8	
6	Tín hiệu góc nghiêng giới hạn được cấp khi:					
	- Bay ở chế độ “МАРШРУТ”:	Độ	± 33 ± 4	± 33,5	± 32,5	
	- Bay ở chế độ “ПОСАДКА”:	Độ	± 15 ± 2,5	± 15	± 15,5	
7	Thời gian giữ chậm để khối BKK-18-V cấp tín hiệu báo hỏng АГ (tính từ khi có sai lệch các tín hiệu cửa vào vượt ngưỡng), Không nhỏ hơn	s	1 ± 0,5	1	1,3	
8	Kích thước bao (dài x rộng x cao)	mm	(354x90x88) ± 5	354x90x88	354x90x88	
9	Khối lượng, không lớn hơn	Kg	2,3	1,9	2,2	
10	Nhiệt độ làm việc	^{o}C	Từ -40 đến +60	Từ -40 đến +60		Theo Biên bản thử nghiệm vi khí hậu
11	Độ ẩm cao nhất (ở nhiệt độ 35 ^{0}C)	%	95	95		Theo Biên bản thử nghiệm vi khí hậu
12	Quá tải, không lớn hơn	g	4	4		Theo Biên bản thử nghiệm rung xóc

5. Kết luận

Bài báo đã đề xuất ứng dụng phương pháp vector điện áp quay để đo góc nghiêng của 03 đồng hồ chân trời trên máy bay trực thăng từ tín hiệu dạng xenxin, sau đó biến đổi chúng thành tín hiệu số để xử lý thuật toán, xác định các đồng hồ chân trời hỏng (nếu có) và góc nghiêng tới hạn của máy bay. Khối БКК-18-V được thiết kế, chế tạo trên cơ sở ứng dụng phương pháp vector điện áp quay trong xử lý tín hiệu góc nghiêng. Kết quả thử nghiệm bước đầu cho thấy hệ thống có khả năng đáp ứng các chức năng chính của khối БКК-18 và chứng minh tính khả thi của giải pháp đề xuất.

Đây là cơ sở để tiếp tục nghiên cứu hoàn thiện, kiểm định và đánh giá hệ thống trong các điều kiện khai thác thực tế, hướng tới khả năng ứng dụng trên máy bay trực thăng.

Tài liệu tham khảo

[1] Ministry of Aviation Industry of the USSR. (2006). Руководство по технической эксплуатации “Блок контроля кренов БКК-18”. Moscow, Russia. https://helpiks.org/5-3537.html (truy cập ngày 05/03/2026).

[2] J. Zou, P. Zhu, W. Zhang, Y. Xu, J. Zou. (2024). Software-Based Resolver-to-Digital Converter Using an α–β–γ Filter. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement,* 73, 1-11. https://doi.org/10.1109/TIM.2024.3370811

[3] Q. Zheng, S. Meng, S. Sun, Y. Jiang, Y. Hu. (2022). Research on Improved Resolver-to-Digital Conversion Method and Its Application Based on FPGA. *Proceedings of the International Conference of Fluid Power and Mechatronic Control Engineering (ICFPMCE 2022),* 25–35. https://doi.org/10.2991/978-94-6463-022-0_4

[4] T. Estrabis, G. Gentil, R. Cordero. (2021). Development of a Resolver-to-Digital Converter Based on Second-Order Difference Generalized Predictive Control. *Energies,* 14(2), 459. https://doi.org/10.3390/en14020459

[5] D.A. Khaburi. (2012). Software-Based Resolver-to-Digital Converter for DSP-Based Drives Using an Improved Angle-Tracking Observer. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 61(4), 922–929. https://doi.org/10.1109/TIM.2011.2179825

[6] Y. Zengin. (2010). Development of a DSP-FPGA-Based Resolver-to-Digital Converter for stablized gun platforms. *M.S. - Master of Science, Middle East Technical University.* https://open.metu.edu.tr/handle/11511/19591 (truy cập ngày 01/05/2026).

[7] Microchip Technology Inc. (2015). AN1078: Sensorless Field Oriented Control of a PMSM Using a Sliding Mode Observer (SMO). *Application Note*. https://www.microchip.com/en-us/application-notes/an1078 (truy cập ngày 01/04/2026).

[8] Texas Instruments. (2018). Discrete Resolver Front-End Reference Design With C2000™ Microcontroller and ± 0.1° Accuracy. *Design Guide TIDUDP0*. https://www.ti.com/tool/TIDA-01527 (truy cập ngày 05/04/2026).

[9] R. Çelikel, A. Gündoğdu. (2024). High-Precision Angle Measurement for Position Control in Industrial Drives Systems with Shaft Resolver. *Turkish Journal of Science and Technology*, 19(2), 387-396. https://doi.org/10.55525/tjst.1448314

[10] R. Ramamoorthy. (2014). Reduce System Costs with Resolver-to-Digital Conversion Implementation on C2000 Microcontrollers. *Texas Instruments.* https://www.ti.com/lit/wp/spry212a/spry212a.pdf (truy cập ngày 01/05/2026).

[11] B.K. Bose. (2002). Modern Power Electronics and AC Drives. *Prentice Hall.* USA.

[12] D. W. Novotny, T.A. Lipo. (1996). Vector Control and Dynamics of AC Drives. *Oxford University Press.* https://doi.org/10.1093/oso/9780198564393.001.0001

[13] G. S. Boyes. (1980). Synchro and Resolver Conversion. *Analog Devices.* https://www.analog.com/en/resources/technical-books/synchro-resolver-conversion.html (truy cập ngày 10/01/2026).

[14] Microchip Technology Inc. (2015). 8-bit AVR Microcontroller ATmega128A Datasheet.

https://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/Atmel-8151-8-bit-AVR-ATmega128A_Datasheet.pdf (truy cập ngày 05/03/2026).

[15] Cypress Semiconductor Corporation. (2019). PSoC 5LP: CY8C58LP Family Datasheet. https://www.infineon.com/assets/row/public/documents/30/49/infineon-psoc-5lp-cy8c58lp-datasheet-datasheet-en.pdf (truy cập ngày 12/03/2026).