

자세정보 시현기능을 가진 항공기용 통합형 예비계기 국산화 개발에 관한 연구

김정민^{1*}, 조지형²
¹국방기술품질원, ²영풍전자

A Study on Development of Integrated Standby Instrument system for Aircraft

Jung Min Kim^{1*}, Jihyung Jo²
¹Defense Agency for Quality and Technology
²Youngpoong Electronics

요약 항공기에 적용되는 통합형 예비계기는 항공기의 자세정보, 고도, 속도 등을 표시하는 계기이다. 평소에는 항공기의 대기 자료 시스템을 통해 시현되지만, 통합형 예비계기는 비상상황에서 조종사에게 필수적인 비행 정보를 시현하여 항공기의 안전성 및 아군의 생존력 향상에 기여하는 핵심 장비이다. 해외 구매품은 고장 시 원인분석이 제한되며, 수리에 많은 시간이 소요되었다. 이에 운용성 향상 및 원가절감, 국내 기술력 향상 등의 목적을 위해 국산화 개발을 추진했다. 통합형 예비계기는 영풍전자와 국방기술품질원의 일반부품국산화 절차를 통해 개발되었으며, 연구 개발부터 검증 및 체계 적용까지 정해진 단계별로 수행되었다. 본 국산화에서는 도입품의 성능을 만족하는 자체적인 센서 알고리즘을 연구 개발했다. 관성센서의 자이로, 가속도 센서를 각 주파수 특성에 따라 보상필터, 칼만필터를 통해 계산하는 알고리즘을 구현하였으며, 이를 통해 항공기의 Roll, Pitch를 계산했다. 압력센서를 활용하여 항공기의 고도, 속도, 수직속도, 기울임 정도를 계산하였다. 검증은 항공기에 적용되는 군사 규격을 활용하여 환경 요구조건을 검사하였으며, 기능시험도 구성품 시험, 항공기 지상 시험, 비행시험을 통해 완벽하게 검증하였다. 최종적으로 국산화 적합판정 및 항공기에 적용되었으며, 국산화 개발 연구를 통해 운용성 향상, 수리 소요시간 감소, 기술력 확보 등의 목적을 달성했다.

Abstract An Integrated Standby Instrument(ISI) is applied to aircraft as a preliminary instrument that displays attitude, altitude, and speed of the aircraft. An ISI is essential to pilots in emergency situations and contributes to improving aircraft safety. Cause analysis and repair of overseas products take much time. Accordingly, localization development was promoted for the purpose of improving operability, reducing costs, and improving domestic technology. An ISI was developed through a localization procedure by YP Electronics and the Defense Agency for Technology and Quality. The new ISI satisfies the performance requirements, and we researched and developed a sensor algorithm for it. An algorithm was implemented to calculate the gyro acceleration sensor result of the inertial sensor through a compensation filter and a Kalman filter, and the roll and pitch of the aircraft were calculated. The altitude and speed of the aircraft were calculated using a pressure sensor. Verification was performed by inspecting environmental requirements using military specifications, and functional tests were done through component tests, aircraft ground tests, and flight tests. Finally, the ISI was applied to an aircraft. Through localization development research, it achieved the purpose of improving operability, reducing repair time, and securing technology.

Keywords : Quality Management, Localization, Avionics, Navigation System, MEMS, IMU

본 논문은 국방기술품질원 연구과제로 수행되었음.

*Corresponding Author : Jung Min Kim(Defense Agency for Quality and Technology)

email: doesi1029@naver.com

Received September 2, 2022

Revised October 6, 2022

Accepted November 4, 2022

Published November 30, 2022

1. 서론

항공기 통합형 예비계기는 항공기 대기정보시스템(ADS)와 독립된 구성품으로 비상시에도 항공기의 생존성을 높여주는 중요한 역할을 한다. 통합형 예비계기(ISI: Integrated Standby Instrument, 이하 ISI)는 항공기의 자세(Roll, Pitch), 미끌림(Sideslip), 고도, 속도 등의 관성항법정보 및 공력정보가 통합된 비행정보를 화면에 표시하며, 비정상적인 상황에서는 주 비행정보를 시현하는 대기자료시스템(ADS: Air Data System, 이하 ADS)을 대신하여 항공기의 안전성 및 아군의 생존력 향상에 기여하는 핵심장비이다.

자세추정시스템은 가속도 센서와 자이로센서와 같은 MEMS(Micro electro-mechanical System)기반의 관성센서를 이용하여 구현한다[1]. MEMS 센서는 소형, 저가 센서로 오차가 있지만, 이러한 오차를 보상필터를 통해 최소화하는 알고리즘도 연구되어 있다[2-4]. 하지만 항공기 체계에 적용 할 국산화 제품이 없어, 해외 기술에 의존하고 있었다. 국외 구매품은 고장 시 원인을 알 수 없으며, 수리 또한 원제작사에서 수행되어 오랜 기간이 걸리는 단점이 있다. 이에 국내 기술 확보를 위해 자세정보 시현계기의 국산화 개발에 관한 연구를 수행하였다.

국방기술품질원에서는 ISI의 국산화 개발계획 타당성 검토를 통해 일반부품국산화 대상으로 선정하여 개발관리를 수행했다. 개발시험평가, 체계장착 시험평가, 군사용 적합 판정 등의 단계를 거쳐 연구개발확인서를 발급하고, 형상통제심의를 통해 체계 항공기에 적용하였다.

2. 본론

2.1 국산화 개발 절차

국산화는 “무기체계·전력지원체계 획득과 관련하여 외국으로부터 도입했거나 도입하고 있는 장비(소재, 소프트웨어 포함) 및 물자 등을 연구개발 또는 기술협력, 절충교역 등의 방법으로 확보한 기술과 국내·외 인력 및 설비를 사용하여 개발·생산하거나 부품의 성능·기능을 개선 또는 새로운 부품을 개발하여 추가 장착하는 제반 과정”이다[5].

일반부품국산화의 개발 절차는 Fig. 1과 같다. 개발 소요제기, 개발타당성 검토, 개발승인 협약체결, 시험평가, 군사용적합판정, 국방규격화, 연구개발확인서 발급

순으로 진행된다. 국방기술품질원의 역할은 국산화 절차에 맞게 프로세스가 진행되도록 개발관리를 수행하는 것이다.

General Parts Localization Procedure

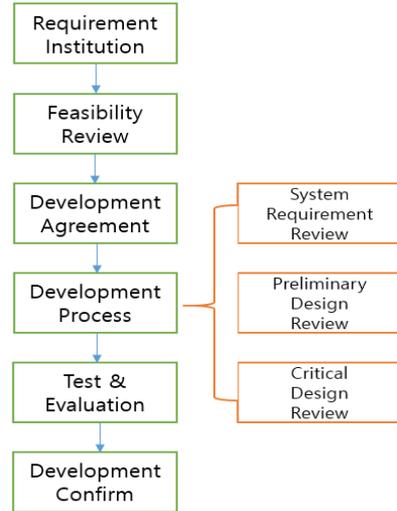


Fig. 1. General Parts Localization Procedure

ISI의 경우 영풍전자에서 개발 소요제기를 실시했으며, 국방기술품질원, 방위사업청, 각군, 국과연 등에서 타당성검토를 통해 개발이 승인되었다.

개발과정에서는 시스템 요구 검토회의(SRR), 기본설계검토회의(PDR), 상세설계검토회의(CDR) 및 검증시험을 통해 개발 경과를 확인하였다.

국산화 시험은 보통 단위부품 시험, 상위 조립체 시험, 체계적합성 시험으로 확인한다[6]. 통합형 예비계기의 시험은 개발시험평가, 체계적용시험을 통해 군사용 적합 판정과 국산화 인증을 획득하였고, 최종적으로 연구개발확인서를 발급하고 형상통제심의를 통해 항공기 체계에 적용하였다.

2.2 개발품 개요

2.2.1 ISI 제원

ISI의 형상은 Fig. 2와 같으며, 기존품과 호환성을 갖도록 개발되었다. 도입 ISI와 개발품의 성능을 비교한 표는 아래의 Table 1과 같다.



Fig. 2. ISI Figure

Table 1. Specification Table

Category	Performance/Specification	
	Before	After
Size (mm)	80.9x80.9x203.2	80.9x80.9x203.2
weight (kg)	1.611	1.284
Attitude Accuracy (Static)	Pitch 0.030 deg Roll -0.078 deg	Pitch 0.030 deg Roll -0.078 deg
Attitude Accuracy (Dynamic)	Pitch 0.3960 deg Roll -0.2645 deg	Pitch 0.3960 deg Roll -0.2645 deg
Altitude Accuracy	TSO-C106	
Air Speed Accuracy		
Vertical Rise Speed Accuracy		
Interface & Connection	ARINC429	
Environment	MIL-STD-810F	
EMI/EMC	MIL-STD-461F	

기존 해외구매품은 체계업체에 납품 시 자사의 도면, 기술자료 등을 공유하지 않아 고장에 대한 원인분석 및 수리가 제한되는 상황이었다. 국산화 개발을 위해서는 자체적인 항공기 자세정보 알고리즘 연구가 필요했다. 이러한 제한환경에서 만들어진 개발품은 도입품 대비 고도, 속도, 수직속도, 자세정확도 등이 동등의 성능임을 확인하였으며, 무게의 경우 0.327kg 감소되어 동등이상의 특성을 가지고 있다.

2.2.2 ISI 기능 및 특성

ISI는 ARINC408규격을 만족하는 3ATI 크기이며 아래 Fig. 3과 같이 조립체 및 정비성 확보를 위해 몸체케이스, 뒷개케이스, 제어장치조립체, 연결기조립체로 조립되며 전면으로 분해 시 각 하부 조립체 단위로 점검이 용이한 구조이다.

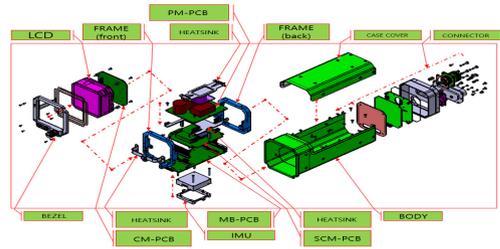


Fig. 3. ISI Decomposition Figure

ISI는 내장된 IMU 센서 조립체를 통해 자체 알고리즘으로 Attitude(Roll/Pitch), 속도, 고도, 수직상승고도 및 Sideslip의 비행정보를 LCD 조립체에 전시하며 Mode 전환, 강제정렬 및 BARO Correction과 같은 사용자 기능을 제공한다.

2.3 자체 알고리즘 개발

항공기의 속도를 표현하기 위해서는 기압과 고도센서의 값을 받아 계산하는 알고리즘이 필요하다. ISI는 항공기의 ADS(Air Data System) 결함 시 독립적으로 작동해야 하므로, 자체적인 센서를 내장해야 한다. ISI는 MEMS 센서인 IMU센서의 자이로, 가속도 값을 받아 자세정보를 계산한다. 또한 자체 압력센서가 내장되어 가속도센서 값과 융합하여 항공기 고도, 속도값을 계산한다.

2.3.1 자세정보 계산 알고리즘

ISI에 내장된 센서는 관성센서(IMU)와 압력센서로 구성되어 있으며, 각 센서는 비행정보를 계산하기 위해 전처리/후처리 및 계산 알고리즘이 적용된다.

항공기 자세정보를 계산하기 위해 관성센서의 자이로 값과 가속도 값을 활용한다. 가속도 값은 X, Y, Z축에 대한 선형 가속도를 측정할 수 있다.

측정방식은 센서가 Fig. 4와 같이 기울어져 있을 때 지면과 수직 방향의 중력을 받는 것을 이용한다.

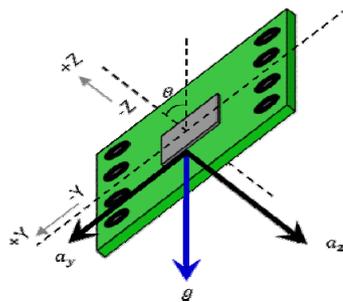


Fig. 4. Acceleration Sensor

이때 가속도 센서의 기울기는 Eq. (1)과 같이 구할 수 있다.

$$\frac{A_y}{A_z} = \frac{g \times \sin(\theta)}{g \times \cos(\theta)} = \tan(\theta), \theta = \tan^{-1} \frac{A_y}{A_z} \quad (1)$$

이러한 방식으로 정지한 상태에서 물체의 기울어진 각도를 측 기준으로 a, b, c라고 하면 각 값은 Eq. (2)와 같이 구할 수 있다. a는 X축을 기준으로 회전한 각도이며, b는 Y축 주위로 회전한 각도를 말한다. a와 b는 각각 Roll, Pitch 값을 나타내며, c는 Z축의 중력에 대한 회전각이므로 Yaw는 구할 수 없다.

$$a = \tan^{-1} \frac{A_x}{\sqrt{A_y^2 + A_z^2}}, b = \tan^{-1} \frac{A_y}{\sqrt{A_x^2 + A_z^2}} \quad (2)$$

두 번째로 IMU센서의 자이로값은 물체의 회전각을 나타내는 값이다.

이 센서는 시간 당위당 각도의 변화량인 각속도를 나타내며, 단위는 degree/sec를 사용한다.

실제로 IMU 센서의 내부는 Fig. 5와 같이 구성되어 있으며, MASS가 사방으로 흔들리는 것을 측정하여 자이로값과 가속도값을 동시에 계산한다.

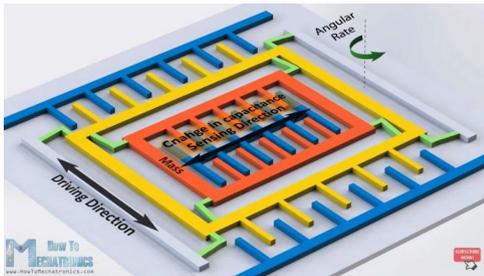


Fig. 5. IMU Sensor

자이로 센서는 일정시간(Δt)동안 x, y, z축 주위를 회전하는 각속도(w_x, w_y, w_z)를 측정하며 Eq. (3)을 통해 각도 변화량으로 계산할 수 있다.

$$\Delta \text{ degree} = w \times \Delta t \quad (3)$$

자이로 값과 가속도 값에는 주요 특성이 있는데, 자이로스코프는 짧은 시간 내에서는 정확한 자세에 대한 정보를 제공 하지만 이를 장시간 이용하게 되면, 센서의 오차특성에 의한 누적오차가 발생하여 자세계산에 많은 영

향을 준다[7]. 이를 드리프트 오차라고 한다. 가속도 값은 반대의 특성을 가지고 있어, 이러한 상반되는 특성을 보상하기 위해 가속도 값과 자이로 값을 보상필터(Complementary Filter)와 칼만필터(Kalman Filter)를 통해 오차를 상쇄한다.

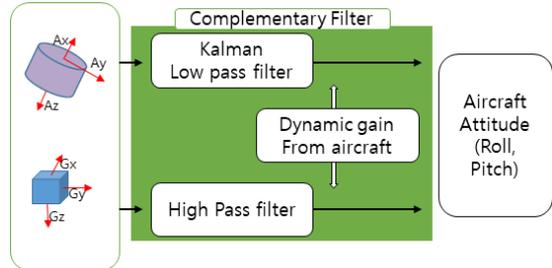


Fig. 6. Attitude calculation

ISI는 Fig. 6과 같이 자이로 값의 누적 오차를 가속도계를 이용하여 억제하는 융합알고리즘을 적용하였다. 자이로 값의 고주파수 특성을 가져오기 위해 HPF(High Pass Filter)를 통과시키고, 가속도 값의 저주파수 특성을 가져오기 위해 LPF(Low Pass Filter)를 통과시켜 데이터를 가져오는 것을 볼 수 있다. 이때 보상필터는 Dynamic Gain(동적 차단주파수)을 활용하여 항공기의 다양한 상황에 최적화된 gain으로 높은 정확도의 항공기 자세정보를 시현할 수 있다.

2.3.2 고도 계산 알고리즘

ISI는 정압 정보를 이용하여 고도를 계산하며 정압 출력에 대해 Pressure Source Error Correction Table과 LPF 적용 후 BARO Altitude를 계산한다. 고도는 BARO Correction 설정값에 의해 기압 보정 고도값으로 교정된 값을 출력하며, 사용자 조종장치(Set Knob)의 조작으로 육안 확인을 통해 0.01inHg(1hPa) 단위로 조정된다.

2.3.3 속도 계산 알고리즘

ISI는 공압 정보를 이용하여 속도를 계산하며 Differential Pressure 출력에 대해 Pressure Source Error Correction Table과 Table LPF를 적용 후 Computed Airspeed(CAS)가 계산된다.

2.3.4 수직속도 계산 알고리즘

ISI는 IMU 및 Ps에 의해 융합 계산된 Inertial/

Barometric Altitude Rate이 적용되며 수직상승속도값은 IMU가 고장 상태일 때 Ps만으로 계산되어 Barometric Altitude Rate 값으로 적용된다.

Static Pressure는 출력에 대해 Pressure Source Error Correction Table과 LPF를 적용 후 BARO Altitude 계산에 적용된다.

2.3.5 Sideslip 계산 알고리즘

ISI는 IMU 센서로부터 Acceleration 데이터를 입력 받아 아래 Eq. (4)과 같이 계산된다.

$$\arctan \frac{A_y}{|A_z|} [\text{deg}] \quad (4)$$

A_y :Lateral Acceleration, A_z :Normal Acceleration

2.4 시험 평가

2.4.1 시험평가 절차

ISI의 개발목표와 절차는 원제작사의 규격서와 품질요구서, MIL-STD, 체계 요구사항 등을 토대로 산정하였으며, 국방기술품질원과 개발업인 영풍전자, 체계업체인 한국항공우주산업과 검토회의를 통해 Table 2와 같이 최종 설정되었다. 특히 국외구매품의 경우 일부 기능과 환경요구조건을 만족을 실제 시험을 통해 확인하기가 제한되었으나, 이번 국산화 개발 연구를 통해 통합형 예비계기의 환경요구조건을 전부 시험을 통해 확인 할 수 있었다[8].

Table 2. Test Criteria

Test Item	Display Range
Pitch	-90 ~ 90 [deg], by 5-point ladder
Roll	-180 ~ 180 [deg], by 10-point scaler
Altitude	-2000 ~ 55000 [ft]
Air Speed	20 ~ 450 [knot]
Vertical Speed	0 ~ 9980 [fpm]
Sideslip	-10 ~ 10 [deg], by sideslip ball
BARO Correction	16.00 ~ 32.00 [inHg] 542 ~ 1084 [hPa]
Environment	MIL-STD-810F, MIL-STD-461F

다음은 각 항목에 대한 요구조건 및 시험 절차이다.

2.4.2 자세정보(Roll, Pitch)

ISI의 Pitch는 우측 Fig. 7과 같이 눈금으로 나타난다. Fig. 7의 ①번 Pitch Ladder는 ±90° 사이의 각도

값을 5°단위로 표시하며, 10°단위의 표시는 긴 길이로 되어있다. ±22.05° 초과 시 화면 밖을 벗어나지 않고 수평선이 화면에 걸쳐져 있어야 한다.



Fig. 7. ISI Information

Roll 표시는 Fig. 7의 ②번 Roll Scale and Pointer를 통해 확인할 수 있는데, 원호는 30°, 60°의 큰 틱과 10°, 20°, 24°의 작은 틱으로 간격을 표시한다.

Pitch와 Roll의 정확도는 정적상황에서는 0.5°의 정확도를 가지고 있으며, 동적 상황에서는 4°의 정확도를 가지고 있다.

시험평가는 3차원 Manual Tilt&Turn Table(이하 MTT)을 통해 Roll과 Pitch 값을 정확히 지시하는지 확인했다.

2.4.3 고도(Altitude)

ISI의 고도는 Fig. 7의 ⑥번을 통해 확인할 수 있다. 1000단위 및 10000단위는 보다 큰 크기로 표기하며, 0ft 이하의 값은 마이너스 기호를 표시한다. 고도는 TSO-C106을 기준으로 하며, 고도별 정확도(Tolerance)는 아래 Table 3과 같다.

Table 3. Test Criteria(Altitude)

Altitude [ft]	Accuracy [± ft]
-2,000	25
-1,000	25
0	25
1,000	25
2,000	25
3,000	25
4,000	25
5,000	25
8,000	30
11,000	35
14,000	40
17,000	45
20,000	50
30,000	75

항공기 고도는 정압과 공압을 모사해주는 모사장비 (ADTS505)를 통해 확인했다.

2.4.4 속도(Air Speed)

ISI의 속도는 Fig. 7의 ㉔번에 표시되며, 표시되는 숫자는 부드럽게 스크롤로 표시되며 범위는 20 ~450 knot이다.

속도가 20knot 미만이면 0knot로 표시한다. 속도 증가 할 때는 20노트는 0노트로 표시하고 속도가 감소하는 도중에는 18knot가 20knot로 표시된다.(이는 0knot와 20knot 가 저속에서 표시값이 흔들리는 것을 방지하기 위함이다.) 속도는 TSO-C106을 기준으로 하며 속도 구간별 정확도 기준값은 Table 4와 같다.

Table 4. Test Criteria(Air Speed)

Air Speed [Knots]	Accuracy [\pm Knots]
50	5
80	3
100	2
120	2
150	2
200	2
250	2.4

항공기 속도는 정압과 공압을 모사해주는 모사장비 (ADTS505)를 통해 확인했다.

2.4.5 수직속도(Vertical Speed)

ISI의 수직속도는 상승수직속도와 하강수직속도를 다른 색상과 기호를 적용하여 표시한다. 수직속도의 구간별 기준값은 TSO-C106를 기준으로 하며 Table 5와 같다.

Table 5. Test Criteria(Vertical Speed)

Vertical Speed [ft/min]	Accuracy [\pm ft/min]
6,000	300
4,000	200
2,000	100
1,000	50
200	45
100	45
50	45
0	45
-50	45
-100	45
-200	45
-500	45
-1,000	50
-2,000	100
-4,000	200
-6,000	300

수직속도는 정압과 공압을 모사해주는 모사장비 (ADTS505)를 통해 확인했다.

2.4.6 Sideslip, BARO Correction

ISI는 항공기의 기울임을 Fig. 7의 ㉕번과 같이 Sideslip ball로 표시 한다. Slip의 범위는 $\pm 10^\circ$ 로 표시되며, Slip Ball은 $\pm 60^\circ$ 보다 큰 각도에서 제거된다.

BARO Correction은 사용자가 기압의 단위를 InHg와 hPA단위로 변경할 수 있으며, 기준기압고도 반영은 29.92 inHg로 설정한다. 항공기 Sideslip은 MTT를 통해 시험하며, BARO Correction은 LCD 패널의 스위치를 통해 기압 표시변경(InHg→ hPA) 및 SET knob를 돌려 1hPa(0.01InHg) 씩 변화하는지 확인한다.

2.4.7 환경시험

ISI는 Table 6과 같은 환경요구도를 가지고 있으며, 시험을 통해 요구도 만족을 입증하였다[9,10].

Table 6. Environmental Requirements

Test Item	Standard / Tolerance
EMI	MIL-STD-461F CE101, CE102, CS101, CS114, CS115, CS116, RE101, RE102, RS101, RS103
Vibration	MIL-STD-810F Method 514.5 Procedure I X, Y, Z axis 4 hours GRMS 2.13
Shock	MIL-STD-810F Method 516.5 Procedure I,V Peak value [g/s] : 20 Normal Duration [ms] : 11
Storage Temperature	MIL-STD-810F Method 501.4 Procedure I Method 502.4 Procedure I -55°C ~ 85°C
Operate Temperature	MIL-STD-810F Method 501.4 Procedure II Method 502.4 Procedure II -40°C ~ 71°C
Humidity	MIL-STD-810F, Method 507.4 95% [Relative Humidity]
Temperature Shock	MIL-STD-810F Method 503.4 Procedure I -40°C ~ 71°C, 10°C/min
Rain Drops	MIL-STD-810F Method 506.4 Procedure III
Salt Spray	MIL-STD-810F, Method 509.4
Altitude	MIL-STD-810F Method 500.4 Procedure I,II 50,000 ft
Acceleration	MIL-STD-810F Method 513.5 Procedure I, II

2.5 시험평가 결과

ISI의 시험평가 결과 치수 및 외관과 성능 요구조건인 항공기 자세정보(Roll, Pitch), 고도, 속도, 수직상승속도, Slideslip, BARO Correction을 만족하며 환경시험 요구조건도 모두 만족함을 확인하였다. 이외에도 체계 적용을 위해 항공기 장착하여 지상/비행시험을 수행하였으며, 항공기에서 통합형 예비제기의 기능을 정상적으로 수행할 수 있음을 확인하였다.

2.6 항공기 적용 현황

ISI는 국방기술품질원 주관의 형상통제심의 절차를 통해 항공기 적용이 승인되었으며, 수리온 000호기부터 적용되어 현재까지 00대 항공기에 장착되어 정상적으로 군에서 운용되고 있다.

3. 결론

본 연구는 항공기 통합형 예비제기의 국산화 개발이며, 국방기술품질원과 개발업체의 일반부품 국산화 사업을 통해 수행되었다.

국의 구매품의 경우 환경요구조건에 대한 시험을 통한 입증에 제한되고, 고장 발생 시 수리 및 원인분석에 대한 깊이가 부족한 단점이 있어 국산화가 요구되었다.

개발 대상인 ISI의 주요 기능은 항공기 자세정보 시현인데, 국산화 연구에서는 관성센서의 가속도, 자이로 데이터를 각 주파수 특성에 따라 보상필터, 칼만필터를 통해 합성하여 항공기의 Roll, Pitch 정보를 계산하도록 알고리즘을 구현했다.

이후 ISI의 기능 및 환경요구조건을 설정하고 검증하였으며, 구성품 시험, 항공기 지상/비행 시험을 통해 완벽하게 검증하였다. 항공기 적용되어 지금까지 정상적으로 운용되고 있으며 고장 시 수리소요기간도 크게 단축되었다. 자세정보 계산 알고리즘 연구를 통해 향후 개발될 항공기에 적용되어 국산화율이 높아지고, 군 전력화 증강에 도움이 될 것으로 기대된다.

References

[1] Sudaek Kim, Gyeongdong Baek, Taerim Kim, Sungshin Kim, "Performance Enhancement of Attitude Estimation using Adaptive Fuzzy-Kalman Filter", *Journal of the*

Korea Institute of Information and Communication Engineering, y, Vol.15 No.12, pp2511-2520, January 2011.

DOI: <https://doi.org/10.6109/JKIICE.2011.15.12.2511>

[2] Jun Keun Lee, "A Parallel Kalman Filter for Estimation of Magnetic Disturbance and Orientation Based on Nine-axis Inertial/Magnetic Sensor Signals", *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, The Korean Society of Mechanical Engineers, Vol.40 No.7, pp659-666, April 2016.

DOI: <http://dx.doi.org/10.3795/KSME-A.2016.40.7.659>

[3] Jung Keun Lee, "Comparison of Acceleration - Compensating Mechanisms for Improvement of IMU-Based Orientation Determination", *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, The Korean Society of Mechanical Engineers, Vol.40 No.9, pp783-790, July 2016.

DOI: <http://dx.doi.org/10.3795/KSME-A.2016.40.9.783>

[4] Ju-Hyeon Park, Jung-Seok Seo1, Gye-Jo JungSudae Kim, "Location Tracking of Boiler Tube and Pipe Inspection Scanner Using IMU", *J. Korean Soc. Precis. Eng.*, The Korean Society for Precision Engineering, Vol.38 No.11, pp833-840, November 2021.

DOI: <http://doi.org/10.7736/JKSPE.021.084>

[5] Kyoung-Pyo Ahn, "Localization Development of Control Grips for FA-50 and System Development of Airworthiness Review", *Journal of Korea Academia-Industrial cooperation Society*, The Korea Academia-Industrial cooperation Society, Vol.22 No.9, pp92-98, September 2021.

DOI: <https://doi.org/10.5762/KAIS.2021.22.9.92>

[6] Dong-Hyeon Ko, Tae-Sang Moon, "Research on Test Evaluation Design through Localization of 3 Items Including Cylinder Block for K56 Engine", *Journal of Korea Academia-Industrial cooperation Society*, The Korea Academia-Industrial cooperation Society, vol.23 No.5, pp253-260, May 2022.

DOI: <https://doi.org/10.5762/KAIS.2022.23.5.253>

[7] J. J. You, J. G. Lee, "An Accelerometer Aided Mixing Algorithm for Strapdown Attitude(Roll, Pitch) Reference System", *Journal of The Institute of Electronics and Information Engineers*, The Institute of Electronics and Information Engineers, Vol.38, pp54-58, October 1989.

[8] Hyo-Jin Park, "Development of Nitrogen Charging Trailer for Aircraft Improved Operability", *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.46, No.6, pp513-518, June 2018.

DOI: <http://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.6.513>

[9] Department of Defense USA, Environmental engineering considerations and laboratory tests, MIL-STD-810F.

[10] Department of Defense USA, Requirements for the Control of Electromagnetic Interference Characteristics of Subsystems, MIL-STD-461F.

김 정 민(Jung Min Kim)

[정회원]



- 2017년 2월 : 한양대학교 전자공학부 (공학사)
- 2022년 2월 : 경상국립대학교 전자공학과 (전자공학 석사)
- 2017년 9월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

<관심분야>

국방품질경영, 전자통신, 컴퓨터공학

조 지 형(Ji Hyung Jo)

[정회원]



- 2010년 4월 ~ 현재 : 영풍전자주식회사 재직

<관심분야>

항공전자, 전기