



Received: 2026/04/02
Revised: 2026/04/13
Accepted: 2026/06/02
Published: 2026/06/30

***Corresponding Author:**

Myung-Jin Eom

27, Hwangsaoul-ro 360 beon-gil, Bundang-gu,
Seongnam-si, Gyeonggi-do, 13591, Republic of Korea
Tel: +82-31-629-2919
E-mail: mj.eom@hanwha.com

SOSA 표준 구현을 위한 임베디드 모듈 활용 전략

Strategy for Utilizing Embedded Modules for SOSA Standard Implementation

엄명진^{1*}, 길성준², 지제현¹, 이광희³, 신상윤³

¹한화시스템 항공시스템개발팀 전문연구원

²한화시스템 항공시스템개발팀 수석연구원

³한화시스템 항공시스템개발팀 선임연구원

Myung-Jin Eom^{1*}, Sung-Jun Gil², Je-Heon Ji¹, Kwang-Hee Lee³,
Sang-Yoon Shin³

¹Senior engineer, Hanwha Systems Avionics System R&D Team

²Chief engineer, Hanwha Systems Avionics System R&D Team

³Engineer, Hanwha Systems Avionics System R&D Team

Abstract

군용 항공 전자 시스템은 통합도 심화와 설계 복잡성 증가로 인해 높은 고장률, 유지보수 비용 상승, 공급업체 의존도 상승, 상호운용성 제한 등의 문제에 직면하고 있다. 본 연구는 이에 대한 해결책으로 SOSA(sensor open systems architecture) 표준 기반 모듈화 전략을 제안한다. 표준화된 인터페이스를 갖춘 임베디드 모듈 도입을 통해 독립적 업그레이드, 수명주기 비용 절감, 신기술의 신속한 통합이 가능하며, 확장 가능하고 지속 가능한 항공전자 아키텍처 구현에 기여한다.

Military avionics systems face growing challenges, including high failure rates, rising maintenance costs, vendor dependency, and limited interoperability driven by increasing integration and design complexity. This study proposes a modularization strategy based on the Sensor Open Systems Architecture (SOSA) standard to address these challenges. By adopting SOSA-compliant embedded modules with standardized interfaces, defense systems can enable independent upgrades, reduce lifecycle costs, and accelerate technology insertion without full system redesign, thereby establishing a scalable and sustainable avionics architecture.

Keywords

항공전자 시스템(Avionics Systems),
내장형 모듈(Embedded Modules),
모듈화(Modular Architecture),
비용 절감(Cost Reduction),
호환성(Interoperability)

1. 서론

현대 항공 전자 시스템은 전장 환경의 급격한 변화와 임무 수행 범위의 확대로 인해 고성능화와 경량화를 동시에 달성해야 하는 과제를 안고 있다. 이러한 요구를 충족하기 위해 고집적화된 부품과 복잡한 회로 설계를 기반으로 개발되고 있으며, 이는 성능 향상 측면에서는 긍정적인 효과를 제공한다. 그러나 항공 전자 시스템의 경우 극한의 운용 환경에서도 안정성과 신뢰성을 확보해야 한다. 이러한 요구 수준은 고도의 기술력이 있어야 하는 동시에, 복잡한 설계로 인한 다양한 한계점을 노출하고 있다. 첫째, 집적도가 높아질수록 제조 불량률과 운용 과정에서의 고장율이 증가하여 유지보수 부담이 가중된다. 둘째, 특정 제조사에 대한 종속성이 심화되면서 부품 단종 시 대체품 확보가 어렵고, 공급망 리스크가 시스템 안정성에 직접적인 영향을 미친다. 셋째, 구조적 표준화 부족과 폐쇄적 설계 환경은 신기술을 신속히 도입하는데 제약을 가하며, 이는 기술 발전 속도 저하로 이어질 수 있다.

결국 이러한 문제들은 항공 전자 시스템의 장기적 신뢰성 확보와 운용 효율성에 장애 요인으로 작용하게 된다. 따라서 단순한 성능 향상 관점을 넘어, 유지 보수 효율성, 부품 대체성, 기술 확장성을 종합적으로 고려할 수 있는 체계적 접근 방식이 요구된다.

항공 전자 시스템은 특수한 운용 환경과 높은 신뢰성 요구 조건

을 충족해야 하므로, 개발 단계에서부터 군 규격(MIL-STD)에 대한 검증을 필수적으로 거쳐야 한다. 그러나 실제로 항공 규격 검증 경험을 보유한 국내 업체는 매우 제한적이며, 이에 따라 소수 업체에 대한 의존도가 높아지고, 그 결과 개발 및 유지보수 비용이 과도하게 증가하는 구조가 형성되고 있다.

이러한 구조에서는 부품 단종 상황이 발생했을 때 신속한 대체가 어렵고, 시스템 전체의 신뢰성과 운용 가용성에 직접적인 영향을 미친다. 더불어 항공 전자 시스템은 특수 인증 절차와 보수적인 운용 환경으로 인해 상용 분야에 비해 신기술 도입 주기가 현저히 길며, 이는 기술적 경쟁력 약화와 시스템 성능 저하로 이어질 수 있다.

따라서 이러한 문제를 근본적으로 해결하기 위해서는 초기 설계 단계에서부터 임베디드 모듈을 활용한 모듈화 전략을 적용하는 것이 필요하다. 모듈화된 설계 방법은 표준화된 전기적·기계적 인터페이스를 기반으로 각 부품을 독립적으로 교체·업그레이드할 수 있도록 하여, 특정 부품 단종이나 기술 구형화 문제에 유연하게 대응할 수 있다[5].

또한 다수의 제조사가 동일한 표준을 기반으로 모듈을 공급할 수 있으므로, 특정 업체 종속 문제를 완화하고 조달 경쟁력을 확보할 수 있다. 나아가 모듈화는 소프트웨어 및 하드웨어의 병행 개발을 가능하게 하여 전체 개발 기간을 단축하고, 유지보수 비용 절감, 신기술의 신속한 적용, 체계 수명주기 연장 등 항공 전자 시스템의 지속 가능성과 확장성을 강화하는 핵심 전략으로 발전할 수 있다.

2. 본론

2.1 최신 항공 전자 시스템의 개발 현황

2.1.1 고성능 및 경량화 추세

특히 최신 항공 전자 시스템은 전자전 및 레이더 수신기, 통신 장비 등의 정교화와 디지털, 인공지능 기술 등의 요구로 인해 고성능의 프로세서에 대한 요구가 계속해서 이루어지고 있으며, IMA(integrated modular avionics) 기반의 OSA(open system architecture) 기술을 통해 항공기에 탑재되는 많은 전자 장비(센서, 컴퓨터, 통신 장비 등)를 하나의 시스

템으로 묶어 관리하고, 고속 네트워크를 통해 데이터를 주고받으며 비행 제어, 항법, 통신 등의 다양한 기능을 하나의 시스템에서 제어할 수 있도록 하여 효율성을 높이고 있다.

2.1.2 부품 집적도 증가

항공 전자 시스템의 고성능 요구로 인한 부품 집적도 증가와 고성능 프로세서 적용의 필요성은 최신 방산 기술의 핵심 트렌드이며, 고성능 장비를 개발하기 위한 필수 요건이다. 특히 인공지능(AI) 분야에서 복잡한 기능을 수행하는 부품의 개발 요구가 급격히 늘어나고 있는 가운데 이러한 부품의 집적도 향상이 더 많이 필요해졌다.

특히 장비 내부 SRU는 제한된 규격 크기(VITA 46.0의 3U VPX 기준 100 mm × 160 mm)에 많은 부품이 실장되어야 하므로 부품 소자들의 소형화와 발열 문제 및 전원 안정성 등의 문제가 증가하고 있다[2].

2.1.3 높은 신뢰성 요구

항공 전자 시스템에서 FDIR(fault detection, isolation and recovery)은 시스템의 신뢰도와 임무 연속성을 보장하기 위한 핵심 요구 사항이다.

추가로 BIT(built in test) 등을 통해 고장을 실시간으로 탐지하고, 원인을 격리하며, 필요시 이를 복구하거나 이중화 방안을 통해 또 다른 백업 프로세서로 즉시 전환하여, 항공기가 비행 간에도 임무 수행을 지속적으로 해서 유지할 수 있도록 설계해야 한다. FDIR 요구사항은 비행 제어 시스템 및 임무 시현 컴퓨터 등 다양한 항공 전자 시스템에 적용되어야 하며, 이에 따른 고장 관리 능력을 확보해야 한다.

2.2 산업 구조적 한계

현재 항공 전자 시스템 개발 분야는 촉박한 개발 요구 일정에도 시스템 통합 능력과 높은 수준의 신뢰성 확보가 필수적으로 요구되고 있다. 특히 항공 전자 시스템에 적용되는 주요 프로세서 모듈은 전체 시스템의 성능과 안전성에 직결되기 때문에 그 중요성이 더욱 강조되고 있으며, 작은 오류나 결함조차도 치명적인 문제로 이어질 수 있다.

그러나 이러한 요구 조건을 충족하면서 실제 개발을 수행할 수 있는 역량을 갖춘 국내 업체는 매우 제한적이다. 이는 기술력의 부족 때문만이 아니라 항공 전자 시스템 개발 분야가 갖는 구조적인 특성과 환경적 제약에서 비롯된다.

우선, 국내 다수의 개발업체는 주로 상용 전자 장비나 민수 시장 중심의 경험을 가지고 있어 군에서 요구하는 특수 규격이나 장기적 운용 신뢰성 확보에 대한 이해도가 부족하다. 방위산업 과제의 특성상 MIL-STD 충족, 전자기 적합성, 고온 및 저온 충격 같은 극한 환경시험 등 다방면의 검증 절차가 필수적인데, 이러한 과정은 일반 상용 장비 개발과 비교했을 때 난이도가 상당히 높고, 요구되는 시험 항목도 훨씬 복잡하다. 특히 신뢰성 시험이나 환경시험은 전문 시험 장비와 인프라가 필요하며, 외부 업체를 통한 시험 수행에는 막대한 비용이 소요된다[6,7].

하지만 이러한 고비용 구조에도 불구하고 실제 납품되는 모듈의 수량은 상용 제품과 달리 극히 제한적이기 때문에 개발사 입장에서는 투자 대비 수익성을 확보하기 어려운 상황에 놓일 수밖에 없다.

이러한 환경적 제약이 복합적으로 작용하면서 항공 전자 시스템의 핵심 프로세서 모듈 개발은 결국 일부 제한된 협력사에 의존하는 구조로 이어지고 있으며, 이는 기술 발전의 다양성을 저해하고 공급망 안정성 측면에서도 잠재적인 위험 요인으로 작용하고 있다.

2.3 호환성 부재 문제

부품 단종 후 대체 설계 기간은 부품의 복잡성, 가용성, 설계 변경 범위, 그리고 내부 프로세스 및 개발업체 간의 역량에 따라 달라질 수 있으며, 이는 수개월에서 수년 이상 소요될 수도 있다.

단종 부품에 대한 재설계는 기존 부품 대비 동등 이상의 성능과 F3I(form-fit-function-interface) 요구사항을 보장해야 하며, 전자기 적합성 시험 및 환경시험 등의 일정 및 비용도 함께 고려해야 한다.

2.4 모듈화 적용 전략

2.4.1 모듈화 설계 방안

국제 표준 규격인 SOSA(sensor open systems ar-

chitecture) 기반의 slot profile 및 module profile과 VITA 65.0 기반의 backplane profile을 참고하여, 모듈화 및 공용화 설계를 통해 재사용성을 높이고, 개발 비용과 기간을 최소화할 수 있는 방안으로 임베디드 모듈을 활용한 설계 방법을 검토하고자 한다. Fig. 1은 SOSA 기반 payload module의 slot profile 규격에 대한 설명을 보여주고 있다[1,4].

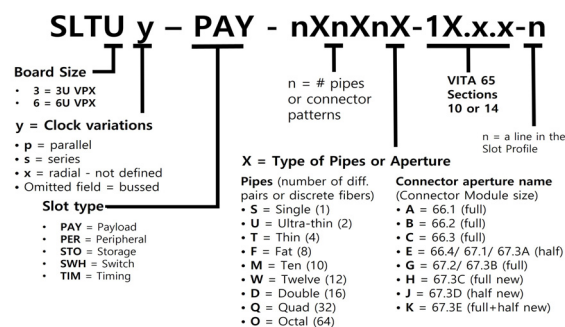


Fig. 1. SOSA-based slot profile

항공 전자 시스템의 내부 SRU를 임베디드 모듈인 MXM(mobile PCI express module)과 SOM(system on module) 등을 활용하여 carrier board를 설계하며, carrier board에는 각 시스템의 요구 사항에 맞는 interface 등만 개발하면 된다. SOM은 모듈 내에 CPU, memory, I/O 및 power 등의 핵심 구성 요소를 하나의 보드에 통합하여 제공하는 표준 모듈이다.

이 모듈식 접근 방법은 개발자가 하드웨어 설계를 간소화하고 최종 제품 개발 기간을 단축할 수 있으며, SOM 모듈의 핀맵 정보가 규격화되어 있어서, 핀아웃 정보가 동일한 제품이면 호환이 가능하며, carrier board를 설계해놓으면 SOM 모듈이 단종되어도 쉽게 교체해서 대체 개발 적용이 가능하다. Fig. 2는 SOSA 표준 기반의 payload slot profile인 SLT3-PAY-1F1F2U1TU1T1U1T-14.2.17에 맞게 설계 적용한 예시를 보여 주고 있다[1,4].

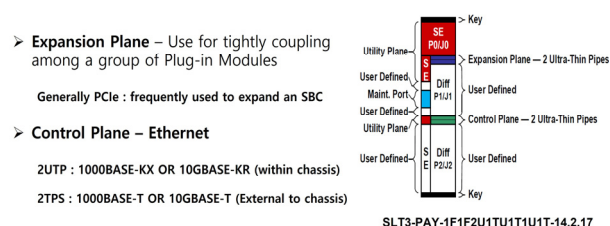


Fig. 2. Slot profile of embedded modules

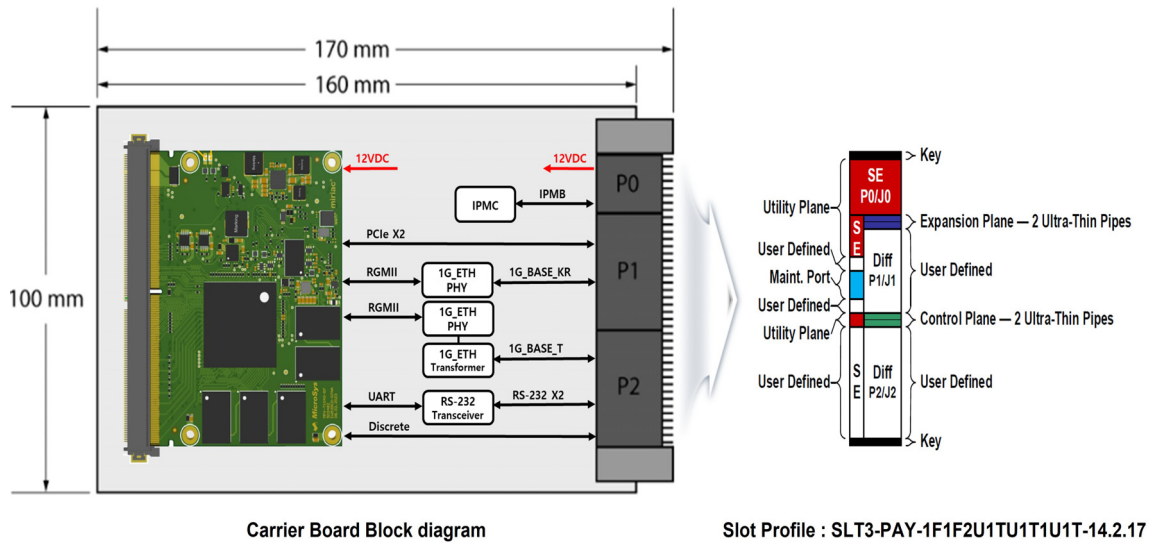


Fig. 3. Selecting the pin map for the embedded module

COTS(commercial off-the-shelf) 제품으로 SOSA 표준인 payload module에서 가장 많이 사용되고 있는 SLT3-PAY-1F1F2U1TU1T1U1T-14.2.16 프로파일을 사용하게 되면 mezzanine card인 XMC^{VITA 42.3} 모듈과의 간섭 문제가 발생하게 되는데 carrier board 설계 방법을 통해 XMC 모듈 없이도 충분히 설계 적용이 가능하다[2,3].

Fig. 3와 같이 항공 전자 시스템 요구 사항에 맞게 control plane은 2채널의 ultra-thin pipes에 1G Ethernet으로 할당하고, expansion plane으로는 peripheral module과의 확장성을 고려하여 PCI express 고속 통신용으로 설정하였으며, 외부 I/O용으로 RS-232, RS-422, GPIO 등을 SOSA의 slot profile인 14.2.17 항목의 핀맵에 맞게 설계하였다.

임베디드 모듈을 활용한 SOSA 표준 개발 방식은 하드웨어 및 소프트웨어 개발 과정 전반에서 기존 방식에 비해 여러 가지 이점을 제공한다.

우선, module 제조사에서 제공하는 방열 설계 관련 도면 자료(thermal design guide)와 evaluation kit의 회로도(reference schematic)를 활용함으로써 초기 단계에서부터 하드웨어 회로 설계와 기구 설계를 병행할 수 있다.

이는 시스템 개발자가 모듈의 전력 소모, 발열 특성, 인터페이스 구조에 대한 상세한 정보를 사전에 확보할 수 있게 하여, 전체 시스템의 신뢰성과 안정성을 높이는 데 기여한다. 기존의 설계 방식에서는 하드웨어 형상이 완전히 준비되고, 모듈 기능 시험이 완료된

시점에 이르러야 본격적인 소프트웨어 개발이 가능하다는 제약이 존재하였다. 이러한 방식은 하드웨어 준비 지연이 소프트웨어 개발 일정에도 직접적으로 영향을 미쳐, 전체 개발 주기에서 상당한 비효율을 초래하였다.

그러나 임베디드 모듈의 evaluation kit을 적극적으로 활용할 경우, 실제 시스템 하드웨어가 완성되기 이전 단계에서도 소프트웨어 개발 및 기능 검증을 병행할 수 있다.

이를 통해 소프트웨어 개발 담당자는 초기부터 모듈의 프로세서 구조, 입출력 인터페이스, 주변 장치와의 통신 방식을 실제와 유사한 환경에서 검증할 수 있으며, 그 결과 Fig. 4와 같이 개발 전체 마일스톤 대비 상당한 일정 단축 효과를 기대할 수 있다.

또한 모듈 제조사들은 해당 모듈의 특성을 최적화하기 위해 일부 드라이버, 펌웨어, SDK(software development kit) 등을 함께 제공하는 경우가 많다.

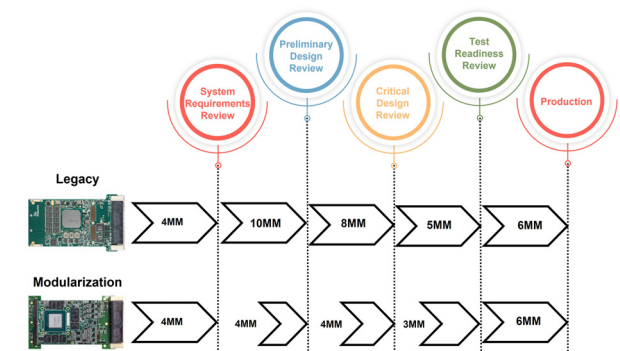


Fig. 4. Comparing design milestone schedules

이는 개발자가 직접 드라이버를 구현해야 하는 부담을 줄여주며, 초기 단계에서 안정적인 개발 환경을 마련할 수 있도록 지원한다.

따라서 모듈을 선정할 때는 단순히 하드웨어 사양뿐만 아니라, 제조사가 제공하는 소프트웨어 지원 패키지 및 기술 문서의 수준 또한 중요한 고려 요소가 된다. 결과적으로, 이러한 임베디드 모듈 기반 개발 접근법은 하드웨어-소프트웨어 병행 개발을 가능하게 하여 개발 효율성을 높이고, 유지보수 및 향후 업그레이드 측면에서도 상당히 유리하다.

2.4.2 독립적인 업그레이드 가능

SOSA 표준을 기반으로 각 시스템을 SRU(shop replacement unit) 단위로 구분하여 모듈화하는 접근법은 설계 및 운용 단계 모두에서 효과적인 대안을 제시한다.

SOSA 기반 SRU 단위 모듈화는 시스템 내 주요 기능을 명확히 분리하고, 이를 payload module, peripheral module, switch module, power supply module, CHMC(chassis management controller) 등 세부 기능별로 세분화하여 독립적인 모듈 구조로 구현하는 것을 의미한다[6].

이러한 구조적 분리는 단순히 설계의 유연성을 제공할 뿐 아니라, 향후 부품 업그레이드 또는 단종 대응 과정에서 체계적인 교체 및 확장이 가능하게 한다. 예를 들어, 특정 기능을 담당하는 모듈에서 부품 단종이 발생하거나 성능 향상이 요구될 경우, 해당 기능을 담당하는 SRU만 대체 설계하면 되므로 전체 시스템 재설계의 부담이 크게 줄어든다.

특히 SOSA 표준에서 정의하는 slot profile 및 module profile 규격을 준수할 경우, 시장에서 제공되는 COTS 제품 중 호환 가능한 모듈을 직접 선정하여 교체 및 업그레이드가 가능해진다. 이는 부품 조달 과정의 경쟁력을 높이고, 특정 업체 종속성을 완화하며, 시스템 수명 주기를 연장할 수 있다[4].

2.4.3 모듈화 기대 효과

2.4.3.1 고장 격리 및 진단 시간 단축

모듈 단위로 기능이 분리되면 고장 원인을 특정 모

듈로 빠르게 식별할 수 있어 고장 탐지 시간이 크게 줄어든다. 내부 회로를 분석하고 해당 부품 단위로 교체하는 대신 모듈 단위 교체로 즉시 해결할 수 있어 수리 시간이 단축된다.

2.4.3.2 현장 교체 방식으로 불량 조치 간소화

기존 SRU 단위에서는 임무 현장이나 장비 설치 장소에서 즉시 모듈 교체가 불가능했지만, 모듈화를 통해 SOM 모듈이 불량임이 식별되면 현장 교체(hot-swap 방식 등)도 가능해 장비 가용성이 크게 향상된다. 전문가가 아닌 정비 담당자도 규정된 절차로 신속히 교체할 수 있어 장비 복구 시간이 짧아진다.

2.4.3.3 예비 부품 관리 비용 절감

동일 규격의 모듈을 여러 플랫폼에서 공용화하면 보유해야 할 예비 부품 품목 수가 줄고 재고 회전율이 향상되어 비용 절감 효과를 기대할 수 있다.

2.4.3.4 정비 인력 교육 및 전문화 비용 감소

모듈화로 정비 절차가 단순화되면 인력 교육 시간이 줄고, 특정 모듈 군에 대한 전문 인력만으로도 다수 장비를 유지 보수할 수 있어 인건비와 교육비가 절감된다. 공통 점검 및 시험 장비를 사용하면 정비 훈련의 재사용성도 높아지게 된다.

2.4.3.5 시험 및 검증 치구 재사용성 향상

모듈화된 구성요소는 공용 시험 장비와 자동화 시험 절차를 통해 빠르게 검증할 수 있어 수리 후 기능 및 성능 검증 시간이 단축된다. 인증 절차도 모듈 단위로 분리할 수 있어 전체 시스템 재검증 부담이 감소한다.

2.4.3.6 수명 주기 관리 및 단종 대체에 대한 대응 용이

특정 부품의 단종이 발생해도 해당 모듈만 대체 및 개량하면 되므로 전체 시스템을 재설계할 필요가 없다. 모듈 교환으로 최신 기술(고성능 CPU 및 GPU) 도입이 빠르고 비용 역시 효율적이다.

2.4.3.7 공급망 및 벤더 다원화로 리스크 분산

SOSA의 표준화된 인터페이스를 통해 여러 제조사가 서로 동일한 **profile**에 맞게 모듈을 만들 수 있으면 특정 공급자 의존도가 낮아져 가격 변동성이 줄어든다. 업체 간 경쟁으로 인해 유지보수 계약 조건과 부품 단가가 개선되는 효과도 기대된다.

2.4.3.8 규격화된 문서로 유지보수 일관성 확보

인터페이스, 정비, 절차, 검증 방법 등도 함께 표준화되면 문서화가 용이해져서 점검 및 교체 시 일관된 품질을 유지할 수 있으며, 협력사를 통해 유지보수를 맡길 때도 평가가 명확해진다.

Table 1. Quantitative benefits summary

Item	Traditional VPX Module Design	SOM + Carrier Board Approach	Savings
Development Time	Direct CPU and peripheral design (12~18 months)	Carrier Board-focused design (6~9 months)	~ 30~50% reduction
NRE Cost (Development)	Complex PCB, BIOS customization required	Standardized module utilization	~ 40~60% reduction
Verification / Testing Cost	Full CPU, memory, and I/O validation required	Module vendor provides pre-validated hardware/software	~ 30~40% reduction
Production Unit Cost	Higher cost in low-volume production (complex PCB, expensive components)	Leverage mass-produced modules	~ 20~30% reduction
Redesign Cost	Entire VPX module redesign required for CPU generation change	Only Daughter Card replacement needed	> 50% reduction

3. 결론

본 연구에서는 항공 전자 시스템이 당면한 여러 구조적 문제를 심층적으로 분석하고, 이를 해결하기 위한 전략적 접근으로서 모듈화의 필요성과 가능성을

제시하였다.

최근 항공 전자 시스템은 임무 다변화와 기능 및 성능 고도화로 인해 설계 및 통합 과정이 점차 복잡해지고 있으며, 이에 따라 유지 및 보수 비용의 급격한 상승, 특정 협력사에 대한 과도한 의존, 장비 간 호환성 부족, 그리고 신기술 적용의 지연과 같은 문제가 빈번하게 발생하고 있다.

이러한 문제들은 단순히 기술적 차원에 국한되지 않고, 체계 운용 신뢰성과 국방 예산 운용 효율성에도 직접적인 영향을 미치기 때문에 보다 근본적인 대책이 요구되고 있다.

본 연구가 제안한 모듈화 방법은 단순히 하드웨어 설계 구조를 분리하는 차원을 넘어, 고장 발생 시 특정 모듈만을 신속히 교체할 수 있도록 하여 유지보수의 효율성을 크게 향상하며, 결과적으로 운영 및 정비 비용을 절감할 수 있다. 또한 새로운 기술을 모듈 단위로 적용할 수 있기 때문에 신기술의 도입 주기를 단축할 수 있으며, 다양한 플랫폼 간의 호환성을 강화하여 체계 간 상호 운용성을 높이는 효과도 기대할 수 있다[5].

이처럼 모듈화는 단순한 설계 방식의 전환이 아니라 항공 전자 시스템의 패러다임을 변화시킬 수 있는 전략적 전환점이라 할 수 있다.

향후 연구에서는 국제적으로 제정 및 확산되고 있는 표준 규격의 적용 범위를 확장하여 군 환경에 최적화할 수 있는 방안이 필요하다.

아울러 모듈 단위의 군 규격 시험 절차를 체계적으로 정립하여 중복되는 검증 비용과 시간을 절감할 수 있는 방안도 마련되어야 할 것이다. 또한 수명주기 비용 분석(LCC life cycle cost analysis)을 통해 모듈화 도입이 실제로 가져올 경제적 효과를 정량적으로 평가할 필요가 있으며, 실증 적용 사례를 기반으로 한 검증 연구를 통해 모듈화의 실질적 타당성과 적용 가능성을 확인해야 한다.

참고문헌

- [1] VITA Standards Organization, OpenVPX System Standard (VITA 65), 2021.
- [2] VITA Standards Organization, ANSI / VITA 46.0 – 2023, VPX Baseline Standard, 2019.
- [3] VITA Standards Organization, ANSI / VITA 42.0-2016, XMC Switched Mezzanine Card Standard, 2016.

[4] The Open Group SOSA Consortium, SOSA Technical Standard and Reference Architecture, 2025.

[5] U.S. Department of Defense, Modular Open Systems Approach (MOSA) Directive, Washington, DC: DoD, 2019.

[6] MIL-STD-810, Environmental Engineering Considerations

and Laboratory Tests, U.S. Department of Defense, 2014.

[7] MIL-STD-461, Requirements for the Control of Electromagnetic Interference Characteristics of Subsystems and Equipment, U.S. Department of Defense, 2015.