



Received: 2026/08/07
Revised: 2026/08/19
Accepted: 2026/09/08
Published: 2026/09/30

***Corresponding Author:**

Wonjae Lee

Tel: ※ 개인정보 표시제한

E-mail: rokmc_lb@naver.com

Abstract

군용 무인항공기체계(UAS)의 통제 상실은 제3자 피해, 보호구역 침범 및 아군 자산에 대한 위협으로 이어질 수 있다. 이에 비행종단시스템(FTS)의 설계 요구도와 국내 군 감항인증 적용 방안을 검토하였다. MIL-HDBK-516D 및 RCC 319-14를 분석하여 FTS의 주요 설계 고려요소를 독립성, 단일고장 안전성, 신뢰성, 응답시간, 비의도 작동 방지 및 종료 후 거동 입증으로 정리하였다. 또한 MIL-STD-882E 기반의 체계안전 관점에서 통신중절, 항법 이상 및 GPS 교란 등 통제 상실이 운용 안전에 미치는 영향을 검토하였다. 분석 결과, 자동복귀 기능만으로는 보호구역 침범과 제3자 위해를 충분히 저감하기 어려우며, 운용 공역, 비행 에너지, 보호구역 인접성 및 합정 운용 여부를 고려한 위험도 기반 테일러링이 필요함을 확인하였다. 이를 바탕으로 국내 군용 UAS 감항인증에서 FTS의 적용 여부와 구현 수준을 운용 환경 및 위험도에 따라 차등 검토하고, 설계요구, 위험평가 및 입증자료를 연계하는 감항인증 적용 방안을 제시하였다.

The loss of control of a military unmanned aircraft system (UAS) may cause third-party hazards, protected-area intrusion, and damage to friendly assets. This study examined the design requirements of a flight termination system (FTS) and its application to domestic military airworthiness certification. Based on MIL-HDBK-516D, and RCC 319-14 standards, key FTS considerations were identified as independence, single-fault tolerance, reliability, response time, prevention of inadvertent activation, and verification of post-termination behavior. From an MIL-STD-882E-based system safety perspective, lost link, navigation anomalies, and GPS jamming were also reviewed as major loss-of-control hazards. The results indicate that return-to-home functions alone are insufficient for risk mitigation. Therefore, risk-based tailoring according to operating airspace, flight energy, proximity to protected areas, and shipboard operation is required. Finally, an airworthiness certification approach linking design requirements, risk assessment, and compliance evidence is proposed.

Keywords

비행종단시스템(FTS), 무인항공기체계(UAS), 감항인증(Airworthiness Certification), 체계안전(System Safety), 미공군 감항인증기준(MIL-HDBK-516D)

무인항공기 비행종단시스템 요구도 분석 및 감항인증 방안 고찰

Review of Flight Termination System Requirements and Airworthiness Certification Approaches for Unmanned Aircraft Systems

장영현¹, 권종광², 이원재^{3*}

¹해군 전력분석시험평가단 감항인증실 전문군무경력관

²국방과학연구소 제1기술연구원 감항인증팀 수석연구원

³해군 전력분석시험평가단 감항인증실 대위 무인기 담당

YeongHyeon Jang¹, Jongkwang Kwon², Wonjae Lee^{3*}

¹Senior manager, Office of Airworthiness, Force Analysis Test & Evaluation Group, ROK Navy

²Chief principal researcher, Airworthiness Certification Team, Agency for Defense Development (ADD)

³Capt., ROK Marine Corps UAV officer, Office of Airworthiness, Force Analysis Test & Evaluation Group, ROK Navy

1. 서론

무인항공기체계(unmanned aircraft system, 이하 UAS)는 감시·정찰, 표적획득, 통신중계, 해양감시 및 정밀타격 등 현대 전장의 핵심 전력으로 활용되고 있으며, 운용 범위와 중요성은 지속적으로 확대되고 있다. 그러나 UAS는 조종사가 탑승하지 않는 플랫폼 특성상 데이터링크 상실, 비행제어계통 오류, 항법장치 이상, 소프트웨어 결함 및 GPS 교란 등이 발생할 경우 원격 통제와 안전 회복 기능이 제한될 수 있다.

통제 상실로 인한 비정상 비행은 기체 손실을 넘어 인구밀집지역, 국가중요시설 및 아군 자산에 대한 위협으로 확대될 수 있다. 특히 한반도 주변 전자기 환경 변화는 UAS 안전 운용에 새로운 위험요인으로 작용하고 있으며, GPS 교란 등 외부 간섭 상황에서는 자동복귀(return-to-home) 기능만으로 안전을 보장하기 어렵다[1]. 따라서 UAS가 통제 범위를 벗어나거나 안전 한계를 초과하는 경

우, 보호구역 침범과 제3자 피해를 억제하기 위해 비행을 강제로 종단할 수 있는 독립적이고 신뢰성 있는 비행종단시스템(flight termination system, 이하 FTS)의 확보가 중요하다.

「군용항공기 표준감항인증기준(Part 1)」은 UAS 설계 및 제작 단계에서 고려해야 할 안전 기준을 포함하고 있다. 특히 제4장 시스템엔지니어링의 4.1.7 조항은 FTS 기능이 설계에 반영된 경우 그 안전성, 확실성 및 신뢰성 검증을 요구하고, 제6장 비행기술의 6.2.2.9 조항은 비의도적 활성화를 방지하기 위한 단일고장 안전성 확보를 명시하고 있다[2]. 다만 현행 기준은 FTS의 필요성과 기본 검토 방향을 제시하고 있으나, 구체적인 설계 고려 요소와 적합성 입증 방법에 대한 세부 지침은 보완이 필요한 실정이다.

이를 보완하기 위해 최신 감항 기준인 MIL-HDBK-516D는 FTS의 비의도적 작동 확률을 비행 시간당 10^{-7} 이하로 제한하는 정량적 안전성 목표와 체계 통합시험을 통한 검증 방향을 제시하고 있다[3]. 또한 비행종단시스템 공통성 표준(RCC 319-14)은 FTS를 비행안전체계의 구성요소로 정의하고, 독립성, 신뢰성, 응답시간, 상태감시, 환경시험 및 설계 무결성 등 세부 기술요건을 규정하고 있다[4]. 이러한 기준은 국내 군용 UAS 감항인증에서 FTS 적용 여부와 구현 수준을 판단하기 위한 중요한 기술적 근거가 된다.

이에 본 논문은 군용 UAS의 통제 상실 위험을 체계안전 관점에서 검토하고, FTS의 설계 요구도와 위험도 기반 감항인증 적용 방안을 제시하고자 한다. 이를 위해 국내 기준과 MIL-HDBK-516D, RCC 319-14를 비교 분석하고, MIL-STD-882E 기반 위험도 평가 개념을 활용하여 통신두절, 항법 이상 및 GPS 교란 등 주요 위험원에 대한 FTS 테일러링 방향을 검토한다[5].

2. FTS 개요

2.1 FTS 정의 및 기능 구성

MIL-HDBK-516D에서 FTS는 비행을 통제된 방식으로 종단할 수 있는 능력을 제공하는 시스템으로 정의된다[3]. FTS는 UAS가 통제 상실 상태에 진입하거나 설정된 안전 한계를 초과하는 경우, 제3자 피해와

보호구역 침범을 방지하기 위한 최종 위험저감 수단으로 기능한다.

특히 소형·중형 UAS는 공간 및 중량 제약으로 인해 다중화 설계가 제한될 수 있으며, 인구밀집지역 인접 공역이나 엄격히 통제된 작전환경에서 운용되는 경우 독립적인 비행종단 기능의 필요성이 커진다. 따라서 FTS는 기체 형상, 운용 공역, 비행 에너지 및 보호구역 인접성 등을 고려하여 적용 여부와 구현 수준을 검토해야 한다.

FTS의 기능적 구성은 비정상 상태 또는 안전 한계 초과 여부를 판단하고, 종단 명령을 전달·처리한 후, 실제 비행종단 기능을 실행하며, 전원·링크·수신기 및 체계 상태를 감시하는 과정으로 이루어진다. Table 1은 FTS의 주요 기능 요소를 정리한 것이다.

Table 1. Functional elements of FTS

Category	Description
Decision / Initiation	Determine termination conditions or initiate termination command
Command / Logic Path	Execute termination through onboard logic, internal interface, or external command path
Execution	Activate the device or function that terminates flight
Monitoring	Monitor power, link, receiver, and system status

2.2 비행종단 방식 및 구현수단

FTS의 작동 방식은 비행종단 명령이 언제, 어떤 조건에서 생성되고 인가되는지에 따라 구분된다. 이는 외부 통제권의 유지 여부, 데이터링크 및 전원 상태, 항법장치 이상, 비행제어계통 고장 등 비정상 상태의 원인에 따라 달라진다. 대표적인 비행종단 논리는 Table 2와 같이 외부 명령 기반, 사전 정의 이벤트 기반, 고장 대응 기반 및 탑재 자율 판단 기반으로 구분할 수 있다.

실제 비행종단을 구현하는 수단은 UAS의 기체 크기, 형상, 추진 방식, 운용 공역 및 보호구역 인접성에 따라 위험도 기반으로 테일러링되어야 한다. Table 3은 대표적인 FTS 구현수단과 주요 설계 고려사항을 정리한 것이다.

추진 차단이나 비행제어 차단은 상대적으로 적용이 용이하나, 비행종단 이후의 잔류 활공, 낙하경로

및 충돌 위치를 예측하고 입증해야 한다. 반면 파괴장 약 방식은 즉각적인 비행종단 효과를 기대할 수 있으나, 파편 위해성과 2차 피해 가능성을 함께 고려해야 한다.

낙하산 전개 방식은 하강속도와 충돌에너지를 저감할 수 있으나, 전개 신뢰성, 표류 범위 및 회수 가능성에 대한 검토가 필요하다.

따라서 FTS의 적용 적합성은 종단 후 거동, 파편 위해성, 낙하 및 표류 범위, 회수 개념 등을 포함한 체계 안전 관점에서 종합적으로 평가되어야 한다.

Table 2. Types of FTS

Type	Description
Command Termination	Termination initiated by external command (Ground-controlled)
Automatic Termination	Termination initiated by predefined event (Event-based)
Fail-safe Termination	Termination initiated by loss of power or command link (Fault-driven)
Autonomous Termination	Termination initiated by onboard decision logic (Self-initiated)

Table 3. Implementation means of FTS

Means	Description	Key Consideration
Propulsion Shutdown	Stop engine or thrust generation	Residual glide or motion
Control Disable	Remove or disable flight control authority	Post-termination behavior
Aero dynamic Termination	Force non-recoverable descent by aerodynamic means	Impact path and descent behavior
Destruct / Charge	Break structure or propulsion path	Fragment hazard
Parachute Deployment	Reduce descent speed and impact energy	Deployment reliability and drift

3. RCC 319-14 기반 UAS FTS 설계

RCC 319-14 규격의 기본 설계 철학은 비행체가 보호구역을 침범하기 전에 비행종단 기능이 완수되어야 하며, 작동 이후의 잔류 에너지, 활공(glide) 및 표류(drift)가 제3자 위해로 이어지지 않도록 종단 후 거동을 통제하는 데 있다. 이를 위해 개시된 종단 명령은 취소될 수 없는 비가역적(irrevocable) 조치여

야 한다[4].

이러한 철학을 구현하기 위한 핵심은 주 비행제어 계통(FCS, flight control system)의 무력화 상황에서도 독자적으로 작동할 수 있는 전기적·물리적 독립성의 확보이다. 메인 시스템의 단일고장이 FTS의 기능 상실이나 오작동으로 전이되는 것을 차단하기 위해, 주 전원 및 통신과 완전히 분리된 독립 배터리 및 비상 명령 수신기 구성을 강제한다. 또한 통신 두절을 대비하여 자체 항법 데이터(GPS/INS)로 구역 이탈을 감시하는 자율비행종단장치(autonomous flight termination unit, 이하 AFTU)와, 치명적 수단의 비의도적 작동을 물리적으로 차단하는 안전장전장치(SAD, safe-and-arm device)의 하드웨어적 연동 설계를 요구한다. FTS가 적시에 신뢰성 있게 작동함을 보장하기 위해 RCC 319-14는 체계 수준의 정량적 성능 지표와 환경 적합성을 강제하며, 그 핵심 요구사항은 Table 4와 같다[4].

Table 4. Key FTS requirements

Category	Key Requirement
Functional Requirement	Protected area safety, irrevocable termination
Termination State	Thrust disable, no glide / no autorotation
Reliability	≥ 0.999 @ 95% confidence
Single-Fault Tolerance	No single-point failure
Independence	Independent of other vehicle systems
Response Time	FTS delay ≤ 250 ms (Output ≤ 50 ms)
Monitoring	Telemetry(TM) for health /status/command/power
Software Assurance	IV&V, no hidden function
Signal & Tracking	≥ 12 dB RF margin, Min. 2 independent sources (AFTS)

신뢰성 측면에서 요구되는 0.999 이상의 작동 신뢰도와 단일고장 배제(no single-point failure)는 정상 운용 중의 오작동을 원천적으로 차단함을 뜻한다. 또한 응답시간(response time)은 체계 적합성을 판단하는 가장 중요한 성능 지표로서, 작동 지연시간을 250 ms 이내(출력 50 ms 이내)로 엄격히 제한하여

위험 저감의 실효성을 보장한다.

나아가 AFTU를 위한 최소 2개 이상의 독립된 추적원(tracking sources) 확보, 탑재 소프트웨어에 대한 독립검증(IV&V), 그리고 12 dB 이상의 RF 링크 마진 요구는 FTS가 외부 통신 교란에 강건해야 함을 시사한다. 이와 함께 온도, 진동, 전자기 간섭을 포괄하는 최대예상환경(MPE)에서의 체계 인증 시험은, FTS가 극한의 비정상 상황에서도 2차 피해를 억제하는 실질적 최후 방어선으로 기능할 수 있음을 입증하는 필수 과정이다.

4. 위험도 분석과 감항인증 적용 방안

4.1 MIL-STD-882 기반 UAS 위험도 평가

비행종료시스템(FTS)의 감항인증 적합성은 기체가 비정상 비행 상태에 진입했을 때 발생 가능한 잠재적 위해(hazard)를 식별하고, 이를 수용 가능한 수준으로 저감할 수 있는지를 입증하는 데 있다. 이때 FTS 작동이 요구되는 위험도 평가는 기체 자체의 손실 가능성보다는, 통제 상실 이후 보호구역 침범과 제3자에게 미치는 파급 효과를 중심으로 수행되어야 한다.

이를 위해 체계안전 표준인 MIL-STD-882E를 적용하여 통신 링크 상실, 항법 이상, 비행제어 오류 등의 위험원이 미치는 심각도(severity)와 발생 가능성(probability)을 분석하는 체계안전 절차가 요구된다[5]. Table 5는 MIL-STD-882E의 위험도 평가 개념을 UAS FTS 적합성 검토에 적용한 예시이며, 도출

된 위험도는 Fig. 1의 위험도 매트릭스(risk matrix)를 통해 수용 가능성을 평가할 수 있다.

본 평가에서 위험원(hazard) 및 직접 원인은 UAS 운용 중 발생 가능한 대표적 통제 상실 시나리오를 기준으로 식별하였다.

또한 예상 결과(consequence)는 해당 위험이 실제 환경에서 제3자 및 보호구역에 미치는 파급 효과를 정의하였다.

Probability \ Severity	Frequent	Probable	Occasional	Remote	Improbable
Catastrophic					
Critical					
Marginal					
Negligible					

Fig. 1. Risk matrix for UAS FTS application

4.2 FTS의 감항인증 적용 방안

국내 군용 UAS 획득 실무에서 모든 기체에 동일한 최상위 규격을 일률적으로 강제할 수는 없다. 기체의 크기, 추진 방식, 운용 공역 및 회수 개념에 따라 동등 수준의 안전(equivalent level of safety, ELOS) 개념에 기초한 위험도 기반 테일러링(risk-based tailoring)이 필수적이다.

예를 들어, 저고도·저속으로 인구희박지역에서 운용되는 소형 체계는 자동복귀 기능이나 단순 비행제

Table 5. Example of MIL-STD-882-based risk assessment for UAS FTS

Hazard	Representative Cause	Expected Consequence	Severity (Example)	Probability (Example)	Certification Implication
Uncontrolled flight	Lost link / Nav fault / FCS fault	Third-party casualty / Major damage	Catastrophic	Remote	Independent FTS required
Protected area intrusion	Off-course, GPS jamming / Spoofing	Public hazard, Range violation	Critical	Occasional	Termination logic & timing analysis required
Failure of termination	Single-point failure, power loss, software fault	Hazard escalation	Catastrophic	Remote	Redundancy, FTA/FMECA, Independent power / Path required
Inadvertent termination	Single-point failure, EMI, Bent pin, False command	Mission loss, Unintended crash	Marginal	Remote	Safing / Arming logic and inhibit design required
Abnormal flight continuation	Navigation degradation, Failed recovery mode	Unintended descent / Impact outside safe area	Critical	Occasional	Autonomous / Fail-safe logic verification required

어 차단만으로도 위험을 수용 가능한 수준으로 관리할 수 있다. 반면 가시권 밖(BVLOS) 비행이나 인구밀집지역 인접 비행을 수행하는 체계는 즉각적이고 확정적인 위험 억제를 위해 파괴장약, 낙하산 전개, 추진 차단을 결합한 형태의 복합 FTS가 요구된다.

특히 해군 유인함정에서 이착함을 수행하는 중·대형급 UAS의 경우, 테일러링 기준이 한층 고도화되어야 한다. 비행갑판의 공간적 제약과 폭발성 위험물(무장·연료)의 집중으로 인해, 통제 상실 상황에서의 무조건적인 자동착함 시도는 함정 생존성에 치명적인 위협을 초래한다.

따라서 이러한 특수 환경의 기체는 비정상 상황 시 즉각적인 공력적 종단이나 해상 착수(ditching)를 강제할 수 있는 수준의 독립적 자율비행종료장치(AFTU)를 감항 기준으로 채택해야 한다.

또한 설계된 FTS의 적절성과 기능적 무결성(functional integrity)은 구성품 및 체계 수준의 가혹한 시험을 통해 실증되어야 한다. 전원, 명령 전송, 감시 로직 등 안전 요소에 대한 물리적 분리(physical separation)와 다중화가 확인되어야 하며, 핵심 제어부인 AFTU는 저전압, 전원 강하(dropout), 위치독(watchdog) 회로 성능, 자체 점검(self-test) 로직은 물론 온도충격, 진동, 음향, 복합환경 등 유인항공기에 준하는 환경시험을 통과해야 한다.

아울러 체계 수준에서는 무선 링크 강건성, 소프트웨어 독립검증(IV&V), 파편 낙하(breakup) 및 응답 시간 분석이 포괄적으로 수행되어야 비로소 실효성 있는 감항인증이 완성된다.

5. FTS 감항성 고려요소

5.1 국내 운용사고사례 분석 및 시사점

UAS의 안전 로직 결함 및 외부 전자전 취약성은 실전 운용에서 체계 전체의 재난적 위협으로 직결된다. 대표적인 사례로 2012년 국내에서 발생한 무인헬기(S-100) 시험비행 추락 사고를 들 수 있다. 당시 조사 과정에서 GPS 교란 가능성이 제기되었으며, 통제 불능 상태에서 자동복귀(return-to-home) 기능이 지상 통제장치 방향으로 기체를 유도한 것으로 보고되었다. 이로 인해 Fig. 2와 같이 통제차량(GCS)이 전소되고 인명피해가 발생하였다[1].

이러한 위험 구조는 최근 국내 군 운용 사례에서도 유사하게 반복되고 있다. 2024년 4월 정찰무인헬기(S-100)의 해상 추락을 시작으로, 11월 육군 정찰무인기 헤론(Heron), 12월 사단급 정찰무인기(KUS-9)의 추락 사고가 잇따라 발생하였다. 조사 결과 상당수의 사고가 GPS 교란과 연계된 항법 이상 또는 데이터링크 통신 불량으로 인해 기체가 통제 불능 상태에 빠진 것으로 확인되었다[6].

이들 사례가 주는 공통적인 교훈은 고장이나 교란 상황에서 자동복귀 모드가 만능이 아니며, 오히려 위험을 가중시킬 수 있다는 점이다.



Fig. 2. S-100 accident and burned GCS[1]

따라서 FTS는 기체 보존보다 제3자 및 아군 자산의 피해 억제를 최우선 목표로 설정해야 하며, 보호구역(containment area) 침범 위험이 발생할 때 비행을 즉시 강제 종료할 수 있도록 감항인증 과정에서 독립된 핵심 검토 대상으로 설정되어야 한다.

5.2 글로벌 감항 프레임워크 고찰

국내 군용 UAS 감항인증 제도의 실질적 고도화를 위해서는 글로벌 선진 표준 기구가 채택하고 있는 위험평가 방법론을 군사적 특수성에 맞게 융합 및 발전시켜야 한다.

첫째, 국제 민간 무인항공기구(JARUS)가 제시한 특정운용위험평가(SORA, specific operations risk assessment)와 같은 정성·정량 결합형 평가 체계를 군용 무기체계에 맞게 수정(tailoring)하여 활용할 필요가 있다. SORA는 운용 위험을 분류하고 완화수단(mitigations)을 도출하는 데 유용한 방법론이나, 기본적으로 민간 무인기 운용에 초점이 맞추어져 있다[7].

따라서 고도화된 전자전(jamming) 위협, 폭발성 무장 탑재, 그리고 유인 함정 이착함과 같은 군사 작전 특유의 복합적이고 치명적인 위협을 온전히 대면하기에는 한계가 있다. 향후 우리 군의 감항인증은 MIL-STD-882 기반의 정성적 체계안전 분석을 뼈대로 삼되, SORA의 정량적 평가 프레임워크에 군사적 운용 환경의 특수 파라미터를 결합한 ‘군용 특화 운용 위험평가 모델’로 고도화되어야 한다.

둘째, 미국재료시험협회(ASTM International)의 ASTM F3389 표준에 명시된 충돌 운동에너지 및 생존성 평가 방법론의 도입이 요구된다. 이 표준은 비행 중인 무인기가 지상 인원과 충돌할 경우 발생하는 둔상(blunt force trauma) 위해 가능성을 정량적으로 평가하는 틀을 제공한다[8]. 군용 UAS는 소형부터 중·대형까지 체급이 다양하므로, 향후에는 이러한 국제 표준의 논리를 바탕으로 기체 중량, 속도, 종단 거동 및 FTS 작동 이후의 잔류 위험을 물리적으로 계산할 수 있는 확장형 성능 입증 절차를 정립해야 할 것이다.

6. 결론

본 연구는 군용 무인항공기체계(UAS)의 통제 상실 상황에서 제3자 피해와 보호구역 침범 위험을 억제하기 위한 비행종단시스템(FTS)의 설계 요구도와 국내 군 감항인증 적용 방안을 검토하였다. 표준감항인증기준(Part 1), MIL-HDBK-516D, RCC 319-14 및 국내 운용 사고사례 분석을 통해 FTS는 독립성, 단일 고장 안전성, 신뢰성, 응답시간 및 종단 후 거동이 입증되어야 하는 체계안전 기능임을 확인하였다.

또한 MIL-STD-882E 기반 위험도 평가 관점에서 통신두절, 항법 이상, GPS 교란 및 비행제어계통 고장 등 통제 상실 위험원이 보호구역 침범과 제3자 위해로 확대될 수 있음을 검토하였다. 이에 따라 모든 UAS

에 동일한 FTS 요구도를 적용하기보다는 운용 공역, 비행 에너지, 보호구역 인접성, 인구밀도 및 함정 운용 여부를 고려하여 FTS의 적용 여부와 구현 수준을 차등 검토하는 위험도 기반 테일러링이 필요하다.

결론적으로 국내 군용 UAS 감항인증에서는 FTS를 기체 형상과 운용 환경에 연계된 핵심 안전기능으로 검토하고, 설계요구, 위험평가 및 입증자료를 체계적으로 연계할 필요가 있다. 향후에는 SORA의 운용위험 분류 개념과 ASTM F3389의 충돌 위해 평가 개념을 군용 UAS 운용 특성에 맞게 보완하여, 기종별·체급별 FTS 적용 기준과 정량적 입증 절차를 구체화할 필요가 있다.

참고문헌

- [1] J. C. Park, ‘Three Casualties After an Unmanned Aircraft Struck a Control Truck,’ *Kyunghyang Shinmun*, 2012.05.10. <https://www.khan.co.kr/article/201205101734091> (accessed 2026.07.13.)
- [2] Defense Acquisition Program Administration (DAPA), *Military Aircraft Standard Airworthiness Certification Criteria (Part 1)*, DAPA Notice No. 2024-6, 2024.
- [3] U.S. Department of Defense (DoD), *Airworthiness Certification Criteria*, MIL-HDBK-516D, 2026.
- [4] Range Commanders Council, *Flight Termination Systems Commonality Standard*, RCC 319-14, 2014.
- [5] U.S. Department of Defense (DoD), *System Safety*, MIL-STD-882E, 2012.
- [6] Newsis, ‘Even the KRW 3 Billion Heron Crashed: 48 Military UAV Crashes Over Five Years,’ *Dong-A Ilbo*, 2018.10.17. <https://www.donga.com/news/Politics/article/all/20181017/92443387/1> (accessed 2026.09.03).
- [7] Joint Authorities for Rulemaking on Unmanned Systems (JARUS), *SORA v2.5 Main Body*, JAR_doc_25, May 13, 2024.
- [8] ASTM International, *Standard Test Method for Assessing the Safety of Small Unmanned Aircraft Impacts*, ASTM F3389/F3389M-21, 2021.