

## 전술급 무인항공기 비행제어시스템의 감항인증 사례연구

최승기<sup>1)</sup> · 문정호<sup>1)</sup> · 고준수<sup>\*,2)</sup>

<sup>1)</sup> ㈜대한항공 R&D Center

<sup>2)</sup> 한국항공대학교 항공우주및기계공학부

### Airworthiness Case Study for the Tactical UAV's Flight Control System

Seung Kie Choi<sup>1)</sup> · Jung Ho Moon<sup>1)</sup> · Joon Soo Ko<sup>\*,2)</sup>

<sup>1)</sup> R&D Center, Korean Air, Korea

<sup>2)</sup> School of Aeronautical & Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea

(Received 16 June 2013 / Revised 17 May 2014 / Accepted 13 June 2014)

#### ABSTRACT

This paper presents the case study of the airworthiness certification for the flight control system of tactical UAV. Airworthiness regulations for flight characteristics and design and construction based on the STANAG 4671 are selected, and safety assessment is performed. Stall protection on wing level and turning flight criteria, and flap interconnection system failures were analyzed and applied to the flight control system design. The Hardware-in-the-loop simulation including math model, integrated system verification and validation test and failure mode and effects test were also performed and they are used to validate the means of compliance of the proposed airworthiness.

Key Words : Flight Control System, Airworthiness Certification, Engineering Test Station

#### 1. 서론

국내 항공법규로서 군용항공기 비행안전성 인증에 관한 법률<sup>1)</sup> 및 동법 시행령/시행규칙이 제정되면서 군용항공기에 대한 감항인증의 적용을 의무화하고 있다.

기가 형식인증을 획득하였으며, 비행안전에 필수적인 비행제어법칙의 감항인증 연구가 수행되었다<sup>2)</sup>. 그러나 무인기에 대한 명확한 감항인증 규정은 전세계적으로 없으며, 이에 따라 NATO 연합국간에 합의된 STANAG 규정을 일반적으로 적용하고 있다. 무인항공기 공역 진입과 감항인증에 대한 규정은 최근 미국의 Future NAS(National Airspace System) 프로그램에 의해 FAA 주관하에 DARPA, NASA 등의 전문기관이 참여하여 활발히 연구 중에 있다<sup>3)</sup>. 본 논문에서는 전술급

\* Corresponding author, E-mail: jsko@kau.ac.kr  
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

무인항공기의 비행 안전을 위해 STANAG 4671을 근간으로 비행기술과 설계 및 제작 관련 기술 기준에 대한 분석 결과를 기술하였다.

## 2. 무인항공기 감항인증

### 2.1. 북대서양 조약기구(NATO) STANAG

STANAG에는 북대서양 조약기구(NATO)협약체 구성원 간의 합의서로 군사용 또는 기술적 절차, 장비들에 대한 개발 프로세스, 용어 및 조건들을 명시하였다. 이 합의서의 목적은 동일한 동작, 절차, 군수지원을 제공하여 한 회원국의 군사용품을 다른 회원국에 지원이 가능하도록 하기 위한 것이다. 특히 이 합의서는 통신, 정보시스템의 군사적 목적으로 활용되고 있다. 무인항공기 분야에서는 가장 대표적으로 무인기 감항인증 문서인 STANAG 4671<sup>[4]</sup>과 무인기 상호운용성을 위한 STANAG 4586<sup>[5]</sup>이 있다. 여기서 STANAG 4671은 FAA의 14 CFR Part 23과 EASA의 CS-23을 참고로 하여 최대 이륙 중량이 150kg~20,000kg인 무인기에 적용하도록 제정하였다.

### 2.2. 감항인증 항목 수립

국내 무인기의 최초 감항인증기술 적용을 통해 비행 안전성 확보와 기술 기준의 적용 타당성을 입증하기 위해 감항당국과 지속적인 검토를 수행하여 STANAG 4671 기술기준에 따라 감항인증 기준을 150kg이하의 소형 전술급 무인기에 적용하였다. 무인기 체계의 전체 감항인증은 STANAG 4671의 1,378개 항목 중 해당 무인기 Class에 해당하는 850개의 항목과, 최초안전비행과 직접적으로 관련된 638개의 항목으로 도출 되었으며, 비행제어 분야의 감항인증은 비행안정성과 관련된 제어기 성능, 비행영역보호, 조종면, 고도/속도장치 등을 중심으로 총 55개의 항목으로 식별되었다.

## 3. 안전성 평가

### 3.1 시스템 기능고장 분석 절차

안전성 평가는 기능위험평가의 과정 및 결과를 토대로 중요 고장 조건에 대해 고장계통분석을 수행하여 비행제어계통 안전과 관련된 요구사항의 만족정도를 평가하고 위험요소가 종결될 때까지의 추적 관리 계획

을 수립한다. 안전성 분석기법의 결정 프로세스는 Fig. 1에 나와 있다. 비행제어 계통의 시스템 기능은 Table 1과 같이 임무비행기능, 자동이착륙기능, 대기자료 측정정보 제공 기능, 항법 제공 기능, 고장탐지 기능 등을 포함한 총 16개의 기능으로 분류하였다.

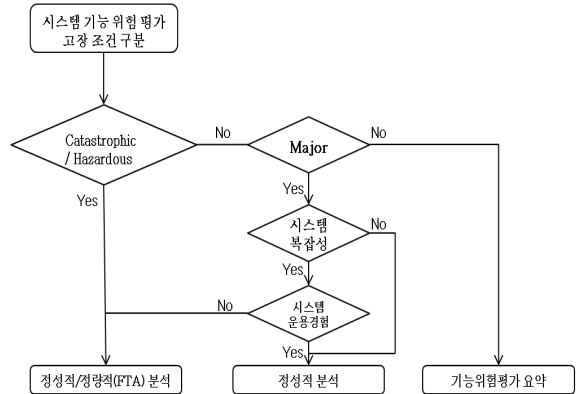


Fig. 1. Procedure for safety analysis

Table 1. List of system function

No	시스템 기능
1	비행제어컴퓨터 상태/모드 관리
2	임무 비행 기능
3	조종면 작동 기능
4	자동 이착륙기능
5	운용고도 비행기능
6	제공시간 비행기능
7	운용속도 비행기능
8	대기자료 측정정보 제공 기능
9	항법제공 기능
10	비행/임무통제 기능
11	항법장비 이중화 관리 기능
12	피어식별 관리 기능
13	고장탐지 기능
14	통제명령 우선순위 기능
15	데이터링크 운용 기능
16	탑재장비 인터페이스 기능

3.2 시스템 기능고장 분석 결과

각 시스템의 세부 기능 고장은 시스템 기능 목록을 통해 총 76개로 식별되었으며, 비행 안전영향성에 대한 위험평가 할당표는 발생빈도와 치명도를 조합하여 Table 2와 같이 구분하였다<sup>6)</sup>.

Table 2. System safety assessment

확률수준 \ 치명도	치명도			
	심각	중대	경미	무시
빈번 (발생률 $\geq 10^{-1}$ )	Red	Red	Yellow	Green
가능 ( $10^{-1} > \text{발생률} \geq 10^{-2}$ )	Red	Red	Yellow	Green
가끔 ( $10^{-2} > \text{발생률} \geq 10^{-3}$ )	Red	Yellow	Green	Green
희박 ( $10^{-3} > \text{발생률} \geq 10^{-6}$ )	Yellow	Green	Green	Green
제거	제거됨			
FHA 분석결과	2	12	47	4

Red	감항성 미충족
Yellow	감항성 불만족
Green	감항성 만족

Table 3. Summary of system malfunction

No	기능위험요소	심각도
1	비행 중 비상상황시 낙하산 자동회수 기능 상실	심각
2	자동이륙 기능 상실	중대
3	비행체 상승/하강 안정성 제어 기능 상실	중대
4	항법 데이터 제공 불가	중대
5	고도/속도 대기자료 정보 제공 불가	중대
6	GPS 교란 및 판단 불가	중대
7	비행모드 기능 부분/완전상실	경미
8	비행제어 센서 상세데이터 제공 불가	경미
9	조종면 작동기 성능 저하	경미

비행제어 계통의 시스템 기능 고장 중, 비행에 심각한 영향을 주는 ‘심각’으로 분류된 기능위험요소로서 비행 중 비상 상황시 낙하산 자동회수 기능 상실과 낙하산 도어 작동 불가능의 2개의 항목이 해당되어 원격 비행 및 스틱수동비행으로의 전환과 자동으로 낙하산을 전개하도록 설계에 반영해 이를 완화시켰다. 치명도가 중대인 항목은 자동이륙 기능상실, 비행체 안정제어 기능상실, 항법데이터 제공불가능, 비행제어컴퓨터 기능상실 등을 포함하여 총 12개의 항목이 해당되었으며 발생확률수준이 희박으로 구분되어 설계 수정은 이루어지지 않았다<sup>7)</sup>.

4. 감항성 검증 시험환경

최초안전비행 감항성 입증을 위해서는 주요 항목에 대한 검증을 비행시험 전에 수행해야 하며 이는 감항인증 계획의 적합성 검증방법(MOC)에 의해 입증되어야 한다. 최초 안전비행에 대한 비행제어 시스템의 감항성 입증은 Lab/Bench 시험, 지상시험, 모의시험인 시스템 통합 및 검증시험(ISVV) 및 결합모드 및 영향성 시험(FMET) 시험에 의해 확인되었다.

비행제어시스템 검증을 위한 HILS 환경은 Fig. 2와 같이 비행제어컴퓨터의 입출력 및 고장신호를 모사하는 엔지니어링 시험장치(ETS), 지상체 및 데이터링크를 모의하는 임무통제장치(MCS), 비행체 운동 모델/센서모델/작동기 모델 등을 모의하는 실시간 시뮬레이터, 비행상황 도시를 위한 영상발생장치(IG)로 구성하였다.

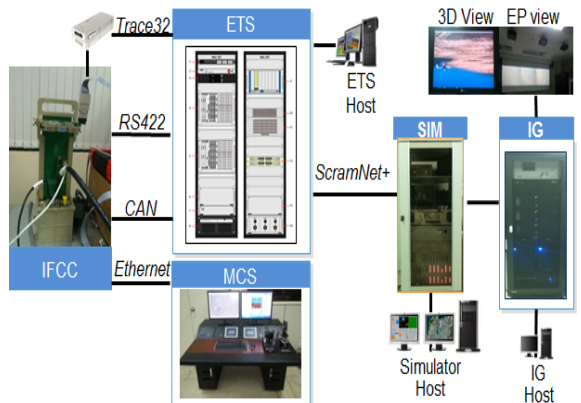


Fig. 2. Block diagram of HILS environment

### 5. 최초안전비행 감항성 입증 결과

전술급 무인기의 최초안전 비행을 위한 감항성 검토 결과에 따르면 비행제어분야의 경우 비행안정성을 포함한 16항목의 검토결과 모든 항목이 충족되어 전술급 무인항공기의 비행 허가 획득에 기여 하였다. 비행제어분야의 최초 안전비행 감항성 항목은 Table 4와 같으며, 본 논문에서는 최초안전비행에 대한 감항성 입증 항목 중 비행기술의 일반 사항과 플랩 상호 연결에 대한 분석결과를 다루었다.

Table 4. Airworthiness regulations for initial safety of flight on flight control system

No	항 목	내용
1	USAR. 141	일반
2	USAR. 221	나선실속 및 방향이탈
3	USAR. 231	종축 안정성 및 제어
4	USAR. 701	플랩 상호연결
5	USAR. 745	전륜 조향장치
6	USAR. 1329	비행제어시스템

#### 5.1 USAR. 141 (일반)기준 입증

“UAV는 자동제어모드에서 작동될 경우 비행제어시스템에 의해 유지되는 비행보호영역 전반에 걸쳐 수용할 수 있는 조종성, 기동성 및 안정성 특성을 갖고 있음을 검증한다.”

감항인증 상세기준의 입증을 위해 전술급 무인기의 조종성, 기동성 및 안정성 특성 확인은 다음과 같으며, 이는 비행제어시스템 검증 방법 중 ISVV로 시험을 수행하여 검증하였다.

##### 5.1.1 이·착륙시 스틱자동 비행 검증

이·착륙시 스틱자동 비행 검증은 과도한 기수 변화 경향성 유무를 외부조종사가 정성적으로 확인하는 시험이다. 비행체를 활주로에 위치시킨 후 스틱자동 모드를 인가하여 외부조종사가 이륙을 수행하였다. 노면조건, 바람, 플랩, 중량 및 CG를 변화시켜 조종사 평가의견을 수렴한 결과 Fig. 3과 같이 이착륙 중 통제 불가능한 과도한 기수변화 경향성이 없음을 확인하

였고, 해당 무인기가 조종명령대로 각 조종면 및 조향장치를 정상적으로 작동하여 비행이 가능함을 확인하였다. 바람은 측풍 0~5m/sec, 플랩 0~30도, 중량 140~150kg, CG 전방한계 범위, 노면조건은 아스팔트와 야지조건을 적용하였다. 아스팔트 노면은 구름 마찰계수 0.025, 미끄럼 마찰계수 0.89를 적용하였고, 야지는 각각 0.08과 0.6을 적용하였다. 이착륙시 중요한 피치 제어기 시험결과 자세 정확도는  $\pm 0.5\text{deg}$  이내 (요구사항  $\pm 2\text{deg}$ ), 오버슛은 10% 이내 (요구사항 20%)이며, 롤제어기 시험결과 자세정확도는  $\pm 1\text{deg}$  이내 (요구사항  $\pm 2\text{deg}$ ), 오버슛은 10% 이내 (요구사항 20%)이다.

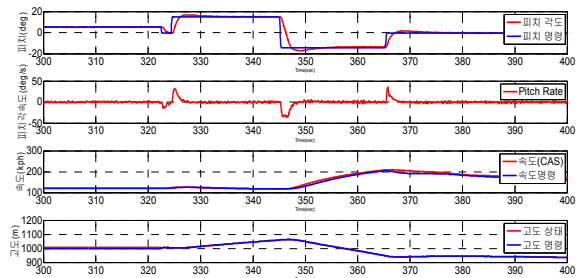


Fig. 3. Result of pitch control

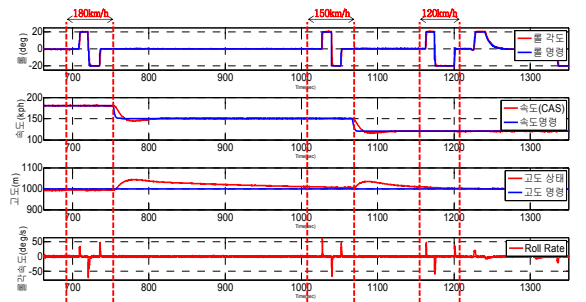


Fig. 4. Result of roll control

##### 5.1.2 운용속도 검증

운용속도에 대한 검증은 노브모드에서 운용속도 구간에 롤 기동을 수행하였을 때 운용속도 제어기의 요구사항을 만족하고 안정적으로 비행이 이루어지는지를 검증하였다. Fig. 5는 130~150kph 구간에서의 피치와 속도, 고도를 나타낸 결과로서 각 속도 구간에서 무인기가 롤 명령을 잘 추종하는 것을 확인할 수 있으며 속도는 오차 10kph 요구사항 이내로 유지되고, 고도는 30m 이내로 유지되는 것을 확인하였다.

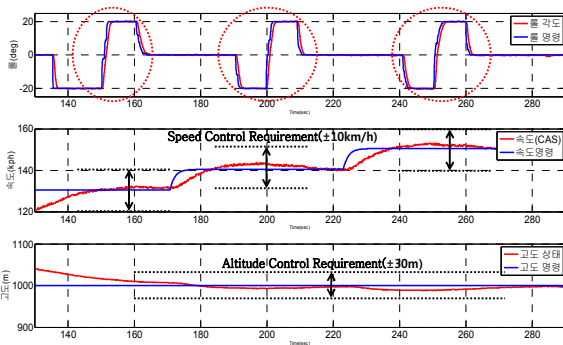


Fig. 5. Result of operation speed control

### 5.1.3 무게중심 안정성 검증

무게중심 안정성 검증은 무게 중심 변화에 따른 비행체 안정성을 확인함으로써 이루어진다. Table 5에는 각 중량별 전/후방 무게중심 한계를 보여준다. 무인항공기의 비행 중 무게 중심 이동으로 인한 피치 응답 특성을 확인한 결과, 전/후방 모든 명령에 따른 응답이 안정적이었으며, 임무속도에서의 수평 비행시 엘리베이터 트림은 후방한계에서 약 -2.1도, 전방한계에서 약 5.9도가 작동되는 것을 확인하였고 엘리베이터 트림 변경에 따른 비행 안정성을 확인하였다.

Table 5. Test about front and rear CG limits

No	중량	CG	비고
1	140	20.5	초도비행
2	150	24.0	후방한계
3	150	20.5	표준형상
4	140	16.0	전방한계

### 5.1.4 제어기 성능검증

제어기 성능검증은 무인항공기 자동비행을 위한 피치/롤 제어기, 고도/속도/헤딩 제어기 및 유도제어기에 대한 검증 수행이 이루어졌다.

고도제어기는 속도 순항속도에서 최대운용속도까지의 성능과, 운용속도에서 실용상승한도까지의 성능에 대한 시험을 수행하였다. 고도 제어기에 대한 성능시험은 속도 120kph, 고도 4km를 설정한 후 고도 명령을 500m로 상승하였고, 롤 명령을 ±5도, ±20도를 인가하여 제어기의 고도 유지 성능을 검증하였다. 고도제어기 요구사항은 비행체 운용 성능 범위 내에서 기준 고

도 명령에 대하여 뱅크 각에 따라 고도오차는 ±10m (롤 0~5도), ±30m (롤 5~30도)로 나타났다.

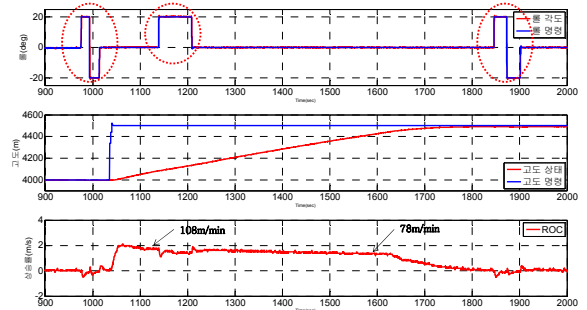


Fig. 6. Altitude controller test result at altitudes 4.5km

## 5.2 USAR. 701(플랩 상호 연결)기준 입증

“UAV는 개별적으로 움직이는 조종면들의 최대 위치의 어떤 조합에서도 안전한 비행특성을 갖고 있음을 검증한다.”

본 연구에 적용된 전술급 무인기는 이륙시 플랩 0도로 발사 이륙을 하며, 일반 활주로(Long Field) 착륙시에는 30도를 사용하고, 제한된 영역(Short Field)에 착륙할 때는 양력 증가를 위해 60도를 사용한다. 본 연구에서는 감항인증 상세기준의 입증을 위해 플랩 단수 고장과 복수 고장에 대한 분석을 Table 6과 같이 수행하였다. 단수 플랩 고장의 경우, 플랩 30도 고장 범위까지는 좌/우 에일러론으로 보상이 가능하지만 60도 고장시에는 에일러론으로 횡축 제어력 보상이 불가능한 것으로 확인되었다. 따라서 무인기의 롤 제어기는 단수 플랩 고장 시 횡축 조종력 보상을 위해 여유 플랩 조종면을 이용한 조종력 재할당 알고리즘을 적용하여 설계하였다.

Table 6. Analysis on lateral control forces

각도	롤 모멘트 계수		횡축효과(%)
	에일러론	플랩	
20	0.02037	0.02192	107
30	-	0.02872	140
40	-	0.04524	222

횡축 보상을 위해 잔여 플랩을 대칭으로 할당할 경우, 플랩 60도 일때는 일반적인 임무 비행시 매우 큰

