

## 무인기 감항기준 안전도 설정기법 연구

최주원\*

### Study on establishment of airworthiness level of safety for UAV

Joo-won Choi\*

#### ABSTRACT

To operate UAV in the civil airspace, the airworthiness of UAV system have to be proven by the civil certification system. However, it is difficult for UAV to be certified by the existing certification system because the existing certification system has been developed for the manned aircraft. So, many civil aviation authorities and research institutes are studying developing airworthiness standards for UAV certification. To develop an airworthiness standards for UAV, the airworthiness level of safety have to be established based on UAV categorization.

I would like to introduce an quantitative methods for establishing airworthiness level of safety of UAV based on UAV categorization and example of Smart UAV.

Key Words: UAV, Certification, Airworthiness, Standard.

#### 1. 서 론

미국, 이스라엘, 유럽의 국가들은 이미 무인기를 군 용도로 성공적으로 사용한 경험이 있으며, 약 20여년간 누적 운영시간이 100만 비행시간을 넘고 있다. 이러한 나라들을 중심으로 무인기를 민간 용도로 활용하고자 하는 많은 노력들을 하고 있으나, 민간 공역에서 무인기를 유인기와 통합 운영하고자 할 경우 추락으로 인한 지상 피해와 공역에서 비행 중인 다른 항공기들과의 공중충돌 등의 위험으로 인하여 각 국의 감항당국들은 극히 제한된 공역 내에서 비행하

가 또는 제한 감항증명 하에서 제한공역 내에서 만 무인기를 운영할 수 있도록 하고 있다.

현재 항공기의 감항성 인증과 비행에 관한 법규정들은 유인기를 중심으로 개발되고 발전되어 와서 무인기에 그대로 적용할 수 없다.

특히 감항성 인증에 필요한 감항기준의 경우도 기준의 요건 분야와 안전도 수준이 유인기를 중심으로 개발된 것으로서, 시스템으로 운영되고 시스템이 감항성에 영향을 미치는 무인기에는 그대로 적용할 수 없다.

무인기의 감항성 인증과 감항기준의 설정이 무인기 법규정 정립의 첫 시작이기 때문에 이에 필요한 무인기의 종류(Category) 별 감항성 안전도 요구 수준을 설정하기 위한 많은 연구들이 진행 중에 있다.

\* 회원, 한국항공우주연구원 선임연구원  
연락처, E-mail: choijw@kari.re.kr

이러한 무인기 감항성 안전도 요구 수준의 설정 방법으로는 충돌에너지 평가기법(Impact Energy Criteria), 지상피해 평가기법(Ground Victim Criteria) 그리고 공중충돌 위험도 평가기법(Midair Exposure Risk Analysis) 등이 있으며, 미국과 유럽에서 활발한 연구가 진행되고 있다.

무인기 안전성 평가기법들은 무인기의 감항기준을 개발하는데 있어 목표 안전도 수준(TLS : Target Level of Safety)을 설정하는데 활용될 수 있으며, 다양한 형태와 종류의 무인기에 대하여 향후 감항기술기준(Airworthiness Standard)을 개발하고 적용하는 데에도 활용될 수 있다.

본 연구에서는 이러한 평가기법 중 충돌에너지 평가기법(Impact Energy Criteria)과 지상피해 평가기법(Ground Victim Criteria)을 사용하여 현재 한국항공우주연구원에서 개발 중인 스마트무인기의 감항 안전도 요구수준을 검토한 결과와 이러한 평가기법에 대하여 소개하고자 한다.

## 2. 무인기 감항기준 안전도 설정기법

항공기의 운항에 있어서 가장 큰 위험요소는 같은 공역을 사용하고 있는 항공기들 간의 공중충돌 사고로 인한 피해와 제어 불능 또는 구조적 파손에 의한 추락으로 지상의 인적, 물적 피해를 들 수 있다.

이러한 위험요소(Hazards)의 위험도(Risk)는 위험요소의 심각도(Severity)와 발생빈도(Probability)의 함수로 결정된다.

공중충돌이나 지상 추락으로 인한 위험요소의 심각도는 항공기의 충돌시 운동에너지에 의존하며, 발생빈도는 무인기 시스템의 신뢰도에 의존하게 된다.

여기서 충돌시의 운동에너지는 다시 충돌 비행체(Threatening A/C)의 중량과 속도에 따라 결정되며, 무인기 시스템의 신뢰도는 적용 감항기준의 안전도 수준에 따라 확보될 수 있고, 정

량적 신뢰도는 특정 형식의 누적 비행시간에 따른 Class A Mishap Rate로 판단될 수 있다.

현재 이러한 변수들과 항공기 사고 데이터를 기반으로 무인기의 운항 시 지상 또는 공중의 다른 항공기들에 미칠 수 있는 위험도를 정량적으로 평가하여 무인기들을 체계적으로 Categorization 하고 감항기준을 적용하여 공역 안전성을 확보하고자 하는 연구들이 미국과 유럽에서 진행되고 있다.

### 2.1 충돌에너지 평가기법(Impact Energy Criteria)

충돌에너지 평가기법(Impact Energy Criteria)은 비행체가 지상 또는 다른 항공기와 충돌할 때 미치는 운동에너지의 수준으로 무인기를 Categorization 하는 방법으로서, 비행체의 중량과 속도를 주요 변수로 하여 운동에너지 평가기법(Kinetic Energy Criteria)이라고도 한다.

본 평가기법은 유럽의 JAA-EUROCONTROL UAV TFT에서 처음 연구되어 발표된 것으로서, 무인기 비행체의 속도와 중량을 기준으로 Out-of-control 시 발생 가능한 최대 에너지의 수준을 계산하여 동급 유인기의 해당 감항기준을 적용시키는 방법이다.

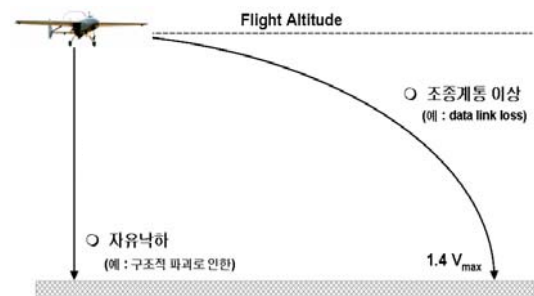


Fig. 1 비행체의 추락 시나리오

비행체의 추락 시나리오는 Fig.1과 같이 동력장치 이상 또는 구조적 파손으로 인한 추락 상황과 Data link loss나 조종계통 이상으로 인한 추락 상황으로 구분할 수 있다. 이 중 동력장치나 구조적 이상으로 인한 추락 시에는 비행체의

항력으로 인하여 자유낙하 정도에 해당하는 충돌에너지가 발생하는 것으로 나타났으며, 조종계통 이상으로 인한 추락 시에는 최대 운용속도의 1.4배에 해당하는 에너지가 발생할 수 있어, 후자의 위험도가 더 높은 것으로 나타났다.

Loss-of-control Scenario에서 항공기 별로 적용되어야 할 기준 속도는 다음과 같다 :

- 고정익기 :  $V = 1.4 \times V_{MO}$  (최대 운영속도의 1.4배)
- 회전익기 :  $V =$  로터 정지상태에서의 최종 충돌 속도
- 비행선/기구 :  $V =$  기낭이 파손되어 부력이 없으며, 기낭이 수축된 상태에서의 최종 충돌 속도

현행 유인기 공역체계 내에서는 초경량 비행장치 급 이상의 항공기들에 대해서만 감항증명을 요구하고 있으며, 그 기준을 정량화 하면 95 kJ로 나타났다. 95 kJ은 중량 150 kg의 비행체가 49 knots로 충돌할 때 발생하는 에너지와 동

등한 것으로서, 현행 기준에 근거한 초경량 비행장치의 95 kJ 속도-중량 기준(Ultra-light kinetic energy criteria)은 Fig. 2와 같다.

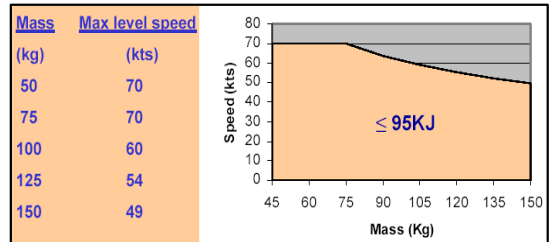

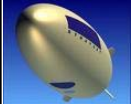






Fig. 2 충돌에너지에 근거한 초경량 비행장치의 중량/속도 기준

이러한 방법으로 현행 기술기준 체계 상의 감항분류(FAR Part 23, 25, 27, 29) 별 항공기의 충돌에너지 수준(Kinetic Energy Level)을 계산할 수 있으며, 반대로 특정 무인기의 중량과 속도를 기준으로 충돌에너지 수준을 계산하여 현행 감항기준의 안전도 수준을 적용할 수 있다.

Table 1. 대표적 무인기의 충돌에너지 수준 및 적용 감항기준

무인기	MTOW	$V_{MO}$	Impact Energy Level	적용 감항기준
 Global Hawk	11,600 kg	345 knots	2.706	Part 25
 StratSat	NA kg	NA knots	0.2NA	Part 23 Commuter +Part 25
 Smart UAV	1,000 kg	270 knots	0.143	Part 23/27 Single Engine
 Predator	855 kg	120 knots	0.024	Part 23 Single Engine
 Hunter	952 kg	NA knots	0.018	VLA+Part 23
 Searcher	426 kg	54 knots	0.003	Ultra Light + VLA

※ Impact Energy Level = Kinetic Energy Level = {Mass(kg)×Velocity(kt)<sup>2</sup>}/10<sup>9</sup>

Table 1은 대표적인 무인기들의 충돌에너지 수준과 이를 기준으로 설정한 감항기준이다.

현행 감항기준 각 Part의 경우 다시 비행안전성, 구조안전성, 시스템, 동력장치, 전기/전자 등 분야별 Subpart로 구분되어 있으며, 이 중 내충돌성(Crashworthiness) 관련 요건과 유인기 탑승 조종사를 기준으로 개발된 요건들을 제외하고 해당 Part를 무인기 비행체에 적용할 수 있다.

현재 개발중에 있는 스마트무인기의 경우 목표 중량이 1,000 kg이고, 최대 운영속도가 270 knots로서, 충돌에너지 수준으로 계산된 해당 감항기준은 Part 23/27이 되며, 6,000 lbs 이하의 Single Engine 장착 항공기에 해당하는 요건을 적용할 수 있다.

## 22 지상피해 평가기법(Ground Victim Criteria)

충돌에너지 평가기법(Impact Energy Criteria)에 근거한 감항기준의 적용 시 무인기의 적용 감항수준이 너무 높게 적용되어 그 대안으로 프랑스 감항당국(DGAC) 주도로 NAVDROC에서 지상피해 평가기법이 연구되었다.

본 평가기법은 무인기의 경우 탑승자가 없으므로 탑승자 보호를 위한 안전성은 고려하지 않고 지상피해 위험도만을 통계적 기법으로 예측하는 것으로서, 비행체가 지상에 추락할 때 지상에서 발생할 수 있는 피해자의 수(Ground Victim)를 무인기의 신뢰도(Reliability)와 비행체 추락 시의 치명적인 지상면적(Lethal Surface Area), 인구밀도(Population Density) 등의 함수를 사용하여 예측하거나, 반대로 지상피해자 수를 목표치로 설정하고 무인기 비행체의 안전도 목표치를 비행시간 당 추락률로 구하는 방법이다([식 1] 참조). 다음은 통계자료에 근거한 목표 지상피해자 수를 기준으로 무인기의 안전도를 구하여 동급 유인기 감항기준 Part를 적용하는 방법이다.

미국 NTSB(National Transportation Safety Board)의 통계 자료에 따르면 항공기 탑승자를 제외하고 항공기 사고로 인하여 지상의 사람이

사망(Involuntary Ground Fatality)한 수치는 백만 비행시간 당 1.8명으로 나타났다[3]. 본 무인기 지상피해 평가의 경우 불확실성을 고려하여 지상 사망자 목표를 백만 비행시간 당 1명으로 한다. ( $N = 1$  per million UAV Flight Hours)

$$N = Ac \times D \times Fc \times P \dots\dots [\text{식 1}]$$

- N : 백만 비행시간 당 지상 사망자 수
- Ac : 치명 지상 면적(Lethal Surface Area :  $m^2$ )
- D : 표준 인구밀도(Population Density : 명/ $km^2$ )
- Fc : 인구밀도 교정계수(표준 : 1, 고밀도 : > 1)
- P : 비행시간 당 추락율

비행체의 지상 추락 시 인명에 피해를 줄 수 있을 정도의 지상 면적을 치명지상면적(Lethal Crash Area :  $m^2$ )으로 하고 Ac로 표현한다. 비행체의 폭발 에너지 E는 폭발물로 부터의 거리(d), 즉 폭발반경의 세제곱에 반비례하고 치명지상면적은 면적 단위로서, 거리의 제곱에 비례하므로 Ac는 [식 2]와 같이 표현할 수 있다.

$$Ac = k \times E^{2/3} \dots\dots [\text{식 2}]$$

- Ac : 치명지상면적(Lethal Crash Area :  $m^2$ )
- E : 충돌에너지(Crash Energy)
- k : 상수

추락에너지는 비행체의 운동에너지와 연료의 에너지로 구성되며, 연료로 인한 에너지도 운동에너지에 비례한다. 이에 비행체의 추락 에너지는 [식 3]과 같이 표현할 수 있다.

$$Ec = 1/2 \times M \times V^2 \dots\dots [\text{식 3}]$$

- Ec : 추락 운동에너지(Kinetic Energy)
- M : 추락 시의 비행체 중량(kg)
- V : 추락 시의 비행체 속도(m/s)

동일 비행체의 중량은 최대 이륙중량(MTOW)부터 최소 운용중량( $W_{min}$ )까지 변할 수 있으며, 속도도 최대운용속도( $V_{MO}$ )부터 실속속도( $V_s$ )까지 변할 수 있으므로 비행체의 평균 운동에너지를

구하는 데 있어 개략적으로 비행체 마다 순항 시 양력계수( $C_l$ )가 동일함으로 이를 사용하여 추락에너지의 수식을 [식 4]와 같이 간략화 시킬 수 있다.

$$M = 1/2 \times \rho \times V^2 \times S_{ref} \times C_l$$

$$V^2 = k_1 \times M / S_{ref} \quad (\text{주어진 } C_l \text{ 값에서})$$

$$E_c = 1/2 \times k_1 \times M \times M / S_{ref}$$

$$E = 1/2 \times k_2 \times MTOW^2 / S_{ref} \quad \dots\dots \text{ [식 4]}$$

- $S_{ref}$  : 기준 날개면적 (Reference Wing Surface)
- $C_l$  : 양력계수 (무차원)
- $k_1, k_2$  : 상수

이에 치명지상면적(Lethal Crash Area)  $A_c$ 는 [식 2]과 [식 4]에 의하여 다음 [식 5]로 표현할 수 있으며, 항공기들의 통계자료들 사용하여 상수  $k$  값을 구할 수 있다.

$$A_c = k \times M \times M / S_{ref}$$

$$A_c = 0.028 (MTOW^2 / S_{ref})^{2/3} \quad \dots\dots \text{ [식 5]}$$

다음 Table 2는 [식 5]를 사용하여 감항분류별 항공기들의 추락 치명 지표면적을 구한 것이다.

비행체의 추락 시 예상되는 지상 피해자 수 (Ground Victim,  $N$ )는 [식 1]과 같이 치명지상면적(Lethal Crash Area,  $A_c$ ), 표준 인구밀도 (Population Density,  $D$ ), 인구밀도 교정 계수 (Corrective density coefficient,  $F_c$ ), 비행체 추락율(Crash Probability per Flight Hour,  $P$ )에 비례한다. 여기서 [식 1]에 치명지상면적 (Lethal Crash Area,  $A_c$ ) [식 5]를 넣으면 다음 [식 6]으로 표현할 수 있다.

$$N = A_c \times D \times F_c \times P \quad \dots\dots \text{ [식 1]}$$

$$N = k \times D \times F_c \times P \times (MTOW^2 / S_{ref})^{2/3}$$

$$N = 0.028 \times D \times F_c \times P \times (MTOW^2 / S_{ref})^{2/3} \text{ [식 6]}$$

비행체의 추락율(Crash Probability per Flight Hour,  $P$ )은 [식 6]과 기존 항공기들의 사고 통계자료들을 사용하여 다음 [식 7]과 같이 나타낼 수 있다.

$$P = N \times (S_{ref} / MTOW^2)^{2/3} / (k \times D \times F_c)$$

$$P = 0.36 \times (S_{ref} / MTOW^2)^{2/3} \quad \dots\dots \text{ [식 7]}$$

- $P$  : 비행시간 당 추락율
- $N$  : 백만 비행시간 당 지상 사망자 수 ( $N=1$ , 목표치)

Table 2. 항공기 감항분류 별 추락 시 치명 지표면적

Aircraft Category		Weight (kg)	Sref (m <sup>2</sup> )	Wing loading (kg/m <sup>2</sup> )	Lethal Crash Area (m <sup>2</sup> )
Part 25	B747	350,000	520	673	10,627
	Falcon 2000	20,600	49	420	1,175
Part 23	Commuter	6,800	40	170	307
	W > 6000lbs Piston	5,700	38	150	251
	W < 6000lbs Turbine	1,800	15	120	100
	W < 6000lbs Piston	800	13	62	37
CS-VLA		750	15	50	31
		300	7.5	40	15
Ultra Light		100	2.5	40	7
		25	1.25	20	2

- Sref : 날개면적 (Reference Wing Area : m<sup>2</sup>)
- k : 상수 (k=0.028)
- MTOW : Max. Take-off Weight (kg)
- D : 표준 인구밀도 (Population Density : 명/km<sup>2</sup> / D=100)
- Fc : 인구밀도 교정 계수 (표준 : 1)

[식 7]에 무인기의 일반적인 Categorization 기준을 적용하면 다음 Table 3과 같이 목표 안전도 수준을 비행시간 당 추락율로 예측할 수 있다.

Table 3은 [식 7]을 사용하여 구한 무인기의 목표 안전도 수준에 현행 감항분류 별 등급 유인기 추락 통계자료를 비교한 것으로서, 이를 근거로 무인기의 감항분류를 정의하며, 감항분류 별 적용 감항기준을 판단하고 개발하는데 활용할 수 있다.

본 지상피해 평가기법을 사용하여 현재 개발 중에 있는 스마트무인기를 계산한 결과 MALE(Medium-Altitude Long-Endurance) 급의 추락율인 비행시간 당  $7.8 \times 10^{-05}$ 으로 계산되었으며, 기존 감항분류 항공기들의 통계자료와의 비교 결과 Part-23 급 감항기준에 해당되는 것으로 나타났다.

### 3. 결 론

앞에서 제시한 충돌에너지 평가기법과 지상피해 평가기법은 현재 유럽에서 연구되고 있는 방법이고 아직까지 무인기 감항기준 적용에는 사용되고 있지 않고 있다. 이는 무인기가 시스템으로 운용되고 감항성에 영향을 미치지 때문이다. 또한 무인기 감항기준은 유인기 감항기준을 Tailoring 하여 적용할 수는 있으나, 부가적으로 무인기의 슈트 장착과 같은 지상피해 저감 방법 등의 비행종료 시스템을 고려하고 무인기만의 특성을 포함할 수 있는 방법들을 고려한 새로운 무인기 감항기준의 개발이 필요하다.

다만 이러한 평가 방법을 근거로 무인기 감항기준의 개발 시 활용할 수 있으며, 다양한 형태와 종류의 무인기에 대한 특별감항증명 발행 시 감항성 요구수준을 설정하는데 적용할 수 있을 것으로 판단된다.

### 참 고 문 헌

Table 3. 무인기 종류 별 목표 추락률 및 해당 유인기 감항분류 (참고문헌 [3])

UAV Category	Weight (kg)	Wing Loading (kg/m <sup>2</sup> )	Lethal Area (m <sup>2</sup> )	Crash Probability Objective	Equivalent Part	
					비교	통계
UCAV	25,000	400	1,293	$8 \times 10^{-06}$	Part-23 (Commuter)	$1 \times 10^{-06}$
HALE	20,000	200	702	$1 \times 10^{-05}$	Part-23 (>6,000lbs Piston)	$5 \times 10^{-05}$
HALE	8,600	200	400	$3 \times 10^{-05}$	Part-23 (<6,000lbs Turbine)	$1 \times 10^{-05}$
MALE	5,700	100	192	$5 \times 10^{-05}$	Part-23 (<6,000lbs Piston)	$2 \times 10^{-05}$
SUAV	1,000	313	128	$7.8 \times 10^{-05}$	Part-23 (<6,000lbs Piston)에 해당	

※ 가정 : 1) 표준 인구밀도 : 100명/km<sup>2</sup>  
 2) 인구밀도 교정 계수 : 1 (표준)  
 3) 백만 비행시간 당 목표 지상 사망자 수 : 1 (유인기 평균 통계 : 1.8)

- 
- [1] Civil Aviation Authority of New Zealand, "Issue Paper, Unmanned Aerial Vehicles", 22 January 2007.
- [2] EASA, "Policy for Unmanned Aerial Vehicle Certification, NPA(Advance Notice of proposed amendment) No 16/2005".
- [3] JAA-EUROCONTROL, "UAV task-force final report", 11 May 2004.
- [4] FAA, "UAS Policy-AFS-400", 16 September 2005.