

## 장기체공 무인항공기 기술기준 및 안전성 평가 연구

고준수†, 김경목

한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

### Certification Criteria and Safety Assessment for High Altitude Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle

Joon Soo Ko†, Kyungmok Kim

School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

**Abstract** : Multi disciplinary approach for aerodynamics, structure, propulsion, and flight control system is necessary to develop High Altitude Long Endurance Unmanned Aerial Vehicles (HALE UAV). Various HALE UAV development trends are surveyed to understand their operational requirements. Separating the UAV Take Off Weight by 150kg, Airworthiness implementation direction for HALE UAV is studied under the current Airworthiness regulations. NATO STANAG 4671 and STANAG 4703 Airworthiness certification criteria are analyzed, and their applicability was proposed for future HALE UAV development. In addition, minimization of the risk for UAV is studied by considering probability of cumulative catastrophic failure for HALE UAV. This Hazard Risk Index can support the future UAV Airworthiness Certification Criteria.

**Key Words** : High Altitude Long Endurance , Unmanned Aerial Vehicle, Airworthiness, Certification Criteria

#### 1. 서 론

성층권 이상영역에서 운용되는 고고도 장기체공 무인기의 개발은 통신중계 및 광역 감시정찰 등 군사적인 응용뿐만 아니라 각종 센서 및 전자장비를 활용하여 환경감시, 특수 기간시설 감시, 각종 계측 등 민간 분야의 다양한 영역에서 응용할 수 있기 때문에 선진국을 중심으로 다양한 연구를 수행하고 있다. 수일에서 수개월 이상 장기체공하면서 임무를 수행하는 무인항공기를 개발하기 위해서는 최적의 양항비를 가지는 항공역학설계, 고강성, 경량화 구조설계 및 복합추진계통 설계 및 항공전자 및 자동이착륙 비행제어시스템 설계 등 다학제적인 접근방법이 필요하다[1]. 장기 체공 무인항공기에 대한 기술기준은 없는 실정이나, 최

대이륙중량이 150 kg 미만과 그 이상의 무인항공기를 구분하여 이에 대한 인증기준을 분석하여 비행안전성을 위한 효율방안을 제시한다. NATO의 STANAG-4671과 STANAG-4703 감항인증 기술기준을 분석하여 향후 장기체공 무인항공기의 적용 방안을 제시하였다[2,3].

장기체공 무인항공기 시스템(HALE; High Altitude Long Endurance) 기능들은 고유한 안전비행(SOF, Safety-Of-Flight) 시스템 요구도를 준수하며 무인항공기뿐만 아니라 지상통제실, 데이터링크, 명령 및 통신시스템으로 구성된다. 이들이 무인비행기이기 때문에 승무원 손실과 관련된 안전비행 위험은 적용되지 않지만 유인 비행체와 마찬가지로 대인, 장비에 대한 손상, 재산 및 환경에 수반되는 안전비행 위험과 인구 밀집 지역 비행에 대한 제한사항을 검토하였다. 누적 재난적 고장 확률을 분석하여 위험도를 최소화 하는 방안을 마련하였으며 본 위험요소-위험도 지수는 향후 무인항공기 감항인증 기술기준을 보완할 수 있다.

Received: Jan 22, 2016 Revised: Mar. 15, 2016 Accepted: Mar. 16, 2016

† Corresponding Author

Tel: +82-10-5074-3861, E-mail: jsko@kau.ac.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

## 2. 장기체공 무인항공기 개발동향

장기체공 무인항공기의 대표적인 모델인 Zephyr는 영국 Qinetiq사에서 제작한 태양 에너지를 사용하는 경량 무인항공기로서 여객기가 비행하는 상공 10km와 위성이 도는 상공인 800km의 중간 영역을 비행하는 에어버스사의 HAPS(High Altitude Pseudo-Satellite) 프로그램에 포함되어 있다. Zephyr는 관측과 통신중계를 목적으로 설계되었으며, 탄소섬유로 만들어졌다. 또한 Zephyr는 장착된 최첨단 태양 전지판으로 고전력 리튬-황 배터리를 재충전하며, 야간에는 충전된 배터리의 전력을 사용한다. Zephyr 7은 2010년 7월 9일부터 23일까지의 비행에서 비행시간 336시간 22분, 상승고도 21,563m(70,745ft)를 기록했다(Fig. 1).



Fig. 1 Zephyr Takeoff

AeroVironment사에서 개발 중인 고고도 장기체공 무인기 Global Observer는 성층권에서 지구궤도위성의 역할을 하기 위해 설계되었으며 통신중계, 관측, 장기간 감시 등의 기능을 제공할 수 있다. 2010년 8월 5일 첫 비행을 완료하였고, 2011년 1월에는 수소연료를 이용한 비행을 완료하였다(Fig. 2).

AeroVironment사의 Helios는 개발 당시 두 가지 목표가 있었다. 첫 번째는 약 30,000m 상공에서 비행을 유지하는 것과 두 번째는 15,000m에서 적어도 14시간 비행하는 것을 포함한 24시간 비행이 가능한 것이다. Helios의 날개는 길이가 12m인 6개의 부품으로 구성되어, 총 날개 길이가 75m인 경량(Lightweight) 항공기이다(Fig. 3). Helios의 날개길이는 C-5 수송기보다 약 7m, 보잉747 항공기보다 약 7~16m 더 길다.

Helios는 탄소섬유, 그래파이트 에폭시, 케블러, 스티로폼 및 얇고 투명한 플라스틱 외장으로 구성되었다. Helios는 날개 시위가 2.4m이며 날개의 종횡비는 약 31 대 1이다. 조종면은 날개 뒷전에 72개의 승강타로 구성되어 있고, 승강타는 작은 서보모터가 연결되어 있어 비행제어컴퓨터로부터 신호를 받아 움직인다. Helios는 2001년 8월 13일 29,524m 상공을 40분 이상 비행하였다. Helios는 2003년 6월 26일 하와이에서 16km 떨어진 태평양에 추락했으며 사고 원인으로 형상변경 후 위험평가에 의한 분석의 부족, 형상변경에 의한 안전성 여유의 감소에 기인한다[4].



Fig. 2 Global Observer



Fig. 3 Helios Auto Takeoff

미공군, 미해군, NASA에서 운용 중인 Global Hawk는 미국 DARPA(Defense Advanced Research Projects Agency)가 지원한 ACTD (Advanced Concept Technology Demonstration) 프로그램의 일환으로 개발되었다. Global Hawk는 1998년 2월 28일 첫 비행을 수행하였다. Global Hawk UAV 시스템은 여러 센서와 통신시스템을 갖춘 Global Hawk RQ-4 무인항공기와 발사 및 회수 장비(LRE, Launch and Recovery Element), 통

신 장비를 갖춘 임무제어 장비(MCE, Mission Control Element)의 지상 장비로 구성되어 있다.

Global Hawk RQ-4 항공기는 추력이 약 34kN인 롤스로이스 AE3007H 터보팬 엔진이 장착되어 있다. 동체는 알루미늄, 반 모노코크로 구성되어 있고, 날개는 경량, 고강도 복합재료로 제작되었다. Global Hawk RQ-4에는 Lockheed U-2에 장착된 ASARS-2(Advanced Synthetic Aperture Radar System)를 개조한 HISAR(Hughes Integrated Surveillance & Reconnaissance) 센서를 장착하고 있다(Fig. 4). Global Hawk는 2001년 4월 24일 미공군 Edwards 기지에서 호주공군 Edinburgh 기지까지 무착륙으로 비행했고, 처음으로 태평양을 횡단한 무인항공기가 되었다. 이 당시 비행시간은 22시간, 비행거리는 13,219.86km이다. Global Hawk는 2008년 3월 22일 미공군 Edwards 기지에서 최고 고도 약 18,288m, 비행시간은 33.1시간을 기록하였다. Global Hawk는 군용무인기 감항인증 과정을 완료한 최초의 무인항공시스템이 되었으며, Wright-Patterson 공군기지 항공시스템센터(ASC)에서 2006년 1월 25일 군용 감항인증서가 수여되었다. Global Hawk 감항인증을 위해 MIL-HDBK-516B로부터 선정된 500 여개가 넘는 기술기준들에 대한 평가를 받았고, 미 공군 감항인증 당국인 ASC/EN에 의해 모든 미충족 사항들에 대한 비행안전 위험도 평가를 거쳐 수행되었다. 국외 무인항공기에 대한 감항인증기술기준 적용사례는 MIL-HDBK-516B 기술기준을 적용하여 2006년 1월 25일 인증을 획득한 RQ-4A Global Hawk가 유일하다[5, 6].



Fig. 4 Global Hawk RQ-4

한국항공우주연구원은 대기가 희박한 고고도에서 태양 에너지만으로 비행이 가능한 고고도 태양광 무인항

공기 EAV-3(Electrical Aerial Vehicle)를 개발, 2015년 7월 전남 고흥 항공센터에서 비행시간 9시간, 상승 고도 14.12km(46,325ft) 성층권 비행에 성공했다(Fig. 5). 고도 14km(45,932ft)는 여객기가 주로 비행하는 고도 10km에 비해 공기 밀도는 약 53%, 온도는 약  $-6.6^{\circ}\text{C}$  낮은 환경이다. EAV-3는 성층권 고고도에서 장시간 동안 머물 수 있도록 태양전지와 2차 전지인 리튬이온 전지를 동력원으로 활용하는 100% 무공해 전기 동력 항공기다. 비행 중 날개 윗면에 부착된 단결정 태양전지가 2차 전지를 지속적으로 충전하여 에너지원으로 활용한다. 고도가 높아질수록 공기 밀도와 온도가 급격히 낮아져 비행이 어렵지만, 구름이 없어 태양광을 동력원으로 활용하기에는 유리하며, 공기밀도가 낮은 고고도에서의 장기체공을 위해 날개 길이가 20m에 달하지만 국산 첨단 탄소섬유 복합재를 적용해 총중량은 53kg에 불과하다. EAV-3의 고도 14km 비행 성공은 우리나라가 성층권 장기체공 태양광 무인항공기 개발 기술의 완성에 보다 더 다가갔다는 점에서 의미가 크다. Table 1에는 장기체공 무인항공기의 비행시간 및 실용상승한도를 나타내었다.



Fig. 5 EAV-3 Flight

### 3. 장기체공 무인항공기 기술기준

EASA에서는 무인항공기 시스템은 형식설계를 갖추어야 하고, 무인항공기 운영자 및 조종사는 유효한 자격을 갖추어야 하며 무인항공기에 대한 분류에는 최대이륙중량 150kg을 기준으로 구분하고 있다[7]. NATO에서는 최대이륙중량이 150kg 이상의 고정익 무인항공기는 STANAG-4671 요구도를, 150kg 미만의 무인항공기는 STANAG-4703 기술기준을 충족해야 한다.

**Table 1 High Altitude Long Endurance Vehicle**

| Item              | Flight       | Endurance | Service Ceiling [km] | Manufacturer                                    |
|-------------------|--------------|-----------|----------------------|---|
| Zephyr            | 2010. 7.9-23 | 336h 22m  | 21.3                 | (QinetiQ)<br>Zephyr 7으로 아프가니스탄에 실전투입            |
| Global Observer   | -            | 192h      | 19.8                 | (AeroVironment Inc.)<br>수소내연기관 발전, 전기추진         |
| Helios            | 2010. 8.13   | 15h       | 29.5                 | (AeroVironment Inc.)<br>고정의 비행체 중 가장 높은 고도에서 비행 |
| RQ-4B Global Hawk | 2008 3. 22   | 33h 6min  | 18.3                 | (Northrop Grumman)<br>고고도 장기체공정찰                |
| EAV-3             | 2015.7       | 24h       | 12.0                 | (항공우주연구원)<br>고고도 성층권 운영                         |

국내 항공법 시행규칙 제14조 6항에서는 초경량 비행장치로 구분하고 이는 비행 승인 및 안전성 인증을 획득해야 한다. 중량이 150 kg 이상인 무인비행 동력 장치는 항공법 시행 규칙 3조의 2항에 따라 특별감항증명을 받는다[8]. 본 논문은 연구 개발용 고정익 무인항공기 중량을 150 kg 이상, 미만으로 구분하여 안전성 인증 및 특별감항인증에 대한 절차를 기술한다.

**3.1 장기체공 무인항공기 감항성 추진 방안 (150kg 미만)**

항공법 시행령 제 14조에 의하면 연구기관 등이 시험·조사·연구 또는 개발을 위하여 제작한 150 kg 미만의 초경량비행장치는 항공법 제23조에 의해 초경량 비행장치의 비행안전을 위한 안전성 인증을 준용하도록 하며 다음과 같이 요약할 수 있다.

- 비행장치 전반의 공작방법, 계기 및 장비품의 작동 시험, 비행장치의 정비작업 기준과 설계기준은 제작사에서 제공한 기술기준을 준용한다.
- 제작자는 일반 조종자의 기술을 지닌 자이면 누구나 이륙, 상승, 하강, 착륙을 안전하게 제어 조종할 수 있다는 사실을 증명해야 한다.
- 저속에서 최대출력까지 예상되는 비행자세에서 5분 이상의 발동기 지상 시 운전 중 지장 없이 운전 최

초의 비행 전에는 고속지상 활주를 포함 적어도 1회 이상의 지상 활주를 수행해야 한다.

- 기계제작은 계산 또는 이에 준하는 방법에 의한 시험으로 안전성 증명을 받아야 한다.

**3.2 장기체공 무인항공기 감항성 추진 방안 (150kg 이상)**

항공법 제15조에 의하면 중량이 150 kg 이상 무인항공기는 특별감항증명을 받아야 한다. 특별감항증명은 항공기가 연구, 개발 등 국토교통부령으로 정하는 경우로서 항공기 제작자 또는 소유자 등이 제시한 운용범위를 검토하여 안전하게 비행할 수 있다고 판단될 경우에 발급하는 증명으로 감항증명의 유효기간은 1년이다.

해당 장기체공 무인항공기의 설계·제작과정 및 완성 후 상태와 비행성능이 기술기준에 적합하고 안전하게 운항할 수 있는지 여부를 검사해야 한다. 항공기 신규개발, 제작 또는 무인항공기의 경우에는 설계가 기술기준에 적합함(설계적합성)을 입증하는 자료, 설계기준에 일치하게 제작되었음을 입증(제작합치성)하는 자료 및 완성 후 안전한 작동상태에 있음(기능 및 상태검사 결과서)을 입증하는 자료를 제출해야 한다. 일부 기술기준은 자체적으로 수립 가능하며, 입증자료를 국토 교통부 항공기술과에 제출해야 한다.

**3.3 장기체공 무인항공기 기술기준 분석**

향후, 본 장기체공에 적용한 기술기준은 150kg 이상의 무인항공기는 STANAG-4671을 적용하고 150kg 미만의 무인항공기는 STANAG-4703 기술기준을 적용할 수 있다. 다만 STANAG-4671에서는 제한된 탑재하중으로 인해 지상통제 시스템을 위한 시스템의 탑재가 어려워 지상통제 시스템에 대한 감항인증 요구도를 반영하지 않았다. STANAG-4671과 STANAG-4703의 기술기준 분석표는 Table 2와 같이 나타낼 수 있으며 150 kg 미만의 비행체 중량의 무인항공기의 기술기준은 150 kg 이상의 무인항공기 기술기준이 비행, 구조, 추진계통 분야에서 완화되었고, 명령 및 통제, 데이터링크 및 무인항공기 통제소의 기술기준은 명시하지 않고 있다.

**Table 2 Subpart Comparison for STANAG-4671 and STANAG-4703**

| Sub part | STANAG-4671             |     | STANAG-4703         |    |    |
|----------|-------------------------|-----|---------------------|----|----|
|          | MTGW : 150kg ~ 20,000kg |     | MTGW : 150 kg Below |    |    |
|          | 항목                      | 항목수 | 항목                  | 필수 | 세부 |
| A        | 일반                      | 5   | 시스템 건전성             | 1  | 1  |
| B        | 비행                      | 44  | 구조 및 재료             | 8  | 14 |
| C        | 구조                      | 65  |                     |    |    |
| D        | 설계 및 제작                 | 55  |                     |    |    |
| E        | 추진계통                    | 74  | 추진계통                | 6  | 5  |
| F        | 장비                      | 39  | 시스템 및 장비            | 5  | 16 |
| G        | 운영제한치 및 정보              | 23  | 유지감항                | 4  | 3  |
|          |                         |     | 체계운영                | 13 | 21 |
| H        | 명령및 통제 데이터 링크 무인항공기     | 8   | -                   | -  | -  |
| I        | 통제소                     | 70  | -                   | -  | -  |
| -        |                         |     | 조직                  | 6  | 9  |
| Total    |                         | 399 |                     | 43 | 69 |

NATO STANAG-4703을 분석하여 150kg 미만의 장기체공 무인항공기에 대한 주요 적용가능성은 아래와 같다.

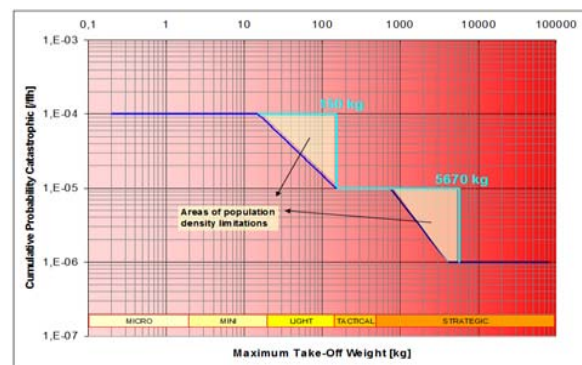
- 무인항공기시스템의 모든 예상되는 운영상황에 대한 설계 사용도 범위를 식별해야 한다. (적용)
- 설계하중을 설정하기 위해서 최대 운영 비행영역을 초과하여 합리적인 양(+)의 마진을 가지도록 정의하고 증명하여야 한다. (적용)
- 무인항공기가 어떠한 형태에서든 진동, 조종력 역전 및 발산에 구속되지 않도록, 논리적인 근거를 제시해야 하며, 1.2 V<sub>D</sub> 이상의 마진이 적용된다. (적용)
- 안전운항에 영향을 줄 수 있는 무인항공기, 무인항공기 조종 박스/무인항공기 통제소, 데이터 링크 는 모든 운영 상태에서 의도된 기능을 수행할 수 있어야 한다. (적용)
- 시스템 안전성 평가는 반드시 무인항공기 시스템에 대해 수행되어야 한다. (적용)
- 무인항공기 설계특성을 고려하여 무인항공기에 인가된 공역등급을 식별한다. (수정후 적용)

- 가능한 충돌 회피 기동은 무인항공기의 기동성에 따라 조사되어야 하며 비행 중 충돌의 위험성을 최소화 하기 위한 확인이 요구된다. (미적용)

#### 4. 장기체공 무인항공기 위험 최소화 방안

##### 4.1 장기체공 무인항공기 위험 최소화 제한 사항

장기체공 무인항공기의 비행 시 운동에너지 및 지상 피해에 대한 영향 평가를 충돌에너지 기준으로 수행하여 위험최소화 방안을 강구할 수 있다. 무인항공기의 감항인증은 중량 및 속도를 기준으로 지상추락 시와 통제불능 두 가지 경우에 있어 충돌에너지를 산출하여, 해당되는 유인항공기의 감항기준을 Tailoring하여 차등 적용하도록 제시한다[9]. 무인항공기 최대이륙중량별 누적 재난급 발생 확률은 Fig. 6에 나와 있으며 인구밀집지역에 대한 비행운영 금지범위를 150kg 미만의 구역(고장 발생확률 10<sup>-4</sup>~10<sup>-5</sup>)과 5,670kg이하의 구역(고장 발생확률 10<sup>-5</sup>~10<sup>-6</sup>)으로 구분하고 있다 [10].



**Fig. 6 Cumulative Catastrophic Probability/Weight**

안전성 관련 위험요소-위험도 지표(HRI; Hazard Risk Index)에 있어서 중량이 150kg 이상의 무인항공기는 Table 3과 같이 STANAG-4671의 HRI를 따르며, 중량이 150kg 미만의 무인항공기는 STANAG-4703의 HRI를 따른다[11]. 여기서 중량이 150 kg 이하의 장기체공 무인항공기가 작업구조도(WBS; Work Breakdown Structure) 상 10건의 재난적 사고를 Table 4와 같이 가정하면 이에 대한 HRI는 Table 3의 STANAG-4703의 진한음영과 같이 나타낼 수 있다.

**Table 3 HRI(Hazard Risk Index)**

| HRI | Failure | Probability                   | STANAG-4671(1/FH) |                   | STANAG-4703 (1/FH)  |
|-----|---------|-------------------------------|-------------------|-------------------|---|
|     |         |                               | <5670 kg          | >5670 kg          |   |
| -   | 누적 위험   | 누적 확률 (P <sub>cum-CAT</sub> ) | <10 <sup>-4</sup> | <10 <sup>-6</sup> | 10 <sup>-4</sup> :15kg이하<br>0.0015/MTOW:<br>15~150kg<br>*1×10 <sup>-5</sup> (150kg경우) |
| 1E  | 재난적     | 극한적 불가능 (P <sub>CAT</sub> )   | <10 <sup>-6</sup> | <10 <sup>-7</sup> | 0.0015/MTOW×<br>NexpCat<br>*1×10 <sup>-6</sup><br>(150kg, 서브시스템 고장 개수=10)             |
| 2D  | 위해 조건   | 극한적 회박 (P <sub>HAZ</sub> )    | <10 <sup>-5</sup> | <10 <sup>-6</sup> | * <1.0×10 <sup>-5</sup>   |
| 3C  | 중대      | 회박 수준 (P <sub>MAJ</sub> )     | <10 <sup>-4</sup> | <10 <sup>-4</sup> | * <1.0×10 <sup>-4</sup>   |
| 4B  | 경미      | 가능수준 (P <sub>MIN</sub> )      | <10 <sup>-3</sup> | <10 <sup>-3</sup> | * <1.0×10 <sup>-3</sup>   |
| -   | 영향 없음   | 빈번함 (P <sub>NE</sub> )        | >10 <sup>-3</sup> | >10 <sup>-3</sup> | * <1.0×10 <sup>-3</sup>   |

**Table 4 Catastrophic Failure(<150kg)**

|                          |  |
|--------------------------|--|
| WBS                      | 150kg 이하 장기체공 무인항공기 예상되는 재난적 상황  |
| Structure                | 1) 예상치 못한 수직돌풍 또는 고기동 으로 인한 날개 구조 파손<br>2) 구동기 파손으로 인한 제어 불가능 상황<br>3) 공탄성 효과로 인한 날개 구조 파손               |
| Guidance and Control     | 4) 잘못된 센서 데이터로 인한 소프트웨어 오작동<br>5) 접촉 불량 또는 누전으로 인한 비행제어 하드웨어의 파손<br>6) 비행제어 법칙의 오류나 낮은 배터리 잔량으로 인한 제어 불능 |
| Ground Support System    | 7) 데이터 링크 시스템 고장   |
| Energy Management System | 8) 에너지 관리 시스템 오작동으로 인한 전체 시스템 고장<br>9) 배터리 과열/폭발이나 태양전지 파손으로 인한 전력 손실<br>10) 모터 과열로 인한 추력 손실             |

여기서 위험요소 허용 기준에 대한 정의는 Table 5 과 같으며 10개의 재난적 고장 확률을 갖는 장기체공

무인항공기는 HRI 지수를 회색 색인과 같이 낮추도록 설계가 이루어 져야 한다.

장기체공 무인항공기의 주익과 동체의 피로 및 균열 주요구조물(FFC; Fatigue and Fracture Critical Part)에 대한 구조 건전성 확인이 중요하며, 제품 핵심 특성을 파악하기 위한 제작과정에 반영되고 공정능력 지수(C<sub>p</sub>K)를 사용하여 통계적으로 분석하여 높은 중, 형비를 갖는 장기체공 무인항공기의 운영 신뢰도를 향상시켜야 한다[12].

**Table 5 Hazard Acceptability Criteria**

| 위험요소 - 위험도 지수 (Hazard Risk Index:(HRI)) | (1) 재난적 (Catastrophic) | (2) 위험적 (Harzarous) | (3) 중대 (Major) | (4) 경미 (Minor) |
|---|------------------------|---------------------|----------------|----------------|
| (A) 빈번 (Frequent)                       | 1A 불허용                 | 2A 불허용              | 3A 불허용         | 4A 불허용         |
| (B) 가능 (Probable)                       | 1B 불허용                 | 2B 불허용              | 3B 불허용         | 4B 허용          |
| (C) 회박 (Remote)                         | 1C 불허용                 | 2C 불허용              | 3C 허용          | 4C 허용          |
| (D) 극히 회박 (Extremely Remote)            | 1D 불허용                 | 2D 허용               | 3D 허용          | 4D 허용          |
| (E) 극히불가능 (Extremely Improbable)        | 1E 허용                  | 2E 허용               | 3E 허용          | 4E 허용          |

### 5. 결론

장기체공 무인항공기는 개발은 초기 형상설계부터 비행시험까지 강건한 제어계를 설계해야 하고 돌풍과 구조적 탄성으로 인한 날개의 변형 분석을 통해 비행 안전에 대한 대비책을 강구해야 한다. 장기체공 무인항공기에 대한 기술기준은 없는 실정이나, 최대이륙중량이 150 kg 미만 및 이상의 무인항공기를 구분하여 이에 대한 감항성을 분석하여 비행안전성을 위한 효율 방안을 제시한다. 인증 기준은 무인항공시스템 전 수명주기 동안 기능적 또는 생산 기준선의 변경이 발생할 경우에 항상 조정되어 적용되어야 하므로 NATO에서 운영 중인 무인항공기의 기술기준을 분석하여 향후 장기체공 무인항공기에 적용 가능성을 검토하였다. 장

기체공 무인항공기는 승무원 손실과 관련된 안전비행 위험은 적용되지 않지만 유인 비행체와 마찬가지로 대인, 장비에 대한 손상, 재산 및 환경에 수반되는 안전 비행 위험과 인구 밀집 지역 비행에 대한 제한사항을 검토하여 인증기술기준을 보완 할 수 있다. 무인항공기 시스템의 비행 안전성을 확보하기 위해 비행 안전성 관련 위험요소-위험도 지표를 분석하여 장기체공 무인항공기 설계 시 재난적 고장확률을 낮출 수 있는 방안을 강구하였다.

**참 고 문 헌**

[1] Hannes Rose, "Fly around the World with the Solar Powered Airplane", AIAA Paper 2008-8954, 2008

[2] NSA, "STANAG 4671 Edition 1: Unmanned Aerial Vehicles Airworthiness Requirements (USAR)", 2009.

[3] NSA, "STANAG 4703 Edition 1: Light Unmanned Aircraft Systems Airworthiness Requirements (USAR-LIGHT), "Final Draft, 2011.

[4] Thomas E. Nell, " Technical Findings, Lessons Learned, and recommendations Resulting from the Helios Prototype Vehicle Mishap", NASA Langley RTO-MP-AVT-145, 2007. 11

[5] Department of Defence, Department Of Defense Handbook Airworthiness Certification Criteria MIL-HDBK-516B, 2005.

[6] DAPA, Military Aircraft Flight Safety Certification Regulation, DAPA Instruction Number 214, 2013.

[7] European RPAS Steering Group, "Roadmap for the integration of civil Remotely-piloted Aircraft Systems into the European Aviation System", 2013.

[8]Ministry of Transportation, Aviation Regulation, Chung Yeon, 2014.

[9] Joo-won Choi, "Study on establishment of

Airworthiness level of safety for UAV", Journal of Aerospace System Engineering, Vol 2, No 4, 2008

[10] Massimo Marozzo, "Military Airworthiness in the Context of International Collaboration Programmes and recognition", 2014.

[11] Bundeswehr Technical and Airworthiness Center for Aircraft (WTD 61), "Director Airworthiness: Airworthiness Requirement 1550-001: Special Regulations for Airworthiness Verification of Unmanned Aerial Vehicles in the Bundeswehr", Edition 2, (LTF 1550-001), 2007

[12] Taegyung Park, Jeongkyu Park, Changoh Moon, " Airframe Durability Certification for Export Basic Trainer", Journal of Aerospace System Engineering, Vol 9, No 4, 2015

**저 자 소 개**

**고 준 수**



1976년 서울공대 항공학과 졸업. 1982년 Virginia Polytechnic Institute and State University 석사. 1985년 동대학원 박사. 2013년~현재 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 교수. 관심분야는 비행제어, 감항인증

**김 경 목**



2000년 한국항공대학교 항공우주공학과 졸업. 2002년 영국 Portsmouth 대학교 석사 졸업. 2006년 영국 Oxford 대학교 졸업. 2012~현재 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 교수. 관심분야: 트라이볼리지