

# 도심항공교통(UAM) 항공기의 감항을 위한 안전성 평가 프로세스 연구

김성수  
(주)모아소프트

## Study on the Safety Assessment Process for Airworthiness of UAM Aircraft

Sung-Su Kim  
MOASOFT Corp.

**요약** UAM/AAM 기술이 적용된 항공기의 형식증명(TC)을 위한 안전 관리 시스템(SMS)의 적합성 입증자료가 필수적으로 요구된다. 본 연구에서는 ARP4754A와 ARP4761을 준용하여 SMS 설계 프로세스를 기술하였다. 안전 요구도를 만족하기 위한 설계 프로세스 간의 입력과 출력 값을 정의하고 이를 시스템 설계에 반영할 수 있도록 정의하였다. 감항 인증에서 요구되는 안전성 설계 목표를 제시하였으며, 이를 기반으로 K-UAM의 비행 운항 개념을 대입하여 항공기 수준의 기능위험평가(AFHA)를 수행하였다. 이러한 절차에 의해 평가된 개발 보증 수준(DAL) 및 고장 평균 확률은 장비 개발의 안전 요구조건으로 적용된다.

**Abstract** Evidence is required for compliance with the Safety Management System (SMS) for the type certification of aircraft with urban air mobility or advanced air mobility technology. In this study, an SMS design process is described using the ARP4754A and ARP4761 guidelines. Input and output values were defined between design processes to satisfy the safety requirements and are reflected in the system design. Safety design objectives required for airworthiness certification are presented, and based on them, aircraft functional hazard assessment was performed by substituting in the flight operation concept of K-UAM. The development assurance level and mean probability of failure were evaluated by these procedures and used as safety requirements for equipment development.

**Keywords** : Advanced Air Mobility, Development Assurance Level, Aircraft Functional Hazard Assessment, Safety Management System, System Safety Assessment, Urban Air Mobility

### 1. 서론

UAM 또는 AAM(이하 UAM/AAM)과 같이 항공분야에서의 진보적 기술이 적용된 항공기가 출현함으로써 이를 위한 형식증명(TC: Type Certification, 이하 TC)이 세계 감항당국의 가장 큰 문제로 대두되고 있다. 다양

한 형태의 항공기 중에서, 전기에너지를 이용한 수직 이착륙 개념의 e-VTOL(Electric Vertical Takeoff and Landing) 항공기의 인증에 대한 연구가 가장 많이 수행되고 있다[1]. UAM/AAM은 인력 또는 물자 수송의 상업적 서비스를 목적으로 개발되고 있으며, 이를 위해 고정익과 회전익이 결합된 항공기 형태가 매우 적합함을 조

본 연구는 국토교통부/국토교통과학기술진흥원의 지원으로 수행되었음. (과제번호 22DPIW-C153652-04, 과제명: 공공혁신조달 무인이동체 통합기술관리 및 시험평가체계 개발)

\*Corresponding Author : Sung-Su Kim(MOASOFT Corp.)

email: sskim@moasoftware.co.kr

Received April 6, 2023

Revised May 24, 2023

Accepted June 2, 2023

Published June 30, 2023

비 예비에이션(Joby Aviation), 현대자동차, 오버에어(Overair) 등 다양한 개발업체에서 진행 중인 설계 개념으로부터 확인할 수 있다.

기존의 TC 항목에서 포함되어 있지 않은 진보적 기술로는, 고정익과 회전익이 결합된 형태의 형상 요소, Part 23 또는 Part 27과 같이 소형 항공기의 Fly-by-wire 적용 기술, 소형 항공기의 EWIS(Electrical Wiring Interconnect System) 기술, 전기모터와 이를 구동하기 위한 고전압 기술, 저고도 운용 충돌회피 기술, 저고도 인구 밀집 지역 운항기술, 동력원으로 사용되는 전기 에너지(배터리) 기술, 또는 동력원으로 사용되는 하이브리드 에너지 기술 등으로 구분될 수 있다[2,3].

위와 같이 분류된 진보적 기술의 감항 적합성을 증명하기 위해 기술 분야와 더불어 감항에서 가장 중요하게 고려하고 있는 안전 관리 시스템(SMS: Safety Management System, 이하 SMS)에 대한 적합성 증명이 요구된다. 본 논문에서는 UAM/AAM과 같은 진보한 형태의 항공기 개발에 있어 적용할 수 있는 시스템 안전성 평가(SSA: System Safety Assessment, 이하 SSA) 프로세스에 대해서 기술한다. 이러한 평가 프로세스를 기반으로 한국에서 계획 중인 UAM 운항 개념과 항로를 바탕으로 항공기 수준의 기능위험평가(AFHA: Aircraft Functional Hazard Assessment, 이하 AFHA)를 수행한다. AFHA의 결과는 향후 형상과 시스템 구조가 결정된 항공기에 대해 시스템 수준의 기능위험평가(SFHA: System Functional Hazard Assessment, 이하 SFHA)를 수행할 수 있는 기본 자료로 활용되며, 이를 바탕으로 적용 장비(LRU: Line Replaceable Unit, 이하 LRU)의 설계 개발 수준(DAL: Development Assurance Level, 이하 DAL)을 결정할 수 있다.

## 2. 본론

### 2.1 감항을 위한 안전성 평가

#### 2.1.1 감항을 위한 안전성 평가 요구사항

UAM/AAM과 같이 기술 진보적 항공기의 TC를 위한 기술기준은 현재 수립되어 있지 않다. 그럼에도 불구하고 항공기의 감항을 위해서는 기본적으로 운용 전주기에 걸쳐 안전함을 입증하고 일정 수준의 안전을 유지할 수 있어야 한다.

항공법 시행규칙 제3조(항공기인 기기의 범위)에 따르

면, 최대이륙중량 600kg 초과, 최대 연속출력에서의 최대수평비행속도 120노트 초과, 최대 실속속도 또는 최소 정상비행속도 45노트 초과, 조종사 좌석을 포함한 탑승 좌석이 2개 초과 조건 중 어느 하나의 기준에 속할 경우 항공기로 정의하고 있다. 따라서, UAM/AAM은 현행 법의 기준에 따라 항공기인 동력비행장치에 속하게 되며, 이를 위해 최소한 Part 21의 기술기준에 따라 형식 증명 절차를 수행해야 한다[4].

UAM/AAM의 TC를 위한 기술기준은 Part 23 또는 Part 27 수준의 항공기 기술기준을 준용할 수 있다. Table 1에서 보여주는 바와 같이 Part 23에서는 '23.2510 장비, 시스템 및 장착' 항목에서 Part 27에서는 '27.1309 장비, 시스템 및 장착' 항목에서, 각각 안전성 평가를 수행하도록 정의하고 있다. 즉, 이러한 요구조건에 따라 적합성 검증 방법(MoC: Means of Compliance, 이하 MoC)을 제시하고 안전성 인증기준을 충족하는지 증명하여야 한다.

Table 1. System Safety Requirements for Part 23

23.2510 Equipment, systems, and installations.
For any airplane system or equipment whose failure or abnormal operation has not been specifically addressed by another requirement in this part, the applicant must design and install each system and equipment, such that there is a logical and acceptable inverse relationship between the average probability and the severity of failure conditions to the extent that:
(a) Each catastrophic failure condition is extremely improbable;
(b) Each hazardous failure condition is extremely remote; and
(c) Each major failure condition is remote.

또한, 안전에 위배되는 공통원인분석(CCA: Common Cause Analysis, 이하 CCA)은 기술기준 대부분의 항목에서 입증되어야 하는 안전성 평가 항목이다.

Part 23의 안전성 요구조건의 내용으로는 평균고장간격(MTBF: Mean Time Between Failures, 이하 MTBF) 또는 고장율( $\lambda$ )로 표현되는 고장 조건의 평균 확률과 FTA(Fault Tree Analysis) 또는 FMEA(Failure Modes and Effects Analysis)로 표현되는 심각도 간의 논리로 설명될 수 있어야 한다. 또한, 고장 조건의 평균 확률과 심각도(severity) 간의 반비례 관계가 성립되어야 한다. 여기서의 심각도 수준은 파국적(catastrophic) 고장, 위험한(hazardous) 고장, 주요(major) 고장 등으로 정의한다.



울(λ) 그리고 하드웨어와 소프트웨어 설계 개발 수준에 적합한 입증자료이다. ⑧의 설계 개발 수준에 적합한 입증자료는 소프트웨어의 경우 DO-178C, 하드웨어의 경우 DO-254, 지상시스템의 경우 DO-278A 등의 프로세스를 적용하여 그 결과를 도출한다.

⑨, ⑩, ⑪은 검증 단계로 Item, System, Aircraft 레벨에서 PSSA 수행 내용과 그 결과를 상호 검증하게 된다. 이 과정을 SSA과정이라 한다.

마지막으로 CCA는 항공기 개발, 운용 및 폐기될 때까지 전 주기에 걸쳐 발생할 수 있는 안전 영향성을 분석하여야 한다.

## 2.2 안전성 평가 기준

### 2.2.1 항공기 형태 정의

항공기의 형태는 Part 23의 승객 좌석 19인승 이하, 최대이륙중량 8,618kg(19,000lbs) 이하의 비행기(고정익)와 Part 27의 탑승자 9인 이하, 최대중량 3,100kg(7,000lbs) 이하의 회전익항공기로 정의할 수 있다.

Table 2. Class of Airplane

Class of Airplane	Type
Class I	Typically SRE 6,000 lbs. or less
Class II	Typically MRE, STE or MTE 6,000 lbs. or less
Class III	Typically SRE, MRE, STE and MTE greater than 6,000 lbs.
Class IV	Typically Commuter Category

- SRE : Single Reciprocating Engine  
 - MRE : Multiple Reciprocating Engine  
 - STE : Single Turbine Engine  
 - MTE : Multiple Turbine Engine

비행기(고정익)과 회전익항공기의 형태는 Maximum Certificated Gross Takeoff Weight와 엔진 종류에 따라 4종류의 인증 기준으로 분류할 수 있다. Table 2는 비행기(고정익)에 대한 4분류 체계를 표현하고 있으며, 회전익항공기에 대해서도 유사한 4분류 체계를 적용하고 있다.

우선적으로 항공기의 형태를 정의하는 이유는 Fig. 1

Table 3. Relationship Among Airplane Classes, Probabilities, Severity of Failure Conditions, and Software and Complex Hardware DAL

Classification of Failure Conditions	No Safety Effect	Minor	Major	Hazardous	Catastrophic
Effect on Airplane	No effect on operational capabilities or safety	Slight reduction in functional capabilities or safety margins	Significant reduction in functional capabilities or safety margins	Large reduction in functional capabilities or safety margins	Normally with hull loss
Effect on Occupants	Inconvenience for passengers	Physical discomfort for passengers	Physical distress to passengers, possibly including injuries	Serious or fatal injury to an occupant	Multiple fatalities
Effect on Flight Crew	No effect on flight crew	Slight increase in workload or use of emergency procedures	Physical discomfort or a significant increase in workload	Physical distress or excessive workload impairs ability to perform tasks	Fatal Injury or incapacitation
Classes of Airplanes	Allowable Quantitative Probabilities and Software(SW) and Complex Hardware(HW) Development Assurance Level(DAL)				
Class I	No Probability or SW and HW Development Assurance Levels Requirement	< 10 <sup>-3</sup> Note 1 P=D	< 10 <sup>-4</sup> Note 1, 4 P=C, S=D	< 10 <sup>-5</sup> Note 4 P=C, S=D	< 10 <sup>-6</sup> Note 3 P=C, S=C
Class II		< 10 <sup>-3</sup> Note 1 P=D	< 10 <sup>-5</sup> Note 1, 4 P=C, S=D	< 10 <sup>-6</sup> Note 4 P=C, S=C	< 10 <sup>-7</sup> Note 3 P=C, S=C
Class III		< 10 <sup>-3</sup> Note 1 P=D	< 10 <sup>-5</sup> Note 1, 4 P=C, S=D	< 10 <sup>-7</sup> Note 4 P=C, S=C	< 10 <sup>-8</sup> Note 3 P=B, S=C
Class IV		< 10 <sup>-3</sup> Note 1 P=D	< 10 <sup>-5</sup> Note 1, 4 P=C, S=D	< 10 <sup>-7</sup> Note 4 P=B, S=C	< 10 <sup>-9</sup> Note 3 P=A, S=B

Note 1 : Numerical values indicate an order of probability range and are provide here as a reference.

Note 3 : At airplane function level, no single failure will result in a Catastrophic Failure Condition.

Note 4 : Secondary System may not be required to meet probability goals. If installed, S should meet stated criteria.

P : Primary System, S : Secondary System, DAL : A, B, C, D, E

의 안전성 평가 프로세스에서 장비 수준의 신뢰도 목표와 설계 개발 수준(DAL)을 결정하기 위함이다.

Part 23급의 시스템 안전 목표에 대해서는 AC23.1309-1E에서, Part 27급의 시스템 안전 목표에 대해서는 PS-ASW-27-15에서 정의하고 있다. 최근에는 위에 기술된 기준에 보완적으로 ASTM F3232-21a의 기준이 제정되어 배포되었다[7-9].

### 2.2.2 안전성 설계 목표 설정

본 논문에서는 고정익 항공기 기준으로 안전성 목표 설정 방법을 제시하였으며, ASTM 등에서 발행된 소형 항공기 안전성 프로세스에서 제시하는 안전성 목표 기준서에서도 유사하게 그 방법을 따라 진행할 수 있다[9]. 비행기(고정익)는 AC 1309-1E에 안전성 설계에 대한 정량적 목표를 제시하고 있다[7].

Table 3은 항공기 형태와 심각도에 따라 설계 목표를 어떻게 결정할 수 있는지 제시하고 있다.

Table 3의 고장의 심각도는 23.2510에서 요구하고 있는 파국적(catastrophic) 고장, 위험한(hazardous) 고장, 주요(major) 고장으로 구분할 수 있으며, 항공기(airplane), 승객(occupant), 승무원(crew)에 미치는 영향으로 심각도를 구분할 수 있다.

설계 목표 신뢰도는 항공기 타입(Class of Airplane)과 심각도가 결정되면 상호 교차되는 지점의 정량적 값으로 적용할 수 있다.

UAM/AAM의 목적은 정기적인 노선의 운송에 있다. 따라서 최종 목표로 하는 항공기의 형태는 Table 3에 따라 ‘Typically Commuter Category’의 Class IV에 해당한다. Class IV에 해당하는 정량적 목표는 Table 3에 따라 Table 4와 같이 결정할 수 있다. 각각의 심각도에 따라 고장 조건이 발생할 평균적 확률은  $10^{-9}$ ,  $10^{-7}$ ,  $10^{-5}$ ,  $10^{-3}$ 으로 설계되어야 하며, 설계 개발 수준은 Primary 장비의 경우 A, B, C, D이고, Secondary 장비의 경우 B, C, D, D로 요구된다.

Class IV의 안전 요구도에서 파국적 고장(Catastrophic)의 경우 항공기 기능 수준에서, 단일 고장으로 인해 치명적 고장 상태를 유발하여서는 안된다.

고장의 발생 확률은 항공기 기능 수준에서 관련된 계통에 할당되는 요구도이며, Fig. 1의 ②, ③, ④, ⑦의 과정에서 각각 계통과 장비로 설계 목표치가 분할되어 할당된다. 고장의 발생 확률은 단순한 고장을 값이 아니라, 비행 시간당 발생할 수 있는 고장의 평균 확률로 Eq. (1)과 같이 표현할 수 있다.

Table 4. Safety Requirements for Class IV

	Minor	Major	Hazar-dous	Catast-rophic
Quantitative Probabilities	$< 10^{-3}$	$< 10^{-5}$	$< 10^{-7}$	$< 10^{-9}$
DAL	P=D	P=C S=D	P=B S=C	P=A S=B

$$P_{Average\ per\ FH} (failure\ condition)$$

$$= \frac{P_{Average\ per\ Flight} (failure\ condition)}{T_F} \quad (1)$$

Where, P is probability, FH is Failure Hazard, and  $T_F$  is Time of Failure.

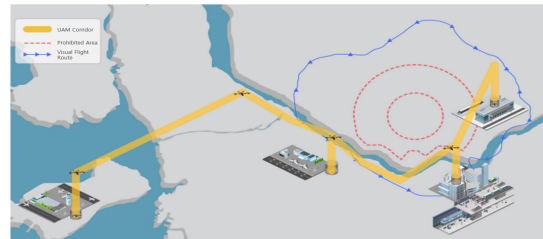


Fig. 2. Han River Corridor

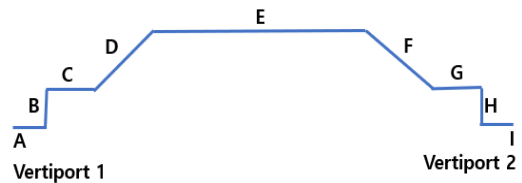


Fig. 3. Operation Profile

## 2.3 항공기 수준 기능위험평가

### 2.3.1 K-UAM 운용 개념

K-UAM은 2025년 시범운용을 목표로 다양한 실증 계획을 진행 중에 있다[10]. 시범운용은 한강을 활용한 UAM 고정 회랑을 계획하고 있으며, 기존 항공기 운항과 중첩되지 않는 지상고도  $450 \pm 150m$  내외를 기준으로 검토 중에 있다. 인천공항, 김포공항, 강남, 여의도 노선을 고려 중에 있으며, 실증 계획 노선은 Fig. 2와 같다[10].

AFHA를 수행하기 위해서는 비행 운용 개념을 파악하고 있어야 한다. 첫 번째 단계로, K-UAM 운용 개념을 적용한 비행 운항 프로파일을 Fig. 3과 같이 구성할 수 있다. 버티포트 1과 버티포트 2 사이를 운항하기 위해 A ~ I까지 각 구간을 나누어 비행 상태를 정의하였으며, 비

행 상태의 변환 기준은 Table 5와 같이 정의할 수 있다.

Table 5. Operation Concept According to Phase

Phase	Segment	Airspeed (km/h)	Target Altitude (AGL, m)
A	Ground	0	0
B	Vertical Flight	0	100
C	Transition	0-1.2Vs	100
D	Climb	1.2Vs-Vc	450
E	Cruise	Vc	450
F	Descent	Vc-1.2Vs	100
G	Reverse Transition	1.2Vs-0	100
H	Vertical Landing	0	0
I	Ground	0	0

- AGL : Above Ground Level
- Vc : Cruise Speed (200 ~ 350km/h)
- Vs : Stall Speed

### 2.3.2 기능 위험 평가

기능 위험 평가를 위한 기본적인 정보는 Table 6과 같이 구성할 수 있다. 항공기 수준의 기능(Function)을 우선적으로 정의하고, 고장 조건(Failure Condition)에 따른 기능고장 참조 번호(Function Failure Reference)를 대입한다.

비행 운항 프로파일에 따라 Table 5에 정의된 각 구간별 비행 상태(Flight Phase)를 구분하고, 비행 상태에 해당하는 고장의 영향성(Failure Effect)을 검토한다. 그 결과에 따라 심각도 분류(Classification)를 수행한다.

Table 6은 수직 추력 프로펠러가 6개이고, Pusher 타입의 수평 추력을 담당하는 프로펠러가 있는 항공기를 가정하여, 매우 간략화된 기능 위험평가를 수행한 사례이다.

Table 6. Aircraft FHA

Aircraft FHA													
(1) Function	(2) Function Failure Reference	(3) Failure Condition	(4) Flight Phase									(5) Failure Effect	(6) Classification
			A	B	C	D	E	F	G	H	I		
Vertical Thrust	1.11	Vertical Thrust Loss										Vertical take-off impossible	Minor
	1.12	Vertical Thrust Loss										Aircraft crash	Catastrophic
	1.13	Vertical Thrust Loss										No effect	
	1.14	Vertical Thrust Loss										No effect	
	1.21	Vertical Thrust Control Loss										Vertical take-off impossible	Minor
	1.22	Vertical Thrust Control Loss										Abnormal take-off with high RPM	Catastrophic
	1.23	Vertical Thrust Control Loss										V-C transition or C-V transition impossible	Catastrophic
	1.24	Vertical Thrust Control Loss										No effect	
	1.25	Vertical Thrust Control Loss										Normal RPM stop impossible	Major
	1.31	Electric Power Loss										Vertical take-off impossible	Minor
	1.32	Electric Power Loss										Aircraft crash	Catastrophic
	1.33	Electric Power Loss										No effect	
	1.34	Electric Power Loss										Normal RPM stop impossible	Major
	Cruise Thrust	2.11	Horizon Thrust Loss										No effect
2.12		Horizon Thrust Loss										V-C transition or C-V transition impossible	Catastrophic
2.13		Horizon Thrust Loss										Cruise impossible	Catastrophic
2.21		Horizon Thrust Loss										Aircraft ground movement due to abnormal forward thrust	Hazardous
2.22		Horizon Thrust Control Loss										Aircraft crash due to abnormal forward thrust	Catastrophic
2.23		Horizon Thrust Control Loss										Cruise impossible	Catastrophic
2.31		Electric Power Loss										No effect	
2.32		Electric Power Loss										V-C transition or C-V transition impossible	Catastrophic
2.33		Electric Power Loss										Cruise impossible	Catastrophic
Flight Control		3.11	FLCC Control Signal Loss										No effect
	3.12	FLCC Control Signal Loss										Aircraft crash due to attitude	Catastrophic
	3.13	FLCC Control Signal Loss										Aircraft crash due to attitude	Catastrophic
	3.21	Electric Power Loss										No effect	
	3.22	Electric Power Loss										Aircraft crash due to attitude	Catastrophic
	3.23	Electric Power Loss										Aircraft crash due to attitude	Catastrophic
	3.31	Actuator Loss										No effect	
	3.32	Actuator Loss										Aircraft crash due to attitude	Catastrophic
	3.33	Actuator Loss										Aircraft crash due to attitude	Catastrophic

### 2.3.3 기능 위험 평가 결과 분석

항공기 수준의 기능을 3종류로 분류하였고, 고장 조건에 대한 고장영향을 분석하여 심각도를 분석하였다.

심각도 분석은 Aircraft, Occupants, Crew 입장에서 고장영향성이 발생하는 정도에 따라 5단계로 구분될 수 있다.

본 연구의 대상 시스템은 16종의 파국적(Catastrophic) 항목이 식별되었다. 이는 수직 추력 6개의 추력 여유도 항목, 고정익 형태의 활공 능력 등의 물리적 사항이 반영되지 않았을 때의 상황을 가정한 결과이다. 파국적 고장은 적색으로 표시되어 있으며, 이 계통을 담당하는 장치의 개발의 요구조건으로는 DAL A이고, 고장의 평균 확률  $10^{-9}$  그리고 단일 고장으로 인한 치명적 고장이 발생하지 않는 시스템 구조가 되어야 한다. 동일한 방식으로 Hazardous의 경우 DAL B, 고장의 평균 확률  $10^{-7}$ , Major의 경우 DAL C, 고장의 평균 확률  $10^{-5}$ , Minor의 경우 DAL D, 고장의 평균 확률  $10^{-3}$ 을 안전 설계요구조건에 반영한다.

설계단계에서 요구조건의 만족 여부는 예비 고장목 해석(Preliminary Fault Tree Analysis)을 수행하여 판단한다.

## 3. 결론

본 논문에서는 UAM/AAM을 대상으로 감항인증에서 필요로 하는 항공기 수준의 안전 설계 프로세스에 대해서 정리하였다. 안전 요구도를 만족하기 위한 설계 프로세스 간의 입력과 출력값을 정의하고 이를 시스템 설계에 반영할 수 있도록 정리하였다. 현재의 수준에 정기노선 운항을 고려할 때, 감항인증에서 요구되는 안전성 설계 목표를 제시하였으며, 이를 기반으로 K-UAM의 비행 운항 개념을 대입하여 항공기 수준의 기능위험평가를 수행하였다.

AFHA 결과는 예비 설계가 진행되는 항공기의 경우 적용 시스템 구조를 반영하여 SFHA를 수행할 수 있는 기본 자료로 사용될 수 있다. SFHA 수행에 사용되는 AFHA의 결과는 다음과 같다.

- 1) 항공기 수준 기능 위험 분석
- 2) 심각도 분류에 따른 안전 설계 요구조건 DAL
- 3) 고장의 평균 확률

## References

- [1] J.W. Choi, C.J. Hwang and J.Y. Suk, "Study on the Application of Airworthiness Standard for the e-VTOL", *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 49, No. 9, pp.593-599, Jul. 2021. DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.7.593>
- [2] Korean Airworthiness Standards, "Airworthiness Standards: Normal Category Airplanes", Part 23, Jun. 2017.
- [3] Korean Airworthiness Standards, "Airworthiness Standards: Normal Category Rotorcraft", Part 27, Jun. 2017.
- [4] Korean Airworthiness Standards, "Certification Procedures for Products and Articles", Part 21, Aug. 2020.
- [5] SAE, "Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems", ARP4754A, Dec. 2010.
- [6] SAE, "Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment", ARP4761, Dec. 1996.
- [7] FAA, "System Safety Analysis and Assessment for PART 23 Airplanes", AC 23.1309-1E, Nov. 2011.
- [8] FAA, "Safety Continuum for Part 27 Normal Category Rotorcraft Systems and Equipment", PS-ASW-27-15, Jun. 2017.
- [9] ASTM, "Standard Practice for Safety Assessment of Systems and Equipment in Small Aircraft", F3230-21a, Jun. 2017.
- [10] UAM Team Korea, "K-UAM Concept of Operations 1.0", Sep. 2021.

김 성 수(Sung-Su Kim)

[정회원]



- 2005년 8월 : 인하대학교 항공우주공학과 (석사)
- 2011년 8월 : 인하대학교 항공우주공학과 (박사)
- 2008년 9월 ~ 2020년 12월 : 용비에이티(주) 대표이사
- 2021년 4월 ~ 현재 : (주)모아소프트 수석연구원

• SAE, Aircraft System Safety Committee

<관심분야>

항공우주시스템, 항공기 감항인증, UAM