



## 소형 비행기 동력장치에 관한 신규 인증요건 분석

이은석<sup>a</sup> · 이승근<sup>a</sup> · 이강이<sup>a,\*</sup>

### Study on New Airworthiness Requirements of Powerplant System for the Small Airplane

Eunsuk Lee<sup>a</sup> · Seung geun Lee<sup>a</sup> · Kang-Yi Lee<sup>a,\*</sup><sup>a</sup>1st Aviation Certification Department, Korea Institute of Aviation Safety Technology, Korea\*Corresponding author. E-mail: [kylee@kiast.or.kr](mailto:kylee@kiast.or.kr)

#### ABSTRACT

Korean civil airworthiness requirements of powerplant system are regulated by KAS(Korean Airworthiness Standard) Part 23 and Part 33. These are equivalent to FAR Part 23, Part 33 of FAA, and CS-23 and CS-E of EASA. FAA and EASA rewrite the airworthiness requirements for small airplane. They changed current 'prescriptive regulation' to a 'performance-based regulation' which makes safety performance the objective. Powerplant requirements have also been changed extensively by this concept revolution. In accordance with this reorganization, we studied the new powerplant system requirements of FAR Part 23 and proposed ideal directions to rewrite the Korean Airworthiness Standard.

#### 초 록

국내 민간 소형 비행기 동력장치의 감항기준은 KAS Part 23 “감항분류가 보통(N), 실용(U), 곡기(A), 컴퓨터(C)류인 비행기에 대한 기술기준”과 Part 33 엔진에서 규정하고 있다. 이 기준은 미연방항공청(FAA)의 FAR Part 23 및 Part 33과 유럽항공안전청(EASA)의 CS-23 및 CS-E와 동등한 체계를 갖고 있다. FAA(2016.12.12.)와 EASA(2017.3.29.)는 소형 비행기의 감항기준을 개정하였다. 설계 방식과 적합성 입증방법을 지정한 ‘규범적 규정’에서 안전한 성능을 달성하도록 목표를 지정하는 ‘성능기반 규정’으로 전환한 것이다. 이러한 개념 전환에 따라 동력장치 감항기준 또한 대폭 변경되었다. 이에 따른 FAA의 동력장치 인증요건 개정 사항을 살펴보고 국내 감항기준 개정 방향을 고찰하였다.

Key Words: Civil Airworthiness Requirement(민간감항요건), Korean Airworthiness Standard(항공기 기술기준), Small Airplane(소형 비행기), Powerplant(동력장치), Performance-based Regulation(성능기반 규정)

Received 3 June 2017 / Revised 21 October 2017 / Accepted 27 October 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2017년도 춘계학술대회(2017. 5. 31-6. 2, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

#### 1. 서 론

항공기 설계의 안전성 인증을 위한 기술기준

에서 동력장치가 차지하는 비중은 매우 크다. 항공기의 기술기준 뿐만 아니라 엔진에 대한 기술기준까지 포함하면 가장 많은 인증요건을 갖고 있다. 우리나라 민간 소형 비행기의 동력장치는 KAS Part 23(감항분류가 보통(N), 실용(U), 곡기(A), 컴퓨터(C)류인 비행기에 대한 기술기준)과 Part 33(엔진)에서 감항요건을 규정하고 있다.

현재의 우리나라 기술기준은 안전성을 확인하기 위한 설계방식 및 적합성 입증방법을 지정한 규범적 규정(prescriptive regulation)으로 되어있다. 이러한 규제방식은 발전하는 신기술의 적용을 어렵게 하며 감항요건을 입증하는 방법의 자율성을 제한할 수도 있다. 이러한 문제점을 해결하고자 FAA와 EASA는 수년간 개선 연구를 진행하였고 그 결과 성능기반 규제방식을 도입하였다. FAA는 소형 비행기 감항요건을 개정하여 2016.12.12.일부로 법안을 공포[1]하였고, 2017.8.30.부터 시행하였다. 더욱이 이러한 개정 방향은 회전익 항공기기술기준(Part 27/29)에도 적용될 예정이다.

## 2. 소형 비행기 기술기준 개정 방향

### 2.1 성능기반 규정(Performance Based Regulation)

소형 비행기에 새롭게 적용되는 성능기반 규정은 인증 개념과 절차 전반에 변화를 가져올 것으로 예상된다. 특정 기능, 설계요소 또는 시험을 포함시키도록 규정하는 기존 방식에서 비행기가 안전한 성능을 갖도록 측정 가능한 결과 및 효과를 목표로 하는 규정으로 전환된 것이다. 즉, 성능기반 규정은 적합성 입증방법을 규정하는 것이 아닌, 설계의 결과(효과, 성과)를 규정한다[2]. 기술기준 요건이 설계표준(design standard)에서 성능표준(performance standard)으로 변화한 것이다. 또한 그 목표달성을 위한 입증방법을 감항당국과 협의하여 신청자가 선택하도록 하여 적합성입증에 유연성을 부여하였다.

성능기반 규정은 기술변화 및 위험에 대하여 신속하게 대응할 수 있는 장점이 있다. 또한 신청자 및 감항당국에게 구체적인 기술기준과 적

합성 입증방법 선정 시 유연성을 제공하여 인증 비용을 절감할 수 있다. 하지만 적절한 성능기준 목표를 설정하는 데에 어려움이 있고 그 기준의 효과 및 성과에 대하여 규범적 규정에 비하여 명확히 예상하기 어렵다. 또한 신청자와 감항당국 사이에 세부 기준 및 입증 방법에 대한 협의가 어려울 수도 있다. 무엇보다 친숙한 기존 체제와 규정으로부터 사고의 전환이 어려울 수 있다.

### 2.2 소형 비행기 인증요건 변화

소형 비행기 감항기준의 절(section)은 기존 375개에서 67개로 대폭 간소화되었다. 성능기반 규정으로 개편되면서 기존의 특정 설계 및 기능을 지정하거나 적합성 입증방법을 규범적(prescriptive)으로 규정한 조항은 삭제하였다.

아울러 기존에 흩어져있던 유사 조항은 통합

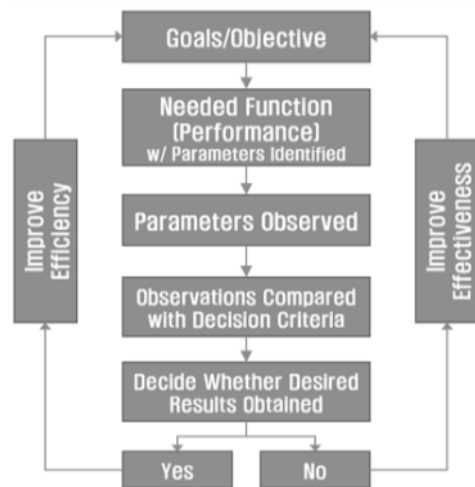


Fig. 1 Performance-based regulatory procedure.

Table 1. Modified small airplane category.

Airplane Certification Level (passenger seat))		Airplane Performance Level	
Level 1	0-1	Low	V <sub>C</sub> /V <sub>MO</sub> 250 KCAS or M <sub>MO</sub> 0.6 less
Level 2	2-6		
Level 3	7-9	High	over V <sub>C</sub> /V <sub>MO</sub> 250 KCAS or M <sub>MO</sub> 0.6
Level 4	10-19		

되거나 재배치하였다. 삭제된 특정 설계, 기능 및 적합성 입증방법은 ASTM(F44) 등의 산업규격으로 이관하여 인증활동 및 인증기준을 설정할 때 활용하도록 하였다. 또한 소형비행기 분류를 기존 용도에 따라 구분하였으나 탑승자 수와 속도에 따라 Table 1과 같이 구분하였다.

### 3. 동력장치 신규 인증요건 분석

#### 3.1 일반

FAA는 두 가지 고려사항을 바탕으로 Subpart E(Powerplant)를 대폭적으로 변경[1]하였다. 첫째, 많은 현재 규정을 결합하여 조항 숫자는 줄어들지만 동등한 안전성을 유지하도록 규정하였다. 둘째, Part 23에서 Part 33(엔진) 및 35(프로펠러)의 요구조건과 겹치는 부분을 정리하였다. 엔진기준은 변경된 사항이 없으나, 프로펠러 기준은 기존 Part 23과 연결된 절 번호를 수정하였다(§35.1, §35.37). 전면 개정된 Part 23의 동력장치 요건(Subpart E)에 새롭게 정리된 10개의 절(section)에 대하여 검토하였다.

#### 3.2 동력장치 장착(Powerplant Installation)

새롭게 규정된 Subpart E §23.2400(동력장치 장착)은 비행기 동력장치 장착이 추진에 필요하거나 추진 안전성에 영향을 미치는 구성품을 포함하고, 비행기에 보조 동력을 제공해야 한다는 것을 규정하고 있다. §23.2400은 비행기마다 엔진을 포함하여 형식증명을 받아야 하는 초급 비행기(entry-level)를 제외하고, 신청자가 각 동력장치 장착을 운항 및 정비 시 예상되는 위협요소를 고려하여 구성하고 배치하도록 규정하였다.

신규 §23.2400은 기존 §23.901(장착)의 (a), (b) 및 (f)항, 23.903(엔진)의 (a)항, 23.905(프로펠러)의 (a)항, 23.909(터보차저 시스템)의 (a) 및 (c)항 및 23.925(프로펠러 간격)의 안전성 취지를 살렸다. 신규 §23.2400은 Subpart E에 퍼져있는 장착요구조건을 장착(installation) 일반 요건으로 결합하고 Part 33과 중복되는 부분을 삭제하였다.

또한 초급 비행기를 제외하고 형식증명이 있

는 프로펠러를 장착하도록 요건을 유지하였다. 푸셔타입 프로펠러가 주간 조건(day flight)에서 잘 보이도록 표시하라는 요건을 유지하였다. 현재 기준의 모든 다른 요건은 Part 35(프로펠러) 기준과 중복되거나 23.2410(동력장치 장착 위험요소 평가) 및 23.2415(동력장치 결빙 방지)에서 제안한 다른 요건으로 정리하였다.

#### 3.3 자동 동력 제어 계통

신규 §23.2405(Automatic Power Control System)는 작동 중인 동력장치에 대한 출력 또는 추력을 자동으로 제어하는 출력 또는 추력 강화 시스템이 시스템 가동 시 비행 승무원에게 시현하고 조종사가 자동 기능을 정지하는 수단을 제공하고 부주의에 의한 정지를 예방할 것을 규정하였다.

신규 §23.2405는 기존 §23.904(자동이륙추력제어시스템) 및 Part 23 Appendix H(자동이륙추력 제어시스템의 장착)의 안전성 취지를 살렸다. 또한 일반 항공기(general aircraft)에서 전통적인 자동 예비출력 시스템보다 더 정교한 추력 제어 시스템을 적용하는 추세에 따라 추력 강화 시스템에 대한 요구조건을 이 신규 절에 포함시켰다.

#### 3.4 동력장치 장착 위해요인 평가

신규 §23.2410(Powerplant Installation Hazard Assessment)은 각 동력장치에 대하여 위해요인을 분석하고 평가하도록 규정하였다. 또한 다른 비행기 시스템과 동력장치 시스템 구성품 또는 부속품의 고장이 안전비행과 착륙을 방해하거나 중상을 유발하지 않도록 해야 한다. 또한 승무원이 즉각적으로 조치하지 않아도 동력장치가 지속적으로 가동할 수 있도록 요구하였다.

신규 기준은 Subpart E 전반에서 발견되는 반복 요구조건을 줄이고 동력장치 장착과 관련된 위험요소를 분석하여 경감하기 위한 일반 동력장치 요구조건을 하나로 정리하였다. 예를 들어 기존 §23.903(b)(1)은 엔진 로터 고장이나 엔진 케이스를 통해 연소할 수 있는 엔진의 내부에서 시작하는 화재가 발생하는 경우 비행기에 대한 위험요소를 최소화하기 위한 예방설계를 하도록

요구하였다. 이런 경우는 매우 특정한 고장 조건이지만 실제로는 신청자가 평가해야 하는 많은 엔진 고장 조건 중에 작은 2가지 종류일 뿐이다. 기존 §23.903(c)는 쌍발 엔진을 장착한 비행기에서 한 엔진에 고장이 발생하는 경우에 다른 엔진의 작동에 영향을 미치지 않도록 서로 격리해야 한다고 요구한다. 이는 모든 동력장치 구성품에 적용해야 하는 공통 모드 분석이라는 일반 분석 기법이며 동력장치와 관련이 없지만 동력장치 고장으로 영향을 받을 수 있는 기타 중요한 비행기 시스템을 포함하였다. 이 신규 절에서 다루려고 하는 위험요소는 화재, 결빙, 강우 및 조류 흡입, 로터 폭발, 엔진 케이스 통과 연소 및 화염성 누출 등을 포함하였다.

### 3.5 동력장치 결빙방지(Powerplant Ice Protection)

신규 §23.2415(Powerplant Ice Protection) 엔진 흡기계통을 비롯한 비행기 설계가 동력장치 작동에 부정적 영향을 미칠 수 있는 얼음 또는 눈의 예측 가능한 축적을 방지할 것을 규정하였다. 신규 §23.2415(a)는 알려진 결빙조건에서 비행할 수 있는 능력(FIKI, Flight Into Known Icing) 인증 여부와 상관없이 모든 비행기에 적용되는 기존 §23.1093의 요구조건을 반영하였다. 새로운 동력장치 기술을 적용하기 위해 동력장치 유형은 삭제하였다. 또한 적합성 입증방법에 왕복엔진 기관의 흡기구 결빙을 유발하는 조건 등의 예측 가능한 결빙을 정의하도록 하였다. 또한 적합성 입증방법의 예측 가능한 결빙은 Part 25 Appendix C의 §23.1093(b)(1)(i) (강우)에 기존 정의된 구름 결빙 조건, §23.1093(b)(1)(ii)에 정의된 눈보라 및 §23.1093(b)(2)에 기존 정의된 지면 결빙 안개 조건도 포함하였다. FAA는 기존 §23.1093(a), 23.1095, 23.1097 및 23.1099의 규범적 요구조건은 적합성 입증방법이기 때문에 삭제하였다. FAA는 EASA의 요건과 부합화를 위해 지면 결빙 안개 조건을 더 추운 주위 온도로 확장될 것을 기대하고 있다. 또한 FAA는 적합성 입증방법이 Part 25의 Appendix O와 유사한 지면 및 비행 동결 이슬비 및 동결 강우 조건에서 운항하는 비행기에 대해 기존 §23.1093의 조건이

포함될 것으로 예상하였다. Part 23의 결빙에 관한 법제위원회 Icing ARC(Advisory and Rulemaking Committee)는 결빙 증가가 엔진 작동에 미치는 영향에 대한 구체적인 합격/불합격 기준을 권고했다. FAA는 이 기준이 적합성 입증 방법에 정의될 것을 예상하고 있다. 신규 (a)항은 비행기 결빙운항 조건에서 설계되지 않은 비행기에 대해 Part 25 Appendix C에 기술된 예상하지 못한 결빙 축적을 비롯하여 동력장치에 심각한 위험요소를 유발할 수 있는 “예측 가능한” 얼음 또는 눈 축적을 방지할 것을 규정하였다.

신규 §23.2415(a)는 누적된 얼음이 동력장치 안으로 확산될 수 있는 엔진 흡기계통 및 기계 구성품을 대상으로 한다. 신규 §23.2415(b)는 엔진, 프로펠러 및 냉각장치 입구와 같은 기타 동력장치 구성품을 대상으로 한다.

신규 §23.2415(b)는 알려진 결빙조건에서 비행이 가능하도록 인증하는 비행기에만 적용되며, 기존 터빈 엔진에만 적용되는 Part 33의 결빙 요구조건의 준수를 규정한다. Part 33의(2014년 11월 4일자 개정요건) 및 2015년 1월 5일자 개정요건은 §33.68에 대한 과냉각대형물방울(SLD, Supercooled Large Droplet) 및 얼음 결정 요구조건을 추가했으며, §33.77의 엔진 결빙 흡입 요구조건을 수정했다. 신규 §23.2415(b)는 비행기가 동결 이슬비 및 동결 강우 시의 비행을 위해 인증될 경우 §33.68의 개정요건 (Amendment 33-34) 이후 인증된 엔진을 장착할 것을 요구하였다. 신규 §23.2415(b)는 우발적 SLD 또는 얼음 결정 조건의 엔진 작동과 관련하여 적용되는 감항성개선지시서(AD)가 발행되지 않았다면, 이전 개정판에서 인증된 형식의 엔진을 동결 이슬비 또는 동결 강우 운항제한이 있는 비행기에 장착할 수 있도록 규정하고 있다. Part 23에 따라 인증된 비행기에 대해서는 SLD 또는 얼음 결정과 관련된 감항기준이 없다. 특정한 터보제트 엔진은 가열형 입구 온도 프로브를 차단하는 얼음 결정으로 인한 추력 감소가 발생하였다. FAA는 적합성 입증방법이 기존 인증 프로젝트에서 적용한 것과 유사한 방법으로 이 문제를 해결할 것을 기대하고 있다. 기존 §23.903(a)(2)의 엔진

결빙 흡입 요구조건은 신규 §23.2415(b)으로 이동하였다.

### 3.6 역추력 시스템(Thrust Reversing System)

신규 §23.2420(Reversing System) 은 비행기가 모든 역추력 시스템 설정에서도 지속적으로 안전하게 비행하고 착륙하도록 요구하였고, 기존 §23.933(a) 및 (b)의 안전성 취지를 살렸다. 기존 규정은 프로펠러 역추력 시스템에 대한 별도의 요구조건을 포함하고 있는데, 본 절의 일반적인 문구로 표현하였고 새로운 유형의 역추력 시스템도 적용할 수 있게 하였다. 또한 기존 §23.933은 고장 조건에 대한 시스템 분석을 요구하였으나, 이 조항은 신규 §23.2410의 일반 분석 요구조건에서 다루도록 하였다.

### 3.7 동력장치 운용 특성

신규 §23.2425(Powerplant Operational Characteristics)는 동력장치가 비행기 운용제한 범위 내에서 정상 및 비상운용 중에 발생할 수 있는 어떠한 음(-)의 가속도에서도 작동할 것을 요구한다. 신규 §23.2425는 조종사가 비행 중에 동력장치를 정지하고 다시 시작하는 기능을 가질 것을 요구한다. 신규 §23.2425는 비행기가 비행 중에 동력장치가 정지된 후에도 각각 다시 시동할 수 있게 독립적 동력원을 갖도록 규정하였다.

신규 §23.2425는 기존 §23.903(엔진)의 (d), (e), (f) 및 (g)항, 23.939(동력장치 운영 특성) 및 23.943(부의 가속도)의 안전성 취지를 살릴 것이다. 기존 §23.939는 동력장치 운용 특성을 다루며, 신규 §23.2410 및 Part 33는 위험요소 분석을 요구한다. 기존 §23.943은 또 다른 분석 요구조건이며 동력장치 계통이 작동해야 하는 환경을 제공하는 요구조건으로 신규조항에 포함되었다.

### 3.8 연료 계통(Fuel System)

신규 §23.2430(Fuel System)은 각 연료계통이 각 동력장치에 대해 독립적으로 연료를 공급하고, 원인을 알 수 없는 요인으로 인한 점화를 방지할 것을 요구하였다. 이 절은 각 연료계통이 최대 출력/추력에 도달하는 데 필요한 연료에,

운용 영역 내의 온도 조건 등 예상되는 변수에 대한 여유분을 더한 연료를 공급하고, 필요시에 배유 방법을 갖추도록 규정하였다. 신규 §23.2430은 운용중에 예상되는 조건에서 연료 공급에 위험한 혼합을 방지할 것을 규정하였다.

또한 각 연료 저장 시스템이 예상 운용 조건에서 관성하중과 압력에 견디고 인증을 신청한 운용 조건에서 기동 중에 연료 손실을 방지하는 방법을 제공할 것을 요구하였다. 또한 신규 §23.2430은 각 연료 저장 시스템이 연료를 이송할 때 배출을 방지하고, 최대 연속 출력 또는 추력에서 최소 1시간 작동하기 위한 연료를 공급하고, 착륙을 위해 필요한 경우 연료 방출이 가능할 것을 규정하였다.

신규 §23.2430은 비행기의 압력 급유식 시스템에 대하여 위험한 양의 연료 유입을 방지하고 비행기의 최대 연료량을 초과하기 전에 자동으로 차단하고 급유구에 결함을 나타내는 지시기를 요구하고 있다. FAA는 연료계통 설계에 대한 규정이 지나치게 규범적일 수 있고 안전한 시스템을 설계하는 데 필요한 수준을 초과한다고 생각하고 있다. 따라서 더 일반적인 요구조건에 많은 기존 규정의 취지가 포함될 수 있다. 더 중요한 점은 이 신규 규정이 전기 모터와 미래의 동력원 등 다른 유형의 에너지를 사용하는 추진 시스템에도 적용할 수 있다는 점이다.

### 3.9 동력장치 흡기 및 배기 계통

신규 §23.2435(Powerplant induction and exhaust systems)는 흡기계통이 예상되는 운용 조건에서 각 동력장치 및 동력장치 부속품에 필요한 공기를 공급하도록 규정하였다. 또한 잠재적 유해 물질을 배출하는 기구장착을 요구하였다.

신규 §23.2435는 기존 §23.1091(공기흡기계통)의 (a)항, 23.1101(흡입공기 예열장치의 설계)의 (a)항, 23.1103(흡기계통의 도관), 23.1107(흡기계통 필터) 및 23.1121(배기계통-일반)의 (a) ~ (g)항의 안전성 취지를 살렸다. 신규 규정은 공기 유동현상이 유사한 흡기계통과 배기계통을 동일한 규정으로 결합하였다. 위에서 식별한 규정의 규범적 문구 때문에 이 신규 절을 제정하였다.

예를 들어 §23.1091(b)는 일정한 수의 흡입장치를 의무화하며 기본 및 대체 흡입구에 대한 특정 요구조건을 지정하였다. 기존 §23.1101, 중요 부품의 검사용 점검구 요건과 기존 §23.1103, 적절한 안전성 분석 요건은 신규 §23.2410에서 고려하였다.

### 3.10 동력장치 화재방지(Powerplant Fire Protection)

신규 §23.2440은 동력장치를 지정된 화재 방화 구역에만 장착할 것을 규정하였다. 인증 수준 3, 4 비행기는 지정된 화재 방화 구역에 화재 감지 시스템을 장착할 것을 규정하였다. 화재 예방에 대한 현재 안전성 수준을 유지하였다. 완전한 일대일 관계는 아니지만 인증 수준 1, 2 비행기와 동일한 기존 비행기는 화재 감지 시스템을 들 필요가 없으며, 신규 규정에 해당 내용을 규정할 필요가 없다. 동력계통의 화재 또는 고장을 감지했을 때 비행 승무원에게 경고하고 비행 중에 화재 감지 시스템을 점검하는 시스템이 필요하다. 또한 신규 §23.2440은 가연성 연료를 사용하고 조종사 시야 밖에 있는 동력장치는 인증수준 2, 3, 4 비행기에 소화장치를 장착하도록 하였다.

또한 신규 §23.2440은 농축 인화 물질을 저장하는 구성품에 방화장치 있거나 방화벽으로 둘러싸인 경우를 제외하고 화재 조건에 노출된 인화성 액체, 기체 또는 공기를 이송하는 각 구성품, 라인 및 피팅에 내화성이 있을 것을 규정하였다. 또한 신규 §23.2440은 기타 장치에 연료 공급을 막지 않도록 각 동력장치에 대한 연료 또는 인화 물질을 차단하고 부주의한 작동을 방지하는 설계를 하도록 요구하였다.

### 4. 우리나라 감항기준 개정 방향

우리나라는 미국과의 항공안전협정(BASA)을 체결하여 FAA와 인증 제도 및 기준을 동등하게 구축되어있음[3]을 확인하여 소형 비행기까지 범위가 확대되어 있다. 이에 따라 우리나라 소형 비행기의 기술기준도 FAA와 동등한 수준을 유지하여야 한다[4].

우리나라와 미국의 항공기 제작산업의 규모와 역사에 현격한 차이가 있다. 인증 경험과 사례가 축적되어 있지 않은 국내 여건상 경험과 상호 신뢰가 필요한 성능기반규제 방식을 도입하는 것이 시기상조일 수 있다. 신청자가 감항당국에 적합성 입증방법을 제안하게 되는데, 경험 부족으로 합의를 도출하는데 기간이 소요될 수 있다.

하지만 전기모터 등 새로운 형식의 동력장치 등과 같은 신기술을 항공기에 적용하기 위해 성능기반 규제 방식으로의 변화가 필요하다. 우리나라의 산업과 규제 환경을 고려하여 감항기준의 개정을 진행하여야 할 것이다.

### 후 기

본 논문은 국토교통부 및 국토교통과학기술진흥원의 민수헬기인증기술개발사업(회전익항공기 국제협정을 위한 인증체계 개발 및 인프라 구축, 17CHTR-C128889-01)으로 지원된 연구결과입니다.

### References

1. FAA, "Revision of Airworthiness Standards for Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes," Department of Transportation, FAA-2015-1621, 2016.
2. John Daly and Mitchell Foushee, *Performance Standards : A Practical Guide to the Use of Performance Standards as a Regulatory Alternative*, Project on Alternative Regulatory Approach, pp. 1, U.S.A, September 1981.
3. Lee, K.Y., "Comparative Study on Airworthiness Standards for Aircraft Engines," *Journal of The Society for Aerospace System Engineering*, Vol.9, No. 2, pp.63-71 2015.
4. Korea Institute of Aviation Safety and Technology, "Establishment of small aircraft BASA system and certification of pilot project Final Repor," 11-1613000-001390-01, 2016.