

군용 회전익항공기 연료계통 내추락성 입증에 관한 연구

박상수^{1,†} · 양준모² · 김문국³ · 김재철¹¹국방기술품질원²국방신속획득기술연구원³국방기술진흥연구소

A Study on the Verification of Crashworthiness for Fuel System of Military Rotorcraft

Sangsoo Park^{1,†}, Junmo Yang², Munguk Kim³ and Jaechul Kim¹¹Defence Agency for Technology and Quality²Defense Rapid Acquisition Technology Research Institute³Korea Research Institute for defense Technology planning and advancement

Abstract

The aircraft fuel system performs a number of functions such as supplying fuel, transferring fuel between fuel tanks, and measuring the amount of residual fuel in each fuel tank. Since it is a direct cause of fire hazard in crash incident, it is a must to improve survivability of crew members by designing the airframe to tolerate expected crash impact. The civil aviation authority requires intensive verification of the fuel system design to determine precise application of the airworthiness requirement. Research activity on airworthiness certification criteria and verification scheme is still insufficient, although it has a significant importance. In this paper, as part of a study to improve flight safety by developing guidelines for demonstrating fuel system crash resistance, analysis results of fuel system crash-related airworthiness certification standards, verification scheme, and cases study applicable to military rotorcraft have been reviewed.

초 록

항공기 연료계통은 연료 공급, 연료탱크 간 연료이송, 각 연료탱크 내의 잔여 연료량 측정 등의 기능을 수행하며, 추락 시 화재의 직접적인 원인이 되기 때문에 추락에 견딜 수 있도록 설계하여 승무원의 추락 생존성을 높여야 한다. 민간에서는 연료계통의 내추락 설계를 감항 요구도로 반영하여 철저한 검증을 요구하고 있으며, 비행안전이 확보된 항공기 개발을 위해 관련 감항인증기준 및 입증방안에 대한 연구가 필수적이거나 미미한 실정이다. 이러한 사항에 착안하여 본 논문에서는 연료계통 내추락성 입증 지침 마련을 통한 비행안전성 향상 방안 연구의 일환으로 군용 회전익항공기에 적용 가능한 연료계통 내추락 관련 감항인증기준, 입증방법 및 적용 사례에 대한 분석 결과를 기술하였다.

Key Words : Airworthiness Certification(감항인증), Military Aircraft(군용항공기), Fuel System(연료계통), Crashworthiness(내추락성)

1. 서 론

항공기 연료계통은 연료를 저장하고, 보조동력장치(APU)와 엔진으로의 연료 공급, 연료탱크 간 연료이

송, 각 연료탱크 내의 잔여 연료량 측정 등의 기능을 수행한다. 연료계통은 추락 시 화재의 직접적인 원인이 되며, 고정익 항공기와 다르게 대다수 회전익항공기의 경우 사출장치가 없고 낮은 고도에서 운항하기 때문에 추락 시 승무원의 안전에 큰 영향을 미칠 수 있다. 이에 추락에 견딜 수 있도록 설계하여 승무원의 생존성을 높여야 한다. 실제 회전익항공기 추락사고에 의한 인명피해에 대한 자료를 분석한 결과, 내추락 설계가

Received: Oct. 11, 2022 Revised: Nov. 25, 2022 Accepted: Dec. 18, 2022

† Corresponding Author

Tel: +82-55-751-5344, E-mail: kiki6092@dtq.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

적절하게 반영되지 않았던 시기에는 추락 후 연료탱크의 연료누출에 의한 화재로 인한 승무원 사망사고가 전체 사망사고의 60% 이상을 차지하였다. 또한, 베트남전에서 발생한 회전익항공기의 생존가능 추락사고 중 13.3%에서 화재가 발생했으며, 사망사고를 기준으로 한다면 화재로 인한 사망사고는 약 37.4%로 집계되었다. 이에 따라 연료계통에 대한 내추락성 확보의 중요성이 대두되었고, 미 육군을 중심으로 연료계통에 대한 내추락 설계를 적용한 결과, 화재로 인한 인명피해가 약 75% 감소한 것으로 파악되었다[1]. 연료계통에 대한 내추락 설계의 효과가 입증되면서 1994년, 미 연방항공청(FAA, Federal Aviation Administration)은 연료계통 내추락 설계 관련 내용을 감항인증기준으로 제정하였다[2]. 이렇듯 연료계통 내추락 설계는 비행안전에 지대한 영향을 미치기 때문에 관련 감항인증기준 및 입증방안에 대한 연구가 반드시 이뤄져야 한다. 회전익항공기 연료계통 내추락성 관련 연구 동향으로 첫째, 민간 회전익항공기 내충돌성 설계 개념과 그와 관련된 설계 요구조건에 대한 연구가 수행되었으며, 둘째, 회전익항공기 연료탱크 설계 및 개발 절차에 대한 연구가 수행되었다. 마지막으로 연료탱크 인증시험 방법 고찰 및 사례 연구가 수행되었다. 이렇듯 연료탱크 자체의 내추락 성능에 대한 선행연구가 있으나 감항인증 관점에서 연료계통 내추락성 관련 기준 및 입증방안의 연구는 미비한 실정이다. 이러한 사항에 착안하여 본 연구에서는 군용 회전익항공기에 적용 가능한 연료계통 내추락 관련 감항인증기준 및 입증방법에 대해 분석하였다. 또한, 실제 입증 사례 고찰을 수행했으며, 이를 통해 연료계통 내추락성 입증 지침 수립의 근거를 마련하였다.

2. 연료계통 내추락 감항인증기준

회전익항공기의 감항인증기준으로 민간은 FAA에서 고시한 연방항공규정(FAR, Federal Aviation Regulation) part 27, 29와 유럽항공안전청(EASA, European Union Aviation Safety Agency)에서 고시한 CS-27, 29 등이 있으며, 군은 미 육군에서 고시한

Table 1 Airworthiness Certification Criteria for Rotorcraft

Document	Condition of Application
FAR part 27	MTOW ≤ 7,100 lb not more than 9 Passenger
FAR part 29	TA : MTOW > 20,000 lb and more than 10 Passenger TB : Rotorcraft Except TA Condition
AMACC	All Type Aircraft

AMACC(Army Military Airworthiness Certification Criteria) 등이 있다. 대부분의 민간 감항인증기준의 경우 FAA의 감항인증기준의 내용과 일치한다. AMACC는 미 육군규정(AR) 70-62에 근거하여 제정되었으며, 적용 대상은 육군이 주관으로 개발 중이거나 운용중인 항공기이다. Table 1은 상기 기술한 감항인증기준에 대해 정리한 결과이다. 연료계통 내추락 감항인증기준은 민간의 경우 27.952, 29.952 장절에 기술되어 있으며, 군의 경우 AMACC 8.1.3.3절에 명시되어 있다.

2.1 민간 연료계통 내추락 감항인증기준

FAA의 FAR part 29, EASA의 CS-29, 우리나라 국토부의 항공기기술기준 Part 29 내 연료계통 내추락성 입증 감항인증기준은 동일하게 952 장절이며, 별도의 연료탱크에 대한 내충격성에 대한 요구도가 963 장절에 포함되어 있다[3-5]. 국가별 내추락 감항인증기준 세부 내용은 FAA의 감항인증기준을 참고하여 개발했기 때문에 내용이 동일하다. 29.952 장절은 연료계통 내추락성(Fuel System Crash Resistance)라는 제목을 가지고 있으며, 생존 가능한 충격 시 연료로 인한 화재로부터 승객 위험을 최소화하기 위해 별도로 감항당국이 승인한 수단이 적용되지 않는다면 본 절에서 정의하는 설계 특성을 적용할 것을 요구하고 있다. Table 2는 952 장절을 구성하는 주요 항목에 대한 요약 결과이며, 총 6개의 하위 항목으로 구성되어 있다. 주요 내용은 연료 누출, 잠재적 발화원 생성 등을 최소화할 수 있는 연료시스템 내추락 설계 및 시험 기준을 포함하고 있다. 952(b) 장절은 연료탱크 위치에 따

Table 2 Summary of Airworthiness Certification Criteria for Fuel System Crashworthiness

Criteria	summary
952(a)	Detail Requirement for Drop test of Fuel System
952(b)	Load factor requirement for Design and installation of Fuel Tank
952(e)	Definition of Separation between Fuel system and ignition sources
952(f)	Compliance about Crash Resistance of other fuel system except system for compliance of 952(a)
952(g)	Definition that Fuel tank must be impact and tear resistant requirement
963(e)	Fire proof and Crash Resistance requirement of fuel tank

른 하중 요구도를 기술하고 있으며, 952(e) 장절은 연료계통과 점화원의 분리를 요구도로 설정하고 있다. 또한, 963(e) 장절에서 객실 내 설치되는 연료탱크에 대한 별도의 내추락 요구도를 담고 있으며, 952(a)의 조건과 동일하다. 내추락성 입증을 위한 낙하시험에 대한 요구도는 952(a), 952(f)에 기술되어 있으며, 장절 입증을 위한 세부 지침은 권고회람(AC, Advice Circular)에 수록되어 있다[6].

2.1.1 29.952(a) : 연료계통 낙하시험 요구도

29.952(a) 장절은 낙하시험을 수행하기 위한 조건, 방법 등에 대한 요구도를 담고 있다. 연료탱크 낙하시험은 내충격 시험과 내추락 시험으로 구분되며, 내충격 시험은 탱크 자체에 대한 낙하시험을 말하고 내추락 시험은 탱크 및 주변 구조물을 포함한 시험체에 대한 낙하시험을 일컫는다. 29.952(a) 장절은 연료탱크 낙하시험 조건 및 방법에 대해 다음과 같이 규정하고 있다.

- 낙하 높이는 적어도 16 m (50 ft) 이상이어야 한다.
- 낙하 충돌면의 변형은 없어야 한다.
- 탱크는 정상적인 탱크 용량의 80%에 물로 채워져 있어야 한다.
- 주위의 구조가 돌출이나 탱크의 뒤집힘을 조장하는

설계 특성이 없도록 설치되어 있지 않다면 탱크는 설비를 대신하는 주변 구조물로 둘러 싸여져야 한다.

- 탱크는 자유롭게 낙하하여 $\pm 10^\circ$ 수평면에 충돌되어야 한다.
- 낙하 시험 이후 누출은 없어야 한다.

내충격 시험과 내추락 시험의 가장 큰 차이는 주변 구조물 설정의 유무이며, FAA AC 29-2C(Advice Circular for Certification of Transport Category Aircraft)에 연료탱크 내추락 시험을 위한 주변 구조물을 설정하기 위한 가이드라인이 제시되어 있다. AC 29.952(d)(i)에 따르면, 통상적으로 연료탱크 전/후방 1 ft 영역의 구조물이 연료누출에 직접적인 영향을 미치기 때문에 해당 구조물을 시험체에 포함시킬 것을 권고하고 있다. 만약 시험체에 구조물을 포함시키지 않을 경우 구조물이 충격으로 인해 연료탱크에 연료누출을 발생시키지 않음을 명확하게 입증해야 한다. 또한, AC 29.952(d)(iii)에 따라 시험체 낙하 후 15분 간 안정화 시간을 가진 후 탱크 누출에 대한 검사를 수행한다.

2.1.2 29.952(f) : 기타 기구학적 설계기준

29.952(f) 장절은 연료탱크 및 라인, 전기 전선과 전기 장치가 내추락성을 가지도록 설계, 제조 및 장착되도록 요구하고 있다. 29.952(a) 시험체에 해당하지 않는 연료라인, 전기장치 등이 본 장절의 대상이며, 세부 지침사항은 AC 29.952(f)에 제시되어 있다. 내추락 관련 지침은 AC 29.952(f)(xvi)에 기술하고 있으며, 별도의 분리식 커플링을 포함하고 있지 않는 경우 모든 연료 공급 설비는 생존 가능한 충격에서 파손이 되지 않아야 한다. 여기서 생존 가능한 충격은 인간이 감내 가능한 가속한계(Structural Human Survivability Accelerations Limits)가 초과되지 않는 충격을 말하며, 29.952(b)(1) 장절의 하중배수를 인간이 감내 가능한 가속 한계로 명시하였다. 29.952(b)(1) 장절에 명시되어 있는 하중배수는 다음과 같다.

- 윗 방향 - 4 g
- 앞 방향 - 16 g
- 옆 방향 - 8 g
- 아래 방향 - 20 g

또한, 기타 구성품에 대한 내추락 지침은 AC 29.963(블래더와 라이너), AC 29.973(연료 탱크 필터 연결), AC 29.975(연료탱크 벤트라인)와 같이 구성품을 언급하는 단락에 별도로 제시되어 있다.

2.2 미 육군 연료계통 내추락 감항인증기준

미 육군은 2019년, 모든 형식의 군용항공기에 적용 가능한 감항인증기준인 AMACC를 제정하였다. 연료계통 관련 감항인증기준은 8.1.3절(Fuel System) 내 17개의 세부 항목으로 구성되어 있으며, 내추락성 입증 관련 요구도는 8.1.3.3절(Fuel Tank Subsystem)에 기술되어 있다[7]. 8.1.3.3절은 연료탱크가 내추락성, 내탄도성 등 비행안전에 필요한 요구사항을 보유하도록 함이 목적이며, 연료탱크가 충돌이 발생했을 때 승무원의 안전을 저해하는 위험을 발생시키면 안된다는 것을 보일 것을 기준(criteria)으로 요구하고 있다. 기준 충족을 위해 세부적으로 보여야 할 요구사항을 담고 있는 표준(Standard)은 AMACC Appendix J 내 4.3절 및 5.3절로, Table 3에서 확인할 수 있듯이 연료탱크는 미 군사규격인 MIL-DTL-27422(Detail Specification for the Tank, Fuel, Crash-Resistant, Ballistic-Tolerant, Aircraft)를 만족할 것을 요구하고 있다. 현재 운용되는 회전익항공기 중 본 기준을 적용한 사례는 없으나, 추후 개발될 군용 회전익항공기에 적용될 가능성이 높을 것으로 보인다.

Table 3 Criteria for Fuel tank subsystem in AMACC Appendix J

Criteria	Contents
4.3.1	All fuel tanks shall be qualified in accordance with MIL-DTL-27422.
5.3.1	Fuel tank crashworthiness and ballistic tolerance shall be verified in accordance with MIL-DTL-27422.

2.2.1 MIL-DTL-27422

MIL-DTL-27422는 틸트로터를 포함한 회전익기 등의 연료탱크에 적용되는 규격으로 내추락 요구도 및 입증시험에 대한 상세한 내용을 담고 있다. 아파치, 수

리온 헬기 등의 연료탱크가 본 규격을 바탕으로 개발되었다. 본 규격의 4장에는 입증시험에 관한 내용이 기술되어 있으며, Phase I과 Phase II로 구분된다. Phase I은 연료탱크에 사용되는 소재 및 구조에 대한 인증시험으로써 4.5.8.2절에 내추락 시험을 요구하고 있다. Phase II는 연료탱크의 성능을 입증하는 시험으로 실제 탱크를 제작하여 수행하며, Phase I 시험을 통과해야 진행할 수 있다. 4.7.18절에 내추락 시험 관련 내용이 기술되어 있으며, Table 4에 내추락 시험 장절을 정리하였다. 내추락 시험을 위해 연료탱크 내부를 물로 100% 채운 후 65 ft 고도에서 낙하시킬 것을 요구하고 있다. 이 때, 탱크는 자유롭게 낙하하여 $\pm 10^\circ$ 수평면에 충돌되어야 하며, 누출이 없어야 한다[8,9].

Table 4 Crash impact test criteria in MIL-DTL-27422

Criteria	Contents
4.5.8.2	<ul style="list-style-type: none"> - filled with 770 pounds of water (no air in the cube) - lifted to a height of 65 feet measured from the bottom of the cube.
4.7.18	<ul style="list-style-type: none"> - placed upon the platform and raised to a height of 65 feet, measured from the bottom of the fuel cell. - the fuel cell shall impact in a horizontal position $\pm 10^\circ$ - there shall be no leakage

2.3 민·군 연료계통 내추락 감항인증기준 비교

민간과 군의 연료계통 내추락 감항인증기준은 공통으로 낙하시험을 요구하며, 낙하시험 후 누출을 방지할 것을 공통으로 요구하고 있지만 세부 요구사항에서 차이를 보인다. 첫째, 낙하 높이에서 차이를 보인다. 민간의 경우 낙하 높이로 50 ft(약 16 m)를 요구하나, 군의 경우 65 ft(약 20 m)를 요구하고 있다. 둘째, 채워야 하는 물의 양에서 차이를 보인다. 민간의 경우 내추락 시험 시 채워야 하는 물의 양을 총 부피의 80%로 규정하고 있다. 이는 항공용 연료의 밀도가 물의 약 80%이기 때문에 연료를 탱크에 가득 채웠을 때 무게를 물로 환산하기 위함이다. 하지만 미 육군에서는

밀도보정 없이 총 부피의 100 % 를 물로 채운 후 낙하시험을 수행할 것을 요구하고 있다. 이는 일반적으로 군용 회전익항공기의 운용환경 및 추락환경이 민수용 회전익항공기보다 더 가혹하기 때문인 것으로 사료된다. 마지막으로 내추락성 입증을 위한 시험체 구성에 차이가 있다. 군의 경우 연료탱크 자체만을 시험체로 낙하시험을 요구하나 민간의 경우 연료탱크 뿐만 아니라 탱크 주위 구조물을 함께 구성한 시험체의 낙하시험을 요구하고 있다.

3. 연료계통 내추락성 입증 사례 분석

3.1 수리온 헬기(KUH-1)

수리온 개발 사업은 군에서 운용중인 노후헬기의 대체를 위해 국내 개발한 사업으로 민과 군이 합동으로 예산을 투자했으며, 한국항공우주산업(KAI), 국방과학연구소(ADD), 한국항공우주연구원(KARI) 등이 참여하였다. 수리온 항공기의 요구도는 미국 및 영국 군사규격을 바탕으로 수립되었으며, 감항인증기준은 FAR Part 29를 수정 적용하였다. 연료계통의 내추락성 입증은 연료탱크 자체의 내충격시험과 구성품 시험체의 낙하시험으로 입증하였다. 수리온 연료탱크는 MIL-DTL-27422D를 기반으로 개발되었기 때문에 내충격시험도 동일 규격의 요구조건에 따라 수행되었다. 시험은 총 2회 수행되었으며, 연료탱크 내 물을 00%를 채우고 65 ft에서 낙하시험을 수행하였다. 시험 결과 찢김 및 파손이 발생하지 않았고, 누출이 발생하지 않아 요구도를 만족한 것으로 판단하였다[10]. 내추락시험의 경우 승압펌프 및 엔진연료 공급라인 등 중요 구성품이 장착된 시험체를 구성하여 수행했으며, FAR part 29.952(a)에서 요구하는 연료탱크 주변 1 ft 정도의 구조물 수준이 아닌 항공기 기체 내추락 시험 형상에 연료계통 시험체가 포함되어 동시에 수행되었다. 이에 따라 시험 조건이 연료탱크 내충격시험과 다르게 설정되었다. 연료계통 시험체는 전방연료탱크, 내부 배관 및 구성품, 외부 라인 및 LRU로 구성되었으며, 일부 구성품은 모의품목으로 대체되었다. Fig. 1, 2는 구성품 시험체 및 시험체 내 연료계통의 형상이며, Fig. 3는 낙하시험 설비를 보여준다. Table 5는 구성품 시험체 낙하시험 조건을 정리한 결과이다.

Table 5 Condition for Component test device drop test

weight	drop velocity	height	condition	crash angle
0,000 kg	0.0 m/s	0.0 m	flat floor	$\pm 10^\circ$



Fig. 1 Component test device

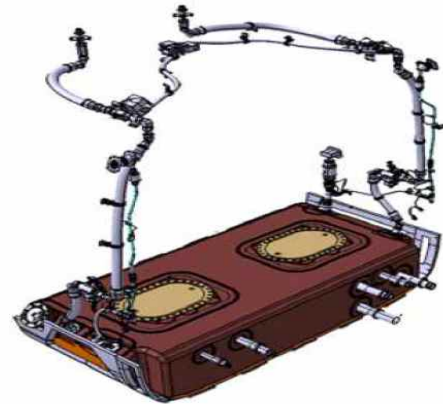


Fig. 2 Fuel system in Component test device

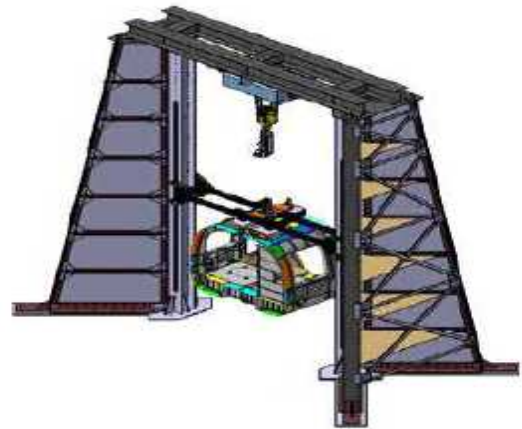


Fig. 3 Drop test facility of Component test device

구성품 시험체 낙하 시험의 주요 절차는 다음과 같다.

- 낙하 시험 전 연료계통 시험체에 공기를 주입해 누출 여부 확인
- 시험체 및 시험체를 제외한 구성품의 중량 측정
- 전체 용량의 00%의 물 주입
- 시험체가 자유낙하하여 충돌 시 0.0 m/s의 속도를 가지는 높이(약 0.0 m)까지 견인
- 센서 측정 데이터는 낙하 시작 후 변형 완료되는 순간까지 연속적으로 획득
- 고속촬영 카메라 데이터는 충돌 순간 직전부터 변형 완료 순간까지 획득

총 2회에 걸쳐 시험을 수행했으며, 1차 시험에서 연료량측정장치(FQMS) 프로브 지지대가 변형되어 누유가 일어났다. 원인은 전기커넥터 배선으로 돌출 구조가 발생했고, 이로 인해 프로브가 밀려올라가 생긴 결과로 판명되었다. 이를 해결하기 위해 설계를 개선하여 2차 시험을 수행한 결과, 누유가 발생하지 않아 최종적으로 내추락 감항인증기준 충족으로 판단하였다. Fig. 4는 1차 시험 시 연료량측정장치 프로브 지지대 누출을 보여준다.



Fig. 4 Result of 1st Component device drop test

3.2 경찰청 헬기(KUH-1P)

경찰청헬기(KUH-1P) 사업은 경찰에서 운용하는 노후헬기의 대체를 위해 수리온 기체를 기반으로 개발되었다. 연료계통의 경우 대부분 수리온 기체의 설계를 따라가나 연료적재량 증가를 위해 연료탱크를 추가하였고, 이에 따라 추가된 탱크에 대한 내추락성 입증을 진행하였다. 내추락성 입증은 탱크에 대한 내충격 시험과 수치해석 결과를 통해 입증되었다. 탱크 자체에 대한 내충격시험은 수리온 요구도와 동일한 65 ft에서

낙하시험을 수행했으며, 어떠한 누출도 발생하지 않았다. 내충격시험으로 탱크 자체의 내추락성 입증이 완료되면 주변 구조물로 둘러싼 후 내추락시험을 수행해야 한다. 하지만 본 사업의 경우 탱크 주변 구조물이 변형되어 탱크 파손을 유발하는 설계 특성이 없음을 수치해석으로 증명했기 때문에 내충격시험 결과 및 수치해석 결과를 근거로 기준 충족으로 판단하였다.

3.3 A 회전익항공기

A 회전익항공기 개발 사업은 육군의 노후 헬기를 대체하기 위해 민간과 연계하여 연구개발하는 사업이다. A 항공기는 수리온과 마찬가지로 FAR Part 29를 감항인증기준으로 채택했으며, 탱크 자체에 대한 내충격시험과 주변 구조물을 포함한 시험체의 낙하시험으로 내추락성을 입증하였다. 연료탱크 내충격 요구도는 영국 군사규격인 DEF-STAN 15-2/1을 적용했으며, 수리온 항공기의 경우 내충격시험만 연료계통 낙하 요구도를 적용하고 내추락시험의 경우 항공기 기체의 내추락 요구도를 적용했으나, A 항공기의 경우 내충격시험과 내추락시험 모두 연료탱크 개발규격의 낙하요구도를 반영했기 때문에 연료계통 감항인증기준의 낙하 높이가 요구도가 50 ft(15.2 m)에서 00 ft(00 m)로 상향 조정되었다. 또한, 낙하 시험체의 물 충전량이 00%에서 00%로 상향되었다. Fig. 5는 A 항공기 연료계통 내추락 시험체를 보여주며, 29.952(a)와 952(f)를 동시에 입증하기 위해 연료탱크, 주변 구조물 및 외부 연료라인을 시험체에 포함하였다. 적합성 판정 기준은 낙하 후 15분 간 누출이 없어야 하며, 15분 이후 물을

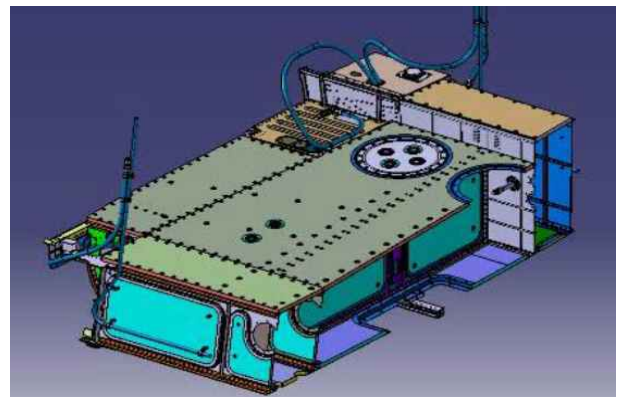


Fig. 5 Test device of Fuel system crashworthiness test

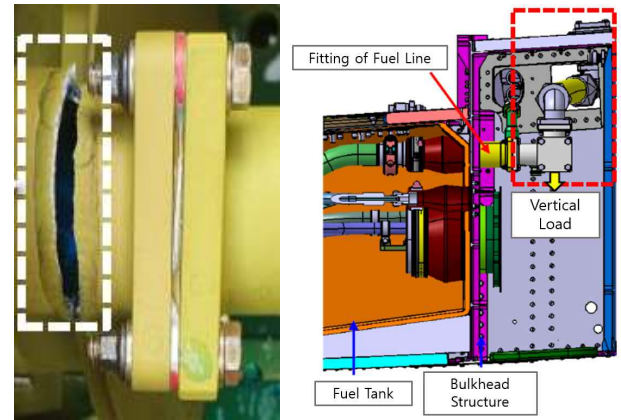
Table 6 Result of Fuel system crashworthiness test

Case	Result
1st	Leakage of fuel tank sump plate due to sump plate breakage
2nd	Failure to meet the drop conditions
3rd	Leakage through fuel tank sump plate
4th	Leakage through metal fitting on the lower part of the fuel tank
5th	No leakage through Fuel tank, just leakage through Fuel line

Table 7 Correction result of numerical simulation model

Case	Result
1st	- Review of elongation percentage - actualization of test device modeling
3rd	- reflection of sump plate test (review and change of elongation percentage) - actualization of SPH model
4th	- actualization of test device modeling

100%까지 채웠을 때 누출이 없어야 한다. Table 6은 내추락 시험 결과를 정리한 결과이며, 총 5회의 시험을 통해 내추락성을 입증하였다. 1,3,4차 시험에서는 연료탱크 자체에서 누출이 발견되었으며, 5차에서는 연료탱크의 누출 없이 연료라인에 대한 누출이 발견되었다. Table 7은 시험이 종료된 후 해석모델 보완 내용을 보여주며, 보완된 해석모델을 활용하여 설계를 개선한 결과, 연료탱크의 누출이 발생하지 않았다. Fig. 6은 5차 내추락시험 결과를 보여주며, 연료탱크 자체에는 누출이 없었으나 외부 연료라인에서 누출이 발견되었다. 이전 시험에서는 발생하지 않은 현상으로 제작 중 용접 불량에 원인으로 판명되었다. 하지만 29.952(f) 조건에 미충족하는 사항이기 때문에 기존 용접부를 기계가공으로 변경 후 연료라인 내추락성 입증에 위한 부분 낙하시험을 수행했으며, 파손된 연료

**Fig. 6** Result of 5th Fuel system crashworthiness test

라인에 대한 구조건전성을 입증하였다. 본래 29.952(f)의 경우 수치해석 혹은 29.952(b)에 명시되어 있는 하중배수를 적용한 정하중시험 결과를 바탕으로 입증이 가능하나 기존 낙하 시험체에 포함되어 있었기 때문에 부분 낙하시험을 별도로 수행했으며, 29.952(b)에 명시된 하중배수보다 가혹한 000 g의 가속도로 충돌되었기 때문에 충분한 입증이 가능했으며, 최종 기준 충족으로 판단하였다.

4. 결 론

항공기 연료계통은 연료 공급, 연료탱크 간 연료이송, 각 연료탱크 내의 잔여 연료량 측정 등의 기능을 수행하며, 추락 시 화재의 직접적인 원인이 되기 때문에 추락에 견딜 수 있도록 설계하여 승무원의 생존성을 높여야 한다. 민간에서는 연료계통의 내추락 설계를 감항 요구도로 반영하여 철저한 검증을 요구하고 있으며, 비행안전이 확보된 항공기 개발을 위해 관련 감항인증기준 및 입증방안에 대한 연구가 필수적이나 미비한 실정이다. 이러한 사항에 착안하여 본 논문에서는 연료계통 내추락성 입증 지침 마련을 통한 비행안전성 향상 방안 연구의 일환으로 군용 회전익항공기에 적용 가능한 연료계통 내추락 관련 감항인증기준, 입증방법 및 적용 사례에 대한 분석 결과를 기술하였다. 결과 도출을 위해 첫째, 민·군 연료계통 내추락 관련 감항인증기준 및 입증방법을 분석하였다. 분석 결과, 민간의 경우 연료탱크 내추락 시험 요구도를 기준

에 명시하고 있으며, 미 육군의 경우 연료탱크 개발 규격을 만족할 것을 요구하고 있다. 둘째, 수리온 및 수리온 기반으로 개발된 경찰청 헬기, 현재 진행중인 A 헬기사업의 내추락성 입증 사례를 분석하였다. 세 가지 사례 모두 민간 감항인증기준이 적용되었으나, 연료탱크의 경우 군사 규격을 기반으로 개발되었기 때문에 탱크 자체의 내충격시험은 민간 감항인증기준에서 요구하는 낙하 높이 이상에서 수행되었다. 내추락 시험은 세 가지 경우 모두 다르게 입증이 되었는데, 수리온의 경우 기체 내추락 요구도가 반영되어 민간 감항인증기준 요구도보다 낮은 높이에서 시험을 수행하였으며, 경찰청 헬기의 경우 수리온 입증 자료를 수용하고 추가 시험 대상의 경우 주변 구조물이 연료탱크에 영향을 미치지 않음을 해석으로 증명하였다. 마지막으로 A 항공기의 경우 연료탱크 개발 규격의 낙하 요구도가 감항인증기준에 반영되어 민간 감항인증기준보다 가혹한 조건에서 낙하 시험을 수행하였다. 상기 기술한 분석 결과를 바탕으로 다음과 같은 결론을 얻을 수 있다.

- 연료탱크 개발 시 군 요구사항을 반영, 탱크 자체의 낙하시험 수행
- AMACC 적용 시 내추락성 입증에 위해 연료탱크 개발 관련 군사규격(MIL-DTL-27422) 충족을 요구함
- 내추락 시험을 위한 형상 및 조건은 감항인증기준 및 군 요구사항을 기반으로 감항인증 전문기관과 충분한 협의를 통해 확정

본 연구 결과는 추후 진행될 회전익항공기 개발사업의 연료계통 내추락 감항인증기준 및 입증방법 설정을 위한 가이드라인으로 활용될 수 있을 것이라 기대하며, 추가 입증 사례 분석 등 후속 연구를 통해 연료계통 내추락 입증 지침을 구체화 할 예정이다. 이를 통해 비행안전이 확보된 회전익항공기 개발에 기여할 수 있을 것이다.

References

- [1] K. sungkyum, "Trends of Crashworthiness Design Criteria for Rotorcraft", *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 5, No, 1, pp. 104-111, July 2007.
- [2] Federal Aviation Administration, "TRotorcraft Crashworthy Airframe and Fuel System Technology Development Program", Oct. 1994.
- [3] FAR part 29 : Airworthiness Standard for Transport Category Rotorcraft, Federal Aviation Administration, United States, 2022.
- [4] CS-29 : Certification Specifications for Large Rotorcraft, European Union Aviation Safety Agency, European Union, 2022.
- [5] KAS part 29 : Airworthiness Standard for Transport Category Rotorcraft, Ministry of Land, Korea, 2021.
- [6] AC 29-2C : Advice Circular for Certification of Transport Category Aircraft, Federal Aviation Administration, United States, 2014.
- [7] AMACC : Army Military Airworthiness Certification Criteria, U.S Army Combat Capabilities Development Command, United States, 2020.
- [8] MIL-DTL-27422F : Detail Specification for The Tank, Fuel, Crash-Resistant, Ballistic-Tolerant, Aircraft, U.S Army Aviation and Missile Command, United States, 2014.
- [9] L. Junghoon, K. Sungchan and K. hyungi, "Preliminary Design of Helicopter Fuel Tank", *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 2, No, 2, pp. 14-19, June 2008.
- [10] K. Hyungi, K. Sungchan, L. Jongwon, H. Inhee, H. Jangwook, S. Dongwoo, J. Pilsun, J. Taekyung and H. Byungkun, "Assessment of Crashworthiness Performance for Fuel Tank of Rotorcraft", *Journal of The Korean Society Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 38, No, 8, pp. 806-812, Aug. 2010.