

회전의 항공기 내충돌성 설계 기준동향

글 / 김성겸 skykim@kari.re.kr

한국항공우주연구원 항공우주안전·인증센터 항공인증팀

초 록

내충돌성(crashworthiness)은 항공기 추락시 탑승객을 보호할 수 있는 항공기와 그 내부 시스템 및 구성품의 성능으로 정의할 수 있다. 민간 항공 분야에서 내충돌성에 대한 체계적인 연구가 시작된 것은 1980년대로서 90년대에 이르러서야 감항 기준으로서 완성되게 된다. 항공기의 안전성과 관련된 주요 설계 요건들이 이미 50-60년대에 기본적인 틀을 갖추었다는 점을 감안하면 내충돌성과 관련된 설계 요구조건은 상대적으로 새로운 설계 개념으로 생각할 수 있다. 본 논문에서는 회전의 항공기를 중심으로 내충돌성 확보를 위해 고려해야 할 사항을 살펴보고, 현재 민간 회전의 항공기에 적용되고 있는 주요한 내충돌성 설계기준을 소개하도록 한다.

주제어 : 내충돌성, 회전의 항공기, 추락

1. 서 론

안전성이 취약했던 초창기 항공기의 특성을 감안하면 당연한 귀결이겠지만 항공기 추락시 탑승자 보호의 필요성은 동력 비행기가 막 개발되기 시작했던 시기부터 인식되어 왔었다. 조종사들은 추락시 자신을 보호해줄 마지막이자 유일한 수단으로서 헬멧이나 가죽점퍼와 같은 소극적인 수단의 보호장구를 착용하였으며, 비록 곡예비행에서 조종사를 안전하게 붙잡아 두기 위한 용도로 도입되긴 하였으나 좌석벨트도 탑승자를 충돌에 의한 충격으로부터 보호하는데 효과적이라는 것이 확인되면서 일반적인 보호 장비가 되었다.

항공기 설계자들이 추락시 탑승객을 보호할 수 있는 항공기와 그 내부 시스템 및 구성품의 성능인 내충돌성(crashworthiness)에 대해서 전체 시스템 설계의 관점에서 심도 깊게 접근하기 시작한 것은 1940년 대로서 이 이후로 현대 항공기에 적용되고 있는 충돌

생존성의 핵심적인 설계개념들은 1960년대에 대부분 완성되게 된다. 하지만 이러한 내충돌성 설계 개념이 실제 개발되는 항공기의 설계에 반영되기 시작한 것은 비교적 최근의 일로서, 70년대에는 관련 기준을 수립하기 위한 광범위한 연구가 수행되었으며 80년대에 이르러서야 내충돌성에 관한 설계 요구조건이 군사규격 및 민간감항기준으로 제정되게 되었다.

본 논문에서는 회전의 항공기를 중심으로 내충돌성 확보를 위해 고려해야 할 사항을 살펴보고 현재 민간 회전의 항공기에 적용되고 있는 내충돌성 설계기준을 소개하도록 하겠다.

2. 본 문

2.1 지상 충돌 상해 요인 분류

항공기 지상 충돌시 탑승자가 부상 또는 사망에 이르게 되는 원인은 크게 외상성 상해(Traumatic Injury)과 환경적인 상해(Environmental Injury)로 분류된다. 외상성 상해는 다시 감속 손상과 접촉 손상으로 구분할 수 있는데, 감속 손상의 경우 감속(또는 가속)에 대한 인체의 관성 응답에 의한 것으로서 높은 강하 속도에서 발생한 충돌시 빈번히 발생하는 대동맥의 파열, 요추/경추 골절 등이 이러한 경우에 해당된다. 접촉 손상은 신체의 일부가 항공기 인테리어나 내부 장비에 부딪히며 발생하는 것으로서 두개골 골절 등의 예를 들 수 있다. 환경적인 상해는 수상 충돌시 발생할 수 있는 익사, 화재에 의한 화상 그리고 유독 가스에 의한 질식 등과 같이 충돌 후 조성되는 환경적 요소에 의해 발생하는 상해를 의미한다.

충돌 후 탑승자를 보호하기 위한 설계 방안은 위에 열거한 상해 요인에 따라서 구분할 수 있는데 간단히 정리해보면 표 1과 같다. 이에 대한 상세한 내용은 뒤에서 다루기로 한다.

표 1. 충돌상해 요인 분류

상해 요인	방지 방안	관련 시스템
외상성 상해		
- 감속 손상	과도한 하중이 탑승자에게 전달되지 않도록 설계	좌석, 착륙장치, 기체바닥 구조부
- 접촉 손상	탑승자, 중량물 이탈 방지	좌석 및 안전띠 중량물 고정 구조부 탑승 구조부
환경 상해		
- 화상	CRFS(Crash Resistant Fuel System) 도입	연료 시스템 비상탈출구
- 익사	수상 불시착시 신속한 탈출이 가능하도록 설계	비상탈출구

2.2 내충돌성 설계 요구조건

민간 항공기의 경우, 항공기의 안전성을 확보하기 위한 설계 기준은 각 국가별로 법규정화하여 항공기 설계시 이를 엄격히 준수하도록 하고 있다. 미국의 경

우 FAR Part 27과 29에서 소형 회전익 항공기와 대형 회전익 항공기에 대한 설계 기준을 각각 제시하고 있는데, 우리나라의 경우 FAR 과 동일한 설계 기준을 적용하고 있으며, 유럽의 경우도 큰 차이가 없다. 따라서, 편의상 미국의 규정인 FAR Part 29를 기준으로 하여 민간 설계 요건을 검토하기로 하며 별도의 언급이 없는 한 본 논문에서 민간 규정이라 함은 FAR Part 29를 의미하는 것으로 한다.

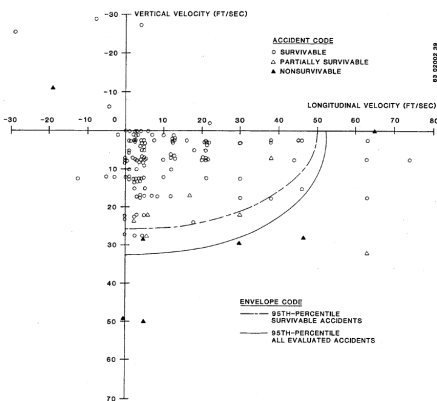
민간 규정에서는 별도로 내충돌성이라는 분류하여 요건을 제시하고 있지 않고 있으며 앞서 언급한 외상성 상해를 방지하기 위한 설계 요건은 주로 비상착륙 조건(Emergency Landing Condition) 관련 요구조건으로, 환경적인 상해 중 화재와 관련한 요건은 연료 시스템 관련 요구조건으로 각각 제시되어 있다. 이러한 내충돌성과 관련한 요구조건들은 다른 요구조건에 비해서 비교적 최근에 신규로 제정되거나 설계기준을 강화하는 방향으로 개정된 것으로서 이를 요약하자면 표 2와 같다.

표 2. 내충돌성 관련 회전익 항공기 감항 요건

내충돌성 관련 요건	신규 제정	마지막 개정
29.561 Emergency landing condition - General	1964	1996
29.562 Emergency landing dynamic conditions	1989	1997
29.783 Doors	1964	1990
29.785 Seats, berths, litters, safety belts, and harnesses	1964	1990
29.803 Emergency evacuation	1964	1990
29.592 Fuel system crash resistance	1994	1994

FAA에서는 1974년에서 1978년까지 발생한 총 1,351건의 민간 회전익기 항공기 추락사고 중, 충분한 데이터가 확보된 311건을 대상으로 연구를 수행하였는데 이 중 132 건의 사고를 충돌속도와 생존가능성 수준에 따라 분류하였다. 생존가능성 수준은 생존가능, 부분적으로 생존가능, 생존 불가능의 3가지 수준으로 구분되는데, 생존가능이라 함은 추락시 발생한 가속도가 인체가 감내할 수 있는 범위이며, 기체 구조가 파손 또는 변형되더라도 탑승자가 생존할 수

있는 충분한 내부 공간이 남아있는 경우를 의미한다. 이 때 추락에 의한 화재는 생존가능성을 판별할 때 고려하지 않는다. 즉, 화재로 인해 사망자가 발생하였더라도 앞서 제시한 생존가능 기준이 충족되면 해당 추락사고는 생존가능 추락으로 분류된다. 부분적으로 생존가능한 수준이라 함은 조종석이나 객실의 일부분이 생존가능한 상태인 경우를 의미한다. 이러한 체계에 따라 추락사고를 분류한 결과는 그림 1과 같다. 상당수의 추락사고가 생존가능하거나 적어도 부분적으로 생존가능한 사고였음을 알 수 있다.

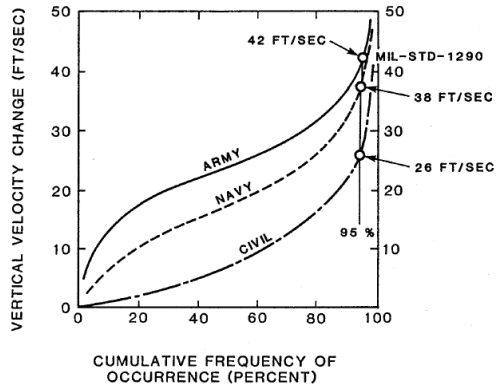


자료 : DOT/FAA/CT-91/7, 1994년
 그림 1. 추락속도 대비 생존가능 추락 분포도

현재 내충돌성과 관련하여 적용되고 있는 FAR의 요건들은 상기 연구 대상이 된 추락사고중 95th percentile 생존가능사고에 대한 데이터를 바탕으로 한 것으로서, 항공기 기체좌표계를 기준으로 한 충돌에 의한 속도 변화는 수직, 횡방향, 종방향으로 각각 26, 10, 50 ft/s 이다. 이 충돌 속도는 FAR에 직접적으로 규정되어 있지는 않지만, 내충돌성과 관련한 각종 요구조건을 정하기 위한 시험, 해석 등에 있어 충돌 조건으로 이용되었다.

한편 내충돌성과 관련한 대표적인 군사 규격/표준 및 지침서로는 MIL-STD-1290A "Light Fixed and Rotary-Wing Aircraft Crash Resistance"와 MIL-S-58095 "Seat System : Crash-Resistant, Non-Ejection, Aircrew, General Specification For", MIL-DTL-27422D "Tank, Fuel, Crash Resistant, Aircraft" 등이 있다. 군용 항공기에 대한 내충돌성 설

계 규격은 대부분이 민간 규정에 비해 시기적으로 10-20년 가량 앞선 1970년대에 개발되었으며 많은 부분에서 있어 민간 규정보다 더 엄격한 기준을 요구한다. 이는 통상적으로 군용 항공기의 충돌 환경이 더욱 가혹하기 때문으로, 생존가능추락 사고의 수직방향 속도를 기준으로 비교했을 때 민간의 경우 95th percentile에 해당하는 속도는 약 26 ft/s 인 반면 미육군 회전익 항공기는 42 ft/s 이다. 이는 충돌에너지를 기준으로 약 2.6배의 차이에 해당하는 것으로서 민간과 군의 내충돌성 관련 요건의 수준에 상당한 차이가 존재한다는 것을 시사한다.



자료 : DOT/FAA/CT-91/7, 1994년
 그림 2. 군용 회전익 항공기와 민간 회전익 항공기의 추락 속도 분포 비교

2.2.1 중량물 지지 강도

지상 충돌시 항공기 내의 중량물에는 큰 관성 하중이 작용하게 되며 중량물을 지지하는 구조부의 강도가 충돌에 의한 관성 하중을 지지하지 못하는 경우, 고정된 자리를 이탈하여 탑승자를 충격할 가능성이 있다. 이를 방지하기 위해서는 이탈시 탑승자에게 상해를 가할 수 있는 중량물을 고정하고 있는 구조부는 충분한 강도가 있어야 하는데 FAR 29.561에서는 이와 관련하여 구조 설계시 적용해야 할 충돌하중배수 최소값을 규정하고 있다. 중량물에는 엔진, 트랜스미션, 로터시스템, 객실 내에 배치된 소화기 등이 있을 수 있으며 탑승객도 중량물의 하나로서 고려한다. 충돌하중배수는 해당 중량물의 위치에 따라 다르게 적용된다. 아래의 표를 참고하기 바란다.

표 3. 충돌하중배수

구분	적용 대상	위치	하중 방향				
			아래	위	전방	후방	측방
FAR Part 29	탑승자 및 중량물	객실 내부	20	4	16	1.5(-)	8(-)
	중량물	객실 위/후방	12(4)	1.5	12(8)	1.5(-)	6(2)
	내부 연료 탱크 주변 구조부	객실 아래	4	1.5	4	-	2
MIL-STD-1290A	구분 없음	구분 없음	20	10	20	20	18

하중배수는 극한값으로서 각각의 방향에 대해서 독립적으로 적용

위의 표에서 괄호 안의 값은 1989년 개정에 의해 적용된 하중배수로서 1996년 강화된 기준과의 차이를 비교할 수 있도록 하기 위해 제시하였다. 참고로 본 규정이 최초로 제정될 당시에 적용되던 설계하중 배수의 값은 위치에 관계없이 위, 전방, 측방, 후방 순서대로 1.5, 4.0, 2.0, 4.0 으로서 현재의 기준과는 상당한 차이가 있으며 회전익 항공기의 제한기동하중 배수가 -1.0 ~ 3.5 범위임을 감안하면 위의 값들은 상당히 큰 값으로서 엔진, 트랜스미션 등 중량물 장착구조부 설계시 주의가 필요하다. 군용 항공기의 경우 민간에 비해 더 큰 하중배수가 적용된다는 점도 주목할 만한 점이다.

대형 고정익 항공기의 경우, 적용대상과 위치에 관계없이 1.5(위), 9.0(앞), 3.0(측방), 6.0(아래), 1.5(뒤)의 하중배수가 적용되는데, 회전익 항공기에 적용되는 충돌하중 배수에 비해 상대적으로 그 크기가 작다.

탑승자 및 객실 내부 중량물에 적용되는 하중배수 값은 좌석 시스템의 정적 구조 강도에 관한 요구사항으로 적용된다. 좌석 시스템의 경우 상기에 제시된 정적 강도 요구조건 외에 규정된 충격 펄스에 대해서 탑승자를 안전하게 보호하도록 하는 동적 요구조건이 추가적으로 적용된다.

2.2.2 착륙 장치

민간 회전익 항공기 사고 통계에 따르면 충돌지형이나 충돌면의 특성 그리고 항공기 자세 등의 변수로 인해 충돌시 착륙장치가 에너지 흡수 관점에서 기능

을 발휘하는 비율은 약 53% 정도로서 상대적으로 낮은 편이다. 또한 관련 연구¹⁾에 따르면 항공기 중량 증가 대비 효율의 관점에서 충돌에 의한 에너지가 착륙장치와 기체/좌석시스템에서 약 20:80의 비율로 흡수되도록 설계하는 것이 효과적인 것으로 알려져 있다. 민간 회전익 항공기의 내충돌성과 관련된 설계 요건은 기본적으로 26 ft/s 의 충돌 수직강하속도를 가정하여 정해진 것으로서 위의 비율을 기준으로 할 경우 착륙장치는 $11.63\text{ft/s}(=\sqrt{0.2 \times 26^2})$ 의 하강속도에 의한 에너지를 흡수할 수 있는 성능을 갖추면 된다. 하지만 효율적인 측면의 사항을 안전 기준으로 정하는 것은 적절하지 않기 때문에 감항 기준에는 내충돌성과 관련하여 착륙 장치의 에너지 흡수 성능에 대해 별도로 규정하지 않는다. 단, 기본적인 낙하 시험 외에도 규정된 강하 속도(Vre)로 착륙시 착륙 장치가 파손되어 기체가 지면과 접촉하지 않는다는 것을 입증하도록 하고 있는데²⁾, Vre 는 소형 회전익 항공기의 경우 10.23 ft/s, 대형 회전익 항공기의 경우 8.02 ft/s 로서, 충돌과정에서 작용하는 양력의 영향을 고려하지 않고, 26 ft/s의 수직충돌속도를 가정한다면 Vre 만을 고려하여 설계된 착륙장치의 충돌 에너지 흡수 비율은 각각 15.5% 및 9.5% 정도가 된다.

표 4. 착륙장치 충돌에너지 흡수 비율

구분	V _{re} (fps)	착륙장치에 의한 에너지 흡수 비율 ($\frac{1}{2} mV_{re}^2 / \frac{1}{2} mV_{crash}^2$)
소형회전익 항공기	10.23	15.5%
대형회전익 항공기	8.02	9.5%

반면 MIL-STD-1290A 에서는 20 ft/s의 하강속도로 지면 충돌시 동체가 지면에 접촉하지 않도록 착륙장치를 설계하도록 하고 있다. 이는 동일한 중량의 민간 대형 회전익 항공기에 비해, 약 6배의 충격흡수 능력을 요구하고 있는 것이다. 이러한 설계 기준의 차

1) DOT /FAA/ CT-85/11, Analysis of Rotorcraft Crash Dynamics for Development of Improved Crashworthiness Design Criteria

2) FAR 29.727 Reserve energy absorption drop test 에 규정되어 있으며, Limit drop test 에 적용되는 낙하높이의 1.5배 높이에서 시험을 수행한다. 일종의 극한 조건(Ultimate Condition)에 대한 시험 규정으로 볼 수 있다.

이로 인해 민간 회전익 항공기와 군용 회전익 항공기의 착륙장치는 그 중량이나 특성 측면에서 상당한 차이를 보인다. 아래의 표는 동일한 설계중중량(8,500 lb)을 갖는 회전익 항공기에 대해서 민간 기준과 군 규격을 적용하였을 때 예상되는 착륙장치의 설계 중량을 대략적으로 추정한 것이다.

표 5. 동일한 설계중중량을 갖는 민간 회전익항공기와 군용 회전익항공기의 착륙장치 중량 비교

형 상	착륙장치 중중량(lb)	설계중중량대비 비율(%)
MIL-STD-1290 기준		
- Tailwheel(30°)	330	4.13
- Tailwheel(25°)	300	3.75
- Nosewheel	358	4.48
- Quadricycle	440	5.50
- Skid with shock strut	419	5.24
FAR Part 29 기준		
- Tailwheel	181	2.26
- Skid	119	1.49

자료 : DOT/FAA/CT-91/7, 1994


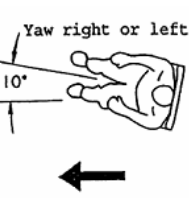
2.2.3 좌석 시스템

충돌시 좌석시스템은 충격 에너지의 일부를 흡수하여 과도한 관성하중이 탑승자에게 가해지지 않도록 하고 좌석 벨트 등으로 탑승자를 구속함으로써 접촉 상해를 방지하는 기능을 한다. 민간 기준에서는 충돌 방향에 따른 두 가지 충돌조건에 대해서 좌석 시스템의 탑승자 보호 성능을 시험을 통해 입증하도록 하고 있는데 시험 조건은 표 6과 같으며 실제 충돌 상황에서 발생할 수 있는 바닥의 비틀림을 고려하기 위해서 좌석의 다리를 비튼 채로 시험을 수행하도록 하고 있다. 높이가 조절 가능한 좌석의 경우, 좌석 체결부의 구조 강도 관점에서의 임계 높이와 탑승자의 신체 상해 관점에서의 임계 높이가 각각 다를 수 있으므로 이를 고려하도록 하고 있다.

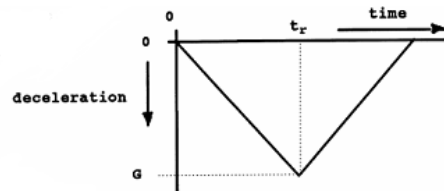
또한 좌석 시스템에 대한 충돌 시험에는 그림 3과 같은 감속 썰매 시설(deceleration Sled Facility)

이 일반적으로 사용되는데, 이 경우 규정된 충돌속도로 가속하는 과정에서 안전띠가 원위치에서 벗어나지 않도록 세심한 주의가 요구된다. 인체 모형(Anthropomorphic Test Dummy : ATD)으로는 중량 170 lb 의 50th percentile ATD 를 사용한다.

표 6. 좌석 충돌 시험 조건

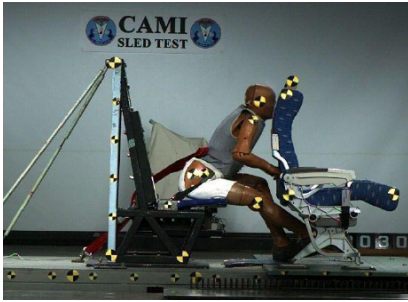
	Test 1	Test 2
Inertia load vector		
Min V	30 ft/s	42 ft/s
Max tr	0.031 s	0.071 s
Min G	30	18.4
Deform Floor		
- Roll	10°	10°
- Pitch	10°	10°

Impact Pulse Shape



좌석 시스템 충돌 시험을 통해서 입증되어야 하는 사항은 다음과 같다.

- 좌석과 기체 사이의 체결 부위가 파손되어 떨어지지 않아야한다.
- 어깨끈과 허리끈이 정위치를 이탈하지 않아야 한다.
- 충돌로 인해 머리가 앞 좌석 등에 부딪히게 되는 경우, HIC(Head Injury Criterior) 값이 1000을 초과하지 않아야 한다. HIC 는 ATD 의 머리에 장착된 가속도계의 측정값을 이용하여 다음의 공식에 의해 산출된다.



자료 : DOT/FAA/AM-04/18, Evaluation of a Head Injury Criteria Component device, 2004

그림 3. 좌석 시스템 충돌 시험

$$HIC = (T_2 - T_1) \times \left(\frac{1}{T_2 - T_1} \int_{T_1}^{T_2} a(t) dt \right)^{2.5}_{MAX}$$

여기서 a(t)는 측정된 머리 무게 중심의 가속도이고 T1 및 T2는 시간으로서 충돌 구간 내에서 0.05초 이하의 간격이 되도록 임의로 정한다. 참고로 우리나라의 자동차 안전기준 102조에서도 48.3 km(44 ft/s)의 속도로 고정벽 정면 충돌시의 HIC 를 1000 이하로 규제하고 있다.

- 상박끈(Upper torso strap)에 가해지는 하중이 1,750 lb를 초과하지 않아야 한다. 이중끈(double strap)을 사용하는 경우에는 2,000 lb가 적용된다.
- 골반(pelvis)와 요추(lumbar) 사이의 압축하중이 1,500 lb를 초과하지 않아야 한다.
- 충돌 후 승객의 신속한 탈출을 저해하는 수준으로 좌석의 변형이 발생하지 않아야 한다. 수납식 좌석의 경우에는 충돌 후 수납상태가 유지되어야 한다. 좌석의 변형 제한범위에 관한 주요 요구사항은 다음과 같다.

- 전방 또는 후방 : 4 inch
- 하방 : 피치업 35도, 피치다운 20도
- 측방 : 통로쪽으로 변형이 통로 바닥을 기준으로 25 inch 높이까지는 1.5 inch 이하, 높이 25 inch 이상에서는 2.0 inch 미만

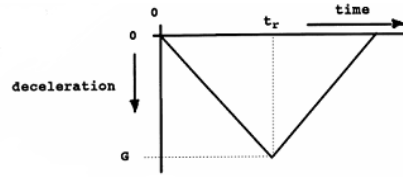
군용 항공기 좌석시스템에 대한 충돌시험³⁾의 경우, ATD 규격⁴⁾, 충돌속도 및 최대가속도 등에 있어 민간에 비해 더 가혹한 조건을 적용한다.

3) 조종석과 병력 수송실의 좌석에 대한 내충돌성 기준은 각각 MIL-S-58095A 와 MIL-S-85510 에 규정되어 있다.

4) 민간의 경우 50th percentile ATD 를 사용하는 반면, 군의 경우 대부분 95th percentile을 사용한다.

표 7. 좌석 충돌 시험 조건 비교⁵⁾

	민간	군	
		조종실	병력실
Vz	26 ft/s	42 ft/s	42 ft/s
Gz	26	48	30
2Tr	0.062s	0.054s	0.087s



2.2.4 내충돌성 연료 시스템

(Crash Resistant Fuel System ; CRFS)

1960년대 후반 베트남전에서 발생한 미육군 헬리콥터 추락 사고에 의한 인명 피해 중 상당부분이 추락 후의 화재에 의한 것으로 밝혀지면서 연료 시스템의 내충돌성에 대한 본격적인 연구가 시작되었다. 조사 결과에 따르면 1967년에서 1969년까지의 3년 동안 발생한 UH-1 과 AH-1 헬리콥터의 생존가능 추락사고 중 약 13.3%에서 화재가 발생하였으며, 그 결과 95명의 사망자와 64명의 부상자가 발생한 것으로 집계되었다. 사망원인을 기준으로 하였을 경우, 화재에 의한 사망비율은 약 37.4% 로서 추락 후 발생하는 화재의 심각성을 잘 나타낸다.

표 8. 추락후 발생한 화재로 인한 사망자 수(1967-1969)

기종	원인 별 사망자 수		원인 별 부상자 수	
	화상	화상 외	화상	화상 외
UH-1D	47	106	32	718
UH-1H	47	49	25	530
AH-1G	1	4	7	49
계	95	159	64	1,297

이에 따라, 위험성이 높은 육군 헬리콥터에 우선적으로 CRFS 를 도입하는 프로그램이 추진되었는데, CRFS 도입의 결과는 괄목할 만한 것으로서 화재에 의한 사상자 수가 약 75% 감소한 것으로 파악되었다. CRFS에서 요구되는 설계 특성은 다음과 같이 요약될 수 있다.

5) 표 6의 Test 1 기준, 속도 및 가속도는 좌석시스템을 기준으로 할 때의 수직성분

- 연료 계통의 파손으로 인한 연료 유출 가능성 최소화.
 - 추락에 의한 충격으로 연료 탱크 주변 구조부가 과도하게 변형되어 연료 탱크를 관통하거나 으스러뜨리지 않도록 구조 설계
 - 내추락성 재질의 연료/오일 셀 사용
 - 연료 탱크 피팅은 충돌에 의한 뽑힘력(pullout force)을 견딜 수 있도록 설계
 - 가급적이면 충돌시 과도한 인장하중이 발생하거나 구조부 변형으로 인해 도관이 파괴될 가능성이 높은 구역을 피하여 연료 도관 설치
 - 자체밀폐 분리형 이음/밸브(Self-sealing break away coupling/valve) 사용
- 연료와 점화원 분리
- 인화성 유체의 이송 경로와 탑승 구역 분리
- 연료 펌프를 엔진에 장착한 흡입식 연료 공급 시스템 사용
- 내화성 유압유 사용
- 충돌에 의한 가속도를 견딜 수 있도록 유압 및 오일 시스템, 전기 시스템 구성품의 장착 구조부 강화
- 전선, 배터리, 발전기 및 기타 전기 구성품을 인화성 유체가 저장되거나 이송되는 부분과 가능한 이격



자료 : USAARL Report No. 93-15 Basic Principles of Helicopter Crashworthiness, 1993

그림 4. CRFS 을 채택한 아파치 헬리콥터의 연료탱크 생존범위를 초과하는 추락환경에서도 연료의 유출이 발생하지 않았다.

군에 먼저 도입된 CRFS 의 유용성이 확인되면서 FAA 에서도 군의 연구결과에 대한 검토와 자체적인 연구를 통해 CRFS 에 대한 요건을 1994년에 FAR 27.952 및 29.952 Fuel System Crash Resistance

으로 제정하게 된다. 민간 회전익 항공기에 대한 CRFS 요건의 기본적인 골자는 군의 요구조건과 유사하나, 일반적으로 군 항공기의 운용환경 및 추락환경이 더 가혹한 관계로 세부 시험조건 등에 있어 민간과 군의 요건에 일부 차이는 존재한다. 대표적인 예로서 연료 탱크 낙하시험의 경우, 낙하높이가 민간 회전익 항공기의 경우 50 ft 인 반면 군의 경우 65 ft 로서 15 ft 의 차이를 보인다.

3. 결론

이상으로 내충돌성 설계 개념과 그와 관련된 민간 회전익 항공기의 설계 요구조건에 대해서 살펴보았다. 내충돌성은 연료 및 유압계통, 객실 인테리어, 좌석, 기체 구조 강도, 착륙장치 등 항공기 전반적인 설계와 관련이 되어 있기 때문에 항공기 기본 설계 시점부터 내충돌성에 대한 고려가 충분히 이루어져야 한다. 내충돌성과 관련된 설계요건은 항공기의 비행성능 향상과 직접적인 관련이 없고 오히려 추가적인 비용 및 중량 증가의 요인으로 작용하기 때문에 최소한의 기준만 충족하는 방향으로 소극적인 설계가 이루어지기 쉽다. 하지만 여러 연구결과와 사고 경험에 따르면 추락시 인명을 보호함에 있어 내충돌성 설계를 도입하는 것은 비용대비 매우 효과적인 방법으로 평가되고 있으며, 하드랜딩 등과 같은 비정상적인 착륙 조건에서 항공기의 손상을 방지함으로써 장기적인 관점에서 수리 및 정비에 소요되는 비용 절감효과도 기대할 수 있기 때문에 내충돌성 설계에 대한 적극적인 접근이 필요한 것으로 사료된다.

참고문헌

1. FAA, DOT/FAA/CT-91/7, "Rotorcraft Crashworthiness Airframe and Fuel System Technology Development Program", 1994
2. Military Standard, MIL-STD-1290A, "Light Fixed and Rotary-Wing Aircraft Crash Resistance", 1988
3. Dennis F. Shanahan, USAARL Report No. 93-15,

- “Basic Principles of Helicopter Crashworthiness”,
1993
4. Military Standard, MIL-S-85510, “Seats, Helicopter Cabin, Crashworthy, General Specification For”, 1981
 5. Military Standard, MIL-S-58095A, Seat System : Crash-Resistant, Non-Ejection, Aircrew, General Specification For, 1986
 6. FAA, Federal Aviation Regulation Part 25, “Airworthiness Standards : Transport Category Airplanes”
 7. FAA, Federal Aviation Regulation Part 29, “Airworthiness Standards : Transport Category Rotorcraft”
 8. FAA, DOT/FAA/AM-04/18, “Evaluation of a Head Injury Criteria Component Device”, 2004
 9. FAA, AC29-2C, “Certification Of Transport Category Rotorcraft”