

技術論文

체계적인 헬리콥터 내추락성 설계개념 연구

황정선* · 정재권** · 현영오**

A Study on the Systematic Crashworthiness Design Concept

Jungsun Hwang* · Jae-Kwon Jung** · Young-O Hyun**

ABSTRACT

Crashworthiness design concept in the helicopter development is still under evolutionary stage. Survivability in the event of a crash was remarkably improved and this fact can be recognized by the analysis results on the AH-64 Apache and UH-60 Black Hawk crash accidents. Those two models are the first ones in which the crashworthiness design concept was applied with a full-scale requirement. Here we need to notice that under-design of the system results in unexpected injuries and deaths while over-design of the crashworthy elements result in unnecessary weight and costs. If landing gear system would be verified to have enough energy absorption capability in the specified vertical velocity interval, then design requirements of the airframe, fuel system and seats could be modified positively. In this paper, the right and systematic crashworthiness design concept is reviewed on the assumption that design requirements of some crashworthy elements could be partially tailored.

Key Words: Crashworthiness, Mortality Rate, Energy Absorption, Human Tolerance, Under-Design, Over-Design

1. 서 론

헬리콥터를 설계하는 데 있어서 내추락성(Crashworthiness) 설계개념을 본격적으로 도입한 경우를 임무유형별로 보면 70년대에 개발된 UH-60 Black Hawk와 AH-64 Apache가 최초라고 할 수 있다. 내추락성은 “항공기 및 내부계통

그리고 각 구성품들이 추락상황에서 탑승자를 부상으로부터 보호할 수 있는 능력”으로 정의할 수 있다[1]. 군용 헬기를 위한 내추락성 요구도는 MIL-STD-1290A(AV)[2]에 정의되어 있는데, 이 규격서는 90년대 중반에 효력이 말소되었다가 2006년에 별도의 개정 없이 다시 효력을 되찾았다. 상기 규격서가 일시 취소되었던 이유는 규격서에 제시된 제약조건들에서 벗어나 보다 창의적이고 혁신적인 설계를 유도하기 위해서였다[3]. 그러나 상기 규격서에 버금가는 성과가 안 나타나 다시 Old Version을 적용하게

† 2013년 5월 20일 접수 ~ 2013년 6월 29일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

** 국방과학연구소

연락처, E-mail: jshwang@add.re.kr

된 것이다. 항공기 추락 생존성 설계지침(ACSDG, Aircraft Crash Survival Design Guide)[4]이 내추락성 설계요구도 세부사항과 관련하여 MIL-STD-1290을 뒷받침하고 있는데, ACSDG에서는 항공기가 적절하게 설계되는 경우 탑승자의 생존을 가능하게 하는 일련의 추락과정을 정의하고 있다. 이 설계지침은 AH-64 및 UH-60 내추락성 설계에 직접적인 영향을 미쳤으며, 이 두 헬기 기종은 실제 추락조건에서 이전 세대의 헬기들에 비해 월등한 내추락 성능을 보여주었다.

최근 국내에서 개발된 기동형 헬기인 수리온(Surion)도 선진 사례를 따라서 MIL-STD-1290을 근거로 하여 UH-60 Black Hawk와 거의 대등한 수준으로 내추락성 설계를 하였다. 수리온의 내추락성 설계 요구도에 대한 검증은 1차적으로 비선형 Hybrid 충돌 전산 프로그램인 KRASH를 이용하여 이루어졌으며, 중앙동체 부분 조립체에 대한 실제 충돌시험을 통해 KRASH 해석결과의 신뢰도를 확인함과 아울러 설계과정에서 설정된 내추락성 요구도가 모두 충족되었음을 확인하였다[5,6]. 주요 확인대상은 생존공간 감소량, 엔진 및 트랜스미션 지지부 가속도 수준, 좌석 거동 등이었다.

본 논문에서는 내추락성 설계 기본원리를 짚어 본 후 다양한 사고사례 분석결과를 고찰한 바탕 위에서 궁극적으로는 각 계통 내추락성 설계요구도 절충(trade-off)을 포함하는 바람직한 내추락성 설계개념을 제시하려고 한다.

2. 본 론

2.1 내추락성 설계 기본원리

추락으로 인한 부상과 특정 헬기 설계과정을 연계시키는 것은 단순한 문제가 아니며, 공학적 해법을 찾아내는 것은 더욱 난해할 수 있다. 그러나 내추락성 설계 기본원리는 다음과 같이 정리할 수 있으며, 두문자 모음인 “CREEP”으로 나타낼 수 있다[1]:

- C - Container
- R - Restraint
- E - Energy absorbtion
- E - Environmental (local)
- P - Postcrash factors

이러한 내추락성 설계 기본요소들을 AH-64 Apache 공격헬기를 기준으로 설명하면 다음과 같다(Fig. 1)[7].

(C)ontainer는 추락상황에서의 탑승자 점유공간 강건성(integrity) 유지의 중요성을 의미한다. AH-64 헬기 사례를 보면, 조종사와 부조종사/사수(CPG, Copilot/Gunner) 공간을 분리하는 blast shield 내부에 승무원을 보호하기 위한 roll-bar가 설치되어 있으며, 기관총 터렛 장착대는 충돌 순간에 조종실 내부로 침투하는 것을 방지하기 위해 접히는 구조로 되어 있다. 여기서 짚고 넘어가야 할 것은 소수의 AH-64A 사고 사례에서 확인된 설계문제이다. 전방 기관총 터렛을 장착하기 위해서는 조종실을 지지하는 벌크헤드 사이 킬빔의 연속성이 유지되지 않는데, 미 육군 항공의학연구소(USAARL, U.S. Army Aeromedical Research Laboratory) 연구진 의견에 따르면, 몇몇 사고 사례에서는 이러한 킬빔 설계조건에 의해 전방 조종실 주변의 구조 강건성이 침해 받는 것으로 나타났다. 즉, 단계적인 충돌과정에 CPG 공간이 비틀어지면서(충돌에너지를 흡수하기 위한) 조종석 행정경로(stroke path)가 막힘으로써 등뼈 부상을 야기하는 과도한 하중을 발생시키는 것으로 확인되었다.



Fig. 1 Crashworthiness design features of the AH-64A Apache helicopter[7] (Reproduced)

(R)estraint 즉, 승무원 구속장치는 분명히 중요한 내추락성 설계 기본요소이다. AH-64 헬기의 경우 양호한 구속장치가 절대적으로 필요한데, 특히 ORT(Optical Relay Tube)에 의한 머리 충돌 위험성 때문에 전방 조종석에는 더욱 특별한 구속장치가 요구되었다. 이를 위해 에어백 및 팽창 가능한 구속장치가 개발되었으며, 이후에 ORT를 제거하는 설계가 적용되었음에도 이러한 구속장치들은 계속 적용되었다.

(E)nergy Absorption 즉, 충돌에너지 흡수체계는 헬리콥터 추락상황에서의 부상 방지를 위해 매우 중요한 요소이며, 특히 수직방향 흡수체계가 중요하다. AH-64 헬기의 경우 고정식 하중감쇄 착륙장치가 우선적으로 이 역할을 담당하며, 에너지 흡수 좌석체계가 보조적인 역할을 담당하는데, 이러한 에너지 흡수체계는 대단히 효과적인 것으로 입증되었다. AH-64A 사고사례 분석결과에 의하면, 약 15.2 m/s(50 ft/sec)까지의 수직 충돌조건에서는 치사율이 매우 낮은 것으로 나타났다(Fig. 2). 또한 AH-64 헬기의 경우 조종실 바닥과 노즈부 구조까지도 충돌에너지를 흡수하도록 설계되었다.

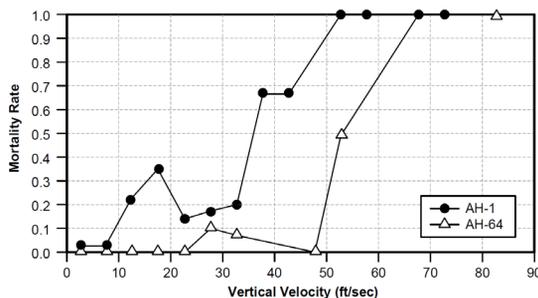


Fig. 2 Comparison of accident fatality rates between AH-64A Apache and the Vietnam-era Cobra helicopters 1972-1990[7] (Reproduced for clarity)

Local (E)nvironment 즉, 접촉(충격)에 의한 부상 가능성을 최소화할 수 있도록 내부 구조가 설계되어야 한다. AH-64 헬기의 경우 사이클릭 및 컬렉티브 조종간에 의한 통상적인 충격 가능

성 이외에도 앞서 언급한 바와 같이 CPG 안면에 근접한 ORT에 의한 충격 위험성이 존재한다. 또한 AH-64A 모델에서는 조종사 머리 왼쪽 상부에 위치한 circuit breaker panel에 의한 충격 가능성이 존재한다. 따라서 후속 AH-64D 모델에서는 이 panel을 옮겨 배치함으로써 충격 가능성을 배제하였다.

(P)ostcrash Factors 즉, 화재, 가스, 연료, 오일 및 물이 추락 후 생존에 영향을 미칠 수 있으며, 이중 가장 중요한 요인이 추락 후 화재이다. 1970년대 미 육군이 내추락성 연료계통 개념을 도입하기 이전에 발생한 생존 가능한 추락사고에서 식별된 사망자의 약 42%가 화재에 의한 것이었다. 그 이후로 장거리 비행을 위해 내추락성을 갖지 않은 외부 연료탱크를 장착한 경우를 포함하여 화재 관련 사망사고는 현저히 감소하였다. 이와 같이 내추락성 연료계통을 설계에 적용함에 따라서 미 육군 헬기 추락사고에서 심각한 화재 가능성이 현저히 줄어들었으며, 결론적으로 추락 이후의 일련의 과정에서 승무원이 의식을 상실하거나 기체 내부에 갇히는 경우가 획기적으로 줄어들었다.

AH-64 헬기에 적용되었던 내추락성 설계개념을 요약하자면, 앞서 언급한 조종실 하부의 킬빔이나 ORT 장비에 의한 부분적인 취약요인에도 불구하고 승무원 안전을 보장하는 수준은 다른 헬기 모델들을 압도하며, AH-64 헬기와 유사한 수준을 갖는 모델은 UH-60 정도이다. AH-64 Apache에서 볼 수 있는 또 다른 긍정적인 효과는 hard landing 조건에서의 에너지 흡수능력인데, 6.1 m/s(20 ft/sec) 조건에서 기체 손상이 거의 없었으며, 승무원 부상 사례도 없었다. 대부분의 다른 헬기에서는 유사한 충돌조건에서 기체 손상이 있었으며, 심각한 승무원 부상 가능성이 잠재되어 있는 것으로 나타났다.

22 사고사례 생존성 분석

UH-60 Black Hawk와 UH-1 Iroquois에 대한 사고사례 분석결과를 보면, 12.2-18.3 m/s(40-60 ft/sec) 수직충돌조건에서 대부분의 UH-60 탑승

자는 생존했으나, 모든 UH-1 탑승자는 치명적인 부상을 입은 것으로 나타나 있다. 이러한 차이

UH-60에 비해 실질적으로 내추락성 측면에서 우월하다고 할 수 있는데, 그 이유는 다음과 같이

Table 1 Comparison on Crashworthy Features of AH-64 Apache and UH-60 Black Hawk

Principal Features	AH-64 Apache	UH-60 Black Hawk
Vertical Impact	42 ft/sec within 15% volume reduction	38 ft/sec within 15% volume reduction
Lateral Impact	30 ft/sec within 15% volume reduction	30 ft/sec within 15% volume reduction
Longitudinal Impact	20 ft/sec w/o precluding safe evacuation by the crew	20 ft/sec w/o precluding safe evacuation by the crew
Landing Gear⁽¹⁾	24 ft/sec (15° nose-down & 12° roll)	30 ft/sec (±10° pitch & roll)
Fuel System	TR 71-22 ⁽²⁾ & MIL-T-27422	TR 71-22 ⁽²⁾ & MIL-F-38363
Crew Seat	50 ft/sec (30° nose-down & 10° roll) MIL-S-58095	50 ft/sec (30° nose-down & 10° roll) MIL-S-58095

(1) Hard landing with the aircraft remaining flightworthy

(2) TR 71-22, Crash Survival Design Guide, Oct. 1971[9]. (Last revision made in 1989)

는 UH-60 헬기에 본격적으로 최초 도입된 내추락 특성이 주된 이유이다(Fig. 3)[7,8]. 여기서 사망률(mortality rate)은 분석대상인 해당 속도 구간에서의 전체 탑승자 수에 대한 사망자 수의 비율로 구한다[1].

또한 AH-64 Apache와 AH-1 Cobra 사고사례 분석결과를 보면, 10.7-16.8 m/s(35-55 ft/sec) 수직충돌조건에서 AH-64 탑승자의 생존 가능성이 AH-1 탑승자에 비해 월등하게 높은 것으로 나타나 있다. AH-1 헬기 설계에 적용된 내추락성 개념이 매우 부분적이었음을 감안할 때 위 결과는 당연한 것으로 받아들일 수 있다(Fig. 2)[7,10].

위 결과들을 근거로, 내추락성 설계개념이 본격적으로 도입된 UH-60 Black Hawk와 AH-64 Apache 분석결과를 상호 비교하면, 10.7-15.2 m/s(35-50 ft/sec) 영역에서는 AH-64의 생존률이 다소 높은 것으로 나타났다(Fig. 4). 뒤에서 다시 언급되겠지만 화재 발생 여부를 고려하지 않은 상태에서의 생존 가능 최대 충돌속도가 15.2 m/s(50 ft/sec)임을 감안한다면 AH-64가

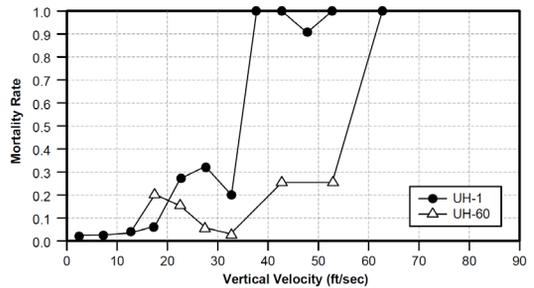


Fig. 3 Comparison of fatality rate between a “crashworthy” helicopter (UH-60) and an older helicopter lacking most crashworthy design features (UH-1)[1] (Reproduced for clarity)

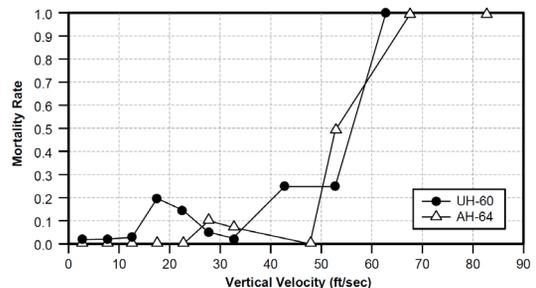


Fig. 4 Comparison of accident fatality rates between UH-60 Black Hawk and AH-64A Apache[1,7] (Extracted and Reproduced)

설명될 수 있다. 두 기종의 각 계통에 대한 내추락 설계요구도 대부분은 유사한데(Table 1), 특히 다른 것은 대표적인 내추락 요구도인 수직 추락속도이다. 구체적으로, UH-60의 11.6 m/s(38 ft/sec)에 비해 AH-64는 12.8 m/s(42 ft/sec)으로 다소 높다. 이것만으로 모든 설명을 대신할 수는 없지만 AH-64 기체는 앞서 설명하였듯이 전방 및 후방 조종실에 대해 다양한 충돌에너지 흡수 기능을 추가하였음을 상기할 필요가 있다.

23 바람직한 내추락성 설계개념

훌륭한 내추락성 설계란 중량 증가, 비용, 추가 정비부담을 적정한 수준으로 최소화하면서 잠재적으로 생존 가능한 추락사고에서 탑승자를 심각한 부상으로부터 보호할 수 있는 그런 설계를 말한다. 여기서 내추락성 설계를 개념적으로 두 가지로 분류할 수 있는데, Under-Design 개념은 예기치 않은 부상 및 사망을 초래할 수 있으며, Over-Design 개념은 불필요한 비용 및 중량을 수반한다. 따라서 바람직한 내추락성 설계를 위해서는 다음 사항들에 대한 철저한 이해가 요구된다[11]:

- (a) 설계대상인 항공기의 잠재적인 생존 가능 추락조건 및 특성
 - (b) 입력 가속도에 따른 운동학적 인체 반응
 - (c) 급격한 가속도 변화에 대한 인체 허용한도
 - (i) 신체 전체
 - (ii) 신체 일부(즉, 허리, 목, 복부, 대퇴부)
 - (iii) 인체측정 및 충격허용 관련 신체 변화성
 - (d) 부상발생 구조
 - (e) 추락방지 특성 적용에 따른 성능, 중량 및 비용 효과
 - (f) 추락과정에서의 항공기 반응 및 탑승자 잠재 생존율에 대한 항공기 형상 및 설계특성 영향
- 가장 효율적인 추락방지 체계는 올바른 추락 환경 예측 및 정확한 인체 허용한계 평가에 근거해야 한다. 이러한 추락방지 체계가 모든 환경의 모든 추락사고에서 탑승자를 보호할 수는 없으므로, 설계규격서를 작성하는 과정에 일중

의 절충(trade-off)이 필수적이다. 일반적으로 절충에 의한 의사결정을 위해서는 다음의 네 가지 사항들 즉, 서로 개념적으로 연결된 주요 인자들을 고려해야 한다.

- (a) 예상되는 생존 가능한 추락 충돌조건(입력변수) - 속도, 힘, 자세
- (b) 수용할 수 있는 최대 부상수준과 이에 따른 주기순환비용(life cycle cost) 절약 수준
- (c) 주요 제약사항 - 공간, 중량, 고정점(hard-point) 가용성
- (d) 추락방지 체계를 구성하는 모든 요소에 대한 주기순환비용

궁극적으로 ‘올바른(right)’ 추락방지 수준은 위에서 설명한 네 가지 인자들을 균형있게 적용함에 따라서 결정된다. 일단 내추락 수준이 결정되면 MIL-STD-1290이 제공하는 원리들을 근거로 하여 각 구성요소들을 개발해야 한다. MIL-STD-1290이 주로 헬리콥터와 경량 고정익기를 대상으로 작성되어 있기는 하지만 아래에 제시되는 “일반적인 추락 생존성 설계인자들”은 모든 형태의 항공기에 있어서의 내추락성 설계의 기본을 이룬다.

- (a) 기체 보호구조
- (b) 고중량 구성품, 장비 및 화물 고정 강도
- (c) 탑승자 가속도 환경
- (d) 탑승자 환경 위험요인
- (e) 추락 후 위험요인.

24 체계적 접근을 통한 내추락성 설계

탑승객 보호 성능을 극대화하기 위해서는 체계의 모든 가용한 계통들이 고려되어야 함은 앞서 언급한 바 있다. 심각한 수직 충돌조건인 경우에는 다음의 세 계통들이 핵심적인 역할을 한다[12]: (1) 착륙장치, (2) 의도적으로 압착되는 바닥구조물, (3) 하중흡수 탑승자 좌석. 균형 잡히고 일관성 있는 내추락성 설계를 위해서는 어느 한 요소가 다른 요소들보다 더 중요하다고 생각해서는 안 된다. 이를 위해서는 각 요소들이 에너지 흡수체계에 연계되어 통합적으로 기능을 수행해야 한다.

내추락성 설계에 있어서의 체계적인 접근을 통해 추락과정에서의 변형경로 분석과 다양한 충격조건에서의 중량 증가요인 예측을 보다 효과적으로 할 수 있다. 항공기가 지면에 닿을 때부터 착륙장치는 예정된 스트로크를 보이기 시작하며 이 과정에서 shock strut은 초기의 운동 에너지를 흡수한다. 동체가 지면에 닿은 후에도 착륙장치는 일정 구간 압착되는 동체부분과 연계하여 스트로크를 지속적으로 보이면서 에너지를 흡수한다. 동체가 변형되는 동안 탑승자 좌석은 탑승자에게 전달되는 가속도를 경감시켜 인체 허용한도 이내로 제한시키기 위해 정해진 스트로크를 진행시킨다. Fig. 5에서는 심각한 수직 충돌상황에서의 전형적인 가속도-시간 관계를 보여주고 있다[12].

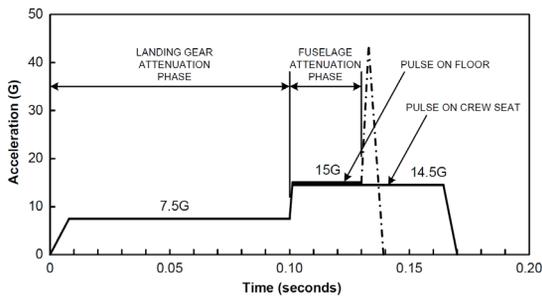


Fig. 5 Typical Design Accelerations for Severe Vertical Impacts[12]

운동에너지를 흡수하는 것 이외에 동체의 변형과정은 탑승자 주위의 구조요소가 결정적으로 붕괴되지 않도록 제어되어야 한다. 이와 같이 추락과정에서의 에너지 흡수는 각 요소들이 단계별로 핵심적인 역할을 하지만 그 과정이 명확하게 구분되지 않을 수 있으며 일정한 범위 내에서 상호 연계되어 그 기능을 발휘한다.

2.5 계통 내추락성 설계요구도 절충 검토

좌석, 기체, 연료계통, 착륙장치계통 등에 대한 내추락성 요구도를 살펴보면 각각의 요구도, 구체적으로는 충돌조건이 동일하지 않음을 알 수 있다. 실제 생존 가능한 속도조건을 과다하

게 초과하여 요구도를 설정하는 경우 불필요한 하중 증가를 초래할 수 있으므로, 과거 사고사례에 대한 생존성 분석결과를 검토하여 생존 가능 추락조건을 설정하고, 이를 초과하여 요구도가 설정되는 것을 지양할 필요가 있다.

예를 들어, 연료계통에 내추락 개념이 도입되면서 생산된 초기의 CWFS(Crashworthy Fuel System) 요구도는 19.8 m/s(65 ft/sec) 충돌조건이었으나, 이후 민간용 헬리콥터 개발과정에도 도입된 CRFS(Crash Resistant Fuel System) 개념의 충돌 요구도는 17.1 m/s(56 ft/sec)이다. 충돌 후 화재 발생 여부를 고려하지 않은 상태에서 생존 가능 충돌조건이 최대 15.2 m/s(50 ft/sec)임을 감안할 때 CWFS 개념에서의 19.8 m/s 조건은 추가적인 생존 가능성이 보장되지 않는 상태에서 중량만 증가시키는 즉, 과잉설계(over-design) 효과를 갖는 것으로 판단된다.

또한 착륙장치계통이 수직충돌조건에서 일정한 속도구간의 충돌에너지를 흡수하도록 설계되었다면 기체, 연료계통, 좌석 등의 요구도는 이를 감안하여 하향 조정할 필요가 있다. 착륙장치가 기능을 상실할 경우에 대비하여 나머지 계통들의 내추락성 요구도를 보수적으로 유지하는 것은 특히 고정식 착륙장치를 갖는 헬리콥터의 경우에 실질적인 이익을 예상하기 어려우므로 최소한 수직충돌조건에 대한 조정이 필요하다.

이와 같이 연료계통, 착륙장치뿐만 아니라 조종석, 탑승석 등에 적용되는 내추락성 요구도도 이러한 관점에서 필요 시 적절하게 수정할 필요가 있으며, 신뢰성 있는 해석과정이 전체된다면 내추락성을 적용 받는 기체구조에 대해서도 동일한 접근이 시도되어야 할 것이다.

3. 결 론

헬기 추락상황에서 탑승자의 생명을 최대한 보장하기 위해 도입된 내추락성 설계개념이 본격적으로 헬기 개발에 적용된 이후로 생존률이 획기적으로 향상된 것은 널리 알려진 사실이다.

그러나 헬기 개발에 있어서의 주요 설계인자는 내추락성 이외에도 수없이 많으므로 최적의 설계를 위해서는 중량, 비용, 생존성 등을 대상으로 하는 Trade-Off Study를 통해 개발목적에 부합되는 수준에서 내추락성 요구도를 조정할 필요가 있다. 또한 내추락성 개념이 적용되는 기체, 착륙장치 계통, 연료계통, 좌석 등의 설계 요구도가 경우에 따라서는 일관성이 결여될 수 있으므로 중량 및 비용측면 뿐만 아니라 실질적인 생존성 보장 차원에서 절충 또는 조정이 필요할 수 있다.

내추락성 설계라는 것이 조종사를 포함한 탑승자 모두의 생명을 담보로 하고 있기 때문에 기존에 설정된 설계기준을 수정하여 적용하는데 따른 부담이 큰 것이 사실이다. 그러나 유사기종의 사고사례 분석자료가 충분하다면, 또한 내추락성 해석에 대한 신뢰성이 확보된다면 보다 효율적이고 체계적인 내추락성 설계가 가능할 것이다.

참고문헌

- [1] Shanahan D.F., "Basic Principles of Helicopter Crashworthiness", Report No. 93-15, Fort Rucker, Alabama : U.S. Army Aeromedical Research Laboratory, 1993.
- [2] MIL-STD-1290A(AV), "Light Fixed and Rotary-Wing Aircraft Crash Resistance," U.S. Department of Defense, Sept. 1988.
- [3] Jackson, K.E., Fasanella, E.L. and Lyle, K.H., "Crash Certification by Analysis - Are We There Yet?," American Helicopter Society 62dn Annual Forum, May 2006.
- [4] USAAVSCOM TR 89-D-22, "Aircraft Crash Survival Design Guide," Volumes 1-5, Dec. 1989.
- [5] 장재호, 권길영, 구분우, 최중호, 황정선, 정재권, 노현일, "한국형 기동헬기의 내추락성 설계 및 해석", 한국항공우주학회 2010년도 춘계학술대회 논문집, 한국항공우주학회, 2010.04, pp. 964~967.
- [6] 장재호. 권길영, 구분우, 이철재, 황정선, 정재권, 노현일, 허장욱, "내추락성 헬기 동체 내추락 시험 및 해석", 한국항공우주학회 2010년도 추계학술대회 논문집, 한국항공우주학회, 2010.11, pp. 1434~1437.
- [7] Crowley, J.S., "Benefit of Crashworthy Design in Attack Helicopter : A Comparison of Accident Fatality Rates", RTO(NATO Research and Technology Organization) HFM(Human Factors and Medicine Panel) Symposium, RTO MP-19, October 1998, pp.40-1~40-5.
- [8] Shanahan D.F. and Shanahan M.O., "Injury in U.S. Army Helicopter Crashes, fiscal years 1979-1985," J. Trauma, 29(4), 1989, pp.415~423.
- [9] TR 71-22, "Crash Survival Design Guide," U.S. Army, Oct. 1971.
- [10] Shannon S.G. and Shanahan D.F., "Estimating the Benefit of Crashworthiness Standards in Mortality and Morbidity Events in U.S. Army Rotary Wing Aircraft Accidents," Report No. 93-37, Fort Rucker, Alabama : U.S. Army Aeromedical Research Laboratory, 1993.
- [11] JSSG-2010-7, "Crew Systems: Crash Protection Handbook," U.S. Department of Defense, Oct. 1998.
- [12] Votaw, M.W. and Joyanto, K.S. "A Systems Approach for Designing a Crashworthy Helicopter Using Program KRASH," AIAA/AHS/ ASEE Aircraft Design Systems and Operations Meeting, 1984.