

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(9), 734-739(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.9.734>

내추락성 요구도 개정을 위한 미 육군 헬기 사고사례 분석 고찰

황정선*, 이상목

Review on U.S. Army Helicopter Mishap Analysis
for Revision of Crashworthiness Requirements

Jungsun Hwang* and Sangmok Lee

Rotary Wing Systems Division, Agency for Defense Development

ABSTRACT

Representative crashworthiness requirement documents for military helicopter are MIL-STD-1290 and the Aircraft Crash Survival Design Guide(ACSDG) which were lastly revised in the 1980's. Taking analysis results of diverse U.S. Army helicopter mishaps into account, we can say that adequate guidelines do not exist to ensure crashworthiness of new generation aircraft. In this paper, U.S. Army helicopter mishap analysis conducted by U.S. Army Research, Development and Engineering Command(RDECOM) is readjusted to review the basis of new crashworthiness design criteria for military helicopter, in other words, Full Spectrum Crashworthiness Criteria(FSCC). This analysis effort is a part of FSC development. This effort was to research and quantify the dynamics of military aircraft crashes to be used as the quantitative basis for new design criteria.

초 록

군용 헬기 내추락성 설계를 위한 대표적인 기준문서는 MIL-STD-1290 및 항공기 추락생존 설계지침서(ACSDG)로서, 두 문서가 최종 개정된 것은 1980년대이다. 다양한 미 육군 헬기 사고사례 분석결과를 감안할 때, 신규 개발 항공기에 적용하기 위한 적절한 내추락성 설계지침서는 존재하지 않는다고 볼 수 있다. 본 논문에서는 새로운 내추락성 설계기준(FSCC)의 근거를 제공한 미 육군 연구개발사령부(RDECOM) 주관으로 수행된 미 육군 헬기 사고 분석결과를 고찰하고 재정리하였다. 이 분석에서는 군용 헬기 추락사고의 결과들을 체계적으로 분석하고 정량화함으로써 새로운 설계기준문서의 정량적 기준을 제공하였다.

Key Words : Crashworthiness(내추락성), Terrain Crash(지상충돌), Inflight Crash(공중충돌), Human Tolerance(인체 허용한도)

1. 서 론

군용 헬기 내추락성 설계기준(Crashworthiness Design Criteria)과 관련하여 가장 대표적인 근거

자료는 MIL-STD-1290A(AV) "Light Fixed and Rotary-Wing Aircraft Crash Resistance"[1]와 항공기 추락생존 설계지침서(ACSDG, Aircraft Crash Survival Design Guide)[2]이다. 이 두 문서가 최

† Received: June 4, 2013 Accepted: August 14, 2013

* Corresponding author, E-mail : jshwang@add.re.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

중 개정된 것은 각각 1988년, 1989년으로, 추락속도, 추락지면조건, 추락자세 등의 내추락성 설계 주요인자들이 실제 추락상황을 충분히 반영하지 못하고 있다는 의견이 꾸준히 대두되어 왔다 [3-6]. 즉, 내추락성 설계기준 개정 필요성을 주장하는 논의들이 지속적으로 있어 왔으며, 가장 최근 들어서는 미 육군 연구개발사령부(RDECOM, Research, Development and Engineering Command) 주관으로 방대한 미 육군 헬기사고 분석[7]을 통해 새로운 내추락성 설계기준(FSCC, Full Spectrum Crashworthiness Criteria)을 발간 하기에 이르렀다[8].

본 논문에서는 FSCC의 근거를 제공한 미 육군 헬기사고 분석결과를 고찰함으로써 새롭게 제시된 내추락성 설계기준의 배경을 살펴보려 한다. 해당자료[7]는 UH-60, AH-64를 포함한 총 8개 기종을 대상으로 총 1,873건의 사고사례를 분석하면서, 세부적으로는 운동학적 특성, 기본 비행정보, 충격효과, 충돌공간, 부상유형, 화재발생, 보호장비 효과 등에 대해 상세하게 분석하였다. 여기에서는 가장 대표적인 설계인자라고 할 수 있는 사고유형 일반, 추락유형, 추락자세, 운동학적 특성 분석결과 등을 중심으로 하여, 새로운 FSCC와 연계하여 이해될 수 있도록 분석자료를 재구성하였다. 참고로, 새로운 내추락성 설계기준 문서인 FSCC[8]에 대한 고찰은 별도 논문을 통해 수행할 예정이다.

II. 본 론

2.1 사고분석 개요

FSCC[8]의 목적은 군용 헬기를 위한 새로운 내추락성 설계기준을 제시하는 것인데, 이를 위해 방대한 군용 헬기 사고사례를 분석함에 있어서 항공기 형상, 운용환경, 충돌표면, 추락자세 및 속도, 임무중량 등에 따른 상세한 생존성 분석을 통해 정량적인 결과를 도출하였다.

분석대상인 8개 기종 헬기에서 발생했던 모든 추락사고를 정리하여 생존성 유형에 따라 분류하였으며, 이를 다시 지면충돌 유형에 따라 재분류함으로써 분석 기초자료를 구성하였다. 각 유형별 및 설계인자별로 원인 및 결과를 설명하기 위해 다양한 그림 및 표를 생성하였으며, 대표적인 경향성을 추출하기 위해 회귀분석(regression analysis)을 적용하여, 이를 통해 정량화된 결과를 도출하였다.

Table 1. U.S. Army Accident Classification[9]

Class	Damage Cost (\$)	Injury Rating
A	1,000,000 ~	Fatality or Permanent Total Injury
B	200,000~1,000,000	Permanent Partial Injury
C	10,000~200,000	Non-Fatal
D	2,000~10,000	No Injury
E	~2,000	Exclusive of Class A-D

2.2 주요 용어 설명

2.2.1 충돌(Crash)

기체에 손상을 야기하는 충격을 추락 또는 충돌로 정의한다. 임무 종료시까지 발견되지 않은 주로터 손상과 같은 상대적으로 경미한 손상은 충돌로 분류하지 않는다. 기체에 손상을 주었으나 지상충돌(terrain crash)로까지는 연결되지 않은 것은 비행중 충돌 또는 공중충돌(inflight crash)로 분류한다.

2.2.2 사고유형 분류

미 육군 사고유형 분류체계에서는 Class A-E로 사고를 분류하며[9], 간략하게 정리하면 Table 1과 같다.

2.2.3 지상충돌 및 공중충돌

지상충돌(terrain crash)은 공중에서의 충돌을 거치지 않고 곧바로 지면으로 추락하는 것을 의미하며, 다른 항공기를 포함한 공중에 떠있는 각종 장애물과의 충돌 이후에 지면에 추락하는 것은 공중충돌로 분류한다. 편의상 지상충돌은 “T”형(Terrain) 추락으로, 공중충돌은 “IT&TA”형(Inflight & Terrain After) 추락으로 표기한다.

2.2.4 생존성 분류

다양한 탑승자 위치에서 인체 허용한도(human tolerance) 이내의 하중이 측정되고, 생존공간이 확보된 경우는 생존 가능(survivable, S=1) 사고로 분류하며, 위 두 조건이 부분적으로 충족된 경우는 부분적 생존 가능(partially survivable, S=2) 사고로 분류한다. 또한 두 조건 모두 충족시키지 못하는 경우는 생존 불능(non-survivable, S=3) 사고로 분류한다.

2.2.5 기체좌표계 및 각도

항공기 기체좌표계(AcRF, Aircraft Reference Frame)는 ACSDG[2]와 동일하게 설정되었으며(Fig. 1), 비행경로각(flight path angle), 충돌각(impact angle) 및 지면각(terrain slope angle)은

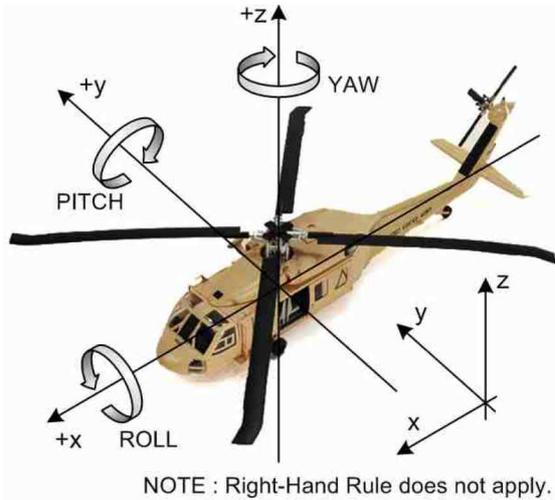


Fig. 1. Helicopter Reference Frame Axes Conventions[7]. (Reproduced)

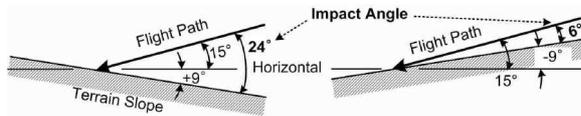


Fig. 2. Relationship between Flight Path, Terrain, and Impact Angles[7]. (Reproduced)

Fig. 2에서와 같이 정의한다.

2.3 분석대상 사고 현황

분석대상 항공기를 선정함에 있어 임무, 중량 등 각 영역별 대표성을 갖도록 하였으며, 이를 정리하면 Table 2와 같다. Table 2에서는 Class

Table 2. A/C Characteristics and Number of Mishaps Records[7]. (Complemented)

A/C	Characteristics	Total Mishaps	"Crash" Mishaps
C-23	Fixed Wing Surrogate for V-22	129	3
OH-6	Lightest Observation and Scout	178	97
AH-64	Attack w/ Crashworthiness	398	160
CH-47	Heaviest w/ Twin Main Rotor	578	72
UH-60	Utility w/ Crashworthiness	669	202
AH-1	Attack w/o Crashworthiness	806	284
OH-58	(A/C) Two-Blade "teetering" (D) Four-Blade "bearingless"	1,417	493
UH-1	Utility w/o Crashworthiness	1,861	565
Total	with C-23	6,036	1,876
	without C-23	5,907	1,873

Table 3. Crash Survivability Counts and Percentage for T-type Crashes[7]. (Totally Reproduced)

A/C	Survivability				Total
	S=1	S=2	S=3	S=0	
AH-1	52 79%	5 8%	6 9%	3 4%	66
UH-1	74 71%	10 10%	17 16%	3 3%	104
OH-58A/C	66 80%	3 4%	11 13%	2 3%	82
OH-58D	26 79%	1 3%	3 9%	3 9%	33
UH-60	17 45%	8 21%	11 29%	2 5%	38
AH-64	28 67%	4 10%	6 14%	4 9%	42
OH-6	28 97%	0 0%	0 0%	1 3%	29
CH-47	14 67%	3 14%	3 14%	1 5%	21
Total	305 73%	34 8%	57 14%	19 5%	415

Table 4. Crash Survivability Counts and Percentage for IT&TA-type Crashes[7]. (Totally Reproduced)

A/C	Survivability				Total
	S=1	S=2	S=3	S=0	
AH-1	15 54%	7 25%	6 21%	0 0%	28
UH-1	38 71%	9 17%	7 12%	0 0%	54
OH-58A/C	22 54%	8 20%	10 24%	1 2%	41
OH-58D	7 58%	3 25%	2 17%	0 0%	12
UH-60	9 36%	5 20%	8 32%	3 12%	25
AH-64	12 50%	7 29%	4 17%	1 4%	24
OH-6	1 33%	0 0%	2 67%	0 0%	3
CH-47	1 25	1 25%	2 50%	0 0%	4
Total	105 55%	40 21%	41 21%	5 3%	191

A, B 및 C로 분류되는 사고 및 앞에서 정의한 '충돌(Crash)'에 해당되는 사고 현황을 별도로 정리하였다. C-23의 경우, 식별된 3건의 추락사고가 모두 생존 불능으로 확인되어 상세한 분석대상에서는 제외하였으며, OH-58은 파생모델의 근본적인 형상 차이를 고려하여 OH-58A/C와 OH-58D로 구분하여 분석하였다.

각 충돌형태에 따라 기종별 생존성을 정리하면 Table 3/4와 같다.

Table 5. Major Frequencies of Operational Phases at Accident Termination[7]. (Extracted)

Crash Type	T-type	IT&TA-type
1st	Landing 49.6%	Landing 29.6%
2nd	Emergency Autorotation 24.9%	Low Level ^[1] 17.2%
3rd	Training Autorotation 6.5%	Emergency Autorotation 14.5%
Total	81.0%	61.3%

[1] Low Level : constant airspeed and altitude below 500 ft AGL

2.4 분석결과 요약

2.4.1 최종임무 유형

추락에 이르는 과정에서의 최종임무 유형은 Planned Phase, Phase at Emergency, Phase at Accident Termination 등 인지된 시점을 기준으로 세 가지로 나누어 분석되었는데, 실제 발생했던 최종임무 유형(Phase at Accident Termination)을 기준으로 빈도수가 가장 높은 순으로 정리하면 Table 5와 같다. 여기서 알 수 있는 것처럼 Landing, Autorotation 임무유형이 추락에 이르는 대부분의 과정을 차지하고 있다. 이들 임무형태가 가능하기 위해서는 조종사가 일정 수준의 조종능력을 유지해야 함을 감안할 때 항공기가 갖는 내추락 특성을 극대화하기 위해서는 추락 직전까지도 조종사가 항공기를 제어할 수 있는 능력이 유지될 수 있도록 설계되어야 한다.

2.4.2 추락형태에 따른 생존성

분석대상 사고의 약 30%가 지상충돌(T형)이 아닌 공중충돌(IT&TA형)에 의한 것으로 식별되었다(Table 3/4). 이때 공중에서 충돌했던 물체들은 다른 항공기, 전선(wire), 건물 등이며, 가장 빈도수가 높은 것은 나무였다. 물체와의 충돌이 곧바로 추락으로 연결되기도 하였으나, 경우에 따라서는 비상착륙으로 이어지기도 하였다. 주목할 사항 중 하나는 지상충돌의 경우 73%가 생존 가능(S=1)이었으나, 공중충돌의 경우에는 55%만 생존 가능으로 식별되었다. 즉, 공중충돌의 경우 생존성이 다소 떨어지는 것으로 나타났다.

기종별 분석자료를 보면 내추락성 개념 적용 여부에 따라 생존성 결과에 있어서 다른 경향성을 보이고 있다(Table 6). 분석에 사용된 조사결과와 수준이 다양하면서 고르지 않고, 또한 분석

Table 6. Crash Survivability Percentage by Representative A/C Type[7].

Survivability (%)		Utility		Attack	
		UH-1	UH-60	AH-1	AH-64
T-type	S=1	71	45	79	67
	S=2	10	21	8	10
	S=3	16	29	9	14
IT&TA-type	S=1	71	36	54	50
	S=2	17	20	25	29
	S=3	12	32	21	17

을 위한 주요 개념들에 대한 정의가 다소 다르기 때문에 내추락성 개념이 적용된 UH-60, AH-64 기종의 생존성이 재래식 UH-1, AH-1에 비해 낮게 나타난 부분이 있으나, 본 항목 분석의 목적이 추락형태에 따른 생존성 차이를 이해하는 것임을 감안할 때 이러한 차이는 논외로 할 수 있다. 중요한 것은 이러한 기종별 및 추락형태에 따른 차이가 분명하다는 사실에 입각하여 향후에는 이와 같이 T형 및 IT&TA형으로 구분하여 사고조사 및 분석이 수행되어야 한다는 점이다.

2.4.3 방향별 속도성분

속도를 분석함에 있어 절대좌표계(ERF, Earth Reference Frame)와 기체좌표계(AcRF ; Fig. 1)가 적용되었으며, 절대좌표계에서는 지상속도와 수직속도 두 성분으로, 그리고 기체좌표계에서는 수직, 종(longitudinal) 및 횡(lateral)방향으로 나누어 분석되었다. 참고로 모든 속도분석은 S=1,2 즉, 생존 가능 및 부분적 생존 가능사고만을 대상으로 수행되었다.

절대좌표계 기준 분석결과를 보면, 95% 백분율의 부분적 생존 가능조건에 대한 MIL-STD-1290[1] 및 ACSDG[2] 수직속도 기준인 42 ft/sec와 비교하여 T형 추락은 비슷한 41 ft/sec를 보였으며, IT&TA형 추락은 다소 높은 45 ft/sec를 보였다(Fig. 3). 종방향 속도와 관련하여 상기 내추락 기준문서에서는 탑승실 생존조건으로 40 ft/sec이 제시되어 있는데, 분석결과에서는 T형 추락은 100 ft/sec, IT&TA형 추락은 80 ft/sec인 것으로 나타났다(Fig. 4). 횡방향 속도와 관련하여 상기 내추락 기준문서에서는 탑승실 생존조건으로 30 ft/sec이 제시되어 있는데, 분석결과에서는 T형 추락은 18 ft/sec, IT&TA형 추락은 28 ft/sec인 것으로 나타났다(Fig. 5). 횡방향 속도와 관련하여서는 기존의 내추락성 설계요구도가 다소 보수적이었음을 알 수 있다.

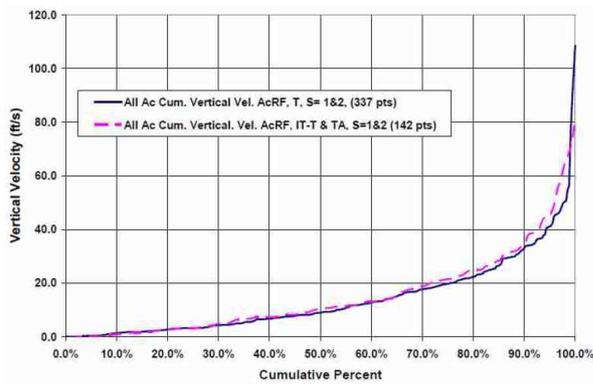


Fig. 3. Comparison of Vertical Velocity for Post-obstacle and Terrain Crashes[7].

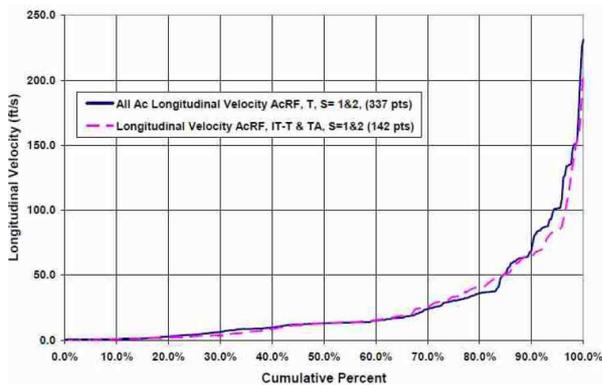


Fig. 4. Comparison of Longitudinal Velocity for Post-obstacle and Terrain Crashes[7].

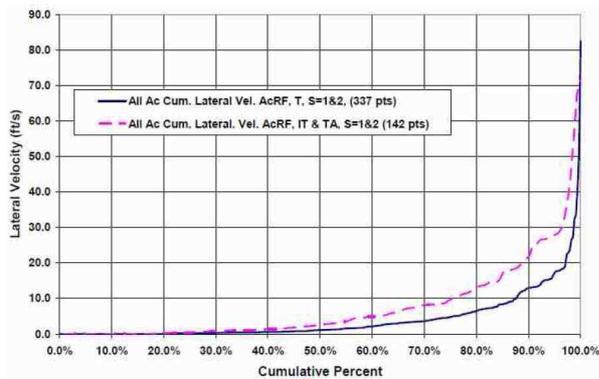


Fig. 5. Comparison of Lateral Velocity for Post-obstacle and Terrain Crashes[7].

2.4.4 추락자세 (Pitch and Roll)

T형 추락에서는 비행경로각 및 충돌각 대부분이 낮았으나, IT&TA형 추락에서는 90° 가까운 충돌각이 상대적으로 빈번하게 발생하였다. Pitch and Roll 추락자세와 관련한 사고분석결과는 생존 가능사고의 80%가 +20/-10° Pitch, +/-20° Roll 범위에서 발생했음을 보여준다. 이를 MIL-STD-1290[1]에서의 자세 기준과 비교하면

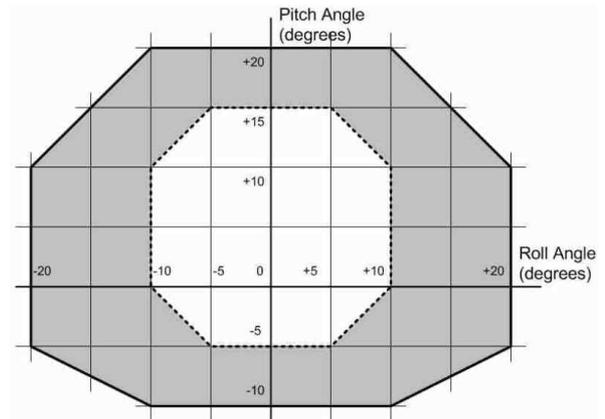


Fig. 6. MIL-STD-1290 Pitch/Roll Envelope (dotted) vs Expanded Envelope(solid) [8]. (Reproduced)

Fig. 6과 같다[8]. 따라서 확장된 영역에서도 내추락성을 갖도록 설계될 필요가 있다.

2.4.5 심각한 부상 발생속도

모든 탑승자를 대상으로 심각한 부상이 발생하기 시작하는 전이속도(severe injury transition velocity)가 분석되었는데, 이 수직속도 이상에서는 모든 탑승자가 심각한 부상을 입은 것으로 확인되었다. 따라서 이 속도기준은 항공기 내추락성을 판단하기 위한 한 척도로 이용될 수 있다.

UH-1, AH-64 기종을 제외하고는 동일 기종에 대해서 T형 추락의 심각한 부상 발생속도가 IT&TA형 추락에 비해 일반적으로 높은 것으로 나타났다. 예측한 바대로 UH-60의 경우 가장 높은 전이속도를 보였다. 즉, T형 추락에서는 50~88 ft/sec, IT&TA형에서는 43 ft/sec이었다(Table 7).

OH-58A/C 및 D 기종의 결과를 보면 새로운 로터기술을 적용한 D형 모델의 전이속도가 그렇게 높지 않음을 알 수 있는데, 전이속도가 로터계통보다는 구조건전성 및 탑승자 보호계통에 의

Table 7. Severe Injury Transition for Vertical Velocity[7]. (Extracted)

A/C	Vertical Velocity (ft/sec)		Total Crashes
	T-type	IT&TA-type	
AH-1	>30	10 < TV < 13	15
OH-58A/C	TV > 42	23	47
UH-1	30	33 < TV < 40	38
AH-64	33	37 < TV < 59	63
OH-58D	28	13 < TV < 32	44
UH-60	50 < TV < 88	43	38

해 더 영향을 받음을 보여준다. 이러한 유추는 AH-1 대 AH-64, 그리고 UH-1 대 UH-60 비교에 의해서도 가능하다.

III. 결 론

대표적인 군용 헬기 내추락성 설계기준문서들이 최종 개정된 것은 1980년대로, 그간의 사고사례들을 감안하여 기준문서의 개정이 필요하다는 의견이 끊임없이 대두되어 왔다. 그러한 노력의 일환으로 미 육군 연구개발사령부는 UH-60, AH-64를 비롯한 8개 기종에서 발생했던 거의 모든 사고들을 대상으로 체계적인 분석을 수행하였으며, 이를 통해 새로운 내추락성 설계기준문서인 Full Spectrum Crashworthiness Criteria[8]의 주요 근거가 되는 분석결과들을 도출하였다.

해당 사고분석자료[7]에서는 본문에서 설명된 사항들 이외에도 부상 정도, 탑승자 보호계통 성능, 고중량물 구속성능 등 다양한 분야에 대해 분석하였으며, 본문에서 언급된 항목에 대한 내용들을 요약하면 다음과 같다.

- (1) 실제 추락에 이르렀던 최종 임무유형 대부분이 조종사의 항공기 제어능력이 특별히 요구되는 Landing, Autorotation 기동임을 감안할 때 비상상황에서도 제어성능이 이상 없이 유지되도록 항공기가 설계되어야 한다.
- (2) 추락형태에 따른 생존성과 관련하여 공중 충돌(Inflight Crash)의 경우 지상충돌에 비해 생존성이 떨어지는 것으로 나타났으므로, 향후에도 이와 같이 추락형태를 구분하여 내추락성 설계가 수행되어야 한다.
- (3) 기체좌표계 기준의 속도성분 분석에 따르면, 기존 설계기준문서의 수직방향 속도기준은 그대로 유지해도 될 것 같으나 종방향 속도기준은 강화하고, 횡방향 속도기준은 완화할 필요가 있다.
- (4) 추락자세 기준인 Pitch and Roll Envelope은 확대 적용할 필요가 있다.
- (5) 내추락성 개념 도입에 의해 심각한 부상 발생이 시작되는 전이속도가 크게 향상되었다.

본 논문의 목적이 미 육군 헬기 사고 분석결과를 고찰함으로써 새롭게 제시된 내추락성 설계기준의 근거를 살펴보는 것이었지만, 실제 바라는 바는 이러한 선진사례를 통해 우리 항공기 사고조사 및 분석의 지평이 넓혀지는 것이다.

References

- 1) MIL-STD-1290A, "Light Fixed and Rotary-Wing Aircraft Crash Resistance," U.S. Department of Defense, Sept. 1988.
- 2) Zimmermann, R.E., et al., "Aircraft Crash Survival Design Guide," USAAVSCOM TR 89-D-22 Volumes 1-5, Dec. 1989.
- 3) Crocco, J., et al., "Full Spectrum Crashworthiness Criteria," *Aircraft Survivability, Joint Aircraft Survivability(JAS) Program Office*, pp 14-15, Spring 2009.
- 4) Burrows, L.T., "Variable Design Criteria for Rotary Wing Aircraft Crash Resistance," *Proceedings of the AHS 49th Annual Forum*, May 1993.
- 5) Carper, C.H. and Burrows, L.T., "Evolving Crashworthiness Design Criteria," *Proceedings of the Energy Absorption of Aircraft Structures as an Aspect of Crashworthiness Conference*, 1988.
- 6) Burrows, L.T., "Proposed Revisions to MIL-STD-1290 Rotary Wing Aircraft Crash Resistance," *Proceedings of the 18th European Rotorcraft Forum*, Sept. 1992.
- 7) Labun, L.C., "Rotorcraft Crash Mishap Analysis," U.S. Army RDECOM, Sept. 2009.
- 8) Crocco, T., et al., "Full Spectrum Crashworthiness Criteria for Rotorcraft," U.S. Army RDECOM, Dec. 2011.
- 9) Army Regulation 385-40, "Accident Reporting and Records," Department of Army, USA, April 1993.