技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(5), 415-422(2014)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.5.415

개정 헬리콥터 내추락성 설계기준 분석

황정선*, 이상목**

Analysis of Revised Helicopter Crashworthiness Criteria

Jungsun Hwang* and Sangmok Lee**

Rotary Wing Systems Division, Agency for Defense Development *,**

ABSTRACT

There has been a lot of discussion to revise military helicopter crashworthiness design criteria. In this paper, newly revised crashworthiness criteria is analyzed centering around the Crashworthiness Index which is the core content of revised criteria. The Crashworthiness Index(CI) was conceived as an adequate method to quantify the crashworthiness capabilities of a rotorcraft design. The index can rate how well a new or derivative design complies with design requirements. The CI rating is made up of seven assessment areas. While the Basic Airframe Crashworthiness(BAC) area tends to be an objective calculation, other areas of the CI tend to be more subjective. Therefore, in this paper, detail CI calculation process for the BAC area is analyzed to inspect the effectiveness of revised criteria.

초 록

군용 헬기 내추락성 설계기준을 개정해야 한다는 많은 논의가 있어 왔다. 본 논문에서는 비교적 최근에 개정된 내추락성 설계기준을 핵심내용인 내추락성 지수를 중심으로 분석하였다. 내추락성 지수는 회전익기 설계에 있어서의 내추락 성능을 정량적으로 평가하는 적절한 방법으로 인식되고 있다. 지수 평가를 통해 신규개발 또는 파생형 회전익기 설계가 얼마나 효과적으로 내추락성 요구조건을 반영했는지 확인할 수 있다. 지수 평가는 7개 분야로 구성되어 있는데, 기본 기체구조 내추락성 평가는 객관적인 계산과정을 겪는데 반해 나머지 분야들은 다분히 주관적 평가의 속성을 갖고 있다. 따라서 본 논문에서는 개정 설계기준의 효용성을 파악하기 위해 기본 기체구조 내추락성 분야 내추락성 지수의 상세 계산과정을 분석하였다.

Key Words : Crashworthiness(내추락성), Full Scale Crashworthiness Criteria(FSCC, 개정 내추락성 설계기준), Crashworthiness Index(CI, 내추락성 지수), Basic Airframe Crashworthiness(BAC, 기본 기체구조 내추락성)

1. 개정 배경

군용 헬리콥터 내추락성 설계지침을 정의하고 있는 대표적인 문서로는 항공기 추락생존 설계지

침서(ACSDG, Aircraft Crash Survival Design Guide)[1], MIL-STD-1290A(AV)[2] 및 Aeronautical Design Standard(ADS)-36[3]을 들 수 있다. 이 문서들은 상호 의존적이고 각각 1989년, 1988

† Received: August 19, 2013 Accepted: March 31, 2014

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

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

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

년, 1987년에 최종 개정되었는데, MIL-STD-1290A는 90년대 중반에 취소되었다가 2006년에 별도 개정 없이 효력을 되찾았다. 또한 ADS-36은 RAH-64 Comanche 헬기 개발만을 위해 설정된 문서로 현재는 취소된 상태이다.

헬기 사고에 대한 다양하고 충분한 분석이 이루어지면서 내추락성 설계기준의 개정에 대한 문제 제기가 지속적으로 있어 왔으며, 이를 통해 기존의 특정 문서 또는 기준에 의존하는 획일화된("one size fits all") 적용 개념은 부적절하다는 결론에 도달하여 군용 헬기를 위한 개정 내추락성 설계기준(FSCC, Full Scale Crashworthiness Criteria)[4]이 비교적 최근에 도출되었다.

내추락성 설계기준 개정과 관련된 몇몇 의견들을 살펴보면 다음과 같다. "비용을 최소화하는 동시에 내추락성 효과를 극대화하기 위해서는 항공기 등급 또는 형식에 따라 수정된(tailored) 설계기준이 적용되어야 한다[5]." "최적의 내추락성 속도 요구조건을 설정하기 위해서는 비용 대 효과 분석이 수행되어야 한다[6]." "헬기 종류, 주 로터 블레이드 디스크 하중, 로터 블레이드 관성, 자동회전 하강률 및 임무 형태의 함수로서 내추락성 설계기준이 설정되어야 한다[7]."

관련되는 최신 분석자료[8]에 의하면 내추락성 설계개념이 적용된 헬기의 경우 생존 가능(survivable) 사고에 있어서 보다 높은 충돌속도를 보인 것으로 나타났으며, 따라서 기존의 설계 개념들은 주기적으로 재평가되어야 한다고 보고 있다.

본 논문에서는 이러한 배경을 갖고 새롭게 설정된 내추락성 설계기준(FSCC)을 분석하는 데 있어서 핵심 내용인 내추락성 지수(CI, Crashworthiness Index)를 구하는 과정, 특히 객관적으로 CI를 계산하는 상세과정을 중심으로 분석함으로써 FSCC의 효용성을 확인하려고 한다.

II. 개정 내추락성 설계기준 분석

2.1 FSCC 개요

FSCC에서는 이전 기준들에 비해 전혀 새로운 기준들을 제시하기 보다는 헬기 종류, 임무 유형, 충돌표면 및 자세, 중량 및 CG 등 세분화된 기준에 따라 적용된 또는 적용하게 될 내추락성 설계기준을 정량적으로 평가하는 데 주안점을 두고 있다. 따라서 CI를 객관적 또는 주관적으로 평가하는 다양한 기준자료들이 제시되어 있다.

FSCC의 최종 목표는 특정한 항공기를 대상으로 내추락성 지수(CI)를 산정함으로써 해당 항공기의 내추락 특성을 판단하는 근거로 삼는 것이며 제시된 최적 점수(Optimum Score)(Table 1)는 목표값일뿐 반드시 도달해야 한다고 명시되어 있지는 않다. 즉, 해당 항공기의 내추락성 수준을 판단하는 동시에 필요에 따라서는 개선되어야 할 부분을 식별하는 근거자료로서의 의미를 갖는다고 볼 수 있다.

2.2 관련 문서와의 관계

다양한 내추락성 설계지침을 담고 있는 ACSDG 문서는 여전히 적용 가능하며, ACSDG의 지침으로부터 경량 고정익 및 회전익 항공기의 내추락성 최소 요구조건들을 설정한 MIL-STD-1290A(AV)도 적용이 가능하다. 또한 좌석, 연료계통 등 세부계통을 위한 내추락성 요구조건을 설정한 다른 규격서나 기준서들도 유효하게 적용될 수 있다.

새로운 설계기준(FSCC)이 다른 규격서 또는 기준서들과 상충되는 경우에는 FSCC가 우선적으로 적용되지만 특별한 예외를 제외하고는 법령이나 규칙이 우월적인 지위를 유지한다.

Table 1. ADS-11B and FSCC Assessment Areas and Optimum Scores[4].
(Extracted and Reproduced)

No	Assessment Area	Optimum Score	
		ADS-11B	FSCC
1	Crew Retention System	125	85
2	Troop Retention System	125	85
3	Postcrash Fire Potential Summary - Spillage	128	128
4	Postcrash Fire Potential Summary - Ignition	127	127
5	Basic Airframe Crashworthiness	125	295
6	Evacuation Rating	60	60
7	Injurious Environment	30	30
	Total	720	810

2.3 내추락성 지수(CI) 평가

전통적인 내추락성 설계기준은 일견 규범적인 특성을 갖고 있다. 충돌(추락) 조건의 심각성은 사고분석결과에 기초한 통계자료를 근거로 판단되며, 이때 특정한 조건에 대한 공학적인 판단이나 실현 가능성 여부가 함께 고려된다. 그러나 이러한 접근방식은 설계를 구현하는 과정에서 수반되는 과도한 중량 또는 비용으로 인해 자주 취약성을 보여 왔다.

이미 ADS-11B[9]를 통해 시도된 바 있었던 내추락성 지수(CI) 개념은 회전익기 설계의 내추락성 수준을 정량화하는 적절한 방법으로 인식되어 왔다. 이 CI를 통해 MIL-STD-1290과 같은 설계 요구도가 얼마나 잘 반영되어 있는지를 평가할 수 있다. FSCC에서 새롭게 사용되는 용어인 CI는 ADS-11B에서의 추락평가체계(crash rating system)의 변형이라고 볼 수 있다. ADS-11B에서는 항공기를 총 7개 분야로 나누어 평가하는데 (Table 1), 최적 점수는 720점으로 설정되어 있고, 7개 분야는 다시 분야별 세부항목으로 세분화되어 평가된다.

FSCC 최적 점수는 ADS-11B의 720점에서 90점 증가된 810점인데, 분야별 점수 배분도 그간의 연구결과들을 반영하여 가감 조정되었다 (Table 1). 특히 조종사 및 탑승자 구속계통은 각각 125점에서 85점으로 하향 조정되었으며, 기본 기체구조 내추락성(BAC, Basic Airframe Crashworthiness)은 125점에서 295점으로 대폭 상향 조정되었다. FSCC로 개정되면서 BAC 분야는 MIL-STD-1290A 설계조건을 대부분 수용하도록 보완되었다. 아울러서 다양한 충돌표면, 중량/CG 조건 및 충돌각 조건들이 평가에 반영되면서 점수기준이 수정되었다. 또한 BAC 분야에 있어서 주관적인 평가요소를 최대한 배제하였는데, 구체적으로는 탑승자 생존성을 주요 평가기준으로 설정하였으며, 생존 가능조건이 유지되기 위한 다양한 탑승자 하중분석결과를 반영함으로써 객관성이 유지되게 하였다.

새로운 FSCC의 핵심부분인 CI 평가에서 가장 큰 비중을 차지하고 있는 즉, 36.4%를 차지하고 있는 BAC 분야를 자세히 살펴보면 Table 2와 같은데, 9개 세부항목 가운데 5개 항목은 ADS-11B와 동일하지만, 다음 항목들은 평가를 위한 기준값이 대폭 증가되었다. 수직방향 충격 하중에 대한 구조 강건성과 엔진 및 트랜스미션 장착조건을 설정한 Vertical Impact Loads 항목은 20점에서 100점으로, 무려 5배나 상향 조정되었으며, 착륙장치 하중감쇄 항목도 20점에서

85점으로 수정되었다.

실제 CI를 계산하거나 판정하는 과정은 분야별 및 세부항목별 특성에 따라 주관적 또는 객관적 속성을 갖는다. BAC 분야는 객관적으로 평가되지만 나머지 분야들은 다분히 주관적으로 평가되며, 이때 평가의 근거를 서술식으로 첨부하게 되어있다.

2.4 실제 내추락성 지수(CI) 평가 예

2.4.1 평가대상 항공기

- 유 형 : Heavy Vertical Lift Rotorcraft
- 주 임무 : 화물, 병력 및 차량 수송
(공중급유 가능)
- 최대 화물중량 : 30 ton (66,000 lb)
- 항속거리 : 400 mile (644 km)
- 항속시간 : 8시간
- 주요 운용환경
 - 화물 재보급 > 차량 수송 > 병력 수송
> 공중 재보급 임무 순
 - 해상 운용 및 함대함 재보급 임무 가능

2.4.2 기본 기체구조 내추락성(BAC) CI 평가

앞서 설명하였듯이 기본 기체구조 내추락성(BAC)을 제외한 나머지 6개 분야는 속성 상 주관적 평가에 의존하므로 본 논문에서는 BAC 분야에 대해서만 객관적 평가과정을 살펴봄으로써 개정된 내추락성 설계기준(FSCC)의 핵심을 이해하는 단초로 삼으려 한다.

BAC 분야 세부항목별 최대/최소 기준값 및 가중치(credit value)는 사고사례 분석을 통해 수용 가능한 것으로 판단되는 수치를 기준으로 설정하며, 각 항목별로 1.0을 기준으로 가중치를 부여한다(Table 3). 해석 또는 시험을 통해 확인된 각 중량/CG 조건에서의 최대 수직속도에 대한 가중치와 관련하여, 42 ft/sec 조건을 충족시키면 1.0, 26 ft/sec 조건은 0.5로 설정하며, 26 ft/sec 이하에 대해서는 0으로 설정한다. 여기서 42 ft/sec 및 26 ft/sec 조건은 각각 군용 및 민간용 헬기에 대한 95% 백분율 기준을 의미한다. 여기에 미 육군 헬기사고에 대한 최신 분석결과[8]로부터 얻은 Cumulative Vertical Velocity for Helicopter Terrain Crashes 곡선을 고려하여 해당속도에 대한 가중치를 구한다(Fig. 1,2).

Pitch and Roll 성능과 관련하여, MIL-STD-1290A에 제시된 포위선도(envelope)를 충족하면 1.0의 가중치를 부여하고, level impact 성능만 갖는다면 0.79를 부여한다(Table 3). 또한 앞서의 포위선도를 능가하는 성능을 갖는다면 1.0 이상의 가중치를 부여할 수 있다.

Table 2. Basic Airframe Crashworthiness[4]. (Extracted and Reproduced)

No	Basic Airframe Crashworthiness	CI Scoring		FSCC CI Comment
		ADS-11B	FSCC	
1	Crushing of Occupied Areas (Longitudinal Crash)			
	[1a] Withstand 20 ft/s longitudinal impact into a rigid abutment without crushing the pilot and copilot stations to an extent that would preclude a livable volume or crew evacuation.	15	15	(1)
	[1b] Withstand 40 ft/s without crushing the passenger/troop compartment by more than 15 percent.		15	(2)
2	Absence of "Plowing" Tendency	10	10	(3)
	Have a smooth contour on the nose and belly to prevent the aircraft from plowing a furrow in the earth subsequent to a nose down impact in soil from "run-on" approach speeds.			
3	Resistance to Longitudinal Impact Loads	10	10	(3)
	Provide sufficient strength to prevent the roof of the aircraft from moving forward and downward with respect to the floor of the aircraft. Ensure that mass items are restrained to the load levels specified in ADS-36.			
4	Resistance to Vertical Impact Loads			
	[4a] The structure must be evaluated by its resistance to collapse due to vertical impact loads of 5.1.2.1, ADS-36.	20	80	(4)
	[4b] Design tiedown strength for engine and transmissions should not be less than +/−20G in the longitudinal and +20/−10 in the vertical direction and +/−18G in the lateral direction (applied separately) to prevent cabin penetration. In addition, these mass items require a simultaneous tri-axial load evaluation in accordance with ADS-36.		20	(5)
5	Resistance to Lateral and Roll-Over Impact Loads			
	[5a] Evaluate in regard to the probability of cabin collapse during a roll-over or lateral impact as defined in ADS-36.	20	15	(6)
	[5b] Evaluate static roll-over capability.		15	(7)
6	Landing Gear Vertical Force Attenuation			
	[6a] The landing gear shall be evaluated for its energy absorbing capability in both the extended and retracted modes (as applicable).	20	40	(4)
	[6b] Assess high-angle combined longitudinal and vertical component capability.		20	(4)
	[6c] Assess low-angle combined longitudinal and vertical component capability.		20	(4)
	[6d] An energy absorbing device shall be provided to minimize loads transferred to the tail boom in nose-high landings.		5	
7	Landing Gear Location	5	5	(3)
	Evaluate the damage which will be caused by this large mass as it is displaced during a crash.			
8	Effect of Blade Strike	20	20	(3)
	Evaluate whether the design precludes rotor failure and transmission displacement into occupiable space when the main rotor blades impact into a rigid object at operational rotor speed.			
9	Effect of Fuselage Fracture/Separation	5	5	(3)
	Evaluate to determine whether passenger seat structure and occupants were significantly affected by a fuselage break.			
	Total	125	295	
(1) Shall evaluate for 20 ft/sec requirement and for prorated crash mission gross weights. (2) Shall evaluate for 40 ft/sec requirement and for prorated crash mission gross weights. (3) No change from ADS-11B (4) Shall evaluate for prorated crash mission GW-CG and for three terrain surfaces. Shall consider pitch and roll envelope. (5) Shall ensure meet high mass items do not penetrate into cabin or cockpit for a vertical impact capability. (6) Shall evaluate for prorated crash mission gross weights for the 30 ft/sec lateral conditions. (7) Shall meet static roll over criteria.

Fig. 1. Cumulative Vertical Velocity for Helicopter Terrain Crashed[4]. (Reproduced for Clarity)

Fig. 2. Following Crashworthiness Index Set-Up Process for 75,000 lb and 670 in. Case

Table 3. Performance Criteria[4]. (Extracted)

Item	Criteria		Credit Value	
	Full	Min	Full	Min
Vertical Sink Speed (L/G Extended, ft/sec)	42	26	1.0	0.5
Vertical Sink Speed (L/G Retracted, ft/sec)	26	20	1.0	0.5
Low Angle Impact (Longitudinal, ft/sec)	100	80.6	1.0	0.5
High Angle Impact (Vertical, ft/sec)	42	33.9	1.0	0.5
Longitudinal Impact (Cockpit, ft/sec)	20	16.1	1.0	0.5
Longitudinal Impact (Cabin, ft/sec)	40	35.8	1.0	0.5
Lateral Impact (ft/sec)	30	24.2	1.0	0.5
Vertical Impact (Pitch/Roll)	F ⁽¹⁾	L ⁽²⁾	1.0	0.79

(1) F MIL-STD-1290A Pitch/Roll Envelope Fully Covered
 (2) L Level-Orientation Only (minimal pitch and roll)

본 예에서의 운용개념을 감안할 때 객관적 평가가 가능한 항목들은 Table 4와 같다.

2.4.3 BAC 분야 CI 계산

본 논문에서는 BAC 분야 세부항목 중 계산이 가장 복잡한 Vertical Sink Speed(Landing Gear Extended) 항목의 계산과정을 단계적으로 상술하려고 한다(Fig. 3~5).

(1) Combined Mission Matrix

화물 재보급, 차량 수송, 병력 수송 및 공중 재보급 각 임무별 Mission Matrix를 기준으로 할당비율(life percent time)을 고려하여 Combined Mission Matrix를 구성한다. 해석의 편의성을 고려하여, 중량/CG 할당비율이 적은 것들은 인접한 중량/CG에 병합함으로써 Reduced Mission Matrix를 구성한다(Fig. 3).

(2) Capability in Each Terrain Condition

Rigid, Water, Soft Soil 등 충돌표면 유형에 따른 중량/CG별 수직충돌속도 성능을 구하여 각각의 Capability Matrix를 구성한다(Fig. 4).

(3) Pitch and Roll Capability

MIL-STD-1290A에서의 포위선도 충족 여부에 따라 F(충족) 및 L(level only) 기준을 정하여 상응하는 가중치를 부여한다(Fig. 4, Table 3).

(4) CI in each Weight/CG condition

위 (1)~(3)의 결과들을 아래에서와 같은 계산 과정에 적용하여, 각각의 중량/CG에 대한 CI를 구하는 과정을 모든 조건에 대해 반복하면 수직 충격속도에 대한 CI 계산이 종료되며, 여기에 할당된 최적 점수(Table 2)를 곱하면 세부항

Fig. 3. Combined Mission Matrix and Reduced Conditions

목의 내추락성에 평가가 완료된다. 다른 세부항목들의 결과들을 모두 합하면 Table 4에서와 같이 BAC 분야에 대한 내추락성 평가결과를 얻게 된다.

본 논문에서는 중량 75,000 lb 및 CG 670 in. 조건에 대한 CI 계산과정을 예로 들어 설명하려고 한다. 이때 각 충돌표면의 할당비율은 각각 33%로 하였다. 각 속도조건에 대한 가중치는 앞서 설명한 것과 같이 미 육군 최신 사고사례 분석결과(Fig. 1,2)로부터 설정하였다.

식 (1)에서 각 충돌표면에 대한 가중치 0.750, 0.915 및 0.865는 Fig. 4에서 알 수 있는 32, 37 및 35 ft/sec 속도조건을 이용하여 Fig. 2에서 구하게 된다. Pitch/Roll 관련 가중치는 모두 F이므로 1.0이 적용된다(Table 3). 각각의 충돌표면에 대해 할당비율 0.33을 곱한 후 모두 합하고, Fig. 3에서 알 수 있듯이 해당 중량/CG의 할당비율 (0.4)을 곱하면 식 (2)에서와 같이 중량 75,000 lb

및 CG 670 in. 조건에 대한 계산이 완료된다.

이 과정이 모든 중량/CG 조건에 대해 반복되며, Fig. 4의 마지막 표에서와 같이 그 결과들을 합하여 기준 최적점수인 80을 곱하면 수직 충돌 조건에 대한 평가가 완료된다. 그 결과가 Table 4 평가표에 반영되어 있다.

$$\begin{array}{rcl}
 \text{Rigid} & 0.750 \times 1.0 \times 0.33 & \\
 \text{Water} & 0.915 \times 1.0 \times 0.33 & \\
 +) \text{ Soft Soil} & 0.865 \times 1.0 \times 0.33 & \\
 \hline
 & = 0.8349 & (1)
 \end{array}$$

$$0.8349 \times 0.4 = 0.33396 \quad (2)$$

(5) CI in Longitudinal/Lateral Impact item

Longitudinal Impact(Cockpit and Cabin) 및 Lateral Impact에 대한 계산결과는 Fig. 5와 같으며, 이때 각 항목별 및 속도조건별 가중치는 개정된 내추락성 기준(FSCC)[4]에서 제시된 곡선들을 기준으로 설정된다.

Fig. 4. Crashworthiness Calculation for Vertical Impact Condition

Table 4. Basic Airframe CI areas affected by operating mission (shaded) and assessed CI rating summary[4]. (Supplemented and Reproduced for Clarity)

No	Basic Airframe Crashworthiness Rating Summary	Optimum Score	Assessed Score
1	Crushing of Occupied Areas		
1a	Crushing of Cockpit	15	17.1
1b	Crushing of Cabin	15	18.8
3	Absence of "Plowing" Tendency	10	10
4	Resistance to Longitudinal Impact Loads	10	10
5	Resistance to Vertical Impact Loads		
4a	Vertical Impact, Gear Extended	80	61.3
4b	High Mass Retention	20	20
5	Resistance to Lateral and Roll-Over Impact Loads		
5a	Lateral Impact	15	13.6
5b	Static Roll-Over	15	15
6	Landing Gear Vertical Force Attenuation		
6a	Vertical Impact, Gear Retracted	40	38.8
6b	High Angle Vertical Impact	20	6.9
6c	Low Angle Vertical Impact	20	18.3
6d	Tail Boom Protection	5	5
7	Landing Gear Location	5	5
8	Effect of Blade Strike	20	20
9	Effect of Fuselage Separation	5	5
	Total	295	264.8

Longitudinal Cockpit Impact

GW	%Time (Reduced)	Capability	Value
100000	0	15	0
94000	15	18	0.7301
88000	25	20	1
82000	10	22	1.2983
75000	50	22	1.2983

Longitudinal Cockpit Score 1.13850

Optimum Score 15 Assessed Score 17.077

Longitudinal Cabin Impact

GW	%Time (Reduced)	Capability	Value
100000	0	36	0.5226
94000	15	38	0.755
88000	25	40	1
82000	10	42	1.2576
75000	50	44	1.5277

Longitudinal Cabin Score 1.25286

Optimum Score 15 Assessed Score 18.793

Lateral Impact

GW	%Time (Reduced)	Capability	Value
100000	0	26	0.6437
94000	15	27	0.728
88000	25	28	0.8155
82000	10	29	0.9062
75000	50	30	1

Longitudinal Cockpit Score 0.90370

Optimum Score 15 Assessed Score 13.555

Fig. 5. Crashworthiness Calculation for Longitudinal / Lateral Impact Conditions

(6) Total CI Score for BAC Area

BAC 분야의 CI 총점은 264.8점이며, 분야 기준점수인 295점 대비 89.8%에 해당한다. 즉, 기본 기체구조 내추락성(BAC)은 89.8점이며, 이에 대한 최종 판단은 설계자뿐만 아니라 해당기종과 관련되는 사업관리 주체들이 하게 된다. 본 논문의 결과들은 개정 내추락성 기준문서[4]에서 제시된 수치들과 다소 다르게 나타나 있는데, 이는 계산과정을 미세하게 역추적하면서 발생한 차이이며, 실제 해당 항공기의 내추락 특성 판단에는 크게 영향을 미치지 않는 수준이다.

III. 결 론

본 논문에서는 최신 헬리콥터 내추락성 설계 기준인 FSCC[4] 문서의 핵심내용인 내추락성 지수(CI) 계산과정을 중심으로 개정내용을 분석하였다. 앞서 설명하였듯이 개정문서라고 해서 전혀 새로운 기준을 제시하기 보다는 다양한 임무 환경, 충돌표면 및 자세, 중량 및 CG 등 세분화된 항목에 따라 내추락 특성을 정량적으로 평가하는 것이 FSCC의 핵심이다. 분야별 세부항목에 따라서는 CI 계산과정이 매우 복잡하며, 결과로서 제시되는 최적 점수는 해당 회전익기의 내추락 특성을 판단하는 근거가 된다. 이러한 내추락성 지수 평가결과는 개발과정에서 대두되는 비용 대 효과 분석을 통해 최적화 과정을 겪은 후 최종 내추락 특성으로 자리매김하게 된다. 즉, 체계 최적 점수는 목표값일뿐 반드시 도달해야 한다고 볼 수 없다.

내추락성 분야는 인명 보호라는 명분을 갖고는 있으나 우리에게는 여전히 생소한 내용들을 많이 포함하고 있다. 한국형 기동헬기 수리온 개발이 종료되고, 이어서 소형무장헬기(LAH, Light Armed Helicopter) 체계개발을 준비하는 시점에

내추락성 설계기준을 재삼 강조하는 이유는 내추락성 관련 공감대가 아직은 미흡하다고 여겨지기 때문이다.

References

- 1) Zimmermann, R.E., et al., "Aircraft Crash Survival Design Guide," USAAVSCOM TR 89-D-22 Volumes 1-5, Dec. 1989.
- 2) MIL-STD-1290A, "Light Fixed and Rotary-Wing Aircraft Crash Resistance," U.S. Department of Defense, Sept. 1988.
- 3) Aeronautical Design Standard, Rotary Wing Aircraft Crash Resistance, ADS-36, U.S. Army Aviation Systems Command, May 1987.
- 4) RDECOM TR 12-D-12, Crocco, J., et al., "Full Spectrum Crashworthiness Criteria for Rotorcraft," U.S. Army RDECOM, Dec. 2011.
- 5) Shanahan, D.F. and M.O. Shanahan, "Kinematics of U.S. Army Helicopter Crashes: 1979-1985," *Aviation, Space and Environmental Medicine*, Vol. 60, Feb. 1989.
- 6) Amer, K.B., "Closing the Loop on Helicopter Crashworthiness Design Requirements," *Proceedings of the 47th Annual Forum of the American Helicopter Society*, May 1991.
- 7) Burrows, L.T., "Variable Design Criteria for Rotary Wing Aircraft Crash Resistance," *Proceedings of the 49th Annual Forum of the American Helicopter Society*, May 1993.
- 8) Labun, L.C., "Rotorcraft Crash Mishap Analysis," U.S. Army RDECOM, Sept. 2009.
- 9) Aeronautical Design Standard, Rotary Wing Aircraft Crash Resistance, ADS-11B, U.S. Army Aviation Systems Command, May 1987.