

헬리콥터 연료탱크 기본설계

이정훈* · 김성찬** · 김현기**

Preliminary Design of Helicopter Fuel Tank

Jung-hoon Lee* · Sung-chan Kim** · Hyun-gi Kim**

ABSTRACT

This paper presents the procedure and the results of the preliminary design of the fuel tank as a part of developing the helicopter. For the requirements of operational capability, MIL-DTL-27422D and Defence Standard 15-2/Issue 1 are considered to be applied in developing a helicopter fuel tank. The procedure of the fuel tank development is set up including interface plate design, tank design, former design, tank material lay-up, and tank installation assessment. The outer moulded line and fittings of fuel tank have being designed, and several test will be performed to get the qualification.

Key Words: Fuel Tank, Preliminary Design, Helicopter, Self-sealing, Crashworthy

1. 서 론

헬리콥터의 연료탱크는 연료계통 구성품의 하나로서 Fuel Cell과 Interface Plate, Access Door, Skirt 등의 Fitting으로 구성된다. 특히 군용 헬리콥터의 연료탱크는 고유의 기능인 연료저장은 물론 자기밀폐(Self-sealing)와 내추락성(Crashworthy) 성능도 갖추어야 한다.

소화기 또는 기관포 등의 공격에 대하여 방호가 필요한 곳에는 연료탱크의 내탄성을 고려하여 자기밀폐성능을 위한 Bladder Cell의 적층구조에 밀폐제층(Sealant Ply)이 추가된 적층구조 형태로 설계된다. 밀폐제층은 중간층(Inner Ply)과 연료와의 접촉을 차단하는 기능을 하며, 또한 피탄에 의한 구멍이 발생하여 연료가 새어

나올 때 밀폐제층이 활성화되어 구멍을 막는 작용을 하여 연료 손실을 감소시킨다. 밀폐제층은 군용항공기에 널리 사용되고 있으며, 요구되는 발포 저항성(Gunfire Resistance)의 수준에 따라 군용항공기마다 상이한 적층구조를 갖는다. 특정부분의 해당부위에만 추가적으로 자기밀폐 능력을 갖도록 적층하여 제작하는 부분적인 자기밀폐성 Cell도 사용되고 있다. 내추락성 기능은 회전익기의 추락에 의한 충돌 및 전복사고가 발생하는 경우, 파열된 연료탱크로부터 방출되는 연료가 화재의 직접적인 원인이 될 수 있다. 이와 같은 화재를 방지하기 위하여 일반 fabric보다 7배 정도 더 강한 재질을 연료탱크에 적용하여 내추락성 기능을 부여한다.

본 논문은 헬리콥터 연료탱크의 기본설계를 중심으로 개발요구조건, 개발 과정, 그리고 설계 결과를 나타내고 있다.

* 정회원, 한국항공우주연구원

** 비회원, 한국항공우주연구원

연락처, E-mail: kariere@kari.re.kr

2 연료탱크 요구조건

2.1 미군사규격(MIL-DTL-27422)

MIL-DTL-27422은 미국의 국방규격으로서 틸트 로터기를 포함한 회전익기 연료탱크에 적용되는 내추락성 및 내탄성 요구도와 제반 입증시험에 대한 상세한 내용을 제시하고 있다.[1] 이 규격을 적용한 대표적인 헬기는 보잉사의 AH-64D Apache 공격헬기이다.

이 규격에서 정의하고 있는 입증시험은 Phase I과 Phase II로 구분되는데, 점검(Inspection), 분석(Analysis), 실연(Demonstration), 시험(Test) 등으로 입증하여야 한다. Phase I 시험은 연료탱크에 사용되는 소재를 인증하는 시험으로서 재료시편 물성치 시험을 비롯하여 금속 Fitting 강도시험, 상자형 표준 시제품(Test Cube)에 대한 발포시험(Gunfire Test), 충돌시험(Crash Impact) 등으로 구성된다. Phase II 시험은 연료탱크의 성능을 입증하는 시험으로서 압력시험을 비롯하여 Slosh and Vibration test, 발포시험(Gunfire Test), 충돌시험(Crash Impact) 등을 포함하고 있다.

Table 1. Class/Type/Protection Level (MIL-DTL-27422D)

Class	A	Flexible fuel cell construction
	B	Semi-rigid or self-supporting fuel cell construction
Type	I	Self-sealing or partially self-sealing
	II	Non-self-sealing
Pro-tection Level	A	Cell is completely self-sealing against .50 caliber and 20 mm (entry wound only for 20 mm).
	B	Part of the cell is non-self-sealing and part is self-sealing against .50 caliber and 20 mm (entry wound only for 20 mm).
	C	Part of the cell is self-sealing against .50 caliber and part of the cell is self-sealing against 14.5 mm.
	D	Cell is completely self-sealing against 14.5 mm and 20 mm (entry wound only for 20 mm).
	E	Part of the cell is self-sealing against 14.5 mm and 20 mm (entry wound only for 20 mm) and part of the cell is non-self-sealing.

MIL-DTL-27422은 상온 피탄시 자체밀폐는 2분

이내(Phase I 및 Phase II), 저온(-40° C) 피탄시 자체밀폐는 4분 이내(Phase I)에 Damp Seal 상태가 될 것을 요구하고 있다. 이 규격을 기준으로 하는 연료탱크의 Class와 Type에 대한 Protection Level을 Table 1에 정리하였다.

MIL-DTL-27422의 Phase I과 Phase II에서 내추락성의 확인은 내부를 물로 100% 채운 연료탱크를 65ft의 고도에서 콘크리트와 같은 견고한 바닥에 떨어뜨리는 낙하시험으로 수행된다. 낙하시험 후, 연료탱크로부터 물이 조금이라도 누설된다면 해당시험은 실패로 간주된다.

연료탱크를 구성하는 소재는 연료와 직접 접촉하는 Inner Layer Ply, 피탄시 연료와 접촉하여 부풀어 올라 자체밀폐 내탄기능을 하는 Sealant, 내추락성 기능을 하는 Fabric Ply, 그리고 연료배관을 위한 Fitting 등으로 구성된다.[2]

연료탱크에는 연료배관의 연결 및 주변구조물과의 고정을 위한 Fitting이 삽입되어야 하며 별도의 Seal이 필요한 관통볼트는 사용할 수 없다. 연료탱크가 항공기 내부에 장착된 상태에서, 연료탱크 및 주변구조물은 Table 2의 하중을 견딜 수 있어야 한다.

Table 2. Fuel Cell Strength (MIL-DTL-27422)

a	Flexing resulting from vibration caused by the aircraft
b	Impact loads incident to takeoff, taxiing, and landing (including catapulting and arresting)
c	Hydraulic surge of fuel incident to dynamic conditions of flight
d	Hydraulic surge of fuel incident to gunfire
e	Pressure loads resulting from hydrostatic head of fuel during level flight or maneuvers, and resulting from neutral gases used to pressurize fuel tanks
f	Crash loads as specified in the applicable aircraft documentation.

2.2 Defence Standard 15-2/Issue 1

Defence Standard 15-2/Issue 1[3]은 영국의 군용 표준서로서 틸트로터기인 미국의 V-22의 Sponson 연료탱크[4]에 적용된 바 있으며, 미국 방규격인 MIL-DTL-27422D에 필적할 만한 기술수준

의 연료탱크 성능을 요구하고 있다. 이 표준서 상의 연료탱크의 Type과 Standard에 대한 피탄성의 규격은 Table 3과 같다.

Table 3. Fuel Tank Type/Standard
(Defence Standard 15-2/Issue 1 Type II)

Type	I	Elastomeric sheeting with fabric reinforcement to provide a construction with a high degree of extensibility
	II	Fabric laminate with a high degree of inherent strength
Standard	A	Tumbled 7.62mm calibre heavy ball ammunition w/o superimposed tank pressure
	B	Tumbled 7.62mm calibre heavy ball ammunition with a minimum tank differential pressure of 25kPa
	C	Tumbled 12.7mm calibre armour piercing ammunition w/o superimposed tank pressure
	D	Tumbled 12.7mm calibre armour piercing ammunition with a minimum tank differential pressure of 25kPa
	E	Node cone fragments from fuzed high explosive shells up to 30mm calibre, with and w/o a minimum tank differential pressure of 25kPa
	F	Fragments upto 7 gram mass with impact velocities of 1,250 to 2,500 m/s with and w/o a minimum tank differential pressure of 25kPa

2.3 Federal Aviation Regulation Part29

미연방항공국(FAA)에서는 대형 회전익기에 대한 민간 규정인 FAR Part29[5]에 각 연료탱크는 운용 중에 받는 진동, 관성력, 연료하중 및 구조하중에 견디어 파손되지 않아야 한다고 명시하고 있다. 특히 29.952에는 생존 가능한 충격시 내충격성(Crash Resistant)에 대하여 명시하고 있는데 각 탱크 또는 가장 위험한 탱크에 대하여 다음과 같은 낙하시험을 요구하고 있다.

- (1) 낙하높이는 적어도 16m(50ft)이상이어야 한다.
- (2) 낙하 충돌면의 변형은 없어야 한다.
- (3) 탱크는 정상적인 탱크 용량의 80%에 물로 채워져 있어야 한다.
- (4) 주위의 구조가 돌출이나 탱크의 뒤집힘을 조장하는 설계 특성이 없도록 설치되어 있지 않

다면 탱크는 설비를 대신하는 주변 구조물로 둘러 싸여져야 한다.

(5) 탱크는 자유롭게 낙하하여 ±10° 수평면에 충돌되어야 한다.

(6) 낙하 시험 이후 누설은 없어야 한다.

헬리콥터 연료탱크의 내충격성에 대한 미국과 영국의 군사규격 대비 미국의 민간규격의 비교를 Table 4에 나타내었다.

3. 연료탱크 기본설계

3.1 연료탱크 형상결정

헬리콥터 연료탱크의 형상은 기체구조에 밀접하게 관련되어 있으며, 또한 기체구조와 연료계통 설계에 따라 형상이 결정되므로 체계종합업체에서 형상을 결정하여 기본설계를 수행한다. 기동형의 군용헬기는 동체 중앙을 객실로 활용하므로 연료탱크는 객실후방 또는 객실 하부에 위치하는 것이 일반적이다. 연료탱크의 위치는 Eurocopter사의 AS-332 Super Puma 헬기는 객실 하부에, Sikorsky사의 UH-60과 Agusta Westland사의 AW-139 헬기는 객실 후방에, 그리고 Bell사의 UH-1Y 헬기는 객실 후방과 하부에 위치한다. Fig 1에 헬리콥터 연료탱크의 형상과 위치를 나타내었다.

통상적으로 연료탱크가 객실 하부에 위치하는 경우, 객실 후방에 위치한 경우에 비하여 연료사용에 따른 CG 이동이 적으므로 항공기 성능 및 안정성에 유리하지만 항공기의 내추락성에 대해서는 상대적으로 취약한 경우가 많다.

3.2 연료탱크 개발절차

헬리콥터 연료탱크는 미국의 MIL-DTL-27422와 영국의 Defence Standard 15-2/Issue 1 Type II의 규격을 기준으로 설계한다. AH-64D Apache헬기와 CH-47 Chinook헬기는 미국의 MIL-DTL-27422C의 Self-sealing 규격을 적용하여 개발되었으며, Agusta Westland사의 EH-101과 Eurocopter사의 EC-135 등은

Table 4. Comparison of Required Test for Crashworthy of Civil vs Military Fuel Tank

Some of Required Tests		MIL-DTL-27422D Class A	DEF STAN 15-2/1 Type I	FAR 29 + AC 29-2C
Constant Rate Tear Test (lbs-ft)		400	NA	200
Impact Penetration Test	Dart Drop Height (ft)	15	1 mm Al 합금으로 보호된 상태에 서 실험 (조건은 좌동)	8
	Chisel Weight (lb)	5		5
Impact Tear Drop Test	Height (ft)	10	10 (3 m)	8
	Tear Length (in)	최대 0.5 (20개 중 18개)	최대 0.71 (10개 중 10개)	최대 1.0 (1개 중 한 개)
Impact Resistance, with Plywood Backing	Chisel Weight (lb)	5	5 (2.25 kg)	5
	Dart Drop Height (in)	50~75	NA	NA
Puncture Resistance w/o Plywood Backing		NA	45 kg (99lb) 정하중, MIL Impact Resistance와 유사한 형상의 Chisel	168.2 kg (370lb) 정하중, MIL Impact Resistance와 유사한 형상의 Chisel
Abrasion Resistance		6 in Scratching with 60 lb	NA	NA
Fitting Pull-Out Strength	매달린 추의 무게(lb)	225	5 kg/mm 이상 @ 피팅 목 지름 연신을 250% 이상	NA
	Drop Height (ft)	20		
	감속 높이 (in)	9 이하		
Panel Strength Calibration		Yes	NA	(Yes)
Tank Drop Test Phase I & Phase II	Height (ft)	65 (19.8 m)	65.6 (20 m)	50 (15.2 m)
	Water Depth (%)	100	85~97	80
회전익기 자체의 95 % Survivable 충돌속도 변화	Vertical (ft/sec)		42	26
	Longitudinal (ft/sec)		50	50
	Lateral (ft/sec)		30	10

영국의 Defence Standard 15-2 규격을 적용하여 개발되었다.

에 일어나기 쉬운 충격 하중

- 비행의 운동조건에 일어나기 쉬운 연료의 Hydraulic Surge
- 발포에 일어나기 쉬운 Hydraulic Surge
- 수평비행 또는 기동 중 연료의 정적 수역학 수위 또는 가압된 연료탱크에 사용되는 가스에 기인된 압력하중
- 적용 가능한 항공기 문서에 명시된 추락하중

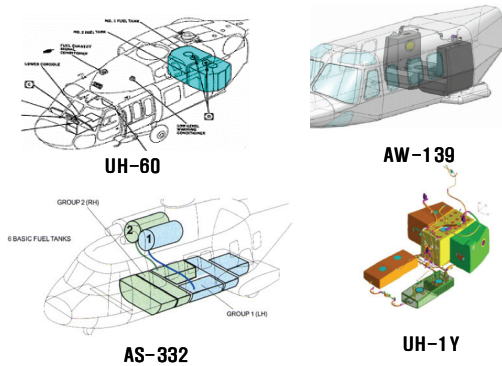


Fig 1. Configuration and Location of Fuel Tank

헬리콥터의 연료탱크는 항공기 구조물에 장착되었을 때 다음과 같은 하중에 대하여 견딜 수 있도록 설계되어야 한다.

- 항공기에 의하여 유발되는 진동의 결과에 의한 구부러짐
- 이륙, 지상활주, 착륙(Catapult 및 Arrest 포함)

연료탱크의 개발과정은 크게 Interface Plate Design, Tank Design, Former Design, Tank Material Lay-up, Tank Installation Assessment 등으로 구분된다. Table 5는 연료탱크 개발과정을 나타내고 있다.

3.3 연료탱크 Cell 형상설계

헬리콥터 연료탱크의 기본설계는 연료계통 개발업체로부터 제공된 OML을 기준으로 연료 Cell 형상설계, 소재 및 두께 결정, 각종 Fitting의 설계, 중량산출 등 다양한 개발업무로 수행으로 진행되었다. 이와 같은 작업은 상위 시스템과의 인터페이스 등을 고려하여 탱크 OML의 변화와 함께 반복적으로 수행되었다.

Table 5. 연료탱크 개발과정

설계 과정	내 용
Interface plate design	1. 각 탱크에 요구되는 Break-away valve와 fixture 장착 정보 입수 2. Metal Tank Fittings 설계 수행 3. MS33786을 기준으로 Fittings설계 4. Aircraft에 고정되는 탱크 Fittings 선정 및 설계 수행
	↓
Tank design	5. 탱크설계 수행 전에 탱크 OML 관련정보 입수 6. Interface plate 치수와 위치 필요 7. 부착위치 반복적인 설계 진행 (구조물 및 연료시스템에 영향을 미침)
	↓
Former design	8. 각 탱크의 형상을 결정하는 구조물 설계하여 IML 완료 9. Tank 치수, Interface plate 위치 등이 확정된 후 Former의 설계 진행 10. 설계 확정과 동시에 제작 착수
	↓
Tank material lay-up	11. Former 제작 완료 후 각 탱크의 detail construction 수행 12. Seam (overlap) position과 lay-up panel sizes 결정 및 최적화
	↓
Tank instal. assessment	13. 각 탱크의 조립 완료 후 MIL-DTL-27422에 따라 장착성 검사 수행

당 연구에서의 연료탱크는 기수부분 착륙장치 장착에 의하여 Fig 2와 같이 네 개의 cell로 구성된 형상으로 결정되었다.[6]

헬리콥터 연료탱크에 적용하고자 하는 소재는 GKN사에서 제안한 제품으로 이미 MIL-DTL-27422B의 Phase I 시험을 수행하였다. 그리고 GKN사에서 제안한 새로운 형상의 Fitting을 개발하여 Fitting강도 시험을 추가로 수행할 계획이다.

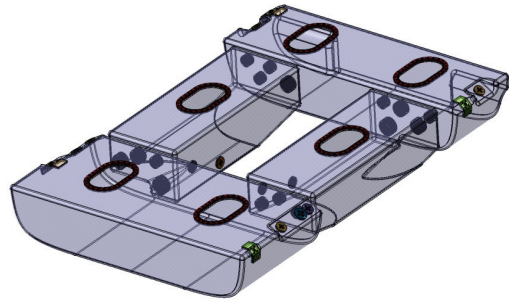


Fig 2. Configuration of Designed Fuel Tank

Fig 3에 Materials Specification Draft Sample을 보이고 있으며, Table 6에는 설계된 소재에 대한 특성과 제원을 나타내고 있다.



Fig 3. Section Crashworthy and Self-sealing Material for Designed Fuel Tank

3.3 연료탱크 Fitting 설계

헬리콥터 연료탱크 Fitting 설계와 관련된 자료는 체계업체로부터 Fitting 연료탱크 장착 위치와 해당 Fitting이 사용되는 Tube 외부직경 정보만을 가지고 수행한다. 헬리콥터 연료탱크에 적용하고자 하는 Fitting은 Fig. 4와 같이 상부 파트와 하부 파트 두 개로 구성되며, 상하부 파트는 Fuel Cell소재와 접착되어 일체형으로 조립된다.

Table 6. Example of Crashworthy and Self-sealing Material

구 성	두께 (mm)	Polymer
내면 고무	0.20	NBR
보강포	0.15	Nylon 6,6
중간고무	0.05	NBR
보강포	0.15	Nylon 6,6
중간고무	0.05	NBR
필름	0.07	PU
(Self sealing/고무/보강포/고무)X4	(1.5/0.4/0.3/0.4) X4	(NR/NR/Nylon 6,6/NR)X4
고무	1.0	NBR
보강포	0.3	Nylon 6,6
고무	0.05	NBR
코팅	0.02	PU

이 Fitting은 이미 MIL-DTL-27422C의 Fitting Strength Test를 만족하였으며, 기존에 사용되어 왔던 Cord string type보다 가볍고, 탱크 내부로 침입하는 부피가 작으며 제작성이 우수한 장점이 있다.

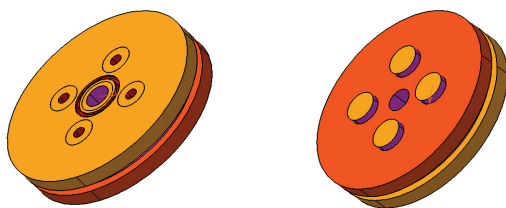


Fig 4. Configuration of Fuel Tank fittings

4. 결 론

MIL-DTL-27422D와 Defence Standard 15-2/ Issue 1의 기준을 고려하여 헬리콥터 연료탱크의 Cell 형상과 Fitting부 설계, 그리고 이에 대한 소재를 설계하여 결정하였으며, 또한 연료

탱크 개발절차를 수립하였다. 설계된 연료탱크는 네 개의 Fuel Cell과 Fitting으로 구성되며, 내추락성과 자기밀폐 기능을 고려하여 설계되었다. 현재 개발하고 있는 연료탱크는 내추락성 시험과 피탄성 시험은 물론, Slash & Vibration 시험과 환경시험을 비롯한 다양한 시험도 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 지식경제부의 KHP 민군겸용핵심구성품개발사업의 지원을 받아 진행되었으며 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- [1] Detail Specification for the Tank, Fuel, Crash-Resistant, Ballistic-Tolerant, Aircraft, MIL-DTL-27422D, 30 January 2007.
- [2] 이종원, 김성찬, “항공기용 내충돌성 연료탱크 민/군 요구성능 비교,” 군사과학기술학회 2007년도 종합학술대회, 2007.
- [3] Flexible Tanks for Use in Aircraft Fuel and Methanol/Warwe Systems, Defence Standard 15-2/Issue 1, 3 April 1987.
- [4] Acquisition, Fuel Cells of the V-22 Osprey Joint Advanced Vertical Aircraft, D-2003-013, October 24, 2002.
- [5] Federal Aviation Regulation, Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft, Federal Aviation Administration, 1996.
- [6] 이정훈, 김성찬 외, “헬리콥터 연료탱크 기본설계,” 항공기시스템공학회 2007년도 추계 학술대회, 2007.