

회전익항공기용 연료셀 Phase II 인증시험에 대한 고찰

김현기*, 김성찬¹
¹한국항공우주연구원

Study on the Phase II Qualification Test for Fuel Cell of Rotorcraft

Hyun-Gi Kim^{1*} and Sung Chan Kim¹

¹Korea Aerospace Research Institute

요 약 회전익항공기 연료셀은 추락시 승무원의 생존성과 직결되는 구성품이다. 1950년대부터 미육군에서는 연료셀에 적합한 특성을 갖는 소재를 개발하기 위해 다양한 노력을 기울여왔다. 그 결과로 1961년에 MIL-T-27422A라는 항공기용 연료셀 설계규격이 처음 등장하였고, 수회의 개정을 거쳐 2007년 MIL-DTL-27422D라는 미군사 규격으로 발전되었다. 미군사 규격은 항공기용 연료셀 개발에서 가이드라인 되고 있는 중요한 지침서로써, 연료셀이 항공기에 장착되기 위해서는 사전에 규정된 인증시험을 통해 성능인증이 완료되어야 한다. 인증시험은 소재의 성능인증과 관련된 Phase I, 연료셀 자체의 성능인증과 관련된 Phase II 로 구분된다. 본 논문에서는 Phase II 인증시험 중 가장 중요하면서 실패 위험성이 큰 항목으로 평가되고 있는 슬로싱 및 진동시험, 내탄시험, 충돌충격시험에 대한 수행 절차 및 시험조건에 대해 살펴보고, 각 시험의 조건 및 절차에 대한 논리적 근거를 고찰하였다. 이러한 인증시험의 논리적 고찰은 인증시험 절차의 적절성과 시험 결과에 대한 합리적 판단 능력을 향상시켜 항공기 개발에 있어서 향후 보다 체계적인 개발이 가능해 질 것으로 사료된다.

Abstract Fuel tank of a rotorcraft has a great influence on the survivability of crews. For a long time, US army has tried to develop the proper material for fuel cell of a military rotorcraft. As a result, the design specification of fuel cell, MIL-T-27422A, was issued for the first time on 1961. Through a few revisions, it has been developed to ML-DTL-27422D in 2007. It should be assured that fuel cell satisfies the requirement defined in MIL-DTL-27422D. The qualification test of this specification is classified into Phase I test for material and Phase II for fuel cell itself. This paper studies test conditions and procedures of slosh & vibration, gunfire resistance and crash impact test. They are considered as the most important tests which have a high possibility of failure. The rational consideration of this paper can improve the ability for estimating not only the validity of test procedure and test condition but test result. Based on the rational consideration, it is expected that the ability of the systematic development can be improved.

Key Words : Crash Impact Test, Fuel cell, Gunfire Resistance Test, MIL-DTL-27422D, Slosh & Vibration Test

1. 서 론

회전익 항공기에서 연료셀은 헬기 추락시 승무원의 생존 여부와 직결되며 항공기 기체와의 체결 부위도 매우 많아 체계 연관성이 매우 큰 구성품으로, 미국 등 항공분

야 선진국에서 상당한 관심을 갖고 수십년간의 노하우를 축적하면서 개발해 온 구성품이다. 회전익 항공기 연료셀의 기능과 소재는 일반 탱크와는 상당히 다르며, 전투기와 같은 고정익 항공기와도 제작에 적용되는 소재와 설계 개념이 다르다. 대부분의 헬기는 사출장치가 없으며,

본 연구는 Virtual Test 기반 항공기 내추락 설계/해석 기술개발사업 수행결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.(기초기술연구회)

*Corresponding Author : Hyun-Gi Kim(Korea Aerospace Research institute)

Tel: +82-42-870-3531 email: shotgun1@kari.re.kr

Received December 28, 2012 Revised February 25, 2013 Accepted March 7, 2013

고정의 항공기보다 훨씬 낮은 고도에서 운용되므로 추락 시에도 승무원의 생존성을 보장할 수 있도록 내추락 설계가 반영되어야 한다. 또한, 본 연구에서 고찰하는 인증 시험은 군용헬기에 적용되는 것이기 때문에 전장상황에서 연료셀이 피탄되더라도 승무원의 생존성을 보장할 수 있는 특수기능을 보유하고 있어야 한다.

미 육군은 1950년 대 말부터 항공기 사고사례에 대한 광범위한 조사를 통해 아래와 같은 4 가지의 중요한 사실을 확인하였다.

첫째, 연료셀이 기체의 하부구조물이나 외피에 너무 가깝게 장착되면 추락시 연료셀에 무리한 하중이 가해져 연료셀이 파손되는 경우가 많다.

둘째, 추락시의 충격으로 연료셀에 높은 압력이 걸린 상태에서, 영구변형이 급격히 진행되는 주변구조물이 연료셀을 찌게 되면 연료셀의 대규모 파손과 더불어 다량의 연료가 누출된다.

셋째, 연료셀과 주변구조물의 급격한 상대운동으로 피팅이 연료셀로부터 찢겨져 나간다.

넷째, 연료관 역시 상대운동에 의한 변위 또는 파손이 진행되는 주변구조물에 의해 절단되거나 찢겨진다.

이러한 연구결과를 토대로, 미 육군은 연료셀의 파손을 방지하기 위한 가장 효과적인 방안의 하나로서 강하고 길진 연료셀 소재의 개발에 심혈을 기울였으며, 그에 대한 다양한 노력의 결과로 1961년에 MIL-T-27422A라는 규격이 등장하였다. 이후, 소재에 대한 집중적인 연구와 시험을 통해 Impact, Penetration, 그리고 Tear Resistance 및 물로 100% 채운 연료셀을 65 ft 높이에서 자유낙하시키는 충돌충격시험 등의 다양한 요구조건이 해당규격에 추가되었다. 이를 반영하여 1970년 2월 개정된 MIL-T-27422B는 연료셀에 대한 최초의 현대적 상세 규격이라고 할 수 있으며, 이후 MIL-DTL-27422C를 거쳐 지금의 MIL-DTL-27422D로 개정되었다 [1].

본 논문은 회전의항공기용 연료셀에 적용되는 인증 시험에 대한 고찰을 담고 있다. 특히, 연료셀 자체의 인증 시험인 Phase II에서 실패 위험도가 큰 슬로싱 및 진동시험 (Slosh & Vibration Test), 내탄시험(Gunfire Resistance Test), 충돌충격시험(Crash Impact Test)의 시험절차와 수행조건에 대해 살펴보고, 각 항목들에 대한 논리적 고찰을 수행하였다.

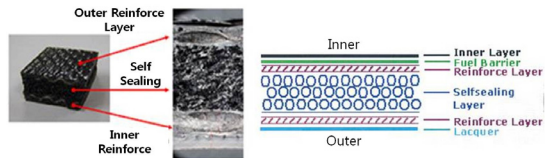
2장에서는 회전의항공기용 연료셀 소재의 적층구조와 각 소재의 특성을 설명하고, 다양한 연료셀 등급과 형태를 소개하였다. 3장은 슬로싱 및 진동시험, 내탄시험, 충돌충격시험의 절차와 시험조건에 대해 살펴보고, 4장에서는 각 인증시험들에 적용되는 시험조건과 절차의 논리적 고찰을 수행하였다.

2. 연료셀 형상 및 소재 특성



[Fig. 1] Fuel Cell for Rotorcraft [2]

Fig. 1은 회전의항공기에 장착되는 연료셀의 예제 형상이다. 연료셀을 구성하는 비금속 소재는 연료와 직접 접촉하는 내부층(Inner layer), 피탄시 연료와 접촉하여 부풀어 올라 내탄기능을 발휘하는 자기밀폐층(self-sealing layer), 그리고 내추락 성능을 갖는 섬유보강층(reinforce layer)으로 구성된다. 또한, 연료셀에는 연료 배관의 연결 및 주변구조물과의 고정을 위한 금속피팅이 장착되며, 별도의 밀봉이 필요한 관통볼트는 사용할 수 없다. 구체적인 연료셀 소재 단면과 적층구조는 Fig. 2와 같다. 또한, 연료셀은 유연정도, 자기밀폐 수준, 방어수준에 따라 Table 1과 같이 등급과 형태가 구분되며, 각 항공기의 요구도를 충족할 수 있도록 연료셀의 등급과 형태가 결정되고 그에 따라 설계되어야 한다.



[Fig. 2] Material Property of Fuel Cell

[Table 1] Class and Type of Fuel Cell

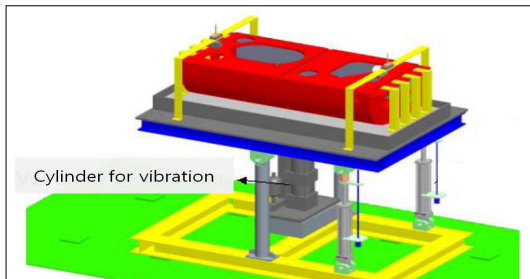
구분	내 용	
Class	A	flexible fuel cell construction.
	B	semi-rigid or self-supporting fuel cell construction.
Type	I	self-sealing or partially self-sealing.
	II	non-self-sealing.
Protection Level	A	completely self-sealing against .50 caliber and 20 mm
	B	Part of the cell is non-self-sealing and part is self-sealing against .50 caliber and 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	completely self-sealing against 14.5 mm and 20 mm
	E	Part of the cell is self-sealing against 14.5 mm and 20 mm and part of the cell is non-self-sealing.

3. 연료셀 Phase II 인증시험

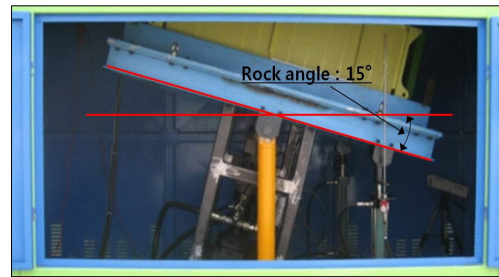
연료셀의 인증시험은 소재성능 입증을 위한 Phase I 시험과 연료셀 자체의 성능입증을 위한 Phase II 시험으로 구분된다. Phase I 시험은 재료시편 물성치 시험과 금속 피팅 강도시험 및 상자형 표준 시제품에 대한 피탄 및 충돌충격시험 등으로 구성된다. Phase I 시험을 통과하게 되면, 실제 연료셀을 제작하여 Phase II 시험을 수행한다. 본 장에서는 Phase II 인증시험에서 가장 중요한 항목으로 평가되는 슬로싱 및 진동시험, 내탄시험, 충돌충격시험의 시험절차와 수행조건에 대해 살펴보고자 한다.

3.1 슬로싱 및 진동시험(Slosh & Vibration Test)

슬로싱 및 진동시험을 수행하기 위해서는 항공기 구조물의 실제 또는 항공기에서 연료셀을 지지하는 구조물의 형상, 치수 및 재질을 모사해야 한다. 내부 배관과 부품들이 설치되어야 하며, 피팅 및 연료셀 내부의 non-self sealing 영역은 적당한 접착제를 사용하여 갈색 종이를 해당 위치에 고정시킨다. 시험체에는 슬로싱 또는 슬로싱과 진동을 동시에 가하게 되는데, Type I 연료셀에 대해서는 43.3°C(110°F)의 온도에서 Staining agent를 포함하고 있는 ASTM D471 Ref fuel B를 시험탱크에 2/3만큼 채운 상태로 시험을 수행한다. 모든 슬로싱 또는 슬로싱 및 진동시험은 안정적인 비행조건에서 발생하는 최대 안정화 증기압과 동등한 내부압력 조건에서 수행된다. 또한, 연료셀은 실제 비행에서 앞뒤로 흔들리는 현상을 모사할 수 있도록 장착되어야 하며, 이 시험 동안에 누유 또는 연료셀의 손상 또는 부품들의 부착부에 이상이 없어야 한다. 슬로싱 및 진동시험 개념도는 Fig. 3과 같으며 구체적인 시험조건은 Table 2에 주어져 있다.



[Fig. 3] Test Bench for Slosh & Vibration



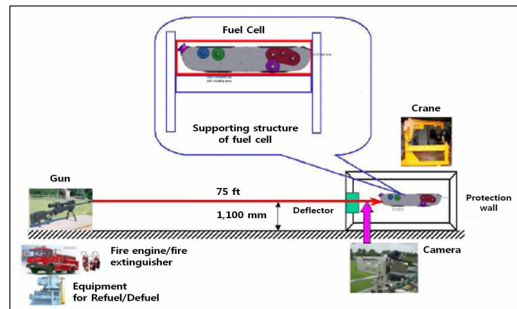
[Fig. 4] Rock Angle of Slosh [3]

[Table 2] Test Condition of Slosh & Vibration

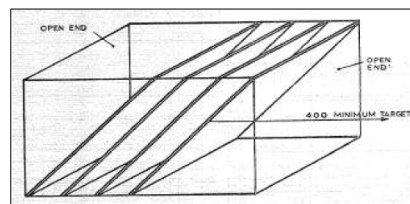
	Test Condition
Test time	slosh & vibration for 25 hours then, slosh for 15 hours
Rock angle	Total of 30°, approximately 15° on either side of the horizontal position (shown in Fig. 4)
Cycle	10 cycles per minute
Displacement	measurement position : points of inherent rigidity on the tank. Amplitude : $32^{+0.01}_{-0.01}$ inch
Frequency	2,000±100 rpm.

3.2 내탄시험(Gunfire Resistance Test)

Fig. 5는 내탄시험 개략도이며, Fig. 6은 탄환 전도를 위한 편향보드 형상이다.



[Fig. 5] Test Site of Gunfire Resistance Test[4]



[Fig. 6] Configuration of Deflector [1]

내탄시험에 사용되는 연료셀 내부는 JP-5, JP-8 또는 ASTM D471 Ref fuel A 시험유체로 2/3만큼 채운다. 0.50 caliber AP 탄환의 발사 탄환 수는 각각의 연료셀 용량 56.78리터(15갤론)마다 1발 발사를 기본으로 하며, 최대 10발을 발사한다. 사격거리는 75ft이며, 모든 충격지점은 유체 수면높이에서 최소한 152.4mm(6in) 아래에 있어야 하고, 충격의 분포는 연료 수위의 최소와 최대 사이에 있어야 한다. 또한, 탄환 전도조건이 수행되어야 한다. 전도된 0.50 caliber AP 탄환은 sharpnel를 모사하는 것이며, 피탄시 연료셀에서 어떠한 폭발도 일어나지 않아야 한다. 시험시, 14.5mm AP 또는 동등 이상의 탄환 한 발이 self-sealing 부위로 발사되어야 하며, 0.50 caliber 중 적어도 두발이 연료셀의 non self-sealing 영역으로 발사되어야 한다. 유효평가탄 판정의 예외사항은 금속피팅 타격, 모서리로부터 3인치 이내 피탄, 탄환직경 10% 이상의 coring 등이 있다. 합격을 위해서는 상온에서는 2분 이내, -40°F(저온 내탄시험 수행시)에서는 4분 이내 dry seal 또는 damp seal 되어야 한다.

3.3 충돌충격시험(Crash Impact Test)

연료셀 충돌충격시험 시험절차는 Table 3과 같다.

[Table 3] Test Procedure of Crash Impact Test

No	Test Procedure
1	The fuel cell shall be placed upon the platform. Dimension of platform shall not exceed fuel cell dimensions(when the loaded cell is in place for test) by more than 12 inches in either direction.
2	The fuel cell, with all openings suitably closed, shall be filled to normal capacity with water and the air removed
3	After connecting bomb release and sling, platform shall keep a bar level with the ground (shown in Fig. 7)
4	Platform is lifted to a height of 65 feet measured from the bottom of the fuel cell. (shown in Fig. 8)
5	Platform shall be stabilized in a height of 65 feet. (shown in Fig. 9)
6	The platform shall be released and allowed to drop freely onto a non-deforming surface so that the fuel cell shall impact in a horizontal position $\pm 10^\circ$. (shown in Fig. 10 and Fig. 11)



[Fig. 7] Stabilization of Fuel Cell



[Fig. 8] Site for Crash Impact Test [2]



[Fig. 9] 65ft Lifting of Fuel Cell



[Fig. 10] Scene of Crash Impact (1)



[Fig. 11] Scene of Crash Impact (2)

4. 연료셀 Phase II 인증시험 고찰

4.1 슬로싱 및 진동시험(Slosh & Vibration Test)

본 장에서는 슬로싱 및 진동시험에서 규정된 시험조건에서 시험시간, Rock 각도, 진동/진폭, 가진주파수에 대한 고찰을 수행하였다.

1) 시험시간

40시간 동안 시험체에 슬로싱과 진동을 동시에 부과하는데, 이것은 항공기 운용시 기체 자체에 진동이 가해지는 상태에서 롤 또는 피치 운동이 동시에 작용하는 상황을 모사하기 위한 것이다. 또한, 항공기의 일반적인 1회 운용시간은 2시간 정도이지만, 시험에서는 가혹한 조건을 반영하여 40시간 시험을 수행한다.

2) Rock 각도, 진동진폭, 가진 주파수

수평자세를 기준으로 시험체의 rock 각도를 상하 15°, 총 30° 각도와 주기는 분당 10 회로 규정한다. 이것은 항공기의 일반적인 순항 자세와 롤 주기를 고려한 시험조건이다. 또한, 진동진폭 및 가진주파수는 항공기 진동시험시 통상 적용되는 값으로 이 수치 또한 항공기 순항상태에서 기체에 가해지는 진동수준 및 주파수를 반영한 것이다.

4.2 내탄시험(Gunfire Resistance Test)

내탄시험에 대해서 꺾론당 탄환 수, 시험시 피탄거리, 전도조건, 합격기준, 유효평가탄 예외규정에 대한 고찰을 수행하였다.

1) 탄환 수 및 시험거리

시험조건은 발사거리는 75ft이고, 연료셀 전체부피에서 15꺾론마다 1발 발사를 할당하도록 규정하고 있다. 발사거리 75ft는 내탄시험 전 수행하는 영점사격 거리이며,

화약량에 따라 피탄속도를 조절할 수 있다. 15꺾론마다 1발의 할당은 자기밀폐 소재가 발포하기까지 2분 동안 피탄된 구멍으로 누설 가능한 최대 연료량을 의미한다.

2) 전도(Tumble) 조건

전도조건은 다양한 피탄상황에 대한 내탄성능 만족여부를 확인하기 위한 목적으로 수행된다. 예를 들어, 대공탄이 항공기 근처에서 폭발하여 발생하는 파편에 의해 피탄되는 상황 또는 기체의 다른 부분을 타격한 탄이 연료셀을 2차 타격하는 상황 등을 가정한 것이다. 이러한 피탄상황에서는 탄이 불규칙한 자세로 변화하고 진행방향도 예측하기가 어렵게 된다. 따라서, 전도조건을 사용하여 탄이 임의의 자세와 방향으로 연료셀을 관통하는 시험을 규정한다.

3) 합격기준

피탄 후 상온에서는 2분 이내, -40°F(저온내탄시험시)에서는 4분 이내에 dry seal 또는 damp seal 되어야 하는 것으로 규정하고 있다. 여기서, dry seal 은 피탄 구멍 주변에 유체가 보이지 않아야 하고, damp deal은 피탄 구멍 주변에 유체흔적이 있으나, 지속적으로 유체가 스며나오거나 연료셀 벽을 따라 흐르지 않아야 함을 의미한다.

4) 예외규정

✓ 금속피팅 피탄

내탄시험은 자기밀폐 소재의 성능을 검증하기 위한 것이므로 금속피팅을 타격하는 경우는 소재성능 평가와는 무관하므로 유효 평가탄에서 제외한다.

✓ 모서리 3 inch 이내 피탄

연료셀의 모서리는 여러 개의 seam 이 겹쳐져 매우 두꺼운 영역이기 때문에, 연료에 노출된다고 하더라도 자기밀폐 소재의 활성화를 기대하기 어렵다. 따라서, 모서리 3인치 이내 피탄은 유효 판정탄에서 제외한다.

✓ Coring 현상

Coring 현상이 발생한 탄은 평가대상에서 제외한다. 이것은 내탄시험이 자기밀폐 소재의 발포성능평가를 목적으로 하는 것인데, coring은 자기밀폐 소재가 떨어져 나가버린 것이기 때문에 소재 자체의 성능평가를 할 수 없게 된다. Coring 현상이 빈번하게 발생하는 것은 연료셀 형상이나 제조 공정의 적절성에 대한 검토가 필요하다 볼 수 있다. 따라서, 미군사 규격에서는 coring 현상이 전체 시험탄 수의 20%가 넘지 않아야 하는 것으로 규정

하고 있다.

4.3 충돌충격시험(Crash Impact Test)

충돌충격 시험조건에 대해서는 낙하높이, 충돌각도, 플랫폼 규격에 대한 고찰을 수행하였다.

1) 낙하높이

미육군은 1960년 7월부터 1965년 7월까지 발생했던 회전의익 및 경비행기 사고 사례와 1971년 1월부터 1976년 12월까지 발생했던 공격용 회전의익기 및 수송용 회전의익기 사고사례 조사를 통하여 생존가능 충돌속도를 결정했다. 조사결과, 생존 사고의 95% 이상이 충돌속도가 약 75ft/sec 로 조사되었는데, 이 충돌속도에서는 연료셀의 누설로 인한 화재가 발생하지 않는다면 승무원이 생존할 수 있음을 의미한다. 따라서, 75ft/sec 속도는 81ft에서 자유낙하하는 경우에 발생하는데, 물 비중이 연료보다 약 1.25 높음을 고려하여 65ft 상공에서 자유 낙하하는 것으로 규정하고 있다.

2) 충돌각도

플랫폼이 지면과 과도하게 기울어져 충돌하는 경우에는 충돌영역에는 과도한 하중이 가해지나, 충격력이 전달되지 않은 영역은 상대적으로 낮은 수준의 하중이 가해지게 되어 연료셀 영역 전체의 접착강도 및 부품의 내충격성이 적절하게 평가되기 어렵다. 따라서, 충돌시에 발생하는 충격력이 연료셀 전체 영역에 가해져서 전 영역에 대한 건전성이 평가될 수 있도록 낙하각도를 $\pm 10^\circ$ 이 내로 규제하고 있다.

3) 플랫폼 규격

충돌충격 시험시 연료셀을 지면에 직접 충돌하는 것이 아니라, 연료셀을 플랫폼 위에 위치시킨 후 플랫폼이 지면과 충돌하도록 하고 있다. 만약 연료셀을 지면과 직접 충돌시키기 위해 연료셀자체를 들어올리게 되면 연료셀은 연성이 있는 제품이므로 수평을 유지하면서 들어올릴 수 없다. 또한, 항공기 추락시에도 연료셀이 직접 지면과 충돌하는 것이 아니라 외부 동체와 충돌한 후 충격력이 연료셀로 전달된다. 따라서, 연료셀을 플랫폼 위에 위치시켜서 플랫폼을 지면과 충돌시키는 시험절차가 항공기 추락 환경과 유사하다고 할 수 있다. 플랫폼의 소재는 규정되어 있으며, 플랫폼의 치수가 연료셀 치수보다 12인치를 넘어서지 않도록 제한하고 있다. 이는 플랫폼 크기가 규격이상으로 커질 경우 낙하시 공기저항에 의해 충돌속도가 감소되는 것을 방지하기 위함이다.

5. 결 론

본 논문에서는 회전의항공기용 연료셀의 Phase II 인증시험에 대한 시험조건 및 절차를 소개하고 각 시험조건 및 절차의 논리적 근거에 대한 고찰을 수행하였다. 각 시험의 절차와 조건은 논리적 사유가 있으며, 이에 대한 고찰이 수행되어야만 시험절차와 결과의 적절성에 대한 합리적 판단을 내릴 수 있다.

통상, 항공선진국의 규격서에서 규정하고 있는 요구사항들을 기준으로 항공기 개발을 수행하는 것이 일반적이다. 그러나, 해당 규격서의 요구사항은 절대적 기준이 아닌, 원활한 시험수행과 합부 판단을 위한 가이드라인이기 때문에, 항공기 개발자의 필요에 따라 적용기준이 달라질 수 있음을 염두해 두어야 한다. 그러나, 오랜 기간동안 항공선진국에서 적용해 온 개발규격과 요구사항에 대한 충분한 이해가 있어야만 우리의 실정에 맞는 개발조건과 규격을 결정할 수 있고 이를 입증하는 인증시험의 절차와 결과에 대한 합리적 판단이 가능할 것이다. 본 논문은 이러한 노력의 일환이며, 향후 연료셀 Phase I 시험 및 본 논문에서 다루지 못한 Phase II의 다양한 시험에 대한 논리적 고찰을 지속적으로 수행할 계획이다.

References

- [1] U.S. Army Aviation and Missile Command, "Detail Specification for the Tank, Fuel, Crash-Resistant, Ballistic-Tolerant, Aircraft, MIL-DTL-27422D", pp.1-47, Departments and Agencies of the Department of Defense, 2007.
- [2] Hyun-Gi Kim, Sung Chan Kim, Jong Won Lee, In Hee Hwang, et al, "Assessment of Crashworthiness Performance for Fuel Tank of Rotorcraft", The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, v.38. no.8, pp.806-812, 2010.
DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2010.38.8.806>
- [3] Hyun-Gi Kim, Sung Chan Kim, Jong Won Lee, In Hee Hwang, et al, "Slosh & Vibration Qualification Test for Fuel Tank of Rotorcraft", The Korea Institute of Military Science and Technology, v.14. no.1, pp.62-68, 2011.
- [4] Hyun-Gi Kim, Sung Chan Kim, Jong Won Lee, In Hee Hwang, et al, "Assessment of Self-sealing performance of the Fuel Tank of the Rotorcraft against Gunfire Projectiles", The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, v.38. no.5, pp.477-481, 2010.
DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2010.38.5.477>

김 현 기(Hyun-Gi Kim)

[정회원]



- 2000년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부(학사)
- 2002년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부(석사)
- 2006년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부(박사)
- 2006년 2월 ~ 2007년 12월 : 현대중공업 선임연구원
- 2007년 12월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 선임연구원

<관심분야>

항공기 구조해석, 구조최적화, 축소모델

김 성 찬(Sung-Chan Kim)

[정회원]



- 1988년 2월 : 한국항공대학교 항공기계공학과(학사)
- 1998년 8월 : 한국항공대학교 항공기계공학과(석사)
- 1991년 ~ 1994년 : (주)광림 과장
- 1994년 ~ 1999년 : 대우중공업 선임연구원
- 1999년 ~ 2000년 : 한국항공우주산업 선임연구원
- 2000년 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원
- 2003년 1월 : 항공기체기술사

<관심분야>

항공기 구조설계 및 세부계통