

항공기용 연료탱크 Phase I 충돌충격시험 충격하중 분석

김현기*, 김성찬
¹한국항공우주연구원

Analysis of Crash Load in Crash Impact Test for Fuel Tank of Rotorcraft

Hyun-gi Kim¹, Sung Chan Kim¹

¹Korea Aerospace Research Institute

요약 연료탱크 충돌충격시험은 연료탱크의 내충격 성능을 검증하는 시험으로, 충돌충격시험을 통과한 연료탱크는 생존가능 충돌환경에서 화재가 발생하지 않아 승무원의 생존성이 대폭 향상될 수 있음을 의미한다. 그러나, 충돌충격시험은 높은 충격하중 때문에 실패 위험성이 큰 시험이다. 만약, 충돌충격시험을 실패할 경우에는 설계보완 및 시편 제작 등으로 재시험 준비 기간이 상당히 소요되어 항공기 개발일정에 상당한 지장을 초래하게 된다. 따라서, 연료탱크 설계 초기에 충돌충격시험에 대한 수치해석을 수행함으로써 실험시험에서의 실패 가능성을 최소화하는 노력이 필요하다. 본 연구에서는 충돌모사 프로그램인 LS-DYNA에서 지원하는 입자법을 사용하여 Phase I 인증시험의 연료탱크 충돌충격시험 수치모사를 수행하였다. 수치해석 조건으로 미군사규격(MIL-DTL-27422)에서 요구하는 시험조건을 반영하였고, 실험 연료탱크 소재의 시편시험을 통해 확보한 물성 데이터를 수치 해석에 적용하였다. 그 결과로 연료탱크 소재와 중첩부위, 피팅 부위에 작용하는 충격하중을 분석함으로써, 연료탱크 설계시 접착강도와 중첩범위 결정을 위한 설계하중 획득 가능성을 타진하였다.

Abstract Crash impact test is conducted to verify the crashworthiness of fuel tank. Success of the crash impact test means the improvement of survivability of crews by preventing post-crash fire. But, there is a big risk of failure due to huge external load in the crash impact test. The failure of crash impact test can result in serious delay of a entire rotorcraft development because of the design complement and re-production of the test specimens requiring a long-term preparation. Thus, the numerical simulations of the crash impact test has been required at the early design stage to minimize the possibility of trial-and-error in the real test. Present study conducts on the numerical simulation of phase I crash impact test using SPH supported by crash simulation software, LS-DYNA. Test condition of MIL-DTL-27422 is reflected on analysis and material data is acquired by specimen test of fuel cell material. As a result, the crash load on the skin material, overlap area and metal fitting is estimated to confirm the possibility of acquisition of the design load for the determination of the overlap area and adhesive strength.

Key Words : Fuel tank LS-DYNA, SPH(Smoothed Particle Hydrodynamic)

1. 서론

항공기용 연료탱크는 평상시 연료를 저장하는 단순한 기능을 하지만, 항공기 추락 등의 위급상황에서는 연료탱크의 건전성이 승무원의 생존확률과 직결된다. 연료탱크 충돌충격시험은 극한 상황에서 연료탱크 내충격 성

능을 입증하는 시험으로써 상당한 비용과 시간이 요구됨에도 불구하고 승무원의 생존성을 극대화시키기 위하여 항공기 개발시 필수적으로 수행되어 왔다[1,2]. 이 시험의 통과를 위해서는 연료탱크의 형상, 피팅의 위치, 크기, 두께에 대한 신중한 결정이 필요하며, 전 과정이 수작업으로 진행되는 제작공정에서도 상당한 노하우가 필

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 March 19, 2015

Revised June 10, 2015

Accepted June 11, 2015

Published June 30, 2015

요하다. 이런 이유로, 연료탱크 설계 초기부터 충돌충격 시험의 수치해석을 통해 실험 시험에서의 시행착오 가능성을 최소화해야 한다는 필요성이 제기되어 왔다. 충돌충격시험 수치해석은 상당한 전산자원이 필요하기 때문에 과거에는 많은 제약이 있었으나, 최근에는 컴퓨터 성능의 획기적인 발전으로 관련 연구들이 다양하게 진행되고 있다[3,4,5].

항공기용 연료탱크 충돌충격시험은 Phase I 과 Phase II 로 구분된다. Phase I은 소재 자체 및 중첩부위의 건전성 검증을 위해 규정된 크기의 cubic tank로 수행하고, Phase II에서는 실제 항공기에 장착되는 연료탱크로 수행하며, 자유낙하 높이는 Phase I과 Phase II 모두 65ft(19.8m)로 동일하다. 본 논문에서는 Phase I 의 cubic tank에 대한 충돌충격시험 수치해석을 수행하였다. 충돌전용 상용 소프트웨어인 LS-DYNA에서 지원하는 유체-구조 연성해석 방법 중 하나인 입자법을 사용하였고, 수치해석 결과로 연료탱크 소재와 중첩부위, 피팅 부위에 작용하는 하중을 분석함으로써 연료탱크 제작시 접착강도 및 중첩범위 결정을 위한 하중 수준을 평가하였다.

2. 입자법 개요

충돌충격시험 수치모사를 위해서는 유체-구조 연성문제(Fluid Structure Interaction, 이하 FSI)를 풀어야 한다. FSI 문제를 푸는 방법은 FEM이나 FDM 등을 사용하는 ALE(Arbitrary Lagrangian and Eulerian)와 무요소법을 기반으로 하는 입자법(Smoothed Particle Hydrodynamic, 이하 SPH)이 있다. ALE는 구조와 유체 격자를 구축하고 상호간 하중과 경계 조건 정보를 교환하면서 해석하는 방법으로 정밀한 해석이 가능하다. 그러나, 과도한 전산자원과 계산시간이 소요되고 큰 충격하중이 가해지는 경우 격자들의 뒤틀림으로 접촉조건을 제대로 인지하지 못하여 경계영역 외부로 유체의 누설이 발생하기도 한다. SPH는 Lagrangian 기반의 유체-구조 연성해석 방법으로써, 유체가 입자들로 구성되어 있고 입자의 지점에서 가속도와 속도를 계산하고 각 입자는 일정 영역의 물성을 대표하는 것으로 가정한다. 정밀한 유체모사를 위해서는 많은 수의 입자가 필요하지만 ALE에 비해 빠른 계산이 가능하다. 또한, 접촉조건도 Lagrangian 절점과 면 접촉 조건이기 때문에 접촉조건이 부과가 용이하

여 ALE 방법에 비해 수치 해석상의 누유가 발생하지 않는 장점이 있다. 따라서, 본 연구에서는 계산시간과 전산 자원, 피탄에 의한 내부유체 모사 적절성 등에 대한 trade-off를 고려하여 SPH 방법을 사용하여 수치해석을 수행하였다.

SPH는 smoothing kernel 함수를 이용하여 해당격자에 대한 field 값을 계산한다. SPH 정식화를 위한 기본식이 식 (1)에 주어져 있다.

$$\begin{aligned} \langle f(x) \rangle &= \int_{\Omega} f(x') W(x-x', h) dx' \quad (1) \\ &= \sum_{j=1}^N \frac{m_j}{\rho_j} f(x_j) W(x-x_j, h) \end{aligned}$$

여기서, W : smoothing kernel function, ρ_j : 밀도, m_j : 질량, h : smoothing length, $f(x_j)$: j 위치에 있는 입자의 물리량을 의미한다.

$W(x)$ 는 식 (2)의 정규화 조건, 식 (3)의 Delta function property, 식 (4) compact condition을 만족하는 cubic spline 함수가 많이 사용된다.

$$\int_{\Omega} W(x-x', h) dx' = 1 \quad (2)$$

$$\lim_{h \rightarrow 0} W(x-x', h) = \delta(x-x') \quad (3)$$

$$W(x-x', h) = 0 \text{ when } |x-x'| > \kappa h \quad (4)$$

식 (4)에서 κ 는 smoothing kernel function에서 effective non-zero area를 정의하는 상수이다. 입자법의 구체적인 정식화 과정은 참고문헌에 잘 나와 있다[6,7,8].

3. 충돌충격시험 수치해석

3.1 Phase I 충돌충격시험 개요

Fig. 1은 충돌충격시험(Crash Impact Test)을 수행한 장면이다. 충돌충격시험 수행을 위해 연료탱크가 충돌하는 바닥은 시험규격에 따라 콘크리트로 구축되어야 한다. 연료탱크를 65ft 높이로 인양하기 위한 크레인, 크레인파 연료탱크 간의 연결은 지상에서 분리 가능하도록 분리식 투하기구(bomb release)를 사용한다. 이외에도 물 부피 측정용 저울, 피팅 체결을 위한 Torque wrench, 수평계, 낙하높이 측정용 줄자 등이 필요하다.

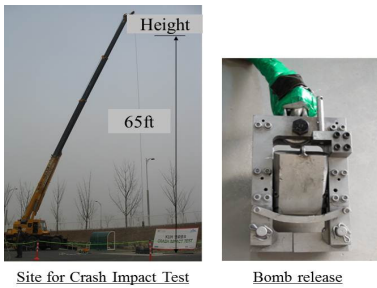


Fig. 1. Site for crash impact test and bomb release

3.2 수치해석 모델

Fig. 2는 Phase I에서 사용하는 시험체의 치수를 나타내고 있다. 내부 부피는 약 337리터이며, cubic tank 만의 무게는 31.0kg으로 내부유체를 포함한 연료탱크 전체 중량은 367kg이다.

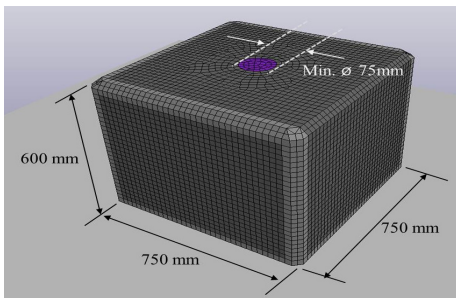


Fig. 2. Dimensions of a cubic tank

Fig. 3은 수치해석을 위한 전산모델과 각 부분의 명칭을 나타내고 있고, Fig. 4는 유체-구조 연성해석을 위해 입자(particle)로 모델링한 유체영역을 보여주고 있다. 연료탱크는 외피와 금속피팅으로 구성되어 있는데, Phase I 시험체의 실제 수치를 적용하여 금속피팅과 연료탱크 외피의 두께는 10mm로 설정하였고, 상부/하부/측면 중첩부위는 15mm로 설정하였다. 그리고, corner 중첩부위는 20mm로 설정하였다. 참고로, 연료탱크 외피 자체, 측면영역 그리고 corner 영역은 적층방식이 달라 두께도 서로 다르다.

구조영역인 연료탱크의 외피와 금속피팅은 4절점 쉘 요소를 적용하였다. 구조 분할격자는 7,068개 이고, 내부 유체입자는 584,462개이다.

연료탱크가 내충격 성능을 만족하기 위해서는 항공기 추락시 가해지는 충격을 견뎌서 연료탱크 자체의 파손이 발생하지 않아야 하며, 이에 대한 입증방법은 일반적인

로 미군사규격[9]을 따른다. 해당규격에서 규정하는 낙하높이 65ft, 내부 물충전 100% 조건을 적용하기 위해 연료탱크 바닥면 충돌직전의 속도를 19.8m/s로 설정하였고, 연료탱크 내부는 입자를 사용하여 100%의 물로 충전하였다(Fig. 4 참조). 실험시험에서는 통상 지면과의 충돌시 약간의 경사를 갖고 충돌하게 되는데, 시험규격은 충돌각도를 -10°~+10° 범위로 제한하고 있다. 본 해석에서는 Fig. 5와 같이 5°의 기울기로 바닥면과 충돌하는 것으로 가정하였다. 또한, 충돌 각도의 영향성을 분석하기 위해 지면과 수평으로(충돌각도 0°) 충돌하는 경우의 수치해석을 수행하여 충돌각도 5° 조건에서의 충격력과 비교하였다.

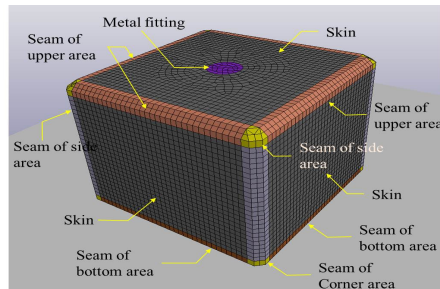


Fig. 3. Numerical model for crash impact test of a cubic tank

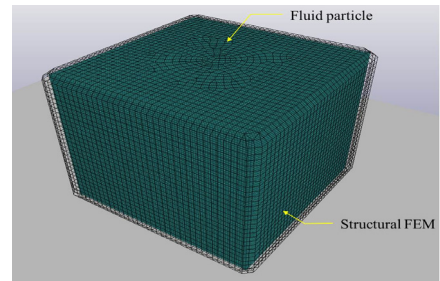


Fig. 4. Fluid particle of a cubic tank

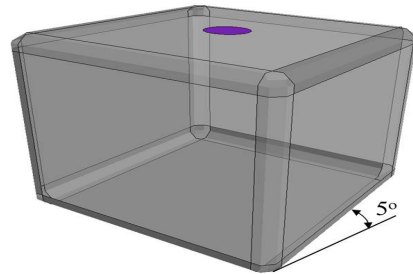


Fig. 5. Initial posture with crash angle 5°

수치모사를 위해 입력된 각 부분의 물성으로 내부 유체는 물, 금속피팅은 알루미늄을 적용하였다. 연료탱크 외피 소재는 나일론 섬유가 고무에 함침되어 있으면서 충분한 연신률을 갖는 구조이므로 이러한 물성과 가장 유사한 것으로 판단되는 Mooney-Rivlin을 외피 물성으로 설정하고 사전 연구에서 수행한 Fig. 6의 연료탱크 시편시험 결과를 반영하였다.

수치해석 과정에서 유체는 연료탱크 외피, 금속피팅과 접촉을 하게 된다. Table 1은 충돌충격시험 수치해석을 위해 설정된 각 부분별 물성모델을 정리한 것이고, Table 2는 수치모사 과정에서 발생할 수 있는 contact을 고려하여 각 영역간에 설정된 contact 조건을 정리한 것이다.

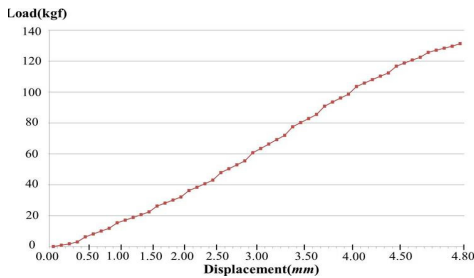


Fig. 6. Result of specimen test

Table 1. Material data for numerical analysis

Part	Input Data
Fluid	<ul style="list-style-type: none"> Density : 998kg/m³
Skin of cubic tank	<ul style="list-style-type: none"> Material model :Mooney-Rivlin (using the data of Fig.6) Density : 980kg/m³ Poisson ratio : 0.49 Thickness : 10mm
Metal fitting	<ul style="list-style-type: none"> Material model : Piecewise linear plasticity Density : 2,867kg/m³ Young's modulus : 72.4GPa Poisson ratio : 0.33 Thickness : 10mm

Table 2. Contact condition in LS-DYNA

Contact	Applied Part
Single Surface	<ul style="list-style-type: none"> Fuel cell
Node to Surface	<ul style="list-style-type: none"> Fuel cell ↔ Fluid particle Metal fitting ↔ Fluid particle
Rigid wall	<ul style="list-style-type: none"> Fuel cell ↔ Floor

4. 수치해석 결과

4.1 실물 거동 비교

연료탱크 충돌충격시험 수치해석 모델의 검증을 위해 Fig. 7과 같이 충돌 후 시간 경과에 따른 실물 시험체와 수치모델의 변형을 비교하였다. 정성적이긴 하지만 바닥면 충돌 과정 및 리바운드 되면서 나타나는 변형 형상이 매우 유사하다고 판단되며, 이는 충격하중 분석을 위한 유한요소 모델 구축이 적절함을 의미한다.

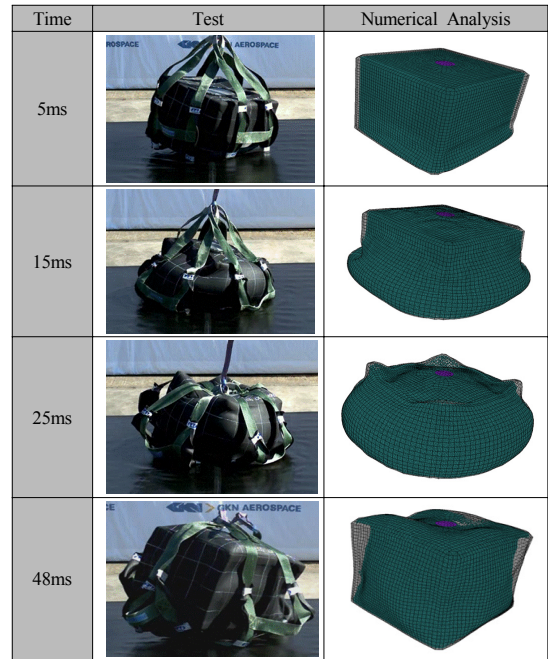


Fig. 7. Comparison of behavior after crash

4.2 충돌하중 분석

내충격성능을 만족시키기 위해서는 해당 시험에 의해 발생하는 하중값을 설계에 반영하는 것이 필수적이다. 또한, 경험적으로 연료탱크 충돌충격시험시 주요 취약부위는 소재가 중첩되는 모서리, 소재와 금속피팅 연결부로 파악되고 있다. 따라서, 충돌하중을 추출하는 하중분석 영역을 상부 금속피팅, 상부/하부/측면모서리/corner 영역 등 모두 다섯 구역으로 구분하였고, 각 구역에서 발생하는 최대하중을 분석하였다. 하중분석을 위한 영역은 Fig. 8에 나타내었다. 바닥면 모서리는 B1∞B4, 측면 모서리는 S1∞S4, 상부 모서리는 U1∞U4, 금속피팅은 MF, 상하부 corner는 CA로 표기하였다.

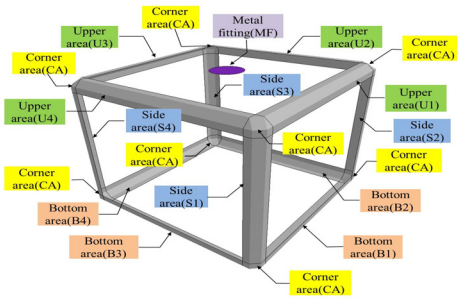


Fig. 8. Analysis area for crash load

4.2.1 충돌각도 5° 조건

Fig. 9는 콘크리트 바닥에 충돌한 이후, 최대하중이 발생하는 순간의 연료탱크 변형 형상을 보여주고 있으며 식별 지점들은 각 영역에서 최대하중이 발생하는 위치를 의미한다.

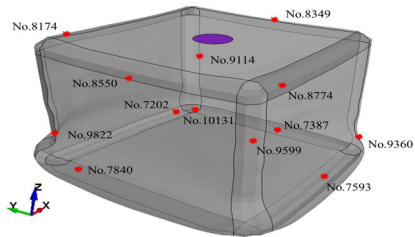


Fig. 9. Deformed shape at the moment of maximum load (@0.008sec)

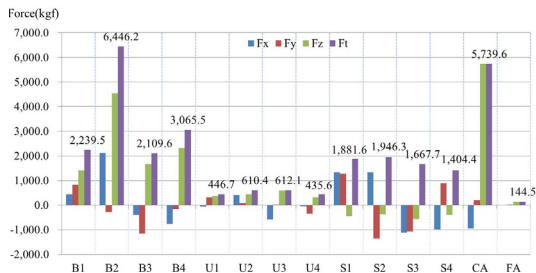


Fig. 10. Maximum load on each area (crash angle 5°, F_r: Resultant Force)

Fig. 10은 충돌각도 5° 조건으로 수치해석을 수행하는 동안 각 영역에서 발생한 최대 하중값을 비교한 결과이다. 하중방향을 구분하기 위한 좌표축은 Fig. 9에 나타나 있다. 해석결과에 따르면 바닥면 모서리 영역에서 상대적으로 큰 하중이 작용하는 것으로 평가되었다. 해당 영역의 하중수준은 2.1~6.45tonf인데, 특히 B2 영역에서 최대 하중인 6.45tonf이 발생하고 있다. 또한, 바닥면

corner 영역에서는 약 5.7tonf의 하중이 작용하게 된다. 측면 모서리의 작용 하중은 1.4~1.9tonf으로 계산되었고, 상부모서리에 작용하는 하중은 최대 612kgf으로 상대적으로 낮은 수준으로 계산되었다, 또한, 금속피팅부에 작용하는 최대하중은 145kgf으로 계산되었다.

4.2.2 충돌각도 0° 조건

Fig. 11은 충돌각도 0° 조건으로 지면과 충돌했을 때 최대하중이 발생하는 순간의 연료탱크 변형을 보여주고 있으며, Fig. 12는 연료탱크 각 영역에서 발생하는 하중 수준을 나타내고 있다.



Fig. 11. Deformed shape at the moment of maximum load (@0.01sec)

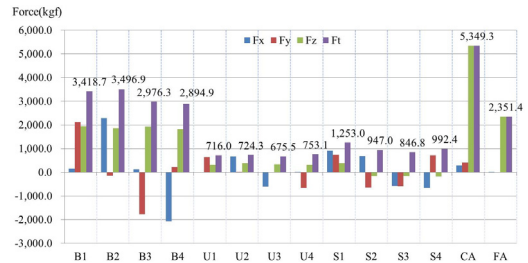


Fig. 12. Maximum load on each area (crash angle 0°, F_r: Resultant Force)

바닥면 모서리의 하중은 2.9~3.5tonf으로 계산되었다. 충돌각도 5° 조건에서는 기울어짐의 영향으로 특정 지점에서 큰 하중이 작용하게 되지만, 0° 조건에서는 모든 모서리에서 비슷한 수준의 하중이 발생하고 있다. 상부 모서리의 하중 수준은 675~750kgf 인데, 이 값은 충돌각도 5° 조건보다 다소 증가한 하중이다. 반면, 측면 모서리 하중은 최대하중 기준으로 35% 감소되어 최대 1.25tonf 하중이 가해지는 것으로 계산되었다. corner 영역은 5.3tonf으로 충돌각도의 영향성이 크지 않은 것으로 사료된다. 금속피팅부는 충돌각도 5° 조건에서는 145kgf 수준이었으나, 여기에서는 2.3tonf의 큰 하중이 작용하는 것으로 계산되었다. 이는 Fig. 11에 나타난 바

와 같이 충돌 이후 내부 유체의 수압램이 금속피팅에 바로 전달되기 때문에 사료된다.

5. 결론

본 연구에서는 충돌진용 상용 소프트웨어를 사용하여 연료탱크 Phase I 충돌충격시험에 대한 수치해석을 수행하였다. 그 결과로 연료탱크 설계시 내충격 성능 확보를 위해 반영되어야 하는 피팅부, 소재 중첩부 및 corner 영역의 충격하중을 계산하였고, 충돌각도에 따른 영향성을 확인하였다. 그러나, 항공기 연료탱크의 설계하중과 취약부위는 절대적이지 않으며, 연료탱크 형상에 따라 매우 다른 양상으로 나타날 수 있다. 따라서, 연료탱크 크기, 충돌각도, 연료탱크 연결 방식, 피팅크기, 위치, 두께에 따른 내충격 성능의 parametric study가 더 수행되어야 하며 수치해석 연구의 신뢰성을 확보하기 위해서 수치해석과 실험시험 결과간 data correlation 연구가 수행되어야 할 것으로 사료된다.

References

[1] Hyun-gi Kim, Sung Chan Kim, Jong-Won Lee, In-Hee Hwang, Jang Wook Hue, Dong Woo Shin, Pil Sun Jun, Tae Kyung Jung, Byung Kun Ha, "Assessment of crashworthiness performance for fuel tank of rotorcraft", *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 38(8), pp.806-812, 2010.
DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2010.38.8.806>

[2] Ugone, Mary L., "Meling, John E., Snider, Jack D., Gause, Neal J., Carey, Alice F., Acquisition: Fuel Cells of the V-22 Osprey Joint Advanced Vertical Aircraft", D-2003-013, 2002.

[3] Cheng Luo, Hua Liu, Jia-ling Yang, "Simulation and analysis of crashworthiness of fuel tank for helicopters", *Chinese journal of aeronautics*, 20(3), pp.230-235, 2007.
DOI: [http://dx.doi.org/10.1016/S1000-9361\(07\)60037-5](http://dx.doi.org/10.1016/S1000-9361(07)60037-5)

[4] Hyun-gi Kim, Sung Chan Kim, Jong-Won Lee, In-Hee Hwang, Kyung-Soo Kim, "Numerical simulation of crash impact test for fuel tank of rotorcraft", *Journal of Computational Structural Engineering Institute of Korea*, 24(5), pp.521-530, 2011.

[5] Hyun-gi Kim, Sung Chan Kim, Jong-Won Lee, In-Hee Hwang, "A study on configuration optimization for

rotorcraft fuel cells based on neural network", *Journal of Computational Structural Engineering Institute of Korea*, 25(1), pp.51 ~ 56, 2011.
DOI: <http://dx.doi.org/10.7734/COSEIK.2012.25.1.051>

[6] J.J. Monaghan, "Smoothed Particle Hydrodynamics", *Annual Review of Astronomy and Astrophysics*, 30, pp.543-574, 1992.
DOI: <http://dx.doi.org/10.1146/annurev.aa.30.090192.002551>

[7] J.J. Monaghan, R.A. Gingold, "Shock Simulation by the Particle Method SPH", *Journal of Computational Physics*, 52(2), pp.374-389, 1983.
DOI: [http://dx.doi.org/10.1016/0021-9991\(83\)90036-0](http://dx.doi.org/10.1016/0021-9991(83)90036-0)

[8] Philipp Hahn, "On the Use of Meshless Methods in Acoustic Simulations", University of Wisconsin-Madison, Thesis of Master, 2009.

[9] U.S.Army Aviation and Missile Command, "Detail Specification for the Tank, Fuel, Crash-Resistant, Ballistic-Tolerant, Aircraft, MIL-DTL-27422D", 2007.

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, FSI

김 성 찬(Sung-Chan Kim)

[정회원]



- 1988년 2월 : 한국항공대학교 항공기계공학과(학사)
- 1998년 8월 : 한국항공대학교 항공기계공학과(석사)
- 2009년 2월 : 충남대학교 항공우주공학과(박사)
- 1990년 3월 ~ 1994년 12월 : (주)광림 과장
- 1995년 2월 ~ 2000년 7월 : 대우중공업선임연구원
- 2000년 9월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원

<관심분야>

항공기 구조설계 및 세부계통