

회전익항공기용 외부 보조연료탱크 충돌충격시험 수치해석

김현기*, 김성찬
한국항공우주연구원

Numerical Analysis of Crash Impact Test for External Auxiliary Fuel Tank of Rotorcraft

Hyun-Gi Kim*, Sunghan Kim
Korea Aerospace Research Institute

요약 회전익항공기용 연료탱크의 중요한 성능 중의 하나인 내충격성능은 충돌충격시험을 통해 검증된다. 충돌충격시험은 작용하는 하중이 매우 높기 때문에 실패 위험이 큰 시험인데, 만약, 연료탱크가 내충격 요구조건을 불만족하게 되면 항공기 전체 개발 일정에 심각한 차질을 줄 수 있다. 따라서, 초기 설계단계부터 연료탱크 충돌충격시험에 대한 수치해석을 수행하여 실물시험에서의 실패 가능성을 최소화 하려는 노력이 수행되어 왔다. 최근, 국내개발 회전익항공기의 항속거리를 증가시키기 위한 목적으로 외부 보조연료탱크 개발이 진행되고 있다. 본 연구에서는 해당 외부 보조연료탱크의 내충격 성능의 검토를 위해 현재까지 진행되어 온 충돌충격시험에 대한 수치해석 결과를 제시하였다. 수치해석 방법으로는 유체-구조 연성해석 방법인 입자법을 적용하였고, 미군사규격에서 규정하고 있는 시험조건을 해석조건으로 반영하였다. 또한, 실물 연료탱크 소재의 시편시험을 통해 기 확보된 바 있는 물성데이터를 수치해석에 적용하였다. 그 결과로 연료탱크 외피 및 피팅 부위의 등가응력을 계산하고 내부 장착품의 거동과 작용 하중을 분석함으로써 외부 보조연료탱크의 내충격성 설계를 위한 데이터 확보 가능성을 확인하였다.

Abstract The crashworthiness of the fuel tank of a rotorcraft is verified through the crash impact test. The crash impact test has a high risk of failure due to the application of an excessive load, which can seriously affect the overall development schedule of the aircraft. Therefore, a lot of effort has been made to minimize the possibility of failure in the actual test by carrying out a numerical analysis of the crash impact test of the fuel tank in the initial design stage. Recently, an external auxiliary fuel tank was added to increase the cruising distance. In this study, the numerical analysis results of the crash impact test based on several different shapes of the external auxiliary fuel tank are presented, in order to evaluate its crashworthiness. For the numerical analysis, smoothed particle hydrodynamics (SPH), which is one of the fluid-structure coupled analysis methods, is applied and the test conditions prescribed by US military standards are reflected in the analysis conditions. In addition, the material property data previously obtained by the specimen test of the actual fuel tank is applied to the numerical analysis. As a result, the equivalent stress of the fuel tank material itself and the metal fitting is provided and the possibility of acquiring data for designing the crash-worthiness of the external auxiliary fuel tank is evaluated by examining the behavior and working load of the internal mounted components.

Keywords : Auxiliary Fuel Tank, Crashworthiness, Fluid-Structural Interaction(FSI), MIL-DTL-27422D, Smoothed Particle Hydrodynamic(SPH)

본 연구는 산업통상자원부 항공우주부품기술개발사업(헬기 항속거리 확장용 보조연료탱크 시스템 개발)의 지원을 받아 수행되었습니다.

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

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

Received November 28, 2016

Revised January 31, 2017

Accepted March 10, 2017

Published March 31, 2017

1. 서론

항공기용 연료탱크는 평상시에는 연료 저장과 같은 단순한 기능을 하지만 항공기 추락과 같은 긴급 상황에서는 연료탱크의 건전성 여부가 승무원의 생존 가능성과 직결된다. 승무원의 생존성을 극대화시키기 위한 노력의 일환으로 국내외에서 연료탱크의 내충격 성능을 입증하기 위한 시도가 수행되어 왔다[1-2]. 하지만, 극한 조건에서 수행되어야 하는 해당시험은 상당한 비용과 시간이 요구된다. 이런 이유로, 연료탱크 초기 설계단계부터 수치해석을 통해 위험인자를 사전 확인하고 개선함으로써 실물시험에서 발생할 수 있는 실패 가능성을 최소화해야 한다는 필요성이 제기되어 왔다.

연료탱크는 내부에 연료를 담고 있기 때문에 연료탱크 내부 거동을 파악하기 위해서는 유체-구조 연성해석을 수행해야 한다. 해당 수치해석은 상당한 전산자원의 소요로 과거에는 전산자원이나 계산시간 측면에서 많은 제약이 있었지만, 최근 컴퓨터 성능이 획기적으로 향상되어 유체-구조 연성해석 등의 복잡한 수치해석의 수행이 가능하게 되었다[3-5].

회전익항공기용 연료탱크 충돌충격시험은 미군사규격에서 Phase I 과 Phase II 로 구분하고 있다[6]. Phase I은 연료탱크 소재 자체의 건전성을 검증하는 시험으로 규정된 크기의 시제형상으로 수행하고, Phase II는 항공기에 장착되는 실제 연료탱크로 수행한다. 참고로, Phase I과 Phase II 시험의 자유낙하 높이는 모두 65ft(19.8m)로 동일하게 규정하고 있다.

본 본문에서는 국내개발 회전익항공기의 항속거리 확장을 위한 외부 보조연료탱크(External Auxiliary Fuel Tank)의 충돌충격시험 수치해석을 수행하였다. 충돌전용 상용 소프트웨어인 LS-DYNA을 사용하여 유체-구조 연성을 고려한 입자법을 적용하였다. 수치해석 결과로써 연료탱크 내부유체의 거동을 파악하고, 연료탱크 소재와 피팅 부위의 등가응력 수준을 계산하였다. 또한, 충격하중에 의한 내부 장착품의 거동을 분석하고, 장착품 하부면에 작용하는 하중을 계산하여 외부 보조연료탱크가 내충격 성능을 갖도록 설계하기 위해 고려해야 하는 하중 수준을 가능하였다.

2. 입자법 개요

충돌충격시험을 수치적으로 모사하기 위해서는 유체-

구조 연성해석(Fluid Structure Interaction, 이하 FSI)을 수행해야 한다. FSI 해석방법에는 라그랑지안(Lagrangian) 방법과 오일러(Eulerian) 방법을 연동시켜 해석하는 ALE(Arbitrary Lagrangian and Eulerian)와 라그랑지안 방법을 기반으로 하는 입자법(Smoothed Particle Hydrodynamic, 이하 SPH)이 있다. ALE는 구조격자와 유체 격자간 하중과 경계조건 정보를 교환하면서 해석하는 방법이며 정밀한 해석이 가능하다는 장점이 있다. 그러나, 전산자원과 계산시간이 과도하게 소요되고 격자들의 변형이 심한 경우에는 유체-구조간의 접촉을 제대로 인지하지 못하여 구조물 외부로 유체의 누설이 발생할 가능성이 있다. 입자법은 유체가 라그랑지안 입자들로 구성되는데, 각 입자들은 일정 영역의 물성을 대표하는 것으로 가정하여 입자의 지점에서 가속도와 속도를 계산한다. 정밀한 유체모사를 위해 많은 수의 입자가 필요하다는 단점이 있으나, ALE에 비해 빠른 계산이 가능하다. 또한, 입자와 면간의 접촉 조건이므로 접촉조건에 부과가 용이하여 수치해석이 진행되는 동안 누유가 발생하지 않는 장점이 있다. 따라서, 본 연구에서는 계산시간과 전산자원, 내부유체 모사의 적절성 등의 trade-off를 고려하여 입자법을 적용한 수치해석을 수행하였다.

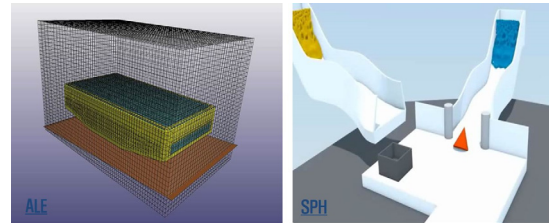


Fig. 1. ALE and SPH in the Fluid-Structure Interaction Method

입자법은 smoothing kernel 함수를 이용하여 해당격자에 대한 field 값을 계산한다. 입자법의 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.

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

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

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

식 (4)에서 κ 는 smoothing kernel function에서 effective non-zero area를 정의하는 상수이다.

입자법에서 연속방정식, 운동량 및 에너지 보존식은 식 (5)~식 (7)과 같이 수식화되며, 구체적인 정식화 과정은 참고문헌[7]~[9]에 잘 나와 있다.

$$\text{Continuity : } \frac{d\rho_i}{dt} = \sum_j m_j (v_i - v_j) \nabla_i W_{ij} \tag{5}$$

$$\text{Momentum : } \frac{dv_i}{dt} = - \sum_j m_j \left(\frac{p_j}{\rho_j^2} + \frac{p_i}{\rho_i^2} \right) \nabla_i W_{ij} \tag{6}$$

$$\text{Energy : } \frac{du_i}{dt} = - \frac{1}{2} \sum_j m_j \left(\frac{p_j}{\rho_j^2} + \frac{p_i}{\rho_i^2} \right) v_{ij} \nabla_i W_{ij} \tag{7}$$

여기서, v : velocity, u : internal energy, p : pressure, ∇_i : Laplacian operator을 의미한다.

3. 수치해석 모델 및 결과

3.1 유한요소 모델

국내에서 개발이 진행 중인 회전익항공기용 외부 보조연료탱크는 기본설계 단계를 지나 상세설계가 진행 중이며, 현재까지 Fig.2에 나타낸 세 가지 형상(Concept 1, Concept 2, Concept 3)에 대한 수치해석이 수행되었다.

	Concept 1	Concept 2	Concept 3
Shape			
Fluid			
Weight	405kg -Fluid : 369kg -Skin 36kg	350kg -Fluid : 311kg -Skin/Fitting/LRU : 39kg	340kg -Fluid : 304kg -Skin/Fitting : 36kg

Fig. 2. Finite Element Models for External Auxiliary Fuel Tank

3.2 연료탱크 Concept 1

연료탱크는 크게 외피(skin)과 내부 유체로 구성되어 있는데, 연료탱크 Concept 1은 외피가 8,412개의 셀요소로 만들어졌고, 내부유체(water)는 300,954개의 입자들로 모사되었다. 외피 두께는 10t를 적용하였다. 연료탱크 내부부피의 85%를 유체로 충전하는 경우의 총 무게는 405kg이며, 연료탱크 외피는 36kg, 내부유체는 369kg이다. 연료탱크 Concept 1은 개발 초기의 형상으로 작업창 또는 셉프 역할을 하는 금속피팅, 연료탱크 내부에 장착되는 구성품은 반영되지 않았다. 연료탱크 외피 물성값은 기 수행된 바 있는 시편 시험결과[10], 물성모델은 고무소재에 많이 사용되는 Mooney-Rivlin material를 적용하였고, 연료탱크 Concept 2와 Concept 3에도 동일하게 적용하였다. 수치해석 조건은 미군사 규격에서 규정하고 있는 65ft 자유낙하(충돌속도 19.8m/s) 조건을 적용하였다.

Fig.3은 연료탱크 Concept 1에 대한 충돌충격시험 수치해석 결과로써, 내부유체 거동과 시간 경과에 따른 등가응력 분포를 보여주고 있다. 체계와의 장착 설계를 위해 필요한 연료탱크 상부면의 최대 눌림량은 470mm@25ms로 계산되었으며, 최대 등가응력은 43MPa@20ms로 바닥면에서 발생하는 것으로 파악되었다.

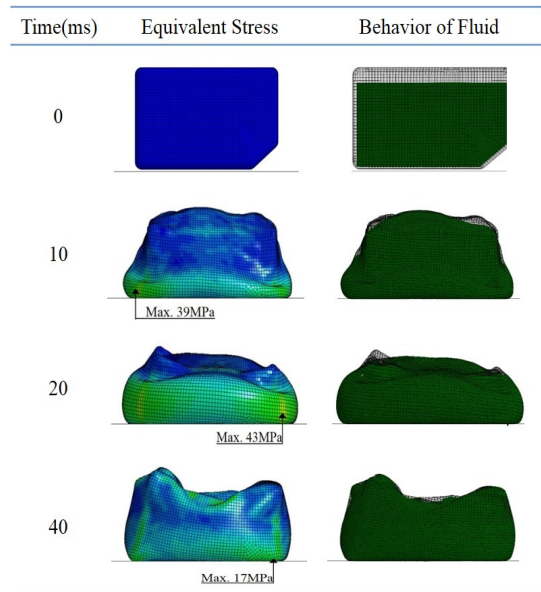


Fig. 3. Equivalent Stress and Behavior of Fluid in Fuel Tank Concept 1

3.3 연료탱크 Concept 2

연료탱크 Concept 2는 외피, 금속피팅(metal fitting), 상부 피팅덮개 및 내부 장착품(line replacement unit, LRU)으로 구성된다. 총 7,831개의 셸(shell)요소로 만들어졌고, 내부 유체는 243,920개의 입자들로 모사하여 연료탱크 내부부피의 85%를 충전하였다. 금속피팅과 피팅덮개, 내부 장착품은 알루미늄 물성값을 사용하였고, 각 소재의 두께정보로는 연료탱크 소재, 피팅과 피팅덮개는 10t, 내부 장착품은 1.7t를 적용하였다. 연료탱크 Concept 2의 총 중량은 350kg인데, 내부유체가 311kg, 셸요소로 모델링 된 연료탱크 외피, 피팅, 피팅덮개, 내부 장착품 등은 39kg이다. Fig.4는 충돌충격시험 수치해석을 통해 계산된 내부유체와 내부 장착품의 거동을 보여주고 있다. 내부 장착품의 거동은 상황에 따라 연료탱크의 파손에도 영향을 줄 수 있기 때문에 면밀한 분석이 필요하다. 수치해석으로부터 내부 장착품 하부영역의 강성이 중앙영역보다 크게 설계되어 충돌시간 0~25ms 구간에서 내부 장착품 중간영역의 찌그러짐이 먼저 발생하기 시작하고, 25ms 이후 내부 장착품의 굽힘이 중요되는 것으로 파악되었다. 또한, 외부 보조연료탱크는 비대칭 외형이기 때문에, 충돌 이후 유체에 의한 모멘트 작용으로 연료탱크 후미쪽으로 회전되며 튀어오르는 거동을 보이는 것으로 분석되었다. 연료탱크 외피의 최대 찌그러짐은 25ms까지 발생하며, 찌그러짐으로 인한 상부면 이동거리는 좌측 상부면은 325mm, 우측 상부면은 480mm로 계산되었다.

연료탱크 Concept 2의 외피 영역과 상부피팅에서 발생하는 최대 등가응력, 내부 장착품 하단에 작용하는 하중 결과가 Fig.5~Fig.7에 주어져 있다. 연료탱크 Concept 2의 외피는 하부 모서리 영역에서 최대 등가응력 57MPa(@20ms)이 발생하는 것으로 파악되었고, 후미 하부영역에서의 최대 등가응력은 50MPa(@24ms)로 계산되었다. 상부 금속피팅에서 발생하는 최대 등가응력은 546~801MPa로 계산되었다. 상부 금속피팅에서 상대적으로 큰 등가응력이 발생하는 것으로 파악되었는데, 유한요소 모델에서는 상부 금속피팅과 내부 장착품 간 체결 관련 상세모델이 반영되지 않고 간소화하여 모델링하였기 때문에 응력집중이 발생하는 것으로 사료된다. 따라서, 상부 금속피팅의 건전성 평가를 위해서는 해당 영역의 상세설계가 반영된 해석이 추가로 진행되어야 할 것으로 판단된다. 또한, 바닥면 충돌에 의해 내부 장착품

하부면에 작용하는 하중은 0.26~2.1tonf 수준으로 계산되었는데, 특히, 하부 중앙영역보다는 모서리 영역에서 상대적으로 큰 충격하중이 작용하는 것으로 파악되었다(Fig.7)

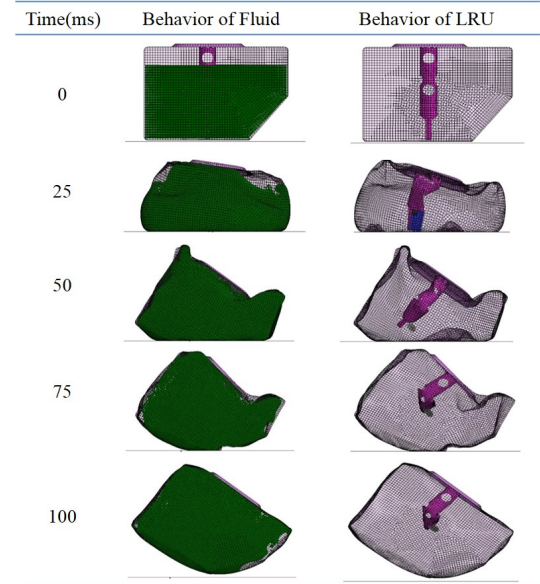


Fig. 4. Behavior of Internal Fluid and Component in Fuel Tank Concept 2

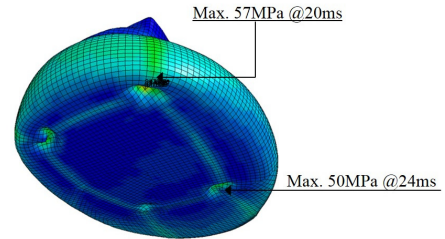


Fig. 5. Maximum Equivalent Stress of Skin in Fuel Tank Concept 2

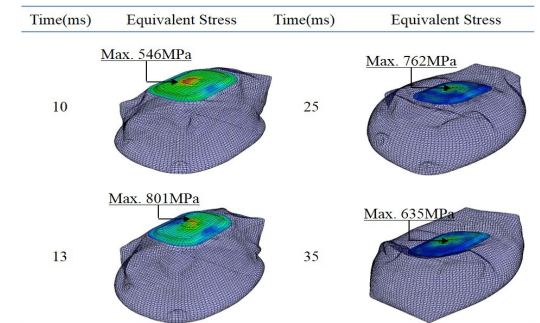


Fig. 6. Maximum Equivalent Stress of Metal Fitting in Fuel Tank Concept 2

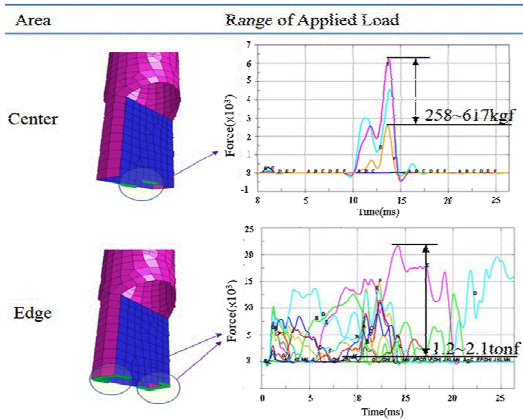


Fig. 7. Load Applied on Internal Component in Fuel Tank Concept 2

3.4 연료탱크 Concept 3

연료탱크 Concept 3의 수치해석 모델은 연료탱크 외피, 상부 및 하부 금속피팅, 피팅덮개로 구성되어 있다. 연료탱크 Concept 3의 외피 및 금속 피팅부는 총 7,141개의 셀(shell)요소로 구성하였고, 내부유체는 308,400개의 입자로 묘사하였다. 금속피팅과 피팅덮개는 알루미늄 물성값을 사용하고, 두께는 10t를 적용하였다. 연료탱크 Concept 3의 총 중량은 340kg인데, 내부유체가 304kg, 연료탱크 외피, 피팅, 피팅덮개는 총 36.5kg 이다. Fig.8은 연료탱크 Concept 3에 대한 수치해석 결과이다. 충돌 시간 0~25ms는 연료탱크가 바닥면과 접촉하면서 눌리는 구간이므로, 연료탱크 외피의 찌그러짐은 25ms까지 발생하며, 찌그러짐으로 인하여 상부면이 눌리는 최대량은 478mm로 계산되었다. 25ms 이후 구간은 연료탱크가 튀어오르는 거동을 보이는데, Concept 2와 달리 Concept 3는 대칭 구조이기 때문에 바닥면의 수직 방향으로 튀어오르는 것으로 묘사되었다.

Fig.9는 연료탱크 Concept 3에서 계산된 최대 등가응력을 나타내고 있다. 외피의 최대 등가응력은 바닥면에서 발생하며, 그 때의 값은 38MPa(@20ms)로 계산되었다. 연료탱크 Concept 3의 최대 등가응력은 상부 피팅영역에서 발생한다. 상부 피팅은 연료탱크가 튀어오르면서 내부유체가 상부 피팅에 굽힘하중을 가하게 된다. 따라서, 연료탱크 외피에서 최대 등가응력이 발생하는 시간(20ms)보다 약간 지체된 시간인 25ms에서 상부피팅의 최대 등가응력이 발생하며, 그 때의 값은 284MPa로 계산되었다. 이 값은 Concept 2에서 상부 금속피팅에서 발생하는 최대 등가응력 수준과 큰 차이를 보이고 있는

데, Concept 3에서는 상부 피팅에 체결되는 내부 장작용이 반영되지 않아 형상의 불연속에 의한 응력집중 현상이 발생하지 않기 때문이다. 따라서, 향후 연료탱크 Concept 3에서도 피팅부와 내부 장작용 간의 체결상태를 반영한 상세해석이 수행되어야 할 것으로 사료된다.

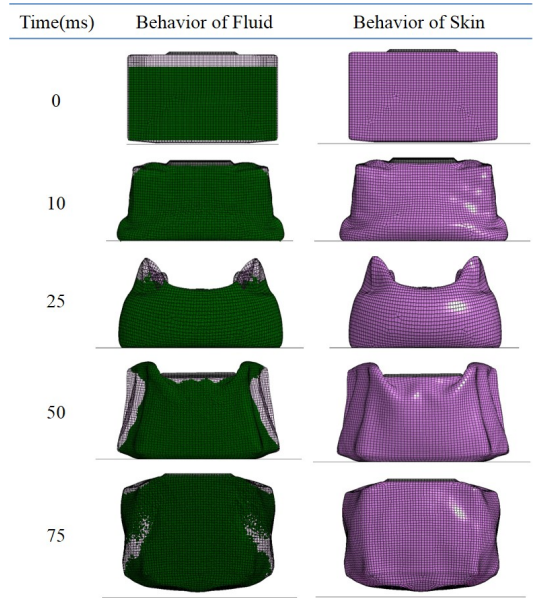


Fig. 8. Behavior of Internal Fluid and Skin in Fuel Tank Concept 3

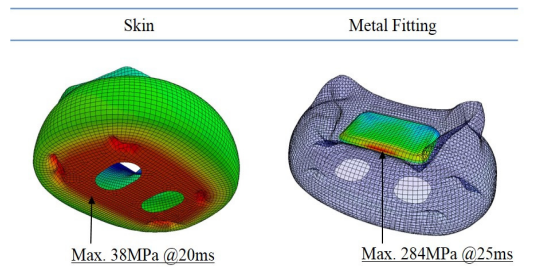


Fig. 9. Maximum Equivalent Stress of Skin and Metal Fitting in Fuel Tank Concept 3

4. 결론

본 연구에서는 외부 보조연료탱크 세 종류의 설계 Concept에 대한 충돌충격시험 수치해석을 수행하였으며, 그 결과로 각 설계형상에 대해 파악된 주요 사항은 다음과 같다.

- 모든 설계 Concept에서 최대 변형량은 470~480mm

수준임.

- 내부 장착품이 반영되지 않은 Concept 1과 Concept 3에서는 외피의 최대 등가응력이 38~39MPa로 계산되었고, 금속피팅의 최대 등가응력은 284MPa로 계산됨.
- 내부 장착품이 반영된 Concept 2에서는 외피 최대 등가응력은 57MPa, 금속피팅은 801MPa로 계산되었음.

각 연료탱크 Concept 모델에 대한 수치해석 결과를 토대로 현재의 설계 수준보다 더욱 성숙된 상세설계가 진행되고 있으며, 향후 내부 장착품 및 배관 등을 반영한 상세해석으로 확장해 나갈 계획이다. 또한, 2017년에는 상세설계를 완료하고 항공기 장착을 위한 실물 제품을 제작하고 인증시험을 착수할 계획이다.

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*, vol. 38, no. 5, pp. 806-812, 2010. DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2010.38.5.477>
- [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] 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*, vol. 24, no. 5, pp. 521-530, 2011.
- [4] 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*, vol. 25, no. 1, pp. 51-56, 2012. DOI: <https://doi.org/10.7734/COSEIK.2012.25.1.051>
- [5] Cheng Luo, Hua Liu, Jia-ling Yang, "Simulation and analysis of crashworthiness of fuel tank for helicopters", *Chinese journal of aeronautics*, vol. 20, no. 3, pp. 230-235, 2007. DOI: [https://doi.org/10.1016/S1000-9361\(07\)60037-5](https://doi.org/10.1016/S1000-9361(07)60037-5)
- [6] U.S.Army Aviation and Missile Command, "Detail Specification for the Tank, Fuel, Crash-Resistant, Ballistic-Tolerant, Aircraft, MIL-DTL-27422D", 2007.
- [7] J.J. Monaghan, "Smoothed Particle Hydrodynamics", *Annual Review of Astronomy and Astrophysics*, vol. 30, pp. 543-574, 1992. DOI: <https://doi.org/10.1146/annurev.astro.30.1.543>
- [8] J.J. Monaghan, R.A. Gingold, "Shock Simulation by the Particle Method SPH", *Journal of Computational Physics*, vol. 52, no. 2, pp. 374-389, 1983. DOI: [https://doi.org/10.1016/0021-9991\(83\)90036-0](https://doi.org/10.1016/0021-9991(83)90036-0)
- [9] Philipp Hahn, "On the Use of Meshless Methods in Acoustic Simulations", *University of Wisconsin-Madison*, Thesis of Master, 2009.
- [10] Hyun-Gi Kim, Sung Chan Kim, "Analysis of Crash Load in Crash Impact Test for Fuel Tank of Rotorcraft", *Journal of the Korean Academia-Industrial Cooperation Society*, vol. 16, no. 6, pp. 3736-3741, 2015. DOI: <https://doi.org/10.5762/KAIS.2015.16.6.3736>

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(Sungchan Kim)

[정회원]



- 1988년 2월 : 한국항공대학교 항공기계공학과(학사)
- 1998년 8월 : 한국항공대학교 항공기계공학과(석사)
- 2009년 2월 : 충남대학교 항공우주공학과(박사)
- 1991년 3월 ~ 1994년 12월 : (주) 광림 과장
- 1995년 2월 ~ 2000년 7월 : 한국항공우주산업 선임연구원
- 2000년 9월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원

<관심분야>

항공기 구조설계 및 세부계통