

회전익항공기용 연료탱크 슬로싱 시험 수치해석

김현기*, 김성찬
한국항공우주연구원

Numerical Simulation of Sloshing Test for Fuel Tank of Rotorcraft

Hyun-Gi Kim*, Sung Chan Kim
Korea Aerospace Research Institute

요 약 항공기의 가속도 운동이나 급격한 선회는 연료탱크 내부에서 슬로싱(연료 쏠림) 현상을 발생시킨다. 급격한 기동으로 발생하는 슬로싱 현상은 연료탱크 내부에 장착되는 구성품들에 상당한 하중으로 작용될 수 있다. 심각한 상황에서는 연료탱크 내부 구성품 및 배관의 파손이 발생하여 연료탱크 자체의 찢어짐으로도 이어질 수 있다. 따라서, 슬로싱 현상에 대해 연료탱크 내부 구성품이 구조 건전성을 보유하도록 설계되어야만 승무원의 생존성을 향상시킬 수 있다. 이러한 점을 고려하여 연료탱크 내부 구성품의 설계를 위해서는 구성품에 작용하는 슬로싱 하중의 확보가 선행되어야 한다. 본 논문에서는 회전익항공기용 연료탱크 내부에서 발생할 수 있는 슬로싱 수치해석을 수행하여 내부 구성품에 작용하는 슬로싱 하중을 고찰하였다. 슬로싱 수치해석을 위해 입자법을 기반으로 하는 유체-구조 연성해석을 수행하였고, 미군사 규격(MIL-DTL-27422D)에서 규정하는 시험조건을 수치해석 조건으로 적용하였다. 수치해석 결과로써 슬로싱 현상에 의해 회전익항공기용 연료탱크 내부 구성품에 작용하는 하중과 최대 등가응력을 분석함으로써 유체-구조 연성해석을 통해 슬로싱 하중을 고려할 수 있는 설계 데이터 확보 가능성을 검토하였다.

Abstract The rapid turning and acceleration movement of a rotorcraft leads to a sloshing phenomenon in the fuel tank. Sloshing caused by rapid movement can affect the internal components by creating an excessive load. In severe situations, the resulting damage to the internal components and pipes can also lead to the tearing of the fuel tank itself. Therefore, to improve the survivability of the crew, the internal components of the fuel tank must be designed to retain their structural soundness during the sloshing phenomenon. In order to accomplish this, the sloshing load acting on the components first needs to be determined. This paper investigates the sloshing load applied to the internal components by performing numerical analysis for rotary-wing aircraft fuel tanks in the sloshing test. Fluid-Structural Interaction (FSI) analysis based on smoothed particle hydrodynamics (SPH) is conducted and the conditions specified in the US military standard (MIL-DTL-27422D) are employed for the numerical simulation. Based on this numerical simulation, by analyzing the load applied to the internal components of the fuel tank due to the sloshing phenomenon, the possibility of obtaining the design data by numerical analysis is examined.

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

1. 서론

일반적으로 항공기는 운용시 급격한 가속도가 작용하는 기동을 하게 된다. 이런 기동에 의해 항공기 연료탱크

내부구성품은 상당한 하중과 진동의 영향을 받는다. 따라서, 항공기 구성품 개발 시에는 가속도 및 진동에 대한 인증시험을 통과해야만 항공기 부품으로 사용될 수 있다. 고정익 항공기에 비해 회전익기의 연료탱크는 더 가

본 연구는 산업통상자원부 항공우주부품기술개발사업(내추락성 및 2.75%(MIL-G-26988 Class II) 측정정확도를 가진 헬기용 연료 탱크 측정장치 기술개발)의 지원을 받아 수행되었습니다.

*Corresponding Author : Hyun-Gi Kim(Korea Aerospace Research institute)
Tel: +82-42-870-3531 email: shotgun1@kari.re.kr

Received May 9, 2016
Accepted July 7, 2016

Revised (1st June 23, 2016, 2nd July 4, 2016)
Published July 31, 2016

다로운 요구조건을 만족해야 한다. 특히 회전익기 연료탱크는 내부에 복잡한 배관이 위치하고 있으며 급격한 기동으로 발생하는 연료의 쏠림은 내부 구성품에 상당한 하중으로 작용할 수 있다. 이로 인해 연료탱크 소재의 찢어짐이나 내부 장착구성품의 파손이 발생하지 않도록 설계되어야만 승무원의 생존 가능성을 향상시킬 수 있다. 이와 같이 슬로싱 하중이 과도하게 작용할 경우 항공기 뿐만 아니라 자동차, 선박 등의 안전에 치명적인 영향을 줄 수 있기 때문에, 슬로싱 하중에 의한 영향성 분석 또는 슬로싱 저감을 위한 다양한 연구들이 진행되어 왔다 [1-5].

본 논문에서는 LS-DYNA를 사용하여 항공기 연료탱크 내부에서 발생하는 슬로싱 수치해석을 수행하였다. 수치해석 방법은 유체-구조 연성해석 기법 중 하나인 입자법을 사용하였고, 수치해석 조건으로 미군사 규격[6]에서 규정하는 시험조건을 적용하였다. 수치해석 결과로 슬로싱에 의한 내부 유체 거동을 살펴보고, 내부 유체 부피에 따른 내부 구성품에 작용하는 최대 등가응력 수준을 계산하였다. 또한, 내부 유체 부피에 의한 슬로싱 영향성을 분석하여 내부 장착물 배치설계를 위한 데이터 확보 가능성을 확인하였다.

2. 입자법 개요

슬로싱 수치모사를 위해서는 유체-구조 연성해석 (Fluid Structure Interaction, 이하 FSI)을 수행해야 한다. FSI 해석은 ALE(Arbitrary Lagrangian and Eulerian)방법이나 입자법(Smoothed Particle Hydrodynamic, 이하 SPH)을 많이 사용하는데, ALE는 구조격자와 유체 격자를 구축하여 하중 및 경계조건 정보를 교환하는 방법으로 정밀한 해석이 가능하다. 그러나, 계산시간이 많이 소요되고 큰 하중이 작용하여 구조격자의 변형이 심해지는 경우 구조격자(경계영역) 외부로 유체누설이 발생하기도 한다. 입자법은 라그랑지안(Lagrangian) 기반의 연성해석 방법으로, 유체를 입자로 모델링 한 후, 임의의 지점에서 입자들의 가속도와 속도를 계산하는 방법이다. 입자법에서는 정밀한 유체 거동모사를 위해 많은 수의 입자가 요구되는 단점이 있으나, ALE와 비교하여 빠른 계산이 가능하다. 또한, 접촉조건도 라그랑지안 기반의 절점과 면 접촉 조건이므로 접촉조건외 부과의 용이한 장

점이 있다. 따라서, 본 연구에서는 계산시간이나 유체 수치모사 등에 대한 적합성을 고려하여 입자법을 적용하여 슬로싱 수치해석을 수행하였다. 입자법은 smoothing kernel 함수를 이용하여 해당격자에 대한 field 값을 계산하는데, 입자법의 정식화를 위한 기본식은 식 (1)과 같다[7-9].

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

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.

3. 수치해석 모델 및 조건

3.1 슬로싱 시험 개요

슬로싱 시험은 항공기의 롤 또는 피치운동을 모사하여 연료탱크 내부에 있는 연료의 출렁임을 발생시킨다. 이것은 연료의 출렁임에 따른 연료탱크 내부 구성품의 영향성을 보기위한 것으로, 미군사 규격에서는 슬로싱 시험 조건에 대해 rock 각도는 시험체가 수평자세일 때 기준으로 상하 15°, 총 30° 각도로 규정하고 있고, rock 주기는 분당 10회로 규정한다. Fig.1은 슬로싱의 개념도이며, Fig.2는 국내에서 수행된 바 있는 슬로싱 시험을 위해 구성된 시험체와 test bed 조립체의 실물 형상이다.

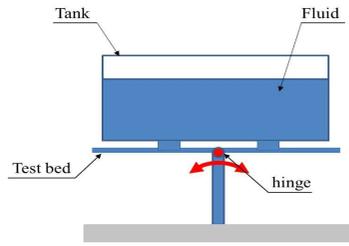


Fig. 1. Concept of Slosh Test



Fig. 2. Test Bed for Sloshing[10,11]

3.2 수치해석 모델

Fig.3은 수치해석을 위한 전산모델과 각 부분 명칭을 나타내고 있다. 연료탱크 조립체 중량은 88kg, 내부유체 중량은 272kg이다. 연료탱크 조립체는 외피, 금속피팅, test bed로 구성되어 있는데, 금속피팅과 연료셀 외피의 물성은 두께 10mm, 내부 구성품은 두께 0.2mm 알루미늄(density: 2,867kg/m³, Young's modulus: 72.4GPa, Poisson ratio: 0.33)을 적용하였다. Fig.4는 수치해석을 위한 구조영역과 유체영역을 보여주고 있다. 구조영역인 연료탱크의 외피, 금속피팅 및 내부 구성품은 3절점과 4절점 쉘요소 12,366개를 적용하였고, test bed는 솔리드 요소 4,426개를 사용하였다. 연료탱크 내부유체는 물로 설정(density: 998kg/m³)하고, 내부 부피 80%를 차지하는 경우는 380,176개의 입자, 40%를 차지하는 경우는 221,952개의 입자를 사용하여 모델링하였다. Fig.4는 유체가 연료탱크 내부 부피 80%로 충전되어 있는 모델링이다.

시험규격에서는 rock 주기를 분당 10회로 규정하고 있는데, 수치해석에서는 Rock 주기에 대해 가중치 2.0을 적용하여 분당 20회로 설정하였다. 해당 주기조건을 각 속도로 변환하면 0.349rad/s로 계산되고, 이 값을

Fig.4에 나타낸 test bed의 회전축에 부과하였다. 이와 관련한 시간에 따른 각속도 조건은 Fig.5에 주어져 있다. Table 1은 수치해석 과정에서 발생할 수 있는 contact 상황을 고려하여 파트간 부과된 contact 조건을 나타내고 있다. contact 조건으로 연료탱크 자체, 연료탱크와 유체, 내부 구성품과 유체간 contact 조건을 부과하였다.

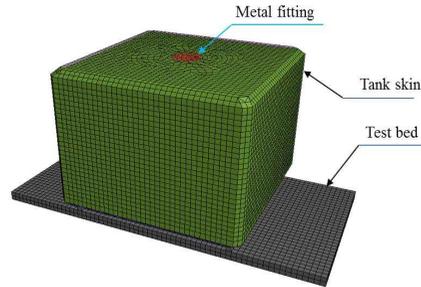


Fig. 3. Finite Element Model for Numerical Simulation of Sloshing

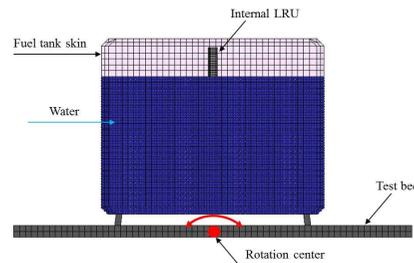


Fig. 4. SPH Model for Internal Fluid

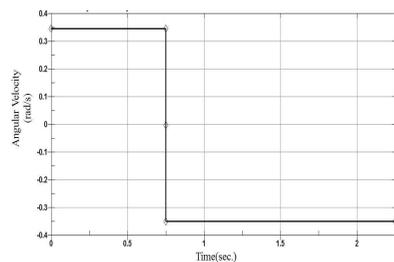


Fig. 5. Angular Velocity Condition on Test Bed

Table 1. Contact Condition in LS-DYNA

Contact	Applied Part
Single Surface	• Fuel Tank
Node to Surface	• Fuel Tank ↔ Fluid particle • Metal Fitting ↔ Fluid particle • Internal LRU ↔ Fluid particle

4. 수치해석 결과

Fig.6은 유체가 연료탱크 내부 부피의 80%를 차지하는 경우, 0.0~1.50sec.에서 슬로싱에 의한 내부유체의 거동을 보여주고 있다. 수치해석은 시간 간격 7.42×10⁻⁷sec.를 사용하였다.

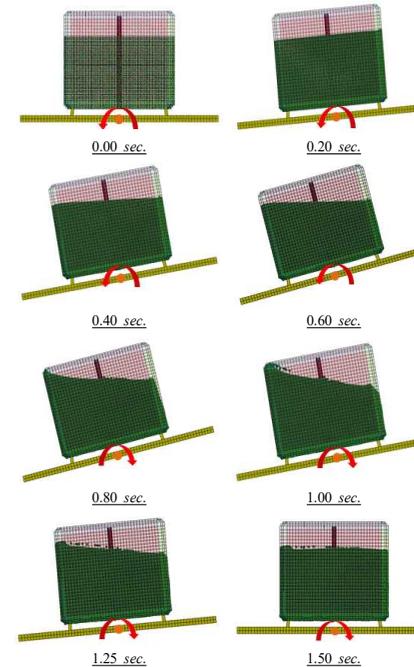


Fig. 6. Behavior of Internal Fluid in 80% Fluid Filling

Fig.7은 내부 구성품을 구성하는 절점들 중 상대적으로 큰 하중이 작용하는 절점들에 작용하는 resultant 하중을 시간 경과에 따라 나타내었다. 최대하중은 주로 바

닥면 장착부에서 나타나고 있으며, rock이 시작되는 초기 시간(@16ms)과 rock 방향이 바뀌는 시간(@750ms)에 상대적으로 큰 하중이 작용하는 것으로 파악되었다. 최대하중은 rock이 시작되는 초기에 15.2N, rock 방향이 바뀌는 순간에는 48.2N으로 계산되었다.

슬로싱 하중은 내부 장착구성품에 굽힘응력을 발생시키게 된다. 바닥면 피팅과 체결되는 하단영역에서 상대적으로 큰 응력이 발생하는 것으로 파악되었는데, 슬로싱 하중과 유사하게 rock이 시작되는 초기시간과 rock 방향이 바뀌는 시간에서 큰 응력이 발생하는 것으로 계산되었다. 구체적으로, rock이 반시계방향으로 진행되는 시간 0~0.75sec.에서는 최대 등가응력이 54MPa(@4.4ms)로 계산되었고, rock이 시계방향으로 진행되는 시점에서는 최대 등가응력이 110MPa(@754ms)로 계산되었다.

Fig.8은 최대 등가응력이 주로 발생하는 내부구성품 하부영역을 구성하는 요소들에 대해 시간에 따른 등가응력 계산 결과를 나타내고 있으며, Fig.9는 최대 등가응력 발생 순간 내부구성품의 등가응력 분포를 보여주고 있다.

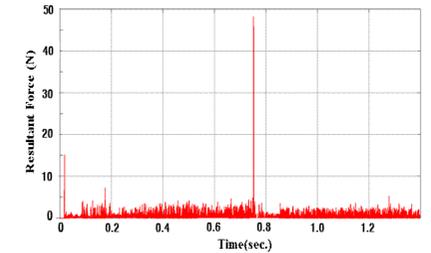


Fig. 7. Resultant Force of 80% Fluid Filling Case (Max. : 48.2N)

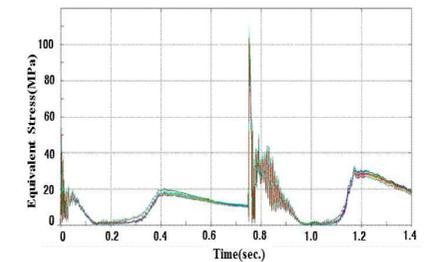


Fig. 8. Equivalent Stress on LRU in 80% Fluid Filling Case(Max.: 110MPa@750ms)

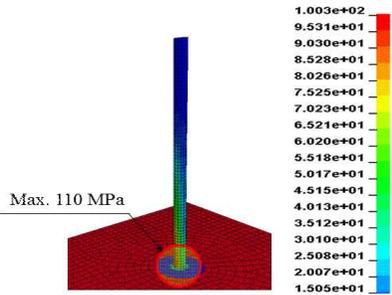


Fig. 9. Moment of Maximum Equivalent Stress of 80% Fluid Filling Case

유체부피에 따른 슬로싱의 영향을 파악하기 위해 Fig.10과 같이 유체가 연료탱크 내부 부피의 40%(유체 중량 130kg)를 차지하도록 설정하여 수치해석을 수행하였다. 내부 부피의 40% 유체 충전시, 내부 구성품에서 최대등가응력이 나타나는 영역과 최대 등가응력 수치를 Fig.11과 Fig.12에 나타내었다. 80% 유체 충전인 경우와 유사하게 임계영역은 바닥면 피팅 체결부로 파악되었고, 최대 등가응력은 123MPa로 계산되었다. 이는 유체부피 80%인 경우와 비교하여 11% 증가한 수치인데, 이는 rock에 의해 내부 구성품에 작용하는 하중이 유체 충전량이 많을수록 감소되는 효과가 증가하여 내부 구성품의 굽힘량이 줄어들기 때문인 것으로 파악된다. 이에 대한 확인을 위해 유체 충전 80%와 40% 일 때의 내부 구성품의 변위를 비교한 결과를 Fig.13에 나타내었는데, 80% 유체 충전시 최대변위는 195mm이고, 40% 유체 충전의 경우는 201mm로 계산되어 40% 유체 충전시 최대 변위가 약 3.1% 크게 발생하는 것으로 계산되었다.

수치해석의 신뢰성 확인을 위해 40% 유체 충전을 한 경우에 대해서 내부 장착물의 요소 개수를 두 배로 증가시키고 최대 등가응력을 비교를 통해 요소 민감도 검토를 수행하였다. 검토 결과, 기존 수치해석 모델에서의 최대 등가응력은 123MPa, 요소 개수를 증가시킨 경우에는 125.7MPa로 계산되었는데, 두 경우의 오차는 2.1%로써 비슷한 수준의 해석 결과를 보인다.

따라서, 본 연구에서 적용한 수치해석 모델은 해석 결과에 대한 신뢰성을 확보하고 있는 것으로 판단된다. Fig.14는 요소 개수를 증가시킨 경우 최대 등가응력 수준과 발생 위치를 보여주고 있으며, Fig.11에 나타난 수치해석과 유사한 결과를 보이고 있음을 알 수 있다.

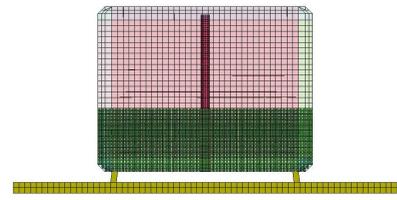


Fig. 10. Finite Element Model of 40% Fluid Filling Case

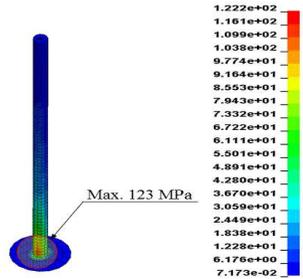


Fig. 11. Moment of Maximum Equivalent Stress of 40% Fluid Filling Case

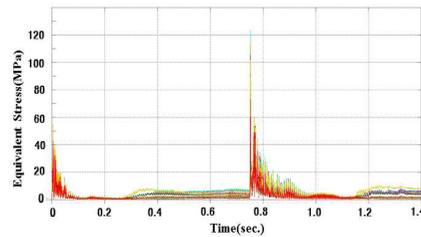
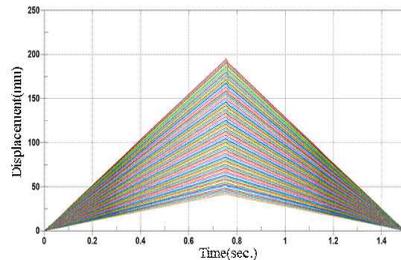
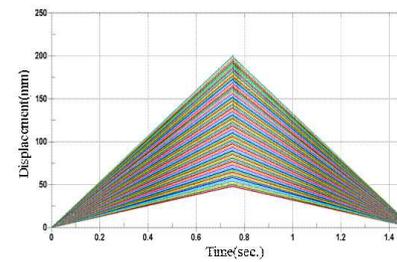


Fig. 12. Maximum Equivalent Stress of LRU in case 40% Fluid Filling Case(Max. : 123MPa @750ms)



(a)



(b)

Fig. 13. Comparison of Displacement Between 80% Fluid Filling and 40% Fluid Filling
(a) 80% Fluid Filling Case(Max. 195mm)
(b) 40% Fluid Filling Case(Max. 201mm)

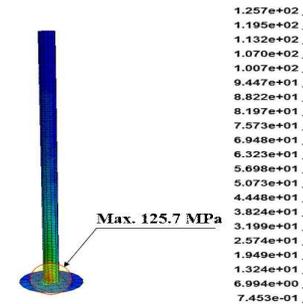


Fig. 14. Moment of Maximum Equivalent Stress of 40% Fluid Filling Case by Increasing Element Number

5. 결론

본 연구에서는 항공기 연료탱크 내부에서 발생하는 슬로싱 현상에 대해 유체-구조 연성해석 방법 중 하나인 입자법을 적용하여 연료탱크 내부장착 구성품에 작용하는 하중과 슬로싱 하중에 의해 장착구성품에 발생하는 등가응력을 계산하였다. 수치해석 결과로부터 도출한 사항은 아래와 같다.

- 유체가 연료탱크 내부부피 80%를 차지하는 경우, 내부 구성품에 작용하는 최대 하중은 최대 48N 수준임. 이 하중에 의해 바닥면 장착부에서 최대 110MPa의 등가응력이 발생됨.
- 또한, 내부유체의 양이 많을수록 내부 구성품의 변

형을 감쇠시켜 구성품의 건전성 측면에서 유리함. 그러나, 악조건 상황을 고려하기 위해 내부 유체량을 지나치게 최소화 한다면 중량증가의 요인이 되므로, 목표성능을 고려하여 적정수준의 내부 유체량을 반영한 설계가 필요하다.

본 연구의 결과로써 언급한 슬로싱 하중은 내부유체 부피, 내부구성품의 장착위치 및 사이즈에 따라 상이해지기 때문에 본 연구가 현재 수준보다 의미를 갖기 위해서는 다양한 장착조건과 구성품의 사이즈 등을 반영하고, 다양한 상황을 고려한 수치해석 연구가 수행되어야 할 것으로 사료된다. 향후, 본 연구는 수치해석의 신뢰성을 확보하기 위해 시험을 통한 검증을 수행하고, 내부장착 부품과 배관 및 주변구조물을 고려한 체계수준의 슬로싱 수치해석으로 확장해 나갈 계획이다.

References

- [1] In Sik Nho, Min-Seok Ki, Sung-Chan Kim, "A Study on Simplified Sloshing Impact Response Analysis for Membrane-Type LNG Cargo Containment System", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 48, No. 5, pp.451-456, 2011. DOI: <http://dx.doi.org/10.3744/SNAK.2011.48.5.451>
- [2] Graczyk, M. & Moan, T., "A Probabilistic Assessment of Design Sloshing Pressure Time Histories in LNG Tanks", Ocean Engineering, 35, pp.834 - 855, 2008. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.oceaneng.2008.01.020>
- [3] Jang Ryong Shin, Kyung Sik Choi, Sin Young Kang, "An Analytic Solution to Sloshing Natural Periods for a Prismatic Liquid Cargo Tank with Baffles", Journal of Ocean Engineering and Technology, Vol.19, No.6, pp.16-21, 2005.
- [4] Sang Hyuk Lee, Nahmkeon Hur, "A Numerical Study on Flows in a Fuel Tank with Baffles and Porous Media to Reduce Sloshing Noise", Korean Society for Computational Fluids Engineering, Vol.14, No.2, pp.68-76, 2009.
- [5] Sejin Ahn, Seongho Yoon, "Experimental Study and Evaluation Method for Sloshing Noise of Fuel Tank on Passenger Vehicle", Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol.24, No.6, pp.444-451, 2014. DOI: <http://dx.doi.org/10.5050/KSNVE.2014.24.6.444>
- [6] U.S.Army Aviation and Missile Command, "Detail Specification for the Tank, Fuel, Crash- Resistant, Ballistic-Tolerant, Aircraft, MIL-DTL-27422D", 30 January 2007.
- [7] J.J. Monaghan, "Smoothed Particle Hydrodynamics", Annual Review of Astronomy and Astrophysics, Vol.30, pp.543-574, 1992.

DOI: <http://dx.doi.org/10.1146/ammurev.aa.30.090192.002551>

- [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: [http://dx.doi.org/10.1016/0021-9991\(83\)90036-0](http://dx.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, Jong Won Lee, In Hee Hwang, et al, "Slosh & Vibration Qualification Test for Fuel Tank of Rotorcraft", Journal of the Korea Academia-Industrial Cooperation Society, Vol.14, No.1, pp.62-68, 2011.
- [11] Hyun Gi Kim, Sung Chan Kim, "Study on the Phase II Qualification Test for Fuel Cell of Rotorcraft", Journal of the Korea Academia-Industrial Cooperation Society, Vol. 14, No.3, pp.1054-1060, 2013.
DOI: <http://dx.doi.org/10.5762/KAIS.2013.14.3.1054>

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