

입자법을 이용한 회전익항공기 연료셀 피탄 수치모사

김현기*, 김성찬
¹한국항공우주연구원

Numerical Simulation of Bullet Impact for Fuel Cell of Rotorcraft using Smoothed Particle Hydrodynamics

Hyun-Gi Kim^{1*} and Sung Chan Kim¹

¹Korea Aerospace Research Institute

요약 회전익 항공기 중 군에서 운용하는 기동헬기는 전장상황에서 운용되기 때문에 연료셀 피탄 시 발생 가능한 상황을 예측하여 설계에 반영해야 한다. 연료셀 설계 고려사항은 피탄 상황의 연료셀 내부 압력, 충격파에 의한 연료셀 자체 및 금속 피팅부 응력, 탄의 운동에너지 등이 포함될 수 있다. 중요 설계데이터 확보를 위해서는 실물 연료셀을 이용한 입증시험을 수행하는 것이 가장 좋은 방법이다. 그러나, 극한조건하의 입증시험은 상당한 비용과 시간이 요구되며, 실패 위험성도 높다. 따라서, 실물을 이용한 시험을 수행하기 전 시행착오의 가능성을 줄이기 위해서는 다양한 수치해석을 통해 연료셀 내부압력과 응력 등의 설계 데이터 예측이 반드시 필요하다. 본 연구에서는 입자법을 사용하여 연료셀의 중요 입증시험 중 하나인 피탄시험에 대한 수치해석을 수행하였다. 수치해석은 전용 충돌해석 프로그램인 LS-DYNA를 사용하였고, 피탄의 영향으로 연료셀 내부 압력은 350~360MPa, 수압램에 의한 굽힘하중으로 260~350MPa의 등가응력이 금속피팅부에 발생하는 것으로 파악되었다.

Abstract Military rotorcraft should be designed taking into account the condition of the fuel cell bullet impact. The internal fluid pressure, stress of metal fitting and fuel cell, bullet kinetic energy can be included as the design factor for the fuel cell. The best way to obtain the important design data is to conduct the verification test with actual product. But, the verification test requires huge cost and long-term effort. Moreover, there is high risk to fail because of the sever test condition. Thus, the numerical simulation is required to reduce the risk of trial-and-error together with prediction of the design data. In the present study, the bullet impact simulation based on SPH(smoothed particle hydrodynamics) is conducted with the commercial package, LS-DYNA. As the result of the numerical simulation, the internal pressure of fuel cell is calculated as 350~360MPa and the equivalent stress caused by hydro-ram effect is predicted as 260~350MPa on metal fittings.

Key Words : Fuel Cell, LS-DYNA, SPH(Smoothed Particle Hydrodynamics)

1. 서론

항공기 연료셀의 기능은 연료를 저장하는 단순한 기능을 갖고 있지만, 항공기 추락이나 피탄 등의 위급상황 발생시 연료셀의 건전성 여부는 승무원의 생존과 직결된다. 화재나 내부폭발 등 예측되는 극한상황을 고려하여 연료셀이 되어야만 승무원의 생존성을 극대화시킬 수가

있다. 이러한 노력의 일환으로 실물 연료셀을 이용한 내탄시험이나 수치해석 연구가 수행된 바 있다[1,2]. 그러나, 극한 상황하의 시험은 상당한 비용 뿐만 아니라 시험 수행까지 상당한 시간과 노력이 요구된다. 따라서, 수치해석을 통해 설계에 반영하기 위한 조건의 데이터를 획득하는 것이 필요하고, 이러한 데이터가 오랜 기간 누적되면 중요한 설계 자산이 된다. 본 연구에서는 군 운용

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

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

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

Received January 9, 2014

Revised February 17, 2014

Accepted May 8, 2014

항공기가 직면할 수 있는 피탄 상황을 고려한 수치해석을 수행하였다. 연료셀이 피탄되면 내부압력의 급상승으로 인한 폭발 등 연료셀 자체의 건전성에 영향을 미칠 수 있고, 유체를 관통하는 탄의 거동이 불규칙적인 변화하여 내부 장작물에 치명적인 영향을 줄 수 있다. 또한, 연료셀 관통시 유체저항에 의해 출사부는 탄이 전복(tumble)된 상태로 타격할 가능성이 크며, 높은 운동에너지로 타격할 경우에는 치명적인 누설로 인해 항공기 생존성에 문제를 일으킬 수 있다. 따라서, 수치해석을 통해 계산되는 내부압력, 탄속 및 운동에너지, 연료셀 자체 응력은 설계에 있어서 중요한 정보가 된다.

본 논문에서는 충돌전용 상용 소프트웨어인 LS-DYNA를 사용하여 연료셀 피탄상황을 고려한 유체-구조 연성 문제의 수치해석을 수행하였다. 수치해석 방법은 입자법을 사용하였고, 수치해석 결과로 탄의 거동과 탄속 변화, 내부 유체압력, 급속피팅과 연료셀 자체 응력 수준을 계산하여 피탄 상황을 고려한 연료셀 및 내부 장작물 배치와 설계를 위한 기본 데이터 확보 가능성을 타진하였다.

2. 입자법 개요

피탄 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 Hydrodynamics, 이하 SPH)이 있다. ALE는 구조와 유체 격자를 구축하고 상호간 하중과 경계 조건 정보를 교환하면서 해석하는 방법으로 정밀한 해석이 가능하다. 그러나, 과도한 전산 자원과 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 임의의 지점에서의 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 접촉조건에 부과가 용이하여

ALE 방법에 비해 수치 해석상의 누유가 발생하지 않는 장점이 있다. 따라서, 본 연구에서는 계산시간과 전산자원, 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.

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

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

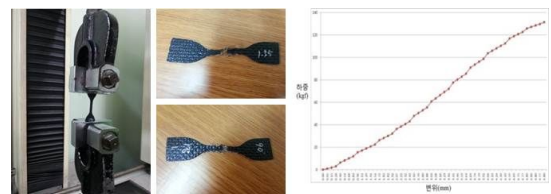
$$W(x-x',h) = 0 \text{ when } |x-x'| > \kappa h \quad (4)$$

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

3. 수치해석 모델

3.1 시편시험

수치해석에 적용하기 위해 Fig.1과 같이 연료셀 소재의 시편시험을 수행하여 물성정보를 획득하였다. 시험결과, 연료셀 소재는 탄성 거동을 보였으며 탄성계수 510MPa, 최대강도 144.89MPa, 연신율은 28%로 계산되었다.

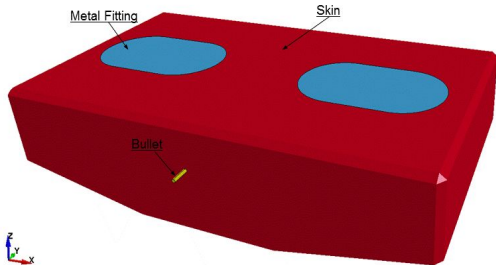


[Fig. 1] Test of Specimen[3]

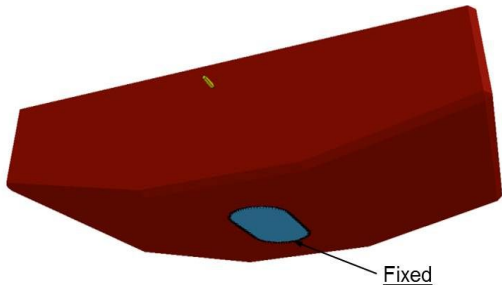
3.2 수치모델

Fig. 2는 수치해석을 위한 전산모델과 각 부분 명칭을 나타내고 있다. 연료셀은 외피와 금속피팅으로 구성되어 있는데, 금속피팅과 연료셀 외피의 두께는 10mm로 설정하였고, 연료셀 타격물체인 탄환은 실린더 형태로 모델링 하였다.

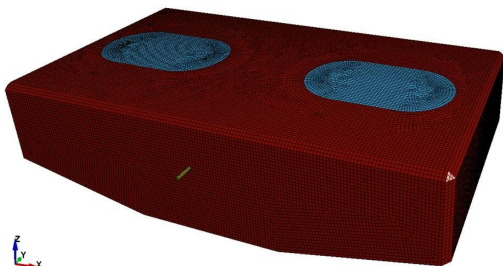
Fig.3은 연료셀의 경계조건으로 바닥면에 위치한 금속피팅을 고정시켰다. Fig. 4와 Fig. 5는 수치해석을 위한 구조영역과 유체영역을 보여주고 있다. 구조영역인 연료셀의 외피와 금속피팅은 4절점 쉘요소를 적용하였고, 연료셀 내부 부피의 85%를 차지하는 유체는 입자(particle)를 사용하여 모델링하였다. 구조 분할격자는 41,598개 이고, 내부 유체입자는 408,771개이다. 강체로 설정한 탄환은 솔리드요소를 사용하였다.



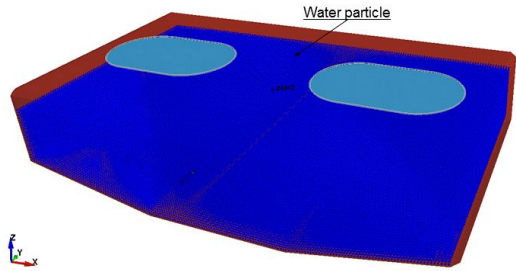
[Fig. 2] Numerical Analysis Model



[Fig. 3] Boundary Condition imposed on the Bottom Metal Fitting



[Fig. 4] Finite Analysis Model for Structure



[Fig. 5] SPH Model for internal Fluid

[Table 1] Material Input Data of Each Part

Material Data	<ul style="list-style-type: none"> ■ Fluid <ul style="list-style-type: none"> - density : 998kg/m³ ■ Fuel cell skin <ul style="list-style-type: none"> - material model : Elastic - density : 980kg/m³ - young's modulus : 510MPa - poisson ratio : 0.45 - erosion : failure strain 28% failure strength 145MPa ■ 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 - yield strength : 400MPa ■ Bullet <ul style="list-style-type: none"> - material model : Rigid - density : 17,000 kg/m³ - young's modulus : 370GPa - poisson ratio : 0.17
---------------	---

Table 1은 본 연구의 수치모사를 위해 입력된 각 부분의 물성 정보이다. 연료셀 관통모사를 위해 3.1절의 시편 시험 결과를 반영하여 쉘 요소의 파손조건을 반영하였다. 또한, 초기 상태에서 연료셀은 유체와의 contact 조건이 부과되어 있고, 수치해석 과정에서 탄환은 연료셀, 금속피팅, 유체와 접촉을 하게 된다. Table 2는 수치모사 과정에서 발생할 수 있는 contact을 고려하여 파트 간 부과된 contact 조건을 정리한 것이다.

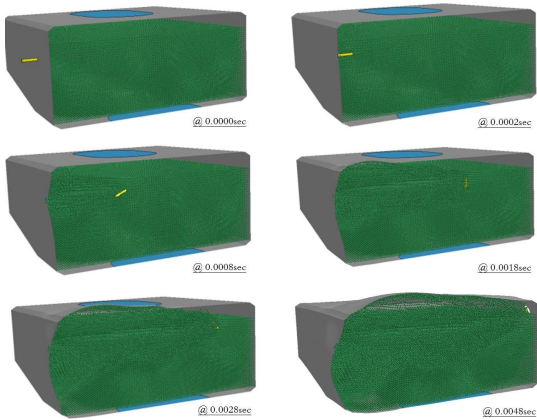
[Table 2] Contact condition in LS-DYNA

Contact	Applied Part
Single Surface	• Fuel cell
Node to Surface	• Fuel cell ↔ Fluid particle • Metal fitting ↔ Fluid particle • Bullet ↔ Fluid particle
Surface to Surface	• Fuel cell ↔ Bullet

4. 수치해석 결과

수치해석은 시간간격 1.3×10^{-7} 을 사용하여 0.01초 까지 수행하였다. 일반적인 탄환의 총구속도는 900m/s~1,000m/s 인데, 연료셀이 피탄되는 거리는 800m 수준인 것으로 가정하여 탄속을 650m/s로 설정하였다.

첫 번째 수치해석은 14.5mm 구경의 탄환이 650m/s의 속도로 직사타격을 하는 경우이다. Fig.6은 탄환이 외피를 타격하는 순간부터 연료셀을 관통하기 까지의 거동과 내부유체에 미치는 영향을 보여주고 있다. 탄환은 유체 내부를 관통하면서 유체 저항으로 감속과 더불어 전복(tumble)되어 출사부를 타격할 때는 입사부보다 상대적으로 큰 영역의 요소들이 손상된다.

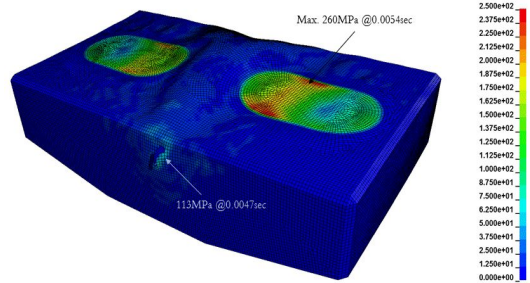


[Fig. 6] Behavior of Bullet and Internal Fluid under the Straight Impact Condition

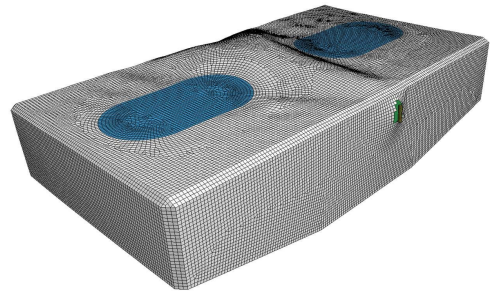
내부유체의 압력상승으로 발생하는 수압람(hydrodynamic ram)은 외피와 금속피팅에 충격하중으로 작용하게 되는데, 이로 인한 구조물의 등가응력 수준을 Fig. 7에 나타내었다. 금속피팅의 최대응력은 260MPa(@0.0054sec.), 연료셀 외피에서는 121MPa(@0.0046sec.) 수준으로 계산되었다. 참고로, 출사부 관통 순간의 수치모사가 Fig. 8에 주어져 있다.

Fig. 9는 탄 입사부터 출사까지 모든 유체입자들에서 계산된 압력 분포이다. 입사부 타격 순간(@0.0002sec.)에 Fig. 10과 같이 최대압력 368MPa이 발생하고 있으며, 이후 탄의 운동에너지가 감소하면서 내부압력 수준도 200MPa 이하로 감소하는 것을 알 수 있다. 출사부 타격 순간(@0.006sec.)의 운동에너지는 595J로 계산되었는데,

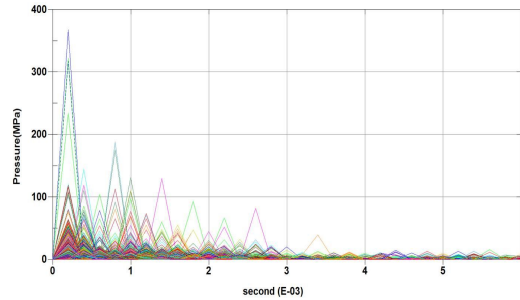
이 수준의 속도에서도 연료셀 소재의 파손응력 145MPa 보다 큰 응력을 발생시켜 외피를 관통하게 된다. 탄환의 입사부터 출사까지의 운동에너지는 Fig. 11과 같다.



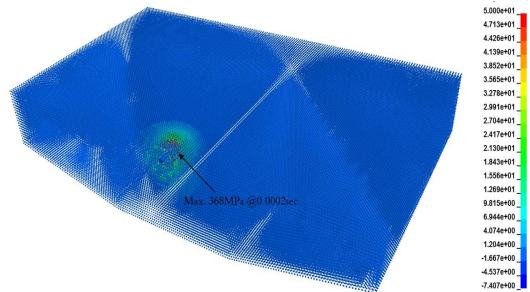
[Fig. 7] Maximum Equivalent Stress(unit: MPa)



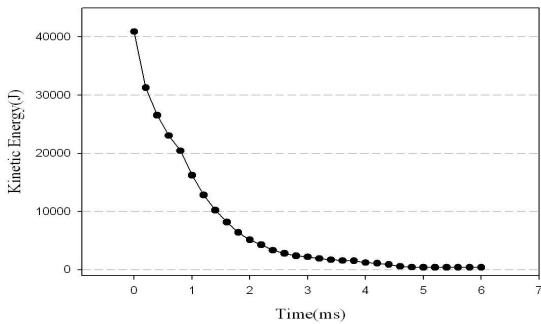
[Fig. 8] Penetration Configuration of Exit



[Fig. 9] Pressure Evaluation of Internal Fluid

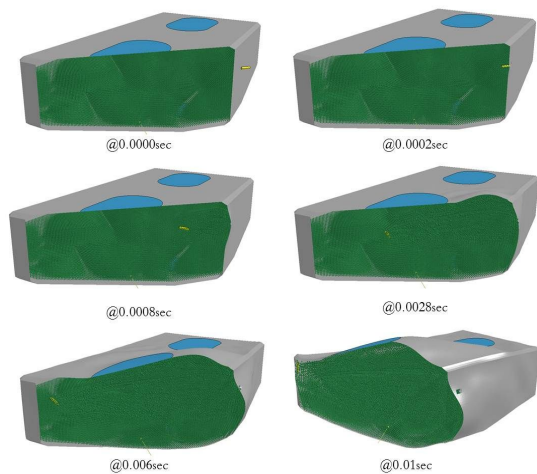


[Fig. 10] Maximum Pressure Value of Internal Fluid

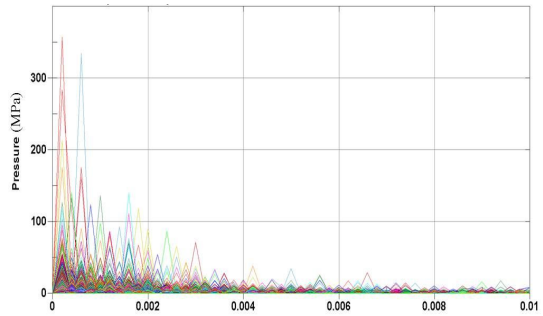


[Fig. 11] Variation of Kinetic Energy during penetration

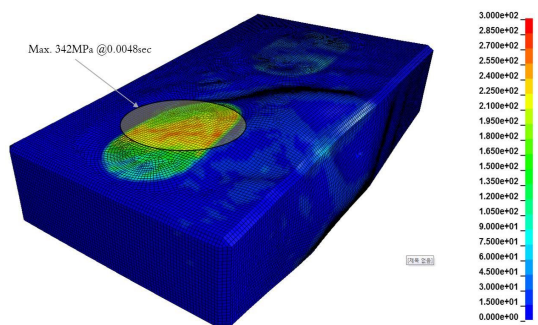
Fig. 12는 동일한 탄구경과 탄속 조건에서 대각방향에서 타격하였을 때 내부 유체 및 탄의 거동을 보여주고 있다. 탄이 입사부를 타격할 때는 Fig. 13과 같이 내부압력은 357MPa까지 증가했다가 유체 저항력 때문에 200MPa 이하로 감소하게 된다. Fig. 6의 거동과 유사하게 탄환은 내부유체를 통과하면서 전복(tumble)이 되고, 그 과정에서 발생하게 되는 수압램은 금속피팅에 곱힘을 일으켜서 Fig.14에 보여진 것 처럼 금속피팅에서 342MPa의 최대 등가응력이 발생하게 된다. 출사부 타격시(@0.008sec) 탄속은 52.6m/s 까지 감속되었는데, 이 때의 운동에너지는 301J 로 계산되었다. 직사 타격의 경우와 비교했을 때 대각방향 타격은 유체를 통과하는 거리가 더 길기 때문에 운동에너지의 감쇠가 상대적으로 크게 발생하여 출사부를 관통하지 못하게 된다.



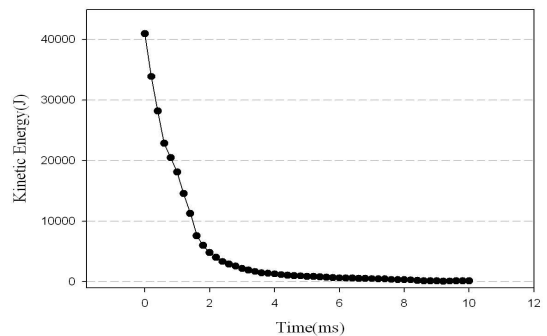
[Fig. 12] Behavior of Bullet and Internal Fluid under the Slope Direction Impact Condition



[Fig. 13] Pressure Evaluation of Internal Fluid



[Fig. 14] Maximum Equivalent Stress(unit: MPa)



[Fig. 15] Variation of Kinetic Energy during penetration

5. 결론

본 연구에서는 항공기의 연료셀이 정면과 대각방향에서 피탄되는 조건에서 유체-구조 연성해석 방법 중 하나인 SPH 방법을 적용하여 연료셀 내부압력과 연료셀 자체의 등가응력을 계산하였다. 수치해석 결과, 탄환 입사부 타격시에는 내부압력이 약 350~360MPa로 계산되었고, 그로 인한 수압램은 금속피팅부에 곱힘하중으로 작

용하여 약 260~350MPa의 등가응력을 발생시키는 것으로 파악되었다. 또한, 탄환의 운동에너지가 300J 이하로 감소하게 되면 출사부 관통이 발생하지 않는 계산되었고, 이점을 고려한 연료셀 사이즈 설계는 승무원의 생존성 향상에 유리할 것으로 판단된다.

본 연구의 결과로써 언급한 피탄시 내부압력과 관통 여부는 탄환 구경 및 탄속에 따라 달라지게 되며, 구조물 거동과 등가응력 수준도 달라지게 된다. 따라서, 본 연구가 현재 수준보다 의미를 갖기 위해서는 다양한 피탄 상황을 고려하여 탄구경, 탄속 및 타격 각도에 따른 다양한 상황의 수치해석 연구가 수행되어야 하고, 더불어 실험 시험을 통한 수치해석의 신뢰성 확보가 필요할 것으로 사료된다.

References

- [1] 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, 38(5), pp.477-481, 2010
DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2010.38.5.477>
- [2] Hyun-Gi Kim, Sung Chan Kim, "Numerical Simulation of Bullet Impact for Fuel Cell of Rotorcraft", Journal of Computational Structural Engineering Institute of Korea, 25(5), pp.405-411, 2012
DOI: <http://dx.doi.org/10.7734/COSEIK.2012.25.5.405>
- [3] Hyun-Gi Kim, Sung Chan Kim, Sung Jun Kim, Soo Yeon Kim, "Numerical Simulation of Full-scale Crash Impact Test for Fuel Cell of Rotorcraft", Journal of Computational Structural Engineering Institute of Korea, 26(5), pp.343-349, 2013
DOI: <http://dx.doi.org/10.7734/COSEIK.2013.26.5.343>

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 : 대우중공업 선임연구원
- 2000년 9월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원

<관심분야>

항공기 구조설계 및 세부계통