

사용후핵연료 운반용기에 대한 항공기 엔진 충돌해석 시 개선된 Riera 방법 적용방안의 유효성 확인

김석우* · 김종성†

Validation Analysis for Improved Application of the Riera Method to Aircraft Engine Impact Analysis on Spent Nuclear Fuel Transport Casks

Seok-Woo Kim* and Jong-Sung Kim†

(Received 22 November 2024, Revised 11 December 2024, Accepted 16 December 2024)

ABSTRACT

The study proposes an improved application of the the Riera method, which based on trial and error method, to aircraft engine impact analysis on spent nuclear fuel transport casks. The improved application was applied to the case where an aircraft engine simulation model collides with a rigid wall, and finite element explicit dynamic analysis was performed. In addition, the results of the improved application method were compared with those of the full model and the existing Riera method. The comparison results confirmed that the proposed improvement application is an efficient and reliable method that matches well with the full model.

Key Words : Spent nuclear fuel transport cask(사용후핵연료 운반용기), Aircraft engine crash(항공기 엔진 충돌), Finite element impact analysis(유한요소 충격해석), Sensitivity analysis(민감도 분석), Riera method(리에라 방법론)

1. 서 론

2001년 9.11 테러 이후 항공기 충돌 테러의 심각성이 부각되면서, 미국 원자력규제위원회(NRC)는 모든 신규 원전에 대해 격납건물 및 사용후핵연료 저장수조에 대한 항공기 충돌 안전성 평가를 안전성 분석 보고서에 포함하도록 규제하였다. 또한 최근에는 원전 내 건물뿐 만 아니라 수송 및 저장 시스템에 대한 항공기 충돌에 대한 평가를 요구하고 있어 관련 연구⁽¹⁻³⁾가 이루어지고 있다.

수치적 해석을 통한 항공기 충돌 평가는 현실적으로 많은 어려움이 존재한다. 첫째, 충돌하는 항공기에 대한 구체적인 정보를 입수하기 어려우며 설사 모델정보가 있

더라도 모델링이 매우 난해하다. 둘째, 단순 충돌로 인한 물리적 변형만을 고려하는 것이 아니라 충돌로 인해 매우 짧은 시간 내에 발생하는 폭발, 화재, 충격파 등 다양한 물리적 현상을 모두 고려해야 한다. 마지막으로 시뮬레이션 결과를 검증하기 위해서는 시험결과와 비교해야 하지만 현실적으로 많은 자원이 소모되는 항공기 충돌 시험을 수행하는 것은 불가능에 가까워 검증이 매우 어렵다. 이와 같은 이유들로 항공기 충돌 평가는 보편적으로 발생하는 복잡한 물리적 현상들은 적절한 타당성 및 보수성을 유지하여 가정하고, 복잡한 해석 모델은 충돌체인 항공기와 피격체 두가지로 분리하여 계산하는 Riera 방법론⁽⁴⁾을 통해 단순화하여 평가한다.

같은 Riera 방법론을 사용하더라도 적용하는 방식이 연구자에 따라서 상이하기 때문에 본 연구에서는 Riera 방법론 적용 방안을 개선하고 각각의 해석 결과를 비교하여 개선된 Riera 적용 방법론의 타당성을 제기하고자 한다.

† 책임저자, 회원, 세종대학교
E-mail : kimjsbat@sejong.ac.kr
TEL : (010)2792-7980 FAX : (02)3408-4413
* 세종대학교 대학원

2. 개선된 Riera 방법 적용방안

2.1 Riera 방법론의 개요

Riera 방법은 충돌체와 피격체를 분리하고, 항공기 충돌시 발생하는 충격력 시간 이력을 이론적으로 계산하여 피격체에 적용하는 방법으로 복잡한 항공기 충돌 모델을 단순화하여 해석할 수 있게 한다. Riera 방법을 통해 충격력 시간 이력을 구하기 위해 항공기가 완전 구속된 강체로 묘사된 방벽에 수직으로 충돌한다고 가정하고 방벽에 가해지는 충격력-시간 이력을 도출한다. 완전 구속된 강체에 충돌하는 상황을 가정하여 충격력-시간 이력을 도출했기 때문에 이 방법을 통해 도출된 충격력은 실제 발생한 충격력보다 보수적이므로 항공기 충돌 안전성 평가에 사용하기 적절하다.

초기 항공기의 운동량은 식 (1)과 같이 정리된다.식 (1)을 Riera 방법의 형식에 맞게 변환하면 식 (2)와 같이 쓸 수 있다.

$$F_x(t) = \frac{\partial}{\partial t}[mv] = m \frac{\partial v}{\partial t} + \frac{\partial m}{\partial t} v \quad (1)$$

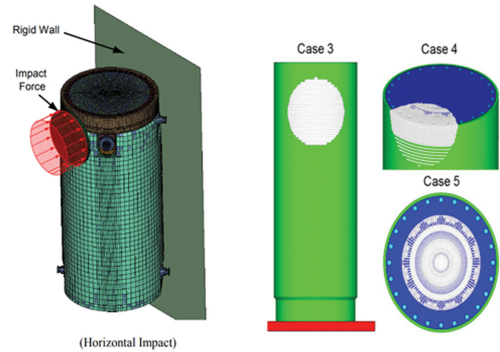
$$F_x(t) = P_c[x(t)] + \mu[x(t)]V^2(t) \quad (2)$$

여기서 $x(t)$ 는 충돌 시작지점으로부터 수직거리, $P_c[x(t)]$ 는 좌굴 강도, $\mu[x(t)]$ 는 단위길이당 질량, $V(t)$ 는 속도이다.

즉, 항공기의 길이에 따른 질량분포와 좌굴강도를 알고 있다면 항공기 충돌시 발생하는 충격력을 Riera 방법론을 사용하여 이론적으로 계산할 수 있다. 본 연구에서는 CRIEPI가 제시한 Riera Model⁽²⁾을 차용하여 사용하였다.

2.2 선행연구들의 적용방법의 한계점

도출된 Riera 충격력-시간 이력을 적용하는 방안은 확정적이지 않아 연구자마다 다르다. 적용 방안은 크게 두



(a) Distributed load on the arbitrary plate (b) Distributed load on the target surface

Fig. 2 Application methods of the Riera methodology in the previous studies.

분류로 나뉘어지는데 첫 번째 방안은 충돌면적에 해당하는 크기의 임의의 판을 강체 혹은 일반적인 요소로 묘사하고 그 위에 충격력-시간 이력을 부여하는 방법이다. 두 번째 방안은 충돌 부위의 요소 위에 직접 충격력-시간 이력을 분포하중으로 부여하는 방법이다.

임의의 판 위에 충격력-시간 이력을 부여하는 경우 판의 질량이 해석모델에 추가적으로 부여되기 때문에 해석적 오차가 발생하며, 더욱이 일반적인 요소로 묘사할 경우 판이 충격량을 흡수하기 때문에 의도했던 충격량보다 더 작은 충격량이 피격체에 부여되게 된다.

충돌 부위의 요소 위에 직접 충격력-시간 이력을 부여하는 경우, 누적 손상이 허용기준을 초과시 요소를 삭제하는 파손모델을 적용시 충격력-시간 이력을 부여한 요소가 삭제되면서 초기에 의도했던만큼의 충격량이 부여되지 않아 파손 모델을 적용할 수 없는 문제점이 발생한다.

2.3 Riera 방법 적용방안의 개선

기존 방안들은 충격력-시간 이력을 온전히 적용하는데

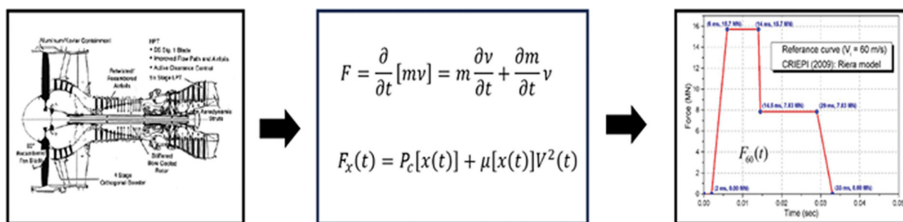


Fig. 1 Application of Riera methodology.

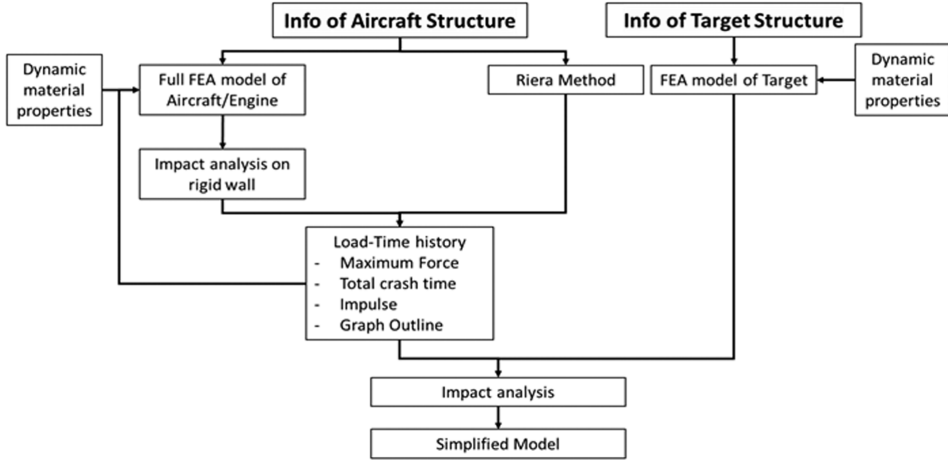


Fig. 3 Flowchart for improved application of Riera method to aircraft engine collision.

어려움이 있으므로, Riera 방법론을 통해 구해진 충격력-시간 이력을 사용하여 단순화한 피격체(항공기 엔진) 모델을 역설계하고 충돌시키는 방법을 고려하였다. 단순화한 피격체 모델을 Riera 방법의 초기조건에 따라 완전 구속된 강체벽에 충돌시켰고 초기 충격력-시간 이력과 유사한 결과가 도출되는지 검증하였다. Fig. 3에 개선된 Riera 방법 적용방안의 흐름도를 항공기 엔진 충돌 경우를 대상으로 제시하였다.

3. 개선된 Riera 방법 적용방안의 적용

3.1 해석방법

Fig. 4는 개선된 Riera 방법 적용방안을 위해 결정한 단순화한 항공기 엔진 모델의 유한요소 모델을 보여주고 있다. 단순화한 항공기 엔진 모델은 1/3 크기로 축소하였으며, 초기속도는 CRIEPI가 제시한 Riera Model과 동일하게 60 m/s로 설정하였다. 비교대상인 CRIEPI의 Riera Model 또한 1/3 크기의 축소 모형에 맞게 상사법칙을 적용하여 시간은 1/3배를 충격력은 1/9배를 적용하였다. 단순화한 항공기 엔진 모델은 Fig. 3의 흐름도에 제시된 바와 같이 시행착오법을 통해 두께 등 기하학적 형상이 변화될 수 있다. 단순화한 항공기 엔진 모델은 삼차원 8절점 감차적분요소인 C3D8R을 사용했으며 절점수와 요소수는 각각 182,020개와 151,633개이다. 충돌부의 두께 방향으로 4개의 요소를 부여하였고, 충돌부 옆면의 두께 방향으로는 3개의 요소를 부여하였다. 강체벽은 해석적 강

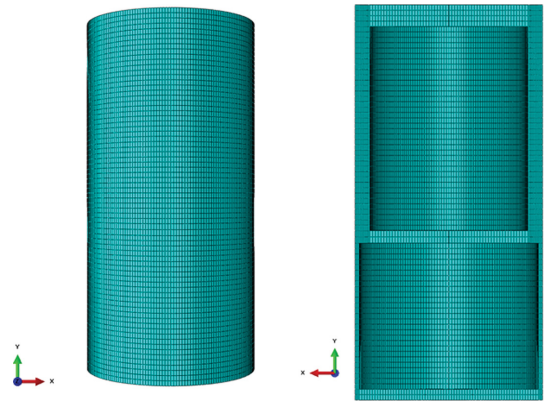


Fig. 4 Finite element model of simplified aircraft engine.

체인 Analytical Rigid를 사용했다. 단순화한 모델의 재료는 본 연구에서는 구성재료는 AISI 1045 Steel으로 가정하였고 해당 재료물성은 Table 1에 제시하였다⁽⁵⁾.

식 (3)에 제시된 Johnson-Cook 동적 경화 모델을 소성 경화 거동 구성 방정식으로 사용하여 고변형률, 고변형률 속도, 고온에서의 재료거동을 잘 모사할 수 있도록 했다.

$$\bar{\sigma} = [A + B\bar{\epsilon}_p^n] \left[1 + C \ln \left(\frac{\dot{\epsilon}_p}{\dot{\epsilon}_{ref}} \right) \right] \times \left[1 - \left(\frac{T - T_r}{T_m - T_r} \right)^m \right] \quad (3)$$

여기서 $\bar{\sigma}$ 는 유동응력, $\bar{\epsilon}_p$ 는 등가 소성 변형률, A 는 초기 항복 응력, B 는 변형률 경화 계수, n 은 변형률 경화

Table 1 Material property of AISI 1045 steel

Variable	AISI 1045
Density (g/mm ³)	7.85 × 10 ⁻⁹
Elastic Modulus (MPa)	205000
Poisson Ratio	0.3
Conductivity (mW/mm°C)	48.3
Expansion (#/°C)	11.0 × 10 ⁻⁶
Specific Heat (mJ/)	4.2 × 10 ⁸
Inelastic Heat Fraction	0.9

Table 2 Values of the parameters in Johnson-Cook hardening model for AISI 1045

Parameter	Value
A (MPa)	615.8
B (MPa)	667.7
n	0.255
C	0.0134
m	1.078
T _m	1350
T _r	25

지수, C는 변형률 속도 계수, m은 열연화 지수, $\dot{\epsilon}_p$ 는 등가 소성 변형률 속도, $\dot{\epsilon}_{ref}$ 는 참조 변형률 속도, T는 온도, T_m은 용융온도, T_r는 참조온도이다. Table 2는 AISI 1045의 Johnson-Cook 동적 경화 모델의 매개변수들을 제시하고 있다⁽⁵⁾.

식 (4)에 제시된 Johnson-Cook 동적 파손 모델을 연성 재료의 파손 구성 방정식으로 사용하여 응력삼축성, 고변형률 속도, 고온에서의 재료거동을 잘 모사할 수 있게 했다. 요소의 파손은 식 (5)의 누적 손상 법칙에 따라 정의하였으며, 손상 매개변수가 1에 도달할 경우 요소의 완전 파손이 발생하여 요소가 삭제되게 정의하였다.

$$\epsilon_f = \left[d_1 + d_2 \exp\left(d_3 \frac{\sigma_m}{\sigma_{eq}}\right) \right] \left[1 + d_4 \ln\left(\frac{\dot{\epsilon}_p}{\dot{\epsilon}_{ref}}\right) \right] \times \left[1 + d_5 \left(\frac{T - T_r}{T_m - T_r}\right) \right] \quad (4)$$

$$D = \sum \left(\frac{\Delta \epsilon_p}{\epsilon_f} \right) \quad (5)$$

여기서 ϵ_f 는 파괴 변형률, σ_m 은 평균 응력, σ_{eq} 는 등가 응력, d₁, d₂, d₃, d₄, d₅는 재료 계수들이며, D는 손상 매개변수, $\Delta \epsilon_p$ 는 등가 손상 변형률 증분이다. Table 3은 AISI 1045의 Johnson-Cook 동적 파손 모델의 매개변수들을 제

Table 3 Values of the parameters in Johnson-Cook dynamic failure model for AISI 1045

Constant	Value
d ₁	0.04
d ₂	1.03
d ₃	1.39
d ₄	0.002
d ₅	0.4654

시하고 있다⁽⁵⁾.

단순화한 항공기 엔진 모델은 실제 모델을 참고하여 전방의 압축구간과 후방의 감속구간 두 구간으로 나누어 설계하였다. 충돌 초기에는 전방의 압축구간 전반에 걸쳐 좌굴하중이 발생하여 항공기 엔진이 찌그러지는 양상을 보인다. 충돌 중반에는 항공기 엔진 모델의 전방의 충돌면이 두 구간의 경계인 중앙 프레임에 부딪히면서 감속하게 된다. 충돌 후반에는 중앙 프레임을 기준으로 항공기 엔진 모델이 완전히 감속되고 탄성력에 의해 튕겨져 나가는 양상을 보인다.

상용 유한요소해석 프로그램인 ABAQUS⁽⁶⁾를 통해 유한요소 외재적 동적해석을 수행한 결과, 개선된 Riera 방법 적용방안에서 제시한 이론과 동일하게 전방은 좌굴하중에 의한 변형이 생겨 단위 길이당 질량이 크게 변하는 양상을 보이고, 후방은 단위 시간당 속도가 크게 변하는 양상을 보였다. CRIEPI가 제시한 Riera Model을 잘 반영할 수 있게 전체 질량은 유지한 채로 항공기 엔진 벽체의 두께들을 조절해가는 반복과정을 통해 단순화한 모델을 도출하였다. Fig. 5는 해석 방법의 전과정을 나타낸다.

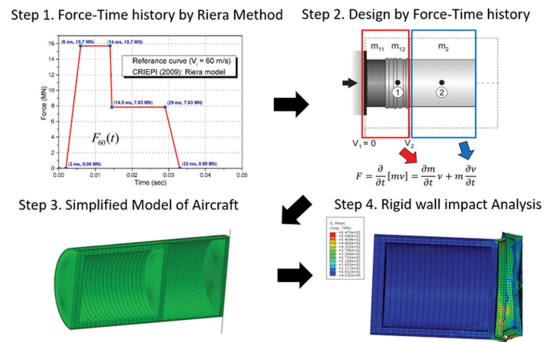


Fig. 5 Overall procedure to determine thickness of the simplified aircraft engine model.

3.2 물성에 따른 충격력 민감도 분석

항공기 엔진 모델을 단순화함에 있어 재료물성의 선정은 해석결과에 큰 영향을 끼친다. 실제 항공기 엔진의 경우 다양한 재료들이 들어가기 때문에 대표 물성을 선정하는 것이 중요하다. 물성치의 변화에 따른 충격력의 변화를 관찰하기 위해 AISI 1045 Steel 물성의 최소치와 최대치의 범위 안에서 인장강도, 항복강도, 연신률 세가지 조건들을 바꿔가며 민감도 분석을 수행했다.

피어슨 상관계수(Pearson Correlation Coefficient) r 는 두 변수 x 와 y 에 대해서 식 (6)을 따라 계산된다. 피어슨 상관 계수의 값이 +1에 가까울수록 양의 상관 관계를, -1에 가까울수록 음의 상관 관계를, 0에 수렴할수록 상관 관계가 없음을 보인다.

$$r = \frac{\sum(x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{\sqrt{\sum(x_i - \bar{x})^2 \sum(y_i - \bar{y})^2}} \quad (6)$$

40회 이상의 반복해석을 통해 추출한 데이터를 사용하여 피어슨 상관분석 방법을 수행하였고 Fig. 6과 같은 상관관계를 도출하였다.

충격량의 경우 인장강도와 0.973으로 매우 큰 양(+)의 상관관계를 보여주며 항복강도와는 0.731로 높은 양(+)의 상관관계를 보여준다. 반면에 연신률의 경우 음(-)의 상관관계를 보여줘 전체 충격량에는 영향을 끼치지 않는 것을 확인했다.

최대 충격력 또한 마찬가지로 인장강도와 0.980으로 매우 큰 양(+)의 상관관계를, 항복강도와 0.685으로 큰 양(+)의 상관관계를 보여준다.

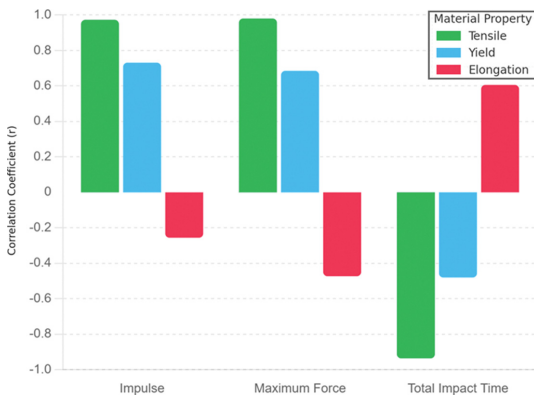


Fig. 6 Sensitivity analysis results to material properties.

전체 충격시간은 인장강도와 -0.936으로 매우 큰 음(-)의 상관관계를 보여주어 인장강도와 전체 충격시간은 완전한 반비례 관계를 보여줄 수 있다. 연신률은 0.606으로 중간정도의 양(+)의 상관관계를 보여준다.

단순화한 항공기 엔진 모델을 설계할 때 이러한 물성에 따른 경향성을 고려하여 단순화 한 모델의 두께들을 조절해 설계하였다.

3.3 기존 방안과 개선 방안 사이의 충돌해석 결과 비교

Fig. 7은 개선된 적용방안(단순화한 항공기 엔진 모델)의 충돌해석 결과, CRIEPI가 제시한 전체 항공기 엔진 모형의 충돌해석 결과, Riera 방법의 충격력-시간 이력의 그래프를 비교한 결과이다. Table 4는 충격량, 최대 충격력, 전체 충돌시간을 비교한 표이다.

Fig. 7에서 보이는 바와 같이, Riera 방법은 이론에 근거하여 산출된 그래프이기 때문에 전반적인 그래프 개형은 전체 항공기 엔진 모델과 단순화한 항공기 엔진 모델의 해석결과와는 큰 차이를 보인다. 반면에 전체 항공기 엔진 모델과 개선된 적용방안 결과를 비교하면 크게 두 번의 피크점이 존재하고 그 크기가 유사함을 확인할 수 있었다.

Table 4로부터 충격량은 Riera 방법과 개선된 적용방안 모두 전체 항공기 엔진 모델의 결과와 매우 흡사하여 두 모델 모두 전체 항공기 엔진 모델의 충격량을 잘 모사함을 알 수 있다. 또한, 최대 충격력 경우, 개선된 적용방

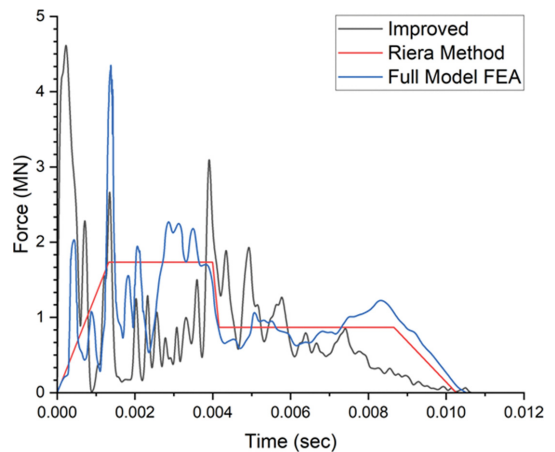


Fig. 7 Comparison of force histories among the various application methods for rigid wall subjected to aircraft engine impact load.

Table 4 Comparison of some outputs among the various application methods for rigid wall subjected to aircraft engine impact load

Case	OUTPUT			Relative Difference (%)		
	Impulse (MN·sec)	Max. Force (MN)	Total impact time (ms)	Impulse (MN·sec)	Max Force (MN)	Total impact time (ms)
Full Model	0.0107	4.4851	10.40	0.00%	0.00%	0.00%
Riera	0.0106	1.7333	10.26	-0.93%	-61.35%	-1.35%
Improved	0.0103	4.8855	10.65	-3.73%	8.93%	2.40%

안이 기존 Riera 방법 보다 훨씬 잘 모사함을 알 수 있다. 이에 반하여 Riera 방법은 초기에 발생하는 최대 충격력에는 상당히 큰 차이를 보여 비보수적인 결과를 보여준다. 전체 충돌시간은 세 모델 모두 상당히 유사하다.

4. 결 론

본 연구에서는 항공기 엔진이 사용후핵연료 캐스크에 충돌시 그 충격량을 실제와 유사하게 설정하기 위한 효율적인 적용방안을 연구한 결과, 다음과 같은 결론을 도출하였다.

- 단순화된 항공기 엔진 모델을 시행착오법에 따라 결정하고 이를 사용하여 충돌해석을 수행하는 개선된 Riera 방법 적용방안을 제안하였음.
- 개선된 Riera 방법 적용방안은 실제 현상과 동등한 수준의 충돌해석 결과를 도출하는 효율적이고 신뢰성있는 방안으로 확인하였음.
- 항공기의 고속 충돌 시나리오를 모사할 때, 기존 Riera 방법론은 파손 모델 적용 시 초기 충격량을 정확히 반영하지 못하는 한계가 있었음. 개선된 Riera 적용 방안을 활용하면, 파손 모델을 적용하더라도 초기 충격량을 의도한 대로 모사할 수 있어 피격체의 구조 변형을 더욱 정밀하게 재현할 수 있는 장점이 있음.

후 기

본 연구는 원자력안전위원회의 재원으로 한국원자력안전재단의 지원을 받아 수행한 원자력안전연구사업의

연구결과입니다(RS-2021-KN058010).

참고문헌

- (1) USNRC, 2011, “Response of Reinforced Concrete Structures to Aircraft Crash Impact,” U.S. Nuclear Regulatory Commission, Texas, *NRC-02-07-006*.
- (2) Koji Shirai, Kosuke Namba, and Toshiari Saegusa, 2009, “Safety Analysis of Dual Purpose Metal Cask Subjected to Impulsive Loads due to Aircraft Engine Crash,” *Journal of Power and Energy Systems*, Vol. 3, No. 1, pp. 72-82. <http://dx.doi.org/10.1299/jpes.3.72>.
- (3) Lee, S., Choi, W.-S., and Seo, K.-S., 2016, “Safety Assessment of a Metal Cask under Aircraft Engine Crash,” *Nuclear Engineering and Technology*, Vol. 48, No. 2, pp. 505-517. <http://dx.doi.org/10.1016/j.net.2015.11.002>.
- (4) NEI, 2011, “Methodology for Performing Aircraft Impact Assessments for New Plant Designs,” The Nuclear Energy Institute, California, *NEI 07-13 Revision 8P*.
- (5) Wang, Keyan, 2016, *Calibration of the Johnson-Cook Failure Parameters as the Chip Separation Criterion in the Modelling of the Orthogonal Metal Cutting Process*, McMaster University, Master Thesis.
- (6) Smith, M., 2009, *ABAQUS/Standard User’s Manual*, Version 6.9. Dassault Systemes Simulia Corp.
- (7) Selivanov, V. V., Markov, V. A., Popov, Yu. V., and Pusev, V. I., 2019, “About the Calculation of the Load on the Building at High Speed Aircraft Impact Based on the Riera’s Approach,” *American Institute of Physics*, Vol. 2171, No. 1, 130007. <https://doi.org/10.1063/1.5133274>.
- (8) Kim, J.-S. and Kim, C. J., 2023, “Investigation on Effect of Aircraft Engine Crash Location on Containment Performance of a Spent Nuclear Fuel Transport Cask,” *Trans. of the KPVP*, Vol. 19, No. 2, pp. 69-74. doi: 10.20466/KPVP.2021.19.2.069.