슬로싱 운동에 의한 회전익항공기 외부연료탱크 체결부 하중 및 구조건전성 평가

김현기^{*}, 김성찬 한국항공우주연구원

Assessment of Structural Soundness and Joint Load of the Rotorcraft External Fuel Tank by Sloshing Movement

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

요 약 항공기가 급격한 기동을 하는 경우에는 연료의 쏠림에 의해 상당한 하중이 관련 구성품들에 작용하는데 심각한 상황에서는 구성품이나 배관의 파손이 발생하여 연료탱크 외부로 연료가 누설될 수 있다. 특히, 외부 연료탱크가 장착된 경우에는 슬로싱 운동에 의해 외부 연료탱크 체결부에 상당한 하중이 작용하게 되는데, 해당 하중을 반영하지 않은 설계 로 인하여 체결부의 파손이 발생하게 되면 항공기 안전 뿐만 아니라 승무원의 생존에도 악영향을 미칠수가 있다. 따라서, 따라서, 항공기 및 승무원의 생존성 향상을 위해서는 연료 슬로싱 운동에 의한 하중을 고려하여 연료탱크와 내부 부품 뿐만 아니라 체결부에 대한 설계가 수행되어야 한다. 본 논문에서는 회전익항공기용 외부 연료탱크의 슬로싱 시험에 대 한 수치해석을 수행하였다. 수치해석 기법으로 유체-구조 연성해석의 하나인 ALE 방법을 사용하였고 미군사 규격에서 요구하는 시험조건을 수치해석에 적용하였다. 수치해석 결과로 외부 연료탱크 체결부 하중을 계산하여 체결부 설계시 고려해야 하는 하중 수준을 검토하였다. 또한, 슬로싱 운동에 의해 금속피팅부와 복합재 컨테이너에 작용하는 응력수준 과 안전여유 분석을 통해 구조건전성에 미치는 영향을 평가하였다.

Abstract The fuel sloshing due to the rapid manoeuvre of the aircraft causes significant loads on internal components, which may break components or piping. In particular, a significant load is applied to the joint of the external fuel tank by sloshing movement, which may affect the safety of the aircraft when the joint of the external fuel tank is damaged. Therefore, in order to improve the survivability of aircraft and crew members, the design of external fuel tanks, and joints should be performed after evaluating the sloshing load through a numerical analysis of the fuel sloshing conditions. In this paper, a numerical analysis was performed on the sloshing test of the external fuel tank for rotorcraft. ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian) technique was used, and the test conditions specified in the U.S. Military Specification (MIL-DTL-27422D) was applied as the conditions for numerical analysis. As a result of the numerical analysis, the load on the joint of the external fuel tank was calculated. Moreover, the effects of sloshing movement on structural soundness were assessed through analysis of stress levels and margin of safety on metal fittings and composite containers.

Keywords : ALE, External Fuel Tank, LS-DYNA, MIL-DTL-27422, Sloshing

1. 서론

항공기의 급격한 기동은 연료탱크 내부 구성품에 상당 한 하중으로 작용된다. 경우에 따라서 이러한 하중은 항 공기 생존성에 심각한 영향을 미칠수 있기 때문에 항공 기용 구성품은 가속도나 진동 요구도에 대한 인증시험을 통과해야만 항공기에 장착될 수 있다. 특히, 회전익항공 기용 연료탱크는 내부에 복잡한 배관이 배치되어 있어서 연료의 쏠림으로 내부장착 구성품이나 배관의 파손은 연 료탱크 외피의 찢어짐의 원인이 되어 승무원의 생존에 악영향을 줄 수 있다. 이와 같이 슬로싱 하중이 과도하게 작용할 경우에는 항공기 뿐만 아니라 자동차, 선박 등에 서도 안전에 심각한 영향을 미칠 수 있기 때문에 슬로싱 하중에 대한 영향성 분석과 슬로싱 하중 저감을 위한 다 양한 시험과 수치해석 연구가 진행되어 왔다[1-6].

본 논문에서는 LS-DYNA를 사용하여 회전익항공기 용 외부 연료탱크의 슬로싱 시험에 대한 수치해석을 수 행하였다. 수치해석 방법은 ALE(Arbitrary Lagrangian Eulerian) 기법을 적용한 유체-구조 연성해석 기법을 사 용하였고, 수치해석 조건으로 미군사 규격[7]에서 규정하 는 시험조건을 적용하였다. 수치해석 결과로 외부연료탱 크 금속피팅부와 복합재료 컨테이너의 구조건전성을 평 가하였고, 외부 연료탱크와 기체와의 체결부에 작용하는 슬로싱 하중을 분석하여 체결부에서의 설계하중을 검토 하였다.

2. 수치해석 모델 및 해석조건

2.1 슬로싱 시험 개요

슬로싱 시험의 목적은 항공기의 롤(roll) 운동 이나 피 치(pitch) 운동을 모사하여 연료탱크 내부 연료의 출렁 임을 발생시킴으로써 연료탱크 내부 구성품의 영향성을 보기 위한 것이다. 미군사 규격에서는 슬로싱 시험 조건 으로 시험체의 수평자세를 기준으로 락(rock) 각도는 상 하 15°, 총 30°, 락 주기는 분당 10회로 규정한다. Fig.1(a)는 일반적인 슬로싱 시험의 개념도인데, 외부에 장착되는 외부 연료탱크에 대해서는 시험 개념이 달라져 야 한다. 그 이유는 일반적인 연료탱크는 객실하부 또는 후방에 설치되므로 Fig.1(a)와 같이 바닥면을 모사하는 floor 위에 올려 시험을 수행하는 것이 적절하지만, 외부 연료탱크는 Fig.1(b)와 같이 측면 지지에 의해 항공기에 장착되므로 연료탱크 측면을 고정하여 슬로싱 시험을 수 행하는 것이 합리적이다. Fig.2는 외부 연료탱크의 슬로 싱 시험 개념도를 보여주고 있다.



(a) General concept of slosh test (b) Example of external auxiliary fuel tank

Fig. 1. General concept of slosh test and external fuel tank



Fig. 2. Concept of sloshing test for external fuel tank

2.2 수치해석 모델

Fig. 3은 라그랑지안(Lagrangian) 모델과 오일러 (Eulerian) 모델로 구성된 수치해석 모델이다. 오일러 모 델은 112,320개의 솔리드요소, 라그랑지안 모델은 15,185개의 쉘요소로 구성되어 있다.



Fig. 3. Euler and lagrangian model for external fuel tank system

라그랑지안 모델은 연료탱크 조립체와 컨테이너 조립 체로 구성되었고, 오일러 모델은 내부유체와 내부/외부 공기로 구성되어 있다. Fig. 4(a)과 같이 연료탱크 조립 체는 외피(skin)와 금속피팅(metal fitting)로 구성되는 데, 외피는 5,080개의 쉘(shell) 요소, 상부와 하부의 금 속피팅은 745개 쉘 요소로 구성되었으며, 연료탱크 조립 체 총 중량은 연료탱크 피팅 상부에 장착되는 중량을 고 려한 dummy mass 28.28 kg를 포함하여 63.6 kg이다.



Fig. 4. External auxiliary fuel tank

연료탱크 조립체가 장착되는 컨테이너(container) 조 립체는 복합재료로 제작되는 컨테이너, 금속피팅 그리고 폼(foam)으로 구성된다. 복합재 컨테이너는 part 1과 part 2로 분리되어 모델링 되었고, 각 part는 Fig. 5에 나타낸 것처럼 폼 적용영역과 미적용 영역으로 구분된 다.



Fig. 5. Application area of foam in composite container and material coordinator

Part 1에서, 폼 미적용 영역은 24장이 적층되었고, 적 층각도는 (0/45/0/-45)₃]_s이다. 참고로, 아래 첨자 '3' 은 ()안의 적층이 3회 반복되는 것을 의미한다. 폼 적용 영역은 접착층(adhesive layer)을 포함하여 총 17장이 적층되었고, 적층각은 0/45/0/-45/0/45/0/adhesive/ foam/sym.이다. Part 2의 폼 미적용 영역은 12장이 적 층되었고, 적층각도는 0/45/0/-45/0/45]_s이다. 미적용 영역은 접착층을 포함하여 13장으로 구성되었고, 0/45/0/-45/0/adhesive/foam/adhesive/sym.으로 적층되었다. 참고로, sym. 은 foam 적용영역에서 foam 을 중심으로 대칭으로 적층되었음을 의미한고, |s는 foam 미적용 영역에서 대칭으로 적층되었음을 의미한 다.

복합재 1장의 두께는 0.2 mm, 폼 두께는 19 mm, 접 착층의 두께는 0.11 mm이다. 각 part의 material coordinator를 Fig. 4(b)와 (c)에 나타내었는데, material 좌표의 x 방향은 fiber 0도 방향을 나타낸다. 복합재 컨테이너는 7,950개의 쉘 요소, 금속피팅은 985 개의 쉘 요소로 구성되었고, 컨테이너 조립체 총 중량은 35.0 kg이다. 수치해석에 적용된 복합재료와 금속피팅 (Al-7050)의 물성정보[8]는 Table 1에 주어져 있다.

Table 1. Material data for composite

Title	Title	Units	Value
Composite Material	Young's Modulus 0°, E1	GPa	63
	Young's Modulus 90°, E2	GPa	62
	In-plane Shear Modulus, G12	GPa	4.5
	Poisson's Ratio, v12	-	0.053
	Ult. Tensile Strength 0°, Xt Ult. Tensile Strength 90°, Yt	MPa	800
	Ult. Comp. Strength 0°, Xc Ult. Comp. Strength 90°, Yc	MPa	700
	Ult. In-plane Shear Strength, S	MPa	111
	Density	kg/m ³	1,650
Al-7050	Young's Modulus 0°, E1	MPa	68.9
	Poisson's Ratio, v12	-	0.33
	Density	kg/m ³	2,700
	Yield Strength	MPa	469

Fig. 6(a)는 LS-DYNA에서 지원하는 volume fraction line keyword를 사용하여 연료탱크 내부/외 부 공기 그리고 내부유체를 설정하는 방법을 보여주고 있다. 솔리드(solid) 요소를 사용하여 라그랑지안 모델을 충분히 포함하는 오일러 모델을 구축하고, 연료탱크 내 부연료량 기준면에 volume fraction line을 생성한다. 그리고, 연료탱크 경계면의 외부는 외부공기로 설정하 고, volume fraction line을 기준으로 상부는 내부공기, 하부는 내부유체로 설정한다. Fig. 6(b)는 연료탱크 외부 공기, 내부공기 그리고 내부 유체를 보여주고 있으며, 내부유체 총 중량은 270.9 kg이다. 참고로, 연료탱크 조립체, 컨테이너 조립체, 내부유체의 총 중량은 369.5 kg이다.



Fig. 6. Internal fluid inside of fuel tank

수치해석 과정에서 연료탱크 조립체, 복합재 컨테이 너 조립체 그리고 내부유체 등이 서로 접촉하게 되는데, 이 때 구조물간의 관통이나 유체의 누유가 발생하지 않 도록 접촉조건이 적절히 적용되어야 한다. 이를 위해 연 료탱크 조립체와 복합재 컨테이너 조립체 사이에는 single surface, surface to surface 조건을 적용하였 고, 구조물과 내부유체 간 접촉은 constrained lagrange in solid edge keyword를 적용하였다. 앞에 서 언급한 바와 같이 외부 연료탱크는 항공기 측면에 장 착되므로, 시험체의 측면에 치구를 설치하여 체결되어야 한다. 이를 고려한 수치해석 모델은 Fig. 7과 같다. 연료 탱크와 컨테이너 조립체는 시험치구와 네 지점에서 볼트 고정으로 체결되는데, 볼트 체결부는 nodal rigid body 를 사용하여 빔 요소와 spotweld 물성을 적용하여 모델 링 되었다. 이와 관련한 모델링은 Fig. 8에 나타내었다.



Fig. 7. Numerical model of external fuel tank system and test fixture



Fig. 8. Bolt modeling and four position of bolt joint

3. 수치해석

3.1 해석 조건

미군사 규격[4]에서는 슬로싱 시험조건의 락 주기를 분당 10회로 규정하고 있는데, 본 논문에서의 수치해석 에서는 보수적인 평가를 위해 락 주기에 대해 가중치 1.5 를 적용하여 분당 15회로 설정하였다. 해당 주기조건을 각속도로 변환하면 0.262 *rad/s*인데, 이 조건을 시험치 구 회전중심에 부과하였다. 시험치구 회전중심과 외부 연 료탱크 체결점 위치들은 Fig. 10에 나타내었다.



Fig. 9. Angular velocity condition on the test fixture



Fig. 10. Locations of Joints for assembly

3.2 해석 결과

3.2.1 체결부 하중 분석

Fig. 11과 Fig. 12는 슬로싱 운동에 의해 외부 연료탱 크 체결부 네 지점에서 발생하는 축 방향과 전단방향에 대한 하중을 나타내고 있다. 하중 계산 결과에서 축방향 하중은 하부 체결부(Joint_02, Joint_04) 보다는 상부 체결부(Joint_01, Joint_03)에서 크게 발생하는 것으로 파악되었다. 축방향 최대하중은 Joint_03에서 발생하며, 이 때의 값은 761 N으로 계산되었다. 축방향 하중의 경 향과 유사하게 전단하중도 상부 체결부에서 크게 발생하 는데, Joint_01에서는 최대 전단하중이 837 N, Joint_03에서는 최대 전단하중이 1,514 N로 계산되었 다. 적용된 볼트(M10)의 유효면적은 58 mm² 이므로, 최대 인장응력은 13.1 MPa, 최대 전단응력은 26.1 MPa 로 계산되었다. 따라서, 볼트의 인장강도는 900 MPa, 전 단강도는 522 MPa이므로 체결 볼트에 대한 안전여유 (Margin of Safety, M.S)는 축방향에 대해 67.7, 전단 방향에 대해서는 19.0를 확보하고 있는 것으로 파악된 다. 참고로, 안전여유는 식 (1)과 같이 계산된다[9].

M.S.(Margin of Safety) =
$$\frac{\sigma_{allow}}{\sigma} - 1$$
 (1)

여기서, σ_{allow} 은 허용응력을 의미한다.







Fig. 12. Shear force in joint 01~04

3.2.2 구조 건전성 평가

Fig. 13은 슬로싱 운동에 의해 외부연료탱크 발생하는 내부유체의 거동을 보여주고 있다. 축방향 하중에 대해서 는 상부영역에 위치한 Joint_01과 Joint_03에서는 인장 하중이 주로 작용하고 있으며, 회전각이 약 7~7.5°을 지 나게 되면 점차 감소하는 것으로 나타났다. 전단하중에 대해서는 슬로싱 운동에 의해 위치가 올라가는 Joint_03 에서는 (-) 방향 전단력이 작용하고, 위치가 하강하는 Joint_01에서는 (+) 방향 전단력이 작용하게 된다. 이 후, 축 방향과 유사한 경향으로 약 7~7.5° 지점을 지나 게 되면 점차 감소하는 것으로 파악된다.



Fig. 13. Behavior of internal fluid by sloshing movement

Fig. 14는 금속피팅부에서 발생하는 최대등가응력을 보여주고 있다. 금속피팅에서 발생하는 최대 등가응력은 98.6 MPa이고, 구조 안전 여유는 3.75로 계산되었다. Fig. 15~17은 복합재료 컨테이너에서 각 방향에서 계산 된 최대응력을 보여주고 있다. 참고로, 복합재료의 각 방 향별 최대강도는 Table 1에 주어져 있다. x 방향은 fiber 방향을 의미하는데, 최대 응력은 인장방향 109.3 MPa, 압축방향 132.9 MPa로 계산되었다. 안전여유를 계산하면 인장방향에 대해서는 6.31, 압축방향에 대해서 는 4.26으로 계산되었다. y 방향에서는 인장방향 최대응 력은 186 MPa, 압축방향 최대응력은 190 MPa로 계산 되었고, 최소 안전여유은 2.68로 파악되었다. 전단하중에 대해서는 압축방향 최대응력이 30.5 MPa로 파악되었고, 안전여유는 2.64로 계산되었다. 금속피팅과 복합재 컨테 이너에 대한 응력분석 결과, 최소 2.6 이상의 구조 안전 여유를 확보하는 것으로 파악되었고 3.2.1 절의 체결부 영역에서도 19.0이상의 안전여유를 갖는 것으로 계산되 었다. 이러한 결과를 통해 슬로싱 시험 수행시 슬로싱 하 중에 의한 구조물의 파손은 발생하지 않을 것으로 예측 된다.



Fig. 14. Max. equivalent stress on metal fitting



Fig. 15. Max. stress of compression in x-dir



Fig. 16. Max. stress of compression in y-dir



Fig. 17. Max. stress of compression in xy-dir

4. 결론

본 연구는 ALE 기반 유체-구조 연성해석을 수행하여 슬로싱 운동에 의해 외부 연료탱크의 체결부에서 발생하 는 하중을 분석하였다. 또한, 금속피팅부와 복합재료 컨 테이너에서 발생하는 최대응력을 파악하고 안전여유를 계산하여 구조 건전성을 평가하였다. 그 결과로, 체결부 네 지점에서 발생하는 최대하중은 축 방향에서 761 N, 전단방향에서는 1.514 N으로 계산되었는데, 볼트의 인 장강도와 전단강도를 고려하면 19.0이상의 구조 안전여 유를 확보하는 것으로 파악되었다. 금속피팅부에서는 구 조 안전여유가 3.75로 계산되었고, 복합재료 컨테이너에 서의 안전여유는 x방향(fiber 방향)에서는 4.26, v 방향 에서는 2.68 그리고, 전단방향에서는 2.64를 확보하는 것으로 파악되었다. 따라서, 안전여유 계산 결과를 고려 할 때 슬로싱 시험 중 금속피팅부 또는 복합재료 컨테이 너의 파손은 발생하지 않을 것으로 평가되었다. 또한, 볼 트 체결부에서도 구조 안전성을 확보하는 것으로 예측되 었으며, 이를 위해서는 시험치구와 연료탱크간 장착부 설 계시 체결부 하중에 대한 고려가 필요할 것으로 판단된 다

References

[1] I. S. Nho, M. S. Ki, S. C. 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: <u>https://doi.org/10.3744/SNAK.2011.48.5.451</u>

- [2] M. Graczyk, T. Moan, "A Probabilistic assessment of design sloshing pressure time histories in LNG tanks", *Ocean Engineering*, 35, pp.834-855, 2008.SRL DOI: <u>https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2008.01.020</u>
- [3] H. G. Kim, S. C. Kim, J. W. Lee, I. H. Hwang, "Slosh & vibration qualification test for fuel tank of rotorcraft", *The Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol.14, No.1, pp.62-68, 2011. DOI: <u>https://doi.org/10.9766/KIMST.2011.14.1.062</u>
- [4] H. G. Kim, S. C. Kim, "Numerical simulation of sloshing test for fuel tank of rotorcraft", *Journal of the Korea Academia-Industrial Cooperation Society*, Vol.17, No.7, pp.687-693, 2016. DOI: <u>https://doi.org/10.5762/KAIS.2016.17.7.687</u>
- [5] S. H. Lee, N. 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.

[6] S. Ahn, S. 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: https://doi.org/10.5050/KSNVE.2014.24.6.444

[7] U.S.Army Aviation and Missile Command, "Detail

- specification for the tank, fuel, crash-resistant, ballistic-tolerant, aircraft, MIL-DTL-27422D", 30 January 2007.
- [8] H. G. Kim, S. C. Kim, "A Numerical study on the influence of the amount of internal fuel in a bird strike test for the external auxiliary fuel tank of rotorcraft", *International Journal of Crashworthiness*, Vol.24, No.2, pp.137-151, 2019. DOI: https://doi.org/10.1080/13588265.2017.1410339
- [9] S. G. Kim, C. O. Moon, "Aircraft stress analysis in practice", p.10-189, G-World Publisher, 2016.

김 현 기(Hyun-Gi Kim)

[정회원]



- 2000년 2월 : 서울대학교 기계항 공공학부(학사)
- 2002년 2월 : 서울대학교 기계항 공공학부(석사)
- 2006년 2월 : 서울대학교 기계항 공공학부(박사)
- 2006년 2월 ~ 2007년 12월 : 현 대중공업 선임연구원
- 2007년 12월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원

〈관심분야〉

항공기 구조해석, 구조최적화, 유체-구조 연성해석

김 성 찬(Sung chan Kim) [정회원]



- 1988년 2월 : 한국항공대학교 항 공기계공학과(학사)
- 1998년 8월 : 한국항공대학교 항 공기계공학과(석사)
- 2009년 2월 : 충남대학교 항공우
 주공학과(박사)
- 1990년 3월 ~ 1994년 12월 : (주)광림 과장

•1995년 2월 ~ 2000년 7월 : 대우중공업 선임연구원 •2000년 9월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원

〈관심분야〉 항공기 구조설계 및 세부계통