회전익항공기용 연료셀 피탄 수치모사

김현기, 김성찬, 김학범*, 최용훈**
*한국항공우주연구원
**국방과학연구소
e-mail: shotgun1@kari.re.kr

Numerical Simulation of Bullet Impact for Fuel Cell of Rotorcraft

Hyun-Gi Kim, Sung Chan Kim, Hwakbum Kim*, Choi, Yong Hoon**
*Korea Aerospace Research Institute
**Agency for Defense Development

요 약

회전익항공기의 연료셀 내부는 연료보관 및 연료를 엔진으로 공급하기 위한 배관과 구성품들이 배치되어 있다. 특히, 기동헬기는 전장에서 사용되는 헬기로써, 수 km 고도에서 비행하는 고정익기보다 비행고도가 낮기 때문에 피탄될 가능성이 높다. 따라서, 항공기의 생존성을 극대화하기 위해서는 피탄시 유체내부 상승압력에 의한 내부 LRU 가 받는 영향성을 검토하여 설계되어야 함은 주지의 사실이다. 그러나, 내탄시험은 연료셀 자체의 제작비용 및 준비기간이 상당히 소요되고, 실탄사용에 따른 시험수행의 제약 때문에 수치모사를 통한 관련 데이터의 확보가 필요하다. 이를 위해 본 연구에서는 유체-구조 수치모사 프로그램인 Autodyn을 이용하여 회전익항공기 연료셀의 내탄 수치모사를 수행하여, 피탄 후 연료셀 내부에서의 탄 거동을 분석하고 유체내부의 압력과 연료 셀 자체의 등가응력을 평가하였다.

1. 서론

회전익항공기의 연료셀(Fuel cell)은 산 또는 독성물질, 오염성 물질 등의 화학 약품에 저항성이 큰 합성 섬유 및 고무를 여러 겹 쌓아서 만든 고기능 저장 탱크로서, 다양한 항공용 액체 연료를 저장 또는 수송하는데 사용된다. 일반적으로 연료저장 탱크는 방어능력에 따라 세가지로 분류되는데, 첫째 가벼우면서 최대의 연료 저장력을 가지는 저장 위주의 유연성 셀(일반 헬기의 연료셀), 둘째, 충격이나 전복시에 연료 누설에 의한 화재부터 기체 및 승무원을 보호하는 내충돌성 cell(원거리를 움직이는 모든 민항기 혹은 다목적 헬기의 연료셀), 적의 화기 공격에 의해 피격되어 연료셀에 구멍이 났을 경우, 연료의 유출을 최소화 할 수 있는 내탄능력을 가진 cell (군용 헬기, 전투기 등의 연료셀) 이 있다. 이 중 내탄능력은 자기밀폐 성능을 의미하는데, 자기밀폐형 cell은 탄환이나 파편 등에 의해 Cell 벽에 뚫린 작은 규모의 손상을 스스로 메우는 능력을 지닌 연료 저장 용기이다.

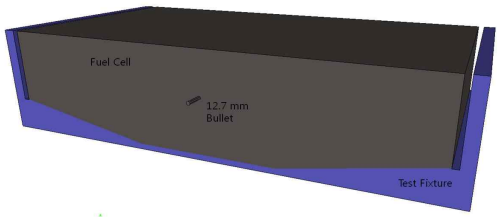
본 연구에서는 유체-구조 연성문제 해석 소프트웨어인 Autodyn을 사용하여 회전익항공기 연료셀의 피탄 수치모사를 수행하였고, 연료셀 내부의 압력수준과 피탄 이후 탄의 거동을 분석하였다. 수치적 모사의 결과로, 연료셀 피격 시 유체 내부에서의 탄의 거동, 연료셀 소재영역의 응력분포과 내부유체의 압력분포를 계산하여 연료셀 개발시 해석을 통한 설계 데이터 확보 가능성을 타진하였다.

2. 연료셀 피탄모사

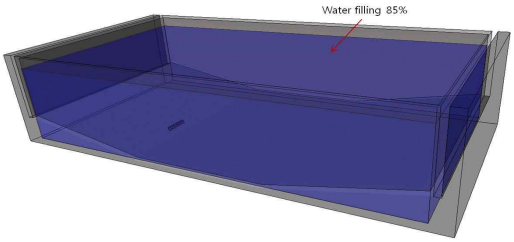
연료셀은 피탄시 짧은시간 내 내부유체의 압력이 상승하게 된다. 이로 인해 연료셀이 체결되어 있는 기체구조물, 내부에 설치된 LRU 와 배관 등에 영향을 미치게 된다. 따라서, 피탄에 의한 영향성을 고려한 설계가 수행되어야 전투용 헬기로써 적합한 성능을 발휘할 수 있다. 그림 1은 항공기용 연료셀의 형상이다.

[그림 1] 항공기용 연료셀 형상

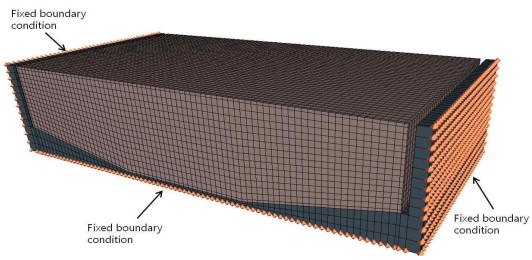
그림 2와 그림 3은 연료셀 피탄 수치모사를 위한 전산해석 모형이며, 주변공기, 내부공기, 내부유체는 오일러(Eulerian)로 모델링하였고, 연료탱크 구조물와 콘크리트 바닥면은 라그랑지안(Lagrangian)으로 모델링하였다. 그림 4와 그림 5는 유체/구조 연성해석을 위한 유한요소 격자모델인데, 육면체 요소를 사용하였고 분할격자 총 개수는 1,476,722으로 구조격자는 20,722개 이고 유체격자는 1,456,000개 이다. 시험치구 바닥면과 좌우측면에 고정경계 조건을 부과하였다. 유체/구조 연성해석 방법에는 fully coupling 방법과 ALE (Arbitrary Lagrangian-Eulerian) 방법이 있는데, 본 논문에서는 충격으로 인하여 유체입자가 튀어 오르는 거동을 묘사할 수 있는 fully coupling 방법을 적용하였고, 12.7mm 탄에 대해 발사속도 850m/sec., 연료셀 내부 85% 물충전 조건으로 해석을 수행하였다.



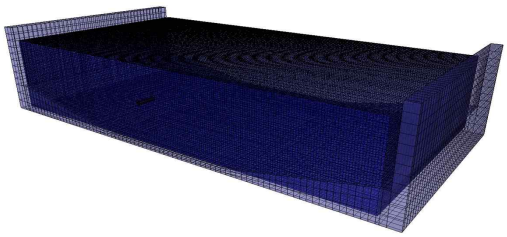
[그림 2] 수치모사 모델(1)



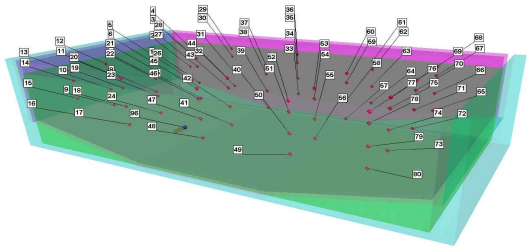
[그림 3] 수치모사 모델(2)



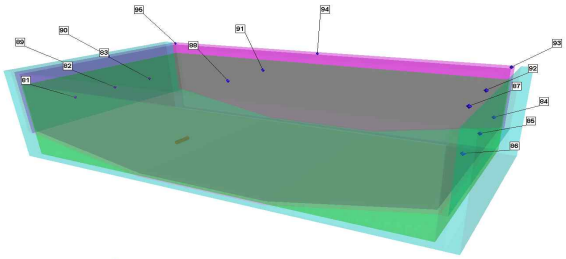
[그림 4] 라그랑지안 유한요소 모델(1)



[그림 5] 오일러 유한요소 모델(2)



[그림 6] 유체내부 게이지 설정



[그림 7] 연료셀 게이지 설정

[표 1] 각 영역의 설정 게이지

영 역	게이지 번호
연료셀	81~95
유체내부	1~16, 17~32, 33~48, 49~64, 65~80
공기(Air)	4,5,12,13/20,21,28,29/36,37,44,45 52,53,60,61/68,69,76,77
탄(Bullet)	96

3. 수치모사 결과

수치모사는 총 9,500step 까지 수행되었고, 초기 step 간격은 $5x10^{-6}$ sec. 이다. 그림 8 ~ 그림 15는 연료셀 관통 후 연료셀 내부에서의 탄과 유체의 거동을 보여주고 있다.

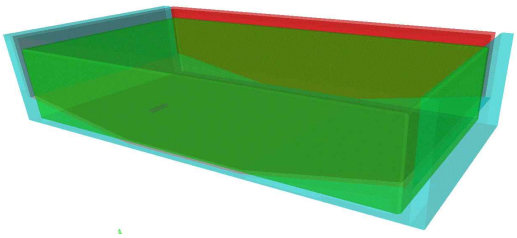
그림 15는 연료셀 관통 후 유체내부에서의 탄속 변화를 보여주는 그래프이다. 초기 속도 850m/s 로 연료셀을 타격하고 관통할때까지 약 550m/s 로 감소한다. 이후, 유체내부를 진행하면서 탄속은 선형적으로 감소하다가 연료셀 반대면을 약 410ms(@1.7ms)로 타격하게 된다. 이 때, 연료셀의 신장력이 탄의 충격력을 흡수하면서 탄속이 감소하고 이로인해 탄이 연료셀을 관통하지 못하게 된다. 그림 17은 유체내부~그림20 은 그림 16에 나타낸 각 영역에 설정된 게이지에서 측정된 유체 압력계산 결과이다. 그림 17은 탄이 진행하는 중앙영역(A 영역), 그림 19와 그림 20은 좌측영역(영역 B, 영역 C), 그림 21은 연료셀 상부의 공기영역(영역 D)의 압력계산 결과이다.

결과에서, 탄의 진행 경로인 영역 A는 피탄 초기 135MPa의 높은 압력수준으로 계산되었고, 관통 후에는 압력히 급격히 감소하며, 유체를 통과하면서

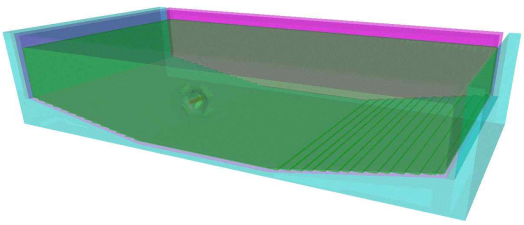
20~40MPa 수준의 압력을 보이고 있다. 탄의 진행 경로에서 벗어나 있는 영역 B와 영역 C 는 최대 4~6MPa 압력수준으로 계산되었다. 영역 D의 상부 공기층은 유체의 영향으로 공기층이 압축되면서 약 20~25MPa의 압력수준으로 파악되었다.

그림 21은 연료셀 자체의 등가응력을 계산한 것이다. 게이지 94에서 30MPa 수준의 최대값을 보이고 있는데, 이는 탄이 반대편 연료셀을 타격하면서 발생하게 된다.

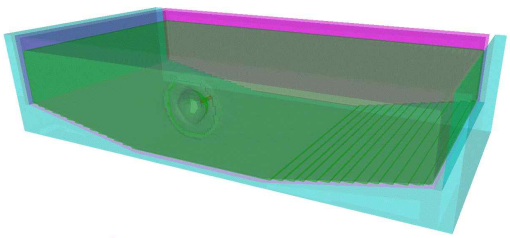
탄의 거동은 타격시 주변조건이나 타격방식, 연료셀과 유체의 물성값에 따라 다양한 양상을 보이게 되는데, 본 논문에 적용한 물성값은 실제 연료셀 소재와는 차이가 있기 때문에 탄의 실제 거동과는 차이가 있을 것으로 사료된다. 하지만, 해석을 통해 유체의 압력 및 연료셀 자체의 응력 수준을 파악함으로써 초기 설계시 관련 데이터를 확보하는데 유용할 것으로 판단된다.



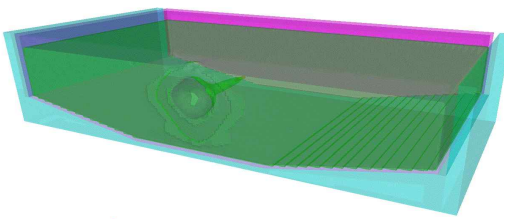
[그림 8] 0 step, 0.00ms



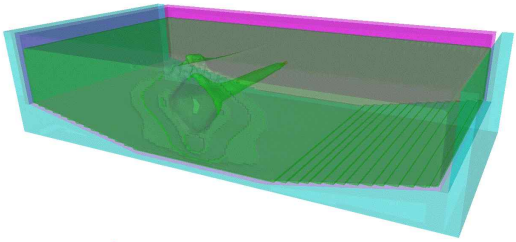
[그림 9] 4,00 step, 0.06ms



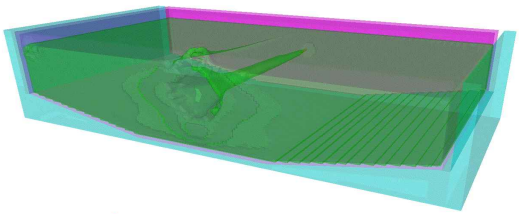
[그림 10] 10,00 step, 0.2ms



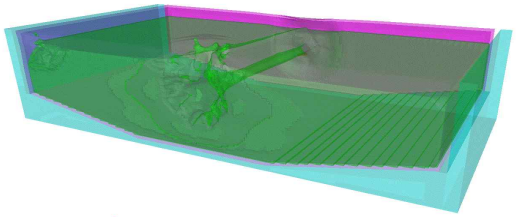
[그림 11] 2,500 step, 0.57ms



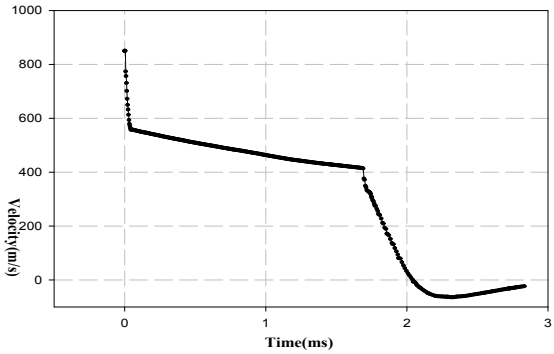
[그림 12] 5,000 step, 1.25ms



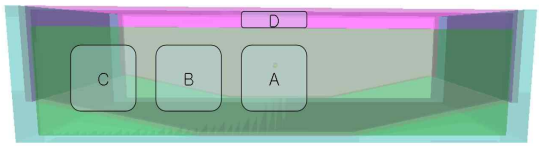
[그림 13] 6,500 step, 1.63ms



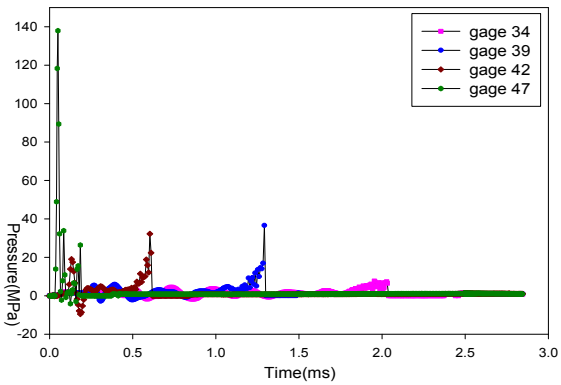
[그림 14] 9,400 step, 2.72ms



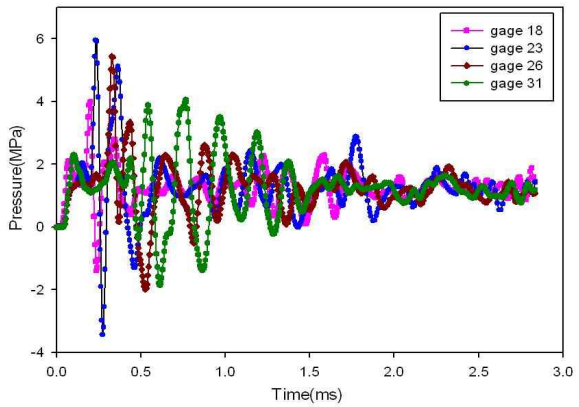
[그림 15] 유체내부에서의 탄속 변화



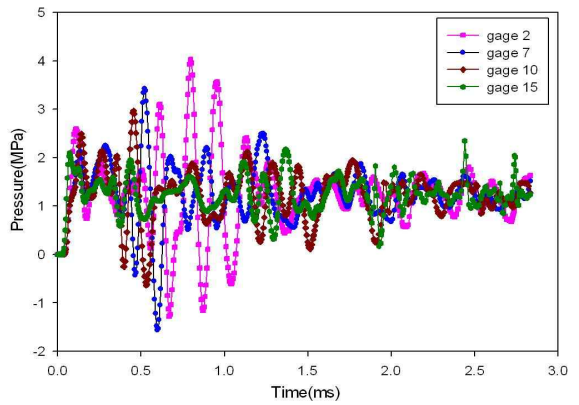
[그림 16] 연료셀 내부유체 압력 계산 영역



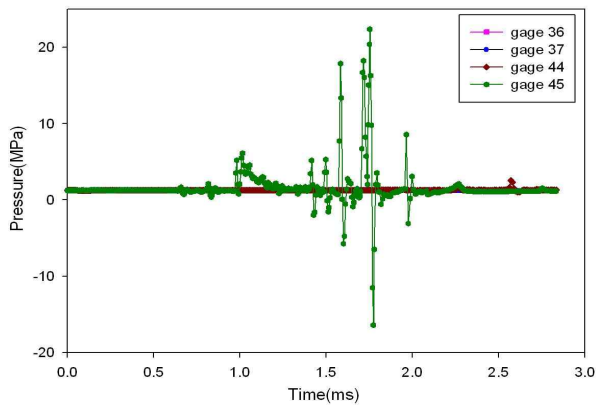
[그림 17] 영역 A 압력선도(34, 39, 42, 47)



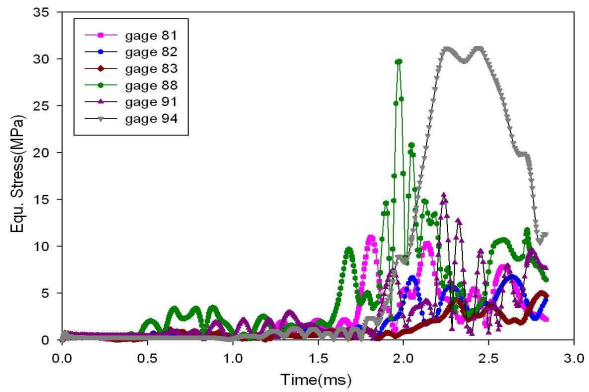
[그림 18] 영역 B 압력선도(18, 23, 26, 31)



[그림 19] 영역 C 압력선도(2, 7, 10, 15)



[그림 20] 영역 D 압력선도(36, 37, 44, 45)



[그림 21] 연료셀 등가응력(81, 82, 83, 88, 91, 94)

4. 결 론

본 연구에서는 회전익항공기용 연료셀의 피탄 수치 모사를 수행하였다. 피탄시 내부압력과 연료셀 자체의 응력 수준을 평가하였는데, 유체 내부압력은 피탄지점에 인접한 영역에서 피탄 순간 140MPa 수준을 나타내었고, 이후 탄의 진행경로에서 약 20~40MPa의 압력을 나타내었다. 탄의 진행경로에서 벗어난 영역은 10MPa 이하의 상대적으로 낮은 압력을 보이는 것으로 계산되었다. 또한, 공기영역은 탄이 진행하면서 유체가 공기영역으로 튀어오르는 영향으로 최대 20MPa 수준의 압력을 나타내었다. 연료셀은 반대면 타격시 30Mpa 의 수준의 등가응력을 보이는 것으로 계산되었다.

본 연구 결과로, 개발 초기 연료셀 및 연료셀 내부에 장착되는 LRU 설계방향을 가늠할 수 있을 것으로 사료된다. 또한, 시행착오 등의 경험만으로 수행되어 왔던 연료셀 개발과 관련하여 독자적인 해석기술 확보의 가능성을 확인할 수 있었고, 향후 항공기 개발에 적용하여 해석을 통한 설계데이터 확보로 보다 체계적인 개발 수행이 가능할 것으로 사료된다.

감사의 글

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용 구성품 개발사업의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

[1] Detail Specification for the Tank, Fuel, Crash-Resistant, Ballistic-Tolerant, Aircraft, MIL-DTL-27422D, 30 January 2007.

[2] 박선영, 배재성, 황재혁, 이수용, 하병근, “연료탱크의 관통시험 시뮬레이션”, 한국항공우주학회 2008년도 추계학술발표회 논문집, 2008

[3] 김현기, 김성찬, 이종원, 황인희, 허장욱, 신동우, 정태경, 하병근, “회전익 항공기용 연료탱크 내탄성능 시험평가”, 한국항공우주학회지 38(5), pp.477-481, 2010

[4] 정승택, 김현기, 김성찬, 이종원, 황인희, 신동우, 정태경, 하병근, “회전익 항공기용 연료탱크 자기밀폐 성능시험 평가”, 한국산학기술학회 2010년도 춘계 학술발표 논문집 2부, pp.1173-1176, 2010