

## 論文

## 항공기 날개 연료탱크의 수압램 전투손상 해석연구

김종현\*, 전승문\*\*

Battle Damage Analysis of Aircraft Wing Fuel Tanks  
by Hydrodynamic Ram Effect

Jong-Heon Kim\* and Seung-Moon Jun\*\*

## ABSTRACT

Hydrodynamic ram of aircraft fuel tanks is one of main ballistic battle damages of an aircraft and has great importance to airframe survivability design. Basic concept, physics and research history of hydrodynamic ram are investigated. The penetration and internal detonation of a simple fuel tank and ICW(Intermediate Complexity Wing) are analyzed by computational method. Structural rupture and fluid burst are analytically realized using general coupling and coupling surface interaction. The results such as fluid pressure, tank stress and displacement are shown and future research chances are suggested based on the study.

## 초 록

항공기의 주요 발사체 전투손상 중 하나이며 기체 생존성 설계에 중요한 영향을 미치는 수압램을 연구하였다. 수압램의 기본 개념과 물리적 원리, 연구사례를 조사하였다. 간단한 형상의 연료탱크 및 전투기 날개모델(ICW, Intermediate Complexity Wing)에 대해 발사체 관통 및 내부폭발 해석을 수행하였다. 구조-유체 간에 파손이 고려된 General 커플링과 커플링 면간의 상호작용을 정의하여, 구조의 파열과 유체의 터짐을 해석상에서 구현하였다. 유체 압력, 탱크 응력과 변형 등의 해석결과를 보였으며, 연구결과를 토대로 향후 가능성을 제시하였다.

**Key Words :** Hydrodynamic Ram(수압램), Battle Damage(전투손상), Fuel Tank(연료탱크), Airframe Survivability(항공기 기체 생존성), ICW(Intermediate Complexity Wing)

## 1. 서 론

미래 전투기는 다양한 임무수행능력과 고기동성, 고성능을 갖춘 다목적 통합공격기 형태의 항공기이다. 그러나 아무리 성능이 향상되더라도

전투시 발생할 수 있는 손상을 고려하지 않을 수 없다. 따라서 항공기가 전투손상(Battle Damage)을 입더라도 추락과 같은 치명적인 손상을 막아야 하며, 최소한 후방기지로 일회 비행을 가능하게 하는 기체 생존성(Airframe Survivability)이 중요하다. 또한 생존성 향상을 통해 실제 전투환경에서 전투기를 적시에 투입할 수 있는 가용성(Aircraft Affordability)을 확보할 수 있다.

생존성이 향상된 기체 구조 설계를 위해서는 임무효과 분석을 통해 전투환경과 외부위협(Battle

† 2006년 1월 16일 접수 ~ 2006년 3월 15일 심사완료

\* 정희원, 국방과학연구소

연락처자, E-mail : ian0328@add.re.kr

대전시 유성우체국 사서함 35-3호 3-3-1

\*\* 정희원, 국방과학연구소

Environment and Threat Weapon)을 파악해야 하며, 이에 따른 전투 생존성 요구조건이 설립되어야 한다. 또한, 무기효과(Weapon Effect)에 따른 전투손상 및 수리성(Repairability)을 평가, 예측하여 생존성을 구조설계 초기단계에서 고려하여야 한다.

본 논문은 전투기의 대표적인 위협중 하나인 수압램(Hydrodynamic Ram)에 대해 연구하였다. 수압램 효과는 유체가 포함된 구조물에 발사체(Projectile)가 고속충돌하여 관통(Ballistic Impact and Penetration) 또는 폭발(Internal Detonation)함에 따라 충격파가 발생하여 손상을 일으키는 현상이다[1]. 특히 기체중 날개 연료탱크는 넓은 면적이 노출되어 있어 발사체 손상에 취약하며, 수압램이 연료탱크 및 인접 구조물과의 체결부에 미치는 영향 분석은 항공기의 생존성 설계를 위한 필수적인 요소라 할 수 있다. 그에 따라, 수압램의 기본 개념 및 물리적 원리의 이해와 함께 실제 해석을 통해 수압램 현상 및 구조적 영향을 알아보고, 해석결과를 통해 향후 연구 방향을 제시하고자 한다.

## II. 본 론

### 2.1 수압램 개요

#### 2.1.1 물리적 원리

먼저 발사체는 구조물 벽을 관통하여 운동에너지를 충분한 경우 반대편 벽을 뚫고 나가는 API(Armor Piercing Incendiary)와, 탄두에 소이제를 묻혀 구조물 내부에서 폭발을 일으키는 HEI(High Energy Incendiary)의 두 가지 유형으로 크게 분류할 수 있다. 또한, 수압램에 의한 주요 손상에는 발사체가 구조물 벽에 충돌하여 내부로 관통함에 따라 발생하는 천공(Perforation)과, 발사체가 유체내로 진행하면서 발생하는 압력파(Shock Wave)에 의해 초기 천공에 의한 파열이 밖으로 성장하여 꽃잎처럼 벌어지는 페틀링(Petaling)이 있다. 참고로 구조물 내부에 유체가 포함된 경우와 포함되지 않은 경우는 발사체 관통에 의한 거동이 전혀 다르다. 유체가 없는 경우 일반적으로 구조물이나 발사체의 형태, 재질, 속도 등에 상관없이 발사체 단면보다 조금 더 큰 천공만이 발생하지만, 유체가 있는 경우는 압력파나 내부 폭발 에너지(Internal Specific Energy)의 크기에 따라 구조물이 팽창하여 전체적인 파괴까지 일으킬 수 있다.

수압램 현상은 발사체의 진행에 따라 다음과

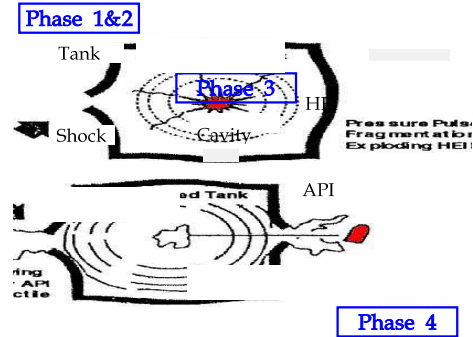


Fig. 1. 수압램의 물리적 현상

같이 네 가지의 상(Phase)으로 나눌 수 있다[2]. 첫 번째 Penetrating Phase로, 발사체가 구조물 벽에 충돌하면서 갖고 있던 초기 운동 에너지의 상당량이 응력파(Stress Wave)로 변하여 구조물과 발사체 자신에게 전달된다. 이 응력파가 충분히 클 경우 벽에 구멍을 만들면서 발사체가 구조물 내부로 관통하여 들어간다.

두 번째 Shock Phase로, 관통 지점을 중심으로 반구 형태의 충격파(Hemispherical Shock Wave)가 형성되어 구조물 내 유체로 전달된다. Shock의 크기는 파편의 충돌에너지에 의해 결정되며 유체 속으로 진행함에 따라 압력의 크기는 감소한다.

세 번째 Drag Phase로, 벽을 관통하여 계속 유체 속으로 진행하는 발사체는 유체에 의해 항력을 받게 되고 속도는 감소한다. 또한 발사체 주위의 유체 입자는 발사체의 에너지를 전달받아가속도를 갖게 되며, 탄두의 수직방향으로 이동하면서 발사체 뒤에 순간적으로 유체가 비는 공동(Air Cavity)을 형성한다. 이때 발생하는 압력은 전체 유체 및 구조물 벽으로 전달되며 Shock에 비해서 그 크기는 작지만 지속시간이 길어 구조물 파괴의 주요인이 된다.

네 번째 Cavity Phase로, 발사체 뒤에 발생한 공동에는 관통구멍으로 유입된 공기와 유체의 증기로 채워진다. 이 공동은 발사체가 구조물의 반대쪽 벽을 관통하여 지나간 이후에도 압력파에 의해 계속 확장과 수축을 반복하면서 조금씩 사라지는 진동현상(Oscillation)을 보인다. HEI의 경우에는 내부 폭발에 의한 새로운 압력파를 구조물에 가하게 된다. Fig. 1에 수압램 효과의 물리적인 현상을 나타내었다.

#### 2.1.2 주요 매개변수

수압램에 의한 전투손상을 예측하기 위해서는 적절한 해석과 발사체시험을 통해 손상에 영향을 미치는 매개변수를 분석하고 특성화하는 작업이

Table 1. 수압램 매개변수의 종류

발사체	구조물(탱크)	유체(연료)
Mass	Material	Density
Velocity	Wall Thickness	Viscosity
Incidence	Shape	Ullage
Tip Shape	Stiffener	Sloshing
Tumbling	Joint Type	Leakage

선행되어야 한다. 주요 매개변수는 Table 1과 같이 발사체, 연료탱크, 연료에 해당하는 세 그룹으로 나눌 수 있으며 변수마다 영향성의 크기와 경향이 각각 다르다[3]. 또한, 이중에는 시편 시험을 통해 민감도가 밝혀진 변수도 있으나, 아직 기술적 수준의 한계로 인해 미지의 영역으로 남아있는 변수도 다수 있다. 예를 들어 Table 1의 발사체 텀블링(Tumbling)의 경우, 미세한 충돌각 변화나 작은 외란(Perturbation)에 의해서도 그 효과가 크게 달라지는 임의성(Randomness)을 갖는다[4]. 이에따라 적절한 해석적 반영이 어렵다는 특징이 있다.

2.1.3 국내의 연구사례

항공 기술 선진국에서는 이미 1970년대부터 전투손상 평가 및 예측 연구에 많은 노력을 해왔다. 그중 미공군의 경우는 베트남전 이후 전투환경에서 항공기의 손실(Aircraft Attrition)을 체계적으로 관리하고 생존성을 향상시키고자 JTCG/AS(Joint Technical Coordinating Group for Aircraft Survivability, 2003년 Joint Aircraft Survivability Program(JASP)으로 변경) 조직을 창설하여 생존성에 대한 연구를 광범위하게 수행하여왔다. 수압램 효과에 대해서도 다양한 시험을 통해 2.1.2에서 언급한 매개변수들의 특성화 작업을 수행하였으며, 그 결과 탱크나 유체의 종류, 발사체 형태 및 속도 등의 기본적인 변수에 대한 영향 평가가 이루어졌다. Fig. 2에 한 예로 미공군연구소(AFRL)에서 수행한 수압램 관통 및 폭발실험 장면을 나타내었다[5].

시험과는 달리 해석에서는 기본적인 물리치 이론에 시험을 통한 경험치 코드(Empirical Code)가 결합되어 사용되어 왔다. 그러다가 1990년대 이후 유체와 구조물간의 상호작용을 해석하기 위한 상용프로그램이 개발되기 시작하면서, 수압램 효과에 대한 해석이 본격적으로 행해졌다. 현재 해외에서는 복합재 주익 구조 및 구조물간의 체결부 등에 미치는 수압램 연구가 활발히 진행중에 있으며, 점점 더 많은 연구결과들이 실제 전투기 설계에 응용되고 있다.

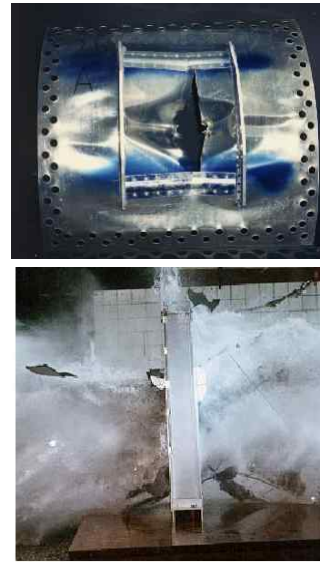


Fig. 2. 수압램 관통 및 폭발시험 장면

국내 사례는 1985년경 국방과학연구소와 미공군연구팀의 공동연구에 의해 발사체의 연료탱크 관통실험이 수행된 적이 있으며, 이에 의해 몇가지 매개변수에 대한 특성분석이 이루어졌다[2]. 그러나, 항공기의 전투손상에 대한 관심과 연구 필요성이 제기된 것은 비교적 최근의 일이다. 특히 수압램과 같이 유체와 구조간의 상호작용(FSI, Fluid-Structure Interaction)에 따른 손상을 해석하는 연구는 아직 국내 항공분야에서 생소한 영역이라 할 수 있다.

2.2 연료탱크 수압램 해석

2.2.1 정육면체 탱크 발사체 관통해석

구조물과 유체에 미치는 수압램 효과 예측이 해석적으로 가능함을 보이고 현재 기술수준과 미래 연구과제를 제시하기 위해, 간단한 정육면체 형상의 금속재 연료탱크 모델에 대한 수압램 해석을 수행하였다. 이를 통해 발사체의 유체내 진행에 따른 항력이나 공동 등의 물리적 거동이 잘 나타나는지, 또 유체의 압력이나 탱크 벽의 응력, 변형값 등이 잘 표현되는지 확인하였다.

해석은 발사체의 관통에 따른 유체와 공기의 영역 변화를 시간순으로 구현하기 위해 MSC. Dytran 2005[6]의 Multi-Material Euler Solver를 사용하였다. 이 Euler Solver는 메쉬(Mesh)의 절점들이 고정된 상태에서 질량, 모멘텀, 에너지 보존 오일러 방정식(식 1)을 매 Time Step마다 풀어 요소간 오일러 재질의 이동을 계산한다. 또한 벌크 점성 계수(Bulk Viscosity Coefficient)를 이



Table 3에는 해석에 필요한 설정과 실행에 관련된 사항을 요약하여 정리하였다. 사용된 컴퓨터 사양은 2GB Ram에 CPU 2.6GHz이다. 계산 시간(Running Time) 34.7분은 Adaptive Euler Mesh를 사용하여 계산시간을 절반이상 줄인 결과이다.

Fig. 4~6에 해석결과의 일부를 보였다. Fig. 4는 ALE 커플링을 사용한 경우, 발사체가 탱크 벽을 관통하여 유체 내부를 진행함에 따라 발생하는 압력과 형상을 중심단면(Fig. 3의 유체 유한요소모델에서 점선으로 나타낸 부분)에서 나타낸 것이다. 본 연구에서 ALE 커플링을 별도의 해석 사례로 사용한 이유는 ALE로 해석된 기존 사례 [7]와 비교하여 초기 연구방향의 신뢰성이 있는지 확인하기 위함이다. 이는 파손을 고려한 General 커플링으로 해석된 해외 타 기관의 비교할만한 연구결과가 아직 공개된 적이 없기 때문이기도 하다.

Fig. 4와 같이 유체내를 진행하는 발사체를 중심으로 반구 형태의 압력파가 형성되며, 발사체 뒷부분에서는 공동(Cavity)이 나타나고 있다. 이는 2.1.1에서 설명한 수압램의 물리적 원리중 Drag Phase를 보여주는 것이다. 이와 같은 결과는 미공군연구소에서 수행한 해석결과[7]와 잘 일치한다. 파손이 고려된 General 커플링을 사용한 경우는, 해석 알고리즘의 특성상 유체의 매끄러운 단면결과를 확인하기가 조금 복잡하지만, 발사체가 유체내에 진행중일 때는 Fig. 4와 흡사한 결과를 나타낸다.

또한 Fig. 5는 발사체가 탱크 안으로 관통해 들어온 직후, 관통에 의한 충격파가 유체로 전달되는 형상을 나타내는 것이다. 이 충격파는 발사체에 의해 탱크에 생기는 구멍을 중심으로 탱크

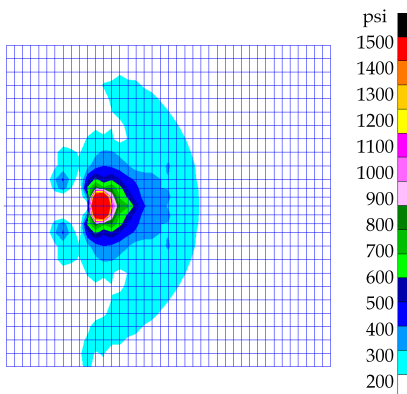


Fig. 4. 발사체 관통에 의한 유체의 압력과 형상 (t = 0.35 msec)

Time = 0.000302 sec

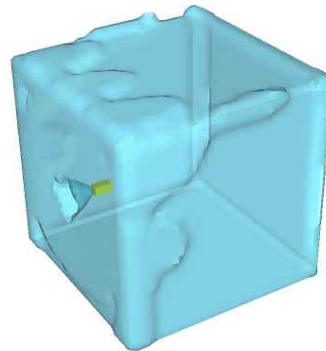


Fig. 5. 발사체 관통에 의한 충격파가 유체에 전달되는 형상(t = 0.3 msec)

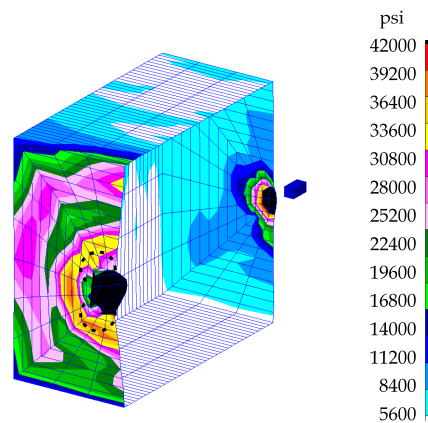


Fig. 6. 발사체 관통에 의한 탱크의 변형과 응력 (t = 1.8 msec)

벽과 인접한 유체 입자를 타고 빠르게 확산된다. 이는 수압램의 물리적 원리중 Shock Phase를 보여주는 것이다.

Fig. 6은 발사체가 탱크 반대쪽 벽을 관통하여 지나가는 시점에서 탱크 벽에 발생하는 응력과 변위이다. 응력 범위는 탱크 재질의 항복 시점인 42 ksi까지 표시하였으며, 그에 따라 파열이 발생한 부분은 검게 나타나 있다. 그림과 같이 발사체가 진행함에 따라 탱크의 파열된 부분이 유체의 압력파에 의해 확장되며, 특히 입구는 변형이 밖으로 팽창하여 페틀링(점선으로 표시된 부분 참고)이 발생하는 모습을 잘 보여주고 있다.

이상과 같은 결과를 통해, 본 연구에서 수행한 해석이 수압램의 각 Phase별 물리현상을 잘 나타내고 있음을 보였다. 비록 본 연구에서 사용한 해석기법이 아직 기술적인 한계는 있지만, 충분



한 해석 가능성과 향후 발전성이 있음을 확인할 수 있다.

**2.2.2 정육면체 탱크 발사체 폭발해석**

HEI 발사체의 경우 구조물 관통후 내부에서 폭발하여 가스 버블(Gas Bubble)에 의해 충격파가 유체로부터 전달되고, 탱크벽에 순간적인 하중을 가하게 되는데 이에 대한 해석을 수행하였다. 폭발물은 JWL 폭발물로 모델링하였다. 그리고, 물과 공기를 포함한 세가지 오일러 재질을 Multiple Adaptive Euler Domains으로 설정하여 폭발물로부터 압력파가 유체를 거쳐 탱크로 전달되도록 하였다.

Fig. 7~9에 해석결과를 표시하였다. Fig. 7은 탱크 중심으로부터 시작된 폭발로 인해, 압력파가 유체 전체로 확산되는 형상을 중심단면(Fig. 3의 유체 유한요소모델에서 점선으로 나타낸 부분)에서 나타낸 것이다. 또한, Fig. 8은 압력파에 의해 탱크 벽이 팽창되어 파열하는 형상을 보여

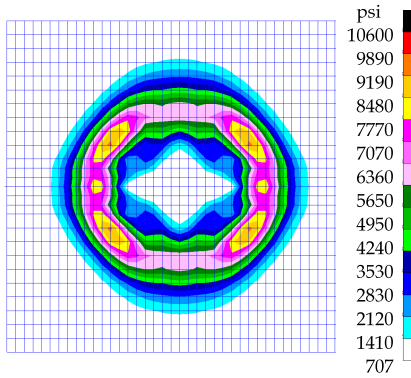


Fig. 7. 내부폭발에 의한 유체 압력파 형상 (t = 0.14 msec)

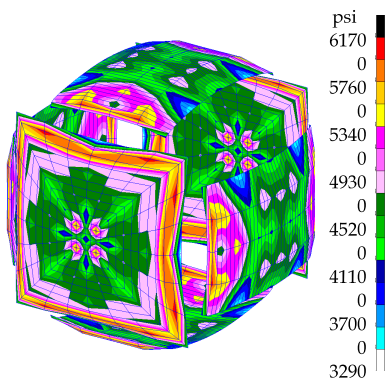


Fig. 8. 내부폭발에 의한 탱크 파열 형상 (t = 0.85 msec)

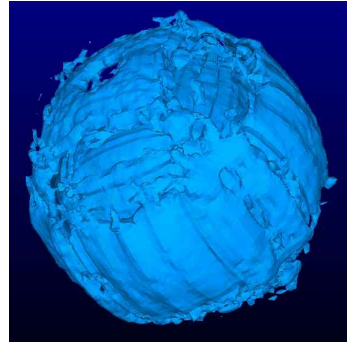


Fig. 9. 내부폭발에 의한 유체 터짐 형상 (t = 1.5 msec)

준다. 그림과 같이 패널간의 접합부에서 먼저 항복 및 극한응력에 도달하여 파열하며, 이는 구조적 관점에서 이치에 맞는 결과이다.

Fig. 9(Fig. 5 및 Fig. 13 포함)는 CEI. Enight 프로그램[8]을 사용하여, 폭발에 따라 유체가 팽창하는 모습을 Material Fraction(Isosurface Level 0.3)으로 나타낸 결과이다. 이는 해석 S/W의 전/후처리기로 사용한 MSC. Patran의 기능제한으로 인해, 유체의 해석결과를 확인하기가 쉽지 않은 단점을 극복하기 위한 것이다.

**2.2.3 ICW 연료탱크 발사체 폭발해석**

2.2.1, 2.2.2의 연구결과를 바탕으로 ICW (Intermediate Complexity Wing)[9] 모델을 대상으로 발사체 관통과 내부 폭발 해석을 수행하였다. 해석목적은 실제 전투기 날개 형상에 대한 수압램 효과 해석 가능성을 보이기 위함이며, 그중 폭발해석 결과를 나타내었다. ICW 모델은 항공기 날개구조 설계와 최적화 초기 연구를 위해 사용되는 대표적인 모델중 하나이다. 비행하중의 영향을 고려하기 위하여 6.0G Pull-Up (0.8M) 기동의 공기력을 각 절점의 초기 하중으로 입력하였다[10].

Fig. 10에 ICW의 수압램 유한요소해석 모델을 보였다. 내부구조를 나타내기 위해 위쪽 스킨을 보이지 않게 했으며, 폭발물의 위치와 공기력을 함께 표시하였다. 날개의 재질은 대부분 AL2024-T3이며, 내부에 JP-4 연료가 채워져 있다.

앞의 정육면체 탱크에 대한 수압램 해석과 가장 다른 점은 주익 연료탱크가 내부의 스파, 리브 등으로 인해 여러 셀(Cell)로 나뉘어진다는 점이다. 이러한 다중 커플링 면(Multiple Coupling Surfaces)을 해석에 반영하기 위해 Fig. 11과 같이 스파와 리브에 가공되는 Fuel Flowing(Drain) Hole을 Porosity로 모델링하였다.

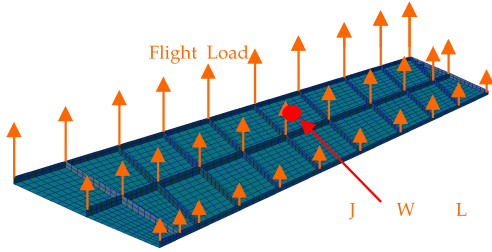


Fig. 10. ICW 수압램 유한요소모델

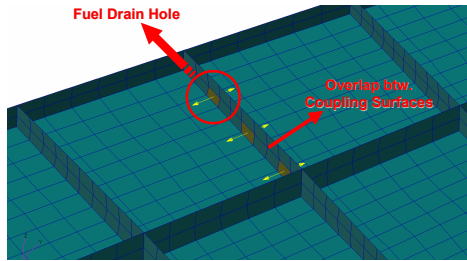


Fig. 11. Fuel Flowing Hole 모델링

Fig. 12, 13에 해석 결과를 표시하였다. 2.2.2의 결과와 마찬가지로, 탱크 중심으로부터 시작된 폭발이 연료를 거쳐 탱크에 영향을 미치고 있는 결과를 나타낸다. 그림과 같이 시간이 지남에 따라 폭발물 위치를 중심으로 탱크가 팽창하여 파열되며, 밖으로 터져나가는 폭발물 및 연료의 형상을 잘 나타내고 있다. 참고로 Fig. 12에서 점선으로 표시된 부분은 외부하중에 의한 영향 때문이며, Fig. 10에서와 같이 Pull-Up 기동일 때 Leading Edge 부분의 공기력이 상대적으로 크에 따라 그에 의한 응력이 결과에 반영된 것이다. 또한 Fig. 13은 탱크의 파열(Failure Index)과 폭발물 및 연료의 터짐(Material Fraction)형상을 함께 나타낸 것으로, 폭발물이 팽창하면서 주위의 연료가 밖으로 밀려나는 현상을 잘 보여주고 있다.

2.1.2와 2.2.2에서 언급한 것처럼 아직 해석상에서 영향성을 구현하기 어려운 텀블링, Ullage와 같은 매개변수들이 있고, 관통과 폭발이 연속적으로 발생하는 복잡한 현상(Multi-Event)을 동시에 해석하기에는 현재 기술적인 제한이 있다.

그러나, 그동안 전투기 개발시 막대한 예산과 시간을 투자하여 대량의 시편 및 실사격시험(Live Fire Test)에 의해 생존성 설계가 이루어졌다는 점을 생각할 때, 해석적인 방법으로 전투손상을 평가할 수 있는 기법에 대한 연구 필요성이 높다고 하겠다. 그러한 관점에서 이번 연구결과

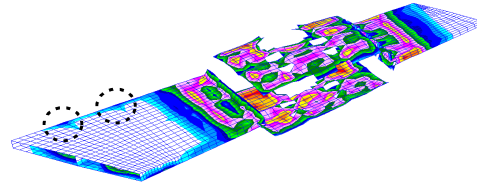


Fig. 12. 내부폭발에 의한 ICW 파열 및 응력형상 (t = 0.8 msec)

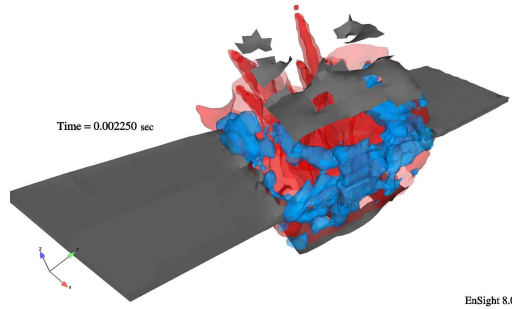


Fig. 13. 내부폭발에 의한 유체(폭발물 및 연료)의 터짐형상(t = 2.25 msec)

는 전투손상 해석연구의 가능성을 보였다고 판단된다.

### III. 결 론

항공기 연료탱크의 주요 전투손상 원인인 수압램 효과에 관해 연구하였다. 또한 수압램 현상의 물리적 원리와 손상 형태, 매개변수와 연구사례에 대해 조사하였다.

해석적인 방법으로 수압램에 따른 손상평가 가능성을 보이기 위해 단순 형상 연료탱크 모델과 실제 형상 연료탱크 모델에 대해 수압램 해석을 수행하였다. 해석 결과 시간에 따른 유체 압력과 탱크 벽의 응력, 변형 등은 수압램의 물리적 현상을 잘 표현하고 있음을 확인하였다. 또한, 발사체 관통과 폭발에 의한 탱크 벽의 파열과 유체의 터짐 현상을 구현하였다.

이상의 연구결과에서 볼 때 향후 전투기 개발시 효율적인 전투손상 평가를 위하여 다음과 같은 분야에 대한 지속적인 연구가 필요하다. 먼저 매개변수에 대한 지속적인 연구와 해석 S/W의 향상을 통해, 수압램에 의한 손상을 실제 현상에 좀더 가깝게 예측할 수 있어야 할 것이다. 또한 실제 개발 전투기를 대상으로 할 때는, 연료탱크와 인접 구조물간의 체결부와 손상에 따른 이탈

및 파손현상에 대해 상세하고 합리적인 모델링이 필요하다. 아울러 복합재 효과에 대한 연구도 수반되어야 한다. 전투손상 평가해석과 함께 이의 타당성을 뒷받침할 수 있는 시험장비 및 절차에 대한 연구가 함께 이루어진다면, 기체의 생존성을 최종 검증하기 위한 실사격시험의 요구도와 소요 예산 및 시간 등의 대폭 감소가 가능하다. 결론적으로 구체적인 외부위협에 의한 전투손상 평가와 함께 손상이 전체 항공기 기체의 생존성에 미칠 영향이 규명되면, 이에 대응하는 설계 개념을 초기 설계에 적용하여 기체 생존성을 향상시킬 수 있을 것이다.

### 참고문헌

- 1) R. Ball, *The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design*, AIAA, 2003.
- 2) 이은수, 파편이 Fuel Tank에 미치는 효과, 국방과학연구소 연구보고서 AWHD-419-85186, 1985.
- 3) M. Jacobson, "Addendum to Design Manual for Impact Damage Tolerant Aircraft Structure", AGARD, 1988.
- 4) E. A. Lundstrom, "Fluid Dynamic Analysis of Hydraulic Ram III", JTCCG/AS, 1976.
- 5) R. L. Hinrichsen, W. Baron, "Hydrodynamic Ram Analysis of All-Composite Wing Box", NCSA/AFRL, 2000.
- 6) "MSC/DYTRAN 2005 - A 3D Code for Explicit Transient Dynamics", The MacNeal-Schwendler Corporation, 2005.
- 7) G. Bharatram, S. A. Schimmels, V. B. Venkayya, "Application of MSC/DYTRAN to the Hydrodynamic Ram Problem", MSC User's Conference, Universal City, California, 1995, pp. 13~16.
- 8) "CEI/Ensign 8.0", Computational Engineering International, 2005.
- 9) S. M. Jun, V. Tischler, V. Venkayya, "Multidisciplinary Design Optimization of a Built-Up Wing Structure with Tip Missile", *J. Aircraft*, Vol. 40, No. 6, 2003, pp. 1093-1098.
- 10) 전승문, 이명건, 이재화, "날개끝 스토어 형상 항공기 복합재 날개 구조의 MDO 연구", 한국항공우주학회지, 제32권 제3호, 2004, pp. 24-30.