



항공기 무장투하 안전성 검증을 위한 전산해석

윤용현,^{*1} 정형석,¹ 이상현¹

NUMERICAL SIMULATION FOR AIRCRAFT STORE SEPARATION VALIDATION

Y. H. Yoon,^{*1} H. S. Chung¹ and S. H. Lee¹

The prediction of the safe separation of the external stores carried on military aircraft is an important task in the aerodynamic design area having the objective to define the operational, release envelopes. The major concern of this study is only safe jettison problem with ejections. This work consists of concept and some results for external store configurations. A Computational Fluid Dynamics technique is applied to calculate the aerodynamic forces. The FLUENT with an implicit Euler solver is used for the present simulations. The computational results are validated against the experimental data.

Key Words : Store Separation, Euler Code, Motion of Equation, External Store, Finite Volume

1. 서 론

전투기에 탑재된 모든 외부 장착물(external store)은 전투력을 투사하거나 비상시 안전을 위해 일단 안전한 분리가 이루어져야 한다. 그렇지 못할 경우 자신의 무장에 피해를 입게 되는 경우가 있을 수 있다. 따라서 전투기는 기동성과 기밀성, 전투반경 등과 같은 전투기 자체의 성능향상 뿐 아니라 최종적으로 전투력이 전달되는 항공 탑재 무장에 대한 정밀성과 안정성이 요구된다. 최근에는 새로운 항공 무기체계가 다양하게 개발되고 있으며 기존의 채래식 폭탄도 개조되어 유도무기화 되는 실정으로 하나의 항공기에 탑재되는 무기체계의 종류 및 조합이 지속적으로 증가되는 추세이다. 이렇게 다양하고 복잡한 조합으로 장착된 항공무장이 본래의 목적에 맞는 성능을 발휘하기 위해 먼저 검증되어야 하는 것이 바로 항공기로부터 무기체계들이 안전하게 분리되는 것을 검증하는 무장분리(store separation)문제이다. 새로운 전투기 또는 무기체계의 개발과정에서 무장분리 문제가 반드시 검증되어야 하며, 기 검증된 무장을 개조하여 활용하고자 할 때에도 새로운 무기체계를 개발하는 과정에 준하여 무장분리 검증을 수행해야 한다. 따라서 이러한 무장분리 검증기술은 군용항공기

를 운용하고 개발하는 국가 및 개발자가 반드시 갖추어야 할 기술력 중 하나라고 할 수 있다.

항공무기 개발 초창기에는 무장분리의 안전한 검증을 위해 비행시험(flight test)이 전적으로 활용되었으나 실제 비행을 통한 인증방법은 시간과 비용이 과다하게 소요될 뿐 아니라 중증 인명과 항공기의 손실을 초래하기도 하였다. 이러한 문제점을 보완하기 위해 1960년대부터 안전한 분리를 검증하기 위한 다양한 풍동실험 기법들이 개발되어 왔고 현재까지 유용하게 활용되고 있다. 그러나 풍동실험 방법 또한 시간과 비용이 많이 소요된다는 점과 시험을 수행하기 위한 많은 제약 을 가지고 있다.

최근에는 컴퓨터의 계산용량과 전산유체역학(Computational Fluid Dynamic : CFD) 기법의 급진적인 발전으로 복잡한 무장 분리에 따른 안전성 검증에 대한 매우 효율적인 연구가 가능 하게 되었으며, 미 해군에서는 CFD 기법만으로 실제 무장의 안전한 분리문제를 인증한 사례를 발표하기도 하였다[1]. 따라서 효율적인 무장 안전한 분리에 대한 검증을 위해서 CFD 의 활용이 점차 증가하고 있는 추세이다.

CFD 기법을 통한 안전분리 해석에서 가장 많은 시간과 노 력이 할애되는 부분이 격자생성(grid generation) 단계이다. 무 장 및 항공기 형상이 복잡하게 형성되어 있거나 여러 개의 무장이 동시에 장착되어 있는 경우는 이러한 문제점이 더욱 증폭된다. 무장분리 문제에 전통적으로 활용되어 왔던 overset

¹ 정회원, 공군사관학교 항공우주공학과

* Corresponding author, E-mail: yoon@afa.ac.kr

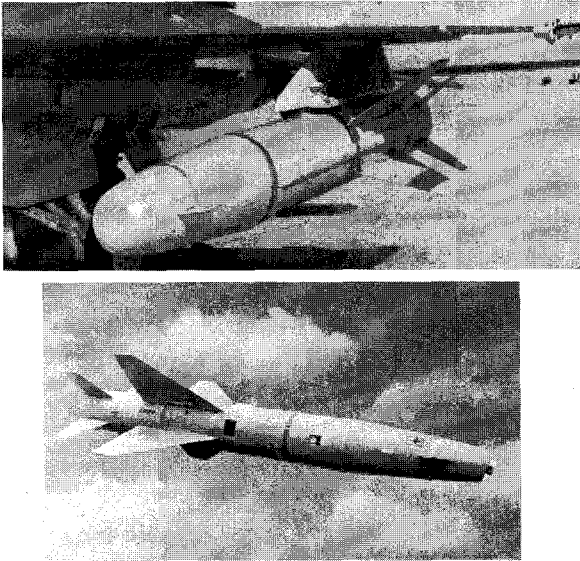


Fig. 1 Configuration of model

grid 방법에 비해 비정렬격자계(unstructured mesh)와 동적격자계(dynamic mesh) 기법의 활용은 복잡한 형상의 무장에 대한 효율적인 격자 생성과 동적거동 시뮬레이션을 가능케 하였다.

본 논문에서는 상용 CFD 코드인 Fluent에서 제공하는 unstructured mesh와 dynamic mesh 기법으로 해석한 후 공군사관학교 아음속풍동을 이용하여 수행한 풍동실험 결과와 비교 분석하였다. 다음 Fig. 1은 외부 장착물의 형상을 보여 주고 있다.

외부 투하 장착물의 제원은 다음과 같다.

- ◆ Weight : 900 kg
- ◆ Length : 4.6 m
- ◆ Diameter : 0.53 m
- ◆ No. of fins : 8
- ◆ Center of gravity : 2.74 m (aft. of nose)

2. 전산해석 기법

본 연구에서는 상용코드인 Fluent 프로그램을 활용하여 안전분리 시뮬레이션 연구를 수행하였다. Fluent는 일반적인 유동현상 및 열전달 문제뿐만 아니라 다상유동, 연수반응을 동반한 전달현상 등의 다양한 문제를 해석할 수 있는 CFD해석 프로그램이다. Fluent는 또한 폭넓은 난류모델링을 제공하고 solver는 비정렬격자를 기반으로 구성되어 있어 매우 복잡한 형태의 형상에 대해서도 쉽게 모델링할 수 있다는 장점을 가지고 있다. 특히 최근에는 dynamic mesh 기법이 발전되어 무장의 안전한 분리와 같이 공력해석과 동적 시뮬레이션이 연

동된 문제를 해석하는데 매우 유용하다.

본 연구에 사용된 프로그램은 flow solver, 6 degree-of-freedom(6DOF) trajectory program, dynamic mesh algorithm의 세 부분으로 구성되어 있다. Flow solver는 매 시간단계마다 유동의 지배방정식을 푸는 것으로 항공무장에 작용하는 공기력과 이로 인한 모멘트를 계산한다. 그리고 이 결과는 6자유도(6DOF) 프로그램에 입력되어 무장의 궤적을 계산하게 되고, 새로운 위치에서의 mesh를 dynamic mesh algorithm을 통해 재구성하게 된다. 위와 같은 일련의 과정을 반복하면서 무장이 항공기로부터 분리되는 동적 거동을 모사할 수 있다.

Fluent의 dynamic mesh algorithm은 다음 두가지 기법을 활용한다. 먼저 무장의 동적거동을 계산한 결과 주어진 시간간격 내에서 무장의 변위가 작은 경우 localized smoothing 기법이 사용된다. 이는 mesh의 기본 구성은 유지한 가운데 격자점(node)의 위치를 조금씩 움직이며 격자를 smoothing 하여 격자계의 skewness 등의 상태를 향상시키는 기법이다. 여기에서는 이른바 spring-based smoothing 기법이 사용되는데, cell edge 들이 마치 격자점 간을 연결하는 스프링처럼 모사되어 무장이 이동함에 따라 발생하는 경계면 변위의 영향이 마치 스프링 힘에 의해 전체 격자계에 퍼져나가는 것처럼 모사하여 격자를 변형시킨다. 평형상태에서 각 node에서의 용수철 힘의 합은 영이 되어야만 함을 이용하면 다음과 같은 반복 계산식을 얻을 수 있다.

$$\vec{x}_i^{m+1} = \frac{\sum_{j=1}^{n_i} k_{ij} \Delta \vec{x}_j^m}{\sum_{j=1}^{n_i} k_{ij}} \quad (1)$$

여기에서 i 첨자는 iteration 수를 나타낸다. 6유도 프로그램에 의해 물체의 새로운 경계면으로 이동한 다음, 식 (1)이 내부 nodes에서 Jacobi sweep에 의해 풀어지고 새로운 격자점의 위치는 다음 식에 의해 구해진다.

$$\vec{x}_i^{k+1} = \vec{x}_i^k + \Delta \vec{x}_i \quad (2)$$

여기에서 i 첨자는 time step을 나타낸다[2].

다음으로, 물체 경계면의 변위가 주변의 격자크기보다 훨씬 큰 경우 smoothing 기법만으로 격자계의 적교성을 유지할 수 없게 된다. 이 때는 일련의 판단과정을 거쳐 격자특성이 나쁜 부분의 격자들을 합치고 국부적으로 새롭게 격자계를 구성하는 local remeshing algorithm이 적용된다[2].

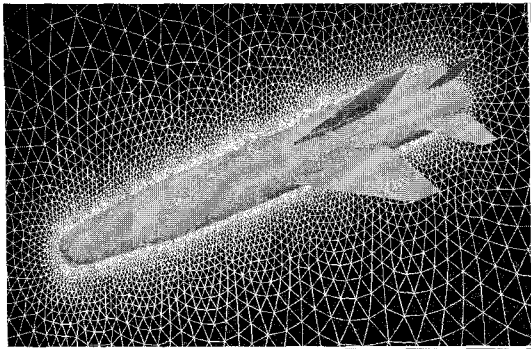
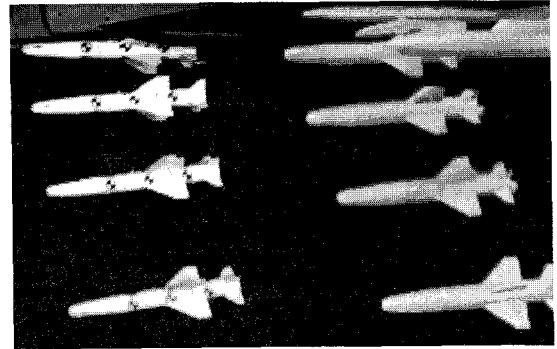


Fig.2 Unstructured grid system (Missile only)



(a) Free Drop Test (b) CFD Solution

Fig. 5 Comparison of Free Drop Test and CFD Result (Mach=0.6, AOA=0°, Alt'=0m)

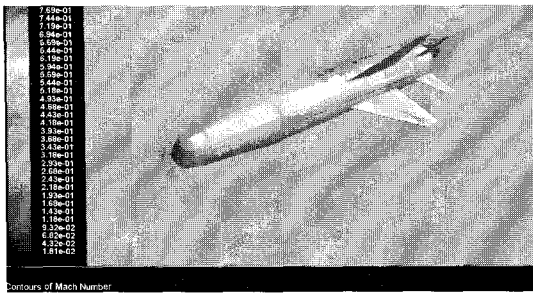


Fig. 3 Mach Contour(Missile only) (M=0.6, AOA=0°, Alt'=0 m)



Fig. 4 Pressure Contour for Wing+Pylon+Store+Tank (M=0.9, AOA=0°, Alt'=0 m)

3. 해석결과

공군사관학교 아음속 풍동실험실에서는 최근 군용 미사일 에 대한 안전분리 검증실험을 수행하였고 다양한 실험데이터 를 확보하였다[3]. 따라서 본 연구에서 활용된 전산기법의 정 확성을 검증하기 위해 기 확보된 미사일 안전분리 실험결과 와 비교하는 검증작업이 먼저 수행되었다. 다음으로 풍동실험 을 통해 확인할 수 없었던 천음속 영역에서의 미사일 안전분 리 검증을 전산해석으로 수행하고자 하였다.

3.1 격자계 형성 및 유동해석 검증

유동해석 검증을 위해 우선 미사일 자체만의 격자계를 형 성하였고 Fluent 해석을 진행하였다. Fig. 2는 Fluent의 격자생 성 프로그램인 Gamit을 이용하여 구성한 미사일의 주위의 비 정렬 격자계를 보여준다.

형성된 격자계에 대해 기 확보된 실험결과와 동일한 조건 인 마하 0.6, 고도 0 m, 받음각 0도에서 유동해석을 수행하였 고 Fig. 3에 mach contour결과를 제시하였다.

그림을 통하여 정성적인 분석을 해 본 결과 흐름 분리 및 압력분포 변화 등의 물리적 특성을 비교적 정확히 묘사하고 있는 것으로 판단된다. 유동계산과정에서 Fluent의 수렴성이 좋지 않은 것으로 나타났는데, 이는 미사일 base 부분에서 흐름 분리가 크게 발생하여 흐름이 불안정해 지고 비정상적인 유동흐름이 발생하였기 때문인 것으로 추정된다.

보다 실제적인 전산해석을 위해 천음속 유동조건에서 wing, pylon, fuel tank, 그리고 missile이 함께 장착된 형상에 대한 전산해석을 수행하였으며 그 결과를 Fig. 4에 나타내었 다. 마하수가 0.9인 천음속 영역이기 때문에 날개 윗면과 아랫면에 수직 충격파가 발생하는 현상을 정성적으로 정확히 구현하고 있음을 알 수 있다.

날개 앞면과 미사일 nose부에는 정체점이 발생하여 압력이 높은 영역이 발생하였으며 날개 윗면에는 압력이 서서히 감소하다 급격히 증가하는 부분이 발생하였는데 이것이 수직충 격파의 형성위치를 나타낸다.

CFD를 활용한 미사일 분리특성 결과에 대한 정량적인 정 확성을 검증하기 위하여 CFD 해석 결과와 자유낙하실험 결 과에 대한 상호비교 검증을 수행하였고 그 결과를 Fig. 5에 제시하였다. 그림에 나타난 바와 같이, 같은 시간 동안 CATM이 낙하하는 위치 및 자세가 두 경우에 대해 거의 동 일한 경향성을 가짐을 확인 할 수 있었다. 이를 통하여 서로

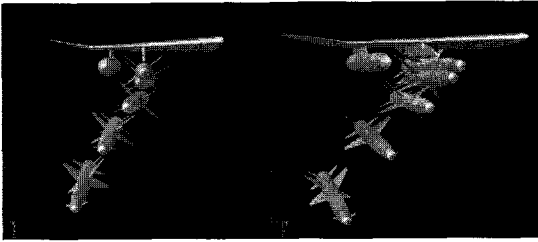


Fig. 6 CFD Solution
(Mach=0.95, AOA=0°, Alt= 15,000 ft)

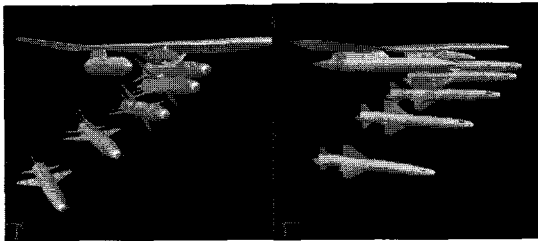


Fig. 7 CFD Solution
(Mach=0.95, AOA=2°, Alt=15,000 ft, Ejector=on)

다른 두 가지 연구방법의 신뢰성을 상호 검증할 수 있었고 마하 0.6, 정상수평비행 상태에서 CATM이 안전하게 분리되는 것을 확인할 수 있었다.

3.2 천음속에서의 미사일 안전분리 검증

자유낙하 풍동실험에서 공군사관학교의 아음속 풍동이 구현할 수 있는 최고 속도는 약 마하 0.6으로 한정되었다. 하지만 대상 미사일에 대한 기술지시서에 따르면 정상수평비행 상태에서 유속 550 knot까지 Jettison이 가능한 것으로 명시되어 있어 이에 대한 고속영역에서의 안전분리 검증이 요구되었다. 이렇게 제한된 실험연구 상황을 보완하고자 CFD 해석연구를 수행할 필요성이 제기되었다. 따라서, CFD 해석연구의 가장 큰 목적은 실험연구 결과와의 상호 비교 통해 그 정확성을 검증 한 후 실험연구에서 수행할 수 없었던 고속영역에서의 안전분리 특성을 파악하는 것이었다.

Fig. 6 고도 15,000 ft, 마하 0.95 (550knot 해당), 받음각 0°에서의 CFD 해석결과를 표시한 것이다. 먼저, 항공기 운용고도에서 정상 수평비행 할 경우 비행속도가 기술지시서의 제한치인 550 knot인 경우라 할지라도 미사일이 비교적 안정한 자세를 취하며 밑으로 분리되는 것을 확인할 수 있다. 저속(마하 0.6)의 경우보다 미사일이 바깥쪽으로 치우치며 요잉하는 현상과 위치변화량이 더욱 심화되는 경향성을 보이나 안전하게 분리되는 특성을 완전히 저해하는 요소로 작용하지는 않는 것으로 판단된다. 미사일이 바깥쪽으로 치우치며 분리되는 경향은 연료탱크와 CATM 사이의 간격이 매우 근접하여 두 구조물 사이로 유속이 빨리 가속되면서 압력이 낮아지게

되고 이는 다시 미사일을 연료탱크 쪽으로 흡입하는 결과를 초래하기 때문인 것으로 판단된다. 또한 연료탱크의 위치가 미사일보다 뒤에 위치하고 있기 때문에 연료탱크 nose부의 정체부에서 발생하는 높은 압력이 미사일 후반부에 영향을 미치는 것도 바깥쪽 요잉을 유발하는 요소인 것으로 판단된다.

위의 결과는 항공기 날개만 모사하여 해석한 결과이며, 실제 상황에서는 항공기 동체가 미사일에 매우 근접하여 존재하게 된다. 따라서 미사일을 중심으로 연료탱크 방향의 반대쪽에서도 동체와 미사일의 상호작용에 의해 유속이 가속되고 압력이 감소될 것을 유추할 수 있다. 이러한 현상은 연료탱크 쪽으로 미사일이 흡입되어 이동하는 현상을 크게 완화시킬 수 있고 큰 요잉이나 좌우 위치의 변위 없이 안정하게 밑으로 분리될 수 있는 가능성을 제시한다. 즉, 전체 동체를 포함하여 CFD 해석을 수행하면 날개만 모사한 경우보다 미사일의 안전분리 특성이 더욱 안전해 질 것으로 판단된다.

고속영역에서 정상수평비행 상태의 안전분리 특성을 1차적으로 검증하였으나 항공기자세(받음각) 변위에 따른 안전분리 특성을 확인하기위해 동일 유동조건에서 받음각만을 0°에서 2°로 증가시킨 후 CFD 해석을 반복하였다. 마하 0.95의 천음속 영역에서는 받음각 2°의 자세변위만 존재하여도 미사일이 안전하게 분리되지 못하고 연료탱크와 충돌하여 더 이상 CFD 해석이 진행되지 않는 결과를 얻었다.

앞에서 제시한 모든 CFD 해석 결과는 사출력(Ejector Force)을 적용하지 않은 결과이다. 그러나, 마하 0.95에서 받음각 2°의 경우 안전분리가 진행되지 않아 사출력을 적용하여 동일한 상황에 대한 해석을 반복하였으며, 그 결과를 Fig. 7에 제시하였다. 그림에서와 같이 마하 0.95, 받음각 2°의 경우라도 사출력을 적용하며 미사일이 안전하게 분리됨을 확인할 수 있었다.

4. 결 론

항공무장 안전한 분리의 검증을 위해 전산해석을 통한 동적거동 시뮬레이션을 수행하였으며 이를 풍동실험결과와 비교하여 정확성을 검증하였다. 검증된 전산해석 기법을 풍동실험을 수행할 수 없었던 고속영역에서의 문제에 적용하여 미사일 안전한 분리를 검증하였다. 복잡한 형상의 무장분리 문제에 CFD 기법이 효율적으로 적용될 수 있음을 시현할 수 있었다.

참고문헌

- [1] Ray, E., "Authorizing SLAM-ER Use From The P-3C with CFD," *AIAA* 2005-845



[2] Snyder, et. al. "Transonic Store-Separation Using Unstructured CFD with Dynamic Meshing," *AIAA* 2003-3919.

[3] 2007, 윤용현, 백승욱 "항공무장 안전분리 검증을 위한 풍동실험 연구," 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집, pp.70-73.