



무장분리 안전성을 위한 전산해석

정형식*, 윤용현, 이상현

CFD ANALYSIS ON AIRCRAFT STORE SEPARATION VALIDATION

H. S. Jueng, Y. H. Yoon and S. H. Lee

A critical problem in the integration of stores into new and existing aircraft is the safe separation of the stores from the aircraft at a variety of flight conditions representative of the aircraft flight regime. Typically, the certification of a particular store/aircraft/flight condition combination is accomplished by a flight test. Flight tests are very expensive and do expose the pilot and aircraft to a certain amount of risk. Wind tunnel testing, although less expensive than flight testing, is still expensive. Computational Fluid Dynamics(CFD) has held out the promise of alleviating expensive and risk by simulating weapons separation computationally. The forces and moments on a store at carriage and at various points in the flow field of the aircraft can be computed using CFD applied to the full aircraft and store geometry. This study needs full dynamic characteristics study and flow analysis for securing store separation safety. Present study performs dynamic simulation of store separation with flow analysis using Chimera grid scheme which is usually used for moving simulations.

Key Words : 무장분리(store separation), 키메라 격자(Chimera grid), 외부 장착물(external store)

1. 서 론

전투기는 무장투발능력에 의해서 최종적으로 그 성능을 평가받게 된다. 따라서 안전하게 무장을 투사할 수 있는 능력을 구비하는 것이 첫째 요건이고 다음은 정확하게 무장을 발사할 수 있어야 한다. 전투기 개발과정에서 안전하고 정확한 무장투발 성능을 갖도록 하는 무장투하분리 해석 방법 중 경제적이면서 위험요소를 최소화할 수 있으며 신뢰성이 보장되는 각종 기법을 개발하는 것은 매우 중요하다고 할 수 있다. 왜냐하면 전투기의 임무효율성과 생존성은 무장투하능력에 달려 있으며 만약 전투기가 무장투하능력이 부족하다면 최종적인 군사적 목적을 달성할 수가 없기 때문이다. 따라서 전투기 개발의 기본은 전투기 자체의 성능 뿐만 아니라 무장 투사 능력의 안전성과 정확성을 보장하는데 있다. 적을 향해 투사한 무장이 급기야 자기 본체에 충돌하는 어이가 없는 경우가 발생할 수도 있고 비행 중에 외부연료 탱크를 분리할 필요가 있을 경우 분리되는 외부연료탱크가 비행기 후미를 치는 경우도 있을 수 있다[1]. 그런데 비행 중에 기체로부터 분리되는 외부무장시스템을 해석하는 문제는 공기역학적 문제와 동력학적 문제가 중첩된 것으로 매우 복잡한 문제들을 수반한



그림 1 외부 장착물 투하해석 파라메타

다[그림 1].

공기역학적 파라메타로는 외부장착물의 형태가 갖는 공기력과 전투기 본체의 속도, 자세, 마하수, 하중배수, 피치각, 요우각, 롤각, 그리고 형상에 따른 공기흐름의 유동장 상태가 있고, 동력학적 해석에 따른 물리적 특성인 외부 장착물의 질량, 관성, 무게중심 뿐만 아니라 사출장치의 위치와 이 장치가 외부 장착물을 투하 시킬 때 가하는 힘의 크기 등 매우 다양한 파라메타들이 고려돼야 한다.

이러한 외부 장착물의 안전분리 검증을 위해 개발된 풍동 실험 기법은 자유낙하시험(freedrop test), CTS(Captive Trajectory System) Test, Grid Test등의 세 가지로 크게 분류될

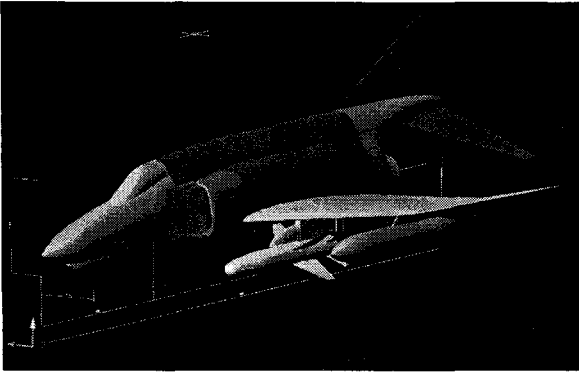


Fig. 1 항공기 전체형상과 외부장착물

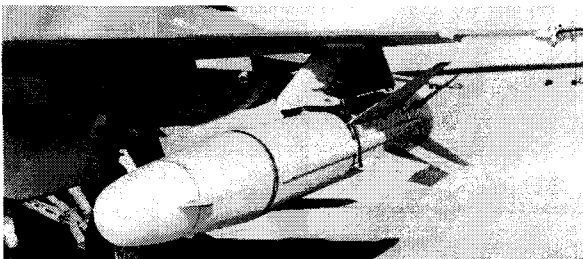


Fig. 2 실제 미사일 형상

수 있다. 자유낙하시험은 기하학적 상사성과 동적 상사성을 맞추어 제작된 무장모델을 풍동 작동상황에서 항공기모델로부터 투하시킨 후 운동궤적을 고속카메라 등으로 촬영하여 확인하는 방법이다. CTS 기법은 무장모델을 스팅 밸런스(sting balance)에 장착시킨 후 측정된 힘과 모멘트를 6자유도 프로그램에 입력시켜 무장의 투하궤적을 모사하는 풍동기법이다. 그리고 Grid Test기법은 먼저 예상되는 무장궤적 공간과 자세 범위 안에서 공력데이터를 모두 측정한 후 이 데이터베이스를 활용하여 6자유도 프로그램에 입력시켜 off-line으로 무장의 운동궤적을 예측하는 기법 등이 있으나 이러한 풍동실험은 기본적으로 소요되는 장비와 비용 등에 제한이 따른다[1].

최근에는 전산유체역학기법을 무장분리 문제에 적용하여 비용을 절감 할 뿐 만 아니라 효율성을 증대시키고 실제 시험비행의 위험성을 최소화하는 효과를 거두고 있다. 공군사관 학교에서는 이러한 실험적 방법들과 수치적 방법을 적용하고 그 결과를 상호 비교함으로써 무장분리 문제의 정확성과 효율성을 높이고자 하는 노력을 진행하고 있다. 본 연구에 사용된 유동해석 코드는 상용코드인 Fluent와 FASTRAN이다. 해석하고자 하는 무장은 장거리 유도 미사일로 이 미사일이 F-4 팬텀으로부터 분리될 때 어떠한 자세로 얼마의 속도 범위에서 투하하여야 안전하가를 검증하기 위한 연구이다[2-6].

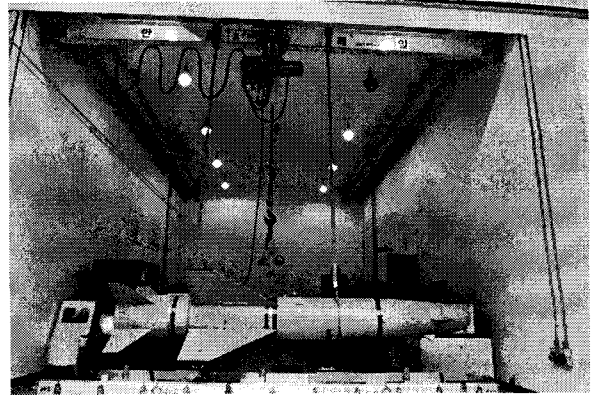


Fig. 3 미사일의 무게 중심과 MOI측정

2. 본 론

2.1 형상모델링

본 연구에서 해석하고자하는 형상은 F-4 팬텀에 장착하는 장거리 유도 미사일을 다음과 같이 모델링하였다. (Fig. 1, 2 참조)

특히 미사일의 형상을 정교하게 모델링하기 위해서 3차원 스캐너를 이용하였다.

2.2 관성모멘트(moment of inertia) 측정

투하모델의 관성모멘트를 측정하여 상사하기 위한 방법 중 비교적 간단하고 정확한 기법인 그네뛰기 기법(bifilar swing method)을 사용하였다. 이 방법은 두 개의 줄에 모델을 매달아 놓고 무게중심선을 따라 회전시켜 회전주기를 측정함으로써 각 축에 대한 관성모멘트를 계산하는 방법이다. 실험에 의해 측정된 주기(T)로부터 관성모멘트(I)는 다음 식(1)로 구해진다.

$$I = \frac{T^2 D^2}{16\pi^2 L} W_M \quad (1)$$

여기서, T : time in seconds for one cycle

D : distance between cables (m)

L : length of cable (m)

W_M : weight of model (N)

I : moment of inertia(kg-m²)

다음 Fig. 3은 무게 중심과 관성모멘트를 측정하는 과정을 보여 주고 있다.

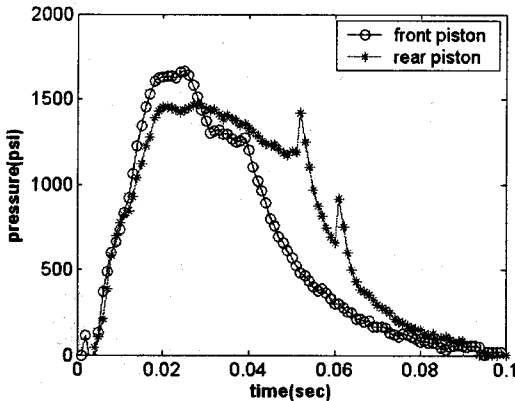


Fig. 4 사출압력의 시간변화량

자유낙하시험에서 사출압력의 시간변화량까지 정확하게 모사하기 어려워 평균압력인 673psi 값을 Froude scaling으로 축소하여 모델의 사출압력 값으로 결정하였다. 모델의 사출장치 는 압축공기를 사용하여 피스톤을 밀어주는 방식으로 제작되었다.

2.4 분리 안전성 해석

무장 분리 안전성 검증을 위한 전체적인 해석 절차는 다음 Fig. 5와 같다.

다음 Fig. 6에는 마하수 변화와 사출력 유무에 따른 무장 분리거리를 비교하였다. 동일 시간에 M=0.6인 경우 가장 멀리 분리됨을 확인할 수 있다.

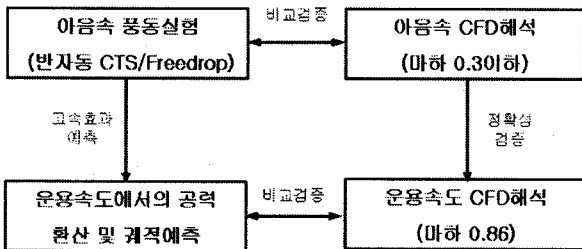


Fig. 5 안전성 검증 절차

3. 결론

전투기에 장착한 미사일 분리 안전성 검증을 위해 전산유체역학을 이용하여 얻은 공력데이터를 동역학적 시뮬레이션의 입력자료로 활용하였다. 그러나 전산해석방법으로 얻은 결과의 신뢰도를 높이기 위해 다른 실험적 방법으로 얻은 자료와 상호 비교/검해 가면서 연구를 수행하는 것이 기법간의 상호 취약점을 보완할 수 있었다.

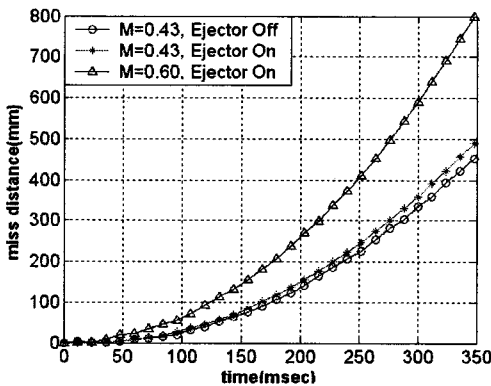


Fig. 6 무장 분리 거리 비교

2.3 사출력(ejector force) 모사

무장투하 시 작용되는 사출력을 모사하기 위해 실제 비행에 사용되는 사출 카트리지(ejection cartridge)에 대한 압력측정실험을 수행하였다. 항공기 파일론에 실험하고자 하는 무장의 무게와 동일한 힘을 작용시킨 상태에서 사출 카트리지를 발사시키면서 사출 피스톤 상부에 작용하는 압력을 측정하였다. 사용된 압력센서의 용량은 3200psi 이었으며 증폭기와 A/D converter에 결선하여 PC에서 Labview로 계측하였고 Fig. 4와 같은 결과를 얻었다.

참고문헌

- [1] 김상진, 강인모, 김명성, 2006, "Grid Survey 방법을 이용한 무장분리예측 기법 연구," 전산유체 추계학술대회.
- [2] M.L. Skelley, T.F. Langham, and W.L. Peters, Nov. 2004, "Integrated Test and Evaluation for the 21st Century," AIAA 2004-6873.
- [3] Schindel, L.H, June 1976, "Store Separation," Advisory Group for Aerospace Research and Development, NATO, AGARDograph-AG-202.
- [4] Eugene E. Covert, August 1981, "Conditions for Safe Separation of External Stores," J. of Aircraft, Vol.18, NO.8.
- [5] Charles B. Mathews, March 1979, "Store Separation," Eglin Air Force Report.
- [6] R.K. Bogue, June 1986, "Store Separation," Advisory Group for Aerospace Research and Development, NATO, AGARDograph-AG-300 Vol.5.