

MSAP을 이용한 F/A-18C로부터 JDAM 분리 해석

이 승 수*

Application of MSAP to JDAM Separation from an F/A-18C Aircraft

Seungsoo Lee

A successful store separation analysis tool, MSAP(Multi-body Separation Analysis Program) has been applied to F/A-18C/JDAM CFD Challenge II. The challenge was devised to challenge CFD community to use CFD methodologies to predict and match the trajectory of a JDAM MK-84 separating from F/A-18C. Trajectory simulations for two flight conditions were performed. Comparison between computed and measured flight trajectories for both conditions shows a good agreement.

Key Words: 전산유체역학(CFD), Chimera 격자계, JDAM(Joint Direct Attack Munitions), 외부장착물 분리(Store Separation)

1. 서 론

고속으로 비행하는 전투기 등의 군용기로부터 분리되는 외부장착물의 궤적을 예측하는 것은 항공기와 외부장착물간의 간섭효과에 의하여 매우 어렵다. 이는 천음속 및 초음속 영역에서는 발생하는 충격파 등의 비선형성 특성에 외부장착물에 작용하는 공기력의 예측이 어렵기 때문이다. 이러한 외부장착물의 궤적 예측은 조종사와 항공기의 안전의 확보뿐 만 아니라, 외부장착물의 정확한 운반(delivery)이라는 군사적 목적의 달성을 위하여서도 매우 중요하다.

전통적으로 항공기로부터 분리하는 외부장착물의 궤적을 예측하는 방법은 CTS(Captive Trajectory System)을 이용한 방법과 Grid Method 등의 풍동시험에 의존하여 왔다. 그러나, 이러한 풍동시험은 막대한 비용의 시설비와 운용비가 필요하다. 최근의 CFD의 발전으로 외부장착물의 해석이 가능[3]하게 되었으나, CFD 방법에 대한 검증과 유용성에 대한 의문이 있어왔다.

최근 미해군의 NAWC(Navy Air Warfare Center)에서는 JDAM MK-84(Joint Direct Attack Munition Mark 84)가 F/A-18C로 투하될 때의 궤적을 예측하는 CFD challenge를 개최하였다[1]. 이는 1996년에 수행한 F-16/Generic store의 분리 해석인 CFD challenge I에 이은 CFD 방법의 정확성을 검토하기 위한 노력이다. CFD challenge II에서는 F/A-18C의 outboard pylon에 장착되어 있는 JDAM MK-84의 투하궤적과 장착하중을 비행시험을 통하여 얻은 실제 JDAM의 투하궤적 및 장착하중과 비교 검토함으로써 CFD 방법의 정확도를 공개적으로 검토하였다.

본 논문에서는 참고문헌 [2]에서 보고된 MSAP(Multibody Separation Analysis Program)을 이용하여 해석한 JDAM 분리해석 결과와 비행시험의 결과와 비교 분석하였으며, 개선된 MSAP의 donor cell search 방법에 대하여 논하였다.

2. MSAP의 구조

그림 1에는 MSAP의 개략적인 기본 구조를 보여주고 있다. MSAP는 크게 3개의 부 프로그램 부분

*정회원, 인하대학교 항공우주공학과

*E-mail : slee@inha.ac.kr

으로 구성된다. 유동장 해석 프로그램은 항공기 및 외부장착물의 공기력을 비점성 압축성 유동 해석 방법으로 예측하는 부분이며, 유동장 해석의 결과를 이용하여 외부장착물의 이동 궤적을 계산하는 운동 해석 프로그램이 두 번째 부 프로그램이다. 마지막으로 운동 해석으로 계산된 외부장착물의 위치에서의 항공기 주위의 격자계와 장착물 주위의 격자계간의 경계면 정보(내삽정보)를 구하여 유동장 해석 모듈에 공급하는 Chimera 격자계 구성 프로그램이다.

다음과 같이 주어진다.

$$L_i = \left[D + k_r \frac{\partial \tau}{V} \{ M_{i+1/2} \Delta S_{i+1/2} - K_{i+1/2} \Delta S_{i-1/2} \} \right] \quad (2)$$

유동 해석 방법에 대한 자세한 기술은 참고문헌[4]에서 찾을 수 있다.

2.2 운동 해석

운동 해석 모듈에서는 외부장착물의 궤적을 유동 해석 모듈에서 계산된 공기력을 이용하여 식 (3)의 6 자유도 운동 방정식을 적분하여 계산한다.

$$\begin{aligned} \sum F_x &= m(U + QW - RV) \\ \sum F_y &= m(V + RU - PW) \\ \sum F_z &= m(W + PV - QU) \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \sum L &= P I_x - R I_{xz} + Q R (I_z - I_y) - P Q I_{xz} \\ \sum M &= Q I_y + P R (I_x - I_z) - R^2 I_{xz} + P^2 I_{xz} \\ \sum N &= R I_z - P I_{xz} + P Q (I_y - I_x) + Q \end{aligned}$$

여기에서 F_x, F_y, F_z, L, M 과 N 은 공기력과 Ejector에 의하여 외부장착물에 미치는 외력이다. 식(3)은 시간에 대하여 4차의 절삭오차(Truncation error)를 갖고 있는 4 stage Runge-Kutta 방법을 이용하여 외부장착물의 위치를 계산하였다.

2.3 Chimera 격자구성

MSAP에서 사용하는 Chimera 격자구성 전략은 다구역 격자계(Multi block grid systems) 사이의 중첩으로 요약할 수 있다. MSAP에서는 다구역 격자계를 이용하여 물체(body)들을 모델링하고 이들 다구역 격자간의 상대운동에 의한 격자이동은 Chimera 격자구성을 통하여 모델링한다. 그러나, 주익에 pylon등을 장착할 경우, 이러한 전략은 항공기에 대한 다구역 격자를 새로 생성하여야 하는 문제점을 발생한다. 이러한 문제점을 완화하기 위하여 제한적으로 한 물체에 대한 격자계의 중첩이 가능하도록 구성되어 있다.

일반적으로 Chimera 격자구성은 두 가지의 단계를 통하여 구성된다. Chimera hole 구성과 내삽정보의 구축이다. 유동 해석 프로그램에서 사용되는 벽면과 block-to-block 경계면 등의 정보를 이용하여 초기 홀경계를 구성하며, 홀경계를 Zones of interference 알고리즘과 Hole-map 알고리즘에 적용하여 Chimera hole 구성한다. 구성된 hole boundary의 외곽에 두 층의 내삽점을 구성하고 이들의 내삽정보를 stencil walking과 gradient search를 이용하여 구

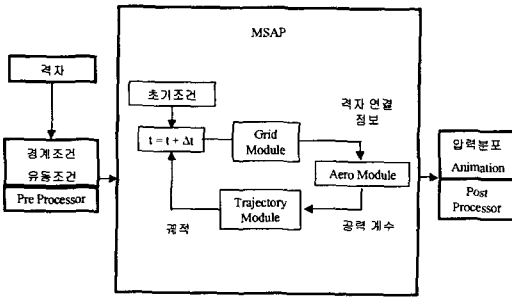


Fig. 1 Structure of MSAP

2.1 유동장 해석

유동장 해석의 정확도가 외부장착물의 궤적 예측의 정확도를 결정하기 때문에 최신의 수치해석기법을 사용한 정상류 해석 프로그램을 기본으로 하였다. 이 유동 해석 프로그램은 Euler 방정식을 Roe의 유량차분법(Flux Difference Scheme)을 이용하여 이산화하였으며, 2~3차의 공간이산화오차를 갖도록 MUSCL(Monotone Upwind Scheme for Conservation Law)방법을 적용하였다.

비정상 유동장을 해석하기 위하여 정상류 해석 프로그램에 이중시간 적분법(Dual Time Step-ping)을 적용하였다. 이중시간 적분법은 내재적 방법이 갖고 있는 선형화오차와 ADI(Alternate Direction Implicit)방법의 근사 인수분해에 의한 오차를 제거하기 위하여 개발된 방법으로 임의의 시간항을 더하여 이 시간항으로 ADI방법의 내재적 적분방법을 적용시킨 것이다. 더욱이 이중시간 적분법은 시간 축에 대한 2차의 정확도를 갖고 있다. 최종적인 이산화 방정식은 식(1)로 주어진다.

$$L_t D^{-1} L_t D^{-1} L_t \Delta Q^i = -k_r \Delta \tau R \quad (1)$$

여기에서 k_r 은 blanking index이며, 식(1)의 인자는

축한다. 또한, cut-paste 방법을 이용하여 최적화된 증첩영역을 구성할 수도 있다. 이에 대한 자세한 내용은 참고문헌[2]에 기술되어 있다. 이전 버전의 MSAP은 donor cell search 시 특이선이나 특이점 경계면에서 search가 실패하는 경우가 존재하였으나, 본 논문에 적용된 MSAP은 이러한 문제점을 특이점 및 특이선에 연결된 구역 격자계로의 가상 block-to-block 경계 조건을 설정하여 이러한 문제를 완전히 제거하였다.

3. F/A-18C 및 JDAM 모델링

F/A-18C는 35개의 격자계로 구성되었으며, 총 82만 4천개의 격자점으로 이루어 졌다. Inboard와 outboard pylon은 각각 3개의 격자계, 6만 9천개의 격자점으로 구성되었다. 외부연료탱크는 단일 격자계 3만 2천개로 구성되었다. 또한, 항공기로부터 분리되는 JDAM은 5개의 격자계 45만개의 격자계로 구성되었다. 내삽점을 찾기 용이하게 하기 위하여 2개의 H-H형태의 격자계가 외부연료탱크와 JDAM 주위에 사용되었으며, 격자점의 수는 각각 7만개와 23만 5천개이다. 49개 격자계의 175만개의 격자점을 이용하여 F/A-18C의 JDAM 분리해석을 수행하였다.

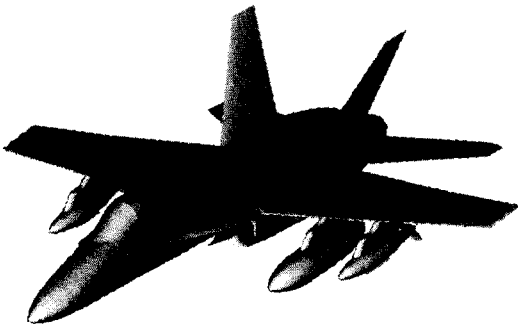


Fig. 2 Surface definition of F/A-18C and JDAM

MSAP의 Chimera 격자구성 전략에 따라 F/A-18C, 외부연료탱크 JDAM은 각각 독립된 다구역 격자계로 C^1 continuity를 갖도록 격자가 구성되었다. 그러나, pylon 격자 한 면은 주익의 아랫면과 공유하는 증첩구조를 갖는다. 이 body 격자계 중 JDAM의 격자는 운동방정식의 결과에 따라 항공기, 연료탱크 및 pylon에 대하여 상대적인 운동이 가능하도록 하였다.

4. MSAP의 해석 결과

4.1 계산 조건

F/A-18C/JDAM ACFD challenge II에서는 두 가지의 비행시험 조건과 JDAM의 궤적을 제공하였다. 비행시험 조건은 표 1로 요약할 수 있으며, 두 조건 모두 40도 이상의 강하 중 외부장착물을 분리하며 분리 시 항공기의 속도도 고속이므로, 공기력의 영향이 매우 큰 조건이다. 그밖에 외부장착물의 중량, MOI 및 ejector force에 대한 정보는 ACFD challenge에 참여한 기관에서 발표한 논문에서 찾을 수 있다[5].

Table 1 Flight conditions

	case 1	case 2
비행마하수	0.962	1.055
고도, ft	6,332	10,832
받음각, deg	0.46	-0.65
강하각, deg	43	44

4.2 계산 결과

그림 3과 4에는 $M_\infty=0.962$ 에서 분리되는 JDAM의 항공기로부터 상대적인 궤적 및 Euler 각을 도시하였다. 같은 그림에는 비행시험에서 얻은 궤적과 AEDC의 XNAIR를 이용하여 계산한 궤적[5]과 같이 비교하였다. XNAIR는 약 700만 격자점의 격자계와 $k-\omega$ SST model을 이용한 점성 유동해석을 이용한 결과이다. 이때 MSAP에서 사용한 시간 간격은 0.005sec로 참고문헌의 0.0008에 비하여 6.25배의 시간간격을 사용하였다. 지면의 제약으로 여기에 포함되지 않았지만, 시간간격이 0.0025sec일 경우에도 그 궤적의 차이가 거의 없음을 확인하였다. 비행시험의 결과는 photogrametric 방법과 telemetry를 이용하여 측정된 결과를 같이 도시하였다. 계산된 JDAM의 궤적은 비행시험 결과와 잘 일치하는 것을 알 수 있다. 특히, telemetry를 이용하여 측정된 결과와 계산 결과가 잘 일치하는 것을 알 수 있으며, 이는 AEDC의 결과도 같은 경향을 보이고 있다. 참고문헌[6]에 의하면 미 해군은 telemetry에 의하여 측정된 결과를 더 신뢰하고 있다고 하였으므로 전산유체역학을 이용한 결과가 매우 정확한 궤적을 예측하고 있음을 알 수 있다.

그림 4에 도시된 외부장착물의 Euler 각을 비교하

여 보면, MSAP을 이용한 해석 결과가 AEDC의 계산 결과와 같이 0.2초 이후의 pitch attitude가 많은 차이를 보이고 있다. 이는 외부장착물 분리 이후에 항공기의 운동이 MSAP을 이용한 결과와 AEDC의 결과에는 포함되지 않았기 때문으로 판단된다. 특히, roll angle이 가장 측정과 예측이 어려운 것을 고려하면, 두 방법 모두 비행시험 결과와 비교적 유사한 결과를 보이고 있다.

그림 5와 6은 초음속 $M_{\infty}=1.055$ 에서 분리되는 경

우의 계산된 결과를 도시하였다. 이 경우는 case 1와 비슷한 경향을 보이고 있으나, AEDC의 계산 결과보다 JDAM의 Euler 각에서 비행시험 결과와 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

표 2에는 JDAM이 항공기에 장착되어 있을 때 장착하중에 대하여 비행시험치, 2가지의 풍동시험치 및 참고문헌[5]의 결과와 비교하였다. 앞에서 기술하였듯이 참고문헌[5]는 점성을 고려한 결과이다.

지금까지의 결과를 종합하여볼 때, JDAM의 궤적

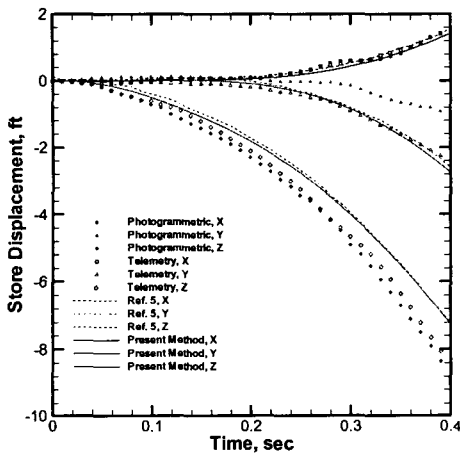


Fig. 3 Store displacement (case 1)

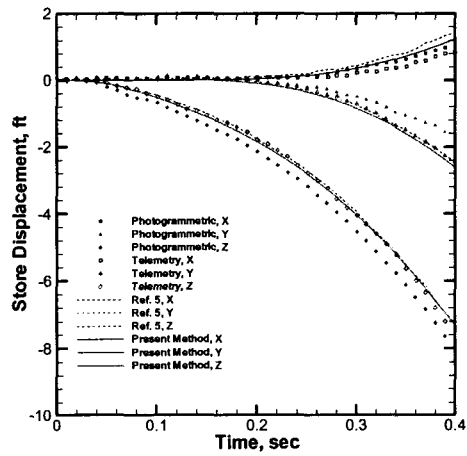


Fig. 5 Store displacement (case 2)

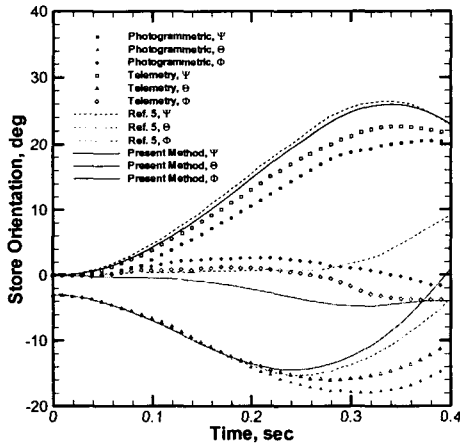


Fig. 4 Store orientation (case 1)

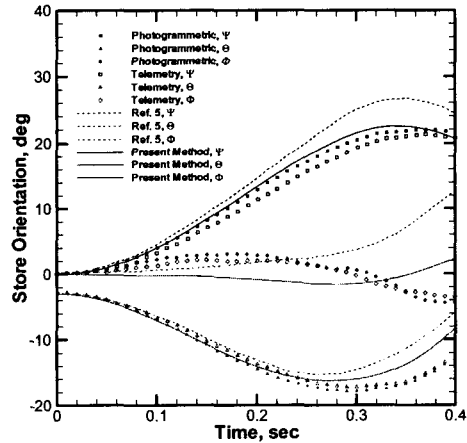


Fig. 6 Store orientation (case 2)

과 장착하중이 점성이 고려된 계산결과인 참고문헌[5]의 결과에 비하여 본 논문의 결과가 비행시험의 결과에 더 근접하고 있음을 알 수 있다. 이는 비점성 계산결과가 점성 계산결과보다 더 비행시험에 잘 일치한다는 참고문헌[1]의 지적과 동일한 경향을 보이고 있음을 알 수 있다. 참고문헌[1]은 이에 대한 원인을 찾기 위하여 F-18/MK-83형상에 대한 PSP로 측정된 압력분포와 비행시험으로 측정된 장착하중을 비교하는 ACFD challenge III를 제안하였으며, 2000년에 그 결과에 대한 workshop이 있었다.

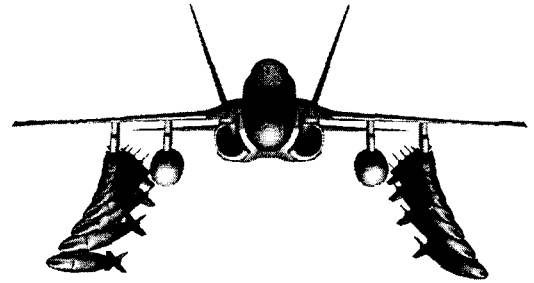


Fig. 7 Drop sequences (Left : case 1; Right : case 2)

Table 2 Store Captive Load

M_∞		C_Y	C_N	C_m	C_n
0.962	Present Method	0.303	0.150	-2.090	2.204
	Ref. 5	0.376	0.077	-2.500	2.513
	Flight Test	0.314	0.149	-2.500	2.802
	W/T Carriage	0.311	0.109	-2.321	2.764
	W/T CTS	-	-	-2.300	1.500
1.055	Present Method	0.283	0.076	-2.103	2.202
	Ref. 5	0.337	-0.075	-1.889	2.385
	Flight Test	0.251	0.049	-2.000	2.208
	W/T Carriage	0.235	0.025	-2.066	2.557
	W/T CTS	-	-	-2.100	2.110

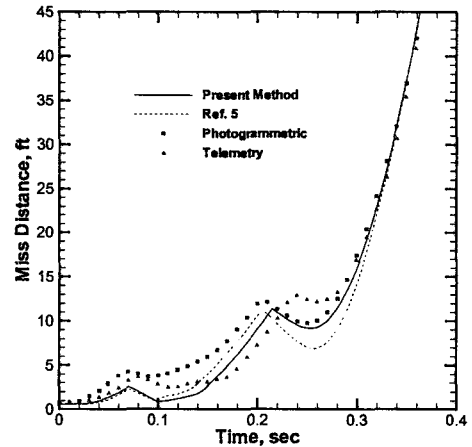


Fig. 8 Miss distance history (case 2)

참고로 그림 7에는 JDAM의 분리 시의 연속장면을 도시하였다. 왼쪽은 $M_\infty=0.962$ 인 case 1의 경우이며, 오른쪽은 $M_\infty=1.055$ 인 case 2의 경우를 나타내고 있다. 또한, 그림 8과 9에는 case 1과 case 2의 miss distance를 비행시험에서 측정된 자료와 비교하여 도시하였다. 또한, 이 그림에는 참고문헌[5]의 자료도 같이 도시하였다. Miss distance는 항공기와 외부장착물의 최소거리로 정의되며 외부장착물 분리 시 항공기의 안전을 나타내는 매우 중요한 parameter이다. 분리 후 0.1초에 보이는 miss distance가 작아지는 것은 JDAM의 fin과 pylon의 거리가 가까워지기 때문에 발생하는 것이며, 0.25초 근처의 감소는 외부연료탱크와의 JDAM의 거리가 가까워지기 때문이다. 비행시험과의 차이는 분

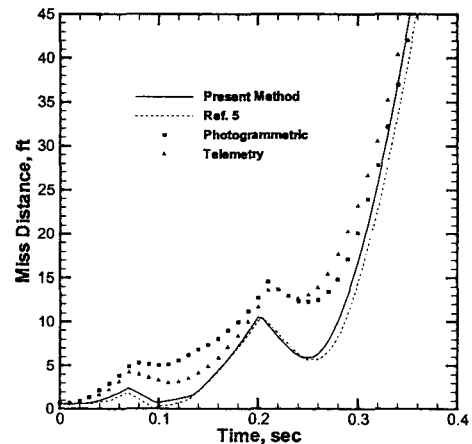


Fig. 9 Miss distance history (case 1)

리 후 항공기의 운동이 해석에서는 고려되지 않았기 때문에 판단된다.

5. 결 론

F/A-18C로부터 분리되는 JDAM MK-84의 분리 궤적과 장착하중을 MSAP을 이용하여 예측하여 비행시험 결과 및 CFD를 이용하여 계산된 결과와 비교하였다. 특히, 항공기와 외부장착물 사이의 최소 거리인 miss distance를 비행시험 결과와 비교하였다. MSAP의 예측결과가 점성의 효과를 고려하지 않았음에도 불구하고 비행시험치와 매우 잘 일치하고 있음을 알 수 있었다. 현재 점성에 의한 영향을 고려하기 위한 연구를 수행하고 있으며 추후 이에 대한 결과를 발표할 예정이다.

후 기

F/A-18C와 JDAM MK-83의 형상 및 기타 자료를 제공하여준 NAWC의 Dr. A Cenko에게 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Cenko, A., Gowanlock, D., Lutton, M., Tutty, M., "F/A-18C/JDAM Computational Fluid Dynamics Challenge II Results," AIAA paper 2000-0795, Jan. 2000.
- [2] Cho, K.W., Kwon, J.H., Lee, S., "Development of A Fully Systemized Chimera Methodology for Steady/Unsteady Problem," J. of Aircraft, Vol.36, No.6, pp.73-980, 1999.
- [3] Lee, S., Park, M., Cho, K.W., Kwon, J.H., "New Fully Automated Procedure for the Prediction of Store Trajectory," Journal of Aircraft, Vol.37, No.6, pp.1038-1049, 2000.
- [4] 이승수, 박민우, "외부장착물 분리운동 해석 S/W(MSAP) 개발 연구." 국방과학연구소, MADC-401-000200, 2000.
- [5] Sickles, W.L., Denny, A.G., Nichols, R.H., "Time-Accurate CFD Predictions for the JDAM Separation from an F-18C Aircraft," AIAA paper 2000-0796, Jan. 2000.
- [6] Cenko, A., "F/A-18C/JDAM CFD Challenge Wind Tunnel and Flight Test Results," AIAA paper 99-0120, 1999.