

유도무기 형상설계/공력해석에 대한 CFD 응용

안창수^{*1}, 홍승규^{*2}

CFD Applications on Aerodynamic Design and Analysis of Missiles

C. S. Ahn, S. K. Hong

지난 20여년간 전산유체역학은 알고리즘의 개발뿐만 아니라 컴퓨터의 성능 향상에 힘입어 많은 발전을 거듭하여, 이제는 유체역학의 한 분야로서 필수적인 학문이 되었다. ADD의 유도무기 개발에 있어 형상설계 및 공력해석의 업무는 사업도출 직후 초반시점부터 수행하여 할 아주 중요한 연구 분야이다. 또한 구조, 제어 공학 및 구동분야와 연계된 공력자료를 생산하여 제공하는 데 있어 CFD를 응용하여 많은 공학적인 난제를 해결하고 있다. 이에 관련된 기술적인 CFD의 역할 및 기여도에 대하여 소개하고자 한다.

1. 서론

최근의 각종 무기체계는 과학기술의 발전과 더불어 첨단화/고도화되어 미래전쟁은 과학기술에 의해 승패가 좌우되므로 세계 각국은 국가안보 및 국가경쟁력 제고를 위하여 첨단 과학기술 확보를 최우선 정책요소로 결정하고 있는 상황이다.

국방과학연구소(Agency for Defense Development: ADD)는 그 동안 국방의 핵심인 유도무기와 항공기 개발에 노력하여 왔으며, 항공우주 분야는 첨단과학임과 동시에 모든 과학기술 분야를 종합하는 국방과학기술의 핵심이다.

국내 항공우주공학 기술의 실질적인 도약은 '70년대 중반 ADD에서 시작된 백곰유도탄 개발부터라고 할 수 있다. 그 이후 지대지 유도탄 현무, 무인항공기 설계, 단거리 함대함 유도탄 해룡 등의 무기체계 개발 및 양산/배치를 통하여 체계종합 기술이 크게 발전되었다. 이어 '90년대에는 단거리 지대공 천마, 휴

대용 지대공 신궁, 함대함 유도무기 등이 개발되고 현재 중거리 유도탄, 대잠 로켓들이 개발되고 있다.

이러한 유도무기들의 형상설계 및 공력해석을 위하여 '70년대에는 실험적 database에 근거한 AIDP(Aerodynamic Integrated Design Program: 미국 MICOM 개발)라는 코드를 도입하여 이용하여 왔으며, '90년대 이후로는 기존의 설계방법과 병행하여 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics: CFD) 기법을 이용하여 복잡한 형상의 일부 및 전기체에 대하여 유동현상을 규명하고 공력설계/해석을 수행하고 있다. 이에 대한 실제적인 CFD 응용사례를 소개하고자 한다.

2. CFD 응용

유도무기들의 형상설계 및 공력해석을 위하여 '90년대 이후로는 기존의 설계방법과 병행하여 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics: CFD) 기법을 이용하여 복잡한 형상의 일부 및 전기체에 대하여 유동현상을 규명하고 공력설계/해석을 수행하고 있다.

*1 정회원, 국방과학연구소 3체계개발본부 2부 1팀장

*2 종신회원, 국방과학연구소 3체계개발본부 2부장

* E-mail : acs1382@lycos.co.kr

초기의 Euler solver로부터 3차원 비정상 Navier-Stokes solver를 사용하기까지 발전하여 왔다. 이에 대한 실제적인 CFD 응용사례를 소개하고자 한다.

1. 휴대용 지대공 신궁유도탄

신궁 유도탄의 경우 공력분야에서 처음 경험하는 스파이크 유동장 문제와 추진기관 plume- 공력 간섭 효과 등과 같은 복합 유동장 문제의 해석 및 공력설계에 미치는 영향 분석을 기존의 CFD 기법을 개량하여 해석하였으며 이론 해석결과의 정확도를 검증하였다.

유도탄의 노즈 앞부위에 spike를 부착하여 초음속 영역에서의 유동특성을 이용하여 반음각이 작은 경우에는 최대 30%의 항력감소의 효과를 보였다. 그림 1은 spike 부착시 압력 및 Streamline 분포를 보여준다.

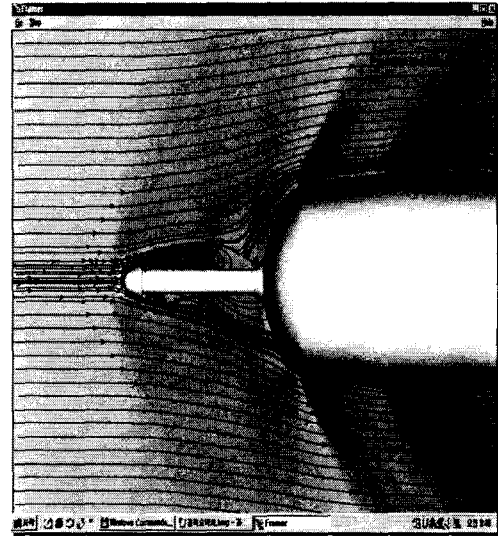


그림. 1 비정상 난류 유동장 해석 ($M_\infty = 1.2$, 압력 진동 해석 비행시험: 900-1100 Hz 수치해석: 800-1000 Hz)

다음의 그림 2는 풍동실험시의 sting 영향, solid plume과 실제의 jet 영향에 대하여 기체와의 간섭효과를 모사한 결과를 보여 준다.

2. 장거리 대잠수함 로켓

본 로켓은 함정에서 수직발사를 필요로 하기 때문에 수직발사대의 설계가 필수적으로 수반되며, 발사 초기 로켓모터에서 배출되는 화염의 온도, 압력 및 속도 등의 발사관 내부유동해석이 요구된다.

그림 3과 4에 발사관의 형상과 계산격자로 모델링한 것과 화염의 발사관 내부에서의 유동패턴을 3차원 Navier-Stokes solver를 이용하여 해석한 결과를 각각 보여 주고 있다. 계산영역을 16개의 block으로 나누었고, 총 계산격자는 120만 개의 격자수가 소요되었다. 수치해의 수렴을 위해 5000번의 iteration이 필요로 하고, ADD Cray로 3일이 소요된다.

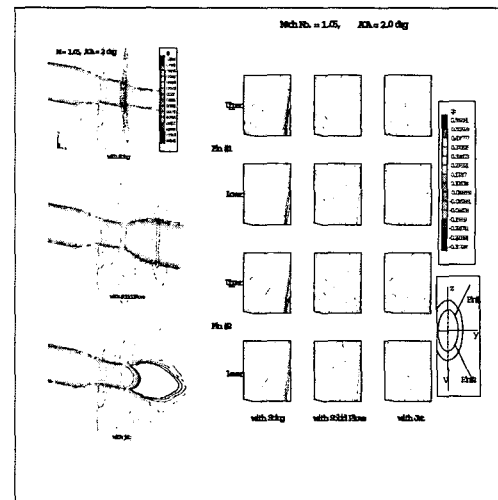


그림. 2 Plume-기체 간섭 효과 해석

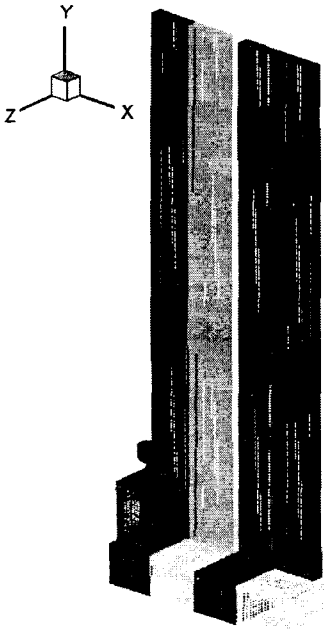


그림. 3 수직발사대의 형상 및 격자계

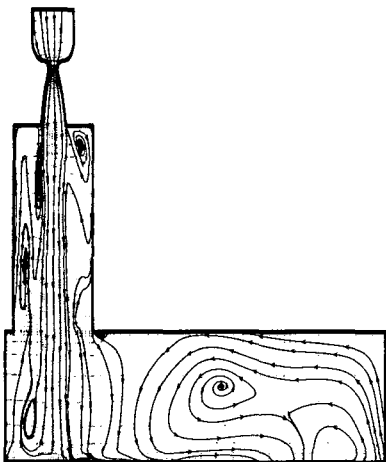


그림. 4 내부의 유동패턴

3. 중거리 지대공 유도탄

급격한 비행자세를 제어할 경우, 측추력기를 사용하는데 초음속 및 아음속 외부유동이 제트에 가로막히는 현상에 의해 제트 출구 전방에 고압 영역을 형성하며 제트 출구 후방에 상대적인 저압 영역을 형성한다(국부 상호작용, local interaction). 이러한 현상은 초음속 외부 유동의 경우에는 궁형 충격파(bow shock), 박리충격파(separated shock), 마하디스크(Mach disk), 그리고 이차충격파(secondary shock) 등의 복합적인 3차원 유동 구조의 형성을 수반하며, 아음속 외부 유동의 경우에는 마하디스크를 형성하게 된다.

위와 같은 유동현상은 그림 5에서 $M=2.3$ 의 경우, CFD 유동해석 결과로부터 알 수 있으며, 또한 풍동실험의 Schlieren 사진과 서로 잘 일치함을 알 수 있다.

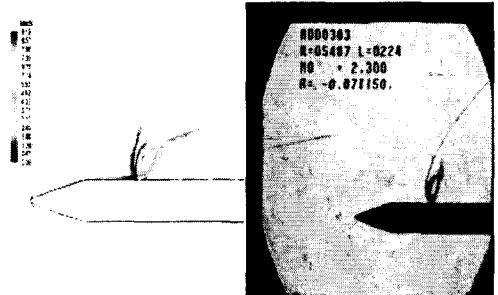


그림. 5 CFD 유동장 해석 결과와 풍동실험 사진 비교

작동시 제트 분출이 조종날개에 미치는 공력 간섭 현상을 분석하기 위하여 자유류에 대해 45도 bank 각을 갖는 형상에 대하여 마하수 2.3, 고도 10Km, 다양한 받음각 조건에서 단일 측추력기 미작동/작동시 여러 경우에 대한 해석을 수행하였다. 동체와 조종날개, 그리고 단일 측추력기 노즐출구에 대하여 약 1,500,000 (205*81*92) 개의 격자를 구성하여 사용하였고 Degani-Schiff 난류 모델을 적용한 난류 해석을 수행하였다. 적용된 수치기법의 신뢰도는 평판에서 초음속 자유류로 분출되는 초음속 제트의 경우에 대하여 검증된 바 있으며 특히, 제트 분출에 의해 형성되는 와류구조의 강도와 위치에 대한 실험치와의 비교를 통해 타당한 결과를 얻었음을 밝혀둔다.

해석 결과는 크게 두 가지 관점에서 분석하였는데

첫째로 조종날개와 동체 등 각 공력요소에 작용하는 힘과 모멘트를 산출하여 정량적인 비교를 수행하였으며, 둘째로 각 경우에 대해 동체와 제트에 의해서 생성되는 와류구조의 형태와 진행 양상에 대한 정성적인 분석을 수행하였다.

그림 6는 받음각 -10° 조건에서 측추력기 미작동시와 작동시의 압력장과 제트의 흐름을 가시화한 것으로서 조종날개 부근의 압력장을 비교할 때 비교적 큰 변화가 발생함을 보여준다.

제트 분출시 형성되는 와류구조를 분석하기 위하여 유동장의 횡단면 (crossflow plane)에서 유선(streamline)을 가시화한 결과를 그림 7에 제시하였다. 마하수 2.3, 고도 10Km, 제트 원주방향 위치 0도 및 받음각 -10° 에 해당하는 결과로서 와류의 강도를 나타내는데 유용한 유동 정보인 Helicity 선도와 유선을 함께 나타내었다. Helicity는 유동의 각속도 벡터와 속도 벡터의 내적으로서 와류의 세기를 표현하는데 편리한 스칼라 양이며 부호로서 와류의 방향을 판단할 수 있다. 그림에서 제트의 분출에 의해 반대방향으로 작용하는 두 쌍(대칭면 반대쪽의 유동장을 포함하는 경우)의 와류구조가 형성됨을 선명하게 관찰할 수 있으며 이들은 제트 캐직 부근의 주와류와 동체 부근의 부와류로 구분된다. 또한 제트 출구 부근의 횡단면에 형성되는 와류구조는 받음각의 변화에 관계없이 거의 일정한 위치와 강도를 가지며 단지 받음각의 차이에 의해 각각의 와류구조가 서로 다른 방향으로 진행함을 관찰할 수 있다.

4. 함대함 유도탄

유도탄 항력감소를 위하여 기미부 형상설계가 중요한데, 아래의 그림 8은 $S_{base}/S_{nozzle}=1.45$ 이고, boattail 끝의 각도가 16도인 형상에 대한 Jet off와 jet on 경우의 등마하선도이다. Jet off인 경우에는 기저부에서 유동의 재순환 영역(recirculation zone)이 존재하여 마하수가 매우 낮게 유지되고 있으며, 재순환 영역 외부와 내부 사이에 전단층(shear layer)을 잘 볼 수 있다. Jet on인 경우에는 과소 팽창(under expansion)인 경우이므로 jet가 노즐을 빠져나오며 점차로

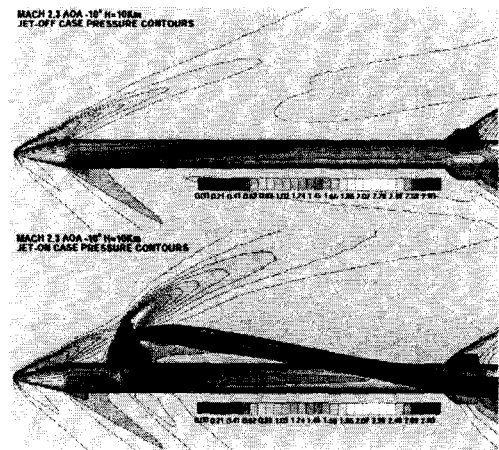


그림. 6 측추력기 미작동/작동시 유동장 (마하수 2.3, 고도 10Km, 받음각 -10°)

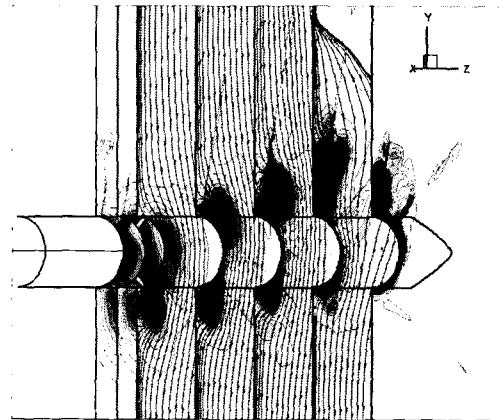


그림. 7 받음각 -10° 도, 단일 측추력기

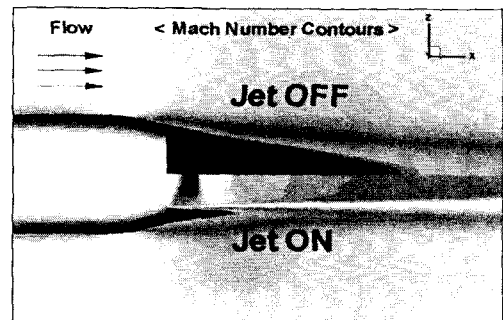


그림. 8 Jet on/off 경우의 등마하선도 ($S_{base}/S_{nozzle}=1.45$, $\beta=16^\circ$, $M=0.85$)

가속되고, 노즐면으로부터 약 0.3D 정도에서 작동 시 와류구조 Mach disk를 형성하며 속도가 음속 이하로 감소되었다가 다시 증가하고 있음을 볼 수 있으나, 노즐 출구에서의 속도가 낮아 barrel shock 등은 포착하기가 어렵다.

그림 9에서 볼 수 있는 바와 같이 각 경우에 대한 항력을 살펴보면, jet off인 경우에는 S_{base}/S_{nozzle} 이 감소할수록 boattail 항력이 증가하나 기저 항력이 다소 감소하는 경향을 보여주고 있다. Jet on일 때에는 boattail 항력이 S_{base}/S_{nozzle} 이 약 1.0 이하에서는 boattail 항력이 감소하는 것을 볼 수 있다. 그리고 S_{base}/S_{nozzle} 이 감소할수록 jet on과 off인 경우의 boattail 항력 차이와 기저 항력의 차이가 앞에서 설명한 바와 같이 점점 증가함을 볼 수 있다. 그리고 전체 기미부 항력계수는 약 $S_{base}/S_{nozzle}=1.2$ 에서 1.3사이에서 jet on 과 jet off일 때의 항력이 역전되고 있음을 볼 수 있다. 즉, S_{base}/S_{nozzle} 가 임계값보다 작으면 jet on 일 때의 항력이 jet off일 때의 항력보다 작게 되고 반대인 경우에는 jet on 일 때의 항력이 jet off일 때의 항력보다 크게 된다.

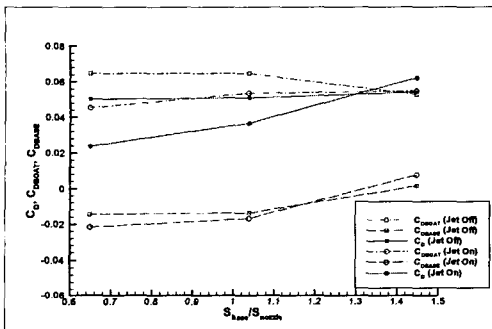


그림. 9 S_{base}/S_{nozzle} 변화에 따른 기미부 항력 곡선 ($\beta=16^\circ$, $M=0.85$)

3. 결론

이상과 같은 유도무기들의 형상설계 및 공력해석을 위하여 CFD 기법을 이용하여 복잡한 형상의 일부 및 전기체에 대하여 유동현상을 규명하고 공력설계 최적화를 성공적으로 수행하고 있다.

향후로는 CFD를 이용하여 다학제간 최적화 (Multi-Disciplinary Optimization) 연구방향으로 진전

할 것으로 예상되며, 이론발전 연구방향으로는

- 1) 난류, 와류 또는 박리된 유동해석을 위한 고차원 난류모델의 실용화,
- 2) 고온 유동장 해석을 위한 평형/비평형 모델의 적용,
- 3) 복잡한 형상에 대한 다중격자 및 이동격자기법을 포함한 격자계의 생성,
- 4) 병렬처리 기법의 적용 등이 있으며, 이에 대한 집중적인 연구가 필수적이다.

참고문헌

- [1] Korst, H. H. and Deep, R. A., "Modeling of Plume Induced Interference Problems in Missile Aerodynamics," AIAA-79-0362, AIAA, 1979, Command, Redstone Arsenal, AL, 1982
- [2] Dash, S. M. and Sinha, N., "Exhaust Plumes and Their Interaction with Missile Airframes: A New Viewpoint," Tactical Missile Aerodynamics: Prediction Methodology, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 142, AIAA, 1991, pp.649~756
- [3] Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA-92-0439, AIAA, 1992
- [4] Fluent 5 User's Guide, Vol. 2, Fluent Inc., 1998, pp.9-48~9-55
- [5] P. Champigny and R.G. Lacau, "Lateral Jet Control for Tactical Missiles," AGARD R 804
- [9] R.G. Lacau and M. Robert, "The Use of Lateral Jet Control at Aerospatiale," presentation document by Aerospatiale, published by Nielsen Engineering & Research
- [6] F.S. Billig, R.C. Orth, and M. Lasky, "A Unified Analysis of Gaseous Jet Penetration," AIAA Journal, Vol. 9, No. 6, June 1971
- [7] 홍승규, 성웅제, "초음속 유도탄의 측추력기 작동 시 풍동실험을 위한 CFD 해석 연구," 한국유체공학학술대회 2002년 학술대회 (발표일 : 2002년 8

월 23일)

- [8] B.Drivastava, "Computational Analysis and Validation for Lateral Jet Controlled Missiles"
- [9] Michael R. Mendenhall and Jack N. Nielsen, "Effect of Symmetrical Vortex Shedding on the Longitudinal Aerodynamic Characteristics of Wing Body Tail Combinations," NASA CR 2473
- [10] Sacks, Alvin, H., "Vortex Interference on Slender Airplanes," NACA TN 3525, 1955
- [11] Seung-Kyu Hong and Kwang-Seop Lee, "Engineering Applications of Jet Impingement Associated with Vertical Launching System Design," KSAS International Journal. Vol. 3, No. 2, November 2002, pp. 67-75.
- [12] K.S., Lee, S.K., Hong, and S.O, Park, "Navier-Stokes of Supersonic Jet Impingement for Application to Vertical Launching System Design," AIAA Journal of Spacecraft and Rocket, (submitted)