

전산유동해석에 의한 발사체 공력 특성 예측에 관한 연구

김 영 훈^{*1}, 옥 호 남^{*2}, 김 인 선^{*3}

A Study on the Prediction of the Aerodynamic Characteristics of a Launch Vehicle Using CFD

Younghoon Kim, Honam Ok and Insun Kim

A space launch vehicle departs the ground in a low speed, soon reaches a transonic and a supersonic speed, and then flies in a hypersonic speed into the space. Therefore, the design of a launch vehicle should include the prediction of aerodynamic characteristics for all speed regimes, ranging from subsonic to hypersonic speed. Generally, Empirical and analytical methods and wind tunnel tests are used for the prediction of aerodynamic characteristics. This research presents considerable factors for aerodynamic analysis of a launch vehicle using CFD. This investigation was conducted to determine effects of wake over the base section on the aerodynamic characteristics of a launch vehicle and also performed to determine effects of the sting which exist to support wind tunnel test model.

Key Words: 발사체(Launch Vehicle), 공력 특성(Aerodynamic Characteristics), 전산유체역학(CFD), 풍동시험(Wind Tunnel Test)

1. 서 론

2002년 11월 28일 국내 최초로 액체로켓을 추진 방식으로 채택한 과학로켓 KSR-III 시험비행을 성공적으로 수행[1]한 이후, 기존 KSR-III 개발 기술을 발전시켜 국내에서 개발한 위성을 저궤도에 진입 시킬 수 있는 위성 발사체 개발 연구가 현재 진행 중에 있다. 위성 발사체는 발사시 아음속으로 발사대를 출발하여 천음속, 초음속을 거쳐 극초음속으로 대기권 및 우주를 비행하며 단분리 및 페어링 분리

과정을 거쳐 위성을 궤도에 투입한다.

따라서 위성발사체의 설계를 위해서는 극초음속 까지의 전 비행속도 영역의 공력특성이 필요하며 또한 공기와의 마찰에 의해 발생하는 공력가열, 엔진이나 추력기의 플룸에서 발생하는 고온으로부터 발사체를 보호하는 설계가 필요하다.

아음속, 초음속 및 극초음속으로 비행하는 발사체의 공력 특성 예측은 발사체 설계에 있어서 필수적인 과정이며, 경험적 및 해석적 기법, 그리고 최종적으로 풍동시험에 의해 그 결과가 얻어진다.

특히, 천음속 영역의 복잡한 유동현상은 공탄성 현상을 야기하여 비행임무수행시 위성발사체 조종면의 오작동, 구조물파손, 이로 인한 추락/임무실패 등 매우 위험한 상황을 초래하므로 위성발사체 설계시 필수적으로 고려해야 한다. 하지만 천음속영역에 대

*1 정희원, 한국항공우주연구원 열/공력그룹

*2 정희원, 한국항공우주연구원 열/공력그룹

*3 정희원, 한국항공우주연구원 열/공력그룹

*E-mail : ykim@kari.re.kr

한 정확한 해석적/경험적 방법이 마련되지 않아 풍동시험에 의한 해석이 주를 이루고 있다. 최근의 전산유동해석 기법의 정확도 및 효율성 향상은 이에 의한 신뢰성 있는 설계 자료의 구축을 가능하게 하고 있다. 본 연구에서는 발사체의 공력 특성 예측에 있어서 전산유동해석 기법을 적용할 때 고려해야 할 점에 대하여 알아보고자 한다. 특히 편을 장착한 형상에 대한 전산유동해석 결과는 풍동시험 결과와 잘 일치하지만, 편을 장착하지 않은 단순한 형상에 대한 전산유동해석 결과는 오히려 풍동시험 결과와 차이를 보이므로 이에 대한 해석에 초점을 두었다. 먼저 발사체 후류 모델링이 공력 특성에 미치는 영향을 살펴보았으며, 다음으로 풍동시험시 부착되는 스텁의 영향을 분석해 보았다.

2. 예측 기법

유동장의 계산에는 한국항공우주연구원 열/공력 그룹의 전산유동해석 코드를 사용하였으며, 그 내용을 요약하면 다음과 같다.

RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 방정식을 유한차분법을 사용하여 차분화하였으며, 연구용이 아닌 설계용 코드가 갖추어야 할 정확도와 효율성 양면의 요구 조건을 만족하기 위하여 2차 및 4차의 인공 감쇄함을 도입하는 중압차분법을 사용하였다 [2]. 차분식의 시간 적분은 대각화된 3요소 적분법(Diagonalized 3 Factored Implicit Scheme)[3]을 사용하였으며, 수렴의 가속화를 위해 다단 격자(Multi-Grid) 기법을 사용하였다. 난류 점성항의 계산을 위해 Spalart-Allmaras 1 방정식 모델[4]을 사용하였으며, 유동 해석과 분리하여 적분하였다.

복잡한 형상에 대한 해석을 용이하게 하기 위해 Steger에 의해 제안된 중첩 격자(Chimera Overset Grid) 기법[5]을 사용하였다.

3. 공력 특성 예측

3.1 해석 형상

위성 발사체 공력 특성 예측은 아음속/천음속/초음속 영역에서의 실험결과[6],[7]가 존재하는 2단 위성 발사체에 대해 수행하였다. 본 연구에 이용한 해석 형상은 세장비가 약 13 정도로 현재 연구 개발

중인 위성 발사체와 그 값이 비슷하며, 편이 부착되어 있지 않아 형상이 매우 단순하다. Fig. 1은 공력 특성 해석에 이용한 위성 발사체의 무차원 형상을 나타낸다.



Fig. 1 Configuration of launch vehicle

3.2 해석 결과

현재 개발 중인 위성 발사체의 경우 전 비행구간에서 최대 교란은 받음각 5° 로 작용한다고 가정하고 받음각 5° 이내를 유지하도록 설계되어 있으며 이 정도의 작은 받음각에서는 공력특성이 선형적으로 나타난다. 본 해석에서는 받음각 6° 인 조건에서 마하수를 0.4부터 2.86까지 변화시켜 공력 특성을 예측하였다. 풍동시험시 아음속 풍동과 낮은 초음속 영역에서 운용하는 풍동 두개를 사용하였다. 각 마하수 별로 레이놀즈 수가 다르지만 전산유동해석에서는 계산의 편의를 위해 최대 반지를 기준 10^6 으로 고정시켜 해석을 수행하였다.

전산유동해석에 있어서, Fig. 2와 같이 위성 발사체 주변 영역을 통체 주변($99 \times 31 \times 85$), 기저부 주변($35 \times 31 \times 85$), 후류 주변($35 \times 31 \times 21$) 영역으로 구분하였고, 풍동시험 모델의 기저부에 부착한 스텁 형상을 모델링하여 스텁 주변($35 \times 31 \times 94$) 영역으로 구분하고 전산유동해석 기법을 이용하여 다음 네 가지 경우에 대해 공력 해석을 수행하였다. Case 1과 Case 4는 형상이 단순하지 않기 때문에 중첩 격자 기법을 적용하였다.

- i) Case 1 : BODY, BASE, WAKE 영역
(Fig. 3)
- ii) Case 2 : BODY, BASE 영역 (Fig. 4)
- iii) Case 3 : BODY 영역 (Fig. 5)
- iv) Case 4 : BODY, STING 영역 (Fig. 6)

발사체의 공력 특성 예측에 있어서 전산유동해석 기법을 적용할 때 고려해야 할 점에 대하여 알아보기 위해 아음속 및 천음속 영역에서 낮은 초음속 영역까지 마하수를 변화시켜 가며 해석을 수행하였다.

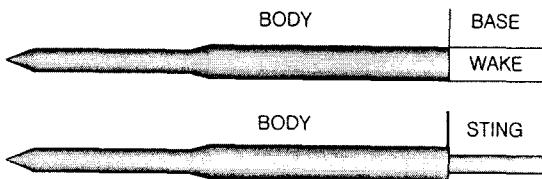


Fig. 2 Computational zones around launch vehicle

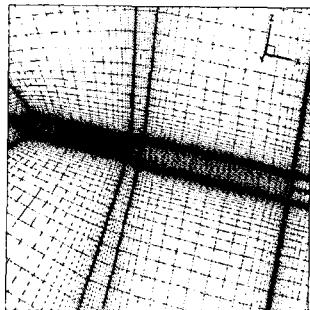


Fig. 3 Grid system around BODY, BASE, WAKE

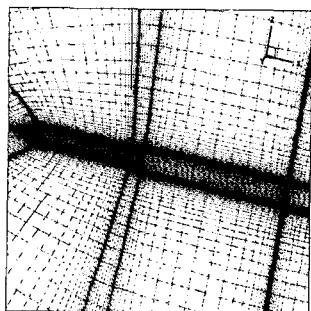


Fig. 4 Grid system around BODY, BASE

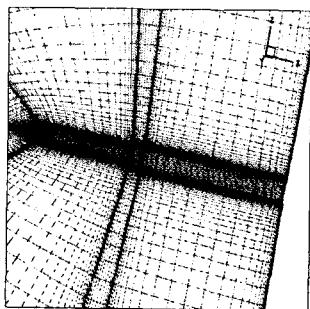


Fig. 5 Grid system around BODY

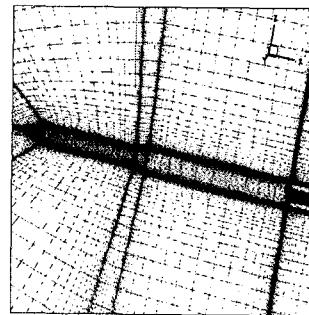


Fig. 6 Grid system around BODY, STING

먼저 Fig. 7에 나타낸 마하수 변화에 따른 수직력 계수의 변화를 살펴보면, 초음속 영역에서는 네 가지 경우가 큰 차이가 없지만, 아음속 영역과 천음속 영역에서는 기저부 주변 유동과 후류의 영향으로 인해 동체만 해석했을 때(Case 3) 실험결과와 차이가 있음을 알 수 있다. 또한 Case 4의 경우, 기저부 뒷 부분에 위치한 sting 형상이 발사체 동체 주변 유동에 영향을 주므로 Case 1의 해석 결과와 차이가 남을 확인할 수 있다. 수직력 계수의 변화를 통해 천음속, 특히 아음속 영역에서 발사체 기저부 주변 유동과 후류의 영향을 무시할 수 없음을 확인했다. 위성 발사체나 과학로켓의 경우 주로 초음속 영역 및 극초음속 영역으로 비행하지만, 발사 초기 낮은 아음속 영역이나 특히 공탄성 현상을 무시할 수 없는 천음속 영역의 유동이 중요하므로 위성 발사체 공력 특성 해석시 기저부 주변 유동과 후류의 영향에 주의를 기울여야 할 것이다.

다음으로 마하수 변화에 따른 전방동체에 대한 축력 계수의 변화를 고려해보면, Fig. 8에서 볼 수 있듯이 수직력 계수와 마찬가지로 후류의 영향이 있는 경우와 없는 경우로 비교해 볼 수 있다. 기저부 영향을 무시하고 후류의 영향이 없는 경우(Case 2, 3)에도 축력계수가 Case 1, 2와 큰 차이가 없음을 알 수 있다. Fig. 8 아랫 부분에 있는 기저부에 대한 축력 계수 변화를 살펴보면, Case 4의 결과에 sting 장착에 따른 축력 계수를 보정하지는 않았지만, 후류의 영향을 그대로 반영한 Case 1의 결과와 비교했을 때, 실험결과와 비교적 잘 일치하였다. 하지만 sting이 없을 경우 축력계수가 변하므로 이에 의한 보정을 전산유동해석 결과에도 해 주어야 할 것이다. 또한 더 정확한 비교를 위해 주어진 형상에 대해 경험식에 통해 축력계수를 얻은 후, Case 1 축력 계수, Case 4 축력 계수, Case 4 축력 계수의 보

정 결과, 경험식 결과, 이렇게 네 가지 경우의 결과를 서로 비교하는 것이 더 타당하다. 기저부 영역에 대한 해석은 발사체 공력 특성 해석에서 매우 중요한 부분이므로 이에 대한 상세 해석을 향후 수행할 계획이다.

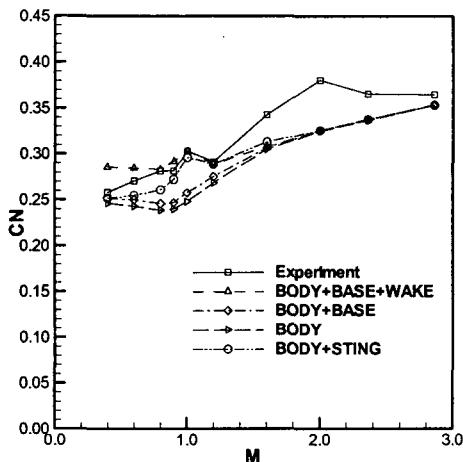


Fig. 7 Mach number vs.
Normal force coefficient

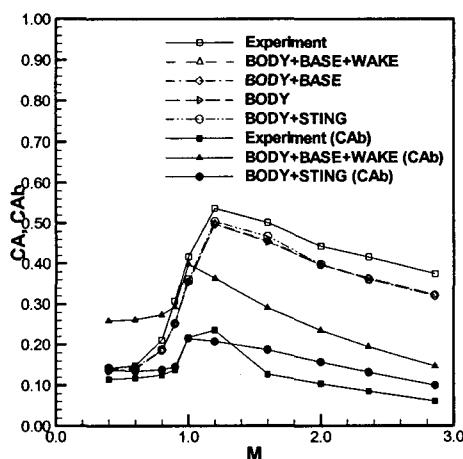


Fig. 8 Mach number vs.
Axial force coefficient

다음으로 마하수 변화에 따른 피칭모멘트 변화 (Fig. 9)를 살펴보면, 본 해석에서 받음각을 6° 로 고정하고 수행했기 때문에 수직력이 측력보다 피칭모멘트 계수에 더 큰 영향을 미치게 된다. Fig. 7에서 보았듯이 초음속 영역에서는 네 가지 경우, 모두에 있어서 수직력 계수의 차이가 거의 없었지만, 아음속 및 천음속 영역에서는 큰 차이를 보였다. 이러한 현상이 피칭모멘트 계수 변화에도 그대로 나타난다. 또한 기저부 주변 영역과 후류를 고려한 Case 1, 4가 피칭모멘트 역시 실험치와 잘 일치함을 다시 한번 확인 할 수 있다.

Fig. 10에서는 앞에서 살펴본 피칭모멘트 계수와 수직력 계수를 이용하여 얻은 발사체 선수 기준의 압력중심의 위치를 마하수 변화에 따라 나타내고 있다. 위성 발사체는 다른 비행체와 달리 조종면이 많지 않기 때문에 안정성을 확보하기 위해 추력벡터조절장치(TVC)나 측추력기(Roll thruster)등 부수적인 장치가 필요하게 된다. 그러므로 공력에 의한 정안정성 확보가 매우 중요하고, 무게중심의 위치와 압력중심의 위치가 중요한 설계변수로 작용한다. 위성 발사체가 비행을 시작하게 되면, 마하수가 낮은 아음속 영역부터 마하수가 아주 높은 극초음속 까지 다양한 마하수의 영역을 비행하고 그에 따른 공력 분포 및 하중이 변하므로 압력중심의 위치도 마하수에 따라 이동한다.

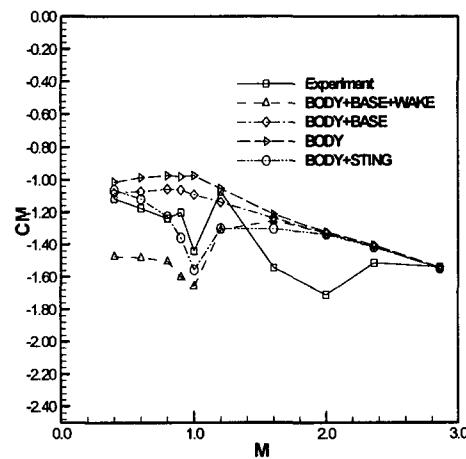


Fig. 9 Mach number vs.
Pitching moment coefficient

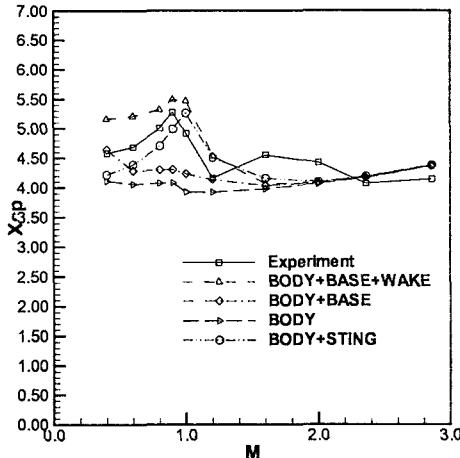


Fig. 10 Mach number vs.
Center of pressure

압력중심은 수직력과 이에 의한 피칭모멘트를 조합하여 얻기 때문에 다른 공력 계수들 보다 압력중심을 실험결과와 비교하는 것이 가장 신빙성 있는 해석 과정이라 할 수 있다. Fig. 10을 보면, 앞에서 본 결과와 마찬가지로 초음속 영역에서는 네 가지 경우가 잘 일치하고 실험결과와도 큰 차이를 보이지 않지만, 아음속/천음속 영역에서는 Case 2, 3의 경우, 실험결과와 압력중심의 위치가 1 캘리버 이상 차이가 나므로 신빙성 있는 결과라 할 수 없다. 하지만 기저부 주변과 후류의 영향을 고려한 Case 1, 4의 경우 실험결과와 비교적 잘 일치하였다.

Fig. 11은 스팅의 영향을 고려한 형상(Case 4)에 대한 받음각 6° , 마하수 1.2에서의 등압력계수 선도를 나타내고 있다. 낮은 초음속 유동에 의한 선수 부분의 충격파와 동체 형상 변화에 의한 동체 중간에서의 충격파, 기저부 부분에서의 유동특성을 확인할 수 있다.

4. 결 론

국내 최초로 액체로켓을 추진방식으로 채택한 과학로켓 KSR-III 시험비행을 성공적으로 수행한 이후, 기존 KSR-III 개발 기술을 발전시켜 국내에서 개발한 위성을 저궤도에 진입시킬 수 있는 위

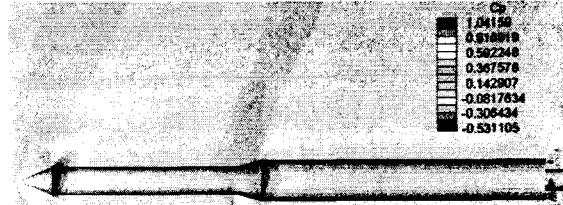


Fig. 11 Pressure coefficient contour
(alpha=6°, M=1.2 for Case 4)

성 발사체 개발 연구가 현재 진행 중에 있다. 아음속, 초음속 및 극초음속으로 비행하는 발사체의 공력 특성 예측은 발사체 설계에 있어서 필수적인 과정이며, 경험적 및 해석적 기법, 그리고 최종적으로 풍동시험에 의해 그 결과가 얻어진다.

본 연구에서는 발사체의 공력 특성 예측에 있어서 전산유동해석 기법을 적용할 때에 고려해야 할 점에 대해 알아보았다. 먼저 발사체 후류 모델링이 공력 특성에 미치는 영향을 살펴보았으며, 다음으로 풍동시험 부착되는 스팅의 영향을 분석해 보았다. 전산유동해석에 있어서 위성 발사체 주변을 네 개의 영역으로 구분하고 받음각을 6° 로 고정하고 마하수를 0.4부터 2.86까지 변화시켜 가며 공력 계수를 산출하였다. 축력 계수의 변화는 네 가지 경우에 있어서 큰 차이가 없었지만, 수직력 계수, 피칭모멘트 계수, 특히 발사체 설계에 있어서 안정성 확보를 위한 중요 설계변수로 작용하는 압력중심의 위치의 경우 초음속 영역을 제외한 아음속 및 천음속 영역에서, 기저부 유동과 후류의 영향을 무시한 경우, 신빙성 있는 결과를 얻지 못하였다. 발사체의 경우 대부분 초음속 및 극초음속 영역에서 비행하지만, 비행 초기 아음속 영역, 특히 천음속 영역에서의 유동현상을 무시할 수 없으므로 발사체 공력특성을 예측 할 때, 기저부 부분의 유동 특성과 후류의 영향을 고려하는 해야 한다.

추후, 위성 발사체의 효율적인 공력 특성 예측을 위해, 기저부 부분에 대해 경험적인 방법을 적용하여 전산유동해석 결과와 비교하여 기저부 부분에 작용하는 공력 특성을 상세히 해석할 예정이다. 또한 노즐 형상을 모델링하여 그것의 존재 여부가 공력 특성을 어떻게 변화시키는지 살펴보고 마지막으로 실제 비행 형상인 플룸이 있는 경우에 대한 공력 특



성 예측을 통하여, 어떤 모델링이 가장 실제 비행 조건에 가까운 결과를 산출하는지 살펴볼 예정이다.

참고문헌

- [1] 조광래 외, "KSR-III 비행시험," 3단형 과학 로켓 설계 및 개발 연구 결과 보고서, 별책 #03, 2003. 02, 한국항공우주연구원.
- [2] Pulliam, T. H., "Artificial Dissipation Models for the Euler Equations," AIAA Paper 85-0438, (1985).
- [3] Pulliam, T. H. and Chaussee, D. S., "A Diagonal Form of an Implicit Approximate - Factorization Algorithm," Journal of Computational Physics, Vol. 39, (1981), p. 347-363.
- [4] Sparart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 92-0439, (1992).
- [5] Steger, J. L., Dougherty, F. C., and Benek, J. A., "A Chimera Grid Scheme," ASME FED-5, 59-69, (1983).
- [6] Thomas C. Kelly, Thomas P. Ross, "Effects of Configuration Geometry on the Transonic Aerodynamic Characteristics of a Simulated Launch Vehicle," NASA TN X-976, (1964)
- [7] Richard D. Samuels, James A. Blackwell, Jr., "Effects of Configuration Geometry on the Supersonic Aerodynamic Characteristics of a Simulated Launch Vehicle," NASA TN D-3755