

## 論文

## CFD에 의한 발사체 공력특성에 미치는 기저부 영역 모델링의 영향에 관한 연구

김영훈\*, 옥호남\*, 김인선\*

### A Study on the Influence of the Base Region Modeling on the Aerodynamic Characteristics of a Launch Vehicle Using CFD

Younghoon Kim\*, Honam Ok\* and Insun Kim\*

#### ABSTRACT

This research presents the influence of the base region modeling on the aerodynamic characteristics of a launch vehicle using CFD. The vicinity of a launch vehicle is divided into four zones, and four computational cases are made using these four zones. The aerodynamic coefficients are predicted for the angle-of-attack of 6 degrees and Mach numbers ranging from 0.4 to 2.86. It was found that modeling of the base region should not be neglected for the prediction of the aerodynamic characteristics of a launch vehicle in subsonic and transonic regions. It was also found that the modeling of the sting support used in the wind tunnel test is necessary to get a better agreement with the experiments.

#### 초 록

전산유동해석을 이용하여 발사체 공력특성을 예측함에 있어서 발사체 기저부 영역 모델링에 따라 그 결과가 어떻게 달라지는가에 대하여 알아보았다. 기저부 영역 모델링 특성을 보기 위해 발사체 주변을 네 개의 영역으로 구분하고 이를 네 가지로 서로 조합하여 받음각 6°에 대해 마하수를 0.4부터 2.86까지 변화시켜 가며 공력 계수를 산출하였다. 먼저 발사체 기저부 영역이 계산결과에 미치는 영향을 살펴보았을 때, 아음속 및 천음속 영역 해석 시, 기저부 영역 모델링이 반드시 필요함을 확인했다. 다음으로 풍동시험에 사용한 스팅의 영향을 살펴보았을 때, 스팅 형상을 고려하여 계산/보정한 결과가 전반적으로 풍동시험에 가장 근접했다.

**Key Words** : Launch Vehicle(발사체), Aerodynamic Characteristics(공력특성), CFD(전산 유체역학), Wake(기저부), Base(기저부), Sting(스팅), Wind Tunnel Test(풍동시험)

#### 1. 서 론

발사체는 발사 시 아음속으로 발사대를 출발하

여 천음속, 초음속을 거쳐 극초음속으로 대기권 및 우주를 비행하며 단분리 및 페어링 분리과정을 거쳐 위성을 궤도에 투입한다. 따라서 발사체 형상설계에는 아음속부터 극초음속 까지 전 비행속도 영역에 대한 공력특성 해석이 필요하다. 아음속, 초음속 및 극초음속으로 비행하는 발사체의 공력특성 예측은 발사체 설계에 있어서 필수적인 과정이며, 경험적 및 해석적 기법, 그리고

† 2005년 4월 29일 접수 ~ 2005년 7월 26일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 열/공력그룹  
연락처, E-mail : ykim@kari.re.kr  
대전광역시 유성구 어은동 45번지

최종적으로 풍동시험에 의해 그 결과가 얻어진다. 그러나 최근의 전산유동해석 기법의 정확도 및 효율성 향상은 이에 의한 신뢰성 있는 설계 자료의 구축을 가능하게 하고 있다.

전산유동해석을 이용한 발사체 공력특성 해석에 있어서, 편과 같은 공력적 특성이 뚜렷한 형상에 대한 해석결과는 풍동시험 결과와 잘 일치하지만, 노즈, 콘, 실린더 등으로 구성된 단순한 형상에 대한 결과가 오히려 풍동시험 결과와 차이를 보임이 경험적으로 알려져 있다. 이에 본 연구에서는 편을 고려하지 않은 비교적 간단한 형상의 발사체에 대해, 기저부 영역을 다양한 형태로 모델링하고 전산유동해석을 통해 해석결과를 비교한 후, 기저부 영역을 어떻게 모델링해야 정확한 결과를 얻을 수 있는지에 대해 알아보고자 한다. 먼저 발사체 기저부 모델링이 공력특성에 미치는 영향을 살펴보았으며, 다음으로 풍동시험 시 부착하는 스팅의 영향을 분석해 보았다.

## II. 본 론

### 2.1 예측 기법

유동장의 계산에는 한국항공우주연구원 열/공력그룹의 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 감쇄항을 도입하는 중압차분법을 사용하였다 [1]. 차분식의 시간 적분은 대각화된 3요소 적분법(Diagonalized 3 Factored Implicit Scheme)[2]을 사용하였으며, 수렴의 가속화를 위해 다단 격자(Multi-Grid) 기법을 사용하였다. 난류 점성항의 계산을 위해 Spalart-Allmaras 1 방정식 모델[3]을 사용하였으며, 유동해석과 분리하여 적분하였다.

### 2.2 해석형상

발사체 공력해석은 아음속/천음속/초음속 영역에서 풍동시험결과[4, 5]가 존재하는 다단 발사체에 대해 수행하였다. 이 형상은 세장비가 약 13이고, 편이 부착되어 있지 않아 매우 단순하다. Fig. 1에 최대 직경으로 무차원화 한 형상을 나타내었으며, 동체 끝 위치 12.939, 노즈 콘 각 22.5°, 플레어 각 15°이다.

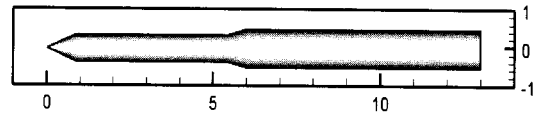


Fig. 1. Configuration of a launch vehicle

### 2.3 해석결과

본 해석에서는 받음각 6°인 조건에 대해 마하수를 0.4부터 2.86까지 변화시켜가며 계산을 수행하였다. 시험은 두 개의 풍동을 이용하였으며, 아음속/천음속 풍동시험(마하수 0.4~1.20)은 최대 직경 기준 레이놀즈 수  $9.6 \times 10^5$ , 초음속 풍동(마하수 1.6~2.86)은 최대 직경 기준 레이놀즈 수  $5.2 \times 10^5$ 에 대해 각각 수행하였으며, 레이놀즈 수 보정은 수행하지 않았다. 수치해석 수행 시, 레이놀즈 수는 계산의 편의를 위해 모든 마하수에 대해, 최대 직경 기준  $10^6$ 으로 고정하였다. 기저부 영역 모델링에 따라 전산해석 결과의 변화를 알아보기 위해, Fig. 2와 같이 발사체 주위를 A영역(99×31×85), B영역(35×31×85), C영역(35×31×21)으로 나누고, 또한 풍동시험에 이용한 시험모델의 기저부에 부착한 스팅 형상을 그대로 모델링하여 D영역(35×31×94)으로 구분하고 이들을 적절히 조합하여 다음 네 가지 경우에 대해 공력해석을 수행하였다.

- i) Case I : A영역 + B영역 + C영역 (Fig. 3)
- ii) Case II : A영역 + B영역 (Fig. 4)
- iii) Case III : A영역 (Fig. 5)
- iv) Case IV : A영역 + D영역 (Fig. 6)

Case I, II, IV는 아음속/초음속 영역에서 기저부 주변 모델링 방식이 유동 특성에 직접적으로 영향을 주는 지를 알아보기 위한 경우이며, Case III은 초음속 영역에서의 효율적인 유동예측을 위해 기저부 모델링이 꼭 필요한지를 알아보기 위한

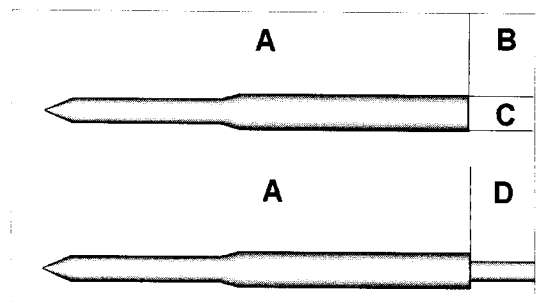


Fig. 2. Computational zones around a launch vehicle

경우이다. 격자계 형성에 있어서, Case II 와 III 은 비교적 형상이 단순하기 때문에 한 개의 블록을 이용하였으나 Case I, IV는 형상이 단순하지 않기 때문에 다중블록 격자계를 구성하였다. Case I과 같은 기저부 영역을 해석할 경우, 기저부 후방부의 길이가 해석결과에 영향을 미칠 수 있다. 기저부 후방부는 재순환 및 후방 정체점 등과 같은 물리적으로 복잡한 현상이 발생하므로 기저부 후방부의 길이를 충분히 길게 하여 격자계를 구성할 필요가 있다. 본 해석에서는 최대 직경 길이의 20배를 기저부 후방부 길이로 하여 공력계수를 산출하였다(Fig. 7).

Fig 8은 마하수 증가에 따른 수직력계수의 변화를 나타낸다. 유동이 초음속으로 발사체를 지나갈 때는 기저부 부분 모델링 방식이 수직력계수에 큰 영향을 주지는 않지만, 아음속 영역과 천음속 영역에서는 기저부 부분의 유동이 전방동체에 영향을 주기 때문에 동체만을 고려했을 때 (Case III), 다른 경우들 보다 시험결과와 차이가 있음을 알 수 있다. 또한 풍동시험에 사용하는

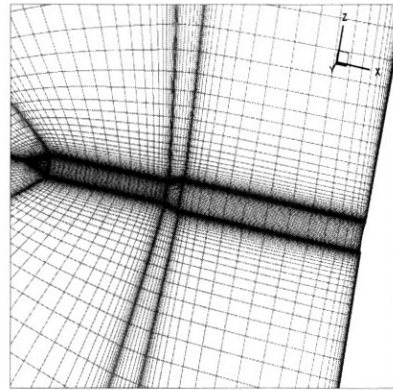


Fig. 5. Grid system for Case III

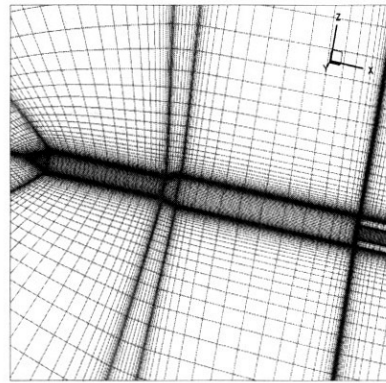


Fig. 6. Grid system for Case IV

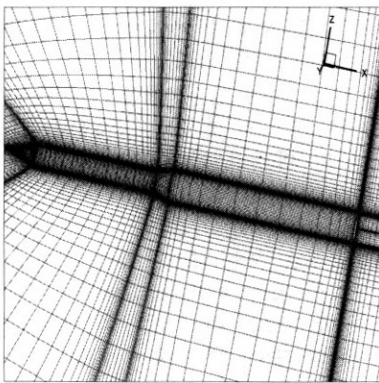


Fig. 3. Grid system for Case I

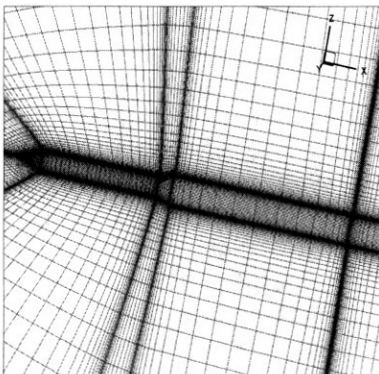


Fig. 4. Grid system for Case II

스팅을 모사한 Case IV의 경우, 기저부 후부에 위치한 스팅 주변 유동이 전방동체 주변 유동에 영향을 주므로 기저부에 아무것도 달려있지 않은 Case I의 해석 결과와 차이가 있음을 확인할 수 있다. 여기에 나타내지는 않았지만 스팅 주변 경계조건을 점성 벽면조건으로 고정시켰을 경우와 비점성 벽면조건으로 고정시킨 경우를 비교하였을 때 공력계수에 큰 차이는 없었다. 상기 이유로 인해, Case II 기저부 모델링에 이용한 경계조건으로 비점성 벽면조건을 이용하였다. 수직력계수의 변화를 통해 천음속, 특히 아음속 영역에서 발사체 기저부 주변 유동의 영향을 무시할 수 없음을 확인했다. 발사체는 주로 초음속 영역 및 극초음속 영역으로 비행하므로 기저부의 모델링 여부가 수직력 계산 결과에 큰 차이를 나타내지는 않는다고 볼 수 있다. 그러나 발사 초기의 낮은 아음속 영역이나 공탄성 현상을 무시할 수 없는 천음속 영역의 유동 현상 예측을 위해서는, 전산 유동해석 기법을 이용하여 발사체 공력특성해석 시 기저부 모델링에 주의를 기울여야 할 것이다.

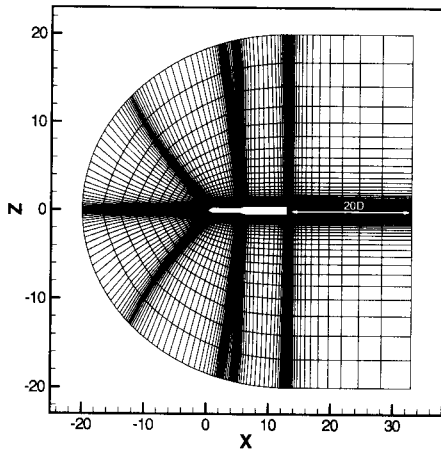


Fig. 7. Full computational domain for Case I (D: base diameter)

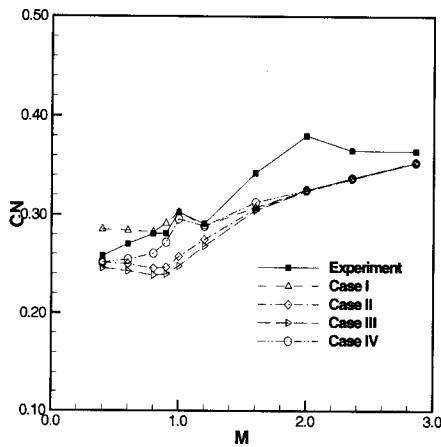


Fig. 8. Mach number vs. normal force coefficient

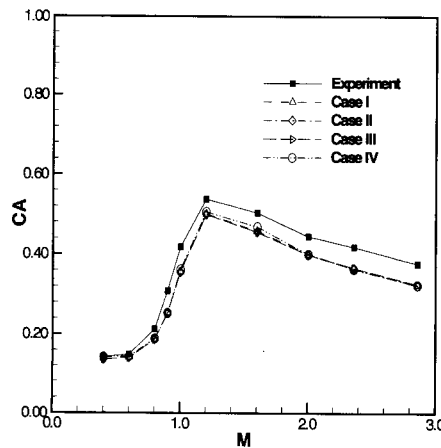


Fig. 9. Mach number vs. forebody axial force coefficient

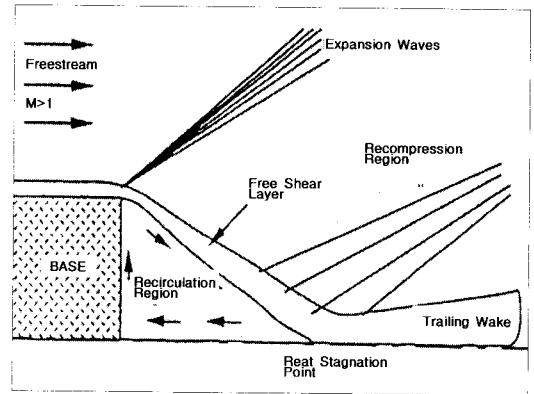


Fig. 10. Schematic of afterbody flow characteristics [7]

축력은 수직력과는 달리 전방동체 뿐 만 아니라 기저부에서도 크게 작용하므로 이를 전방동체와 기저부로 나누어 그 결과를 살펴보았다.

Fig. 9는 기저부 영역 모델링에 따라 전방동체 축력계수가 어떻게 변화하는지를 보여준다. 앞에서 나타난 수직력계수 변화와는 다르게, 전방동체 축력계수의 경우, 아음속 및 천음속 영역에서도 기저부 영역 모델링 방식에 크게 영향을 받지 않는 것을 확인할 수 있다.

발사체 기저부 주변 유동현상은 매우 복잡하며, 기저부 근처에 생성되는 재순환 유동은 항력증가 뿐 만 아니라 발사체 기저부로의 열전달을 야기하여 발사체 임무수행에 차질을 초래하기도 한다.(Fig. 10) Fig. 11에는 기저부에 의한 축력 성분 및 Fig. 9에 나타내었던 전방동체 성분을 더한 합(total)을 함께 나타내었다. 먼저 기저부에 의한 축력계수 변화를 살펴보면, Fig 9에서 보았던 결과와 달리 각 경우에 따라 상당한 차이를 보이고 있다. 시험에서 사용한 스팅의 위치 및 크기를 그대로 모사한 Case IV의 경우 시험결과와 가장 잘 일치하였으나, 스팅 존재에 의한 유동장의 변화를 보정하지 않았으므로 정확한 결과라 할 수 없다. 따라서 시험결과와 정확한 비교를 위해서는 풍동시험과 같은 방법으로 계산결과를 보정해주어야 한다. Case IV 형상에 대한 기저부 축력계수 보정은 다음과 같이 풍동시험에서 이용한 방법으로 수행하였다. 풍동시험에서는 기저부에서 스팅이 차지하는 영역(Fig. 12에서 빗금 부분에)에 의한 축력 성분을 빼 주었다. 계산결과에서 점선표시(Fig. 12)한 부분의 스팅 표면 압력을 평균하여 그 값을 대푯값으로 정하고, 빗금친 면적(Fig. 12)에 이 대푯압력이 작용한다고 가정하여 스팅에 의한 축력을 계산하였다. 보정결과를 보면, 스팅이 없었을 경우 자유류의 압력

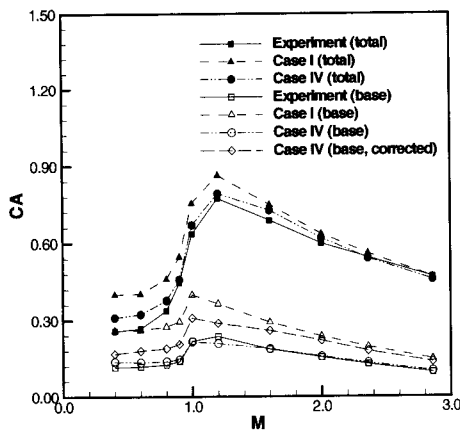


Fig. 11. Mach number vs. base and total axial force coefficient

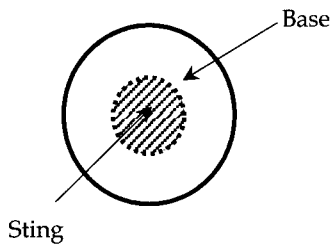


Fig. 12. Schematic of base section

보다 더 작은 값을 갖는 대표압력이 그 면적에 작용하기 때문에 축력계수의 증가를 야기했다. Case IV에서 보정을 가해준 결과가 보정을 가하지 않은 경우에 비하여 시험 결과와는 오히려 차이를 나타내지만, 스틱을 고려하지 않고 해석한 결과(Case I)에 비해서는 실제 시험 형상과 더 가까우므로 시험결과에 더 근접된 값을 나타낸다. 기저부 축력만을 고려한 경우, 시험결과와 변화양상은 비슷하지만 계산결과가 시험결과에 아주 근접하지는 않았다. 발사체 시스템 설계 및 해석에 있어서, 전방동체와 기저부를 구분하여 공력 특성을 해석하는 것도 중요하지만, 전체 영역에 대한 공력 특성이 더 중요하므로 전방동체와 기저부 전 영역을 고려한 축력계수를 시험결과와 비교하는 것도 의미가 있다고 할 수 있다. 뿐만 아니라 풍동시험 과정에서도 전체 축력계수를 얻은 후, 이 결과를 적절히 보정하여 전방동체에 대한 부분과 기저부에 대한 부분으로 나누기 때문에 전체 축력계수를 비교하는 것이 더 의미가 있다고 할 수 있다. Fig. 11의 상단부에 전방동체 축력계수와 기저부 축력계수를 산술적

으로 합한 전체 축력계수에 대한 결과가 나와있다. 모든 기저부 주변 모델링에 있어서 전방동체 축력의 경우 시험결과보다 계산결과가 다소 낮게 예측되었고, 기저부 축력에 있어서는 시험결과보다 계산결과가 높게 산출되었다. 그 결과로 전방동체 축력과 기저부 축력을 합했을 때, 반대 부호를 갖는 오차가 서로 상쇄 되어 전체 축력은 시험결과에 상당히 근접함을 확인할 수 있다. 기저부 영역은 전산유동해석을 통해 예측하기가 힘든 부분이지만, 발사체 공력 특성 해석에 있어서 중요한 부분이므로 계속해서 연구를 진행할 계획이다.

다음으로 마하수 변화에 따른 피칭모멘트 변화 (Fig. 13)를 살펴보면, 기저부를 고려한 Case I, IV

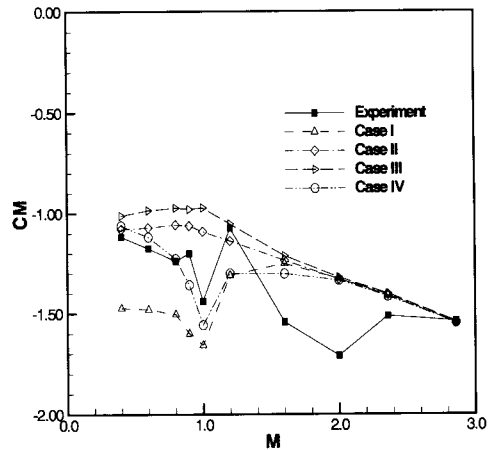


Fig. 13. Mach number vs. pitching moment coefficient

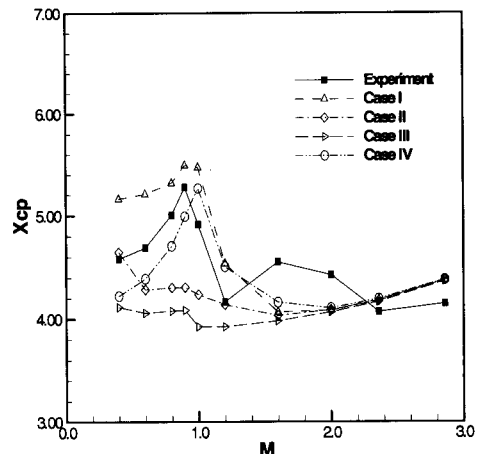


Fig. 14. Mach number vs. center of pressure

가 피칭모멘트 역시 기저부의 영향을 고려하지 않았을 때보다 풍동시험 결과와 잘 일치함을 다시 한 번 확인할 수 있다.

Fig. 14에서는 앞에서 살펴본 피칭모멘트 계수와 수직력계수를 이용하여 얻은 발사체 선수 기준의 압력중심의 위치를 마하수 변화에 따라 나타내고 있다. TVC(Thruster Vector Control) 장치나 그 외 부수적인 종안정성 확보 장치가 있지만, 발사체는 공력에 의한 정안정성 확보가 매우 중요하고, 무게중심의 위치와 압력중심의 위치가 정안정성 확보의 기준이 된다. 발사체가 비행을 시작하게 되면, 다양한 마하수 영역을 비행하고 그에 따른 공력 분포 및 하중이 변하므로 압력중심의 위치도 마하수에 따라 이동한다. 압력중심은 수직력과 이에 의한 피칭모멘트를 조합하여 얻기 때문에 다른 공력 계수들 보다 압력중심을 시험결과와 비교하는 것이 가장 의미 있는 해석 과정이라 할 수 있다. Fig. 14를 보면 앞에서 본 결과와 마찬가지로 초음속 영역에서는 모든 경우가 잘 일치하고 시험결과와도 큰 차이를 보이지 않는다. 그러나 아음속/천음속 영역에서는 Case II, III의 경우, 시험결과와 압력중심의 위치가 1켈리버 이상 차이가 나므로 신빙성 있는 결과라 할 수 없다. 하지만 기저부의 영향을 고려한 Case I, IV의 경우 시험결과와 비교적 잘 일치하였다.

수직력계수, 피칭모멘트계수 이들을 이용하여 구한 압력중심의 풍동시험 결과를 살펴보면, 마하수 1.2와 2.0사이에서 값이 부드럽게 증가하지 않고 증가하다가 다시 감소하는 것을 볼 수 있다. 경험적으로 이 마하수 구간에서는 특이사항 없이 공력계수의 크기가 계속적으로 증가해야 하

기에, 이 구간에서는 오히려 수치해석 결과가 물리적 현상을 더 정확하게 모사하였다. 하지만 세장비10이 넘는 발사체에 대한 풍동시험 결과는 많이 있을 수 있으나 보안문제 등의 이유로 접근이 쉽지 않다. 그러므로 다른 마하수 구간에 대해, 본 연구에 이용한 풍동시험결과와 수치해석 결과를 비교하는 것도 의미가 있다.

Fig. 15는 스틱의 영향을 고려한 형상(Case IV)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 유동 특성을 확인 할 수 있다.

### III. 결 론

전산유동해석을 이용하여 발사체 공력특성을 예측함에 있어서 발사체 기저부 영역 모델링에 따라 그 결과가 어떻게 달라지는가에 대하여 알아보았다. 먼저 발사체 기저부 영역이 공력 특성에 미치는 영향을 살펴보았으며, 다음으로 풍동시험 시 부착되는 스틱의 영향을 분석해 보았다. 기저부 모델링 특성을 보기 위해 발사체 주변을 네 개의 영역으로 구분하고 이를 네 가지로 서로 조합하여 받음각 6°에 대해 마하수를 0.4부터 2.86까지 변화시켜 가며 공력 계수를 산출하였다.

발사체 기저부 영역이 계산결과에 미치는 영향을 살펴보았을 때, 전방동체 축력계수의 변화는 기저부 영역 모델링에 큰 영향을 받지 않았다. 그러나 수직력계수, 기저부 축력계수, 피칭모멘트 계수, 특히 발사체 설계에 있어서 안정성 확보를 위한 중요 설계변수로 작용하는 압력중심의 위치의 경우, 초음속 영역을 제외한 아음속 및 천음속 영역에서는 기저부의 영향이 매우 중요함을 확인할 수 있었다.

풍동시험에 사용한 스틱의 영향을 살펴보면, 전방동체 축력계수는 스틱 모델링에 의해 영향을 받지 않고 시험결과보다 낮게 예측되는 경향이 있었지만, 기저부 축력은 스틱 모델링에 상관없이 시험결과보다 높게 산출 되었다. 전방동체와 기저부를 모두 고려한 전체 축력계수의 경우, 이들 오차의 상쇄로 인해 시험결과에 가장 근접하게 다가갔다. 발사체의 공력특성에 대한 모든 계산결과를 고려하였을 때, 풍동시험에 이용한 스틱 형상을 고려하여 수치해석을 수행하고 그 결과를 보정한 경우, 전반적으로 풍동시험에 가장 근접한 결과를 얻을 수 있었다.

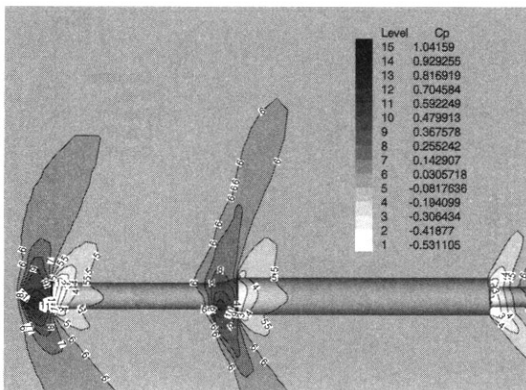


Fig. 15. Pressure coefficient contour (Angle of attack=6°, Mach number=1.2 for Case IV)

### 참고문헌

- 1) Pulliam, T. H., "Artificial Dissipation Models for the Euler Equations", *AIAA Paper* 85-0438, 1985.
- 2) Pulliam, T. H. and Chaussee, D. S., "A Diagonal Form of an Implicit Approximate Factorization Algorithm", *Journal of Computational Physics*, Vol. 39, pp. 347-363, 1981
- 3) Sparart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", *AIAA Paper* 92-0439, 1992.
- 4) 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.
- 5) 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*.
- 6) A. J. Peace, "Turbulent Flow Predictions for Afterbody/Nozzle Geometries Including Base Effects", *J. PROPULSION*, Vol. 7, No. 3, pp. 396-403, 1989.
- 7) Jubaraj Sahu, "Numerical Computation of Supersonic Base Flow with Special Emphasis on Turbulence Modeling", *AIAA-92-4352-CP*, 1992.