

## 저궤도 재진입 비행체의 공력해석

김철완,<sup>\*1</sup> 이응교,<sup>1</sup> 이대성<sup>1</sup>

### AERODYNAMIC ANALYSIS OF SUB-ORBITAL RE-ENTRY VEHICLE

C.W. Kim,<sup>\*1</sup> Y.G. Lee<sup>1</sup> and D.S. Lee<sup>1</sup>

*For Aerodynamic analysis of vehicle at altitude, 100km, the validity of governing equations based on continuum model, was reviewed. Also, as the preliminary study for the sub-orbital space plane development, a candidate geometry was suggested and computational fluid dynamic(CFD) analysis was performed for various angles of attack in subsonic and supersonic flow regimes to analyze the aerodynamic characteristics and performance. The inviscid flow analyses showed that the stall starts at angle of attack above 20°, the maximum drag is generated at angle of attack, 87° and the maximum lift to drag ratio is about 8 in subsonic flow. In supersonic, the stall angle is about 40° and the maximum drag is generated at angle of attack, 90°. Also, mach number distribution of re-entry vehicle was computed versus altitudes.*

**Key Words :** 대기권 재진입 비행체(Re-entry Vehicle), 캐나드(Canard), 델타형날개(Delta Wing), Knudsen number

#### 1. 서 론

우주로 분류되는 고도 100km를 도달하고 지구로 귀환하는 임무를 성공적으로 수행한 Spaceship-1의 개발성공으로 민간에 의한 우주여행의 가능성이 현실화되고 있다. Spaceship-1은 모선에 실려 고도 15km까지 상승한 후 모선과 분리되고 로켓의 추진력을 이용해 재 상승한 후 관성력으로 고도 100km에 도달한 후 안정된 자세로 대기권에 재진입하여 고도 약 15km에서부터 활강자세로 지상에 착륙하는 임무 시나리오를 가지고 있는데, shuttle cock의 원리를 응용하여 안정성을 극대화한 자세로 대기권에 재진입한다[1,2]. 2005년부터 항공우주연구원을 중심으로 한국형 저궤도 재사용 발사체의 개발 타당성을 검토하는 움직임이 있어 왔는데 기본적인 궤도분석, 추진기관 및 타당성 및 가능한 외부형상에 대한 검토 등이 그것이다. 저궤도 왕복선은 우주의 범위에 속하는 고도 100km에 도달한 뒤 지구로 귀환하기 때문에 형상의 결정시 공기역학적인 고려가 많이 필요하다.

본 논문은 고도가 높아져 공기가 희박한 영역에서 우주왕

복선의 외부유동을 해석하기 위한 도구로서 continuum model에 기초한 지배방정식의 타당성을 분석하고 한국형 저궤도 우주 왕복선의 형상을 결정하며 결정된 형상에 대한 전산 해석을 아음속 및 초음속 영역에서 수행하여 그 결과를 분석하였다. 또한 마하수별로 공력해석을 수행하여 항력계수를 산출한 후 이를 바탕으로 비행체의 고도별 마하수를 구하였다.

#### 2. 재진입 비행체 분석을 위한 Continuum Model의 타당성 분석

본 논문에서 분석하고자 하는 재진입 비행체의 도달 고도는 약 100km로서 현재 운행 중인 space shuttle에 비해서는 낮은 영역이다. 그러나 우주로 분류되는 100km 상공은 공기가 매우 희박하여 비행체의 공력해석에 널리 사용되는 Euler 및 Navier-Stokes 코드의 타당성에 대한 의문이 제기되었다. 즉, 이러한 방정식은 연속체(continuum)의 가정 하에 유도되었는데 연속체 가정이 100km 상공의 희박공기에서도 성립되는가 하는 점이다. 또한 재진입시에 공력가열로 인해 비행체 표면의 온도가 상승하여 공기가 해리(dissociation)하는 현상이 발생하고 온도가 더 상승하면 해리된 기체가 이온화한다. 따라서 이온화된 기체의 해석을 위해서는 전자기장을 해석하는

접수일: 2007년 11월 21일, 심사완료일: 2008년 6월 9일.

1 정회원, 항공우주연구원, 항공사업단

\* Corresponding author, E-mail: cwkim@kari.re.kr

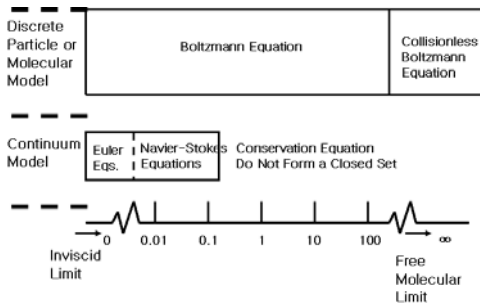


Fig. 1 Valid range of DPM & continuum models vs. Knudsen number[3]

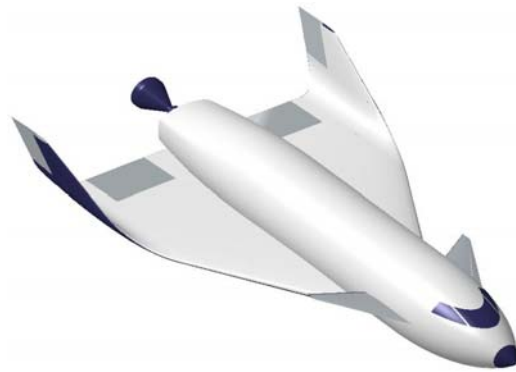


Fig. 3 Configuration of Sub-orbital Re-entry Vehicle

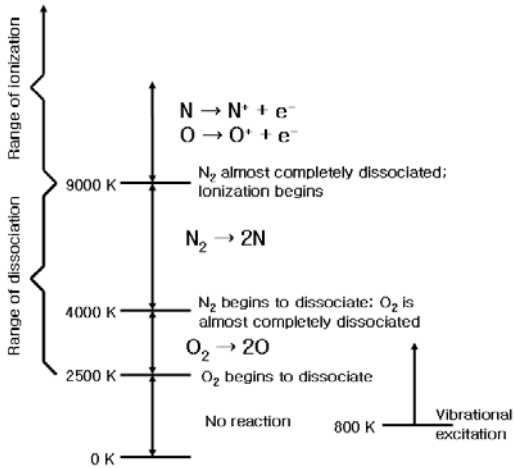


Fig. 2 Temperature range of air dissociation & ionization[3]

Maxwell 방정식 등을 지배방정식에 포함하여 해석을 진행해야 한다. 100km 상공에서 재진입하는 비행체에 대한 공력해석을 위해서는 위에서 언급된 내용에 대한 검토가 필요하고 이를 바탕으로 공력해석 방정식을 선택해야 한다.

Fig. 1은 Knudsen수에 따라 입자이론(particle theory)과 연속체 이론의 적용 가능한 범위를 보여준다. 입자 이론의 경우, Knudsen수가 100이하에서는 Boltzmann 방정식을 사용하고 그 이상의 영역에서는 입자의 충돌을 고려하지 않은 Boltzmann 방정식의 사용이 필요하다. 연속체 이론에 바탕한 Euler나 Navier-Stokes 방정식은 Knudsen수가 0.1이하의 영역에서 사용 가능하지만 그 이상의 영역에서는 연속체 가정이 성립하지 않음을 알 수 있다. 그리고 Knudsen 수가 0.1에 가까운 영역에서는 Navier-Stokes 코드 사용시에도 벽면의 경계조건은 Slip 조건을 사용해야 한다[3].

고도 100km에서 공기의 Knudsen수는 약 0.01 정도로 Euler나 Navier-Stokes 방정식의 사용이 가능한 영역이지만 벽면 경계조건에 대한 결정은 두 조건의 비교 검토 등을 통해 결정

하는 것이 타당하다.

Fig. 2는 기체의 해리와 이온화에 대한 온도 영역을 나타낸다. 온도가 2,500K 이하에서는 특별한 반응이 발생하지 않지만 2,500K 이상에서 산소의 해리가 시작되고 4,000K 이상에서 거의 모든 산소의 해리가 완료되며 질소의 해리가 시작된다. 질소의 해리는 9,000K 이상에서 완료되고 질소와 산소의 이온화가 이뤄진다. 비행체의 재진입시 도달하는 최고 마하수는 약 3.0정도여서(5장 참조) 정체면의 벽면온도는 대기 온도의 약 2.8배이다. 따라서 큰 받음각 영역에서 최고 대기 온도를 288K로 추정하면 벽면의 최고 온도는 약 800K이다. 따라서 저궤도 재진입 비행체의 공력해석 시 기체의 해리나 이온화현상에 대한 고려는 필요치 않은 것으로 판단된다.

### 3. 형상 결정 및 Layout

왕복선의 개략적인 형상은 Fig. 3에 나타나 있다. 동체는 원통형이고 날개는 델타형으로 정하였는데 높은 받음각에서 공력특성 향상을 위해 이를 선택하였다. 날개의 뒷부분은 aileron과 elevator의 역할을 함께 감당하는 elevon을 위치시켜 종 및 횡 안정성(longitudinal & lateral stabilities)을 향상시킨다. 또한 날개의 끝단을 위로 올려 winglet의 역할과 수직안정판(vertical stabilizer)의 역할을 하는데 수직 안정판이 동체의 윗부분에 위치하는 것에 비해 방향 안정성은 유지하면서 빗 흐름 시 날개에서 발생한 웨이크가 동체에 위치한 안정판 근처를 지나고 이로 인해 안정판의 성능감소가 발생할 수 있는 가능성을 제거하였다.

동체의 앞부분에는 캐나드(canard)를 장착하였는데 이는 높은 받음각 상태에서 캐나드에서 발생한 vortex가 날개 윗면의 유동을 안정화시키는 역할을 고려하여 결정하였다. 또한 왕복선은 재진입시 자세 제어에 많은 어려움이 있는데 캐나드는 종 및 횡 안정성 확보에 도움을 줄 수 있다. 다만 재진입시

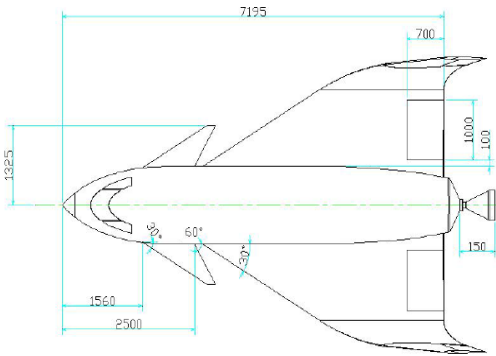


Fig. 4 Layout of sub-orbital re-entry vehicle

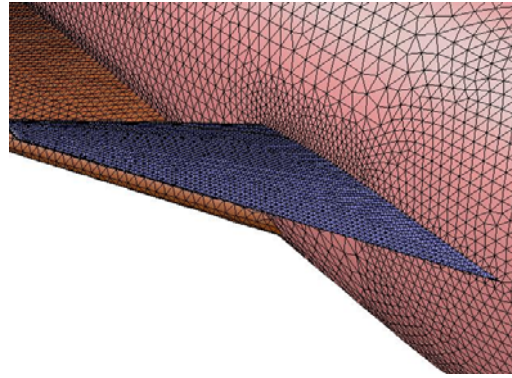


Fig. 6 Surface grid around canard & wing



Fig. 5 Surface grid of re-entry vehicle

캐나드에 발생하는 공력가열에 의한 문제가 발생할 수 있는데 왕복선의 최대 비행 마하수가 약 3정도로 크지 않기 때문에 공력 가열 현상이 일반적인 우주 왕복선에 비해 매우 작아 개발단계에서 이에 대한 대책을 세울 수 있을 것으로 판단된다.

Fig. 4는 왕복선의 크기를 나타낸 것이다. 전체 길이는 약 8m에 이르고 스패의 길이는 4.9m이다. 또한 날개의 면적은 약 11m<sup>2</sup>이다. 자세한 수치는 Fig. 4에 나타나 있다.

## 4. 수치 해석

### 4.1 격자 생성 및 수치해석

먼저 표면 격자는 geometry 생성 software인 CATIA에서 작성한 형상을 비 정렬 격자 생성 software인 GAMBIT에 입력하여 생성하였다. 왕복선 표면은 삼각격자를 이용하여 모델링하였는데 총 격자수는 8만3천개이며 그 결과가 Fig. 5에 나타나 있다.

Fig. 6는 캐나드와 날개의 격자분포를 보여주는데 유동해석의 정확성을 위해 비교적 세밀한 격자를 분포시켰다. 표면 격자를 완성한 후 사면체와 육면체로 유동영역을 채웠으며

총 격자수는 약 3.4x10<sup>6</sup>이다.

수치해석은 유동해석 코드인 Fluent v.6.3[6]을 이용하여 비 점성 유동해석을 수행하였다. 경계조건은 벽면의 경우 slip 조건을 적용하였고 원방 경계 조건은 비행 고도 조건에 맞는 대기 조건을 입력하고 비행체의 마하수를 고려하였다. 유동해석은 Fluent에 내재되어 있는 pressure-based solver를 사용하였고 안정적인 해의 수렴을 위해 relaxation factor값을 default값의 절반으로 줄였다. 또한 해의 수렴정도를 판단하기 위해 공력계수의 변화를 관찰하여 공력계수 변화가 공력계수의 1% 이내가 되면 계산을 마치도록 하였다. 참고문헌[4]에 의하면, Fluent를 이용한 초음속 유동의 해석 정밀도가 유지됨을 알 수 있어 본 논문에서는 초음속 유동의 해석의 정밀도를 별도로 검증하지는 않았다.

### 4.2 수치 해석 결과

본 논문에서는 유동의 점성을 고려하지 않은 비 점성 유동 해석을 수행하였는데 이는 비행체가 재진입시에 90도에 가까운 큰 받음각을 유지하여 비행체 공력이 압력분포에 크게 좌우되기 때문이고, 본 해석의 목적이 각 비행조건에 대한 정확한 유동현상을 모사하는 것이 아닌 전 비행영역의 개략적인 공력 특성을 파악하는 것이기 때문이다. 수치해석은 아음속 (M<sub>∞</sub>=0.2)과 초음속(M<sub>∞</sub>=3.0)시에 받음각을 0도 이하부터 90도 이상까지 3도 간격으로 변화시키며 수행하였고, 받음각 90도에 대해 마하수를 0.2부터 3.4까지 0.2씩 변화시키며 진행하였다.

#### 4.2.1 아음속(M<sub>∞</sub>=0.2) 유동 해석 결과

Fig. 7은 받음각에 따른 항력, 양력 및 피칭모멘트 분포를 보여주고 있다. 받음각이 증가함에 따라 항력은 계속 증가하여 87도에서 최대 2.0에 이르고 이후 완만하게 감소한다. 양력은 20도 부근에서 실속이 발생한 후 30도에서 최대 1.4에

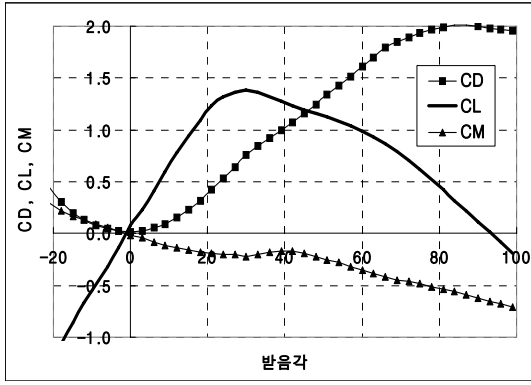
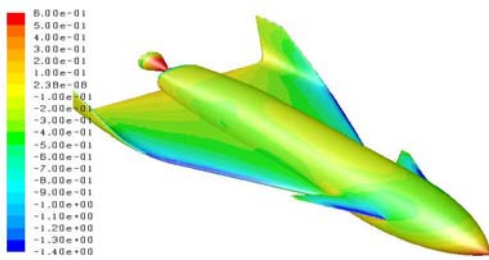
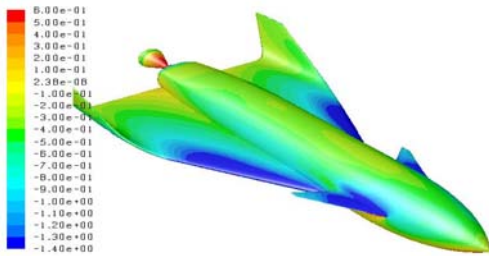


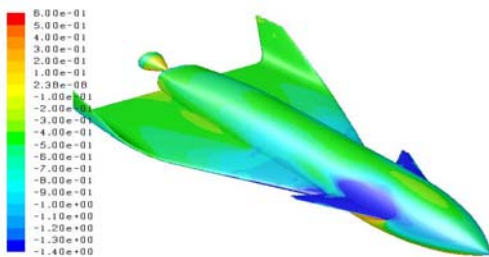
Fig. 7 CD, CL & CM distribution vs AoA,  $M_\infty=0.2$



(a) Angle of attack = 12°

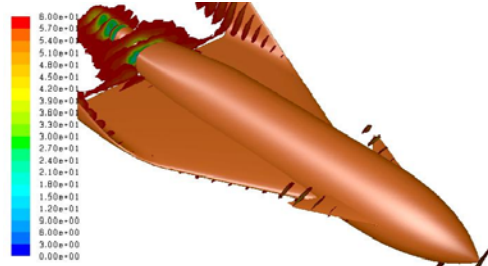


(b) Angle of attack = 24°

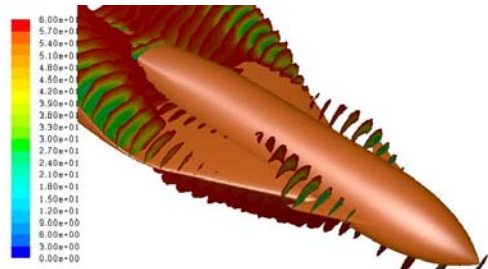


(c) Angle of attack = 36°

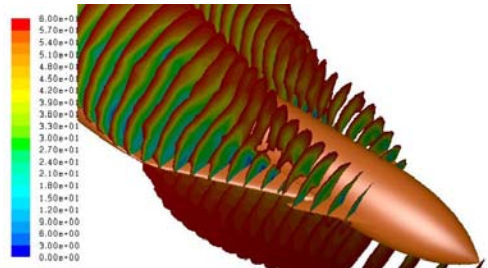
Fig. 8 Contour of surface pressure coefficient,  $M_\infty=0.2$



(a) Angle of attack = 12°



(b) Angle of attack = 24°



(c) Angle of attack = 36°

Fig. 9 Low speed contour around vehicle,  $V=0\sim 60\text{m/s}$ ,  $M_\infty=0.2$

이르고 이후 계속 감소함을 알 수 있다. 일반적으로 비 점성 유동해석 결과가 실속각을 크게 예측함으로 점성 유동해석을 수행한다면 이 비행체의 실속각 및 양력 등은 감소할 것으로 판단된다. 양향비는 받음각 3도에서 약 8이다. 모멘트 중심은 날개의 25% 지점이고 그 위치는 왕복선의 nose에서 약 3.67m 에 이른다. 피칭모멘트는 양의 받음각 영역에서 음의 값을 갖지만 30도와 40도 사이에서는 완만하게 증가한다. Fig. 7에 나타난 것처럼 이음속영역에서 비행체의 종안정성은 안정적으로 확보된다.

Fig. 8은 받음각에 따른 이음속 왕복선 표면의 압력계수 분포를 보여준다. 받음각이 12도일 때 (Fig. 8(a)) 캐나드와 날개의 앞전 부근의 유동이 가속되어 낮은 압력을 가짐을 알 수 있다. 받음각이 24도로 증가하면 캐나드와 날개의 앞전 부근의 유동이 더 가속됨을 알 수 있다. 받음각이 36도일 때는

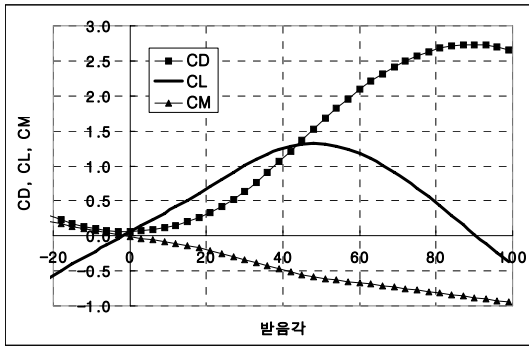
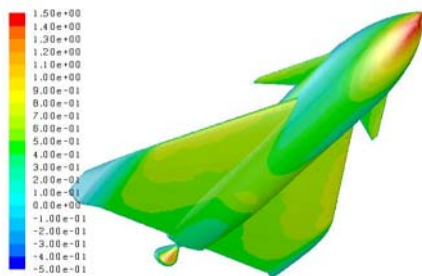
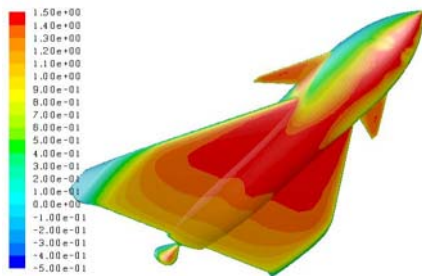


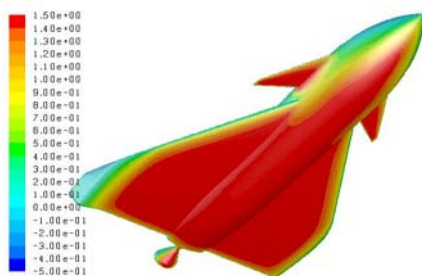
Fig. 10 CD, CL & L/D distribution vs AoA,  $M_\infty=3.0$



(a) Angle of attack = 30°



(b) Angle of attack = 60°



(c) Angle of attack = 90°

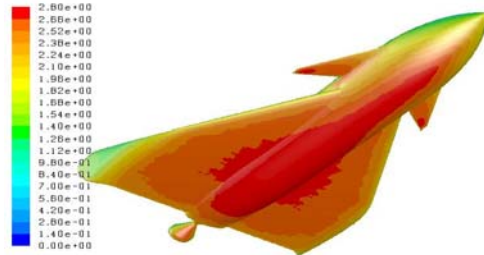
Fig. 11 Contour of surface pressure coefficient,  $M_\infty=3.0$



(a) Angle of attack = 30°



(b) Angle of attack = 60°



(c) Angle of attack = 90°

Fig. 12 Contour of surface temperature ( $T/T_\infty$ ),  $M_\infty=3.0$

캐나드 윗부분 유동의 가속이 더욱 심화되어 압력이 더 낮아 지지만 날개 윗면의 압력은 오히려 상승하는데 이는 날개 앞 전에 강도가 높은 웨이크가 광범위하게 발생하기 때문으로 판단된다.

왕복선 표면의 유동 박리현상을 확인하기 위해 저속도 분포 ( $V=0-60\text{m/s}$ )를 Fig. 9에 나타내었다. Fig. 9(a)에 나타난 것처럼 왕복선 전체에서 박리 영역은 나타나지 않지만 캐나드와 날개의 끝단에서 박리가 시작됨을 알 수 있다. 받음각이 증가하여 24도에(Fig. 9(b)) 이르면 캐나드에서 발생한 웨이크가 비행체 위로 전파되고 날개의 끝단 부근에 더 강한 웨이크가 발생한다. 또한 동체와 날개의 연결부위에서도 웨이크가 발생하는데 이는 동체를 따라 흐르던 유동이 에너지를 잃기 때문으로 판단되고 점성을 고려한 유동해석을 수행한다면 연결부위에 발생하는 웨이크의 강도는 더 강해질 것으로 추측된다. Fig. 9(c)는 받음각이 36도시의 결과를 보여주는데 캐나

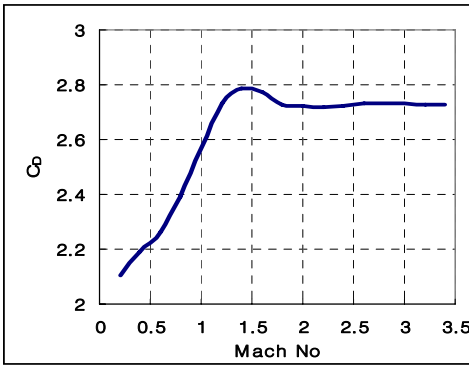


Fig. 13 Drag coeff. distribution vs Mach no., AoA = 90°

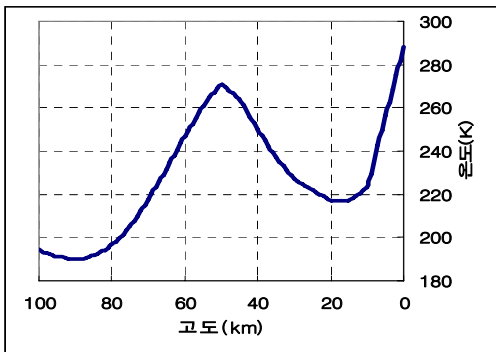


Fig. 14 Atmospheric temperature vs altitude

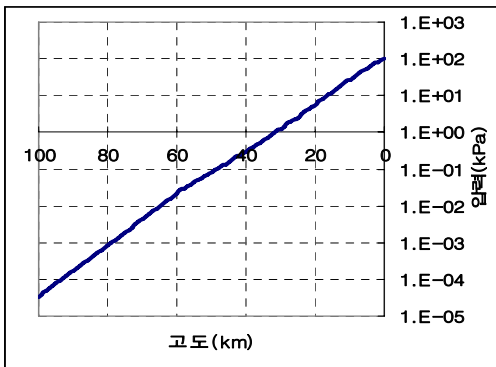


Fig. 15 Atmospheric pressure vs altitude

드에서 발생한 웨이크와 날개 앞전에서 발생한 강한 웨이크가 결합하여 더 강한 웨이크 영역을 생성함을 알 수 있다.

4.2.2 초음속(M<sub>∞</sub>=3.0) 유동 해석 결과

앞에서 기술한 바와 같이 초음속 해석의 경우에도 양력 및 항력 계수의 변화를 관찰하여 이 값들이 더 이상 변하지 않으면(1% 이내 수렴) 반복 계산을 종료하였다.

Fig. 10은 받음각에 따른 항력, 양력 및 피칭모멘트 분포를

보여주고 있다. 받음각이 증가함에 따라 항력은 계속 증가하여 90도에서 최대 2.7에 이르고 이후 완만하게 감소한다. 피칭모멘트는 양의 받음각 영역에서 음의 값을 갖고 받음각이 증가 할수록 모멘트는 계속 감소한다. 초음속영역에서도 비행체의 종안정성은 안정적으로 확보된다.

Fig. 11(a)는 마하수가 3.0이고 받음각은 30도 일때 압력 계수 분포를 그린 것이다. 초음속 유동이 충격파를 통과하며 아음속으로 변환 후 비행체와 만나기 때문에 받음각이 커져도 압력분포의 급격한 변화는 관찰되지 않고 다만 비행체의 선두부에 높은 압력이 형성된다. 받음각이 60도로 증가하면(Fig. 11(b)), 비행체 아랫면에 높은 압력이 형성되고 90도가 되면 비행체의 표면 압력이 크게 상승한다.

받음각이 증가하여 동체의 아랫면에서 유동의 속도가 감소하면 표면 온도가 증가한다. Fig. 12는 동체 아랫면의 표면온도 분포 비(T/T<sub>∞</sub>)를 보여준다. 특히 동체의 선두부, 캐나드 그리고 날개 표면의 온도가 상승하는데 재진입시 표면 온도를 냉각할 수 있는 장치가 필요할 것으로 판단된다.

5. 고도별 마하수 산출

재진입하는 비행체는 아음속에서 초음속에 이르는 광범위한 영역의 속도를 경험하고 회박기체 영역부터 지표면의 대기 조건을 경험하게 된다. 따라서 비행체가 경험하는 고도별 진입속도를 정확하게 예측하여 공력특성 분석 시에 경계조건으로 사용하는 것이 중요하다. 진입 속도를 구하는 방법은 아래와 같다.

$$V_2 = \sqrt{V_1^2 + 2a\Delta h} \tag{1}$$

이때 V<sub>2</sub>는 비행체의 속도이고 V<sub>1</sub>은 일정구간의 진입속도이다. 그리고 a는 비행체의 가속도이며 Δh는 일정하게 나는 고도의 분할이다. 비행체의 가속도는 아래 식을 이용하여 구할 수 있는데 W는 비행체의 중량, R<sub>0</sub>는 기준이 되는 지구의 반경이고 R은 지구 중심부터 비행체까지 거리이다. 또한 g<sub>0</sub>는 기준 고도에서의 중력가속도이다.

$$a = \frac{1}{W} \left( g_0 \frac{R_0^2}{R^2} - \frac{C_D q S}{W} \right) \tag{2}$$

그리고 C<sub>D</sub>는 비행체의 항력계수, q는 동압이며 S는 비행체의 기준 면적이다. 위의 관계식을 이용하여 비행체의 재진입 속도를 구하기 위해서는 마하수에 따른 비행체의 항력계수 및 고도별 대기 자료가 필요한데 이는 Fig. 13-15에 나타나 있다. 마하수가 증가 할수록 비행체의 항력이 증가하여 마

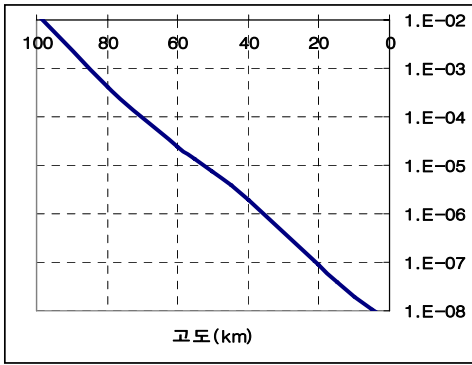


Fig. 16 Knudsen number distribution vs altitude

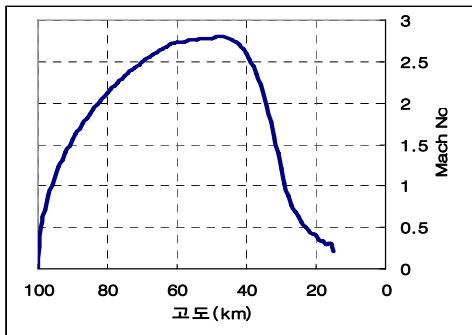


Fig. 17 Mach number distribution vs altitude

하수 1.4에서 최대가 되고 이후 감소하여 1.8부터는 일정해짐을 알 수 있다. Fig. 14는 고도별 대기 온도를 나타내는데 대류권에서는 고도에 따라 급격히 감소하지만 성층권에서부터 고도 50km까지 계속 증가한 후 다시 감소한다. 대기 밀도는 압력과 같이 고도에 따라 매우 급격하게 감소한다. Fig. 15는 고도별 대기의 압력분포를 나타낸 것이다. 고도가 높아질수록 압력은 매우 급격하게 감소한다.

Fig. 16은 대기의 Knudsen수의 분포를 고도별로 나타낸 것이다. 100km이하의 고도에서 기체의 연속성을 판단할 수 있는 Knudsen수는 0.01이하로서 기체가 연속체라는 가정 하에 개발된 Euler 및 Navier-Stokes 방정식을 이용한 공력해석이 가능함을 알 수 있다. 위의 관계식과 고도별 대기조건을 이용

하여 구한 비행체의 재진입 마하수를 Fig. 17에 나타내었다. 이때 비행체의 받음각은 90도로 정하여 항력계수를 산출하였다. 아래 그림에 나타난 고도별 마하수와 대기조건 그리고 비행체의 자세 등을 고려하여 항력계수를 구한 후 이를 이용하여 고도별 비행체의 마하수를 보완할 수 있다. 비행체가 활강을 시작하는 고도 15km에서 마하수는 0.3정도이다.

## 5. 결 론

고도 100km 상공을 비행중인 비행체의 공력해석을 위해 연속체 가정에 근거한 Euler 및 Navier-Stokes Eqn.의 활용 가능성을 분석하였다. 또한 한국형 외기권 우주 왕복선 초기 형상에 대한 공력 해석을 아음속 및 초음속에 대하여 수행하였는데 아음속의 경우 실속은 받음각 20도에서 발생하고 최대 항력은 90도 근처에서 생성된다. 또한 초음속 영역의 실속각은 약 40도이다. 0도와 90도사이의 받음각에 대해 피칭모멘트는 음의 값을 가지며 종방향 안정성도 가짐을 확인하였다. 재진입 비행체의 고도별 마하수를 산출하기위해 일정한 받음각(90도)에서 마하수에 따른 공력해석을 수행하여 항력을 구하였고, 고도별 대기조건을 고려하여 마하수를 결정하였다.

## 참고문헌

- [1] [http://www.spaceandtech.com/spacedata/rfvs/x33\\_sums.html](http://www.spaceandtech.com/spacedata/rfvs/x33_sums.html).
- [2] 2005, FAA, *Suborbital Reusable Launch Vehicles and Emerging Markets*.
- [3] 1989, Anderson, J.D., *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*, McGraw-Hill.
- [4] 2001, 옥호남, 김인선, 라승호, 최성욱, 이장연, "Fluent를 이용한 병렬형 로켓의 공력특성 예측," *Fluent User Group Meeting*.
- [5] 2006, 김철완, 이용교, 장병희, 이장연, 이대성, "저궤도 우주왕복선 형상 설계 및 공력해석," *항공우주학회 추계 학술발표회*.
- [6] *Fluent User's Manual*, v.6.3.