

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(5), 367-375(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.5.367

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

초음속 발사체 선두 팽창부의 레이놀즈수 변화에 따른 천이 유동 해석

신호철, 박수형*, 변영환

Transition Flow Analysis According to the Change of Reynolds Number for Supersonic Launch Vehicle Fairing Expansion Area

Ho-Cheol Shin, Soo-Hyung Park* and Yung-Hwan Byun
Department of Aerospace Engineering, Konkuk University

ABSTRACT

RANS computational analysis was performed on the head of the launch vehicle including the hammerhead nose pairing in the supersonic regime. The two-dimensional axisymmetric analysis was performed by using laminar, fully turbulent and transition models and compared with the experimental data. It was observed that different flow phenomena occurred depending on the Reynolds number. Under the high Reynolds number condition, the boundary layer becomes turbulent, which is not separated from the surface of the launch vehicle. With the low Reynolds number condition, laminar separation bubble was produced due to the separation and reattachment of the boundary layer on the expansion-compression edge of the hammerhead type nose fairing. The three-dimensional computations with the angle of attack showed a fully detached vortical structure due to the laminar separation bubble. It is proved that the turbulent transition should be considered to predict the separation bubble with the Reynolds number.

초 록

본 연구에서는 초음속 영역에서의 해머헤드형 노즈 페어링을 포함하고 있는 발사체 선두부에 대한 RANS 전산해석을 수행하였다. 층류, 완전 난류, 천이 모델을 이용한 2차원 축대칭 해석을 수행하여 실험 결과와 비교하였다. 레이놀즈수의 변화에 따라서 다른 유동 현상이 나타남을 확인하였다. 높은 레이놀즈수에서는 경계층이 난류가 되어 발사체 표면에서 박리가 되지 않는다. 낮은 레이놀즈수 조건에서는 해머헤드형 노즈 페어링의 팽창-압축 모서리에서 경계층의 박리와 재부착으로 층류 박리 거품이 만들어진다. 받음각이 있는 3차원 계산에서 층류 박리 거품으로 발생하는 와류 구조를 확인할 수 있었다. 레이놀즈수에 따른 박리 거품을 예측하기 위해서 난류 천이를 고려해야 함을 확인할 수 있었다.

Key Words : Launch Vehicle(발사체), CFD(전산유체역학), Supersonic Flow(초음속 유동), Boundary Layer(경계층), Flow Transition(천이)

† Received : January 17, 2017 Revised : April 22, 2017 Accepted : April 26, 2017

* Corresponding author, E-mail : pish@konkuk.ac.kr

I. 서론

일반적으로 발사체는 축에 수직인 방향으로 힘을 발생시키지 않는 축대칭 형상을 가지며, 매우 작은 받음각을 가지는 비행을 하도록 설계되어 있다. 그러나 발사체가 특정 형상을 가지거나 작은 받음각을 가지고 비행하는 경우에는 비정상적인 유동이 발생하여 공력 변화가 발생할 수 있다[1,2]. 설계 시에 발사체에 발생하는 비정상적인 공력을 예측하는 것은 발사체의 구조 설계와 비행 안정성에서도 매우 중요하다[3].

발사체의 선두부에 실리게 되는 페이로드가 발사체보다 직경이 큰 경우, 페이로드를 감싸고 있는 노즈 페어링은 해머헤드(hammerhead) 형태를 가지고 있다. 해머헤드형 노즈 페어링은 일반적인 노즈 페어링과 비교했을 때, 팽창부와 압축모서리를 추가적으로 가지고 있다. 유동의 상태에 따라서 팽창부에서 경계층이 박리가 되어 와류를 형성하거나, 압축 모서리 전후로 역압력 구배에 의해서 경계층이 박리되었다가 재부착되면서 박리 거품이 발생하게 된다. 초음속 유동 속에서의 박리 거품은 앞뒤로 박리 충격파와 재부착 충격파를 형성하게 되며 비정상적으로 발사체 표면 압력을 크게 변화시킨다[4,5].

Moraes와 Augusto[6]는 해머헤드형 노즈 페어링을 가지고 있는 브라질 발사체인 VLS의 선두 팽창부의 형상에 대하여 실험을 수행하였다. 다양한 유동 조건의 상황에서 해머헤드형 노즈 페어링의 공력특성을 파악하기 위해서 아음속부터 초음속까지 다양한 마하수와 레이놀즈수, 받음각을 변화 시키면서 표면 압력 계수를 측정했다.

Azevedo 등[7,8]은 다양한 유동조건의 VLS 발사체 노즈 페어링 계산을 수행하고 실험 결과와 비교하였다. 그들은 대부분의 유동조건에서 비점성 계산으로도 표면 압력 계수를 예측할 수 있으나 레이놀즈수에 따라서 다른 유동현상이 발생할 수 있음을 확인하였다. Bigarella 등[9,10]은 다양한 난류 모델을 이용하여 VLS의 선두 팽창부에 대한 RANS 전산 해석을 수행하고 실험 결과와 비교하였다. 비교적 높은 레이놀즈수를 가지고 있는 경우에는 일반적으로 사용되는 많은 난류 모델의 결과가 실험 결과와 비슷한 표면 압력 계수 분포를 예측하고 완전 난류에 가까운 유동임을 확인하였다. 그러나 비교적 낮은 레이놀즈수를 가지고 있는 경우에는 저레이놀즈수 난류 모델의 결과가 실험과 비슷한 결과를 가짐을 확인하였으며, 또한 경계층이 박리와 재부착이 발생하는 층류에 가까운 유동이 존재함을 확인하였

다. VLS 발사체에 대해 다양한 난류 모델을 이용한 RANS 전산 해석 연구들이 진행되었지만 천이를 고려한 연구는 비교적 많이 수행되지 않았다.

본 연구는 해머헤드형 노즈 페어링을 포함한 VLS 발사체 선두팽창부에 대한 전산해석을 수행하였다. 받음각이 없는 경우에 대해서 층류, 완전 난류, 천이 모델을 이용하여 2차원 축대칭 해석을 수행하여 Moraes 등[6]의 실험 결과와 비교하여 검증하고, 받음각과 레이놀즈수의 변화에 따라 발사체에서 발생하는 유동 구조를 파악하였다. 또한 해머헤드형 노즈 페어링 주위의 유동 조건의 변화에 따라서 천이 유동 및 천이 효과를 확인하였다.

II. 지배방정식 및 난류 모델

2.1 지배방정식

본 연구에서는 RANS 2차원, 3차원 코드를 이용하여 계산을 수행하였으며, 3차원 압축성 지배방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial(f_j - f_{vj})}{\partial x_j} = 0 \quad j = 1, 2, 3 \quad (1)$$

여기서 q 는 보존형의 유동변수벡터(conservative variable vector), f_j 와 f_{vj} 는 x_j 방향으로의 비 점 3성 유속벡터(invscid flux vector)와 점성 유속 벡터(viscous flux vector)를 나타낸다. 식 (1)의 지배방정식을 공간이산화하기 위해 격자 중심 유한차분법을 사용하였다. 비 점성 유속(invscid flux)을 계산하기 위하여 Roe 상류차분법[11]과 symmetric minmod를 사용하였으며 격자 경계면에서의 점성유속(viscous flux)을 구하기 위해서 중심차분을 사용하였다. 가상시간에서 정상해를 구하기 위해서 DADI 기법을 사용하였다[12].

2.2 난류 모델

2.2.1 $k-\omega$ SST 난류 모델

$k-\omega$ SST 모델은 $k-\omega$ 난류 모델로 경계층 내부를 해석하고, $k-\epsilon$ 난류 모델로 경계층 외부의 자유류를 해석함으로써 두 모델의 장점이 결합된 완전 난류 모델이다[13]. 와점성(eddy viscosity)을 계산하기 위해서 난류 운동 에너지(turbulence kinetic energy) k 와 난류 비소산율(specific dissipation rate) ω 에 관한 두 개의 전달 방정식이 추가로 계산되며 k 와 ω 의 전달방정식은 식 (2)와 (3)에서 확인할 수 있다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j k) = P_k - E_k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \omega) = P_\omega - E_\omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (3)$$

두 개의 전달방정식으로 구해진 k 와 ω 를 이용하여 난류 동점성(kinematic eddy viscosity)을 식 (4)과 같이 구할 수 있다.

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, S F_2)} \quad (4)$$

여기서 a_1 은 상수, S 는 유동변형률의 절댓값(absolute value of mean strain rate)이고 F_2 는 경계층내부에서는 1에 가까운 값을 가지며 경계층에서 멀어질수록 0에 가까운 값을 가지도록 설계된 함수이다[13].

2.2.2 $\gamma-Re_{\theta_t}$ 천이 모델

$\gamma-Re_{\theta_t}$ 천이 모델[14,15]은 기존의 $k-\omega$ SST 난류 모델에서 난류 간헐도(intermittency)인 γ 와 운동량 두께 레이놀즈수(local transition onset momentum-thickness Reynolds number)인 $\widetilde{Re}_{\theta_t}$ 의 두 개의 전달 방정식을 추가로 고려하여 유동의 천이를 고려할 수 있다. 두 개의 전달방정식은 식 (5)와 식 (6)에서 확인할 수 있다.

$$\frac{\partial(\rho \gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \gamma)}{\partial x_j} = P_\gamma - E_\gamma + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_f} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right] \quad (5)$$

$$\frac{\partial(\rho \widetilde{Re}_{\theta_t})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \widetilde{Re}_{\theta_t})}{\partial x_j} = P_{\theta_t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sigma_{\theta_t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \widetilde{Re}_{\theta_t}}{\partial x_j} \right] \quad (6)$$

식 (6)에서 운동량 두께 레이놀즈수는 실험을 바탕으로 만들어진 경험적인 천이 레이놀즈수와 비교하여 난류 간헐도의 생성과 천이 구간의 길이에 영향을 미치게 된다. 기존의 $k-\omega$ SST 난류 모델에서 식 (2)의 난류 운동 에너지 k 전달방정식의 생성항을 식 (7)과 같이 수정하여 난류 간헐도의 영향을 반영한다. 난류 간헐도가 작다면

난류 운동 에너지가 생성되지 않으며 유동의 층류특성이 유지된다. 한편 난류간헐도가 커져서 1.0이 되면, 기존의 $k-\omega$ SST 난류 모델의 완전 난류 유동과 같은 관계식을 가지게 된다.

$$\widetilde{P}_k = \gamma_{eff} P_k \quad (7)$$

여기서 γ_{eff} 는 천이의 원인중 하나인 유동 박리로 인한 천이를 고려하기 위해서 경계층이 박리되었을 때 최대 2의 값을 가지게 되며 유동의 박리가 발생하지 않았을 때 작은 값을 가지게 되는 γ_{sep} 와 식 (5)에서 구해진 γ 를 비교하여 큰 값으로 결정된 값이다[14,15].

III. 해석 조건 및 해석 결과

3.1 해석조건

해석에 사용된 헤머헤드형 노즈 페어링 형상과 유동조건은 Moraes[6]의 실험 모델 형상을 이용하였으며 Fig. 1과 Table 1에서 확인할 수 있다. Moraes의 실험에서 표면 압력 계수의 결과가 상이한 두 유동조건인 case1과 case2에 대해 층류, 완전 난류, 천이 모델을 이용하여 계산을 수행하고, 가장 실험값과 일치한 난류 모델을 이용하여 받음각이 있는 case3과 case4의 계산을 수행하였다. 자유류의 속도는 마하수 3.0이며, 레이놀즈수와 받음각을 달리하여 계산을 수행하였으며, 난류 강도는 0.5%로 가정하였다. 각각의 해석 조건은 Table 1에서 확인할 수 있다.

본 연구 수행에 앞서서 case1의 조건에서 2차원 격자 수렴성을 검토하였다. 격자 수렴성 검토에 사용된 2차원 격자는 발사체 표면과 표면에

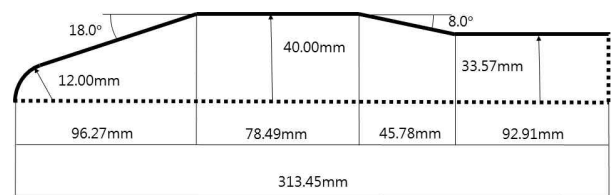


Fig. 1. VLS model configuration[4]

Table 1. Flow condition for VLS

| | M | Re/L [$/m$] | AOA[deg] |
|-------|-----|----------------------|----------|
| case1 | 3 | $9.3 \times 10^6/m$ | 0 |
| case2 | 3 | $27.0 \times 10^6/m$ | 0 |
| case3 | 3 | $9.3 \times 10^6/m$ | 6 |
| case4 | 3 | $27.0 \times 10^6/m$ | 6 |

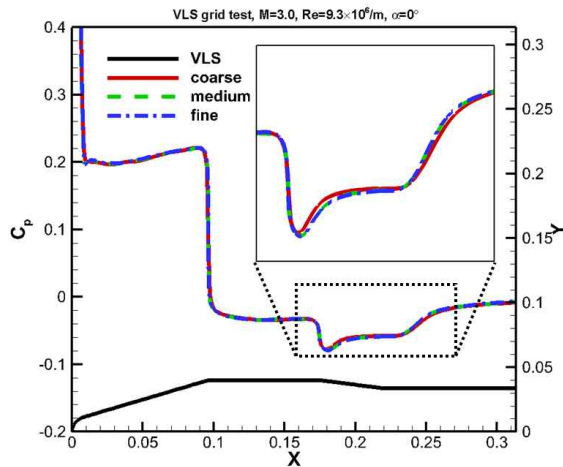


Fig. 2. Grid convergence test for VLS

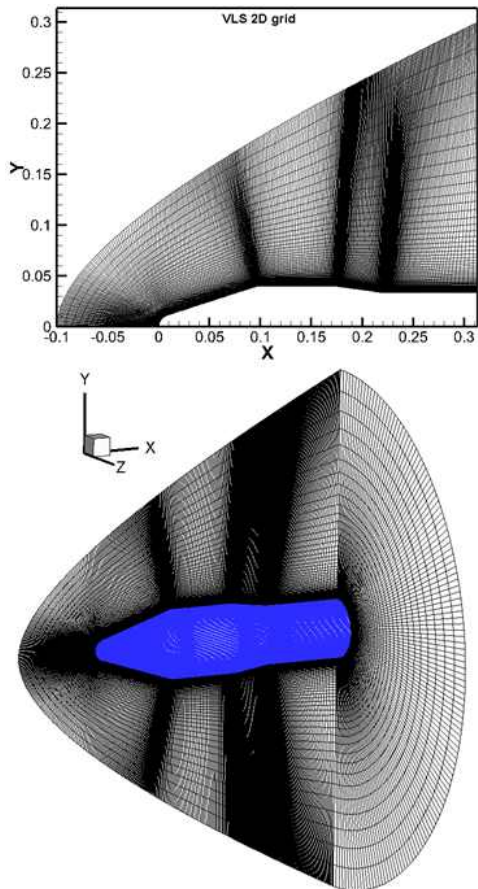


Fig. 3. 2D and 3D Grid for VLS

수직한 방향의 격자점을 각각 201×161 , 401×201 , 601×241 로 변화 시켜 이용하였으며, 계산 수행 결과는 Fig. 2에서 확인할 수 있다. 박리 거품 크기 예측 및 유동 해석 경향성에 있어서 격자수의 영향을 확인하였고, 격자수의 영향을 최소화하며 계산의 효율을 높일 수 있는 401×201 의 격자수를 가진 격자를 이용하였다. 3

차원 격자 또한 401×201 의 격자수를 가진 2차원 격자를 이용하여 축을 기준으로 회전 시켜 $401 \times 201 \times 161$ 의 격자수를 가진 격자를 구성하여 사용하였으며 2차원과 3차원 격자는 Fig. 3에서 확인할 수 있다. 모든 격자는 레이놀즈수를 고려하여 y^+ 가 1 이하가 되도록 벽면부터 첫 번째 격자 중심까지의 간격을 1.0×10^{-6} 으로 하였다. 경계조건으로는 초음속 입출구 조건과 단열 벽면 경계조건을 사용하였으며, 2차원 계산의 경우 축대칭 경계조건, 3차원인 경우에는 대칭 경계조건을 사용하였다.

3.2 레이놀즈수 변화에 따른 유동 해석

3.2.1 AOA=0°

먼저 받음각이 없는 상황에서 레이놀즈수가 변화 되었을 때, 유동 구조의 변화를 확인하였다. 레이놀즈수 $9.3 \times 10^6/m$ 인 case1과 $27.0 \times 10^6/m$ 인 case2를 비교하기 위해서 층류, 천이 모델, 완전 난류 모델을 이용하여 계산을 수행하였다.

Figure 4에서 case1에 대하여 Moraes의 실험에서 측정된 표면 압력 계수의 결과와 계산결과를 비교하였다. 각각의 난류 모델이 헤머헤드형 노즈 페어링 후미 팽창부에서 다른 결과를 가지고 있음을 확인하였으며, 층류의 계산 결과가 실험 결과와 가장 비슷한 경향성을 가지고 있는 것으로 보아 case1에서의 유동 상태는 층류에 가까움을 확인할 수 있다. Fig. 5에서 각각의 난류 모델의 표면 마찰 계수의 계산 결과를 확인할 수 있다. x 가 $96.27mm$ 와 $174.76mm$ 인 지점에서 팽창부로 인한 속도변화로 순간적인 피크점이 발생하게 되고, 두 번째 팽창부 이후에 존재하는 마찰계수가 음수인 지점은 유동이 자유류의 흐름과 반대 방향으로 흐르는 박리 거품이다. 헤머헤드

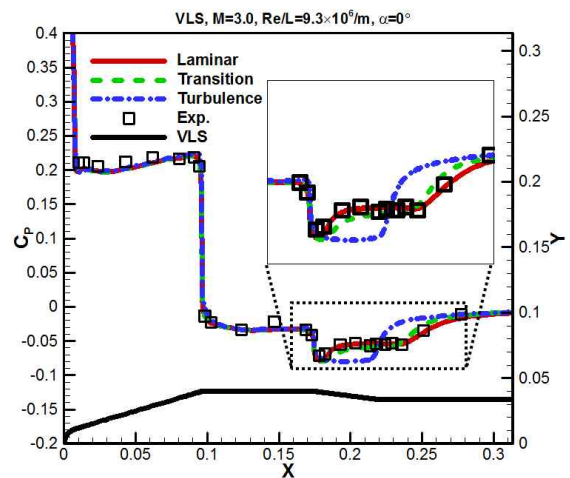


Fig. 4. Surface pressure coefficient for case1

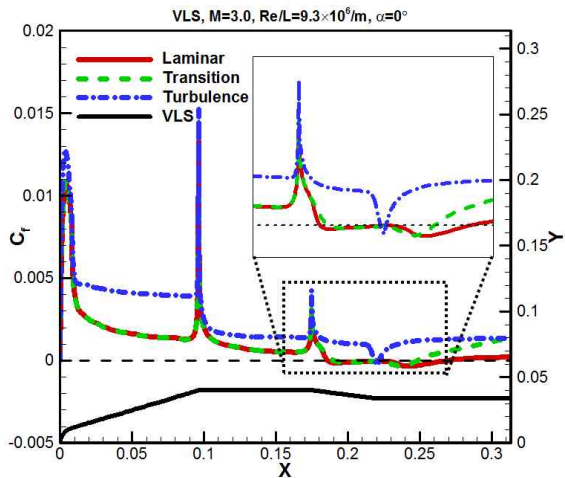


Fig. 5. Surface friction coefficient for case1

형 노즈 페어링 후미 팽창부 직후에 표면 마찰 계수가 음수인 영역의 크기로 각 계산에서 예측한 박리 거품의 크기를 확인할 수 있다. 층류의 계산 결과가 가장 큰 박리 거품을 예측하고 있다. 천이 모델 또한 박리 영역 전까지 천이가 진행되지 않고 층류 경계층이 유지되어 층류 계산 결과와 비슷한 위치에서 경계층 박리가 발생하고, 이후 경계층 박리로 인한 난류 천이가 발생하여 층류 계산 결과에 비해서 빠르게 경계층이 재부착되어 층류 계산결과와 박리 거품의 크기 차이가 미미하게 발생하지만 박리 거품의 발생을 예측하고 있음을 확인하였다. 그러나 완전 난류 모델의 결과에서는 거의 박리 거품이 발생되지 않음을 확인할 수 있다.

Figure 6에서 유동조건이 case1일 때 실험 결과와 가장 일치했던 층류 계산의 결과로, 발사체 선두부에서 발생하는 유동 구조를 확인할 수 있다. 두 번째 팽창부 이후에 존재하는 압축 모서리에 의한 역압력 구배에 의해서 층류 경계층이 박리가 되었다가 압축 모서리를 지난 이후 다시 재부착 되면서 박리 거품이 발생하게 되며, 박리 거품 앞뒤로 박리 충격파와 재부착 충격파가 발생하게 된다. 이렇게 발생한 층류 박리 거품은 낮은 주파수의 진동을 만드는 것으로 잘 알려져 있으며, 층류 박리 거품은 발사체의 표면 압력을 비대칭적으로 만들어 공력 불안정성을 야기할 수 있게 된다.

Figure 7에서 case2 조건에서의 Moraes의 실험 결과와 각 난류 모델의 계산에서 나온 표면 압력 계수의 결과를 비교하였다. 실험에서 측정된 표면 압력 계수가 완전 난류 모델의 계산 결과와 가장 비슷하며, case2의 유동의 상태는 완전 난류 유동에 가깝다고 판단할 수 있다. Fig. 8

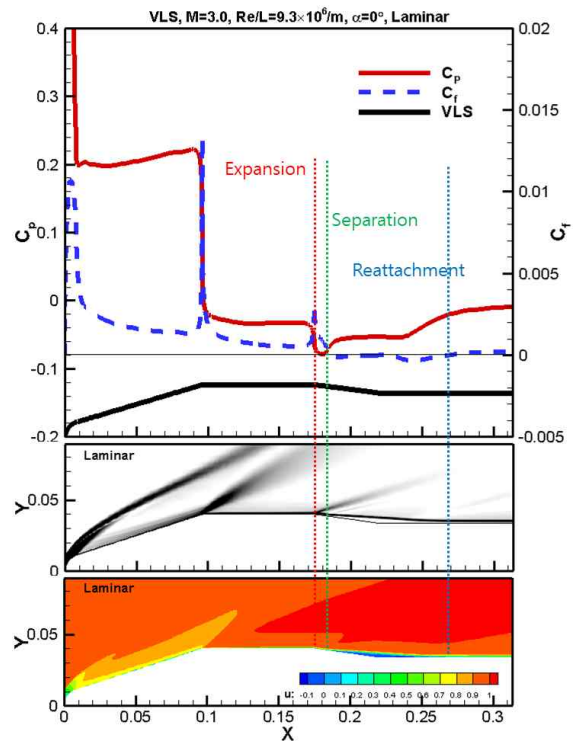


Fig. 6. C_p and C_f distribution, numerical shadowgraph and velocity contour for case1

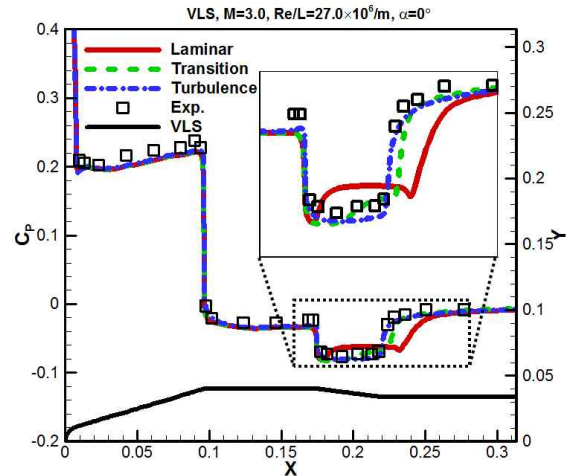


Fig. 7. Surface pressure coefficient for case2

에서 각각의 난류 모델의 표면 마찰계수의 계산 결과를 확인할 수 있다. 층류 계산 결과에선 비교적 큰 박리 거품이 예측되었던 반면 실험 결과와 거의 일치하는 완전 난류 모델의 경우 박리 거품이 거의 발생하지 않았으며, 천이 모델 또한 증가된 레이놀즈수로 인해서 case1에 비해서 빠른 천이가 발생하여 박리 지점이 늦춰지고 재부착 지점이 상류로 이동하여 박리 거품의 크기가 매우 작아져 난류 경계층의 특성을 잘 예측하고 있

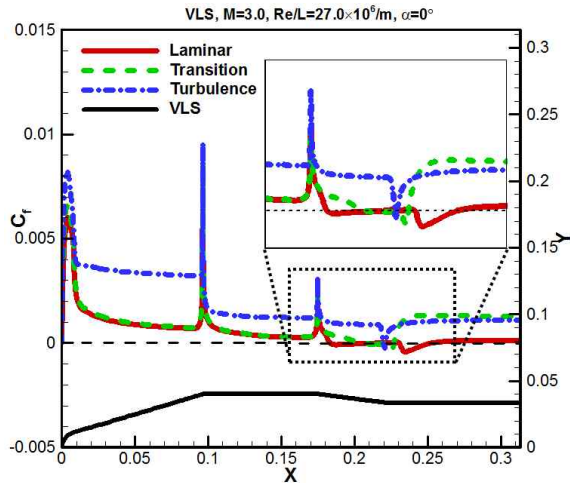


Fig. 8. Surface friction coefficient for case2

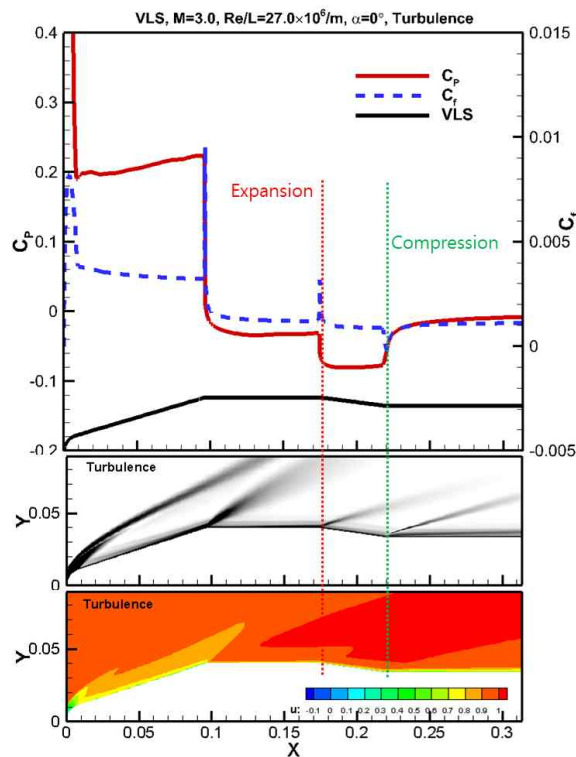


Fig. 9. C_p and C_f distribution, numerical shadowgraph and velocity contour for case2

는 것을 확인했다.

Figure 9에서 case2에 대하여 실험 결과와 가장 일치했던 완전 난류 계산의 결과로, 발사체 선두부에서 발생하는 유동구조를 확인할 수 있다. 두 번째 팽창부를 지난 이후에 case1과 달리 경계층이 박리되지 않아서 박리 영역이 발생되지 않는다. 팽창부에서 팽창파가 발생하며, 압축모서리에서는 압축 충격파가 발생하는 것을 확인할

수 있다. 표면 압력 계수도 팽창파를 지나면서 유동의 속도가 증가하여 낮아지고, 압축모서리에서 압축 충격파의 영향으로 표면 압력 계수가 증가하고 있음을 확인할 수 있다.

레이놀즈수에 따른 유동 현상을 종합해 보면, 레이놀즈수가 낮을 때는 층류 경계층이 지배적이며 압축 모서리에서 발생하는 박리 거품 이전의 영역은 층류 경계층이 존재함을 확인하였다. 그러나 레이놀즈수가 높아짐에 따라서 경계층은 쉽게 천이가 되어 압축모서리 이전에 난류 경계층을 형성하게 되고 압축 모서리에서 발생하는 역압력 구배에 경계층이 박리되지 않음을 확인하였다.

3.2.2 AOA=6°

case3과 case4는 case1과 case2번과 같은 유동 조건에서 받음각이 있는 조건이다. case1은 층류 박리 거품이 발생하였으며, case2의 경우는 박리 거품이 발생되지 않았다. case3과 case4의 두 조건을 비교함으로써 받음각을 가지는 비행 조건에서 박리 거품이 발사체에 어떠한 영향을 미치는지 확인하였다. 계산 수행은 case1에서 실험과 가장 일치하는 결과를 냈던 층류계산을 이용하여 case3을 계산하였고, case2에서 실험값과 가장 일치하는 결과를 도출하였던 완전 난류 모델을 사용하여 case4의 계산을 수행하였다.

먼저 Fig. 10에서 case3에서의 유동장 결과와 표면 압력 계수, 표면 마찰 계수 분포를 확인할 수 있다. 박리 유동의 식별을 위해 엔트로피 분포를 도시하였고, 박리 거품의 영향으로 커다란 와류가 후류로 흘러가고 있음을 확인할 수 있다. 같은 레이놀즈수에서 받음각이 없던 경우인 case1에서 발생했던 박리 거품이 받음각의 영향으로 밑에서 발사체를 타고 올라오는 유동과 만나 후류로 거대한 와류를 형성하고 있다. 표면 압력 계수 분포에서 와류의 영향으로 낮은 압력 계수의 영역이 넓어지고 있음을 확인할 수 있다. 발사체의 해머헤드형 노즈 페어링에서 발생하는 와류는 발사체의 표면 압력 분포에 지속적인 영향을 미칠 수 있을 것이라고 판단된다. 또한 표면 마찰 계수의 분포에서 마찰 계수가 음수인 박리 거품을 확인할 수 있다. 받음각이 없는 case1에서 확인했던 박리 거품과 달리 가로 흐름 유동의 영향으로 복잡한 구조를 가지고 있음을 확인할 수 있다.

Figure 11은 case4의 엔트로피 분포와 표면 압력 계수, 표면 마찰 계수의 분포의 결과이다. 같은 유동조건에서 받음각이 없던 case2에서와 마찬가지로 박리 거품이 발생되지 않음으로써 와류가 생성되지 않음을 엔트로피 분포로 확인할 수

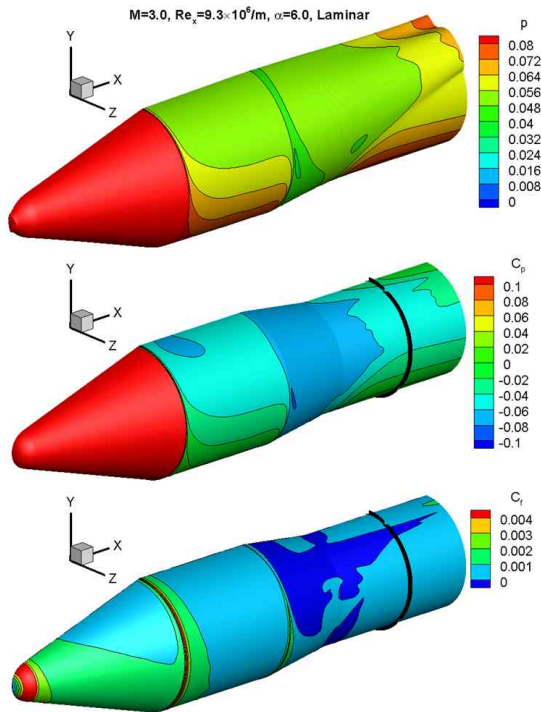


Fig. 10. Entropy iso-surfaces colored by pressure(up), surface pressure coefficient(center) and surface friction coefficient(bottom) for case3

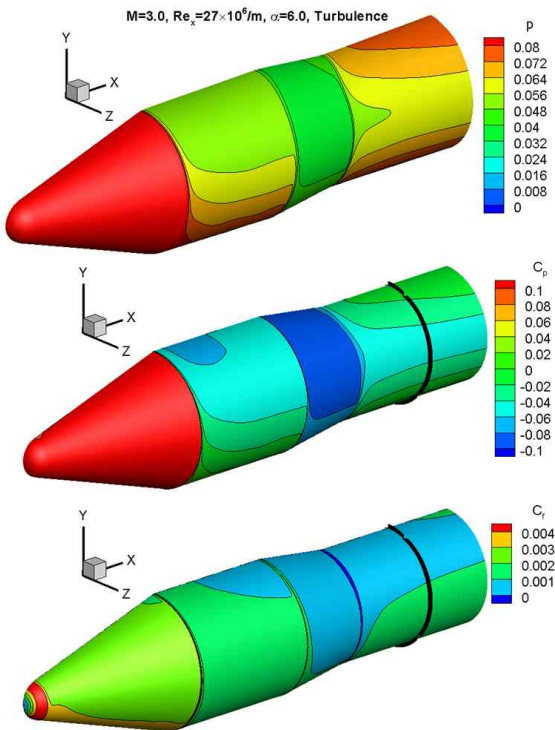


Fig. 11. Entropy iso-surfaces colored by pressure(up), surface pressure coefficient(center) and surface friction coefficient(bottom) for case4

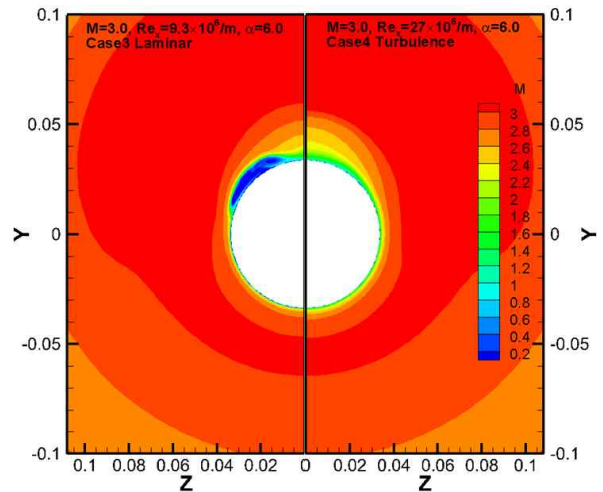


Fig. 12. Mach number contour for case3 and case4

있다. 표면 압력 계수 분포도 case3의 결과와 달리 박리 거품의 영향력이 유동 방향으로 확산되지 않음을 확인할 수 있다. 즉 받음각이 있음에도 불구하고, 높은 레이놀즈수에서는 표면의 유동 박리가 거의 발생하지 않음을 알 수 있다. 표면 마찰 계수의 분포에서 압축 모서리에 매우 작은 박리 거품이 존재함을 확인하였으나 유동장과 표면 압력에 큰 영향을 미치지 않는 것을 확인할 수 있다.

레이놀즈수가 다른 case3과 case4의 후미 팽창부 이후 유동의 단면을 비교해보기 위해서 Fig. 10과 Fig. 11에서 표면 압력 계수와 표면 마찰 계수 분포에 실선으로 표시된 지점인 x 축 $0.27m$ 지점 단면에서 마하수 분포를 Fig. 12에서 비교하였다. 낮은 레이놀즈수 유동인 case3에서는 팽창-압축 모서리를 지나서 발생하는 와류구조를 확인할 수 있으나, case4에서는 와류 구조 없이 표면에 잘 부착된 유동 구조를 확인할 수 있다.

3.3 천이 유동 분석

Figure 13에서 층류와 난류 유동을 동시에 예측할 수 있는 천이 모델을 이용하여 레이놀즈수가 변할 때, VLS의 팽창-압축 모서리에서 표면 마찰 계수의 변화를 확인할 수 있다. 마하수는 3, 받음각은 없는 조건에서 해머헤드형 노즈 페어링 후미의 팽창 압축 모서리에서 레이놀즈수가 높아질수록 경계층의 박리가 지연되고 재부착 지점이 점차 가까워짐으로써 작은 박리 거품이 발생함을 확인할 수 있다. 이러한 박리 거품의 발생과 크기는 경계층의 유동상태에 따라서 민감하게 달라지며, 박리 거품 발생을 예측하기 위해선 난류천이를 고려해야 함을 확인하였다.

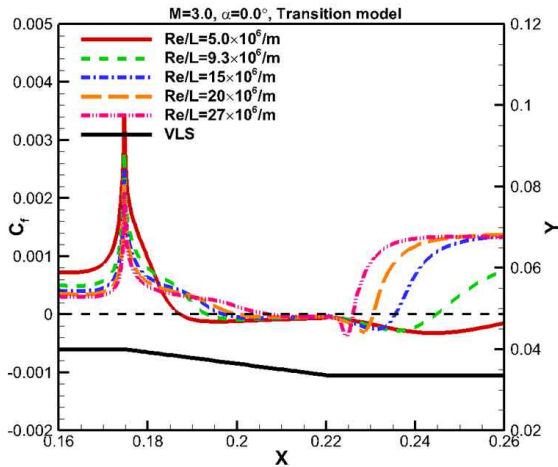


Fig. 13. Surface friction coefficient distribution of transition model

IV. 결 론

초음속 유동에서 해머헤드형 발사체 선두 팽창부를 해석하기 위해서 층류, 완전 난류, 천이 모델을 이용하여 RANS 전산해석을 수행하고 실험 결과와 비교해 보았다. 해머헤드형 노즈 페어링에서 레이놀즈수에 따라서 층류와 난류 경계층을 모두 가질 수 있으며 각각의 경계층에 따라 다른 유동구조를 가지게 됨을 확인하였다. 층류 경계층일 때는 경계층이 팽창부를 통과한 직후 박리가 되고, 압축 모서리 이후 다시 재부착되면서 박리 거품을 형성하게 된다. 난류 경계층일 때는 경계층 박리를 무시할 수 있을 만큼 매우 작은 박리 거품이 발생한다. 받음각이 있는 비행 조건에서 이러한 경계층 박리로 인한 영향이 확대됨을 확인할 수 있다.

레이놀즈수에 따른 경계층 특성의 변화를 예측하기 위해선 천이를 고려하여 해석을 하는 것이 중요함을 확인하였다. 천이 모델로 사용한 γ - Re_{θ_i} 천이 모델은 레이놀즈수의 변화에 따른 박리 거품의 유무와 크기를 잘 예측할 수 있음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 미래창조과학부의 우주핵심기술개발사업(과제번호 : NRF-2015M1A3A02027479)으로부터 지원 받아 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

References

1) Selvi Rajan, S., Santhoshkumar, M.,

Lakshmanan, N., Nadaraja Pillai, S., and Paramasivam, M., "CFD Analysis and Wind Tunnel Experiment on a Typical Launch Vehicle Model," *Tamkang Journal of Science and Engineering*, Vol. 12, No. 3, 2009, pp. 223~229.

2) Bigarella, E. D. V., Azevedo, J. L. F., and Mello, O. A. F., "Normal force calculations for rocket-like configurations," *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Vol. 26, No. 3, 2004, pp. 290~296.

3) Zdravistch F., and Azevedo J. L. F., "Numerical simulation of high speed flows over complex satellite launchers," *Proc 3rd Brazilian Thermal Sciences Meeting ENCIT 90*, 1990, pp. 233~238.

4) Langone, K., and Bermúdez, L., "Use of CFD to Rapidly Characterize Aerodynamics for a Hammerhead Launch Vehicle," *27th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2009, pp. 3513.

5) Ericsson, L. E., and Reding, J. P., "Analysis of flow separation effects on the dynamics of a large space booster," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 2, No. 4, 1965, pp. 481~490.

6) Moraes Jr, P., and Neto, A. A., "Aerodynamic experimental investigation of the brazilian satellite launch vehicle (VLS)," *In Proceedings of the 3rd Brazilian Thermal Sciences Meeting*, Vol. 1, 1990, pp. 211~215.

7) Azevedo, J. L. F., Moraes Jr, P., Maliska, C. R., Marchi, C. H., and Silva, A. F. C., "Code validation for high-speed flow simulation over satellite launch vehicle," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 33, No. 1, 1996, pp. 15~21.

8) Azevedo, J. L. F., Zdravistch, F., and Silva, A. F. C., "Implementation and validation of Euler solvers for launch vehicle Flows," *Proceedings of the Fourth International Symposium on Computational Fluid Dynamics*, Vol. 1, 1991, pp. 42~47.

9) Bigarella, E. D. V., and Azevedo, J. L. F., "A Unified Implicit CFD Approach for Turbulent-Flow Aerospace - Configuration Simulations," *In 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009, pp. 1473.

10) Bigarella, E. D. V., and Azevedo, J. L. F., "Blunt - Body flow simulations with

Advanced eddy-viscosity and reynolds - stress turbulence closures," *19th International Congress of Mechanical Engineering*, 2007.

11) Roe, P. L., "Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes," *Journal of computational physics*, Vol. 43, No. 2, 1981, pp. 357~372.

12) Park, S. H., and Kwon, J. H., "Implementation of $k-\omega$ turbulence models in an implicit multigrid method," *AIAA journal*, Vol. 42, No. 7, 2004, pp. 1348~1357.

13) Menter, F. R., "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for

engineering applications," *AIAA journal*, Vol. 32, No.8, 1994, pp. 1598~1605.

14) Langtry, R. B., and Menter, F. R., "Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes," *AIAA journal*, Vol. 47, No. 12, 2009, pp. 2894~2906.

15) Menter, F. R., Langtry, R. B., Likki, S. R., Suzen, Y. B., Huang, P. G., and Völker, S., "A correlation-based transition model using local variables—Part I: model formulation," *Journal of turbo machinery*, Vol. 128, No. 3, 2006, pp. 413~422.