

우주발사체의 플룸에 따른 유동박리 현상에 대한 수치적 연구

안 상 준,¹ 허 남 건,² 권 오 준*¹

¹한국과학기술원 항공우주공학과

²서강대학교 기계공학과

NUMERICAL INVESTIGATION OF PLUME-INDUCED FLOW SEPARATION FOR A SPACE LAUNCH VEHICLE

S.J. Ahn,¹ N. Hur² and O.J. Kwon*¹

¹Dept. of Aerospace Engineering, KAIST

²Dept. of Mechanical Engineering, Sogang Univ.

In this paper, the supersonic flows around space launch vehicles have been numerically simulated by using a 3-D RANS flow solver. The focus of the study was made for investigating plume-induced flow separation(PIFS). For this purpose, a vertex-centered finite-volume method was utilized in conjunction with 2nd-order Roe's FDS to discretize the inviscid fluxes. The viscous fluxes were computed based on central differencing. The Spalart-Allmaras model was employed for the closure of turbulence. The Gauss-Seidel iteration was used for time integration. To validate the flow solver, calculation was made for the 0.04 scale model of the Saturn-5 launch vehicle at the supersonic flow condition without exhaust plume, and the predicted results were compared with the experimental data. Good agreements were obtained between the present results and the experiment for the surface pressure coefficient and the Mach number distribution inside the boundary layer. Additional calculations were made for the real scale of the Saturn-5 configuration with exhaust plume. The flow characteristics were analyzed, and the PIFS distances were validated by comparing with the flight data. The KSLV-1 is also simulated at the several altitude conditions. In case of the KSLV-1, PIFS was not observed at all conditions, and it is expected that PIFS is affected by the nozzle position.

Key Words : 우주발사체(Space Launch Vehicle), 초음속 유동(Supersonic Flow), 배기 플룸(Exhaust Plume), 플룸에 의한 유동박리(Plume-Induced Flow Separation)

1. 서 론

우주발사체(Space Launch Vehicle)는 위성을 궤도에 올려놓거나 우주선을 지구 탈출속도로 발사시키는 로켓 부스터를 의미한다. 우주발사체는 재사용 여부에 따라서 소모성 우주발사체(Expendable Launch Vehicle)와 재사용 우주발사체(Reusable Launch Vehicle)로 구분된다. 소모성 우주발사체는 1950년대에 탄도 미사일 기술을 응용하여 개발되었으며, 한 차례만 사용되도록 설계되어 운용된다. 재사용 우주발사체는

고가의 로켓을 재사용하여 전체 발사 비용을 절감하고자 하는 목적으로 연구개발이 진행되어 왔으며 우주왕복선, Single-stage-to-orbit (SSTO) 및 Two-stage-to-orbit (TSTO) 방식의 우주 발사체들이 이에 해당된다. 그러나 재사용 우주발사체는 발사체 자체가 매우 고가이고, 재정비 비용이 필수적으로 요구되어 현재까지는 소모성 우주발사체 보다 저비용이라고 할 수는 없다. 이와 같은 이유로 인하여 주요 우주선진국에서 다양한 소모성 우주발사체가 개발되어 왔으며, 대부분의 탐사선 및 위성의 발사는 소모성 발사체를 활용하여 이루어지고 있다.

우주 발사체는 발사과정 중에 아음속, 초음속 및 극초음속 상태를 거치게 되고, 노즐 출구에서 배출되는 고온/고압의 배기 플룸으로 인해 발사체 주위의 유동은 매우 복잡한 특성을 보이게 된다.

Received: March 7, 2012, Revised: June 5, 2013,

Accepted: June 5, 2013.

* Corresponding author, E-mail: ojkwon@kaist.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2013.18.2.066>

© KSCFE 2013

Plume-Induced Flow Separation (PIFS)는 노즐 출구에서 배출되는 고압의 배기 플룸으로 인해 발사체의 후미에서 유동의 진행 방향으로 강한 역압력 구배가 형성되어 유동 박리가 발생하는 현상이다. 이 현상은 노즐의 배기와 자유류의 압력차이가 큰 고고도에서 더 강하게 발생하며 유동 박리에 의해 유동이 재순환하면서 강한 진동을 발생시키고, 고온의 배기 가스를 발사체의 동체로 전달시킨다. PIFS 거리는 발사체의 후미에서 박리점까지의 거리를 의미하며 발사체의 방열 시스템 설계를 위해 정확한 예측되어야 한다.

본 연구에서는 3차원 압축성 유동해석코드를 이용하여 소모성 우주발사체에서 발생하는 PIFS를 예측하고 그 특성을 고찰하였다. 계산에 사용된 형상은 Saturn-V와 Korea Space Launch Vehicle- I (KSLV- I)이다. Saturn-V는 1960년대 후반부터 1970년대 초반까지 National Aeronautics and Space Administration (NASA)의 Apollo 및 Skylab 프로그램에 사용된 우주발사체이다. 이 발사체는 높이가 약 110 m이고 지름이 약 10 m인 대형발사체이며, 1단에서는 5개의 F-1엔진이 사용된다. Saturn-V 형상은 다양한 실험 및 비행 데이터가 공개되어 있어 이를 이용한 수치해석적 연구들[1,2]이 발표된 바 있다. KSLV-1은 위성을 지구 저궤도로 발사하기 위한 목적으로 개발된 국내의 우주발사체로 1단에서는 1개의 RD-151엔진이 사용되며, 2013년 3차 발사에서 위성을 정상궤도에 성공적으로 진입시킨 바 있다. 우주발사체는 지상에서 발사된 후 가속되어 아음속, 초음속, 극초음속 유동을 거치게 되고, 고도가 상승함에 따라 대기압과 대기 온도가 급격하게 변화하게 된다. 이러한 우주발사체의 발사과정을 정확히 모사하기 위해서는 유동조건이 변화하는 비정상유동해석을 수행하여야 하나, 이는 매우 과도한 계산시간이 요구된다. 따라서 본 연구에서는 발사과정 중 거치게 되는 여러 고도에서의 순간적인 유동 조건을 사용하여 정상유동으로 가정하여 해석을 수행하였다.

유동해석코드의 자세한 검증은 위하여 Saturn-V 형상에 대해 배기 플룸을 고려하지 않고 유동해석을 수행하여 발사체 주위의 압력과 경계층 내의 마하수 분포를 0.04 scale 형상에 대한 실험치[3]와 비교하였다. 또한, Saturn-V 형상의 실물 scale에 대하여 배기 플룸을 고려한 유동해석을 수행하여 PIFS를 예측하였고, 산출된 PIFS 거리 결과를 비행 보고서[4]에 수록된 데이터와 비교하여 검증하였다. KSLV- I 형상에 대하여 배기 플룸을 고려한 유동해석을 추가적으로 수행하였고 PIFS 특성을 고찰하였다.

2. 지배방정식 및 수치 해석 기법

우주발사체 주위의 초음속 유동을 해석하기 위한 3차원 압축성 유동을 지배하는 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)

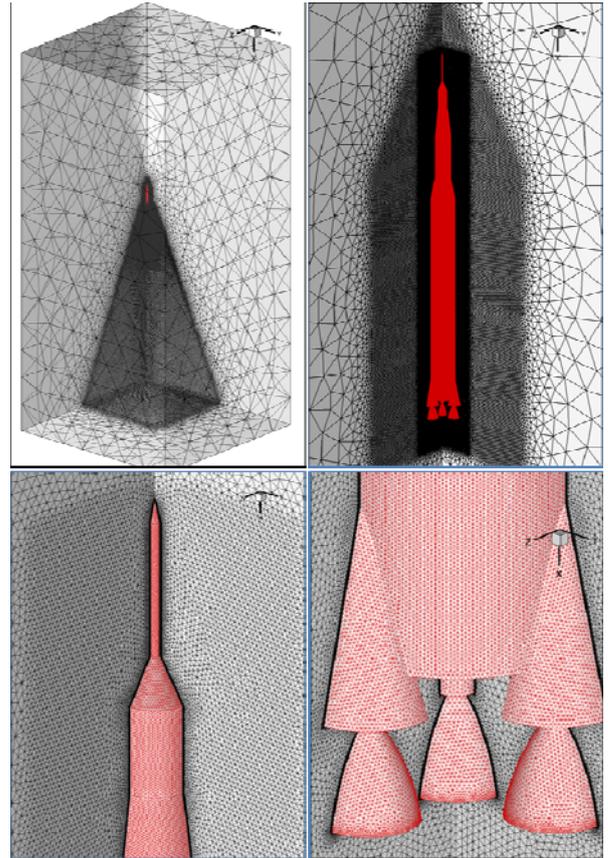


Fig. 1 Computational mesh for Saturn-V launch vehicle

방정식을 적분형태로 표현하면 아래와 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_v Q dV + \oint_{\partial v} F(Q) \cdot \vec{n} dS = \oint_{\partial v} G(Q) \cdot \vec{n} dS \tag{1}$$

$$Q = [\rho \ \rho u \ \rho v \ \rho w \ e_0]^T$$

$$F(Q) \cdot \vec{n} = ((\vec{V} - \vec{V}_g) \cdot \vec{n}) \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ (\rho h_0) \end{pmatrix} + p \begin{pmatrix} 0 \\ n_x \\ n_y \\ n_z \\ 0 \end{pmatrix}$$

여기서 V 는 제어체적을 나타내고, ∂v 는 제어표면, \vec{n} 은 제어 표면의 바깥 방향으로의 법선 벡터, \vec{V}_g 는 격자속도를 나타낸다. 식 (1)은 비정렬 격자계에서 사용하기 위해 격자점 중심의 유한체적법으로 이산화하였다. 비점성 플럭스는 공간에 대한 이차 정확도의 Roe의 flux-difference splitting (FDS)[5]를 사용하여 계산하였고, 점성 플럭스는 중심차분법을 사용하여 계산하였다. 시간적분을 위해 Gauss-Seidel 내제적 시간적분법을

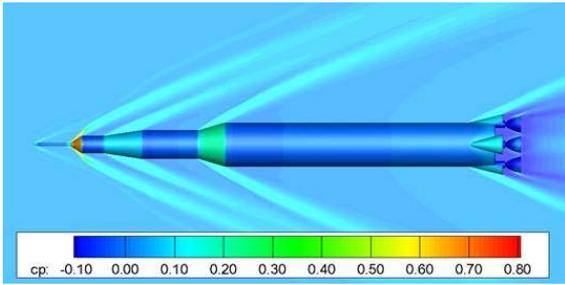


Fig. 2 Pressure distribution around launch vehicle

이용하였다. 유동장의 난류 점성계수는 Spalart-Allmaras의 1-방정식 난류모형[6]을 사용하여 계산하였다. 공간에 대한 2차 정확도의 계산에서 수치 불안정성을 해소하기 위해 Venkatakrishnan의 limiter[7]를 사용하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 Saturn-V 형상

본 연구에서 사용하고 있는 유동해석 코드의 정확도를 자세히 검증하기 위하여, 풍동실험 결과[3]가 공개되어 있는 Saturn-V의 0.04 scale 형상에 대해 유동해석을 수행하였고, 해석 결과를 실험치와 비교하였다. Fig. 1은 계산에 사용된 격자를 나타내고 있다. 계산 시간을 단축하기 위하여 전체 형상의 1/4만을 고려하였고, 대칭(symmetry) 경계조건을 사용하여 전체 형상에 대한 효과를 고려하였다. 전체 계산영역은 발사체의 기두부에서 입구방향으로 발사체 1단 지름의 100배, 발사체의 노즐에서 출구 방향으로 지름의 100배, 발사체의 중심에서 수직 방향으로 지름의 100배의 거리로 설정하였다. 물체 주위의 경계층 유동을 포착하기 위하여 물체 표면에서 프리즘 격자요소를 적용하였다. 첫 번째 격자층의 y+ 값은 1로 선택하였다. 계산 영역의 나머지 부분에는 사면체 격자요소를 생성하여 전체 계산격자를 구성하였다. 전체 계산격자는 약 346만개의 격자점과 약 856만개의 격자요소로 구성된다.

경계조건은 물체 경계면에서 점착 조건(no-slip condition), 유입유동 경계에서는 자유류 조건(freestream condition), 원방 경계에서는 특성 조건(characteristic condition), 출구유동 경계에서는 배출 조건(extrapolation condition)을 사용하였다. 계산 시간의 절감을 위하여 전체 계산 영역을 80개의 영역으로 분할하여 병렬계산을 수행하였다. 유동해석 조건은 자유류의 마하수가 3.0이고, 1단 로켓의 지름과 자유류의 속도를 이용하여 산출된 레이놀즈 수가 1.65×10^6 이다.

Fig. 2는 계산을 통해 예측된 발사체 주위의 압력분포를 나타내고 있다. 발사체의 단면 지름이 증가하는 단 연결부에서 충격파와 팽창파가 관찰되고 있다. 발사체 표면의 압력 분

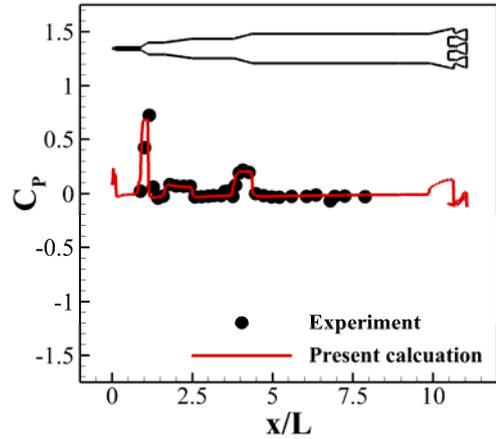


Fig. 3 Pressure distribution at vehicle surface

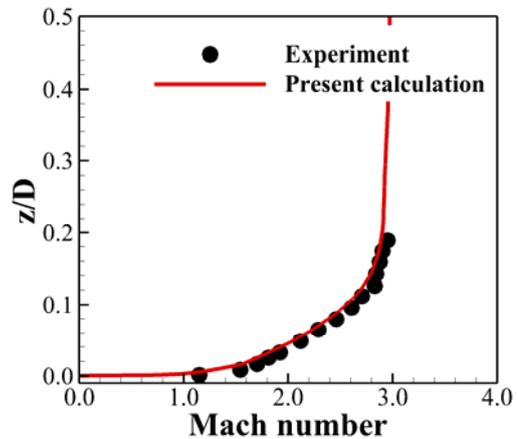


Fig. 4 Mach number distribution at boundary layer

포를 실험치와 비교하여 Fig. 3에 나타내었다. 발사체 표면에서의 압력 분포가 실험치와 매우 잘 일치함을 확인할 수 있다.

Fig. 4는 발사체 1단 로켓에 발달된 경계층 내의 마하수 분포를 나타내고 있다. 측정위치는 발사체 기두부로부터 6.82D 후방이며 경계층 내의 마하수 분포가 실험치와 매우 잘 일치하고 있다. 이상의 검증을 통하여 본 연구에서 사용하고 있는 유동해석 코드가 초음속 점성유동장을 정확히 예측하는 것을 확인하였다.

발사체에서 발생하는 PIFS를 포착하기 위하여 노즐 출구에서 배출되는 배기 플룸을 고려하여 해석을 수행하였다. 배기 플룸의 조성은 모두 공기로 가정하였고, 비열비는 1.4를 사용하였다. 자유류의 유동조건은 Saturn-V의 비행 보고서[4]에 수록된 고도 40 km와 60 km에 대한 조건을 사용하였으며 정상상태로 가정하였다. 고고도인 60 km 조건에서 공기의 희박한 정도를 나타내는 Knudsen 수는 2.6×10^{-5} 이며, 연속체 영역으로 구분할 수 있다. 따라서, 표면 미끄러짐 현상은 고려하지 않

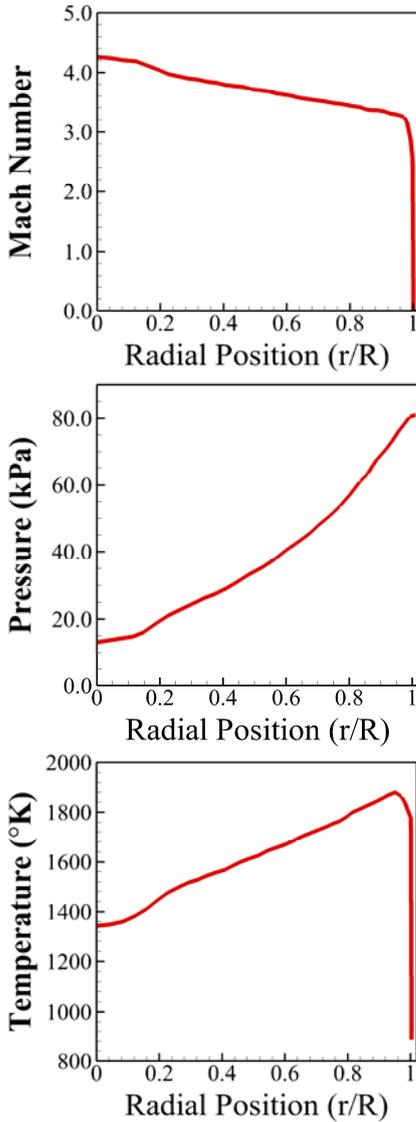


Fig. 5 Boundary conditions at nozzle exit[2]

았다. 각 고도에서의 구체적인 유동조건을 Table 1에 나타내었다. 노즐 출구에서의 유동조건은 F1엔진의 노즐 유동에 대한 타 연구자의 해석결과[2]를 사용하였으며, 이를 Fig. 5에 나타내었다. 발사 과정 중 고도 40 km에서는 1단의 모든 엔진이 사용되고, 60 km에서는 중앙의 엔진은 정지된 상태에서 4개의 엔진이 사용된다.

각 고도에서의 유동 조건에 따라 첫 번째 격자층의 $y+$ 값

Table 1 Freestream conditions[4]

Altitude (km)	40	60
M_∞	4.4	6.5
Re_p	1.7×10^6	4.1×10^5
P_∞ (Pa)	151.0	22.0
T_∞ (°K)	264.0	247.0

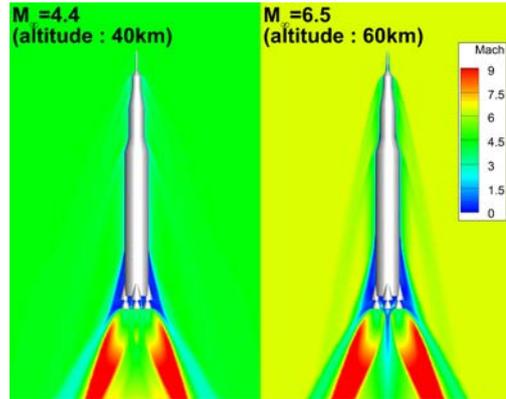


Fig. 6 Mach number contours

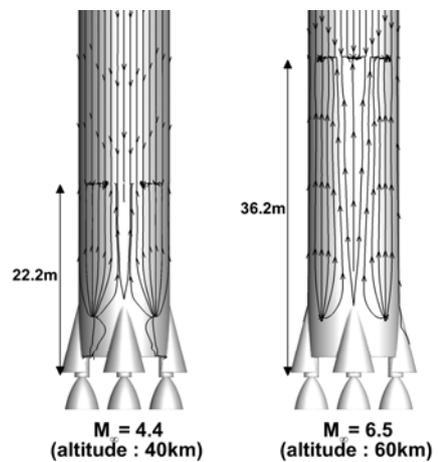


Fig. 7 Streamlines at vehicle surface

은 1이 되도록 프리즘 격자요소를 적층하여 격자를 재생성하였다. 전체 계산영역에서 격자의 조밀도는 Fig. 1에서와 동일한 분포를 갖도록 하였다. 전체 격자점의 수는 마하수 4.4의 조건에서 약 348만개이고 마하수 6.5의 조건에서 약 327만개이다. Fig. 6은 해석을 통해 예측된 발사체 주위의 마하수 분포를 보여주고 있다. 노즐에서의 배기 플룸은 대기와의 압력차이가 상대적으로 더 큰 마하수 6.5의 조건에서 더 넓게 확장된다. 자유류의 유동과 노즐 출구에서의 배기 플룸이 만나는 영역에서 내부 플룸 충격파와 외부 플룸 충격파가 관찰된다. 발사체의 후미에서는 배기 플룸으로 유발된 유동박리 현상으로 인하여 매우 낮은 마하수가 나타나고 있다.

Fig. 7에 발사체 표면의 유선분포를 나타내었다. PIFS 거리는 마하수가 4.4인 조건에서는 22.2 m, 마하수가 6.5인 조건에서는 36.2 m로 산출되었다. 마하수가 6.5인 조건에서 PIFS 거리가 증가하는 원인은 고도가 높아질수록 노즐 출구에서의 배기와 대기의 압력차이가 증가하여 플룸의 확장각이 증가하고 더 큰 역압력 구배가 형성되기 때문이다.

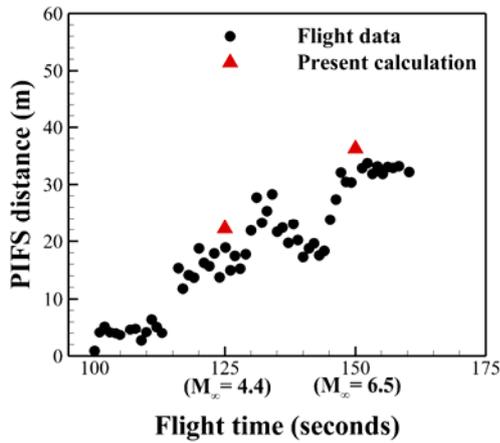


Fig. 8 PIFS distance

예측된 PIFS 거리를 비행 데이터[2]와 비교하여, Fig. 8에 나타내었다. 계산을 통해 산출된 결과가 다소 크게 예측되었으나 대체적으로 비행 데이터와 유사한 수치를 보여주고 있으며, 고도가 상승할수록 PIFS 거리가 증가하는 경향성이 비행데이터와 동일하게 관찰된다. 해석결과에서 PIFS 거리가 비행데이터보다 다소 크게 예측되는 것은 비행시간에 따라 대기 조건이 크게 변하고, 발사체의 속도가 증가하게 되는 비정상유동을 정상유동으로 가정하였고, 배기 가스를 비열비 1.4의 공기로 가정하였기 때문으로 판단된다.

3.2 KSLV- I 형상

KSLV- I의 다양한 고도조건에 대한 유동해석을 수행하였다. KSLV- I의 구체적인 비행데이터와 1단 엔진의 노즐 출구 조건 등은 공개된 바가 없다. 따라서, 유동해석을 위한 조건들은 Saturn-V의 운용조건들을 적용하였으며 고도 15, 20, 40 및 60 km의 4개 조건에 대한 해석을 수행하였다. 각 고도에서의 구체적인 해석조건들을 Table 2에 나타내었고, 노즐 출구에서의 마하수, 온도 및 압력은 Fig. 5에 나타낸 수치를 사용하였다.

Fig. 9에 KSLV- I 형상에 대한 계산격자를 나타내었다. Saturn-5 해석에서와 동일하게 전체 형상의 1/4만을 고려하였고, 대칭(symmetry) 경계조건을 사용하였다. 물체 주위의 경계층 유동을 포착하기 위한 프리즘 격자요소를 적용하였고, 모든 유동조건에서 첫 번째 격자층의 y^+ 값이 1이 되도록 하였

Table 2 Freestream conditions

Altitude (km)	15	20	40	60
M_∞	1.5	2.7	4.4	6.5
Re_p	1.8×10^7	6.5×10^6	4.9×10^5	1.2×10^5
P_∞ (Pa)	12,111	2,550	151.0	22.0
T_∞ (°K)	217.0	221.0	264.0	247.0

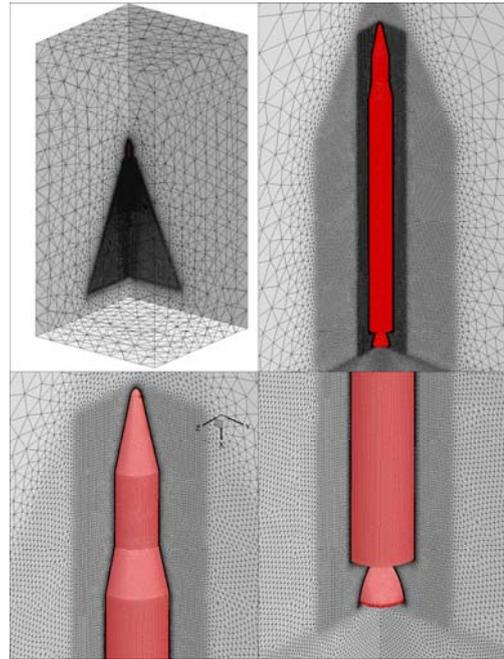


Fig. 9 Computational mesh for KSLV- I launch vehicle

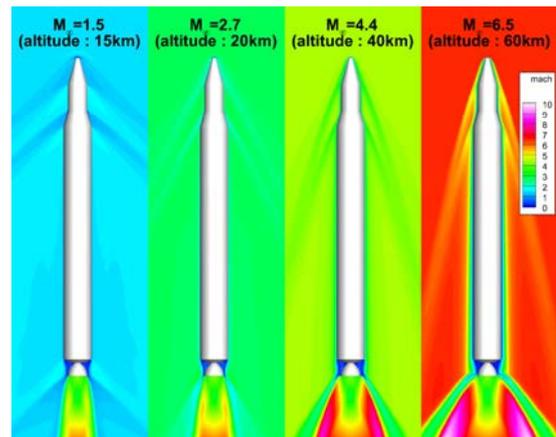


Fig. 10 Mach number contours

다. 계산에 사용된 전체 격자수는 격자수가 가장 많은 마하수 1.5의 조건에서 격자점이 약 397만개이고, 격자수가 가장 적은 마하수 6.5의 조건에서 격자점이 약 307만개이다. 경계조건들은 Saturn-V의 계산에서와 동일하게 적용되었다. 각 고도 조건에서 계산을 통해 예측된 발사체 주위의 마하수 분포를 Fig. 10에 나타내었다. 고고도 조건일수록 노즐 출구와 대기의 압력차이가 증가하기 때문에 배기 플룸이 더 넓은 영역으로 확장되는 것을 관찰할 수 있다.

Fig. 11에 발사체 표면의 유선분포를 나타내었다. 모든 고도 조건의 결과에서 발사체의 지름이 증가하는 1단과 2단의 연결부에서 충격파에 의한 유동박리 현상은 관찰되나 배기

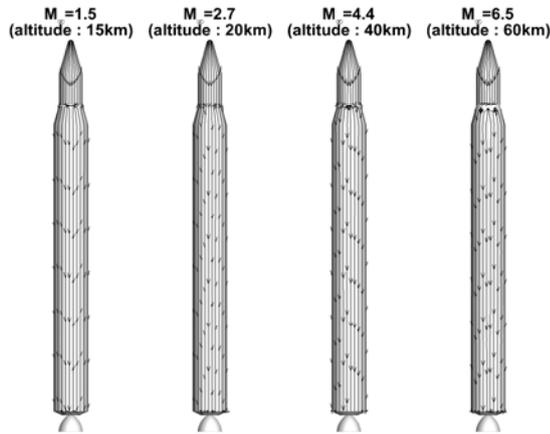


Fig. 11 Streamlines at vehicle surface

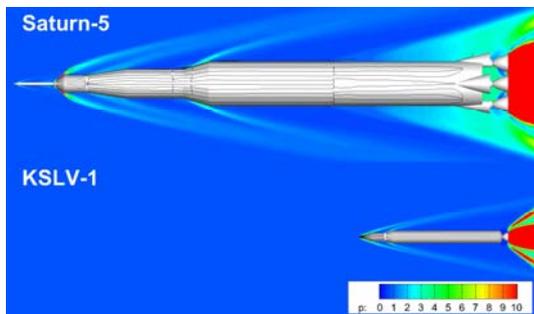


Fig. 12 Pressure contours

플룸에 의한 유동박리 현상은 발생하지 않음을 볼 수 있다. 이에 대한 원인을 알아보기 위하여 PIFS가 강하게 나타났던 3.1절의 Saturn-V 형상에 대한 해석 결과와 본 절의 KSLV-I 형상의 해석 결과를 비교하였다.

Fig. 12는 두 발사체에 대한 마하수 6.5의 조건에서의 압력 분포를 나타내고 있다. Saturn-V는 5개의 엔진을 사용하기 때문에 노즐이 발사체의 지름보다 더 큰 영역까지 설치가 되는 반면에 KSLV-I은 한 개의 엔진을 사용하기 때문에 발사체의 지름보다 작은 영역에만 노즐이 설치가 된다. 이와 같은 노즐의 설치 위치 차이에 의해 Saturn-V의 동체 후미에서 상대적으로 더 강한 역압력 구배가 생성되고, KSLV-I에서는 상대적으로 더 작은 역압력 구배가 생성됨을 볼 수 있다. 각 발사체에서 PIFS의 발생 유무는 위에서 기술한 바와 같이 노즐의 설치 위치에 의한 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구에서는 3차원 압축성 유동해석코드를 이용하여 우주발사체에서 발생하는 PIFS 현상을 예측하였다. 유동해석 코

드의 자세한 검증을 위하여 배기 플룸을 고려하지 않은 Saturn-5 형상에 대한 초음속 유동해석을 수행하였고, 예측된 결과를 실험치와 비교하여 검증하였다.

Saturn-V형상에 대하여 배기 플룸을 고려한 계산을 수행하여 PIFS 특성을 고찰하였고, 산출된 PIFS 거리를 비행데이터와 비교하여 검증하였다. KSLV-I 형상에 대하여 배기 플룸을 고려한 유동해석을 추가적으로 수행하였다. KSLV-I에서는 PIFS가 관찰되지 않았으며, 이는 노즐 설치 위치에 따른 것으로 판단된다. 본 연구에서 사용한 유동해석코드가 PIFS 현상을 포함한 우주발사체의 초음속 유동장을 비교적 정확히 예측함을 확인하였으며, 향후 우주발사체의 개발과정에서 공력 특성을 예측하는데 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 2013년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 우주핵심기술개발사업의 지원(No.2011-0020808)과 2013년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원(No.2009-0083510)을 받아 수행된 연구이며, 이에 감사드립니다. 또한, KSLV-I 형상을 제공해주신 항공우주연구원에 감사드립니다.

References

- [1] 2011, Deere, K.A., Elmiligui, A.A. and Abdol-Hamid, K.S., "USM3D Simulations of Saturn V Plume Induced Flow Separation," *AIAA Paper 2011-1055*.
- [2] 2011, Gusmann, M., Housman, J. and Kris, C., "Best Practices for CFD Simulations of Launch Vehicle Ascent with Plumes-OVERFLOW Perspective," *AIAA Paper 2011-1054*.
- [3] 1966, Brice, T.R., Parkins, T.M. and Robertson, J.E., "Pressure Test on a 0.040-scale Model of the Saturn V Launch Vehicle at Mach Number from 0.6 through 1.45," *AEDC-TR-66-217*.
- [4] 1968, Lowery, T.J., "Effects of Flow Separation on Apollo Saturn V First Stage Aerodynamics," *NASA MSFC R-AERO-AD-68-35*.
- [5] 1981, Roe, P.L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Scheme," *Journal of Computational Physics*, Vol.43, pp.357-372.
- [6] 1992, Spalart, P.R. and Allmaras, S.R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic flows," *AIAA Paper 92-0439*.
- [7] 1993, Venkatakrishnan, V., "On the Accuracy of Limiters and Convergence to Steady State Solutions," *AIAA Paper 93-0880*.