압력 조건과 기저 온도 조건에 따른 기저 열전달률 계산

김 재 관[1],이 준 우[2],최 중 근[3],김 규 홍[4*]

Base heat flux calculation along variable pressure ratio and base temperature condition on launch vehicle

J.G. Kim, J.W. Lee, J.K. Choi and K.H. Kim

Numerical study was conducted to simulate the heat transfer on the real launch vehicle base. Three different base temperatures were chosen, to simulate the heat accumulation on the base. Moreover, six different pressure ratio conditions were used to express the different air conditions. As a result, the table that can used to estimate the base heat flux along the base temperature and pressure condition was made.

Keywords: PIFS(Plume Induced Flow Separation), 열전달(Heat transfer)

1. 서 론

현재 14개국 이상이 지구 저궤도(Low Earth Orbit) 및 천이궤도(Geosynchronous Transfer Orbit)에 인공위성을 보낼 수 있는 우주발사체를 보유하고 있다. 대한민국 정부도 KSLV(Korea Space Launch Vehicle) 시리즈를 개발하고 있다. 2009년 첫 발사를 시작한 KSLV-I의 경우 중량 100Kg의 위성을 지구 저궤도(300Km)에 올리는 것을 목표로 하여 개발되었다. 지구 저궤도에 도달하기 위해 우주발사체는 다양한 외기조건에 따라 플룸과 외기간의 낮은 압력비에서 높은 압력비까지 다양한 조건을 겪게 된다. 그로 인해 높은 압력비 조건에서는 발사체 동체 표면 및 기저면에서 복잡한 유동 현상이 발생한다. 특히 플룸에 의한 유동 박리현상(Plume Induced Flow Separation)이 발생하고, 기저에서 박리영역 및 재순환 영역이 증가하고, 또한 이는 기저에서 비정상 유동을 유발할 수 있다. 이런 현상은 기저면 에서의 열전달량을 증가시키고 그로 인해 기저면의 열보호가 필요하게 된다. 1970년대 이후 NASA를 중심으로 PIFS가 발사체에 미치는 공력적 영향에 대한 다양한 실험적 연구들이 있어왔다 [1-4]. 또한 1980년대 이후 발달된 컴퓨터 기술을 이용하여 Bakker [5] 와 Raghunathan [6] 등은 냉가스를 이용한 플룸의 기저부 영향에 대한 연구를 수행했고, Huebner [7] 와 Châtelain [8]은 Boat-tail형상에 대한 PIFS 효과에 관한 연구를 수행했다. 연구에서 사용된 코드는 McGhee [4]의 실험적 연구의 결과를 이용해 검증했다.

본 연구에서는 Straight 형상의 기저 형상를 갖는 발사체 형상을 이용해 세 가지 기저 온도 및 여섯 가지 압력비에 대해 기저면 열전달량의 변화 추이에 대한 연구를 수행했다.

2. 수치해석 기법

공기를 11가지 원소(O, O^+, N, N^+, NO, NO^+, O_2, O_2^+, N_2, N_2^+, e^-)를 이용하여 모델링한 2차원 축대칭 비평형 수치해석 방법이 사용되었다. 시간 적분 기법으로는 LU-SGS 기법이 사용되었으며, 플럭스 기법으로는 M-AUSMPW+ 기법이 사용되었다. 난류 유동장 해석을 위해 2방정식 k-ω SST 난류 모델을 상용했다. 복잡한 형상 및 대용량 계산을 위해 MPI를 이용한 병렬계산을 수행했다. 일반적으로 기저 복사 열전달량은 발사체의 종류에 따라 많은 차이를 보이며, 대류에 의한 열전달에 비해 압력비 영향을 거의 받지 않는다[9-11]. 따라서 본 연구에서는 기저에서의 압렵비에 대한 대류 열전달에 의한 열전달의 특성 파악을 위해 복사 열전달은 생략했다. 노즐 플룸은 고온의 공기를 이용해 모사했다.

1 학생회원, 서울대학교 기계항공 공학부
2 서울대학교 기계항공 공학부
3 서울대학교 기계항공 공학부
4 정회원, 서울대학교 기계항공 공학부
* TEL : 02) 880-8920
* Corresponding author E-mail: aerocfd1@snu.ac.kr

3. 수치해석 결과

수치해석 모델은 McGhee [4]의 실험 모델을 사용했으며, 노즈는 15 ° 꺽임각을 갖는 원뿔 형상이고 기저부는 원통형이다. 유동 조건, 기저 온도 및 압력비는 아래 표 1과 같다. 압력비 영향을 고려해 6가지 압력비와 기저 온도 영향 효과 연구를 위해 발사체 기저 온도범위 내에서 300K, 600K, 900K를 선택했다.

Table. 1 Base Configurations and Flow Conditions

Free Stream Flow Conditions	Base Temperature	P_{jet}/P_∞
Re_∞ = 1.32X10^6 M_∞ = 3.0 T_∞ = 111K	300K 600K 900K	3 6 27 123 516 1850

벽면 온도 300K의 대류열전달에 의한 기저 열전달은 기저면 따라 그림 1과 같이 분포한다.

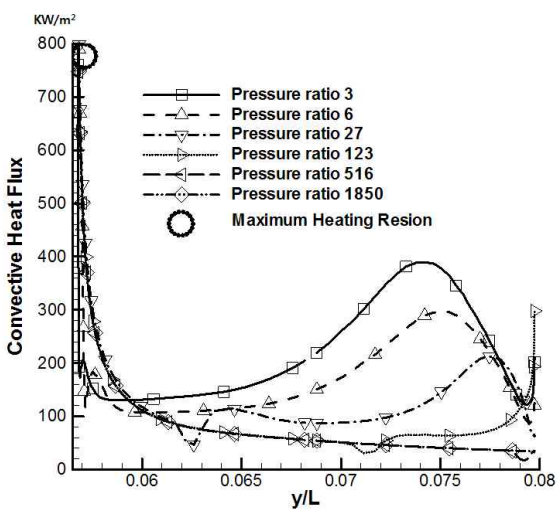

Fig. 1 Convective Heat Flux Comparison with Pressure Ratio

기저 온도 600K 및 900K의 경우도 전체적으로 300K인 경우와 유사한 분포를 보이며, 그 절대 값은 기저 온도 상승에 따라 열전달이 감소함을 보였다. 기저 온도가 상승함에 따라 열전달이 점진적으로 감소하는 것은 벽면에서의 전도율 상승에 비해 벽면에서의 온도 기울기 감소 영향이 크기 때문이다.

그림1에서 국부적 열전달량 극대점은 기저면의 정체점 에서 발생하며, 그 위치는 압력비가 증가함에 따라 노즐 출구에서 멀어지고 있다. 또한 압력비가 증가하면 국부적 열전달 극대량은 점진적으로 감소하고 압력비가 123 이상인 경우 재순환 영역이 기저면 에서 동체위로 옮겨감으로 인해 기저에서는 국부적 열전달 극대점이 발생하지 않음을 그림 2를 통해 확인 할 수 있다.

최대 열전달 영역은 노즐 출구에서 발생하며, 이는 노즐을 통해 나온 플룸이 급격하게 팽창하며 순압력 구배에 의해 경계층이 얇아지고 그로인해 발생한다. 이런 높은 열전달은 발사체에 구조적인 문제를 야기할 수 있으나 이 영역은 기저면적의 0.3%이하 평균 열전달량의 증가에 미치는 영향은 극히 제한적이다.

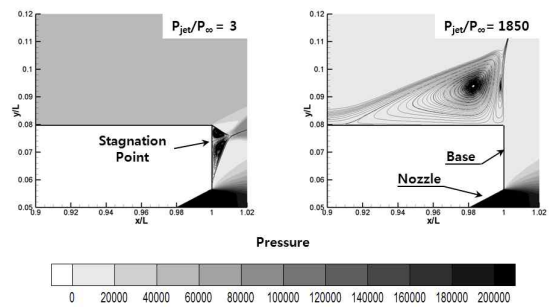

Fig. 2 Convective Heat Flux Comparison with Pressure Ratio

또한 본 연구에서 사용한 k-ω SST 난류 모델은 기저면의 재순환 영역의 평균 열전달량을 예측하는데 적절함이 알려져 있다 [12, 13]. 평균 열전달량은 기저면 온도 300K, 압력비 3에서 235.0KW/m^2이고 그 값은 압력비 1850에서 85.6KW/m^2로 급격하게 감소한다. 압력비가 123 이상인 경우는 압력비 3인 경우의 40% 이하의 열전달량을 갖는 것을 확인 할 수 있다. 또한 기저 온도가 600K, 900K로 증가함에 따라 압비 3인 경우 각각 열전달량이 33%, 59%까지 감소하고, 압력비 1850인 경우 그 비율은 20%, 37%로 낮아짐을 확인 할 수 있다. 각각의 기저 온도에 따른 대류 열전달을 그림 3 처럼 정리할 수 있다.

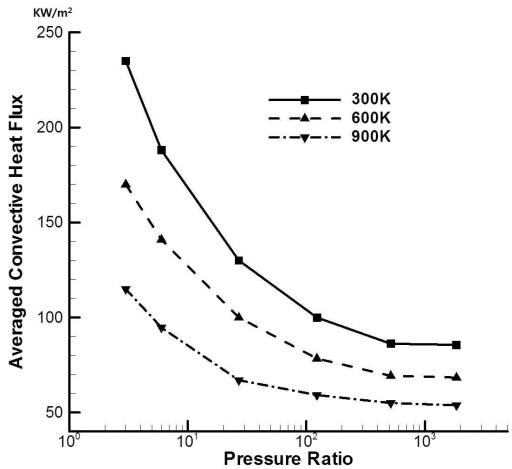

Fig. 2 Averaged Convective Heat Flux Comparison with Base Temperature

5. 결 론

압력분포 및 기저 온도가 기저면 대류 열전달에 미치는 영향에 대한 연구를 수행했다. 압력비가 증가 할수록 기저면에의 평균 열전달량은 감소했으며, 높은 압력비로 갈수록 그 감소량은 줄어들었다. 기저면 온도가 증가할 수 록 평균 열전달량은 감소했으며, 이를 바탕으로 이를 이용하면 발사체의 임무형상(mission profile)이 알려진 발사체의 기저면 대류 열전달량 예측이 가능함을 확인했다.

후 기

본 논문은 국가지정우주연구실(NSL:S10801000121-08A0100-12110) 및 교육 과학 기술부의 한국과학재단의 공학연구센터(ERC) 지원으로 작성되었다.

참고문헌

[1] 1966, McGhee, R. J., “Some Effects of Jet Pluming on the Static Stability of Ballistic Bodies at a Mach Number of 6.00”, NASA TN D-3698

[2] 1960, Salmi, R. J., “Effects of Jet Billowing on Stability of Missile-type Bodies at Mach 3.85”, NASA TN D-284

[3] 1959, Fetterman, D. E., “Effects of Simulated Rocket-Jet Exhaust on Stability and Control of a Research-type Airplane Configuration at a Mach Number of 6.86”, NASA TM X-127

[4] 1970, McGhee, R. J., “Jet-plume-induced flow separation of axi-symmetric bodies at Mach number of 3.00, 4.50, and 6.00”, NASA TM X-2059

[5] 2002, Bakker, P. G., and Bannink, W. J., “CFD Validation for base flows with and without plume interaction”, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-2002-438

[6] 2001, Raghunathan, S., Kim, H. D., and Benard, E., Mallon, P., and Harrision, R., “Plume Interference Effects on Missile Bodies”, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-2001-259

[7] Huebner, L. D., “Computational study of plume-induced separation on a hypersonic powered model”, Journal of Aircraft, Vol.31 No.6, 1994, pp. 1429-1431.

[8] 2001, Châtelain, A., and Hadjadj, A., “Computational study of a plume-induced flow separation on a boat-tailed after-body”, 4th Europe Symposium. Aerothermodynamics for Space Applications, ESA-487

[9] 1977, Watson, G. H., and Lee, A. L., “Thermal Radiation Model for Solid Rocket Booster Plumes”, Journal of Spacecraft, Vol. 14, No. 11, p. 641.

[10] Readon, J. E., and Nelson, H. F., “Rocket Plume Base Heating Methodology”, Journal of Thermophysics and Heat Transfe , Vol. 8, No. 2, 1994, pp. 216-222.

[11] 1965, Jones, I. P., “Summary of Base Thermal Environment Measurements on the Saturn I Block I Flight Vehicles”, NASA TM X-53326

[12] 2002, Wilcox, D. C., “Turbulence Modeling for CFD”, 2nd ed., DCW Industries, La Canada, CA, pp. 260-267

[13] 2007, Oliver, A. B., Lillard, R. P., Schwing, A. M., Blaisdell, G. A., and Lyrintzis, A. S., “Assessment of Turbulent Shock-Boundary Layer Interaction Computations Using the OVERFLOW Code”, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-2007-104,