

초음속 난류 유동장에 놓인 보트테일 형상 발사체 후방동체 기저 항력 감소에 대한 수치적 연구

박 남 은^{*1}, 김 재 수^{*2}

Numerical Study for Base Drag Reduction Using Boattail Shape Afterbodies for Launcher Vehicles in the Supersonic Turbulent Flow

N. E. Park and J. S. Kim

Numerical analysis for pressure drag on boattail afterbodies have been studied by Mach number, boattail angle and length ratio of body diameter and base diameter using CFD-FASTRAN that the commercial external flow CFD code. The numerical results have been compared with the experimental data that have been shown pressure drag reduction and supersonic turbulent flow characteristics for boattail afterbodies. And the prediction equation for boattail base drag has been made by the numerical results about Mach number and boattail configuration parameters.

Key Words: Launcher Vehicle(발사체), Boattail Afterbody(보트테일 후방동체), Supersonic Turbulent Flow(초음속 난류유동)

1. 서 론

발사체·미사일·전투기 등의 공력 설계의 가장 중요한 요소 중의 하나는 항력이며, 전체 항력 중 기저에서의 항력은 모든 항력의 50% 또는 그 이상을 차지[1]하기도 한다.

전체 항력은 압력 항력과 점성 항력, 기저 항력으로 구분할 수 있다. 전체 항력은 외형 형상에 의해 결정되며, 외형 형상은 비행 안정성을 최우선으로 고려하여 결정된다. 따라서 전체 항력의 최소화 과정은 비행 안정성이 고려된 외형으로부터 최소한의 변형을 통하여 이루어져야 한다. 그러나 압력 항력, 점성 항력은 외형 변화에 둔감하나, 기저 항력은 뒷전부의

작은 변화에도 매우 민감하다. 따라서 최소의 형상 변형에 의해 항력을 감소시킬 수 있는 방법[2]은 기저 항력을 감소시키는 것으로, 전체 항력을 줄이기 위해 기저 항력을 줄이는 연구가 많이 수행되고 있다.

기저 항력 감소 방법으로는 보트테일 후방동체, Base Bleed, Mass Injection 등의 방법[1]이 있다. 그러나 효과적이면서 제작이 용이하기 때문에 보트테일 형상을 이용하여 기저에서의 항력을 줄이는 방법이 가장 많이 사용된다.

따라서 본 연구에서는 참고문헌 [3]에 기반을 둔 CFD-FASTRAN을 이용하여 발사체 기저에서의 팽창파 및 재압축파, 박리 유동에 의한 전단층 형성, 순환류의 형성, 뒷전 후류 등의 유동 특성[4]을 파악하였고, 보트테일 형상에 대하여 마하수와 동체·기저 직경비, 보트테일 각에 대하여 수치 해석을 수행함으로써 보트테일 형상 발사체 기저에서의 기저 항력을 구하고, 기존의 결과들과[5,6]과 비교하여 보트테일 형

*1 정희원, 한국항공우주산업(주)

*2 정희원, 조선대학교 항공우주공학과

*E-mail : jsckim@mail.chosun.ac.kr

nameunparkaero@koreaero.com

상 기저에서의 항력 감소를 보였고, Least-Square Method를 이용하여 마하수와 동체·기저 직경비, 보트테일 각에 따른 관계식을 유도함으로써 보트테일 형상 발사체에서의 기저 항력을 예측할 수 있도록 하였다.

2. 수치적 방법

2.1 수치적 기법

기저에서의 압력 항력을 줄이는 가장 대표적인 방법인 보트테일 형상의 기저 압력 항력을 연구하기 위하여 동체의 기저의 비가 1인 발사체와 다양한 동체 직경과 기저의 직경비를 갖는 보트테일 형상에 대하여 수치 해석을 수행하였다.

각각의 마하수와 동체 직경과 기저의 직경의 비를 달리하여 보트테일 후방동체에 대한 수치해석을 수행하기 위하여 상용 소프트웨어인 CFD-FASTRAN을 이용하여 다양한 케이스에 대한 수치해석을 수행함으로써, 보트테일 형상 발사체 후방동체에 대한 유동 현상을 파악하였고, 일반화식으로서의 공식화를 위한 마하수와 항력계수(C_d , drag coefficient) 그리고 기저에서의 압력계수(C_{p_b} , pressure coefficient of base)의 데이터를 획득할 수 있었다.

수치기법으로는 점성 Navier-Stokes방정식을 사용하였으며, 난류 모델은 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였고, Flux Splitting Scheme은 Roe's FDS를 Van-Leer Limiter와 함께 2차항으로 사용하였다.

2.2 격자계 및 경계 조건

동체와 기저의 차이로 인한 보트테일 형상에서의 압력항력의 감소를 확인하기 위하여 Table 1에서의 형상을 갖는 보트테일 후방동체에 대하여 각각 마하수 2.0, 3.0, 5.0에 대하여 수치 해석을 수행함으로써 보트테일 형상에 따른 항력 감소에 대한 연구 결과를 참고문헌[6]과 비교하였다.

Table 1 Boattail geometry (boattail angle)

R1 \ R2	1	0.8	0.6	
1	0.0	5.7		0.30
1.2	0.0		9.5	0.36
1.5	0.0	3.8	7.6	0.45
1.7	0.0	3.4		0.51
2	0.0		5.7	0.60
	0.3	0.24	0.18	r_b L

각각 기호들은 다음과 같다.

$$R1(\text{직경비}) = D2/D1$$

$$R2(\text{길이와 직경비}) = D1/L$$

$$r_b(\text{보트테일 반경}) = D2/2$$

Fig. 1에서는 보트테일 후방동체 형상에 대한 기호와 개략도를 나타내었다. 보트테일 형상을 결정하는 가장 중요한 인자는 동체의 직경($D1$)과 보트테일의 직경($D2$), 그리고 보트테일이 이루는 각(β)이다. 또한 β 는 길이 L 과 $D1-D2$ 의 차에 의해 결정되어진다. 따라서 이러한 형상적인 특징을 갖는 보트테일 후방동체 관한 항력 감소를 연구하기 위해서는 속도(마하수)에 따른 직경비와 보트테일의 각도에 따른 결과 해석이 필요하다

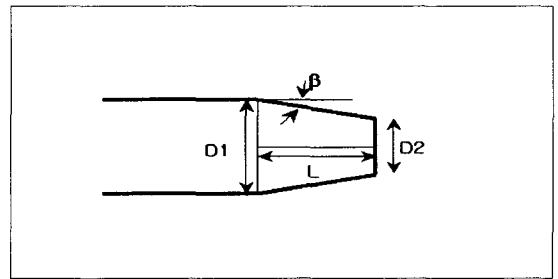


Fig. 1 Schematic of Boattail Afterbody

Fig. 2는 기저지경과 동체직경의 비가 0.6일 때의 후방 동체 부근의 격자계를 확대하여 그린 그림으로 발사체 벽면 주위의 격자계의 크기를 벽면에 수직인 방향에 대하여 5×10^{-3} 이하로 설정하여 벽면에서의 유동특성을 파악할 수 있도록 하였으며, 기저에서는 기저의 압력 변화 및 와류, 재부착점, 기저의 모퉁이에서의 팽창과 및 기저 뒤 부분에서의 재압축과 등의 유동특성을 잘 파악할 수 있도록 기저 뒤편의 격자계를 충분히 분포시켜 수치해석을 수행하였다.

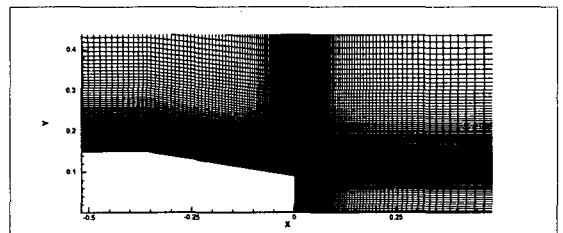


Fig. 2 Grid of boattail afterbody (R1=0.6, R2=1.2)

3. 결과 및 고찰

Fig. 3의 등압력 선도로부터 기저와 동체의 직경비가 0.6인 경우 발사체 노즈에서의 경사충격파의 생성과 팽창파가 보트테일의 경사진 부분에서 넓게 분포되어 생성이 되며, 다시 재압축파가 생성되는 모습을 볼 수 있다.

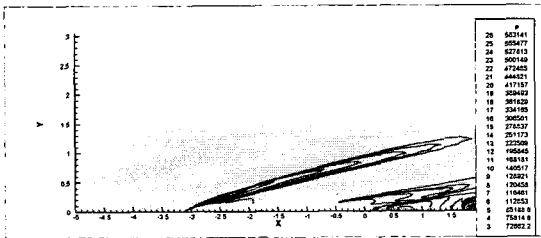


Fig. 3 Pressure contour (M=5.0, R1 = 0.6)

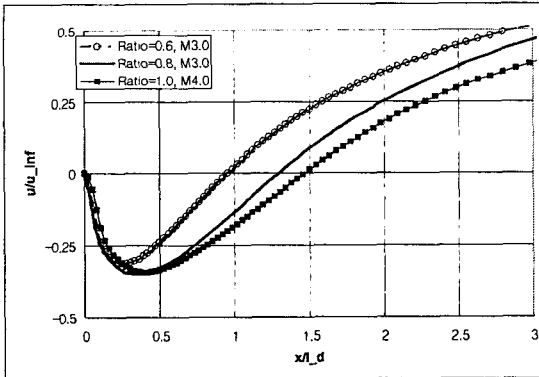


Fig. 4 u-velocity distributions (M=3.0, D2/D1=0.6 vs. 0.8)

Fig. 4에서는 확대칭면에서의 속도 분포 비교하였다. 직경비가 0.6과 0.8일 때 같은 마하수(M=3.0)에서 기저의 직경비가 작은 경우의 재부착점 위치가 1 위치에 존재하고 직경비가 큰 경우에는 1.3의 위치에 재부착점이 존재한다. 이는 기저의 높이가 기저에서 발생하는 와류의 길이에 영향을 줌으로써 재부착점의 위치에도 영향을 준 결과이며, 마하수의 차이에서는 마하수가 증가함으로써 재부착점의 위치가 기저에 가까워지는 현상을 볼 수 있다. 이는 속도가 빨라짐으로써 와류의 강도가 강해져서 발생하는 당연한 물리적인 현상임을 알 수 있다.

Fig. 5과 Fig. 6에서는 기저에서의 압력 분포를 나

타내었다. 원통형 후방 동체에서의 기저 압력은 속도가 증가함에 따라 기저의 압력이 감소하는 일반적인 경향을 볼 수 있으며, Fig. 6 기저에서의 압력 분포에서 기저에서의 압력보다 보트테일의 경사진 빗면에서의 압력이 높은 것을 볼 수 있다.

따라서 빗면의 y축 방향으로의 면적이 넓은 Fig. 5의 압력이 Fig. 6의 후방 동체 기저 압력 보다 더 높음을 볼 수 있다.

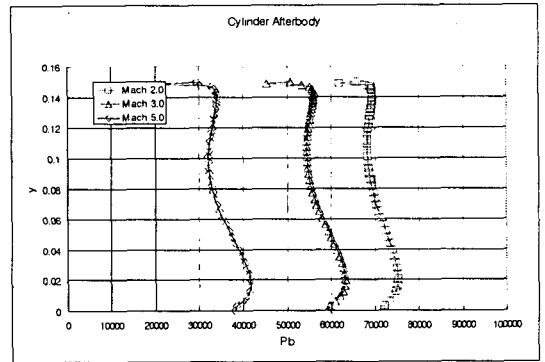


Fig. 5 Base pressure distributions (cylinder afterbody)

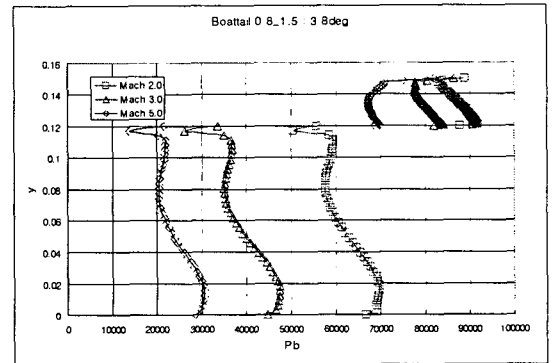


Fig. 6 Base pressure distributions (R1=0.8, R2=1.5, $\beta=3.8$)

Fig. 7은 마하수에 따른 기저압력계수(Cp_B)에 대한 결과로, 기저압력계수는 많은 실험치의 기저에서의 압력계수의 평균화된 일반적인 압력계수로써 아음속에서 마하수 1로 넘어가면서 압력계수가 감소했다가 다시 속도가 빨라질수록 압력계수가 증가하는 결과를 보여주고 있으며, 보트테일 형상의 직경비 0.6, 0.8의 결과도 같은 경향을 보이고 있음을 보여주며, 보트테일의 형상에 따라 기저에서 약간의 압력계수 증가 효과가 나타남을 알 수 있다.

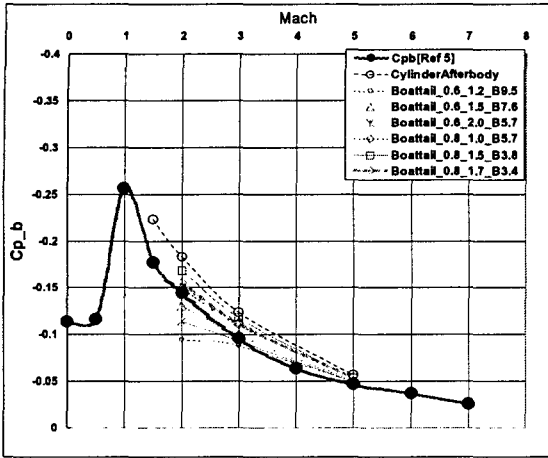


Fig 7 Base pressure coefficients (experimental result(MD[ref. 5] vs. computational results)

Fig. 8은 마하수에 따른 기저에서의 항력계수 결과로 직경비가 감소함으로써 기저에서의 항력계수도 감소하는, 즉 보트테일의 각도가 커질수록 항력이 감소하는 결과를 볼 수 있으며, 보트테일 형상의 항력 감소 효과를 보여줌을 볼 수 있다.

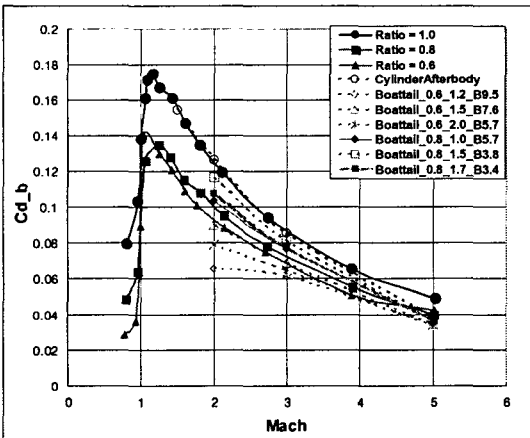


Fig. 8 Drag coefficient on base (experimental results[ref. 6] vs. computational results)

보트테일의 기저 항력의 파라미터는 마하수와 직경비, 보트테일의 각이고 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$Cd_B = aM^\beta Rl^\gamma \theta^\delta \quad (1)$$

위식을 최소자승법을 이용하여 각각의 변수에 따

른 보트테일 형상의 항력 계수를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$Cd_B = 0.265 * M^{-1.1} Rl^{2.161} \theta^{-0.002434} \quad (2)$$

위식에서 각각의 파라미터 중 기저의 직경비가 가장 큰 영향을 줌을 알 수 있다.

4. 결 론

보트테일 후방동체에 대한 수치 해석 결과를 통해서 보트테일 형상을 갖는 발사체 주위에서의 유동현상을 볼 수 있었으며, 기저압력항력이 보트테일 형상에서 그 각도가 커짐에 따라 압력항력이 작아지는 결과를 볼 수 있었고, 수치해석 결과를 동체와 기저의 직경비, 보트테일의 각 그리고 마하수에 따른 기저에서의 항력계수를 공식화함으로써 동체와 기저의 직경비와 마하수가 보트테일 형상에서의 기저항력에 큰 영향을 미치는 요소임을 알 수 있었고, 보트테일 형상 기저에서의 기저항력을 예측할 수 있도록 하였다.

참고문헌

1. 김민환, 박승오, "2-방정식 및 레이놀즈 응력 모형을 이용한 초음속 난류 기저유동의 수치적 계산", 한국전산유체공학회지 제2권 제2호, Nov. (1997), p.9-17.
2. Jubaraj Sahu, "Numerical Computations of Supersonic Base Flow with Special Emphasis on Turbulence Modeling", J. AIAA Vol. 32, No. 7.
3. Charles Hirsch, "Numerical Computation of Internal and External Flows", John Wiley & Sons, (1989), p.501.
4. 김재수, 박남은, "비정렬적응격자를 이용한 유한요소 및 원추 주위의 초음속 난류유동에 관한 수치적 연구", 한국항공우주학회 제29권 제4호 (2001), p.36-42.
5. McDonnell Douglas Company, "Aerodynamics Design Manual", (1973).
6. Mason, L.A., Devan, L. and Moore, F.G., "Aerodynamic Design Manual for Tactical Weapons," NSWC TR 81-156, (1981).