



로켓 노즐의 끝면 형상이 추력에 미치는 영향성 연구

강영진,¹ 양영록,¹ 김성현,¹ 황의창,² 염용일,² 명노신,³ 조태환*³

NUMERICAL INVESTIGATION OF EFFECTS OF FLUTED EDGE SHAPE ON THRUST IN A ROCKET NOZZLE

Y.J. Kang,¹ Y.R. Yang,¹ S.H. Kim,¹ U.C. Hwang,² Y.I. Youm,² R.S. Myong³ and T.H. Cho*³

In this study the performance of the nozzle of a rocket system is evaluated using a CFD code. The main emphasis of the investigation is placed on the effects of the number (9 and 12) and the depth of fluted edge in the rocket nozzle. It is observed that as the depth increases the rolling moment of the nozzle increases while the thrust of the nozzle decreases.

Key words : Rocket nozzle, fluted edge, CFD

1. 서 론

고체추진기관은 구조적으로 간단하며 제작이 용이하기 때문에 초기 위성의 추진기관으로 많이 사용되었다. 짧은 시간 동안 큰 추력을 발생하기 때문에 급가속에 아주 적합하고 구동에 필요한 부품이 필요치 않기에 높은 신뢰도를 가지며 낮은 비용이 들기 때문에 일회성이 있는 무기체계에 있어서 그 활용도가 높다[1,7]. 그러나 제작 시 로켓의 중심축과 무게중심이 불일치하거나 로켓 모터에서 발생하는 추진 방향의 미세한 오차는 추력 편향 문제를 야기하여 로켓의 명중률을 떨어뜨리는 원인으로 작용한다[2,5]. 추진방향을 조절할 수 없는 무유도 무기체계에서 정확도 향상을 위한 연구가 진행되어오고 있으며, 현재까지 주로 Wrap-Around-Fin(WAF)이나 노즐 Flute를 사용하여 로켓 자체에 회전을 주어 해결하고 있다. Wrap-Around-Fin은 고속으로 비행 시 효과를 발휘하기 때문에 발사 초기 상태인 저속에서 추력편향을 제거하는 방법이 요구된다. 노즐 Flute는 노즐 출구에 경사진 홈을 가공한 것으로 발사 초기 연소가스에 의해 로켓의 회전을 가능하게 고안된

장치이다[2-6].

노즐 Flute의 영향은 노즐 Flute에 의해 생성되는 롤링 모멘트(Rolling Moment)뿐 아니라 그로부터 야기되는 추력손실을 동시에 고려하여야 한다. 본 연구에서는 로켓 모터에 대하여 노즐 Flute 개수를 9개에서 12개로 변경하여 기존 로켓 모터의 노즐과 비교하여 보았다. CFD를 이용하여 기존 로켓 모터의 노즐 성능을 분석하였고 이를 토대로 Flute를 12개로 증가시켜 기존 노즐과 성능을 비교하였다. 또한 Flute를 12개로 증가한 노즐에 대해 Flute의 깊이에 따라 노즐 성능에 미치는 경향을 알아보았다.

2. 본 론

2.1 노즐 Flute 형상

노즐 Flute가 있는 로켓 모터는 발사 초기 연소를 하는 동안 로켓에 회전을 주어 추력편향을 제거하는 역할을 한다. 본 연구에서는 9개의 노즐 Flute를 가지고 있는 로켓 모터의 노즐을 모델링하였고[3-6], Fig. 1에 나타내었다. 모델링을 하기 위한 정확한 데이터에 대한 자료가 부족하였기에 실제 로켓 모터의 노즐 형상과 본 연구에서 모델링한 로켓 노즐 간에 형상 차이가 있을 수 있으며 그로 인해 본 연구에서 해석한 결과는 실제 로켓 모터의 실험데이터[2]와는 다소 차이가 있을 수 있다. 본 연구에서는 CFD를 이용하여 노즐을 재설계하

1 경상대학교 기계항공공학부 대학원

2 (주)한화 종합연구소

3 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기 부품기술연구소

* Corresponding author, E-mail: thcho@gnu.ac.kr

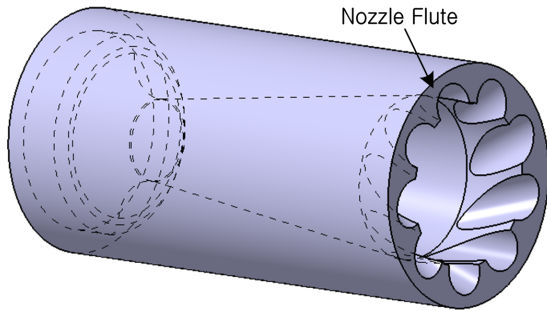
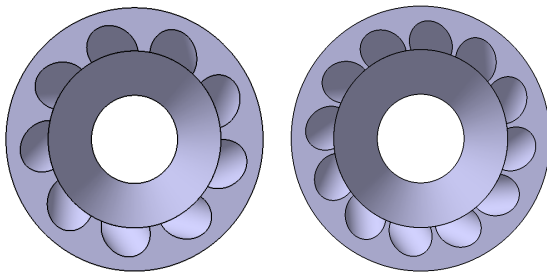


Fig. 1 Nozzle Modeling.



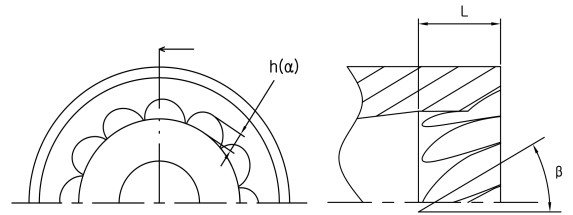
(a) The nozzle with 9 flutes (b) The nozzle with 12 flutes

Fig. 2 The shape of the nozzle exit.

는 방안을 마련하고자 하였기 때문에 실제 로켓 모터의 노즐 형상에 대한 정확한 데이터가 있으면 실험값과 비교가 가능할 것이라 기대한다

Fig. 2의 (a)와 (b)는 각각 Flute 개수가 9개인 노즐과 12개인 노즐 후면 형상을 나타내고 있다 기존 노즐 Flute의 직경은 12.7 mm로, 직경변화 없이 노즐 Flute의 개수를 증가시키면 모델링 시 Flute간 간섭이 발생한다. 본 연구에서는 Flute 개수를 증가할 시 Flute간의 간섭을 제거하기 위해 Flute 직경을 감소하였고, 간섭이 일어나지 않는 최대 크기인 약 11 mm로 모델링하였다. 기존 로켓과 Flute를 12개로 증가한 노즐 출구 단면적은 각각 2581.344 mm²과 2703.979 mm²으로 나타났다.

Fig. 3에 노즐 Flute를 설계하기 위한 변수를 나타내었다 노즐 Flute 설계 시 홈의 깊이(h), 홈의 길이(L), 회전각(β)을 고려할 수 있다 Fig. 4에 홈의 깊이와 회전각 간의 차이를 나타내었다. 홈의 깊이는 노즐 출구에서 보았을 때 노즐 원을 중심에서 바깥으로 나간 정도이고, 회전각은 원주방향으로 이동한 것이다. 홈의 깊이는 α를 이용하여 변화시켰으며 α는 회전각이 0도 일 때 노즐의 중심축과 Flute의 중심축이 이루는 각이다. 본 연구에서는 홈의 길이와 회전각은 일정하게 유



(a) Nozzle exit shape (b) Nozzle flute section

Fig. 3 Shape variables for the nozzle flute.

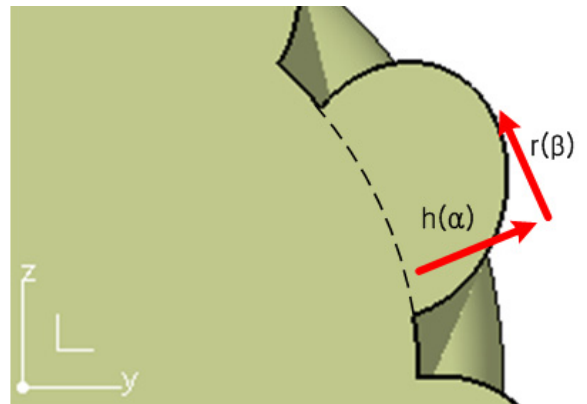


Fig. 4 The Definition of α and β for the nozzle flute.

지하고 α를 조절하여 홈의 깊이를 변화시켰으며 α에 따른 추력 및 롤링 모멘트가 변화하는 경향을 살펴보았다

2.2 수치 해석

고체연료로켓은 연소실 내에서 생성되는 고온 고압의 가스를 노즐을 통해 고속으로 외부로 방출하여 추력을 생성한다. 노즐 출구에서의 연소 가스의 질량유량을 \dot{m} , 속도 v_2 , 정압 p_2 , 노즐 출구의 단면적을 A_2 그리고 외부 압력을 p_a 라고 할 때 로켓의 추력 F 는 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다 [7-10].

$$F = \dot{m}v_2 + (p_2 - p_a)A_2 \quad (1)$$

Fig. 6에 생성한 격자의 단면을 나타내었다 압력 및 속도 변화가 큰 부분이라고 판단되는 벽면 노즐 목 그리고 노즐 Flute 부분에 격자를 집중하여 비정렬 격자 약50만개를 생성하였다. 주요 수치기법으로 Cell 기반 유한 체적법(Cell-Based Finite Volume Method), 내재 시간 전진법(Implicit)을 사용하였다 공간 이산화(Space Discretization)로 2차 풍산 차분법(2nd Order Upwind Scheme)을 사용하였고, 차분법은

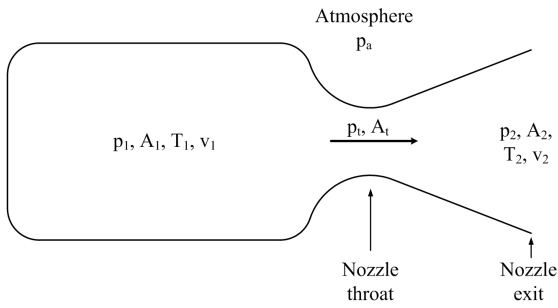


Fig. 5 Rocket nozzle.

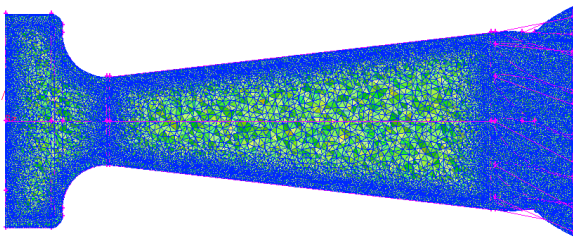


Fig. 6 Grid configuration of the nozzle section.

AUSM을 사용하였다[11,12]. 난류모델은 Spalart-Allmaras[13]을 사용하였으며, 화학반응을 고려하지 않고 비열비가 일정한 동결 상태의 이상기체로 가정하였다[14,15]. 노즐 입구에는 압력 입구조건(Pressure Inlet Condition)으로 압력 1500 psi, 온도 2500K을 적용하였으며 초기 노즐 출구조건은 해면고도상태를 적용하였고 계산을 진행함에 따라 extrapolation이 되어 최종적으로 수렴하였을 때 노즐 출구의 압력이 초기 입력을 따르지 않고 변화할 수 있도록 하였다[16]. 노즐 출구의 해석결과 압력 Contour를 Fig. 10에 나타내었고 압력이 초기 입력을 따르지 않고 변화한 것을 확인하였다

2.3 결과

Table 1은 노즐 Flute 개수를 기존 9개와 12개로 증가한 후

Table 1 The result of thrust and rolling moment with alpha.

| Number of the Flute | Alpha (deg) | Area (mm ²) | Thrust (lbf) | Rolling Moment (lbf-in) |
|---------------------|-------------|-------------------------|--------------|-------------------------|
| 12 | 2 | 2174.098 | 1466.8 | 29.3 |
| | 4 | 2276.833 | 1462.3 | 36.5 |
| | 6 | 2380.574 | 1454.9 | 43.8 |
| | 8 | 2484.097 | 1449.6 | 50.2 |
| | 10 | 2586.34 | 1441.0 | 55.4 |

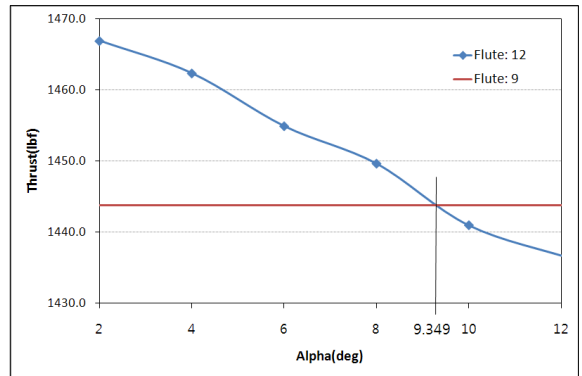


Fig. 7. Thrust versus alpha.

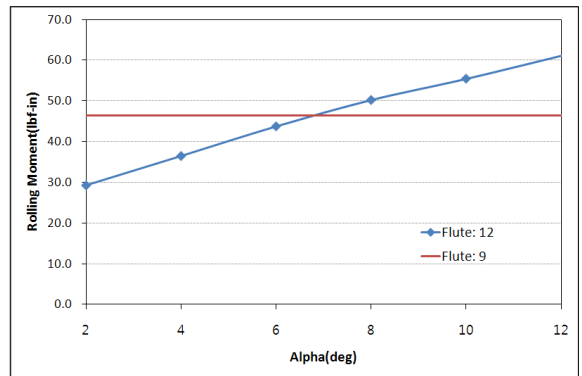


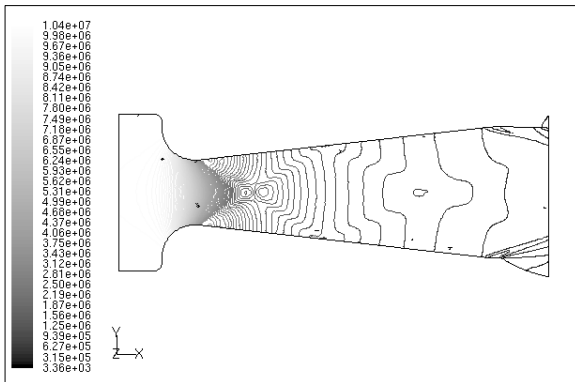
Fig. 8 Rolling moment versus alpha.

Flute의 α 각을 2도에서 10도까지 2도 간격으로 해석한 결과를 나타내며, Fig. 7,8은 각각 α 각에 따른 추력과 롤링 모멘트의 변화를 그래프로 표현하였다. 노즐 Flute의 α 각이 증가함에 따라 추력은 감소하고 롤링 모멘트는 증가하는 경향을 보였다. 이것은 노즐 Flute의 α 각이 증가함에 따라 추력이 롤링 모멘트로 전가되면서 나타나는 현상으로 판단한다

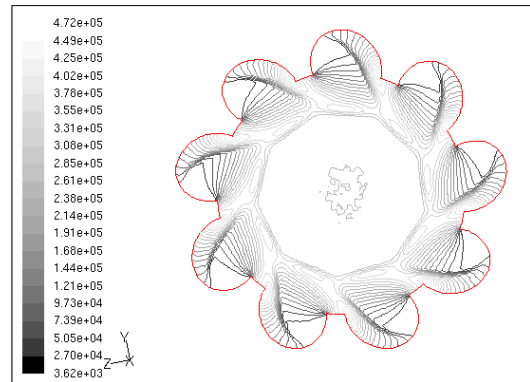
회귀법을 사용하여 노즐 Flute 개수를 12개로 증가한 형상 중 기존 로켓모터와 유사한 추력 성능을 나타내는 노즐 Flute의 α 를 도출하였다. 도출된 α 는 9.349도이고 노즐을 모델링하여 해석한 결과를 Table 2에 나타내었다. 노즐 Flute를 12개로 증가하여 모델링한 노즐의 추력은 1444.8 lbf, 롤링 모멘

Table 2 The comparison of 9 flutes type and 12 flutes type.

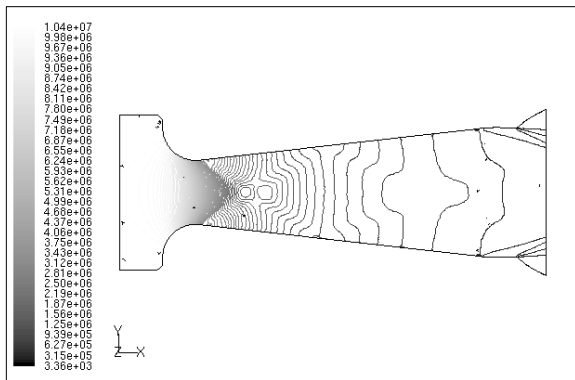
| The Number of the Flute | Alpha (deg) | Area (mm ²) | Thrust (lbf) | Rolling Moment (lbf-in) |
|-------------------------|-------------|-------------------------|--------------|-------------------------|
| 9 | 12.38 | 2581.344 | 1443.8 | 46.4 |
| 12 | 9.349 | 2552.341 | 1444.8 | 54.2 |



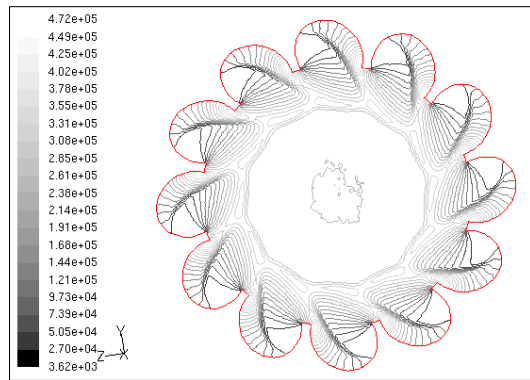
(a) The nozzle with 9 flutes



(a) The nozzle with 9 flutes



(b) The nozzle with 12 flutes



(b) The nozzle with 12 flutes

Fig. 9 The pressure contour of the nozzle section.

Fig. 10 The pressure contour of the nozzle exit.

트는 $54.2lbf - \epsilon$ 로 나타났다. 기존 로켓 모터와 추력 차이는 $1lbf$ 로 거의 유사한 성능을 나타내었으나 롤링 모멘트는 약 $8lbf - \epsilon$ 의 차이를 나타내었다.

Fig. 9은 동일한 추력 성능을 나타내는 노즐에 대해, Flute 개수가 9개인 기존 노즐(a)과 12개인 노즐(b) 단면의 압력 Contour를 나타내고 있다. 노즐 목에서 충격파를 발생한 이후 팽창과가 발생하면서 압력이 급격하게 감소한다 기존 Flute 개수가 9개인 노즐과 Flute 개수가 12개인 노즐이 유사한 압력분포를 가지는 것을 확인하였다

Fig. 10은 동일한 추력 성능을 나타내는 노즐에 대해, Flute 개수가 9개인 노즐(a)과 12개인 노즐(b) 출구의 압력 Contour를 나타내며, 거의 동일한 압력분포가 Flute부분에서 노즐 중심부로 원형으로 나타남을 확인하였다 Fig. 9의 압력 Contour를 참고하였을 때 Flute이 시작되는 부분에서 노즐 형상이 바뀌에 따라 노즐 중심축 방향으로 충격과가 발생하기 때문으로 판단한다. 노즐 Flute 하나의 단면 압력분포는 Flute 벽면에 힘을 발생시키며 노즐 중심축에 대해 회전력을 얻게 된다

Flute이 노즐 중심축을 기준으로 하여 반경방향으로 고르게 분포되어 있기 때문에 각 Flute에서 발생하는 힘은 서로 상쇄되어 노즐 중심축을 기준으로 합력은 0이 된다.

5. 결론

노즐 Flute는 추력편향을 제거하는 목적으로 WAF와 더불어 로켓에 회전을 주기위한 장치로 고안되었다 본 연구에서는 노즐 Flute를 수치해석 통하여 추력 및 롤링 모멘트에 미치는 영향을 살펴보았다. 노즐 Flute의 개수가 9개에서 12개로 증가하였을 때 추력은 증가하는 반면 롤링 모멘트는 감소하였다. 노즐 Flute 12개에 대하여 노즐 중심축과 Flute의 축이 이루는 각을 2도에서 10가지 변화시켜 경향을 확인해 본 결과, 추력은 감소하고 롤링 모멘트는 증가하는 경향을 보였다는 추력이 감소하면서 회전을 발생시키는 힘으로 진가되었기 때문에 발생하는 현상으로 판단한다 α 가 9.349° 일 때 기존 노즐과 비교하여 추력 성능이 가장 유사한 성능을 나타내



었다. 향후, 노즐 Flute의 모델링 변수 중 롤에 상당부분 기여할 것으로 기대되는 회전각을 변화시켜 추력 및 롤링 모멘트에 미치는 영향을 확인 기존 로켓모터의 노즐 성능과 비교할 것이다.

후 기

본 연구는 한화(주)와 2단계 BK사업의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 2004, Akira, K. and Shinichiro, M., "Solid Propellant Microthruster Using Laser-Assisted Combustion," *AIAA* 2004-3797.
- [2] 1990, Dahlke, C.W., Batiuk, G., "Hydra 70 MK66 Aerodynamics and Roll Analysis," *AD-A226 182, U.S.Army Missile Command*.
- [3] 2003, Hawley, E., "Advanced Propulsion Concepts for the HYDRA-70 Rocket System," Naval Surface Warfare Center.
- [4] 2003, Hawley, E., "MK 66 Rocket Motor/Helicopter Compatibility Program," Naval Surface Warfare Center.
- [5] 2001, Bentley, R. and Stapf, S., "Next Generation 2.75-Inch Rocket Propulsion," *Second Annual Missiles and Rockets Symposium and Exhibition*.
- [6] 1981, Mermagen, W.H. and Oskay, V., "Yawsonde Tests Of 2.75-Inch MK66 MOD 1 Rocket," *Memorandum Report ARBRL-MR-03127*.
- [7] 2006, 서지한, "마이크로 노즐유동 특성에 관한 CFD 예측 검증," 석사학위논문, 국립경상대학교, 진주.
- [8] 2008, 김중근, 박종호, "핀틀 형상이 노즐 성능에 미치는 영향에 관한 연구," *한국항공우주학회지* 제36권 제8호, pp.790-796.
- [9] 2001, George, P.S. and Oscar, B., *Rocket Propulsion Elements Seventh Edition*, John Wiley & Sons, Inc.
- [10] 2004, 윤웅섭, 김영수, *로켓공학*, 경문사.
- [11] 1993, Liou, M.S., Steffen Jr., and C.J., "A New Flux Splitting Scheme," *Journal of Computational Physics*, Vol.107, pp.23-39.
- [12] 1997, 이준호, 노오현, 변우식, "Roe's FDS와 AUSM+ 수치기법을 이용한 무딘 물체 주위의 극초음속 유동장 해석," *한국항공우주학회지* 제25권, 제6호, pp.216-221.
- [13] 1997, Paciorri, R., Dieudonne, W., Degrez, G., Charbonnier, J.-M. and Deconinck, H., "Validation of the Spalart-Allmaras turbulence model for application in hypersonic flows," *28th AIAA Fluid Dynamics Conference, AIAA*.
- [14] 1999, 김영목, "로켓 배기플룸에 관한 3차원 수치해석" *한국전산유체공학회 학술대회논문집 1999년도 추계*, pp.71-76.
- [15] 2001, 최정열, "로켓 노즐 유동의 열화학적 특징 및 해석 기법," *한국전산유체공학회 학술대회논문집 2001년도 춘계*, pp.144-148.
- [16] 2006, *FLUENT 6.3 User's Guide*.