

고속 회전하는 RAP(Rocket Assisted Projectile)의 추력 및 유동 특성에 관한 연구

반영우*[†] · 정현호* · 박주현* · 주형욱* · 이치훈* · 박용인* · 윤종원*

A Study on the Thrust and Flow Characteristics of High Spin RAP(Rocket Assisted Projectile)

Youngwoo Ban*[†] · Hyunho Jung* · Juhyeon Park* · Hyeonguk Joo*
· Chihoon Lee* · Yongin Park* · Jongwon Yoon*

ABSTRACT

In this paper, a numerical study has been performed to analyze flow characteristics of rocket propulsion. Through the ground spin test, combustion chamber pressure was measured. Based on the experimental results, numerical analysis was conducted under various nozzle pressure ratio conditions such as standard, operating and base pressure conditions. And it was compared with quasi-1D solution and experimental result. In addition, the difference in thrust characteristics according to the spin/non-spin of the flow conditions was confirmed at the same nozzle pressure ratio.

초 록

고속 회전하는 로켓보조추진탄의 로켓 추진 유동특성을 수치해석적으로 연구하였다. 회전지상연소시험을 통해 연소실 내부 압력을 계측하였고 지상 조건, 작동 고도 조건, 기저부 압력 조건의 노즐압력비를 적용하여 수치해석을 수행하였다. 그리고 수치해석 결과를 등엔트로피 1차원 해와 지상회전시험 결과와 비교 하였다. 또한 동일 노즐압력비에서 유동의 회전 유/무에 따른 추력특성의 차이를 확인하였다.

Key Words: Rocket Assisted Projectile(로켓보조추진탄), Nozzle Pressure Ratio(노즐압력비), Convergin-Diverging Nozzle(축소-확대노즐), Under Expansion(과소 팽창)

1. 서 론

로켓보조추진탄의 로켓 추진은 수 km의 고도 및 고속 회전 환경에서 작동하게 된다. 포탄의

고속 회전은 연소실 내의 압력상승을 유발하며 [1], 상승된 연소실 내부 압력과 작동 고도의 대기 압력으로 인해 높은 노즐압력비(Nozzle Pressure Ratio)가 형성된다. 또한 로켓보조추진탄에 장착된 노즐특성상 기저부의 압력에 영향을 받기 때문에 초음속 영역을 비행하는 포탄의 노즐압력비가 더 커질 수밖에 없다.

* 풍산 방산기술연구원

[†] 교신저자, E-mail: byw3210@poongsan.com

실제 운용 조건에서 노즐 성능을 파악하기 위해서는 해당 조건의 노즐압력비 정보가 필요하다[2]. 이 압력정보 획득을 위해 지상회전연소시험(Ground Spin Test)과 전산유체해석(Computational fluid dynamics)이 수행되어야 하며, 이를 통해 비교적 정확한 연소실 내부압력 계측과 기저부의 압력 정보를 획득할 수 있다.

본 연구에서는 실제 운용 조건에서의 노즐 성능을 파악하기 위해 지상회전연소시험, 고도조건 및 기저부 압력 조건을 적용하여 전산유체역학 해석을 수행하였다. 해석된 결과를 통해 각각의 노즐압력비로 인한 추력 및 유동 특성을 분석하였으며, 회전(Swirl)효과 존재 유무가 추력 및 유동 특성에 미치는 영향을 수치해석적으로 조사하였다. 해석된 결과는 등엔트로피 1차원(Quasi-1D)해, 실험결과와 비교하여 로켓보조포탄의 노즐 설계를 위한 참고자료로 활용하고자 한다.

2. 수치해석 방법

2.1 수치해석방법 및 지배방정식

본 연구에서는 시간과 비용적인 측면을 고려하여 동결유동해석 방법을 사용하였다. 동결해석 방법은 성분 조성이 변화하면서 화학적 에너지가 열 및 운동에너지로 환원되는 것을 예측할 수 없기 때문에 더 낮은 성능이 예측된다[3].

해석에 사용된 지배방정식은 2차원, 점성 및 압축성 유동을 고려한 정상상태의 Reynolds Averaged Navier-Stokes 방정식이다. 점성 플럭스는 2차 정확도를 갖는 중심차분(Central difference) 기법을 이용하여 계산 하였다. 지배 방정식에서의 난류항은 Spalart-Allmaras의 난류 모델을 이용하여 계산하였다.

2.2 해석 모델 및 경계조건

본 연구에서 사용한 해석모델 및 영역은 Fig. 1과 같다. 노즐면적비가 5.54인 축소-확대 노즐을 사용하였다. 노즐을 둘러싼 외부 영역을 포함하

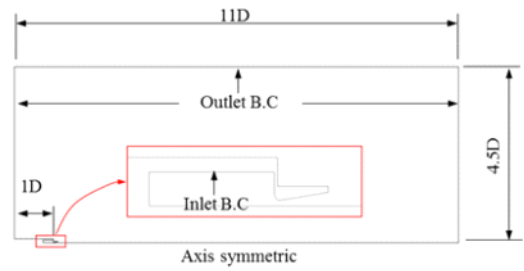


Fig. 1 Nozzle Geometry and Boundary Conditions

여 노즐 유동이 외부 압력과 상호작용을 할 수 있도록 하였다. 유출류(Outlet) 경계조건은 고정 압력조건을 사용하였으며, 유입류(Inlet) 경계조건은 전압력과 전온도를 고정하는 방법을 사용하였다. Fig. 2는 해석에 사용된 격자를 나타내며, 약 22만개의 정렬격자 요소를 사용하였다.

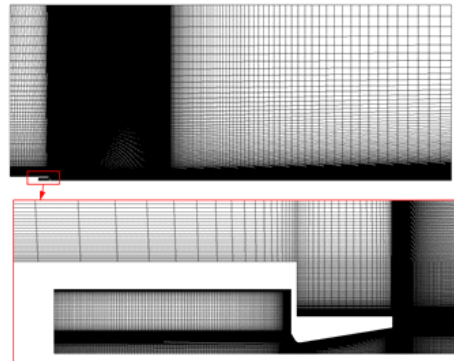


Fig. 2 Computational Grids

유입류 압력 경계조건은 Table 1과 같다. 연소실 압력은 화학평형해석(Chemical Equilibrium Analysis)에서 산출된 70 bar조건과 지상회전연소시험을 통해 계측된 80 bar와 120 bar 조건을 사용하였으며, 대기 압력 조건은 지상조건, 로켓 추진 작동시 고도조건과 초음속 영역에서의 포탄 기저부 압력 조건을 반영하였다. 온도 경계조건의 경우 화학평형해석에서 계산된 온도를 모든 노즐압력비 조건에 적용하여 해석하였다.

회전효과를 고려하기 위한 경계조건은 벽면 경계조건과 유입류 경계조건에 회전성분을 부과하여 해석을 수행하였다.

Table 1. Inlet and Atmospheric Boundary Conditions

Temp. (k)	NPR	CP* (bar)	AP** (bar)
3,069	70	70	1
	80	80	1
	120	120	1
	175	70	0.4
	200	80	0.4
	300	120	0.4
	350	70	0.2
	400	80	0.2
	600	120	0.2

*Chamber Pressure, **Atmospheric Pressure

3. 결과 및 고찰

3.1 회전 유/무에 따른 추력 성능 비교

본 연구에서는 지상회전연소 시험에서 측정된 노즐압력비 80과 120의 경계조건에서 유입류와 벽면에 무회전 조건과 회전 조건을 해석하여 유동 특성과 추력성능을 비교 하였다. Fig. 3을 보면 노즐압력비가 유동특성에 지배적인 영향을 주는 것으로 확인되며, 동일 노즐압력비에서 회전 조건은 유동 특성에 크게 영향을 주지 못하는 것으로 나타났다. Table 2에서처럼 회전조건 의 영향은 추력성능에도 큰 영향을 주지 않는다.

Table 2. Comparison between Swirling and Non-Swirling Conditions for Thrust Coefficient

Thrust Coefficient		
NPR	Swirling	Non-Swirling
80	0.937	0.935
120	0.926	0.923

Table 3은 무회전 조건의 추력을 기준으로 회전조건에서의 추력을 비율로 나타낸 표이다. 회전조건에서는 회전의 영향에 의해 반경 방향의 속도 성분이 무회전 조건보다 크게 발생하고 축방향 속도 성분이 감소되어 모멘텀 추력이 감소하고

Table 3. Comparison between Swirling and Non-Swirling Condition for Thrust Ratio

Swirling Condition			
NPR	MTR*	PTR**	TTR**
80	0.997	1.014	0.998
120	0.996	1.014	0.997

*Momentum Thrust Ratio, **Pressure Thrust Ratio, ***Total Thrust Ratio

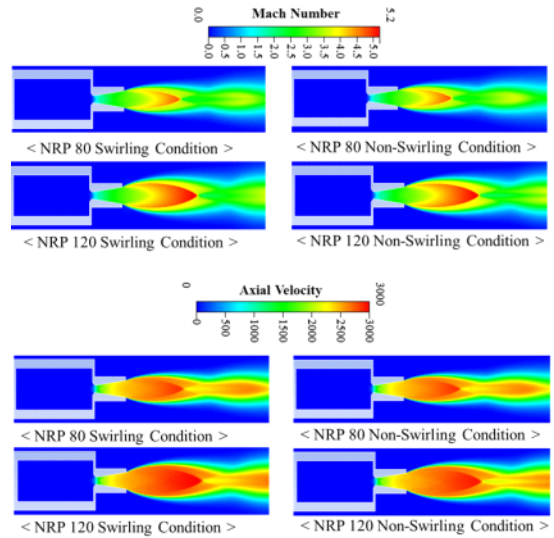


Fig. 3 Mach Number and Axial Velocity Contours for Different NPR and Swirl conditions

압력 추력이 증가하는 것으로 나타났다. 해석에서 사용된 노즐 모델은 압력추력 보다 모멘텀 추력에 큰 영향을 받기 때문에 전체 추력 또한 무회전 조건에서 크게 발생하였지만 그 크기의 차이는 약 0.2% 이하로 매우 적다. 하지만 회전 조건은 Fig. 4에서 처럼 노즐 목 부분의 회전속도(Swirl Velocity)가 가장 크게 발생하기 때문에 유동의 회전 성분의 영향이 노즐 목의 삭마 현상에 영향을 미칠 것으로 판단되며 이로 인해 노즐의 추력과 유동 특성의 변화를 유발할 것으로 판단된다.

3.2 노즐압력비에 따른 추력 성능 및 유동 특성

회전을 고려한 해석에서 추력특성이 미치는

영향이 크지 않았기 때문에 3.2절의 해석에서는 회전을 고려하지 않고 유동 및 추력 특성을 분석하였다. Fig. 5에서처럼 로켓보조추진탄에서 작동하는 로켓 추진은 과소팽창(Under Expansion)의 유동특성을 나타내게 된다. 그리고 노즐압

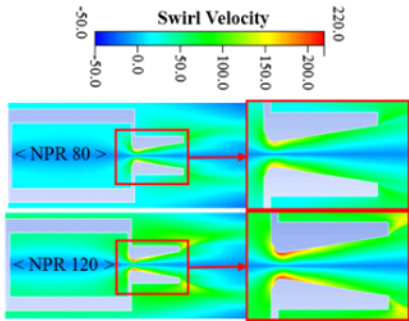


Fig. 4 Swirl Velocity for Different NPR and Swirl conditions

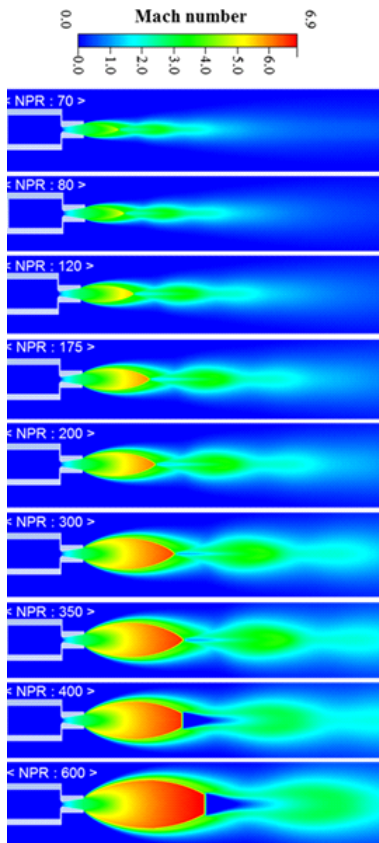


Fig. 5 Mach Number Contours for Different NPR conditions
 력비가 커짐에 따라 유동의 과소팽창영역이 확대되며 마하수 또한 증가하게 된다. 마크디스크(Mach Disk)와 슬립 영역(Slip Region)은 모든 해석결과에서 나타나며 노즐압력비 400이상에서 뚜렷하게 발생하는 것을 확인 할 수 있다.

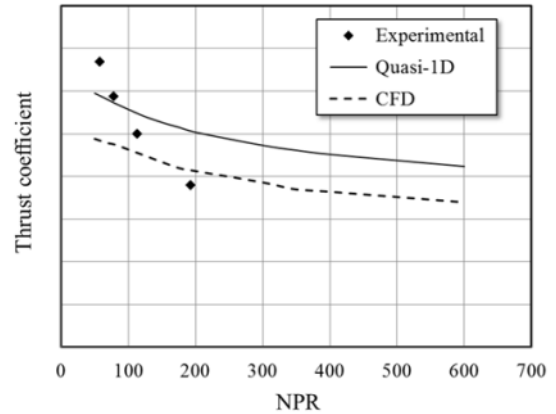


Fig. 6 Comparison between the Experimental Data and Numerical Data for Thrust Coefficient

Fig. 6는 노즐압력비에 따른 추력계수를 보여 준다. 지상회전연소시험 결과는 노즐압력비 70에서 이상 추력보다 크게 계측되었으며, 노즐압력비가 증가할수록 추력계수가 급격하게 줄어드는 현상이 나타났다. 이 현상은 실제 회전조건에 의한 연소율 변화와 그에 따른 연소가스의 온도 변화 및 내열재 삭마에 의한 현상이 복합적으로 작용한 결과라고 판단된다. 전산유체해석을 통한 추력계수 결과는 등엔트로피 1차원 추력계수 결과와 약 5%이내의 차이가 나타났으며 유사한 경향성을 보였다.

노즐압력비 70과 600에서 반경방향의 과소팽창과길이 비교 결과 노즐압력비 600의 과소팽창과 길이가 노즐압력비 70에 비해 약 3.2배 큰 것으로 나타났다.

4. 결론

본 연구에서는 동일 노즐압력비에서 회전조건과 무 회전조건을 포함하는 2차원 축소-확대 형상의 노즐에 대한 전산유체해석을 수행하였다. 회전조건인 경우 노즐목에서 가장 빠른 회전 유동이 발생하였으며, 무회전 조건과 회전조건에서 발생하는 추력 차이는 약 0.2%로 거의 동일한 수준이었다.

지상회전조건, 고도조건 및 기저부 압력이 반영된 노즐압력비를 적용한 전산수치해석을 수행하여 노즐압력비에 따른 과소팽창파의 크기를 확인하였다. 또한 등엔트로피 1차원해석, 전산유체해석 및 지상회전연소시험결과의 추력계수를 비교 하였다. 3가지의 결과 모두 노즐압력비가 증가할수록 추력계수가 감소하는 경향을 나타냈다. 하지만 지상회전연소시험의 추력계수는 수치해석 결과에 비해 급격히 감소하는 경향성을 보였다.

본 논문은 과소팽창파를 고려한 포탄의 기저

부 설계 및 실제 운용조건인 노즐압력비를 적용한 노즐 설계의 기초자료로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. Lucy, M. H., "Spin Acceleration Effects on Some Full Scale Rocket Motors." Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 5, No. 2, 1968, pp. 179-183
2. Carson, G.T.Jr. and Lee, E.E.Jr., "Experimental and Analytical Investigation of Axisymmetric Supersonic Cruise Nozzle Geometry at Mach Numbers from 0.6 to 1.30." NASA TP-1953, 1981
3. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992