

2차 가스분사에 의한 원추형 로켓노즐 추력벡터제어 성능해석(II)

송봉하*, 고현*, 윤웅섭*, 이상길,**

Performance Analysis of Secondary Gas Injection for a Conical Rocket Nozzle TVC(II)

Bong-Ha Song*, Hyun Ko*, Woong-Sup Yoon*, Sang-Kil Lee**

ABSTRACT

The results of systematic numerical experiments of secondary gas injection thrust vector control are presented. The effects of secondary injection system such as injection location and nozzle divergent cone angle onto the overall performance parameters such as thrust ratio, specific impulse ratio and axial thrust augmentation, are investigated. Complex nozzle exhaust flows induced by the secondary jet penetration is numerically analyzed by solving unsteady three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with Baldwin-Lomax turbulence model for closure. Numerical simulations compared with the experiments of secondary air injection into the rocket nozzle of 9.6° divergent half angle showed good agreement. The results obtained in terms of overall performance parameters showed that locating the secondary injection orifice further downstream of primary nozzle ensures the prevention of occurrence of reflected shock wave, therefore is suitable for efficient and stable thrust vectoring over a wide range of use.

초 록

2차 가스 분사 추력벡터 제어 성능 해석을 위한 체계적인 수치계산을 수행하였다. 분사위치와, 노즐 팽창각이 압력비, 추력비, 비추력비 및 축추력 증대와 같은 전체 성능 파라미터에 미치는 2차 분사의 효과를 고찰하였다. 2차 제트 분사에 의한 복잡한 노즐 배기 유동에 대한 수치 해석은 Baldwin-Lomax 난류 모델을 포함하는 비정상 3차원 레이놀즈 평균 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 수행하였고, 팽창 팽창반각이 9.6° 인 로켓 노즐에서의 2차 공기분사에 대해 적용, 실험값과 비교, 검증하였다. 전체 성능 파라미터에 대한 결과로서 주 노즐의 하류에 2차 분사구를 위치시키는 것이 반사 충격파의 발생을 방지하며, 넓은 적용범위에 대하여 효율적이고 안정한 추력 방향제어에 적합한 것으로 나타났다.

* 연세대학교 기계공학과(Yonsei University, Dept. of Mechanical Engineering)

** 육군사관학교 군사과학대학원(Advanced Institute of Military Science and Technology)

1. 서 론

추력벡터 제어(TVC : Thrust Vector Control)에서는 주 노즐을 통과하여 배출되는 연소 생성물이 고온, 고속이므로, 열전달에 의한 호환문제를 고려하여야 하며, 가능한 구동 장치의 노출을 최소화하여야 한다. 이를 위한 여러 방법 중, 2차 분사 추력벡터 제어(SITVC : Secondary Injection Thrust Vector Control) 방법은 고온의 배기 생성물에 노출되는 제어 장치가 별도로 요구되지 않으므로, 고체 모터의 TVC 등에 효과적으로 사용되었다[1]. SITVC에서는 배기 주노즐의 팽창부 내벽에서 2차 유체를 분사하여 벽 압력분포를 비대칭으로 변형시킨다. 여기서 2차 분사로 인하여 경계층 박리와 강한 충격파가 발생하며, 하류에 복잡한 2차 유동이 생성되게 된다. 즉, 2차 분사 외란에 의해 주 유동의 대칭성은 더 이상 유지될 수 없고, 비대칭 형태로 변화된 노즐 벽압 분포는 추력 벡터를 편향시키는 축력으로 작용하게 된다. 또한 축력의 생성과 더불어 분사된 2차 제트 질량은 노즐의 전체 질량유량을 증가시켜 축추력을 증대시키는 효과를 나타낸다.

SITVC의 해석에는 2차 제트 분사와 이에 따른 복잡한 2차 유동을 모두 포함하여야 하므로 효과적인 계산방법이 적용되어야 한다. 초기의 많은 연구자들은 수식의 단순화를 위하여 여러 가지 가정을 적용하였다.[2] Broadwell은 Blast wave analogy [3] 방법을 제안하였는데, 여기서 2차 분사와 충격파는 2차원 연속 폭발과 폭평파를 사용하여 모델되었다. 그러나 이 모델에는 2차 분사구의 크기, 형상, 분사압력 등과 같은 중요한 분사 파라미터의 효과는 고려될 수 없다는 단점이 있다. Dahm[4]은 2차 가스 분사로 인한 상호작용력을 예측하기 위해 Broadwell 모델을 확장하였다. Walker와 Shandor[5]는 미소 분사유량을 가정한 선형모델을 제안하였으며 2차 분사유량을 사용하여 유효 비추력을 단순한 형태로 수식화하였다. Wu 등[6]은 충격파와 유동굴절을 예측하기 위해 선형 방정식을 사용하는 모델을 시도하였다. 그러나 이들 선형이론들은 매우 적은 유량을 가정하므로 2차 제트 분사에 의한 정성적인 변화의 이해에만 제한된다.

Balu 등[7]은 SITVC의 시스템 성능 예측을 목적으로 비정상 3차원 Euler 방정식을 사용하여 수치모사하였다. 여기서는 고온가스가 2차 분사되는 원추형 노즐의 팽창 구간만을 대상으로 하였으며, 계산된 노즐의 벽압력을 사용하여 축추력과 증폭요소를 계산하였다. Hawks[8]는 2차 공기분사에 관한 노즐 내부 유동을 수치모사하였으며, 추력에 대한 초기 및 2차 전압력의 효과를 해석하였다. 최근 Dhinakaran과 Bose[9]는 2차 분사를 갖는 2차원 유동의 Euler 및 Navier-Stokes 해를 비교했다. 그 결과로 Baldwin과 Lomax[10]의 대수 난류 모델을 이용한 Navier-Stokes 방정식의 해가 이전의 Balu 등[7]에 의한 비점성 유동계산결과에 비하여 유동구조와 슬롯주위의 압력분포에서 측정치에 더 근접한 정확도를 나타냄을 보고하였다.

본 연구에서는 SITVC 시스템에서의 성능 파라미터 변화를 수치해석하였다. 2차 제트 분사에 의해 교란된 3차원 노즐유동은 Baldwin 과 Lomax[10]의 대수 난류 모델을 포함하는 비정상 3차원 Navier-Stokes 지배방정식을 Beam과 Warming[11]이 제안한 근사 인자분해 알고리즘을 사용하여 차분하였다. 계산된 주 노즐 내벽에서의 압력분포는 성능 파라미터로 적분된다. 다양한 노즐 팽창각과 분사위치의 변화가 추력비, 비추력비, 축추력 증가와 같은 시스템 성능 파라미터에 미치는 영향에 대하여 고찰한다.

2. 지배 방정식 및 수치기법

로켓 노즐 팽창부에서의 2차 유체 분사에 의한 총 축추력은 1) 2차 유체 분사 자체 추력에 의한 축력 성분과 2) 주류 가스와 분사된 유체의 상호작용에 의한 성분의 두 가지로 이루어진다. 이중 후자는 노즐 내부 비대칭 영역에서의 주류 가스의 정압 회복을 의미한다. 이 압력회복의 결과로 발생된 노즐 벽면에서의 압력은 총 발생 축추력의 80% 내지 90%를 차지하는 지배적인 성분이므로 이 압력 회복의 예측이 중요하다.

2차 제트 분사와 이에 의한 주 유동에의 영향을 포함하는 수축-팽창노즐에서의 압축성 유동은 3차원

Reynolds averaged Navier-Stokes 방정식을 지배방정식으로 계산된다. 무차원화된 지배방정식은 식(1)과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F_j}{\partial x_j} + \frac{1}{Re} \frac{\partial G_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

식(1)에서 아래첨자 $j=1, 2, 3$ 은 각각 x, y, z 직교 좌표계를, 반복첨자는 첨자 범위까지의 합을 의미하며, U 는 보존형 유동변수, F_j 와 G_j 는 각각 비점성, 점성 유속벡터이며 식(2)~(4)와 같다.

$$U = [\rho, \rho v_i, \rho E]^T \quad (2)$$

$$F_j = [\rho v_j, \rho v_i v_j + p \delta_{ij}, (\rho E + p)v_j]^T \quad (3)$$

$$G_j = [0, -\tau_{ij}, -\tau_{ij} v_i + q_i]^T \quad (4)$$

난류의 효과를 고려하기 위해서는 적절한 난류모델이 3차원 압축성 유동방정식과 연계되어 계산되어야 한다. 본 연구에서는 계산의 편리성과 참고문헌[9]에 보고된 결과의 정확성을 고려하여 ABL(algebraic Baldwin-Lomax)모델[10]을 사용하였다. 코드는 임의 형상에서의 초음속 유동에 관한 3차원 비정상 Euler, Navier-Stokes 방정식을 바탕으로 작성되었으며, 수치기법으로는 내재적이며 2차의 정확도를 가지는 Beam과 Warming의 근사 인자분해 알고리즘[11]이 사용되었다. 여기서 방정식들은 오일러 후방차분법에 의해 시간 적분되었고 비점성 유속 벡터는 시간에 대해 선형화되어 차원에 따라 근사적으로 분할된다. 수치적 안정과 수렴성 향상을 위해서 2차 및 4차의 인공점성항을 추가하였으며, 작동 유체는 완전가스로 가정하였다.

3. SITVC 성능 파라미터

2차 제트 분사로 인하여 추력은 더 이상 축 방향에만 국한되지 않는다. 여기서 임의 방향의 추력은 축추력, 수직 축추력, 수평 축추력의 3 요소의 합벡터가 된다. 계산된 벽 경계, 즉 노즐 내벽과 분사면

에서의 압력은 앞서 언급한 바와 같이 축 및 축추력으로 수치적으로 적분된다. 각 추력성분에 의한 추력계수는 식 (5)와 같이 유도된다.

$$\begin{aligned} C_f &= \frac{F_p}{\rho_0 r_0^2} = \frac{\left(\int_{r_i}^{r_e} \int_0^{2\pi} (p_w - p_a) r_w dr_w d\theta + p_i A_i \right)}{\rho_0 r_0^2} \\ C_{fn} &= \frac{F_n}{\rho_0 r_0^2} = \frac{\left(\int_{r_i}^{r_e} \int_0^{2\pi} (p_w - p_a) r_w \sin \theta dz d\theta \right)}{\rho_0 r_0^2} \quad (5) \\ C_{fs} &= \frac{F_s}{\rho_0 r_0^2} = \frac{\left(\int_{r_i}^{r_e} \int_0^{2\pi} (p_w - p_a) r_w \cos \theta dz d\theta \right)}{\rho_0 r_0^2} \end{aligned}$$

여기서, C_f , C_{fs} , C_{fn} 는 2차 제트가 주 노즐 벽면에 수직하게 분사된다고 생각할 때, 각각 축 및 수직, 수평 추력계수를 나타내며, z, r, θ 는 축, 반경, 원주 방향 좌표이다. 또한 아래첨자 w, a 는 노즐벽, 대기 조건을, 아래첨자 i, e 는 각각 노즐의 입구와 출구를 나타내며, p 는 주유동, s 는 이차유동을 나타낸다.

SITVC 시스템의 성능은 추력비, 축추력 증가와 비추력비에 의해 평가된다. 축추력에 대한 축추력의 비로써 정의되는 추력비는 2차 분사에 의한 축추력의 발생량을 나타내며, 이 추력비는 곧추력전향각을 나타낸다.

비추력비는 식 (6)과 같이 2차 분사 비추력 대 주유동 비추력의 비로 정의된다.

$$K = \frac{I_{sp(s)}}{I_{sp(p)}} = \frac{C_{fs}}{C_f} \left[\frac{\dot{m}_p}{\dot{m}_s} \right] \quad (6)$$

4. 코드의 검증

계산방법의 타당성과 결과의 정확도를 검증하기 위해 Masuya[12]에 의해 측정된 2차 분사공 하류에서 교란된 주 노즐 유동에서의 유동변수들을 비교하였다. 이 실험에서 저자는 초음속 원추형 노즐에서 2차 가스 분사에 의한 복잡한 2차 유동 구조의 상세

한 연구를 목적으로 정체 및 정압력장을 측정하여,

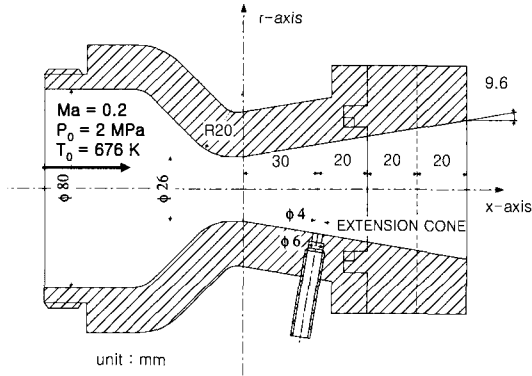


Fig. 1 Configuration of test nozzle with secondary injection orifice [12]

주 노즐과 2차 분사 노즐의 전압력비에 의한 유동장 변화 효과를 설명하였다[12]. Fig. 1 은 노즐목 직경 26mm, 팽창부의 길이 90mm, 팽창반각 $\alpha = 9.6^\circ$ 이며 팽창비가 3.54인 수축-팽창 노즐의 길이방향 단면도이다. 직경 4mm의 2차 분사공은 노즐목으로부터 축방향으로 30mm 하류의 위치에서 주 노즐 내벽면 상에 수직하게 위치한다.

2차 제트 분사구에서는 유량이 일정하게 유지되도록 등음속으로 분사된다. 주 유동과 2차 제트에 사용되는 작동유체는 모두 공기이며 2차 제트 질량유량 \dot{m}_s 는 주 유동의 질량유량 \dot{m}_p 의 2.4%이다. 연소실의 정체 조건은 압력 2.0Mpa, 온도 676K이며, 주 노즐 수축비와 등엔트로피 관계에 의한 주 노즐 입

구 마하수는 0.2로 초기화 되었다. 또한 대상 유동장

Table 1 Specification of tested SITVC system and inflow boundary conditions

abbreviation	α deg	X^a ,mm	X^b ,mm	$m_s/m_p^c \times 100$				
				under a given total pressure ratio of				
				1.0	2.0	3.0	4.0	5.0
101	10.0	16.88	70.00	2.0	4.45	6.71	8.95	11.19
102	10.0	30.00	70.00	2.0	4.11	6.15	9.19	10.31
103	10.0	44.17	70.00	2.06	4.12	6.15	8.20	10.24
151	15.0	11.72	44.81	2.05	4.10	6.15	8.20	10.26
152	15.0	18.62	44.81	2.05	4.10	6.15	8.20	10.25
153	15.0	28.73	44.81	2.00	4.00	6.00	8.00	10.00
201	20.0	9.86	34.22	2.04	4.09	6.13	8.17	10.21
202	20.0	14.94	34.22	2.03	4.05	6.07	8.09	10.11
203	20.0	22.38	34.22	2.02	4.04	6.05	8.07	10.08

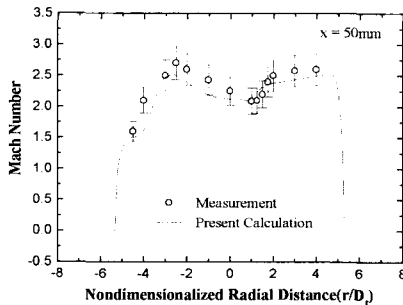
^a Axial distance of secondary injection orifice from the primary nozzle throat

^b Length of divergent section of primary nozzle

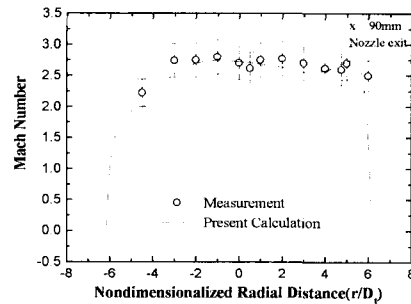
^c Calculated secondary to primary mass flow ratio

은 총 361,350개의 격자를 주 노즐, 2차 제트 노즐, 배기 화염과 외부 영역을 위한 3개의 블록으로 구분하여 부여하였다

Fig. 2(a)와 2(b)는 각각 주 노즐 목으로부터 50mm와 90mm 하류에서의 단면 수직방향으로의 계산 및 측정 마하수를 비교하고 있다. Fig. 2(a)에서 2차 코어($-5 \leq r/D_t \leq -3$) 영역과 충격파($-2 \leq r/D_t \leq 2$) 영역의 마하수는 상당한 감소를 보이는 반면 2차 분사공 ($r/D_t \cong 4$) 반대편 영역에



(a)



(b)

Fig. 2 Comparison of computed radial Mach number profile with measured data at two axial locations of (a) $x = 50$ mm, (b) $x = 90$ mm ($\alpha = 9.6^\circ$, $\dot{m}_s/\dot{m}_p = 2.4\%$)

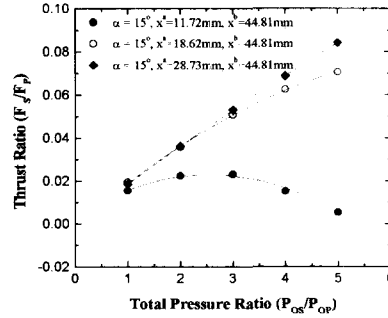
서의 유동은 교란되지 않았으며 준 일차원 등엔트로피 관계로부터 얻어진 유동변수 값들과 거의 일치한다. Fig. 2(b)에서 이전의 강한 제트 분사와 이에 따른 2차 유동의 영향은 주 유동이 팽창하여 하류로 진행함에 따라 현저히 약화된다. 따라서 주 노즐 단면에서의 마하수는 거의 변화가 없게 된다. 참고문헌 12에서 언급된 실험의 난이성과 측정에서의 오차를 고려할 때, Fig. 2(a)와 (b)에 비교된 계산결과는 성능 파라미터 도출에 충분히 정확한 것으로 여겨진다.

5. SITVC 성능

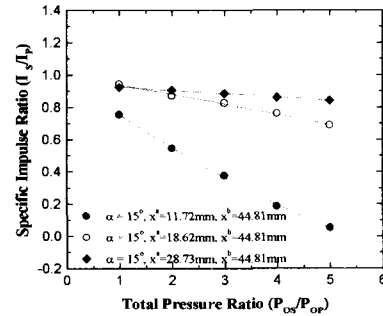
SITVC 시스템 성능 파라미터에 대한 노즐 팽창각과 2차 제트 분사공 위치의 영향을 알아보기 위하여 Fig. 1의 2차 분사 수축-팽창 노즐에 대한 수치적 실험을 수행하였다. 대상 노즐은 원추반각이 10°, 15°, 20° 인 세 종류의 수축-팽창 노즐에서, 준일차원 등엔트로피 관계에 기초한 중심축 마하수 1.8, 2.1, 2.4에 상응하는 면적비 A, B, C에서의 2차 분사위치 조합으로, 모두 9가지의 형상에 대하여 계산되었다. 각 형상에 대해서 압력비는 1부터 5까지 변화시켰으며, 2차 분사 오리피스 직경, 주 노즐의 팽창부 길이 및 주어진 총 압력비로 계산된 질량비는 Table 1 과 같다. 모든 계산에서 노즐 외부의 대기압력은 0.103Mpa로 부여되었다.

먼저 확대 원추반각 $\alpha = 15^\circ$ 인 주 노즐의 SITVC 시스템 성능에 대한 2차 분사 위치의 영향을 알아 보았다. 여기서 2차 분사 오리피스 A, B, C의 축방향 좌표는 A=11.72mm, B=18.62mm, C=28.73mm 이다. Fig. 3(a)에서 2차 제트에 의한 축추력은 압력비에 대하여 비선형적으로 변화하는 것을 알 수 있으며, 이러한 경향은 이미 보고된 실험결과[13]와 일치한다. 주 노즐의 하류에 위치한 B와 C에서 분사된 2차 제트의 경우, 축추력은 거의 선형적으로 증가함을 알 수 있다. 또한 2차 분사위치 B, C에서의 추력비의 차는 1%이내이다. 여기서 압력비가 5일 때 축추력의 대략 8%정도가 축추력으로 생성되고 있는 것을 볼 수 있다. B에서 7mm 윗쪽, A위치에 분사공이 위치할 경우, 압력비 p_{os}/p_{op} 가 2.5이상으로 압력비가

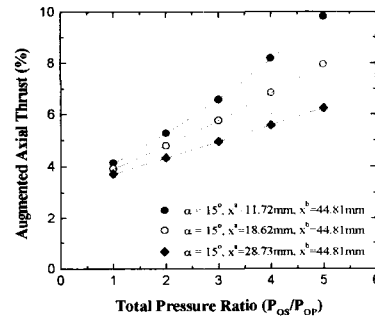
증가하게 되면, 추력비 손실을 야기하며 이



(a) Thrust ratio versus total pressure ratio

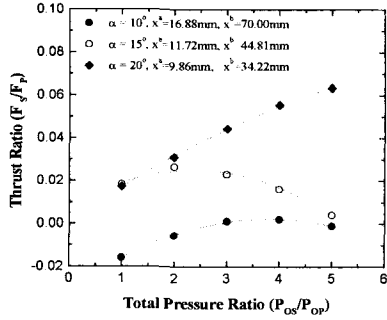


(b) Specific impulse ratio versus total pressure ratio

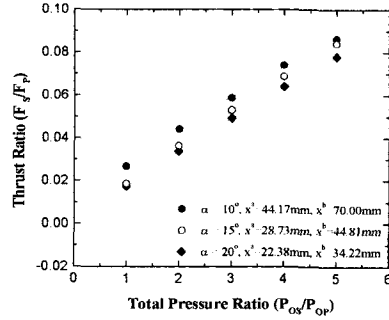


(c) Augmented axial thrust versus total pressure ratio

Fig. 3 Overall SITVC performance parameters vs total pressure ratio for the conical nozzle with $\alpha = 15^\circ$ (a)Thrust ratio, (b)Specific impulse ratio, (c) Axial thrust augmentation



(a) Ma=1.8



(b) Ma=2.4

Fig. 4 The effect of primary nozzle expansion half angle onto the Thrust ratio at two secondary injection locations with Mach number on the primary nozzle axis at (a) Ma=1.8, (b) Ma=2.4

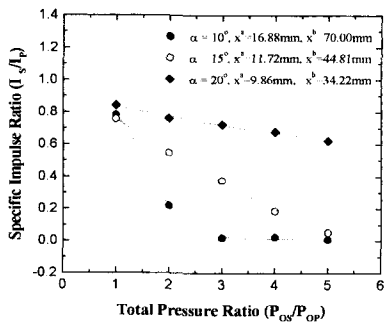
는 목표하였던 TVC 특성에 상당한 변화를 초래하게 된다. 이러한 경향은 2차 제트 운동량의 증가에 따라 더욱 강한 궁형 충격파가 형성되고 이 충격파는 노즐벽 맞은편에 주사, 반사되어 축추력의 상쇄를 야기하게 되기 때문이다.

비추력비에 대한 분사 위치의 영향을 Fig. 3(b)에 도시하고 있다. 2차 분사에 의한 2차 비추력은 2차 제트의 질량이 증가함에 따라 감소됨을 볼 수 있는데, 이 손실은 주로 2차 분사에 의한 추력이 얼마나 축 방향과 추력으로 변환되느냐에 따라 그 크기가 결정된다. 여기서 2차 비추력은 거의 선형적으로 손실되며, 하류(B, C위치)에서 2차 제트를 분사하는 것이 효과적임을 알 수 있다.

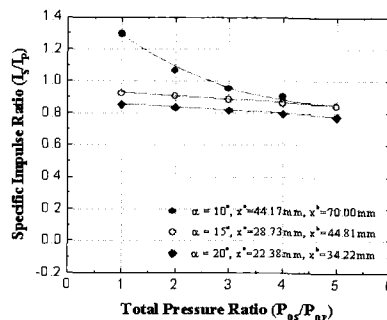
Fig. 3(c)에서 축추력은 축추력 손실에 대한 보상이

로 증가되고 있음을 볼 수 있다. 낮은 압력비에서 축추력은 대략 4%정도의 증가를 나타내며 2차 분사의 위치는 별 다른 영향을 주지 않는다. 그러나 높은 압력비에서는 분사위치에 따라 축추력의 증가가 현저해짐을 알 수 있다.

Fig. 4(a)에서 $\alpha = 20^\circ$ 인 노즐만이 압력비와 함께 추력비가 증가함을 보이는 반면 $\alpha = 10^\circ, 15^\circ$ 일 때는 반사충격파가 발생함을 알 수 있다. 2차 분사공을 하류의 B위치로 이동하면 주사 충격파는 노즐출구를 벗어나므로 어떤 반사 충격파도 관찰되지 않는다(Fig. 4(b)). 따라서 확대 원추반각을 증가시키고, 노즐 길이를 짧게 하면 하류에서 분사된 2차 제트는 반사 충격파를 야기할 가능성이 적어 좀더 조절성이 우수한 TVC 특성을 나타낼 것으로 예상된다.



(a) Ma=1.8



(b) Ma=2.4

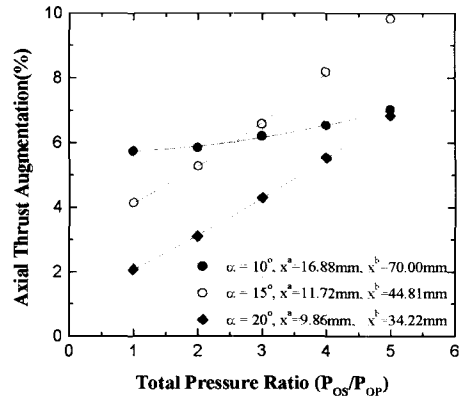
Fig. 5 The effect of primary nozzle expansion half angle onto the Specific impulse ratio at two secondary injection locations with Mach number on the primary nozzle axis at (a) Ma=1.8, (b) Ma=2.4

Fig. 4(a)에서 $\alpha=10^\circ$ 일 때 2차 분사위치 A의 경우에서 음의 축추력이 관찰된다.

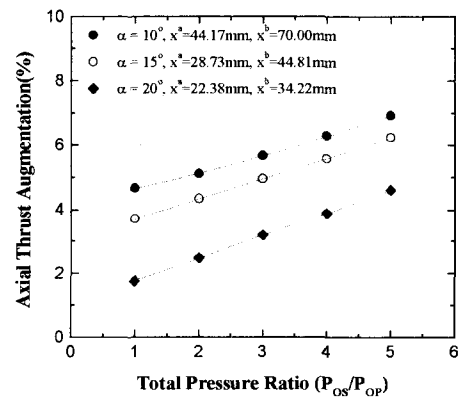
Fig. 5(a), 5(b)에서 2차 질량 유량의 증가는 축비추력(I_{sp})를 감소시킨다. 그러므로 Gushe [13]에 의해서 이전에 보고된 대로 되도록 적은 2차 질량유량을 사용하는 것이 선호된다. 상류에 2차 분사공이 위치하고 압력비가 1일 때(Fig.5(a)), 팽창각 크기에 따른 I_{sp} 의 차이는 크지 않으며 비추력비는 0.8 정도이다. 그러나 압력비가 클 때는 증가된 확대 원추 반각을 가지는 노즐이 SITVC에 유리하다. 상류(case A) 2차 분사에 의해 생성된 반사 충격파가 존재할 때 α 를 10° , 15° 로 줄인 경우 SITVC 성능은 I_{sp} (Fig. 5(a))와 F_s (Fig. 4(a))가 빠르게 감소되므로 악화된다. 반면 하류에 분사 오리피스 위치한 경우(Fig. 5(b))에는 향상된 SITVC 특성을 보인다. Fig. 5(a)의 결과와 반대로 Fig. 5(b)에서는 확대 원추 반각을 줄임으로써 비추력 성능은 향상되는 결과를 보인다. 더 작은 α 값을 갖는 완만히 팽창하는 노즐에서 주 유동은 더욱 축 방향으로 진행된다. 그러므로 수직으로 분사된 2차 제트는 강한 횡단 2차 제트 분사, 유도 충격파 및 2차 유동으로 변환되어 결과적으로 I_{sp} 를 증가시킨다.

Fig. 6(a), (b)는 2차 분사에 의한 축추력 증가를 보여준다. 여기서 분사구가 상류에 위치하는 것이(A) 하류에 위치하는 경우(B)보다 축 추력이 3% 정도 증가됨을 볼 수 있다.

Fig. 6(a)에서 보이고 있는 축추력 증가는 $\alpha=10^\circ$ 일 때 반사 충격파에 의해 발생한 것이다. 10° 의 작은 확대 원추 반각에서 증가된 축 추력은 상대적으로 낮은 압력비에서 크게 나타나는 것을 알 수 있는데, 이는 낮은 압력비에서 반사된 충격파가 축 방향으로 주 유동을 되돌림으로써 축추력 증대에 기여하기 때문이다. 반대로 상대적으로 높은 압력비에 의한 강한 충격파의 발생으로 인해, 축방향 속도의 상당한 감소와 충격파를 통한 엔트로피 증가에 기인한 손실은 축추력 감소의 원인이 된다. 따라서



(a) Ma=1.8



(b) Ma=2.4

Fig. 6 The effect of primary nozzle expansion half angle onto the Axial thrust augmentation at two secondary injection locations with Mach number on the primary nozzle axis at (a) Ma=1.8, (b) Ma=2.4

높은 압력비에서는 축추력의 증가가 제한되게 된다. 여기서 반사 충격파는 추력비와 비추력비와 같은 파라미터와는 대조적으로 축추력 증대에 기여하는 요인으로 작용하게 된다. 앞서의 결과와 유사하게 분사 위치와 압력비 변화에 따라 상당한 축추력의 변화가 Fig. 6(a)와 6(b)에서 관찰된다.

6. 결 론

노즐 팽창각과 2차 분사 위치에 의한 SITVC 성능을 Baldwin-Lomax 난류 모델과 비정상 3차원 Navier-Stokes 방정식을 계산하여 해석하였으며, 계산결과와 측정값이 비교적 잘 일치함을 보였다.

추력비, 비추력비 및 축 추력 증가와 같은 성능 파라미터들을 기준으로 할 때, 상대적으로 하류에 분사된 2차 제트가 넓은 압력비 범위에서 높은 효율을 보임을 알 수 있었다.

또한 주 노즐 팽창각의 감소는 반사 충격파가 발생하지 않는 한도내에서 모든 성능 파라미터들을 증가시키는 역할을 한다. 경제적인 견지에서 볼 때, 상류에 분사된 2차 제트는 더 협소한 반사각이 요구될 때만 효과적으로 적용될 수 있다. 반사 충격파의 발생은 축추력의 증가 외에는 모든 성능 파라미터에서 성능의 저하를 유발함을 알 수 있었다.

후 기

본 논문은 육사 화랑대연구소 1999년도 국고학술연구비에 의해 일부 지원받아 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- Huzel, D. K. and Huang, D. H., *Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines*, AIAA Publication, Vol. 147, 1992.
- Horton, T.R., and Meade, A.J., *Thrust Vector Control of Rockets by Gaseous Injection. A, Critical Appraisal of Theoretical Models*, Rocket Propulsion Establishment, Westcott England, Rept. RPE/67/7, July 1967.
- Broadwell J. E., "Analysis of Fluid Mechanics of Secondary Injection for Thrust Vector Control", *AIAA Journal*, Vol. 1, No. 10, 1963, pp. 580~585.
- Dahm, T.J., *The Development of an Analogy to Blast Wave Theory for Prediction of Interaction Force Associated with Gaseous Secondary Injection*, VIDYA TN-9163, May 1964.
- Walker R. E. and Shandor M., "Influence of Injectant Properties for Fluid Injection Thrust Vector Control", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 1, No. 4, 1964, pp.409~413.
- Wu, J.M., Chapkis, R.L., and Mager, A., *Approximate Analysis of Thrust Vector Control by Fluid Injection*, *ARS Journal*, pp. 1677~1678, December 1961.
- Balu R., "Analysis of Performance of a Hot Gas Injection Thrust Vector Control System", *J. Propulsion*, Vol. 7, No. 4, 1991, pp.580~585.
- Hawkes, T., "Computational Analysis of an axisymmetric fluidic injection nozzle", *AIAA paper*, AIAA-96-0116, 1996.
- Dhinakaran, R., and Bose, T.K., *Comparison of Euler and Navier-Stokes Solutions for Nozzle Flows with Secondary Injection*, *AIAA paper*, AIAA-96-0453, 1996.
- Baldwin, B.S., and Lomax, H., *Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Flow*, *AIAA paper*, AIAA-78-257, 1978.
- Beam, R.M., and Warming, R.F., *An Implicit Factored Scheme for the Compressible Navier-Stokes Equations*, *AIAA J.*, Vol. 16, No. 4, pp. 393-402, 1978.
- Masuya G., "Secondary Gas Injection Into a Supersonic Conical Nozzle", *AIAA Journal*, Vol.15, No.3, pp301~302, 1977.
- Guhse, R. D., "On Secondary Gas Injection in Supersonic Flow", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 3, No. 1, pp.143~149, 1966.
- Green, C.J., and McCullough, F., *Liquid Injection Thrust Vector Control*, *AIAA Journal*, Vol. 1, No. 3, pp573~578, 1963