

2차 분사의 위치 변화에 따른 로켓노즐 출구에서의 추력 분포 변화

The Variation of Thrust Distribution of the Rocket Nozzle Exit Plane with the Various Position of Secondary Injection

김성준* 이진영** 박명호***

Kim, Sung-Joon Lee, Jin-Young Park, Myung-Ho

Abstract

A numerical study is done on the thrust vector control using gaseous secondary injection in the rocket nozzle. A commercial code, PHOENICS, is used to simulate the rocket nozzle flow. A 45° - 15° conical nozzle is adopted to do numerical experiments. The flow in a rocket nozzle is assumed a steady, compressible, viscous flow. The exhaust gas of the rocket motor is used as an injectant to control the thrust vector of rocket at the constant rate of secondary injection flow. The injection location which is on the wall of rocket is chosen as a primary numerical variable. Computational results say that if the injection position is too close to nozzle throat, the reflected shock occurs. On the other hand, the more mass flow rate of injection is needed to get enough side thrust when the injection position is moved too far from the throat.

키워드 : 로켓노즐, 2차 분사, 충격파, 초음속

Keywords : rocket nozzle, secondary injection, shock wave, supersonic

1. 서론

20세기 초 라이트형제에 의한 동력비행의 성공을 시작으로 인류는 창공을 날 수 있게 되었다. 그리고 오늘날 인류는 창공에서 우주로 그 비행영역을 확장하고 있다. 이 영역확장을 가능케 하는 것이 로켓이라고 할 수 있다. 그리고 2차 세계대전 때 많은 발전을 본 미사일도 우주선 및 인공위성을 지상으로부터 쏘아 올리기 위한 로켓으로 개조되고 있다. 우주시대를 목전에 둔 현재 로켓은 그만큼 우리들에게 중요하다 할 수 있다.

1.1. 추력 편향에 의한 방향 제어

로켓 비행체에 대한 연구가 진행되고 있는 가운데 로켓의 효율에 대한 관심도 높아지고 있다. 그 한 예로 비행체의 하중과 항력을 줄일 수 있고 레이더 유효 반사 단면적(RCS; Radar Cross Section)의 값을 줄인다는 이점으로 비행체의 꼬리 날개를 작게 하거나 아주 제거해 버리는 것이다. 이렇게 꼬리날개를 없애는 대신에 방향 제어 및 고도제어는 노즐 출구에서 추력을 편향시킴으로써 가능하게 된다. 지구나 날개에 의한 방향제어 및 고도제어는 고속의 로켓 비행체의 경우 공기 층을 날고 있을 때 짧은 시간 동안에만 유효하고 이륙이나 장시간의 비행에는 비효율적이기 때문이다.

로켓 추진 비행체에 작용하는 추력 F 는 물론 추진 제트의 운동량 플럭스(Momentum Flux)의

* 강원대학교 기계메카트로닉스공학부 교수, 공학박사

** 강원대학교 기계메카트로닉스공학부 석사과정

*** 강원대학교 시간강사, 공학박사

반작용에 기인된다. 만일 추력 F 의 작용선이 로켓 추진 비행체의 중축과 일치하고, 또한 이 축이 비행체의 질량 중심을 통과할 경우 추력 F 는 축 방향으로 작용할 뿐 회전 모멘트를 주지 못한다. 그런데 추진제트를 횡 방향으로 편향을 시킬 수 있는 장치가 부착되었다고 하면 추진 제트의 횡 방향 편향 때문에 추력 F 는 비행체의 중축과 각 θ 를 이루게 된다. 결과적으로 횡 분력은 회전 모멘트를 형성하고 비행체의 자세를 변화시키게 된다. 이와 같이 로켓 추진 비행체의 자세제어를 얻기 위한 추진제트의 편향을 추력벡터 제어(TVC: Thrust Vector Control)라고 한다.[1]

추력을 편향시키는 방법에는 로켓 노즐을 피봇(pivot)시켜 노즐 자체를 움직이게 하는 방법, 베인(vane)등과 같은 장치를 노즐 내에 설치하여 노즐 내의 흐름을 변화시키는 방법 등을 사용하고 있다. 하지만 이런 장치들은 노즐의 배기가스에 의한 부식(erosion), 삭마(ablation), 용융(melting), 열 변형(thermal deformation)등을 일으킨다는 단점을 가지고 있다. 또 다른 방법으로 2차 분사에 의한 추력 편향을 들 수 있는데, 이것은 1952년 초 United Aircraft Corp.[2]에서는 초음속 노즐 속으로 2차 가스를 분사하여 추력이 생성됨을 보였다.

또 다른 예는 로켓 추진기관의 경우, 추력을 향상시키기 위해 고체 연료에 알루미늄(Al_2O_3)과 같은 입자를 첨가해 준다는 것이다. 입자를 첨가시켜 줄으로써 연소 가스보다 훨씬 큰 밀도를 가지는 입자로 인해 더 큰 반작용을 얻을 수 있기 때문이다. 그러나 고온, 고압의 연소가스와 로켓의 연소 시에 발생하는 산화 알루미늄 액적은 노즐 벽뿐 만 아니라 방향제어를 목적으로 설치한 베인(vane)등과 같은 장치를 녹이거나 삭마(ablation)시키기 때문에 로켓의 추력 제어 성능을 저하시키는 요인이 되기도 한다.[3]

이와 같은 이유로 2차 분사에 의한 추력 벡터 제어에 대한 연구가 진행되고 있다.

2. 이론적 배경

최근 추력 편향에 관한 적용 사례는 여러 곳에서 찾아 볼 수 있다. 1996년부터 미 공군과 NASA는 추력 편향에 대한 세부 데이터를 확보하고, 이 장치의 작동에 필요한 조종 방법의 개발을 목표로 ACTIVE(Advanced Control Technology for Integrated Vehicles) 사업을 진행하고 있다.

1998년 3월에 독일, 스웨덴, 미국은 공동으로 X-31에 대한 VECTOR (Vectoring Extremely short take-off landing, Control and Tailless Operation Research) 프로그램을 재개하였다. 이 VECTOR라는 프로그램은 추진력 편향노즐을 이용해서 이/착륙 거리를 획기적으로 단축하고 꼬리날

개가 없이 비행기를 조종하는 기술을 시험하기 위한 프로그램이다.[4]

또 1999년에 미국의 Boeing사와 NASA는 적의 레이더에 잘 잡히지 않고 동시에 기동성과 민첩성을 갖춘 X-36이라 명명된 꼬리날개 없는 항공기를 개발하였다. 이 X-36은 비행 방향 조종을 위하여 상하로 펼치는 보조익(Split aileron)과 추력 방향 조절 장치(Thrust-vectoring nozzle)를 사용한다.[5]

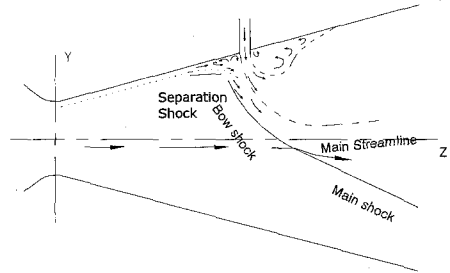


Fig. 1 Flow pattern in the axial plane containing injector

2차 유동 분사에 의한 방향제어(Secondary Injection Thrust Vector Control; SITVC)에 대한 연구는 60년대에 활발하였는데 그 첫 실험은 1952년 Hausmann[6]에 의해 보고되었다. Fig. 1에서는 이런 SITVC의 노즐내의 현상을 표현하고 있다. 로켓노즐 내의 초음속 속으로 2차 유체를 분사시키면 유동장 내부에는 충격파가 야기되며, 그와 더불어 복잡한 유체역학적인 특성을 보인다. 주 노즐 유동에 2차 분사가 되어 발생하는 박리로부터 강한 궁형 충격파가 발생되며 경사충격파의 형태로 하류로 진행한다. 상류에 형성된 궁형 충격파 직후에 2차 유동이 주 유동과 간섭하게 되고 궁형 충격파보다 큰 곡률로 하류로 휘어 진행된다. 2차 분사구 상류에서는 분사제트에 의한 충격파-경계층 상호간섭에 의해 경계층이 박리되는 동시에 역 압력구배에 의한 재 순환류가 발생된다. 충격파에 의한 국부적인 압력의 증가는 노즐 벽 압력분포의 불균형을 야기하며, 이로 인하여 추력이 발생하게 되고 2차 분사제트에 의한 운동량의 차이와 더불어 궁극적으로 TVC를 위한 축 추력으로 작용한다.

1961년 Wu[7]는 충격파가 큰 모양을 가지며 그 시작점은 주 흐름 조건, 분사된 유량, 그리고 2차 유동의 물리적 성질에 관계된다고 하였다. Roddam[8]은 충격파를 박리 충격파(separation shock wave), 궁형충격파(bow shock wave), 그리고, 주 충격파(main shock wave)으로 구분하였고, Hsia[9]는 주 흐름과 2차분사의 어떤 인자가 충격파의 형상에 영향을 주는가를 조사하였다. 2차분사

제트에 의해 간섭된 초음속 유동장 모델은 Walker와 Shandor[10]에 의해 최초로 시도되었다. 이들은 작은 질량유량을 가정한 선형모델을 제안하였고, Shapiro[11]에 의해 제안된 영향계수에 기초하여 추추력을 계산하였다. Broadwell은 2차 분사에 대한 추추력을 예측하기 위하여 폭발파로의 해석(Blast Wave Analogy; BWA)을 제안하였다. 여기서 초음속 유동에서 2차 분사를 연속폭발로 묘사하였고, 폭발에 의해 발생한 에너지가 2차 분사 제트의 운동량과 동일한 것으로 근사하였다.[12] 또 Broadwell은 총추력은 상호작용력(interaction force)과 분사질량에 의해 발생하는 모멘트에 의한 힘(direct reaction force)으로 구분하여 Walker, Stone, 그리고 Shandor[13]가 연구한 결과를 반박해 추력은 분사직경 또는 분사량, 압력에 영향을 받지만, 상호작용력은 분사직경과는 무관하다고 하였다.[14] Roddam[8]은 수정된 BWA를, Hisa[9]는 1차 폭발(blast wave) 해법은 충격파가 충분히 강하고 마하수가 클 경우에 적용하고 충격파가 강하지 않거나 마하수가 크지 않을 때는 2차 BWA를 적용시켜야 한다고 보고하였다. 또 Broadwell이 제안한 이 BWA는 2차 분사구의 크기, 형상, 분사압력 등과 같은 분사 파라미터의 효과는 고려될 수 없는 단점이 있다. 그래서 Guhse[15]는 Broadwell의 연구에 포함되지 않았던 이들 파라미터들과 분사 질량유량에 대하여 선형적으로 변화되며 질량유량이 작을수록 효과적인 것으로 보고하였다.

2차분사 유체의 특성을 살펴보기 위해 Walker[10][13]와 Broadwell[14]은 주 흐름의 가스를 H_2O_2 로 하고 사출제로 CO_2 , N_2 , He , Ar , H_2 등을 사용하였고 Hsial[9]도 사출제로 질소가스, 프레온-12, 액체질소를 사용하였다. Newton[16]은 사출제로 프레온-12, 물, 가스질소를 사용하여 추력에 분사위치와 노즐면전비가 어떤 영향을 미치는지 조사하였다. 오대환[17]은 분사위치, 분사유량, 분사각도의 변화가 전향각 및 유동장에 미치는 영향에 대해 조사하였다. 연구된 사례들을 종합했을 때 2차분사에 의한 추력을 편향시키는데 중요한 인자는 주흐름의 조건, 분사유량, 분사압력, 분사직경, 2차 분사유체의 물리적 성질, 그리고 분사위치 등을 들 수 있다.

본 연구에서는 CFD의 범용 프로그램인 PHOENICS를 사용하여 노즐 출구부분에서 속도와 압력을 계산한 후 얻어진 속도와 압력으로 추력을 계산하고 그 분포를 평가함으로써 분사 위치에 따른 경향을 조사하려 한다.

3. 연구 방법

3.1 계산격자 및 해석조건

해석에 사용된 노즐은 Hwang[18]이 사용한 $45^\circ - 15^\circ$ conical 노즐이며, CFD 해석의 범용 프로그램인 PHOENICS를 사용하였다. 로켓 노즐에서 배기가스의 유동은 고온이며, 고속이기 때문에 압축성 유동으로 해석하였다. 해석을 간단하게 하기 위하여 정상상태인 2차원 유동으로 하였으며, 벽은 단열 된 것으로 하였다. 그리고 작동유체인 배기 가스는 이상기체로 간주하였다. 지배방정식은 점성유동이므로 Navier-Stokes 방정식을 사용하였고, 난류모델은 $\kappa - \epsilon$ 모델을 사용하였다.

해석 노즐의 크기는 Fig. 2에서 도시된 것과 같고 연소가스는 왼쪽에서 오른쪽으로 흐른다. 흐름의 방향이 z축이고 높이 방향은 y축이다. 그리고 x축은 단위길이인 2차원형상이다. 여기서 R은 김완식[3]이 사용한 것처럼 0.02 m로 하였고 나머지 크기는 이 R의 값에 의해 결정된다.

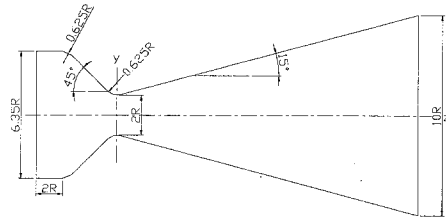


Fig. 2 Computational domain for rocket nozzle

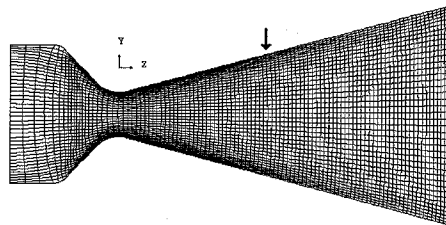


Fig. 3 Grid for conical nozzle (1×41×101)

수축부의 각은 45° 이고 팽창부의 각은 15° 인 콘형 노즐(conical nozzle)이다. Fig. 2에서도 볼 수 있듯이 노즐 목과 출구의 면적비는 원통일 경우를 고려할 때 1: 25이다. 노즐 목의 곡률(Rc)은 노즐 목의 반경(R)의 0.625(Rc/R) 값을 갖는다. 배기가스는 입구에서 아음속(subsonic)으로 들어와 노즐 목을 통과하면서 음속(sonic)으로 바뀌게 되어 노즐 목 하류에서는 초음속(supersonic)으로 발전하게 된다. Fig. 3은 구성된 사각 계산 영역의 격자를 보여주고 있다. 격자의 개수는 $1 \times 41 \times 101$ 이며 곡선 좌표계(BFC)를 사용하였다. 검은 화살표가 있는 곳이 분사 위치가 된다.

노즐의 수축부와 확대부로 인해 격자의 형상이 찌그러지기 때문에 PHOENICS에서 제공하는 라플라스 변형(Laplace Transformation)을 적용하여 계

산에서의 오류를 줄였다.

중력이나 자기력과 같은 기타의 외부적인 힘은 고려되지 않았고, 2차원이므로 x 방향으로의 경계 조건은 고려하지 않았다.

김완식[3]이 사용한 것을 기초로 입구 압력을 6.8MPa, 입구 속도는 65m/s, 입구 온도는 연소실의 온도를 고려하여 3000 K로 하였다. 벽은 완전 단열 벽으로 하였고 점성에 의한 경계층의 효과를 고려하기 위하여 아래(1)과 같은 대수(logarithmic) 벽 함수를 사용하였다.

$$\frac{U}{U_*} = \frac{1}{k} \ln\left(\frac{EU_*y}{\mu}\right) \quad (1)$$

여기서, U_* 는 전단속도(shear velocity) 또는 마찰속도(friction velocity)라고 하며, $U_* = \sqrt{\tau/\rho}$ 로 얻을 수 있다. U 는 벽으로부터 첫 번째 node에서의 벽에 평행한 속도이다. k 는 난류 유동에 널리 사용되고 있는 Prandtl's 혼합길이 이론(mixing-length theory)에 포함되어 있는 혼합길이(mixing length) l 과 벽으로부터 거리 y 사이에 관계되는 비례상수이다. 이 상수를 Karman 상수라고 하며, 매끈한 벽을 가정하여 0.41로 하였다. E 는 조도에 관계되는 상수이고 여기서는 8.6으로 하였다. y 는 벽으로부터의 거리를 나타낸다. 출구에서의 압력은 노즐 내에 과대 팽창(over-expansion)의 한 충격파나 과소 팽창(under-expansion)이 발생하지 않도록 2차 분사를 하지 않을 때의 유동장으로 적당한 외부압력(external pressure)을 조정하였다.

이산화 방법은 엇갈린 격자망(Staggered-Grid)를 사용하였고, 압력-속도의 결합에 사용되는 방법으로는 SIMPLE(Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations)에서 파생된 SIMPLEST(SIMPLE Shortened) 방법을 사용하였다. 해석기법은 하류는 상류의 영향 아래에 있다는 개념인 상류도식(Upwind Scheme)을 사용하였고 점성계수는 광범위한 온도에서 잘 맞는 Sutherland 공식을 사용하였다. Sutherland 공식은 다음과 같이 온도의 함수로 이루어져 있다.

$$\mu(T) = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0}\right)^{3/2} \frac{T_0 + S_1}{T + S_1} \quad (2)$$

여기서, μ_0 는 기준온도 T_0 에서의 점도이며, $1.448 \times 10^{-6} \text{ kg/m} \cdot \text{s}$ 의 값을 갖는다. S_1 은 233을 값을 사용하였다.

3.2 검증 시험

Fig. 4는 노즐 목 근처에서 본 연구에서 얻은 결과와 Cuffel[21]가 얻은 결과를 보여주고 있다. Cuffel은 전압력이 70 psia, 전온도가 540 °R(Rankin Degree)인 조건으로 노즐 목의 반경과 노즐의 형상(contour)의 곡률 반경비가 0.625 인

45°-15° 노즐의 반만을 사용하여 등 엔트로피, 비점성 유동으로 계산하였다.

Cuffel의 조사에 따르면 노즐 목에서 노즐 축 중심에서는 0.8, 벽에서는 1.4의 마하 수를 갖는다고 하였다. Fig. 4에서는 해당 값만을 표시하였다. 본 연구에서는 중심에서는 0.83, 벽 근처에서는 1.4의 마하 수 분포를 보였다. 값에서 약간의 차이를 보이기는 하지만 비슷한 경향을 보임을 알 수 있다.

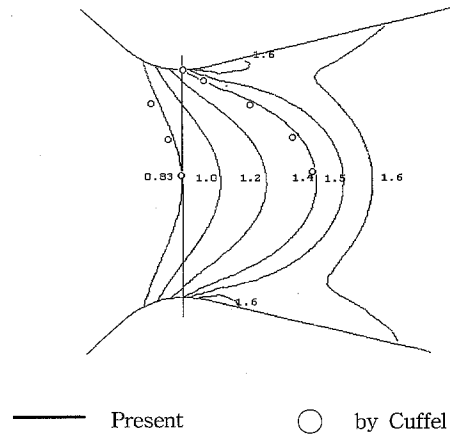
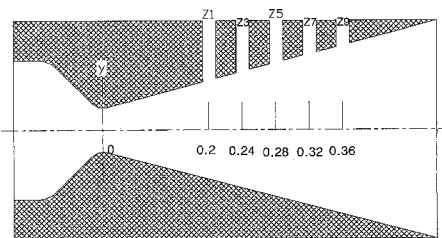


Fig. 4 Mach number distributions in transonic region

3.3 2차 분사 조건

연구방법에서 소개했던 입구 조건(압력 6.8 MPa, 속도 65 m/s, 온도 3000K)은 상태에서 2차 분사 제트 직경은 일정하게 하였다. 사용된 2차 분사 가스는 부피와 무게를 줄일 수 있기 때문에 연소실로부터 얻은 가스를 사용하였다. 분사의 위치는 Fig. 5에서와 같이 노즐 목으로부터 0.2 m 인 지점을 Z1으로 하여 4 cm씩 하류로 이동시키면서 분사량이 일정한 경우에 대해 조사하였다.



(UNIT: m)
Fig. 5 Schematic of injection positions

또 분사량을 달리 하여 각각에 대하여 분사위치를 이동시켰다. 여기서의 분사량은 2차 분사가스의 마하 수로 변화를 주었으며, 마하 수가 0.3, 0.4, 0.5에 대하여 분사 위치의 변화에 따른 유동장의 변화에 대해 살펴보았다.

3.4 수치 결과

비행체가 추력 편향에 의해 방향을 전환하려면 질량중심선을 벗어난 추력 중심선을 가져야 한다. 여기서의 질량중심선은 고려되지 않았고 노즐 축과 출구 면이 만나는 점을 기준으로 하였다. 그래서 그 기준점을 중심으로 편향된 추력에 의해 발생하는 모멘트를 가지고 추력의 편향정도를 판단하였다.

아래의 식으로부터 각 셀에서의 추력을 구하였다.

$$F = \Delta PA - m\Delta V \quad (3)$$

구해진 추력으로부터 평균 추력을 구하고 또 거리에 따른 추력을 평가하여 출구 노즐 중심을 기준으로 한 모멘트를 구하였다.

$$\text{평균 추력 } \bar{F} = \frac{\sum_{cell=1}^N F}{N} \quad (4)$$

$$\text{모멘트 } T = \sum_{cell=1}^N (F \times r) \quad (5)$$

여기서, N은 노즐 출구의 y축으로의 cell 개수이고 노즐 축을 중심으로 2차 제트가 분사되는 벽면 방향을 양의 방향으로 하고, 그 반대 벽면 쪽을 음의 방향으로 하였다.

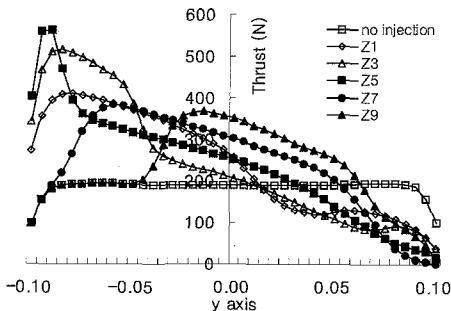


Fig. 6 The distributions of thrust at the nozzle exit plane ; M = 0.5

식(3)로부터 얻은 각 분사 위치에 따른 출구에서의 추력분포를 Fig. 6에서 볼 수 있다. 또한 2차

분사를 하지 않을 때의 추력분포도 함께 나타내었다. 그림에서 보면 2차 분사는 양의방향에서 음의 방향으로 이루어지기 때문에 추력도 양의 방향 쪽으로 큰 분포를 가지고 있는 것을 알 수 있다.

하지만 분사위치를 하류로 이동함에 따라 점차 그 중심 추력 분포가 노즐의 축 근처로 놓이는 것을 알 수 있다. 또한 Fig. 7과 비교하여 볼 때 충격파 곡선이 지나지 않는 곳에서의 추력은 2차 분사에 의해 거의 영향을 받지 않음을 알 수 있다.

Fig. 7은 각 분사위치에서 2차 분사에 의해 형성되는 마하 수의 등가선을 나타낸 것인데 분사위치의 상류에서부터 시작되는 조밀한 부분에서 충격파가 발생되는 것으로 여겨진다. 이런 마하 수 분포에 의한 충격파의 이해는 오대환[17]에 의해 보고된 바 있다. Fig. 6의 Z1에서부터 Z5까지의 추력 분포 곡선이 불규칙한데 이것도 Fig. 7에서 그 원인을 확인 할 수 있다. 즉, Fig. 7의 (a)부터 (c)에서는 생성된 충격파가 분사되는 반대 벽면으로부터 반사되어 또 다른 반사 충격파를 형성하고 있음을 보여주고 있다. 그 반사 지점은 분사위치를 하류로 이동할수록 하류로 이동하였다.

추력 분포가 Fig. 6과 같을 경우 식(4)을 이용하여 구한 각 분사위치에서의 평균추력을 Fig. 8에, 식(5)을 이용하여 구한 모멘트는 Fig. 9에 나타내었다. 여기에서는 추력분포에서 사용한 분사위치의 사이 점(Z2, Z4, Z6, Z8)에서 분사한 결과까지 참고하였다.

평균 추력은 분사위치가 하류로 이동할수록 작아지는 경향을 보이고 있는데 하류에서는 더 마하 수가 크기 때문에 더 강한 충격파가 형성이 될 것이라고 보아진다. 김형문[22]도 분사위치가 하류로 갈수록 주 흐름의 속도가 증가하여 간섭되는 충격파의 강도가 강해짐을 보고하였다. 그래서 이 충격파에 의해 노즐 출구에서의 속도가 감소하게 되어 추력을 감소시키는 결과를 가져온 것이 아닌가 생각되어진다.

Fig. 9에 나타낸 그래프에서 음수를 갖는 것은 전술한 바와 같이 분사반대 방향이 음의 거리를 갖기 때문이다. 따라서 음의 값은 방향을 나타내는 것이지 크기를 나타내지는 않는다. Z1에서는 평균 추력은 컸지만 모멘트는 상대적으로 작게 나타났다.

Fig. 10의 (a)는 분사 마하 수가 0.4일 때의 추력 분포이며, (b)는 마하 수가 0.3일 때이다. 경향은 마하 수가 0.5일 때와 비슷하지만 약간의 차이가 보인다. 유량이 적을수록 동일 분사위치에서 반대 벽에 부딪히는 위치가 하류로 이동하였다. 이것은 충격파의 기울기가 줄었음을 의미하는 것이다. Hsia[9]도 충격파의 기울기는 사출 유량이 증가함에 따라 증가하고 분사하는 곳의 Mach 수가 증가하면 감소한다고 보고하였다.

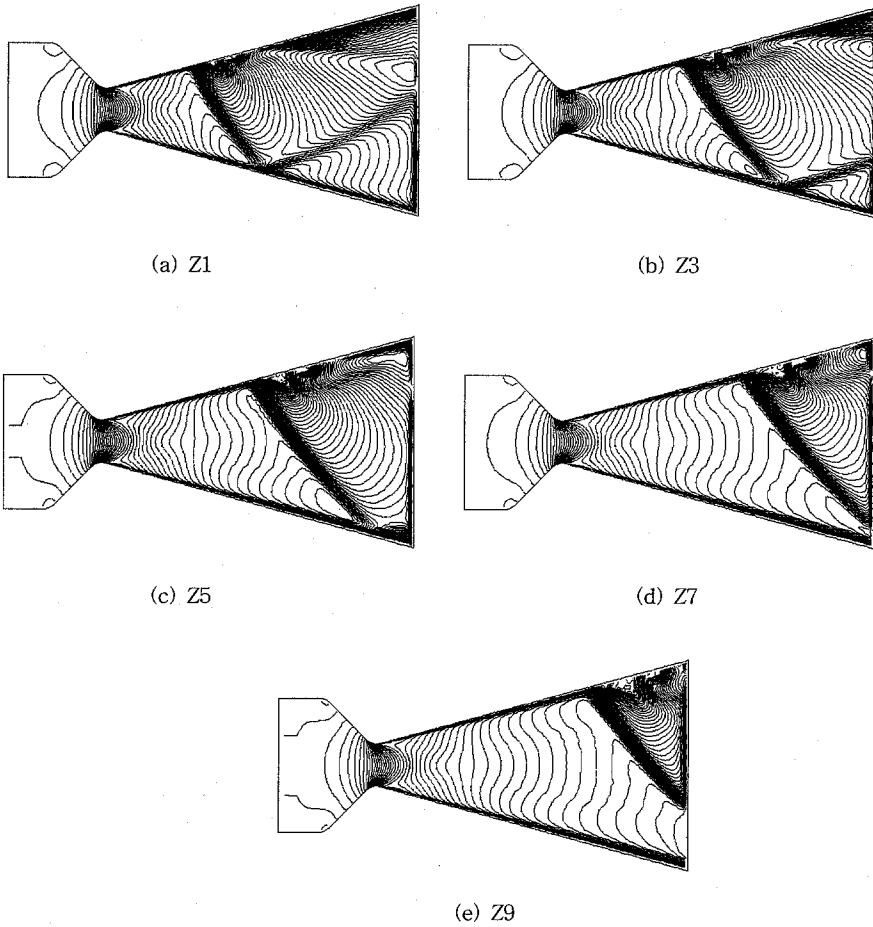


Fig. 7 IsoMach number lines ; $M = 0.5$

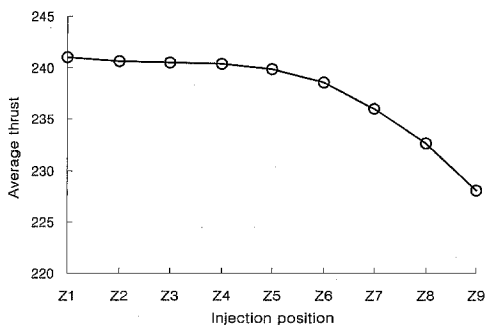


Fig. 8 Average thrust ; $M = 0.5$

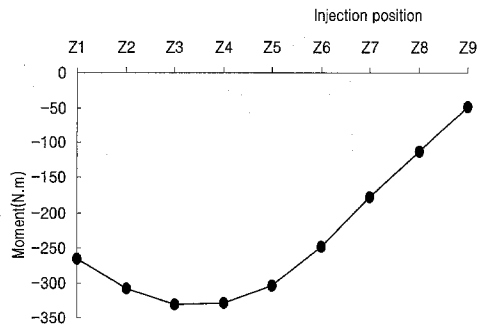


Fig. 9 Moment distributions at the nozzle exit plane with given injection points; $Mach = 0.5$

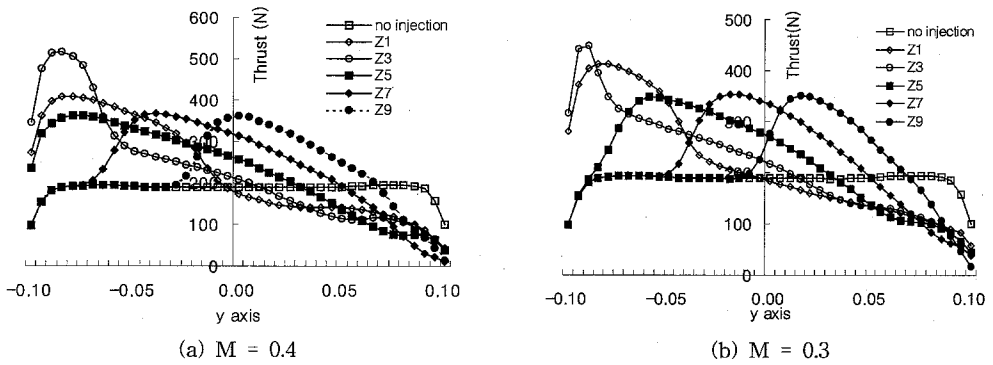


Fig. 10 The distributions of thrust at the nozzle exit ; M = 0.3 or M = 0.4

질량이 증가하면 추력 또한 증가[12]하는데 Fig. 11에서 이것을 확인할 수 있다. 또한 분사 유량에 대해 거의 선형 증가함을 알 수 있다. 그리고 동일 분사유량에 대해 분사유량이 적을 때 평균 추력의 편차도 상대적으로 분사유량이 많을 때보다 작다는 것을 알 수 있다.

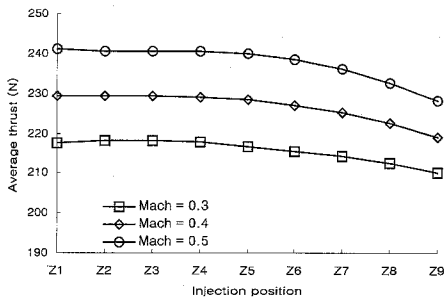


Fig. 11 Average thrusts with injection positions; effect of mass flow rate

세 가지의 다른 분사유량에 대한 결과를 표현하는 Fig. 12에서 볼 수 있듯이 노즐 하류로 분사 위치를 이동시킬수록 더 적은 모멘트를 발생하고 있다. 이것은 상대적으로 추력의 분포가 중앙에 집중하고 있고 충격파를 벗어난 부분에서는 충격파의 영향을 받지 않기 때문이다.

또한 모멘트 분포에서 노즐 목 가까이로 분사 위치를 정하는 것도 분사 파에 의해 나쁜 영향을 받는다. 분사 유량이 증가함에 따라 모멘트 역시

증가함을 알 수 있는데 이 모멘트의 증가는 곧 추력의 증가를 의미한다. 하지만 분사 유량의 증가율에 대한 노즐 하류에서의 추 추력의 증가율은 상류지역에서 보다 적다는 것을 알 수 있다. Hsia[9]는 고정 분사위치에 대해 충격파와 벽이 접하는 곳이 노즐의 벽을 반으로 나눈 평면에 있을 때 최적 유량이라고 하였다. Inouye[23]는 최대 추력은 균형 충격파와 노즐 출구부분의 벽과의 접점이 출구 평면 원의 직경 끝에 있을 때라고 보고 하였다.

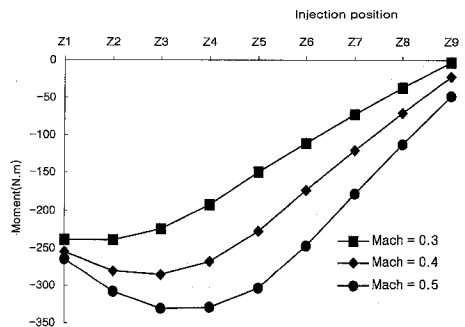


Fig. 12 Moments with injection positions; effect of mass flow rate

5. 결론

로켓노즐의 초음속 속으로 주 흐름의 기체를 사용하여 2차 분사를 시켰다. 입구조건을 일정하게 한 상태에서 분사유량을 동일하게 하여 노즐 벽을 따라 하류로 분사 위치를 이동시키면서 2차 가스

를 분사 시켰다. 또한 분사유량을 변화시키면서 분사 위치에 따른 추력 변화를 관찰하였다. 분사된 사출제는 초음속 유동 속에서 충격파를 야기 시켰다. 분사유량이 증가함에 따라 충격파의 경사는 커졌다. 분사 유량을 일정하게 유지하면서 분사 위치를 노즐 출구 쪽으로 이동시키기에 따라 발생된 충격파가 출구지점에서 분사구 반대 벽의 끝단으로부터 멀어지기 때문에 유동에 많은 영향을 주지 못하였다. 이 때문에 결과적으로 모멘트 역시 작아졌다. 적은 분사유량을 사용할 경우 분사 위치를 노즐 출구 쪽으로 근접시키면 충격파의 경사각도가 크지 않아 효과적인 추 추력을 얻기 힘들다. 따라서 분사 위치를 출구 근처로 하려면 많은 유량이 필요로 하게 된다. 또한 분사 위치를 노즐 목 쪽으로 하면 반사 충격파를 유발하기 때문에 충격파의 기울기를 줄이기 위해 분사유량을 줄여야 할 것이다. 따라서 분사 위치에 대해 적절한 유량을 찾는 것이 성능향상에 중요할 것이다.

참 고 문 헌

[1] Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, John Willey & Sons Inc., New York, 1992, pp. 523-535
 [2] 로켓의 역사,
<http://www.hangkong.ac.kr/aed/special/rocket1.htm>
 [3] 김완식, 유만선, 조형희, 배주찬, "2상 유동에 의한 로켓 노즐 마모 특성에 대한 고찰", 한국추진공학회, 제3권, 제4호, pp. 83-92, 1999
 [4] 무미의 추력 편향 기술 개발 사업,
http://addwww.kreonet.re.kr/TechAnal/journal/j_dti/0004/c3.htm
 [5] 최주호, "X-36, 꼬리날개 없는 연구용 항공기", 기계저널, 제40권, 제4호, 신기술 정보, 2000, pp. 23
 [6] Hausmann, G. F., "Thrust axis Control of Supersonic Nozzles by Airjet Shock Interference", United Aircraft Corpo. Rept. R-63143-24(May 2, 1952)
 [7] Wu, J. M., Chapkins, R. L. and Mager A., "Approximate Analysis of Thrust Vector Control by Fluid Injection", ARS Journal, Vol. 31, pp. 1677-1685, 1961
 [8] Roddam Narasimha, R. Ravindran and T. A. Diab, " Leading Shock in Two-Dimensional Secondary Fluid Injection", AIAA Journal, Vol. 5, No. 1, pp. 2064-2065, 1967
 [9] Hsia, H. T. S., Seifert, H. S. and Karamcheti K., "Shocks Induced by Secondary Fluid Injection", J. Spacecraft and Rockets, Vol.

2, pp. 67-72, 1965
 [10] 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, pp. 409-413, 1964
 [11] Shapiro, A. H., The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow, Ronald, New York, 1954, Chap. 8
 [12] Broadwell, J. E., "Analysis of Fluid Mechanics of Secondary Injection for Thrust Vector Control", AIAA Journal, Vol. 1 No. 10, pp. 580-585, 1963
 [13] Walker, R. E., Stone, A. R., Shandor, M., " Secondary Gas Injection in a Conical Rocket Nozzle", AIAA Journal, Vol. 1, No. 2, pp. 334-338, 1963
 [14] J. E., Broadwell, "Correlation of Rocket Nozzle Gas Injection Data", AIAA Journal, Vol. 1, No. 8, pp. 1911-1913, 1963
 [15] Guhse, R. D., "On Secondary Gas Injection in Supersonic Flow", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 3, No.1, pp. 143-149, 1966
 [16] Newton, J. F. and Spaid, F. M., "Interaction of Secondary Injectants and Rocket Exhausts for Thrust Vector Control", Journal of the American Rocket Society, Vol. 32, pp. 1203-1211, 1962
 [17] 오대환, 손창현, 이충원, "2차원 초음속 노즐에서의 2차 유동분사에 의한 추력방향제어 특성의 수치적 해석", 한국추진공학회, 제4권, 제1호, pp. 13-21, 2000.3
 [18] C. J. Hwang, "Numerical Study of Gas-Particle Flow in a Solid Rocket Nozzle", AIAA Journal, Vol. 26, No. 6, pp. 682-289, 1988
 [19] M. R. Malin and L. Sanchez, "One-Dimensional Steady Transonic Shocked Flow in a Nozzle", The PHOENICS Journal, Vol. 1, pp. 214-246, 1988. 1
 [20] F. Villasenor and D. Radosavljevic, "Numerical Simulations of Flat-Plate Turbulent Boundary Layer in Supersonic Flow", The PHOENICS Journal, Vol. 1, pp. 141-213, 1988
 [21] F. Cuffel, L. H. Back, and P. F. Massier, "Transonic Flowfield in a Supersonic Nozzle with Small Throat Radius of Curvature", AIAA Journal, Vol. 7, No. 7, pp. 1364-1366, 1969

- [22] 김형문, 이상길, 윤웅섭, "2차 가스분사에 의한 원추형 로켓노즐 추력벡터 제어 성능해석 (I)", 한국추진공학회, 제3권, 제1호, pp. 1-8, 1999.3
- [23] Inouye, T., Nottage, H. B., "Experiments on Rocket Thrust Vector Control by Hot Gas Injection", J. Spacecraft, Vol. 3, No. 5, pp. 737-739, 1966