

# 발사체 추력벡터 제어

## Thrust Vector Control for a Launch Vehicle

최재원, 박명관

부산대학교 기계공학부 및 기계기술 연구소

J. W. Choi, M. K. Park

School of Mechanical Engineering and RIMT, Pusan National University

### ABSTRACT

In addition to providing a propulsive force to a flying vehicle, a rocket propulsion system can provide moments to rotate the flying vehicle and thus provide control of the vehicle's attitude and flight path. By controlling the direction of the thrust vectors, it is possible to control a vehicle's pitch, yaw, and roll motions. In this paper, we will introduce general thrust vector control mechanisms.

**Key Words** : thrust vector control, launch vehicle, guidance, control system design, actuators

#### 1. 서론

로켓트는 자체에 장입된 추진제로 추진력을 발생 하는 엔진, 즉 로켓트 기관을 가진 비행체를 의미하고, 사용하는 추진제에 따라 화학 로켓트, 이온 로켓트, 원자력 로켓트, 플라즈마 로켓트, 광자 로켓트 등으로 분류된다. 화학 로켓트는 사용하는 연료에 따라 고체 로켓트와 액체 로켓트로 크게 나누어진다.

액체연료를 사용한 대형 로켓트의 일반적인 패턴은 Launcher를 떠나 수직으로 천천히 상승하여, 조금씩 기체를 기울여 가면서 가속비행하고, 얼마 지나서 제 1단을 분리시키고 대기권 밖으로 날아가는 것이다. 그러나 실제로 로켓트의 자세제어를 행하려고 하면 굉장히 복잡한 운동역학을 취급하지 않으면 안되고, 계 전체의 안정화도 용이한 것은 아니다.

통상의 대형 로켓트는 공력적으로 불안정하다. 공력적으로 불안정하다고 하는 것은 공기력의 합력의 작용점이 기체의 중심보다 앞에 있다고 하는 상태를 말한다. 그래서 속도가 나서 바람과 부딪치면, 기체는 옆으로 도는 특성을 갖는다.

이와 같은 기체의 자세를 진행방향으로 유지시키기 위해서는, 손바닥 위에 막대기를 세워서 넘어지지 않도록 조절하는 것과 같은 제어가 필요하다.<sup>(1)</sup>

따라서, 발사체 추력벡터 제어의 목적은 추력의 방향을 적절히 조정하여 발사체의 비행방향을 조정하는 것이다.

본 논문에서는 제2장에서 추력벡터 제어의 개념을 제3장에서 추력벡터 제어의 방법들에 관해 서술한다.

#### 2. 추력벡터 제어의 개념

Fig. 1에서와 같이 추력의 방향을 바꿈으로써 로켓트의 비행자세나 경로를 조정할 수가 있는데, 이것을 추력벡터 제어라고 한다.

즉, 추력이  $\theta$ 만큼 기울어짐으로  $F\sin(\theta)$ 만큼의 힘이 축력으로 작용하고 이것이 모멘트를 발생시켜 로켓트의 방향을 바꾼다. 추력의 제어장치는 자이로나 가속도계 등으로부터의 신호에 의해서 작동하며, 비행체를 목표로 향해서 비행시키는 역할을 한다.

추력벡터 제어는 추진 기관이 작동할 때 즉 제트

가 분사될 때만 가능하므로, 추진기관이 점화되지 않는 비행일 때는 비행자세나 경로를 제어하기 위해서는 다른 메커니즘이 필요하다.<sup>(1,2)</sup>

제3장에서 추력벡터 제어 방법들에 관해서 설명하겠지만 추력벡터 제어의 이해를 돕기 위해 김벌 엔진(Gimballed engine)의 경우를 살펴보자.

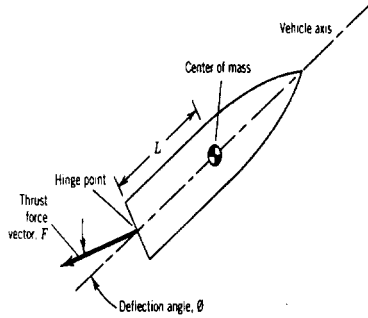


Fig. 1. 추력벡터 제어 개념

발사체를 강체로 취급하는 경우에는 Fig. 2-(a)에 보인 것처럼, 추력의 분사에 의해 발사체에 회전운동을 일으켜 동체축을 요구하는 자세방향에 일치시킨다. 질점으로 취급하는 경우에는 Fig. 2-(b)에 나타난 것처럼, 추력 방향을 직접 요구되는 자세방향에 일치시킨다. 따라서 강체와 질점은 서로 그 운동의 취급 방법이 본질적으로 다르다.

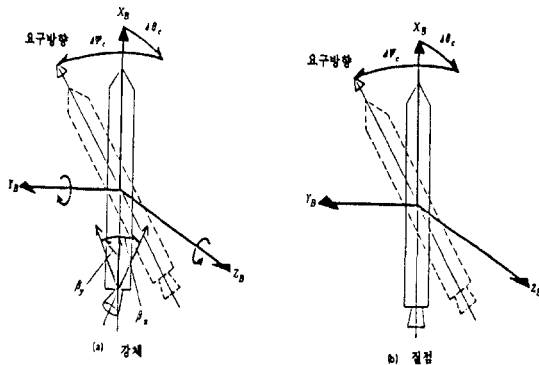


Fig. 2. 운동의 취급 방법

엔진변위각( $\beta_y, \beta_x$ )은 피치 및 요의 자세오차가

( $\Delta\theta_c, \Delta\psi_c$ )과 레이트 자이로에서의 출력( $\dot{\theta}_{RG}, \dot{\psi}_{RG}$ )을 입력으로 하여 다음과 같은 비행제어 방정식을 풀어서 결정하게 된다.

$$\left. \begin{aligned} \beta_y &= K_{Ay}(\Delta\theta_c - K_{Ry} \dot{\theta}_{RG}) \\ \beta_z &= K_{Az}(\Delta\psi_c - K_{Rz} \dot{\psi}_{RG}) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

여기서 사용된 이득(gain)값은 장비에 따라 고유하게 결정된다.

엔진변위각과 자세각 오차와의 관계 및 부호에 대해서 아래에 서술한다. Fig. 3에 나타난 것처럼  $\beta_y$ 는  $X_B-Z_B$ 면,  $\beta_z$ 는  $X_B-Y_B$ 면에서의 변위각을 표시하고,  $Y_B$  및  $Z_B$ 축 둘레의 + 회전을 발생시키는 방향을 + 방향으로 약속한다. 따라서  $\beta_y, \beta_z$ 의 부호는 엔진의 뒤짐 응답이 늦음을 무시하고,  $\Delta\theta_c, \Delta\psi_c$ 의 부호에 일치시킨다.

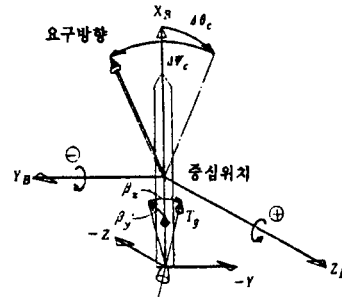


Fig. 3. 자세각 오차와 엔진 변위각과의 관계

이제, 엔진에서 발생하는 추력을  $T_g$ 라 하면 엔진의 움직임에 의한 병진력에 기여하는 추력을 B계로 표시하면 다음과 같다.

$$\begin{pmatrix} T_{gx} \\ T_{gy} \\ T_{gz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} T_g \cos \beta_y \cos \beta_z \\ -T_g \sin \beta_z \\ T_g \sin \beta_y \cos \beta_z \end{pmatrix} \quad (2)$$

한편, 회전모멘트는 그림 4에 나타난 것처럼, 발사체의 중심위치(CG)와 추력 중심위치(DISR)와의 차를  $L_g$ 라 두면 다음과 같이 표시된다.

$$\begin{pmatrix} M_{gx} \\ M_{gy} \\ M_{gz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ L_g \times T_{gz} \\ -L_g \times T_{gy} \end{pmatrix} \quad (3)$$

또한 DISR은 로켓트 정점(station point)에서 측정 한 거리로서  $X_B$  축 상에 있다. 김벌 주엔진인 경우의 각량의 부호를 표 1에 표시하였다.<sup>(3)</sup>

표 1. 각량의 부호

	조타	변위	힘	모멘트	각속도	레이트 자이로
피치	+	+	-	+	+	+
요	+	+	+	+	+	+

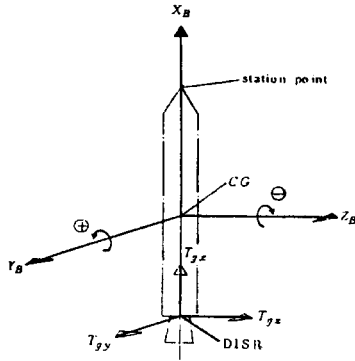


Fig. 4. 추력에 의한 회전모멘트

### 3. 추력벡터 제어의 방법

추력 제어장치는 고체추진제 로켓트나 액체추진제 로켓트나 원리상으로는 대개 비슷하다. 현재 추력벡터 제어를 위하여 여러 가지 방법이 개발되어 사용되고 있는데 이들은 크게 두 가지 방법으로 분류할 수 있다. 첫 번째로 기계적 굴절 방법은 노즐을 움직이거나, 제트 흐름 속에 베인(vane), 탭(tab)같은 부품을 넣음으로써 추력의 방향변화를 기계적으로 일으키는 방법이고, 두 번째로 2차 흐름 분사 방법

은 가스나 액체의 적은 양을 제트 흐름 속에 부가적으로 주입하여 상태를 변동시킴으로써 추력의 방향을 변화시키는 방법이다.

Fig. 5는 추력벡터 제어장치 중에서 대표적인 것들을 골라서 도시하였다. (a)부터 (f)까지는 기계적 굴절방법이고, (g)와 (h)는 2차 흐름 분사에 의한 방법을 각각 나타내고 있다.

(a)는 노즐 전체를 김벌이나 힌지장치로 움직이는 것으로서 근래의 대형 액체추진제 로켓트 엔진은 거의 다 이 방법을 사용하며 노즐만이 아니고 추력실 전체를 움직일 수 있도록 되어 있다. 고체추진제 로켓트 모터는 구조상 어려움이 많으나, 최근의 고성능 모터에는 노즐 부분만을 움직이도록 제어장치가 되어 있는 것도 있다.

(b)와 (c)는 배기 제트 흐름의 한쪽을 표면으로 가려서 제트의 흐름 방향을 굴절하도록 하는 것이며 주로 고체추진제 로켓트 모터에 사용된다.

(d)와 (e)는 배기 제트 흐름 내부에서 베인(vane)을 회전시키거나 제트 흐름 속에 탭을 넣어서 흐름을 방해하여 추력의 방향을 변화시켜 주는 것이며, 역시 고체추진제 로켓트 모터에 주로 사용된다.

(f)는 버어니어(vernier)로켓트라고 불리는 소형의 보조 로켓트를 움직여서 추력방향을 바꿈으로써 비행체의 비행방향을 조정하는 것이며 주로 주 엔진(main engine)의 연소가 끝난 다음에 작동한다. 과거에는 액체추진제 로켓트 엔진에 많이 사용되었으나 지금은 김벌 엔진 방법을 더 많이 사용한다.

(g)는 비행체 측면으로 가스를 분사하여 비행방향을 변화시키는 방법을 도시한 것이고, (h)는 노즐 내부에 액체나 가스를 적은 양만 주입하여 흐름을 방해하여 추력벡터를 제어하는 것으로서 고체추진제 로켓트 모터에 많이 사용된다. 2차 흐름 분사 방법에는 매개 물질로서 가스와 액체를 분사하는 두 가지 방법이 있다. 가스 분사 방식은 액체 분사 방식에 비해 측력 및 비추력은 크지만, 고온의 가스를 압축하고 저장하는 탱크와 분사하는 밸브를 현실적으로 구현하기가 힘들다. 반면에 액체 분사 방식은 구현하기가 상대적으로 용이해서 초기에는 많이 사용되었다. 그러나 액체는 무게가 많이 나가고 체적을 많이 차지한다는 단점이 있다. 2차 흐름 분사에서는 분사구 위치, 분사의 방향, 주흐름의 마하수,

분사 물질의 비열 및 분자량, 분사 물질 흐름량, 분사구 위치 등의 영향을 받는다. 최근에는 여러 제반 기술의 발전에 힘입어 압축성이 좋고 무게도 적게 나가는 가스 분사 방식을 많이 사용한다.<sup>(4,5,6,7)</sup>

앞에서 설명한 방법들은 기계적 장치나 유체의 분사를 통해서 추력의 방향을 바꿈으로서 추력벡터 제어를 하는 방식인데, 이와는 다른 방법으로 PWM (Pulse Width Modulation) 방식이 있다. 전기·전자 공학에서는 주로 모터를 제어할 때 많이 사용되는 방법으로 추력을 펄스로 간주하고 펄스의 폭, 높이, 간격을 조정함으로써 비행방향을 제어하는 방법이다. 주로 중거리 미사일에 많이 사용된다.<sup>(8)</sup>

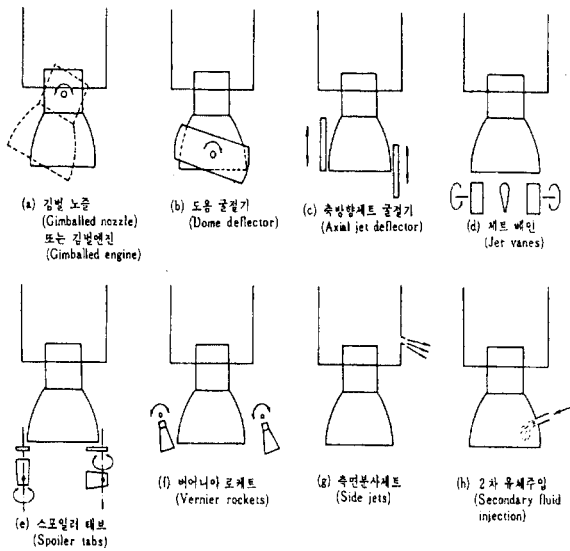


Fig. 5. 추력벡터 제어장치의 종류

#### 4. 결론

본 논문에서는 추력벡터 제어의 개념 및 제어 방법들에 대하여 설명하였다. 추력벡터 제어란 추력의 방향을 기계적 장치 또는 2차 흐름 분사를 이용하여 변화시켜서 추진체의 비행방향을 조정하는 것이다. 기계적 굴절 방법에는 김벌 노즐, 도움 굴절기, 축방향 제트 굴절기, 제트 베인, 스포일러 탭 등이 있고, 2차 흐름 분사 방법에는 액체 측면 분사, 기체 측면

분사등이 있다. 추력의 방향을 변화시키는 방법은 아니지만, 추력을 펄스로 간주하고 펄스의 폭, 크기, 간격을 변화시켜서 발사체의 비행방향을 조정하는 PWM 방법도 있다.

현재 상용화된 로켓트에서는 2차 흐름 분사 방식보다는 기계적 굴절 방식을 더 많이 채택하고, 기계적 굴절 방식 중에서도 김벌 엔진 방식 많이 사용된다.

추력벡터 제어에서는 추력의 손실은 적게 추력 방향 변화는 크게 할수록 좋고, 추력벡터 제어를 하기 위한 여러 가지 장치들이 발사체의 전체 용량에서 적게 차지할수록 좋다.

#### 참고문헌

1. \_\_\_\_, 우주개발과 설계기술, 국방과학연구소, 1987, pp. 68~72.
2. P. S. George, *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, Inc., 1992, pp. 523~535.
3. 이장규, 최재원 외, 위성발사체 유도시스템에 대한 연구, 과학기술처 연구보고서, 1988, pp. 24~27.
4. 홍용식, 인공위성과 우주발사체, 청문각, pp. 102~103.
5. J. M. Wu, L. C. Robert, A. Mager, "Approximate Analysis of Thrust Vector Control by Fluid Injection", *ARS Journal*, December 1961, pp. 1677~1685.
6. S. Robert, J. M. Wu, "Thrust Vector Control by Liquid Injection into Rocket Nozzles", *Journal of Spacecraft*, Vol. 1, No. 5, September 1964, pp. 545~551.
7. C. J. Green, F. McCullough Jr, "Liquid Injection Thrust Vector Control", *AIAA Journal*, Vol. 1, No. 3, March 1963, pp. 573~578.
8. F. Imado, T. Kuroda, "Optimal Thrust Control of a Missile with a Pulse Motor", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 14, No. 2, March-April 1991, pp. 377~382.