

# 측추력을 이용한 초기방향전환 및 고고도 고기동 유도탄 설계

## The Missile Design for an Initial Turn and a High Maneuver Missile at High Altitude using Sidejet Thrust

김 재 하\*      한 상 설\*      이 동 주\*      송 경 록\*  
 Jai-Ha Kim      Sang-Sul Han      Dong-Ju Lee      Kyoung-Rok Song

### ABSTRACT

This paper considers the many kinds of attitude control systems including launcher. JVC(Jet vane control), Jet tap, Jetvator and Movable nozzles are used to control the initial attitude of a missile only. Recently side jet thruster and it's applications to control initial turn and to maneuver at high altitude have been increased. How to design and develop the missile for an initial turn and a high maneuver at high altitude using side jet thrust were described in this paper.

Keywords : Sidejet Thrust(측추력), Jet Vanel(제트 베인), High Maneuver(고기동), Inital Turn(초기방향전환)

### 1. 서론

대공유도무기체계는 위협표적 출현 시 즉각적인 대응이 필요하며 빠른 반응시간을 요구한다<sup>[1]</sup>. 위의 요구조건을 만족시키기 위해서는 여러가지 방안이 가능하겠지만 본 논문에서는 수직 발사후 초기방향전환을 하는 유도탄의 설계를 제안하고 방향전환의 방법으로 측추력기의 사용을 제안한다. 측추력기를 사용하는 초기방향전환을 적용함으로써 360도 전방위 즉각 대응이 가능함은 물론이고 발사대의 경량화라는 부수효과도 얻을 수 있다<sup>[2,3]</sup>. 또한 측추력기의 용도는 공기밀

도가 희박한 고고도에서의 빠른 기동력을 얻기 위한 제어수단으로도 사용 가능하여 효율적인 유도탄 설계가 가능하다<sup>[2]</sup>.

### 2. 발사대 제어 기술

유도탄 발사대는 유도탄에 탑재되어 운용 및 작전시, 기동과 설치 및 발사준비와 유도탄 발사임무를 수행해야한다. 특히, 유도탄 발사 시 표적방향으로 유도탄을 지향하기 위하여 반응시간을 줄이고, 대응할 수 있는 방향을 확대하기 위한 많은 연구가 이루어지고 있다<sup>[3]</sup>. 유도탄을 표적방향으로 빠른 시간에 지향하기 위해서는 Fig. 1과 같이 발사대를 선회시키고 발사관의 고각을 조정하여 지향하는 선회경사 발사, 발사관

† 2013년 1월 24일 접수~2013년 3월 15일 게재승인

\* 국방과학연구소(ADD)

책임저자 : 이동주(dongzz@add.re.kr)

에서 유도탄을 수직으로 사출한 다음 표적방향으로 유도탄의 자세를 회전시키는 수직사출발사 방법이 있다. 천마, PAC-3 등에서 사용된 발사대를 회전시키는 기술은 발사대가 무거운 경우 발사대를 회전시키기 위한 거대한 구동장치를 사용하거나 주 표적 진입 방향으로 미리 지향하고 대기해야하는 제한요소가 있다. 미리 표적 진입방향으로 지향하여 운용하는 경우 표적 진입방향이 예상방향이 아닐 경우 대응이 늦어질 수밖에 없다. 이를 극복하기 위하여 고안된 수직 사출 기술은 발사관내에서 가스발생기 등을 이용하여 유도탄을 공중으로 사출시킨 후 표적방향으로 자세를 변화시키는 방법으로서 S-300(러시아), S-400(러시아), BARAK(이스라엘), ASTER(프랑스) 등에 적용되었다. 이러한 방식은 전방위 대응과 반응시간을 줄이는데 효과적이므로 대공체계에서의 적용이 늘고 있다<sup>13,6)</sup>.



Fig. 1. 선회경사 발사방식을 적용한 PAC-3 발사대



Fig. 2. Hot launch 후 가변노즐로 자세를 제어하는 SAMP/T 체계



Fig. 3. Cold launch 후 유도탄 자세를 제어하는 S-400 체계

이와 같은 수직 사출 기술은 사출 시 사용하는 에너지를 추진기관의 추력으로부터 획득하는 부스터 발사방식(또는 Hot launch)과 가스발생기와 같이 별도의 에너지를 사용하는 가스 사출발사(또는 Cold launch) 방식으로 구분한다<sup>4,5)</sup>. 부스터 발사방식은 PAC-3(미국), BARAK(이스라엘), ASTER(프랑스), 가스 사출발사방식은 S300(러시아), S400(러시아), TOR계열(러시아) 등에 적용되었다. Fig. 2는 Hot Launch 후 초기 자세제어를 하고 있는 SAMP/T체계의 ASTER 유도탄이다. 가스 사출발사 방식은 유도탄을 이동시키는 방법에 따라 캐터필트 방식과 피스톤 방식으로 구분한다. 캐터필트 방식은 전투기 조종사 사출장치의 원리와 같이 순간적으로 가스발생기에서 발생하는 고압을 사출 실린더에 가하여 급가속을 시키는 방법으로서 TOR(러시아)의 9M330, S-300PMU(러시아)의 5V55RUD, S-300PMU1,2(러시아)의 48H6E, 48H6E2 등에서 사용하고 있다. Fig. 3은 발사대에서 Cold launch 방식으로 사출을 하고 있는 S-400체계이다. 피스톤 방식은 유도탄이 올려진 사출관이 피스톤 역할을 하고 발사관이 실린더 역할을 하여 유도탄을 급가속시키는 방법으로

서 S-300V(러시아)의 9M82, 9M83, Sea-Wolf(영국) 등에서 사용하고 있다.

### 3. 초기자세 제어 기술

함상에서는 수직발사가 이미 필수 요소였고 최근에는 지상발사 유도무기체계에서도 전방위 대응과 빠른 반응시간이 요구됨에 따라 수직발사와 관련된 초기자세에 대한 연구가 많아지고 있다. 유도탄을 발사관에서 사출/발사한 후 유도탄의 방향을 제어하는 방법은 여러 가지가 있다. 회전력을 획득하는 수단에 따라 Jet vane, Movable nozzle, 측추력, 공력을 이용한 방법으로 구분할 수 있으며 각각의 원리에 대해 상세하게 살펴보면 다음과 같다<sup>[1],[2]</sup>.

#### 가. Jet vane을 이용한 초기자세제어

유도탄을 발사관에서 수직 또는 지향발사한 다음 추진기관의 추력을 편향시켜서 유도탄의 자세나 방향을 제어하는 방법이다. BARAK(이스라엘), CROTALE-N(프랑스), Sea sparrow(미국)이 Jet vane을 이용하여 방향을 제어하며, 국내에서는 홍상어 등에서 적용하고 있으며, 주로 함정탑재 유도탄에 많이 사용된다. 유도탄 속도와 관계없이 추진기관의 추력을 이용하여 빠른 방향전환이 가능하지만, Vane으로 인한 추력손실, Vane의 삭마율 차이로 인한 추력 편차가 발생할 수 있으며, 추력이 있는 시간에만 제어할 수 있다. 다른 방법에 비해 Vane을 구동하기위한 구성품의 무게가 상대적으로 무거워서 자세제어 후 Jet vane 구동관련 장치를 유도탄과 분리하기 용이한 함상유도탄에 많이 적용한다. 지상발사 유도탄에서는 낙하물로 인한 아군 인력과 장비의 손상이 우려되어 적용하지 않는 게 일반적이다. Sea sparrow의 JVC무게가 20kg이나 된다. Jet Vane을 이용하여 자세제어를 할 경우에는 공력학적인 부하를 이겨낼 수 있는 충분한 제어 Torque가 필요하다.

$$T_c l_c \delta_{\max} > L_a l_a \alpha_{\max} \quad (1)$$

이때,

$T_c$  : 제어를 위한 추력

$l_c$  : 유도탄 좌표계원점에서 노즐까지의 거리 즉, 제어 추력의 모멘트 거리

$\delta_{\max}$  : 최대추력 변위각

$L_a$  : 단위 양각당 공력하중

$l_a$  : 유도탄의 압력중심에서 유도탄 좌표계 원점까지의 거리 즉, 공력학적 모멘트 arm

$\alpha_{\max}$  : 최대 허용양각이다.

추력을 편향시키는 방법에 따라 제트베인, 제트 탭, 제트 베타로 구분한다<sup>[1]</sup>. 제트 베인은 반응속도가 빠르고 단일 노즐 시스템에서도 Roll 자세제어가 가능하다. 상대적으로 베인을 구동하는 힘이 적게 소모되며 공력제어용 구동장치와 쉽게 연동하여 사용이 가능하다. 그러나 추력손실이 발생하며 베인의 삭마량에 따라 추력편차가 발생할 수 있고, 베인이 고온의 화염에 노출되어 고온에 견딜 수 있는 내열재료를 사용하여야 한다.

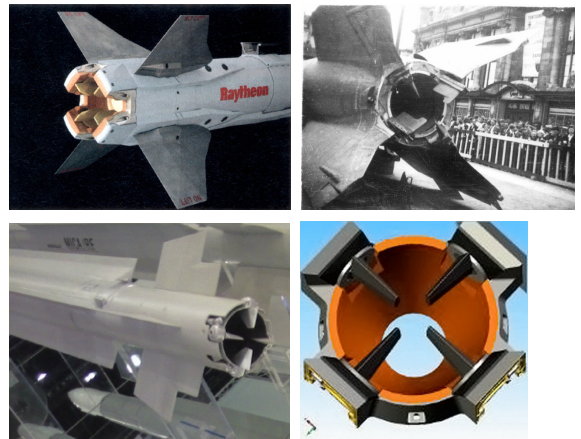


Fig. 4. 제트베인을 적용한 유도탄(좌상부터 시계방향으로 AIM-9X, V2, MICA, Sea sparrow)

제트베인은 이스라엘의 Rafael에서 개발한 지대공 유도탄 Barak과 미국의 Raytheon사에서 개발한 공대공유도탄 AIM-9에 TVC 등을 부착한 AIM-9X와 Sergeant(미), Talos(미), Idra(이탈리아), Pershing-I(미), S-300(러), Javelin(미), ASROC/Harpoon(미), CSS-6(중국) 등에 적용하였다. Fig. 4는 제트 베인을 적용한 AIM-9X(미), V2(독), MICA(프), Sea sparrow(미) 등을 적용한 유도탄들이며, Fig. 5는 Jet vane을 이용하여 초기방향전환을 하고 있는 Sea sparrow 유도탄이다. 제트탭은 노즐 후방에 노즐의 외측으로부터 내부로 행하는 판 형태의 제트 탭(Deflector 또는 Spoiler)를 돌출시켜 추력을 편

항시켜 유도탄 방향을 제어한다. 추력 편향각이 비교적 크며, 제어시에는 제트베인에 비해 추력손실이 크지만 제어하지 않을 때에는 추력손실이 발생하지 않는 장점이 있다. Fig. 6은 제트 탭의 개념도이며, 그림은 제트 탭을 적용한 아처 유도탄 형상이다. 제트 탭은 Seawolf(미), Acher(미), Roland(프), Hot(프), Milan(프), Tomahawk(미), AS 30 Laser(프) 등의 유도탄에 적용되었다. Fig. 7은 Jet tap을 적용한 Acher(미) 유도탄이다. 추력을 이용하여 방향이나 자세를 제어하는 다른 방법은 제트 베타이다. 다음 Fig. 8과 같이 노즐 후방에 원형의 Deflector를 설치하여 화염의 방향을 바꾸어 추력을 편향시켜 유도탄의 방향이나 자세를 제어한다.



Fig. 7. Jet tap을 적용한 Acher 유도탄

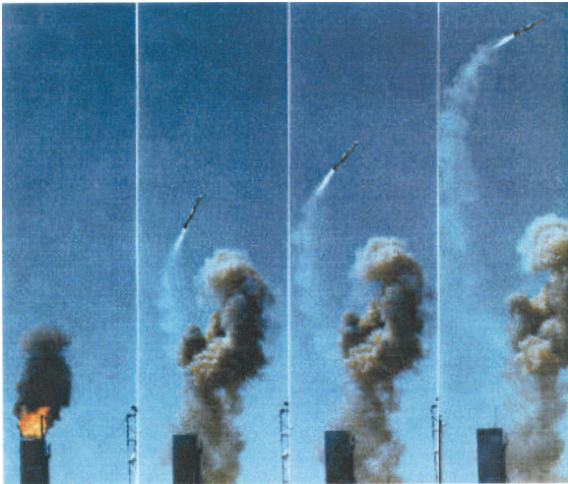


Fig. 5. 제트베인을 사용하여 초기방향전환하는 Sea Sparrow

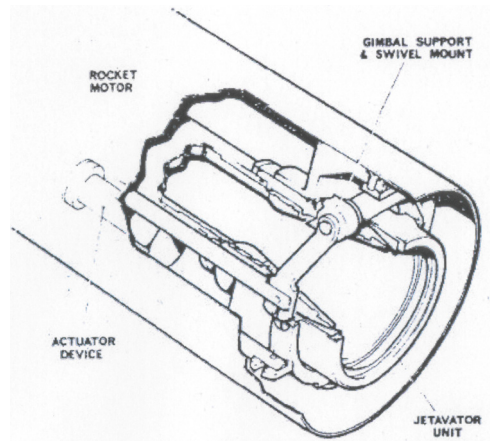


Fig. 8. Jetvator 개념도

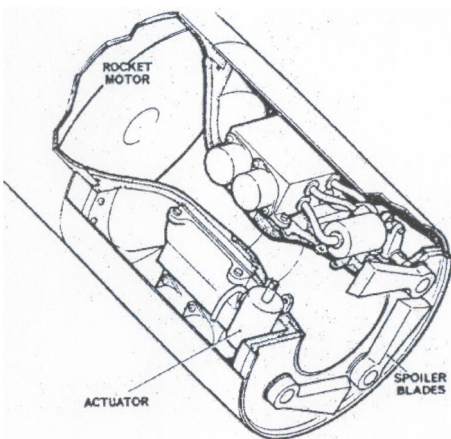


Fig. 6. Jet tap 개념도



Fig. 9. Jetvator를 적용한 Redstone 유도탄

큰 평향각을 얻을 수 있고 Deflector가 화염과 간섭되지 않아 상대적으로 추력손실이 적지만 롤 자세제어 등을 위하여 다축제어가 필요할 경우에는 여러 개의 노즐을 사용하여하는 단점이 있다. 제트베타는 Fig. 9의 지대지 장거리 순항유도탄인 Redstone에 적용되기도 하였다.

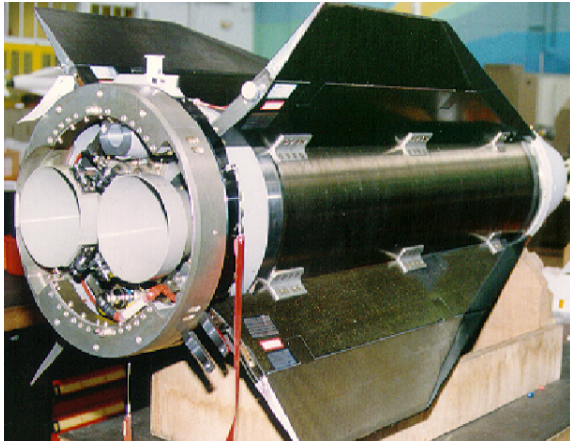


Fig. 10. ASTER의 추력조절용 Steerable nozzles

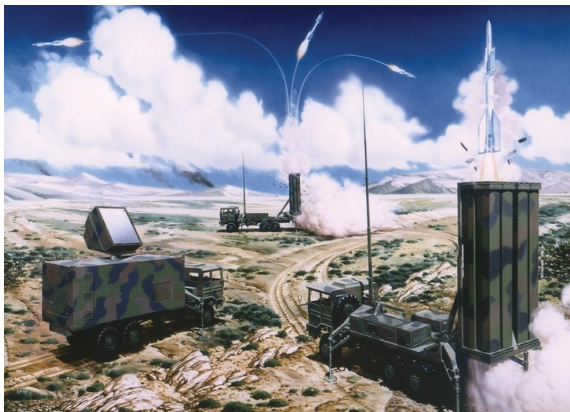


Fig. 11. Steerable nozzles을 이용한 ASTER의 운용개념도

#### 나. Movable nozzle을 이용한 초기자세제어

노즐을 추진기관 노즐부위에 설치하여 추력의 힘으로 유도탄의 자세를 제어하는 방법으로 흔히 구동장치와 연결하여 노즐을 제어한다. 따라서 귀날개형 유도탄에는 노즐을 구동하기 위한 구동장치, 전원장치, 센서 및 조종장치 등 많은 별도의 구성품이 추가로 필요하여 적용하기 어려운 방법이다. 또한 자세제어중

구동정밀도나 추력의 편차에 의한 자세변화가 아주 크며, Roll 방향의 제어를 위해서는 2개 이상의 노즐이 사용되어야 한다. 노즐 고정부와 기동부의 접촉면 형상에 따라 Flexible 노즐과 Ball and socket 노즐로 구분한다<sup>[3]</sup>. Fig. 10은 가변노즐 2개를 사용한 Aster추진기관 이며, Fig. 11은 수직발사 후 가변노즐을 이용하여 방향전환을 하는 운용개념이다.

#### 다. 측추력을 이용한 초기자세제어

유도탄 내부의 가스발생기를 사용하여 자세를 제어하는 방법으로는 Tor와 같이 날개 내부에 설치된 노즐을 사용하여 추력을 발생시키는 방법이 있다.

날개 구동방향과 노즐의 추력방향을 일치시키기 위해서는 노즐을 X자로 꼬아서 배치하여야하기 때문에 날개의 두께가 커져야하며, 사출시 유도탄의 속도가 크면 Roll이 발생할 수 있다. 그리고 가스발생기의 압력변화를 최소화하여 연소실 압력을 일정하게 유지하기 위해서는 각 날개와 동체의 가스관 연결부에서 항상 25%의 추력을 대기 중으로 내보내야하므로 추력손실이 크다는 단점이 있다. 그러나 날개 구동방향과 유도탄 자세제어방향을 일치시킬 수 있어 Fig. 12와 같이 Tor와 같은 소형유도탄에는 적용된 바가 있다.

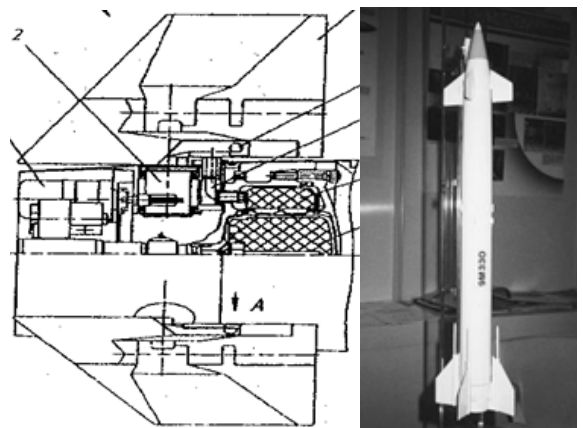


Fig. 12. Steerable Nozzles을 이용한 ASTER의 운용개념도

측추력을 이용하여 초기에 자세를 제어하는 다른 방법은 PAC-3나 천공유도탄처럼 SIE(Solid Impulse Engine)라고 불리는 소형 고체추진기관을 유도탄 내부에 장착하여 회전시키고자하는 반대방향의 측추력기를 동작시켜 자세를 제어하는 방법이다. 측추력은 짧

은 시간에 큰 힘을 발생시켜야하므로, 추진제의 연소 속도에 따라 'L'자형이나 'I'자형을 사용할 수 있다. 즉, 추진제의 연소속도가 빠른 경우에는 추진제 Web 두께를 상대적으로 두껍게 할 수 있어 Fig. 13의 PAC-3와 같이 'I'자형이 가능하다. 그러나, 추진제 연소속도가 낮은 경우 연소실 압력을 높여 연소속도를 높이거나 연소속도를 크게 하여 반응속도를 낮출 수 있다. 전자는 압력에 비례하여 연소관이 두께와 무게가 증가한다는 단점이 있다. 후자는 추진제 Web 두께를 가늘게 하여 연소관을 길게 하는 방법이며, 일정 추력을 발생시키려면 길이가 커져 유도탄 내부 공간 상 제약을 받게 될 수 있다. 이러한 경우에 추진제 Web 두께를 가늘게 하고 연소관을 길게 하여 유도탄 길이방향으로 배치하는 이른바 'L'자형을 적용할 수 있다. Fig. 14는 경사발사대에서 유도탄 발사 후 측추력으로 초기반향전환을 하는 모습이다.

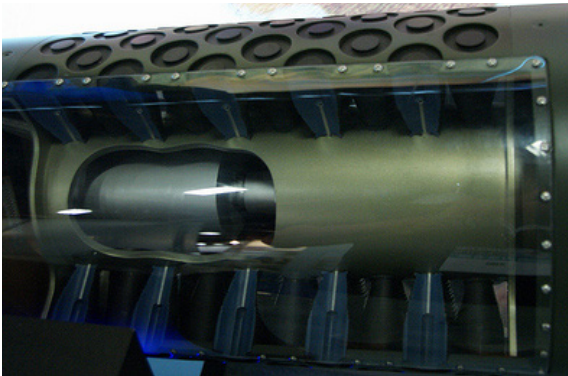


Fig. 13. PAC3의 측추력모터



Fig. 14. 측추력모터를 이용한 PAC3 자세제어

라. 공력을 이용한 초기자세제어

유도탄을 발사관에서 사출/발사한 후 추진기관의 추력이 발생되어 유도탄의 속도가 발생하면 조종날개를 사용하여 제어하는 방법이다. Jet vane, Movable nozzle 등과 같이 별도의 장치가 필요 없고 자세제어가 안정된다는 장점은 있지만 반응속도가 늦다는 단점이 있다. 반응속도에 둔감한 지향발사를 하는 유도탄이나 장거리 체계에서 주로 적용된다.

4. 측추력을 이용한 고고도 자세제어기술

공기밀도가 희박하여 조종날개만으로 원하는 기동력을 확보하기 어렵거나 상대적으로 높은 기동력을 확보하고자할 경우, 공력에 의한 기동력을 발생시키는 조종날개 이외의 장치가 필요하다. 이러한 별도의 장치는 고체추진기관을 이용하여 높은 기동력을 확보하는 노즐개방형과 추력조절형 장치 등이 있다. 노즐개방형 장치는 S-400과 같이 유도탄의 무게중심 위치에 가스발생기와 노즐들로 구성된다. 높은 기동력을 발생시키고자할 때에 기동하려는 반대방향의 노즐을 개방시켜 기동을 하는 방법으로 기동을 멈추고자할 경우에는 반대방향의 노즐을 개방한다. 따라서 정밀한 제어를 위해서는 많은 노즐이 필요하며, 추력조절은 어렵다. Fig. 15는 S-400에 적용한 노즐개방형 장치의 개념도이며, Fig. 16은 S-400 유도탄 형상이다. 추력조절형 장치는 표적과 조우직전에 정밀한 추력조절이 가능하도록 핀틀이나 셔터에 의해 각 노즐의 개방길이나 각도를 조절하여 추력을 조정하는 방식이다. 빠른

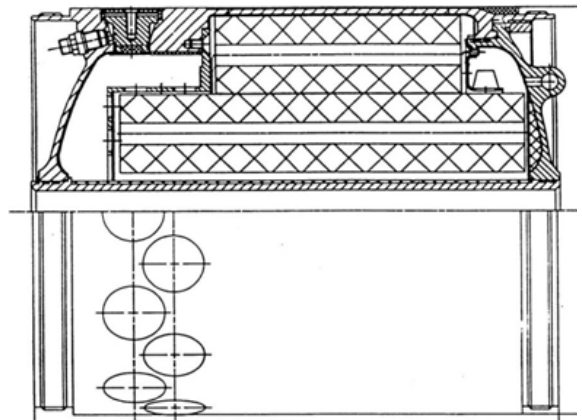


Fig. 15. S400의 노즐개방형 측추력모터



Fig. 16. 노즐개방형 측추력모터를 적용한 S400 유도탄

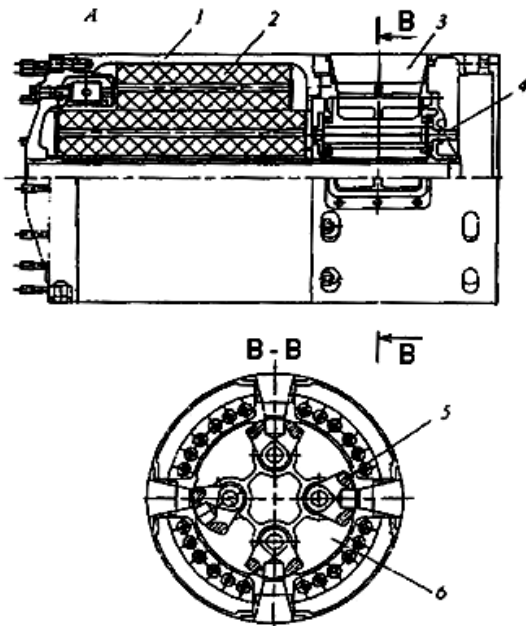


Fig. 17. 추력제어형 측추력기 개념도



Fig. 18. SM3용 DACS

응답속도와 정밀한 제어가 가능하지만 상대적으로 구조가 복잡하다. 이러한 장치는 공기밀도가 아주 희박한 고고도에서 빠른 응답특성과 함께 위치 및 자세제어가 동시에 필요한 체계에서 사용되며 DACS(Divert and Attitude Control Systems)라 통칭하며 SM-3와 THAAD, 개발 중인 ASTER-BLK2 등에서 적용하는 방법이다. Fig. 17은 서터형 DACS 개념도로서 ASTER에 적용하였다. Fig 18은 고고도에서 자세 및 위치제어용으로 사용하고 있는 DACS이다.

### 5. 측력을 이용한 초기방향전환 및 고고도 고기동 유도탄 설계

일반적으로 유도탄을 설계할 때에는 요구조건에 따라 추진기관을 제외한 Payload를 설계한 다음 요구되는 사거리, 속도 등을 맞추기 위한 추력요구조건을 반영하여 설계된 추진기관을 종합하게 된다. 본 사업에서는 군의 요구조건에 따라 탄두, 탐색기, 지령수신기, 신관 등의 설계 후 초기자세제어 방법과 고고도에서의 자세제어방법에 대한 검토를 진행하였고<sup>[7,8]</sup>, 상세 설계과정은 아래와 같다.

#### 가. 측추력을 이용한 유도탄 설계

3장에서 검토한 바와 같이, 유도탄의 전방향 대응능력 확보와 경량의 발사대 운용을 위하여 수직사출 후 유도탄의 방향을 제어하는 방식을 선정하였다. 개발 초기에는 방향제어를 위하여 JVC를 고려하였으나 유도탄 후방에 장착되는 위치상의 문제로 유도탄의 무게중심을 후방으로 이동하게 한다. 이로인해 유도탄 압력중심과 무게중심이 멀어지게 되어 유도탄의 안정성이 커지고 기동력을 확보하기 어려운 상황이 되었다. 추가로, TVC의 베인 삭마율이 각각 달라 공력으로 날개를 제어하기 전에 발생하는 추력의 차이로 제어가 어려운 상황이 발생할 수 있으며, 베인과 추력의 간섭으로 3% 내외의 추진기관 추력손실이 발생하게 되었다. 또한 전절에서 검토한 바와 같이 고고도에서의 기동력을 확보하기 위해서는 엄청난 크기의 조종날개를 적용하거나 별도의 장치가 필요하게 되었다. 따라서, 기 수행된 시험개발과제의 고연소속도 추진제를 사용한 Fig. 19의 SIE 형태의 측추력기를 사용하는 것이 초기자세제어와 고고도 자세제어를 수행하는데 효과적임 확인하였다<sup>[3]</sup>.

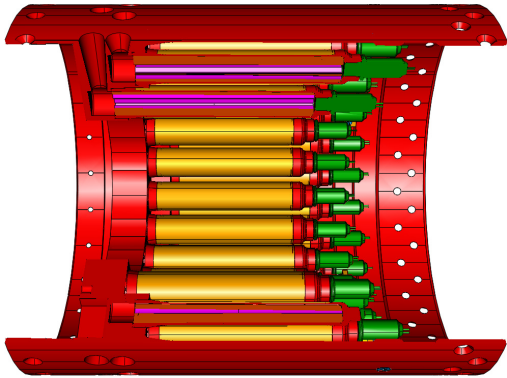


Fig. 19. I형 측추력모터 조립도 형상

나. 사출유도탄의 안전확보

사출 시 측추력기, 추진기관, 탄두 등의 폭발물에 전원이 공급되지 않도록 3중의 안전기구를 적용하여 발사관내에서 원천적으로 폭발이 일어나지 않도록 설계하였다<sup>5,7,8)</sup>. 또한, 사출 후 추진기관의 추진제가 점화되지 않을 경우 유도탄은 지상으로 떨어지게 되며, 인력과 장비의 손상을 초래할 수 있으므로, Fig. 20과 같이 안전장전장치와 착화기를 2중으로 하였다. 유도탄이 발사관에서 이동하게 되면 착화기로 전원이 공급되는 별도의 지연착화기를 추가하여 추진기관의 점화신뢰도를 높였다.

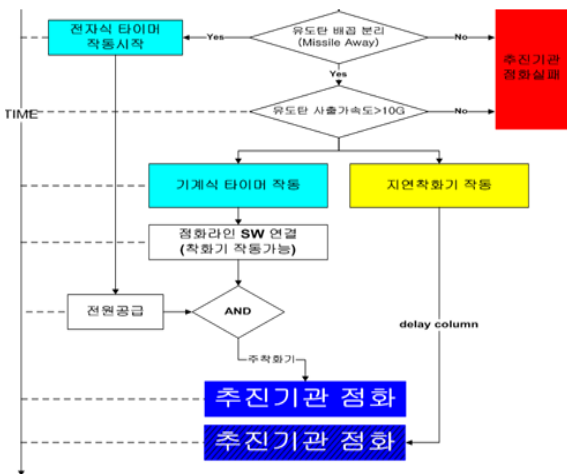


Fig. 20. 다중안전장치의 동작시험결과

Fig. 21은 2중으로 적용된 안전장전장치와 착화기가 조립된 추진기관이며, Fig. 22는 사출용 가스발생기의 지상연소시험 장면이다<sup>7,8)</sup>.



Fig. 21. 다중 안전기구를 적용한 추진기관 점화기



Fig. 22. 사출용 가스발생기 지상연소시험

그리고, 유도탄의 속도가 증가하면서 동체와 공기와 마찰로 동체가 가열되는 현상이 발생한다. 이때 전자장치의 안정적인 동작환경을 확보하기 위하여 동체에 실리카페놀 단열재를 적용하였으며, 안테나에는 전자파의 투과와 함께 고온환경에서 견딜 수 있는 고온용유전체를 개발하여 적용하였다<sup>9,10)</sup>.

다. 측추력을 이용한 초기방향전환 성능

수직 사출 후 최적 궤적에 대한 초기 회전각( $\theta_{rr}$ ,  $\phi_{rr}$ )을 Fig. 23과 같이 산출한다. 회전각에 따른 모멘트 및 기동평면의 방향에 따라 측추력기의 사용 개수 및 번호를 선택하여 점화한다. 초기방향회전계에서는 각도오차 뿐만 아니라 방향회전 완료 시점에 유도탄 각속도가 0이 되도록 제어한다. Fig. 24는 회전 요구각에 따른 회전률 변화를 나타낸다.



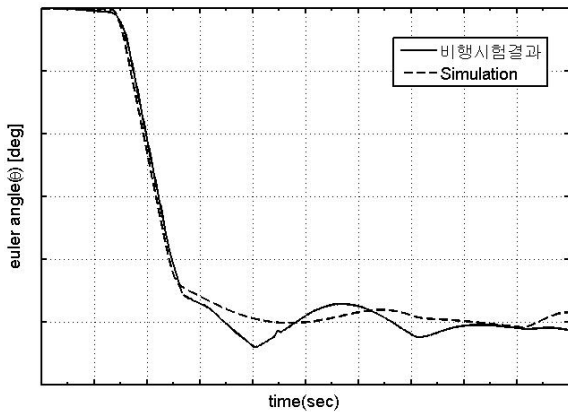


Fig. 23. 초기방향전환 성능

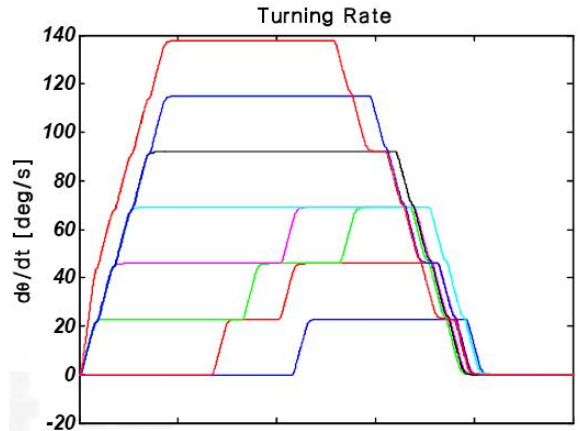


Fig. 25. 회전요구각에 따른 회전을 변화

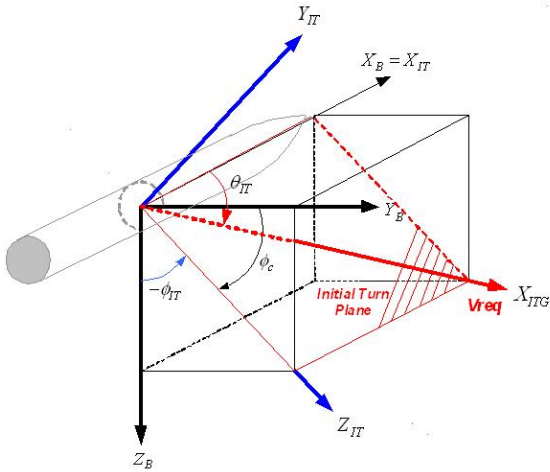


Fig. 24. 초기방향 회전각 산출

Fig. 25는 실제 비행시험에서 수직발사된 유도탄의 초기방향전환 및 자세안정화 구간의 성능을 보여주는 시험결과이다. 측추력기에 의한 초기방향전환은 거의 예상과 일치할 정도로 정확하게 수행되었다. 그러나 이후의 자세안정화 구간의 속도가 낮은 영역에서는 공력 특성의 오차도 크고 제어 능력도 낮은 구간이기 때문에 시뮬레이션 값과 차이가 난다. 반면 상당히 안정적으로 자세제어가 이루어진다. 그 이유는 공력이 충분하지 않은 초기 구간에서 과도한 오차가 발생할 경우 측추력기를 사용하여 자세제어를 수행하는 기법이 포함되어 있기 때문이다. Fig. 26은 Cold launch 후 측추력기로 초기방향전환 후 추진기관이 점화되어 비행을 시작하는 사진을 편집하여 연속 동작으로 나타낸 그림이다<sup>[11~13]</sup>.



Fig. 26. 사출 후 측추력기로 초기방향 중인 유도탄

라. 측추력을 이용한 고고도 기동 성능

고고도 및 유도탄의 속도가 낮은 영역에서는 유도탄의 기동능력이 저하된다. 특히 꼬리날개제어 방식의 유도탄에서는 반응속도가 느리다. 측추력기를 이용하여 받음각을 형성하고 자세제어를 하는 공력/측추력

혼합제어를 통해 기동명령에 대한 반응속도를 키울 수 있다. Fig. 27은 고고도에서 운용되는 유도탄의 가속도 명령 및 응답에 대한 그래프이다. 후반부의 (A) 구간은 공력에 의존하여 기동하는 구간이며 (B) 구간은 측추력과 공력의 혼합제어에 의해 기동하는 구간이다. 공력에만 의존하는 구간에서는 기동 크기도 제한되고 반응시간이 느리지만 측추력을 이용하여 기동하는 구간에서는 가능한 기동 크기도 크고 반응시간도 매우 빠름을 알 수 있다<sup>[11~13]</sup>.

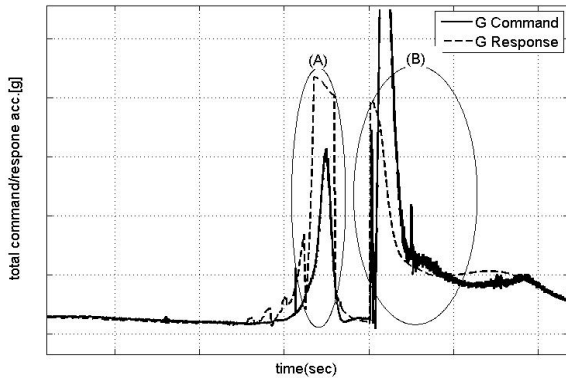


Fig. 27. 측추력기를 이용한 고고도 기동 성능

## 6. 결론

수직발사와 빠른 초기방향전환으로 즉각적인 교전이 가능하도록 하고 공력이 충분하지 않은 고고도에서의 기동 수단으로 활용하는 두 가지 목적을 측추력기로 구현하는 유도탄의 형상설계를 통해 최신 형상의 수직발사 유도탄을 개발하였으며, 이는 현존하는 어느 유도탄과 비교해도 운용성과 성능에서 손색없는 우수한 형상으로 여겨진다.

## References

[1] 김원훈, 은일상, 이방업, 김윤곤, “제트 베인(Jet

Vane) 추력 방향 제어”, 국방과학연구소, MSDC-521-980525, 1998년 6월.

- [2] 이희철, 장상근, 정하민, 손성한, 조병규, “MSAM 복합유도방식 연구”, 국방과학연구소, MSDC-416-950620, 1995년 10월.
- [3] 심우전, 김일수, 하재훈, 김지철, 홍길호, 이우진, “KMSAM 발사대 개념설계 연구 (I)”, 국방과학연구소, MADC-416-000539, 2000년 3월.
- [4] 심우전, 김일수, 오승중, 하재훈, 김지철, “유도탄 사출발사장치”, 대한민국특허청, 10-0629930, 2006년 9월.
- [5] 심우전, 김일수, 오승중, 하재훈, 김지철, “유도탄 사출 발사장치 및 발사관”, 미국특허청, US 7,484,449 B2, 2009년 2월.
- [6] 오승중, 심우전, 김일수, 하재훈, “수직발사 안정화연구(03)”, 국방과학연구소, MADC-516-041180, 2004년 12월.
- [7] 황동기, 김재하, 최대근, “M-SAM 장입유도탄 기계적 인터페이스 설계(탐색개발 적용 유도탄)”, 국방과학연구소, MADC-516-061473, 2006년 12월.
- [8] 김재하, 황동기, 최대근, “M-SAM 유도탄 설계변경(탐색개발중 기계분야)”, 국방과학연구소, MADC-416-060379, 2006년 3월.
- [9] 김재하, 최대근, 황동기, “고온용 안테나 덮개 기계적 특성 시험결과”, 국방과학연구소, MADC-411-060577, 2006년 6월.
- [10] 김재하, 황동기, 최대근, “초고온용 안테나 덮개의 기계적 특성 시험결과”, 한국군사과학기술학회지, 제10권, 제4호, pp. 125~131, 2007. 12.
- [11] 장상근, 정하민, 한상설, 정영숙, 송경록, “초기턴 3차 시험보고서”, 국방과학연구소, MADC-516-040818, 2004년 9월.
- [12] 손성한, 최대근, 강설목, 김재하, 한상설, “M-SAM 유도탄 설계검토 결과”, 국방과학연구소, MADC-416-050676, 2005년 8월.
- [13] 장상근, 정하민, 한상설, 정영숙, 송경록, “3차 초기 비행안정성시험 결과 분석”, 국방과학연구소, MADC-516-060259, 2006년 2월.