

## 궤도천이 및 자세제어 시스템의 연구개발 동향과 전망

김성수\* · 허환일\*\*†

### Recent Progress in R&D and Prospect of Divert and Attitude Control System(DACS)

Seongsu Kim\* · Hwanil Huh\*\*†

#### ABSTRACT

Divert and attitude control system(DACS) plays an important role for orbit transfer and attitude control, and therefore becomes important subject for recent space vehicle and Precision Guided Missile(PGM) development. To develop DACS system, main research areas include shape combination of pintle and nozzle to maximize thrust change, and reduction of aerodynamic pintle load to minimize pintle driving force, and development of multi-axis control algorithm. In this paper, introduction, classification, and overseas/domestic research and development program, and prospects of DACS are reviewed and summarized.

#### 초 록

우주 비행체와 유도 미사일에 적용되는 궤도천이 및 자세제어 시스템(이하 DACS)은 비행체의 궤도를 천이시키거나 미세한 자세 제어를 수행하게 된다. DACS를 개발하기 위해서는 추력변화 최대화를 위한 핀틀/노즐의 형상 조합, 핀틀 구동력 최소화를 위한 공력하중 저감, 다축 제어 알고리즘에 대한 연구가 중요하다. 본 논문에서는 이러한 DACS 시스템에 대한 소개와 분류, 국내외 연구 개발 동향에 대해 살펴보고 향후 연구 개발 전망을 제시하였다.

Key Words: Divert and Attitude Control System(궤도천이 및 자세제어 시스템), Pintle Thruster(핀틀 추력기), Thrust Level Control(추력 조절), Pressure Control(압력 제어)

#### 1. 서 론

유도 미사일(이하 유도탄)은 일반적으로 중요

도와 사거리, 대상표적 및 발사대에 따라 구분되어진다. 이외 특수한 목적을 위한 유도탄 종류에는 Anti Tank, 대 잠수함, 대 탄도탄, 위성요격용 등이 있다. 그 중 대 탄도탄 또는 고공 방어 유도탄이라 불리는 요격 미사일은 탄도탄을 직접 요격하는 기존 유도탄 개발 기술이 집약되어진 첨단 유도탄이라 할 수 있다.

접수일 2012. 10. 4, 수정완료일 2012. 11. 13, 게재확정일 2012. 11. 19

\* 학생회원, 충남대학교 대학원 항공우주공학과

\*\* 종신회원, 충남대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: hwanil@cnu.ac.kr

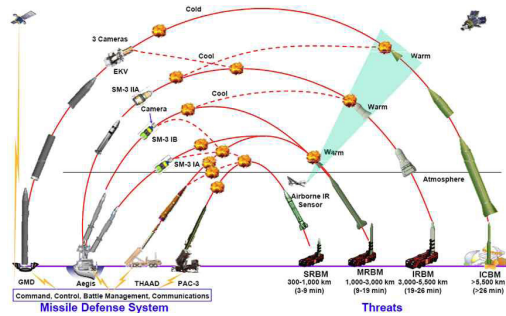


Fig. 1 Types of missile defense interceptors[1]

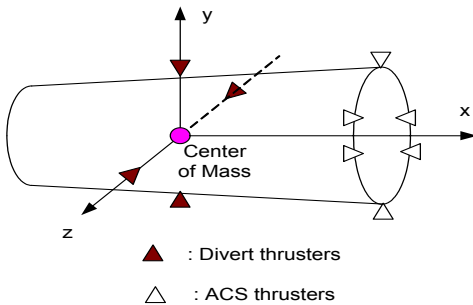


Fig. 2 Configuration of DACS thruster[2]

이러한 유도탄의 기본운동 개념은 Fig. 1에서 보는 바와 같다. 탄도탄을 탐지하면 요격 미사일을 고고도까지 상승시킨 후 직격 요격체(Kill Vehicle, 이하 KV)를 분리시키고 이후 KV는 자체 유도조종 장치에 의해 조종되어 목표물을 직격 요격시키는 개념이다.

KV는 공기가 희박한 대기권 또는 외기권에서 작동하여 공력을 이용한 궤도 수정이 어렵고 요격을 위한 종말 단계에서 큰 운동에너지를 필요로 하기 때문에 궤도천이 및 자세제어가 가능한 별도의 추력 발생 장치가 요구된다.

이러한 요구에 맞추어 개발된 것이 KV의 핵심 서브시스템인 DACS(Divert and Attitude Control System)이다. 일반적으로 Fig. 2와 같이 무게 중심 평면상에 4개의 궤도천이용 추력기(Divert Control System, 이하 DCS)가 장착되어 있고, 후단에는 6개의 자세제어용 추력기(Attitude Control System, 이하 ACS)가 장착되어 있다[2].

궤도천이와 정밀한 자세제어를 위해서는 각각

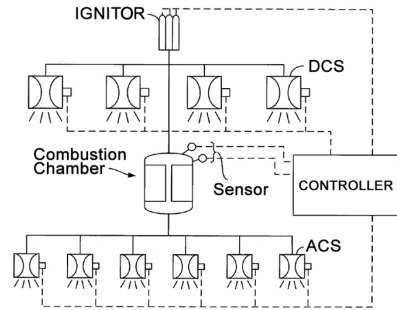


Fig. 3 Diagram of a DACS propulsion system[3]

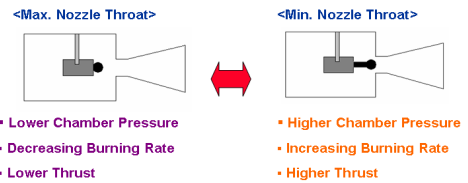


Fig. 4 Pintle technology[4]

의 추력기가 추력을 정밀하게 제어하는 것이 중요하다. 이를 위하여 여러 추력 조절 기법들 가운데 연소관 내부에 핀틀 구조물로 노즐목 면적을 변화시켜 추력을 조절하는 노즐목 가변형 핀틀 추력기를 주로 사용하고 있다.

본 논문에서는 이러한 DACS의 분류 및 국내외 연구 개발 동향에 대해 살펴보고 이를 통하여 향후 연구 개발 전망을 예측하고자 한다.

## 2. DACS의 개요

DACS는 Fig. 3과 같이 DCS와 ACS, 연소관, 전장품 등으로 구성되는 것이 일반적이다. 작동 개념은 다음과 같다. 핀틀의 움직임을 제어하여 추력기를 통해 분사되는 연소 가스의 질유량과 추력을 조절함으로써 압력제어 및 궤도천이와 자세제어를 수행한다. 이때 활용되는 핀틀 추력기의 작동 개념은 Fig. 4와 같다. 단품의 핀틀 추력기를 기준으로 핀틀 구조물이 노즐목 방향으로 전진하게 되면 노즐목 면적이 작아지면서 연소실 압력과 연소율, 추력이 상승하게 되는 원리를 가진다.

그러나 다수의 추력기(DCS)가 하나의 연소관을 공유하게 되는 DACS 시스템에서는 연소실의 압력을 일정하게 제어하기 때문에 단품의 핀틀 추력기와는 반대로 핀틀이 후진할수록 노즐목 면적과 질유량, 추력이 커지게 된다.

DACS를 구성하는 각각의 추력기에는 핀틀 구조물이 구동기와 연결되어 있으며 제어기는 이러한 구동기의 작동을 제어함으로써 핀틀 움직임을 제어, 노즐목 면적을 조절하게 된다. 이를 통하여 전체 시스템의 노즐 목면적의 합을 조절하여 압력 제어를 수행하게 된다.

연소관 내부의 압력 제어가 필요한 이유는 고체추진제의 특성 때문이다. 고체추진제를 사용하는 로켓 추진기관에서의 연소실 압력은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$P_c = \left( \frac{a \rho_p A_b C^*}{A_t} \right)^{1/(1-n)} \quad (1)$$

여기서  $P_c$ : 연소관 내부 압력,  $a$ : 연소율 상수,  $n$ : 연소율 지수,  $\rho_p$ : 추진제 밀도,  $A_b$ : 연소 면적,  $C^*$ : 특성 배기 속도,  $A_t$ : 노즐목 면적을 나타낸다.

핀틀의 움직임에 따라 총 노즐목 면적이 변화하게 되면 이에 따른 내부 연소관 압력과 연소율이 변화하여 연소 화염이 소화되거나 연소관이 파열되는 경우가 발생할 수 있다.

연소관 내부의 압력 제어는 주로 DCS를 통하여 수행된다. 그 이유는 자세제어용 추력기를 이용하여 압력제어를 수행하는 경우 원치 않는 모멘트가 발생되어 비행체의 자세에 영향을 주기 때문이다.

Figure 5에서 확인할 수 있듯이 DCS의 경우 무추력(null thrust) 상태인 경우에도 지속적으로 연소가스를 배출하는데 이는 연소관 내부의 압력 제어를 위한 것이다. 예를 들어 ACS가 작동하는 경우, 총 노즐목 면적이 증가하면서 내부 압력이 감소하게 되는데 이 경우에는 DCS의 핀틀을 전진하여 연소관 압력을 유지시킨다.

이와 같이 궤도천이용 추력기(DCS)는 추력을 발생시키는 주 역할과 함께 연소관 내부 압력을

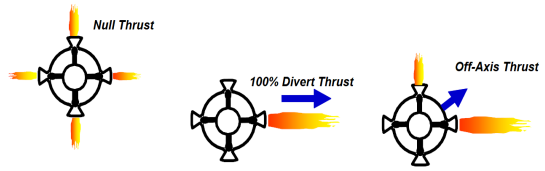


Fig. 5 Typical operation of DCS[5]

조절하는 역할도 함께 수행한다. 뿐만 아니라 의도적으로 압력과 연소율을 낮추어 작동 시간을 연장함으로써 추진기관의 효율을 높이거나, 빠른 연소관 압력 상승(Build-up)을 위하여 모든 추력기의 노즐목을 핀틀 구조물로 닫기도 한다.

이러한 복잡한 작동 알고리즘 때문에 제어기는 각 10개의 추력기에 장착된 구동기를 실시간으로 구동해야 한다. 따라서 DACS에서는 10개의 구동기를 제어할 수 있는 채널을 가지는 회로기와 함께 제어기의 명령을 빠르게 수행할 수 있는 응답속도를 가진 구동기를 필요로 한다.

### 3. DACS의 형태 및 분류

DACS는 비행체의 궤도천이와 자세제어를 목적으로 하는 추진 시스템이다. 본 논문에서 살펴보고 있는 KV의 DACS에는 주로 고체추진제와 4개의 궤도천이용 추력기, 6개의 자세제어용 추력기가 장착되는 것이 일반적이다. 그러나 DACS의 형태는 여러 가지로 존재할 수 있다.

DACS라는 것은 궤도천이와 자세제어를 함께 수행하는 추력기 시스템을 지칭하는 용어이기 때문에 추진제의 종류, 추력기들이 하나의 연소관을 공유하는 경우와 연소관이 분리된 경우, 핀틀을 구동하는 방식 등에 따라 다양하게 분류할 수 있다.

#### 3.1 추진제의 종류에 따른 분류

KV에서는 주로 고체추진제를 사용하고 있다. 그 이유는 액체 추진제를 사용하는 경우보다 고체추진제를 사용하는 것이 노즐목 면적의 변화율에 대해 더 큰 추력비를 얻을 수 있기 때문이다. 액체 추진제의 경우 노즐목 면적의 변화보다

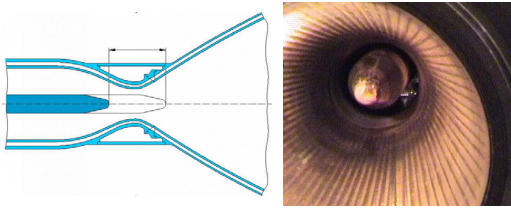


Fig. 6 LRE chamber with the central body[6]

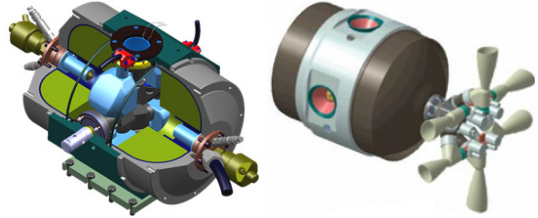


Fig. 8 Coupled Divert and ACS[8]

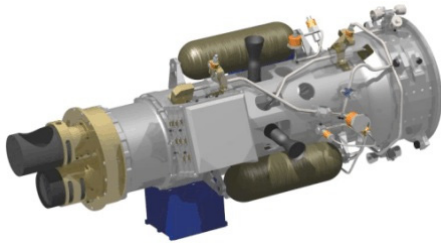


Fig. 7 XSS-10A[7]

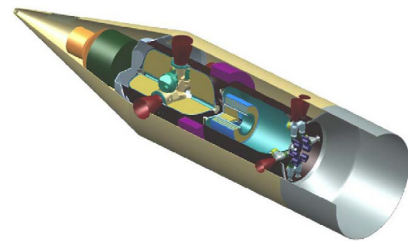


Fig. 9 Independent Divert and ACS[8]

는 O/F비와 유량 조절에 의한 추력비를 더 크게 얻을 수 있다. 그러나 액체 추진제에 대한 연구 또한 수행되었으며 Fig. 6은 러시아 Khimavtomatiky社에서 수행한 액체 추진제 기반의 핀틀 추력기 시험을 수행한 사진이다. 시험 결과 초기 85.7의 팽창비에서 120의 팽창비까지 핀틀을 이용하여 상승시켰으나 추력에서는 큰 차이 없이 비추력이 약 3~4% 상승하는 것으로 나타났다.

이 외에도 단일 추진제 또는 압축 가스를 이용하는 경우도 있는데 Fig. 7은 미공군과 Boeing社에서 개발한 XSS-10 모델로 KV용이 아닌 위성 시험용이지만 DACS를 탑재하고 있다. XSS-10A의 궤도천이용 추력기에는 NTO/MMH 액체 추진제를 사용하고 자세제어 추력기에는 압축된 질소가스를 사용하고 있다[7].

### 3.2 연소관의 공유 여부에 따른 분류

DACS에서 DCS와 ACS가 동일한 추진제를 사용하는 경우 요구 조건에 따라 연소가스를 공급하는 연소관이 일체형이거나 분리형인 경우가 존재한다.

먼저 하나의 연소관으로부터 연소 가스를 공유하여 사용하는 일체형 DACS를 살펴보면 Fig.

8과 같다. 프랑스 SPS(Snecma Propulsion Solide)社에서 제안한 것으로 연소관 내부에 궤도천이용 추력기가 장착되어진 것이 특징이다.

이러한 형태를 가지게 되는 것은 연소관 내부에 양쪽으로 충전된 추진제가 소모되었을 경우에도 무게 중심이 크게 변화하지 않게 되어 자세제어 측면에서 용이하기 때문이다. 또한 시스템의 부피를 최소화 할 수 있다는 측면에서 소형 비행체에 적합하다고 할 수 있다.

반면 Fig. 9와 같이 연소관을 공유하지 않는 분리형 DACS가 있는데 DCS, ACS의 연소가스가 별도로 공급되어지기 때문에 앞서 언급하였던 일체형의 자세제어에 따른 연소관 내부 압력 제어를 고려하지 않아도 된다는 점에서 비교적 제어 알고리즘이 간단하다. 또한 각각의 연소관을 가지기 때문에 일체형에 비하여 추진제 질량 대비 효율이 더 뛰어나다고 볼 수 있다. 이는 곧 비행체 또는 미사일의 사거리가 길어질 수 있다는 것을 의미한다.

다만, 일체형에 비해 연소관 2개가 장착되어지기 때문에 길이가 길고 무겁다. 그래서 KV보다는 비행체나 미사일의 동체로 직접 요격하는 지대공 미사일과 같은 비교적 큰 직경의 동체에 사용하는 것이 적절하다.

### 3.2 핀틀 구동 방식에 따른 분류

최근에는 연속적이고 빠른 응답속도가 가능한 핀틀 추력기를 이용한 추력 조절 방식이 주로 사용되어지고 있다.

추력을 분배하고 제어하기 위해서는 핀틀을 움직이기 위한 힘을 필요로 한다. 이러한 힘을 만들어내는 방법에는 유압 또는 연소관 내압을 이용하는 방법, 전력을 이용하여 구동기를 사용하는 방법 등이 존재한다. 각각의 방법에는 장단점이 있으나 DACS 구동 방식에서의 핵심은 핀틀에 작용하는 공력 하중을 견디면서 제어기의 명령에 빠르게 응답할 수 있는 응답속도를 가지도록 하는 것이다.

### 3.3 추력기 장착 위치에 따른 분류

DCS의 경우 무게 중심의 평면상에 배치하면 DCS 작동시 모멘트가 발생하지 않고 추가적인 ACS의 작동을 필요로 하지 않기 때문에 효과적이다. 이를 위해서 추력기를 무게중심이 위치하는 연소관 내부에 장착하는 내부형과 연소관 외부에 장착하는 외부형이 있다. 내부형의 경우 연소가스를 각각의 추력기에 생성된 유입구를 통해 바로 공급받는 반면에 외부형의 경우 별도의 통로를 이용하여 공급받는 것이 차이점이다.

구조적으로 내부형의 경우 DCS 전체가 연소관 내부로 들어가게 되므로 구동기와 추력기 몸체 모두 내열성을 고려하여야 한다. 예로 프랑스 SPS社에서는 구동기 보호를 위하여 EPDM이라고 하는 일종의 고무를 덧대어 사용하였고 몸체는 C-C/SiC를 사용하였다.

## 4. 해외 DACS 연구 개발 동향

DACS는 고공 방어 유도탄 분야에서 연구 개발이 활발하게 이루어지고 있다. 그 이유는 탄도탄의 궤적을 추적하고 정확히 요격하기 위해서는 DACS의 역할이 가장 중요하기 때문이다.

이러한 고공 방어 유도탄은 탄도 유도탄 뿐만 아니라 향후 저궤도 위성까지 요격할 수 있을 것으로 예상된다[9].

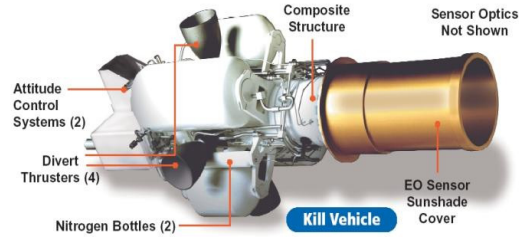


Fig. 10 Raytheon EKV[10]

### 4.1 EKV DACS

미국 미사일 방어 프로그램의 일부인 지상 기반 요격체(Ground Based Interceptor, GBI)에는 Raytheon社가 개발한 외기권 직격 요격체(Exoatmospheric Kill Vehicle, 이하 EKV)[10]가 장착되어지는데 Fig. 10에서 볼 수 있듯이 EKV에는 DACS가 장착되어 있다.

EKV의 개발은 Raytheon社에서 주관하였지만 DACS의 개발은 Aerojet社에서 담당하였다. 1998년부터 시작된 EKV 개발 프로젝트는 추력기 진동에 의한 시험 실패 등을 거쳐 2010년까지 16번의 통합 비행 시험(Integrated Flight Test:IFT)에서 8번 성공하였으며 최근에는 GBI 주계약자인 보잉社로부터 2018년까지 EKV에 대한 개발, 시험, 조립, 생산에 이르는 약 7500억원 규모의 계약을 추가로 체결하였다[11].

EKV DACS는 모노메틸 하이드라진과 사산화질소를 추진제로 사용하는데 서로 섞이게 되면 자연 발화하는 특성을 가지고 있다[10].

### 4.2 MKV DACS

탄도탄에 장착된 탄두가 하나의 탄두가 아닌 다탄두인 경우에 대응할 수 있는 다중 직격요격체(Multiple Kill Vehicle: MKV) 개발이 진행되었으나 연구 적합성과 예산의 문제로 최근 중단되었다. MKV는 4~5 kg의 중량을 갖는 다수의 요격체를 장착하고 있어, 다탄두 탄도탄(Multiple Independently targetable Re-entry Vehicle: MIRV)에 대응이 가능하도록 설계되었다[9]. 록히드마틴社가 MKV의 개발을 주관하고 Aerojet社에서 추력기 제작을 담당하였다.



Fig. 11 MKV-L hover test

프로그램은 중단되었으나 Fig. 11에서 보는바와 같이 2008년에 호버링 테스트를 성공적으로 수행하였다. EKV DACS와 마찬가지로 액체 추진제를 이용하는 것이 특징이다.

4.3 Standard Missile-3(SM3) DACS

미국의 Standard Missile-3은 MD(Missile Defense) 프로그램에서 핵심이 되는 요격체로 자국의 영토에서 발사되는 요격체들과 달리 이 지스함을 통하여 운용하기 위한 목적으로 개발되고 있다.

Standard Missile-2의 파생형으로 Fig. 12에서 확인할 수 있듯이 지속적으로 연구 개발이 이루어지고 있다. 미사일의 체계는 Raytheon社가 주관하지만 Block I A에는 ATK社에서 제작한 펄스방식의 SDACS(Solid DACS)가 탑재되었으며, Block I B 버전에는 Aerojet社에서 제작한 TDACS(Throttled DACS)가 탑재되었다. 이 둘의 가장 큰 차이점은 작동 방식이다. SDACS의 경우 펄스 방식으로 작동하는 반면 TDACS의 경우 지속적인 추력 조절 방식이다.

SM-3 DACS의 연구개발 현황을 살펴보면 Block I A SDACS[12]의 경우 95년부터 개발을 시작하여 2004년 12월에 테스트를 성공하였고 총 9회 비행시험 중 8번 성공하였다. 더불어 일본의 이지스함 비행 시험에서는 4번 중 3번 시험에 성공하였다. Block I B TDACS[13, 14]의 경우 2010년부터 개발이 시작되었고 2010년도 테스트에서는 추진제의 습도 문제로 인해 실패하였다. 이를 보완하여 2011년 9월에 첫 성능 테스트를 성공하였다.

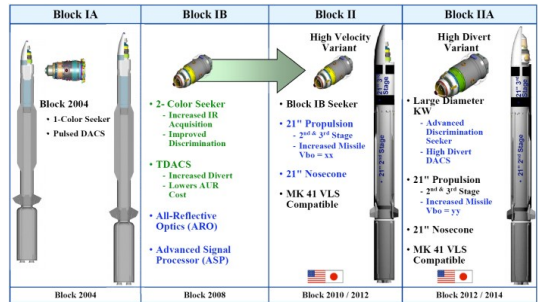


Fig. 12 SM-3 projected development[12]

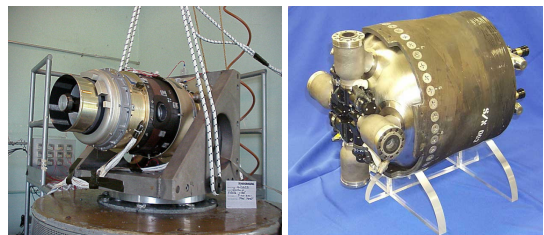


Fig. 13 SDACS(Left)[13], TDACS(Right)[13, 14]

Figure 13에서의 SDACS와 TDACS는 고체추진제를 사용하는 공통점을 가지지만 핀틀 추력기는 TDACS에서부터 적용되었다. 이를 통해 연속적이고 정밀한 추력 제어가 가능해졌다.

더불어 2006년에 프로그램이 시작되어 현재 설계 과정이 진행되고 있는 Block II A 버전의 최근 동향을 살펴보면 2011년도에 진행되었던 예비 설계 검토(Preliminary Design Review: PDR) 결과 TDACS의 무게 문제와 추력 및 가속력의 요구 조건 미달, 추진제의 습도 문제로 일정이 지연되고 있는 상황이다[15].

더불어 Block II 버전의 개발부터는 일본이 함께 공동 개발을 하고 있다. 일본은 이미 1999년부터 고공방어 유도탄에 대한 연구를 시작하였으며, 2006년에 착수한 미일간 탄도탄 방위용 성능향상 요격유도탄 공동개발 협약으로부터 본격적으로 이지스함에 배치되는 SM-3 Block II 버전의 주요 구성품인 노우즈콘, 2단 고체 로켓, 직격 요격체(KV), 적외선 탐색기 등에 대한 설계, 시제 제작 및 시험 개발을 공동 수행하고 있으며, Fig. 14에서와 같이 지상 시험을 성공적으로 수행하였다.



Fig. 14 DACS hovering test, Japan

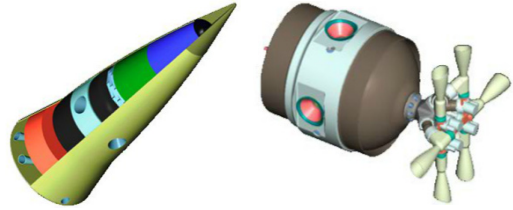


Fig. 16 KV(Left), DACS(Right) of Aster Block 2[17]

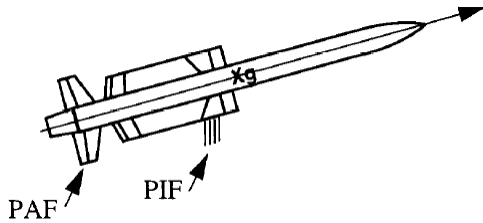


Fig. 15 Aster Missile's PIF-PAF systems

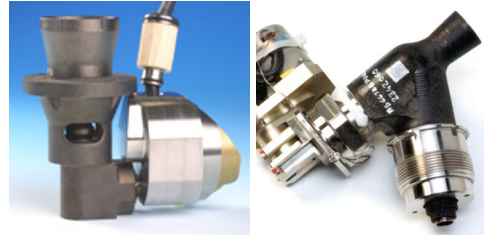


Fig. 17 Divert Thruster(Left), ACS(Right)[18]

마지막으로 TDACS의 성능을 개량한 MDACS (Modular DACS)에 대한 연구개발도 시작되었는데, ATK社는 최근 미사일방어기관인 MDA로부터 약 580억 규모의 계약을 체결하였다[16].

#### 4.4 Aster Block DACS

Aster 15/30 미사일 시리즈는 이탈리아와 프랑스가 합작 개발한 지대공 지역 방어 미사일이다. Aster 15/30에는 특별한 추진 장치가 장착되어 있는데 Fig. 15에서 보는바와 같이 PIF-PAF라고 불리는 장치이다. 이는 전통적인 방식의 공력을 이용하는 PAF 시스템과 추추력을 발생하는 노즐이 동체 날개 내부에 배치되어 있다. 이를 통하여 미사일이 급격한 궤도 수정을 하는 과정에서 발생하는 G를 감소시켜 구조적 하중을 감소시켜 주는 역할을 한다.

Aster 15/30 시리즈도 모든 공중 위협 요소(탄도탄 포함)를 요격할 수 있도록 설계되어 제작된 미사일이지만 Aster Block 2[Figs. 16-18] 미사일은 탄도탄 요격을 목적으로 프랑스에서 개발하고 있는 고공 방어 유도탄이다. 프랑스 SPS社에서 제작한 DACS를 탑재한 KV를 이용하여 고고도에서 탄도탄을 요격하기 위해 개발 중이다.

고체추진제를 사용하며 핀틀형 DCS 4개, ACS

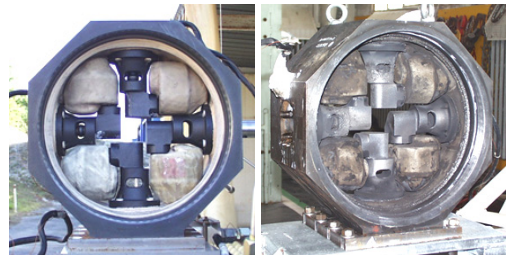


Fig. 18 Aster Block 2 DCS hot-fire test: Before and After[17]

6개가 장착되어 정밀한 자세제어가 가능하다. 현재 설계와 공력 시험, 온가스와 고온 연소 실험까지 모두 수행된 상태이다.

## 5. 국내 DACS 연구 개발 동향

최근 국내에서도 DACS에의 적용을 위한 핀틀 추력기에 대한 기초 연구가 활발하게 진행되고 있다.

국방과학연구소에서는 핀틀 형상과 추력기 성능에 관한 공압 시험 및 유동 해석을 진행하였으며 최근에는 핀틀과 노즐 소재 및 구동 성능에 대한 연소 시험[19]을 수행한 것으로 알려져

있다. 방위산업체에서는 DACS 구성품에 대한 핵심 기술 개발과 성능 검증에 대한 기초 연구가 이루어지고 있다.

충남대학교 고속추진 및 연소실험실에서는 다양한 핀틀 형상에 대한 유동 해석과 공압 시험을 중심으로 연구가 진행되고 있으며, 핀틀 추력기에 대한 충남대학교[20-27]의 기초 연구 수행 결과를 간단히 요약하면 다음과 같다.

- (1) 핀틀의 형상과 움직임이 추력기 성능에 큰 영향을 미친다.
- (2) 불룩한 핀틀 형상의 추력 변화율이 크다.
- (3) 핀틀 형상에 변곡점이 있는 경우 추력성능 보다는 공력하중의 감소 효과가 더 크다.

그 외 국내 기관들[19, 28-29]에서 수행된 기초 연구 결과도 함께 일부 살펴보면 다음과 같다.

- (4) 핀틀 각도와 곡률 반경이 작을수록 유동박리점과 충격파가 하류로 이동하고 약해진다.
- (5) 동일 노즐목 면적에서는 핀틀 직경이 클수록 질유량과 추력이 감소한다.
- (6) 핀틀의 움직임은 압력보다 추력 패턴에 더 큰 영향을 미친다.

### 6. DACS 연구개발 전망

국내외 DACS 연구 개발 동향을 통하여 향후 연구개발에 대해 전망하자면 DACS의 전체적인 개발 흐름에 대한 이해가 필요하다.

DACS의 등장은 미국의 MD(Missile Defense) 계획으로부터 시작되었다. 핵무기를 탑재한 탄도탄을 방어하기 위하여 계획 초기에는 같은 핵무기를 탑재한 방어용 미사일을 사용하였으나, 미사일 방어에 성공하더라도 낙진에 의한 피해가 우려되자 핵을 탑재하지 않고 충돌로서 미사일을 요격하는 KV에 대한 개념이 도입되었다.

충돌 에너지로 미사일을 요격하기 위해서는 충돌 직전의 종말 단계(Terminal stage)에서 매우 큰 운동에너지를 필요로 하고 음속의 속도로

날아오는 미사일을 정확히 격추하기 위해서는 KV의 탐색기(Seeker)가 표적을 정확히 식별하고 인식할 수 있도록 정밀한 자세제어가 요구되었다.

이러한 요구사항들로부터 기존 유도미사일과 우주선, 인공위성에 활용되던 측추력기, 자세제어기에 대한 기술들이 집약되어 DACS가 개발되었다. 개발 초기에는 기존 측추력기와 유사하게 on/off 개념으로 가스를 분사시키는 방식이었으나 이러한 시스템은 정밀한 추력제어가 불가능하며 작동 시간에도 많은 제약이 뒤따랐다.

때문에 고체 추진제를 사용하면서도 추력 조절이 가능한 핀틀 추력기에 대한 연구가 진행되었으며, 이는 지속적으로 추력 조절이 가능하고 내부 압력 제어가 가능한 TDACS 개념으로 발전하였다. 최근에는 TDACS의 기능과 성능을 향상시킨 MDACS(Modular DACS)에 대한 연구가 시작되고 있는 상황이다.

DACS의 개발 전망은 현재 개발되고 있는 요격 미사일의 개발 현황을 통해 예측할 수 있는데, 미국 MDA(Missile Defense Agency)에서 발표한 Fig. 19의 요격 미사일 비행시험 일정을 살펴보면 향후 2017년까지 요격 미사일 및 이지스 시스템에 대한 약 40여 차례의 비행시험 일정이 계획되어 있는 것을 확인할 수 있다.

이처럼 지속적으로 DACS에 대한 연구개발이 이루어지고 있는 것은 ‘더 빠른 시간 안에, 더 높은 곳에서, 더 정확하게’ 탄도탄을 요격하기 위해서다. 이를 위해서는 KV가 지녀야하는 추진

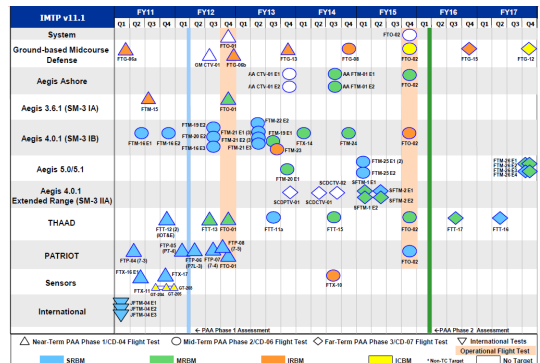


Fig. 19 Flight test schedule(MDA)[30]



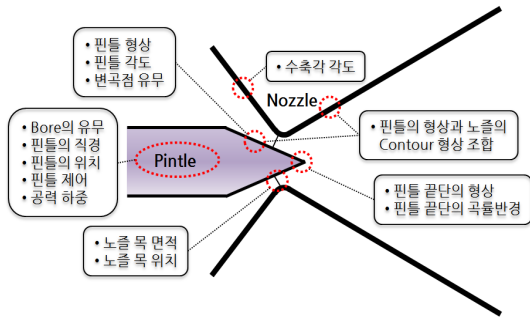


Fig. 20 Research keywords of pintle thruster

제의 양은 많아지고 크기는 커져야 하지만 미사일  
일의 제한에는 제약이 있기 마련이기 때문에,  
DACs의 성능 개발이 지속적으로 이루어지는 이  
유이다.

DACS는 기술적으로 매우 높은 수준을 요구하  
는데 그 항목들을 살펴보면 다음과 같이 요약할  
수 있다.

- (1) 핀틀과 노즐 형상 조합에 따른 성능
- (2) 다수의 핀틀 추력기를 이용한 추력분배 및  
압력제어 알고리즘
- (3) 노즐목 위치와 면적의 급격한 변화에 따른  
열적 하중에 견디기 위한 노즐과 핀틀 재질
- (4) 다수의 핀틀을 구동하기 위한 구동 메카니즘
- (5) 추력기 내부에서 움직이는 핀틀 구조물에 대  
한 기밀 방식과 재질
- (6) 핀틀 움직임에서 발생하는 추력 불균형 문제
- (7) 핀틀 구조물에 작용하는 큰 공력하중을 낮추  
기 위한 핀틀의 형상 설계

이 중 DACs의 핵심이라 할 수 있는 핀틀 추  
력기는 핀틀과 노즐의 형상 조합으로부터 성능  
이 결정된다. 그밖에 핀틀 추력기 성능에 영향을  
미치는 요소로는 핀틀의 위치, 구동기 성능, 제  
어 알고리즘 등 여러 요인들이 존재한다. 이러한  
핀틀 추력기 연구에서의 핵심 키워드를 요약하  
면 Fig. 20과 같다.

핀틀 추력기는 기존 추력기 설계에 비하여 복  
잡한 요소들이 복합적으로 작용하여 성능을 결  
정 짓기 때문에 여러 형상 조합에 대한 특성 연

Table 1. Performance parameters of pintle thruster

설계 변수	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 핀틀 형상 : Straight, Concave, Convex</li> <li>• Bore의 존재 유무와 크기</li> <li>• Dead Flow Zone의 크기</li> <li>• 핀틀 형상의 변곡점 유무</li> <li>• 노즐의 수축각</li> </ul>
성능 지표	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 추력 성능 : 추력, 노즐 목면적, 질유량, 노즐출구속도</li> <li>• 공력 하중 : 총 하중, 핀틀 윗면과 아랫면의 하중</li> <li>• 시스템 : 추력기 크기, 시스 템 무게</li> </ul>

구를 수행하고 Table 1과 같은 설계변수에 따른  
성능 지표를 확인하는 연구 과정이 필수적이다.

현재까지도 국외에서는 DACs의 성능을 향상  
시키기 위한 투자와 연구개발을 지속하고 있다.  
앞서 언급했던 바와 같이 ‘더 빠른 시간 안에,  
더 높은 곳에서, 더 정확하게’라는 목표를 위하  
여, 동일한 성능 대비 시스템의 최소화와 최적화  
연구가 계속되어질 것으로 전망되어진다.

국내에서도 DACs에 대한 기초 연구가 시작되  
는 단계에 있지만 추력기, 알고리즘, 재질 등에  
대한 연구가 학연산을 중심으로 지속적이고 활  
발하게 이루어져야 성공적인 기술개발이 이루어  
질 것이라 전망된다.

## 7. 결 론

조사내용을 정리하면 DACs의 기술 개발은 지  
상에서 해상으로, 저고도에서 고고도로, 폭발형  
에서 충돌형으로 연구개발이 진행되고 있다고  
요약할 수 있다. 이는 탄도탄 또는 미사일을 더  
빠른 시간 내에 탐지하고 자국 영토에 피해를  
주지 않는 고도에서 정확하게 요격을 하기 위함  
이다. 그러나 요격 미사일의 기술개발이 이루어  
지는 만큼, 미사일의 회피 기동에 대한 연구개발  
도 이루어지고 있다.

때문에 KV에 장착되는 DACS의 경우, 향후 더욱 정밀한 추력제어와 높은 성능이 요구되어 질 것이다. 이는 현재의 시스템보다도 더 극한의 조건을 요구할 것이며, 소재 및 알고리즘 등에 대한 연구개발이 필요할 것이다.

현재의 요격 방식인 총돌형 탄두 방식은 획기적인 요격 방식이 등장하지 않는 한 계속 활용될 것으로 전망되어지기 때문에 국내에서도 이러한 흐름에 따른 장기적이고 체계적인 연구개발이 즉각적으로 이루어져야 한다.

특히, DACS용 추력기의 성능에 영향을 미치는 핀틀과 노즐의 조합에 대한 기초 연구와 아울러 다축제어를 위한 알고리즘 개발, 내열·내삭마 성능이 우수한 재질의 개발 등이 지속적이고 즉각적으로 이루어져야 할 것이다.

## 후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다. (계약번호 UD110093CD)

이 논문은 “2011년 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단”의 지원을 받아 수행된 연구임(2011-00 3933).

## 참 고 문 헌

- Kari Elliott, "Ballistic Missile Defense Overview for the Women in Defense Workshop," MDA, 2009
- 이용우, 허환일, "DACS 기술을 적용한 미사일 방어 시스템의 개발현황 및 전망," 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2010, pp.402-405
- William E. Hansen, "Pintle-controlled propulsion system with external dynamic seal," US 7509796 B2, United States Patent, 2009
- 이지형, 김중근, 장홍빈, "Needle형 Pintle의 위치에 따른 초음속 노즐 내부 유동장 연구," 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2008, pp.269-272
- J. Napior and V. Garmy, "Controllable Solid Propulsion for Launch Vehicle and Spacecraft Application," 57th International Astronautical Congress, 2006
- Oxygen-Hydrogen LRE with Regulated Throat Area, <http://www.kbkha.ru/>
- Directory of U.S. Rockets and Missiles, <http://www.designation-systems.net/>
- Gilles UHRIG, Pascal CAUBET, "Recent solid DACS achievements for high performance interceptors," 3rd AAAF International Conference on Missile Defense, 2006
- 국방일보, "외기권 요격 유도무기," <http://kookbang.dema.mil.kr/>
- FAS, Ground Based Interceptor[GBI], <http://www.fas.org/>
- Defense News, Raytheon Signs Contract for Exoatmospheric Kill Vehicle, <http://blogs.defensenews.com/>
- W. Prins, "SM-3 SDACS Flight Test Successes", 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003, AIAA-2003-4664
- Aerojet Missile Defense Propulsion, <http://www.aerojet.com/>
- PSI Advanced Composite Structures, <http://www.psicorp.com/>
- United States Government Accountability Office, "Missile Defense: Opportunity Exists to Strengthen Acquisitions by Reducing Concurrency," 2012, GAD-12-486
- ATK News Releases, <http://www.atk.com/>
- e-catalogue, <http://mbda-systems.com/>
- Pascal CAUBET, "Enabling technologies for advanced solid DACS," 4th AAAF International Conference on Missile Defense, 2007

19. 이지형, 김연철, 박성한, 임성택, 오석진, 원종환, 윤을영, “핀틀노즐을 이용한 추력 가변형 추진기관 성능연구”, 한국추진공학회 추계학술발표회 논문집, 2012, pp.367-370
20. 왕승원, 허환일, “SNECMA 가변노즐목 추력기에 대한 수치적 연구”, 한국추진공학회 추계학술발표회 논문집, 2010, pp.616-617
21. 왕승원, 허환일, “노즐목 가변 추력기에서 Bore가 구동기의 공력하중에 미치는 영향”, 한국추진공학회 춘계학술발표회 논문집, 2011, pp.189-192
22. 최재성, 허환일, “노즐목 가변 추력기 적용 목적의 핀틀 형상에 대한 정상상태 실험 연구”, 한국추진공학회 춘계학술발표회 논문집, 2011, pp.153-156
23. 최재성, 허환일, “노즐목 가변 추력기의 압력 제어 기법에 관한 예비실험 결과”, 한국추진공학회 추계학술발표회 논문집, 2011, pp.18-21
24. 왕승원, 허환일, “노즐 수축각이 SNECMA 노즐목 가변 추력기 성능에 미치는 영향”, 한국추진공학회 추계학술발표회 논문집, 2011, pp.14-17
25. 이선경, 허환일, “가변 노즐목 추력기의 핀틀 형상에 따른 정상상태유동 실험 및 수치해석 예비결과”, 한국추진공학회 춘계학술발표회 논문집, 2012, pp.392-396
26. 이선경, 허환일, “가변 노즐목 추력기의 핀틀 형상에 따른 정상상태해석 예비결과”, 유체공학학술발표회 논문집, 2012, pp.159-160
27. 왕승원, 허환일, “SNECMA 가변추력기의 핀틀 이동거리에 따른 성능 분석”, 유체공학학술발표회 논문집, 2012, pp.381-382
28. 김중근, 이지형, 장홍빈, “핀틀 형상 및 위치에 따른 추력 성능”, 한국추진공학회 추계학술발표회 논문집, 2008, pp.89-93
29. 박병훈, 김상민, 윤웅섭, 이지형, “Needle 형 pintle 형상에 따른 고체 로켓 모터 내부 유동장의 수치적 연구”, 한국추진공학회 춘계학술발표회 논문집, 2011, pp.249-252
30. Director, Office of Operational Test and Evaluation, 2011 Annual Report, p.264