

비행성능 요구 관점에서 DACS 형상 설계에 관한 고찰

박익수* · 진정근* · 하동성* · 임성택*

A Review on the DACS Design from the Perspective of Flight Performance Requirements

Iksoo Park** · Jungkun Jin* · Dongsung Ha* · Seongtaek Lim*

ABSTRACT

The high intercept probability depends on optimization of the system, which consists of target detection, tracking system, missile system and so on. To reduce the complexity of global optimization of the system performance, simplification of the relative dependences of each sub-system is done and design parameters for DACS configuration are identified. The conceptual design process is addressed based on the requirement of the design parameters and new methodology is suggested for higher performance.

초 록

직격 요격체를 탑재한 대공 방어체계에서 요격 확률을 높이기 위해서는 이를 구성하는 탐지 및 추적 시스템으로부터 유도탄까지 매우 복잡하고 다양한 부 체계를 포함하는 시스템 수준의 최적화를 통해 접근해야 한다. 전체 시스템 최적화 문제의 복잡성을 완화하기 위하여, 부체계간의 상호 관계를 적절히 단순화함으로써 시스템의 최적 성능을 달성하기 위한 설계 방안을 제시하였고, 이를 통하여 시스템의 요구로부터 DACS 형상설계로 연계되는 변수를 확인하였다. 이 요구 변수로부터 DACS의 형상설계를 위한 개념적 접근 방법에 대해 소개 하였고, 보다 높은 성능으로 만족시키기 위한 설계 방법에 대해 제안하였다.

Key Words: Divert Attitude Control System(천이 및 자세제어 시스템), Kill Vehicle(직격 요격체), Propulsion Grain Design(추진기관 그레이인 설계)

1. 서 론

현대의 전장에서 유도탄 및 항공기에 의한 공습은 핵심 자산의 무력화 및 심리적 효과로 인하여 전쟁 수행 능력을 저하시키는 매우 효과적인 체계로 알려져 있다. 이러한 전술 자산 운용 개념은 걸프전을 통해 입증된 이후 더욱 많은

* 국방과학연구소 4기술연구본부

† 교신저자, E-mail: ispak@add.re.kr

국가에서 다양한 형태로 발전하였으며, 결국 대공 방어체계의 개발 필요성은 전통적인 전략 무기의 위협에 배가되어 더욱 공고해졌다. 이는 PAC-3, Aster와 같이 저고도에서 표적을 요격하는 체계와 THAAD, SM-3, GBI와 같이 중고도/고고도에서 직격요격 방식에 의한 체계로 개발되었거나, 연구가 진행 중에 있다. 위 시스템들의 발전 방향은 과거 저고도에서 고고도 영역으로 점점 그 요격 영역을 넓혀가고 있으며, 표적의 요격 확률을 높이기 위한 다중의 방어 체계를 구성하고 있다. 아울러 요격 방식도 부스터에 의한 근접 비행 후 폭발 탄두를 이용한 근접 요격 방식으로부터 직접 표적에 충돌하는 직격 요격체(KV, Kill Vehicle)의 형태로 발전해 가고 있다는 점이 그 특징이라 할 수 있다[1].

시스템 설계의 관점에서 일반적으로 유도탄 스스로가 가진 성능이 체계 전체 시스템의 성능을 지배하는 특성을 가지고 있음에 비해, 대공 방어체계는 탐지 및 추적 체계, 표적 정보 및 유도명령 통신 체계, 발사 통제 체계 그리고 유도탄 체계와 같이 매우 다양한 부체계의 복합적 성능에 의해 시스템 성능이 결정된다. 특히 KV를 장착한 유도탄으로 그 문제를 축소해 보더라도, 부스터 및 부스터의 제어 성능, 지상 사격통제 시스템과의 통신, KV의 탐색기와 KV 성능으로 구성되어 있음을 알 수 있다. 이처럼 다양한 부체계로 이루어진 시스템을 높은 표적 타격능력을 갖는 시스템으로 설계하기 위해서는 모든 부체계의 설계 영향 요소를 고려한 최적설계의 개념이 도입되어야 하는데, 많은 설계 구성요소와 시나리오의 복잡성으로 인해 그 문제의 해법이 단순하지 않다.

시스템 관점에서의 설계 방법을 검토하기 위하여 국내외 연구의 동향을 살펴보았다. 국내의 연구는 DACS 체계에 관한 관련 기술의 동향조사, 비행체 및 추진기관의 제어기법, 핀틀 밸브 및 연소유동, 밸브의 소재 및 구조, 그리고 구동메커니즘에 관한 연구에 집중되어 있다. 이러한 연구는 시스템의 성능요구에 대한 관점보다 개별 부체계의 형상에 대한 특성을 확인하거나 그 성능을 향상하는 관점에 더 가깝다고 하겠다. 이

에 반하여 국외의 연구에서는 시스템 성능 수준의 연구가 수행되었다. 참고문헌 [2, 3]에서는 DACS 시스템의 임무에 따른 오차 관계 분석을 통하여 부체계의 성능 개선이 시스템의 성능증대로 연계되는 관계를 소개하였다. 이어 참고문헌 [4]에서는 방어체계 전체의 구성 요소들의 함수관계를 앞선 참고 문헌과 다른 관점에서 살펴 보았고, 복잡한 부체계의 상호 관련성을 단순화하면 부 체계 최적화 문제가 전체 시스템의 최적화와 크게 다르지 않다는 점을 제시하였다. 최근의 또 다른 연구에서는 DACS의 다양한 그래픽 형상을 이용하여 이 형상의 선택이 가속도 및 무게중심과 같은 시스템 성능에 매우 중요한 영향요소로 작용한다는 점을 밝혔다[5].

자료조사를 통해 DACS 부체계의 설계 요구를 만족시키는 것이 시스템 수준의 최적화 결과와 유사한 것임을 확인할 수 있었고, 이 요구 항목이 가속도와 운용 시간으로 요약될 수 있다는 점을 확인 하였다. 마지막으로 이 설계 요구를 달성하기 위하여 추진제 연소에 따른 무게감소 효과를 고려한 것과, 여기에 연소면적을 추가로 변화시키는 설계를 고려한 경우에 대해 시스템 무게로의 영향을 검토하였다.

2. 시스템 요구성능

2.1 방어체계 구성 및 유도탄의 성능 의존성

대 탄도탄 방어체계(BMD, Ballistic Missile Defence)는 다양한 탐지 및 추적체계, 통신체계, 발사 통제 및 유도탄 체계로 구성되어 있으며 Fig. 1과 같이 각각의 부체계 기능을 통해 요격 임무를 수행한다.

탐지 및 추적은 우주, 해상 및 지상의 자산을 통해 가능하며, 원격의 데이터는 BMC3(Battle management, command, control, and communications) 노드를 통해 처리되어 발사 플랫폼으로 전달된다. 표적을 요격할 수 있다는 판단 하에 유도탄은 발사되고, 부스터 및 KV에 의한 표적으로의 유도제어가 수행된다.

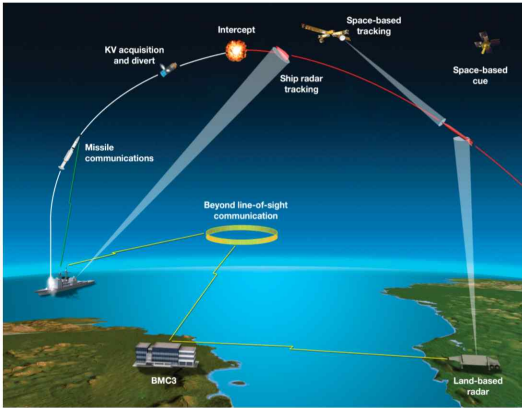


Fig. 1 Notional ballistic missile defence engagement[4]

참고문헌 [4]는 유도탄을 부스터, 부스터 제어, 지상 체계와의 통신, KV 탐색기와 추진기관으로 분리하였고, 이 다섯 가지의 구성 요소는 표적 도달성, 오차, 요격 확률로 정의한 세 가지의 성능 요소와 결합하여 상호 관계를 Fig. 3과 같이 표현하였다.

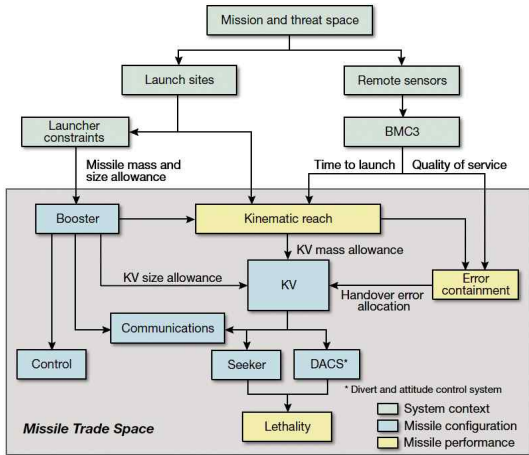


Fig. 2 BMD systems and missile dependencies [4]

2.3 유도탄 성능 최적화

앞서 언급한 전체 시스템의 구성 요소에서 유도탄의 성능 최적화 문제에 관해서는 Fig. 3과 같이 상호 의존성이 가볍게 결합되어 있는 부분 최적화 문제로 변경할 수 있다고 하였는데 이는 표적 도달 시간과 같은 성능 요소는 KV의 형상

보다 무게에 연관되어 있다는 이유를 그 근거로 제시하였다. 실제 이러한 근거는 부스터의 최적화 문제를 다룸에 있어 임무 유효하중(Payload)이 최적화 문제의 가격함수에 유일한 영향요소로 사용된 다른 예를 통해 확인할 수 있다[6].

유도탄의 세 가지의 성능 요소에 대해 Fig. 3을 통해 보다 자세히 살펴보면, 먼저 표적 도달 성능을 최대화 하는 문제는 발사체의 구속조건과 제한된 KV의 무게가 주어진 조건에서 부스터의 형상을 최적화 하는 문제로 정의할 수 있다. 다음은 KV와 탐색기의 중량에 대한 조정인데, 탐색기의 무게증가는 표적 탐색거리의 증가를 가져오고 이러한 특성은 작은 전환 가속도(Divert acceleration)를 요구하기 때문이다. 마지막으로 KV의 형상이 결정되면 탐색기의 표적식별 분해능과 KV의 기동능력을 기반으로 한 유도조종에 의한 요격 확률을 최대화 하는 문제이다. 이 세 가지 최적화 문제의 해는 각각 최적화된 부스터 및 KV 형상, 최적화된 종말 게임 시나리오가 된다.

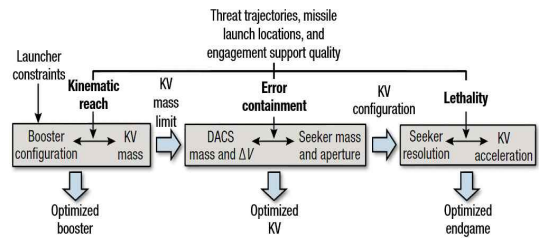


Fig. 3 Key missile trade flow [2]

2.3 DACS 성능 최적화 및 요구조건

앞서 살펴본 것과 같이 KV의 형상 최적화 문제는 탐색기 무게와의 타협을 통해 결정되고, 종말 게임의 요구로부터 최대 가속도와 운용시간의 요구로 정리할 수 있다. 이를 도시하면 Fig. 4와 같은 전형적인 요구 가속도 형상을 갖는다.

그림에서와 같이 초기와 종말의 가속도 요구가 가장 크게 발생하는 이유는 표적 도달 오차의 최소화 문제와 연관되기 때문이다. KV의 임무 초기에는 부스터의 임무가 종료되고 KV 비행단계로 전환될 때 관성항법에 의해 표적까지

의 누적된 오차를 KV의 탐색기를 통해 새롭게 인식하고 이를 초기에 기동을 통해 미리 보상하려는 제어 전략 때문이다. 종말 단계에서는 Fig. 5와 같이 ZEM(Zero Effort Miss) 거리와 표적 도달시간(Time to go)의 비율이 가속도 요구에 비례하는 특성으로 나타나는데, 표적에 근접할수록 표적 도달시간이 0으로 접근하기 때문에 높은 가속도 요구가 발생하기 때문이다.

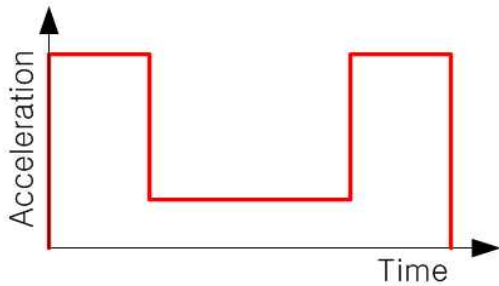


Fig. 4 Typical profile of acceleration requirement

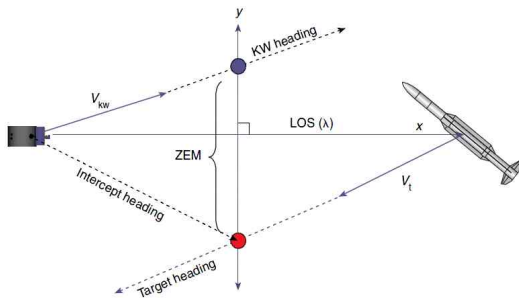


Fig. 5 Zero effort miss distance diagram for KV

결국 방어 체계의 KV 최적 형상 설계는 유도탄 수준에서 정의된 무게와 크기의 제한조건과 최대 가속도 요구를 만족시키는 문제로 정의할 수 있다.

3. DACS 형상설계

3.1 추진제 감소량을 고려한 설계

직경 및 길이와 같은 형상과 무게의 제한 조건에서 최대 가속도 요구를 만족시키기 위해서

는 높은 충전율을 유지하며, 연소면적, 운용압력, 노즐목의 크기와 밸브의 운용조합을 설계 변수로 한다.

먼저 초기 가속도 요구 값과 초기 KV 무게로부터 DCS의 초기 추력을 결정할 수 있으며 KV에 가해지는 공력 모멘트, KV의 무게 중심 이동에 따라 DCS 추력에 의하여 발생하는 회전 토크의 보상을 고려하여 ACS의 추력을 결정한다. 주어진 추력 요구 조건에 대하여 운용 연소실 압력(최대 운용 압력)이 증가하면 최대 노즐목면적이 감소하게 되어 추력 밸브의 크기를 감소시킬 수 있으나 연소관, 밸브 등의 구조 안전성 확보를 위한 두께 증가에 따른 무게 증가를 수반하는 결과를 염두에 두어야 한다.

추진기관 설계, 해석 그리고 보다 신뢰도 있는 압력 및 추력 제어를 위하여 후미 연소 형태의 그레인을 적용할 경우, 전 연소 시간 동안 연소면적을 일정하게 유지할 수 있다. 이때 추진제 길이는 최대 운용 압력에서의 연소 시간을 기준으로 결정할 수 있다. 다만 추진제 혼합 및 충전 과정에서 발생하는 연소 속도의 변화 및 운용 온도에 따른 연소 속도 변화를 고려해야 하는데 이때 최대 연소 속도를 기준으로 보수적 설계값을 적용하는 것이 타당하다.

후미 연소식 형상에서의 연소 면적은 최대 운용 압력 및 해당 압력에서의 요구 노즐 목면적, 연소 속도 범위에 의하여 결정된다. 추진제의 연소속도가 낮은 경우 동일 압력과 추력 형성을 위해서는 상대적으로 넓은 연소면적이 필요하다. 따라서 연소 면적은 연소 거리와 달리 최소 연소 면적이 설계 기준이 된다. 그레인 설계가 완료되면 연소면적은 연소 속도와 관계없이 고정된다. 따라서 최소 연소 속도에 대하여 최대 운용 압력을 만족하도록 설계되었다면 그 보다 높은 연소 속도에서는 밸브를 개방하여 최대 운용 압력을 만족한다.

앞서 언급한 연소시간 요구와 최소 요구 연소면적에 대한 설계 기준점에 대해 동일한 연소실 압력을 유지하기 위한 DCS의 밸브의 운용방법과 다른 연소속도 조건에서의 설계 특성은 Fig. 6과 같다.

	최소 연소 속도 (MIN)	정상 연소 속도 (NOM)	최대 연소 속도 (MAX)
밸브 개방 (동일 연소 압력)			
연소 시간	$t_{required} + \alpha_{MIN}$	$t_{required} + \alpha_{NOM}$	$t_{required}$
밸브 개방 종면적	$A_{L,REF}$	$A_{L,REF} + \Delta A_{L,NOM}$	$A_{L,REF} + \Delta A_{L,MAX}$
최소 요구 연소 면적	$A_{burn,REF}$	$A_{burn,REF} - \Delta A_{burn,NOM}$	$A_{burn,REF} + \Delta A_{burn,MAX}$

Fig. 6 Operating condition of gas generator with multi valve

요구 가속도가 동일한 크기를 가지게 될 경우 연소가 진행됨에 따라 추진제 소모에 따른 시스템의 무게(m) 감소 효과로 인해 요구 추력은 감소하게 된다. 노즐목(At) 완전 개방 조건에서의 추력은 추력계수(Cf)와 압력에 의해서 결정되므로 연소 말기에는 초기에 비하여 더 낮은 연소 압력으로 운영할 수 있다. KV의 초기 무게가 m_{ini} 이라고 할 때 추력(F), 압력(Pc), 추진제 무게(m_{prop})의 관계를 표현하면 Eq. (1)과 같다.

$$\begin{aligned}
 m(t) &= m_{ini} - \int_0^t a_{burn} P_c^n A_b \rho_p dt \\
 m_{prop} &= \int_0^{t_f} a_{burn} P_c^n A_b \rho_p dt \\
 F(t) &= a(m_{ini} - \int_0^t a_{burn} P_c^n A_b \rho_p dt) \\
 F(t) &= C_f P_c(t) A_t
 \end{aligned} \quad (1)$$

Fig. 7은 3 가지의 가속도 조건과, 5 가지의 운용시간에 대해, 추진제 연소에 따른 시스템의 무게 감소 효과를 반영하여 연소실 압력을 감소 시키가며 운용하는 시스템과 동일한 압력으로 운용하는 시스템의 추진제 절감 효과를 도시한 것이다. 계산 결과 가속도가 클수록(acceleration1 < acceleration2 < acceleration3) 그리고 운용시간이 늘어날수록 추진제 절감효과가 커지는 것을 알 수 있다. 아울러 추진제 절감효과가 운용 시간과 운용 가속도에 대해 선형적인 감소 특성을 보인다는 것과 시간과 가속도가 증가할수록 추진제 절감량의 폭이 더 커진다는 특성을 보이고 있다.

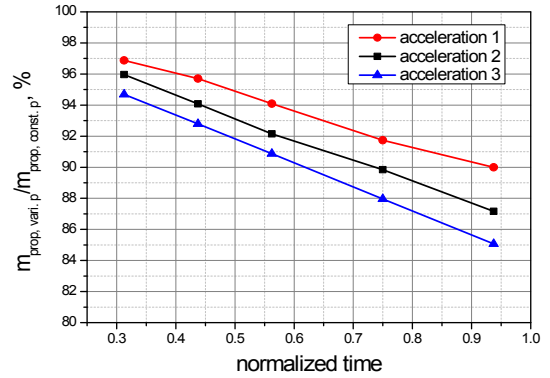


Fig. 7 The effect of the variable operating combustion pressure on the propellant mass

3.2 가변 연소면적을 고려한 설계

전형적인 설계 방법에서는 모델 기반의 제어 기법을 보다 손쉽게 설계하기 위하여 연소 면적이 일정한 시스템의 설계를 유도하였지만, 가변 연소면적을 제어 시스템에서 허용 가능하다고 하면 보다 효율적인 시스템의 형상 설계가 가능하다.

앞 절에 기술한 일정 단면적 연소 방식에서는 시간에 따라 압력을 감소시키기 위하여 주 추력 밸브의 90도에 위치한 밸브들의 개방 면적을 점진적으로 증가시켜야 한다. 이 경우 압력 조절을 위하여 개방된 밸브를 통하여 배출되는 연소 가스는 비행체의 운동에는 전혀 사용되고 있지 않는 잉여 추진제에 해당한다. 압력 변화를 유도하는 다른 방법은 Eq. (2)의 A_b 를 연소 거리에 따라 변화시키는 방법으로 이때는 생성된 모든 연소 가스가 비행체 운동에 사용되므로 추진제 사용 효율을 최대화 구할 수 있다.

$$P_c(t) = \left(\frac{a_{burn} \rho_p A_b}{C_D A_t} \right)^{\frac{1}{1-n}} \quad (2)$$

Fig. 8은 기존의 방법대비 동일한 가속도 요구를 달성하기 위하여 일정 연소 면적 대신 가변 연소 면적을 적용한 결과이다. 문제를 간단하게 하기 위하여 연소면적의 변화는 Eq. (2)의 요구 P_c 가 되도록 추진제의 사용효율을 최대화 하는

연소면적이 적용되었다고 가정하였다. 계산결과 가속도가 크고 운영 시간이 길수록 추진제 질량 감소 효과가 증가하는 것을 확인할 수 있는데, 이 결과는 Fig. 9의 동일 연소면적 대비 추가로 얻게 되는 추진제의 절감 효과를 의미한다.

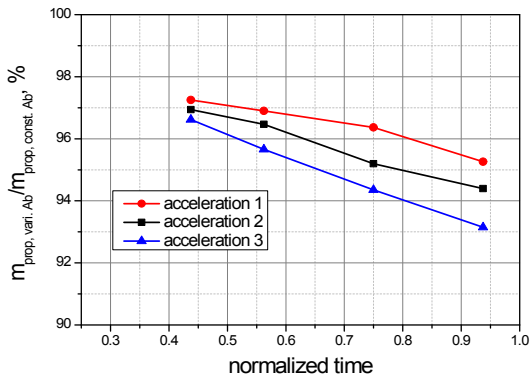


Fig. 8 The effect of the burning area variation on the propellant mass

3.3 소결

결론적으로 연소면적이 변하는 시스템의 설계를 유도할 경우 기존의 고정된 연소면적 대비 작은 운용시간에서는 3~4%의 추진제 무게절감 효과를 발생시키게 된다. 이는 운영 시간이 증가할수록 증가하며 KV 무게 중 추진제가 차지하는 비율이 증가할수록 늘어나는 효과가 있다.

4. 결 론

대공 방어체계의 KV 형상설계와 관련한 시스템의 최적설계에 관한 특성을 살펴보았다. 가속도 요구가 시스템의 설계 변수로 도출되는 배경에 대해 살펴보았고 이를 체계변수로 하여 KV의 무게를 최소화 하는 방안에 대해 전형적인 방법과 연소면적이 변하는 시스템을 제안하여 보다 효과적인 설계 접근방법을 제시하였다. 분석 결과 연소면적이 변하는 시스템을 설계 하였을 경우 연소면적이 고정된 형상에 비해 추가적인 추진제의 무게감소 효과를 얻을 수 있음을

정량적으로 확인하였다.

참 고 문 헌

1. Leonard H. Caveny, Robert L. Geisler, Russell A. Ellis, and Thomas L. Moore, "Solid Rocket Enabling Technologies and Milestones in the United States," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 6, November-December 2003.
2. C. A. Phillips and S. Malyevac, "Pulse Motor Optimization via Mission Charts for an Exoatmospheric Interceptor," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 21, no. 4, pp. 611-617, 1998.
3. E. J. Ohlmeyer and S. N. Balakrishnan, "Generic Analysis of Interceptor Design and Tracking System Performance for Boost Phase Intercept," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Toronto, ON, Canada, 2010.
4. Alan J. Pue, Richard J. Hildebrand, Daniel E. Clemens, Jonah R. Gottlieb, James M. Bielefeld, and Timothy C. Miller, "Missile Concept Optimization for Ballistic Missile Defense," *JOHNS HOPKINS APL TECHNICAL DIGEST, VOLUME 32, NUMBER 5* 2014.
5. N. Ananthkrishnan, Hyun Ko, K. Sreesankar, R. Chakravarty, V.S. Renganathan, "Comparative Analysis of Different Grain Configurations for a Multi-thruster Kinetic Warhead," *The Korean Society of Propulsion Engineers, Spring Conference* 2016.
6. Bayley, D., Hartfield, R., Burkhalter, J., and Jenkins, R., "Design Optimization of a Space Launch Vehicle Using a Genetic Algorithm," *J. Spacecr. Rockets* Vol. 45, No. 4, July-August 2008.