

연속가변형 추력기용 이면연소 추진제 형상 최적화 연구

허준영* · 박익수* · 진정근*

Study on Optimization of Propellant Shape with Two-side Burning Surface for Continuous Variable Thruster

Junyoung Heo*[†] · Iksoo Park* · Jungkun Jin*

ABSTRACT

The basic design concept of the DACS(Divert and Attitude Control System) propellant is presented and the geometry optimization of the DACS propellant with limited outer diameter and maximum burning rate of the propellant is performed. Two-side burning surface conditions burned at the core and the one side of the propellant are applied to the propellant. And the optimized values for the radius of core, length of propellant, angle of end-side surface are obtained by the PSO algorithm. The direction for DACS propellant design is suggested by analyzing optimized design points for various burning rate.

초 록

DACS 추진제 충전체의 기본 설계개념을 제시하였고, 요격체의 외경과 최대 연소속도가 제한된 DACS 추진제의 형상 최적화를 수행하였다. 추진제는 중심코어와 한쪽 끝단면이 연소하는 이면연소조건이며, 최적화 기법인 PSO(Particle Swarm Optimization) 알고리즘을 이용하여 추진제 중심코어의 반경, 추진제 길이, 끝단 각도의 최적 값을 도출하였다. 이를 통해 추진제의 연소속도에 따른 최적 설계점 추이를 분석하여 설계방향을 제시하였다.

Key Words: DACS(위치 및 자세제어 장치), Burning Rate(연소속도), Particle Swarm Optimization (입자군집 최적화)

1. 서 론

탄도 비행 중인 탄두의 직격 요격을 위한 요

격체는 피요격체인 탄두의 비행 궤적을 고려하여 3차원 공간상의 한 지점에서 충돌을 위하여 비행 중 요격체의 위치 및 자세제어가 지속적으로 요구된다. DACS는 이러한 요구를 만족하기 위하여 위치 및 자세제어를 위한 추력을 제공하며 대표적인 적용 예로 함상 발사 대공 유도 무

* 국방과학연구소

[†] 교신저자, E-mail: heojun0@add.re.kr

기 체계인 SM-3가 있다. 일반적인 고체 추진기 관은 충전된 추진체의 그래인 형상에 의하여 연소 거리에 따른 연소 면적 변화가 결정되어 있으며 추진체 온도, 제작 중의 연소 속도 편차에 따라 추력의 크기와 연소시간이 달라진다. 그러나 전체적으로는 제한된 연소시간 범위에서 총역적의 차이는 크지 않기 때문에 추진기관으로 사용하는 데는 문제가 없다. 반면 DACS의 경우 어떠한 조건에 대해서도 최소 연소시간 동안 목표 추력을 만족해야 한다. 본 논문에서는 DACS 추진체 충전체의 외형 형상 제한 조건이 주어졌을 때, 요구 성능 만족을 위한 최적화를 위한 변수를 도출하고 최적화 연구를 수행하였다.

2. 본 론

2.1 DACS 요구 조건

목표 추력을 만족하기 위한 연소실 최대 압력과 밸브 형상이 결정되었을 때 추진체 연소 면에서 발생하는 연소가스 생성량과 연소시간은 식(1)~(3) 으로 표현된다.

$$P = \left(\frac{\rho_p a A_b}{C_D A_t \Sigma} \right)^{1/(1-n)} \quad (1)$$

$$\dot{m} = \rho_p r_b A_b = \rho_p a P^n A_b \quad (2)$$

$$t_b = \frac{W_e b}{r_b} = \frac{W_e b}{a P^n} \quad (3)$$

목표 요구 추력이 정해지고 연소관의 구조적 특성으로 최대 연소실 압력이 결정되었을 때 노즐목 면적의 합과 연소실 압력이 식(1)의 관계로 결정되며 연소시간은 식(3)에 의하여 충전체 최대 연소 거리에 의하여 결정된다. 이때 추진체 충전체의 외형은 전체 유도 무기의 형상에 의하여 직경 및 길이가 제한되며 이에 따라 구현할 수 있는 연소면적과 연소거리가 제한된다. 연소면적과 연소거리는 그래인 형상에 의하여 결정되는데 결국 그래인 형상에 따라 요구 성능 만족을 위한 추진체 연소 속도의 요구 조건이 달라지게 된다. 그리고 DACS는 요구되는 추진체 량보다 많을 경우 추력방향의 수직방향으로 추진체를 소모하여 연소실 압력을 최대압력을 넘

지 않도록 하여야하므로 추진체가 불필요하게 소모된다. 이러한 이유 때문에 일반적으로 DACS는 요구되는 연소 속도를 적용하여 끝단연소형상을 적용하고 있다. 하지만 끝단연소를 적용할 수 없는 제한된 추진체의 외경에서 최대 연소속도가 제한될 때 이면연소를 적용해야하며 추진체의 요구 연소면적을 만족하면서 추진체 소모량을 최소화하는 추진체 형상의 최적화가 필요하다.

2.2 최적화 기법

추진체 형상 최적화에 적용된 기법은 다양하게 있지만[1,2], 본 연구에서는 추진체 형상 최적화 기법으로 PSO 알고리즘을 적용하였다. 1995년 Kennedy와 Eberhart에 의해 소개된 PSO 알고리즘은 진화연산 기법이며 여러 조건에 대하여 쉽게 적용이 가능하고 연산속도가 빠른 장점이 있다[3,4]. PSO 알고리즘의 기본개념은 군집을 이루어 움직이는 벌레나 새들은 각각의 개체들은 낮은 지능을 가지고 단순한 역할을 수행하지만 주변의 개체의 정보를 이용하여 집단 전체의 수행능력은 우수하다는 점을 이용하는 것이다. PSO 알고리즘은 다음과 같다.

$$\mathbf{x}_0^i = \mathbf{x}_{\min} + \text{rand}(\mathbf{x}_{\max} - \mathbf{x}_{\min}) \quad (4)$$

$$\mathbf{v}_0^i = \mathbf{v}_{\min} + \text{rand}(\mathbf{v}_{\max} - \mathbf{v}_{\min}) \quad (5)$$

$$\mathbf{v}_{k+1}^i = w\mathbf{v}_k^i + c_1 r_1 (\mathbf{p}_k^i - \mathbf{x}_k^i) + c_2 r_2 (\mathbf{p}_k^g - \mathbf{x}_k^i) \quad (6)$$

$$\mathbf{x}_{k+1}^i = \mathbf{x}_k^i + \mathbf{v}_{k+1}^i \quad (7)$$

여기에서 ω 는 관성가중치(inertia weight)를 나타내고 c_1 , c_2 는 신뢰도 상수 또는 가속 상수(confidence factor), 그리고 r_1 , r_2 는 임의의 값(random value, 0~1)이다. 속도 및 위치에 대한 업데이트 개념도는 Fig. 1과 같다.

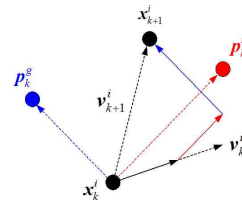


Fig. 1 Depiction of the velocity and position updates in PSO

2.3 해석 모델

본 연구에서는 DACS의 외경과 연소속도의 제한으로 양 끝단 중 한쪽 면과 중심 코어면이 연소하는 조건을 가정하였다. 연소시간은 50도 온도조건에서도 6초를 만족시키도록 하였고 상온(20도)에서의 형상 최적화를 위하여 중심코어 양 끝단 반경과 추진제 길이, 그리고 연소면 끝단 각도를 최적화 변수로 선언하였다. 반경범위는 10~40mm, 추진제 길이는 150~300mm, 각도는 50~130도 범위로 설정하였고, 연소면과 최적화 변수는 Fig. 2와 같다.

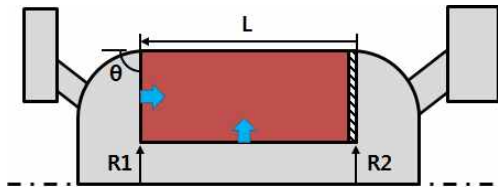


Fig. 2 DACS model and key parameters

앞서 언급한 것처럼 DACS는 요구추력을 목표 시간동안 만족하기 위하여 연소면적과 연소시간이 어떤 조건에서도 만족해야하며 이를 위하여 각 개체의 비용(cost value)을 계산하는 과정에 위 조건을 만족하도록 가중치를 적용하였다.

2.4 연소속도에 따른 최적화

Figure 3은 연소속도가 8mm/s일 때, 각 변수의 최적화 과정을 나타낸다. Cost는 이면연소로 인한 최소한의 누설(bleeding) 추진제 소모량을 나타낸다. 여기에서 누설 추진제 소모량이란 요구되는 연소면적보다 큰 연소면적으로 인하여

추력의 수직방향으로 누설(bleeding)시키는 추진제를 의미한다. 그리고 R1, R2는 비교적 넓은 제한 범위(10~40mm)에서 유사한 값으로 수렴한다. R1, R2의 차이는 연소종말부에 불균일한 연소면적을 가져서 슬리버를 야기하고 이는 요구연소면적보다 작은 불필요한 연소구간을 발생시킨다. 따라서 개체의 진화과정에서 슬리버가 발생하는 조건은 퇴화되고 R1과 R2가 유사한 값으로 수렴한다. Figure 4는 연소속도 8mm/s일 때 최적화 형상과 연소면적 변화를 나타낸다. 전체 연소구간에서 계산된 연소면적은 요구되는 연소면적을 만족하는 것을 보이고 있다.

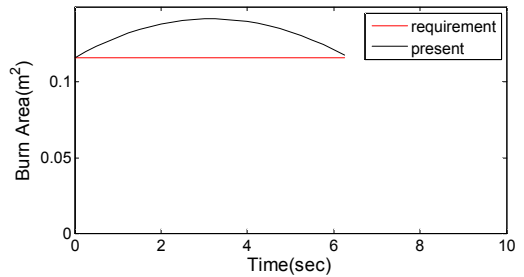
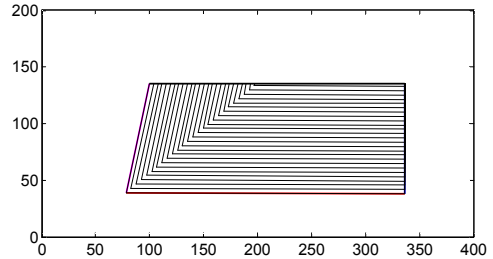


Fig. 4 Optimized shape and burn area ($r_b=8\text{mm/s}$)

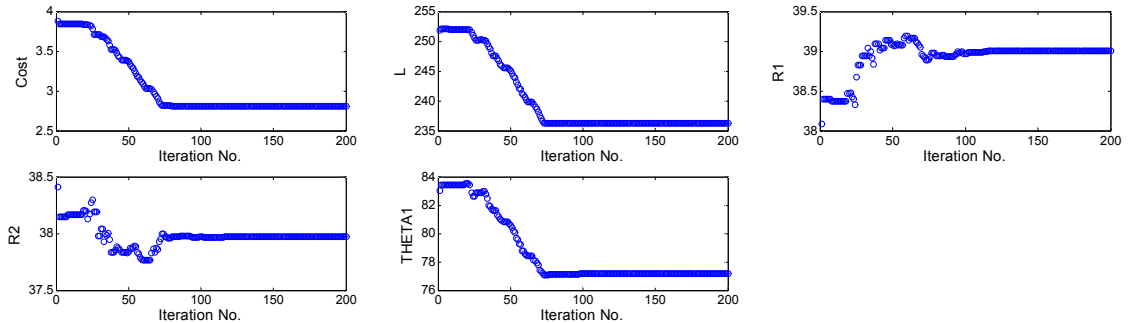


Fig. 3 Optimization process for the shape of DACS propellant ($r_b=8\text{mm/s}$)

3. 결 론

Table 1 Optimized parameters for DACS

연소 속도(v_b), mm/s	8	L, mm	236	R1, mm	39
		θ , degree	77	R2, mm	38
	9	L, mm	237	R1, mm	27
		θ , degree	72	R2, mm	26
	10	L, mm	247	R1, mm	16
		θ , degree	62	R2, mm	13

Table 1은 연소속도에 따른 최적화 결과를 나타낸다. R1, R2는 연소속도에 따라 요구시간을 만족하기 위한 Web길이가 결정되므로 이를 만족시키는 역할을 하고 있음을 보인다. 그리고 끝단 각도와 추진제 길이는 누설 추진제 소모량을 줄이는 역할을 한다. 연소속도가 빨라질수록 각도는 작아지면서 R1, R2가 작음으로 인한 중심 코어 연소면의 작은 초기 연소면적을 보상하고 있음을 알 수 있다.

Table 2 The ratio of bleeding to total propellant mass

연소속도(v_b), mm/s	전체 추진제 무게(A), kg	누설 추진제 무게(B), kg	B/A, %
8	22.02	2.81	13.0
9	23.83	4.31	18.1
10	26.40	6.88	26.1

Table 2는 전체 추진제 중량과 누설 추진제 소모량을 나타낸다. 연소속도가 빠르면 동일한 외경내에 많은 추진제를 충전할 수 있어 충전율을 높일 수 있지만, 누설 추진제 소모량 비율이 증가하는 단점이 있다. 충전율과 누설 추진제 간의 중요도는 운용개념에 따라 설계자가 판단하여야 한다. 누설 추진제량을 요구조건에 따라 사용할 수 있다면 충전율만 고려하여 연소속도를 빠르게 가져가는 것이 우선일 수 있다. 이에 반해 일정한 연소면적이 반드시 요구된다면 연소속도를 느리게 설계해야한다.

본 논문에서는 제한된 요격체 외경 및 최대 연소속도에서 DACS 추진제 충전체를 설계하기 위하여 최적화 연구를 수행하였다. 최적화 설계 변수는 추진제 길이 코어의 반경, 그리고 추진제 옆면의 각도로 설정하였다. 주어진 연소속도에서 요구연소면적을 만족하는 최적의 추진제 형상을 도출하였고, 연소속도에 따른 최적 변수의 변화 추이를 분석하였다. 연소속도가 빨라질수록 중심 코어의 반경이 작아지면서 충전율은 높아졌지만, 누설 추진제의 비율이 높아졌다. 이를 통해 운용 개념과 요구조건에 따라 설계방향을 판단할 수 있다.

참 고 문 헌

1. 오석환, 장진성, 손지현, 노태성, "추력 선도에 따른 추진제 그레인 형상 설계 연구," 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2013.
2. 오석환, 양성민, 노태성, "추진제 그레인 3차원 형상 입력 연구," 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2016.
3. Kennedy, J. and Eberhart, R., "Particle Swarm Optimization," Proceedings of the IEEE International Conference on Neural Networks, Perth, Australia 1995, pp. 1942-1945.
4. 최재원, 정원철, 성홍계, "Particle Swarm Optimization을 이용한 터보팬 엔진 다목표 성능 최적화 연구," 한국항공우주학회지, 제 43권 4호, 2015, pp.326-333.