

Ducted Rocket의 현황과 추진기관 개발방안

이준호* · 최성한* · 황종선**

Ducted Rocket Propulsion System Development Proposal

Junho, Lee* · Sunghan, Choi* · Jongsun, Hwang**

ABSTRACT

Ducted rocket produces thrust by 2 steps, primary incomplete combustion in the gas generator, and secondary complete combustion reaction in combustion chamber mixed by air taken through duct. the range of a rocket is determined by the weight of propellant, especially the weight of fuel. So ducted rocket has more efficiency and high terminal speed compared to traditional solid rocket motor. This propulsion system expected to be applied to various kinds of missile for anti-aircraft, anti-ship

초 록

Ducted 로켓은 가스발생기에서의 1차 불완전 연소반응 및 연소관 내에서의 흡입구로부터 공급되는 공기와의 2차 완전 연소반응을 통해 추력을 발생한다. 로켓의 사정거리는 추진제의 무게, 특히 연료의 무게에 의해 결정되므로 일반적인 고체 추진기관보다 연료효율이 높고 종말속도가 빠르므로 대공, 대함 등의 다양한 추진기관에 적용이 가능할 것으로 기대된다.

Key Words: Ducted Rocket, Propulsion System, Gas Generator

1. 서 론

레이다 탐지능력의 발달로 목표물에 포착되지 않고 공격이 가능한 거리를 유지함으로써 발사체의 안전성을 보장하기 위해서는 미사일의 사거리, 즉, 추진기관의 효율성 향상이 요구된다.

군사용으로 사용되는 복합(Composite) 로켓 추진기관의 일반적인 추진제 조성은 AP(Ammonium perchlorate) 등의 산화제 약

70% 와 Aluminum 등의 금속연료 15% , 바인더 12% 및 3%의 기타 첨가물로 구성되어 있다. 로켓의 사정거리는 추진제의 무게, 특히 연료의 무게에 의해 결정되므로 추진기관 중 고체 연료의 함량을 늘리고 연소반응에 필요한 산화제를 대기 중의 산소로부터 공급받을 수 있다면 동일 체적 및 무게의 추진기관으로 보다 긴 사거리를 비행할 수 있다. 이와 같이 가스발생기(Gas Generator)에 의해 1차 연소반응으로 생성된 과연료(Fuel-rich)와 흡입구(Intake)로부터 유입되는 산소와의 연소반응을 통해 추력을 발생하는 추진방식이 Ducted Rocket 추진기관이다. 현재

* (주)한화 대전공장 개발부

** (주)한화 정밀유도연구소

연락처, E-mail: junon96@hanwha.co.kr

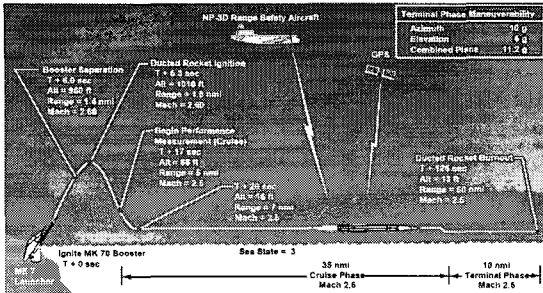


Fig. 4 Coyote (GQM-163A) 발사개념도

2.2 Ducted Rocket의 주요구성

Ducted Rocket은 우선 Booster에 의해 Intake로부터 충분한 공기가 유입될 수 있도록 가속된 뒤, Booster가 분리되거나 (예 : Coyote), 노즐이 분리된 후 (예 : Meteor), 접화기에 의해 가스 발생기의 1차 연소관에서 연소반응이 일어나고 이 때 생성된 저분자량의 불완전 연소 탄화수소가 밸브에 의해 제어되어 2차 연소관으로 배출되며 Intake로부터 유입되는 공기 중의 산소와 Secondary 연소관에서 완전 연소반응을 일으킨 후 노즐을 통해 최종 배출되어 추력을 발생하게 된다.

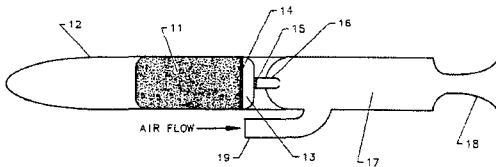


Fig. 5 Ducted Rocket 추진기관 개념도

Ducted Rocket 추진기관은 크게 가스발생기, 밸브 및 주입기, 2개의 접화기 (가스발생기, 부스터 추진제), 연소관, Duct, 노즐의 6개의 주요 부품으로 구성되어 있으며 각 부품의 특성 및 요구사항은 다음과 같다.

(1) Gas Generator

Ducted Rocket의 가스발생기용 추진제 그래인은 End Burning (Cigarette Burning) 형상으로 추진제의 연소면적이 일정하므로 발생하는 압력/추력이 일정하고 충전/제작이 용이하다. 연소면적이 직경이 큰 경우에는 연소관 가장자리의 추진제가 중심보다 연소속도가 빨라지는 현상 (Coning Effect)

를 고려하여 그래인 형상을 설계하여야 한다.

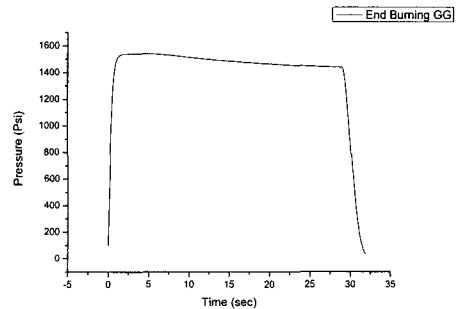


Fig. 6 End Burning 그래인 형상의 압력선도

연구되고 있는 Ducted Rocket 가스발생기용 추진제의 일반적 조성은 Table. 1과 같다.

Table 1. 가스발생기 추진제 조성

구분	무게비 (%)	원료
바인더	60~85%	HTPB, GAP 등
경화제	5~15%	N100, HMDI, IPDI 등
금속연료	0.5~10%	Boron, Al, Zr 등
경화촉매	0.01~0.05%	DBTDL 등
연소안정제	0 ~ 5 %	Carbon Black 등
산화제	-	AP 등

미사일의 적용 목적에 따라 무/저연 성능이 요구되는 경우 GAP 등의 바인더를 사용할 수 있다.

또한 더 높은 추력을 얻기 위해 탄화수소의 밀도가 높고 휘발성이 좋은 C60 혹은 C70 Fullerene 50~75%를 약 2%의 Ethyl Cellulose와 같은 첨가제와 같이 사용하는 방법도 연구되고 있다.

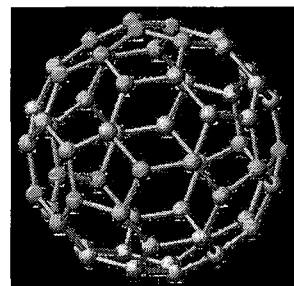


Fig. 7 Fullerene

(2) 밸브 및 주입기

가스발생기에서 발생한 탄화수소의 질유량을 조절하기 위한 밸브는 높은 온도 (2500 ~ 3400K)를 견딜 수 있어야 하며 주입기는 유입되는 공기와의 혼합 효율을 높이기 위해 유체의 스월링(Swirling) 효과를 고려하여 설계되어야 한다.

(3) 연소관

가스발생기에서 배출되는 탄화수소의 완전 연소가 이루어지기 위해서는 연소관의 길이가 비정상적으로 길어질 수 있으므로 연소관내에 방해판(Baffle)을 설치해 연료와 산화제와의 혼합을 고려하여 설계되어야 한다.

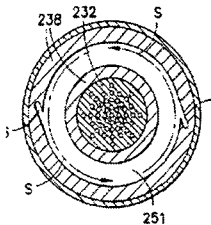


Fig. 8 연소관 내 방해판(Baffle) 개념도

(4) 노즐

Meteor와 같이 부스터와 Ducted 로켓 추진기관이 같은 연소관을 사용하는 경우 부스터 추진체의 연소가 끝난 뒤 노즐이 분리되도록 설계되어야 한다.

3. 결 론

Ducted 로켓용 추진기관은 대기 중의 산소를 산화제로 사용하여 추진제 내의 연료함량을 높임으로써 사거리를 연장할 수 있고 또한 종말 속도가 높아 대함 등의 순항미사일 추진기관에 적용이 가능하다. Ducted 로켓 추진기관용 가스발생기는 기존의 압력, 추력, 연소가스의 질유량의 성능조절 뿐만 아니라 가스발생기 내에서 불완전 연소를 통해 분자량이 낮은 탄화수소를 연소관으로 배출해야 하는 성능이 요구된다. 이밖에도 고온에 견딜 수 있는 밸브의 재질 선택과 설계, 스월링 효과를 높일 수 있는 주입기, 연료와 공기와의 혼합을 도울 수 있도록 하는 방해판 등의 설계가 요구된다.

참고 문헌

1. Gordon E. Jense & David, W. Netzer, "Tactical Missile Propulsion" pp. 447-468
2. Y. M. TIMNAT, "Advanced Chemical Rocket Propulsion", pp. 106-118
3. Propulsion and Energetics Panel Working Group 22 " Experimental and Analytical Methods for the Determination of Connected-Pipe Ramjet and Ducted Rocket Internal Performance", AGARD-AR-323
4. William D. Stephens, "Fullerene jet fuels"