

誘導彈 소개

(3) 推進機關

朴 貴 容

1. 概 要

誘導彈을 지정된 目標까지 운반하는데 필요한 에너지를 공급하는 裝置를 推進機關이라 한다. 誘導彈에 사용되는 推進機關을 사용되는 에너지源으로 分類하면 아래와 같다.

가. 化學에너지 推進機關

- (1) 固體推進機關
- (2) 液體推進機關
- (3) Hybrid 推進機關

나. 非化學에너지 推進機關

- (1) 核에너지 推進機關
- (2) 電氣推進機關
- (3) 太陽에너지 推進機關

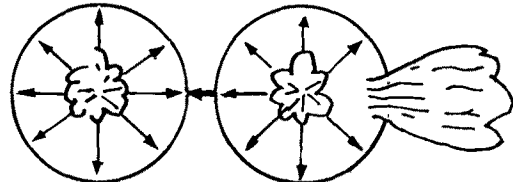
化學에너지 推進機關은 推進劑의 化學的 燃燒反應을 推力發生源으로 한 것으로 사용되는 推進劑가 固體인 것을 固體推進機關, 液體인 것을 液體推進機關이라 한다. 상기 종류중에서 誘導彈에 사용되는 推進機關은 液體推進機關과 固體推進機關이 主流를 이루고 있다. 固體推進機關은 液體推進機關에 비하여 構造의 간단, 취급의 용이, 그리고 信賴性 및 貯藏성이 우수하고 또한 大型推進機關 製作技術의 발달로 근래에 와서는 表1에서 보는바와 같이 誘導彈이 固體推進劑를 사용하고 있다. 여기에서는 固體推進機關에 관하여 살펴보기로 하겠다.

2. 推進原理

그림 1에서 보는바와 같이 밀폐된 공의 중간에 推進劑를 넣고 연소시키면 공간에 높은 壓力이 발생한다. 그러나 이 공은 아무런 운동을 하지 않는다. 즉 공의 내벽에 均等한 壓力이 작용하고 있기

〈表 1〉 誘導彈의 종류와 이에 사용된 推進機關

區 分	名 稱	直經 (ft)	길이 (ft)	發射重量 (lb)
地對地	Minuteman II	6.2	59.8	78,000
	Polaris A3	4.5	31	35,000
	Poseidon	6	34	60,000
	Titan II	10	103	330,000
地對空	Chaparral	0.42	9.5	185
	Improved Hawk	1.2	16.5	1,375
	Nike Hercules	2.6	41	10,000
	Redeye	0.25	4	29
空對地	Maverick	1	8.2	475
	Shrike	0.67	10	390
	SRAM	1.46	14	2,230
空對空	Falcon-4D	0.53	6.5	134
	Falcon-47A	1.1	12.5	800
	Genie	1.5	9.6	800
	Pheonix	1.25	13	838
	Sidewinder	0.42	9.5	185
	Sparrow	0.67	12	500
戰術地對地	Lance	1.8	20	3,351
	Honest John	2.5	24.8	4,500
	Pershing 1-A	3.3	34.5	10,000



공은 움직이지 않음 구멍이 있으면 가스가 분출되며 그 反對方向으로 움직임

〈그림 1〉 推進原理

〈表 4〉

各種 推進劑의 性能比較

推 進 劑	比推力 (sec)	火炎溫度(°F)	密 度 (lb/in. ³)	金屬含有 量(wt%)	燃燒速度 (in /sec)	壓力指數 n	製 造 方 法 Processing Method
DB	220-230	4,100	0.058	0	0.45	0.30	押出
DB/AP/A1	260-265	6,500	0.065	20-21	0.78	0.40	押出
PS/AP	230-240	4,700	0.062	0	0.35	0.43	주조 또는 압출
PS/AP/A1	240-250	5,000	0.062	3	0.31	0.33	주조
PU/AP/A1	260-265	5,000-6,000	0.064	16-20	0.27	0.15	주조
CTPB/AP/A1	260-265	5,600-5,800	0.064	15-17	0.45	0.40	주조
HTPB/AP/A1	260-265	5,600-5,800	0.067	4-17	0.40	0.40	주조

×기호설명

A1 aluminium

AP ammonium perchlorate

CTPB carboxy terminated polybutadiene

DB, double base

HTPB hydroxy terminated polybutadiene

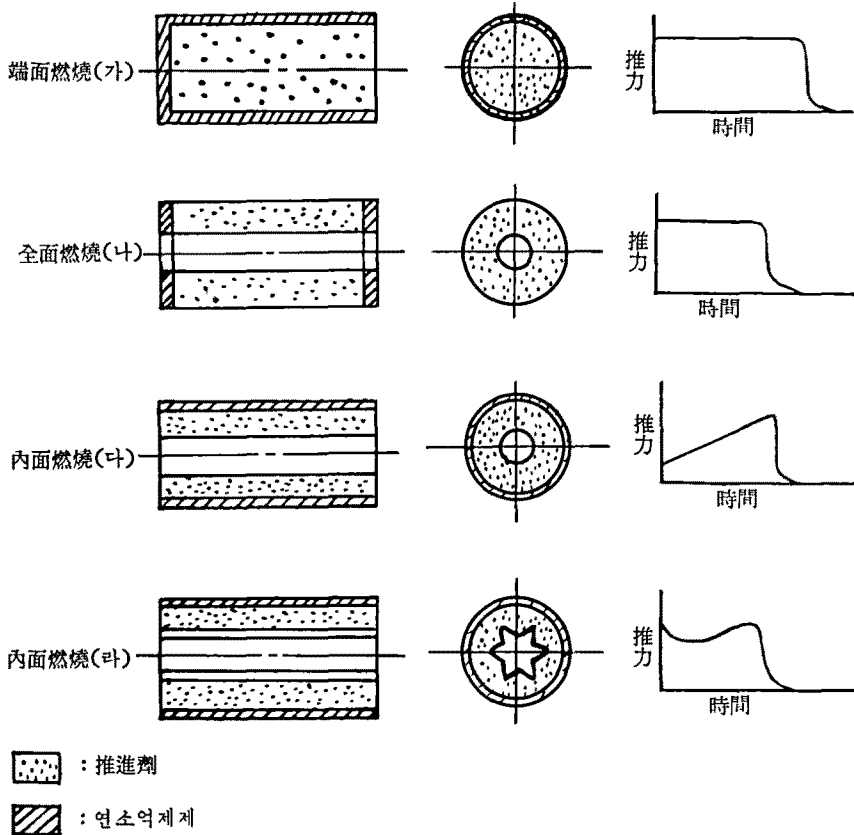
PS polysulfide

PU polyurethane

現在 널리 사용되는 推進劑의 諸特性을 볼수 있다.

근래에 와서는 연료로서 알루미늄粉末을 推進劑에 첨가하는 경향이 많은데 이것은 알루미늄의 燃燒溫度가 높기때문에, 따라서 推進劑의 燃燒가스

溫度가 높아 推進劑性能을 증대시키는 比推力 向上에 큰 효과가 있으며 또한 推進劑의 不安定 燃燒의 방지에도 크게 기여하고 있다. 表 4에서 보는 바와 같이 거의 大部分의 推進劑가 알루미늄粉末을 20%



〈그림 3〉 Grain 形狀과 推力曲線

내의 함유하고 있다.

(1) 推進劑形狀

液體推進機關은 연료나 酸化劑의 噴射量 조절로 비행중에 推力을 제어할 수 있으나 固體推進機關인 경우 비행중에 推力을 조절할 수 없기 때문에 固體推進劑의 形狀이나 推進劑의 固有特性에 의하여 처음부터 時間에 대한 推力曲線이 정해지고만 다. 따라서 性能이 좋은 推進機關을 제작하기 위하여는 주어진 推進劑에 대하여 燃燒效率을 좋게 하는 동시에 誘導彈性能에 적합한 推力曲線을 갖도록 Grain을 설계하는것이 무엇보다도 중요하다. 推力曲線을 결정하는 가장 큰 요소는 推進劑 Grain 形狀이다. 推進劑의 대표적인 形狀과 이에 상응하는 推力曲線을 그림 3에 표시하였다. 그림 3에서 보는 바와같이 Grain形狀 選擇如何에 따라 推力曲線을 임의로 설계할 수 있다. 端面燃燒方式(그림 3. 가)이나 全面燃燒方式(그림 3. 나)은 壓力曲線이 일정하므로 Chamber耐壓設計에는 편리하나 Chamber의 耐熱問題가 심각하며 內面燃燒方式(그림 3. 다, 라)은 Chamber 內面の 耐熱材의 量이 적어도 되므로 Chamber 輕量化에 도움이 된다.

大型推進機關의 Grain形狀은 대부분이 內面燃燒方式을 채택하고 있다. 內面燃燒方式을 채택할 경우 Grain 內孔形狀設計가 가장 중요하며 設計時 고려사항은 다음과 같다. 즉 質量比를 向上시키기 위하여 推進劑의 充填率을 최대로 하는 동시에 Chamber의 重量을 최소로 하기 위하여 壓力曲線의 변동이 적도록 설계하여야 하며 推力損失이나 추력편차를 방지하기 위하여 燃燒末期의 Sliver를 최소로 하여야 한다. 그외에 推進劑의 應力集中을 피하고 浸食燃燒 및 不安定 燃燒 등을 고려하여야 한다. 이렇게 설계되고 제작된 推進機關은 地上燃燒試驗을 통하여 最適의 推力曲線을 선택 확인 하여야 한다.

(2) 比推力(Isp)

推進機關의 構成品과는 직접 관계는 없으나 推進劑와 推進機關의 性能을 표시하는 比推力에 대하여 간단히 설명하고자 한다.

比推力이란 推進劑가 발생하는 추력을 單位時間에 소비한 推進劑의 重量으로 나눈값으로 정의된다. 즉 推進劑 消費率이 같으면 큰 추력을 낼수 있는 쪽이 우수한 推進劑이다.

다시 말하면 比推力이 큰 推進劑라는 뜻이 된다. 表 4에서 보는 바와같이 Double Base推進劑의 比推力은 220~230 인데 반하여 Composite 推進劑의 比推力은 260~265이다. 즉 Composite 推進劑가 Double Base 推進劑보다 성능이 우수하며 또한 알루미늄粉末이 많이 포함되면 될수록 比推力도 증가함을 같은 表에서 알수 있다. 比推力은 推進劑自體의 性能을 표시하는 외에도 推進機關性能을 표시하는 경우도 있다.

즉 燃燒壓力, 노즐效率, 熱損失 등 연소에 관한 효율을 합친 값으로서 地上燃燒試驗으로부터 구해진다. 推進劑를 개발할 경우 比推力向上을 위하여 노력하고 있으나 실제에는 推進劑 物性을 고려하여야 한다. 즉 比推力을 다소 희생시키더라도 推進劑의 物性을 유도탄 요구조건에 맞도록 하는것이 중요하다.

(3) 質量比

같은 부피의 推進機關이라면 Chamber 안에 가능한 한 많은 推進劑를 충전하는것이 유도탄을 더 멀리 비행시킬 수 있는 요건이 된다. 이것을 定量的으로 표시한 것을 質量比라 한다. 즉 推進劑質量을 燃燒前 推進機關質量(추진제를 포함한 무게)으로 나눈 값을 말한다. 質量比가 큰 推進機關은 연소가 끝난 후의 유도탄의 속도가 크게됨을 알수 있다. 따라서 성능이 좋은 推進機關은 앞에서 설명한 比推力이 커야함은 물론 質量比를 크게 하는것이 중요하다.

예를 들면 質量比가 0.7인 推進機關에서 1% 향상되었다고 하면 比推力으로는 2% 향상된 것과 맞먹는다. 質量比를 높이기 위하여는 Chamber나 노즐을 輕量化하는 동시에 推進劑形狀 設計改善 및 推進劑 密度를 크게해야 된다. 現用 推進機關의 質量比는 0.7~0.93 범위이다.

(4) 推進劑의 燃燒速度

앞節에서 설명한 바와같이 推力은 발생 가스량에 비례하므로 같은 燃燒面積을 가진 推進劑라도 燃燒速度가 크면 推力은 크게된다. 반면 全燃燒時間은 짧아진다. 燃燒速度가 크고 推力이 크면 유도탄은 加速度가 커져서 지상에서 발사할 경우 空氣抵抗이 커 到達高度가 생각보다 높지 않게된다. 반면 推力이 적고 燃燒時間이 길면 유도탄은 飛行體의

〈表 5〉

Chamber 材料의 特性

材 料	항복강도 (10 ⁵ psi)	탄성계수 (10 ⁶ psi)	밀 度 (lb/in ³)	열 처 리	비 고
HY steel					
HY-80	80	29.5	0.285	Quench and temper	용접후 열처리 필요없음
HY-130/150	130-150	29.5	0.285		
Low alloy steel					
4130	150-180	29.0	0.283	Quench and temper	용접후 열처리 필요
4335 V	180-200	29.0	0.283		
D6aC	180-240	29.0	0.283		
Maraging steel					
Grade 200	200	27.5	0.289	Solution anneal and age	용접후 시효처리만 필요
Grade 250	240	27.5	0.289		
Grade 300	280	27.5	0.289		

안정성이 줄어들어 원하는 방향으로 비행할 수 없게 된다.

따라서 유도탄 비행에 적합한 燃燒速度를 선택해야 된다. 이와같이 燃燒速度는 유도탄의 飛行性能에도 영향을 미치고 있다. 그런데 이 燃燒速度는 燃燒壓力, 推進劑의 初期溫度, 침식연소 및 加速度 등에 영향을 받고 있다. 각종 추진제의 燃燒速度를 表 4에 표시 하였다

나. Chamber 및 노즐

(1) Chamber

Chamber는 연소중 높은 압력에 견디는 壓力容器인 동시에 推進劑를 담는 容器이다. 또한 비행중 외력에 대하여 유도탄 全體의 形狀을 유지하는 構造物을 겸하고 있는 때가 대부분이다. Chamber는 燃燒壓力과 飛行中에 받는 굽힘荷重을 고려하여 설계하여야 하며 製作過程에는 용접과 열처리과정을 거치게 된다.

사용되는 재료의 특성을 表 5에 비교해 놓았다. Chamber 材料는 高强度가 요구되므로 4130鋼이나 Maraging鋼을 사용하고 있으며 경량이 요구되는 때는 FRP Chamber를 채용하기도 한다.

(2) 노즐

Chamber 내에서 발생한 高溫 高壓의 연소가스는 노즐을 통하여 유도탄 밖으로 분출된다. 이때 연소가스가 갖고있는 에너지를 損失없이 분출가스의 運動에너지로 변환하여 큰 推力을 얻을 수 있도록 노즐構造를 설계하고 제작되어야 한다. 따라서 수

축팽창노즐(De Laval Nozzle)을 채택하며 수축부에서는 연소가스의 速度가 점차 증가하여 노즐목에서 音速에 도달한 후 팽창부에서 超音速으로 증가하며 유도탄 밖으로 분출된다.

에너지 손실을 최소로 하기 위하여 연소가스를 最適膨張하도록 설계하여야 하나 長距離유도탄과 같이 空氣中을 수직으로 비행하는 경우는 연소가스를 最適膨張 시키는것은 불가능하므로 유도탄의 飛行特性에 적절한 高壓에서 最適膨張을 하도록 설계한다. 대개의 경우 노즐出口 噴出壓力은 주위압력의 약 0.4배로 잡고 있다.

推進機關中에서 溫度와 速度가 가장 높은 곳이 노즐部인 동시에 노즐은 重量 信賴度 및 效率面에서 推進機關 構成品中 가장 중요한 部品이다. 表 4에서 알수있는 것과같이 6,000°F(3,300°C)이상의 高溫의 연소가스를 발생하는 Composite系 推進劑를 장시간 연소하고자 할 경우 耐熱 및 耐浸食問題가 심각하다. 특히 노즐목 部分의 浸食은 推進機關의 성능에도 지대한 영향을 끼치는 물론 추력편차의 원인이 됨으로 이 部分의 설계 및 제작에 특히 유의하여야 한다. 노즐을 構造的인 면에서 분류하면 Movable Nozzle, Fixed Nozzle, Submerged Nozzle, 그리고 Blast tube Nozzle로 구분된다. 그림 4에 Submerged Nozzle과 Fixed Nozzle의 斷面圖를 표시했으며 노즐部分의 耐熱 및 耐浸食材料도 겸하여 표시 하였다.

燃燒時間이 짧은(2~3초) 경우 耐熱鋼에 耐熱피복으로 가능하나 燃燒時間이 긴 長距離 유도탄인 경우 그림 4에서 보는 바와 같이 特殊耐熱材料가 各部의 기능에 적합하게 선택 사용되고 있다.

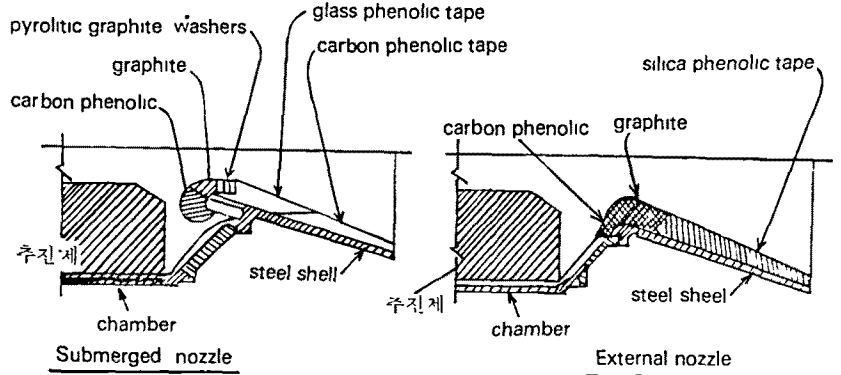
노즐목 部分은 長時間燃焼나 短時間燃焼에 불문하고 공히 Graphite를 삽입하여 침식에 대비하고 있으며 노즐목 斷面積이 5% 以上 침식될 경우 이 노즐은 기능을 상실하게 된다.

근래에 와서는 表 3 과 1 에서 보는 바와같이 推進劑 自體의 성능이 향상되고 大型推進機關 製作技術의 발달 그리고 長時間 耐熱 및 耐浸食效果를 갖는 노즐이 개발됨에 따라 大型 液體推進機關 分野까지도 固體 推進機關이 진출할 수 있게 되었다. 超大型 推進機關인 경우 노즐목 部分을 이루는 大型 Graphite 제작이 곤란하며 중량도 증가함으로 노즐목부에 도 特殊耐熱材를 사용하고있다.

다. 點火裝置

推進機關의 性能과는 직접 관계는 없으나 推進劑를 연소시키는데 필요한 에너지를 공급해 주는 장치를 點火器라 한다. 小型推進機關에는 Pellet-Basket型 點火器가 사용되고 있으며 大型推進機關에는 小型推進機關을 사용 推進劑를 着火시키고 있다.

點火器로서 가장 중요한 구비조건은 확실하게 着火될 수 있는 信賴性이라 하겠다. 信賴性이 없는 點火器는 특히 上段 推進機關에 사용할 수 없다. 이에 추가해서 또 한가지 중요한 것은 安全性이다. 熱, 진동, 충격, 靜電氣, 誘導電流 또는 조작실수 등으로 인하여 예기치 않는 때에 發火하는 것을 방지해야 한다. 이르기 위하여는 어느정도의 電流가 흘러도 着火되지 않는 Initiator가 개발되었으며 또는 유도탄을 발사직전에 Initiator를 장착하는 機構를 채택할 수도 있다. 특히 유도탄에 있어서는 각각의 點火器뿐만 아니라 유도탄내의 電源 및 配



〈그림 4〉 Nozzle의 斷面圖

線 그리고 地上裝備 등이 點火系統에 미치는 영향을 세밀히 검토하여 點火裝置를 선정 채택하여야 한다.

4. 맺 음 말

지금까지 推進機關의 構成품을 중심으로 그 기능과 특성을 살펴 보았다. 高性能의 推進劑와 효율이 좋은 노즐은 高性能推進機關의 척도가 됨을 일 수 있다. 推進劑 및 推進機關의 開發은 항상 試驗을 통하여 개선되고 확인 된다는것이 특징이라 하겠다.

推進機關의 개발추세는 高性能化와 大型化의 방향으로 발전하고있다. 高性能化는 같은 중량의 彈頭를 보다 먼거리까지 운반하고자 하는것이고 大型化는 같은 장소에 보다 크고 무거운 彈頭를 운반하고자 하는 것이다. 이 양자의 적절한 조합으로 最適의 推進機關은 설계되고 제작되어야 한다.

推進劑는 物性を 좋게하면서 比推力를 향상시키는 것이고 推進機關의 金屬部는 材料의 輕量化와 高强度材料 개발이라 하겠다.

推進機關은 設計段階에서 제작 및 品質確認에 이르기까지 세심한 계획과 노력이 요구되는 分野로 이것이 이루어졌을때 信賴性있는 推進機關을 공급할 수 있게될 것이다.