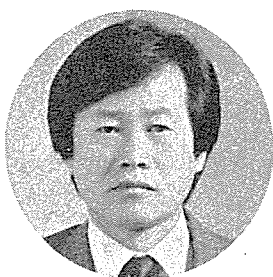


# 인공위성 발사체



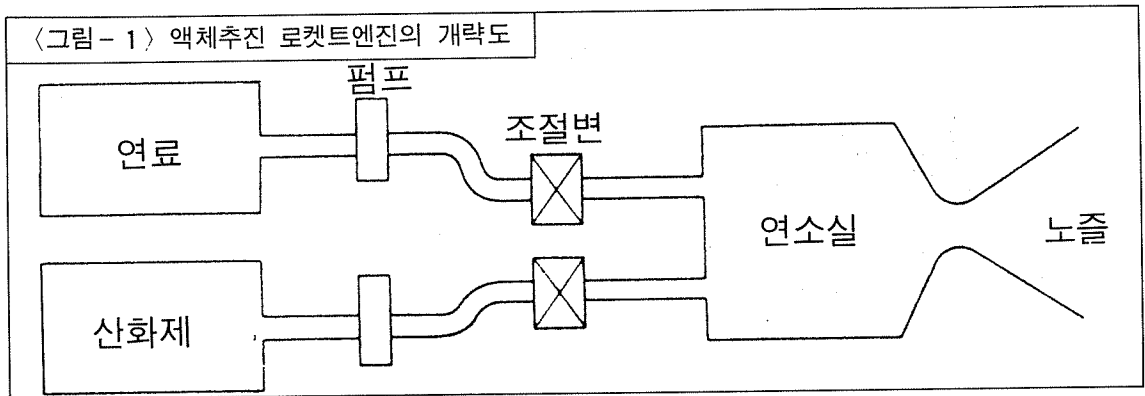
노 오 현

(서울대 항공공학과 교수)

발사체란 우주공간에 탑재량(인공위성등)을 싣어 나르는 로켓트는 켈트엔진과는 달리 자체 내에 산화제와 연료를 가지고 있기 때문에 眞空 속에서도 비행이 가능하다. 로켓트엔진은 두 중

류로 나누어 지는데, 固体연료를 사용하는 고체 추진 로켓트와 액체연료를 사용하는 액체추진 로켓트가 있다. 고체추진 로켓트에 비하여 액체 추진 로켓트의 장점은 推力이 크고 추력조절이 용이하며 始動을 언제나 임의대로 할 수 있다. 그러나 연료를 장기간 저장 할 수 없고 취급하기가 곤란하다. 액체추진 로켓트는 연료탱크와 연료를 연소실로 보내는 펌프와 펌프에 動力을 공급하는 전원, 연료의 流量을 조절하는 조절 변, 연소실 그리고 팽창노즐로 되어있으며 개량도는 <그림-1>과 같다. 보통 많이 사용되고 있는 연료로는 암모니아, 석유, 알콜, 액체수소 등이 있고, 산화제로서는 액체산소, 플로라인등이 있다. 고체추진 로켓트는 <그림-2>와 같이 점화기, 추진제, 연소실, 노즐로 구성되어 있다. 고체추진 로켓트는 推力조절이 어렵지만 장기간 연료저장이 가능하고 취급하기 쉽고 部品이 단순하다. 추진제는 산화제와 가연성 연료의 固体混合物로 구성되어 있는데 현재 일반적으로 두가지 형태의 추진제가 있다. 더블-베이스(double-base) 추진제와 복합(composite) 추진제가 그것인데 더블-베이스 추진제는 근본적으로 니트로 셀룰로스가 니트로글리세린과 콜로이드 상태로 구성되어 있으며, 복합 추진제는 주로 과염소산칼륨, 과염소산암모늄, 질산암모늄과 같은 결정체의 산화제와 합성고무, 아스팔트, 플라스틱, 폴리스티렌과 같은 중합체의 바인더로 구성되어 있다.

그러면 로켓트의 엔진이 推力을 어떻게 발생시키는지 根本原理를 간단히 생각하여보자. 로켓트 엔진은 연소실과 노즐로 구성되어 있는데 노즐은 노즐목(throat=노즐에서 단면적이 최소가 되는 곳)을 전후로 단면적이 감소하는 縮小部와 단면적이 증가하는 擴大部로 되어있다. (<그림-1>, <그림-2>참조). 연소실에서 연료가 타면서 연소실내에 높은 정체압력  $P_0$  와 정체온도  $T_0$  에 도달하게 되는데, 연소실내의 압력  $P_0$  는 노즐 出口 주위압력  $P_e$  보다 훨씬 높기 때문에 연소실과 出口주위 사이에 높은 압력차( $P_0 - P_e$ )가 생기며 이 압력차에 의하여 연소실내의 氣體가 매우 빠른 속도로 노



즐을 통하여 흐르게 된다. 노즐목에 氣體의 속도는 音速에 도달하게 되며 목을 지나면서 氣體는 급격히 팽창하게 되며 속도는 계속증가되어 노즐 出口에서는 超音速이 된다. 推力은 운동량보존법칙으로 부터 노즐내부와 외부에 작용하는 압력을 氣體의 흐름방향과 반대방향의 성분만을 합한 것이며 다음과 같이 주어진다.

$$T = \dot{m} V_e + (P_e - P_o) A_e \dots \dots \dots \langle 1 \rangle$$

여기서 T는 엔진의 추력이며 단위는 국제표준 단위로 뉴톤이다.  $\dot{m}$ 은 노즐出口를 지나는 氣體의 단위시간당 질량유량이며,  $V_e$ 는 노즐출구에서의 기체속도이며,  $P_e$ 와  $P_o$ 는 각각 노즐 출구와 주위의 압력이고,  $A_e$ 은 노즐出口 단면적이다. 노즐流動이 過大팽창되어  $P_e$ 가  $P_o$ 보다 작게 되면 식〈1〉의 두번째 項은 陰의 추력 즉 저항으로 작용하게 되지만 노즐유동이 過小팽창되어  $P_e$ 가  $P_o$ 보다 크게 되면 두번째 항은 추력으로 작용하게 된다. 그러나 두번째 항은 첫번째 항  $\dot{m}V_e$ 에 비하여 매우 작다. 그러므로 로켓의 추력을 증대시키기 위하여는 노즐을 떠나는 氣體의 질량유량을 크게 하든지 또는 노즐出口의 氣體속도를 크게 하지 않으면 안된다.  $V_e$ 를 크게 하기 위하여는 노즐출구면적  $A_e$ 를 크게 하여야 되는데 제작상의 문제와 노즐외부 공기저항등을 고려하여 出口면적을 크게 하는데는 제한을 받게된다. 대개  $A_e$  크기를 목면적  $A_t$ 의 比로서 나타내는데, 아폴로 우주선에 사용한 로켓트 노즐에서는  $A_e/A_t = 60$  정도이다.

그리고 로켓엔진의 효율을 나타내는 비교수단으로서 比推力(Specific impulse)  $I_{sp}$ 을 사용하고 있다. 비추력은 식〈2〉와 같이 정의된다.

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{W}} \dots \dots \dots \langle 2 \rangle$$

여기서  $\dot{W} = g_0 \dot{m}$ 이며  $g_0$ 는 바다 표면에서의 지구중력 가속도이다. 비추력의 단위는 초(sec)이다. 그러니까  $I_{sp}$ 는 추력을 氣體의 무게유량으로 나눈 값이며 비추력이 크면 클수록 단위유량에 대하여 높은 추력이 발생됨을 뜻한다. 노즐출구 압력이 주위압력으로 팽창될때 비추력은 식〈3〉과 같이 된다.

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{W}} = \frac{\dot{m} V_e}{g_0 \dot{m}} = \frac{V_e}{g_0} \dots \dots \dots \langle 3 \rangle$$

$V_e$ 를 노즐유동 해석으로부터 구하면 식〈3〉은 식〈4〉와 같이 된다.

$$I_{sp} = \frac{1}{g_0} \left\{ \frac{2rRT_0}{r-1} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_o} \right)^{\frac{r-1}{r}} \right] \right\}^{1/2} \dots \dots \dots \langle 4 \rangle$$

여기서 r는 기체의 비열비이며  $T_0$ 는 정체온도인데 연료가 탈때 얻어지는 화염 온도와 같다. 그러니까 높은 비추력을 얻기위하여는 높은 정체온도를 얻어야 하는데 높은 화학반응을 일으키는 추진제를 사용하여야 한다. 대개 많이 사용되는 액체연료의 비추력을 적어보면 다음 〈표 - 1〉과 같다.

아폴로 우주선에 달에 보냈던 새턴V의 1단에서는 RP-1(석유일종)와 액체산소를, 2단

과 3 단에서는 액체산소와 수소를 사용하였다.

〈표 - 1〉 액체연료의 비추력

액체 추진제	화염온도, K	평균분자량 (연소원후)	비추력, 초
석유-산소	3144	22	240
수소-산소	3517	16	360
수소-플로라인	4756	10	390
암모니아-산소	3005	19	255
에틸알콜(92.5%) -산소	3255	23	232

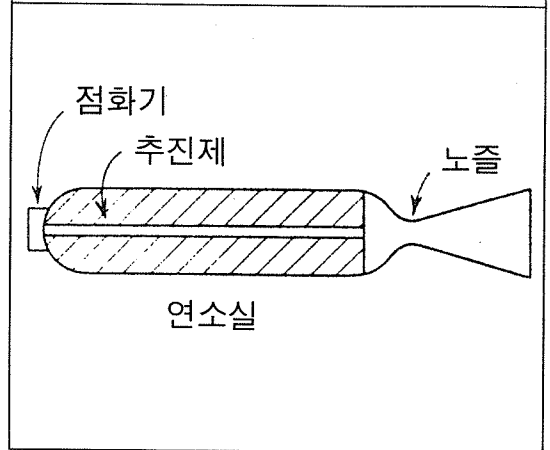
〈표 - 1〉에서는 액체수소와 플로라인이 化学연료로서는 제일 큰 비추력을 낼수 있으나 플로라인은 매우 독하고 부식이 강하기 때문에 사용하기가 어렵다. 대표적인 고체연료의 비추력은 〈표 - 2〉와 같다.

〈표 - 2〉 고체연료의 비추력

고체 추진제	형	비추력, 초 (3000 psi 에서)	발화	용도	저장성
무연화약	더블 베이스	200	낮다	소형 로켓	보통
흑화약	복합체	70	낮다	점화기	중다
폴리우레탄아미노에탄스	복합체	215	낮다	고성능 대형로켓	중다
	복합체	200	중간	대형로켓	중다

고체추진제에는 이외에 연소안정성, 점성을 높이기 위하여 첨가제를 사용한다. 현재까지 미국이 개발한 운반체는, 우주왕복선을 제외하고, 레드스톤, 아틀라스, 타이탄, 새턴이다. 레드스톤로켓트는 1단로켓트로 알콜과 액체산소를 추진제로 사용하였으며 추력은 35만 뉴턴이며 초기 머큐리계획에 사용하였다. 아틀라스 로켓트는 2단로켓트이며 RP-1(석유일종)와 액체산소를 사용하였으며 총추력은 약 160만 뉴턴이며 후기 머큐리계획에 사용하여 미국이 처음으로 인간을 지구궤도에 올려 놓았다. 타이탄 로켓트는 2단로켓트인데 1단추진제는 RP-1 과 액체산소, 2단에는 액체수소와 산소를 사용했으며 총 추력은 800만 뉴턴이며 제미니계획에 사용하였고, 제미니 7은 1965년12월4일에 발사되어 지구궤도를 206회 선회한바 있다. 타이탄로켓트는 3단로켓트로 1단추진제는 RP

〈그림 - 2〉 고체 추진 로켓트엔진의 개략도



- 1 과 액체산소, 2 단과 3 단에서는 액체수소와 산소를 사용하였고 총 추력은 4 천 6 백만 뉴턴으로 아폴로 계획에 사용하였고 인류역사상 최초로 인간이 달에 착륙 하였다.

인공위성의 궤도는 지구와 인공위성 사이의 거리의 자승에 반비례하는 인력이 작용할때 다음과 같은 힘의 방정식에 의하여 결정된다.

$$r - \text{방향의 힘의 성분} : \ddot{r} - r\theta'^2 = -\frac{K}{r^2} \dots \langle 5 \rangle$$

$$r \text{에 수직방향의 힘의 성분} : r\theta'' + 2\dot{r}\theta' = 0 \dots \langle 6 \rangle$$

여기서 “·”은 시간에 대한 미분을 의미하며, K는 萬有引力상수에 관계되는 상수  $gR^2$ 이다. 여기서 R은 지구반경이다. 위 방정식의 해는 다음과 같이 구해진다.

$$\frac{1}{r} = \frac{K}{h^2} (1 + e \cos \theta) \dots \langle 7 \rangle$$

$$e = \sqrt{1 + \frac{2Eh^2}{K^2}} \dots \langle 8 \rangle$$

여기서 r은 지구의 중심으로부터 인공위성까지의 거리이며,  $\theta$ 는 지구중심과 위성의 조지점과 잇는 선과 이루는 角이며, e는 궤도의 이심률, E는 인공위성의 총 에너지, h는 식〈6〉을 적분할때 생기는 적분상수이며 물리적으로 단위질량당 角운동량을 의미한다. 식〈8〉로부터 알 수 있는것과 같이 e는 K, E, h에 따라 여러 값을 가질 수 있으며, e의 여러값에 따라 궤

도가 다르다. 即,

$e > 1$  이면 궤도는 쌍곡선 궤도

$e = 1$  이면 궤도는 포물선 궤도

$0 < e < 1$  이면 궤도는 타원 궤도

$e = 0$  이면 궤도는 원 궤도

그런데 총 에너지  $E$ 와  $h$ 는 다시 初期値로 나타낼 수 있다. 即, 인공위성의 로켓트가 연료를 다 소모하였을때 얻어지는 지구 중심으로부터의 거리  $\gamma_0$ , 속도  $V_0$ 와 전진각  $\beta_0$ 로서 나타낼 수 있다(〈그림-3〉참조). 식〈8〉로 주어진 이심률을 위 초기치 값들로 나타내면 다음과 같이 된다.

$$e^2 = \left( \frac{\gamma_0 V_0^2}{K} - 1 \right) \cos^2 \beta_0 + \sin^2 \beta_0 \dots \langle 9 \rangle$$

물리적인 이해를 더 돕기 위하여 전진각  $\beta_0 = 0$ 으로 발사된 인공위성의 궤도를 생각하여 보자.  $\beta_0 = 0$ 인 경우에 식〈9〉는 다음과 같이 간단히 된다.

$$e = \frac{\gamma_0 V_0^2}{K} - 1 \dots \langle 10 \rangle$$

원 궤도는  $e = 1$  이므로 식〈10〉은

$$e = \frac{\gamma_0 V_0^2}{K} \dots \langle 11 \rangle$$

그러므로 반경  $r_0$ 인 원 궤도를 만들기 위하여는 식〈11〉을 만족하도록 연료가 다 탔을때 속도  $V_0$ 를 얻어야한다.  $r_0$ 와  $V_0$ 가  $1 < \frac{r_0 V_0^2}{K}$

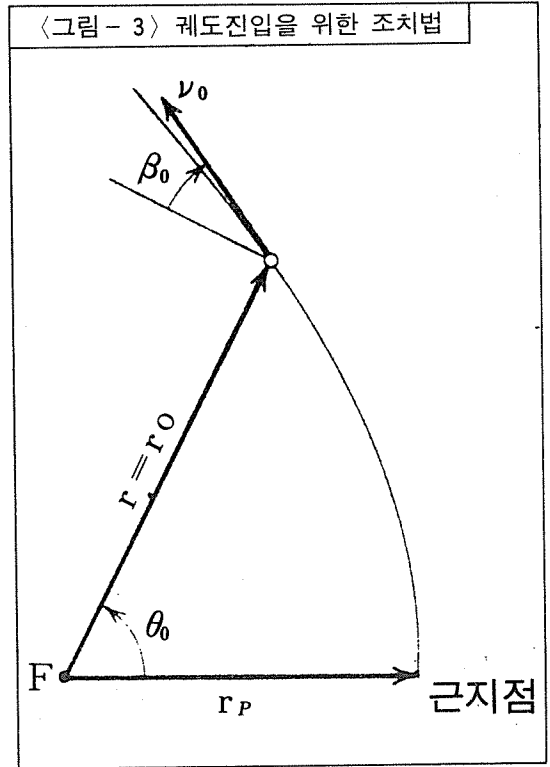
$< 2$ 이 되도록 발사되면  $0 < e < 1$ 이 되며 타원궤도를 이루게 된다. 만약 속도와 거리가 더 증가되어  $\frac{r_0 V_0^2}{K} > 2$ 이 되면  $e > 1$ 되어 쌍곡선 궤도가 되며 인공위성은 지구중력을 벗어나게 된다. 지구중력을 벗어나게 되는 최소의 속도 即, 脫出속도  $V_e$ 는 식〈11〉에서  $e = 1$ 로 놓았을때  $V_0$ 의 값이다. 즉,

$$V_e = \sqrt{\frac{2K}{r_0}} \dots \langle 12 \rangle$$

그런데  $K$ 값과  $r_0 = R + Z$ 를 위식에 대입하면,

$$V_e = R \sqrt{\frac{2g}{R+Z}} \dots \langle 13 \rangle$$

〈그림-3〉 궤도진입을 위한 조치법



$Z$ 는 지구표면으로부터 거리이다. 그러니까 고도가 높을 수록 탈출속도는 작다.  $\beta_0 = 0$ 로 발사되었을때 여러초기치에 대한 궤도가 다음 〈그림-4〉에 보여져 있다.

그러나 우리가 원하는 궤도가 요구하는  $r_0$ 와  $V_0$ 를 연료가 다 탔을때 정확히 얻기는 매우 어렵다. 일단 조사한 궤도로 띄워놓고 다시 궤도 수정을 하게되는 것이 보통이다.

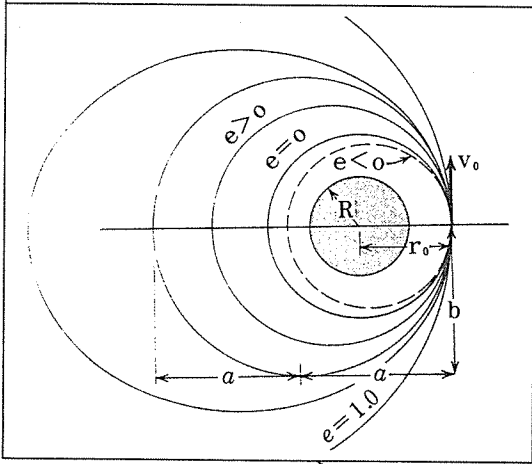
마지막으로 그러면 궤도가 요구하는 최종속도  $V_0$ 를 얻기 위하여 왜 1단 대신 多段式 로켓트가 필요한지 그 이유를 알아 보자. 1段로켓트로 얻는 최종속도  $V_{b0}$ 는 다음과 같다.

$$V_{b0} = g I_{sp} \ln \frac{m_0}{m_{b0}} - g t_0 \dots \langle 14 \rangle$$

여기서  $t_{b0}$ 는 연료소모시까지의 시간이다.

위 식은 로켓트를 질점으로 보고 로켓트에 추력과 중력만이 작용했을때 뉴턴제 2 법칙으로부터

〈그림-4〉  $\beta_0 = 0$ 로 발사된 인공위성의 궤도



터 쉽게 구해지는 식이다. 식(14)에서  $m_0$ 은 처음의 로켓트 질량이며 로켓트 자체구조물 질량(탑재량 포함)에다 추진제 질량을 합한 질량이며,  $M_{b0}$ 은 연료를 다 소모했을 때의 로켓트 질량이므로 로켓트 구조물 질량이 된다. 식(14)는 매우 중요한 물리적 의미를 나타내고 있는데 최종속도는 비추력과 質量比  $m_0/m_{b0}$ 에 달려 있다. 즉, 비추력이 크면 클수록 최종 속도는 크고, 질량비가 크면 클수록 최종속도도 크다. 현재 化学연료로서는 비추력이 350을 넘을수 없

으며 그리고 구조물을  $m_{b0}/m_0$ 를 이보다 작게 하기는 매우 어렵다. 이러한 사실은 바로 우주 탐험이나 인공위성을 위하여는 多段 로켓트가 필요함을 말해주고 있다.

多段로켓트에 의하여 특정한 궤도가 요구하는 최종속도  $V_{b0}$ 를 다음과 같이 얻게 된다.

$$V_{b0} = \sum_{i=1}^N g (I_{sp})_i \mu_i \dots \dots \dots (15)$$

여기서  $N$ 는 段數이며  $\mu_i = \left(\frac{m_0}{m_{b0}}\right)_i$  인데,  $i$ 번째 단의 질량비이다. 식(15)가 의미하는 것은 1단로켓트의 최종속도는 2단로켓트의 초기속도로 되어 다시 2단로켓트에 의하여 2단로켓트의 최종속도는 증대된다. 이와같이 하여  $N$ 단 로켓트의 최종속도는 궤도가 요구하는 큰 값을 갖는 맨 마지막의 최종속도를 얻게 된다. 물론 1단, 2단.....( $N-1$ )단은 차례로 분리된다. 그리고 또하나 식(14)로부터 최후 최종속도  $V_{b0}$ 는 各段의 질량비  $\mu$ 의 함수임을 알 수 있다. 그러면 多段로켓트에서 各段의 질량비를 여하히 배열하면 各段의 最小 추진제로서 최후 최종속도  $V_{b0}$ 를 얻을 수 있겠는가? 이와같은 문제는 多段로켓트의 最適化 문제이다.

독자투고환영

「과학과 기술」지는 讀者들의 의견을 수렴하여 보다 더 좋은 잡지를 만들기 위하여 「讀者의 소리」와 「과학기술 수기」를 모집합니다.

讀者의 소리

1. 내 용 : 「과학과 기술」지의 발전에 참고가 될 건설적인 의견이나 개선점에 대한 의견
2. 원고매수 : 8매 이내(200자 원고지)
3. 기 타 : 명함판 사진 1매

과학기술 수기

1. 내 용 : 가정 및 직장생활을 통하여 실제 체험한 경험담으로서 과학기술과 관련된 내용이어야 하며, 타인에게 귀감이 될 수 있는 것.  
① 과학교육과정에서 있었던 일 ② 성공사례 ③ 실패사례
  2. 원고매수 : 24매 이내(200자 원고지)
  3. 기 타 : 명함판 사진 1매 ①, ② 내용과 관계된 사진
- ※ 채택된 원고는 본지에 게재하고, 소정의 원고료를 드립니다.