

# 가늘고 긴 소형로켓의 비행특성에 영향을 주는 외력에 기인한 임계하중에 관한 연구

고태식\* · 나선화\*\*

## A study on critical load due to external force influencing on flight characteristics of a small slender body rocket.

Taesig Go\* · Seonhwa Na\*

### ABSTRACT

The aim of this study is to investigate critical load, which can influence on flight path of a small slender body rocket, due to external forces such as thrust, drag and weight. The critical load was firstly obtained from Euler column equation, and compared with analysis results using Finite Element Method to evaluate the theoretical critical load.

### 초 록

이 연구의 목적은 추력, 항력, 중량 등의 외력들에 기인하여 가늘고 긴 동체의 소형로켓의 비행궤도에 영향을 줄 수 있는 임계하중을 조사하는데 있다. 임계하중은 먼저 Euler 기둥식을 이용하여 구하였고, 검증에 위해 유한 요소법의 수치해석 결과와 비교하였다.

Key Words : Small scale rocket(소형 로켓), External force(외력), Flight path(비행궤도), Critical load(임계하중), Structural strength(구조적 강도)

### 1. 서 론

소형 로켓이 비행을 할 때 비행체에 작용하는 힘은 크게 추진력, 양력, 항력, 중량 등으로 나눌 수 있다. 이러한 로켓은 용도에 따라 탑재물의 중량에 따라 전체 중량의 차이를 발생시키는데 위성 발사체나 행성 탐사 발사체 등의 경우에는 상당한 하중의 탑재물을 싣고 중력과 공기 항력

을 이겨내고 고고도까지 비행하며 이때 높은 추력을 요구하게 된다. 또한 소형 로켓에 작용하는 항력은 대기권을 벗어나면 그 영향은 미약하지만 대기권에서는 (노즈콘)Nose의 형상에 따라 크게 달라진다. 따라서 소형로켓은 이러한 외부 추력, 항력 등의 하중들에 의해 변형이 발생 시킨다.

만일 가늘고 긴 소형 로켓의 동체를 기둥이라 가정하면 동체에 작용하는 외력이 커지게 되어 임계하중( $P_{cr}$ )에 다다르면 좌굴 현상이 발생하

\* 조선대학교 항공우주공학과  
연락처, E-mail: frogess@hanmail.net

게 된다. 좌굴 현상으로 로켓의 강도 문제뿐 아니라 추력 방향의 변화로 인해 비행궤도가 변화하게 된다. 이러한 변화는 원래 요구된 비행 궤도의 변화를 초래하게 되어 로켓의 비행특성에 전반적인 악영향을 미치게 된다.

본 연구에서는 소형 로켓의 임계 하중이 로켓의 비행 궤도에 어떠한 영향을 주는지 알아보고 로켓 동체의 좌굴 방지를 위한 강도 증가에 필요한 방안에 대한 연구를 수행하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 소형 로켓에 작용하는 좌굴 하중

로켓에 작용하는 외력에 의한 좌굴 하중을 알아보기 위해 식 (1) ~ (4)을 사용하였다.[5,10]

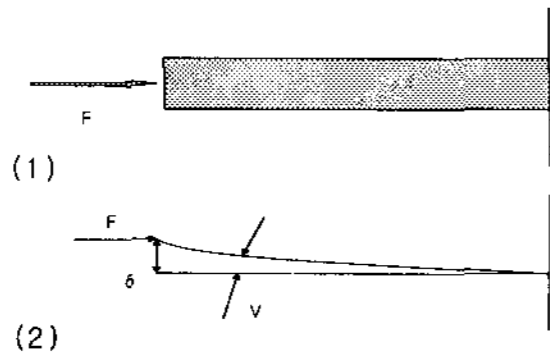


Fig. 1 (1) Thrust load on small slender body rocket  
(2) Deformed curve by thrust load

Figure. 1처럼 항력(Drag)과 로켓의 중량의 영향이 없다고 가정 하고 추력만이 로켓에 작용하는 경우, 좌굴 거동을 조사하였다.

$$EIv'' = -M = F(\delta - \nu) \quad (1)$$

$$\nu = \delta(1 - \cos kx) \quad (\nu(L) = 0, \cos kL = 1) \quad (2)$$

$$k = \frac{n\pi}{2L} \quad (n=1) \quad (3)$$

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{4L^2} \quad (4)$$

임계 하중은 길이(L)과 탄성 계수(E), 관성 모멘트(I)에 의해 영향을 받는 관계식으로써 동체

의 강도 증가는 탄성 계수와 관성 모멘트의 변화를 통해서 가능하게 된다.

### 2.2 로켓에 작용하는 외력에 의한 비행 궤도 변화

로켓에 작용하는 힘은 동체축의 수직인 방향과 접선 방향의 합력으로 나타나며 외력의 작용에 의해 동체구조가 변형할 때 비행 궤도가 변함을 알아보았다.

#### 1) 좌굴 현상이 없을 경우의 비행 궤도의 곡률 반경

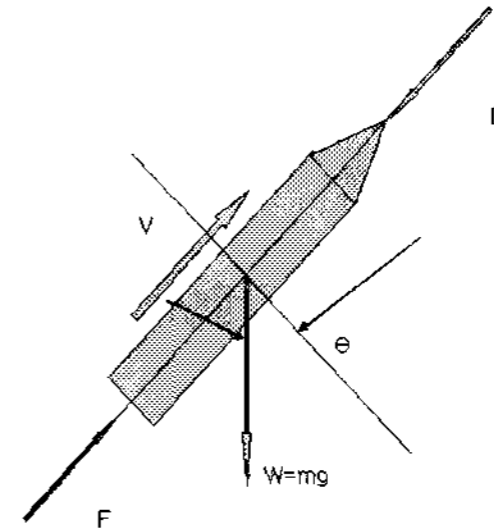


Fig. 2 External forces on small slender body rocket

로켓에 좌굴하중 이하에서 작용하는 로켓의 비행 반경은 다음과 같다. Figure. 2 식 (3)의 식을 이용하여 알아보면 다음과 같다.

$$\Sigma F_n = mg \cos \theta = ma_n = \frac{mv^2}{\rho} \quad (5)$$

$$\therefore \rho = \frac{v^2}{g \cos \theta} \quad (6)$$

#### 2) 좌굴 현상이 있을 경우의 비행 궤도의 곡률 반경

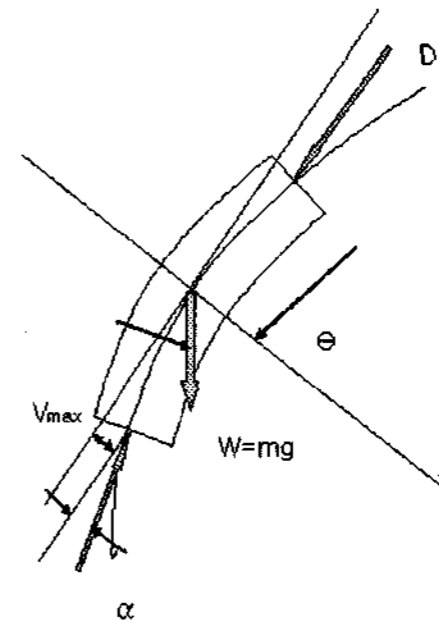


Fig. 3 Flight path changed by buckling of rocket body

$$\Sigma F_n = F \sin \alpha - W \cos \theta = ma_n = \frac{mv^2}{\rho} \quad (7)$$

$$\therefore \rho = mv^2 \frac{1}{(F \sin \alpha - W \cos \theta)} \quad (8)$$

좌굴현상에 의한 굽힘으로 인해 비행 궤도가 변화하였음을 알 수 있다.

### 2.3 동체의 좌굴 하중을 증가시키는 방안

소형 로켓의 외력에 의해 동체는 축 방향으로 압축을 받게 되며 횡 방향으로 처짐 변형이 발생된다. 이것은 좌굴이라 하며 이 변형은 로켓의 공기역학적 성능에 악영향을 줄 뿐 아니라 비행 궤도 변화를 초래함을 보았다. 이 좌굴 현상을 방지하기 위해서 좌굴 하중을 높게 설정하여 동체를 설계하게 된다. 좌굴 하중을 변화시키는 요소인 탄성 계수와 관성 모멘트의 영향을 받게 된다.[8]

#### 1) 관성 모멘트의 변화

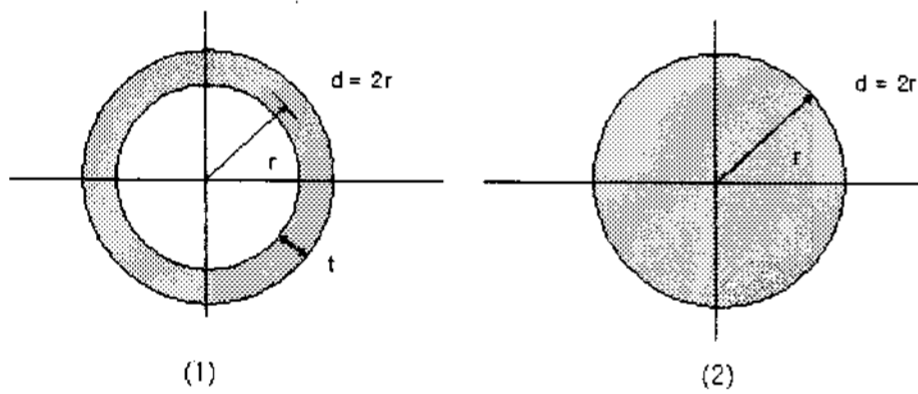


Fig. 4 (1) hollow section (2) Solid section

외경은 중공과 중실 단면이  $r_2$ 로 동일하고 중실 단면은  $r_1$ 의 내경을 갖는다고 가정하면  $r_2/r_1=4$ 일 경우 관성 모멘트의 비는  $I_h/I_r=0.996$ 으로 중공 단면이 관성 모멘트의 감소를 보이지만 중량비는  $W_h/W_s=0.937$ 로 중량의 이득을 보임을 알 수 있다.

로켓의 동체를 설계할 경우 불필요한 무게를 줄이고 관성 모멘트를 크게 하기 위해서는 중량과 두께를 고려할 필요가 있다.

#### 2) 탄성 계수의 변화

좌굴 임계 하중을 높이는 다른 방안은 탄성 계수를 증가시키는 방법이다. 재료는 응력과 변형을 사이에 선형관계를 가지는데 이를 선형탄

성이라 한다. 응력과 변형을 선도의 기울기를 나타내는 것을 탄성 계수라 하고 그 값은 사용되는 재료에 따라 다르다. 전형적인 소성재의 탄성 계수값은 0.7~14Gpa 범위이다.[4,10]

금속 소재인 Steel의 경우  $E_{steel} = 190\sim 210\text{Gpa}$ 이고 Aluminum(pure)의 경우  $E_{Al(pure)} = 70\text{Gpa}$ 이다. 실제로 로켓에 외력이 추력만 작용한다고 가정하면 Steel의 경우 임계하중이  $P_{cr(steel)} = 57830.242\text{N}$ 이고 복합 소재인 Carbone UD의 경우  $E_{carbone UD} = 145\text{Gpa}$ 로 임계 하중이  $P_{cr(carbon UD)} = 16040.35\text{N}$ 이다. 강철의 경우가 강도는 크지만 복합소재에 비해 강철의 밀도가  $7850(\rho_{steel})/1580(\rho_{carbon UD}) = 4.97$ 로 크게 되어서 불필요한 무게를 증가시키게 된다. Carbon UD의 탄성계수는 강철과 유사하지만 무게 당 강도, 강성의 우수한 성질을 지니고 있어서 로켓의 동체의 소재로 선정하였다.[4]

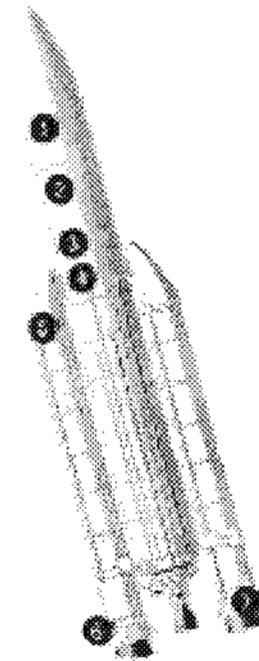


Fig. 5 The instance used composite material in rocket

①	Fairings	Carbon prepregs, Aluminium honeycomb and adhesives.
②	External Payload Carrier Assembly	Carbon prepregs, aluminium honeycombs and adhesives
③	EPS Ring	Epoxy/carbon prepreg or RTM
④	Front Skirt	Carbon prepreg
⑤	Booster Capotage	Epoxy glass/non-metallic honeycomb
⑥	Yoke	Epoxy carbon filament winding
⑦	Heat Shield	Carbon prepreg/high temperature resistant glass fabric

## 2.4. 소형 로켓

### 1) 소형 로켓의 제원

Table. 1 Dimension and Specification of small scale rocket

Specificatin of small scale rocket	
Length	850mm
Diameter	60mm
Weight before combustion ( $m_0$ )	0.3kg
Weight after combustion( $m_f$ )	2.7kg
Thrust(F)	103.66N
Specific impulse(Is)	104.31s
Combustion time(Tc)	3.0s
Velocity after combustion	40.31m/s

	Quility	Ply number	Degree
Body	Carbon FRP	5Ply	[90°/0°/90°/0°/90°]

본 연구에서 제작된 소형로켓은 추력 103.66N, 질량 3kg의 소형 로켓으로써 동체의 무게비 강도, 강성을 증가시키기 위해서 최근 사용되는 Carbon UD를 [90°/0°/90°/0°/90°]와 같이 5장 적층하였다. 고전적층이론으로  $E_x$ ,  $E_y$ 가 계산한다. 이 때 좌굴 계산 시 추력방향인  $E_x$ 만 적용하고 y방향의  $E_y$ 는 고려하지 않는다고 가정하였다.[9]

Table. 2 Elasticity coefficient of carbon UD

Laminate properties [global co-ordinate]	
$E_x$ [GPa]	64.2081
$E_y$ [GPa]	91.2959
$G_{xy}$ [GPa]	4.8000
$N_{wzy}$	0.0275
$N_{wyz}$	0.0391
$E'$ [GPa]	33.1580

복합재의 탄성계수( $E_x$ )를 프로그램으로 계산한 결과를 보면 64.2081GPa이고 소형 로켓의 관성 모멘트(I)는  $5.4688 \times 10^{-8} m^4$ 이므로 임계하중( $P_{cr}$ )을 구하면  $P_{cr} = \frac{\pi^2 E_x I}{4L^2} = 17671.4035N$  이다. 단,  $P_{cr}$ 은 항력과 중력을 배제하고 계산하였다.[9]

### 2) 요한요소법을 이용한 임계하중해석



Fig. 6 Resut of Nastran program

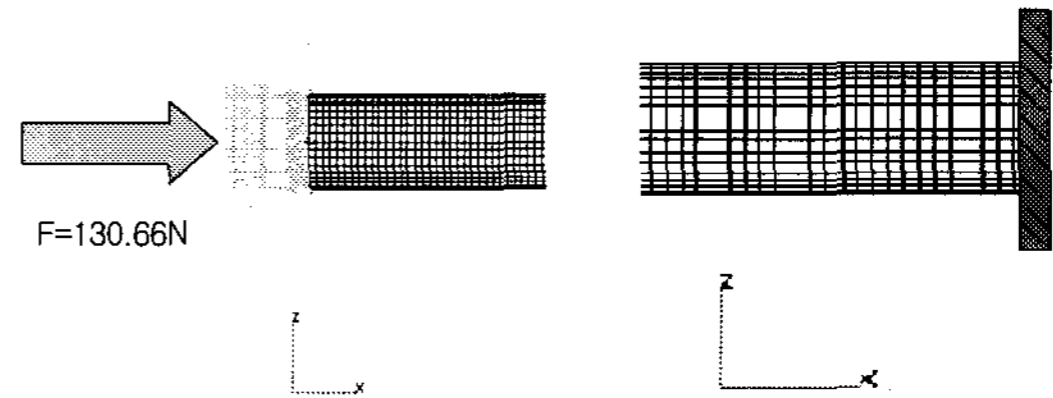


Fig. 7 Initialzition in Nastran program

복합소재로 제작한 동체의 좌굴 현상을 알아보기 위해 Nastran Program을 사용하였다. Nastran은 항공 분야에 복합재를 포함한 인공위성의 구조해석, 동체 구조 해석 등 다양한 분야에서 널리 활용되고 있다.

Nastran Program 해석 전에 Figure. 7에서 같이 기둥의 한 쪽 면에 추력 103.66N이 작용하고 다른 면에는 고정된 가정 하에 해석을 하였다.

Fig. 6 Nastran에 의해 임계하중 16040.35N에서 좌굴현상이 발생한다.[5]

Table. 3 Compliance of buckling load

	Theory	FEA	Error(%)
$P_{cr}$ (kN)	17.67	16.04	9.3

## 3. 결 론

다양한 변수를 최소화하기 위해 항력(Drag)을 제외시키고 지상에서 수직인 방향으로 비행한다는 가정을 두고 실험을 하였다. 로켓에 작용하는 외력에 의해 로켓의 추진 방향에 영향을 주게 되어 비행 궤도가 수정될 수 있음을 알 수 있었다. 이러한 변형을 최소화하기 위해 동체의 강도 증가라는 선택을 하게 되었다. 주어진 조건인 동

체 길이를 가지고 좌굴 하중을 크게 설정하기 위한 수단으로 탄성 계수와 관성 모멘트를 선정하였다.

로켓의 외력인 중량, 항력, 추력에 의해 로켓의 비행 궤도에 영향을 줄 수 있음을 알았다. 무게 강도 및 강성도가 단위 질량당 비교적 큰 성질을 가진 복합 소재를 선택하여 탄성 계수를 증가시켜 좌굴 하중을 크게 증가시켰다.

복합 소재인 Carbon UD 를 사용함으로써 재료의 강도 증가와 동시에 경량화를 가져다주었다. 또한, 로켓 동체의 강도 증가는 추력 비행 중에 발생하는 동체의 변형을 최소화하여 비행 궤도 수정이라는 영향을 최소화 할 수 있을 것이다.

#### 참 고 문 헌

1. 홍연식, "우주추진공학", 전운당, 2003
2. 윤웅섭, 김영수, "로켓공학", 경문각, 2004
3. 혼용식, "우주추진공학", 경문사, 1990
4. 전의진, 이우일, 윤광조, 김태욱 공저, "최신 복합재료", (주) 교학사, 1995
5. 공찬덕 편역, "항공기 구조역학", 조선대학교 출판부, 2004
6. 이정무 역, "Vector-동역학", 사이텍 미디어, 2000
7. 민경주, 이호성, "로켓용 재료 및 추진제", Physics & High Technology , 1998
8. 오승민, 홍승규, "로켓의 공기역학적 형상설계 고찰", Physics & High Technology , 1998
9. 김성도, "복합재료로 된 기둥의 좌굴거동에 대한 연구" , 1997
10. 황충렬, 이종원, 김문생 공역, Gere & Timoshenko, "재료역학 제3판", 청문각, 1995