
공력 분석 소프트웨어 구축을 통한 로켓의 발사 안정성 탐색 및 설계 고려 방안 탐구

최호광

Analysis of aerodynamic forces around rockets developing CFD tools for the stabilization and the design of rockets

Hokwang Choi

1. 서론

현실적으로 학부생 수준에서 이루어지는 로켓제작에 관한 활동은 선행적으로 ‘경험에 의해’ 축적된 데이터를 바탕으로 로켓을 설계하고 이를 연간 2~3회 제작하여 발사하는 수준에서 이루어진다. 또한 로켓발사의 안정성을 얻기 위한 많은 노력에도 불구하고 쉽게 제작할 수 없다는 단점과 제작에 소요되는 시간과 비용을 고려하면 로켓 제작의 발전 속도가 매우 느리게 진행됨을 알 수 있다. 이러한 어려움을 극복하기 위해서는 실제 제작하지 않고도 로켓의 안정성을 검증할 수 있는 컴퓨터를 활용한 시뮬레이션 모듈이 필요하다. 이 시뮬레이션 모듈을 통해서 실제 제작할 로켓의 제원과 비행 유동조건들을 프로그램에 입력하여 공력을 분석할 수 있으므로 실제 제작하여 실험하는 수고를 하지 않고도 로켓 설계의 수정 방안을 모색할 수 있을 것이다. 실제로 로켓을 발사하는 환경은 우리가 생활하는 지구의 지표면이므로 온도와 습도가 변하고 이에 더하여 바람의 영향도 있다. 매번 달라지는 조건 속에서 같은 로켓을 설계하더라도 외력에 의한 영향은 시스템 분석에 오차를 초래할 것이다. 그렇다면 로켓의 발사 안정성 연구를 위해서는 경험에 의존한 테스트와 실패를 반복 수행하기보다는 시스템의 조건 변화에 대한 모든 시뮬레이션 자료를 구축하여 계절이나 발사 장소의 조건에 적합한 로켓을 제작하는 것이 훨씬 더 효율적일 것이다. 입력 조건 변화에 대한 적절한 설계 대안이 존재한다면 후속 연구에도 연결되어 로켓의 제어로 이어지는 큰 성과를 이룰 수 있을 것이다.

2. 요약

본 연구를 수행하기 위해서 ANSYS Fluent 프로그램을 사용했으며 이는 학생용으로 무료 배포되어있다.¹⁾ 또한 로켓을 모델링하는 프로그램은 서울대학교 공과대학에서 제공하는 Solidworks 2016 버전을 사용하였다. 모델링한 로켓을 Fluent 프로그램을 통해 Drag와 Drag coefficient를 구하고 서로 다른 두 가지 Nose cone 설계에 대하여 이를 비교 하였다. 받음각의 변화에 따른 모멘트 값과 이에 따른 비행 안정성을 분석하였다. 이를 통해 최적의 설계 대안을 찾고 이를 실제로 제작하여 로켓을 발사 하였다.

1) <http://www.ansys.com/Products/Fluids/ANSYS-Fluent>

3. 본론

3.1 설계

공력분석을 통해 효율적인 설계를 위한 설계요소로는 크게 Nose cone, Fin, Body로 나뉜다. 이번 로켓은 I-class 로켓으로 제작하였으며 이는 Total impulse가 320 ~ 640N·s에 해당하는 로켓을 의미한다. 세 가지 설계요소에 대한 분석을 진행하여 이를 설계한다.

3.1.1 Nose cone Design

콘의 형상은 비교적 잘 알려져 있으며 최적의 콘 형상은 마하수에 따라 다르게 나타난다. 실제 제작하고자 하는 로켓은 아음속 유동범위 내에서 작동하므로 이에 적절한 콘을 선택한다.

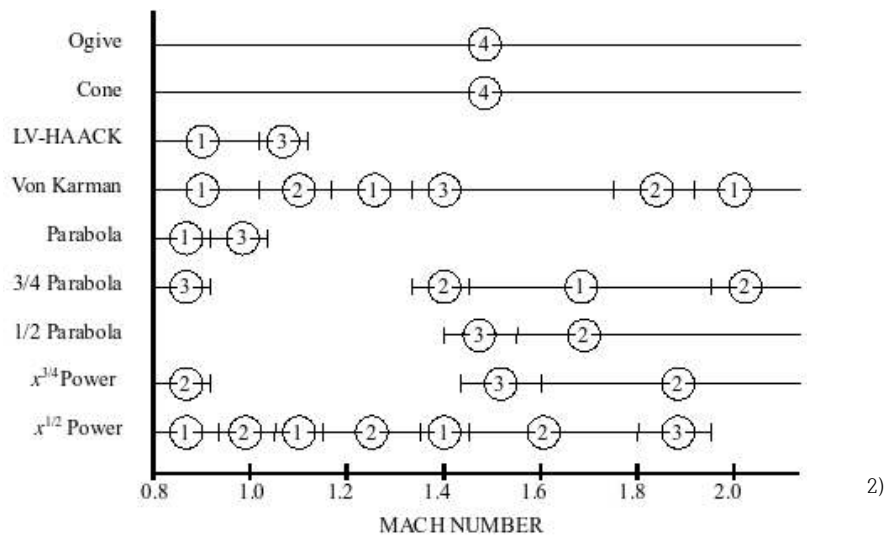


Fig. 1 - Nose cone performance

Fig. 1에서 비교할 수 있듯이 마하수 1의 범위까지 최고의 성능을 보이는 콘 형상은 HAACK series로 알려져 있다. 여기서 LD-HAACK (Von Karman)형상이 마하수 1 - 1.2 범위에서 LV-HAACK형상보다 더 높은 성능을 내므로 설계 노즈 콘 형상을 Von Karman으로 선택한다.

Von Karman 형상의 수식은 다음과 같다.

$$y = \frac{R}{\sqrt{\pi}} \sqrt{\theta - \frac{\sin(2\theta)}{2} + C \sin^3 \theta} \quad \text{where, } \theta = \arccos\left(1 - \frac{2x}{L}\right)$$

여기서 우리가 설정해야하는 값은 콘의 높이인 x값이다. 이는 설계 변경 요소로 작용한다. 또한 콘의 높이에 따라 무게가 달라질 것이고 이는 무게 중심의 위치에 영향을 미친다. 따라서 상용화된 툴인 openrocket에서 이를 시뮬레이션 해보고 실제로 두 개의 콘 길이에 대한 공력분석을 시행한다. Body의 재질은 요구 조건을 통해 설정된 GFRP 외경 104mm를 사용하였으므로 이 외경에 맞는 콘 길이 180mm와 300mm로 설정하여 이를 비교한다.

위에서 구한 Von-Karman 형상을 매트랩을 통해 구현하면 다음과 같다.

2) 「Wikipedia - Nose cone design」 - https://en.wikipedia.org/wiki/Nose_cone_design

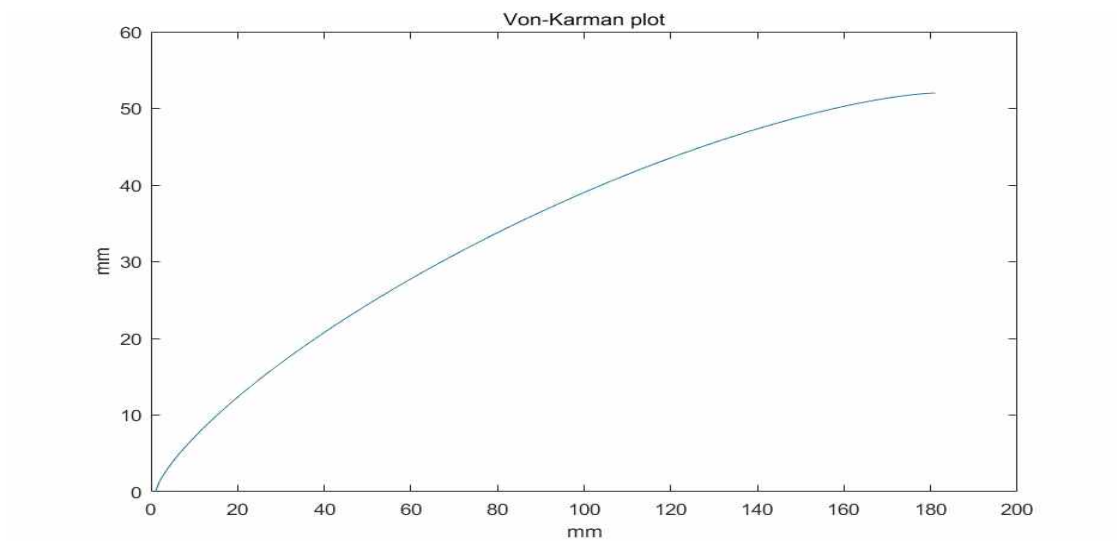


Fig. 2 - 180mm cone Von-Karman plot

맷랩에서 구한 Von-Karman 형상을 Solidworks를 통해 구현한 Nose cone의 모습은 다음과 같다.

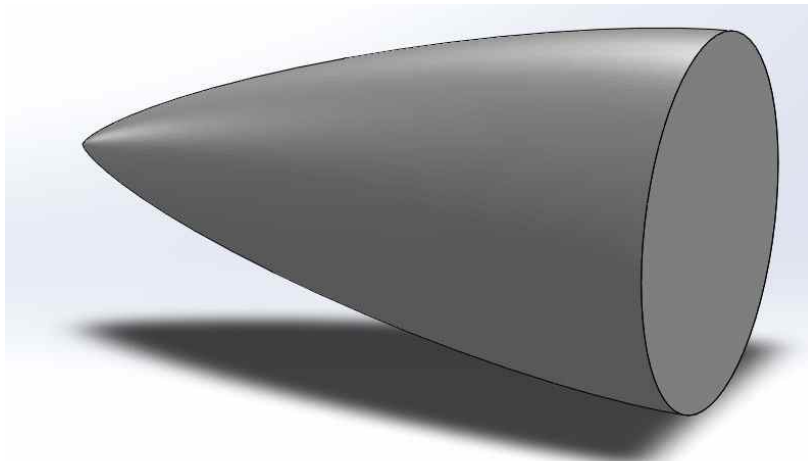


Fig. 3 - 180mm cone

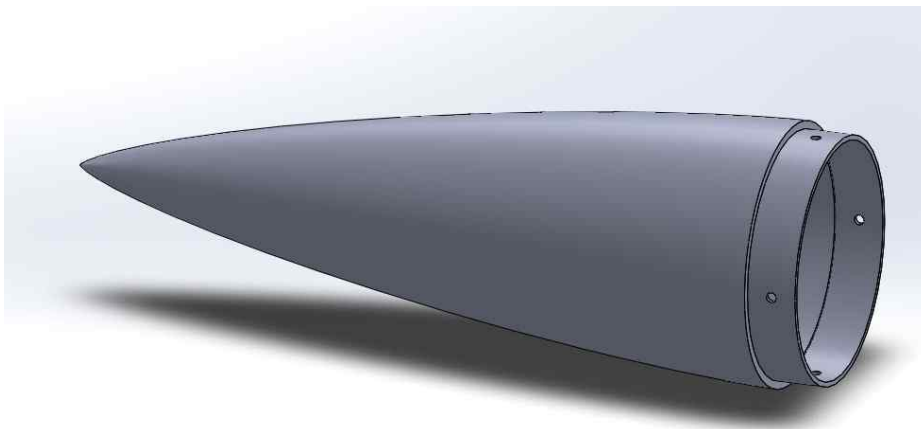


Fig. 4 - 300mm cone

3.1.2 Fin Design

핀의 형상은 제작 가능한 범위에서 설정해야 하고 또한 Sweepback angle, Height, Root length, Tip length등을 고려해야한다. 최근 3D프린터의 발전에 따라 제작 가능한 형상의 범위가 넓혀졌으며 이에 따라 airfoil 형상을 구현할 수 있게 되었다. 핀의 형상에 따른 성능은 핀이 갖는 항력, 양력계수 등을 분석해야하며 또한 핀이 결합된 동체의 Center of pressure와 Center of gravity를 분석함으로써 Static margin에 대한 정보가 필요하다. 핀 자체의 성능을 비교한 사전연구³⁾를 참고하고 이에 따라 I-class 로켓 제작에 최적의 Fin 형상을 찾는다.

Fin의 Projected area는 오른쪽 Fig. 5에서 볼 수 있듯이 다양하다. 여기서 이론적으로 알려진 최적의 형상은 타원형이다. 하지만 이는 실제 모델로켓의 비행 속도에 따라 다르며 실제 조건에 맞는 실험 검증이 필요하다.

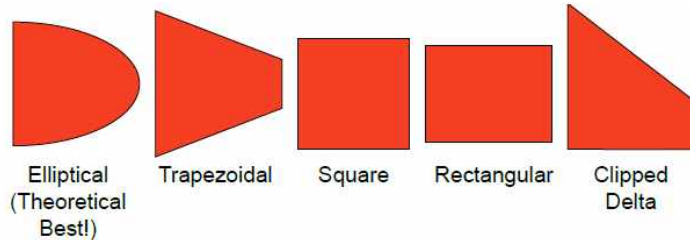


Fig. 5 - Fin area shape

출처 : Apogee

Apogee에서 실험을 통해 비교한 Projected area에 따른 핀의 항력 비교를 보면 다음 Table. 1과 같다. 여기서 우리는 이론적으로 최고의 성능을 낸다고 알려진 Elliptical보다 Square 또는 Clipped Delta 형상이 더 적은 항력을 보임을 알 수 있다. 여기서 고려해야하는 점은 Fin이 로켓 전체에 미치는 Center of pressure에 대한 영향이다. 핀의 Sweepback angle이 클수록 로켓의 Center of pressure는 로켓 후방으로 가게 되고 이는 로켓 전체의 비행 안정성을 높이는 방향에 기여한다. 따라서 이번 로켓 제작에서는 Square형상이 아닌 Clipped Delta형을 사용하고 여기에 Sweepback angle을 45도로 설정하여 남은 설계 변수의 영향을 분석해볼 것이다.

Table. 1 - Drag comparison on projected area -출처 : Apogee

Angle-of-Attack		Elliptical	Trapezoidal	Square	Rectangular	Clipped Delta
0°	Drag Force	9.508	10.690	9.023	11.337	9.357
5°	Drag Force	12.052	12.262	10.567	11.685	10.907

또한 Fin에서 고려해야하는 점은 단면의 형상이다. Projected area가 선정된 상황에서 단면의 형상을 결정하는 가장 중요한 요소는 받음각에 대한 양력인데 이는 기본적으로 비행기가 뜨는 원리와 같이 Airfoil 형상이 가장 항력이 적으면서 양력을 많이 발생시킨다. 이에 대한 표를 살펴 보면 다음 Table. 2와 같다.

Table. 2 - Drage comparison on wing section area -출처 : Apogee

Angle-of-Attack		Rectangular Airfoil	Non-Tapered Airfoil	Tapered Airfoil	Thin Plate
0°	Drag Force	11.337	4.955	3.463	3.435
5°	Drag Force	11.685	7.712	7.030	6.783

3) 「Apogee - What is the best fin shape for a model rocket?」
<https://www.apogeerockets.com/education/downloads/Newsletter442.pdf>

여기서 확인해볼 수 있듯이 단면의 형상이 직사각형인 경우와 에어포일인 경우 항력에서 큰 차이를 보이고 따라서 에어포일이 단면으로 적합함을 알 수 있다. 여기서 Thin plate의 경우 실제 제작하는데 충분히 단단한 얇은 판을 제작하는데 어려움이 있다. Carbon plate의 경우 매우 얇은 판으로 제작이 가능하지만 이는 충분히 단단하지 못해 양력이나 다른 외력에 쉽게 휘고 또한 얇은 판을 동체에 수직하게 접합하는데 큰 어려움이 있으므로 기본적으로 에어포일을 핀의 단면으로 결정한다.

다음으로 고려해야할 점은 Root에서 Tip으로 갈 때 Taper를 주는 것의 차이인데 Taper를 준 경우 항력이 더 적으므로 이를 최적의 설계로 설정한다. 실제로 공력분석을 할 때 Taper를 주지 않은 경우와 비교해본다.

에어포일의 경우 항력을 최소화하기위해 충분히 얇은 두께를 얻어야 하며 이는 기존에 널리 알려진 NACA0004 에어포일 단면을 사용한다. 알려진 NACA 에어포일에 대한 식은 다음과 같다.

$$y_t = 5t \left[0.2969 \sqrt{\frac{x}{c}} - 0.1260 \frac{x}{c} - 0.3516 \left(\frac{x}{c} \right)^2 + 0.2843 \left(\frac{x}{c} \right)^3 - 0.1015 \left(\frac{x}{c} \right)^4 \right]$$
 여기서 t: ration, c: chord length이다. 우리는 0004시리즈를 사용하므로 $t = 0.04$ 를 사용하며 openrocket 시뮬레이션을 통해 구한 적절한 root chord length인 $c = 120\text{mm}$ 를 사용한다.

위 수식을 맷랩으로 구현하여 그래프를 그리면 다음과 같다.

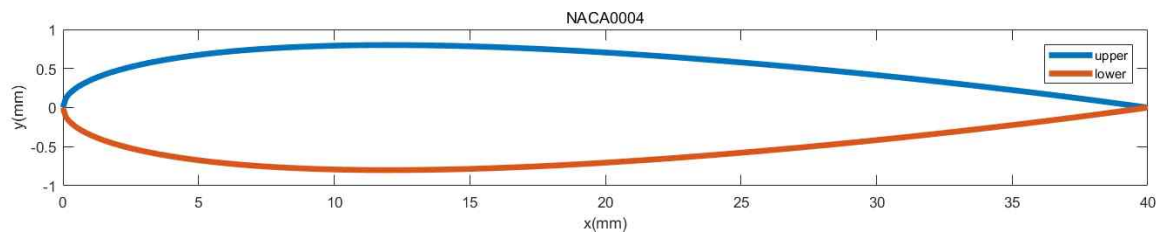


Fig. 6 - NACA0004 in Matlab

Cone의 경우와 마찬가지로 Matlab에서 좌표를 받아 Solidworks에서 구현하고 Sweepback angle 45도, Tapered Fin을 구하면 다음과 같다. 여기서 Fin의 높이는 160mm로 설정하였다.

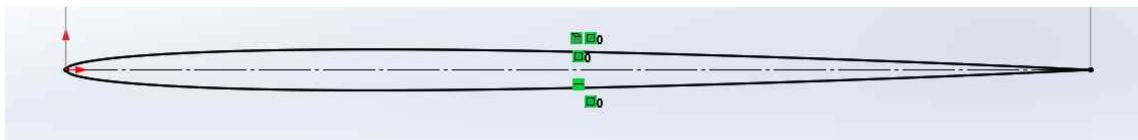


Fig. 7 - Fin section area

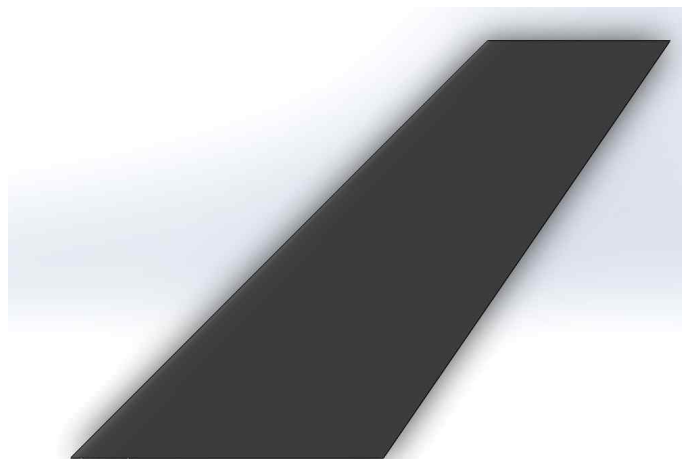


Fig. 8 - Fin projected area

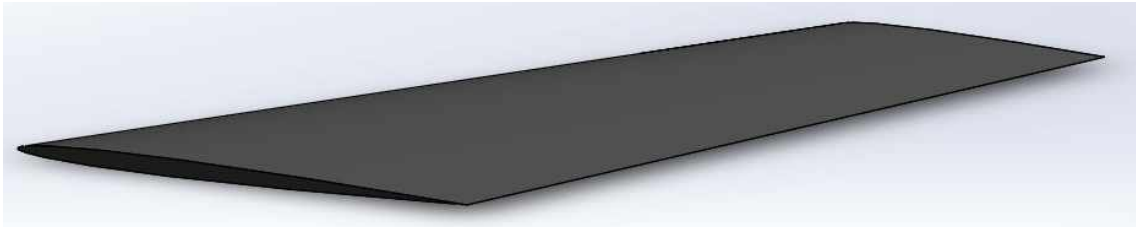


Fig. 9 - Tapered Airfoil , Clipped Delta area with sweep back angle 45°

완성된 Fin의 형상은 Fig. 9와 같다. 이는 3D 프린터에서 제작가능하다.

3.1.3 Body design

기본적으로 동체의 요구조건은 볼트가 체결 될 수 있을 정도로 단단하며 밀도가 낮아 충분히 가벼워야한다. 이로써 주로 사용되는 재질은 PVC관, 지관, GFRP관이다. 이 세 가지 중 시중에서 구할 수 있으며 우리의 요구조건을 가장 잘 만족시키는 GFRP관이 동체 재질로 선정되었다. 내경은 일반적으로 제조되는 100mm를 사용하였으며 두께는 무게를 최소화하기위해 thickness = 2mm로 주문하였다.

3.1.4 Solidworks Design

최종적으로 설계된 로켓 디자인은 다음과 같다.



Fig. 10 - 180mm cone rocket

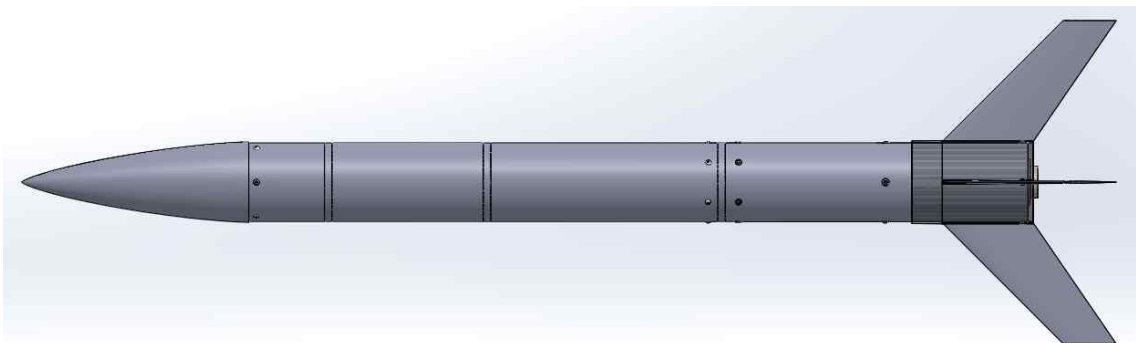


Fig. 11 - 300mm cone rockett

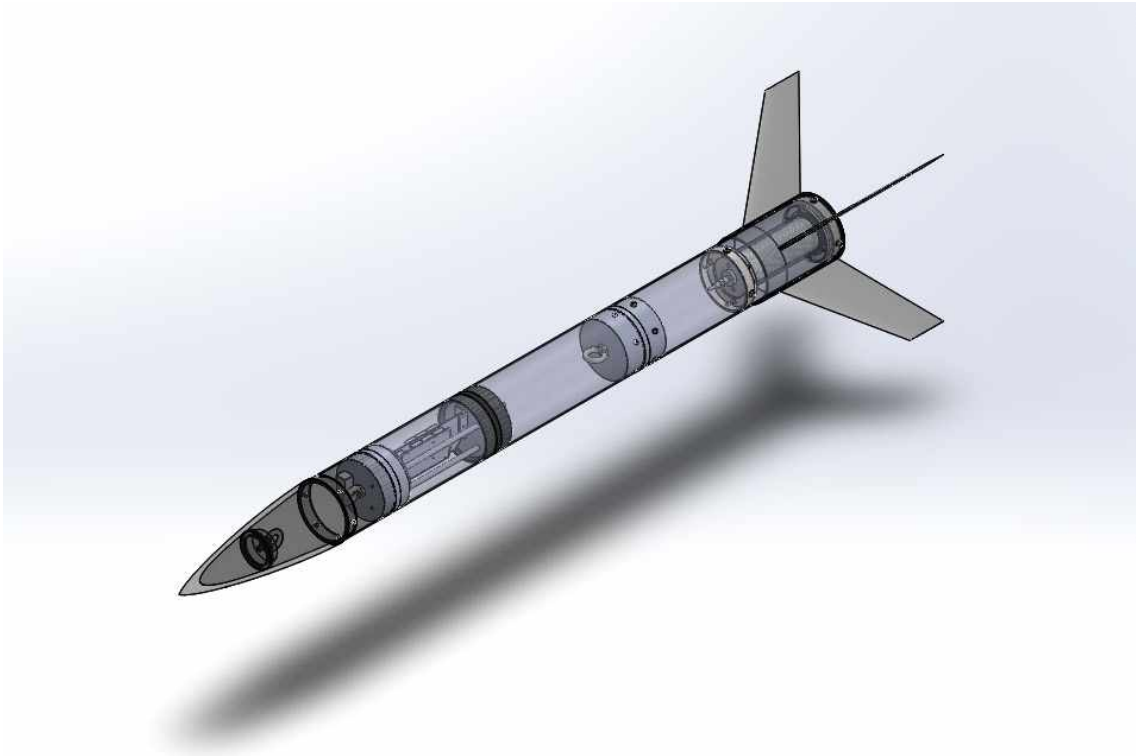


Fig. 12 - I-class rocket design

3.2 분석

CFD를 사용하여 분석하기에 앞서 로켓 형상과 주어진 무게에 대해 로켓의 안정성인 Static margin을 계산해주는 프로그램인 Open rocket을 사용하여 이를 기반으로 설계 변수를 감소시키고 이를 CFD를 통해 검증하였다.

3.2.1 Static Margin

Static Margin은 비행안정성 정도를 알려주는 척도이다. 로켓의 주위 유동 속도에 대한 반응각이 증가했을 때 공력에 의한 모멘트가 이를 상쇄시켜주는 방향으로 작용하여야 로켓은 비행에서 안정하다. 이 개념은 항공기에서 적용되는 개념으로 로켓에서는 Caliber Stability라고 부르기도 한다. 이는

$Static\ Margin = \frac{X_{CP} - X_{CG}}{D_{body}}$ 로 표현된다. 이때 중요한 점은 CG(center of gravity)점이

CP(center of pressure)점보다 앞에 존재해야한다는 점이다. 이는 무차원 계수로써 그 값이 클수록 안정성이 높음을 의미한다. 하지만 주목해야 하는 것은 이러한 Static Margin의 값에 대한 기준이 일률적으로 존재하지 않는다는 점이다. 즉, 같은 Static Margin을 갖는 다른 크기의 로켓이 유동 내에서 갖는 안정성이 크게 차이 날 수 있다는 점이다. 극단적인 경우, Static Margin이 매우 큰 값을 갖더라도 로켓 제작의 작은 설계 요소의 변화에 민감하게 반응하여 로켓의 비행이 불안정해질 가능성이 있다.

이번 연구에서는 Open rocket을 통하여 Static Margin을 계산해보고 이를 검증하기 위해 실제 제작할 로켓을 모델로 삼아 CFD를 통해 공력 분석을 하여 반응각에 대한 동체의 Static Stability를 알아보고자 한다.

3.2.2 Open Rocket analysis

Open Rocket 프로그램에서는 각 구성요소별 크기, 형상, 재질을 입력하면 무게중심과 압력중심을 구하여 Static Margin을 계산해준다. 여기서 정확한 분석이 힘든 이유 중 한 가지는 실제 제작할 모든 요소의 질량과 그 위치를 정확하게 입력하기 어렵다는 점이다. 로켓 설계 과정에서 사용될 부품에 대한 모든 정보와 낙하산 위치, 실제 모터와 내부 요소들의 질량을 높은 신뢰성을 갖고 이를 계산해야 한다. Open Rocket의 결과는 다음과 같다.

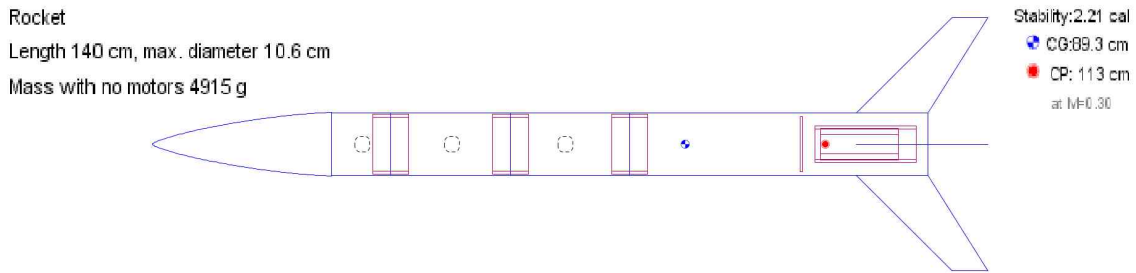


Fig. 13 - Open Rocket analysis

여기서 일정한 Static Margin이 주어졌을 때 실제로 이 로켓이 받음각 α 에 대하여 모멘트 계수의 변화율 $\frac{dC_m}{d\alpha}$ 의 크기를 알 수 없다는 점에 주목해야 한다.

3.2.3 CFD Analysis

ANSYS Fluent를 CFD 프로그램으로 사용하여 유동분석을 진행하였고 이 과정에서 실제 로켓의 모델을 이상적으로 변환시키는 작업이 수행되었다. 유동에 들어가게 되는 모델은 Closed 형상이어야 하며 하나의 Part로 인식되어야 한다. 즉 Solidworks에서 Assembly로 작업된 모델에서 하나의 파트로 만드는 작업을 하였고 이때 발생하는 오차는 로켓 표면의 볼트에 의한 공기 저항이 제외된다는 점이다. 이는 나중 실제 설계과정에 반영되어 볼트머리를 자리파기 하여 항력을 최소화하는 방향으로 제작된다.

과정

① Geometry

Solidworks의 Assembly 파일을 파트로 저장한다. 이때 간섭, 빈공간이 없어야 한다. 이를 ANSYS Fluent의 Design Modeler로 불러오고 충분히 큰 실린더 형태의 Far-field boundary를 형성해준다. 여기서 Boolean을 통해 우리가 원하는 로켓의 형상이 또 다른 no-slip wall이 되도록 제작한다.

② Meshing

Geometry가 완성된 후 Mesh를 수행한다. 여기서 Inlet, Outlet, Wall section을 설정해 준다. Meshing의 결과는 다음과 같다.

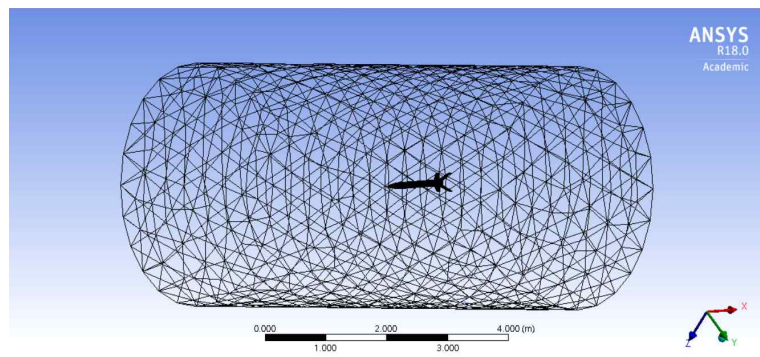


Fig. 14 - Whole Meshing

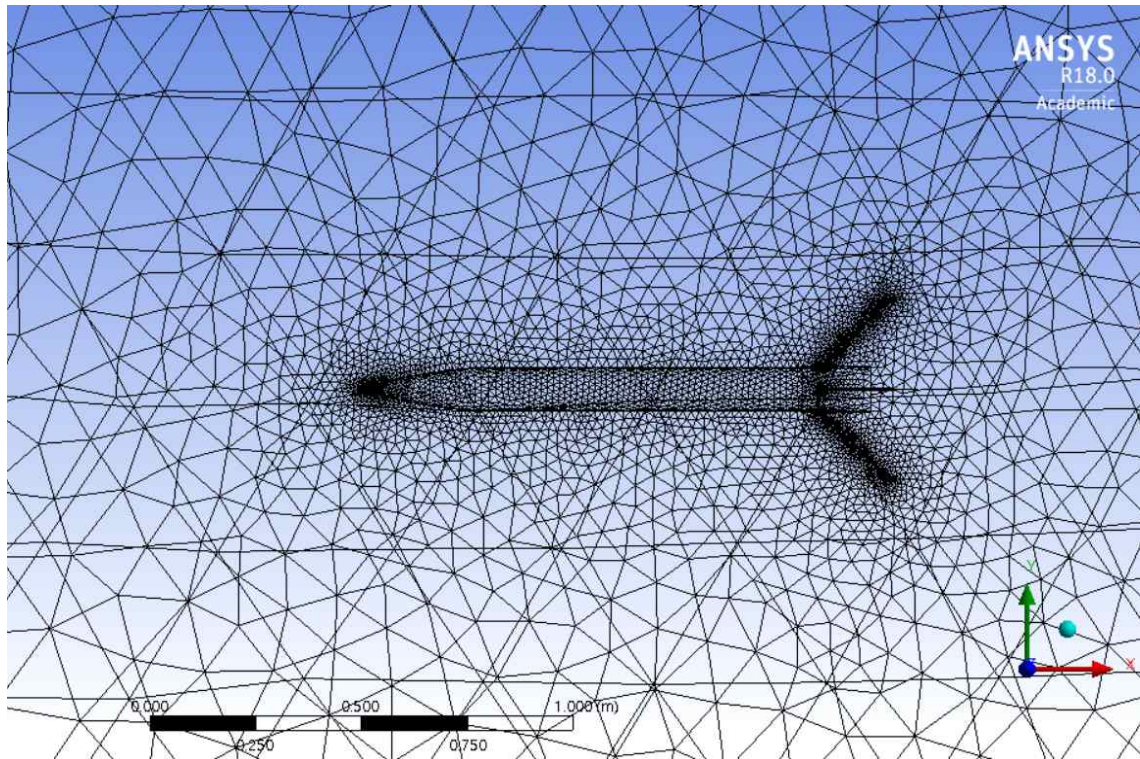


Fig. 15 - Rocket Meshing

위 Fig. 14와 Fig. 15를 통해 유동분석에 충분한 Meshing이 수행된 것을 확인할 수 있다.

③ Setup

분석 프로그램 작동 컴퓨터에 맞는 적절한 옵션을 선택 후 Boundary condition을 입력해준다. Inlet에는 유동의 속도를 입력해 주어야하는데 이번에 제작하게 될 I-class로켓의 비행 환경을 고려하여 유동 속도를 100m/s로 설정하였다. 이는 마하수 $M = \frac{V}{a} = \frac{V}{\sqrt{\gamma RT}} = \frac{100}{343} = 0.292 < 1$ 이므로 아음속 유동임을 알 수 있다. 만일 더 빠른 속도로 비행한다면 충격파 발생으로 인한 고려 또한 가능할 것이다. Far-field에는 풍동이 아니므로 no-slip 조건이 아닌 specified shear wall로 설정한다. 다음으로 초기화과정을 거치고 계산 당 iteration 횟수를 설정해주면 유동 분석 준비가 완료된다.

④ Solution / Results

계산된 유동분석 결과에 대해 압력, 속도 분포 등을 그래프를 통해 확인 할 수 있으며 항력, 모멘트, 항력계수 등을 계산 할 수 있다.

결과

180mm Nose cone rocket과 300mm Nose cone rocket에 대하여 공력 분석을 시행하였다. 압력 분포, 속도 분포, Vortex형성 등에 대해 알아보고 이미지를 얻었으며 계산을 통해 항력과 항력계수, 압력 중심을 계산하였다.

Pressure contour - 180mm Nose cone

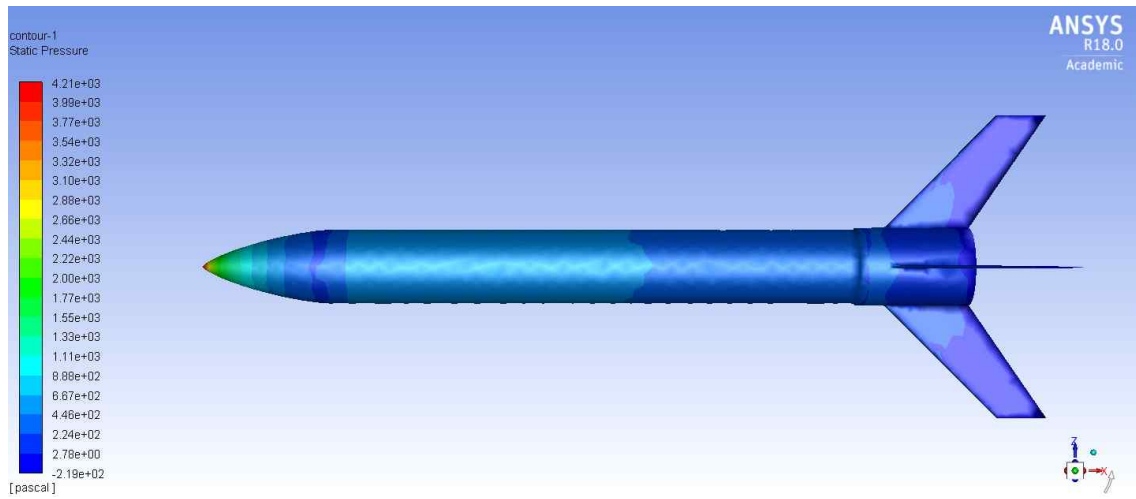


Fig. 16 - Pressure contour - 180mm Nose cone

Pressure contour - 300mm Nose cone

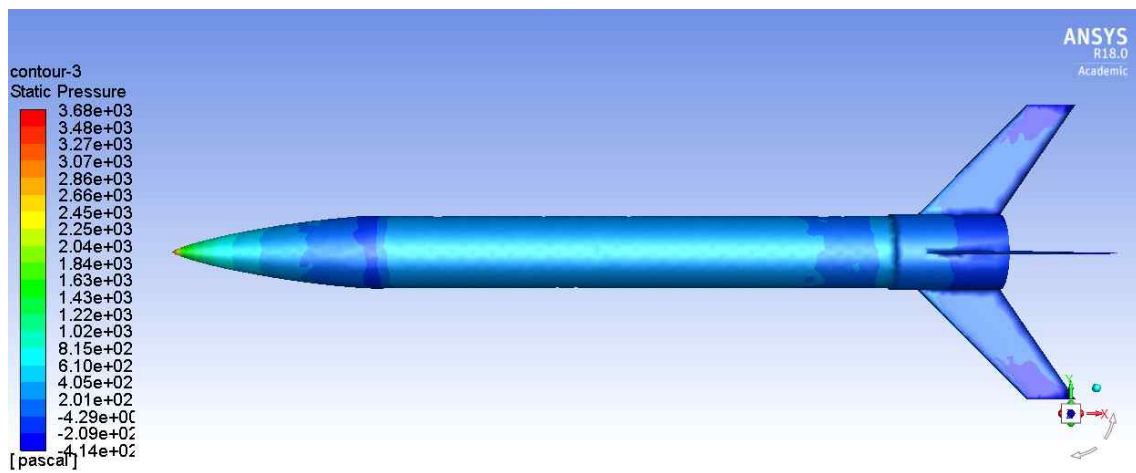


Fig. 17 - Pressure contour - 300mm Nose cone

Velocity distribution - 180mm Nose cone

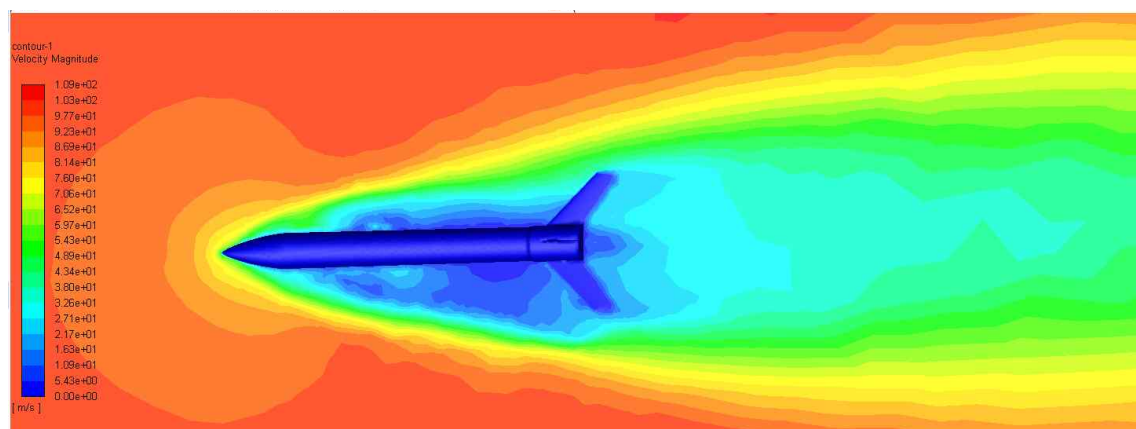


Fig. 18 - Velocity distribution - 180mm Nose cone

Velocity distribution - 300mm Nose cone

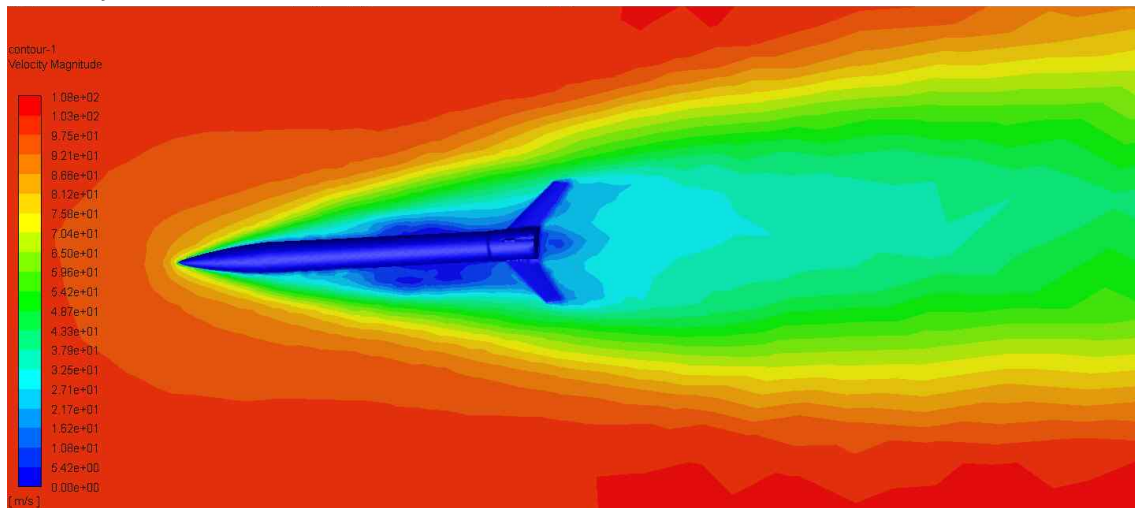


Fig. 19 - Velocity distribution - 300mm Nose cone

Skin friction coefficient plot - 180mm Nose cone

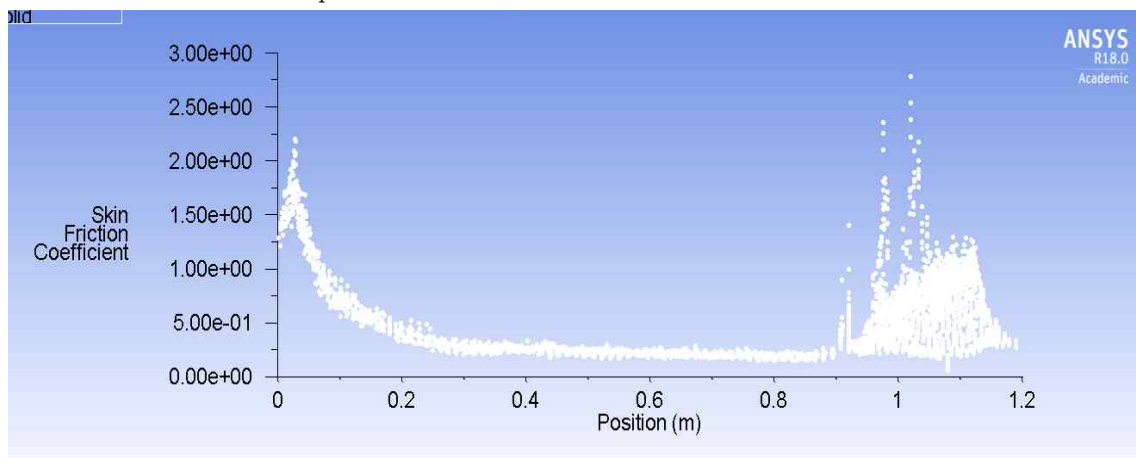


Fig. 20 - Skin friction coefficient plot - 180mm Nose cone

Skin friction coefficient plot - 300mm Nose cone

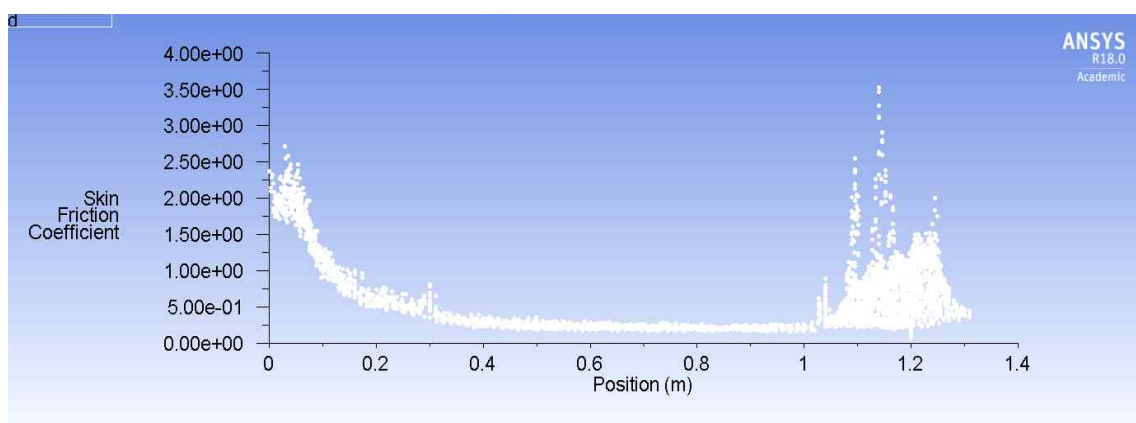


Fig. 21 - Skin friction coefficient plot - 300mm Nose cone

Fluid Particles

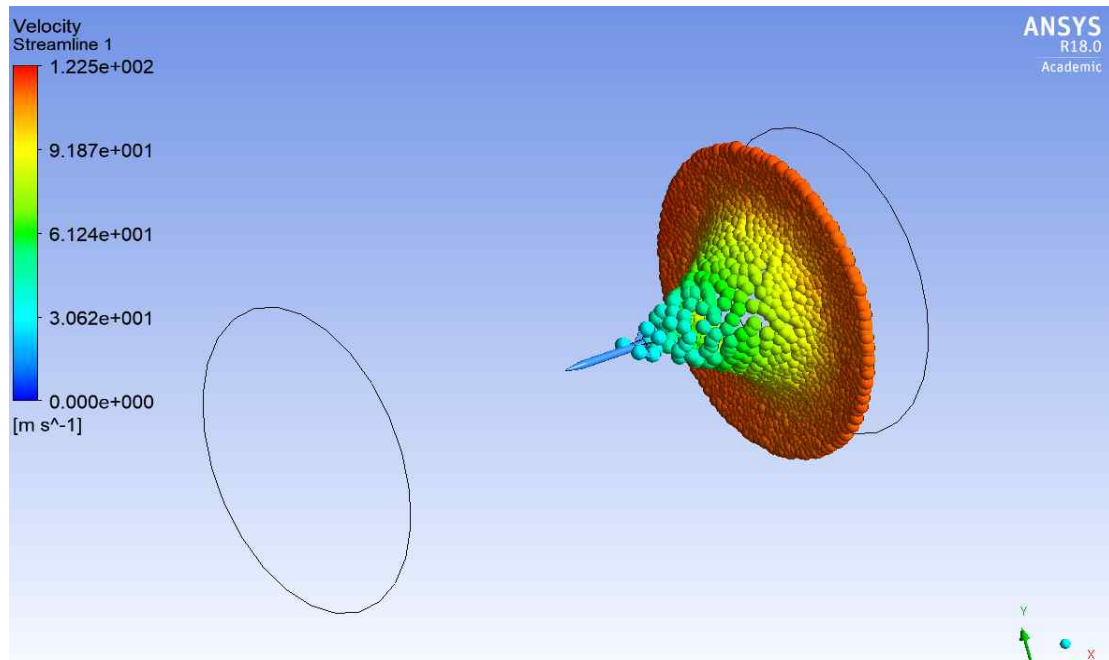


Fig. 22 - Fluid Particles

Vortex 형성

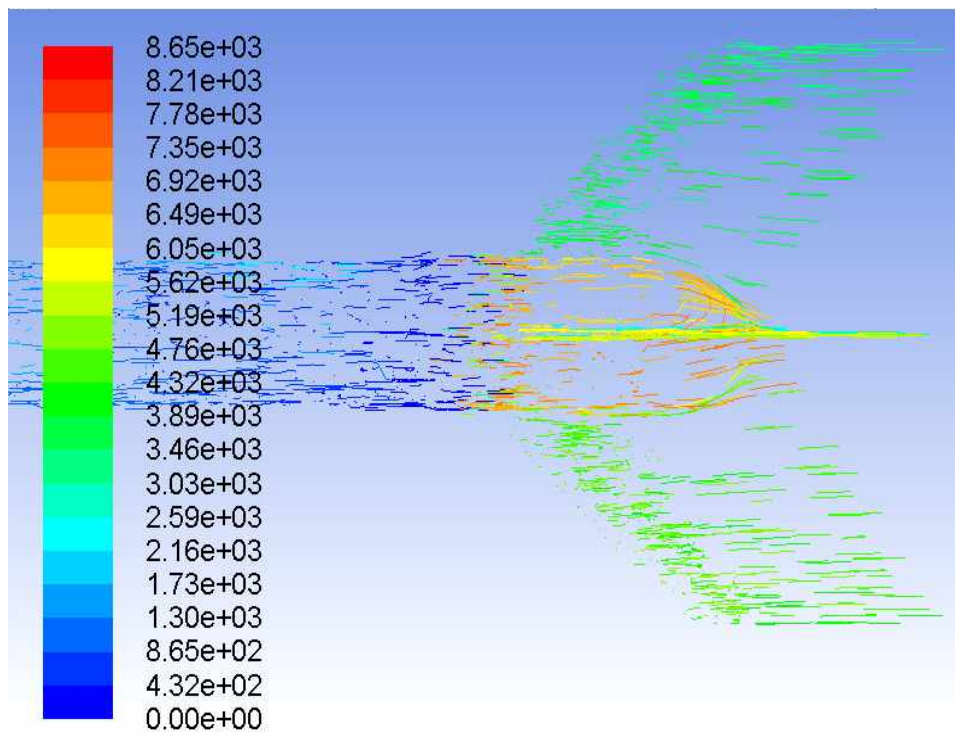


Fig. 23 - Vortex generation

항력, 항력계수, 압력중심

Forces - Direction Vector (1 0 0)			
Forces (n)			
Zone	Pressure	Viscous	Total
wall-solid	9.8809593	0.10744311	9.9884024

Net	9.8809593	0.10744311	9.9884024

Fig. 24 - 180mm Nose cone Drag

Forces - Direction Vector (1 0 0)			
Forces (n)			
Zone	Pressure	Viscous	Total
wall-solid	8.157207	0.13349542	8.2907024

Net	8.157207	0.13349542	8.2907024

Fig. 25 - 300mm Nose cone Drag

위 Fig. 22와 Fig. 23에서 볼 수 있듯이 항력은 압력에 의한 항과 마찰에 의한 항이 존재한다. 대부분 압력에 의한 항력이 전체 항력의 대부분을 차지함을 확인 할 수 있다.

프로그램 상에서 계산되는 항력계수는 기준 면적이 매우 작아 항력계수가 큰 값을 보인다. 이러한 문

제를 방지하고자 직접계산하면 다음과 같다. $C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$

Table. 3 - 항력, 항력계수, Static Margin

	180mm Nose cone	300mm Nose cone
D	10N	8.3N
C_D	0.1962	0.1628
<i>Static Margin</i>	2.09	2.21

blunt한 형태인 180mm Nose cone rocket에서 더 큰 항력이 발생함을 확인 하였다. 또한 콘이 길고 클 때 무게중심이 앞으로 가므로 Static Margin이 증가함을 확인 할 수 있다.

다음으로 300mm Nose cone rocket에 대하여 받음각이 존재할 때 압력 분포, 복원 모멘트에 대하여 살펴보면 다음과 같다.

① $\alpha = 5^\circ$

Moments - Moment Center (0.893 0 0) Moment Axis (0 0 1)			
Moments (n-m)			
Zone	Pressure	Viscous	Total
wall-solid	2.0311003	-0.00080773923	2.0302926

Net	2.0311003	-0.00080773923	2.0302926

Fig. 26 - Moment at CG ($\alpha = 5^\circ$)

② $\alpha = 10^\circ$

Moments - Moment Center (0.893 0 0) Moment Axis (0 0 1)			
Moments (n-m)			
Zone	Pressure	Viscous	Total
wall-solid	2.4852041	-0.0037925784	2.4814116

Net	2.4852041	-0.0037925784	2.4814116

Fig. 27 - Moment at CG ($\alpha = 10^\circ$)

위 Fig. 26과 Fig. 27에서 받음각이 커질 때 모멘트 값이 커짐을 확인할 수 있는데 Sign convention 을 따라 계산하면 이는 커지는 받음각에 대해 로켓을 원래의 자세로 복원하려는 음의 모멘트가 작용함을 알 수 있다. 모멘트 변화를 구하고 모멘트 계수, $\frac{dC_M}{d\alpha}$ 를 계산하면 다음과 같다.

모멘트 계수는 $C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V^2 S \bar{c}}$ 이다.

Table. 4 - 모멘트, 모멘트계수

	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$
M	-2.03Nm	-2.49Nm
C_M	-0.383	-0.470

여기서, $\frac{dC_M}{d\alpha} < 0$ 임을 알 수 있고 이로부터 로켓이 비행하는데 안정성을 갖는다고 판단 할 수 있다.

받음각 $\alpha = 10^\circ$ 에서의 주변 유동입자들과 로켓 표면의 압력분포와 분포를 살펴보면 다음과 같다.

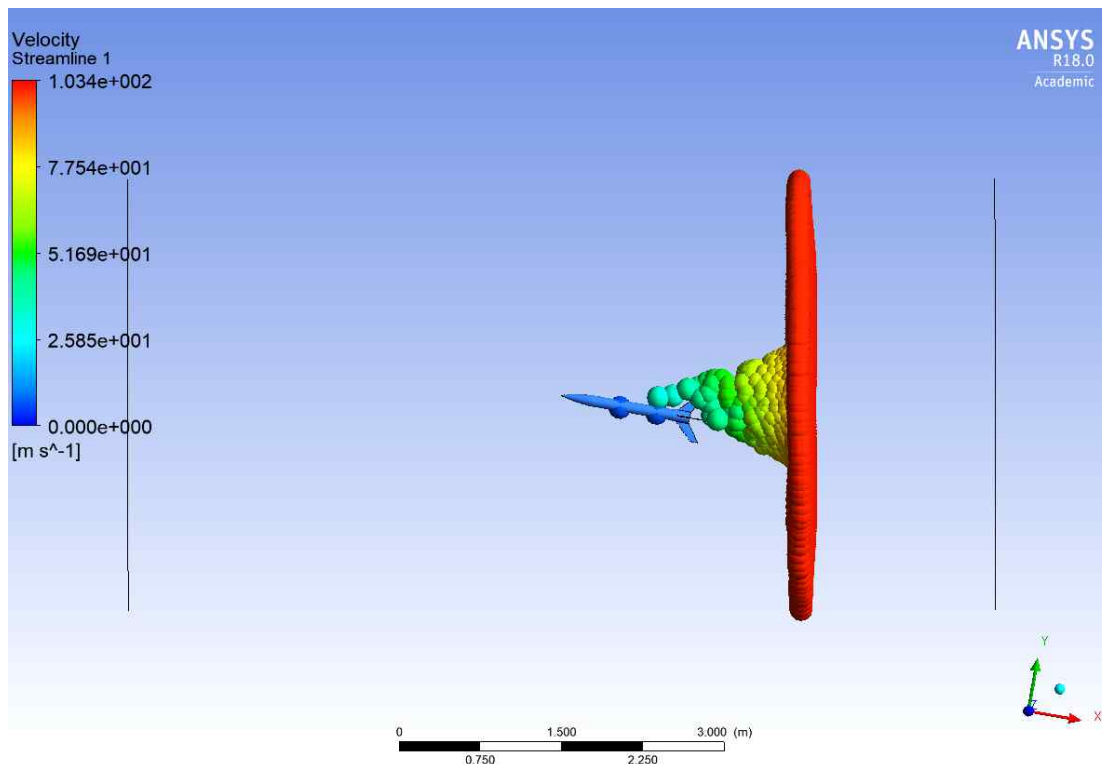


Fig. 28 - Fluid particles - $\alpha = 10^\circ$

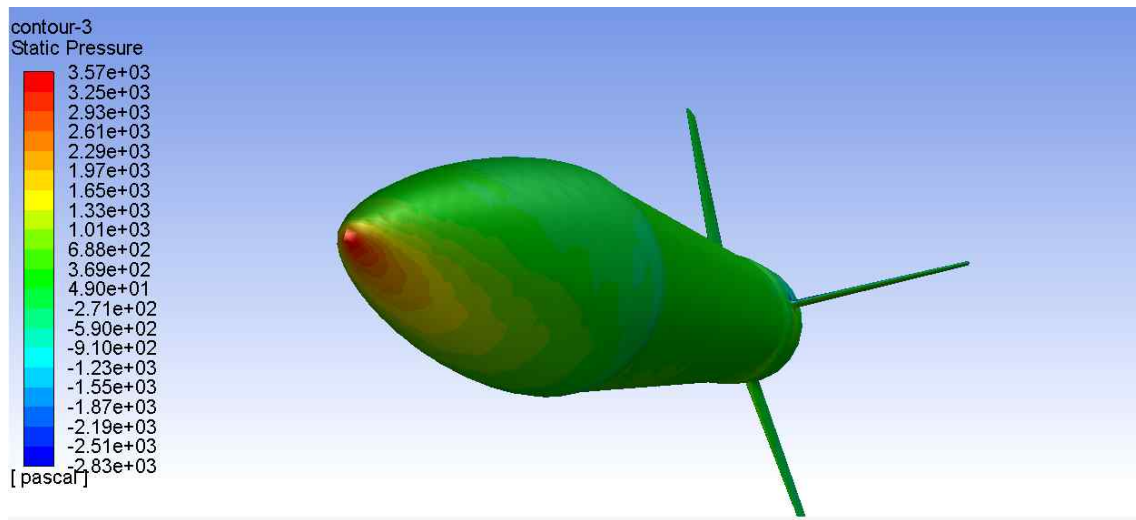


Fig. 29 - Pressure distribution at Nose cone - $\alpha = 10^\circ$

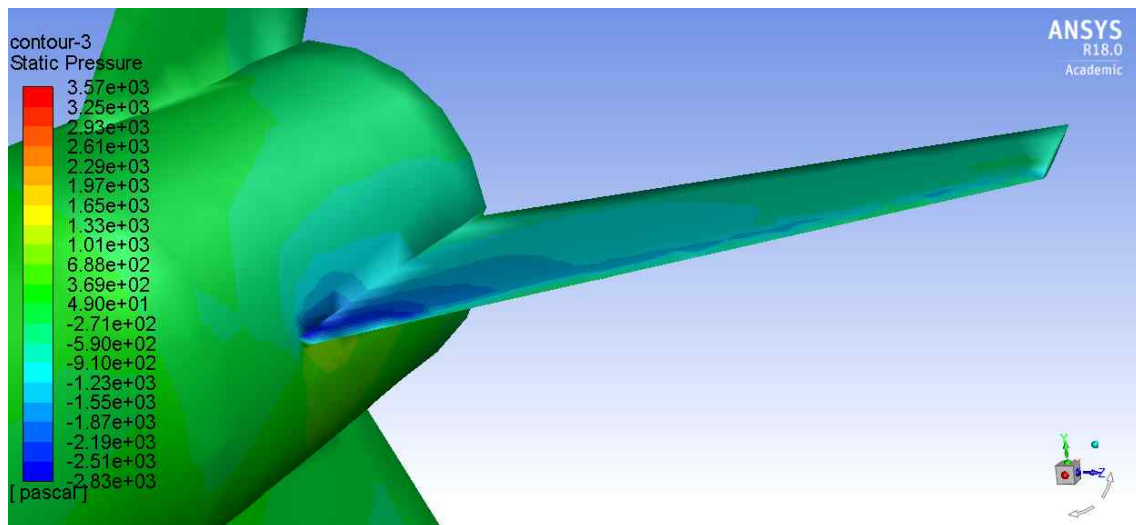


Fig. 30 - Pressure distribution at Fin - $\alpha = 10^\circ$

위 Fig. 30에서 확인 할 수 있듯이 Fin에서의 압력분포로 인해 동체와 핀의 접합부에서 큰 양력이 발생함을 예측할 수 있다. 따라서 접합부를 단단히 고정할 수 있도록 제작하는데 신경을 써야한다.

3.3 제작

실제 설계된 로켓을 제작하는 과정에서는 많은 오차가 발생할 수 있다. 이런 경우 분석과 제작을 병행해야하는 경우가 많다. 동체는 GFRP관을 주문하여 직접 절단, 면삭을 하여 제작하였고 Nose cone 과 Fin은 설계파일을 통해 3D 프린터를 활용하여 제작하였다. 공기저항을 최소화 하기위해 표면처리 및 동체 볼트 체결부를 모두 자리파기하거나 공기저항이 작은 접시머리 볼트를 사용하였다.



Fig. 31 - Nose cone

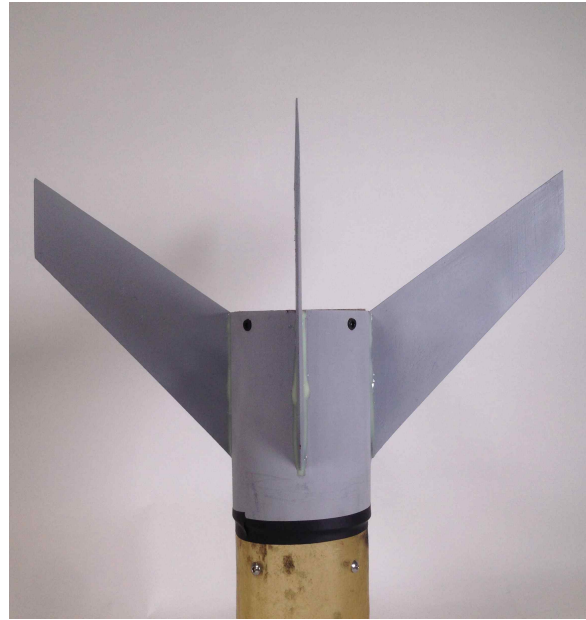


Fig. 32 - Fin assembly



Fig. 33 - bolt head seeding

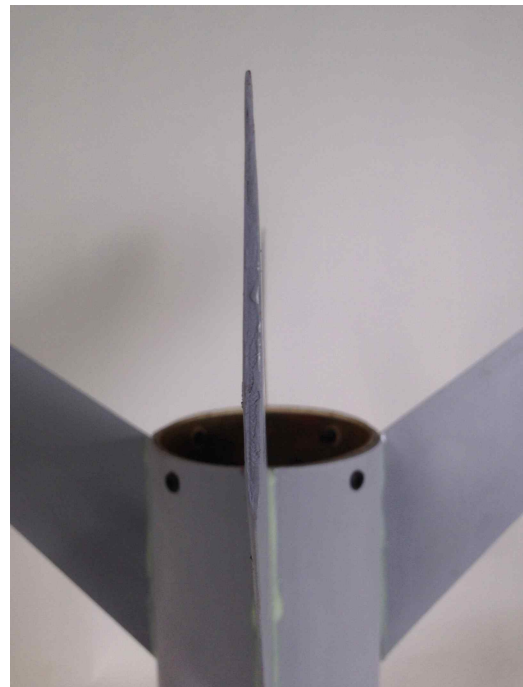


Fig. 34 - Airfoil section



Fig. 35 - bolt head seeding2

완성된 모습은 오른쪽 Fig. 36, 37과 같다.

제작 과정의 가장 큰 어려움은 이상적으로 설계된 모델을 실제로 구현하는 일이다. 따라서 설계 시에 현실적인 제작 가능성을 확인해 보는 것이 중요하다.



Fig. 36 - Assembly1



Fig. 37 - Assembly2

3.4 발사

제작된 로켓은 총 2대로 1대는 비행안정성 검증을 위해 연습용으로 제작하였고 1대는 최종 피드백을 거쳐 제 26회 NURA대회에 참가하여 발사하였다. 연습용 로켓은 초기 발사각 보다 조금 더 기울어지는 방향으로 진행하였는데 이는 바람의 영향으로 보인다. 하지만 두 로켓 모두 비행 안정성을 보였으며 발사에 성공하였다. 이는 18쪽에서 볼 수 있다.

4. 결론

이번 로켓 제작에서 CFD를 사용하여 공력을 분석한 결과 실제 항력, 항력계수를 계산하여 설계형상을 비교해보고 최적의 형상을 선택할 수 있었다. 또한 공력 분석을 통해 모멘트, 압력중심을 계산해 봄으로써 실제 주어진 받음각에서 어느 정도 크기의 모멘트가 작용하는지 확인해 볼 수 있었다. 이 과정을 통해 $\frac{dC_m}{d\alpha}$ 를 계산해봄으로써 로켓이 static stability를 갖는지 확인하였다. 이는 주어진 로켓에 대해 비행 안정성을 예측할 수 있음을 의미한다. 또한 I-class이상의 더 빠른 속도로 상승하는 로켓의 경우 충격파가 발생할 수 있는데 이를 공력분석을 통해 예측할 수 있을 것이다. 충격파는 항력에 큰 요소 중 하나이므로 마하수 $M > 1$ 인 비행 조건의 경우 공력분석의 중요성은 더욱 올라갈 것이다. 이로써 로켓분석에 필요한 CFD의 사용방법과 그 절차를 익히고 이를 실제 제작될 로켓에 적용하여 안정성을 확인 할 수 있었다. 한걸음 더 나아가 차후의 연구 방향에 대해서도 생각해 볼 수 있었다.



Fig. 38 - Practice rocket



Fig. 39 - Practice launch

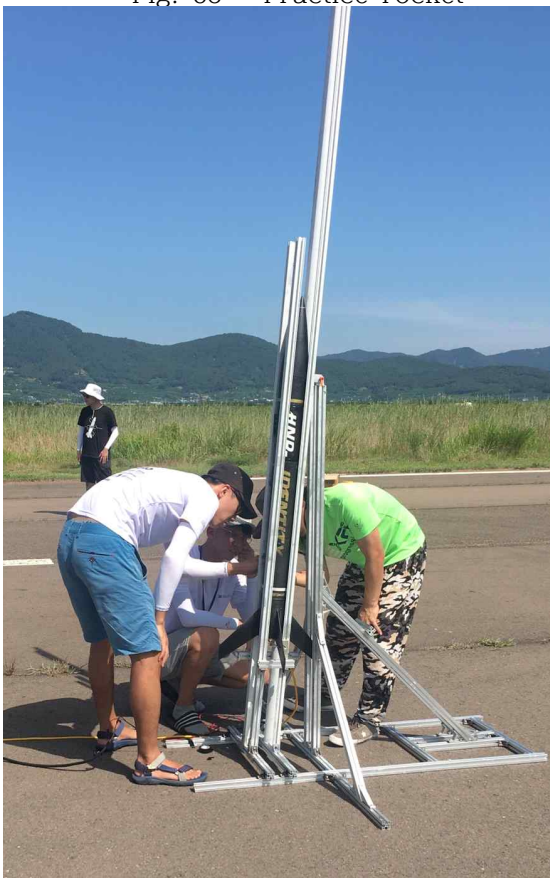


Fig. 40 - Competition rocket

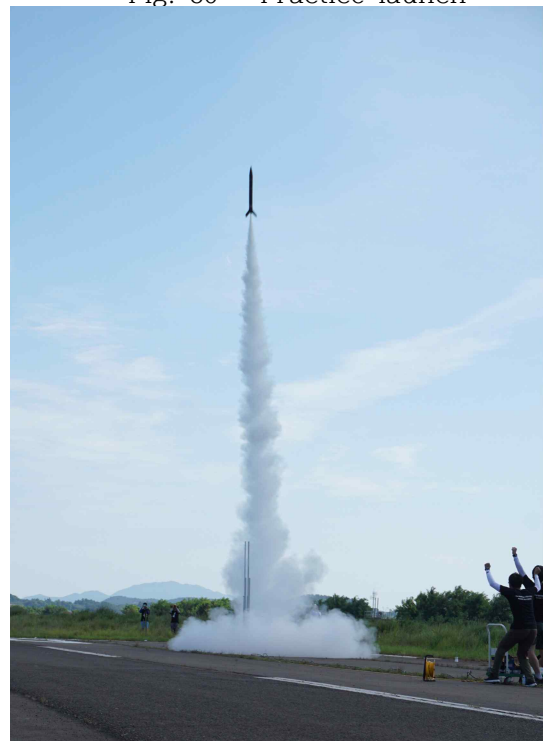


Fig. 41 - Competition launch

참고 문헌

- [1] Zhao, Jieliang, Yan, Shaoze 외 3명, 'Design and Analysis of Biomimetic Nose Cone for Morphing of Aerospace Vehicle', JOURNAL OF BIONICS ENGINEERING pp.317 - 326, Elsevier Science B.V., Amsterdam, 2017.
- [2] Robert C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, 2nd edition, McGraw-Hill, 1998.
- [3] George P. Sutton-Oscar Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, A Wiley-Interscience Publication, 2001.
- [4] John Anderson, *Modern Compressible Flow : With historical perspective*, McGraw-Hill, 2004.