

발사체 개발에서의 공력설계 기법

안창수* · 선철** · 강경태***

Aerodynamic Design Techniques in The Launch Vehicle

Ahn, Chang-Soo*, Sun, Chul**, and Kang, Kyoung-Tai***

Keywords : launch vehicle design, missile, aerodynamic configuration, aerodynamic design

Abstract

In the field of launch vehicle development, aerodynamic design means an overall management about external appearances. At least, related to outer figures of the launch vehicle, aerodynamic design has the initiative activities. For that reason, in this report, aerodynamic design techniques and application methods will be introduced.

1. 서론

발사체를 개발하는 과정 중에서 공력설계 분야의 임무를 한마디로 요약하면, 발사체 외형에 대한 전반적인 설계 및 해석 업무라고 할 수 있다. 비록 발사체는 많은 분야가 관련되어 종합적으로 완성하는 하나의 통합적 체계이지만, 외형에 관한 공력 분야가 주도적으로 설계 및 해석에 참여하는 기술분야라고 할 수 있다. 이에 관련하여 발사체의 개발과정 중 공력설계에 사용되는 여러 가지 기법들에 대하여 살펴보고, 이의 적용과정에 대하여 살펴보고자 한다.

2. 발사체 설계에 있어서의 공력설계 절차

발사체 개발에 있어서 공력설계란 시스템에 요구되는 공력성능을 만족하는 형상을 결정하는 일련의 과정을 의미한다. 여기서 형상이 의미하는 바는 기수, 전체길이, 날개/꼬리날개의 위치, 날개/꼬리날개/동체의 단면, 날개/꼬리날개/동체의 평면 형상을 총괄하여 의미하게 된다. 이에 반해 공력해석은 주어진 발사체 형상의 공력특성을 예측하는 일련의 과정을 의미하며, 여기서 공력특성은 힘과 모멘트, 공력계수, 하중, 공력 가열 등을 의미하게 된다. 이러한 공력특성 데이터들은 구조설계와 유도조종설계, 성능해석 등과 같은 발사체 설계에 필요한 여러 분야에 제공되게 된다.

2.1 공력설계 절차 및 정적안정성

공력설계는 다음 [그림 1]와 같이 전체 발사체 성능조건을 만족할 때까지 발사체 형상을 변경시켜가며 공력해석을 반복적으로 수행하는 절차를 통하여 진행된다. 특히 중간에

표시된 정안정성의 경우 비행 조종 성능에 중요한 지표가 되므로 요구되는 성능을 만족시킬 때까지 재설계가 수행되게 된다. 이를 만족시킨 후에야 여타의 공력성능에 대한 검토가 의미를 가지게 되며, 공력 성능의 검토 과정에는 여러 가지 다양한 trade-off를 수행하여 공력 성능에 대한 요구조건이 변경되기도 한다.

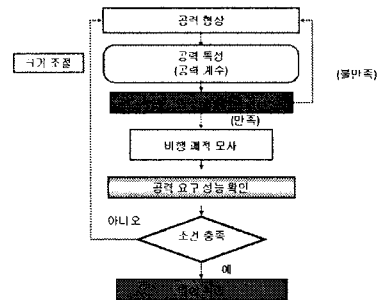


그림 1 공력 설계 절차

발사체의 정적 안정성은 유도제어 설계에 있어서 아주 중요한 특성으로 [그림 2]에 나타난 바와 같이 발사체의 받음각에 대한 피치모멘트의 기울기인 $dC_m/d\alpha$ 가 음수이고 X_{cp} 가 X_{CG} 보다 발사체의 후방에 있을 때 정적으로 안정하다. 발사체의 정적 안정성은 조종루프 설계의 설계 목표에 적합하도록 확보되어야 한다. 조종 루프 설계가 고기동성을 요하지 않거나 설계상의 문제로 반응 시간이 충분하지 않다면 발사체는 공력적으로 진 비행 영역에 걸처서 불안정한 구간이 없도록 설계 되어야 한다. 반대로 고기동성을 요하고 조종루프가 이를 뒷받침할 능력이 있다면 다소간의 불안정한 설계를 할 수 있다. 정적으로 불안정한 발사체는 비행 중 계속적인 조종면의 구동을 요하므로 항력 관점에서는 다소 손실이 있다.

* 국방과학연구소 3체2-1. acs1382@lycos.co.kr

** 국방과학연구소 3체2-1. cocoda@gmail.com

*** 국방과학연구소 3체2-1. kt kang@gmail.com

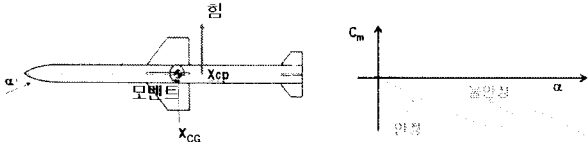


그림 2 정적 안정성

이러한 발사체 정적 안정성의 판단이 되는 정적 여유도는 무게 중심과 압력 중심 사이의 거리로 나타낼 수 있으며, 수식(1)과 같이 표현될 수 있다. 또한 정적 여유도는 발사체의 기동성과 밀접한 관련성이 있어 초기 공력설계 시에 중요한 설계변수가 된다.

$$SM = X_{cp} - X_{cg}$$

$$SM = -\left(\frac{C_m}{C_z}\right) L_{ref} \Rightarrow -\left(\frac{C_{m\alpha}}{C_{z\alpha}}\right) L_{ref} \cdot \alpha \quad (C_z = 0)$$

$$SM > 0, \frac{dC_m}{d\alpha} < 0 \Rightarrow \text{정적 안정} \quad (1)$$

2.2 조종 형태에 따른 발사체의 형상

발사체의 형상을 조종 형태에 따라 [표 1]과 같이 크게 4가지로 구분할 수 있으며, 각 형상의 특성들은 표에 나타낸 바와 같다.

표 3 조종 형태에 따른 형상 구분

	장점	<ul style="list-style-type: none"> 꼬리날개 조종토크 감소 동체 굽힘 모멘트 감소 공력 선형성 증가
꼬리날개 조종	단점	<ul style="list-style-type: none"> 반응 속도 감소 횡방향 조종성 감소
	장점	<ul style="list-style-type: none"> 무게 중심 이동에 둔감 공력 선형성 증가 횡방향 조종성 감소
귀날개 조종	단점	<ul style="list-style-type: none"> 동체 굽힘 모멘트 증가
	장점	<ul style="list-style-type: none"> 반응 속도 증가 낮은 트림 받음각
날개 조종	단점	<ul style="list-style-type: none"> 조종 토크 증가 공력 비선형성 증가
	장점	<ul style="list-style-type: none"> 낮은 동압 조건에서 고기동성 확보
추력 조절 또는 반응젯	단점	<ul style="list-style-type: none"> 고위험, 무게 및 비용증가

3. 발사체의 주요 공력특성과 해석기법

발사체의 공력설계 시에 주요 공력해석은 발사체의 비행 영역에서의 비행자세에 따른 6자유도 공력계수와 공력하중, 공력 가열, 힌지모멘트 등에 대해 수행되어진다. 이러한 공력 특성 해석 시에 사용되는 해석기법은 각 해석항목과 해석 정확도에 따라 달라지며, 준 경험적(Semi-empirical) 해석코드나 패널(panel)코드, 전산유체역학(CFD)를 이용한 방법, 풍동실험 등이 사용되고 있다. 공력해석에 사용되는 해석기법들을 특성에 따라 분류하면 [표 2]와 같이 나타낼 수 있다.

표 4 공력 해석 기법의 구분

	개략적인 기법	상세적인 기법
계산 기법	<ul style="list-style-type: none"> 준 경험적 방법(DATCOM, Digital DATCOM, MISL3, AP) Panel Method (PANAIR, PHOBOS, USSAERO) CFD (Euler) 	CFD(NS), DSMC
시험 기법	Component Buildup	풍동시험, 비행시험

3.1 공력계수 예측

발사체 주위의 공기역학적 힘에 의해 결정되는 공력계수는 발사체의 운동해석이나 성능해석에 가장 중요한 요소이다. 공력계수는 공력 힘과 모멘트를 이용하여 식(2)와 같이 산출되며 발사체의 자세각과 고도의 함수이다.

$$F = F(M, \alpha, \phi, \delta, p, q, r, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, H)$$

$$M = M(M, \alpha, \phi, \delta, p, q, r, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, H)$$

$$A = x, y, z$$

$$C_A = \frac{F}{qS_{ref}} \quad \begin{matrix} q = \text{dynamic pressure} \\ S_{ref} = \text{reference area} \end{matrix}$$

$$C_B = \frac{M}{qS_{ref}l_{ref}} \quad \begin{matrix} B = l, m, n \\ q = \text{dynamic pressure} \\ l_{ref} = \text{referencelength} \end{matrix}$$

$$C_w = C_w(M, \alpha, \phi, \delta, p, q, r, \dot{\alpha}, \dot{\beta}) = C_w(M, \alpha, \phi, \delta) + \Delta C_w(p, q, r, \dot{\alpha}, \dot{\beta}) \quad (2)$$

where, $w = x, y, z, l, m, n$

공력계수 산출 시 산출조건의 수는 발사체의 비행조건에 따라 달라질 수 있지만, 그 양이 CFD와 같은 상세적인 기법으로는 감당하기 어렵기 때문에 계산시간이 빠른 준 경험적 해석방법을 주로 사용하게 된다. 준 경험적 해석방법은 기준에 많이 사용되는 발사체 형상에 대한 시험자료와 경험식을 근거로 해석하게 되므로 실제 설계하고자 하는 발사체 형상에 대해 어느 정도의 오차를 포함하고 있다. 이러한 오차는 설계 형상에 대한 풍동시험을 통하여 보정된다.

풍동시험은 실제 비행시험 전에 가장 신뢰도가 높은 방법으로 다른 계산적인 해석방법에 비해 비용이 많이 들어가지만 계산기법을 이용한 해석결과를 보정하기 위해 반드시 필요한 과정이다. 풍동시험은 실제 비행조건과 비교하여 상사성을 바탕으로 축소 모델에 대해 수행되며 실제모델과 차이가 발생하는 축방향 공력계수만을 식(3)과 같이 보정하면 높은 정확도의 공력계수를 얻을 수 있다. 축소 풍동모델의 축방향 하중의 실제 모델과 차이는 마찰저항 항력의 차이로 인한 것이다.

$$C_{x_{wave}} = (C_{x_{total}})_{W/T} - (C_{x_{sf}})_{W/T}$$

실제 크기의 모델에서 $C_{x_{sf}}$ 산출 ($C_{x_{sf}} = C_{x_{re}} + C_{x_{rough}}$)

$$C_x = C_{x_{wave}} + C_{x_{sf}} + C_{x_{base}} + C_{x_{prot}}$$

$$C_{x_{base}} = \begin{matrix} C_{x_{base}} (\text{power-on}) \\ C_{x_{base}} (\text{power-off}) \end{matrix} \quad (3)$$

예측코드를 사용하는 경우 풍동시험 결과와 차이를 보이기 된다. 이 때 오차는 사용하는 코드의 정밀도에 따라 다르며, 예측에 필요한 시간과 비용이 줄어들수록 오차는 커지는 경향이 있다. 특히 피칭 모멘트계수의 경우 세장비나 동체 형상에 따라 오차가 매우 크게 나타날 수 있으므로 예측코드를 사용할 때 주의해야 한다. [그림 3, 4]에는 세장비가 큰 발사체 형상에 대해 예측코드와 풍동시험 결과와의 차이를 나타내었다.

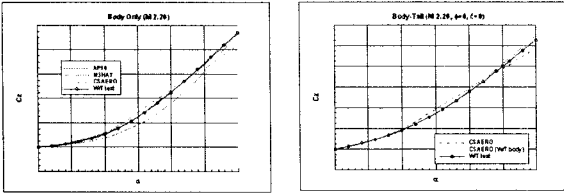


그림 3 수직력 계수 비교

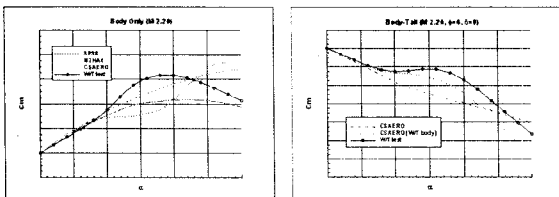


그림 4 피칭 모멘트 계수 비교

3.2 공력하중

공력하중은 구조 해석/설계를 위해서 꼭 필요하며, 분포하중의 형태로 산출하게 된다. 동체에 작용하는 수직력은 이 분포하중의 벡터합의 형태로 나타내게 되며, 분포하중 자체도 동체에 작용하는 공압의 수직방향 벡터합이 된다. 집중하중 형태로 나타나는 수직력 이외에 분포하중이 필요한 이유는 각각의 부재에 대한 구조강성을 계산하는데 필수적이기 때문이다. 분포하중 형태의 공력하중 데이터를 얻기 위해 정확도에 따라 준경험적 방법이나 패널코드, 전산유체역학 등을 이용하여 공력하중을 산출하게 된다. 다음 [그림 5]는 원통형 동체를 갖고, 동체-꼬리날개의 기본적인 형상에 폰 칼만 기수부를 갖는 발사체에 대한 분포하중의 예이다.

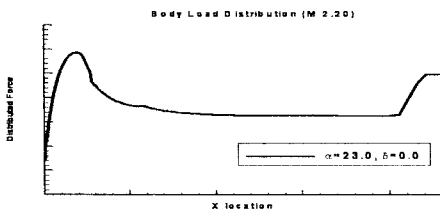


그림 5 수직방향 분포하중

3.3 공력 가열

공력 가열은 구조해석/설계에 이용되는 주요 자료로, 재료의 선형과 구조 강성 해석에 필요하다. 발사체가 고속으로 대기 중에 비행할 때, 발사체에 대해 상대적으로 고 운동 에너지를 갖는 대기가 발사체와 접촉하면서 발생하는 에너지 전달 현상으로 일정 속도 이상의 발사체에서는 재료의 구조 강성에 영향을 미칠 뿐만 아니라, 용융점 이상의 온도를 발생시킬 수도 있으므로 초음속 발사체의 경우에는 반드시 검토가 필요하다. 이의 해석에는 상용코드나 내부개발 코드가

사용된다. 일반적으로 가열 해석을 하기 위해서는 비정상 유동해석이 필수이며 이는 복잡하고 시간이 많이 걸리는 방법으로는 무리이므로 준 경험적인 방법을 이용하여 유동해석을 하고 그 결과를 준용하여 가열해석을 수행하게 된다. 다음 [그림 6]은 해석 결과에 대한 예이다.

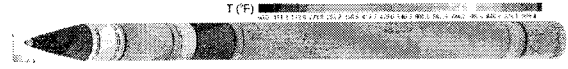


그림 6 가열 해석 결과

3.4 조종날개 힌지 모멘트

힌지 모멘트에 대한 설계는 조종날개 힌지의 위치를 결정하는 것이 설계의 핵심이다. 발사체의 비행궤적이 결정되면, 이에 대한 조종날개의 공압 중심과 수직하중계수를 산출하게 된다. (그림 7)

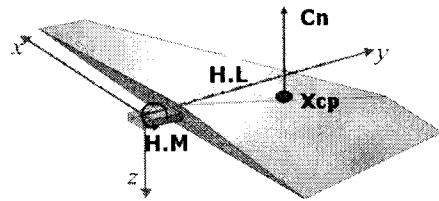


그림 7 조종날개의 힌지 모멘트

날개에 작용하는 공기의 공압 중심과 수직 하중 계수는 다음과 같은 식(4)의 형태로 추출되게 된다.

$$\begin{aligned} X_{cp} &= X_{cp}(M, \alpha, \delta, H) \\ C_n &= C_n(M, \alpha, \delta, H) \end{aligned} \quad (4)$$

위의 공압 중심과 수직 하중 계수를 이용하여 다음의 식(5)에 적용하면, 해당하는 조종날개의 힌지 모멘트를 결정할 수 있다.

$$\begin{aligned} HM &= C_{HM} q_{ref} S_{ref} L_{ref} \\ C_{HM} &= C_n \frac{\Delta x}{L_{ref}} \\ \Delta x &= X_{HL} - X_{CP} \\ X_{HL} &= \text{location of hinge line} \end{aligned} \quad (5)$$

힌지 모멘트는 힌지라인을 중심으로 계산하게 되며, 여타의 방법들이 필요한 정확도에 비하여 오차가 커서 비교적 공력설계의 초기 단계에서 풍동시험이 필요하다. 일반적으로 마하수가 증가할수록 날개에 작용하는 공압 중심은 날개의 뒤쪽으로 움직이며, 이는 최적 힌지 라인의 위치가 달라지는 것을 의미한다. 이처럼 비행 범위에 따라 힌지 라인의 최적 위치가 바뀌게 되므로 엄밀한 비행 영역에 대한 정의가 필요하게 되며, 설계 시 일반적으로 30%이상의 마진을 갖도록 설계한다. 보통 받음각과 동압이 증가 할수록 힌지모멘트는 증가하게 된다.

위에서 계산된 힌지모멘트를 적용하여 구동기 토크를 최적화 할 수 있는 힌지 라인의 위치를 결정할 수 있다. 다음

의 [그림 8, 9]를 보면 날개에 작용하는 수직력에 비해 공압 중심 위치를 예측하는 것이 어려워서, 힌지 모멘트 예측 오차의 대부분이 공압 중심위치 예측에서 발생한다는 사실을 알 수 있다.

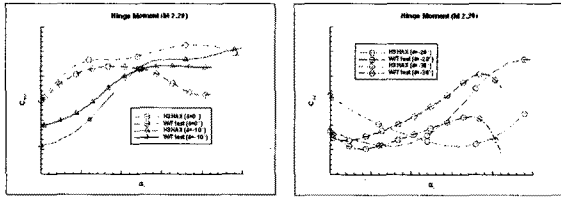


그림 8 날개에 작용하는 힌지 모멘트

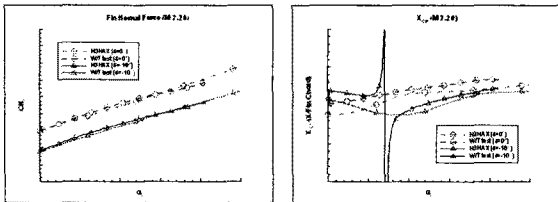


그림 9 날개에 작용하는 수직력과 공압중심

3.5 전산유체역학(CFD)을 이용한 공력해석

전산유체역학은 주요한 공력 설계/해석 기법의 하나로 상당한 정확도로 넓은 범위에 걸쳐서 사용할 수 있지만, 다른 해석기법에 비해 상대적으로 시간이 많이 걸리고 계산비용도 많이 필요로 하므로 상세한 해석을 요하는 복잡한 유동장이나 풍동시험 수행이 어려운 문제에 대한 해석에 주로 사용된다. 또한, [그림 10]과 같이 발사체 전체를 포함하는 유동장에 대하여 해석을 수행하여 발사체 각 부분의 압력, 속도 및 온도 분포를 파악하여 그 결과를 기존의 해석이나 풍동시험과 비교하여 공력 설계 업무에 사용할 수 있다.

전산유체역학 기법들은 최근에 많이 발전하여 병렬처리, 이동격자, 다중격자, 혼성격자 방법들을 사용하여 대용량, 비정상 문제에 적용되고 있으며, 공력설계 시에 점차 그 적용 분야가 확대되어가고 있다.

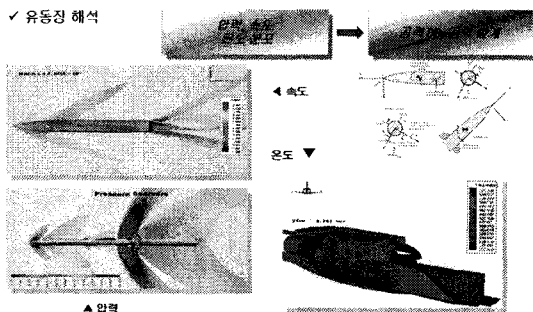


그림 10 전산 유체역학 해석

6. 결 론

발사체 개발에서의 공력설계 기본 개념을 검토하였으며, 공력설계를 위한 주요 공력특성 해석 방법들에 대해 살펴보았다. 공력설계 과정은 다양한 공력해석 기법들을 이용하여 공력특성을 해석한 후 이를 이용하여 전체 발사체의 요구성능 조건을 만족할 때까지 형상을 변경시켜가며 공력해석을 반복하는 과정으로 이루어지게 된다. 발사체의 공력해석 업

무의 핵심인 공력계수들은 풍동시험과 해석 코드를 이용하여 산출하게 되며, 공력하중과 가열해석, 힌지모멘트 해석 등은 다른 관련 분야에 제공되는 관계로 공력해석 시에 중요하게 고려되어야 할 해석분야이다.

현재까지 발사체 개발에서의 공력설계 기법은 주로 공력 특성 해석의 정확도 향상에 중점을 두고 이루어져 왔으며, 정확도가 향상된 공력해석 기법들을 바탕으로 최근에는 다분야 통합 최적설계 기법(MDO)등을 적용한 보다 효과적인 공력설계/해석 방법들에 대한 연구가 경주되고 있다.

참고문헌

- [1]. Frank G. Moore, "STATE-OF-THE-ART Engineering aeroprediction methods with emphasis on new semiempirical techniques for predicting nonlinear aerodynamics on complete missile configurations", Naval Surface Warfare Center Dahlgren Division, 1993. 11.
- [2]. 윤성준, "공력해석 기법의 개발추세", 한국항공우주학회지 제 22권, 제 3 호, 1994.
- [3]. Michael J. Hensch, "Tactical Missile Aerodynamics: Prediction Methodology Edited by Michael R. Mendenhall", Ch.4, Vol 142 Progress in astronautics and aeronautics
- [4]. Eugene L. Fleeman, "Tactical Missile Design", AIAA education series, 2001.