

그림 2 초기입력 Side Slip 각에 대한
 제약을 가한 출력궤환 시용답
 Fig 2 Constrained Output Feedback Time
 Response to Initial Sideslip Angle

아음속 유동에서의 발사체의 공력특성에 관한 실험 연구

노오현 이 동 호 김 원 옥 김 철 완
서울 대학교 항공 공 학 과

Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of Launcher at Subsonic Speed

O.H. Rho, D.H. Lee, W.W. Kim, and C.W. Kim
Seoul National University

Abstract

Subsonic aerodynamic force and moment characteristics have been determined for parametric groups of launchers. Geometric variables considered in the experimental study were body length, nose planform, fin planform (body-alone contained), number of stage and existence of external booster. All data were obtained for angles of attack from 0 to 27 deg in 3-deg. increments.

1. 서 론

우주 실용화시대 혹은 우주의 상업화 시대에 이미 들어서 있는 오늘날 인류는 다양하고 광범위한 발사 능력을 갖는 발사체를 필요로 하게 되었다. 하지만 초기의 발사체는, 군사적 목적으로 개발한 대륙간 탄도 미사일을 개량하여 사용한 것이 대부분이다. 또한, 이들 로켓의 단(Stage)을 여러 단으로 결합시켜서 여러가지 용량의 발사체로 이용하였거니와 발사체의 능력향상을 위해서 더 큰 로켓을 개발하는 대신에 기존 발사체에 고체 추진제를 사용한 외부 보조 추진로켓(External Booster)를 여러개 묶어서 추력을 증감하여 사용하기도 하였다. 또한 최근에 항공 우주 산업에 참여하고 있는 나라들도 과학연구용 로켓(Sounding Rocket)를 개선하여 과학 연구용 위성을 쏘아 올리고 있다.

우리나라에서도 근래에 와서 항공 우주 산업에 대한 관심이 대단히 높아지고 있으며, 앞으로 발사체의 개발도 이루어지리라 믿어진다. 발사체 개발에 있어 우리나라 역시 다른 나라들의 개발과정을 크게 벗어

나지는 않을 것이므로 본 기초 실험연구는 이러한 추세에 초점을 맞춰 모델을 선정하여 진행하였다. 우선, 발사체나 연구용 로켓의 가장 일반적인

형태인 기존 직경이 동일한 오자이브(Ogive)형

두부 와 원통형 몸체의 결합체에 핀(Fin)을 부착한 단단(Single-Stage)형을 기본형으로 선정하고 여기에, 가용 체적을 늘려 적재하중(Payload)을 크게 할수 있는 방향으로 변환을 시켜보았다.

단단형에선 몸체 길의 확장과 두부과 핀 형상에 변환을 주었고 이러한 단단형을 상단(Upper-Stage)으로 사용하여 거기에 새로운 하단(Lower-Stage)을 결합시킨 2단형에선 새로운 단의연장과 외부보조 추진 로켓의 부착에 따른 공력특성 변화를 관찰할수 있도록 하였다. 본 실험은 아음속에서 발사체 모델의 여러가지 형태 변환에 따른 유형별 공력특성에 변화를 받음 각이 영도에서 27도 사이인 범위에서 3도씩 증가 시키며 측정하였다. 또한 두부 형상 변환에 따른 유동현상을 자세히 살펴보기위해 오일 유동 기법(Oil Flow Technique)을 사용하여 가시화 작업도 수행하였다.

2. 실험 장치 및 모델

(1) 풍동 시설

본 실험은 서울 대학교 항공공학과에 설치되어 있는 축정부 단면이 1350*950mm²이고 길이가 2400mm 인 폐쇄환식 아음속 풍동에서 실시되었다. 이 풍동은 75마력의 유도 모터에 의해 작동되며 가변피치 프로펠러를 사용하여 최고 75m/sec 의 속도까지 낼수 있으며 수축비는 6.16:1 이다. 본 실험은 풍속 40.8 m/sec에서 행하였다. 본 실험

에 사용된 스팅 밸런스는 여러개의 스트레인 게이지가 부착되어 3 축방향 3성분의 힘과 3 축을 중심으로 회전하는 모멘트 3 성분을 측정할수 있는 6분력 측정기이다. 모든 측정 센서로부터의 출력은 자동 처리장치인 HP 3852 시스템에 연결, 입력되어 이와 연결된

HP 310 컴퓨터(10MHz) 시스템으로 연산처리된다.
HP3852 시스템은 최대 자료 취득 속도가 초당 100,000개로 1마이크로 볼트의 정확도를 갖는 고성능 자료 취득 장치이다.

(2) 모 델

그림1.은 본 실험에서 사용되어진 여러 형태의 모델을 구상하는 요소들을 보여주고 있다. 발사체 형상을 이루기 위해서는 기본적으로 두부, 몸체, 핀(Fin)등이 있어야 하며 필요에 따라 하단이나 외부보조 추진 로켓트 등이 첨가되어지기도 한다. 본 실험에서 두부(Nose)는 두가지 형태가 제작되었는데 두부의 직경이 기존 직경과 같은 것을 기본형(N1)으로 하고, 이것과 길이는 동일하지만, 직경이 확장되어 가용 체적을 크게 할수 있는 것을 변환형(N2)으로 선택하였다.

두부의 형상으로 주어질 길이 대 지름비에 대해 부피를 크게 할수 있고 구조적으로도 우수하며 항력을 감소시킬수 있다는 장점을 가지는 오자이브(Ogive)형을

택하였다. 본 실험모델에서 두부의 길이는 0.3 m, 기본형 두부의 직경은 0.04 m, 변환형의 직경은 0.06 m이고 오자이브 형상부분의 길이대 지름비는 기본형과 변환형을 모두 3 : 1로 동일하게 하였다.

발사체 모델에 길이 변화를 줄수 있도록 하기 위하여 몸체부분은 같은 크기와 형상을 갖는 원통형 요소를 6개(B1, B2, B3, B4, B5, B6) 제작하였다.

각각의 요소는 길이를 0.1 m, 직경은 0.04 m로 하였다.

그러므로 조립되어지는 몸체요소의 개수에 따라 단단형 발사체 모델의 길이는 0.5 m에서 1 m까지의 변화가 가능하게 된다.

몸체를 이루는 원통과 동일한 원통주위에 '십자형'으로 핀(Fin)을 부착한 핀 요소(Fin Component)는 두가지 형태(F1, F2)가 제작되었다. 원통의 수직선에 대해서 앞전(Leading Edge)각은 60도이고 뒷전(Trailing edge)각은 30도를 가진다. 단면적은 기본형(F1)에서 40.39 cm^2 이고, 변환형(F2)에서는 63.11 cm^2 로 확장되었다. 핀의 단면은 폭이 0.3 Cm, 뾰기부위의 길이대 폭의비가 4:1 인 수직된 2중 뾰기(MO-

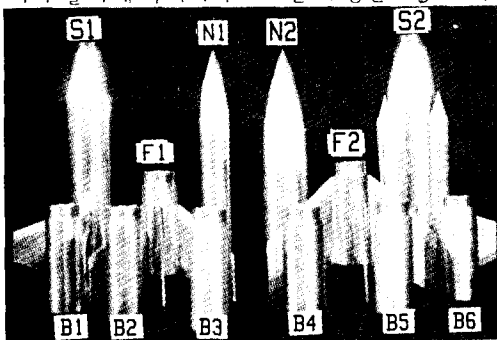


그림 1. 풍동 실험 모델 구성 요소(Component)

dified double wedge)형으로 두형태 모두가 동일한 단면형상을 가지고 있어 총칭비 역시 같게 된다. 하단앞의 테이퍼 부분의 길이는 0.06 m로 하였고 나머지 부분의 직경도 0.06 m로 일정 하였다. 핀 요소와 마찬가지로 하단의 핀은 원통주위에 '십자형'으로 부착하였다. 앞전과 뒷전은 대칭이 될수 있도록 원통의 수직선에 대해 20도의 각도를 가지게 하였고 핀단면은 핀 요소와 동일하게 수정된 2중 뾰기형상으로 제작하였다. 지름이 0.024 m인 원통에 앞부분에서 0.036m 까지 원추 형상으로 가공한 외부 보조 추진 로켓트를 하단의 핀 사이사이에 4개를 부착한 형태를 기본형(S1)에 대해 변환형(S2)으로 정하였다.

모델의 각 요소들은 전부 두랄루민으로 제작되어졌다. 이러한 요소들을 여러 방법으로 결합하면 다양한 형태의 발사체 모델을 얻을수 있는데 본 실험 모델에서는 결합을 용이하게 하기위해 각 요소의 앞뒤에 암나사와 숫나사를 가공하였다.

(3) 발사체 모델 표면 흐름의 가시화

발사체 모델 표면 흐름을 가시화하기 위하여 오일 유통기법(Oil Flow Technique)을 이용하였다.

본 실험에서는 파라핀 오일(Paraffine Oil), 올레익산(Oleic Acid) 그리고 탄소가루(Carbon Black Power)를 5:3:1의 부피비로 혼합한 균일액을 발사체 모델 표면 전체에 고르게 발라서얇은 막을 형성시킨 다음 풍동을 작동하여 받음각의 변화에 따른 표면유를 촬영하였다. 발사체 표면에 고르게 발라져 있던 혼합액은 풍동이 작동하는 동안 먼저 파라핀이 분리되고 올레익산과 탄소가루는 더얇은 막을 형성하여 그 때에 맞추어 가시화를 시도하였다.

3. 실험결과 및 검토

(1) 정적 실험에 대한 결과 및 검토

본 실험에서 측정된 출력은 수직력과 피칭모멘트 출력성분이다. 각각의 힘과 모멘트들은 0.04m 로 잡은 기준직경이 이루는 원 단면적을 사용하여 무차원화시켰다. 무차원계수는 수직력과 축력의 경우 출력을 동압과 기준 직경이 이루는 원면적으로 나누어 주었고 피칭 모멘트에서는 여기에다 직경으로 한번더 나누어 나온 수치들이다.

실험은 단위길이당 Reynolds 수는 $2.7 \times 10^6 / \text{m}$ 범위 내에서 행하여 졌으며 또한 기준 직경에 대한 Reynolds 수는 1.419×10^5 이다.

- 발사체 모델의 길이 확장에 따른 공력특성의 변화

그림2는 6가지 형태의 모델길이 변화에 대해 받음각이 증가함에 따라 무차원 수직항 계수(Cn)의 변위를 보여준다. 참고문헌 9에 의하면 발사체의

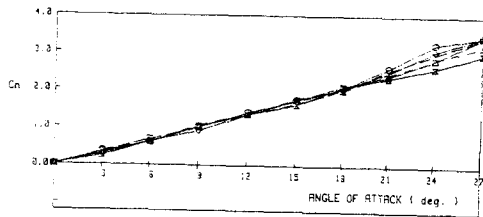
길이확장이면 Cn이 증가되어야 함을 알수 있는데 본 실험의 결과에서도 그러한 경향이 받음각이 18도 보다 큰 범위에서 나타나고 있다.

그림3은 피칭 모멘트 계수에 대한 것인데 우리는 본 실험에서 노즈 다운(Nose-Down)의 경향을 양(+)의 피칭 모멘트의 값으로 정의 하였기 때문에 그

계수값들도 편이 달린 모델에서는 모두 양(+)의 값을 가지게 되었다. 그림에서 알수있듯이 발사체의 길이증가는 피칭 모멘트값에 큰 영향을 미치고

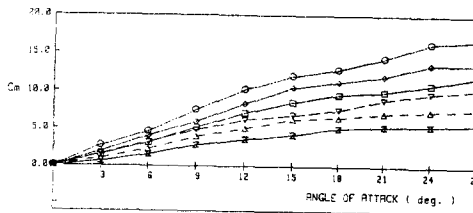
있다. 받음각이 30도 일때 길이가 1m인 발사체의 피칭 모멘트계수(Cm)는 길이가 0.5m인 발사체보다 약 3배에 가까운 큰 값을 나타내고 있다.

또한 본 실험을 통하여 발사체 모델의 길이확장은 축력 계수(Ca)에는 매우 약한 영향만을 미친다는 것을 알 수 있었다.



- ⊙ : 1 - 1 : N1+03+F1
- △ : 1 - 2 : N1+01+03+F1
- ▽ : 1 - 3 : N1+01+02+03+F1
- : 1 - 4 : N1+01+02+03+05+F1
- : 1 - 5 : N1+04+01+02+03+05+F1
- ◇ : 1 - 5 : N1+04+06+01+02+03+05+F1

그림 2. 발사체 모델의 길이 확장이 공력특성(Cn)에 미치는 영향



- ⊙ : 1 - 1 : N1+03+F1
- △ : 1 - 2 : N1+01+03+F1
- ▽ : 1 - 3 : N1+01+02+03+F1
- : 1 - 4 : N1+01+02+03+05+F1
- : 1 - 5 : N1+04+01+02+03+05+F1
- ◇ : 1 - 5 : N1+04+06+01+02+03+05+F1

그림3 발사체 모델의 길이 확장이 공력특성(Cm)에 미치는 영향

- 발사체 모델의 두부 형상이 공력특성에 미치는 영향

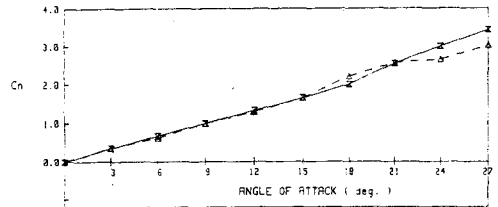
그림4의 두부 형상변환에 대한 수직항 계수 변화를 보면 작은 받음각 범위에서는 두부의 체적(혹은 Diameter)에 관계없이 거의 같은 값을 가지고 있다가

18도 범위에서는 오히려 체적이 작은(그러므로 풍압을 받는 면적도 작다) 모델이 더 큰 값을 가지게 되는 현상을 보이고 있다. 피칭 모멘트 계수 변화와

그림5의 축력 계수 변화는 기대했던 대로 경향을 보여주었다. 변환형 두부를 가지는 모델은 표면 마찰 단면이 기본형 두부가 결합되었던 모델에 비해

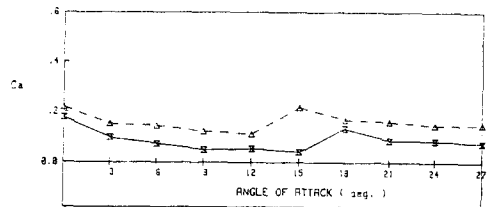
크기 때문에 당연히 그 축력 계수가 커질수 밖에 없다. 또한 변환형 두부에서 발사체의 길이 방향을 따라 직경 감소(테이퍼 부분)에 따른 유동의 고란이

공력 계수 값들에 미치는 영향도 무척 클것이라 생각된다.



- ⊙ : 2 - 1 : N1+01+02+03+F1
- △ : 2 - 2 : N2+01+02+03+F1

그림 4. 발사체 모델의 두부 형상 변환이 공력특성(Cn)에 미치는 영향



- ⊙ : 2 - 1 : N1+01+02+03+F1
- △ : 2 - 2 : N2+01+02+03+F1

그림 5. 발사체 모델의 두부 형상 변환이 공력특성(Ca)에 미치는 영향

- 발사체 모델의 핀 형상이 공력특성에 미치는 영향
동일한 두부와 몸체길이를 모델 형태에서 핀형상에 변환을 주는 경우와 핀 요소를 연결하지 않고 핀이 부착되어 있지 않은 몸 전체요소를 결합하여 단순한

몸체만으로 이루어진 형태의 모델에 대한 공력특성을 비교하였다. 본 실험의 결과로 핀의 단면적이 클수록 더 큰 수직력을 발생한다는 것을 알 수 있었다. 변환형 핀 요소는 기본형 핀보다 1.25배, 몸체만으로 이루어진 형태보다 3.0배 정도 더 큰 수직력을 발생시키고 있다. 참고 문헌 8 에 의하면 핀의 단면적은 같고 모양만이 변화된 경우에서는 수직력은 거의 동일한 값을 가지게 됨을 알 수 있다. 앞에서 우리는 발사체가 노즈 다운(Nose-Down)하는 경우를 양의 피칭 모멘트로 정의했기 때문에 핀이 부착되어진 모델에서는 받음각의 변화에 대해서 피칭 모멘트 계수는 양의 값을 갖게 된다. 물론, 이 경우에서도 핀의 단면적이 큰 모델이 받음각 증가에 따라서 핀부분에 큰 폭으로 증가하는 수직력을 받게되므로 핀의 단면적이 작은 경우보다는 큰 비율로 피칭 모멘트 계수가 증가하게 된다. 몸체로만 이루어진 형태에서는 핀이 없기 때문에 받음각이 증가하여도 복원력이 발생하지 않게 되므로 이 경우는 모든 받음각에 대해 항상 단축이 풍압차에 의한 피칭 모멘트가 생기게 되고 그 값은 음의 값을 나타낸다(그림6)

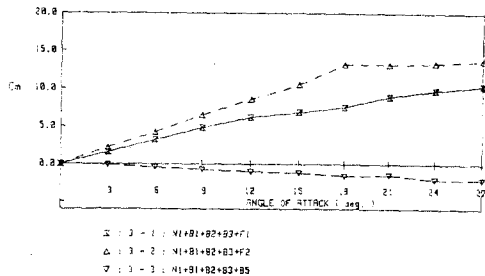


그림 6. 발사체 모델의 핀 정상 편향이 공력특성 (Cm)에 미치는 영향

- 이단형 발사체 모델의 공력 특성
수직력이 핀의 단면적에 큰 영향을 받고 있다는 것은 기본적인 이단형 발사체 모델에 하단이 연결되어진 2단형 모델의 공력 특성 실험을 통해 다시 확인할 수 있었다. 그림7의 피칭 모멘트 계수와 축력계수는 2단형의 경우 단단에서와는 약간 다른 경향을 보이고 있다. 단단형에서 피칭 모멘트 계수값들이 받음각에 대해 계속 증가한 반면 2단형에서는 어느 정도의 받음각 이상에서는 오히려 감소하거나 혹은 정체하는 경향을 보여준다.

외부 보조 추진 로켓트를 부착한 모델이나 외부 보조 추진 로켓트를 부착하지 않은 모델의 수직력 계수값은 거의 차이를 가지고 있지 않다가 큰 받음각이 되어서야 외부 보조 추진 로켓트를 단 모델이 약간 더 큰 수직력 계수값을 가지게 된다. 그리고 오히려 외부 보조 추진 로켓트가 부착되어져서 외형이 복잡해진 모델이 받음각의 증가에 대한 수직력 계수의 증가를 더욱 선형적인 형태로 보여주고 있다. 그림8을 보면 외부 보조 추진 로켓트가 부착되어진 모델이 부착되어지지 않은 것에 비해 피칭 모멘트 값이 작은 것을 볼 수 있는데 이것은 외부 보조 추진 로켓트가 발사체 외부에 돌출하여 부착되어져서 핀의 단면적을 줄이는 효과를 보이기 때문인 것 같다. 축방향 계수치의 변화경향은 예상과는 달리 받음각이 큰 경우에서 External Booster를 부착한 모델이 부착되어지지 않은 모델보다 작은 축력계수값을 가지게 됨을 알 수 있다.

(2) 동적 결과 유도

아래의 식들은 Sacks 에 의해 유도되어진 피칭 모멘트와 수직력의 Dynamic Damping Derivative 들을 구하기 위한 것이다. 이 식들은 Millard 와 Curry 에 의해 실험적으로 확인되어졌다.(참고 문헌 7)

$$Cm_q + Cm_{\dot{\alpha}} = -2 \times Cn_{\alpha} \times (L - X) / L$$

$$Cn_q = 2 \times Cn_{\alpha} \times (L - X) / L$$

$$Cn_{\dot{\alpha}} = 2 \times Cm_{\alpha} + Cn_{\alpha} \times (L - X) / L$$

여기서 Cn_{α} : 받음각에 대한 수직력 계수의 변위 기울기 (rad⁻¹)

Cm_{α} : 받음각 증가에 대한 모델의 무게중심에서 측정된 피칭모멘트 계수의

변위 기울기(rad⁻¹)

$Cm_q + Cm_{\dot{\alpha}}$: 피칭 감쇠 모멘트 계수 (rad⁻¹)

Cn_q : q에 의한 수직력 (rad⁻¹)

$Cn_{\dot{\alpha}}$: $\dot{\alpha}$ 에 의한 수직력 (rad⁻¹)

q : 피치율(rad/sec)

L : 모델 길이

X : Nose 부터 측정된 모델의 무게중심까지의 길이

이 식들을 이용하여 본 실험에서 측정된 정적계수값들로부터 동적인 계수값들을 유도하였다.

(3) 안정성

발사체의 "안정성 판정"은 엄밀히 하자면 발사체의 방향성 운동과 주기성운동에 대하여 각각의 운동

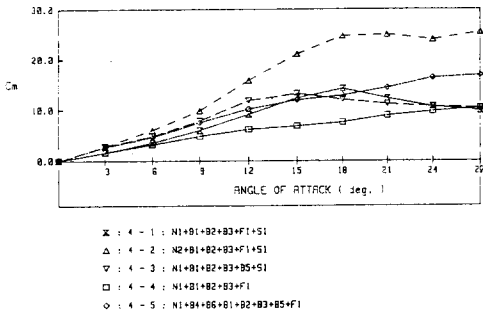


그림 7 단면형 발사체 모델에 아랫단의 연결이 C_m 에 미치는 영향

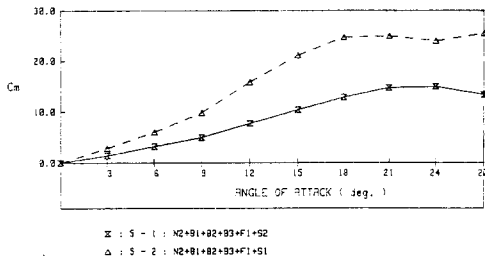


그림 8 이단형 발사체 모델에 외부 추진체의 부착이 C_m 에 미치는 영향

방정식이 세워져 그것을 해석해야만이 이루어질수 있는 것이다. 단순히 정적계수 값과 동적계수 값만을

가지고 안정성 판정을 하게되면 그 계수값들 사이의 연관성때문에 어쩔수 없는 오류를 갖게된다. 하지만 공력계수 값들은 아주 명확하다고 할 수 없지만 안정성에 대한 일반적인 경향은 보여줄수 있으므로

여기서는 풍동실험을 통하여 측정된 정적 계수값과 이것을 가지고 유도한 동적계수를 통해 관찰할수 있는 안정성의 경향을 해석해 보겠다. 안정성에서 중요한 의미를 갖는 계수값들은 $C_{n\alpha}$, $C_{m\alpha}$, C_{mq} + $C_{m\dot{\alpha}}$, C_{nq} , $C_{m\dot{\alpha}}$ 와 $Xc.p.$ 등이다. 여기서 $C_{n\alpha}$ 와 $C_{m\alpha}$ 는 C_n, C_m 의 Curve fitting 과정에서 나오는 곡선식의, 받음각이 영인 점에서의 1차 미분 계수 값으로 정의하였다. 그리고 $Xc.p.$ 는 발사체 두부의 앞단에 대한 압력중심(Center of Pressure)의 위치이다.

발사체 구성 요소중 안정성과 가장 밀접한 관계를 갖는것은 역시 핀 요소이다. 그러므로 본 안정성 해석에서도 핀이 안정성에 미치는 효과에 역점을 두어 진행하였다. 각각의 정적 공력 계수에 대한 안정성 해석은 다음과 같다.

- C_m 에 대한 결과

앞의 정적 실험 결과로부터 핀이 없는 모델은 받음각이 증가할수록 큰 음의 값을 가지므로 노즈-업(Nose-up)모멘트가 발생되어, 모델은 받음각의 증가를 가중시켜 복원성이 없어짐을 알수 있었다. 이에 반하여 핀의 부착은 전체 수직력의 작용점인 압력 중심점을 모델의 무게중심점보다 후방으로 이동 시킴으로써 받음각의 증가에 대하여 노즈-다운(Nose-down)모멘트가 발생된다는 것도 앞에서 설명한바 있다. 이것을 결론적으로 다시한번 설명하면, 핀이없는 모델은 받음각 증가에 대한 복원성이 전혀 없으며 오히려 받음각의 증가를 가중시키고 반면에 핀이 있는 모델은 받음각의 증가에 대한 복원성이 있으며 대체적으로 핀 단면적이 커질수록 복원성이 커지는 경향을 가지고 있다. 즉, 핀의 부착과 단면적 확장은 비행 안정성을 향상시키게 된다. 핀의 단면적이 확장되면 안정성이 좋아지는 것과 유사한 경향으로 모델의 길이가 확장되어져도 비행 안정성은 향상된다.

- $C_{n\alpha}$ 와 $C_{m\alpha}$

핀의 단면적이 커질수록 $C_{n\alpha}$ 값은 직선적으로 증가하고 있음을 관찰할 수 있다. $C_{m\alpha}$ 가 증가한다는 것은 받음각의 증가등의 외부 요인에 대해 노즈-다운이 되며 복원성이 커진다는 것을 의미하는데 발사체의 총길이 확장과 핀 단면적의 확장은 $C_{m\alpha}$ 값과 거의 완전한 비례관계를 가지고 있는것을 알수 있다.

그러므로 발사체의 길이확장과 핀 단면적의 확장은 비행 안정성을 좋아지게 한다고 말할수 있다.

- 압력 중심 (Center of Pressure)

$C_{m\alpha}$ 가 클수록 복원 모멘트가 커져 복원성이 증가하고 할수있으나 이와 더불어 $Xc.p.$ 의 변화 또한 비행 안정성의 해석에 있어서 중요한 요인이다. 전반적으로 핀이 없는 모델의 압력 중심점은 무게 중심점보다 앞에 위치하며 핀이 있는 모형의 압력 중심점은 무게 중심점의 뒤에 위치함을 알수있었으며 핀이 부착되지 않은 모델을 제외하고는 받음각(Angle of Attack)의 증가에 대하여 $Xc.p.$ 의 변화 경향은 증가하는 것이 아니라 오히려 조금 감소하고 있다. 핀이 없는 모델에서는 받음각이 증가함에 따라 압력 중심이 전방으로 이동하다 받음각이 15도 정도일때부터 다시 후방으로 이동하는 경향을 보이고 있다.

(4) 가시화 결과 분석

두부의 형상 변환이 발사체 표면의 흐름에 미치는

영향을 관찰하기 위하여 오일 유동 기법을 이용하여 받음각이 15도와 27도인 경우에 한매 유동 현상을 가시화 하였다. 이 작업에서 사용한 모델은 기본형 두부를 가지는 모델과 변환형 두부를 가지는 모델이다

박리선은 모델 전체에 대해 측면 중심부에서 거의 일직선으로 나타나고 있다. 두부의 오자이브 형상 부분과 변환형 두부의 테이퍼부분 그리고 모델 뒤의 핀이 부착되어진 부분과 같이 모델 형상이 변화하는 부분에서는 박리선이 휘고 있는데 특히 오자이브 부분의 힘은 받음각이 증가함에 따라 완만해지면서 측면에서 볼 때의 두부끝으로 이동하고 있다. 이러한 현상은 받음각이 증가하면서 모델의 윗면 중심부에 있던 박리선이 측면 중심부로 이동하기 때문에 일어나는 것으로 보여진다. 그리고 변환형 두부의 오자이브 형상부의 원통형에서 테이퍼형으로 바뀌는 부분은 형상변환이 급격해서인지 박리선이 이 부위에서 급격히 휘어 굽절만것 처럼 보여지고 있다.

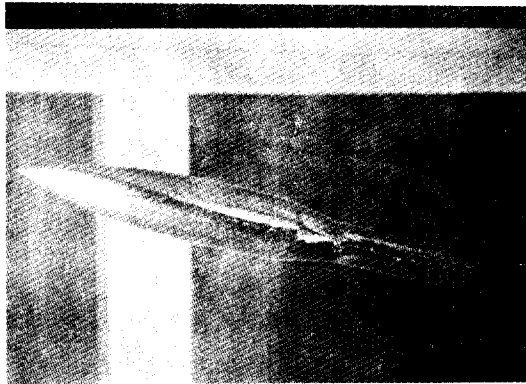


그림 9 변환형 두부를 가지는 발사체 모델의 오일 유동 형태 가시화(받음각 : 15도)

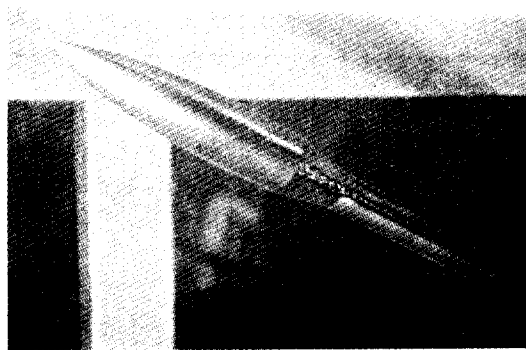


그림 10 변환형 두부를 가지는 발사체 모델의 오일 유동 형태 가시화(받음각 : 30도)

4. 결 론

발사체의 길이, 두부의 형상, 핀, 2단현의 형상과 유무, 외부보조추진로켓트의 유무가 축력계수(Ca), 수직력계수(Cn), 피칭모멘트 계수에 미치는 영향을 관찰하였다. 관찰된 경향을 분석해보면 대개의 경우에 예견했던 결과들이 나타났다. 직경이 확대된 두부는 직경이 감소하는 부분에서 생기는 복잡한 유동현상 때문에 불리한 영향을 주나 내부용량의 증가를 가져온다. 정적안정계수와 그로부터 유도된 동적안정계수의 결과를 가지고 안정성을 판단하면 발사체의 길이확장과 핀 단면적의 확장은 비행 안정성을 좋아지게 함을 알수있다.

**** 참고 문헌 ****

1. CHIN S.S, MISSILE CONFIGURATION DESIGN, McGRAW-HILL, 1961
2. NIELSEN J.N., MISSILE DYNAMICS, McHAW-HILL, 1960
3. NEWELL Jr.H.E., SOUNDING ROCKETS, McGRAW-HILL, 1959
4. HEMSCH M.J.AND NIELSEN J.N., TACTICAL MISSILE AERODYNAMICS, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, 1986.
5. CHANG P.K., SEPARATION OF FLOW, KIST, 1979.
6. MERZKIRCH W., FLOW VISUALIZATION, ACADEMIC PRESS, 1974.
7. WILSON G.G. AND MILLARD W.A. "PERFORMANCE AND FLIGHT CHARACTERISTICS OF THE SANDHAWK FAMILY OF ROCKET SYSTEMS", JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS, VOL.8,NO.7, JULY 1971, PP. 783-788
8. DANIEL D.C., "EXPERIMENTAL AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF MISSILES WITH SQUARE CROSS SECTIONS", J. SPACECRAFT, VOL.19, NO.2, MARCH-APRIL 1982, PP.167-172.
9. BUFORD W.E., "THE EFFECTS OF AFTERBODY LENGTH AND MACH NUMBER ON THE NORMAL FORCE AND CENTER OF PRESSURE OF CONICAL AND OGIVAL NOSE BODIES", JOURNAL AERONAUT. SCI., VOL.25,FEB.1958, PP.103-108

아음속 유동에서의 발사체의 공력특성에 관한 실험 연구

노오현 이 동 호 김 원 옥 김 철 완
서울 대학교 항공 공 학 과

Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of Launcher at Subsonic Speed

O.H. Rho, D.H. Lee, W.W. Kim, and C.W. Kim
Seoul National University

Abstract

Subsonic aerodynamic force and moment characteristics have been determined for parametric groups of launchers. Geometric variables considered in the experimental study were body length, nose planform, fin planform (body-alone contained), number of stage and existence of external booster. All data were obtained for angles of attack from 0 to 27 deg in 3-deg. increments.

1. 서 론

우주 실용화시대 혹은 우주의 상업화 시대에 이미 들어서 있는 오늘날 인류는 다양하고 광범위한 발사 능력을 갖는 발사체를 필요로 하게 되었다. 하지만 초기의 발사체는, 군사적 목적으로 개발한 대륙간 탄도 미사일을 개량하여 사용한 것이 대부분이다. 또한, 이들 로켓의 단(Stage)을 여러 단으로 결합시켜서 여러가지 용량의 발사체로 이용하였거니와 발사체의 능력향상을 위해서 더 큰 로켓을 개발하는 대신에 기존 발사체에 고체 추진제를 사용한 외부 보조 추진로켓(External Booster)를 여러개 묶어서 추력을 증감하여 사용하기도 하였다. 또한 최근에 항공 우주 산업에 참여하고 있는 나라들도 과학연구용 로켓(Sounding Rocket)를 개선하여 과학 연구용 위성을 쏘아 올리고 있다.

우리나라에서도 근래에 와서 항공 우주 산업에 대한 관심이 대단히 높아지고 있으며, 앞으로 발사체의 개발도 이루어지리라 믿어진다. 발사체 개발에 있어 우리나라 역시 다른 나라들의 개발과정을 크게 벗어

나지는 않을 것이므로 본 기초 실험연구는 이러한 추세에 초점을 맞춰 모델을 선정하여 진행하였다.

우선, 발사체나 연구용 로켓의 가장 일반적인

형태인 기존 직경이 동일한 오자이브(Ogive)형

두부 와 원통형 몸체의 결합체에 핀(Fin)을 부착한 단단(Single-Stage)형을 기본형으로 선정하고 여기에, 가용 체적을 늘려 적재하중(Payload)을 크게 할수 있는 방향으로 변환을 시켜보았다.

단단형에선 몸체 길의 확장과 두부과 핀 형상에 변환을 주었고 이러한 단단형을 상단(Upper-Stage)으로 사용하여 거기에 새로운 하단(Lower-Stage)을 결합시킨 2단형에선 새로운 단의연장과 외부보조 추진 로켓의 부착에 따른 공력특성 변화를 관찰할수 있도록 하였다. 본 실험은 아음속에서 발사체 모델의 여러가지 형태 변환에 따른 유형별 공력특성에 변화를 받음 각이 영도에서 27도 사이인 범위에서 3도씩 증가 시키며 측정하였다. 또한 두부 형상 변환에 따른 유동현상을 자세히 살펴보기위해 오일 유동 기법(Oil Flow Technique)을 사용하여 가시화 작업도 수행하였다.

2. 실험 장치 및 모델

(1) 풍동 시설

본 실험은 서울 대학교 항공공학과에 설치되어 있는 축정부 단면이 1350*950mm²이고 길이가 2400mm 인 폐쇄환식 아음속 풍동에서 실시되었다. 이 풍동은 75마력의 유도 모터에 의해 작동되며 가변피치 프로펠러를 사용하여 최고 75m/sec 의 속도까지 낼수 있으며 수축비는 6.16:1 이다.

본 실험은 풍속 40.8 m/sec에서 행하였다. 본 실험에 사용된 스팅 밸런스는 여러개의 스트레인 게이지가 부착되어 3 축방향 3성분의 힘과 3 축을 중심으로 회전하는 모멘트 3 성분을 측정할수 있는 6분력 측정기이다. 모든 측정 센서로부터의 출력은 자동 처리장치인 HP 3852 시스템에 연결, 입력되어 이와 연결된

HP 310 컴퓨터(10MHz) 시스템으로 연산처리된다.
HP3852 시스템은 최대 자료 취득 속도가 초당 100,000개로 1마이크로 볼트의 정확도를 갖는 고성능 자료 취득 장치이다.

(2) 모 델

그림1.은 본 실험에서 사용되어진 여러 형태의 모델을 구상하는 요소들을 보여주고 있다. 발사체 형상을 이루기 위해서는 기본적으로 두부, 몸체, 핀(Fin)등이 있어야 하며 필요에 따라 하단이나 외부보조 추진 로켓트 등이 첨가되어지기도 한다. 본 실험에서 두부(Nose)는 두가지 형태가 제작되었는데 두부의 직경이 기존 직경과 같은 것을 기본형(N1)으로 하고, 이것과 길이는 동일하지만, 직경이 확장되어 가용체적을 크게 할수 있는 것을 변환형(N2)으로 선택하였다.

두부의 형상으로 주어질 길이 대 지름비에 대해 부피를 크게 할수 있고 구조적으로도 우수하며 항력을 감소시킬수 있다는 장점을 가지는 오자이브(Ogive)형을 택하였다. 본 실험모델에서 두부의 길이는 0.3 m, 기본형 두부의 직경은 0.04 m, 변환형의 직경은 0.06 m이고 오자이브 형상부분의 길이대 지름비는 기본형과 변환형을 모두 3 : 1로 동일하게 하였다.

발사체 모델에 길이 변화를 줄수 있도록 하기 위하여 몸체부분은 같은 크기와 형상을 갖는 원통형 요소를 6개(B1, B2, B3, B4, B5, B6) 제작하였다.

각각의 요소는 길이를 0.1 m, 직경은 0.04 m로 하였다. 그러므로 조립되어지는 몸체요소의 개수에 따라 단단형 발사체 모델의 길이는 0.5 m에서 1 m까지의 변화가 가능하게 된다.

몸체를 이루는 원통과 동일한 원통주위에 '십자형'으로 핀(Fin)을 부착한 핀 요소(Fin Component)는 두가지 형태(F1, F2)가 제작되었다. 원통의 수직선에 대해서 앞전(Leading Edge)각은 60도이고 뒷전(Trailing edge)각은 30도를 가진다. 단면적은 기본형(F1)에서 40.39 cm² 이고, 변환형(F2)에서는 63.11 cm² 로 확장되었다. 핀의 단면은 폭이 0.3 Cm, 뾰기부위의 길이대 폭의비가 4:1 인 수직된 2중 뾰기(MO-

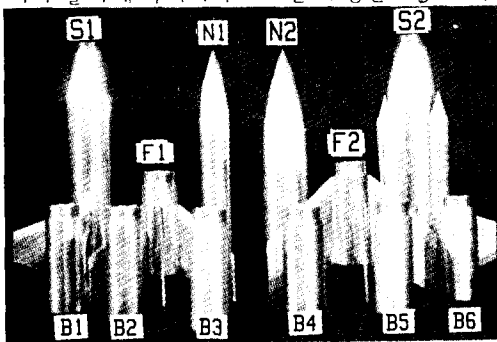


그림 1. 풍동 실험 모델 구성 요소(Component)

dified double wedge)형으로 두형태 모두가 동일한 단면형상을 가지고 있어 총칭비 역시 같게 된다. 하단앞의 테이퍼 부분의 길이는 0.06 m로 하였고 나머지 부분의 직경도 0.06 m로 일정 하였다. 핀 요소와 마찬가지로 하단의 핀은 원통주위에 '십자형'으로 부착하였다. 앞전과 뒷전은 대칭이 될수 있도록 원통의 수직선에 대해 20도의 각도를 가지게 하였고 핀단면은 핀 요소와 동일하게 수정된 2중 뾰기형상으로 제작하였다. 지름이 0.024 m인 원통에 앞부분에서 0.036m 까지 원추 형상으로 가공한 외부 보조 추진 로켓트를 하단의 핀 사이사이에 4개를 부착한 형태를 기본형(S1)에 대해 변환형(S2)으로 정하였다.

모델의 각 요소들은 전부 두랄루민으로 제작되어졌다. 이러한 요소들을 여러 방법으로 결합하면 다양한 형태의 발사체 모델을 얻을수 있는데 본 실험 모델에서는 결합을 용이하게 하기위해 각 요소의 앞뒤에 암나사와 숫나사를 가공하였다.

(3) 발사체 모델 표면 흐름의 가시화

발사체 모델 표면 흐름을 가시화하기 위하여 오일 유통기법(Oil Flow Technique)을 이용하였다.

본 실험에서는 파라핀 오일(Paraffine Oil), 올레익산(Oleic Acid) 그리고 탄소가루(Carbon Black Power)를 5:3:1의 부피비로 혼합한 균일액을 발사체 모델 표면 전체에 고르게 발라서얇은 막을 형성시킨 다음 풍동을 작동하여 받음각의 변화에 따른 표면유를 촬영하였다. 발사체 표면에 고르게 발라져 있던 혼합액은 풍동이 작동하는 동안 먼저 파라핀이 분리되고 올레익산과 탄소가루는 더얇은 막을 형성하여 그 때에 맞추어 가시화를 시도하였다.

3. 실험결과 및 검토

(1) 정적 실험에 대한 결과 및 검토

본 실험에서 측정된 출력은 수직력과 피칭모멘트 출력성분이다. 각각의 힘과 모멘트들은 0.04m 로 잡은 기준직경이 이루는 원 단면적을 사용하여 무차원화 시켰다. 무차원계수는 수직력과 축력의 경우 출력을 동압과 기준 직경이 이루는 원면적으로 나누어 주었고 피칭 모멘트에서는 여기에다 직경으로 한번더 나누어 나온 수치들이다.

실험은 단위길이당 Reynolds 수는 2.7*10⁶/m 범위 내에서 행하여 졌으며 또한 기준 직경에 대한 Reynolds 수는 1.419*10⁵ 이다.

- 발사체 모델의 길이 확장에 따른 공력특성의 변화

그림2는 6가지 형태의 모델길이 변화에 대해 받음각이 증가함에 따라 무차원 수직힘 계수(Cn)의 변위를 보여준다. 참고문헌 9에 의하면 발사체의

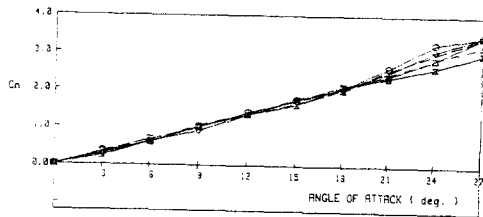
길이확장되어지면 Cn이 증가되어야 함을 알수 있는데 본 실험의 결과에서도 그러한 경향이 받음각이 18도 보다 큰 범위에서 나타나고 있다.

그림3은 피칭 모멘트 계수에 대한 것인데 우리는 본 실험에서 노즈 다운(Nose-Down)의 경향을 양(+)의 피칭 모멘트의 값으로 정의 하였기 때문에 그

계수값들도 편이 달린 모델에서는 모두 양(+)의 값을 가지게 되었다. 그림에서 알수있듯이 발사체의 길이증가는 피칭 모멘트값에 큰 영향을 미치고

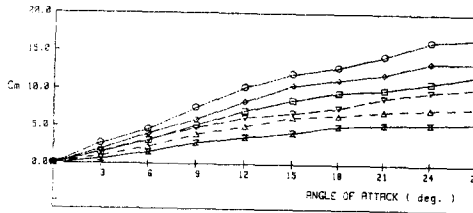
있다. 받음각이 30도 일때 길이가 1m인 발사체의 피칭 모멘트계수(Cm)는 길이가 0.5m인 발사체보다 약 3배에 가까운 큰 값을 나타내고 있다.

또한 본 실험을 통하여 발사체 모델의 길이확장은 축력 계수(Ca)에는 매우 약한 영향만을 미친다는 것을 알 수 있었다.



- ⊙ : 1 - 1 : N1+03+F1
- △ : 1 - 2 : N1+01+03+F1
- ▽ : 1 - 3 : N1+01+02+03+F1
- : 1 - 4 : N1+01+02+03+05+F1
- : 1 - 5 : N1+04+01+02+03+05+F1
- ◇ : 1 - 5 : N1+04+06+01+02+03+05+F1

그림 2. 발사체 모델의 길이 확장이 공력특성(Cn)에 미치는 영향



- ⊙ : 1 - 1 : N1+03+F1
- △ : 1 - 2 : N1+01+03+F1
- ▽ : 1 - 3 : N1+01+02+03+F1
- : 1 - 4 : N1+01+02+03+05+F1
- : 1 - 5 : N1+04+01+02+03+05+F1
- ◇ : 1 - 5 : N1+04+06+01+02+03+05+F1

그림3 발사체 모델의 길이 확장이 공력특성(Cm)에 미치는 영향

- 발사체 모델의 두부 형상이 공력특성에 미치는 영향

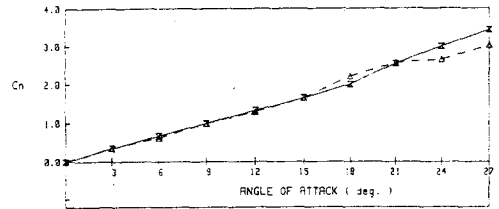
그림4의 두부 형상변환에 대한 수직력 계수 변화를 보면 작은 받음각 범위에서는 두부의 체적(혹은 Diameter)에 관계없이 거의 같은 값을 가지고 있다가

18도 범위에서는 오히려 체적이 작은(그러므로 풍압을 받는 면적도 작다) 모델이 더 큰 값을 가지게 되는 현상을 보이고 있다. 피칭 모멘트 계수 변화와

그림5의 축력 계수 변화는 기대했던 대로 경향을 보여주었다. 변환형 두부를 가지는 모델은 표면 마찰 단면이 기본형 두부가 결합되었던 모델에 비해

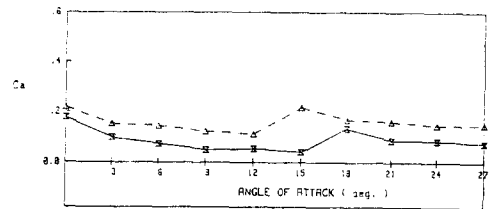
크기 때문에 당연히 그 축력 계수가 커질수 밖에 없다. 또한 변환형 두부에서 발사체의 길이 방향을 따라 직경 감소(테이퍼 부분)에 따른 유동의 고란이

공력 계수 값들에 미치는 영향도 무척 클것이라 생각된다.



- ⊙ : 2 - 1 : N1+01+02+03+F1
- △ : 2 - 2 : N2+01+02+03+F1

그림 4. 발사체 모델의 두부 형상 변환이 공력특성(Cn)에 미치는 영향



- ⊙ : 2 - 1 : N1+01+02+03+F1
- △ : 2 - 2 : N2+01+02+03+F1

그림 5. 발사체 모델의 두부 형상 변환이 공력특성(Ca)에 미치는 영향

- 발사체 모델의 핀 형상이 공력특성에 미치는 영향
동일한 두부와 몸체길이를 모델 형태에서 핀형상에 변환을 주는 경우와 핀 요소를 연결하지 않고 핀이 부착되어지지 않은 몸 전체요소를 결합하여 단순한

몸체만으로 이루어진 형태의 모델에 대한 공력특성을 비교하였다. 본 실험의 결과로 핀의 단면적이 클수록 더 큰 수직력을 발생한다는 것을 알 수 있었다. 변환형 핀 요소는 기본형 핀보다 1.25배, 몸체만으로 이루어진 형태보다 3.0배 정도 더 큰 수직력을 발생시키고 있다. 참고 문헌 8 에 의하면 핀의 단면적은 같고 모양만이 변화된 경우에서는 수직력은 거의 동일한 값을 가지게 됨을 알 수 있다. 앞에서 우리는 발사체가 노즈 다운(Nose-Down)하는 경우를 양의 피칭 모멘트로 정의했기 때문에 핀이 부착되어진 모델에서는 받음각의 변화에 대해서 피칭 모멘트 계수는 양의 값을 갖게 된다. 물론, 이 경우에서도 핀의 단면적이 큰 모델이 받음각 증가에 따라서 핀부분에 큰 폭으로 증가하는 수직력을 받게되므로 핀의 단면적이 작은 경우보다는 큰 비율로 피칭 모멘트 계수가 증가하게 된다. 몸체로만 이루어진 형태에서는 핀이 없기 때문에 받음각이 증가하여도 복원력이 발생하지 않게 되므로 이 경우는 모든 받음각에 대해 항상 단축이 풍압차에 의한 피칭 모멘트가 생기게 되고 그 값은 음의 값을 나타낸다(그림6)

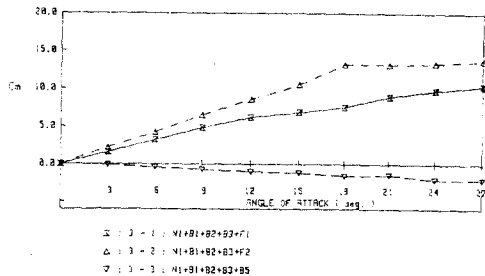


그림 6. 발사체 모델의 핀 정상 편향이 공력특성 (C_m)에 미치는 영향

- 이단형 발사체 모델의 공력 특성
수직력이 핀의 단면적에 큰 영향을 받고 있다는 것은 기본적인 이단형 발사체 모델에 하단이 연결되어진 2단형 모델의 공력 특성 실험을 통해 다시 확인할 수 있었다. 그림7의 피칭 모멘트 계수와 축력계수는 2단형의 경우 단단에서와는 약간 다른 경향을 보이고 있다. 단단형에서 피칭 모멘트 계수값들이 받음각에 대해 계속 증가한 반면 2단형에서는 어느 정도의 받음각 이상에서는 오히려 감소하거나 혹은 정체하는 경향을 보여준다.

외부 보조 추진 로켓을 부착한 모델이나 외부 보조 추진 로켓을 부착하지 않은 모델의 수직력 계수값은 거의 차이를 가지고 있지 않다가 큰 받음각이 되어서야 외부 보조 추진 로켓을 단 모델이 약간 더 큰 수직력 계수값을 가지게 된다. 그리고 오히려 외부 보조 추진 로켓이 부착되어져서 외형이 복잡해진 모델이 받음각의 증가에 대한 수직력 계수의 증가를 더욱 선형적인 형태로 보여주고 있다. 그림8을 보면 외부 보조 추진 로켓이 부착되어진 모델이 부착되어지지 않은 것에 비해 피칭 모멘트 값이 작은 것을 볼 수 있는데 이것은 외부 보조 추진 로켓이 발사체 외부에 돌출하여 부착되어져서 핀의 단면적을 줄이는 효과를 보이기 때문인 것 같다. 축방향 계수치의 변화경향은 예상과는 달리 받음각이 큰 경우에서 External Booster를 부착한 모델이 부착되어지지 않은 모델보다 작은 축력계수값을 가지게 됨을 알 수 있다.

(2) 동적 결과 유도

아래의 식들은 Sacks 에 의해 유도되어진 피칭 모멘트와 수직력의 Dynamic Damping Derivative 들을 구하기 위한 것이다. 이 식들은 Millard 와 Curry 에 의해 실험적으로 확인되어졌다.(참고 문헌 7)

$$Cm_q + Cm_{\dot{\alpha}} = -2 \times Cn_{\alpha} \times (L - X) / L$$

$$Cn_q = 2 \times Cn_{\alpha} \times (L - X) / L$$

$$Cn_{\dot{\alpha}} = 2 \times Cm_{\alpha} + Cn_{\alpha} \times (L - X) / L$$

여기서 Cn_{α} : 받음각에 대한 수직력 계수의 변위 기울기 (rad^{-1})

Cm_{α} : 받음각 증가에 대한 모델의 무게중심에서 측정된 피칭모멘트 계수의

변위 기울기 (rad^{-1})

$Cm_q + Cm_{\dot{\alpha}}$: 피칭 감쇠 모멘트 계수 (rad^{-1})

Cn_q : q에 의한 수직력 (rad^{-1})

$Cn_{\dot{\alpha}}$: $\dot{\alpha}$ 에 의한 수직력 (rad^{-1})

q : 피치율 (rad/sec)

L : 모델 길이

X : Nose 부터 측정된 모델의 무게중심까지의 길이

이 식들을 이용하여 본 실험에서 측정된 정적계수값들로부터 동적인 계수값들을 유도하였다.

(3) 안정성

발사체의 "안정성 판정"은 엄밀히 하자면 발사체의 방향성 운동과 주기성운동에 대하여 각각의 운동

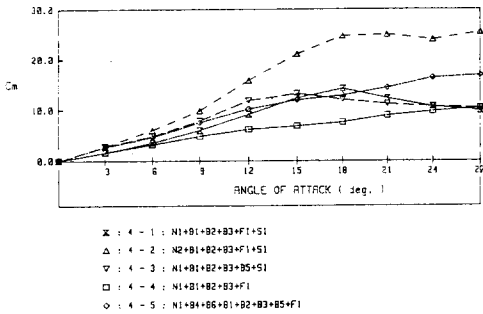


그림 7 단면적 발사체 모델에 아랫단의 연결이 C_m 에 미치는 영향

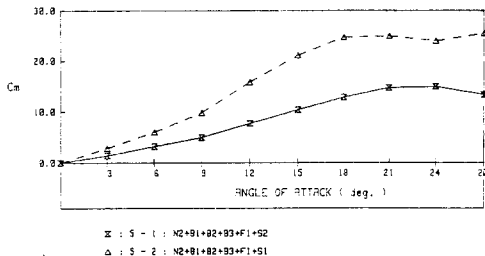


그림 8 이단형 발사체 모델에 외부 추진체의 부착이 C_m 에 미치는 영향

방정식이 세워져 그것을 해석해야만이 이루어질수 있는 것이다. 단순히 정적계수 값과 동적계수 값만을

가지고 안정성 판정을 하게되면 그 계수값들 사이의 연관성때문에 어쩔수 없는 오류를 갖게된다. 하지만 공력계수 값들은 아주 명확하다고 할 수 없지만 안정성에 대한 일반적인 경향은 보여줄수 있으므로

여기서는 풍동실험을 통하여 측정된 정적 계수 값과 이것을 가지고 유도한 동적계수를 통해 관찰할수 있는 안정성의 경향을 해석해 보겠다. 안정성에서 중요한 의미를 갖는 계수 값들은 $C_{n\alpha}$, $C_{m\alpha}$, C_{mq} + $C_{m\dot{\alpha}}$, C_{nq} , $C_{m\dot{\alpha}}$ 와 $Xc.p.$ 등이다. 여기서 $C_{n\alpha}$ 와 $C_{m\alpha}$ 는 C_n, C_m 의 Curve fitting 과정에서 나오는 곡선식의, 받음각이 영인 점에서의 1차 미분 계수 값으로 정의하였다. 그리고 $Xc.p.$ 는 발사체 두부의 앞단에 대한 압력중심(Center of Pressure)의 위치이다.

발사체 구성 요소중 안정성과 가장 밀접한 관계를 갖는것은 역시 핀 요소이다. 그러므로 본 안정성 해석에서도 핀이 안정성에 미치는 효과에 역점을 두어 진행하였다. 각각의 정적 공력 계수에 대한 안정성 해석은 다음과 같다.

- C_m 에 대한 결과

앞의 정적 실험 결과로부터 핀이 없는 모델은 받음각이 증가할수록 큰 음의 값을 가지므로 노즈-업(Nose-up)모멘트가 발생되어, 모델은 받음각의 증가를 가중시켜 복원성이 없어짐을 알수 있었다. 이에 반하여 핀의 부착은 전체 수직력의 작용점인 압력 중심점을 모델의 무게중심점보다 후방으로 이동 시킴으로써 받음각의 증가에 대하여 노즈-다운(Nose-down)모멘트가 발생된다는 것도 앞에서 설명한바 있다. 이것을 결론적으로 다시한번 설명하면, 핀이없는 모델은 받음각 증가에 대한 복원성이 전혀 없으며 오히려 받음각의 증가를 가중시키고 반면에 핀이 있는 모델은 받음각의 증가에 대한 복원성이 있으며 대체적으로 핀 단면적이 커질수록 복원성이 커지는 경향을 가지고 있다. 즉, 핀의 부착과 단면적 확장은 비행 안정성을 향상시키게 된다. 핀의 단면적이 확장되면 안정성이 좋아지는 것과 유사한 경향으로 모델의 길이가 확장되어져도 비행 안정성은 향상된다.

- $C_{n\alpha}$ 와 $C_{m\alpha}$

핀의 단면적이 커질수록 $C_{n\alpha}$ 값은 직선적으로 증가하고 있음을 관찰할 수 있다. $C_{m\alpha}$ 가 증가한다는 것은 받음각의 증가등의 외부 요인에 대해 노즈-다운이 되며 복원성이 커진다는 것을 의미하는데 발사체의 총길이 확장과 핀 단면적의 확장은 $C_{m\alpha}$ 값과 거의 완전한 비례관계를 가지고 있는것을 알수 있다.

그러므로 발사체의 길이확장과 핀 단면적의 확장은 비행 안정성을 좋아지게 한다고 말할수 있다.

- 압력 중심 (Center of Pressure)

$C_{m\alpha}$ 가 클수록 복원 모멘트가 커져 복원성이 증가하고 할수있으나 이와 더불어 $Xc.p.$ 의 변화 또한 비행 안정성의 해석에 있어서 중요한 요인이다. 전반적으로 핀이 없는 모델의 압력 중심점은 무게 중심점보다 앞에 위치하며 핀이 있는 모형의 압력 중심점은 무게 중심점의 뒤에 위치함을 알수 있었으며 핀이 부착되지 않은 모델을 제외하고는 받음각(Angle of Attack)의 증가에 대하여 $Xc.p.$ 의 변화 경향은 증가하는 것이 아니라 오히려 조금 감소하고 있다. 핀이 없는 모델에서는 받음각이 증가함에 따라 압력 중심이 전방으로 이동하다 받음각이 15도 정도일때부터 다시 후방으로 이동하는 경향을 보이고 있다.

(4) 가시화 결과 분석

두부의 형상 변환이 발사체 표면의 흐름에 미치는

영향을 관찰하기 위하여 오일 유동 기법을 이용하여 받음각이 15도와 27도인 경우에 한매 유동 현상을 가시화 하였다. 이 작업에서 사용한 모델은 기본형 두부를 가지는 모델과 변환형 두부를 가지는 모델이다

박리선은 모델 전체에 대해 측면 중심부에서 거의 일직선으로 나타나고 있다. 두부의 오자이브 형상 부분과 변환형 두부의 테이퍼부분 그리고 모델 뒤의 핀이 부착되어진 부분과 같이 모델 형상이 변화하는 부분에서는 박리선이 휘고 있는데 특히 오자이브 부분의 힘은 받음각이 증가함에 따라 완만해지면서 측면에서 볼 때의 두부끝으로 이동하고 있다. 이러한 현상은 받음각이 증가하면서 모델의 윗면 중심부에 있던 박리선이 측면 중심부로 이동하기 때문에 일어나는 것으로 보여진다. 그리고 변환형 두부의 오자이브 형상부의 원통형에서 테이퍼형으로 바뀌는 부분은 형상변환이 급격해서인지 박리선이 이 부위에서 급격히 휘어 굽절만것 처럼 보여지고 있다.

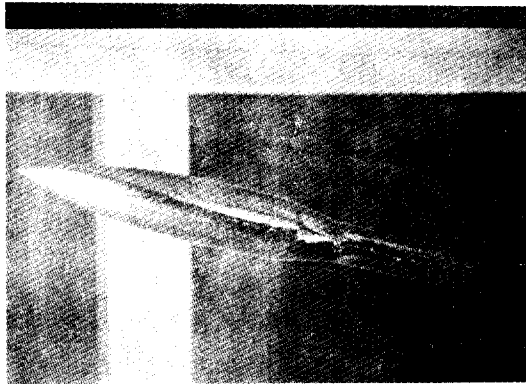


그림 9 변환형 두부를 가지는 발사체 모델의 오일 유동 형태 가시화 (받음각 : 15 도)

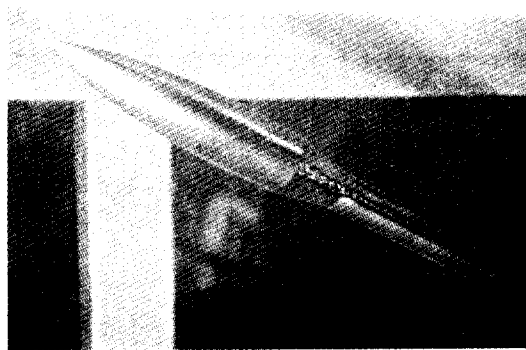


그림 10 변환형 두부를 가지는 발사체 모델의 오일 유동 형태 가시화 (받음각 : 30 도)

4. 결 론

발사체의 길이, 두부의 형상, 핀, 2단현의 형상과 유무, 외부보조추진로켓트의 유무가 축력계수(Ca), 수직력계수(Cn), 피칭모멘트 계수에 미치는 영향을 관찰하였다. 관찰된 경향을 분석해보면 대개의 경우에 예견했던 결과들이 나타났다. 직경이 확대된 두부는 직경이 감소하는 부분에서 생기는 복잡한 유동현상 때문에 불리한 영향을 주나 내부용량의 증가를 가져온다. 정적안정계수와 그로부터 유도된 동적안정계수의 결과를 가지고 안정성을 판단하면 발사체의 길이확장과 핀 단면적의 확장은 비행 안정성을 좋아지게 함을 알수있다.

**** 참고 문헌 ****

1. CHIN S.S, MISSILE CONFIGURATION DESIGN, McGRAW-HILL, 1961
2. NIELSEN J.N., MISSILE DYNAMICS, McHAW-HILL, 1960
3. NEWELL Jr.H.E., SOUNDING ROCKETS, McGRAW-HILL, 1959
4. HEMSCH M.J.AND NIELSEN J.N., TACTICAL MISSILE AERODYNAMICS, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, 1986.
5. CHANG P.K., SEPARATION OF FLOW, KIST, 1979.
6. MERZKIRCH W., FLOW VISUALIZATION, ACADEMIC PRESS, 1974.
7. WILSON G.G. AND MILLARD W.A. "PERFORMANCE AND FLIGHT CHARACTERISTICS OF THE SANDHAWK FAMILY OF ROCKET SYSTEMS", JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS, VOL.8,NO.7, JULY 1971, PP. 783-788
8. DANIEL D.C., "EXPERIMENTAL AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF MISSILES WITH SQUARE CROSS SECTIONS", J. SPACECRAFT, VOL.19, NO.2, MARCH-APRIL 1982, PP.167-172.
9. BUFORD W.E., "THE EFFECTS OF AFTERBODY LENGTH AND MACH NUMBER ON THE NORMAL FORCE AND CENTER OF PRESSURE OF CONICAL AND OGIVAL NOSE BODIES", JOURNAL AERONAUT. SCI., VOL.25,FEB.1958, PP.103-108