

## 공압식 날개전개장치 특성 연구

### A Study on Characteristics of a Pneumatic Device for Deploying Fins

강 춘 길\*

Choon-Kil Kang

원 명 식\*

Myong-Shik Won

The fins of a missile which is folded within a canister are deployed according to a command during the missile flight. The aerodynamic load generated by operating environments such as missile flight speed, platform movement speed and wind acts as an anti-deploying force and prevents the fins from deploying. As the diversification of platforms and the higher speed of missiles need a larger deploying force but the space for operating the fin deploying device is getting narrower, the new design concepts are required for developing such a device. In this study, a pneumatic device for deploying missile fins is designed and its characteristics are verified through experiments and analyses.

Keywords : Pneumatic Device(공압장치), Fin(날개), Missile(유도탄), Canister(발사관), Fin Deployment(날개 전개), Anti-Deploying Force(반전개력), Mechanism(메커니즘), Pressure Bottle(압력용기), Control Volume(제어체적)

#### 1. 서론

원통형 발사관을 이용하는 대부분의 유도탄은 접는 날개를 채택하고 있으며 발사관을 이탈하여 필요한 시기에 날개를 전개시키는 형태로 운용된다. 이때 탄의 비행 속도나 바람과 같은 비행 환경, 운용 함정의 운항 속도 등이 복합적으로 결합되어 생성되는 공기력은 날개의 전개를 방해하는 힘으로 작용한다. 특히 비행체가 고속화됨에 따라 항력을 최소화는 과정에서 유도탄의 외형은 점점 더 유선형(streamline shape)화되어 날개 전개장치를 비롯한 주요 기계장치의 설계 공간은 훨씬 더 협소해지는 반면 요구되는 전개력은 큰 폭으

로 증가되고 있다. 이러한 운용 환경의 변화는 새로운 형태의 날개전개장치 개발 필요성을 증대시키고 있다.

본 연구에서 제안한 공압식 날개전개장치는 압력용기에 충전된 고압의 가스( $N_2$ )를 이용하여 날개의 접힘 상태 유지 및 해제, 날개전개, 전개장치 분리 등 일련의 기능을 순차적으로 수행함으로써 높은 신뢰도를 확보하고 있으며 작동 완료 후 분리됨으로써 시스템의 경량화에도 기여하고 있다. 또한 공압의 특성을 이용하여 전개시 미익에 추가되는 반전개 환경에 따라 전개력이 어느정도 자동적으로 조절됨으로써 전개 충격을 최소화하고 있다.

본 전개장치는 공압을 사용함으로써 수반되는 작동 시간 지연 현상, 직선운동을 회전운동으로 변환시키기 위한 메커니즘의 기구학적 특성 등이 연계되어 매우 복잡한 전개 특성을 가진다. 이에 반전개력을 지상에서 모사할 수 있는 시험 장치를 개발하여 전개장치의

† 2010년 3월 19일 접수~2010년 5월 13일 게재승인

\* 국방과학연구소(ADD)

책임저자 : 강춘길(kang123@add.re.kr)

주요 특성과 능력을 확인하였으며, 최종적으로는 풍동 시험을 통하여 반전개 공기력 작용시에 대한 전개 성능을 확인하고 체계 적용 가능성을 입증하였다.

## 2. 전개 성능해석

### 가. 전개장치 모델링

날개전개장치는 Fig. 1에서 보는 바와 같이 초기고정장치와 압력이 부가되는 피스톤, 직선운동을 회전운동으로 변환시키는 링크부 등으로 구성된다.

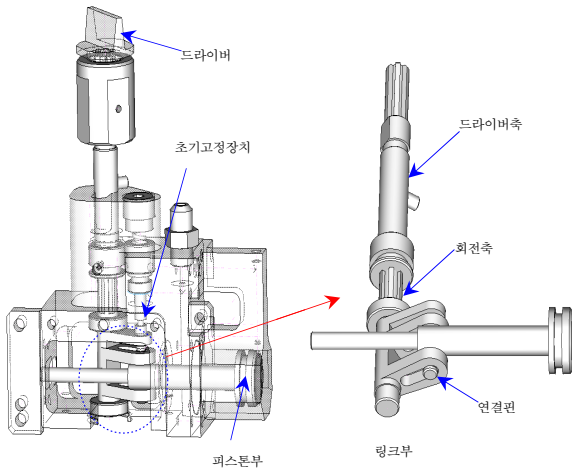


Fig. 1. 날개전개장치의 구성

초기고정장치의 핀이 링크의 회전축을 고정함으로써 작동 전 전개장치의 잠금 상태가 유지되며 작동 명령에 따라 전개장치로 공급되는 가스가 초기고정장치의 핀을 밀어올림으로써 잠금 상태를 해제함과 동시에 피스톤으로 연결되는 유로가 개방된다. 공급된 압력으로 인한 피스톤의 직선운동은 연결핀을 통하여 드라이버축의 회전운동으로 변환되고 날개의 힌지와 연결된 드라이버가 회전함으로써 날개를 전개시킨다. 드라이버축과 회전축은 스플라인 이음(spline joint)으로 연결되어 축방향 이동이 가능하다. 전개 완료와 동시에 드라이버축으로 공급되는 압력이 드라이버축을 후퇴시킴으로써 날개와 전개장치와의 연결을 해제시킨다. 조종날개는 전개와 동시에 구동장치에 의하여 구동되어야 하므로 전개장치와 날개의 신속한 분리는 시스템의 성패와 직결되는 매우 중요한 기능이다.

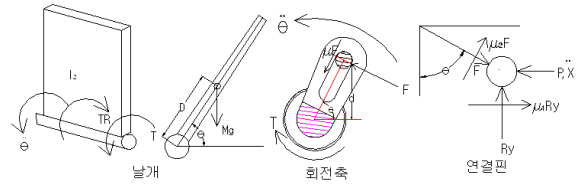


Fig. 2. 날개 및 회전축의 자유물체도

날개전개장치의 기구학적 거동은 Fig. 2의 자유물체도로부터 다음 식과 같이 정리된다.

$$\left\{ I_1 + I_2 + \frac{md^2}{f \sin^3(\theta)} \right\} \ddot{\theta} - \frac{md^2 \sin(2\theta)}{f \sin^5(\theta)} \dot{\theta}^2 - \left\{ \frac{Pd}{f \sin(\theta)} - T_r - MgD \cos(\theta) \right\} = 0 \quad (1)$$

$$f = \sin(\theta) + \mu_2 |\cos(\theta)| + \mu_1 |\cos(\theta)| - (\mu_2) \sin(\theta)$$

여기서  $\theta$ 는 전개각,  $I_1, I_2$ 는 날개와 회전축의 질량관성모멘트,  $m$ 은 연결핀질량,  $M$ 은 날개질량,  $P$ 는 피스톤의 압력,  $T_r$ 은 반전개력,  $f$ 는 마찰계수  $\mu_1, \mu_2$ 에 의하여 결정되는 마찰력,  $g$ 는 중력가속도,  $d$ 와  $D$ 는 연결핀과 날개의 모멘트팔 길이를 나타낸다.

피스톤으로 전달되는 고압가스의 유동은 비가역적, 비정상상태 거동을 한다. 이러한 일반적인 거동을 수식화하여 해석하기는 거의 불가능하기 때문에 물리적인 의미를 갖는 가정을 적용함으로써 해석상의 편이를 도모하고 수식을 단순화할 수 있다. 모든 열/유체역학적 거동을 극히 짧은 순간( $10^{-5} \sim 10^{-4}$ 초 수준)으로 분할하여 생각하면 짧은 순간 동안의 고압가스 유동은 가역단열과정 및 정상상태 거동을 따른다고 가정할 수 있다. 또한 제어체적(control volume)내의 모든 열역학적 특성값은 균일하다고 가정한다. 이러한 가정을 근거로 하여 열역학적 제1법칙, 질량보존의 법칙 및 기체 상태방정식 등을 적용하면 실린더로 공급되는 유량과 제어체적내의 압력 변화량은 방정식 (2)와 (3)으로 정리된다. 이 때 피스톤의 이동 속도( $\dot{x}$ )에 따른 유량의 변화는  $Q_i = \rho_i A_i \dot{x}_i$ 로 결정된다.

$$\dot{m}_i = C_D \frac{\Gamma}{\sqrt{T_i}} P_i A_i \overline{P_{i,i+1}} \quad (2)$$

$$\dot{P}_i = \frac{\gamma R T_i}{V_i} (\dot{m}_{i-1} - \dot{m}_i - Q_i) \quad (i=1, \dots, n) \quad (3)$$

여기서  $m$ 은 질량,  $R$ 은 기체상수,  $T$ 는 절대온도,  $V$ 는 체적,  $P$ 는 절대압력,  $A$ 는 단면적,  $C_D$ 는 방출계수를 의미한다. 그리고 비열비( $\gamma$ ) 및 압력비를 이용하여 정의된 두 변수  $\Gamma$  및  $\overline{P_{i,i+1}}$ 는 다음 식과 같다.

$$\Gamma = \left[ \frac{\gamma}{R} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \right]^{1/2}$$

$$\overline{P_{i,i+1}} = \left[ \frac{\left( \left( \frac{P_{i+1}}{P_i} \right)^{2/\gamma} - \left( \frac{P_{i+1}}{P_i} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right)}{\frac{\gamma-1}{2} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \right]^{1/2}$$

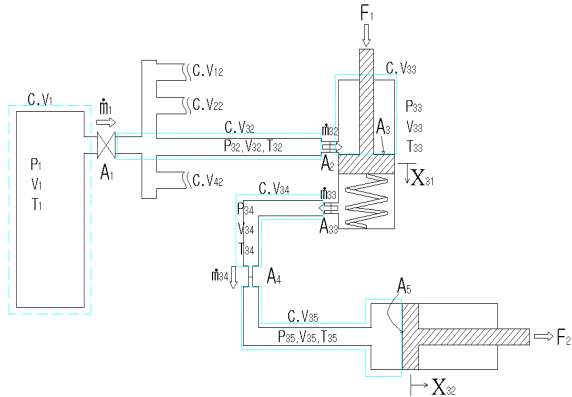


Fig. 3. 날개전개장치의 수학적 모델

Fig. 3은 날개전개장치로 공급되는 기체의 거동을 수학적으로 모델링한 것이다. 고압용기로부터 각각의 전개장치(i)로 연결되는 배관이 제어체적  $V_{i,2}$ , 초기고정핀 이동에 따른 가변체적  $V_{i,3}$ , 초기고정장치 출구로부터 실린더까지의 유로는 오리피스를 기준으로 제어체적  $V_{i,4}$ ,  $V_{i,5}$ 로 나누어진다.

나. 해석결과

날개전개를 방해하는 반전개력을 고려하지 않으면 각 날개의 전개시간은 부착 위치에 따른 중력가속도와 고압용기로부터 연결되는 배관의 길이에 의하여 결정된다. Fig. 4는 각 제어체적의 압력변화를 나타낸 것이다. P11은 고압용기의 압력이고, Pij에서 i는 날개 번호, j는 제어체적의 번호이다. 체적이 일정하거나 변화가 작은 제어체적 1~4의 압력은 순간적으로 증가

하여 고압용기의 압력과 동일한 체적을 따른다. 그러나 제어체적 5는 날개 전개와 동시에 압력이 증가하지만 피스톤이 이동함에 따라 제어체적이 급격히 커지기 때문에 완만한 압력 증가 거동을 보이며 전개가 완료되는 시점에는 압력이 순간적으로 떨어진다. 전개가 완료되는 시점에서는 피스톤이 압력을 받아 움직이는 것이 아니라 날개의 관성력에 의하여 더 빠른 속도로 이동하므로 실린더로 공급되는 기체의 유량보다 피스톤의 이동으로 인한 체적의 증가량이 더 크기 때문에 압력이 떨어지는 현상이 발생한다.

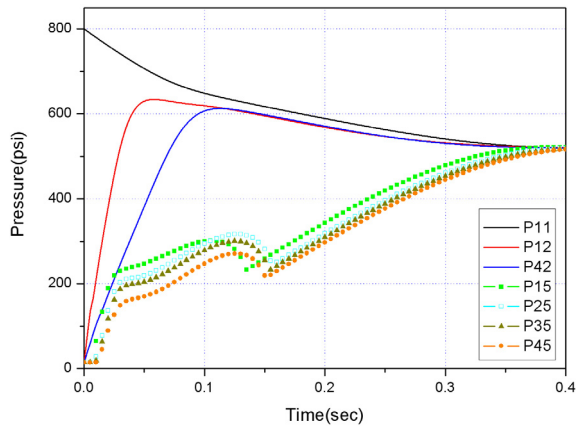
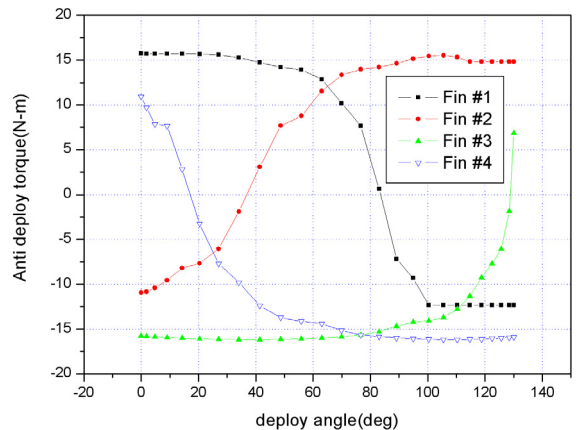


Fig. 4. 제어체적의 압력(무부하 조건)



주) (+) : 순전개 방향, (-) : 반전개 방향

Fig. 5. 반전개 토크

날개에 부가되는 공기력으로 인한 반전개력은 비행 자세와 환경에 따라 달라질 수 있으며 날개의 부착 위

치에 따라 순전개(날개의 전개를 도와주는 방향) 및 반전개 방향으로 작용하게 된다. Fig. 5는 공압식 날개 전개장치의 설계요구조건으로 제시된 반전개력 곡선의 한 예이다.

반전개력을 적용하여 전개거동을 해석해 보면, Fig. 6에서 보는 바와 같이 20도 전개시점을 기준으로 지속적인 반전개력을 받고 있는 4번 날개와 전개 초기부터 반전개력을 받는 3번 날개가 가장 늦게 펼쳐지는 것을 볼 수 있다. 피스톤에 작용하는 압력( $P_{i,5}$ )은 Fig. 7에서 보는 바와 같이 날개별로 큰 차이를 보이고 있으며 이는 부가되는 반전개력에 상회하는 압력이 공급되어야 전개가 완료되기 때문이다.

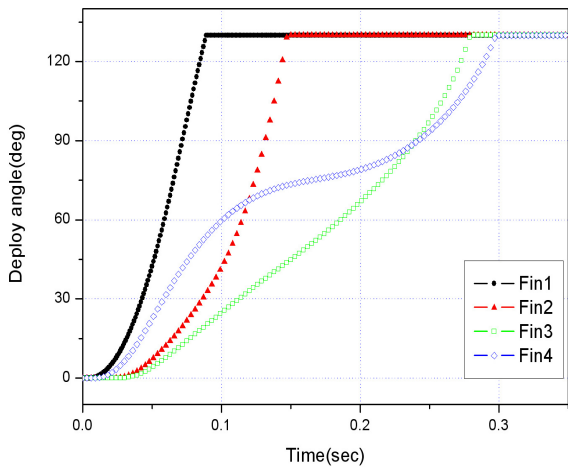


Fig. 6. 전개각(반전개력 부가조건)

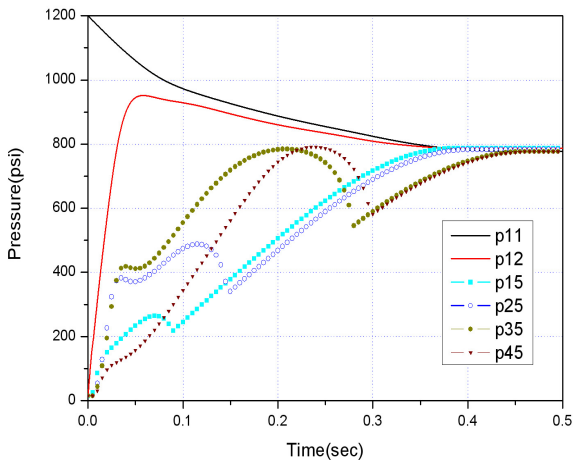


Fig. 7. 제어체적의 압력(반전개력 부가조건)

### 3. 전개 성능시험

#### 가. 전개성능시험 장치

성능해석 결과에서 보는 바와 같이 공압식 날개전개장치는 반전개력에 따라 변화하는 전개 거동을 보인다. 따라서 명확한 전개 특성을 도출하기 위해서는 반전개력을 모사할 수 있는 성능시험장치가 요구된다. Fig. 8은 날개에 반전개력을 모사하기 위하여 개발한 성능시험장치이다.

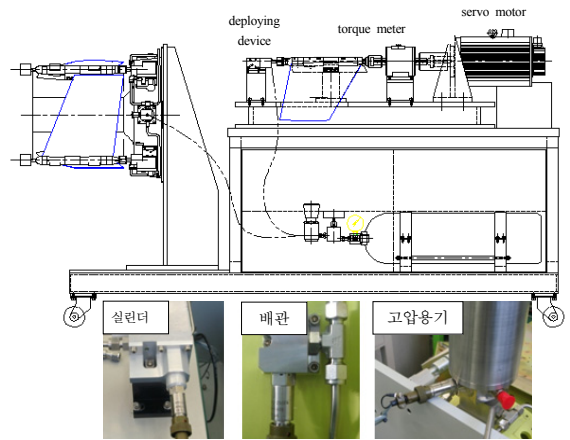


Fig. 8. 성능시험장치

서보모터(servo motor, LF30\_LG)를 이용하여 반전개력을 모사하고 날개와 서보모터 사이에는 토오크미터(YDRA-5K)를 설치하여 날개 전개 과정에서의 동적 토오크를 측정하였다. 또한 고압용기, 배관, 전개장치의 실린더 등 가스가 공급되는 주요 경로에서의 압력을 계측하여 해석결과와 비교하였다. 4개의 날개를 동시에 전개시키는 실제 운용시험에서는 1개의 날개에만 반전개력을 부가하고 3개의 날개는 무부하 조건으로 전개시킴으로써 가장 가혹한 전개 환경을 모사하였다.

#### 나. 성능시험 결과

고압용기의 압력을 1400psi로 고정하고 반전개력의 유무에 따른 실린더 내부의 압력과 전개 토오크를 해석결과와 비교하였다.

실린더 내부의 압력은 Fig. 9와 10에서 보는 바와 같이 성능해석 결과와 잘 일치하고 있으며 반전개력이 부가됨에 따라 날개전개에 더 높은 압력이 요구되기

때문에 충분한 가스가 공급될 때까지 전개가 지연되는 현상을 확인할 수 있다. 반전개력이 증가하여 고압용기의 압력보다 높은 압력이 요구될 경우 날개는 전개 도중에 중지된다. 반전개력이 부가되지 않는 조건에서는 Fig. 9에서 보는 바와 같이 날개 전개가 완료되는 시점(0.12s)을 기준으로 실린더 내부의 압력과 고압용기 압력과의 차이에 해당하는 여유압력이 존재한다. 그러나 15Nm의 반전개력이 부가될 경우에는 Fig. 10에서 보는 바와 같이 날개 전개 완료 시점(0.2s)의 실린더 내압이 고압용기의 압력에 거의 근접하는 것을 볼 수 있다. 따라서 더 큰 반전개력이 부가된다면 날개가 전개되지 않을 것임을 예상할 수 있으며 반전개력을 16Nm로 증가시켜 수행한 시험에서는 날개가 전개되지 않았다.

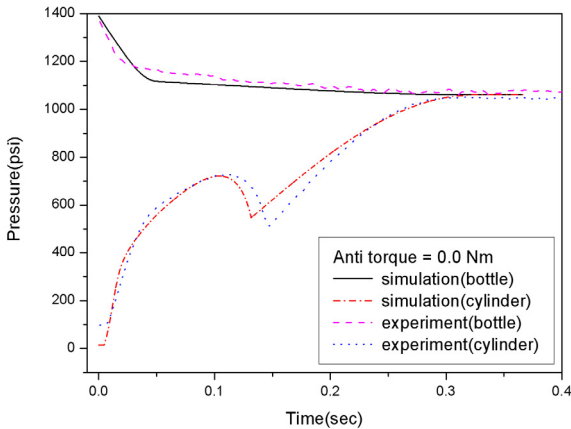


Fig. 9. 실린더 내압(반전개력 0)

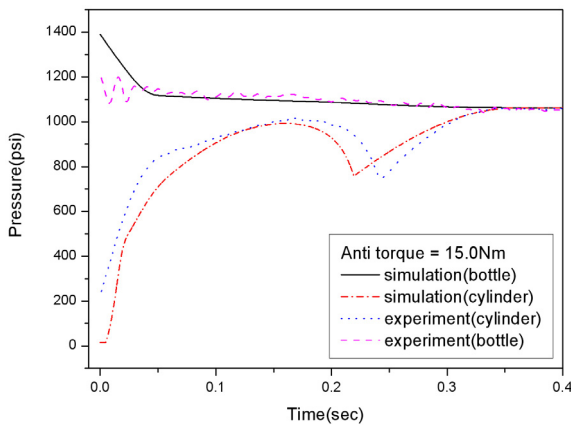


Fig. 10. 실린더 내압(반전개력 15Nm)

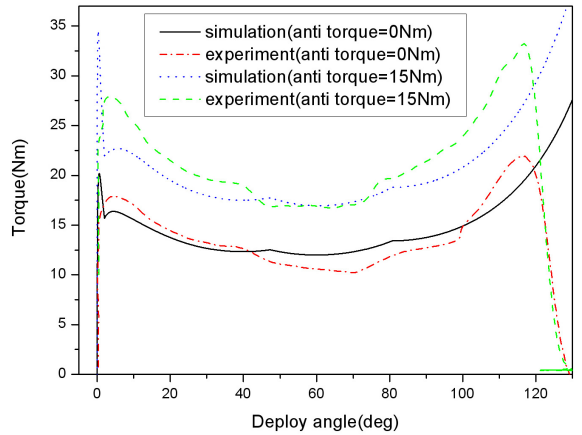


Fig. 11. 반전개력에 따른 전개력

전개장치의 능력을 나타내는 전개토크는 직선운동을 회전운동으로 변환시키는 링크의 기구학적 거동으로 인하여 Fig. 11에서 보는 바와 같이 날개 전개각에 대하여 완만한 U자형 특성을 가진다. 토크는 피스톤에 작용하는 압력에 의하여 결정되기 때문에 실린더 내압의 거동과 유사하게 압력용기의 압력을 동일하게 유지할 지라도 작용하는 반전개력의 크기에 따라서 얻어지는 토크가 달라지는 특성을 보인다. 즉 큰 전개 능력을 보유하고 있지만 전개에 필요한 최소의 토크만을 이용하여 날개를 전개시키는 특성으로서 가스가 배관을 통하여 실린더로 공급되는데 어느 정도의 시간이 소요되기 때문이다. 이와 같은 특성을 이용하면 날개의 전개충격을 크게 완화시킬 수 있어 별도의 완충장치를 필요로 하지 않게 된다.

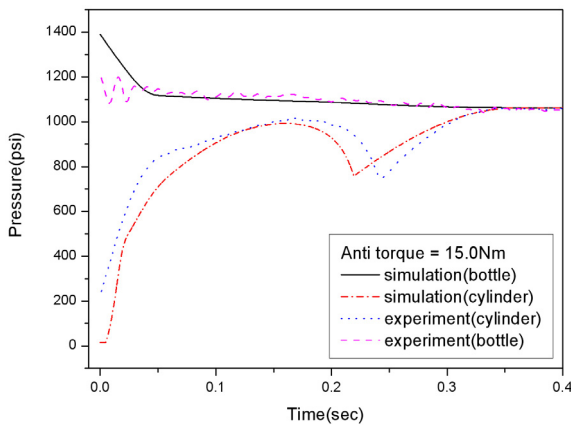


Fig. 12. 오리피스 직경별 전개각

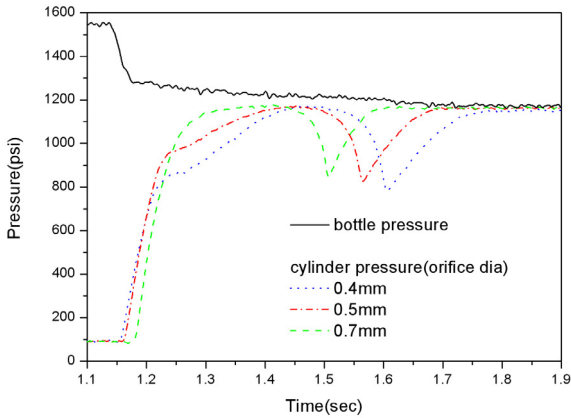


Fig. 13. 오리피스 직경별 실린더 압력

최소 전개력과 최대 전개소요시간이 날개전개장치의 설계요구조건으로 규정되며 날개전개가 내부 탑재장비에 미치는 영향은 최소화되어야 한다. 따라서 예상되는 모든 운용 환경에 대하여 최대 전개소요시간 이내에 날개 전개를 완료할 수 있는 최소 전개력을 확보하여야 한다. 이를 위하여 실린더로 연결되는 유로상에 오리피스를 설치하여 공급유량을 줄임으로써 외부 반전개력별로 적용되는 전개력의 단계를 세분화할 필요가 있다. Fig. 12, 13은 용기압 1500psi, 반전개력 14Nm의 동일한 시험조건에서 오리피스의 직경을 달리하여 측정한 전개각 및 실린더의 압력이다. 오리피스 직경이 0.7mm이면 실린더 내압이 곧바로 최대 압력에 도달하지만 0.4mm로 축소되면 최대 압력 도달 시간이 지연되는 현상을 볼 수 있다.

다. 풍동시험

공압식 날개전개장치의 체계 적용 여부는 실제 비행환경을 모사하는 풍동시험을 통하여 최종적으로 결정된다. 시험에는 모든 운용환경을 고려하여 시험조건을 도출하고 4개의 날개와 구동기를 탑재한 모사 시험편이 사용되었다.

Fig. 14와 15는 날개전개에 실패한 시험에서 획득된 전개각 및 압력을 나타낸 것이다. 약 30도 전개된 시점에서 압력이 평형압(800psi)에 도달함에 따라 가스 공급이 중단됨으로써 전개가 중지되었다.

Fig. 16과 17은 동일한 시험조건에 대하여 100psi 증가한 용기압을 적용시켜 수행한 시험결과이다. 약 40도 전개된 시점에서 평형압(900psi)에 도달하였으나 평형압이 날개 전개에 필요한 전개력을 생성시킬 수 있

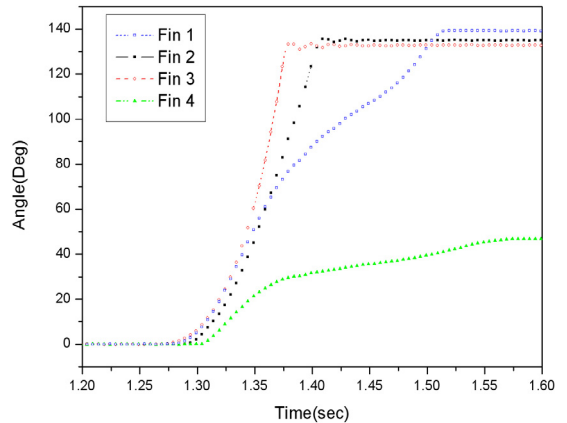


Fig. 14. 풍동시험결과(전개각, 전개실패)

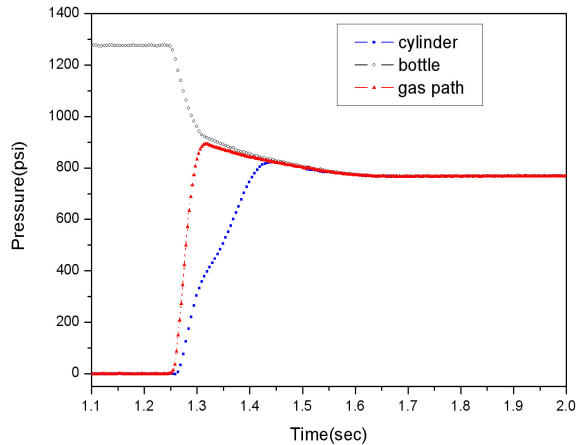


Fig. 15. 풍동시험결과(압력, 전개실패)

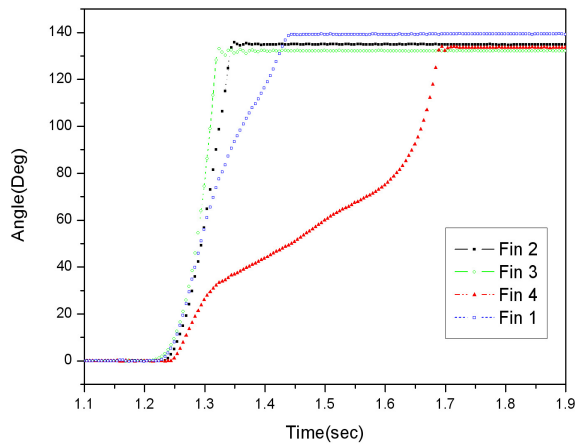


Fig. 16. 풍동시험결과(전개각, 전개완료)

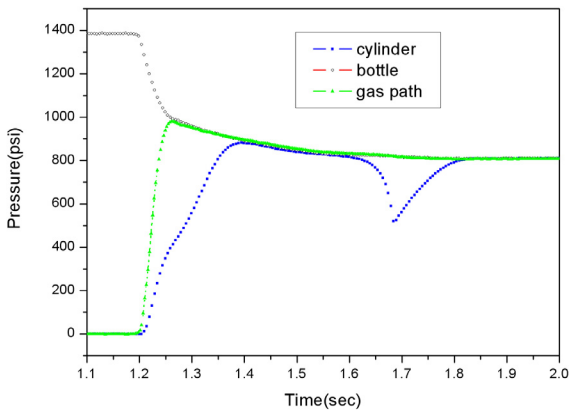


Fig. 17. 풍동시험결과(압력, 전개완료)

는 수준으로 증가됨에 따라 전개가 완료되었다.

이상과 같이 비행환경을 모사한 풍동시험을 통하여 공압식 날개전개장치의 성능을 최종적으로 검증하였다.

#### 4. 결론

유도탄의 고속화 및 운용 환경의 다변화는 큰 전개력을 보유한 날개전개장치를 요구하고 있지만 설계 공간은 오히려 줄어들고 있어 새로운 형태의 전개장치 개발이 요구된다. 본 연구에서는 작은 탑재공간과 증대되는 전개력 요구조건을 만족하는 공압식 날개전개장치의 특성을 해석 및 시험을 통하여 규명하였다. 고압용기의 압력을 변화시킴으로써 전개력 변화에 능동적으로 대응할 수 있으며 가스의 공급 시간을 적절히 지연시킴으로서 별도의 완충장치가 없이도 전개충격을 완화시킴으로서 장치를 소형화할 수 있었다.

개발된 전개장치는 추후 많은 유사체계에서 적용이 가능할 것으로 예상된다.

#### Reference

- [1] Blaine W. Andersen, "The Analysis and Desing of Pneumatic Systems", Robert E. Krieger Publishing Company, 1976.
- [2] 손병진 외, "유압공학", 탑출판사.
- [3] 강춘길 외, "공압식 미익전개장치 개발보고서", 국방과학연구소, ADDR-S416-09079, 2009.