

노즈캡 분리장치 성능 연구

강춘길^{*,1)} · 이동민¹⁾ · 박근수¹⁾

¹⁾ 국방과학연구소 제1기술연구본부

Design and Evaluation of Opening Devices of Separable Nose Cap

ChoonGil Kang^{*,1)} · DongMin Lee¹⁾ · GeunSoo Park¹⁾

¹⁾ The 1st Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 22 August 2014 / Revised 6 January 2015 / Accepted 20 March 2015)

ABSTRACT

In this paper, we have proposed a separable nose cap and its opening device to protect a seeker's window from aerodynamic heating and to decrease the drag force on missile body. The nose cap should be promptly deployed to secure the view field of seeker when it is needed. This cap consists of two nose cap structures and separation devices such as pyro puller and pusher. The performance of pyro puller was fully verified through analyses and several kinds of operating tests. We can obtain a sufficient confidence level of the pyro puller through many operating tests under various environments.

Key Words : Nose Cap(노즈캡), Pyro Puller(파이로풀러), Pyro Pusher(파이로푸셔), Cap Separation(캡분리), Pyro Device(파이로장치)

1. 서론

노즈캡은 비행 중 항력을 저감하고 내부에 탑재된 탐색기를 공력 가열로부터 보호하기 위하여 유도탄의 전방에 조립되는 유선형 구조체이다. 따라서 비행 중 작용하는 공력 및 열하중에 대하여 구조적으로 강건해야 할 뿐만 아니라 필요한 시점에는 탐색기 시야를 방해하지 않도록 신속하고 안전하게 기체로부터 분리되어야 한다.

포탄 요격을 목적으로 하는 아이언돔(Iron Dome) 등

고속으로 비행하는 일부 미사일의 경우 탐색기를 열로부터 보호하기 위하여 이와 유사한 구조를 적용하고 있다. 노즈캡은 2조각으로 분할된 구조이며 내부에 전개 및 분리를 위한 장치를 탑재한다. 노즈캡 분리장치는 비행 중에는 노즈캡의 조립 상태를 유지시키고 필요한 시점에는 신속하게 조립 상태를 해제시켜야 할 뿐만 아니라 안전한 분리를 보장할 수 있는 충분한 전개력을 제공할 수 있어야 한다. 제한된 설계 공간에 비하여 큰 전개력을 요구하고 있어 분리장치는 주로 화약을 이용하는 방식들이 다양한 형태로 사용되고 있다^{1,2)}. 본 연구에서는 소형 유도탄의 탐색기를 보호하기 위한 분리형 노즈캡과 파이로(pyro)를 작동원으로 하는 분리장치를 제안하였다. 체계 형상과 분리 환경

* Corresponding author, E-mail: kang123@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

에 대한 하중 조건, 체계의 운용성과 분리 성능 등을 다각도로 검토하여 노즈캡 구조와 분리장치 설계 개념을 정립하였으며 기계장치의 작동 신뢰도를 확보하기 위하여 여러 가지 조건에 대한 기능 및 성능 시험을 수행하였다. 노즈캡을 체계에 적용하기 위해서는 지상 시험을 통하여 안전한 분리 성능을 확인하여야 하지만 국내에서는 비행 환경을 모사한 지상시험을 수행하기가 거의 불가능한 실정이다. 본 연구에서는 노즈캡의 전개 자세별로 계산한 3-DOF(degree of freedom) 공력 모델을 이용하여 노즈캡의 분리궤적을 계산하였으며 이를 이용하여 기체와의 충돌 가능성이 상대적으로 낮은 궤적을 얻을 수 있도록 노즈캡의 힌지 파단각을 선정하였다. 또한 실험을 통하여 노즈캡 분리장치의 성능을 평가하고 최종적으로 작동 여유(margin)를 제시하였다.

2. 노즈캡 및 분리장치

2.1 노즈캡 및 분리장치 설계조건 분석

분리형 노즈캡은 Fig. 1에서 보는 바와 같이 상/하로 분할된 노즈캡 구조가 힌지에 의하여 연결되며 내부에는 분리장치를 탑재한다. 분리장치가 노즈캡의 조립 상태를 해제하고 분리력을 발생시키면 노즈캡은 힌지를 중심으로 회전하고 노즈캡 내부로 공기가 유입된다. 유입된 공기력에 의하여 큰 회전 모멘트를 얻은 노즈캡은 전개각이 일정한 각도에 도달하면 힌지핀이 파단되면서 기체로부터 완전히 분리된다.

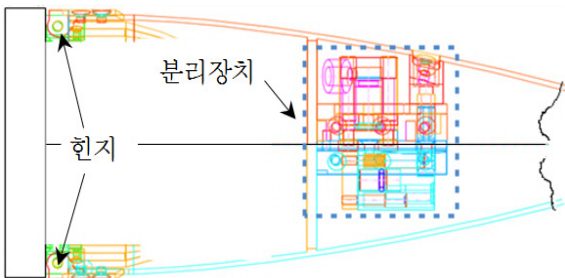


Fig. 1. Assembly of nose cap and separation device

칼만오자이브(Kalman Ogive) 형상을 가지는 노즈캡에는 비행 중 Fig. 2와 같은 외부 압력이 작용하여 노즈캡 전개를 방해하는 반전개력을 형성하므로 노즈캡 분리장치는 반전개력을 증가하는 전개력을 발생시켜야

한다. 또한 힌지핀은 노즈캡이 전개되는 과정에서 힌지로써 충분한 강도를 확보하고 있어야 하지만 파단시점에서는 노즈캡에 부가되는 공력만으로도 쉽게 절단되어야 한다. 본 연구에서는 가장 낮은 비행속도 조건에서 산출한 공력의 20 % 수준에서 힌지핀이 파단되도록 설계하였다.

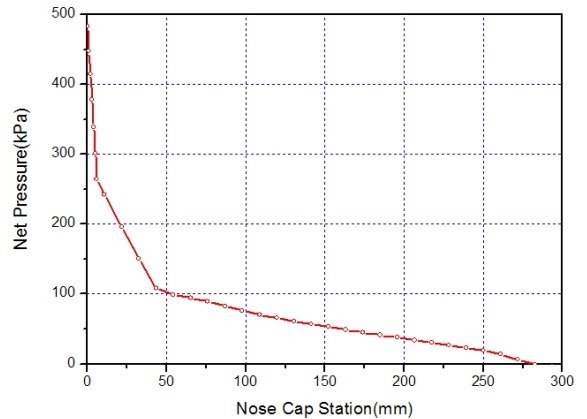


Fig. 2. Pressure on the surface of nose cap

분리장치는 분할된 노즈캡의 조립상태를 유지 및 해제시키기 위한 파이로풀러(이하 풀러)와 상부와 하부 노즈캡을 전개시키기 위한 파이로푸셔(이하 푸셔)로 구성되며 협소한 설계 공간과 큰 작동력 요구조건을 고려하여 파이로장치(이하 착화기)를 작동원으로 사용한다. Fig. 3은 풀러(A)와 푸셔(B)의 개략적인 구성 및 작동 형상이다. 피스톤이 몸체에 조립되면서 생성하는 밀폐공간에 착화기의 압력이 공급되면 피스톤이 이동하면서 고정핀을 후퇴(풀러)시키거나 전개력(푸셔)을 발생시킨다.

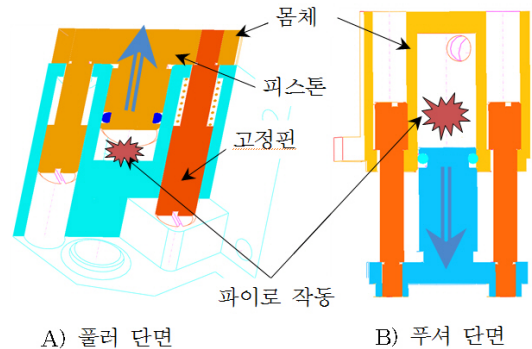


Fig. 3. Section view of puller and pusher

노즈캡 상부와 연결된 결쇠의 홈에 하부 노즈캡에 조립된 폴러의 고정편이 삽입됨으로서 노즈캡의 조립 상태가 유지되며 노즈캡 전개 명령이 인가되면 착화기 압력에 의하여 고정편이 후퇴하면서 상부/하부 노즈캡의 조립 상태가 해제된다. 푸셔는 상/하부 노즈캡 사이에 조립되며 폴러의 작동으로 구속 상태가 해제된 노즈캡을 전개시킨다. 폴러와 푸셔의 작동력은 착화기의 폭발압력과 몸체와 피스톤이 형성하는 밀폐공간의 부피에 의하여 결정된다.

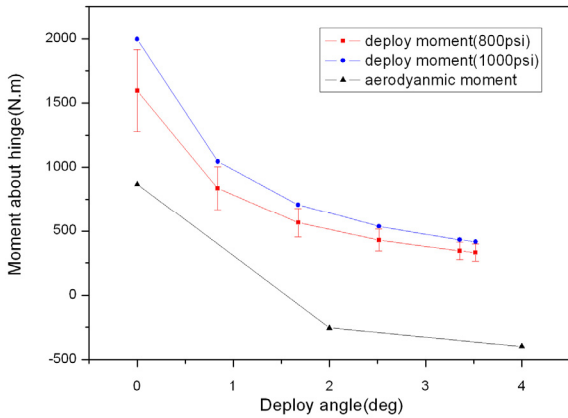


Fig. 4. Comparison of the deploying moments and aerodynamic moment of the nose cap

Fig. 4는 힌지핀을 기준으로 산출한 노즈캡의 공력모멘트(aerodynamic moment)와 푸셔가 발생시킬 수 있는 전개모멘트(deploy moment)를 전개각에 대하여 나타낸 것이다. 전개각 0도 조건에서 노즈캡의 외표면에 분포하는 압력(Fig. 2)은 전개를 방해하는 방향으로(+) 작용하지만 전개가 시작되면 노즈캡의 내부로 공기가 유입됨으로서 전개를 도와주는 방향(-)으로 모멘트가 생성된다. 노즈캡이 전개되기 시작하면 푸셔의 피스톤이 이동함으로써 증가되는 부피만큼 작동압이 감소하기 때문에 전개 모멘트는 작아진다. 착화기의 압력 편차 20%를 고려하여도 작동압이 800 psi 이상이면 공력에 의한 힌지모멘트보다 큰 전개모멘트를 발생시킬 수 있다. 전개 성능 관점에서는 높은 전개력을 가질수록 유리하지만 기체로 전달되는 파이로 충격이 문제가 될 수 있다. 본 연구에서는 800 pcs(800 psi/10 cc)의 착화기를 작동원으로 선정하였다.

2.2 노즈캡 전개 및 분리거동 해석

분리형 노즈캡을 개발함에 있어서 예상되는 가장 큰 위험 요소는 노즈캡이 분리되는 과정에서 기체와 충돌하는 것이다. 동역학 해석도구인 아담스(Adams)를 이용하여 노즈캡의 분리거동을 해석하였으며 이를 통하여 힌지 파단각을 결정하고 주요 비행조건에 대한 분리궤적을 개략적으로 분석하였다.

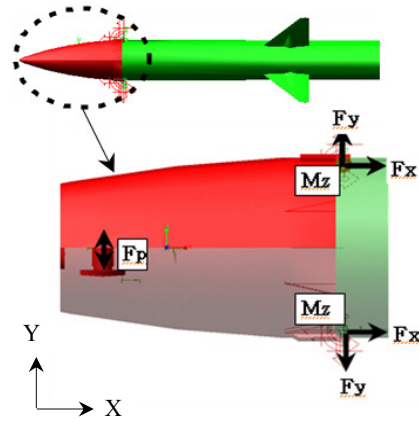


Fig. 5. Analysis model of nose cap separation behavior

Fig. 5는 노즈캡 분리거동 해석모델이다. 노즈캡에 작용하는 공력은 전개 자세별로 구한 정상상태(steady state)공력을 힌지점에서의 축방향 하중(F_x), 노즈캡 전개방향 하중(F_y), 회전모멘트(M_z)성분으로 분리하여 상/하부 노즈캡의 힌지에 부가하였다. 이때 노즈캡이 전개되는 과정에서는 내부 동체의 영향을 반영한 공력계수를 사용하였고 기체로부터 이격되어 분리되는 과정에서는 노즈캡만의 공력을 각각의 비행 조건별로 적용하였다. 노즈캡의 전개력(F_p)은 전개되는 상/하부 노즈캡의 상대거리가 푸셔의 최대 작동거리보다 커지면 없어지는 것으로 모델링하였다. 분리장치(푸셔)의 실린더 내압은 10 cc를 기준으로 800 psi 압력조건을 적용하며 노즈캡이 전개되기 시작하면 분리장치의 피스톤과 실린더가 형성하는 밀폐공간의 부피가 증가하므로 전개력은 감소하는 형태로 적용하였다.

노즈캡은 힌지가 파단되기 전까지는 힌지를 기준으로 회전하는 1자유도운동을 하며 식 (1)과 같이 표현된다.

$$I_{zz} \ddot{\theta} = M \tag{1}$$

여기서 $\ddot{\theta}$ 는 노즈캡의 각가속도, I_{zz} 는 Z축에 대한 노즈캡의 질량관성모멘트이며 M 은 힌지를 기준으로 하는 피칭모멘트로서 공력모멘트(M_z)와 푸서의 작동력(F_p)에 의하여 결정된다. 힌지가 파단되면 노즈캡은 식 (2)와 식 (3)으로 표현되는 병진운동과 회전운동을 하면서 기체로부터 분리된다.

$$\begin{pmatrix} F_x \\ F_y \end{pmatrix} = m \begin{pmatrix} \dot{u}_b \\ \dot{v}_b \end{pmatrix} + (\omega) \times \begin{pmatrix} u_b \\ v_b \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$M_z = \frac{dH}{dt} = d(I_{zz}\omega) = I_{zz}\dot{\omega} + \omega \times (I_{zz}\omega) \quad (3)$$

여기서, u_b, v_b 는 x와 y축방향의 속도벡터이고, ω 는 z축에 대한 회전속도벡터이다.

먼저 힌지파단각의 영향을 검토하기 위한 해석을 수행하였다. Fig. 6은 해석결과로서 힌지 파단 각도에 따른 노즈캡의 분리 궤적을 비교한 것이다. 힌지 파단각이 작아질수록 기체로부터의 이격거리 확보에는 유리할 수 있지만 상대적으로 힌지핀 파단에 이용할 수 있는 하중은 줄어들게 된다. 이상의 결과로부터 힌지파단각은 상대적으로 이격거리 감소량이 크지 않고 충분한 힌지핀 파단 하중을 확보할 수 있다는 점을 고려하여 40도로 결정하였다.

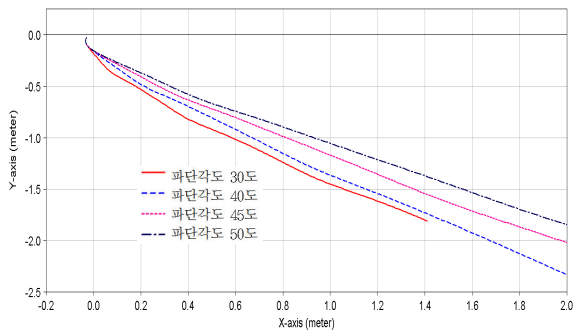


Fig. 6. Separation trajectories of the nose cap according to the changes of fracture angle of a hinge

주요 비행조건(비행속도 M0.8과 M2.6, 옆미끄럼각(side slip angle) 0도와 5도)에 대한 노즈캡 분리 거동 해석을 수행하였으며 결과는 Fig. 7과 같다. 노즈캡 분리시의 비행속도가 증가할수록 분리 궤적은 기체로부터 멀어지며 카나드 장착 위치를 기준으로 모든 비행

조건에 대하여 최소 1 m 이상의 분리거리를 확보하고 있어 노즈캡이 기체와 충돌할 가능성은 낮을 것으로 판단하였다. 또한 옆미끄럼각이 분리 궤적에 미치는 영향도 크지 않은 것으로 나타났다. 이상에서 보는 바와 같이 노즈캡의 분리 거동을 해석적으로 예측해 보았다. 실제로 분리된 노즈캡의 거동은 본 해석에서 가정한 것과는 달리 6자유도의 매우 복잡한 거동을 한다. 이와 같은 복잡한 거동을 완전 전산 유체해석 방법으로 접근하는 시도가 최근에 이루어지고 있지만 여전히 기술적으로 어려울 뿐만 아니라 많은 시간과 경험을 필요로 한다^[3]. 3-DOF 가정과 정상상태의 공력을 이용한 본 해석은 오차를 가질 수밖에 없다. 그러나 노즈캡의 운용개념을 정립하고 기본설계에 필요한 자료로서 유용하게 이용되었다.

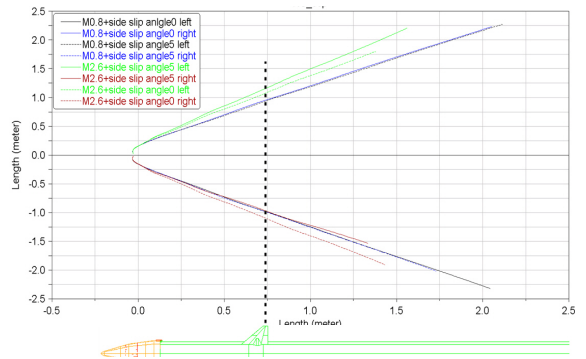


Fig. 7. Separation trajectories of nose cap according to flight conditions of missile

3. 파이로플러 작동 특성 분석

3.1 플러의 기능시험

두 조각으로 분할된 노즈캡은 Fig. 8에서 보는 바와 같이 결쇠를 플러의 고정핀에 연결한 후에 토오르크를 인가하여 결쇠를 당겨줌으로서 견고한 조립상태가 유지된다. 조립토오르크가 인가되면 결쇠에 삽입된 고정핀은 횡방향으로 하중을 받게 되므로 플러의 작동을 방해하는 마찰력이 생성된다. 플러의 오작동은 노즈캡의 분리 실패와 직결되므로 플러의 작동력과 마찰력의 수준을 고려하여 조립 토오르크를 결정하여야 한다. 착화기의 작동압 편차 20%를 고려하여 계산한 플러의 최소 설계 작동력(F)은 식 (4)로 결정되며 최대 210 kgf 수준이다.

$$F = p_o \times \frac{V_0}{V} \times A \quad (4)$$

p_0 : 착화기 기준압력(800 psi \pm 20 % / 10 cc)

V_0 : 착화기 기준압력 산출 부피(= 10 cc)

V : 풀러의 압력생성 공간 부피

A : 풀러의 피스톤 면적(95.0 mm²)

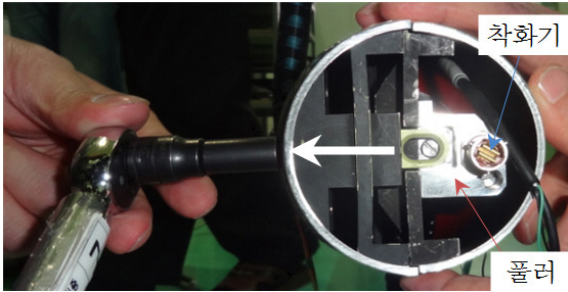


Fig. 8. Assembling the nose caps using puller

풀러의 작동 능력을 확인하기 위하여 착화기의 폭발 압력과 생성되는 작동력을 측정하였다. Fig. 9에서 보는 바와 같이 피스톤의 끝에 로드셀을 연결하여 피스톤의 이동을 제한한 상태에서 피스톤으로 전달되는 풀러의 작동력과 실린더 내부의 압력을 측정하였다.

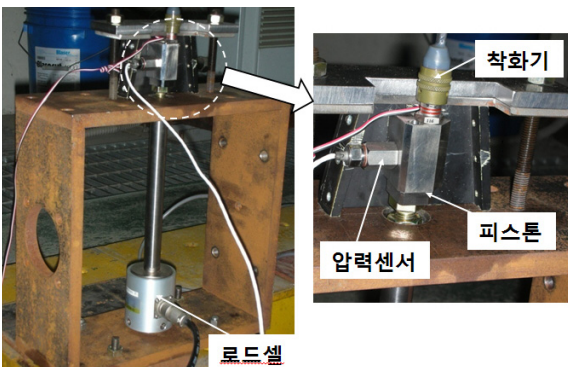


Fig. 9. Experiment of measuring the force of the puller (static test)

실린더 내부의 압력과 로드셀을 통하여 측정된 풀러의 작동력은 Fig. 10과 같다. 실린더 내부압력은 파이로 점화시 최고 압력 5600 psi를 기록하고 시간이 경과함에 따라 감소하는 경향을 보였으며 작동력은 초기

에 큰 진폭을 가지고 진동하면서 시간이 경과함에 따라 150 kg에 수렴하는 결과를 보였다. 파이로가 점화되면서 발생하는 순간 고열로 인하여 초기에 높은 압력이 생성되었으나 실린더의 온도가 내려가면서 압력이 감소하는 경향을 보인다. 실린더와 연결된 봉(이하 연결봉)을 통하여 전달되는 작동력은 실린더의 동작 여부, 연결봉의 조립 상태와 같은 하중 전달 경로의 영향을 받을 수 있다.

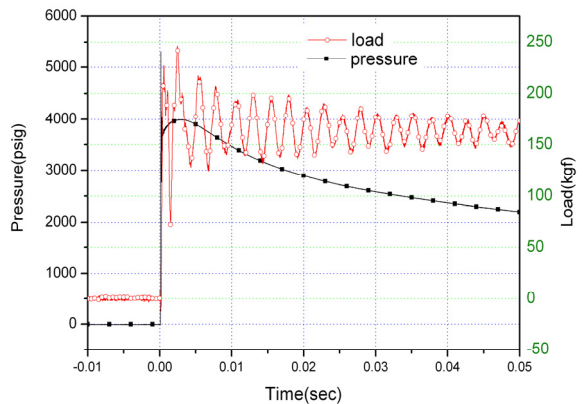


Fig. 10. Pressure and force of the puller(static test)

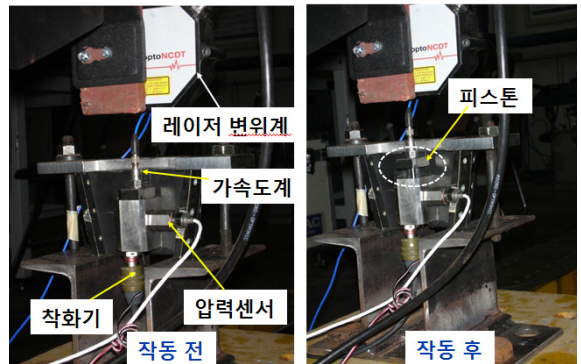


Fig. 11. Experiment of measuring the operation forces of the puller(dynamic test)

풀러의 실제적인 거동을 확인하기 위하여 작동 환경과 유사한 조건에서 작동 특성을 측정하였다. Fig. 11에서 보는 바와 같이 파이로 압력을 받아 상부로 이동하는 피스톤의 가속도와 변위를 계측하고 정적시험과 동일하게 실린더의 내압을 측정하면 동적인 운동 상태에서 풀러의 거동을 확인할 수 있다. 풀러의 운동은 식 (5)와 같이 정의된다.

$$M\ddot{x} = PA - F_f \quad (5)$$

- x : 피스톤의 이동 거리
- M : 피스톤과 가속도계의 질량(0.061 kg)
- P : 실린더 압력
- F_f : 피스톤의 이동을 방해하는 힘(마찰력)

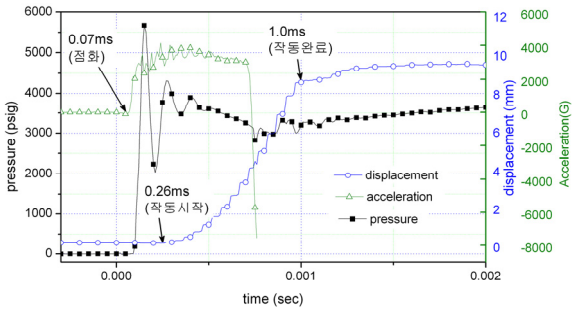


Fig. 12. The results of dynamic test, acceleration and displacement of piston and pressure in the cylinder

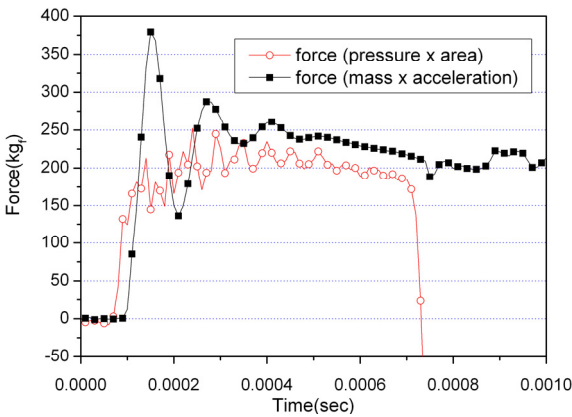


Fig. 13. Force of puller in dynamic test

실험을 통하여 계측된 피스톤의 가속도(\ddot{x})와 변위(x) 및 실린더의 내압(P) 변화는 Fig. 12와 같다. 착화기의 점화에서부터 풀러의 작동이 완료되기까지 소요되는 시간은 1.0 ms 이하이며, 피스톤이 이동함에 따라 피스톤과 실린더가 형성하는 밀폐공간의 부피(V)증가로 풀러가 작동하는 과정에서 압력이 떨어지는 현상을 확인할 수 있다.

마찰력의 영향을 무시하면 동적 작동환경에서 풀러의 작동력은 측정된 피스톤의 가속도와 압력으로부터

각각 Fig. 13과 같이 얻어진다. 가속도로부터 얻어진 작동력은 마찰력의 영향이 포함되기 때문에 압력으로부터 계산한 작동력보다 작은 값을 가진다. 동적 작동환경에서 풀러의 작동력은 약 200 kgf로서 최소 설계 작동력(210 kgf)과 유사한 수준으로 나타났다.

3.2 조립토오크에 따른 풀러의 작동력 측정

걸쇠를 통하여 인가되는 노즈캡의 조립 토오크는 피스톤의 이동을 방해하는 마찰력을 증가시킴으로서 풀러를 동작시키는데 소요되는 작동력을 크게 증가시킨다. 인장시험기를 이용하여 풀러 작동에 요구되는 하중을 측정하였다. Fig. 14에서 보는 바와 같이 풀러의 피스톤 상부(②)와 착화기 조립부(①)에 볼트를 조립하여 인장시험기에 연결하였으며 구멍(④)을 통하여 인가되는 조립토오크는 걸쇠(③)를 당겨줌으로서 Fig. 8의 조립형상에서 보는 바와 같이 풀러에는 하중으로 부가된다.

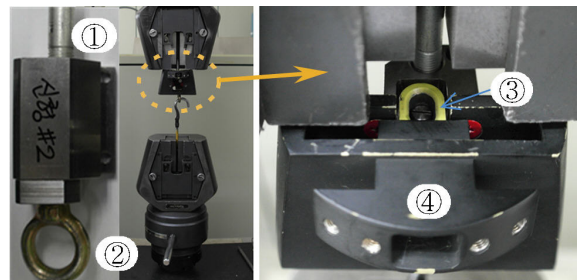


Fig. 14. Experiment of measuring the force required to operating the puller

매 시험마다 조립토오크를 달리하면서 조립이 해제되는 시점까지 소요되는 작동력을 계측하였다. Fig. 15는 노즈캡 조립토오크에 따른 풀러의 작동력을 측정된 결과이다. 작동력은 조립토오크에 대하여 거의 선형적으로 증가하는 경향을 보였으며 최대 100 lb-ins의 조립토오크를 부가한 조건에서 80 kgf 수준의 작동력을 필요로 하였다. 노즈캡의 조립 후 형상과 작동성 등을 고려하여 노즈캡의 조립토오크는 10 lb-ins로 선정하였으며 이때 소요되는 풀러의 고정핀 추출력은 약 20 kg로서 풀러의 최소 설계 작동력의 10 % 수준이다. 노즈캡의 조립토오크는 운용환경에 대하여 충분한 조립력을 유지할 수 있는 가장 작은 크기로 결정하였다. 운용환경에 대한 조립력 유지 성능은 환경시험을 통하여 충분히 검증하였다.

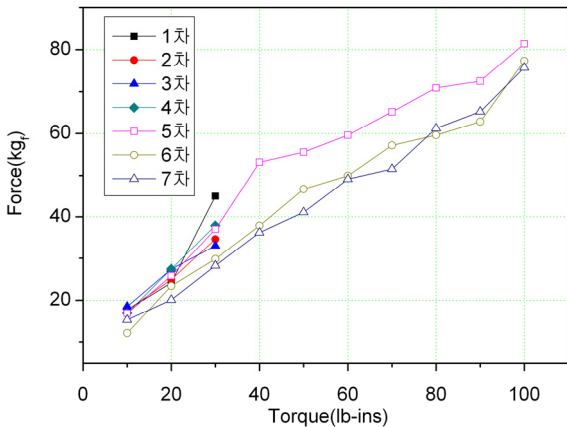


Fig. 15. The operating forces with respect to torques for assembling the nose cap

4. 노즈캡 분리장치 작동 여유 분석

노즈캡 조립상태에서의 풀러 작동시험을 수행하여 풀러의 작동 가능 영역을 확인하고 최종적으로 작동 여유를 판단하였다. Fig. 16에서 보는 바와 같이 노즈캡을 설정된 토크로 조립하고 착화기를 접화하여 풀러의 작동 여부를 확인하였다.

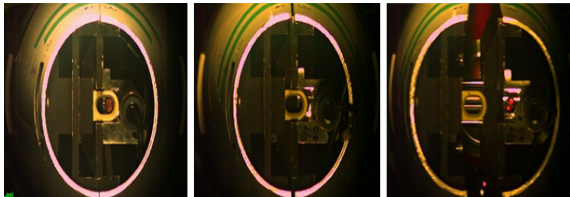


Fig. 16. Operating test of puller

먼저 선정된 착화기(800 pcs)를 적용하여 동일한 파이로 압력조건에서 조립토크에 대한 작동 여유를 확인하였다. 시험결과, 100 lb-ins로 조립한 조건에서는 풀러가 작동하지 않았으며, 70과 80 lb-ins 조립 토크 부가 조건에서는 모두 작동하였다. “3.2 조립토크에 따른 풀러의 작동력 측정”에 따르면 100 lb-ins 토크 부가 조건에서도 요구되는 작동력(80 kg)이 풀러의 최소 설계 작동력(210 kg)보다 작기 때문에 충분히 작동할 것으로 예상하였다. 그러나 노즈캡에 토크를 부가하는 과정에서 풀러가 장착되는 프레임이 변형하는 등 실험조건과 달라진 풀러의 작동환경이 예상과 다른

결과를 초래한 것으로 판단된다.

풀러의 작동에 영향을 미치는 중요한 인자는 노즈캡의 조립토크뿐만 아니라 착화기 압력의 불균일성을 들 수 있다. 비정상적으로 착화기의 압력이 떨어지는 경우를 가정하여 300 psi 착화기를 적용한 시험을 수행하였다. 시험결과, Table 1에서 보는 바와 같이 10 lb-ins와 20 lb-ins 조립 토크를 부가한 조건에 대하여 모두 작동하였다.

실제 적용 토크가 10 lb-ins이므로 8배 이상의 조립토크가 부가되어도 풀러는 정상적으로 작동될 수 있으며 기준 작동 압력의 40 % 수준으로 압력이 저하되어도 작동되는 여유(margin)을 보유하고 있음을 확인하였다.

Table 1. The results of operating test of puller

착화기 (psig)	조립 토크(lb-in)				
	100	80	70	20	10
800	x	o	o	o	o
300	-	-	-	o	o

5. 결론

비행 중 유도탄의 항력을 최소화하고 탐색기 창을 공력가열로부터 보호하기 위하여 기체 전방에 조립되는 분리식 노즈캡은 탐색기 작동 시에 신속하고 안전하게 분리됨으로서 탐색기의 시야를 확보해 주어야 한다. 본 연구에서는 2조각으로 분리된 유선형 노즈캡을 제안하고, 비행 중 견고한 조립상태를 유지할 뿐만 아니라 필요한 시점에는 신속하게 분리시킬 수 있는 소형의 분리장치를 설계하였다. 분리장치에 대한 기능시험 및 다양한 작동 환경을 고려한 성능시험을 수행함으로써 주요 운용조건에서의 작동 성능을 확인하였다. 제안된 분할형 노즈캡 분리장치는 예상되는 운용조건에 대하여 충분한 작동 여유를 확보하고 있음을 확인하였다.

본 연구에서는 실험을 통하여 파이프풀러의 개략적인 거동을 분석하였다. 향후, 파이프장치의 폭발과 풀러의 작동을 포함한 해석모델을 구축하고 추가적인 시험을 통하여 노즈캡 분리장치의 신뢰도를 높이기 위한 연구가 요구된다.

References

- [1] G. Rieger, R. Waschke, G. Elsner, K. Tondok, P. Gerd Flsch, "Jettisonable Nose cone and Missile with A Jettisonable Nosecone," US2007/0074636 A1, 2007. 4. 5.
- [2] Z. Stelner, "Jettisonable Protective Element," US 6,679,453 B2, 2004. 6. 20.
- [3] Y. Dagan, E. Arad, "Analysis of Shroud Release Applied for High-Velocity Missiles," Journal of Spacecraft and Rockets Vol. 51, No. 1, 2014.