



발사체 지상고정장치 유압시스템 작동 시험 및 결과 분석

김대래^{a,*} · 양성필^a · 이재준^b · 송오섭^c · 이영신^c

Operation and Result Analysis of Hydraulic Vehicle Holding Device

Dae Rae Kim^{a,*} · Seong Pil Yang^a · Jae Jun Lee^b · Oh-Seob Song^c · Young-Shin Lee^c

^aLaunch Complex Development Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

^bAdvanced Technology Institute, Hyundai Heavy Industries Co., Korea

^cSchool of Mechanical Engineering, Chungnam National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: drkim@kari.re.kr

ABSTRACT

The function of a vehicle holding device (VHD) is to securely hold a launch vehicle on the launch pad and release the launch vehicle at maximum thrust after engine ignition to allow lift-off of the launch vehicle. During the release of the launch vehicle, to prevent the Ka doing a doing a doing mode, which is the vertical oscillation of the entire liquid propellant, the release of the launch vehicle should be gradual. In this study, for the gradual release of a launch vehicle, a hydraulic system comprising an accumulator and pyro valve to operate a hydraulic cylinder and control the speed of the cylinder with an orifice is introduced. Through a test, the influence of design variables on the cylinder speed is analyzed. Based on this, the design values of the hydraulic cylinder are determined. Through this study, the engineering basis for developing a VHD releasing a launch vehicle at maximum thrust is provided.

초 록

한국형 발사체 지상고정 장치는 발사체 이륙시 엔진 최대 추력에서 고정을 해제 한다. 고정력을 일시에 제거하면 추진체가 탱크 내부에서 상하로 진동하는 Ka Doing a Doing a Doing Mode를 유발할 수 있으므로, 점진적으로 고정력을 제거하는 기능이 필요하다. 본 연구에서는 이를 만족하기 위해 축압기 및 파이로 밸브로 유압구동기를 작동하고 구동기내 오리피스로 속도를 제어하는 지상고정장치 유압시스템의 작동 시험을 수행하였다. 주요 설계변수 변화 의한 유압구동기 운동속도의 영향을 분석하여 이를 바탕으로 구동기 요구속도를 만족시킬 수 있는 유압구동기 설계값들을 도출하였다. 이를 통하여 최대추력에서 동작할 수 있는 발사체 지상고정 장치의 개발을 위한 공학적 기반을 마련하였다.

Key Words: Vehicle Holding Device(발사체지상고정장치), Cylinder Speed(구동기속도), Launch Vehicle Release(발사체고정해제), orifice(오리피스)

Received 9 February 2017 / Revised 7 August 2017 / Accepted 13 August 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회(2016. 12. 21-23, 강원랜드 컨벤션호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

발사체는 발사전 지상 발사운용단계에서 상당한 시간동안 지상에서 기립된 상태에서 준비작업을

수행한다. 기립된 발사체는 최대 12~15 m/sec 정도의 풍하중 및 각종 외란요소에 의해 전도되는 힘을 받게 되므로 이를 방지하기 위해 발사체의 하부에서 발사체를 고정시키는 장치가 필요하며 이를 “발사체 지상고정장치 (Vehicle Holding Device, VHD)”라 한다. Fig. 1에서 발사체 지상고정장치의 일반적인 형상 및 배치를 도식화 하였다[1].

일반적으로 발사체의 후방동체 하부에 4개의 발사체 지상고정장치가 장착되며 발사준비단계의 풍하중 등 각종 외부 하중으로부터 발사체를 견고하게 지지할 수 있도록 충분한 강도와 강성을 보유하여야 한다. 한국형 발사체는 수직방향으로 최대추력을 발생하는 시점에서 고정해제를 실시된다. 고정력을 순간적으로 해제하는 경우 발사체 탱크내의 추진체가 상하로 진동하는 현상이 발생할 수 있다. Kennedy et al.[2]은 발사체 최대 추력에서 지상고정장치의 고정을 순간적으로 일시에 해제하는 경우 추진체가 상하로 진동하는 현상인 Ka Doing a Doing a Doing 현상을 유발함을 확인 하였다. Kennedy et al.은 이 현상이 탱크내의 추진체 전체가 상하로 진동하는 현상으로 발사체 탱크 구조 전체에 영향을 미쳐 일반적으로 알려진, 추진체 표면운동인, 슬로싱 현상보다도 심각한 손상을 탱크 및 기체 구조에 미칠 수 있음을 기술하였다.

이에 따라 Kim et al.[1]은 Ka Doing a Doing a Doing 현상을 방지하기 위한 한국형발사체 지상 고정장치 유압구동기의 목표 운동 속도를 도출하고, 도출된 속도를 만족하는 유압구동기의 형상 및 유압시스템의 설계를 수행하였다.

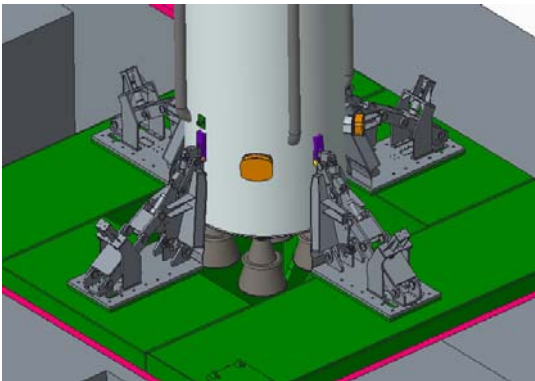


Fig. 1 General view of VHD[1].

본 연구에서는 위의 연구에서 설계된 유압구동기 및 유압시스템 시제품을 제작, 운동 시험을 수행하여 설계를 검증하였으며 주요 설계 변수의 변화에 의한 유압구동기 운동 속도의 변화를 분석 하였다. 이를 통하여 최종적으로 요구조건을 만족하는 설계 변수를 결정하였다.

2. 한국형 발사체 지상고정장치 설계 개요 및 유압구동기 목표 속도

2.1 발사체 지상고정장치 작동개념

Fig. 2는 한국형 발사체 지상고정장치의 주요 구성품을 나타낸다. 발사 준비단계에서 발사체를 고정하는 시점에는 고정 스프링(holding spring)의 하중에 의해 상부 고정부(upper jaw)가 발사체 핀을 아래 방향으로 눌러서 발사체를 고정하며 발사체 이륙시점에는 유압구동기가 아랫방향으로 수축하면서 삼각링크(triangular link)를 회전시켜 고정을 해제한다[1].

2.2 발사체 지상고정장치 목표 속도

Fig. 3에 발사체 이륙시 고정해제 과정을 도식화 하였다. 고정해제 과정에서 상부고정부의 회전속도를 조절하여 이륙하는 발사체와 일정시간 접촉을 유지하면서 분리되도록 함으로써 고정력을 점진적으로 해제할 수 있다. Fig. 3의 b)는 발사체는 이륙하였으나 고정장치 상부고정부와는 접촉이 유지되는

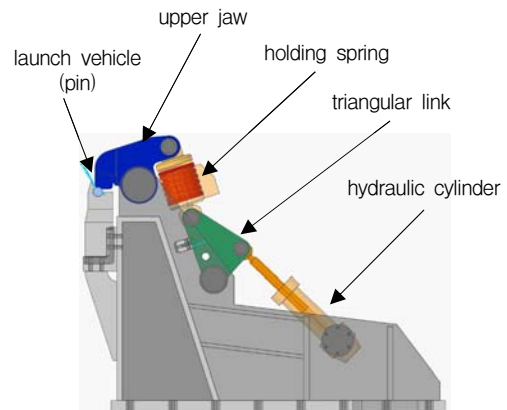


Fig. 2 Major component for hydraulic VHD[1].

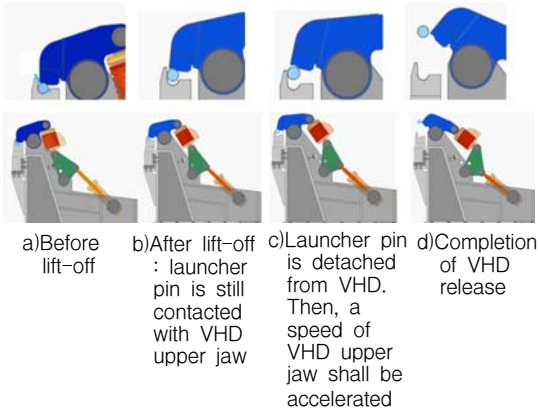


Fig. 3 Hydraulic VHD retraction process[1].

구간이며 c)는 발사체와 상부고정부 사이의 접촉이 떨어진 구간이다. 따라서 b)의 지속시간을 요구조건에 맞도록 하는 것이 Ka Doing a Doing a Doing 현상의 방지의 핵심 기술이다[1].

2.3 발사체 지상고정장치 목표 속도

Fig. 3에 발사체 이륙시 고정해제 과정을 도식화 하였다. 고정해제 과정에서 상부고정부의 회전속도를 조절하여 이륙하는 발사체와 일정시간 접촉을 유지하면서 분리되도록 함으로써 고정력을 점진적으로 해제할 수 있다. Fig. 3의 b)는 발사체는 이륙하였으나 고정장치 상부고정부와는 접촉이 유지되는 구간이며 c)는 발사체와 상부고정부 사이의 접촉이 떨어진 구간이다. 따라서 b)의 지속시간을 요구조건에 맞도록 하는 것이 Ka Doing a Doing a Doing 현상의 방지의 핵심 기술이다[1].

발사체별 접촉유지 요구시간은 발사체 별로 차이가 있으나 약 200 msec ~ 500 msec 정도이며 [3,4] 이 속도를 맞출 수 있도록 상부고정부의 회전 속도를 조절하는 장치가 유압구동기이다. 유압구동기의 수축 속도를 늦춤으로서 접촉 유지시간을 길게 할 수 있으며, 반대로 접촉 유지시간을 짧게 하기 위해서는 유압구동기의 속도를 빠르게 함으로써 구현한다.

2.4 유압시스템 작동개념 및 유압구동기 요구속도

2.2절에서 도출된 유압구동기의 운동속도를 구현하기 위하여 설계된 유압시스템은 Fig. 4와 같다. 한국형 발사체의 경우 4개의 VHD가 발사체 이륙순간

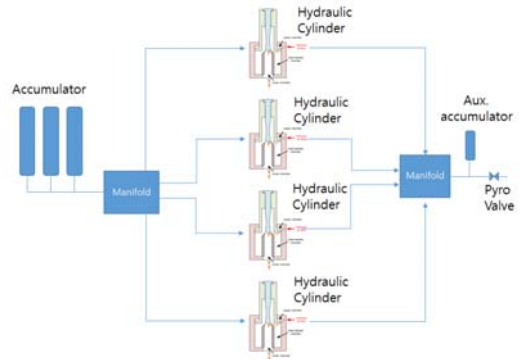


Fig. 4 Composition of VHD hydraulic system[1].

동작이 동시에 시작되고 수백 msec 이내에 동작이 완료되어야 하므로 제어기, 펌프 및 다수의 밸브 등을 사용하는 일반적인 유압 제어 시스템과는 달리 1개의 파이로 밸브의 구동에 의해 모든 VHD의 동작이 완료될 수 있도록 설계 하였다.

유압시스템은 축압기 및 파이로 밸브의 작동에 의해 유압구동기의 속도를 발생시키는 방식으로 작동 전 축압기에 압력을 저장하고 이 압력은 유압구동기를 비롯한 시스템 전구간에 동일압력으로 공급된다. 작동시점 파이로 밸브 개방에 의해 유압시스템의 하부부터 급격하게 압력이 대기압 부근으로 하강하고 이 순간 하강된 압력과 축압기와의 차압에 의해 유압구동기는 하강하게 된다.

Kim et al.[5]은 다물체 동역학 해석을 수행하여 유압구동기의 속도변화에 따른 접촉 유지시간의 변화를 확인하였고 한국형 발사체 접촉 요구시간 만족을 위해서 유압구동기는 운동초기 110 mm/sec 이하로 250 msec동안 운동하여야하며 이후 380 mm/sec 이상으로 속도를 가속하여 작동완료시 까지 운동할 수 있어야 함을 도출하였다. 따라서 이와 같은 속도 조건을 만족하는 유압구동기를 개발하는 것이 본 연구의 핵심사항이다.

유압구동기의 속도제어에 대한 연구는 일반 산업 분야에서 다양하게 수행된 바 있으나 이는 대부분 제어기를 설치하여 다양한 속도 제어를 하는 방식이다. 반면 발사체 지상고정장치의 유압구동기는 발사체가 이륙을 시작하는 순간 수백 msec 동안 단 1회 정해진 속도로 수축동작을 하면 되는 것이다. 산업분야의 속도제어 대비 운전 조건은 간단하나

대신 동작의 신뢰도가 높도록 최대한 간단한 장치를 사용한 속도 제어가 필요하다[6,7].

본 연구에서 유압구동기 하강 속도제어는 구동기 내부의 오리피스를 설치하고 이의 단면적조절 만을 이용하여 수행하였다. 유압구동기의 운동속도는 상부챔버에서 하부챔버로 이동하는 유량에 의해 결정되는데 중간에 오리피스를 설치하여 유량을 조절함으로써 유압구동기의 속도를 조절하는 방식이다. 오리피스 단면적만을 조절하여 속도를 조절하는 방식은 항공기 랜딩기어의 댐퍼에 적용되어 다양한 연구가 진행되며 있으나 [8,9] 이는 충격 흡수용이다. 본 연구에는 속도를 발생장치인 유압 구동기에 오리피스의 일종인 니들갭을 적용하여 오리피스 단면적 변화에 따라 유압구동기의 속도가 변화하도록 하였다.

3. 유압구동기 설계 변수 및 시험모델

Fig. 5는 제작된 유압구동기의 내부 형상을 나타낸다. 2개의 구간으로 나뉘는 일반적인 유압구동기와는 달리 상부챔버, 중간챔버 및 하부 챔버로 총 3개의 구간이 존재하며, 각 챔버와 챔버사이 에 작은 유로인 슬릿 (slit), 니들갭 (needle gap)이 배치되어있다.

Fig. 6은 Fig. 5의 유압구동기를 개념적으로 도식화한 그림이다.

니들갭이 유압구동기의 운동속도를 조절하는 주

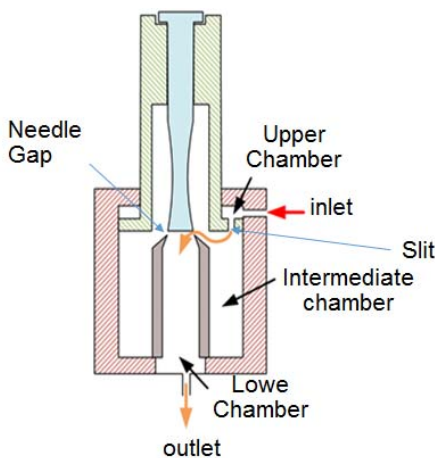


Fig. 5 Configuration of VHD hydraulic cylinder.

오리피스로서 단면적만 조절하여 유압구동기의 속도 조절이 가능하다. 또한 니들갭의 단면적이 유압구동기 운동에 따라 운동 후반에 단면적이 증가하도록 하여 운동중반에 속도의 증가가 가능하도록 하였다. 발사체 이륙/지상고정장치 해제 동작시 접촉유지시간 조건의 만족을 위해 유압구동기의 속도 조절을 위한 주 장치가 니들갭이므로 니들갭의 단면적의 결정은 유압 시스템 설계의 핵심 사항이다.

상부챔버와 중간챔버사이 설치된 작은 관로인 (slit)은 작동전 축압기에서부터 상부챔버, 중간챔버를 거쳐 최종적으로 파이로 밸브까지 동일한 조건의 압력이 걸리도록 하는 장치이다.

또한 유압 시스템 최후방의 파이로 밸브의 단면적의 변화에 따라 유압구동기 내부의 유량이 변화하므로 파이로 밸브의 단면적도 유압구동기 운동속도를 결정하는 주요 설계 변수이다.

Fig. 7은 시험용 시제품의 형상으로 유압시스템 전 단부에 50 L 축압기 2개를 설치하고 후단에 매니폴드

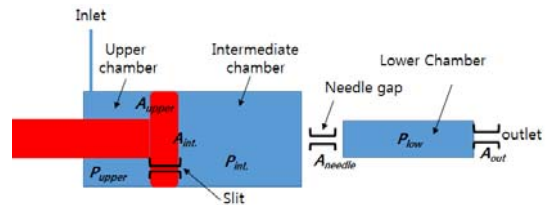


Fig. 6 Schematic of VHD hydraulic cylinder.

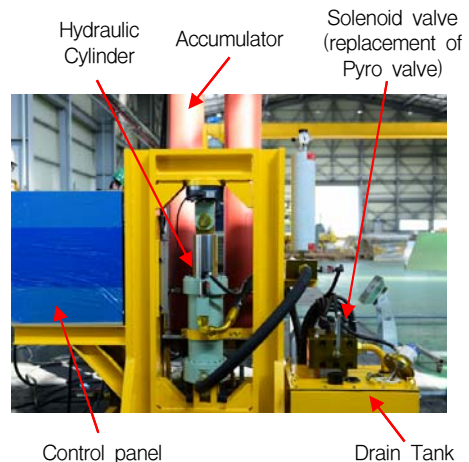


Fig. 7 VHD hydraulic system test model.

Table 1. Parameter of hydraulic equipment.

| Description | Parameter |
|-----------------------------|-------------------------|
| Main accumulator Volume | 100 L |
| Piston diameter | 160 mm |
| Rod diameter | 130 mm |
| Slit diameter | 3 mm x 3 ea |
| Upper chamber volume | 122.758 cm ³ |
| Intermediate chamber volume | 3323.2 cm ³ |
| Lower chamber volume | 1559.57 cm ³ |

를 거쳐 유압구동기로 연결되며 최후방에 파이로 밸브를 배치하였다. 파이로 밸브는 1회 시험시 파이로가 기폭되면 재 사용이 불가하므로 반복시험을 위하여 파이로 밸브 대신 동일 내경의 솔레노이드 밸브를 채용하였다.

Table 1은 제작된 유압시스템의 주요 파라미터를 나타낸다.

4. 유압시스템 운동 시험 및 특성 분석

4.1 유압구동기 하강운동 개요

주요 설계 변수인 니들갭 및 파이로밸브 단면적의 변화에 의한 유압구동기 운동 속도의 변화를 확인하기 위해 운동시험을 실시하였다.

시험 절차는 초기에 120 bar의 압력을 축압기에 저장하고 유압시스템 전체에 120 bar의 압력이 걸리도록 한다. 이후 솔레노이드 밸브(파이로 밸브 대체)를 개방한다. 솔레노이드 개방 직후 유압구동기의 하부 챔버부터 대기압 부근으로 급속히 압력이 하강하는 반면 상부 챔버는 축압기의 영향으로 120 bar ~ 110 bar를 유지한다. 이때 발생하는 상부 챔버와 하부챔버의 차압으로 유압구동기는 급속히 하강 운동 하며 이때 유압구동기의 운동 속도를 측정하였다.

Fig. 8은 유압구동기 작동시험과정을 나타낸다. 좌측의 그림은 유압구동기 수축운동전 최대 스트로크 상태를 나타내며 우측의 그림들은 구동기의 수축운동 과정에서 구동기의 길이가 점차 감소하는 그림이다.



Fig. 8 View of hydraulic cylinder moving test.

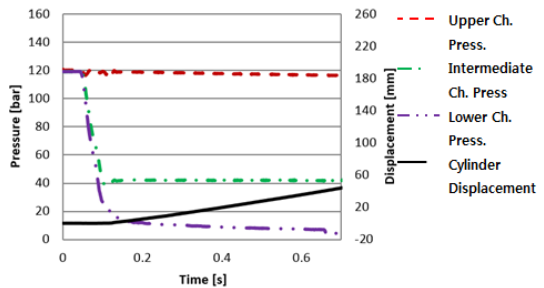


Fig.9 Measured pressure and displacement of hydraulic cylinder with an orifice area of 41.0 mm².

Fig. 9는 41.04 mm²의 니들갭 단면적을 채용한 유압구동기 작동 과정중의 유압구동기 내부의 압력의 변화를 나타낸다. 초기상태에서 파이로 밸브가 개방되기 전에는 유압구동기의 상부챔버, 중간챔버 및 하부챔버 전 구간이 120 bar의 동일한 압력이다. 이후 파이로 밸브 개방 후 상부챔버의 압력은 116 bar 이상으로 유지되는 반면 중간챔버의 압력은 약 43 bar로 하부챔버의 최저 압력은 4.5 bar로 떨어진다. 이때 상부챔버와 하부챔버의 압력 차이에 의해 유압구동기가 하강한다. 이때 유압구동기의 속도는 78 mm/sec로 측정되었다

4.2 니들갭 단면적 변화에 따른 유압구동기 속도변화 분석

유압구동기의 속도를 조절하는 주요 장치가 주 오리피스인 니들 갭이므로 니들갭의 단면적을 조절하면서 니들갭의 변화에 따른 속도의 변화추이를 확인하였다. Fig. 10은 니들갭의 단면적을 82.4 mm²로 확장시킨 결과로서 Fig. 9와 비교하면 상부챔버 116 bar, 중간챔버 42.3 bar로 Fig. 9와 유사한 반면 하부 챔버의 최저 압력은 18 bar로 상승하였다. 45 mm 까지 이동시간이 Fig. 9의 0.7초에서 Fig. 10에서는

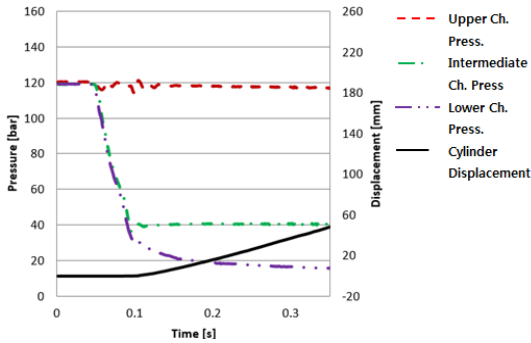


Fig. 10 Measured pressure and displacement of hydraulic cylinder with an orifice area of 82.4 mm².

Table 2. Measured velocity of hydraulic cylinders with various needle gap areas.

| Needle gap area (mm ²) | Cylinder velocity (mm/sec) | Pyro valve Area(mm ²) |
|------------------------------------|----------------------------|-----------------------------------|
| 41.04 | 78 | 420 |
| 49.29 | 106 | |
| 82.47 | 207 | |
| 107.51 | 228 | |
| 124.29 | 267 | |
| 234.87 | 390 | |
| 428.04 | 411 | |

0.35초로 단축되었으며 유압 구동기의 속도는 207 mm/sec로 증가 되었다.

이와 같은 현상은 니들갭의 확장으로 인하여 통과 유량이 증가하면서 유압구동기 운동속도는 증가하며 증가된 유량이 하부챔버에 정체되기 시작하면서 하부챔버의 압력이 상승되는 것을 의미한다.

오리피스 단면적을 추가로 증가시키면서 유압 구동기의 속도를 측정 한 결과 오리피스 단면적이 증가하면 유압구동기의 속도는 증가하고, 하부챔버의 압력은 상승하여 중간챔버와의 차압은 점점 감소함을 나타내었다. Table 2 및 Fig. 11은 오리피스 단면적 증가에 대한 유압구동기의 속도증가의 추이를 나타내며 오리피스 단면적을 증가시켜 유압구동기의 속도를 증가시킬 수 있음을 보여준다.

또한 이 실험결과는 해석결과와도 잘 일치한다. Kim et al.[1]은 설계된 유압구동기의 운동속도를 Amesim을 이용하여 해석하였다.

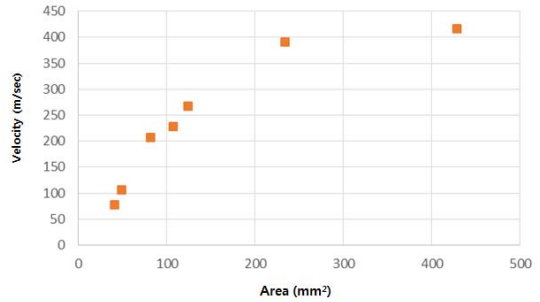


Fig. 11 Measured velocity of hydraulic cylinders with various needle gap areas.

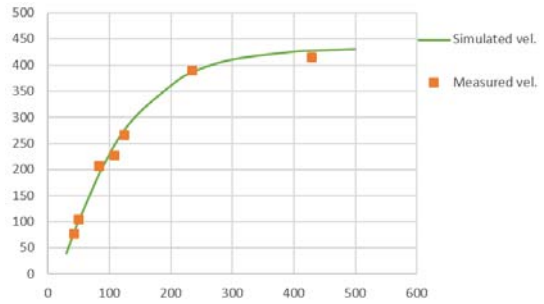


Fig. 12 Comparison between simulated velocity and measured velocity for hydraulic cylinders with various needle gap areas.

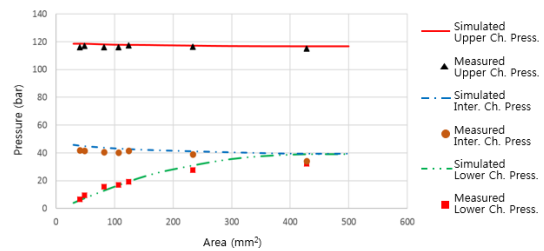


Fig. 13 Simulated chamber pressures and measured chamber pressure or hydraulic cylinders with various needle gap areas.

또한 이 실험결과는 해석결과와도 잘 일치한다. Kim et al.[1]은 설계된 유압구동기의 운동속도를 Amesim을 이용하여 해석하였다.

Fig. 12는 Fig. 11의 실험 결과를 해석결과와 비교한 것으로 유압구동기의 운동속도는 니들갭의 단면적이 증가하면서 증가함을 알 수 있다. 단, 오리피스

단면적의 증가에 따른 속도의 증가는 중간챔버와 하부 챔버의 차압이 약 10 bar 이상인 경우에 효과적이고 차압이 10 bar 미만에서는 속도가 효과적으로 증가하지 않는 것으로 나타난다.

Fig. 13은 오리피스 단면적의 증가에 따른 유압구동기 내부 압력 변화를 해석 및 시험으로 확인한 것이다. 상부챔버 및 중간챔버의 압력은 큰 변화가 없으나 하부챔버의 압력은 지속적으로 상승하며 최종적으로 중간챔버의 압력과 동일하게 된다.

이를 Fig. 12의 유압구동기의 속도와 같이 비교하면 중간챔버와 하부 챔버의 차압이 10 bar이하인 235 mm² 단면적 이상부터는 오리피스 단면적을 증가 시켜도 유압구동기의 속도는 증가하지 않는다. 이와같은 현상은 니들갭 단면적증가로 인해 증가된 통과유량이 하부챔버에 정체되면서 하부챔버의 압력이 상승하며 하부 챔버와 중간챔버의 차압은 감소시킨다. 니들갭 전후단의 차압이 거의 같아지는 시점에서 속도조절용 오리피스의 기능은 상실하며 이때부터 단면적 증가에 의한 속도상승 효과는 없어짐을 알 수 있다.

4.3 파이로밸브 단면적 변화에 따른 유압구동기 속도변화 분석

유압구동기 내부 오리피스의 단면적을 증가시켜도 구동기의 속도가 상승하지 않는 경우 유압시스템의 최후방에 있는 파이로 밸브의 단면적을 증가시켜 추가로 속도를 상승이 가능한지 실험적으로 확인하였다.

실험결과, 중간 챔버와 하부 챔버의 차압이 없어 주 오리피스인 니들갭의 단면적 증가에도 속도가 증가하지 않는 경우 파이로 밸브의 단면적을 확장하면 하부 챔버의 압력을 낮추고 유압구동기의 속

Table 3. Measured velocity of hydraulic cylinders with various pyro valve areas.

| Pyro valve area (mm ²) | Velocity (mm/sec) | Needle gap area (mm ²) |
|------------------------------------|-------------------|------------------------------------|
| 210 | 65 | 49.29 |
| 420 | 106 | |
| 630 | 111 | |
| 841 | 117 | |

도를 상승 시킬 수 있음을 확인하였다

Table 3 및 Fig. 14는 파이로 밸브의 단면적 확장에 따른 유압구동기 속도증가의 추이를 해석 및 실험적으로 확인한 결과이다. 파이로 밸브의 단면적이 증가하면서 유압구동기의 속도역시 증가함을 보인다.

Fig. 15는 파이로 밸브의 단면적 증가에 대한 구동기 내부 압력의 변화를 나타낸다. 상부 챔버와 중간 챔버의 압력은 거의 변화가 없는 반면 하부챔버의 압력은 하강함을 보인다. 30 mm²의 파이로 밸브 단면적일 때 중간챔버와 하부챔버의 압력은 거의 동일한 값으로 니들갭 확장에 의한 속도 추가 상승은 없음을 예상할 수 있다. 이때 파이로 밸브 단면적을 증가시키면 하부챔버의 압력이 하강하며 Fig. 14에서와 같이 구동기의 운동속도가 증가함을 보인다. 이와 같은 현상은 유압시스템 최후방 파이로 밸브 단면적의 증가는 하부챔버의 압력을 하강시킴으로서 중간챔버에서 하부챔버로 이동되는 유량이 증가되도록 하여 추가적으로 속도를 상승시킬 수 있음을 의미한다.

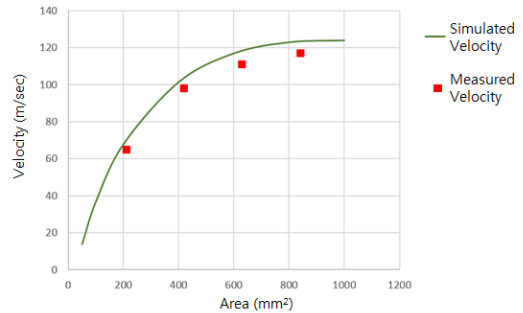


Fig. 14 Simulated and measured velocity for hydraulic cylinders with various pyro valve areas.

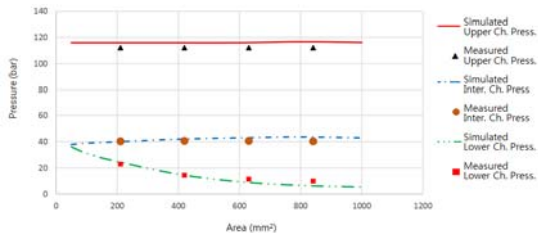


Fig. 15 Simulated chamber pressures and measured chamber pressures of hydraulic cylinders with various pyro valve areas.

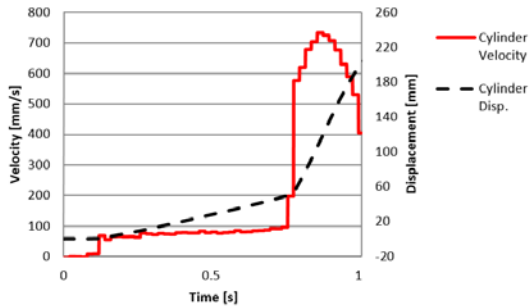


Fig. 16 Velocity of hydraulic cylinder with a variable orifice with orifice areas of 41.04 mm^2 and 428.04 mm^2 .

4.4 가변 오리피스를 활용한 유압구동기 변속

본 연구의 최종 목표가 유압구동기의 운동 중간에 운동속도를 변경하는 것이므로 니들갭의 단면적을 운동 중간에 변화하도록 하여 속도 변경 가능성을 확인하였다.

유압구동기 목표 속도가 운동 초기 속도 110 mm/sec 이하로 이며, 이후 380 mm/sec 이상으로 속도를 가속하는 것이므로 운동초기 오리피스 단면적을 41.04 mm^2 , 운동 중간 단면적을 428.04 mm^2 으로 확장되도록 가변 오리피스를 적용하여 유압구동기의 운동 속도 변화를 측정하였다.

Fig. 16은 측정된 유압구동기의 속도를 나타낸다. 운동초기 78 mm/sec 의 속도를 나타내며 단면적이 증가하면서 410 mm/sec 까지 속도가 증가하여 요구속도를 만족함을 나타낸다. 속도 증가 초반에 732 mm/sec 까지 일시적으로 상승하는 현상이 있으나 이는 보조 오리피스의 영향이다. Fig. 4에 기술된 보조 오리피스는 유압실린더 운동시 실린더 후단의 배관이 순간적으로 공동화 되는 현상을 방지하기 위해 설치된 용량 2.5 L 소형 축압기이다. 유압구동기 초기 보조오리피스에 저장된 작동유가 빠져나간 이후 순간적으로 공동화된 축압기에 하부챔버의 작동유가 이동하여 유압시스템의 출구부가 일시적으로 확장된 효과를 일으킨다. 이에 따라 일시적으로 유압구동기의 속도는 732 mm/sec 로 상승한다. 단, 이 구간에서 요구속도가 380 mm/sec 이상으로 역시 요구 속도 범위내에 포함된다.

Fig. 17은 운동중 유압 구동기 내부의 압력의 변화

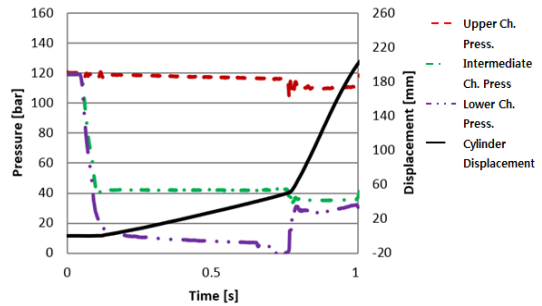


Fig. 17 Velocity of hydraulic cylinder with a variable orifice with orifice areas of 41.04 mm^2 and 428.04 mm^2 .

를 나타낸 것으로 니들갭의 단면적이 증가하여 속도가 상승할 때 하부챔버의 압력이 순간적으로 상승한다. 이 결과는 4.2의 연구결과와 동일한 경향을 보인다.

5. 결 론

본 연구에서는 발사체 이륙시 엔진 최대 추력에서 발사체 고정을 해제하는 유압식 발사체 지상고정 장치의 유압시스템을 시제품 제작하고 작동시험을 수행하여 운동 특성을 분석하였다.

주요 요구 기능인 “점진적 고정해제 요구조건”을 만족하기 위해 고안된 유압 시스템에서 유압구동기 내부 오리피스만을 이용하여 목표 속도를 조절하는 방법을 해석 및 실험적으로 확인 하였다.

본 연구를 통하여 다음과 같은 결론을 도출하였다.

- 1) 니들갭의 단면적이 작아 유압구동기의 속도가 저속인 구간에서는 오리피스 (니들갭)의 단면적의 증가함에 따라 속도가 일정하게 증가한다.
- 2) 오리피스 단면적이 증가함에 따라 니들갭 전 후 챔버간의 차압은 점차 감소하며 이에 의하여 유압구동기의 속도 증가는 점차 정체됨을 확인하였다.
- 3) 유압구동기 내부 오리피스의 단면적이 증가해도 구동기의 속도가 상승하지 않는 지점에서는 유압시스템의 최 후방에 있는 파이프 밸브의 단면적을 증가시켜 추가로 속도를 상승시킬 수 있

음을 확인하였다.

- 4) 유압구동기 운동 중 오리피스 (니들갭)의 단면적을 증가시키는 방법을 제안하였으며 이를 통하여 운동 중간에 속도를 효과적으로 가속 시킬 수 있음을 관련 실험을 통하여 타당성을 입증하였다.

이와 같은 연구를 통하여 축압기와 파이로 밸브를 이용하여 유압구동기의 속도를 발생시키는 유압시스템에서 주 오리피스인 니들갭의 단면적 및 파이로 밸브의 단면적을 조절하여 유압구동기의 속도를 효과적으로 조절하였음을 확인하였으며 최대추력에서 발사체 고정을 해제할 수 있는 지상고정 장치의 개발을 위한 공학적 기반을 마련하였다.

References

1. Kim, D.R., Yang, S.P., Lee J.J., Kim B.S. and Lee Y.S., "Design and simulation of hydraulic system for launch vehicle holding device", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 12, pp. 1006-1015, 2016.
2. Gravitz, S., "Saturn V Thrust Buildup and Vehicle Release Dynamics", *Proceeding of 41st Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit*, Atlanta, G.A., U.S.A., AIAA 2000-1675, Apr. 2000.
3. Rudolph, A., "Saturn V Flight Manual", Georgy C. Marshall Space Flight Center, 1968.
4. Blesloch, P., Antal, G. and Peleti, W., "Simulation of Atlas Lift off Event", *Proceeding of AIAA Dynamics Specialist Conference*, Dallas, T.X., U.S.A., AIAA-92-2085-CP, Apr. 1992.
5. Kim, B.S., Kim, J.S., Yang, S.P. and Kim, D.R., "Dynamic analysis of vehicle holding device considering the dynamic characteristics of launch vehicle and hydraulic cylinder", *Proceedings of KSME 2016 Dynamics and Control Spring Annual Meeting*, Buyeo, Korea, pp. 30-31, Apr. 2016.
6. Singaravelu, J., Purushothaman P., Thomas, S. and Pillai, K.G., "Reliability and Quality Assurance Experience in Launcher Hold and Release System used in GSLV", *Defence Science Journal*, Vol. 52, No. 1, pp. 21-25, 2002.
7. Purushothaman P., "Launcher Hold and Release Mechanism for GSLV", *Proceeding of 7th European Space Mechanisms and Tribology Symposium*, Noordwijk, Netherlands, pp. 287-290, Oct. 1997.
8. Hong, Y.S., Kwon, Y.C., Kim C.H., Park, S.H., Park, H.Y. and Kim, S.B., "Design of sharp-edged type damping orifices for an aircraft door damper", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 12, pp. 1080-1085, 2012.
9. Han, J.D., Kang, Y.S., Ahn, O.S. and Lee, Y.S., "A study on parameters of SUAV landing gear orifice", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 1, pp. 99-104, 2009.