

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(12), 1087-1094(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.12.1087

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

우주발사체 지상고정장치 유압시스템 설계 및 해석

김대래*, 양성필*, 이재준**, 김범석**, 이영신***

Design and simulation of hydraulic system
for launch vehicle holding device

Dae Rae Kim*, Seong Pil Yang*, Jaejun Lee**, Bum Suk Kim** and Young-Shin Lee***

Korea aerospace research institute*, Hyundai heavy industries**,

Chungnam National University***

ABSTRACT

The responsibility of the vehicle holding device (VHD) is to hold the launch vehicle while it is stayed on launch pad and release the holding mechanism to allow a lift-off of launch vehicle at a moment of lift-off. During a release of the holding mechanism, in order to prevent the Ka doing a doing a doing mode which is vertical oscillation of entire liquid propellant and very severe for vehicle structure, gradual release of holding force is required. Also, a release operation of all 4 VHD should be synchronized very precisely. In this study, to comply the "gradual release and synchronized operation requirement", concept of VHD hydraulic system using an accumulator, pyro valve and orifice to control speed of hydraulic cylinder is proposed instead of using complicated hydraulic components. Then through multi-body dynamic analysis and computational hydraulic analysis, a size of orifice to meet a target speed of hydraulic cylinder is calculated. Through this study, simple and reliable VHD hydraulic system complying requirements is designed.

초 록

발사체 지상고정장치는 지상운용시 발사패드에 기립된 발사체를 견고하게 지지하다가 발사시점에서 고정장치를 해제하여 발사체를 이륙하도록 하는 장치이다. 엔진점화이후 발사체 최대추력에서 발사체 고정의 급격한 해제는 Ka Doing a Doing a Doing 현상을 발생시켜 발사체 구조에 심각한 손상을 초래한다. 따라서, 발사체 지상고정장치는 고정력을 점진적으로 해제하기위한 기능이 요구된다. 또한 총 4개 고정장치의 해제 동작은 대단히 정밀하게 동시에 작동 하여야 한다. 본 연구에서는 복잡한 유압기기 없이 축압기 및 파이프 밸브에 의해 유압구동기의 속도를 발생시키고 오리피스로 속도를 제어함으로써 요구조건들을 충족하는 유압시스템을 제안하였다. 다물체 동역학 해석 및 Amesim을 이용한 유압시스템 해석을 통하여 유압구동기 목표속도를 도출하고 목표 속도를 만족하기 위한 오리피스의 단면적을 산출하였다. 이와 같은 연구를 통하여 복잡한 유압기기 없이 동작하는 신뢰도 높은 유압시스템을 설계하였다.

Key Words : Vehicle Holding Device (발사체 지상고정장치), Launch Vehicle Lift-off (발사체 이륙), Ka Doing a Doing a Doing Mode, Hydraulic Cylinder Velocity (유압구동기속도), Amesim (아메심)

† Received : September 1, 2016 Revised : November 29, 2016 Accepted : November 30, 2016

*** Corresponding author, E-mail : leeys@cnu.ac.kr

I. 서 론

발사체는 발사전 지상 발사운동단계에서 상당한 시간동안 지상에서 기립된 상태에서 준비작업을 수행한다. 기립된 발사체는 최대 12~15 m/sec정도의 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. 일반적으로 발사체의 후방동체 하부에 4개의 발사체 지상고정장치가 장착되며 발사준비단계의 풍하중등 각종 외부 하중으로부터 발사체를 견고하게 지지할 수 있도록 충분한 강도와 강성을 보유하여야 한다.

이후 발사단계에 이르면 발사체 엔진 점화 및 발사체 이륙이 수행되는데 이 시점에서 4개의 발사체 지상고정 장치는 동시에 고정을 해제하여야 한다. 4개중 하나라도 고정해제 시간이 지연되는 경우 또는 고정해제가 안되는 경우 발사체가 수직방향으로 이륙할 수 없고 심각한 영향을 발생시키게 되므로 동시 고정해제는 지상고정장치의 대단히 중요한 요구조건이다.

또한 고정해제는 수직방향으로 상당한 발사체 추력이 발생된 시점에서 수행되므로 고정해제 동작 과정에서 발사체에 진동 및 기계적인 하중이 가해질 수 있으므로 이를 방지하기 위한 설계가 필요하다.

이에 따라 본 연구에서는 한국형 발사체에 적용되는 발사체 지상고정장치에 대하여 주요 요구조건을 기술하고 이 요구조건을 만족하기 위한 설계 및 해석 결과를 기술하였다.

II. 발사체 지상고정장치 개요

2.1 발사체 지상고정장치 분류

발사체 지상고정장치는 특수한 경우를 제외하고는 거의 모든 발사체에 필요한 장치이다.

발사체 고정해제 방식과 관련하여 Kennedy등 [1]은 발사체 최대 추력에서 지상고정장치의 고정을 순간적으로 일시에 해제하는 경우의 영향을 연구하였다. 고정장치의 고정을 순간적으로 해제하면 발사체 탱크의 추진체가 상하로 진동하는 현상인 Ka Doing a Doing a Doing 현상을 유발함을 확인하였다. 이 현상은 탱크내의 추진체 전체가 상하로 진동하므로 발사체 탱크 구조 전체

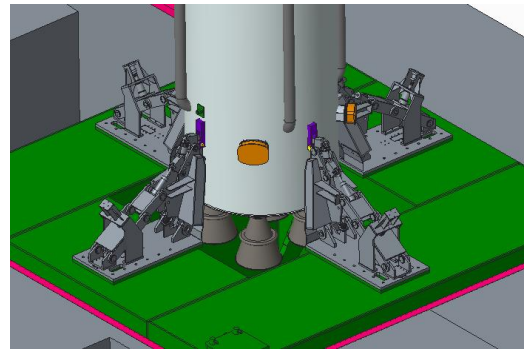


Fig. 1. General view of VHD

에 영향을미치며 일반적으로 알려진 추진체 표면운동인 슬로싱 현상보다도 심각한 손상을 탱크 및 기체 구조에 미칠 수 있음을 기술하였다.

이에 따라 발사체 지상고정장치의 고정해제는 Ka Doing a Doing a Doing 현상을 방지하도록 작동하여야 하며 이를 위해 주로 2가지 방식의 지상고정장치가 개발되었다.

2.1.1 초기 고정해제 방식

엔진 점화이후 추력이 최대로 상승한 시점에서 지상고정장치가 급속 해제되는 경우 Ka Doing a Doing a Doing 현상이 발생하므로, 엔진추력이 발사체 자중 보다 높아지기 직전에 분리하는 방식이다. 발사체가 수직방향으로 이륙중이 발생하기 전에 고정해제 되므로 Ka Doing a Doing a Doing 현상을 방지할 수 있으며 고정해제시 고정장치와 발사체간의 기계적인 간섭도 방지할 수 있다.

단, 최대 엔진 추력 발생 이전에 고정장치를 해제하므로 고정장치 해제 이후에는 최대추력 상승시까지 엔진 상태 점검은 불가능하다는 단점이 있으며 또한 엔진 추력 상승단계에서 정확한 시점에 분리를 수행하여야 하기 때문에 엔진 점화 절차가 복잡해지는 단점이 있다.

주로 러시아 및 과거 러시아 연방 국가에서 개발된 발사체에 사용하고 있는 방식이다[2][3].

2.1.2 점진적 고정해제 방식

지상고정장치의 고정해제를 최대 추력에서 수행하는 방식으로 엔진 추력이 최대로 상승할 때까지 발사체를 지상에 고정해 두면서 엔진 상태를 확인하는 방식이다. 엔진 추력상승 전 구간 동안 상태점검이 가능하며 엔진 점화 절차가 비교적 간단하다는 장점이 있다.

단, 최대추력에서 고정을 해제하므로 고정력이 순간적으로 일시에 해제되는 경우 발생하는 Ka

Table 1. VHD type for major launch vehicles

Launch vehicle	First launch	Solid booster	Propellent	Release type	Separation method
Saturn V	1967	-	LOX/ RP1	Gradual release	Pyro and controlled release mechanism
Space shuttle	1981	2	LOX/ LH2	Quick release	Pyro
Zenit	1985	-	LOX/ RP1	Quick release	Pyro
Falcon 9	2010	-	LOX/ RP1	Gradual release	Hydraulic
Antares	2013	-	LOX/ RP1	Quick release	Pyro
Atlas V	2002	0-5	LOX/ RP1	Quick release	Pyro
Ariane IV	1990	0-4	N ₂ O ₂ / UDMH	Gradual release	Hydraulic

Doing a Doing a Doing 현상을 방지하기 위해, 약 수백 msec 동안 고정장치와 발사체와의 접촉을 유지하면서 점진적으로 고정 해제를 수행하는 특수 장치가 필요하다. 접촉 유지 시간 요구조건은 발사체 별로 차이가 있으나 약 200 msec ~ 500 msec 이다[4][5].

주로 미국 유럽연합등 서방의 발사체에 적용되어온 방식이다. Table 1은 각국의 주요 발사체별 지상고정장치의 방식을 나타낸다.

2.2 한국형 발사체 지상고정장치 개요

국내 개발된 발사체 중 2013년 발사를 수행한 KSLV-1의 경우 러시아에서 개발된 1단엔진의 특성상 발사체 지상고정장치가 요구되지 않았으며 현재 개발이 진행 중인 한국형 발사체가 발사체 지상고정장치를 적용한 최초의 발사체이다.

한국형 발사체에서는 발사체 최대추력까지 지상에서 고정한 상태에서 엔진 상태를 점검할 수 있도록 점진적 고정해제 방식을 적용하였다. 지상고정장치의 작동개념 수립시 해외 발사체인 Blue Streak [6] 및 Ariane 발사체의 일부 개념을 한국형 발사체 요구조건에 맞도록 수정활용하였다. 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 고정하는 방식이며 발사체 이륙시 유압 실린더가 아래방향으로 수축하면서 삼각링크 (triangular link)를 회전시켜 상부 고정부의 고정

을 해제하는 방식이다.

Figure 3에서 발사체 이륙시 고정해제 과정을 도식화 하였으며 고정해제 과정에서 상부고정부의 회전속도를 조절하여 이륙하는 발사체와 일정 시간 접촉을 유지하면서 분리되도록 함으로써 고정력을 점진적으로 해제할 수 있다.

Figure 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 방지에 대단히 중요하다.

발사체별 접촉유지 요구시간은 약 200 msec ~ 500 msec 정도이며 이 속도를 맞출 수 있도록 상부고정부의 회전 속도를 조절하는 핵심 장치가 유압구동기이다. 유압구동기의 수축속도를 늦춤으로써 접촉 유지시간을 길게할 수 있으며, 반대로 접촉 유지시간을 짧게 하기 위해서는 구동기

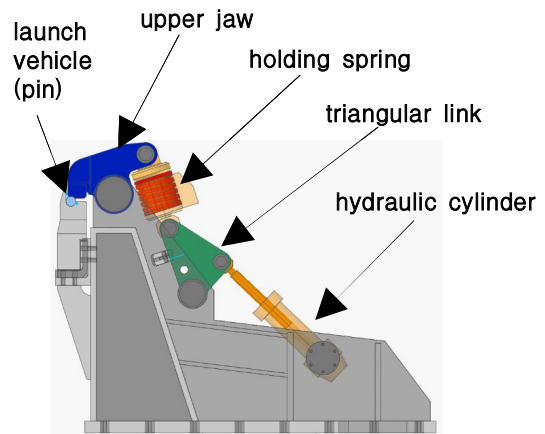


Fig. 2. Major component for hydraulic VHD

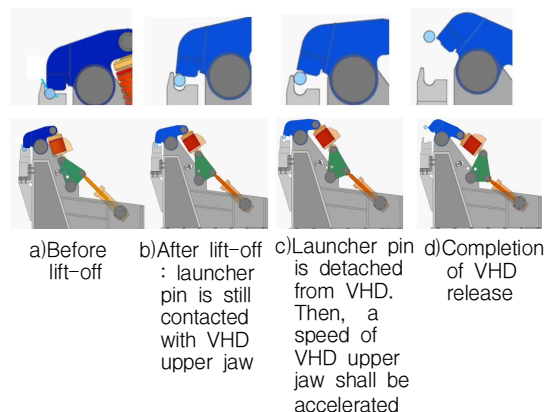


Fig. 3. Hydraulic VHD retraction process

의 속도를 빠르게 함으로써 구현한다.

또한, 총 4개의 발사체 지상고정장치에 장착된 4개의 유압실린더의 수축동작이 반드시 일치하여야 한다. 각각의 발사체 지상고정장치 고정해제 동작 허용 시간차는 약 20~40 msec 이내로 매우 정밀한 작동의 동기화가 필요하다.

이와같이 발사체 지상고정장치의 접착유지 요구조건 및 동시작동요구조건을 만족시키기 위해 4개 구동기의 정확한 속도제어 및 동기화가 유압시스템 설계의 중요한 목표이다.

III. 발사체 지상고정장치 유압시스템 설계

3.1 발사체 지상고정장치 유압시스템

발사체 지상고정장치 유압시스템은 발사체가 이륙하는 짧은 순간에 4개의 유압구동기를 수십 msec의 작동 오차 이내로 동시에 구동시켜야 하기 때문에 작동의 신뢰도를 높이기 위하여 최대한 간결한 작동개념에 의해 구동될 수 있어야 한다. 또한 작동시간이 발사체가 이륙하는 매우 짧은 순간이므로 일반적인 유압 제어 시스템에서 사용하는 제어기 및 서보밸브등은 최대한 배제하며 1개의 파이로 밸브의 동작에 의해 모든 지상고정장치의 동작을 완료할 수 있어야 한다[7][8].

Figure 4는 발사체 지상고정장치 유압시스템의 주요 구성을 나타낸다. 4개의 유압구동기의 동시 작동을 위하여 모든 유압구동기들은 1개의 축압기의 공급 압력에 의해 구동된다. 사전에 축압기(accumulator)에 120 bar ~ 150 bar의 압력을 저장하고 축압기에 저장된 유압유는 매니폴드를 통하여 각각의 유압구동기로 분배되며 구동기 후단은 1개의 배관으로 통합되어 파이로 밸브로 공급된다.

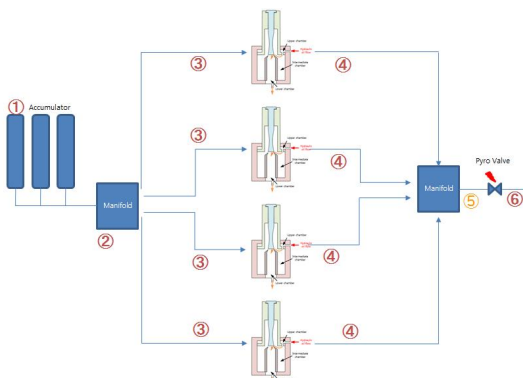


Fig. 4. Composition of VHD hydraulic system

파이로 밸브만 개방되면 4개의 구동기가 동시 운동을 시작하는 방식으로써 발사순간 발사통제 시스템의 제어신호에 의해 파이로 밸브가 개방된다. 유압시스템에 저장되었던 압력이 파이로 밸브 개방 직후 구동기 후단부에서 급격히 대기압 부근으로 떨어지며 이 순간 구동기 전단부와 후단부의 압력차이에 의하여 4개의 구동기가 동시에 하강한다.

Figure 5는 발사체 유압시스템 중 유압구동기의 형상이다.

2개의 구간으로 나뉘는 일반적인 유압구동기와는 달리 상부챔버, 중간챔버 및 하부 챔버로 총 3개의 구간이 존재하며, 각 챔버와 챔버사이에 작은 유로인 슬릿(slit), 니들갭(needle gap)이 배치되어있다.

니들갭은 가변 오리피스로서 니들갭의 간격을 조절하여 유압구동기의 속도를 조절할 수 있도록 하는 방식으로 복잡한 유압기 없이 단면적만 조절하여 구동기의 속도 조절이 가능하다.

발사체 이륙/지상고정장치 해제 동작시 요구되는 발사체 핀과의 접착유지시간의 구현을 위해 유압구동기의 속도 조절을 위한 주 장치가 니들갭이므로 니들갭의 단면적의 결정은 유압 시스템 설계의 핵심 사항이다. 오리피스 단면적만을 조절하여 속도를 조절하는 방식은 항공기 랜딩기어의 댐퍼에 적용되어 다양한 연구가 진행되며 있으며 [9][10], 본 연구에는 오리피스의 일종인 니들갭을 유압구동기에 적용하여 구동기의 속도를 분석하였다. 김대래등[11]은 구동기 내부 니들갭의 단면적 조절방식을 이용하여 구동기 운동속도 조절 가능성을 확인한바 있으며, 본 연구에서는 구동기의 요구속도 및 이를 만족하기 위한 니들갭 단면적을 도출하는 과정을 구체적으로 제시하였다.

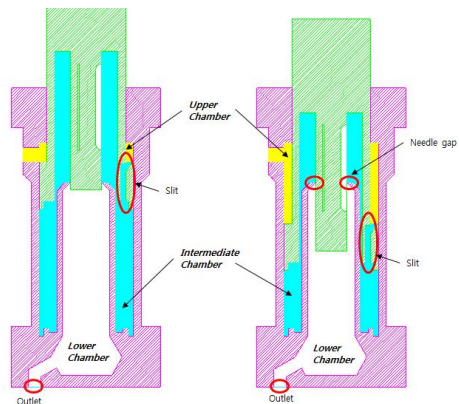


Fig. 5. Configuration of VHD hydraulic cylinder

실린더의 로드측과 헤드측이 나뉘어진 일반적인 유압구동기와는 다르게 실린더와 헤드측을 연결하는 슬릿이 있어서 축압기부터 파이로 밸브까지 전 유압 라인에 축압기의 압력과 동일한 압력이 저장된다. 4개의 구동기의 동시 작동을 위하여 발사 전 4개의 구동기를 포함한 전 유압 시스템을 동일한 조건의 압력으로 유지하기 위함이다.

3.2 유압구동기 목표속도

본 연구에 부여된 발사체 핀과 상부 고정부의 접촉 유지시간 요구조건은 250 msec 이상으로 이 조건을 만족하기 위한 유압구동기의 유압구동기의 목표 속도를 산출하였다.

접촉 유지는 발사체 핀과 발사체 지상고정장치 상부 고정부 간에 발생되므로 발사체 핀, 상부 고정부, 유압구동기들을 포함한 전체 발사체 지상고정장치에 대하여 다물체 동역학 모델을 생성하고 발사체 이륙시 발사체 핀 및 발사체 지상고정장치의 전체 거동을 해석하여 접촉 유지시간을 만족하는 유압구동기의 속도를 계산하였다.

김범석[12]등은 다물체 동역학 해석에서 유압구동기의 속도변화에 따른 접촉 유지시간의 변화의 추이를 확인하였다. Fig. 6은 해석에 사용된 모델이며 해석결과 일정한 속도로 수축운동하는 유압실린더 대비 이륙시 가속되는 발사체와의 속도차이에 의하여 발사체 상승속도가 상부 고정부 회피속도보다 상대적으로 커지는 시점에서 발사체핀과 지상고정장치 상부 고정부는 다시 접촉하는 현상이 발생함을 확인하였다.

따라서 고정해제 동작 초기에는 접촉 유지를 위해 유압실린더의 속도를 낮추고 접촉유지 시간 만족 이후는 구동기의 속도를 증가시켜 발사체핀으로부터 빠른 속도로 회피되게 해야 함을 확인하였다.

본 연구에 부여된 접촉 유지시간 요구조건 250 msec 이상을 만족하기 위한 유압구동기의 속도 목표 속도를 산출하기 위하여 다물체 동역학 모델에서 유압구동기의 운동 속도를 변화시키면서 접촉 유지시간을 해석적으로 확인하였다.

해석결과 운동 초기 운동속도 110 mm/sec (댐핑계수 715 Ns/mm)로 250 msec 동안 저속 운동하여 접촉 유지시간을 만족한 이후 운동속도 380 mm/sec (댐핑계수 207 Ns/mm)로 가속하여 야만 발사체와 운동초기 접촉 유지시간을 만족하고 분리후 재접촉 현상없이 작동이 완료됨을 확인하였다.

Figure 7은 110 mm/sec 및 380 mm/sec 속도를 가지는 속도 가변식 유압구동기를 장착한 발

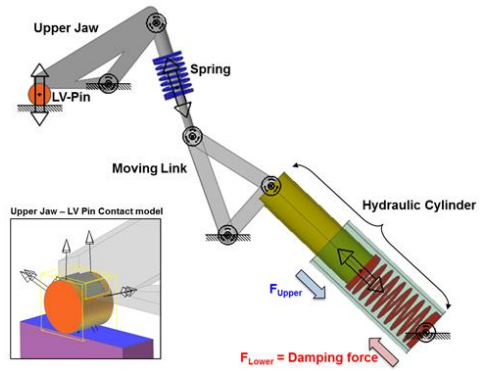


Fig. 6. Multibody dynamics simulation model of VHD [12]

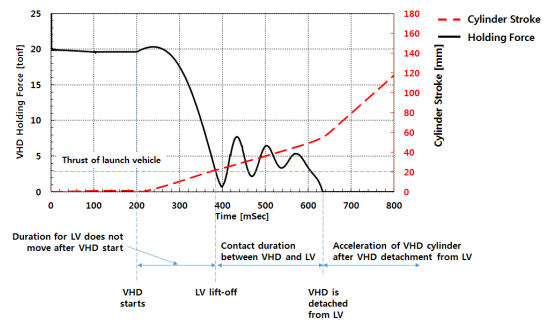


Fig. 7. A VHD holding force and contact duration at lift-off of a launch vehicle

사체 지상고정장치의 고정력 변화를 나타낸다.

이상의 결과에 따라 발사체 지상고정장치용 유압구동기는 운동초기 운동속도 110 mm/sec 이하로 250 msec 동안 운동하여야 하며 이후 380 mm/sec 이상으로 속도를 가속하여 작동완료시까지 운동할 수 있어야 한다.

IV. 발사체 지상고정장치 유압구동기 운동 속도 해석

다물체 동역학 해석을 통하여 도출된 속도를 만족하는 발사체 지상고정장치 유압구동기의 속도를 만족하는 유압구동기의 내부 형상을 계산하기 위하여 상용 프로그램인 Amesim을 통한 해석을 수행하였다. 유압구동기의 목표속도를 달성하기 위한 실린더의 최소지름등은 Runge-Kutta의 방법으로 계산할 수 있으나, 유압 시스템의 설계를 위해서는 각 축압기의 용량, 유압구동기 각 챔버의 용량 및 니들갭의 크기등 추가적으로 고려할 사항이 많으므로 이러한 점들을 고려한

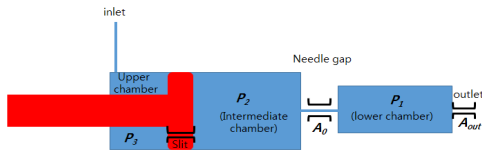


Fig. 8. Schematic of VHD hydraulic cylinder

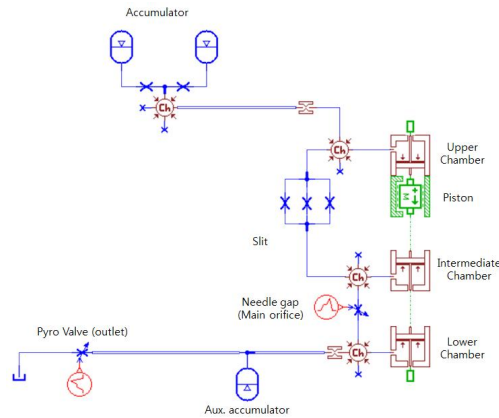


Fig. 9. Amesim model for VHD hydraulic system

상세 치수 설계에 이용하기 위하여 Amesim을 이용한 유압시스템을 모델링 하였다.

Figure 8은 Fig. 5의 유압구동기를 개념적으로 도식화한 그림이다.

유압구동기 중앙의 니들갭 (A_0)이 속도조절을 담당하는 주 장치이며 상부챔버와 중간챔버사이 설치된 슬릿은 작동전 축압기에서부터 상부챔버, 중간챔버를 거쳐 최종적으로 파이로 밸브까지 동일한 조건의 압력이 걸리도록 하는 장치이다.

Figure 9는 유압구동기를 포함한 유압시스템 전 구간의 Amesim 모델을 나타낸다.

축압기 및 유압구동기 각 파트를 Amesim 라이브러리 모델을 이용하여 모델링 하였다. 운동 중 단면적이 변화하는 니들 갭은 가변오리피스를 사용하였다. 완전히 닫혀있는 초기상태에서 작동 순간 100 % 개방되는 파이로 밸브도 가변오리피스를 이용하여 모델링하였다. 슬릿은 고정형 오리피스를 사용하였다.

실린더 후단의 보조 축압기는 구동기 운동시의 순간적으로 실린더 후방이 공동화 되는 현상을 방지하기위해 장착한 소용량의 축압기이다. 주 축압기 및 보조 축압기는 Amesim 라이브러리의 Hydraulic Accumulator 모델을 사용하였다.

발사준비단계에서 축압기의 충전 기준 압력은 운용이 용이하고 관련 유압 부품 수급이 용이한

Table 2. 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
Pyro valve diameter	30 mm
Upper chamber volume	122.758 cm ³
Intermediate chamber volume	3323.2 cm ³
Lower chamber volume	1559.57 cm ³

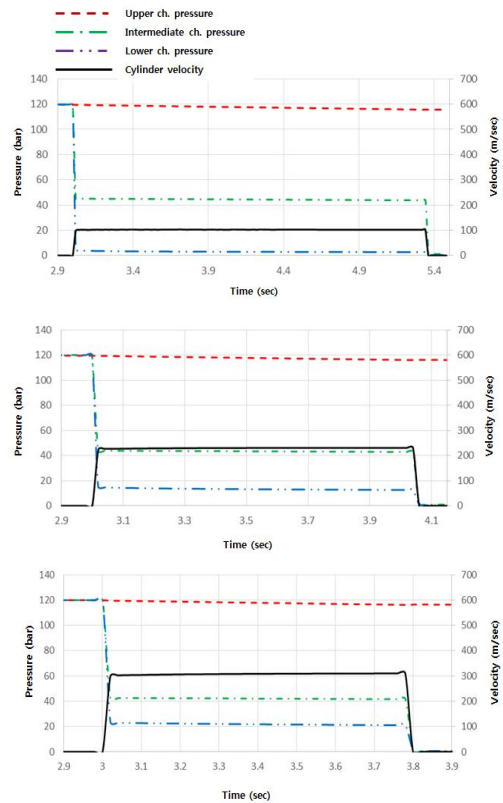


Fig. 10. Analyzed chamber pressure and velocity of VHD hydraulic cylinder for 50 mm², 100 mm² and 150 mm² needle gap area

120 bar 로 선정하였으며 이에따라 축압기의 작동전 충전 압력이 유압시스템 전 구간에 걸리도록 모델링 하였다. Amesim 모델링에 사용된 주요 파라미터 값들은 Table 2와 같다.

Table 3. Analyzed velocity of hydraulic cylinders with various needle gap area

Needle gap area (mm ²)	Cylinder velocity (m/sec)
50	101
100	228
150	307
200	350
300	387
400	397
500	400

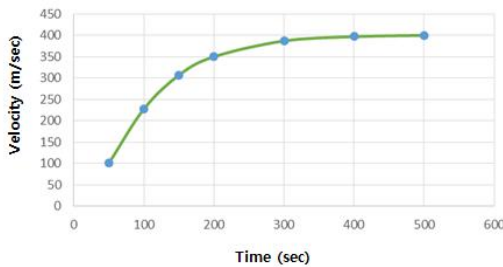


Fig. 11. Analyzed velocity of hydraulic cylinders with various needle gap area

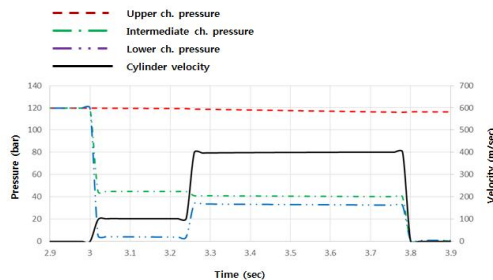


Fig. 12. Analyzed velocity of hydraulic cylinders with variable orifice area

유압시스템의 동작은 최 후방부의 피어로 밸브가 개방되면서 시작하며, 상부챔버의 압력은 거의 그대로 유지되는 반면 하부챔버 및 중간챔버의 압력이 120 bar에서 급격히 하강면서 상부 챔버와의 압력 차이에 의해 피스톤이 하강한다. 시 증가하게 된다.

유압구동기의 속도를 결정하는 주 인자가 니들갭의 단면적이므로 단면적 변화에 따른 유압구동기의 운동속도 변화를 산출하였다. 니들갭 단면적 증가에 대한 구동기 운동속도의 증가 추이는 Table 3 및 Fig. 11과 같다.

본 연구에서 요구되는 유압구동기의 운동속도는 운동초기 110 mm/sec 이하, 운동중간 380

mm/sec 이상으로 가속하는 것 이므로 이를 만족하기 위하여, 운동초기의 니들갭 단면적을 50 mm²로 이후 400 mm²로 변화하는 가변 오리피스를 적용하여 계산하였다.

계산 결과 요구조건을 만족하는 유압구동기의 운동특성을 Fig. 12와 같이 도출하였다. 얻어진 구동기의 운동속도는 초기 101 mm/sec, 가속이후 397 mm/sec 로서 요구조건을 만족함을 확인하였다.

V. 결 론

본 연구에서는 유압식 발사체 지상고정장치에 적용되는 유압시스템의 설계 및 해석을 수행하였다.

최대 추력에서 지상고정장치의 고정을 순간적으로 해제하는 경우 발생하는 Ka Doing a Doing 현상을 방지하기 위해, 요구조건으로 제시되는 발사체와 지상고정장치 고정부간의 접촉유지 요구시간을 만족하기 위한 유압구동기의 목표 속도를 동역학 해석으로 도출하였다.

유압구동기의 목표 속도는 작동초기 발사체와의 접촉 유지 시간동안 저속 운동하며 이후 분리된 발사체와 재 접촉을 방지하기 위하여 가속이 필요함을 확인하였다.

도출된 유압구동기의 속도 조건 및 유압구동기의 동기화 조건을 충족하기 위한 유압시스템을 구성하였다.

Amesim을 사용한 유압시스템의 해석을 통하여, 유압구동기의 요구 속도를 만족하기 위한 니들갭의 단면적 및 기타 유압시스템의 파라미터를 계산하여 유압시스템을 설계하였다.

이와 같은 연구를 통하여 복잡한 유압시스템의 사용없이 유압구동기 내부 니들갭을 이용하여 우주 발사체 발사시 수직방향 동하중을 저감시킬 수 있는 발사체 지상고정장치의 설계 방법론을 제시 하였다.

본 연구를 통해 얻어진 결과는 추후 시제품 작동시험을 통하여 검증 예정이다.

References

- 1) S. Gravitz, "Saturn V thrust buildup and vehicle release dynamics", AIAA 2000-1675, Proceeding of 41st Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, 2000
- 2) V. Colovyev, "Cosmos rocket complex Zenit" Moscow Aviation Institute, 2003

- 3) O. Kushnariov, "Technical report - system characteristics and technical configuration of the ground complex of KSLV-II space launch system", Yuzhnoye State Design Office, 2014
- 4) A. Rudolph, "Saturn V flight manual", Georgy C. Marshall Space Flight Center, 1968
- 5) P. Belloch, G. Antal and W. Peleti, "Simulation of Atlas lift off event", AIAA-92-2085-CP, Proceeding of AIAA Dynamics Specialist Conference, 1992
- 6) D.R. Samson, "Development of the Blue Streak satellite launcher", Pergamon Press, 1963
- 7) J. Singaravelu, P. Purushothaman, S. Thomas and K.G. Pillai, "Reliability and quality assurance experience in launcher hold and release system used in GSLV", Defence Science Journal, Vol. 52, No. 1, 2002, pp. 21-25
- 8) P. Purushothaman, "Launcher hold and release mechanism for GSLV", Proceeding of 7th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, 1997, pp. 287-290
- 9) Yeh-Sun Hong, Yong-Cheol Kwon, Chong-Hyeok Kim, Seol-Hye Park, Ho-Yeol Park and Sang-Beom Kim, "Design of sharp-edged type damping orifices for an aircraft door damper", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 40 (12), 2012, pp. 1080-1085
- 10) Jae-Do Han, Yeon-Sik Kang, Oh-Sung Ahn and Young-Shin Lee, "A study on parameters of SUAV landing gear orifice", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 37 (1), 2009, pp. 99-104
- 11) Dae Rae Kim, Seong Pil Yang, Jaejun Lee, Bum Suk Kim and Young-Shin Lee, "Conceptual design of vehicle holding devices used for reduction of dynamic load during launch vehicle release", Proceedings of 2016 KSAS fall conference, 2016, pp. 427-428
- 12) Bum Suk Kim, Jong Su Kim, Seong Pil Yang and Dae Rae Kim, "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, 2016, pp. 30-31