

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(12), 1124-1131(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.12.1124

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

초소형 위성의 랑데부/도킹 알고리즘 개발을 위한 5자유도 지상 테스트베드

최원섭*, 조동현**, 송하룡**, 김종학***, 고수정***, 김해동**

A 5-DOF Ground Testbed for Developing Rendezvous/Docking Algorithm of a Nano-satellite

Won-Sub Choi*, Dong-Hyun Cho**, Ha-Ryong Song**, Jong-Hak Kim***,

Su-Jeong Ko*** and Hae-Dong Kim**

Korea Aerospace Research Institute* **

Space Solutions Co. Ltd***

ABSTRACT

This paper describes a 5-dof ground testbed which emulates micro-gravity environment for developing Rendezvous/docking algorithm of a nano-satellite. The testbed consists of two parts, the low part which eliminates friction force with ground and the upper part which has 3-dof rotational motion with respect to the low part. For Vision-based autonomous navigation algorithm, we use camera, LIDAR and AHRS as sensors and eight cold gas thrusters and three axis directional reaction wheels as actuators. All system software are implemented with C++ based on on-board computer and Linux OS.

초 록

이 논문은 지상에서 초소형 위성의 랑데부/도킹 알고리즘 개발을 위하여 미세중력환경을 모사해주는 5자유도 지상 테스트베드에 관하여 기술한다. 테스트베드는 지면과의 마찰력을 없애주는 하부와 이 하부에 연결되어 3자유도의 회전운동을 하는 상부로 구성된다. 영상기반의 항법알고리즘 개발을 위하여 카메라와 LIDAR, AHRS 센서를 사용하였고 액추에이터로는 8개의 냉가스 추력기와 3축 방향의 반작용 휠을 사용하였다. 모든 시스템 소프트웨어는 온보드와 리눅스를 기반으로 C++을 사용하여 구현되었다.

Key Words : 5-DOF(5자유도), Ground testbed(지상 테스트베드), Nano-satellite(초소형위성)

1. 서 론

최근 우주 공간에서 소형 위성 등을 이용한 궤도상 위성 서비스의 중요성이 부각되면서 관련 연구가 점점 증가하고 있는 추세이다. 궤도상에서의 위성서비스 활동에 필요한 핵심기술들은 랑

데부(Rendezvous), 근접운용(Proximity Operation), 도킹(Docking), 위치유지(Station Keeping), 캡처(Capture) 등이 있으며 이를 위해서는 영상 데이터를 기반으로 위치를 추적하고, 온보드 컴퓨팅을 이용하여 위치 및 자세를 정밀하게 제어하는 기술 등이 필요하다[1]. 이러한 기술의 개발

† Received : August 25, 2015 Revised : October 30, 2015 Accepted : November 3, 2015

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

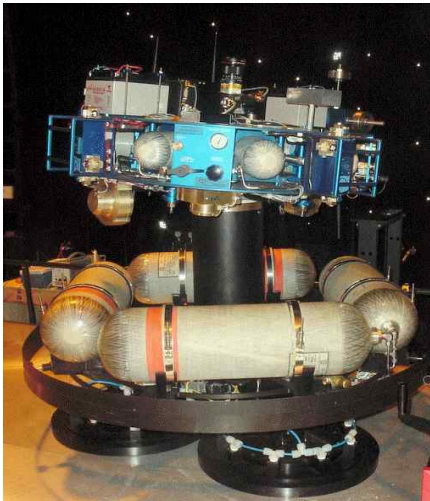


Fig. 1. Example of 5 DOF testbed: Formation Control Testbed of JPL

및 검증은 우주 환경에서 수행하려면 막대한 비용과 큰 위험성이 따르므로, 지상에서 우주 환경을 모사할 수 있는 지상시험 환경의 구축이 필수적이다.

현재 많은 대학과 연구소에서 Fig. 1과 같이 5자유도를 가지는 지상 테스트베드를 개발, 운영하고 있다. 대체로 지면과 수직방향으로의 가스 추력을 이용하여 지면에서 시스템 전체를 살짝 부양시킴으로써 무마찰 병진운동을 위한 2자유도를 확보해주는 시스템 하부, 하부와 에어베어링으로 연결되어 무마찰 회전운동을 위한 3자유도를 확보하는 상부로 구성되어 있다[2~4].

본 논문에서는 현재 한국항공우주연구원에서 제작중인 5자유도 지상 테스트베드에 관해 기술한다. 논문의 구성은 다음과 같다. 먼저 전체 시스템 개요 및 설계를 위한 최상위 시스템 요구사항에 대해 설명한다. 그리고 구조물에 대한 설계에 대해 다룬다. 구조물은 부양을 위한 에어베어링, 가스탱크, 위성모형을 장착할 수 있는 기구 등을 포함한다. 기본적인 구성은 기존의 연구와 비슷하게 시스템 하부와 상부로 이루어지지만 상부에 실제 초소형위성과 같은 형태의 모형이 위치할 수 있도록 설계를 진행하였고 시스템의 크기, 질량, 운영시간, 냉가스 주입 방법 등을 고려하여 에어베어링과 가스탱크를 선정하였다.

그리고 시각기반의 항법알고리즘개발을 위한 센서와 액추에이터에 대하여 설명한다. 센서로는 Kinect 카메라, LIDAR, AHRS, Vicon 모션캡처 등이 사용되었고 액추에이터는 자세제어를 위한 반작용 휠과 병진운동을 위한 냉가스 추력기가 사용되었다.

마지막으로 시스템 운용을 위한 전장부의 구성과 소프트웨어에 관하여 기술한다. 소프트웨어는 상용의 온보드 컴퓨터와 Linux OS를 기반으로 C++ 언어를 사용하여 개발되었고 영상처리와 같이 큰 부하를 가지는 알고리즘의 효율적인 처리를 위하여 분산된 구조로 구현이 되었다.

II. 본 론

2.1 시스템 개요

2.1.1 시스템개요

제작하고 있는 5자유도 지상 테스트베드는 초소형위성의 랑데부/도킹을 위한 알고리즘을 개발하고 테스트하기 위한 것이다. 랑데부/도킹을 시험하기 위해서는 보통 3자유도를 가지는 자세 제어 테스트베드에 병진운동을 할 수 있는 기능이 추가되어야 한다. 이를 위해서는 몇 가지 추가적인 장치들과 제약사항들이 필요한데 주요 사항들은 다음과 같다.

병진운동은 시스템이 지면과 무마찰 상태가 됨으로써 가능해 진다. 이를 위하여 시스템을 지면으로부터 띄워주는 플랫폼 에어베어링(flat-air bearing)이 필요하다. 그리고 이 상태에서 병진운동에 필요한 힘을 위한 추력기가 필요하다.

플랫폼 에어베어링의 정상적인 동작을 위해서는 수 마이크로미터 이내의 균일성을 가지는 평평한 판이 필요하다. 정반 또는 에폭시가 도포된 평판 등이 사용된다.

시스템 전체가 이동해야 되기 때문에 가스 공급, 전원 공급, 운영 프로세서 등이 시스템에 포함되어야 한다. 이를 위해 가스탱크, 배터리 등의 설치 및 이들의 적절한 용량, 성능, 무게 등에 대한 설계가 필요하다.

전체 시스템은 크게 두 부분으로 나눌 수 있는데 지면과의 마찰력을 제거해주어 2자유도의 병진운동을 해줄 수 있도록 해주는 하부, 그리고 하부와 구형 에어베어링(spherical air-bearing)으로 연결되어 3자유도의 무마찰 회전운동을 할 수 있는 상부로 구성된다. Fig. 2는 이러한 시스템의 개념도이다. 상부는 위성 본체에 해당하는데 위성 모형과 자세 결정/제어를 위하여 AHRS 센서, 반작용 휠, 온보드 컴퓨터 등과 이러한 부품들을 부착할 수 있는 평판으로 구성된다. 특히 랑데부/도킹 알고리즘을 위해서는 시각 정보에 기반한 목표물 인식이 필요한데 이를 위해서 카메라센서와 고성능의 컴퓨팅 파워를 가지는 프로세서가 필요하다.

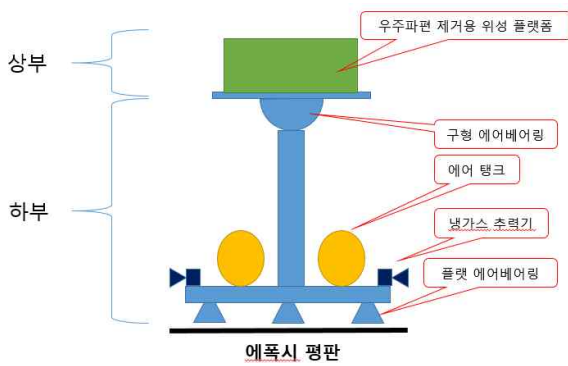


Fig. 2. Conceptual image of a system

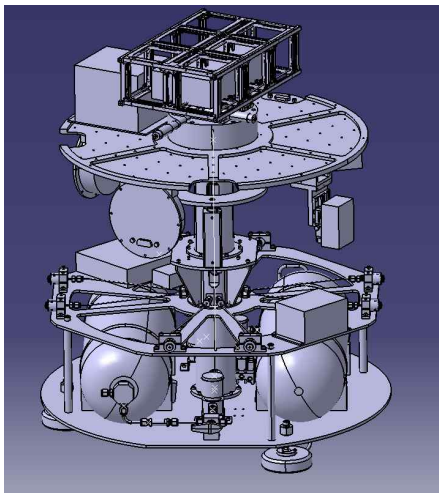


Fig. 3. 3D CAD model of a system

하부는 상부와 체결되는 구형 에어베어링과 지면으로부터의 부상을 위한 플랫폼에어베어링, 병진운동을 위한 냉가스 추력기, 그리고 이들에게 가스를 공급하기 위한 가스탱크와 가스 배관 등을 가진다. Fig. 3 은 이러한 시스템의 3D CAD 도면이다.

2.1.2 시스템 요구사항

다음은 시스템의 설계를 위한 최상위 시스템 요구사항이다.

상부의 질량은 20kg, 전체 시스템의 질량은 50kg이하로 제작한다.

운영은 최소 10분 이상 가능해야 한다.

상부는 초소형 위성의 모형을 부착할 수 있어야 한다.

시각기반 항법알고리즘에 의해 자동으로 추적, 인식, 접근이 가능해야 한다.

초소형 위성 모형의 위치제어 및 자세제어 가능해야 한다.

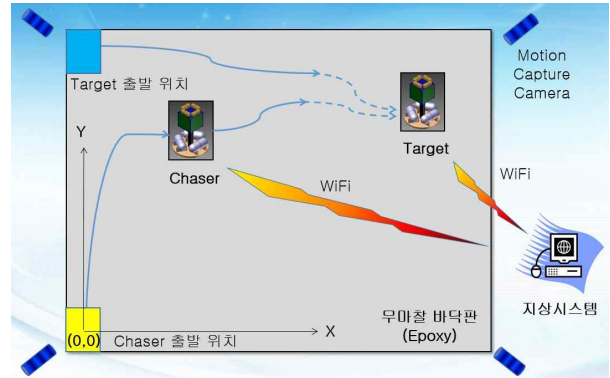


Fig. 4. The configuration for testing RVD algorithm

2.1.3 시험 플랫폼

랑데부/도킹 알고리즘의 시험을 위해서는 위에서 기술한 5자유도의 테스트베드 이외에 랑데부/도킹의 목표물, 시스템에게 커맨드를 송신하고 모니터링 데이터를 수신하는 등 지상국의 역할을 해주는 시스템 등이 필요하다. Fig. 4는 지상 테스트베드를 이용한 시험구성을 보여준다.

5자유도 테스트베드(chaser)는 특정위치에서 출발하여 임의적으로 움직이는 또 다른 테스트베드(target)에 시각기반의 자동항법알고리즘을 사용하여 접근한다. 이때 타겟이 되는 테스트베드는 5자유도가 아닌 3자유도로 만들어지는데 이 논문에서 기술하는 테스트베드에서 구형 에어베어링부분을 제외하여 제작된다. 타겟 테스트베드는 에폭시로 만들어진 평판 위에서 무마찰 상태로 임의의 움직임을 보임으로써 우주공간에서 운동을 하고 있는 임의의 물체를 모사하게 된다. 그리고 이들 시스템과 데이터 송/수신을 할 수 있도록 위해 지상국 시스템이 구축되며 WIFI를 이용하여 각 시스템과 통신을 하게 된다. 그 외에 절대 위치를 알기위한 GPS 신호 모사를 위하여 Motion capture system이 사용된다.

2.2 구조물 설계

2.2.1 상부설계

상부는 위성의 모형이 체결되는 부분으로 하부와 연결되어 3자유도의 회전운동을 함으로써 위성의 자세제어를 할 수 있도록 해준다. 상부의 회전운동은 중력에 의한 토크에 영향을 많이 받게 되는데 Fig. 5에서와 같이 회전중심으로부터 질량중심까지의 위치벡터를 r , 질량중심에 가해지는 중력벡터를 G 라 하면 상부에 가해지는 중력에 의한 토크벡터는 다음의 식과 같다.

$$T = r \times G \tag{1}$$

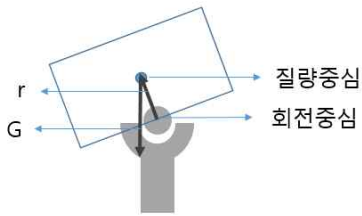


Fig. 5. Torque by gravity force

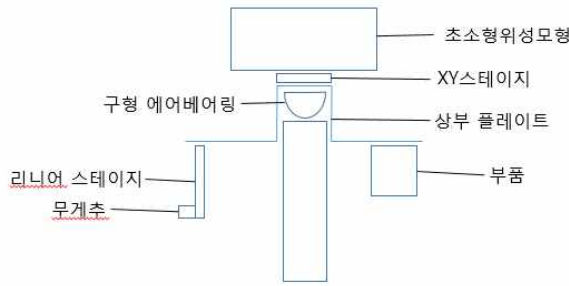


Fig. 6. arrangement of upper part

이 식에서 벡터 r 의 크기를 l , 벡터 G 의 크기를 g 라 하면 중력 토크의 크기는 다음의 식과 같다.

$$\tau = g * l * \sin\theta \quad (2)$$

여기에서 θ 는 r 과 G 의 사잇각이다. 이 식에 따라 자세제어에 대하여 미세중력 상황을 모사하기 위해서는 l 을 0이 되게 하여 중력에 의한 토크 값이 없도록 해야 한다. 이는 설계상의 제약 사항으로 작용하여 기존 대부분의 테스트베드의 상부 형태가 위성의 실제 모양과는 거리가 먼 형태를 갖게 되는 주원인이다. 제작중인 테스트베드는 실제 6U사이즈 이하의 위성 모형을 장착할 수 있도록 설계를 진행하였다. Fig. 6은 상부의 형상 및 배치를 나타내는 그림이다.

그림과 같이 상부 플레이트의 하중이 최대한 아래로 내려오도록 그 형상을 설계하여 위에 얹어지는 위성 모형과 균형을 맞추도록 하였다. 그리고 XY스테이지를 설치하고 그 위에 위성모형을 얹어 중력 방향과 수직인 두 방향으로 무게 중심을 미세하게 조절할 수 있도록 하였다. 그리고 중력방향으로의 중심도 조절할 수 있도록 리니어 스테이지에 무게 추를 달아 상부에 장착을 하였다. 이와 같은 XY스테이지와 리니어 스테이지는 상부의 무게중심의 위치를 X, Y, Z 3축 방향으로 미세하게 조절하여 무게 중심이 회전중심과 일치될 수 있도록 해줌으로써 상부의 움직임이 중력의 영향을 받지 않도록 한다.

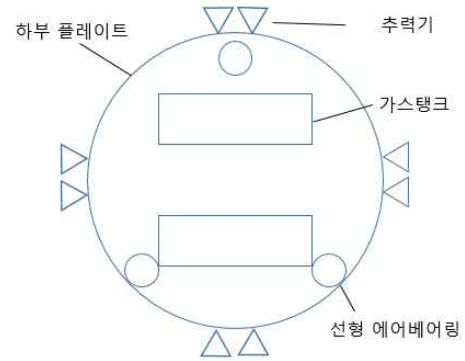


Fig. 7. arrangement of low part

2.2.2 하부설계

하부는 전체 시스템을 지면에서 띄워 병진방향으로 무마찰 운동을 가능하게 하고 구형 에어베어링으로 상부를 띄워 무마찰 회전운동을 할 수 있게 해주는 역할을 한다. 구형 에어베어링은 최대 30kg의 하중을 견딜 수 있고 30도 이상의 기울임이 가능한 제품을 선정하였다. 선정된 제품은 Specialty Components의 SRA200-R30으로 주요 제원은 다음과 같다.

- 지름 : 111.8mm
- 하중용량 : 444N
- 유량 : 2.2SLPM
- 공급압력 : 5.5bar
- 틸팅각도 : 30도

Figure 7은 구형 에어베어링을 제외한 하부의 구성하는 구성품들의 배치도이다.

그림과 같이 정삼각형 모양으로 3개의 플랫폼 에어베어링이 하부 플레이트의 바닥에 부착이 된다. 에어베어링은 전체 시스템 질량 50kg, 부상높이 20 μ m를 기준으로 선정하였다. 선정된 제품은 Newway Air Bearings의 S1010001로 그 제원은 다음과 같다.

- 지름 : 100mm
- 이상하중 : 1776N
- 유량 : 2.6NLPM
- 공급압력 : 5.5bar

병진 운동을 위해서 8개의 추력기가 부착이 되는데 각 지점에 2개씩 추력기를 부착한 이유는 편심으로 인한 요 운동을 제어하기 위해서이다. 추력기의 자세한 설계 사양에 대해서는 다음 절에서 설명한다.

추력기와 플랫폼/구형 에어베어링에 가스를 공급하기 위한 가스탱크는 무게 중심을 맞추기 위

하여 두 개를 장착하였다. 가스탱크의 크기 및 용량은 추력기와 에어베어링 들의 가스 사용량과 최대 운용시간 그리고 가스 저장 압력에 의하여 결정이 된다. 운용 시간은 10분으로 설정을 하였고 각각의 단위 가스 소비량은 아래의 Table 1 과 같다. 가스의 소비량은 1기압 상온(20℃)에서의 값이다.

각 에어베어링은 이 시간동안 계속 가스를 소비하고 추력기는 평균적으로 운용시간동안 2개가 계속 가스를 소비한다고 가정을 하면 1기압 상온에서의 가스 사용량은 다음과 같이 계산된다.

$$(0.0467*3+0.0367+0.26*2)*600 = 418.08L \quad (3)$$

가스탱크는 60bar의 압력으로 가스가 저장되도록 하였다. 더 고압으로 저장하면 가스탱크의 용량이 줄어드는 장점이 있으나 가스 충전시 별도의 가압장치가 필요하다. 60bar의 저장 압력은 별도의 가압장치 없이 주입이 가능하다. 60bar의 압력으로 가스가 저장되면 이에 필요한 용기의 용량은 다음과 같이 계산된다.

$$418.08/60 = 6.968L \quad (4)$$

각각의 탱크는 위 가스 저장용량 및 저장압력을 만족하도록 선정을 하였고 선정된 가스탱크의

Table 1. Gas consumption rate of each components

선형 에어베어링	0.0467L/s
구형 에어베어링	0.0367L/s
추력기	0.26L/s

제원은 다음과 같다.

- 용 량 : 9.2L
- 저장압력 : ~310bar
- 무 게 : 5kg
- 크 기 : 180mm*541mm

Figure 8은 에어베어링과 추력기의 가스 공급을 위한 배관설계이다. 가스탱크의 압력 60bar, 각 에어베어링의 공급압력 5.5bar, 그리고 추력기 공급압력 20bar에 맞추어 각각의 노즐 및 배관을 설계하였다. 각 에어베어링 공급배관에는 솔레노이드밸브를 장착하여 on/off 신호에 의하여 압력공급을 제어할 수 있도록 하였다.

2.3 센서/액추에이터

2.3.1 센서

시각기반의 자율항법알고리즘의 개발 및 시험을 위해 여러 가지의 센서를 사용한다. 목표물 감지를 위한 카메라 센서는 일반적인 RGB색상 정보와 동시에 거리 정보도 함께 얻을 수 있는 Kinect 카메라를 사용하였고 목표물까지의 보다 정확한 거리 측정을 위하여 LIDAR센서도 사용한다. 카메라로부터 얻어지는 RGB정보와 거리정보 그리고 LIDAR 거리 값을 같이 사용하여 목표물 추적 알고리즘의 성능을 높였다[5-6]. 위성의 자세제어를 위한 센서로 현재의 자세정보와 각속도, 각가속도 등을 감지할 수 있는 AHRS 센서를 사용하였고, 시험공간 상에서 테스트베드의 위치를 얻어올 수 있도록 모션캡처센서의 정보도 사용한다. 이는 실제 위성에서 GPS센서 데

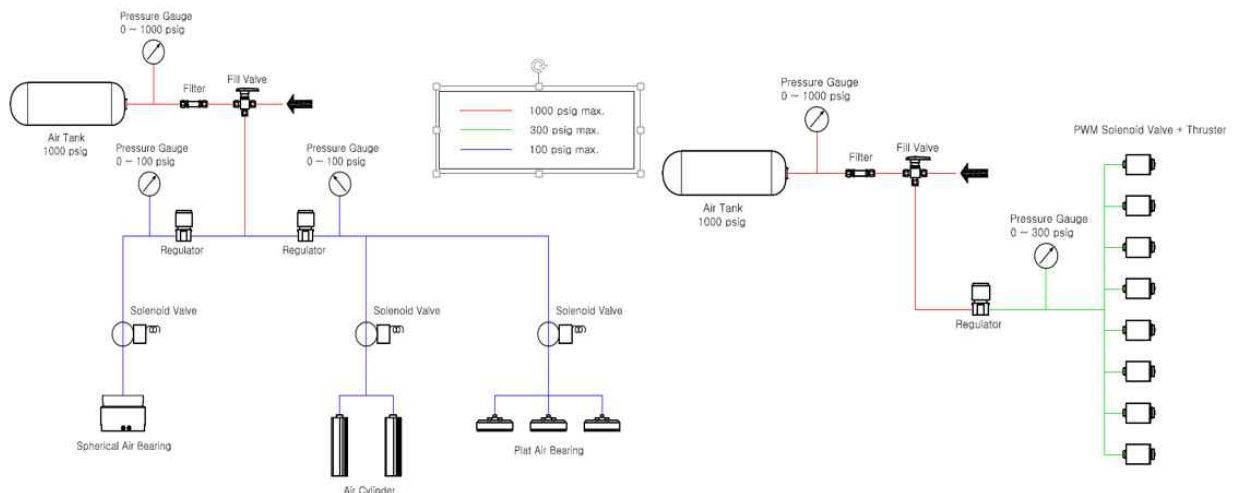


Fig. 8. a pneumatic schematic of the low part

Table 2. List of sensors for autonomous navigation algorithm

Camera	ASUS Xtion Pro
LIDAR	HoKuyo UTM-30lx
AHRS	XSens MTi-30
Motion capture	Vicon Motion Capture MX-T40S

이터를 대신한다. Table 2는 사용한 센서의 목록이다.

2.3.2 액추에이터

액추에이터로는 위치 제어를 위한 추력기와 자세제어를 위한 반작용 휠이 사용된다. 추력기의 추력은 시스템의 한계 속도인 0.1m/s에 도달하는 시간이 10초정도가 걸리도록 0.01m/s²의 가속도로 시스템을 가속할 수 있도록 설정하였다. 전체 시스템의 질량을 50kg이라고 하면 필요한 추력은 500mN이 되는데 Fig. 7에서 보는바와 같이 한 방향으로 두 개의 추력기가 있으므로 한 개의 추력기에 필요한 추력은 250mN이 된다. 이를 위한 추력기 노즐의 주요 설계 파라미터는 Table 3과 같다.

Table 3. Parameters for thruster design

parameter	value
Propellant gas	N ₂
Specific impulse	78.01s
Characteristic velocity	570.25m/s
Chamber temperature	293K
Chamber pressure	20bar
Ambient pressure	1bar
Area ratio	2.3

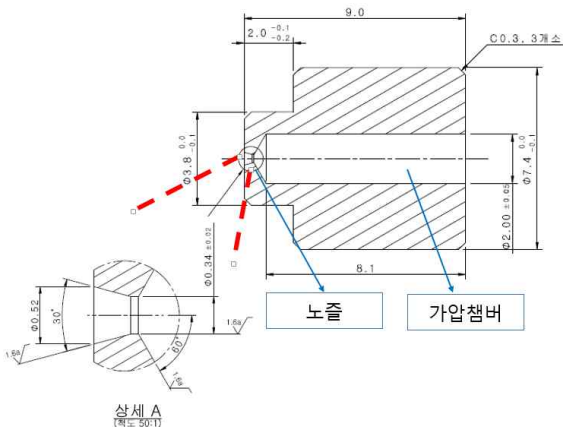


Fig. 9. Drawing of thruster

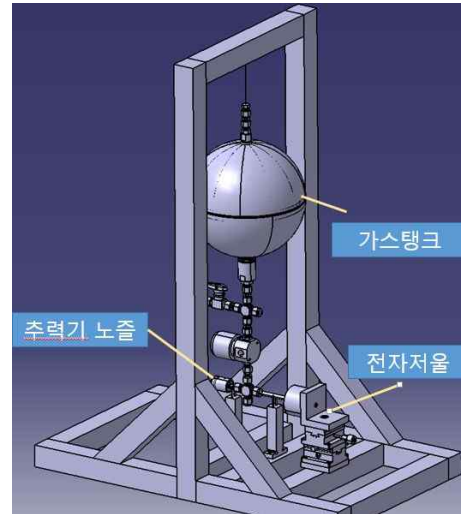


Fig. 10. A test equipment for measuring thrust force

Figure 9는 이와 같은 사양으로 설계된 추력기의 도면이다. 노즐 목 직경은 0.34mm이고 노즐 출구의 직경은 0.52mm이다.

그리고 제작된 노즐의 추력이 설계된 값과 맞는지 확인하기 위하여 Fig. 10과 같은 시험 장치를 제작하여 노즐의 추력을 측정할 계획이다. 그림에서와 같이 추력기 노즐과 가스 공급장치를 고정된 프레임에 진자의 형태로 설치하고 노즐의 반대쪽에 미세한 무게를 쥘 수 있는 저울을 설치하였다. 이 상태에서 추력기 노즐에 가스를 공급하면 추력이 발생하고 추력에 의하여 밀려진 기구물이 전자저울에 힘을 가하게 되어 무게 즉 추력이 측정되는 원리이다.

기존의 5자유도 테스트베드 연구와 비교했을 때 본 논문에서 제안하고 있는 테스트베드는 6U급의 이하의 초소형위성을 직접 장착하여 테스트할 수 있는 특징이 있다. 이를 이용해서 초소형위성에 구현된 자세제어 알고리즘에 대한 실제 검증은 목표로 하고 있다. 하지만 무중력 환경 구현을 위해 추가적인 구조물로 인해 초소형위성에 비해 관성모멘트(MOI, Moment Of Inertia)에 대한 변화가 아래와 같이 생긴다.

$$J = J_s + \Delta J = J_s + (J_u + J_p) \tag{5}$$

여기서, J 는 상부 회전부의 관성모멘트를 의미하며, J_s 는 초소형위성의 관성모멘트, J_u 는 상부 구조부의 관성모멘트, J_p 는 초소형위성의 무게중심 이동에 따른 관성모멘트 변화량을 의미한다.

일반적으로 6U급 초소형위성의 관성모멘트가

약 0.1kgm² 수준인 반면, 현재 설계된 상부 회전부의 관성모멘트는 1kgm² 정도이다. 따라서 본 논문에서 설계하고 있는 테스트베드에서는 6U급 초소형위성의 반작용 휠에 비해 9배 이상의 토크를 제공해주어야 관성모멘트 변화에 대한 영향을 보완해줄 수 있다.

현재 6U급 초소형위성에 탑재예정인 반작용 휠은 Maryland Aerospace, Inc.(MAI)사의 MAI-101 제품으로 각 축에 대해 최대 0.635mNm의 토크를 제공한다. 따라서 본 테스트베드에서는 기타 마진을 고려해서 10mNm급의 보상용 휠을 각 축 방향으로 설계하였으며, 이들에 대한 제어 명령은 초소형위성의 제어명령에 대해 관성모멘트의 비율에 따른 제어이득(Gain)을 곱해서 전달하는 방식으로 구성하였다.

2.4 전장부 및 소프트웨어

2.4.1 전장부

전장부는 기능에 따라 여러 개의 OBC로 구성이 된다. 우선 상부의 구성은 Fig. 11과 같다.

전원은 22.2V의 리튬이온배터리를 사용한다. 5V/12V 전원이 필요한 부품들에게 이에 맞는 전원을 공급하기 위하여 전원 분배보드를 사용하였다. 상부에는 총 3종류의 OBC가 위치하는데 각각의 역할은 다음과 같다.

메인보드 : 테스트베드의 전체 상태를 관리하는 OBC로 주제어 소프트웨어가 수행된다. 메인보드 이외의 모든 OBC 및 지상국과 연결되어 있으며 이들과 데이터를 송/수신한다.

영상처리보드 : 영상처리 소프트웨어가 실행된다. 메인보드와 WIFI를 통해 통신하며 추적된 타겟 대한 정보를 메인보드에 송신한다.

반작용 휠 제어보드 : 반작용 휠의 모터제어를 담당한다. 메인보드와 RS232 통신을 통하여 데이터를 송/수신한다.

다음의 Fig. 12는 하부의 구성이다. 하부 역시

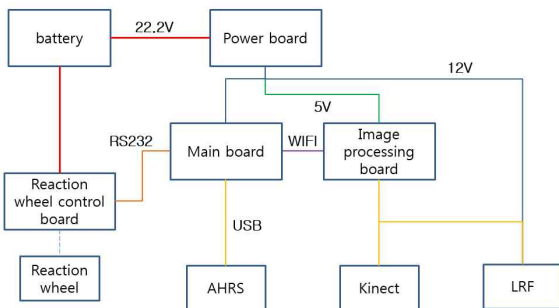


Fig. 11. Electronics diagram of upper part

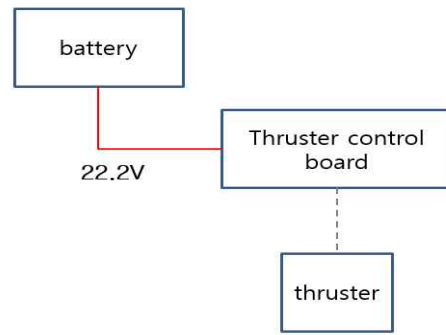


Fig. 12. Electronics diagram of low part

22.2V의 리튬이온배터리가 전력을 공급해준다. 하부에는 추력기 제어를 위한 보드가 설치되는데 8개의 추력기가 모두 한 개의 보드에 부착되며 메인보드로부터 추력기 제어 값을 받아 각 추력기에 제어 신호를 인가한다.

2.4.2 소프트웨어

소프트웨어는 두 종류의 소프트웨어로 구성이 되는데 이를 도식화하면 Fig. 13과 같다. 소프트웨어의 부하 분산을 위하여 분산된 구조로 구현을 진행하였다. 주제어 소프트웨어는 지상국으로부터 명령을 수신하여 테스트베드의 상태를 관리하고 센서입력정보와 영상처리 소프트웨어로부터의 목표물 정보를 이용하여 목표물 추적을 위한 위치 및 자세제어 알고리즘을 수행한다. 수행된 알고리즘의 결과는 액추에이터의 입력으로 생성되어 반작용 휠과 추력기에 전달된다. 영상처리 소프트웨어는 카메라데이터와 LIDAR센서 데이터를 처리하여 목표물을 인지하고 추적하는 알고리즘을 수행하고 추적된 목표물의 정보를 주제어 소프트웨어에 전송을 하는 역할을 한다. 부가적으로 주제어 소프트웨어는 모니터링에 필요한 각종 정보를 지상국으로 송신을 하고 영상처리 소프트웨어는 카메라이미지를 지상국으로 송신을 한다.

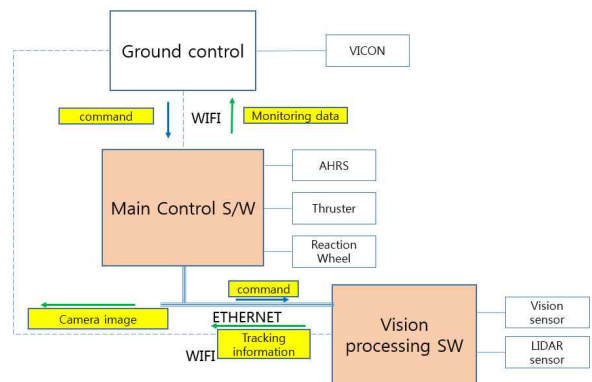


Fig. 13. Software configuration of testbed

III. 결 론

초소형 위성의 랑데부/도킹을 위한 제어알고리즘을 지상에서 시험하기 위한 5자유도 지상테스트베드의 설계에 관하여 기술하였다. 무마찰 운동을 위하여 에어베어링을 사용하였고 중력의 영향을 최소화하기 위한 설계를 진행하였다. 자율제어 알고리즘을 위하여 카메라, LIDAR, AHRS 등의 센서를 장착하였고 위치/자세제어를 위하여 추력기와 반작용 휠을 사용하였다. 시스템의 운용은 온보드 컴퓨터를 이용하고 시스템 소프트웨어는 C++로 구현하였다. 본 논문에서 기술된 사양대로 테스트베드가 제작 중에 있으며 제작이 완료되는 대로 랑데부/도킹을 위한 제어 알고리즘의 개발 및 테스트에 활용될 예정이다.

후 기

본 연구는 기초기술연구회 'NAP 우주물체 전자광학 감시체계'의 협동연구과제 '우주과편 충돌위험 종합관리시스템 개발 및 우주과편 제거시스템 연구'의 일부로 수행되었으며, 이에 국가과학기술연구회와 한국항공우주연구원의 지원에 감사드립니다.

References

1) Hae-Dong Kim, Seong-Min Lim, "Technologies of space robot and satellite

services", Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 10, No 1, Jul 2012, pp. 171 ~ 178.

2) Sung-Kyung Hong, Kyun-Ho Lee, Hea-Dong Kim, "Research Trends of the 5-DOF Experimental Platform for Sattelite Rendezvous and Docking", The Journal of Aerospace Industry, Vol. 79, Winter 2013.

3) Dae-Min Cho, Dongwon Jung, Panagiotis Tsiotras, "5-DOF Experimental Platform for Autonomous Spacecraft Rendezvous and Docking", AIAA Infotech@Aerospace Conference, Seattle, Washington, April 2009.

4) Jana L. Schwartz, Mason A. Peck and Christopher D. Hall, "Historical Review of Air-Bearing Spacecraft Simulators", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 26, No. 4, July-August 2003

5) H. Song, W. Choi, S. Lim, H. Kim, Target Localization using RGB-D camera and LiDAR sensor fusion for relative navigation, Proceedings of CACS 2014, Kaoshiung, Taiwan, Nov. 26-28, 2014.

6) H. Song, W. Choi, H. Kim, Depth-aided robust localization approach for relative navigation using RGB-Depth camera and LiDAR sensor, The 2014 Int. Conf. on Control, Automation and Information Science, Gwangju, South Korea, Dec. 2-5, 2014.