

<학술논문>

DOI:10.3795/KSME-A.2010.34.4.447

### 6자유도 시뮬레이터의 설계인자 추정에 관한 연구

윤준석\* · 송우진\*\* · 변영섭\* · 구태완\* · 김 정\* · 강범수\*

\* 부산대학교 항공우주공학과, \*\* 부산대학교 부품소재산업협력연구소

### Study on Estimation of Design Factors for 6 Degree-of-Freedom Simulator

Jun Seok Yoon\*, Woo Jin Song\*\*, Young Seop Byun\*, Tae Wan Ku\*, Jeong Kim\* and Beom Soo Kang\*\*

\* Dept. of Aerospace Engineering, Pusan Nat'l Univ.,  
\*\* Industrial Liaison Innovation Center, Pusan Nat'l Univ.

(Received October 26, 2009 ; Revised February 7, 2010 ; Accepted February 9, 2010)

**Key Words:** 6DOF Simulator(6자유도 시뮬레이터), Stewart Platform(스튜어트 플랫폼), Motion Range(운동영역), Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기)

**초록:** 신뢰도 있는 운동모사 시뮬레이터의 적용은 소형 무인항공기의 초기 개발단계에서 비행 플랫폼 성능을 효율적으로 예측 가능하게 한다. 따라서, 운동모사 시뮬레이터에 대한 연구는 소형 무인항공기 개발의 가속화 및 관련 제반경비를 저감에 기여하게 된다. 본 연구에서는 6자유도 시뮬레이터 설계를 위한 기초단계로서, 무인기 플랫폼 성능예측을 위한 주요 설계인자를 정의하고 그에 따른 시뮬레이터의 운동영역을 도출하였다. 주요 설계인자를 바탕으로 액추에이터의 길이, 가속도 및 필요추력을 예측하였다. 또한, 시뮬레이터의 실제 제작 과정에서 적절한 액추에이터의 제작 및 선정과 선정된 액추에이터의 전체 운동영역 증대를 위하여, 이러한 연구결과가 적용 가능함을 확인하였다. 아울러, 제안된 설계인자를 고려하여 설계된 소형 시뮬레이터는 무인항공기 설계단계에서 보다 실제적인 운용환경을 제공하리라 판단된다.

**Abstract:** The application of a reliable motion simulator can contribute effectively in the evaluation of the performance of a vehicle platform in the development stage of a small unmanned aerial vehicle (UAV). Therefore, the research on a reliable motion simulator can accelerate the development of UAV and decrease the relevant cost. In this paper, the design factors considered in the preliminary design stage of a 6 degree-of freedom motion simulator are defined and the motion range of the simulator is described on the basis of these design factors. The length, acceleration, and the required thrust of actuators with respect to the motion simulator under development are also predicted. The motion range can be increased and a suitable actuator can be selected and produced by applying these results in the manufacturing process of the motion simulator. Thus, the reliability of the motion simulators can be achieved during the actual design operation of the UAV.

- 기호설명 -

1. 서론

- $r_p$  : 상판의 반지름
- $r_b$  : 하판의 반지름
- $L_{ratio}$  : 액추에이터의 길이변화량과 하판의 반지름 비( $\delta l/r_b$ )
- $R_{ratio}$  : 상/하판의 반지름 비 ( $r_p/r_b$ )
- $V_{range}$  : 운동영역의 체적

일반적으로 항공기의 운동은 공간상에서 3개의 병진운동과 3개의 회전운동으로 기술된다. 이러한 항공기의 운동 상태를 모사하는 시뮬레이터(simulator)는 시간에 따라 항공기의 운동 환경을 제공함으로써 비행체 조종사의 조종훈련이나 비행체에 탑재되는 개발 장비의 성능평가를 보다 안전하고 효율적으로 수행하도록 한다.<sup>(1,2)</sup>

무인항공기용 시뮬레이터는 3자유도의 회전운동만을 재현하거나, 병진운동까지 포함하여 6자유도의 운동을 재현하는 장치가 사용된다. 회전

† Corresponding Author, bskang@pusan.ac.kr

운동만을 모사하는 경우는 주로 고정익 무인항공기 시뮬레이터로서 롤(roll), 피치(pitch), 요우(yaw)의 운동을 모사하는 반면, 수직이착륙(VTOL), 제자리비행(hovering), 후진비행 등의 병진운동이 중요시되는 회전익 무인항공기에는 6자유도의 시뮬레이터가 적합하다.

6자유도 운동을 구현하기 위한 장치는 기구적인 특성에 따라, 직렬형 기구(serial manipulator)와 병렬형 기구(parallel manipulator)로 나뉘어진다. 직렬형 기구는 조인트(joint)의 누적위치에러와 기어의 백래쉬(backlash), 동적/정적마찰 및 큰 관성력으로 인해 고속작업이나 정밀한 운동을 구현하기에는 부적절하다. 이에 반해 병렬형 기구는 액추에이터(actuator)에 부하가 분담되고 축방향의 하중만이 작용하므로 구조적인 측면에서 높은 강성도를 지니며, 빠르고 정밀한 운동구현이 가능하다.<sup>(3)</sup>

병렬형 기구의 대표적인 예는 Stewart에 의해 제안된 스튜어트 플랫폼(stewart platform)이 대표적이다. 이것은 상판(upper plate)과 하판(lower plate), 그리고 6개의 액추에이터로 이루어지며 6자유도 운동을 재현하는 장치이다. 스튜어트 플랫폼의 제어는 역기구학(inverse kinematics)을 이용하는 방법과 순기구학(forward kinematics)을 이용하는 방법이 있다. 전자의 경우, 상판의 위치와 방향으로부터 액추에이터의 길이를 결정하는 것으로 간단한 벡터식으로 표현되어 해석이 용이하다. 하지만, 상판의 운동 상태에 따라 달라지는 실린더의 부하를 고정된 부하로 가정하게 되므로 정밀제어가 어렵다. 반면 순기구학은 액추에이터의 길이가 주어졌을 때 플랫폼의 6자유도 변위를 기술하는 문제로 동역학적인 효과를 고려할 수 있어 제어의 정밀도를 향상시킬 수 있다. 하지만, 순기구학 문제는 비선형 연립방정식을 풀이하는 문제로 반복법, 추정기법 등을 통해 이루어져 해가 쉽게 구해지지 않는다.<sup>(2,4)</sup>

본 연구에서는 전동 액추에이터를 활용한 무인항공기용 소형 시뮬레이터의 설계를 위한 기초 단계로서, 역기구학을 활용한 시뮬레이터 해석을 통하여 중요 설계인자(design factor)를 정의하고 그에 따른 시뮬레이터의 운동영역(motion range)을 도출하였다. 또한 설계 인자에 따른 가속도, 추력 등을 구하여 액추에이터 필요성능을 예측하였다.

## 2. 시뮬레이터의 운동학

시뮬레이터의 위치, 속도, 가속도는 6개의 액추에이터의 길이변화량, 속도, 가속도, 상/하판의 크기와 조인트간 거리 등에 따라 결정된다. 여러 가지 변수에 따라 시뮬레이터를 해석함으로써, 전체적인 시뮬레이터의 성능과 중요 설계인자를 추정할 수 있다. 본 절에서는 역기구학을 통하여 액추에이터의 길이변화량, 속도, 가속도를 결정하는 알고리즘을 기술하였다.

### 2.1 액추에이터의 길이 결정

상판의 위치에 따른 액추에이터의 길이와 방향을 구하기 위해서는 먼저 시뮬레이터 전체의 좌표계를 설정하여야 한다. Fig. 1은 시뮬레이터의 좌표계를 나타낸 것으로 하판의 고정좌표계(global coordinate system)와 상판의 관성좌표계(inertia coordinate system)로 이루어진다. 일반적으로  $X$ 축 방향으로 변위를 서지(surge),  $Y$ 축 방향으로의 변위를 스웨이(sway),  $Z$ 축 방향으로의 변위를 히브(heave)로 정의한다.

Fig. 2에서와 같이 상판의 원점  $P_0$ 에서 두 점  $P_1$ 과  $P_2$ 까지의 위치벡터인  $\overline{P_1}$ 와  $\overline{P_2}$ 사이의 각을  $\theta_p$ , 같은 방법으로 하판의 위치벡터  $\overline{B_5}$ 와  $\overline{B_6}$ 사이의 각을  $\theta_b$ 로 나타낸다. 한편, 상판의 좌표계에

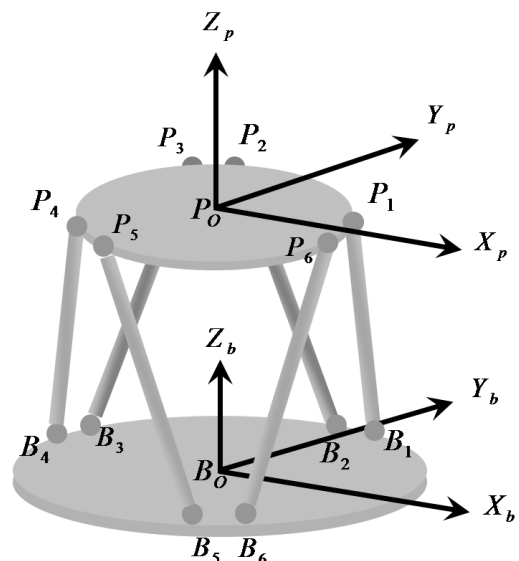


Fig. 1 Coordinate systems of simulator

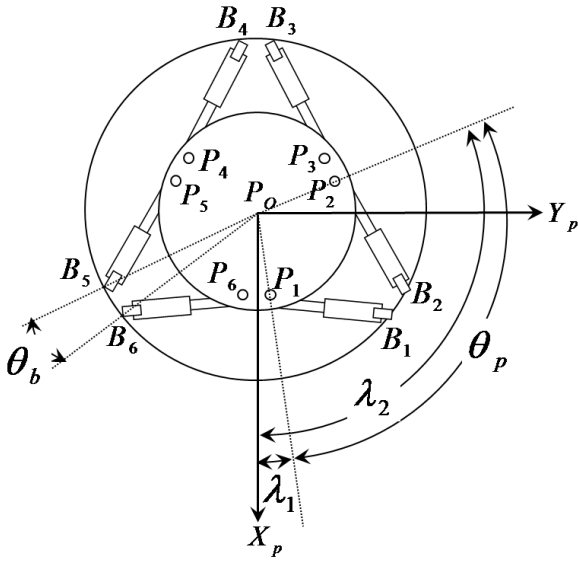


Fig. 2 Basic angles of simulator

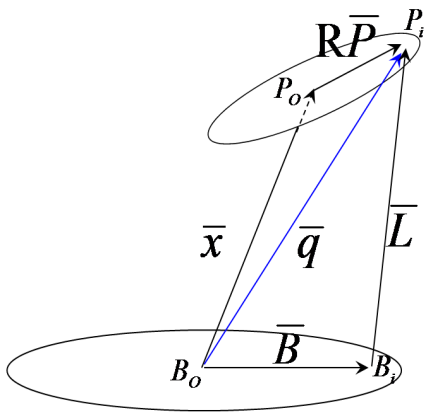


Fig. 3 Definition of the simplified vectors

서  $X_p$ 와  $\bar{P}_i$  사이의 각을  $\lambda_i$ 라 두고, 하판에서는 원점  $B_0$ 에서  $B_i$ 지점까지의 위치벡터인  $\bar{B}_i$ 와  $X_b$  사이의 각을  $\Lambda_i$ 라 두면 식 (1), (2)와 같이 표현된다. 즉, 상판에서  $X_p$ 와  $\bar{P}_1$ 의 사이의 각은  $\lambda_1$ ,  $\bar{P}_2$ 와의 사이의 각은  $\lambda_2$ 로 나타 낼 수 있으며, 마찬가지로 하판의  $X_b$ 와  $\bar{B}_1$ 은  $\Lambda_1$ 으로 표현된다. 만약  $\theta_p = 120^\circ$ ,  $\theta_b = 0^\circ$  이면  $\lambda_1$ 과  $\lambda_2$ 는  $0^\circ$ ,  $120^\circ$ 가 되며,  $\Lambda_1$ 과  $\Lambda_2$ 는  $60^\circ$ 가 된다. 여기서  $r_p$ ,  $r_b$ 는 상/하판의 반지름이다.

$$\bar{P}_i = \begin{bmatrix} r_p \cos(\lambda_i) \\ r_p \sin(\lambda_i) \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{B}_i = \begin{bmatrix} r_b \cos(\Lambda_i) \\ r_b \sin(\Lambda_i) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\lambda_i = \begin{cases} \frac{i\pi}{3} - \frac{\theta_p}{2} & (i = 1, 3, 5) \\ \lambda_{i-1} + \theta_p & (i = 2, 4, 6) \end{cases} \quad (2)$$

$$\Lambda_i = \begin{cases} \frac{i\pi}{3} - \frac{\theta_b}{2} & (i = 1, 3, 5) \\ \Lambda_{i-1} + \theta_b & (i = 2, 4, 6) \end{cases}$$

Fig. 3과 같이 액추에이터의 길이와 방향을 나타내는 벡터  $\bar{L}_i$ 는 식 (3)과 같이  $\bar{q}_i$ 를 구함으로써 얻을 수 있다.

$$\bar{L}_i = l_i \bar{n}_i = \bar{q}_i - \bar{B}_i \quad (3)$$

여기서 액추에이터의 길이와 방향은,  $l_i$ 와  $\bar{n}_i$ 로 다음과 같다.

$$l_i = \sqrt{\bar{L}_i \cdot \bar{L}_i} \quad (4)$$

$$\bar{n}_i = \bar{L}_i / l_i \quad (5)$$

하판의 고정좌표계를 기준으로 표현한  $\bar{q}_i$ 를 구하기 위해서 브라이언트 각(Bryant angles)을 도입하였다. 행렬  $R$ 은  $3 \times 3$ 의 회전변환 행렬이며, 여기서  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\gamma$ 는  $x''$ ,  $y'$ ,  $z$ 축에 관한 회전각을 의미하며,  $c$ 과  $s$ 은 각각  $\cos$ 과  $\sin$ 이다. 이를 이용하면  $\bar{q}_i$ 는 고정좌표계에서  $\bar{x}$ 와  $R\bar{P}_i$ 의 합으로 나타낼 수 있다.

$$\bar{q}_i = \bar{x} + R\bar{P}_i \quad (6)$$

$$R = \begin{bmatrix} c\beta c\gamma & -s\gamma c\beta & s\beta \\ c\gamma s\alpha s\beta + c\alpha s\gamma & -s\alpha s\gamma s\beta + c\alpha c\gamma & -s\alpha c\beta \\ -c\gamma \alpha s\beta + s\alpha s\gamma & c\alpha s\beta s\gamma + s\alpha c\gamma & c\alpha c\beta \end{bmatrix} \quad (7)$$

### 2.2 액추에이터의 속도 결정

액추에이터의 속도를 결정하기 위해서 먼저, 식 (6)을 시간에 관하여 미분하면  $\dot{\bar{q}}_i$ 이며 식 (8)과 같이 표현된다.

$$\dot{\bar{q}}_i = \dot{\bar{x}} + \bar{\omega} \times R\bar{P}_i \quad (8)$$

여기서  $\dot{\bar{x}}$ 와  $\bar{\omega}$ 는 각각 상판의 선속도와 각속도를 의미한다. 한편 액추에이터의 선속도 크기  $\dot{l}_i$ 는  $\dot{\bar{q}}_i$ 를  $\bar{L}_i$ 의 단위벡터인  $\bar{n}_i$ 에 투영시킴으로써

얻을 수 있다.

$$\dot{l}_i = \dot{q}_i \cdot \bar{n}_i = \dot{x} \cdot \bar{n}_i + \bar{\omega} \times (\mathbf{R}\bar{P}_i) \cdot \bar{n}_i \quad (9)$$

선속도  $\dot{l}_i$ 를 행렬 형태로 나타내면 다음과 같다.

$$\dot{\mathbf{l}} = \begin{pmatrix} \bar{n}_1^T & (\mathbf{R}\bar{P}_1 \times \bar{n}_1)^T \\ \vdots & \vdots \\ \bar{n}_6^T & (\mathbf{R}\bar{P}_6 \times \bar{n}_6)^T \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{x} \\ \bar{\omega} \end{pmatrix} \quad (10)$$

### 2.3 액추에이터의 가속도 결정

액추에이터의 가속도를 결정하는 것은 앞서 속도를 구하는 방법과 같이,  $\dot{q}_i$ 를 시간에 관하여 미분함으로써 결정 가능하다.

$$\ddot{q}_i = \ddot{x} + \bar{\alpha} \times \mathbf{R}\bar{P}_i + \bar{\omega} \times (\bar{\omega} \times \mathbf{R}\bar{P}_i) \quad (11)$$

여기서  $\ddot{x}$ 와  $\bar{\alpha}$ 는 각각 상판의 선가속도, 각가속도를 의미한다. 한편 식 (9)를 시간에 관하여 미분하면 식 (12)와 같이 액추에이터의 선가속도 크기를 구할 수 있다.

$$\ddot{l}_i = \ddot{q}_i \cdot \bar{n}_i + \dot{q}_i \cdot \dot{\bar{n}}_i \quad (12)$$

여기서  $\dot{\bar{n}}_i = \bar{\omega}_i \times \bar{n}_i$ 이며,  $\bar{\omega}_i$ 는 액추에이터 각각의 각속도를 의미한다. 식 (3)을 시간에 관하여 미분하면  $\dot{\bar{B}}_i$ 는 상수항이므로 0이 되어 식 (13)을 얻을 수 있다. 또한  $\bar{\omega}_i$ 는 식 (13) 양변에  $\bar{n}_i$ 로 외적을 취하면 식 (14)로 표현된다.

$$\dot{q}_i = \bar{\omega}_i \times l_i \bar{n}_i + \dot{l}_i \bar{n}_i \quad (13)$$

$$\bar{\omega}_i = (\bar{n}_i \times \dot{q}_i) / l_i \quad (14)$$

또한,  $\dot{\bar{n}}_i$ 는 식 (7)을 시간에 관하여 미분하여 구할 수도 있다.

$$\dot{\bar{n}}_i = (\dot{\bar{L}}_i - \dot{l}_i \bar{n}_i) / l_i \quad (15)$$

위의 식들을 정리하면, 액추에이터의 가속도는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\ddot{\mathbf{l}} = \mathbf{J}_1 \begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \bar{\alpha} \end{pmatrix} + \mathbf{J}_2 \begin{pmatrix} \dot{x} \\ \bar{\omega} \end{pmatrix} \quad (16)$$

$$\mathbf{J}_1 = \begin{pmatrix} \bar{n}_1^T & (\mathbf{R}\bar{P}_1 \times \bar{n}_1)^T \\ \vdots & \vdots \\ \bar{n}_6^T & (\mathbf{R}\bar{P}_6 \times \bar{n}_6)^T \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{J}_2 = \begin{pmatrix} (\bar{\omega}_1 \times \bar{n}_1)^T & ((\bar{\omega} \times \mathbf{R}\bar{P}_1) \times \bar{n}_1 + \mathbf{R}\bar{P}_1 \times (\bar{\omega}_1 \times \bar{n}_1))^T \\ \vdots & \vdots \\ (\bar{\omega}_6 \times \bar{n}_6)^T & ((\bar{\omega} \times \mathbf{R}\bar{P}_6) \times \bar{n}_6 + \mathbf{R}\bar{P}_6 \times (\bar{\omega}_6 \times \bar{n}_6))^T \end{pmatrix} \quad (17)$$

판의 위치에 따른 액추에이터의 길이와 방향을 구하기 위해서는 먼저 시뮬레이터 전체의 좌표계를 설정하여야 한다.

## 3. 시뮬레이터의 운동영역과 성능

### 3.1 시뮬레이터의 운동영역

시뮬레이터의 운동영역은 앞서 유도된 기구학적 비선형 관계식을 C++기반의 수치해석기법을 바탕으로 상/하판의 반지름, 액추에이터의 초기길이와 최대길이, 상/하판의 연결부위인 조인트간의 각도를 결정하였다. 또한, 관성좌표계의 원점인 상판의 초기좌표는 Z축 방향의 최대와 최소의 중간값(neutral height)을 원점(origin)으로 설정하여 그에 따른 운동영역을 도출하였다. 본 연구에서는 이를 단순화하기 위하여 하판의 반지름을 기준으로 하여 비율에 따라 운동 영역을 결정하여 설계시, 하판 반지름과의 비에 따라 운동 영역을 구할 수 있도록 하였다. 즉, 상/하판의 반지름 비인  $R_{ratio} \equiv r_p/r_b$ , 액추에이터의 길이변화량( $\delta l$ )과 하판 반지름의 비율,  $L_{ratio} \equiv \delta l/r_b$ 를 도입하였다. 도입된  $R_{ratio}$ 와  $L_{ratio}$ 는 무차원수로서 유도된 알고리즘에 이를 반영하여 운동영역을 산출하였다.

먼저, 시뮬레이터의 운동영역을 구하기 위해서는 조인트 구동각(movement angle), 액추에이터의 최대길이 및 초기길이의 한계조건을 부여 하여야 한다. 이때, 회전익 무인항공기의 비행시 일반적인 최대 회전각인  $roll = \pm 25^\circ$ ,  $pitch = \pm 25^\circ$ ,  $yaw = \pm 360^\circ$ 를 고려하였다. 하지만 yaw운동의 경우 시뮬레이터의 구조적 한계로 인해  $360^\circ$ 회전이 불가능하므로  $\pm 60^\circ$ 로 제한조건을 설정하였다.

조인트 간 각도는 구조적 특이성(architecture singularity)이 발생하지 않고, 구조적으로 강건하여야 한다. 시뮬레이터를 위에서 바라보았을 때 상/하판의 조인트 위치가 닮은꼴인 경우, 이러한 구조적 특이성이 나타나며  $\theta_p$ 와  $\theta_b$ 의 크기가 같은 경우이다.<sup>(5,6)</sup> 즉, 특이성을 제거하기 위해서는  $\theta_p \neq \theta_b$ 로 설정하여야 하며, 본 연구에서는  $\theta_b = 0^\circ$ ,  $\theta_p = 120^\circ$ 로 두고 운동영역을 구하였다. 또한 Fig. 4와 같이 모든 조인트의 구동각은 최대  $60^\circ$ 로 설정하여 구속조건을 부여하였으며, 액추에이터의 최대길이와 초기길이는 각각  $2\delta l$ ,  $\delta l$ 로 설정하였다. 이는 결과적으로 Table 1과 같이, 개발 중인 무인항공기의 최대회전각을 모사하기에 충분한 한계조건이다. 또한, 운동영역을 구하기 위해서는 시뮬레이터 운용시 발생할 수 있는 비가역 상태를 회피하기 위한 조건이 필요하다. 이는 대표적으로 Flat, Stretch, Twist이며, 이러한 상태에 빠지지 않도록 조건을 부여하였다.<sup>(7)</sup>

설정된 한계조건을 바탕으로  $L_{ratio}$ ,  $R_{ratio}$ 에 따른 운동영역을 Fig. 5와 Fig. 6에 나타내었다. Fig. 5는 Z방향의 중간값인 원점을 기준으로 서지 방향의 최대, 최소값을 나타낸 것으로 굵은

선은 최대값, 점선은 최소값의 절대치를 나타낸 것이다. 즉, 하판반지름  $r_b$ 에 대한 비율로써 나타낸 것으로, 하판반지름이  $1m$ 일 때  $L_{ratio} = 2.0$ ,  $R_{ratio} = 0.5$ 이면 이 때, 서지방향의 최대/최소의 절대치는  $2.2m$ 가 되고 액추에이터의 최대/최소 길이는 각각  $4m$ ,  $2m$ 이다. 또한 Fig. 5에서  $R_{ratio}$ 가  $0.5$ 일 때 절대값이 같으며, 서지 방향의 운동영역은 균형을 이루며 최대영역을 갖게 된다는 것을 알 수 있다. 스웨이 방향의 영역은 구조적인 대칭성으로 인해 최대, 최소값의 절대치가 같으며, 히브 방향의 최대값은 Fig. 6과 같이  $L_{ratio}$ 가 증가함에 따라 증가함을 알 수 있다. Fig. 6은  $R_{ratio} = 0.5$ 를 기준으로  $L_{ratio}$ 에 따른 운동영역을 나타낸 것으로  $r_b$ 에 대한 비율로써 나타낸 것이다. 즉,  $L_{ratio} = 2.0$ 인 경우, 세로축(히브)의 최대/최소값은  $\pm 1.0$ , 가로축(서지)은 세로축의 값이  $0$ 일 때  $\pm 2.0$ 이다. 이는 Fig. 5의 결과

Table 1 Max. value of rotation angles ( $L_{ratio} > 1$ )

Rotation	Max value[°]	Min value[°]
Roll	44.9	-44.9
Pitch	44.9	-44.9
Yaw	59.9	-59.9

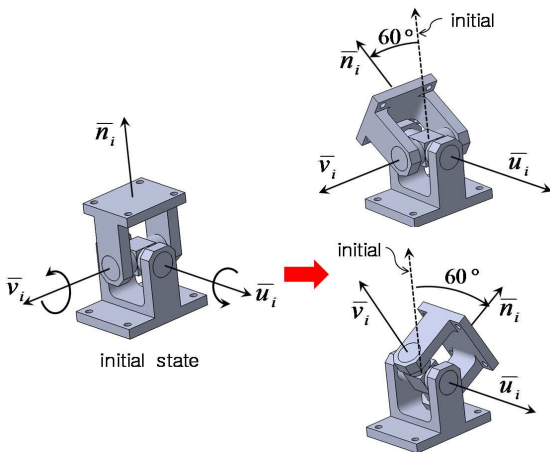


Fig. 4 Max. movement angle in each joint

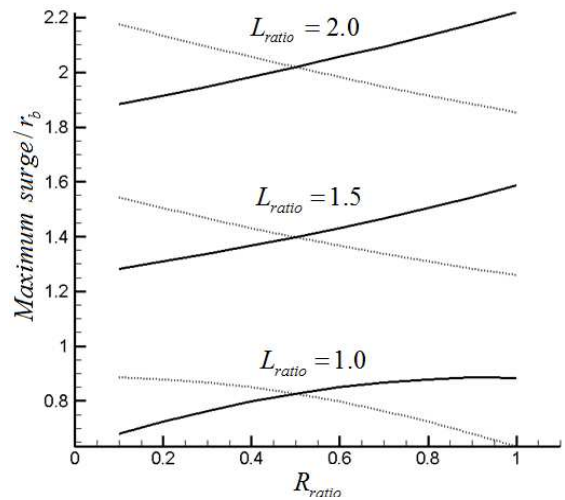


Fig. 5 Maximum surge with  $R_{ratio}$

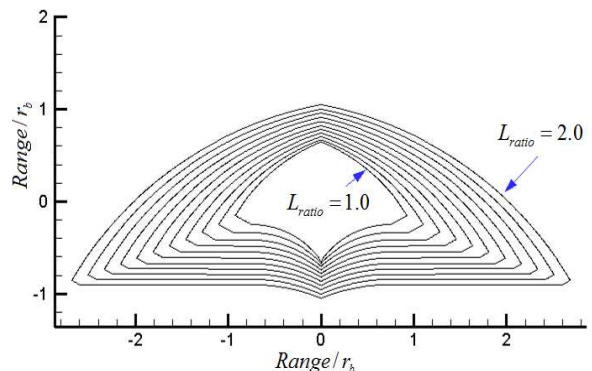


Fig. 6 Motion range

와 같다.  $L_{ratio}$ 가 증가함에 따라 아랫부분의 영역이 평평해지며 우산모양에 가까워지는 것을 알 수 있다. 또한 Fig. 7과 같이  $R_{ratio} = 0.5$ 일 때  $r_b = 1$ 을 기준으로 하여  $L_{ratio}$  따른 3차원 공간의 운동영역의 체적을 구할 수 있다.  $L_{ratio}$ 의 제곱에 비례함을 알 수 있다.

Fig. 8은 각각의  $L_{ratio}$ 에 대해  $R_{ratio}$ 가 변함에 따라 운동영역의 체적( $V_{range}$ )을 나타 낸 것이다.  $L_{ratio}$ 가 증가하면 액추에이터의 최대길이가 길어 지므로 전체적인 체적은 증가하게 된다. 하지만

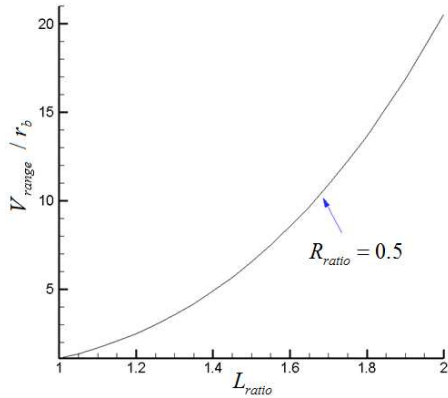


Fig. 7 Volume of range with  $L_{ratio}$

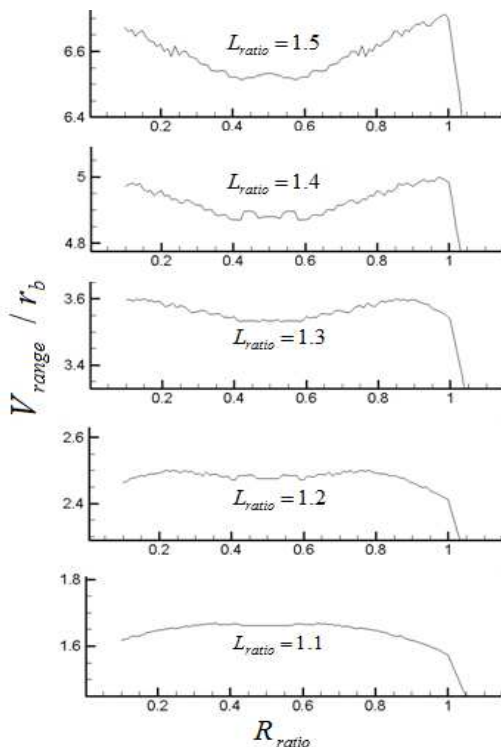


Fig. 8 Volume of the motion range with  $R_{ratio}$

$L_{ratio}$ 가 일정할 때  $R_{ratio}$ 가 0.5이면서 최대가 되는 것은  $L_{ratio}$ 가 1.2이다. 이는 1.2이상의  $L_{ratio}$ 에서는  $R_{ratio}$ 가 0.5에 가까울수록 체적은 감소하는 것을 의미하며  $L_{ratio} = 1.2$ 이하,  $R_{ratio} = 0.5$ 일 때 시플레이터의 운동영역은 한 방향으로 치우치지 않고 최대가 됨을 의미한다.

3.2 액추에이터의 추력과 가속도

시플레이터의 설계에 있어서 운동영역 결정과 더불어 액추에이터의 필요추력과 가속도의 결정 또한 중요한 설계인자이다. 이는 시플레이터의 운동특성을 직접적으로 결정하는 주요인자로서, 액추에이터의 설계 및 모델 결정시에 시플레이터 성능의 한계를 결정하게 된다. 본 연구에서는 앞서 언급한 액추에이터의 속도와 가속도 결정 알고리즘과 역기구학적 해석을 통하여 액추에이터의 필요추력, 필요가속도를 도출하였다.

필요추력을 계산하기 위해서는 상판에 올려지는 피실험체, 즉 무인항공기의 무게에 따라 액추에이터에 전달되는 축하중(axial load), 전단하중

$$\begin{aligned} \overline{F}_i &= \overline{F}_i^a + \overline{F}_i^s \\ m_1(l_i - l_1)\overline{n}_i \times \overline{G} + m_2 l_2 \overline{n}_i \times \overline{G} + l_i \overline{n}_i \times \overline{F}_i^s + \overline{M}_i \\ &= (\mathbf{I}_1 + \mathbf{I}_2)\overline{\alpha}_i + \overline{\omega}_i \times \overline{\omega}_i (\mathbf{I}_1 + \mathbf{I}_2) \\ &\quad + m_1(l_i - l_1)\overline{n}_i \times \overline{a}_{i1} + m_2 l_2 \overline{n}_i \times \overline{a}_{i2} \end{aligned} \quad (18)$$

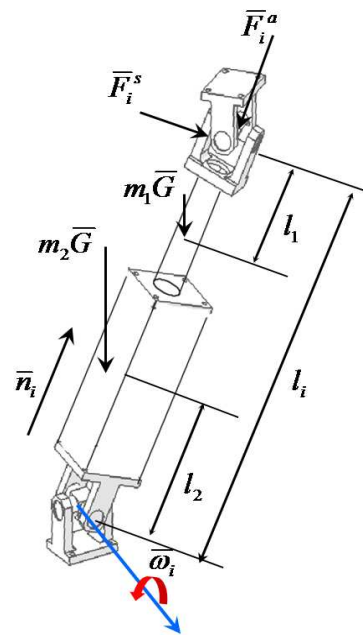


Fig. 9 Forces on each actuator



(shear load)을 도출하여야 하며, 또한 무인항공기의 실제 비행에서의 가속도를 고려하여야 한다.

Fig. 9는 액추에이터에 전달되는 하중을 나타낸 것으로  $\overline{F_i^a}$ 는 액추에이터의 축방향,  $\overline{F_i^s}$ 는 축 방향에 수직인 하중을 의미한다. 액추에이터에 가해지는 외력과 조인트의 반력을 고려하면, 평형방정식은 다음과 같다.<sup>(8)</sup>

$\overline{G}$ 는 중력가속도,  $\overline{M_i}$ 는 조인트 끝단의 반력모멘트(reaction moment),  $\mathbf{I}_{1,2}$ ,  $\overline{a}_{i1,2}$ 는 액추에이터의 고정부(fixed part)와 운동부(moving part)의 관성모멘트(moment of inertia)와 가속도를 의미한다. 여기서 액추에이터의 가속도는 다음과 같다.

$$\overline{a}_{i2} = l_2 \overline{\omega_i} \times (\overline{\omega_i} \times \overline{n_i}) + l_2 \overline{\alpha_i} \times \overline{n_i} + 2 \overline{\omega_i} \times \dot{\overline{l_i n_i}} + \ddot{\overline{l_i n_i}} \quad (19)$$

$$\overline{a}_{i1} = (l_i - l_1) \overline{\omega_i} \times (\overline{\omega_i} \times \overline{n_i}) + (l_i - l_1) \overline{\alpha_i} \times \overline{n_i} + 2 \overline{\omega_i} \times \dot{\overline{l_i n_i}} + \ddot{\overline{l_i n_i}} \quad (20)$$

반력모멘트  $\overline{M_i}$ 의 방향은 Fig. 4의  $\overline{u_i} \times \overline{v_i}$ 이며 각 조인트의 위치, 즉  $\theta_b$ 의 크기에 따라 달라진다. 식 (18)에서 각 액추에이터의 관성모멘트를 구하고 양변에  $\overline{n_i}$ 로 외적을 취한 후,  $l_i$ 로 나누어 정리하면  $\overline{F_i^a}$ 의 값을 얻게 된다. 또한  $\overline{F_i^a} = f_i^a \overline{n_i}$ 로 간단하게 표현되며 이를 상판과 관련하여 정리하면,

$$m_p \overline{G} - \sum_{i=1}^6 f_i^a \overline{n_i} - \sum_{i=1}^6 \overline{F_i^s} = m_p \ddot{\overline{X}}_{total} \quad (21)$$

$$m_p \overline{r} \times \overline{G} - \sum_{i=1}^6 f_i^a \overline{R q_i} \times \overline{n_i} - \sum_{i=1}^6 \overline{R q_i} \times \overline{F_i^s} - \sum_{i=1}^6 \overline{M_i} = \mathbf{I}_p \overline{\alpha} + \overline{\omega} \times \mathbf{I}_p \overline{\omega} + m_p (\overline{r} \times \ddot{\overline{X}}_{total}) \quad (22)$$

$m_p$ ,  $\overline{r}$ 과  $\ddot{\overline{X}}_{total}$ 은 각각 상판 질량, 질량중심의 위치벡터와 가속도를 의미하며,  $\mathbf{I}_p$ 는 상판의 관성모멘트로서 고정좌표계에 관한 관성모멘트( $\mathbf{I}_p^b$ )에 변환행렬을 취함으로써 얻을 수 있다.

$$\ddot{\overline{X}}_{total} = \ddot{\overline{x}} + \overline{\alpha} \times \overline{r} + \overline{\omega} \times (\overline{\omega} \times \overline{r}) \quad (23)$$

$$\mathbf{I}_p = \mathbf{R} \mathbf{I}_p^b \mathbf{R}^T$$

여기서 식 (21), (22)을 다시 정리하면 식 (25), (26)과 같이 나타낼 수 있다.

$$f_1^a \overline{n_1} + \dots + f_6^a \overline{n_6} = m_p \overline{G} - \sum_{i=1}^6 \overline{F_i^s} - m_p \ddot{\overline{X}}_{total} \quad (25)$$

$$\begin{aligned} & f_1^a \overline{R q_1} \times \overline{n_1} + \dots + f_6^a \overline{R q_6} \times \overline{n_6} \\ &= m_p \overline{r} \times \overline{G} - \sum_{i=1}^6 \overline{R q_i} \times \overline{F_i^s} - \sum_{i=1}^6 \overline{M_i} \\ & - \mathbf{I}_p \overline{\alpha} - \overline{\omega} \times \mathbf{I}_p \overline{\omega} - m_p (\overline{r} \times \ddot{\overline{X}}_{total}) \end{aligned} \quad (26)$$

식 (25), (26)은 벡터에 관한 식으로 각각  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$ 방향에 대해 3개의 방정식을 얻을 수 있으므로 연립 6차 방정식을 구할 수 있다. 연립 6차 방정식의 해는 축방향 하중의 크기를 의미한다.

### 3.3 액추에이터의 필요성능

시뮬레이터 설계시 고려되어야 할 6개의 축방향 최대하중과 최대가속도를 결정하기 위해서는 특정한 상태를 부여하여야 한다.

설계하고자 하는 시뮬레이터의 크기와 운동영역은  $r_b$ ,  $R_{ratio}$ ,  $L_{ratio}$ 에 따라 달라지며, 액추에이터의 필요추력과 필요가속도는 상판의 질량, 가속도, 액추에이터 자체의 질량에 따라 결정된다.

본 연구에서는 무인항공기용 소형 시뮬레이터의 개발을 목표로 하고 있으므로 실제 무인항공기와 상판의 질량, 그리고 액추에이터의 질량을 대입하여 액추에이터의 필요가속도, 필요추력 등을 구함으로써 설계시 반영할 수 있는 데이터를 얻도록 하였다.

소형 무인항공기용 시뮬레이터의 크기는 최소  $500\text{mm} \times 500\text{mm} \times 800\text{mm}$ 이하를 목표로 하여 Fig. 10과 같이 하판의 반지름의 길이( $r_b$ )는  $250\text{mm}$ 로 하여 액추에이터의 필요가속도 및 추력을 계산하였다. 또한 설계인자는 앞서 도출한

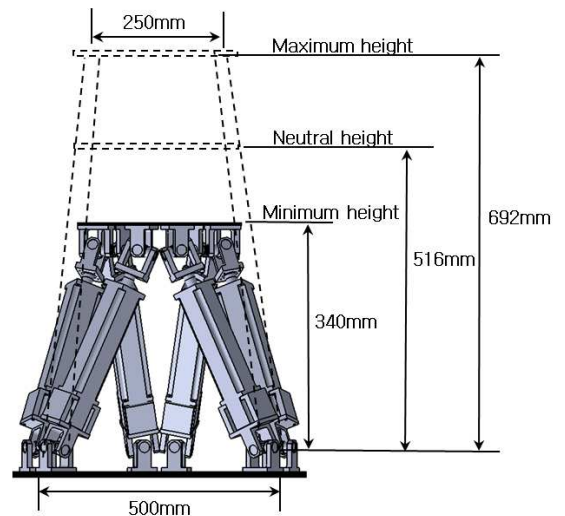


Fig. 10 Modeling of simulator

결과를 도입하여  $R_{ratio} = 0.5$ ,  $L_{ratio} = 1.2$ 로 설정하였다. 조인트간의 각도를 결정짓는  $\theta_b$ ,  $\theta_p$ 의 값은 계산결과, 앞서 설정한  $0^\circ$ ,  $120^\circ$ 에서 크게 벗어나지 않는 한 운동영역에 크게 영향을 미치지 않았다. 설정된 설계인자에 의해 히브 방향의 최대/소값은  $\pm 176mm$ 로 계산되었으며, 조인트의 크기도 고려하였다. 상판의 질량은 실제무인항공

기의 질량을 고려하여  $15kg$ , 액추에이터의 질량은 시판되고 있는 유사한 크기의 액추에이터를 참고하여 고정부( $m_2$ )는  $2kg$ , 운동부( $m_1$ )는  $1kg$ 로 설정하여 액추에이터의 성능을 도출하였다. 또한 특정한 운동지점은 시뮬레이터의 최대운동영역을 초기값으로 하여 상판 중심을 기준으로 시뮬레이터의 원점으로 복귀 시 필요한 필요가속

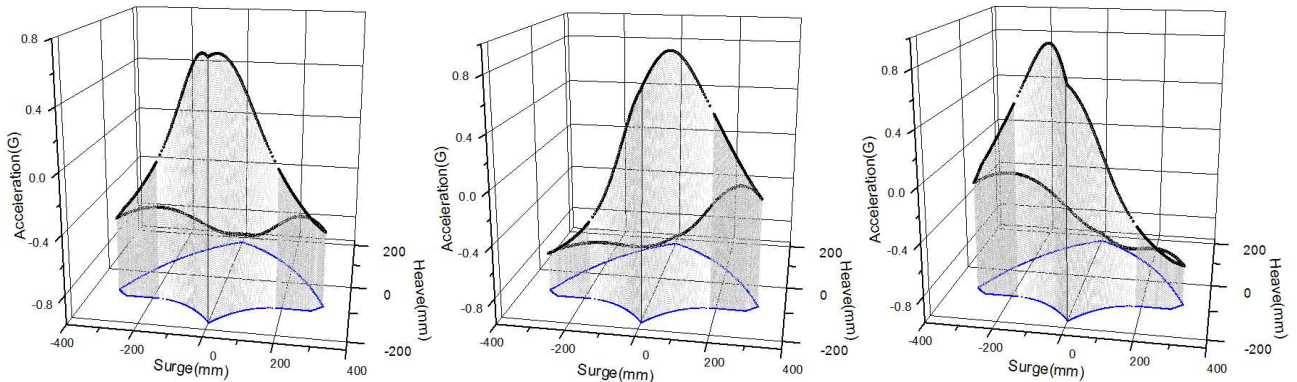


Fig. 11 Acceleration of the actuator with position ; (left) first, sixth actuator, (center) second, fifth actuator (right) third, fourth actuator

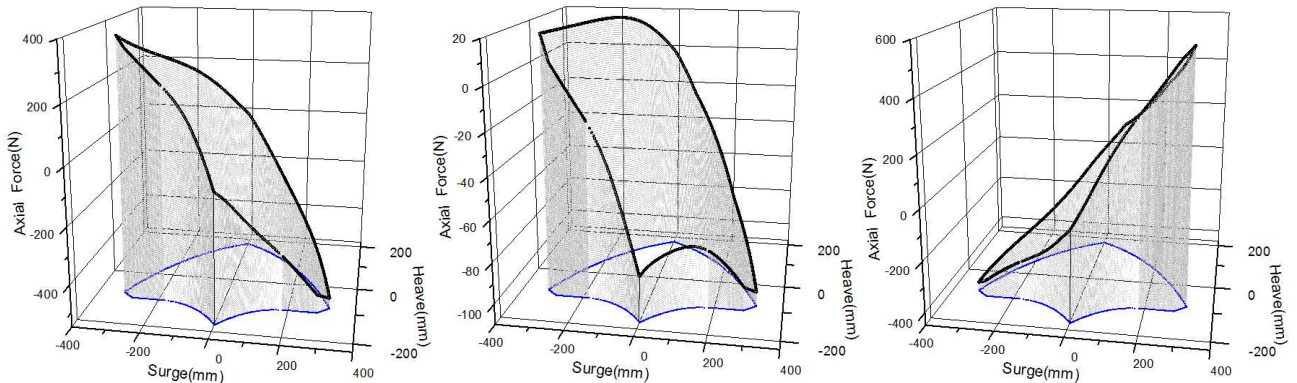


Fig. 12 Axial force of the actuator with position ; (left) first, sixth actuator, (center) second, fifth actuator(right) third, fourth actuator

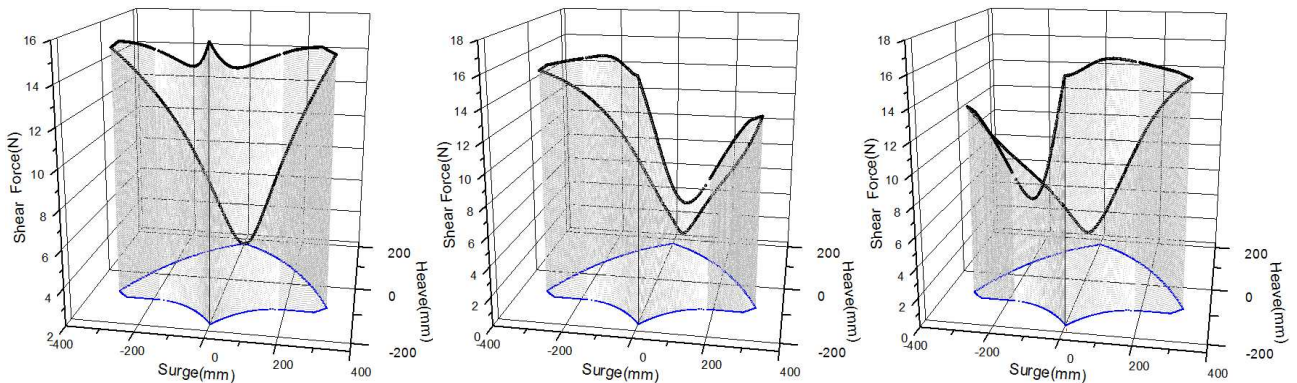


Fig. 13 Shear force of the actuator with position ; (left) first, sixth actuator, (center) second, fifth actuator(right) third, fourth actuator



Table 2 Max. value of Acceleration

Actuator	Surge[mm]	Heave[mm]	Max. value[G]
1, 6	±14.5	-163.9	0.705
2, 5	63.5	-132.9	0.933
3, 4	-63.5	-132.9	0.933

Table 3 Max. value of Axial force

Actuator	Surge[mm]	Heave[mm]	Max. value[N]
1, 6	-321	-83.4	374.212
2, 5	-178	80.1	19.332
3, 4	321	-83.4	560.253

Table 4 Max. value of Shear force

Actuator	Surge[mm]	Heave[mm]	Max. value[N]
1, 6	-0.5	-175.9	15.921
2, 5	-105	-116.4	16.625
3, 4	105	-116.4	16.625

도, 필요추력을 계산하였다. 복귀 시의 상판의 가속도는 1G로 설정하였다.

Fig. 11은 6개의 액추에이터의 가속도로서 최대 운동 지점에서의 원점 복귀시 가속도를 나타내었다. Fig. 11은 3차원의 운동영역 중  $Sway=0$ 인 평면상에서의 각 액추에이터의 가속도이며, 이를 설계에 반영함으로써 시뮬레이터의 성능을 결정하게 된다. Fig. 11상의 서지-히브(surge-heave)면에 투영된 우산모양의 형상은 최대운동영역을 의미하며, 시뮬레이터의 구조적 대칭성으로 인해 1번과 6번, 2번과 5번, 3번과 4번은 각 지점에서 같은 값을 가지게 된다. 각 지점의 가속도의 최대값은 Table 2와 같으며 1G 이하임을 알 수 있다. 이는 각 지점에서의 원점방향으로의 합성벡터를 1G로 가정하였기 때문이다. 또한 시뮬레이터의 운용시 최대가속도를 가지는 액추에이터를 기준으로 하여 시스템의 한계가속도를 설정할 수 있다.

Fig. 12는 최대운동지점에서의 원점으로 이동시 각 액추에이터의 축하중을 나타낸 것으로 가속도 분포와 같이, 구조적 대칭으로 인해 1과 6번, 2와 5번, 3과 4번 액추에이터의 축하중은 같은 값을 가지게 된다. 축하중의 크기를 통해서 각 지점에

서 최대 부하가 걸리는 액추에이터를 판단 할 수 있다. 또한 투영된 최대영역의 내부에서 시뮬레이터를 운용하게 되면 축하중의 크기는 감소하게 된다. 이를 시뮬레이터 설계시 반영하여 액추에이터 선택 및 설계가 용이하도록 한다. Table 3은 각 지점의 축하중의 최대값을 나타낸다.

Fig. 13은 운동영역에서의 축하중 분포의 경우와 같이, 최대 운동지점에서의 액추에이터의 전단하중을 나타낸 것으로 설계시 이를 고려하여, 액추에이터에 가해지는 전단하중을 예측함으로써 액추에이터의 재질 및 두께를 결정 할 수 있다. 또한 운용시 발생할 수 있는 기하학적 비가역 상태<sup>(7)</sup>나 특이점(singularity)<sup>(3,6)</sup> 과부하로 인한 액추에이터의 굽힘(bending), 좌굴(buckling)등을 미연에 방지함으로써 변형에 의한 시스템의 정밀도 감소를 막을 수 있다. Table 4는 각 지점의 전단하중의 최대값을 나타낸다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 소형 무인항공기 시뮬레이터의 설계에 앞서, 중요 설계인자를 정의하고, 그에 따른 운동영역을 도출하였다. 시뮬레이터의 운동영역을 결정하는 중요한 인자인 하판 반지름, 상판 반지름, 액추에이터의 길이변화량 등을  $R_{ratio}$ 와  $L_{ratio}$ 로 무차원화 시킴으로써 설계 및 제작 시 발생할 수 있는 변경사항에 보다 유용적으로 대처할 수 있도록 하였다. 운동영역은  $R_{ratio} = 0.5$  일 때 서지 방향의 운동영역이 대칭을 이룬다. 스웨이 방향은 구조적 대칭으로 인해 동일하다. 또한,  $R_{ratio} = 0.5$ 이며  $L_{ratio} = 1.2$ 이하 일 때 운동영역이 증가하지만,  $L_{ratio}$ 가 1.2를 초과하면 오히려 감소한다.

$R_{ratio}$ 와  $L_{ratio}$ 를 각각 0.5, 1.2를 기준으로 하여 실제 무인항공기, 상판의 질량, 사전 정의된 액추에이터의 질량을 기준으로 하여 시뮬레이터의 성능에 따른 액추에이터의 필요가속도, 축하중, 전단하중을 구하였다. 이를 활용한 액추에이터 선택에 따라 시뮬레이터의 성능을 예측할 수 있으며, 시뮬레이터의 운용에 있어서도 한계값을 부여할 수 있으므로 액추에이터의 변형에 의한 시뮬레이터의 정밀도 감소를 막을 수 있다. 이러한 연구 결과는  $R_{ratio}$ 와  $L_{ratio}$ 를 활용하여 크기는 다르지만 동종의 시뮬레이터 설계에 활용될

수 있을 것으로 판단된다. 또한 전단하중을 예측할 수 있으므로 액추에이터와 조인트의 재질 및 두께를 결정하는데 기여할 수 있다. 이러한 연구 결과를 바탕으로  $R_{ratio}$ 와  $L_{ratio}$ 를 각각 0.5, 1.2로 설정하여 실제 시뮬레이터를 제작 완료하여 운용 중에 있으며, 실제 시스템과 사전 연구 결과의 비교검토를 통하여 향후 시뮬레이터의 안정성 확보를 위한 연구가 요구되어 진다.

### 후 기

본 연구는 과학기술부와 한국산업기술재단의 지역혁신인력양성사업으로 수행된 연구결과입니다. 또한 2009년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단 국가지정연구실 사업의 부분적인 지원을 통해 수행된 연구입니다. (No. R0A-2008-000-20017-0)

### 참고문헌

- (1) Han, D. J., Kim, K. J., Kim, O. G., Jun, H. S. and Nam, K. W., 2006, "Development of the 6-DOF Electrical Motion Platform System for Helicopter Simulator," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 12, pp. 75~81.
- (2) Jung, G. H. and Lee, K. I., 1994, "Real-Time Estimation of Stewart Platform Forward Kinematic Solution," *Trans. of the KSME*, Vol. 18, No. 7, pp. 1632~1642.
- (3) Kim, J. T. and Kim, M. S., 1998, "A Study on the Design and Characteristics of Kinematics of 6 Degree-of-Freedom Manipulators," *Trans. of the KSME(A)*, Vol. 22, No. 2, pp. 467~475.
- (4) Lee, G. J., 2004, "Stewart Platform for Motion Simulator(Ⅱ) - Kinematics," *Journal of Ships & Ocean Engineering*, Vol. 37, pp. 85~91.
- (5) Ma, O. and Angeles J., 1991, "Architecture Singularities of Platform Manipulators," *International Conference on Robotics and Automation*, Vol. 2, pp. 1542~1547.
- (6) Ha, H. P. and Han, M. C., 2001, "A Fast Forward Kinematic Analysis of Stewart Platform," *Trans. of the KSME(A)*, Vol. 25, No. 3, pp. 339~352.
- (7) Liu, K., Fitzgerald, J. M. and Lewis, F. L., 1993, "Kinematic Analysis of a Stewart Platform Manipulator," *IEEE Trans. on Industrial Electronics*, Vol. 40, No. 2, pp. 282~293.
- (8) Kim, N. I. and Lee, C. W., 2001, "A New Dynamic Analysis of 6-3 Stewart Platform Manipulator," *Trans. of the KSME(A)*, Vol. 25, No. 11, pp. 1820~1828.