

HILS를 통한 무인항공기 카메라 지지 능동 마운트 시스템의 진동제어 성능 평가

Performance Evaluation on an Active Camera Mount System for UAV via Hardware-in-the-loop-simulation

오 종 석*·최 승 복†·조 한 준*·이 철 희**·조 명 우**

Jong-Suk Oh, Seung-Bok Choi, Han-Jun Cho, Chul-Hee Lee and Myeong-Woo Cho

(2010년 6월 10일 접수 ; 2010년 7월 28일 심사완료)

Key Words : Active Mount(능동 마운트), Sliding Mode Control(슬라이딩 모드 제어기), Piezostack Actuator(압전작동기), Unmanned Aero Vehicle(무인항공기), Active Vibration Control(능동진동제어)

ABSTRACT

In the present work, vibration control performance of piezoactuator-based active mount system for unmanned aero vehicle(UAV) equipment is evaluated via hardware in the loop simulation(HILS). At first, the vibration level of UAV is measured and from this vibration data, the proper piezostack actuator is selected. Then, the dynamic model of active mount system including four active mounts and UAV camera equipment is derived. In order to evaluate vibration control performance, the HILS system is constructed. The proposed mount is prepared as hardware part and the other mounts are considered in software part. A sliding mode controller is designed and implemented to the HILS system. Effective vibration control results are presented in both time and frequency domains.

1. 서 론

무인항공기는 조종사가 탑승하지 않은 채 임무를 수행하는 항공기로써 항공우주기술이 재래 수송의 협의적 개념을 뛰어넘어 지식 정보 서비스 등의 미래 지향적 기술 분야로 변모해가고 있음을 의미한다. 이런 무인기 기술은 성장 가능성이 매우 높은 미래의 유망 기술로 인식되게 되고 있다⁽¹⁾. 임무장비로는 조종사의 눈 역할을 할 수 있는 카메라 또는

물체에서 나오는 적외선 에너지(온도) 차이를 검출하여 영상화하는 장비인 열상장비 같은 것을 지칭한다⁽²⁾. 특히 무인항공기에서 정찰, 감시를 위한 장비로서 가장 많이 사용되고 있는 임무장비로는 EO/IR(electro-optical/infrared) 센서가 있다. 무인항공기의 엔진과 엔진과 연결된 블레이드 회전 가진력은 무인기의 진동의 원인이 되며 이러한 진동은 EO/IR 센서 영상에 악영향을 미칠 수 있다. 이에 진동으로부터 차단 할 수 있는 성능이 우수한 마운트의 적용은 무인항공기 기술에 있어서 필수적이라 할 수 있다.

최근에는 MR유체(magneto-rheological fluid), ER유체(electro-rheological fluid)를 이용하여 댐핑 같은 시스템 매개변수들을 제어하는 반능동 마운트와 압전소재(piezoelectric material)를 통해 시스템에 제어력을 인가해주는 능동 마운트에 대한 연구가 활

† 교신저자; 정회원, 인하대학교 기계공학부
E-mail : seungbok@inha.ac.kr
Tel : (032)860-7319, Fax : (032)868-1716
* 인하대학교 대학원 기계공학과
** 인하대학교 기계공학부

이 논문의 일부는 2010년 춘계 소음진동 학술대회에서 발표되었음.

발히 진행되고 있다⁽²⁾. 또한, 기존의 수동형 고무 마운트에 진동 및 소음에 따라 지능재료를 통해 능동적으로 적절한 제어력을 인가하여 진동 및 소음 저감성능을 크게 향상시키는 능동 하이브리드 마운트 시스템이 연구되고 있다⁽³⁾. 지능재료 중 하나인 압전재료는 전압 부하에 따라 변위 및 힘 제어를 가능케 하며, 수 마이크로초 단위의 빠른 응답특성을 가지고 있는 지능재료이다. 그 중, 큰 힘을 발생시킬 수 있는 적층형 압전작동기를 이용하여 능동 마운트에 제어력을 인가 할 수 있는 작동기로 사용하기도 한다⁽⁴⁾.

실시간 시물모의실험(HILS : hardware-in-the-loop-simulation)은 항공 우주 분야에서 개발되어 최근에 여러 분야에서 활발히 적용되고 있는 연구기법이다. HILS 방법은 개발초기부터 실제 시스템과 이론 모델을 결합하여 실시간 시뮬레이션을 통하여 시스템의 성능을 평가하므로 컴퓨터 시뮬레이션보다 실제 시스템의 성능에 가깝게 성능평가를 할 수 있어 실제 시험에 따른 시간적 비용적 문제를 해결할 수 있으며 실제 시스템에서 발생 가능한 문제점을 미리 파악할 수 있어 새로운 시스템개발의 시간과 비용을 줄일 수 있다는 장점이 있다⁽⁵⁾.

이 연구에서는 정확한 진동 절연 실험을 위하여 무인항공기 엔진에서 발생하는 진동을 지상에서 측정하였다. 측정된 진동을 바탕으로 알맞은 압전작동기를 선정하여, 관성형 마운트의 작동기로 이용하였다. 진동 절연 성능평가를 위해 능동 마운트를 탑재한 전체 카메라 마운트 시스템을 모델링하고 전체 시스템의 운동 방정식을 도출하였다. 도출된 지배방정식으로 외란에 강건한 슬라이딩 모드 제어기를 설계하였다. 설계된 제어기를 바탕으로 HILS를 통해 카메라 마운트 시스템의 진동 제어 성능을 시간과 주파수 영역에서 평가하였다.

2. 능동 마운트 제작

2.1 무인항공기 진동 측정

이 연구에서는 효과적인 카메라 지지 마운트시스템의 진동 절연을 위해 무인기의 엔진에서 비롯된 진동을 측정하였다. Fig. 1에서 보는 것 같이 지상에서 무인기를 고정된 채 마운트가 설치되는 곳에 가속도계를 설치하여 진동을 측정하였다. 그리고 측정

된 진동값은 고속주파수분석장치(FFT analyzer)를 통해 주파수 분석을 행하였다. Fig. 2(a)는 시간영역에서 측정된 가속도값으로 평균값이 12.65 m/s^2 이며

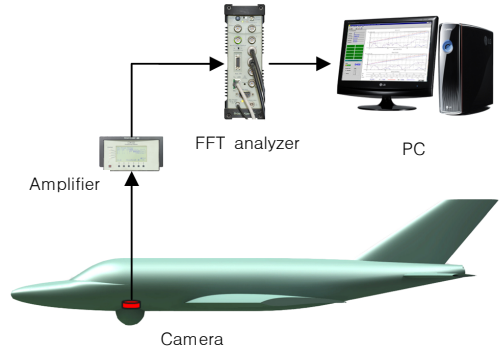
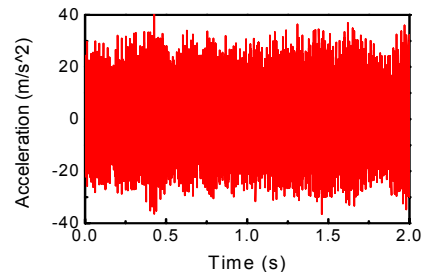
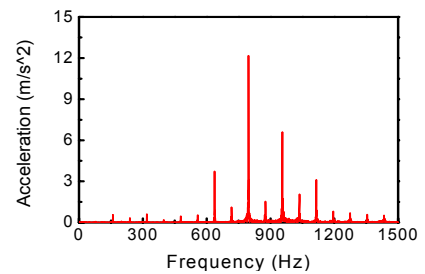


Fig. 1 Vibration level measurement for UAV



(a) Time domain



(b) Frequency domain

Fig. 2 Measured vibration level of UAV

Table 1 Calculated control force

Frequency	Control force
637 Hz	93 N
797 Hz	267 N
956 Hz	136 N
1036 Hz	42 N
1115 Hz	58 N

Fig. 2(b)는 주파수영역에서 가속도데이터를 나타낸 것으로 고주파수에서 진동이 발생하는 것을 확인할 수가 있다. 이상의 결과를 통해 고주파수 진동 절연에 적합한 압전작동기를 선정할 수 있다.

2.2 압전작동기의 선정 및 능동 마운트 제작

컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 능동 마운트 단품에 대한 지배방정식을 도출한 다음 측정된 진동데이터를 마운트의 하부 가진데이터로 이용하였다. 이때 시뮬레이션상으로 제어기에서 능동 마운트로 인가한 제어력에 대한 결과를 Table 1에 나타내었다. 필요한 최대 제어력은 약 300 N인 것을 알 수 있었다. 이를 통해 이 연구에서는 Piezomechanics사의 Pst350bp/10/35 VS 18 압전작동기를 선정하여 고무 마운트와 함께 능동 마운트를 구성하였다. 이런 구성은 고무 마운트가 예상치 못한 오작동으로 인해 압전작동기가 제어력을 발생하지 못하는 경우에도 일반 고무 마운트의 진동 절연 특성을 가질 수 있다. 압전작동기에 관성질량을 체결하여 관성형 작동기로 구성함으로써 고무 마운트에 적절한 제어력을 인가

할 수 있도록 하였다⁶⁾. 이와 같은 설계 과정을 통해 제작된 능동 마운트의 구성과 사진을 Fig. 3에 나타내었다(제작된 마운트의 사양은 부록을 참조).

3. 능동 마운트 시스템의 모델링

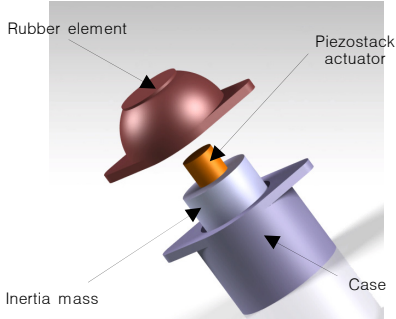
앞에서 제작된 능동 마운트를 바탕으로 4개의 마운트를 가지는 카메라 지지 능동 마운트 시스템을 모델링하였다. 이 시스템은 강체로 가정된 카메라의 무게중심점에서 1개의 병진운동과 2개의 회전운동, 관성질량의 4개의 자유도를 포함하는 7자유도의 운동을 하게 된다. Fig. 4에는 이 시스템의 기계적 모델을 나타냈으며, 이를 통해 14개의 상태변수를 가지는 상태공간방정식을 도출하면 다음과 같다.

$$\dot{x} = Ax + Bu + \Gamma d \tag{1}$$

여기서 A는 시스템 행렬(14×14), B는 제어입력 행렬(14×4)이고 Γ는 외란 행렬(14×8)이다(A, B, Γ는 부록을 참조).

4. 제어기 설계

이 연구에서는 제어 시스템의 불확실성과 고무요소의 비선형성, 마운트 하부 가진 등의 외란에 대해 강건한 슬라이딩 모드 제어기를 설계하여 능동 마운트에 적용하였다. 슬라이딩 모드 제어를 위해서는 슬라이딩 서피스의 설계에 상태변수에 대한 모든 정보가 필요하지만 관성형 작동기의 상태변수를 직접 측정할 수는 없으므로 상태변수값을 추정하기



(a) Configuration



(b) Photograph

Fig. 3 The proposed active mount

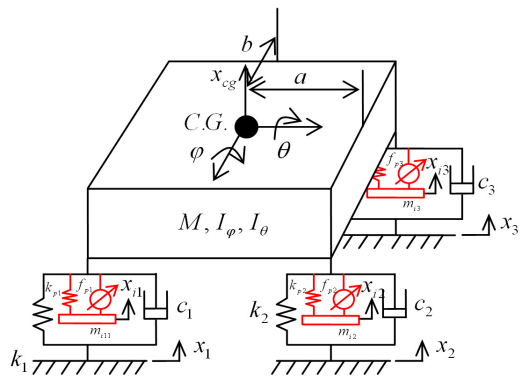


Fig. 4 Mechanical model of camera mount system

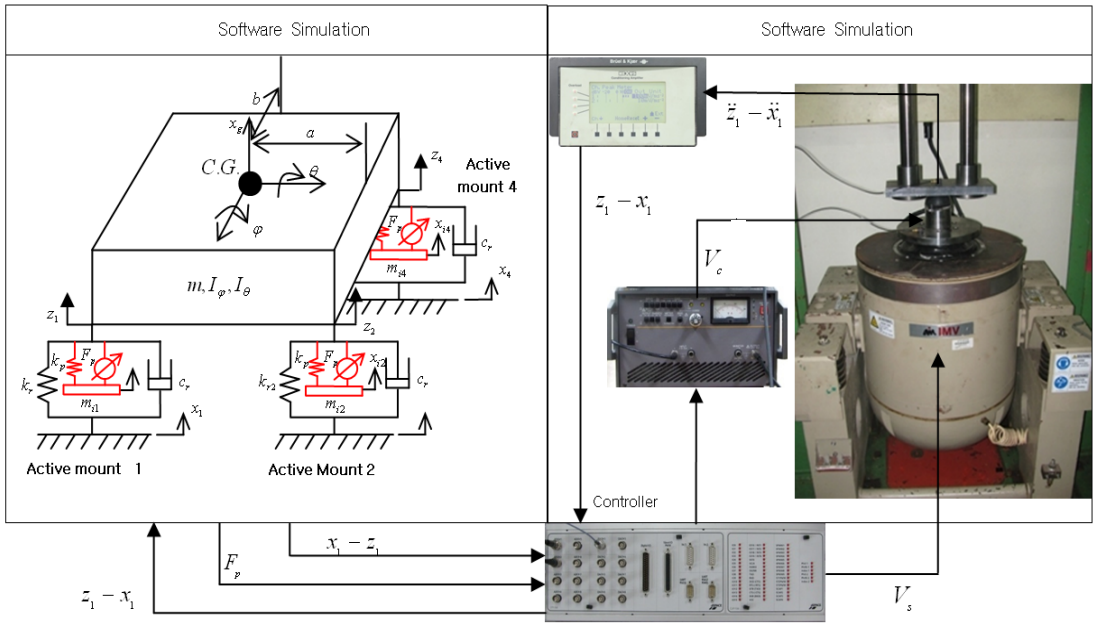


Fig. 5 Configuration of HILS system

위하여 full-order Luenberger observer를 다음과 같이 도입하였다.

$$\dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + Bu(t) + L(y(t) - C\hat{x}(t)) \quad (2)$$

여기서 L 은 게인 행렬이다.

그리고 시스템에 들어가는 제어입력을 구하기 위해 슬라이딩 서피스를 설정한다.

$$s = G\hat{x} \quad (3)$$

G 는 슬라이딩 서피스의 기울기를 나타내는 벡터이며, 슬라이딩 모드가 존재하기 위해서는 다음 조건을 만족해야 한다.

$$ss < 0 \quad (4)$$

이상의 조건을 만족하는 슬라이딩 모드 제어기를 다음과 같이 설계할 수 있다.

$$u(t) = -(GB)^{-1}(GA\hat{x}(t) + k \cdot \text{sgn}(s(t))), (k>0) \quad (5)$$

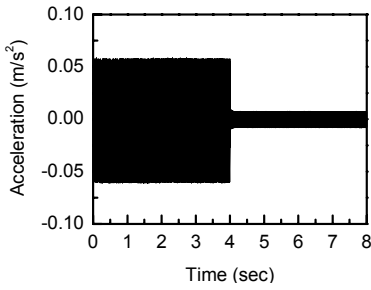
여기서 k 는 불연속 게인을 나타내고, 식 (5)의 슬라이딩 모드 제어기는 식 (4)의 슬라이딩 모드 조건을 만족한다. 그러나, 위와 같은 불연속 제어기는 채터링을 발생시키므로 정해진 경제조건 안에서 불연속

제어기를 연속 제어기로 근사화하기 위하여 부호함수를 포화함수로 대체하여 실험을 수행하였다.

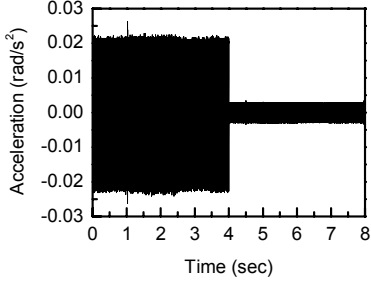
5. HILS 시스템 구성 및 제어 성능 평가

HILS 시스템은 크게 하드웨어, 소프트웨어와 인터페이스부분으로 분류 할 수 있다. 첫 번째로 하드웨어부분은 대상시스템의 한 요소와 그 요소의 성능을 평가할 수 있는 실험장치로 구성된다.

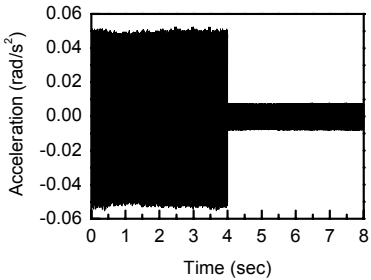
소프트웨어부분은 대상시스템의 이론적 거동을 수치적으로 계산할 수 있는 컴퓨터로 구성되며 인터페이스 부분은 DSP보드로 구성되며, 하드웨어와 소프트웨어간의 필요한 상태정보를 연결하는 기능을 한다. 각각의 능동 마운트를 장착한 무인항공기 카메라 지지 마운트 시스템의 HILS 시스템 구성도는 Fig. 5와 같이 나타낼 수 있다. 이 연구에서는 동일한 4개의 압전스택 마운트 중 1개의 마운트의 상태정보를 측정하여 HILS 를 수행하였다. 시스템의 구성은 소프트웨어 부에서 압전스택 마운트의 상대변위($x_1 - z_1$)를 실시간으로 계산하여 장착된 압전스택 마운트에 동일한 변위가 발생하도록 하드웨어부의 전자식 구동 가진기(IMV사, VS-2000-2)를 이용하여 명령신호(V_s)를 DSP보드를 통해 보낸다.



(a) Vertical acceleration



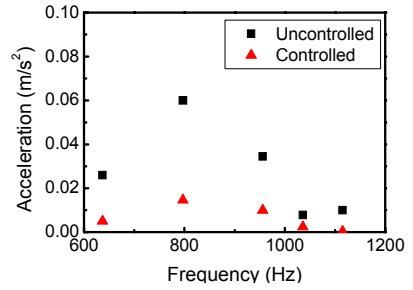
(b) Pitching acceleration



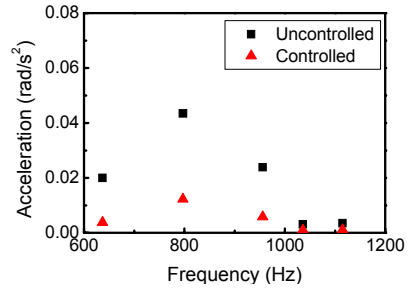
(c) Rolling acceleration

Fig. 6 Time response of the proposed active mount system under 797 Hz excitation (excitation acceleration of No. 1 mount : 12.17 m/s^2)

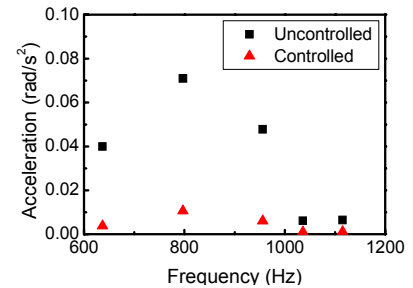
이 신호에 의해 압전스택 마운트는 상대변위를 발생시키고 동시에 계산된 상대변위신호를 토대로 계산된 제어 전기장(V_c)이 고압증폭기를 통해 압전스택 마운트에 부하하게 된다. 이때 마운트 상부질량으로의 가속도를 측정하여, 가속도계앰프를 통해 2번 적분된 변위신호($z_1 - x_1$)가 DSP보드를 통하여 소프트웨어부의 마운트 시스템모델에 입력된다. 입력된 정보를 토대로 소프트웨어 부에서는 카메라 지지 마운트 시스템의 다음 시간 거동변화를 시간간으로 계산한다. 이 연구에서 제안하는 슬라이딩 모드 제어를 사용하여, HILS 방법을 통해 무인항공기 카메라 지지 마운트 시스템의 진동제어 성능을 시간영역에서 평가한 결과를 Fig. 6에 나타내었다.



(a) Vertical acceleration



(b) Pitching acceleration



(c) Rolling acceleration

Fig. 7 Vibration control results at C.G. point

세 방향에서의 가속도가 평균 87% 감소한 것을 확인할 수 있었다. Fig. 7에서는 주과수 영역에서 카메라 무게 중심점에서 제어 성능 평가한 결과를 나타내었다. Fig. 7은 무게중심점에서 수직 가속도는 전 주과수 대역에서 평균 75%, 롤링방향은 평균 74%, 피칭방향은 평균 86% 감소한 것을 확인할 수 있다. 이러한 결과를 통해 다양한 주과수 영역에서 무인항공기 카메라 지지 마운트 시스템의 진동이 슬라이딩 모드 제어를 통해 효과적으로 저감된 것을 확인할 수 있다.

6. 결 론

이 연구에서는 HILS를 통해 무인항공기 카메라

지지 마운트 시스템의 진동 절연 성능을 평가하였다. 무인항공기의 진동을 측정된 후 이를 바탕으로 압전작동기를 선정하여 능동 마운트를 제작하였다. 제작된 마운트를 바탕으로 4개의 독립적인 마운트로 이루어지는 전체 시스템의 모델링을 수행하였다. 외란에 강건한 슬라이딩 모드 제어를 설계하여 HILS를 통해 진동 제어 결과를 평가할 수 있었다. 이 연구에서 넓은 주파수 범위에서 카메라 지지 마운트 시스템의 진동이 효과적으로 감소한 것을 확인하였다.

후 기

이 연구는 지식경제부와 한국과학기술재단의 전략기술인력양성사업으로 수행된 연구결과입니다.

참 고 문 헌

(1) Hwang, S. J. and Choi, I. H., 2003, "State-of-Art of Development and Technology for UAV," Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 4, No. 2, pp. 55~67.

(2) Yu, Y., Naganathan, N. G. and Dukkupati, R. V., 2001, "A Literature Review of Automotive Vehicle Engine Mounting Systems," Mechanism and Machine Theory.

(3) Choi, S. B. and Hong, S. R., 2004, "Dynamic Modeling and Vibration Control of Electrorheological Mounts," ASME Journal of Vibration and Acoustics, Vol. 126, No. 4, pp. 537~541.

(4) Choi, S. B., Hong, S. R. and Kim, S. H., 2004, "Beam Vibration Control via Rubber and Piezostack Mounts : Experimental Work," Journal of Sound and Vibration, Vol. 273, No. 4, pp. 1079~1086.

(5) Lee, D. Y. and Choi, S. B., 2009, "Control of Active Engine Mount System Featuring MR Fluid and Piezostack via HILS," Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 20, No. 2, pp. 122~128.

(6) Park, D. H. and Choi, S. B., 2008, "Active Vibration Control of UAV EO/IR Sensor Mount Using Piezoelectric Actuator," Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 18, No. 12, pp. 1278~128.

Appendix A

Table 1 Specifications of an active mount

Parameter	Specification	Value
m_b	Mass of camera	18.176 kf
m_i	Mass of inertia mass	0.384 kg
J_θ	Rolling moment of camera	0.866944 kg·m ²
J_ϕ	Pitching moment of camera	0.71319 kg·m ²
a	Longitudinal distance from camera C.G. to right camera	0.1165 m
b	Longitudinal distance from camera C.G. to rear camera	0.1165 m
k	Stiffness constant of rubber	86877 N/m
k_p	Stiffness constant of piezo actuator	100 MN/m
c	Damping constant of rubber	18 Ns/m
h	Height of active mount	80 mm
h_i	Height of inertial mass	45 mm
M	Mass of active mount	1.1 kg

Appendix B : Matrix for State Space Equation

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix}
 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 -\frac{4(k+k_p)}{m_b} & -\frac{4c}{m_b} & \frac{k_p}{m_b} & 0 & \frac{k_p}{m_b} & 0 & \frac{k_p}{m_b} & 0 & \frac{k_p}{m_b} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 \frac{k_p}{m_i} & 0 & -\frac{k_p}{m_i} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{ak_p}{m_i} & 0 & -\frac{bk_p}{m_i} & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 \frac{k_p}{m_i} & 0 & 0 & 0 & -\frac{k_p}{m_i} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{ak_p}{m_i} & 0 & \frac{bk_p}{m_i} & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 \frac{k_p}{m_i} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{k_p}{m_i} & 0 & 0 & 0 & \frac{ak_p}{m_i} & 0 & \frac{bk_p}{m_i} & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 \frac{k_p}{m_i} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{k_p}{m_i} & 0 & \frac{ak_p}{m_i} & 0 & -\frac{bk_p}{m_i} & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & -\frac{ak_p}{J_\theta} & 0 & -\frac{ak_p}{J_\theta} & 0 & \frac{ak_p}{J_\theta} & 0 & \frac{ak_p}{J_\theta} & 0 & -\frac{4a^2(k+k_p)}{J_\theta} & -\frac{4a^2c}{J_\theta} & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\
 0 & 0 & -\frac{bk_p}{J_\varphi} & 0 & \frac{bk_p}{J_\varphi} & 0 & \frac{bk_p}{J_\varphi} & 0 & -\frac{bk_p}{J_\varphi} & 0 & 0 & 0 & -\frac{4b^2(k+k_p)}{J_\varphi} & -\frac{4b^2c}{J_\varphi}
 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix}
 0 & 0 & 0 & 0 \\
 \frac{1}{m_b} & \frac{1}{m_b} & \frac{1}{m_b} & \frac{1}{m_b} \\
 0 & 0 & 0 & 0 \\
 -\frac{1}{m_i} & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & -\frac{1}{m_i} & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & -\frac{1}{m_i} & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{m_i} \\
 0 & 0 & 0 & 0 \\
 -\frac{a}{J_\theta} & -\frac{a}{J_\theta} & \frac{a}{J_\theta} & \frac{a}{J_\theta} \\
 0 & 0 & 0 & 0 \\
 -\frac{b}{J_\varphi} & \frac{b}{J_\varphi} & \frac{b}{J_\varphi} & -\frac{b}{J_\varphi}
 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{\Gamma} = \begin{bmatrix}
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 \frac{k}{m_b} & \frac{c}{m_b} & \frac{k}{m_b} & \frac{c}{m_b} & \frac{k}{m_b} & \frac{c}{m_b} & \frac{k}{m_b} & \frac{c}{m_b} \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 -\frac{ak}{J_\theta} & -\frac{ac}{J_\theta} & -\frac{ak}{J_\theta} & -\frac{ac}{J_\theta} & \frac{ak}{J_\theta} & \frac{ac}{J_\theta} & \frac{ak}{J_\theta} & \frac{ac}{J_\theta} \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 -\frac{bk}{J_\varphi} & -\frac{bc}{J_\varphi} & \frac{bk}{J_\varphi} & \frac{bc}{J_\varphi} & \frac{bk}{J_\varphi} & \frac{bc}{J_\varphi} & -\frac{bk}{J_\varphi} & -\frac{bc}{J_\varphi}
 \end{bmatrix}$$