

우주 기지에 대한 플랜트 확장이 부기된 직접 적응제어에 관한연구

양성현
광운대학 전기공학과

이 기사
광운대학 전기공학과

(A Study on the Application of Directed Adaptive Control with
Plant Augmentation to Space Station)

Sung Hyun Yang
Kwangwoon University

Key S. Lee
Kwangwoon University

Abstract

In this study, the construction process of a two panel space station and its control problem are discussed. The applicability of direct model reference adaptive control technique with plant augmentation is investigated. Regulator control problem with high initial transient has been simulated. Result show that high rate of convergence has been observed for all the simulation.

1] 서론

우주기지(Space Station)는 유연성있는 대규모 공간 구조물(Large Flexible Space Structure : LFSS)로서 크기와 유연성 때문에 다른 공간 구조물에서 발생 하는 건설과 제어에 관한 어려움이 우주기지에서도 발생 한다. 우주기지는 우주기지의 비행자세 제어, 태양판(Solar Array Panel) 상호작용, 부하감소 문제등이 존재 하며 여기에 관해서 연구가 진행되고 있다.

Balas는 DVFB(Direct Velocity Feedback)방법을 이용해서 LFSS에 대한 제어를 연구 하였고, Arbel과 Gupta는 동작기(Actuator)와 감지기(Sensor)가 나란히 위치하는(Colocated) LFSS에 대해서 출력 궤환이득행렬이 대칭비정지(Symmetric Negative-Definite)로 선택될때에 한해서 선형2차 최적문제(Linear Quadratic Optimization)에 관해서 연구 했다. 그러나 LFSS는 무한 자원이기 때문에 평가 지수(Performance Index)를 정하는데 어려움이 많다.

최근 Bar-Kana와 Kaufman³⁾에 의해서 모델차수 축소(Reduce-Order Model:ROM)을 이용한 Supported Beam에 대한 연구가 있었지만 역시 적용이 한정되어 있다. 본 연구에서는 Mabus가 제안한 직접적응제어를 개선하여 출력오차 궤환에 의한 직접 다변수 기준 모델 적응제어(Direct Multivariable Model Reference Control:DMRRAC)와 우주기지의 강제 모드(Rigid Mode)의 Zero 주파수(Frequency)를 해결하기 위해 플랜트 확장을 이용해서 플랜트 차수에 대한 정확한 정보와 완전모델추종 조건을 만족하지 않아야 되는 레귤레이터(Regulator)를 설계하여 우주기지의 Solar Array Panel에 적용하여 컴퓨터 시뮬레이션으로 얻은 결과를 분석 함으로서 이 설계 방법의 유용성을 조사하고 또 실제 계몽에서 적용 가능성을 제시 하고저 한다.

2] 우주기지의 모델 및 상태 방정식

2-1] 우주기지의 모델'

본 연구에서는 그림[2-1]과 같은 Two-Panel Space Station에 대해서 6 DOF(Degree of Freedom)유한요소 모델을 이용 하였다.

그림[2-1]에서 6DOF(Degree of Freedom) 유한요소모델은 그림[2-2]와 같고 우주기지에 대한 운동방정식은 식(2-1)과 같다.

$$\begin{aligned} M\ddot{Z}_p + KZ_p &= F = BU_p & (2-1 a) \\ Y_p &= C(\alpha Z_p + Z_p) & (2-1 b) \end{aligned}$$

모달 좌표(Modal Coordinate)를 사용하기 위해 모달 모델을 식(2-1 a)에서 F=0 이라 두고 고유치 문제(Eigenproblem)을 해결 하면 ϕ 는 표준화된 고유벡터(Normalized Eigenvector)이고 식(2-2)를 만족 한다.

$$\begin{aligned} \Phi^T M \Phi &= I & (2-2 a) \\ \Phi^T K \Phi &= \Lambda & (2-2 b) \end{aligned}$$

여기서 Λ 는 대각화된 고유치 행렬(Diagonal Eigenvalue Matrix)이다. η 를 모달진폭 벡터라 하고 좌표 변환을 위해 $Z_p = \Phi \eta$ 라 놓으면 운동 방정식은 식(2-3)이 된다.

$$\ddot{\eta} + \Lambda \eta = \Phi^T B U_p \quad (2-3)$$

식(2-3)에 감쇠항을 더하면 식(2-4)가되며 여기서 감쇠항은 물리적인 좌표 변환에 의해 식(2-5)와 같다.

$$\begin{aligned} \ddot{\eta} + \text{dig}(2\zeta_1\omega_1, \dots, 2\zeta_n\omega_n) + \text{dig}(\omega_1^2, \dots, \omega_n^2) &= BU & (2-4) \\ D = \Phi^T \text{Dig}(2\zeta_1\omega_1, \dots, 2\zeta_n\omega_n) & & (2-5) \end{aligned}$$

결과적으로 물리적 운동 방정식과 변환된 운동 방정식은 식(2-6), 식(2-7)과 같다.

$$\begin{aligned} M\ddot{Z}_p + D\dot{Z}_p + KZ_p &= BU_p & (2-6 a) \\ Y &= C(\alpha Z_p + Z_p) & (2-6 b) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \ddot{\eta} + \text{Dig}(2\zeta_1\omega_1, \dots, 2\zeta_n\omega_n) + \text{Dig}(\omega_1^2, \dots, \omega_n^2) &= BU & (2-7 a) \\ Y &= c(\alpha \phi \eta + \phi \eta) & (2-7 b) \end{aligned}$$

2-2] Space Station의 상태 방정식

위의 운동 방정식을 식(2-8)의 형태로 나타 내면 대응 하는 각각의 행렬은 식(2-9)와 같이 표시된다.

3-2] 플랜트 확장

우주기지(Space Station)의 구조 특성상 강제 모드(Rigid Body Mode: Central Bus)의 주파수가 Zero 이기 때문에 위의 적응 제어 이론 만으로는 안정한 상태나 출력을 기대할 수 없다. 이러한 문제점을 해결 하기 위해 플랜트 확장을 이용한다. 감쇠항이 더해지기 전 우주기지의 운동 방정식을 고려하면 식(3-5)이다.

$$\ddot{M}\ddot{Z}_p + K\ddot{Z}_p = BU_p - K_{IL}Z_p \quad (3-5 a)$$

$$\ddot{M}\ddot{Z}_p + (K + K_{IL})Z_p = BU_p \quad (3-5 b)$$

여기서 K 은 Inner Loop 제어 이득 행렬이다. 식(3-5 b)에서 K_{IL} 의 값 선택에 의해서 강제 모드는 더 이상 Zero 주파수가 아님을 알 수 있다. K_{IL} 은 우주기지의 중앙 부분만의 강성 행렬로 고려 할 수 있으므로 식(3-6)으로 나타낼 수 있다.

$$K_{IL} = \text{Diag}(0,0,K_x, K_y, 0,0) \quad (3-6)$$

강제모드에 대한 고유 주파수(Natural Frequency)는 식(3-7)과 같다.

$$\omega_{zx} = (K_{zx} / M_x)^{\frac{1}{2}} \quad (3-7 a)$$

$$\omega_{zy} = (K_{zy} / I_z)^{\frac{1}{2}} \quad (3-7 b)$$

M_x, I_z 는 강제부분의 질량이기 때문에 K_{zx} 와 K_{zy} 는 ω_{zx}, ω_{zy} 의 선택에 의해서 결정된다.

직접 적응 제어의 플랜트 확장에 대한 블록선도는 그림[3-1]과 같다.

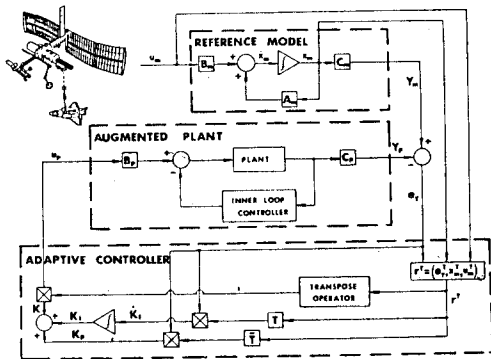


그림 3-1] 적응 제어계의 블록선도

3-3] 안정도 해석

안정도 해석은 Lyapunov의 직접 해법을 이용해서 1)상태 변수 범위 내에서 정지인 함수 v 를 찾고 2)도함수 \dot{v} 의 부호를 해석하여 페루우프 안정도를 평가 한다.

해석의 첫 단계로 적응 시스템의 상태변수 $e(t)$ 와 $K_f(t)$ 에 대하여 정지인 2차함수를 구성하기 전 첫 번째 충분조건이 T^{-1} 가 정지행렬 이라는 것이다. 적당한 정지함수는

$$V(e, K) = e^T(t)P e(t) + \text{Tr}[S(K_f - \tilde{K})^T (K_f - \tilde{K})^T S^T]$$

여기서, P는 $n \times n$ 정지 대칭행렬 K 는 $m \times n$ 행렬 (Unspecified) S는 $m \times m$ 행렬 (Nonsingular) K는 제어 알고리즘에 사용되지 않는 더미 이득(Dummy Gain)이고, V 에 나타나는 $K_e(t)$ 와 같은 차수이며 $\tilde{K} = [\tilde{K}_e, \tilde{K}_x, \tilde{K}_u]$ 로 분할된다.

$$\tilde{K}_e = \tilde{K}_e H_p e + \tilde{K}_u U_m + \tilde{K}_x X_m \quad (3-8)$$

여기서, $\tilde{K}_e, \tilde{K}_u, \tilde{K}_x$ 는 \tilde{K} 의 같은 임의의 이득이다. 도함수 내의 벡터곱항(Vector Product Term)을 소거 하기 위해 출력행렬 H_p 가 갖는 다음 제약이 두 번째 충분 조건이다.

$$H_p - Q B^T P \quad (3-9)$$

여기서, $Q = (S^T S)^{-1}$ 이다.

다음에 $\tilde{K}_x = S_x^{-1}$ 과 $\tilde{K}_u = S_u^{-1}$ 로 선택되면 함수 V 의 도함수는 다음과 같다.

$$\dot{V}(e, K) = e^T(t) \{ P(A - B K H) + (A - B K H)^T P \} e(t) - 2e^T(t) P H_p (S^T S)^{-1} B_p^T P e(t) + \text{Tr}(y) \quad (3-10)$$

이 도함수는 2개의 항으로 되어 있다. T 가 준정치(Positive Semidinite)라면 둘째항이 $e(t)$ 에 의해 비정치(Negative Definite)가 된다. 이것이 세 번째 충분조건이다. 2차항(Quadratic Term)을 $e(t)$ 의 비정치가 되도록 하는 것이 네 번째 충분조건이며 이 조건은 (3-11)의 P에 대한 제한조건인데, 이 행렬 P는 (3-11)식어 모든 A_p, B_p 에 대해 비정치가 되도록 \tilde{K}_e 를 선택해야 한다.

$$P(A_p - B_p \tilde{K}_e H_p) + (A_p - B_p \tilde{K}_e H_p)^T P \quad (3-11)$$

또한 강제 모드에 대한 Zero 주파수가 해결된 후에 시스템이 점근적으로 안정할 조건을 찾아보면 식(3-12)의 선택에 의해서 식(3-13)이 만족 하려면 위의 모든 조건을 만족 하다는 것을 알 수 있다. 6)

$$P = \begin{bmatrix} I & \alpha I \\ \alpha I & I \end{bmatrix} \quad (3-12 a)$$

$$S^T S = I \quad (3-12 b)$$

$$\tilde{K}_e = K_f^T K_f \quad (3-12 c)$$

$$\alpha < 1 \quad (3-13 a)$$

$$\alpha \neq \frac{1 - \omega_i^2}{2 \zeta \omega_i} \quad (3-13 b)$$

$$2 \zeta \omega_i - \alpha(1 - \omega_i^2) > 0 \quad (3-13 c)$$

$$1 - 4 \alpha \zeta \omega_i - (\alpha^2 - 4 \alpha^2 \zeta^2) \omega_i^2 - 4 \alpha \zeta \omega_i^3 + \omega_i^4 < 0 \quad (3+13-d)$$

4] 컴퓨터 시뮬레이션 및 결과 고찰

4-1] 기준 모델 선정
제어기의 성능을 평가(Evaluate)하기 위하여 플랜트 보다 차수가 낮은 기준 모델을 선택 한다. 본 기준 모델은 Panel 지류도 4로 다음과 같이 4모드 또는 8상태 X_m , 4입력 U_m , 4출력 Y_m 으로 구성 된다.

$$X_m = \begin{bmatrix} \tilde{x}_m \\ \tilde{u}_m \end{bmatrix} \quad (4-1)$$

$$\dot{X}_p(t) = A_p X_p(t) + B_p U_p(t) \quad (2-8 a)$$

$$Y_p(t) = C_p X_p(t) \quad (2-8 b)$$

$$U_p = \begin{bmatrix} U_{p1} \\ U_{p2} \\ U_{p3} \\ U_{p3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{왼쪽 패널 끝에서 회전 토크} \\ \text{중앙 BUS에서 힘} \\ \text{중앙 버스에서 회전 토크} \\ \text{오른쪽 패널에서 회전 토크} \end{bmatrix}$$

$$Y_p = \begin{bmatrix} Y \\ Y \\ Y \\ Y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha\theta_{p1} + \theta_{p1} \\ \alpha Z_{p2} + Z_{p2} \\ \alpha\theta_{p2} + \theta_{p2} \\ \alpha\theta_{p3} + \theta_{p3} \end{bmatrix}$$

$$X_p = \begin{bmatrix} \eta_p \\ \eta_p \end{bmatrix} \quad (2-9 a)$$

$$A_p = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\omega_{p1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_{p2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\omega_{p3} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2-9 b)$$

$$B_p = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ \Phi_p^T & B & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2-9 c)$$

$$C_p = [\alpha C \Phi_p \quad C \Phi_p] \quad (2-9 d)$$

여기서 $C^T = B$ 이고

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

ω_{pk}, J_{pk} 는 모델 주파수와 감쇠비 이다.

$$Z = [Z_p, \theta_{p1}, Z_{p2}, \theta_{p2}, Z_{p3}, \theta_{p3}]^T$$

$$F = [F_1, T_1, F_2, T_2, F_3, T_3]$$

$U_p = m$ 차 플랜트 제어 입력 벡터

$Y_p = m$ 차 플랜트 출력 벡터

$B = G - M$ 제어 영향 매트릭스
 α 는 위치 대 속도 하중 인자

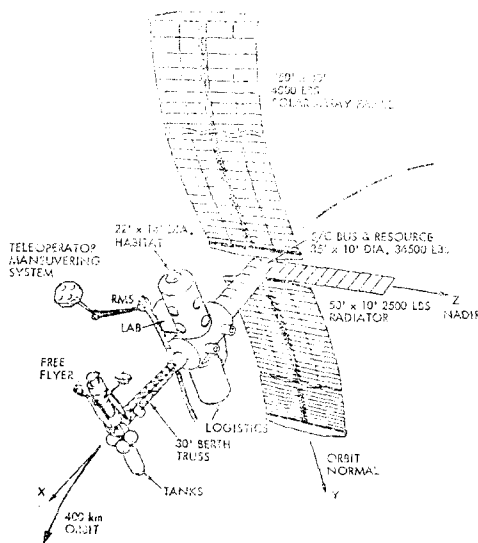


그림2-1 Two panel space station의 모델.

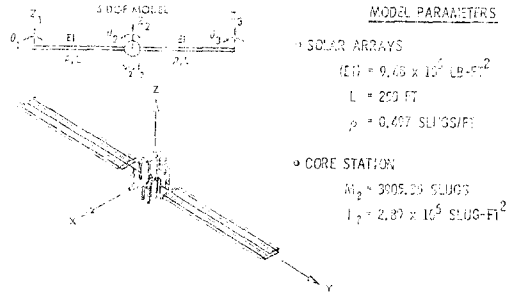


그림2 2 Two-panel 구조에 대한 유한요소 모델.

3] 직접적응제어 이론과 플랜트 확장

3-1] 직접 적응제어 이론

직접 적응제어기의 설계에는 J. Broussard의 CGT(Command Generator Tracking) 이론을 이용한다.

Mabius가 이용한 전상태궤환 제어법칙에서는 모델차수와 플랜트차수가 반드시 같아야 하는 구속 조건을 만족해야 한다. 따라서 궤환 신호를 상태 오차 $e(t) = X_m(t) - X_p(t)$ 에서 출력오차 $H_p(t)e(t) = Y_m(t) - Y_p(t)$ 로 변경한다. 출력궤환 제어 법칙은 식(3-1)과 같다.

$$U_p(t) = K_x(t)X_m(t) + K_u(t)U_m(t) + K_e(t)H_p(t)e(t) \quad (3-1)$$

$K_x(t), K_u(t), K_e(t)$ 는 적응 이득 행렬 이다.

간단히 하기 위해서 적응 이득은 $(M \times N)$ 행렬 $K_r(t)$ 로 다음과 같이 정의 한다.

$$K_r(t) = [K_e(t), K_x(t), K_u(t)] \quad (3-2)$$

여기서 상태는 $(N \times 1)$ 행렬 $r(t)$ 안에 각각 놓아 결합하면 식(3-3)과 같다.

$$r(t) = \begin{bmatrix} H e(t) \\ X(t) \\ U(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_m(t) - Y_p(t) \\ X_m(t) \\ U_m(t) \end{bmatrix} \quad (3-3)$$

이때 $U_p(t) = K_r(t)r(t)$ 이다.

비례적분 제이기가 정상오차를 개선해 주므로 이득행렬 $K_r(t)$ 를 비례 이득행렬 $K_p(t)$ 와 적분 이득 행렬 $K_i(t)$ 의 합으로 정의 하면 다음과 같다.

$$K_r(t) = K_p(t) + K_i(t) \quad (3-4 a)$$

$$K_p(t) = V(t) r^T(t) T \quad (3-4 b)$$

$$K_i(t) = V(t) r^T(t) T \quad (3-4 c)$$

$$K_i(0) = K_{i0} \quad (3-4 d)$$

$$V(t) = H_p(t)e(t) \quad (3-4 e)$$

여기서 T, \bar{T} 는 시불변 하중함수, K_{i0} 는 초기 적분 이득 이고 H_p 는 시불변 출력 행렬이다. 하중 행렬 T, \bar{T} 와 플랜트 출력 행렬 H_p 의 선택은 안정도에 대한 충분 조건에 따라 결정 된다. 안정도 결과는 행렬 T, \bar{T} 가 각각 정지(Positive Definite) 및 준 정지(Positive Semidefinite)이고 플랜트 임출력 전달행렬 $H_p(t)(sI - A_p + B_p K_e H_p)^{-1} B_p$ 가 궤환 이득 K 에 대해 완전 양의실수 (Strictly Positive Real) 라면 이 알고리즘의 결과인 폐루우프시스템 (Closed Loop System)은 점근적으로 안정하다.

$$U_m = \begin{bmatrix} U_{m1} \\ U_{m2} \\ U_{m3} \\ U_{m4} \end{bmatrix} \quad (4-2)$$

$$Y_m = \begin{bmatrix} Y_{m1} \\ Y_{m2} \\ Y_{m3} \\ Y_{m4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha \theta_{m1} + \dot{\theta}_{m1} \\ \alpha z_{m2} + \dot{z}_{m2} \\ \alpha \theta_{m3} + \dot{\theta}_{m3} \\ \alpha \theta_{m4} + \dot{\theta}_{m4} \end{bmatrix} \quad (4-3)$$

따라서 시스템 행렬 A_m, B_m, C_m 은 다음식 과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} 0_{4 \times 4} & I_{4 \times 1} \\ -\omega_{m1}^2 & 0 \\ 0 & -\omega_{m2}^2 \\ -\zeta_{m1} \omega_{m1} & -\zeta_{m2} \omega_{m2} \\ -\zeta_{m3} \omega_{m3} & -\zeta_{m4} \omega_{m4} \end{bmatrix} \quad (4-4)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ \Phi_m^T B \end{bmatrix} \quad C = [C \quad C] \quad (4-5)$$

기준 시스템에 대한 모달 주파수는 $\omega_1 = 0.609$
 $\omega_2 = 0.906, \omega_3 = 1.236, \omega_4 = 1.488$
 모달감쇠는 모든 모드에 대해서 0.707이고
 속도에 대한 위치 하중인자 $\alpha = 0.2$ 이다.

4-2] Regulator의 설계 및 결과 고찰

본 연구에서 시뮬레이션 목적은 초기치가 매우 큰 과도 현상하에서 비행자세를 유지하며 진동을 억제하기 위한 적응제어기의 수렴특성을 평가하는 것이다.

플랜트에 대한 초기 조건

$z_{p1} = 3.699 \text{ ft}$	$\dot{z}_{p1} = -0.877 \text{ ft/sec}$
$\theta_{p1} = 0.860 \text{ deg}$	$\dot{\theta}_{p1} = 0.366 \text{ deg/sec}$
$z_{p2} = 0.345 \text{ ft}$	$\dot{z}_{p2} = 0.035 \text{ ft/sec}$
$\theta_{p2} = 0.927 \text{ deg}$	$\dot{\theta}_{p2} = 0.037 \text{ ft/sec}$
$z_{p3} = 4.071 \text{ ft}$	$\dot{z}_{p3} = 1.045 \text{ ft/sec}$
$\theta_{p3} = 0.723 \text{ deg}$	$\dot{\theta}_{p3} = 3.087 \text{ deg/sec}$

이 조건들은 각속도를 0.2deg/sec 와 수직속도를 0.05ft/sec의 왕복선의 초기 접근비로 우주 기지에 결합한 후 10초후에 취한 값이며, 모달 좌표에 있어서 대응값은 좌표변환에 의해서 얻어졌다. 기준모델에 대한 초기조건은 식(4-6)이다.

$$\hat{z}_{mi} = 0.9 \hat{z}_{pi} \quad (4-6 a)$$

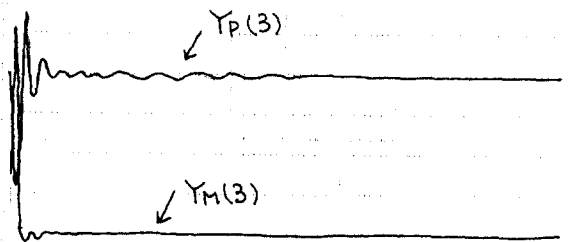
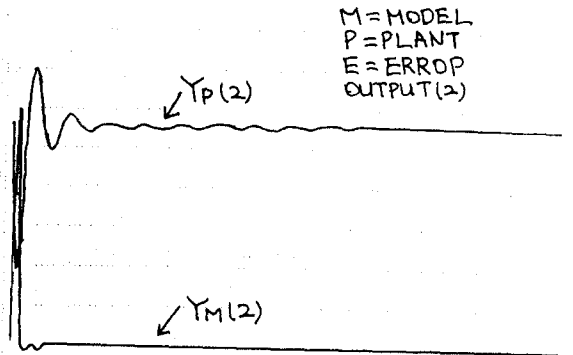
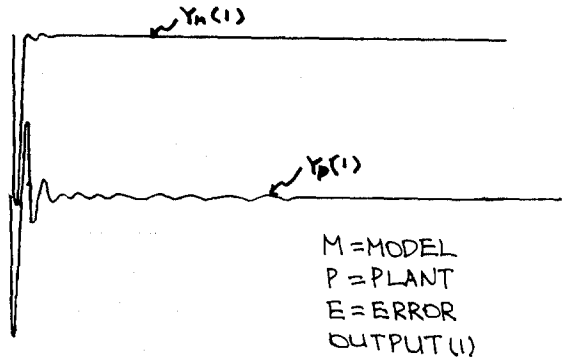
$$\hat{\theta}_{mi} = 0.9 \hat{\theta}_{pi} \quad (4-6 b)$$

= 1, ..., 4

시뮬레이션 결과는 하중 행렬 T, \bar{T} 기 정치, 준정치 행렬 일때 플랜트가 100초 이내에 안정되는 것을 보여 주었다.

그림[4-1]은 $T = \bar{T} = \text{Dig}(0.00001, 0.00001)$ 일때 이고

그림[4-2]는 $T = \bar{T} = \text{Dig}(0.001, 0.001)$ 일때 이다.



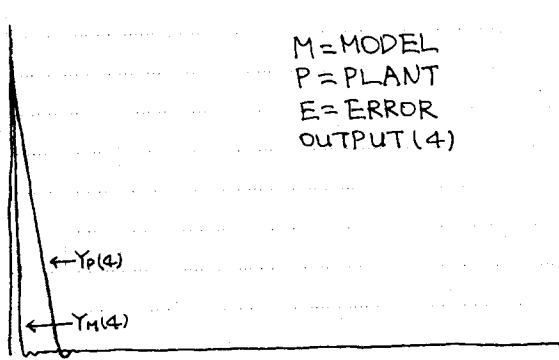


그림 4-1] 플랜트와 모델의 출력(I)

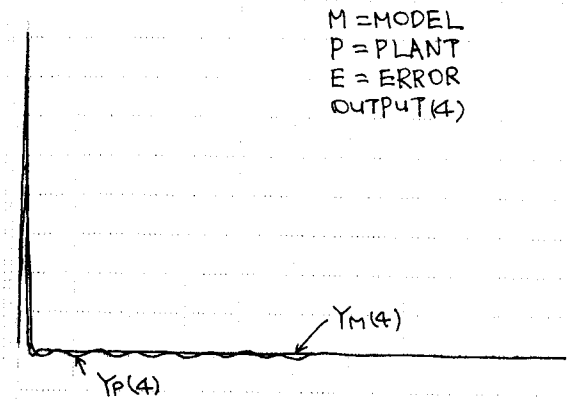
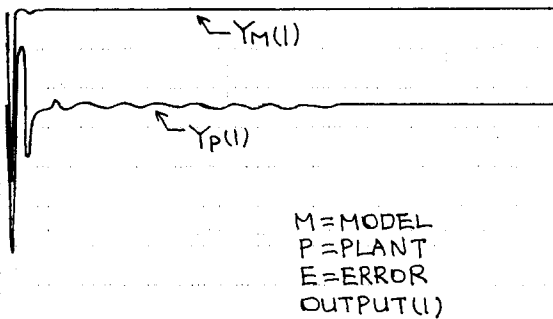
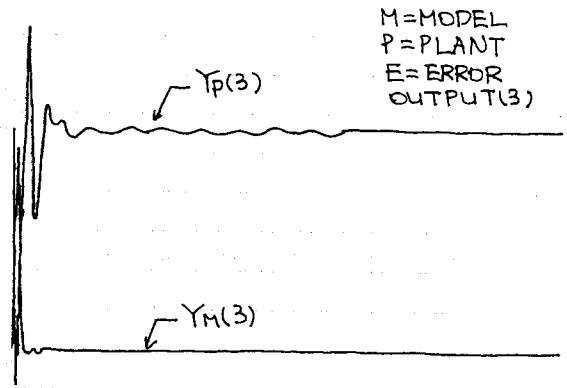
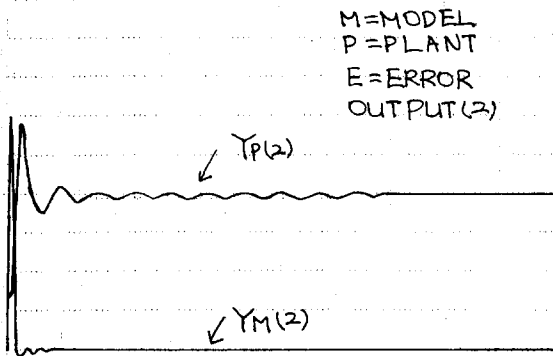


그림 4-2] 플랜트와 모델의 출력(II)



5] 결론
본 논문에서는 적응모델 기준 제어기법에 플랜트 확장을 통해 Lyapunov 안정도 접근법을 이용하여 LFSS에 유용한 직접적응 제어를 설계하였다. 설계된 제어기로 우주기지의 6 DOF 시스템에 적용하여 실험한 결과 종전 모델기준 적응제어에서 만족해야 했던 완전모델 추종 조건의 만족을 만족하지 않아도 되고, 플랜트 파라미터의 정확한 선형 정보 및 직접 추정기 없이 비교적 간편한 방법으로 우주기지를 제어할수 있음을 보였다.

REFERENCE

1. J.Balas, "Feedback Control of Flexible System.", IEEE Trans. Aut. Cont. vol.AC-23.
2. Arbel, A. and Gupta, N.K., "Robust Collocated Control.", for vol 5, Sept: Oct. 1981, pp.480-486.
3. Bar-Kana and Kaufman, "Some Application of Direct Adaptive Control to Large Structural Systems", (short paper) Proc.1983 Acc Conference, san Francisco, CA,1983.

4. Bar-kana, I.H.Kaufman, and H.Balas, "Model Reference Adaptive Control of Large Structural System", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol.6, No.2. March-April 1983. pp112-116.
5. C.H.C.TH, S.J.Wang, and C.T.Leondes, "An investigation of Adaptive Control Techniques for Space station", Proc.1985 American Contr.,Conf., Boston, MA, pp.81-94, June, 19 21,1985.
6. C.H.C.TH, S.J.Wang, and C.T.Leondes, "Adaptive Control for the Space Station", IEEE. Control Systems, Magazine, vol.7, No.1
7. I.D.Landau, and B.Courtiol, "Adaptive Model Following Systems for Flight Control and Simulation", J. Aircraft, vol.9, No.9, pp.668-674, 1972.
8. Balas, M., "Modal Control of Certain Flexible Dynamic System." SIAM Journal of Control, vol.16, 1978, pp.450-462
9. K.Sobel, A.Kaufman, L.Mabius, "Model Reference Output Adaptive Control Systems Without Parameter Identification.", 18th IEEE Conf.on Decision and Control, Ft. Lauderdale, FL, DEC. 1979.
10. R.W.Clough and J.RennZien, Dynamics of Structures, New York: McGraw-Hill, 1975
11. F.S.Tse, I.E.More and R.T.Minkle, "Mechanical Vibration.", (second edition): Allyn and Bacon, 1978.