

우주 기지의 직접적응제어에 관한 연구

○양 성 현
광운대학 대학원 전기공학과

이 기 서
광운대학 전기공학과

A Study on the Application of Direct Adaptive Control to Space Station

S. H. Yang K. S. Lee
Dep. of Electric Eng., Kwang Woon Gradu. Dep. of Electric Eng., Kwang Woon Univ.

1] 서 론

우주기지의(Space Station) 구조는 Beam, Plate Truss, Frame으로 이루어진 유연성있는 대규모 구조(Large Flexible Space Structure: LFSS)로 이루어져 있다. 우주기지는 대규모이고 유연성을 갖기때문에 우주기지의 비행자세 제어, 우주기지와 우주왕복선의 결합서 기지의 질량제어, 태양판(Solar Arroy Panel) 상호작용, 부하감소 문제등에 관해서 연구가 진행되고 있다.

Balas는 DVFB(Direct velocity Feedback)방법을 이용해서 LFSS에 대한 제어를 연구 하였고, Arbel²⁾과 Gupta는 동작기(Actuator)와 감지기(Sensor)가 나란히 위치하는(Colocated) LFSS에 대해서 출력궤환 이득행렬이 대칭비정지(Symmetric Negative Definite)로 선택될때에 한해서 선형2차 최적문제(linear Quadratic Optimization)에 관해서 연구했다. 그러나 LFSS는 무한 차원이기 때문에 평가지수(Performance Index)를 정하는데 어려움이 많다.

1970년대 이후 Landau와 Monopoli등에 의해 적응제어에 관한 많은 연구가 있었지만 Landau의 경우 MRAS는 플랜트와 모델의 상태차수가 같아야 한다는 제한조건을 갖는다.

본 연구에서는 Mafius가 제안한 직접적응제어를 개선하여 출력오차 궤환에 의한 직접적응제어 이론을 사용함으로써 플랜트 차수에 대한 정확한 정보와 완전모델추종 조건을 만족하지 않아도 되는 적응 제어기를 설계하여 Beam의 일종인 우주기지의 Solar Arroy Panel에 적용하여 컴퓨터 시뮬레이션으로 얻은 결과를 분석함으로써 이 설계 방법의 유용성을 조사하고 또 실제 계통에서 적응 기능성을 제시 하고자 한다.

2-1] 직접 적응제어 이론

직접 적응제어기의 설계에는 J. Broussard³⁾의 CGT(Command Generator Tracking) 이론을 이용한다. Mafius가 이용한 전상태궤환 제어법칙에서는 모델차수와 플랜트차수가 반드시 같아야 하는 구속 조건을 만족 해야 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 변경 한다.

출력궤환 제어 법칙은 식(2-1)과 같다.

$$U_p(t) = K_x(t)X_m(t) + K_u(t)U_m(t) + K_e(t)H_p(t)e(t) \quad (2-1)$$

$K_x(t)$, $K_u(t)$, $K_e(t)$ 는 적응 이득 행렬이다. 간단히 하기 위해서 적응 이득은 $(M \times N_r)$ 행렬 $K_r(t)$ 로 다음과 같이 정의 한다.

$$K_r(t) = [K_e(t), K_x(t), K_u(t)] \quad (2-2)$$
 여기서 상태는 $(N-1)$ 행렬 $r(t)$ 안에 각각 놓아 결합하면 식(2-3)과 같다.

$$r(t) = \begin{bmatrix} H_p e(t) \\ X_m(t) \\ U_m(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_m(t) - Y_p(t) \\ X_m(t) \\ U_m(t) \end{bmatrix} \quad (2-3)$$

이때 $U_p(t) = K_r(t)r(t)$ 이다. 비례적분 제어가 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.

$$K_r(t) = K_p(t) + K_i(t) \quad (2-4)$$

$$K_p(t) = V(t) r^T(t) \bar{T} \quad (2-5)$$

$$K_i(t) = V(t) r^T(t) T \quad (2-6)$$

$$K_i(0) = K_{i0} \quad (2-7)$$

$$V(t) = H_p(t)e(t) \quad (2-8)$$

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 검토는 행렬 T , \bar{T} 가 각각 정지(positive definite) 및 준정지(positive semidefinite)이고 플랜트 입출력 전달행렬 $H(t) = (sI - A + BKH)B$ 가 궤환 이득 K 에 대해 완전 양의실수(strictly positive real) 라면 이 알고리즘의 결과인 폐루프시스템(closed-loop system)은 점근적으로 안정하다.

2-2] 안정도 해석

안정도 해석은 Lyapunov 직접 해법을 이용 해서 1) 상태 변수 범위 내에서 정치인 함수 V 를 찾고 2) 도함수 \dot{V} 의 부호를 해석하여 페루우프 안정도를 평가 한다.

해석의 첫단계로 적응 시스템의 상태변수 $e(t)$ 와 $K_i(t)$ 에 대하여 정치인 2차 함수를 구성하기전 첫번째 충분조건이 T^T 가 정치행렬 이라는 것이다. 적당한 정치함수는

$$V(e, K_i) = e^T(t) P e(t) + \text{TRS}[(K_i - \tilde{K})T^{-1}(K - \tilde{K})^T S] \quad (2-9)$$
 여기서, P 는 $n \times n$ 정치 대칭행렬 K 는 $m \times n_r$ 행렬 (unspecified) S 는 $m \times m$ 행렬 (nonsingular) \tilde{K} 는 제어 알고리즘에 사용되지 않는 더미 이득(dummy gain)이고, \tilde{V} 에 나타나는 $K_r(t)$ 와 같은 좌수이며 $\tilde{K} = [\tilde{K}_e, \tilde{K}_x, \tilde{K}_u]$ 로 분할된다.

$$K_r = K_e H_p e + \tilde{K}_u U_m + \tilde{K}_x X_m \quad (2-9)$$
 여기서, $\tilde{K}_e, \tilde{K}_u, \tilde{K}_x$ 는 \tilde{K} 와 같은 임의의 이득이다. 도함수 내의 벡터곱항(Cross Product Term)을 소거 하기위해 출력행렬 H_p 가 갖는 다음 제약이 두번째 충분 조건이다.

$$H_p = Q B^T P \quad (2-10)$$
 여기서, $Q = (S^T S)^{-1}$ 이다.

다음에 $\tilde{K}_x = S_{x1}$ 과 $\tilde{K}_u = S_{x2}$ 로 선택되면 함수 V 의 도함수는 다음과 같다.

$$\dot{V}(e, K_i) = e^T(t) [P(A_p - B_p \tilde{K}_e H_p) + (A_p - B_p \tilde{K}_e H_p) P] e(t) - 2e^T(t) P B (S S)^T B P e(t) r^T(t) \bar{T} r(t) \quad (2-11)$$

이 도함수는 2개의 항으로 되어 있다. \bar{T} 가 준정지(positive semidinite)라 하면 둘째항이 $e(t)$ 에 의해 비정지(negative definite)가 된다. 이것이 세번째 충분조건이다. 2차항(quadratic term)을 $e(t)$ 의 해 비정치가 되도록 하는 것이 네번째 충분조건이며 이 조건은 (2-12)의 P 에 대한 제한조건인데, 이 행렬 P 는 (2-12)식이 모든 A_p, B_p 에 대해 비정치가 되도록 \tilde{K}_e 를 선택해야 한다.

$$P(A_p - B_p \tilde{K}_e H_p) + (A_p - B_p \tilde{K}_e H_p) P \quad (2-12)$$

3) 우주기지의 모델 및 운동 방정식

3-1) 우주기지의 모델
 본 연구에서는 그림1과 같은 Two-Panel Space Station에 대해서 6 DOF(Degree-of-Freedom) 유한 요소 모델을 이용 하였다.

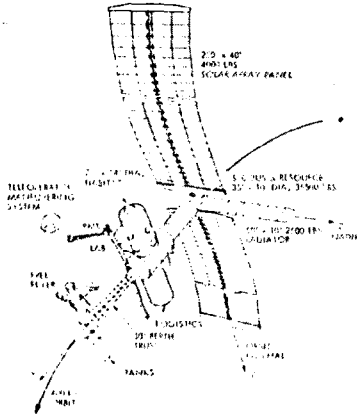


그림1. Two-Panel 기본구조 (Two-Panel Baseline Configuration)

그림1 에서 6 DOF 유한 요소 모델은 그림2와 같다.

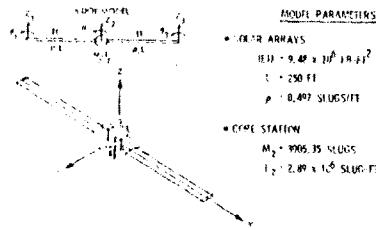


그림2. Two-Panel 구조에 대한 유한요소 모델 (Finite-Element Model for the Two-Panel Configuration)

3-2) 운동 방정식 (Equation of Motion)

본 연구를 수행 하기위해 모델 좌표틀 이용 한다. 좌표변환후 감쇠항을 더한 시스템 운동방정식은 다음과 같다.

$$M\ddot{Z}_p + D\dot{Z}_p + KZ_p = BU_p$$

$$Y_p = C(\alpha Z_p + \dot{Z}_p)$$

여기서 $Z_p = [Z_{p1}, \theta_{p1}, Z_{p2}, \theta_{p2}, Z_{p3}, \theta_{p3}]^T$
 $F = [F_1, I_1, F_2, I_2, F_3, I_3]^T$
 $U_p = M$ 차의 프랜트 제어 입력 벡터
 $Y_p = M$ 차의 프랜트 출력 벡터
 $B = 6 \times M$ 제어 영향 매트릭스
 α 는 위치 대 속도 하중 인자
 $D = \phi^{-T} \text{diag}(\gamma_{d1}, \omega_1, \dots, \gamma_{d6}, \omega_6) \phi^{-1}$
 : 감쇠인자 행렬

4) 컴퓨터 시뮬레이션 및 결과고찰

4-1) 기존 모델 선정
 제어기의 성능을 평가(evaluate)하기 위하여 플랜트 보다 차수가 낮은 기존모델을 선택 한다. 모델은 다음과 같이 4모드 또는 8상태 X_m , 4입력 U_m , 4출력 Y_m 으로 구성 된다.

$$X_m = \begin{bmatrix} \eta_{m1} \\ \eta_{m2} \\ \eta_{m3} \\ \eta_{m4} \end{bmatrix}$$

$$U_m = \begin{bmatrix} u_{m1} \\ u_{m2} \\ u_{m3} \\ u_{m4} \end{bmatrix}$$

$$Y_m = \begin{bmatrix} y_{m1} \\ y_{m2} \\ y_{m3} \\ y_{m4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha \theta_{m1} + \dot{z}_{m1} \\ \alpha z_{m1} + \dot{z}_{m2} \\ \alpha \theta_{m2} + \dot{z}_{m2} \\ \alpha \theta_{m3} + \dot{z}_{m3} \end{bmatrix}$$

따라서 시스템 행렬 A_m, B_m, C_m 은 다음식 과 같다.

$$A_m = \begin{bmatrix} 0_{4 \times 4} & I_{4 \times 4} \\ -\omega_{m1}^2 & -2\gamma_{m1}\omega_{m1} \\ & \ddots \\ -\omega_{m4}^2 & -2\gamma_{m4}\omega_{m4} \end{bmatrix}$$

$$B_m = \begin{bmatrix} 0 \\ \phi_m^T B \end{bmatrix}$$

$$C_m = [\alpha C \phi_m C \phi_m^T]$$

기존 시스템에 대한 모달 주파수는 $\omega_{m1} = 0.02, \omega_{m2} = 0.03, \omega_{m3} = 0.04, \omega_{m4} = 0.0674 \text{ Hz}$ 모달감쇠는 모든 모드에 대해서 0.707이다. 속도에 대한 위치 하중인자 $\alpha = 0.2$, 이득하중 행렬 $T = \text{diag}(2.5 \times 10^6, 2.5 \times 10^6, 2.5 \times 10^6, 2.5 \times 10^6, 1000, 1000, 1000, 1000, 1000, 1000, 1000, 400, 400, 400, 400)$ 을 사용 하였다.

4-2) 결과 고찰
 본 연구에서 시뮬레이션 목적은 초기지가 매우 변하기 쉬운 조건하에서 비행자세를 유지하며 진동을 억제하기 위한 적응제어의 수렴특성을 평가하는 것이다.

플랜트에 대한 초기 조건

$Z_{p1} = 3.699 \text{ ft}$	$\dot{Z}_{p1} = -0.877 \text{ ft/sec}$
$\theta_{p1} = 0.860 \text{ deg}$	$\dot{\theta}_{p1} = 0.366 \text{ deg/sec}$
$Z_{p2} = 0.345 \text{ ft}$	$\dot{Z}_{p2} = 0.335 \text{ ft/sec}$
$\theta_{p2} = 0.937 \text{ deg}$	$\dot{\theta}_{p2} = 0.037 \text{ deg/sec}$
$Z_{p3} = 4.071 \text{ ft}$	$\dot{Z}_{p3} = 1.045 \text{ ft/sec}$
$\theta_{p3} = 0.723 \text{ deg}$	$\dot{\theta}_{p3} = 3.087 \text{ deg/sec}$

이 조건들은 0.2deg/sec 와 0.05ft/sec의 왕복선의 초기 접근비로 우주기지에 걸항한 후 10초를 택했다. 모델 좌표에 있어서 대응값은 좌표변환에 의해서 얻어졌다. 기존모델에 대한 초기조건은

$$\dot{\eta}_{mi} = 0.9 \dot{\eta}_{pi}$$

$$\dot{\eta}_{mi} = 0.9 \dot{\eta}_{pi} \quad \text{for } i = 1, \dots, 4 \text{ 이다.}$$

시뮬레이션 결과는 모델변수 Y 의 높은 감쇠 때문에 모델변수 Y 의 출력이 빠르게 감쇠 하는곳에서 플랜트변수 Y 의 출력이 모델의 출력을 접근적으로 추적하다 변동시작 100초 내에 모델 출력에 수렴 한다.

5) 결론
 본 논문에서는 적응모델 기준 제어기법에 CGT 이론과 Lyapunov 안정도 접근법을 이용하여 LFSS 에 유용한 직접적응 제어기를 설계 하였다. 설계된 제어기로 우주기지의 6 DOF 시스템에 적용하여 실험한 결과 종전 모델 기준 적응제어에서 만족해야 했던 완전모델 추종 조건의 만족을 만족 하지 않아도 되고, 플랜트 파라미터의 정확한 선행정보 및 직접 추적기 없이 비교적 간편한 방법으로 우주기지를 제어할수 있음을 보였다.

REFERENCE

1. J.Balas, "Feedback Control of Flexible System." IEEE Trans. Aut. Cont. Vol.AC-23, 1978.
2. Arbel,A. and Gupta, N.K., "Robust Collocated Control.", Journal of Guidance and Contol, Vol.5, pp.480-486, Sep.-Oct. 1981.

3. C.H.C.IH, 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
4. J.R. Broussard, M.J. O'Brien, "Feedforward Control to Track the Output of a Forced Model" IEEE Trans. Automatic Control Vol. 25, No.4, pp.851-853, 1980.
5. 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.
6. Bar-Kana and Kaufman, "Some Application of Direct Adaptive Control to Large Structural Systems", Proc.1983 ACC Conference San Francisco, CA,1983.
7. Balas,M., "ModalControl of Certain Flexible Dynamic System." SIAM Journal of Control, Vol.16, pp.450-462, 1978.
8. I. Bar-kana, H.Kaufman, and H.Balas, "Model Reference Adaptive Control of Large Structural System", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol.6, No.2. pp112-116. March. 1983.
9. K.Sobel, H.Kaufman, L.Mobius, "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.Penzien, Dynamics of Structures New York: McGraw-Hill, 1975
11. F.S.Tse, I.E.More and R.T.Minkle, "Mechanical Vibration.", (second editon): Allyn and Bacon, 1978
12. 이석기, "다변수 시스템의 직접적응제어에 관한 연구", 광운대학 석사학위논문, 1987.
13. 이기서, '가압경수형 원자로의 적응모델 추종제어의 관한 연구", 연세대학교 박사학위논문, 1986.