

論文

선형행렬부등식 기반의 모델예측 제어기법을 이용한 재형상 제어

오현동*, 민병문**, 김태훈**, 탁민제**, 이장호***, 김응태***

Reconfiguration Control Using LMI-based Constrained MPC

Hyon-Dong Oh*, Byoung-Mun Min**, Tae-Hun Kim**, Min-Jea Tahk**,
Jang-Ho Lee*** and Eung-Tai Kim***

ABSTRACT

In developing modern aircraft, the reconfiguration control that can improve the safety and the survivability against the unexpected failure by partitioning control surfaces into several parts has been actively studied. This paper deals with the reconfiguration control using model predictive control method considering the saturation of control surfaces under the control surface failure. Linearized aircraft model at trim condition is used as the internal model of model predictive control. We propose the controller that performs optimization using LMI (linear matrix inequalities) based semi-definite programming in case that control surface saturation occurs, otherwise, uses analytic solution of the model predictive control. The performance of the proposed control method is evaluated by nonlinear simulation under the flight scenario of control surface failure.

초 록

최근의 항공기 개발에 있어 조종면을 복수 개로 분할하여 제어함으로써 예기치 못한 결함 발생 시 안전성 및 생존성을 향상시킬 수 있는 재형상 제어에 관한 연구가 중요하게 대두되어 왔다. 본 논문은 조종면 결함 시 발생 가능한 조종면의 포화를 고려한 모델예측 제어기법을 이용한 재형상 제어를 다룬다. 모델예측 제어의 내부 모델로는 트림 조건에서 선형화된 운동방정식을 사용하며 조종면의 포화가 발생할 경우에 선형행렬부등식 기반의 반한정 프로그래밍을 이용한 최적화를 수행하며 그 외의 경우에는 모델예측 제어기법을 풀어서 구한 해석적인 해를 사용하는 제어기 구조를 제안한다. 제안된 알고리즘의 성능을 확인하기 위해 임의의 조종면 결함 상황에 대한 비선형 시뮬레이션을 수행하였다.

Key Words : Reconfiguration Control(재형상 제어), Model Predictive Control(모델예측 제어), Linear Matrix Inequalities(선형행렬부등식)

1. 서 론

전통적인 항공기는 에일러론, 엘리베이터, 러더를 통해 각 방향의 회전운동(롤, 피치, 요)을 제어하게 된다. 하지만 최근에 개발되고 있는 항공기는 다양한 비행 요구조건을 충족시키고 고기동성 확보 및 새로운 형상의 비행체 제어를 목적으로 다수의 조종면을 갖추고 있을 뿐만 아니라,

† 2009년 9월 22일 접수 ~ 2009년 12월 2일 심사완료

* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

교신저자, Email : mjtahk@kaist.ac.kr

대전광역시 유성구 구성동 373-1번지

*** 정회원, 한국항공우주연구원

각각의 조종면이 서로 독립적으로 변위되도록 설계된다. 이러한 동일한 조종면을 복수 개로 분할하여 제어함으로써 다양한 조종성을 확보함과 동시에 항공기의 파손이나 조종면의 예기치 못한 결함에 대처함으로써 생존성을 극대화 할 수 있는 재형상 제어(reconfiguration control)에 관한 연구가 중요하게 대두되어 왔으며 조종력 할당 [1,2,3], 다수 모델 스위칭[4], 적응제어 기법[5]을 비롯한 다양한 제어 기법으로 다루어지고 있다 [6]. 재형상 제어를 설계할 때 고려하여야 할 사항은 다음과 같다. 항공기의 동체나 날개 혹은 조종면의 파손 후에는 원래의 대칭성을 잃고 종전의 중방향 및 횡방향으로 분리된 단순한 제어 방법을 적용하기 힘든 상황이 발생한다. 또한 항공기가 조종면에 손상을 입은 후에는 필요한 제어력과 모멘트를 생성하는 능력이 떨어져 가용한 작동기에 대한 요구가 커지게 되며 조종면의 포화가 발생할 수 있다[7]. 따라서 현실적인 재형상 제어는 실시간 시스템 식별과 함께 이러한 조종면의 포화 문제를 고려하여야만 한다.

입출력에 존재하는 구속조건을 만족시키면서 훌륭한 추종 성능을 보이며, 페루프 안정성이 보장되는 모델예측 제어기법(MPC : Model Predictive Control)[7,8]은 이러한 재형상 문제를 풀기에 적합한 기법으로 볼 수 있다. 모델예측 제어기법은 이동구간 제어기법(RHC : Receding Horizon Control)으로도 알려져 있으며, 시스템의 모델을 이용해 일정한 구간의 미래 출력치를 예측하고 이를 최적화하여 얻어진 제어 입력을 구하는 과정을 매 시간 반복하는 제어 기법으로서 유한구간 개루프 최적제어 문제를 반복적으로 풀어 페루프 제어형태로 구현하는 기법으로 볼 수 있다. 이 기법은 짧은 측정 구간 사이에 일련의 2차 프로그램을 푸는 과정을 포함하고 있으며, 입력과 출력에 구속 조건이 있는 경우 실시간으로 최적화 문제를 푸는 효과적인 방법은 Active Set Method, Interior Point Method, 반한정 프로그래밍 기법 등이 있다[8]. 반한정 프로그래밍에 의한 모델예측 제어는 입출력 구속조건을 선형행렬부등식(LMI : Linear Matrix Inequalities) 형태로 바꾸어 반한정 프로그램의 한정조건에 추가하고 이동구간 목적함수를 최소화 하는 대신 목적함수의 상한을 최소화하는 방법을 사용한다. 이 기법은 상당히 빠르게 최적해를 찾을 수 있을 뿐 아니라 모델의 불확실성에 대해서도 강건한 제어기의 설계가 가능하여[8,9,10] 항공기의 결함 발생 시 고장 검출(FDI) 모듈에 의한 실시간 고장 파라미터 추정치에 대한 불확실성이 존재하는 재형상 문제에 적용하기에 적합하다고 여겨진다.

본 논문은 항공기의 조종면에 결함이 발생한 경우 LMI를 기반으로 하는 모델예측 제어 기법을 이용한 재형상 제어에 관한 연구로서 다음과 같은 내용으로 구성하였다. 먼저 다루고자 하는 대상 항공기에 대하여 기술하고 모델예측 제어 기법 및 LMI를 통한 최적화를 소개한 후 모델예측 제어 기법을 이용한 재형상 제어를 제안한다. 끝으로, 비선형 시뮬레이션을 통해 임의의 조종면 고장 시나리오에 대해 제안된 알고리즘의 성능을 평가하였다.

II. 대상 항공기 모델

본 연구에서 다루고자 하는 항공기는 4~6인승 급의 소형항공기로 현재 운용되고 있는 동급 항공기는 Eclipse Aviation사의 Eclipse 500 Business Jet 모델[11]이 대표적인 기종이다. 본 연구에서는 조종면의 고장 상황에서 안정성과 생존성을 향상시키기 위한 목적으로 조종면을 그림 1과 같이 3중 또는 4중으로 분할하였다. 이때 각각의 분할된 조종면은 동일한 피칭, 롤링, 요잉 모멘트를 생성하게 된다. 여기서 각각의 조종면은 하나의 작동기로 독립적으로 구동된다고 가정하였다. 대상 항공기 모델의 물성치 및 기준 비행 상태에서의 트림 값은 각각 표 1과 2에 정리한 바와 같다.

표 1. 대상 항공기 모델의 기본 물리량

대상 항공기 모델		물리량
유효 공력 데이터	고도 속도 받음각	0 ~ 10,000 ft 0 ~ 320 knots -6.0 ~ 14.0 deg
G_{TOW}	Gross Take-Off Weight	5,000 lb
b	Wing Span	36.0 ft
S	Wing Area	162.7 ft ²
\bar{c}	MAC	4.82 ft

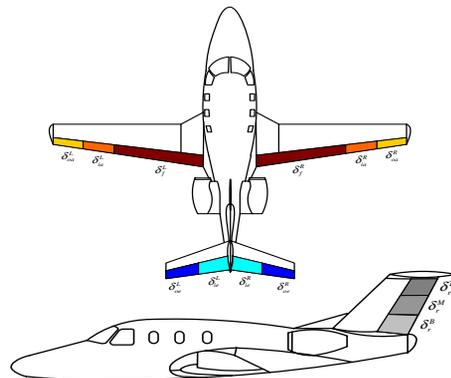


그림 1. 대상 항공기 조종면 분할

표 2. 기준 비행 상태 및 트림 값

트림 조건	트림 상태변수/조종면
$V_T = 200$ knots	$\alpha = \theta = 0.19$ deg
$h = 5,000$ ft	$\delta_e = -0.7780$ deg
$\gamma = 0.0$ deg	$\delta_{th} = 0.46$

이러한 기준 비행상태로부터 도출된 종방향 및 횡방향 선형 운동방정식은 다음과 같다.

종방향 선형 운동 방정식

$$\mathbf{x}_{long} = A_{long} \mathbf{x}_{long} + B_{long} \mathbf{u}_{long} \quad (1)$$

$$\mathbf{x}_{long} = (u \ w \ q \ \theta \ h)^T$$

$$\mathbf{u}_{long} = (\delta_{th} \ \delta_{ei}^R \ \delta_{ei}^L \ \delta_{eo}^R \ \delta_{eo}^L \ \delta_f^R \ \delta_f^L \ \delta_{ai}^R \ \delta_{ai}^L \ \delta_{ao}^R \ \delta_{ao}^L)^T$$

$$A_{long} = \begin{bmatrix} -0.0226 & 0.0439 & -1.1276 & -32.1998 & -0.0000 \\ -0.1893 & -2.1818 & 329.2996 & -0.1103 & -0.0010 \\ 0.0006 & -0.1063 & -4.8320 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ -0.0034 & 1.0000 & 0.0000 & -337.5600 & 0.0000 \end{bmatrix}$$

횡방향 선형 운동 방정식

$$\mathbf{x}_{lat} = A_{lat} \mathbf{x}_{lat} + B_{lat} \mathbf{u}_{lat} \quad (2)$$

$$\mathbf{x}_{lat} = (v \ p \ r \ \phi \ \psi)^T$$

$$\mathbf{u}_{lat} = (\delta_{ei}^R \ \delta_{ei}^L \ \delta_{eo}^R \ \delta_{eo}^L \ \delta_f^R \ \delta_f^L \ \delta_{ai}^R \ \delta_{ai}^L \ \delta_{ao}^R \ \delta_{ao}^L \ \delta_r^T \ \delta_r^M \ \delta_r^B)^T$$

$$A_{lat} = \begin{bmatrix} -0.2266 & 0.0586 & -338.8570 & 32.1998 & 0.0000 \\ -0.1008 & -10.2939 & -0.0294 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0109 & -0.1495 & -0.6891 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 1.0000 & 0.0034 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix}$$

여기서 제어 입력변수의 위첨자 R과 L은 각각 우측과 좌측을 나타내고 아래 첨자는 그림 1과 같이 각각의 조종면을 나타낸다. 제시된 기준 비행 상태에서의 종방향 및 횡방향 동특성은 표 3에 나타내었다.

표 4는 기준 비행 상태에서 계산된 제어 유효행렬을 기반으로 각각의 조종면이 피치(q), 롤(r), 요(p) 모멘트 생성에서 차지하는 제어력의 비율

표 3. 종방향 및 횡방향 동특성

Mode	Eigenvalue	ζ	w_n	
종방향	단주기	$-3.51 \pm 5.77 j$	0.52	6.75
	장주기	$-0.01 \pm 0.13 j$	0.08	0.13
횡방향	더치롤	$-0.40 \pm 2.10 j$	0.18	2.14
	롤	-10.40	-	-
	스파이럴	-0.05	-	-

표 4. 분할된 조종면이 모멘트에 미치는 효과

	δ_{ei}	δ_{eo}	δ_f	δ_{ai}	δ_{ao}	δ_r^T	δ_r^M	δ_r^B
q	50.0%	50.0%	13.8%	6.2%	4.5%	0.0%	0.0%	0.0%
p	5.9%	11.5%	120%	50.0%	50.0%	14.9%	9.2%	3.4%
r	0.2%	0.4%	4.8%	1.6%	1.6%	33.6%	33.1%	33.3%

을 나타낸다. 이때 피치, 롤, 요 모멘트는 각각 엘리베이터, 에일러론, 러더만을 사용하였을 때를 100%로 가정하고 계산하였다. 표 4에 정리된 결과를 보면 그림 1과 같이 조종면을 분할하였을 경우, 전통적인 조종면인 엘리베이터 만을 사용하였을 때보다 에일러론 및 플랩의 조합을 통하여 추가적으로 24.5%의 피칭 모멘트 효과를 얻는 것이 가능함을 알 수 있다. 롤링 모멘트 효과의 경우 전형적인 조종면인 에일러론보다 플랩에 의한 효과가 약 20% 이상 크다는 것이 특징이다. 그리고 러더의 경우에는 상·중·하부의 조종면이 각각 약 33%씩의 요잉 모멘트 생성 효과를 나타낼 수 있도록 분할되어 있다는 것을 알 수 있다.

III. MPC를 이용한 재형상 제어

3.1 모델예측제어(MPC) 개념

제어 대상이 되는 항공기의 선형 운동 방정식은 다음과 같은 이산 선형 시스템 형태로 표현할 수 있다.

$$\mathbf{x}_{k+j+1k} = A \mathbf{x}_{k+jk} + B \mathbf{u}_{k+jk} \quad (3)$$

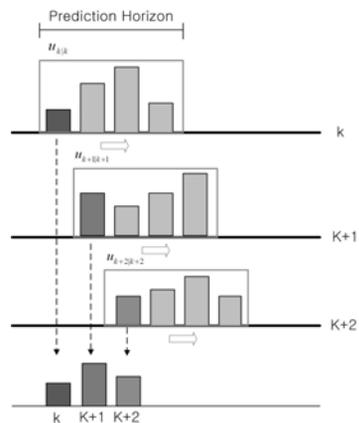


그림 2. 모델예측 제어 개념

여기서 k 와 j 는 각각 현재 시간과 현재 시간에서부터의 시간 거리를 나타낸다. 모델예측 제어는 그림 2와 같이 주어진 시간에 시스템 모델과 시스템의 상태 $x(k)$ 로부터 예측구간 $[k, k+N]$ 내에서의 최적 제어입력 $u(k+j|k)$ 를 구하고 이 중 첫 번째 제어 입력을 적용하는 과정을 매 시간 반복하는 기법이다.

예측구간 내에서의 최적 제어입력은 일반적으로 다음과 같은 2차 프로그램을 풀어서 구하게 된다.

$$\min \sum_{i=0}^{N-1} \left[\|x_{k+j|k} - x_{k+j|k}^r\|_Q^2 + \|u_{k+j|k}\|_R^2 \right] + \|x_{k+N|k} - x_{k+N|k}^r\|_{Q_f}^2 \quad (4)$$

여기서 Q 와 R 은 각각 상태 변수와 제어입력에 대한 가중행렬을 나타내며 x_k^r 은 원하는 상태변수 값이다. 이러한 2차 프로그램의 해는 입력 구속조건이 있는 경우와 없는 경우를 구분하여 다를 수 있다.

3.2 입력 구속조건이 없는 경우

시불변 선형시스템에 대한 N 크기의 예측구간을 가지는 모델예측 제어기법의 해는 입력에 구속조건이 없는 경우에 다음과 같이 해석적으로 얻을 수 있다[12].

$$u_k = -R^{-1}B^T[I + K_1BR^{-1}B^T]^{-1}[K_1Ax_k + g_{k+1,k+N}] \quad (5)$$

여기서 K_1 과 $g_{k+j,k+N}$ 은 다음과 같이 식 (6)과 (7)을 통해 얻어진다.

$$K_j = A^T K_{j+1}[I + BR^{-1}B^T K_{j+1}]^{-1}A + Q \quad (6)$$

with $K_N = Q_f$

$$g_{k+j,k+N} = A^T[I + K_{j+1}BR^{-1}B^T]^{-1}g_{k+j+1,k+N} - Qx_{k+j}^r \quad (7)$$

with $g_{k+N,k+N} = -Q_f x_{k+N}^r$

3.3 입력 구속조건이 있는 경우

입력 구속 조건이 있는 경우에는 Active Set Method, Interior Point Method, 반한정 프로그래밍 기법 등을 이용하여 실시간으로 최적화 문제를 풀어야 한다. Active Set Method는 가능영역의 경계부분의 점들을 반복적으로 찾아가면서 가능해의 여부를 따지며 개선된 해를 얻는 방법이며 시스템의 차수가 커짐에 따라 계산량이 증가하는 단점이 있다. 또한 Interior Point Method는 가능 영역의 내부에 존재하는 점들을 반복적

으로 찾아가며 2차 프로그램을 푸는 방법으로 큰 차수를 갖는 시스템에서도 빠른 성능을 보장할 수 있다. 반한정 프로그래밍 기법은 입력력 구속조건을 선형행렬부등식(LMI)으로 변환하여 반한정 프로그램의 한정조건에 추가하는 방법이다. 이것은 식 (4)와 같은 목적함수를 직접적으로 최소화하는 대신 목적함수의 상한을 최소화하는 방법으로 해석적인 해가 존재하지 않는 경우에서도 상당히 빠른 시간 내에 해를 구할 수 있고, 모델의 불확실성에 대해서도 강건성을 보장한다[8,9].

본 연구에서는 시스템의 최종상태가 불변 타원체(invariant ellipsoid) 내부로 오는 종말 조건을 가지는 선형행렬부등식 기반의 반한정 프로그래밍을 이용한 모델예측 제어를 사용한다. 이것은 타원체 외부에서 모델예측 제어기법이 적용되고, 이를 통해 상태 변수가 타원 내부로 들어오게 되면 시스템을 안정화하는 선형 피드백 제어가 이용되도록 하는 개념이며, 입력 구속조건과 함께 식 (9)~(12)의 한정조건을 가지는 최적화 문제로 표현된다[12].

$$\min_{\gamma_1, \gamma_2, Z, Y, U_k} \gamma_1 + \gamma_2 \quad (8)$$

$$\text{subject to } \begin{bmatrix} Z & Y \\ Y^T & X \end{bmatrix} \geq 0, \text{ with } Z_{j,j} \leq (u_{\text{lim}}^j)^2 \quad j=1, \dots, m \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} \gamma_1 - w^T U_k - [Fx_k - X_k^r]^T \bar{Q}_N [Fx_k - X_k^r] & U_k^T \\ U_k & W^{-1} \end{bmatrix} \geq 0 \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} \gamma_2 & [A^N x_k + \bar{B}U_k - x_{k+N}^r]^T \\ [A^N x_k + \bar{B}U_k - x_{k+N}^r]^T & Q_f^{-1} \end{bmatrix} \geq 0 \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} Z & (AZ - BY)^T & (Q^{\frac{1}{2}}Z)^T & (R^{\frac{1}{2}}Y)^T \\ AZ - BY & Z & 0 & 0 \\ Q^{\frac{1}{2}}Z & 0 & \gamma_2 I & 0 \\ R^{\frac{1}{2}}Y & 0 & 0 & \gamma_2 I \end{bmatrix} \geq 0 \quad (12)$$

여기서 m 은 분할된 조종면의 개수를 나타내며, F, \bar{B}, X_k^r, U_k 는 식 (3)과 같은 상태방정식을 $[k, k+N]$ 구간에서 벡터 형태로 표현할 때 사용되는 변수이다. 또한 $Z = Q_f^{-1}$, $H = YX^{-1}$, $W = H^T \bar{Q}_N H + \bar{R}_N$, $w = 2H^T \bar{Q}_N^T [Fx_k - X_k^r]$ 이다. 각각의 식이 나타내는 의미를 살펴보면 식 (9)는 불변 타원체 내부에서 입력 구속조건을 만족시키기 위한 것이며 식 (10)은 목적함수 값의 최소화, 식 (11)은 N 스텝 이후 시스템의 최종 상태가 불변 타원체 내부로 오게 하는 것이며 마지막으로 식 (12)는 안정성과 관련된 한정조건을 나타낸다.

3.4 MPC 기반의 재형상 제어기 설계

모델예측 제어기법을 이용한 재형상 제어기는 그림 3과 같이 항공기의 현재 상태와 FDI 로직에서 나오는 고장 정보를 이용하여 최적화 문제를 풀어 나오는 최적 제어입력을 사용하는 구조를 가진다. MPC 내부 시스템 모델로는 트림 조건에서의 종방향 및 횡방향 선형 운동방정식을 사용한다. 이때 입력 구속조건이 활성화 되지 않는 경우, 즉 조종면의 포화가 발생하지 않은 상태에서는 식 (5)와 같은 형태의 해석적인 해를 사용하고 입력 구속조건이 활성화되는 경우에만 LMI 기반의 반한정 프로그램을 사용하여 실시간 최적화 수행을 최소화하도록 한다. 또한 항공기의 결함은 다음과 같은 방법을 사용하여 다루어진다.

조종면 결함 : 조종면의 제한된 변형은 입력 구속조건 범위를 변경하는 방법을 취하고, 고정(stuck) 또는 부유(float)하는 경우 관련된 B 행렬 요소를 0으로 하고 고정된 작동기에서 발생하는 제어력을 일정한 외란으로 둔다.

구조적 결함 : 조종면의 손실이나 동체 혹은 날개의 파손과 같은 결함에 대해서는 FDI에서 나오는 A, B 행렬 정보를 MPC 내부 모델에 적용한다.

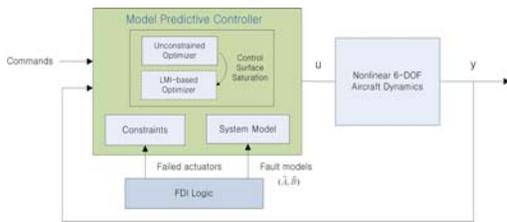


그림 3. LMI 기반의 모델예측 제어기법을 이용한 재형상 제어기

IV. 시뮬레이션 결과 분석

이 장에서는 제안된 LMI 기반의 MPC를 이용한 재형상 제어의 성능을 평가하기 위하여 조종면 고장 상황에 대한 비선형 시뮬레이션을 수행하였다. 먼저 대상 항공기의 각 조종면의 변위 제한은 다음과 같다.

$$u = [\delta_{ei}^R \delta_{ei}^L \delta_{eo}^R \delta_{eo}^L \delta_f^R \delta_f^L \delta_{ai}^R \delta_{ai}^L \delta_{ao}^R \delta_{ao}^L \delta_r^T \delta_r^M \delta_r^B]^T$$

$$u_{min} = [-15 \ -15 \ -15 \ -15 \ -40 \ -40 \ -30 \ -30 \ -30 \ -30 \ -30 \ -30 \ -30]^T$$

$$u_{max} = [15 \ 15 \ 15 \ 15 \ 40 \ 40 \ 30 \ 30 \ 30 \ 30 \ 30 \ 30 \ 30]^T$$

모델예측 제어의 예측 구간(N)은 4 step으로 하였으며 LMI를 기반으로 하는 반한정 프로그래밍 최적화 문제는 매트랩 함수를 이용하여 풀었다. FDI에 의한 고장진단은 결함발생 후 1초 이내에 이루어진다고 가정하였다. 시뮬레이션은 다음과 같은 시나리오로 수행되었다.

- 1) 초기 항공기 정상 수평비행
- 2) 피치(q), 롤(p) doublet 명령(10~-10 deg/s)
- 3) 2.1sec에 δ_{ei}^R 과 δ_{ei}^L 이 -10 deg, δ_{ai}^L 이 15 deg에 stuck되고 δ_{ao}^R 는 float되는 고장
- 4) 조종면 고장 발생 1.0sec 후 (3.1sec) FDI에 의한 조종면 고장 위치 정보 획득

조종면 stuck 및 float에 따른 시스템의 uncertainty 증가와 조종면 고장 위치 식별 에러는 A와 B 행렬의 각 성분의 0.1배 크기의 섭동을 20% 확률의 binomial 분포로 주어 MPC의 내부 모델로 사용하는 것으로 하였다.

그림 4~8은 설정한 비행 시나리오에 대해 피칭 및 롤링 모멘트 명령 추종 특성 및 각각의 조종면 응답을 나타낸다. 여기서 nominal은 고장이 없는 정상 상황에서의 비행을 의미한다. 엘리베이터와 에일러론에 고장이 발생한 경우 정상 상태에서는 사용하지 않는 플랩을 제어를 위해 사용하도록 하였다. 2.1초에 고장이 발생한 경우 원하는 명령을 추종하지 못하다가 3.1초에 FDI를 통한 고장정보가 들어오게 되어 원하는 명령을 잘 추종해 나가는 것을 볼 수 있다.

6~7초 사이에서는 고장이 난 상태에서 원하는 피칭 모멘트 명령을 추종하기 위해 엘리베이터에 포화가 발생한다. 이때 구속조건을 고려하지 않은 해석적인 해만을 이용한 경우는 원하는 피칭 모멘트 명령을 잘 추종하지 못하고 일정한 bias가 발생한다. 이에 반해 작동기의 포화 상태

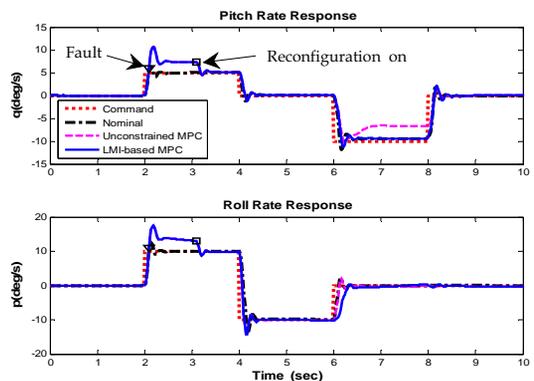


그림 4. 피칭/롤링 모멘트 응답

에서 LMI 기반의 반한정 프로그램을 이용하는 경우에는 엘리베이터의 포화를 고려하여 다른 조종면을 더 많이 사용하게 되며, 이를 통해 원하는 모멘트 명령을 잘 추종하는 것을 확인할 수 있다.

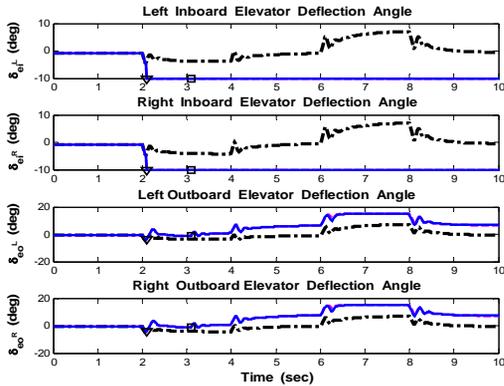


그림 5. 엘리베이터 변위각

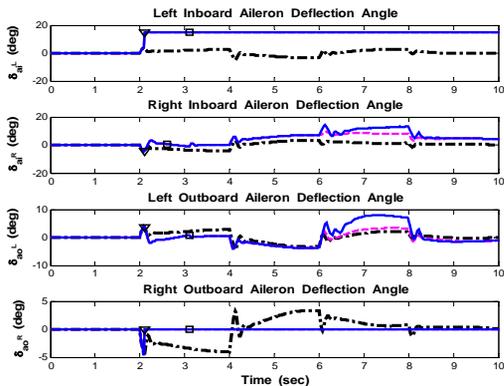


그림 6. 에일러론 변위각

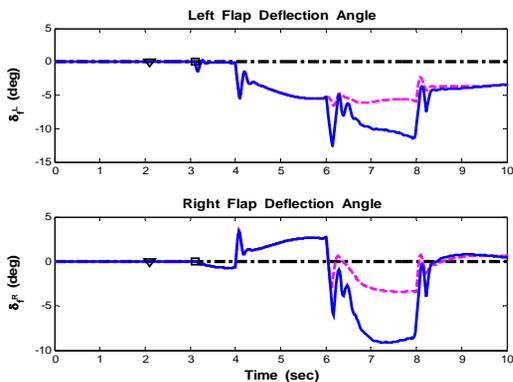


그림 7. 플랩 변위각

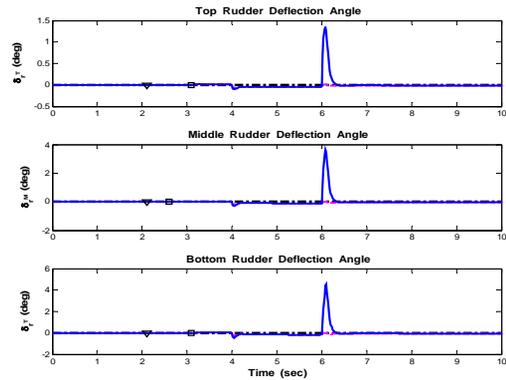


그림 8. 러더 변위각

V. 결론

본 연구에서는 조종면 결함 시 발생 가능한 조종면의 포화를 고려하여 모델예측 제어기법을 이용하는 재형상 제어를 다루었다. 조종면의 포화가 발생할 경우에 선형행렬부등식(LMI) 기반의 반한정 프로그래밍을 이용한 최적화를 수행하며 그 외의 경우에는 모델예측 제어기법을 풀어 구한 해석적인 해를 사용하는 제어기 구조를 제안하였다. 소형 항공기에 대한 비선형 시뮬레이션 결과, 조종면의 복합적인 고장상황에서 FDI 정보의 불확실성 및 시간지연이 존재하는 경우에서도 조종면의 재형상 제어를 통하여 원하는 제어 명령을 추종하는 것을 볼 수 있다. 또한 제안된 모델 예측제어 기법을 이용한 재형상 제어는 입출력 구속조건을 직접적으로 다룰 수 있어 특정한 조종면의 포화 상태에서도 다른 조종면을 더 많이 사용함을 통해 제어 명령을 잘 추종하는 것을 확인할 수 있다. 향후 연구에서는 본 연구에서 사용된 LMI 기반의 최적화 과정의 실시간 구현 가능성을 탐색할 예정이다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 소형항공기 조종면 작동기 다중화 기법 연구의 지원을 받아 수행된 연구의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

1) W. C. Durham, "Constrained Control Allocation," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 16, No. 4, 1993, pp. 717-725.

- 2) M. Bodson, "Evaluation of Optimization Methods for Control Allocation", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 25, No. 4, 2002, pp. 703-711.
- 3) 민병문, 김응태, 이장호, 탁민제, "두루미-II 무인기 기반의 조종력 할당 기법 성능 평가", *한국항공우주학회지*, Vol. 35, No. 2, 2007, pp. 107-114.
- 4) J. D. Boskovic and R. K. Mehra, "A Multiple Model-based Reconfigurable Flight Control System Design", *37th IEEE Conference on Decision and Control*, 1998, pp. 4503-4508.
- 5) A. J. Calise, Seungjae Lee, and M. Sharma, "Development of a Reconfigurable Flight Control Law for Tailless Aircraft", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 24, No. 5, 2001.
- 6) Youmin Zhang and Jin Jiang, "Bibliographical Review on Reconfigurable Fault-tolerant Control Systems", *Annual Reviews in Control* 32, 2008, pp. 229-252.
- 7) M. M. Kale and A. J. Chipperfield, "Stabilized MPC Formulations for Robust Reconfigurable Flight Control", *Control Engineering Practice* 13, 2005, pp. 771-788.
- 8) 권육현, 안춘기, "이동구간 제어기법", *제어·로봇·시스템학회 논문지*, Vol. 9, No. 3, 2003, pp. 177-185.
- 9) M. V. Kothare, V. Balakrishnan, and M. Morari, "Robust Constrained Model Predictive Control using Linear Matrix Inequalities," *American Control Conference*, June. 1994, pp. 440-444.
- 10) J. M. Maciejowski, *Predictive Control : with constraints*, Prentice Hall, 2002.
- 11) Eclipse 500, The Web Site of Eclipse Aviation, www.eclipseaviation.com/eclipse_500
- 12) W. H. Kwon and S. Han, *Receding horizon control : model predictive control for state models*, Springer, 2005.