FBW 항공기에 대한 DDV 구동장치의 고장 모니터 설계

1. 서론

군용기의 경우, 1시간 비행 동안 비행제어시스템 고장에 의한 비행체 손실확률은 (PLOC: probability of loss of control) 1.0×10^{-6}/hour 보다 작아야 한다[1-2]. 현재의 기술 수준을 고려할 때, 비행운동 센서, 조종면 구동 엑츄에이터 그리고 비행제어 컴퓨터로 구성되는 단일 채널 FCS 구조로는 위의 비행체 손실확률 요구조건을 만족시킬 수 없다. 따라서, 비행체의 운동이 전적으로 전기적 신호로 제어되는 FBW(fly by wire) 비행조종장치는 모든 구성요소가 3중 이상으로 다중화되어 설계된다. 이처럼 다중화된 FCS 신호들이 정상적으로 작동되고 있는 것인지, 또한 이중 어느 채널 신호에 고장이 발생되었다면, 고장상태의 신호를 어떻게 찾아내고 처리해야 하는 가에 대한 문제가 자연스럽게 나타난다. 다중화된 FBW 비행제어 시스템을 설계 함에 있어서 이러한 문제를 다루는 분야를 다중화 관리(redundancy management)라 부른다. 다중화 관리는 신호 모니터링(monitoring)과 보팅(voting) 작업으로 구분된다. 모니터링 작업은 다중화된 신호들 중에 고장 신호가 있는 지 검사하는 것을 말하며, 보팅 작업은 정상적으로 작동하는 2개 이상의 다중화 신호들 사이에서 대표성을 갖는 1개의 신호를 결정하는 작업을 뜻한다. 다중화 신호 모니터링을 위하여 일반적으로 사용되는 방법은 CCM(cross channel monitor)과 ILM(in line monitor) 이다. 두 신호 사이의 편차가 미리 설정된 문턱 값(threshold)보다 일정시간(persistence count) 이상 지속적으로 크게 되면, 두 신호 중에 하나는 고장 상태에 있다고 볼 수 있다. 이러한 추정 방식을 이용한 고장 모니터링 방법을 CCM이라 한다. 이 CCM 모니터의 한계는 두 신호 중 어느 하나에 고장상태가 존재 한다는 것을 알려 줄 수 있을 뿐이지, 고장상태의 신호가 2개 신호 중 정확히 어떤 신호인지는 알려줄 수 없다는 점이다. 이러한 문제를 타개하는 모니터링 기법이 ILM 이다.

다중화 관리는 신호 관리 대상에 따라 SRM(sensor redundancy management) 그리고 ARM(actuator redundancy management)로 구분된다. SRM 설계는 FBW 시스템에 사용된 각 센서 출력의 통계학적 분석을 통하여 CCM 오동작(false alarm) 확률을 일정한 값 이하로 제한시키는 방식으로 해결할 수 있다[3]. 그러나, ARM 설계에 관하여는 잘 정리된 참고문헌은 거의 발견할 수 없고, 단지 ARM 설계에 관한 매우 단편적인 정보만을 제공하고 있다[1,4]. 따라서, 본 논문은 조종면 구동장치에 연관된 ARM을 조직적으로 설계하는 하나의 해법을 제시한다.

FBW 항공기 조종면 구동장치로서 다중화된 전기모터가 밸브 스풀(spool)을 직접 구동하는 DDV(direct drive valve) 유압 엑츄에이터가 주로 사용된다. 조종면 구동장치는 FBW 비행제어시스템의 핵심 구성요소이기에 유압밸브 구동은 전기적으로 3중 이상으로, 그리고 유압 공급 면에서는 2중으로 다중화되어 설계된다[4-8]. DDV 유압 엑츄에이터의 고장

상태 유무는 구동전류 모니터(coil current monitor), 밸브 작동 모니터(main control valve monitor)등에 의하여 감지될 수 있다. 본 논문은 구동전류 모니터에 한정하여, 그 구조를 설명하고 이 모니터를 설계하는 방법에 관한 논의를 한다. 여기서 제시된 설계 방법 및 절차는 밸브 작동 모니터를 비롯한 다른 모니터 설계에도 그대로 적용이 가능하다. 본 논문의 구성은 다음과 같다. 제 2장에서는 DDV 유압 엑츄에이터에 관한 해석적 모델을 제시하고, 이에 대한 시뮬레이션 결과를 제 3장에서 정리하기로 한다. 제 4장에서는 DDV 유압 엑츄에이터의 고장 모니터의 구조를 간략히 설명한 후, 구동전류 모니터를 설계하는 방법 및 절차를 제시한다.

2. DDV 유압 구동장치의 해석적 모델

유압 서보 DDV 엑츄에이터의 일반적인 제어 구조가 Fig. 1 에 도시되어 있다. 크게 나누어 두 개의 피드백 루프, DDV 밸브 변위 및 엑츄에이터 램 변위 피드백, 그리고 구동전류 동일화 루프(current equalization loop)로 구성된다. 한편, Fig. 1 의 상단부는 구동전류 동일화 회로의 구조를 보여주고 있다. 피드백 루프내의 각 게인 및 시정수 값들은 DDV 유압 엑츄에이터의 성능 요구조건을 만족하도록 설계된다. 대략 DC 에서 수십 Hz 범위에서 폐루프 주파수 응답 크기선도의 상한(upper limit) 및 하한(lower limit)을 위상 값과 함께 명시 함으로서, 유압 서보 엑츄에이터의 DC 정밀 제어, 대역폭(bandwidth), 그리고 고 주파수 대역에서 전달 특성을 정의한다. 한편, 다중채널로 제어되는 직접구동 밸브식 유압 엑츄에이터는 다중 센서간의 측정 오차 및 서보 앰프 각 채널의 이득 차이 등으로 각 채널의 구동전류 값들이 서로 큰 편차를 갖게 될 수 있다. 이러한 각 채널간의 구동전류 편차를 그대로 방치한다면, 밸브 스풀 (valve spool)을 구동하는 선형모터는 계속 가열되어 작동 특성이나 그 수명에 있어서 나쁜 영향을 받게 된다. 구동전류 동일화 회로는, 위에서 언급된 여러 요인으로 인하여 자기 채널 (self channel)의 구동전류가 중간 값 선택기 (MVS: mid value selector)에 의하여 출력되는 신호와 서로 다른 경우, 저역 통과 필터 (low pass filter)와 신호크기 제한기 (authority limiter)를 통하여 교정 시킴으로서 각 채널의 전류 값이 서로간의 DC 편차(offset) 없이 거의 동일한 값을 갖게 만드는 역할을 하게 된다.

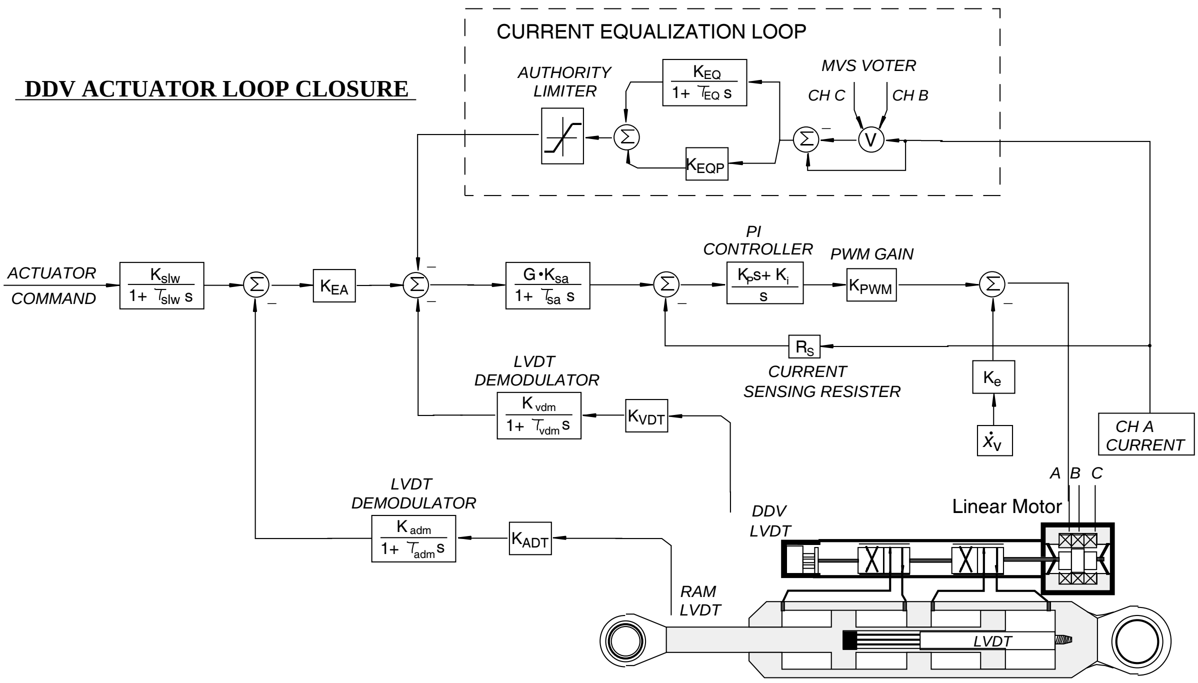


Fig. 1 Schematics of a DDV actuator loop closure

2. 1 DDV 유압 구동장치의 해석적 모델링

이제 Fig. 1의 DDV 엑츄에이터에 대한 수학적 모델을 유도하여 보자. Fig. 2에 DDV (direct drive valve) 스풀과 DDV를 구동하는 선형 모터에 관한 모델을 도시하였다. 여기서 사용된 파라미터에 대한 정의는 아래와 같다.

K_V: 밸브 스풀 운동의 스프링 상수
C_V: 밸브 스풀 운동의 댐핑 상수
m: 밸브 스풀의 질량
R: 선형 모터의 권선 저항
L: 선형 모터의 인덕턴스
k_e: 선형모터의 역기전력 상수
k_m: 선형모터의 힘 상수

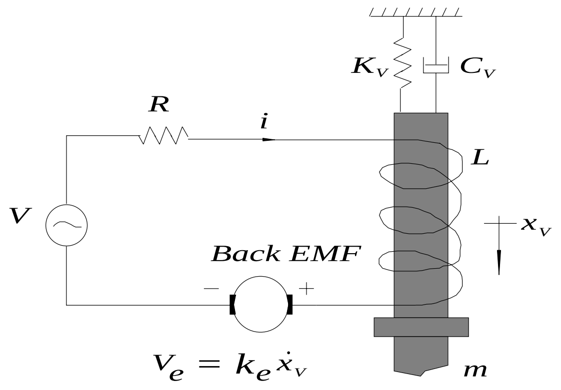


Fig. 2 Model of DDV and force motor

밸브 스풀 질량에 대하여 운동 방정식을 세우면 다음의 식 (1)과 같이 된다.

$$k_m \sum_{j=1}^{3} i_j = m \frac{d^2 x_v}{dt^2} + C_v \frac{dx_v}{dt} + K_v x_v + F_f + \sum_{j=1}^{2} \left(F_B\right)_j \tag{1}$$

위 식에서 F_f는 DDV 스풀 운동에 대한 마찰력을 나타내고, $(F_B)_j$는 j-번째 유압 공급 시스템에 상응한 *Bernoulli* 유체 힘을 표현하며 아래의 식 (2)로 주어진다[9]. 또한, i_j는 선형 모터 j-번째 코일에 흐르는 전류를 표현한다.

$$\left(F_B\right)_j \approx 0.43 w x_v (p_1 - p_2)_j \tag{2}$$

위에서 p_1과 p_2는 Fig. 3에 설명되어 있듯이 유압 액츄에이터 각 챔버의 압력을 각각 나타낸다. 또한, w는 DDV 밸브의 흐름 면적율 (area gradient of valve)이다. 한편, 선형 모터에 대한 모델은 아래와 같은 1차 미분 방정식이 된다.

$$V = R(i_j) + L \frac{d(i_j)}{dt} + k_e \frac{dx_v}{dt} \tag{3}$$

선형 모터의 j-번째 채널 코일에 전압 V를 인가하면 식 (3)에 의해 전류 i_j가 생성되어, 식 (1)의 관계로 DDV 스풀을 이동시키게 된다.

다음으로 스풀 변위(x_v) 변화에 대한 엑츄에이터 변위(y) 사이의 관계식을 유도하여 보자. 이를 위하여 준비된 Fig. 3은 DDV 스풀 이동에 따른 유로 형성과 엑츄에이터 변위 관계를 개략적으로 보여 준다. 임의의 유압 공급 시스템에 연결된 엑츄에이터 양 챔버(chamber)에 대하여 유량 흐름에 관한 연속 방정식을 적용하면 아래의 식 (4)와 (5)를 얻을 수 있다.

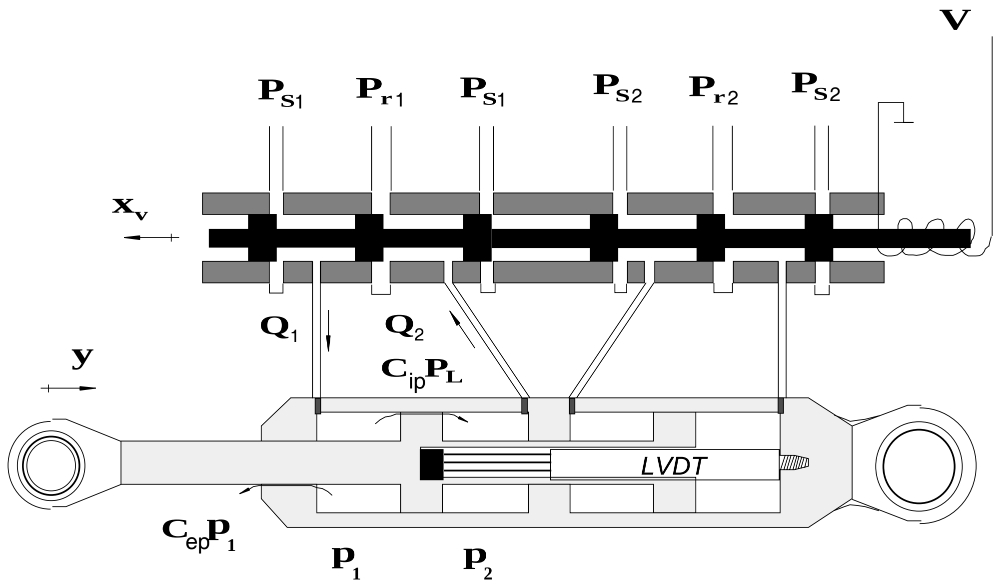


Fig. 3 Schematics of a DDV and hydraulic actuator structure

$x_v > 0$ 인 경우,

$$Q_1 = k_1 x_v sign(P_S - p_1)\sqrt{|P_S - p_1|} = A_1 \frac{dy}{dt} + \frac{V_1}{\beta}\frac{dp_1}{dt} + C_{ip}(p_1 - p_2) + C_{ep}p_1$$
$$Q_2 = k_1 x_v sign(p_2 - P_R)\sqrt{|p_2 - P_R|} = A_2 \frac{dy}{dt} - \frac{V_2}{\beta}\frac{dp_2}{dt} + C_{ip}(p_1 - p_2) + C_{ep}p_2 \tag{4}$$

$x_v < 0$ 인 경우,

$$Q_1 = k_1 x_v sign(p_1 - P_R)\sqrt{|p_1 - P_R|} = A_1 \frac{dy}{dt} + \frac{V_1}{\beta}\frac{dp_1}{dt} + C_{ip}(p_1 - p_2) + C_{ep}p_1$$
$$Q_2 = k_1 x_v sign(P_S - p_2)\sqrt{|P_S - p_2|} = A_2 \frac{dy}{dt} - \frac{V_2}{\beta}\frac{dp_2}{dt} + C_{ip}(p_1 - p_2) + C_{ep}p_2 \tag{5}$$

여기서,

$k_1 = C_d w\sqrt{2/\rho}$

C_d와 ρ: DDV 밸브의 유량계수 및 유압유의 밀도

C_{ip}와 C_{ep}: 챔버 내부 및 외부 유량누설 계수

A_1와 A_2: 챔버 1 그리고 챔버 2에서의 피스톤 단면적

β: 유압유의 체적탄성계수 (bulk modulus)

식 (4) 및 (5)에 나타나 있듯이 유압 시스템의 운동은 근원적으로 비선형 특성을 갖는다. 그러나, DDV 스풀의 대부분 운동이 중립점 근처에서의 미소 변위로 제한되므로, 식

(4)와 (5)는 $x_v \approx 0$ 인 중립점 근처에서 선형화시켜도 충분히 정확한 선형 관계식이 된다. 먼저, 식 (4)와 (5)를 간략화시켜 보자. 유압유는 체적탄성계수의 값이 충분히 큰 비압축성 유체이므로, 식 (4)와 (5)에서 압력 변화에 의한 체적 변화량의 값은 다른 항의 값들과 비교할 때, 상당히 작다고 가정할 수 있다. 또한, 챔버 내부 그리고 외부로의 누설량을 무시하면서 $A_1= A_2= A$인 가정이 성립한다면, 식 (4)와 (5)는 아래와 같이 간략화된 후 선형화시킬 수 있다.

$$
\begin{aligned}
&Q_L(x_v, p_L) = Q_1 = Q_2 = C_d w x_v \sqrt{\frac{1}{\rho}\left(P_S - \frac{x_v}{|x_v|} p_L\right)} = A\frac{dy}{dt} \\
&\delta Q_L(x_v, p_L) \approx Q_L(x_v, p_L) - Q_L(x_v, p_L)\Big|_{x_v=0,\, p_L=0} = \left.\frac{\partial Q_L}{\partial x_v}\right|_0 \delta x_v + \left.\frac{\partial Q_L}{\partial p_L}\right|_0 \delta p_L = k_q \delta x_v - k_c \delta p_L
\end{aligned}
\tag{6}
$$

여기서, $k_q = \left.\dfrac{\partial Q_L}{\partial x_v}\right|_0 = C_d w \sqrt{\dfrac{P_S}{\rho}}$: 유량 게인(flow gain)

$k_c = \left.\dfrac{\partial Q_L}{\partial p_L}\right|_0 = 0$: 유량 압력게인(flow-pressure gain)

한편, $x_v = 0, p_L = 0$ 의 조건에서 $\delta Q_L = Q_L$ 그리고 $\delta x_v = x_v$ 의 관계식이 성립하므로, 식 (6)은 아래와 같이 정리될 수 있다.

$$
Q_L(x_v, p_L) = k_q x_v = A\frac{dy}{dt} \tag{7}
$$

이제 식 (1), (2), (3), 그리고 식 (7)을 사용하면 Fig. 1의 구조는 Fig. 4와 같이 변화되며, 이것은 유압 DDV 엑츄에이터에 관한 가장 단순한 선형화 모델이 된다. 한편, 선형 모터는 PWM 방식으로 비례적분-제어되며, Fig. 1과 Fig. 4에서 K_{PWM}은 PWM 앰프 게인을 나타낸다. 또한, Fig. 1과 Fig. 4에서 Ng는 정상 작동되는 채널 수를 의미하며, G는 3÷Ng의 값을 갖는다. Fig. 1과 Fig. 4에서 사용된 모든 파라미터 값들은 Table 1에 정리되었다.

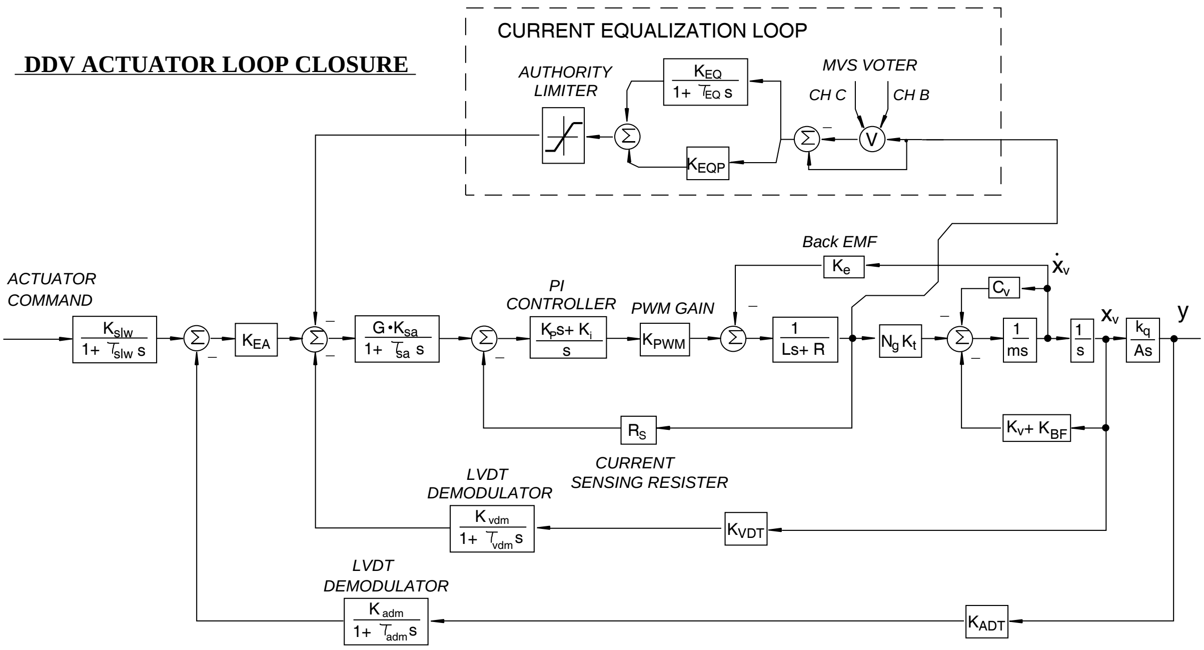


Fig. 4 Schematics of a DDV actuator loop closure and linearized model

2. 2 DDV 유압 구동장치의 고장 모니터(fault monitor)

Fig. 1 과 같은 DDV 엑츄에이션 시스템의 폐루프 구조와 함께, 다중화된 엑츄에이션 시스템의 안전 작동을 위하여 고장 모니터(fault monitor)가 사용된다. 일반적으로 DDV 엑츄에이션 시스템에 대하여 다음과 같은 3 개의 고장 감지 모니터가 존재한다.

MCV(master control valve) 재밍 모니터: DDV 가 정상 작동인 상태에서는 밸브 구동전류와 이에 의한 밸브 스풀의 변위는 선형 상관관계를 갖는다. 그러나, 밸브 스풀이 재밍(jamming)되어 있거나 오동작 상태에 있으면, 이러한 선형 관계는 더 이상 성립하지 않는다. 밸브 구동전류에 대하여 밸브 변위의 정상작동 영역을 설정하고, 두 신호의 상관관계를 모니터링하면 DDV 밸브의 고장을 감지할 수 있다. 지속적으로 정상상태 영역을 벗어나게 되면, DDV 가 오 동작 상태에 있다고 판단하게 된다.

전류 타 채널 모니터(current cross channel monitor): 자기채널(self channel)의 밸브 구동전류와 중간 값 선택기(MVS: mid value selector)에 의하여 결정된 값과의 차이가 규정치를 반복적으로 벗어나게 되면, 자기채널 전류가 고장상태에 있다고 판단한다.

Table 1. System parameters used in Fig. 1 and Fig. 4

Parameter	Description	Value	Unit
K_{EA}	ram position error AMP gain	1.5	*volts/volts*
K_{sa}	MCV position error AMP gain	3.7	*A/volts*
τ_{sa}	time constant of MCV position error AMP	0	*sec*
K_P	servo AMP proportional gain	3.3	*volts/volts*
K_I	servo AMP integral gain	200	*volts/volts*
K_{PWM}	PWM bridge gain	6	*volts•sec/volts*
R_S	current sensing resistance	5	*Ω*
L	force motor coil inductance	0.2004	*Henry*
R	force motor coil resistance	12.24	*Ω*
k_t	force motor gain	1.9	$in\text{-}lb_f/A$
k_e	Back EMF gain	0.2147	*volt-sec/rad*
C_v	force motor damping	0.44	$in\text{-}lb_f/in/s$
K_v	DDV constant	4.18	$in\text{-}lb_f/rad$
K_{BE}	Bernoulli flow force	2.92	$in\text{-}lb_f/rad$
K_q	ram position velocity/ MCV displacement	421.9	*in/sec*
K_{VDT}	MCV feedback gain	23.975	$volts/volts_{RMS}$
K_{vdm}	demodulation gain of MCV position LVDT	3.7	$volts/volts_{RMS}$
τ_{vdm}	time constant of MCV LVDT demodulator	0.001	*sec*
K_{ADT}	ram feedback gain	2.296	$volts/volts_{RMS}$
K_{adm}	demodulation gain of ram position LVDT	1.94	$volts/volts_{RMS}$
τ_{adm}	time constant of ram LVDT demodulator	0.001	*sec*
K_{EQ}	current equalization gain	6.12	
τ_{EQ}	time constant of equalizer filter	0.3094	*sec*
K_{EQP}	current equalization gain	2.747	

엑츄에이터 이탈(actuator runaway) 모니터: 엑츄에이터 자체의 기계적 고장을 감지하기 위한 것으로, 엑츄에이터의 운동 특성을 간단한 1 차 모델 등으로 근사화시키고, 이 모델의 출력 값과 실제 측정된 엑츄에에이터의 출력 값을 비교하게 된다. 이 편차의 크기가 미리 설정된 값보다 지속적으로 크게 되면, 엑츄에이터 작동이 고장상태에 있다고 판단한다.

다중화되어 구성된 DDV 엑츄에이터 관련 신호들이 모두 정상적으로 작동하고 있는지, 또는 이중 어느 한 채널 신호에서 고장이 발생된 경우, 이 고장 신호를 어떻게 감지하고 처리해야 (fault detection/ isolation/ reconfiguration) 하는가에 대한 문제는 다중화 제어 시스템에서 중요한 문제이다. 앞서 설명된 고장 감지 모니터의 구조에 있어서, 중요한 설계 파라미터들은 채널간 편차의 허용한도 크기(threshold) 그리고 고장상태라 판단하게 되는 고장감지 시간(persistence count) 이다. 이들 값들을 너무 작게 설정하면, 신호 노이즈 등에 의한 순간적인 이상 동작도 고장이라 판단되므로 다중제어의 효과가 무의미해 진다. 또한, 이 값들의 크기를 너무 크게 설정하면, 실제 고장상태에 대하여 너무 늦게 대처하게 되어 비행체 시스템의 성능에 나쁜 영향을 미치게 된다. 특히, 주 조종면을 구동하게 되는 DDV 엑츄에이터의 고장 감지/ 대처 특성은 비행체에 직접적인 영향을 미치게 된다.

3. DDV 유압 구동장치의 수치 시뮬레이션

앞서 설명된 DDV 유압 엑츄에이션 시스템에 대한 SIMULINK 모델이 Fig. 5에 도시되어 있다. 이 그림의 우측 블록은 DDV 구동 모터, DDV 밸브 그리고 엑츄에이터 다이나믹스에 대한 모델이며, 2.1절에서 논의된 식 (1), (2), (3) 그리고 식 (7)에 근거하여 설계되었다. 보는 바와 같이, 이 블록의 입력은 DDV를 구동하는 3중의 모터 구동전압이며 출력은 각 채널에 대한 코일 전류, MCV 변위 및 엑츄에이터 램(ram) 변위이다. 또한, 좌측의 3개 블록은 각 채널에 대한 제어 루프, 구동전류 동일화 회로, 그리고 구동전류 모니터에 대한 모델을 포함한다. 한편, 우측 상단부의 블록은 각 채널의 고장 유무에 따라 변하는 Fig. 1의 G 값을 계산하는 모듈이다. 마지막으로 각 블록 사이에 있는 중간 부분은 외부에서 시스템에 고장상태를 인가하기 위하여 준비된 것이다. 이 시뮬레이션에서는 여러 고장 모니터 중에서 구동전류 모니터만을 고려하였다. 사용된 고장 모니터는 3중 다중화 코일전류 신호에 대하여 CCM 기법을 적용하여 고장 유무를 판단한다. 자기 채널의 전류 값과 보팅된 대표 전류 값과의 편차가 0.45A 보다 큰 상태가 109.4ms 이상 지속되면, 자기 채널에 고장이 발생되었다고 판단한다. 여기서 사용된 값들은 시뮬레이션을 위하여 임의로 선정한 값이다. 이 값들을 선정하는 방법 및 절차는 제 4장에서 다시 다루어 진다. Fig. 6에 3중 다중화 신호에 대한 보팅 알고리즘을 구현한 SIMULINK 모델을 도시하였다. 즉, 3개 채널이 모두 정상 작동하면 중간 값이 선정되며, 1개 채널이 고장으로 2개 채널만 정상 작동하는 경우는 2개 신호의 평균 값으로 보팅된다. 1개 채널만이 정상적으로 작동하는 경우는 선택의 여지없이 정상 작동 채널이 선정되어야 한다.

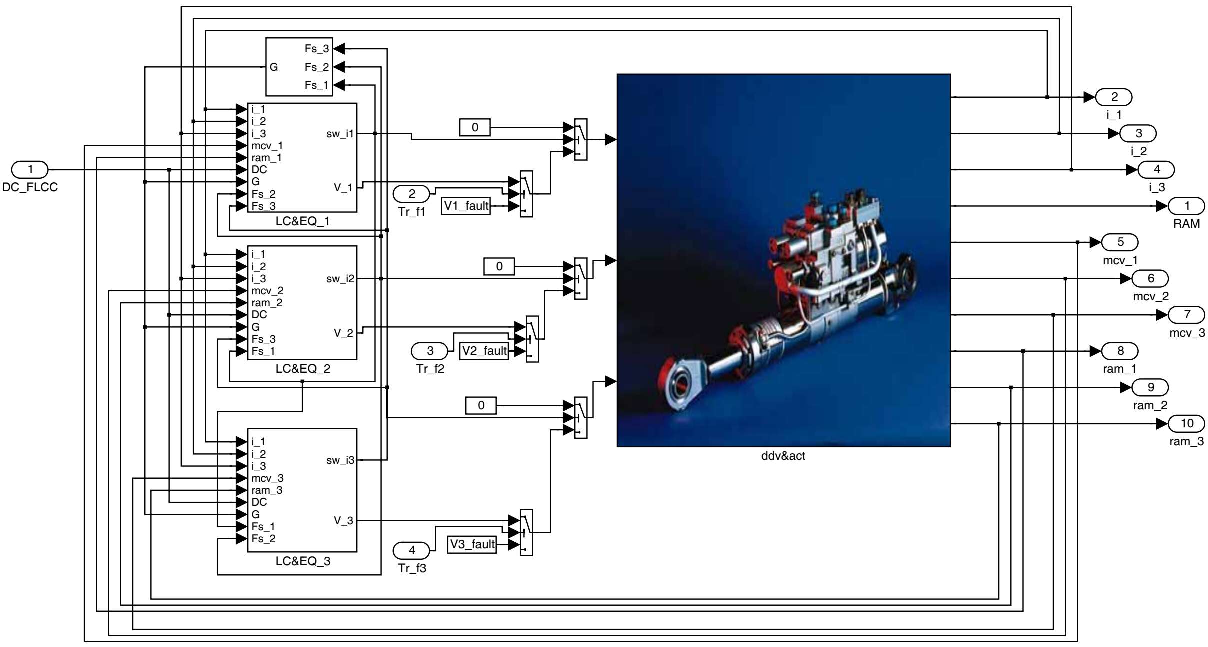


Fig. 5 SIMULINK model of a DDV actuator dynamics with the control loop and fault monitor

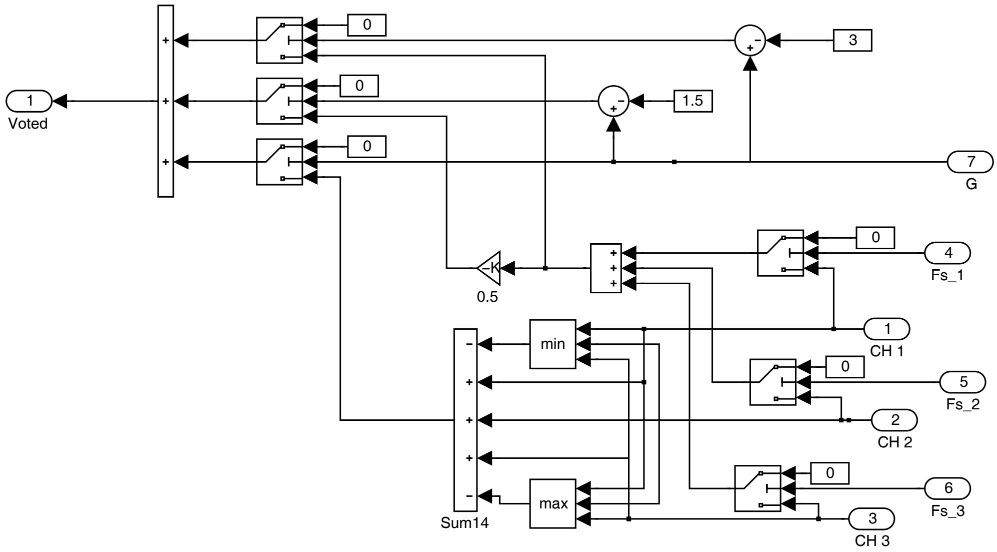


Fig. 6 SIMULINK model of a voting algorithm

3개 채널이 정상작동을 하다가 한 개 채널에서 고장이 발생한 경우, 위에서 설명한 CCM (cross channel monitor)기법을 적용하여 고장 채널을 정확히 분리해 낼 수 있다. 그러나, 두 채널만이 정상작동 하다가 한 채널에 고장이 발생한 경우, CCM을 사용해서는 두 채널 중 어느 채널이 고장상태라는 것을 판별해 낼 수 없다. 따라서, 본 시뮬레이션에서는 ILM(in line monitor) 기능에 의하여 고장 채널이 완벽하게 분리되도록 하였다. 보다 더 실제적인 결과를 얻기 위하여, MCV 밸브 변위의 최대 한계 (±0.016 inch) 그리고 엑츄에이터 램 변위의 최대 한계 (±2.24 inch)를 시뮬레이션에 고려하였다.

Fig. 7은 시간영역 시뮬레이션 결과를 보여주고 있다. 처음 3개 응답은 각 채널 별로 코일에 흐르는 전류를 표시하며, 4번째 및 5번째 응답은 MCV 변위 그리고 엑츄에이터 램 변위를 나타낸다. 이 그림의 마지막 응답은 채널의 고장상태에 따라 변화되는 G 값을 그린 것이다. 이 수치 시뮬레이션은 다음과 같은 시나리오에 의거한 결과이다. 시뮬레이션 시작 후 1 초까지 3개 채널이 모두 정상적으로 작동하도록 조절하였으며, 0.4초까지 1.75 volts (0.393 inch 램 변위)의 스텝신호가 가해 졌다. 이 입력신호에 대하여 짧은 동안이기는 하지만, MCV의 변위가 일시적으로 포화상태(±0.016 inch)에 도달한 것을 확인할 수 있다. 0.4초 이후에는 엑츄에이션 시스템으로 0의 명령이 입력되었다. 따라서, MCV 및 엑츄에이터의 변위도 0의 위치에 정지해 있어야 한다. 시뮬레이션 시작 후 1초부터 채널 A 구동 전류에 하드오버(hardover)형 고장을 인가시켰다. 즉, 채널 A 구동 앰프 출력 전류가 항상 1.5 Amp의 크기로 떠 있게 만들었다. 채널 A 전류 고장에 의한 영향을 Fig. 7에서 관찰할 수 있다. 채널 A 고장에 대하여 본래 위치를 벗어난 DDV와 엑츄에이터 램 변위를 0으로 만들기 위하여 채널 B 그리고 채널 C의 구동 전류가 어떻게 변화하는지 볼 수 있

다. SIMULINK로 구현된 구동전류 CCM 로직에 의하여, 채널 A는 109.4ms 이후 고장상태라 판단되어 시스템으로부터 제거된다. 대략 1.11초 후에는 두 개 채널만이 정상 작동하므로 Fig. 7의 마지막 응답에서 G 값이 1.5로 변하게 됨을 볼 수 있다. 또한, 시뮬레이션 시작 후 2초부터는 채널 B에도 하드오버(hardover)형 고장을 의도적으로 주입하였다. 이에 대한 유압 구동장치 시스템의 영향이 Fig. 7의 2초 이후부터의 응답이다. 첫 번째 고장과는 다르게 한 개의 채널 (C 채널) 전류만이 하드오버 고장 상태인 B 채널을 상쇄시키기 때문에, MCV 나 램(ram) 변위가 상대적으로 크게 영향을 받게 된다. SIMULINK로 구현된 ILM 로직에 의하여 고장 상태인 B 채널이 시스템으로 분리됨을 Fig. 7에서 볼 수 있으며, G의 값도 3으로 증가되는 것을 확인할 수 있다. Fig. 7에서 시스템으로부터 제거된 채널 A 또는 채널 B 전류에 작은 크기의 신호가 타고 있음을 관찰할 수 있다. 이 것은 MCV 이동에 의한 역 기전력(back EMF) 효과에 의한 것이라 생각된다.

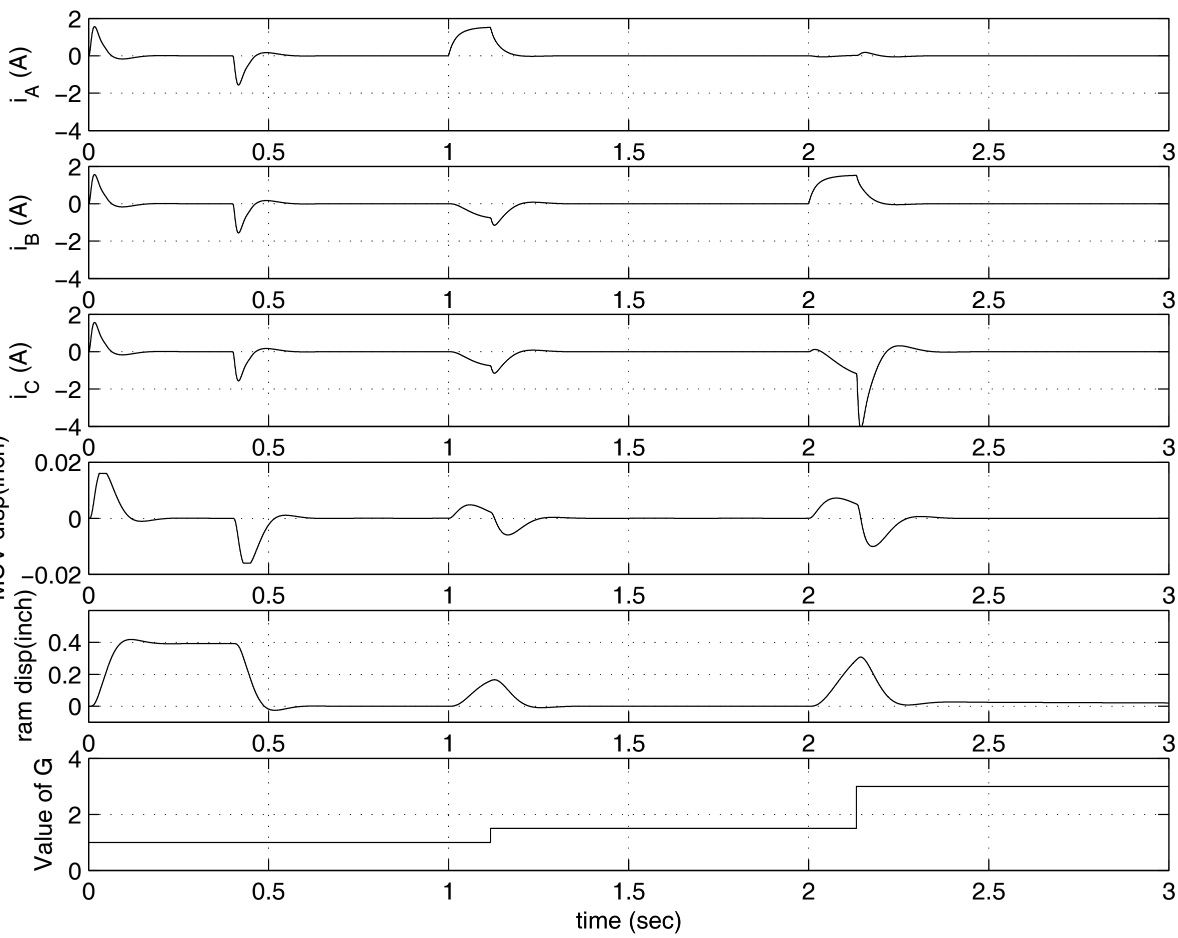


Fig. 7 Time domain response of a DDV actuation system in case of faults

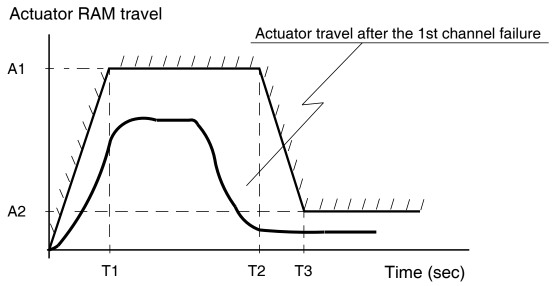
지금까지 정상 작동중인 DDV 엑츄에이션 시스템에 각 채널에 순차적인 고장이 발생되었을 때, 엑츄에이터의 최종 변위에 그 효과가 어떻게 전달되는 지 살펴보았다. 이 수치 시뮬레이션에서 적용된 하드오버형 구동전류 고장은 최악의 고장 가능성에 대한 고려이지만, 상당한 크기의 엑츄에이터의 변위 이탈을 초래한다. 특히, 두 번째 고장에 의한 엑츄에이터 변위 이탈은 고장 채널이 제거된 후에도 작은 크기이긴 하지만 상당기간 존재함을 Fig. 7의 2.3초 이후의 응답에서 확인할 수 있다.

4. DDV 유압 구동장치의 구동전류 고장 모니터 설계

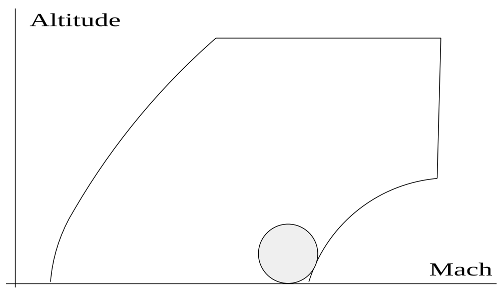
DDV 엑츄에이션 시스템의 고장 모니터는 엑츄에이션 시스템을 구성하는 임의의 요소 고장에 의하여 발생되는 엑츄에이터 변위의 최대 이탈 한도가 Fig. 8-(A)에 도시된 경계 (actuator travel fault transient boundary)를 넘지 않도록 설계된다. 이러한 경계 한도는 다음과 같은 비행체 기동특성(handling quality)에 관한 요구조건을 만족시키도록 설계된 것이다.

> “비행제어 시스템을 구성하는 어느 한 요소의 첫 번째 (두 번째) 고장에 의하여, 비행체의 수직 또는 가로방향 가속도의 천이응답의 한계는 ±0.5g (±1.5g)를 벗어나지 않아야 한다.” [10]

일반적으로 Fig. 8-(B)에 표시된 비행포위선위(flight envelope)의 우측 하부 영역은 조종면 제어 효과(control surface effectiveness)가 제일 크며, 개루프 단주기 운동의 불안정성 정도(instability)도 가장 심한 비행영역이다. 이 비행조건에 대하여, Fig. 8-(A)와 같은 엑츄에이터 변위 이탈에 의한 비행체 기동특성은 제일 민감하게 변화된다. 그러므로, 엑츄에이터 변위의 최대 이탈한도 설정은 이 비행조건을 기준으로 설계되어야 하는 것은 매우 자명하다.



A) DDV actuator fault transient boundary



B) Critical flight conditions

Fig. 8 Fault transient boundary and critical flight conditions

이제 DDV 엑츄에이션 시스템 고장에 의하여 발생된 엑츄에이터 변위의 이탈이 비행체의 제어 특성에 어떠한 영향을 미치는 지 살펴 보자. 아래 그림 Fig. 9은 전투기급 항공기에 대한 세로방향 비행제어법칙을 보여 주고 있다. 전체적으로 n_Z-제어 시스템이며, 비행체의 기동성 증대를 위한 피드 포워드(feedforward) 제어 그리고 정상상태 추종성능을 보장하기 위한 적분 제어가 사용되었다. 한편, Cm_α및 Cm_q 증대를 위한 α 그리고 q-피드백 구조와 함께 세로축 비행제어 시스템의 위상여유(phase margin)를 증가 시키기 위한 PLF(phase lead filter)가 적용되었다. 고장에 의한 조종면 위치 제어 이탈에 대한 최악의 상황을 보기 위하여, 조종면 제어 효과가 제일 큰 Mach 0.9 그리고 해면 비행 조건에 대한 비행체 단주기 운동 모델(short period model)을 고려하였다. 아래의 식 (8)은 위 비행조건에서 선형화된 단주기 운동 모델이다.

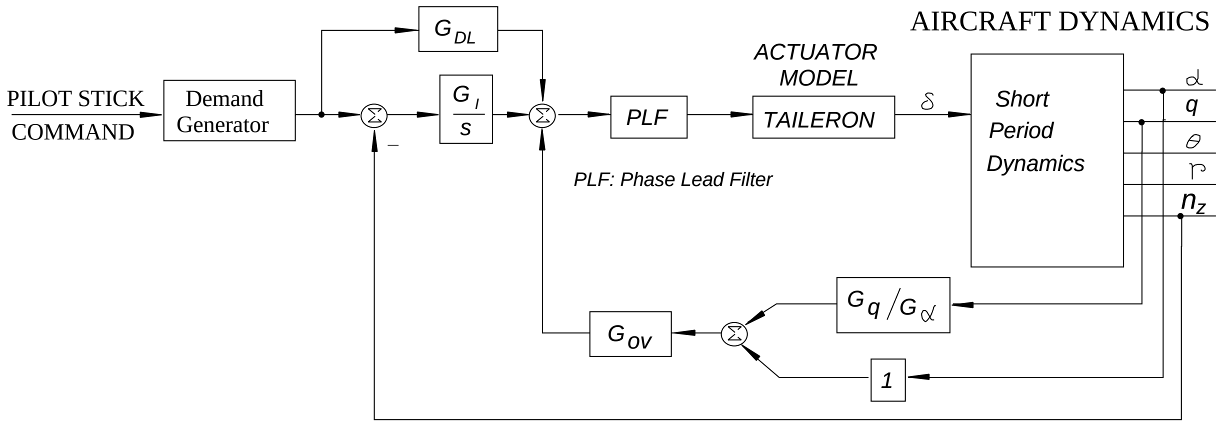


Fig. 9 Longitudinal control law with a linearized short period dynamics

$$\begin{Bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} -2.9367 & 1 \\ 27.7276 & -0.5582 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha \\ q \end{Bmatrix} + \begin{pmatrix} -0.0087 \\ -1.5682 \end{pmatrix} \delta \tag{8}$$

여기서, α와 q는 받음각(rad)과 피치 각속도(rad/s)이며, δ는 테일러론(taileron)의 회전량(deg)을 각각 나타낸다. 이제 Fig. 9의 엑츄에이터 부분을 Fig. 5의 3중 다중화 SIMULINK 구동장치 모델로 대체시키고 채널 A 전류에 오프셋(offset)형 고장을 인가하면서, n_Z 의 변화 추이를 조사하였다. 인가된 고장에 의한 n_Z –제어 특성변화는 세로운동 비행제어법칙, 비행체의 개루프 단주기 운동 특성, 그리고 DDV 엑츄에이션 시스템의 성능에 따라 많이 달라진다. 본 논문에서 정의된 비행제어시스템에 대한 수 많은 수치 시뮬레이션을 수행한 결과, 채널 A 전류 고장에 의하여 발생된 n_Z –응답의 변화가 ±0.5g를 넘지 않게 되는 전류 고장 조건을 찾을 수 있고, 이 것은 Fig. 10에 정리되었다. 이 그림에서 x-축은 고장 상태의 지속시간(persistence time) 그리고 y-축은 offset 고장 전류의 크기를 각각 나타낸다. 즉, 이 그림에서 ‘x’ 마크로 표시된 경계선 상에 존재하는 고장 조건은 이 고장에 의한 n_Z –응답의 변화가 최대 ±0.5g에 해당하는 조건을 의미한다. 따라서, 이 경계선보다 오른 편에 있는 고장 조건들에 대한 n_Z –응답의 변화는 ±0.5g를 넘게 된다. Fig. 10을 사용하여, DDV 엑츄에이션 시스템에 대한 구동 전류 고장 모니터의 CCM 문턱 값(threshold)과 지속시간(persistence time)을 결정할 수 있다. 문턱 값을 필요이상으로 크게 설정하면, 이 값보다 작은 크기의 offset형 구동 전류 고장은 CCM 방식으로는 분리해낼 수 없게 된다. 한편, 문턱 값을 너무 작게 설정하면, 하드오버(hardover)형 구동 전류 고장에 대하여 적절한 고장 대처를 할 수 없게 된다. 즉, Fig. 10에서도 나타나듯이 작은 크기의 값으로 문턱

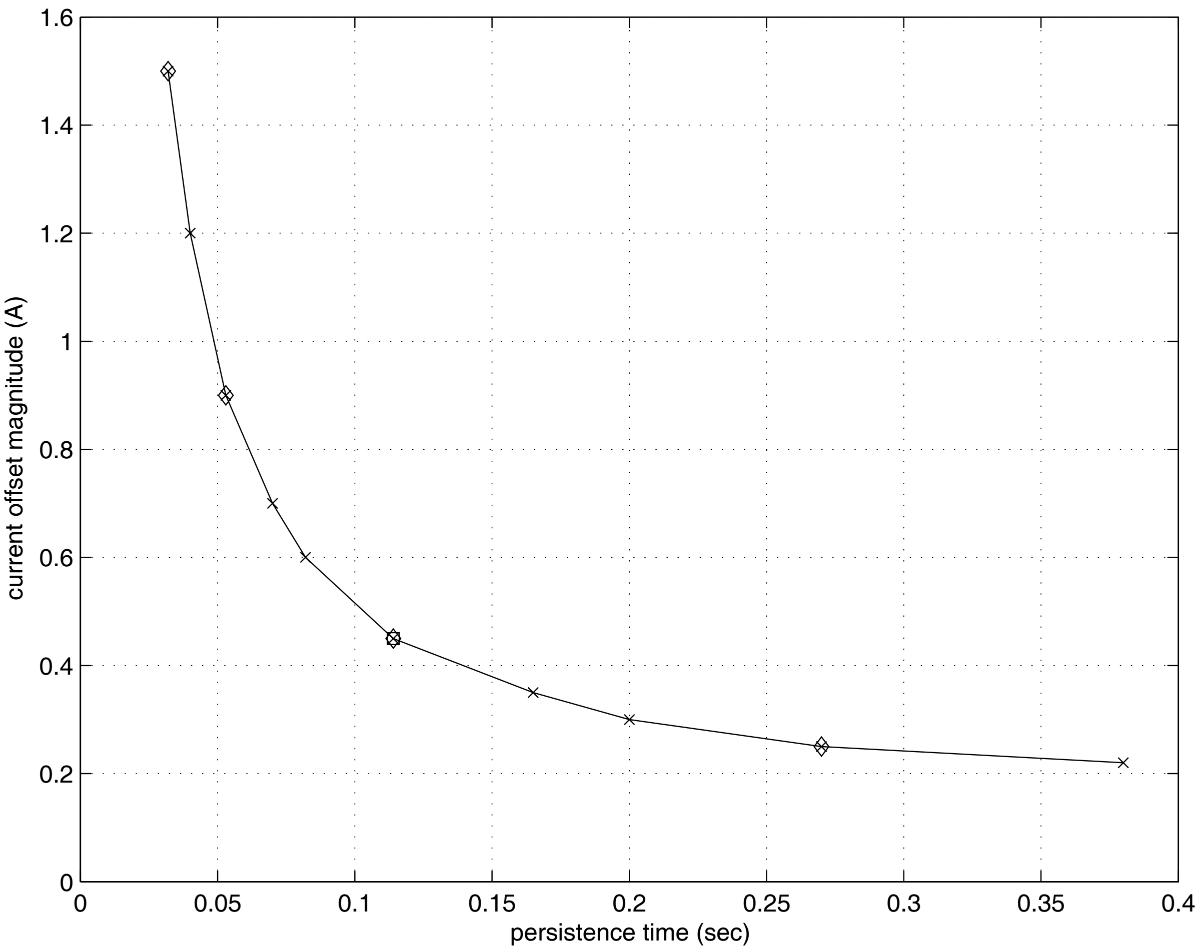


Fig. 10　Persistence time and magnitude of a current offset in channel A causing ±0.5g n_Z–transient

값을 선정하게 되면 지속시간은 크게 설정하여야 하므로, 하드오버 고장 상태를 장시간 동안 방치하게 되어 비행체 성능에 심대한 영향을 미치게 된다. 따라서, 고장 모니터에서 문턱 값과 지속시간을 결정하는 것은 매우 중요한 설계 업무이다. 문턱 값을 선정하면, Fig. 10에 의하여 지속시간은 자동적으로 결정되므로, CCM 문턱 값만을 결정하면 된다. HILS(hardware in the loop simulation) 조종면 구동 장치 시험장비등을 이용하여 정상 작동상태에서의 각 채널 구동 전류를 실험적으로 관찰 함으로서, 이 문턱 값을 어떻게 결정해야 하는 가에 대한 물음에 대한 해결책을 제시할 수 있다고 생각된다.

제 3장의 DDV 엑츄에이션 시스템에 대한 수치 시뮬레이션에서 사용된 구동전류 고장 모니터는 각 채널 간 구동 전류 편차가 0.45A보다 큰 상태가 0.1094초 이상으로 지속되는 경우에 엑츄에이션 시스템에 고장이 발생했다고 판단한다. 이 고장 모니터는 Fig. 10에서 '□'으로 표시한 조건을 기준으로 설계된 것이다. 전류 구동 채널 A에 0.45A의 offset형 고장이 발생된 경우, 이에 의한 비행체 기동특성 변화가 Fig. 11에 도시되었다. 이 그림의

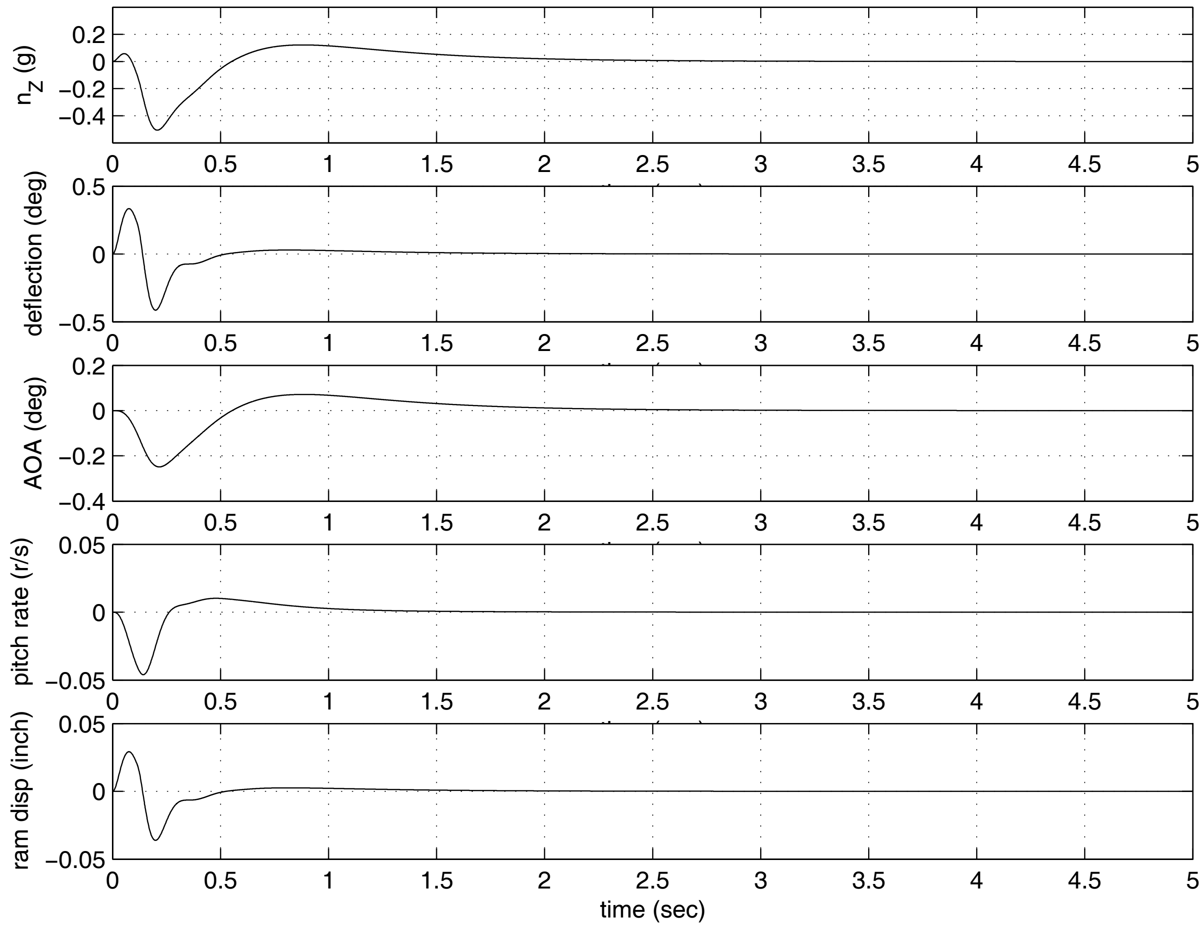


Fig. 11 Time domain response of aircraft dynamics due to the failure in an actuation system (current offset= 0.45A, and persistence time= 0.12 sec)

첫 번째부터 순서대로, 비행체의 n_Z, 테일러론(taileron) 조종면 변위, 받음각, 피치 각속도, 그리고 DDV 엑츄에이터 변위에 관한 시간응답을 보여 준다. 0.45A 크기의 offset형 전류 고장에 대하여는 n_Z –응답이 $\pm 0.5g$를 넘지 않는 것을 확인할 수 있다. 제 3장에 사용된 구동전류 고장 모니터를 적용한 경우, DDV 엑츄에이션 시스템의 구동전류 고장이 최악의 상태인 사항을 고려하여 보자. 채널 A 전류가 1.5A로 하드오버 고장이 발생된 경우에 대한 비행체 응답이 Fig. 12에 도시되어 있다. n_Z –응답의 크기가 $\pm 0.5g$를 훨씬 넘어 감을 볼 수 있다. 따라서, 이러한 형태의 고장에 대하여는 MIL-F-8785C에서 요구하는 첫 번째 고장에 의한 .n_Z –응답 요구조건을 만족시키지 못하고 있다. 이러한 문제를 해결할 수 있는 한 가지 방법은 구동전류 편차 값에 따라 대응되는 지속시간의 값도 가변적으로 만드는 것이다. 즉, Fig. 10을 이용하여, 각 채널간의 구동 전류 편차가 큰 경우에는 고장 판단을 위한 지속시간의 값을 작게 하는 것이다.

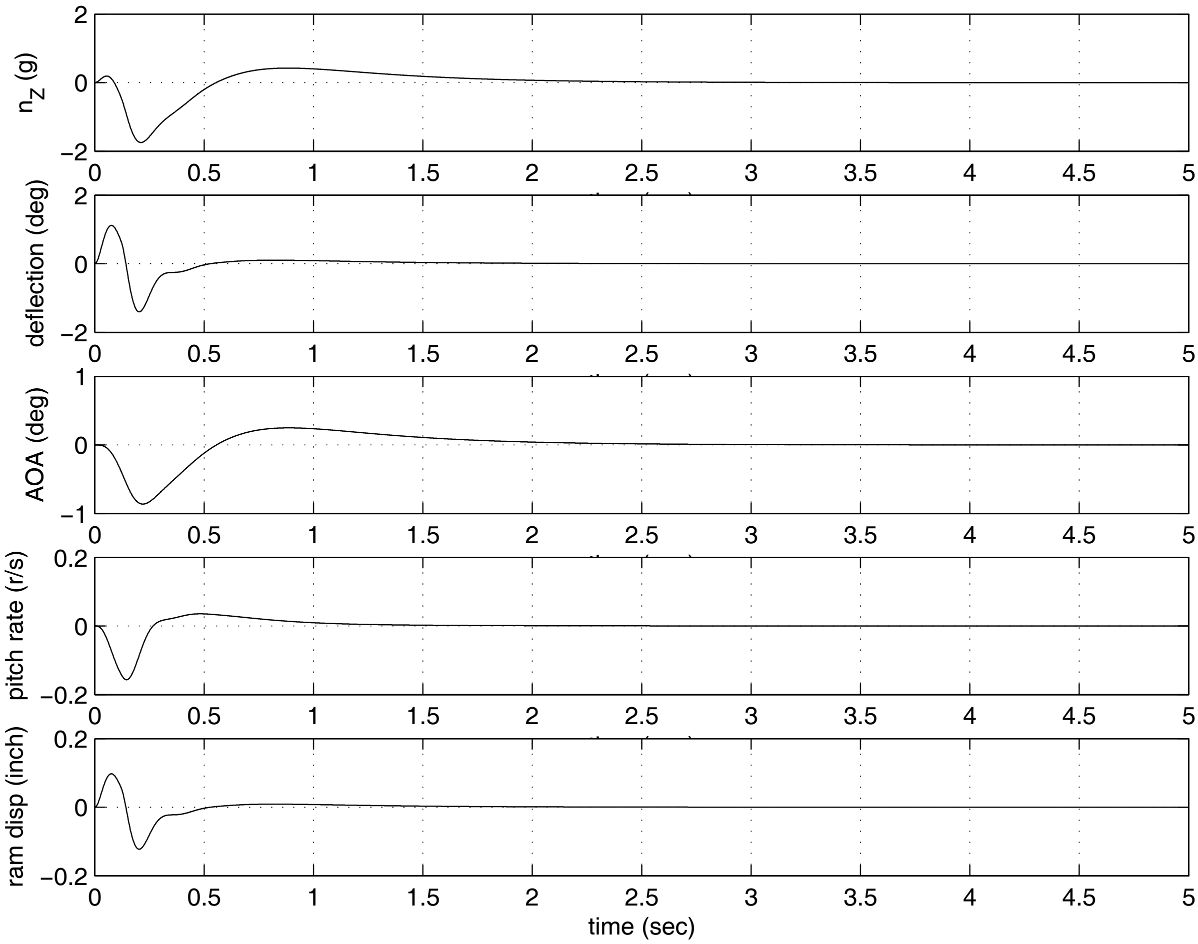


Fig. 12 Time domain response of aircraft dynamics due to the failure in an actuation system (current offset= 1.5A, and persistence time= 0.12 sec)

이제 Fig. 8-(A)의 엑츄에이터 변위의 최대이탈 한도(actuator travel fault transient boundary) 결정에 대하여 논의하여 보자. Fig. 5의 3중 DDV 엑츄에이션 시스템에서 3개 채널이 모두 정상적으로 작동하다가, 어느 특정 시간에 구동전류 채널 A에서 offset 고장이 발생하고, 이 상태가 일정시간 지속된 경우를 가정하여 보자. 아래의 Fig. 13은 Fig. 10에서 ‘◇’로 표시된 고장 조건에 대한 엑츄에이터 변위 이탈에 관한 시뮬레이션 결과이다. 즉, offset 형 고장 전류가 0.032초 동안 1.5A, 0.053초 동안 0.9A, 0.012초 동안 0.45A, 그리고 0.27초 동안 0.25A 만큼 Fig. 5의 채널 A에 발생되었을 때, 각각의 DDV 엑츄에이터의 변위 이탈에 대한 시간 응답이 Fig. 13에 위로부터 순차적으로 그려져 있다. 여기서, 0.25A offset 고장에 대하여, 이 고장상태가 제거되지 않은 상태에서도 (Fig. 13의 마지막 그림에서 0.1초부터 0.27초 구간) 엑츄에이터 변위가 더 이상 증가하지 않는 이유는 정상 작동중인 2개 채널 전류에 의해 MCV(master control valve) 위치가 중립점 상태로 귀환되어 엑츄에이터 쪽으로의 유량의 흐름을 막아 버린 결과이다. 0.45A offset 고장에 대한 응답에서도 이러한

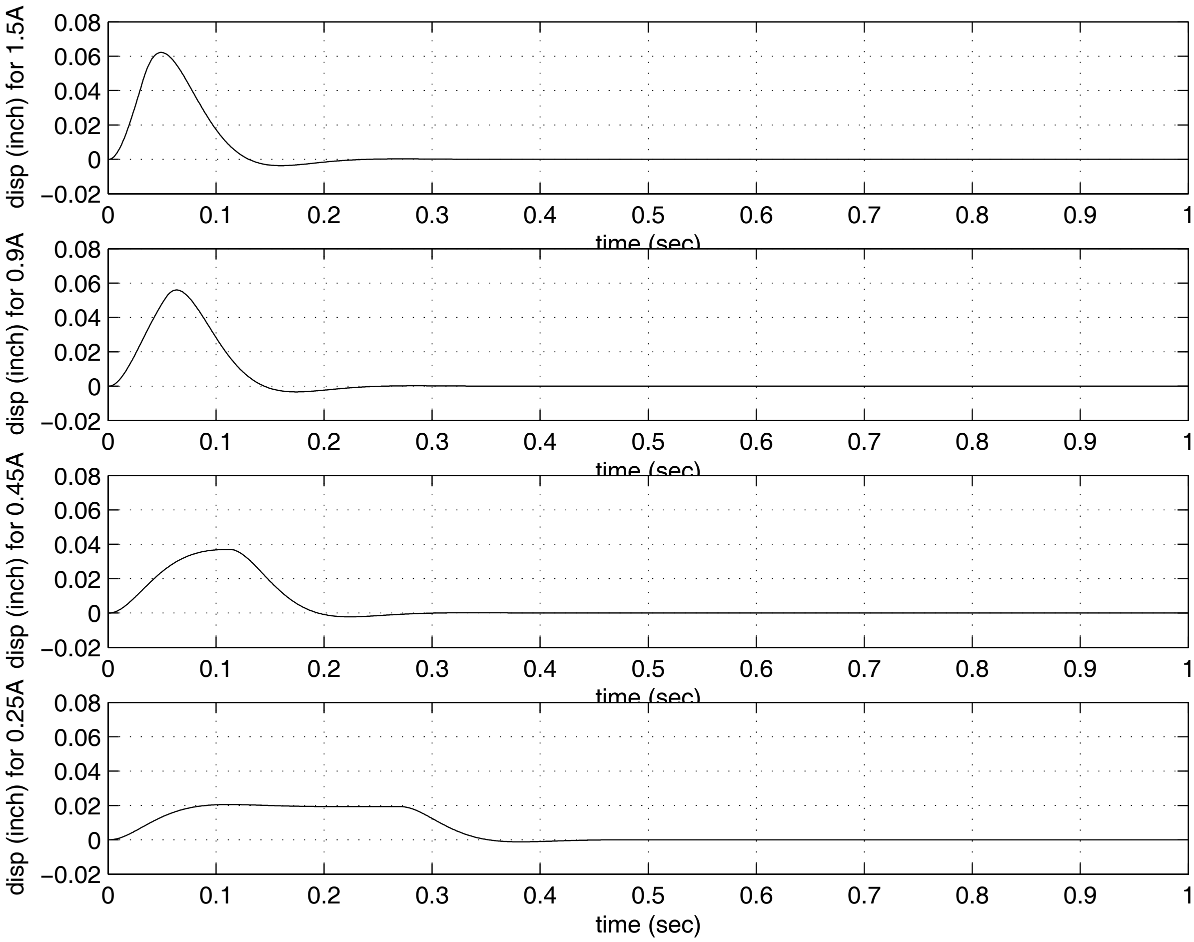


Fig. 13 Fault transient boundaries for various current CCM design

현상이 나타나는데 대략 1.0초에서 1.2초 시뮬레이션 구간에서 나타나고 있다. Fig. 13의 시뮬레이션 결과를 사용하면, 본 논문에서 사용된 비행체에 대하여 Fig. 8-(A)의 엑츄에이터 변위의 최대이탈 경계(actuator travel fault transient boundary)를 아래와 같은 방법으로 결정할 수 있다.

1) 이탈 한도의 초기 기울기를 결정하는 Fig. 8-(A)의 (T_1, A_1)은 엑츄에이터의 최대 이동속도를 (MCV가 최대로 열린 조건) 사용하여 결정할 수 있다.
2) 정상상태에서의 이탈허용 한도를 결정하는 Fig. 8-(A)의 (T_3, A_2)는 Fig. 10 결과를 사용하여 결정할 수 있다. Fig. 10 결과를 보면, 고장 전류의 offset 크기가 0.2A 이하가 되는 경우에 대응하는 지속시간의 값은 무한대로 접근한다. 지속시간의 값이 무한대라는 것은 제거되지 않는 고장의 offset 정도가 0.2A이하가 되면, 이에 의한 n_Z–응답의 변화는 절대 ±0.5g를 넘지 않음을 의미한다.

5. 결론

비행체의 주 조종면을 구동하는 DDV 유압 엑츄에이션 시스템은 비행체의 안전 작동에 직접적인 영향을 미치는 서브 시스템이다. 따라서, DDV 엑츄에이션 시스템은 전기적으로는 3중 다중화 그리고 유압 공급 면에서는 2중으로 다중화되어 설계된다. 본 논문에서는 DDV 엑츄에이션 시스템에서 3중으로 다중화된 DDV 구동모터 코일 전류에 고장이 발생되었을 때, 이를 감지하고 고장상태인 채널을 시스템에서 분리하는 동시에 남겨진 정상 채널에 대한 작동조건을 재설정하는 구동 전류 고장 모니터 설계에 관한 결과를 정리한 것이다. 비행제어 시스템을 구성하는 어느 한 요소에서 발생된 고장에 의하여 비행체의 기동특성의 최대 변화 허용한도를 명시한 MIL-F-8785C 요구조건에서 출발하여, 발생된 고장에 의한 DDV 유압 엑츄에이션 시스템의 엑츄에이터 변위 최대 이탈 한도(actuator travel fault transient boundary)를 설계하는 방법이 제시되었다. 엑츄에이터 변위 최대 이탈한도는 주어진 비행체의 비행제어법칙, 비행체의 개루프 단주기 운동 특성, 그리고 DDV 엑츄에이션 시스템의 성능 등을 복합적으로 고려하여 결정되어야 한다. 본 논문에서 개발된 DDV 엑츄에이션 시스템의 고장 모니터 설계 방법은 FBW 비행제어시스템을 적용하는 어느 비행체에도 적용이 가능한 공통 핵심기술이다.

참고 문헌

(1) “*Background information and user guide for MIL-F-9490*,” AFFDL-TR-74-116, Jan., 1975.

(2) “*Military standard – flying qualities of piloted aircraft*,” MIL-STD-1797A, Jan., 1990.

(3) “*Sensor redundant management: the development of a design methodology for determining threshold values through a statistical analysis of sensor output data*,” NASA-CR-173270, 1983.

(4) K.W. Vieten, J.D. Snyder, and R.P. Clark, “Redundancy management concepts for advanced actuation system,” *AIAA/AHS/ASEE Aerospace Design conference*, Feb., 1993., pp. 1-9.

(5) Y.N. Hsu, C.Y. Lai, M.H. Hsu, and Y.K. Lee, “Development of the direct drive valave (DDV) actuation system on the IDF aircraft,” *Presented at International Pacific Air and Space Technology Conference*, Oct., 1991.

(6) W.S. Schaefer, L.J. Inderhees, and J.F. Moynes, “Flight control actuation system for B-2 advanced technology bomber,” *Technical Bulletin 153*, MOOG

(7) Boeing Commercial Airplane Company, “*Test actuation system validation final report*,” NASA-CR-172525, 1985

(8) J.S. Lin, and C.L. Chen, “Buck/boost servo amplifier for direct drive valve actuation,” *IEEE Trans. On Aerospace and Electronic System*, vol. 31, no. 3, July 1995, pp. 960-967

(9) H. Merritt, *Hydraulic control systems*, John Wiley & Sons, 1967

(10) *“Military Specification-Flying Qualities of Piloted Airplane,"* MIL-F-8785C, Nov. 1980