

# 항공기 CSAS 설계를 위한 고전적 Gain Scheduling 기법과 Dynamic Model Inversion 비선형 기법의 비교 연구

## Comparison Study of Nonlinear CSAS Flight Control Law Design Using Dynamic Model Inversion and Classical Gain Scheduling

하철근, 임상수, 김병수

(Cheolkeun Ha, Sang Soo Lim, and Byoung Soo Kim)

**Abstract** : In this paper we design and evaluate the longitudinal nonlinear  $N_z$ -CSAS(Command and Stability Augmentation System) flight control law in "DMI(Dynamic Model Inversion)-method" and classical "Gain Scheduling-method", respectively, to meet the handling quality requirements associated with push-over pull-up maneuver. It is told that the flight control law designed in "DMI-method" is adequate to the full flight regime without gain scheduling and is efficient to produce the time response shape desired to the handling quality requirements. On the contrary, the flight control law designed in "Gain Scheduling-method" is easy to be implemented in flight control computer and insensitive to variation of the actuator model characteristics.

**Keywords** : flight control, dynamic model inversion, gain scheduling, handling quality

### I. 서론

항공기의 비행제어 장치(FCS : Flight Control System)는 기체, 추진기관, 항공전자, 보기계통과 더불어 항공기 주요 구성장치이며, 비행체의 안전운항과 성능에 직접적으로 영향을 미치는 항공기 필수 핵심 설계연구 대상이다. 1903년 미국 라이트 형제의 항공기 동력비행 성공 이래 항공기의 성능이 향상됨에 따라 확장된 전체 비행영역에 걸쳐 양호한 안정성과 조종성을 확보하기 위해 1960년대에 안정성 증강(SAS : Stability Augmentation System) 및 조종성 증강(CAS : Control Augmentation System) 방식이 항공기의 비행제어 장치에 채택되었다. 1970 중반 이후 조종사의 조종입력, 항공기 운동상태, 대기정보가 전기신호로 비행조종컴퓨터(FLCC : Flight Control Computer)에 입력되고 조종면 구동에 필요한 최적의 전기 신호를 생성하며 항공기의 비행성 및 조종성을 향상시키는 전자식 비행조종장치(Fly-By-Wire FCS)[1]가 개발되었다. 전자식 비행조종장치는 전체 비행영역에 걸친 양호한 조종 및 안정성 확보와 종래의 기계식에 비해 케이블 및 링크의 늘어남, 유격 방지 및 무게 경량화로 항공기 비행 성능을 향상시킬 수 있으며 임계성이 우수한 비행조종장치 구성품(비행조종 컴퓨터, 센서, 작동기)을 복수 또는 삼중, 사중으로 병렬 구동시켜 고장방지 및 손상에 대처하고, 신뢰성 및 안전성 확보 능력을 증가시킬 수 있는 장점이 있다. 전자식 비행조종장치의 종축 비행제어법칙은 SAS와 CAS로 구성된다[2]. 이러한 SAS에서는 받음각과 피치율을 되먹임(Feedback) 함으로써 항공기의 안정성을 향상시키고

CAS는 비행조건에 따라 받음각( $\alpha$ ), 피치율( $q$ ), 수직 하중 계수( $N_z$ ) 서보메카니즘을 사용하여 항공기의 조종성능을 향상시킨다. 특히  $N_z$ -CAS는 기동비행 영역에서 적절한 수직가속도 제한기능을 제공한다.

일반적으로 비행제어법칙을 설계하는 방법으로는 전체 비행영역 내에서 선정된 몇 개의 트림점(Trim)에 대해 얻은 선형모델을 기반으로 고전 PID 제어[3][4], 최적제어[2][5],  $H_\infty$ -제어나  $\mu$ -Synthesis 같은 강건제어(Robust Control)[6][7] 등을 적용하여 비행제어법칙을 설계한 후, 게인 스케줄링(Gain-scheduling) 기법[2]을 적용하여 전 비행영역의 설계를 완성한다. 이에 반해 비선형 방정식을 기반으로 한 비선형 제어기법 중에는 동역학모델 역치환(DMI : Dynamic Model Inversion) 기법이 있다. 이는 비행제어법칙을 설계하는데 비행기의 선형모델을 요구하지 않으며, 게인 스케줄링 없이 전 비행영역에서 사용될 수 있다. 과거 10여년 동안 연구되어 온 DMI 기법은 크게 두 가지 접근방법으로 요약된다. 한 가지는 상태 변환기법(State Transformation)으로 비선형 시스템의 상태 및 입력변수의 좌표변환을 적용하여 비선형 시스템을 선형모델로 변환하는 방법으로 Krener[8]은 제어가능 선형모델(Controllable Linear Model)로의 변환을 위한 조건을 보였으며 Jakubczyk[9]는 상태 및 입력벡터를 동시에 고려한 선형화 변환을 위한 해를 제시하였다. 그리고 Hunt[10]과 Krener[11]는 비선형 시스템의 입출력 변환에 대한 이론적 토대를 마련하였다. 한편, Meyer [12]는 DMI 방법을 처음으로 비행제어 시스템에 적용하였으며, 그 이후 Bugajski[13]는 조종입력 제한을 고려한 비행제어 시스템 설계에 DMI를 적용하였다. 최근에 Kim[14]과 Reiner[15]는 각각 DMI와 신경회로망(Neural Network), DMI와  $\mu$ -기법을 결합한 비행제어 시스템 설계방법을 제시하였다.

본 논문에서는 대상항공기의 종운동  $N_z$ -CSAS를 비행성 사양(HQS : Handling Quality Specifications)[16]을

접수일자 : 2001. 1. 30., 수정완료 : 2001. 4. 30.

하철근 : 울산대학교 수송시스템공학부 부교수(cha@uou.ulsan.ac.kr)  
임상수, 김병수 : 경상대학교 수송기계공학부(ssslim@hanmail.net/bskim@nongea.gsnu.ac.kr)

※ 본 연구는 일부 한국과학재단 목적기초연구(2001-1-30500-004-2) 지원으로 수행되었음.

만족하도록 참고문헌[14]에서 제시한 DMI 기법으로 설계하였다. 그리고 고전적인 계인 스케줄링 기법을 적용한 설계 결과와 그 특징을 비교 분석하였다. 이를 위하여 먼저 대상항공기 모델과 비행성 사양에 대해 2장에서 간략히 설명하였고 3장에서는 DMI 기법을 적용한  $N_z$ -CSAS 설계하였으며 고전적인 계인 스케줄링을 이용한  $N_z$ -CSAS 설계는 4장에 그 결과를 보였다. 마지막으로 5장에서는 앞에서 적용한 두 설계방법의 결과를 분석하여 그 특징을 비교하였다.

**II. 대상항공기 운동 모델 및 비행성 사양**

본 연구에서는 비행기의 일반적인 6 자유도 비행중 중 운동 기동비행에 대해서만 논하고자 한다. 따라서 대상항공기의 중운동 모델은 기체고정 좌표계(  $X_b, Y_b, Z_b$ -Axis)에 대해 다음과 같은 비선형 미분방정식으로 표현된다[3].

$$\begin{aligned} F_{xa} + F_{xg} &= m(\dot{U} + WQ) \\ F_{za} + F_{zg} &= m(\dot{W} - UQ) \\ M &= I_y \dot{Q} \\ \dot{\theta} &= Q \end{aligned} \tag{1}$$

여기서,  $U, W$ 는 비행기의 종방향(  $X_b, Z_b$ ) 속도 성분,  $Q, \theta$ 는 피치 각속도 및 피치각,  $m$ 은 비행기의 질량,  $I_y$ 는 피치축에 대한 관성모멘트를 나타낸다. 그리고 비행기에 작용하는 힘 성분은  $F_{ig}, F_{ia}$  ( $i = x, z$ )으로서 이는 각각 중력가속도에 의한 성분과 공기력에 의한 성분을 나타낸다. 공기력에 의한 종축 모멘트는  $M(\alpha, Q, \delta_e)$ 으로 표현되며 받음각( $\alpha$ )과 엘리베이터 입력( $\delta_e$ )의 함수이고 이는 다음과 같이 정의된다.

$$M \equiv C_m(\alpha, Q, \delta_e) \frac{1}{2} \rho V_T^2 S \bar{c} \tag{2}$$

그리고

$$\begin{aligned} C_m(\alpha, Q, \delta_e) &= C_{m_0}(\alpha, \delta_e) + C_{m_1}(\alpha) \frac{\bar{c}}{2V_T} Q \\ &+ \left\{ C_{m_2}(\alpha, \delta_e) + C_{m_3}(\alpha) \frac{\bar{c}Q}{2V_T} \right\} (\bar{X}_{cgR} - \bar{X}_{cg}) \end{aligned} \tag{3}$$

여기서, 엘리베이터 입력은 음의 피칭 모멘트를 유발하는 것이 양의 변위를 의미한다. 그리고 사용하고 있는 센서로는 속도( $V_T$ )계, 고도( $H$ )계, 피치각 및 각속도 사이로, 받음각 센서, 그리고 수직 가속도계이다. 비행기의 수직 가속도( $N_z$ )는 아래와 같이 정의된다. 여기서, 양의  $N_z$ 는 음의  $Z_b$  방향이다.

$$N_z \equiv - \frac{F_{za}}{mg} \tag{4}$$

본 연구에 사용된 공기력 관련 자료는 받음각  $-10^\circ \sim 45^\circ$  범위내에서, 그리고 대기자료와 엔진모델에 대한 동특성 자료는 데이터베이스로 제공되며 선형 보간법으로 공력 계수, 대기자료 및 엔진추력 값을 얻는다. 그리고 대상항공기에 대한 제원을 표 1에 나타내었다[17].

표 1. 대상항공기 제원.

Table 1. Aircraft configuration data.

무게(lbs)	$I_y$ (slug.ft <sup>2</sup> )	$\bar{c}$ (ft)	S( ft <sup>2</sup> )	$X_{cgR}/\bar{c}$	$\delta_e$
20,500	55,814	11.32	300	0.35	$\pm 24^\circ$

본 연구의 대상항공기는 Class IV에 속하며 CAT. A, Level 1 HQ를 갖도록  $N_z$ -CSAS를 설계한다[16]. 따라서  $N_z$ -CSAS를 설계할 때 고려해야 할 HQ 사양 중 주요 항목은 다음과 같다. 먼저, 단주기 감쇄비( $\zeta_{sp}$ )에 관한 요구도는 다음과 같다.

$$0.35 < \zeta_{sp} < 1.30 \tag{5}$$

그 다음은 CAP(Control Anticipation Parameter)으로서 그 정의는 아래와 같다.

$$CAP \equiv \frac{g}{V_T t_2} = \frac{w_{sp}^2}{n_a} \tag{6}$$

여기서,  $w_{sp}$ 는 단주기 모드의 고유진동수,  $n_a$ 는 가속도 민감도로서  $\Delta n/\Delta \alpha$ 으로 정의된다. 또한,  $V_T$ 는 항공기 속도,  $t_2$ 는 피치 각속도 반응의 상승시간(Rise Time)이며  $g$ 는 중력가속도를 의미한다. CAP에 대한 요구 조건은 다음과 같다.

$$0.28 < CAP < 3.6 \tag{7}$$

단, (5)와 (7)의 요구도는 MIL-F-8785C와 MIL-STD-1797B에 규정되어 있다.

그리고 계단입력을 주었을 때 정상상태의 피치각속도( $q_{ss}$ )와 최대 피치각속도( $q_{peak}$ ) 및 피치각 변화량( $\Delta \theta_{peak}$ )과의 관계를 규정하는 HQ 요구도는 그림 1과 같이 정의된다. 이는 Gibson's Criterion으로 기동비행시 정밀 경로 추적성을 판단하는 HQ이다.

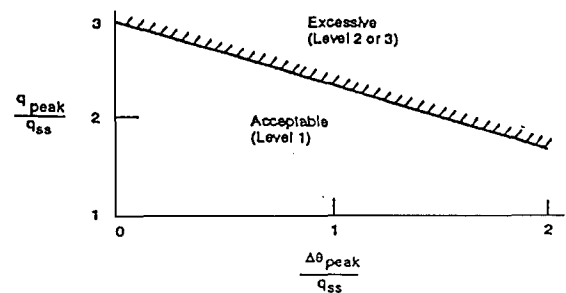


그림 1.  $q_{peak}/q_{ss}, \Delta \theta_{peak}/q_{ss}$  비행성 요구도.

Fig. 1.  $q_{peak}/q_{ss}, \Delta \theta_{peak}/q_{ss}$  HQ Spec.

**III. DMI 기법을 적용한  $N_z$ -CSAS 설계**

앞 장에서 제시한 설계사양을 적용하여 대상항공기의

비선형 중운동  $N_z$ -CSAS를 DMI 기법으로 설계한다. 먼저, 동역학모델 역치환 (DMI : Dynamic Model Inversion) 기법에 대해 간략히 설명하면 다음과 같다. 일반적인  $n$ 차원의 비선형 운동방정식을 아래와 같이 표현할 수 있다 [14].

$$\dot{x} = f(x, \dot{x}, \delta) \quad (8)$$

여기서,  $x(t), \dot{x}(t) \in R^n$ 는 상태변수이며  $\delta(t) \in R^m$ 는 제어입력변수이다. 그리고 함수  $f(\cdot)$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$f: R^n \times R^n \times R^m \rightarrow R^n \quad (9)$$

만일  $x(t), \dot{x}(t)$ 가 측정 가능할 경우 (8)는 다음과 같이 변환할 수 있다.

$$\dot{x} = u \quad (10)$$

$$u = f(x, \dot{x}, \delta) \quad (11)$$

여기서,  $u(t) \in R^n$ 는 의사제어 입력(Pseudo Control Variable)이다. 만일  $n=m$ 이고  $f(\cdot)$ 의 역함수가 존재하면, (11)로부터 (12)을 얻을 수 있다.

$$\delta = f^{-1}(x, \dot{x}, u) \quad (12)$$

여기서, (12)을 상태변수를 이용한 궤환선형화(Feedback Linearization)라고 한다. 따라서 (10)~(12)에 이르는 과정을 DMI 변환이라 하고 이를 그림 2에 나타내었다. 만일 (12)을 오차 없이 얻을 수 있다면 이를 (8) 대입하면 선형화된 (10)을 얻는다.

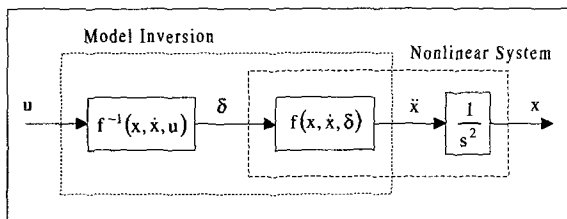


그림 2. DMI 변환.

Fig. 2. DMI transformation.

다음은 대상항공기의 비선형  $N_z$ -CSAS를 설계하기 위해 먼저, (1)에서  $Z_b$ -방향의 힘 방정식과 (4)로부터 아래의 (13)를 얻는다.

$$\dot{W} - UQ = -N_z g + g \cos \theta \quad (13)$$

그리고  $N_z$ -CSAS 설계를 위한 수직가속도 ( $N_z$ ) 관계식은 다음과 같이 구한다.

$$N_z = \frac{UQ}{g} + \frac{g \cos \theta - \dot{W}}{g} \quad (14)$$

한편, (1)로부터 피칭모멘트 방정식을 의사제어입력으로 표현하면 다음과 같다.

$$\dot{\theta} = u_\delta(t) \quad (15)$$

$$u_\delta(t) = \frac{1}{I_y} M(a, Q, \delta_e) \quad (16)$$

(2)와 (3)으로부터 피칭모멘트를 아래와 같이 근사적으로 표현할 수 있다.

$$M(a, Q, \delta_e) \approx M_0(a, Q) + M_\delta(a) \delta_e \quad (17)$$

따라서, (16)과 (17)로부터 궤환선형화를 위한 제어입력 ( $\delta_e$ )을 (18)와 같이 구할 수 있다.

$$\delta_e = \frac{I_y u_\delta(t) - M_0(a, Q)}{M_\delta(a)} \quad (18)$$

(18)의 제어입력을 (1)의 피칭모멘트 방정식에 대입하면 (15)을 얻는다. 따라서 의사제어입력을 아래와 같이 비례-미분제어 형태로 가정한다.

$$u_\delta(t) = K_{p\theta}(\theta_c - \theta) + K_{d\theta}(\dot{\theta}_c - \dot{\theta}) \quad (19)$$

여기서, 제어이득( $K_{p\theta}, K_{d\theta}$ )은 대상항공기의 중운동을 안정화(Stabilization)시키고 (5)~(7)에서 주어진 HQ특성을 갖도록 선정한다. 그 다음은 중운동  $N_z$ -CAS를 설계한다. 이를 위해 수직가속도 명령에 대한 피치 각속도 명령을 생성할 수 있도록 (14)를 다음과 같이 재 정의한다.

$$N_z = u_n(t) \quad (20)$$

$$u_n(t) = \frac{UQ}{g} + \frac{g \cos \theta - \dot{W}}{g} \quad (21)$$

여기서, (21)를 이용하여 (19)에 주어진  $Q_c$ 를 유도하면 (22)과 같이 표현된다.

$$Q_c = \frac{g}{U} \{u_n(t) - \cos \theta\} \quad (22)$$

여기서,  $\dot{W}$ 는 측정이 불가능하므로  $\dot{W} \approx 0$ 이라고 가정한다. 그리고 (22)의 변수 ( $u_n(t)$ )를 다음과 같이 정의한다.

$$u_n(t) = K_{pn}(N_{zc} - N_z) + K_{in} \int (N_{zc} - N_z) dt \quad (23)$$

여기서, PI-제어기의 이득( $K_{pn}, K_{in}$ )은 대상항공기가 만족스런 수직가속도 반응을 나타내도록 선정한다. 결론적으로 설계하고자 하는  $N_z$ -SCAS의 폐회로 구성도를 그림 3에 나타내었다.

다음은 앞에서 제시한 HQ 요구도를 만족하도록 그림 3과 관련된 제어이득을 선정한다. 일반적으로 비행기 중

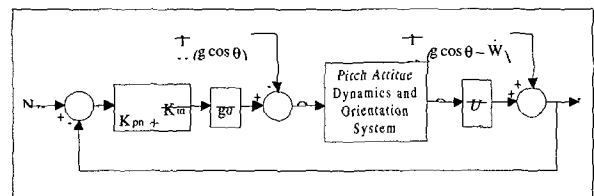


그림 3. DMI-기법에 의한  $N_z$ -SCAS의 폐회로 구성도.

Fig. 3. Closed-Loop  $N_z$ -SCAS in DMI-method.

운동에서 피치각속도 반응( $Q(t)$ )이 수직가속도 반응( $N_z$ )보다 응답이 빠르므로 (18)을 (1)에 대입하면 Inner-Loop에서 (15)과 (19)가 남는다. 이 관계로부터 Inner-Loop의 제어이득( $K_{p\theta}, K_{d\theta}$ )을 선정하기 위하여 전달함수를 구하면 (24)와 같다.

$$\frac{\Theta(s)}{\Theta_c(s)} = \frac{K_{d\theta}s + K_{p\theta}}{s^2 + K_{d\theta}s + K_{p\theta}} \quad (24)$$

이 전달함수는 하나의 zero를 갖는 전형적인 2차계의 형태이며 제어이득을 자유진동수( $w_n$ )와 댐핑계수( $\zeta$ )로 표현할 수 있다.

$$K_{p\theta} = w_n^2, K_{d\theta} = 2\zeta w_n \quad (25)$$

본 연구에서는 (5)와 (7)에 주어진 HQ조건을 만족하도록 한다.

$$\begin{aligned} \zeta_{sp} &= 0.707 \\ t_{Qs} &= 0.8 \text{ sec} \end{aligned} \quad (26)$$

여기서,  $t_{Qs}$ 는 1% 정착시간(Settling Time)을 나타낸다. 따라서 (26)을 적용한 결과로 얻어지는 제어이득은 다음과 같다.

$$K_{p\theta} = 66.1, K_{d\theta} = 11.5 \quad (27)$$

또한 (17)을 오차없이 구할 수 있다면 Inner-Loop는 정상상태(Steady State)에서 다음과 같다.

$$Q_c \approx Q \quad (28)$$

따라서 그림 3의 Outer-Loop를 해석하면 (20)~(23)로부터 수직가속도식은 다음과 같이 표현된다.

$$N_z = -\frac{\dot{W}}{g} + K_{pn}(N_{zc} - N_z) + K_{in} \int (N_{zc} - N_z) dt \quad (29)$$

그리고 (4)로부터 다음의 관계식을 얻는다.

$$W(t) = \tau_n g N_z(t) \quad (30)$$

여기서  $\tau_n$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\tau_n \equiv \frac{2m}{C_{La} \rho S V_T} \quad (31)$$

(28)에 (29)을 대입하고 라플라스 변환을 취하면 (32)과 같은 전달함수를 얻는다.

$$\frac{N_z(s)}{N_{zc}(s)} = \frac{K_{pn}s + K_{in}}{\tau_n s^2 + (1 + K_{pn})s + K_{in}} \quad (32)$$

본 연구에서는 (32)의 1% 정착시간( $t_{Ns}$ )이 Inner-loop보다 3배 이상 크며 그 형태를 1차계로 가정하고 다음 조건을 만족하도록 제어이득( $K_{pn}, K_{in}$ )을 선정한다.

$$\tau_n = \frac{K_{pn}}{K_{in}} \quad (33)$$

$$t_{Ns} > 3t_{Qs} \quad (34)$$

그 결과로 선정된 제어이득은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} K_{pn} &= \tau_n K_{in} \\ K_{in} &= 1.92 \end{aligned} \quad (35)$$

여기서,  $\tau_n$ 는 속도( $V_T$ )의 함수이다. 본 설계과정에서 알 수 있듯이 DMI 기법에 의한  $N_z$ -CSAS 설계에는 게인 스케줄링이 전혀 필요 없음을 알 수 있다.

#### IV. 게인 스케줄링을 이용하는 고전제어 기법에 의한 $N_z$ -CSAS 설계

본 장에서는 대상항공기의 공력 및 엔진 데이터베이스를 활용하여 전 비행영역에 대한  $N_z$ -CSAS의 비행제어법칙을 고전적인 게인 스케줄링 방법으로 설계한다[2]. 이를 위해 표 2에 나타나 있듯이 비행영역에서 적절한 설계점을 선정 후, 비행조건 1~4의 네 설계점에 대한 트림값을 계산하고 이에 대한 선형화(Linearization)를 통해 선형모델을 구한다.

표 2.  $N_z$ -CSAS 설계를 위하여 선정된 설계점.

Table 2. Selected design points for  $N_z$ -CSAS.

비행조건	1	2	3	4
고도(feet)	0	10,000	10,000	0
속도 (Mach No)	0.4	0.4	0.7	0.7

그리고 그림 4의 구조를 갖는 제어계를 구성하고 극점 배치(Pole Assignment)기법을 사용하여 되먹임 이득( $K_p, K_a, K_i$ )을 구한다.

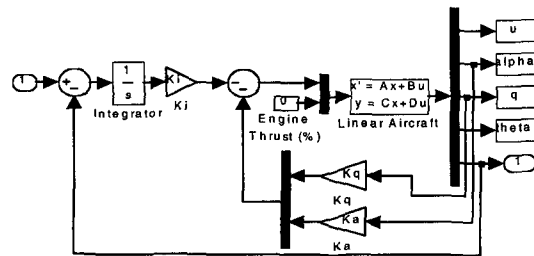


그림 4. 게인 스케줄링-기법을 적용한  $N_z$ -SCAS.  
Fig. 4.  $N_z$ -SCAS in gain scheduling method.

이때, 목표 폐루프(Desired Closed-Loop)가 DMI 기법에 의한 설계와 유사하게 다음의 조건을 만족하도록 한다.

$$\begin{aligned} \zeta_{sp} &= 0.80 \\ CAP &= 0.5 \\ \text{적분기극점} &< -5 \text{ rad/sec} \end{aligned} \quad (36)$$

여기서, 적분기 극점배치에 대한 제한조건은 천이응답(Transient Response)영역에서 적분기의 극점효과를 최소화하기 위한 것이다. 따라서, 각각의 설계점(비행조건 1

~4)에 대한 설계결과( $K_q, K_a, K_i$ )는 표 3과 같다.

표 3. 네 설계점에 대한 제어계 게인값.

Table 3. Controller gains for four design points.

게인	$K_a$		$K_q$		$K_i$		
	고도 마하수	0 (ft)	10,000 (ft)	0 (ft)	10,000 (ft)	0 (ft)	10,000 (ft)
0.4		-125.02	-150.29	-52.40	-75.42	17.85	26.23
0.7		-89.50	-100.38	-20.70	-29.30	5.75	8.44

마지막으로, 이를 전 비행영역(Overall Flight Condition)에 적용하기 위하여 고도와 마하수에 대해 선형 게인 스케줄링을 한다.

이와 같은 과정으로 설계한  $N_z$ -CSAS를 네 설계점의 중간점 즉 마하수 0.55 및 고도 5,000ft에서 얻은 선형 시뮬레이션으로부터 그 결과를 HQ 요구도에 대해 분석해 보면 단주기 감쇄비 0.73 및 CAP=0.43 그리고 그림 1의  $q_{peak}/q_{ss}$ ,  $\Delta\theta_{peak}/q_{ss}$ 에 대해 각각 1.69와 0.45이라는 만족스런 결과를 얻었다.

V. 설계결과 및 비교분석

본 장에서는 제3장에서 설계한 DMI 기법에 의한  $N_z$ -CSAS (이하 “DMI-기법”이라 한다)와 4장에서 구한 고전적인 게인스케줄링을 적용한  $N_z$ -CSAS (이하 “게인스케줄링-기법”이라 한다)의 결과를 비교 분석한다. 이를 위하여 종운동의 대표적인 기동의 하나인 Push-over Pull-up 기동을 대상항공기의 비선형 시뮬레이션을 통하여 구현하였다. 두 기법에 대한 비선형 시뮬레이션은 모두 다음과 같은 초기조건에서 시작한다.

마하수=0.55  
 고도(H)=5,000 (ft) (37)  
 C.G=34% MAC (Mean Aerodynamic Chord)

또한, 두 기법에 의한 설계시에는 고려하지 않았던 엘리베이터 작동기 모델을 비행성 평가를 위해 비선형 시뮬레이션 과정에서 다음과 같이 고려하였다.

$$\frac{\delta_e(s)}{\delta_{ec}(s)} = \frac{30}{s+30} \quad (38)$$

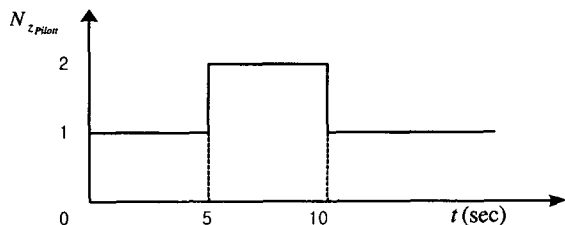


그림 5. Push-over Pull-up 조종입력.

Fig. 5. Pilot command for push-over pull-up maneuver. 그리고 Push-over Pull-up을 위한 계단입력 형태의 수직가속도 명령을 다음과 같은 필터를 통과시킨다. 여기서  $N_{zc_{pilot}}(t)$ 는 조종사 입력이며 이를 그림 5에 나타내

었다.

$$\frac{N_{zc}(s)}{N_{zc_{pilot}}(s)} = \frac{8.3}{s+8.3} \quad (39)$$

다음은 “DMI-기법”과 “게인스케줄링-기법”에 대해 (37)-(39)으로부터 얻은 비선형 시뮬레이션 결과를 그림 6에 나타내었으며 그 결과로부터 다음과 같은 사실을 알 수 있다.

첫째, “DMI-기법” 경우, 마하수는 0.50~0.55, 고도는 4,950 ft ~ 5,850 ft 범위를 가지며 “게인스케줄링-기법”의 경우, 마하수는 0.49~0.55, 고도는 5,000 ft~6,100 ft 변화의 범위를 가진다. 따라서 두 결과 모두 거의 동일한 마하수와 고도의 범위를 갖는다.

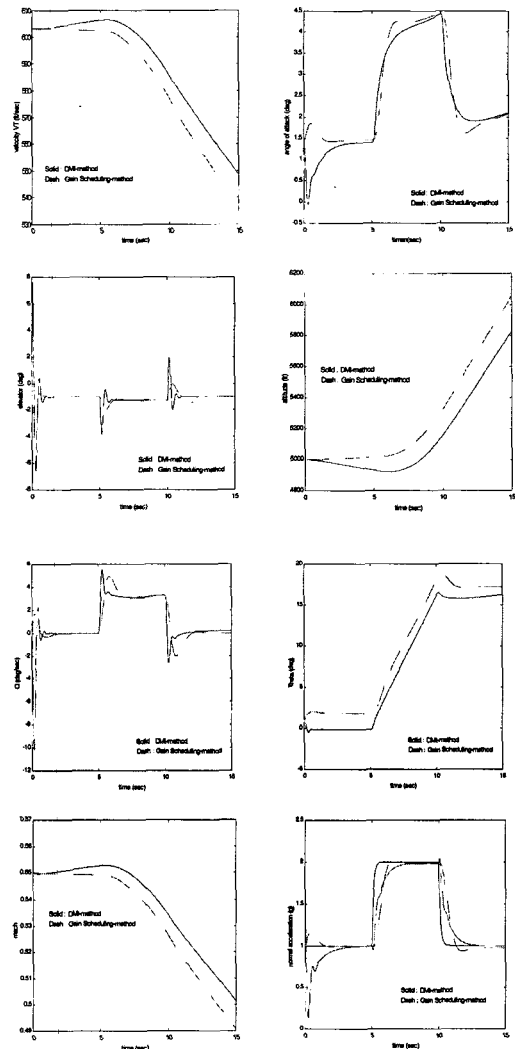


그림 6. Push-over Pull-up 시간반응. Fig. 6. Time responses for Push-over Pull-up.

둘째, 엘리베이터 입력에 대해, “DMI-기법”과 “게인스케줄링-기법”의 경우 각각  $-4 \sim -2^\circ$  와  $-2 \sim 0^\circ$  범위를 가지며 대역주파수는 “DMI-기법”의 경우가 훨씬 크다. 따라서 “DMI-기법”이  $N_{zc_{pilot}}$ 에 대한  $N_z$ 의 응답성 면에서 우수하다.

셋째,  $N_{zc\text{ pilot}}(t)$  조종입력에 대해, “DMI-기법”의 경우는 1차계 반응을 갖도록 의도한 결과를 보이고 있으나 “게인스케줄링-기법”의 경우 2차계 반응을 보이고 있다. 일반적으로 조종사는 Overshoot가 거의 없는  $N_z$  반응을 선호하는 바 “DMI-기법”이 조종입력에 대한 반응 형상을 구현하기가 용이하다.

넷째, 받음각 변위를 보면, “DMI-기법”과 “게인스케줄링-기법”의 경우 모두 1.2~4.5° 범위를 가진다. 그러나,  $N_z$  시간반응에서처럼 전자의 경우가 후자보다 비 최소위상(Non-minimum Phase) 효과가 현저히 나타난다.

다섯째, 엘리베이터 작동기 모델이 (40)과 같이 반응이 느린 경우  $N_{zc\text{ pilot}}$  조종입력에 대한  $N_z$ 의 시간반응을 그림 7에 나타내었다.

$$\frac{\delta_e(s)}{\delta_{ec}(s)} = \frac{15}{s+15} \quad (40)$$

(38)의 경우와 비교할 때 “게인스케줄링-기법”이 작동기 모델변화에 덜 민감하다.

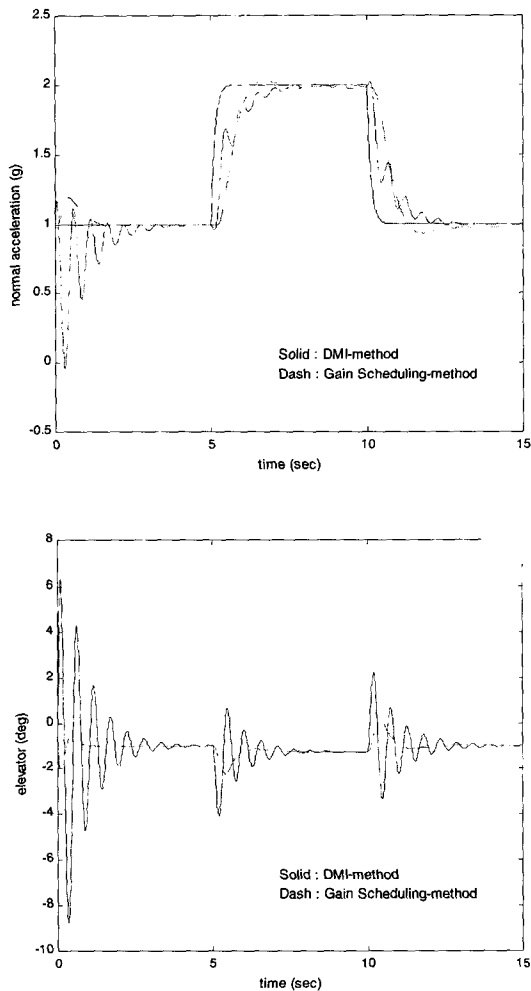


그림 7. 무게중심변화에 대한 시간반응.  
Fig. 7. Time responses for CG variation.

여섯째,  $\Delta CG = 10\% MAC$ (후방으로)인 경우,  $N_{zc\text{ pilot}}$

에 대한  $N_z$ 의 시간반응을 그림 8에 나타내었다. 그림에서 보듯이 “DMI-기법”의 경우가 정적 안정성 완화(Relaxed Static Stability)에 덜 민감하다.

그리고 그림 6의 비선형 시뮬레이션 결과를 (5)-(7) 및 그림 1의 HQ 요구도에 적용하여 비교 분석한 결과를 요약하면 다음과 같다.

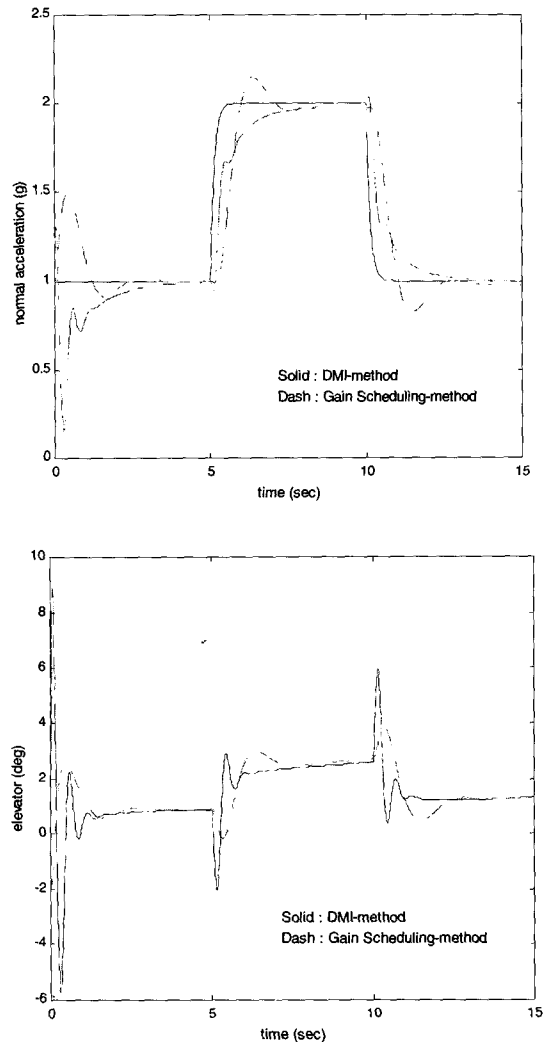


그림 8. 무게중심변화에 대한 시간반응.  
Fig. 8. Time responses for CG variation.

첫째, 단주기 감쇄비 HQ에 대해, “게인스케줄링-기법”인 경우 0.70로써 요구조건에 만족하였으나, 네 설계점의 선형 시뮬레이션 결과(0.81~0.91)보다는 성능저하가 나타났다. 그리고 “DMI-기법”인 경우 또한 0.47정도로 요구조건을 만족하였다.

둘째, CAP HQ에 대해, “게인스케줄링-기법”인 경우 0.51(선형 시뮬레이션인 경우는 0.43)로써 기준을 만족하였다. 그리고 “DMI-기법”인 경우 0.40정도로 요구조건을 만족하였다.

셋째, “DMI-기법”인 경우  $N_z$ 의 정상상태 값은 1.99이며, “게인스케줄링-기법”인 경우, 적분 제어를 사용한 결

과 그 값은 1.98 (선형 시뮬레이션인 경우는 1.99)로 오차는 거의 없다.

표 4. “DMI-기법”과 “게인스케줄링-기법”의 특징.  
Table 4. Characteristics of “DMI-method”과 “Gain scheduling-method”.

	“DMI-기법”	“게인스케줄링-기법”
장점	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 설계과정이 단순함.</li> <li>- 모든 비행영역에 대해 거의 유사한 HQ가 유지됨.</li> <li>- HQ 요구에 맞는 반응형상 구현이 용이함.</li> <li>- 다른 항공기의 경우도 동일한 제어기 구조를 가질 수 있음.</li> <li>- CG 변화에 둔감함.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 제어기 구조가 간단함.</li> <li>- 작동기 모델변화에 둔감함.</li> </ul>
단점	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 작동기 모델변화에 민감함.</li> <li>- DMI 오차에 성능이 민감함.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 설계점 이외에서는 안정성이 보장되지 않고 HQ 성능이 저하됨.</li> <li>- CG 변화에 민감함.</li> </ul>

넷째,  $a_{peak}/a_{ss}$ ,  $\Delta\theta_{peak}/a_{ss}$  HQ에 대해, “DMI-기법”인 경우 각각 1.72, 0.25이며, “게인스케줄링-기법”인 경우 각각 1.60, 0.55(선형 시뮬레이션인 경우는 1.69, 0.45)로써 요구조건을 모두 만족하였다.

이와 같은 비교분석 결과로부터 두 기법에 대한 특징을 정리하여 표 4에 나타내었다.

**VI. 결론**

지금까지 대상항공기의  $N_z$ -CSAS에 적합한 비행성 사양을 제시하고 이를 만족하도록 각각 “DMI-기법”과 “게인스케줄링-기법”으로  $N_z$ -CSAS를 설계하여 그 특징을 비교 분석하였다. 전자의 경우는 근사화한 공력모델을 이용하여 DMI를 구현하여 설계하였으며 후자의 경우는 마하수 0.4와 0.7 그리고 고도 0ft와 10,000ft의 네 설계점에 대한 선형제어기를 설계하고 마하수와 고도의 함수로 게인스케줄링을 이용하여 설계하였다. 그리고 이를 종축의 대표적인 기동의 하나인 Push-over Pull-up에 적용하였다. 두 기법 모두 설계 시에는 작동기 모델을 고려하지 않고 시뮬레이션 평가 과정에는 작동기 모델을 포함하여 비행성을 평가하였다. 그 결과를 비교 분석하여 보면 다음과 같은 사실을 알 수 있다. “DMI-기법”에 의한 비선형 제어법칙은 설계구조가 다소 복잡하고 모델역치환과 작동기의 시정수에 민감한 특성을 보이지만, 게인스케줄링 없이 전 비행영역에 대한 적용이 가능하고 비행성 요구에 맞는 시간반응 형상을 쉽게 구현할 수 있는 반면, “게인스케줄링-기법”은 설계과정이 단순하고 그 구조가 간단하여 구현하기 쉽고 작동기 모델특성에 민감하지 않지만, 설계점 이외에서 안정성이 보장되지 않거나 비행성이 저하되는 경향을 보이고 항공기 무게중심 변화에 매우 민감한 반응을 나타낸다.

**참고문헌**

- [1] Nordwall, B. D., “US F-14s to get digital controls,” *Aviation Week and Space Technology*, vol. 147, no. 19, 1996.
- [2] Lin, C. F., ed., *Advanced Control System Design*, Prentice Hall, Englewood Cliffs, NJ, 1994.
- [3] Roskam, J., “Airplane flight dynamics and automatic flight controls,” Roskam Aviation and Engineering Corp., Ottawa, KS, 1979.
- [4] McRuer, D., Ashkenas, I., and Graham, D., *Aircraft Dynamics and Automatic Control*, Princeton Univ. Press, Princeton, NJ, 1971.
- [5] Luke, J. P., Ridgely, D. B., and Walker, D. E., “Flight controller design using mixed  $H_2/H_\infty$ -optimization with a singular  $H_\infty$ -constraint,” *Proceedings of the 1994 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, AIAA, Washington, DC, pp. 1061-1071, 1994.
- [6] Doyle, J. C., Zhou, K., and Bodenheimer, B., “Optimal control with mixed  $H_2$  and  $H_\infty$  performance objectives,” *Proceedings of the 1989 American Control Conference*, Pittsburgh, PA, 1989.
- [7] Balas, G. J., and Packard, A. K., “The structured singular value ( $\mu$ ) framework,” *CRC Controls Handbook*, CRC Press, Boca Raton, FL., 1996.
- [8] Krener, A. J., “On the equivalence of control systems and the linearization of nonlinear systems,” *SIAM Journal of Control*, vol. 11, no. 4, Nov., 1973.
- [9] Jakubczyk, B. and Respondek, W., “On the linearization of control systems”, *Bull. Acad. Polon. Ser. Math. Astronom. Phys.*, 33:517-522, 1980.
- [10] Hunt, L. R., Su, R., and Meyer, G., “Design for multi-input nonlinear systems,” [3] *Differential Geometric Control Theory*, Birkhauser, pp. 268-298, 1982.
- [11] Krener, A. J., Isidori, A., and Respondek, W., “Partial and robust linearization by feedback,” *Proceedings of the 22nd IEEE CDC*, San Antonio, Texas, pp. 126-130, Dec., 1983.
- [12] Meyer, G. and Cicolani, L., “Application of nonlinear systems inverses to automatic flight control design,” *Theory and Application of Optimal Control in Aerospace Systems*, AG251, pp. 1-29, 1981.
- [13] Bugajski, D. J. and Enns, D. F., “Nonlinear control law with application to high angle-of-attack flight,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 15, no. 3, pp. 761-767, 1992.
- [14] Kim, B. S. and Calise, A. J., “Nonlinear flight control using neural networks,” *Proc. of the*

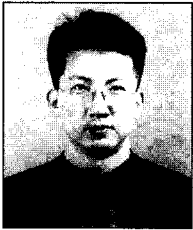
*AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Scottsdale, AZ, pp. 930-940, 1994.

[15] Reiner, J., Balas, G. J., and Garrard, W. L., "Robust dynamic inversion for control of highly maneuverable aircraft," *Journal of Guidance, Control,*

*and Dynamics*, vol. 18, no. 1, pp. 18-24, 1995.

[16] Cooper, G. E., and Harper, R. P., "The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities," NASA-TN-D 5153, May, 1969.

[17] Stevens, B. L., and Lewis, F. L., *Aircraft Control and Simulation*, John Wiley & Sons, Inc. 1992.



**하철근**

1960년 9월 29일 경남 진주 출생. 1984년 서울대 항공공학과 졸업. 1986년 동대학원 석사. 1993년 미국 워싱턴대 항공우주공학과 박사. 1988~1993. 연구조교, 1993. 3~1993. 8 Post-Doc. 1993-현재 울산대학교 수송시스템공학부 부교수.

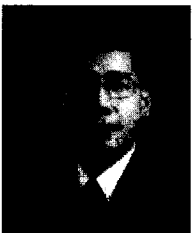
관심분야는 강건 디지털제어 이론 및 적용, 최적 제어, 적응적 지능제어, 무인기(UV)의 자동항법 및 유도제어.



**임상수**

1964년 7월 17일 충남 천안 출생. 1986년 공군사관학교 항공공학과 졸업. 1998년 경상대학교 대학원 석사. 현재 동 대학원 박사과정. 1994년 미 공군 시험비행 학교 졸업. 현재 공군 시험평가전대 시험비행조종사. 관심분야는 항공기 비행

제어 설계 및 시험평가.



**김병수**

1959년 5월 10일 서울 출생. 1982년 서울대 항공공학과 졸업. 1984년 동 대학원 석사. 1994년 Georgia Tech. 항공우주공학 박사. 1994년~2000년 국방과학연구소 선임연구원. 현재 경상대학교 수송기계공학부 조교수. 관심분야는 무인기 자

율비행조종 및 신경회로망 적용 적응제어.