

## 중축 비행성 요구도 및 안정성 여유 만족을 위한 비행제어법칙 최적화 및 평가

김성현<sup>1</sup> · 고득원<sup>1</sup> · 이태현<sup>1</sup> · 김동환<sup>2</sup> · 김병수<sup>1,†</sup>

<sup>1</sup>경상대학교 기계항공공학부

<sup>2</sup>한국항공우주산업 비행제어법칙팀

### Optimization and Evaluation of Flight Control Laws to Satisfy Longitudinal Handling Quality and Stability Margin Requirements

Seong Hyeon Kim<sup>1</sup>, Deuk Won Ko<sup>1</sup>, Tae Hyun Lee<sup>1</sup>, Dong Hwan Kim<sup>2</sup> and Byoung Soo Kim<sup>1,†</sup>

<sup>1</sup>School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

<sup>2</sup>Flight Control Law Team, Korea Aerospace Industries

#### Abstract

This paper describes a design method using an optimization technique to satisfy the longitudinal handling quality of high maneuverable jet aircraft. The dynamic inversion technique was applied to the target aircraft, and the control gain optimization satisfied the longitudinal short-period handling quality, however, the stability margin was not considered. If the stability margin is not satisfied, it is necessary to directly readjust the gains through trial and error methods for improvement. To improve this, an additional compensator and an optimization constraint were added to the control gain optimization procedure. In addition, the degree of handling quality satisfaction with the optimization result was reevaluated, and additional control evaluation criteria for the convergence of the time response and the steady state error that the flight performance requirement set as the optimization constraint cannot be reflected, and the results are described.

#### 초 록

본 논문은 고기동 제트항공기의 중축 비행성 요구도를 만족하기 위해 최적화 기법을 이용한 설계 방법에 대해 기술한다. 대상 항공기는 모델 역변환 기법이 적용되었으며, 제어이득 최적화로 중축 단주기 비행성 요구도를 만족하지만, 안정성 여유 항목이 고려되지 않았다. 안정성 여유를 만족하지 못하는 경우 개선을 위해 시행 착오법 등을 통한 이득의 직접 재조정이 필요하며, 이를 개선하기 위해 추가적인 보상기와 최적화 구속조건을 추가한 제어이득 최적화 방안을 제시하였다. 또한, 최적화 결과에 대한 비행성 만족도를 재평가하였으며, 최적화 구속조건으로 설정된 비행성 요구도가 반영하지 못하는 시간 반응의 수렴성과 정상상태 오차에 대한 추가적인 제어법칙 평가 기준 설정 및 그 결과에 대해 기술한다.

**Key Words** : Relaxed Static Stability(RSS, 정 안정성 완화기법), Handling Quality Requirement(비행성 요구도), Dynamic Inversion(모델 역변환), Stability Margin(안정성 여유), Steady State Error(정상상태 오차), Compensator(보상기), Gain Optimization(이득 최적화), Frequency Response Magnitude(FRM)

## 1. 서 론

현대의 군용항공기들은 항공기를 정적으로 불안정하게 설계하여 고기동성을 확보하는, 정 안정성 완화

기법(RSS)이 적용되고 있다[1]. 해당 기법이 적용된 항공기는 비행 안정성을 확보함은 물론 감항 인증 기준에서 제시하는 비행성 요구도를 만족하기 위해 적합한 비행 제어법칙 설계가 필수적이다.

비행성 요구도를 만족하는 제어법칙을 효율적으로 설계하기 위해서 최적화 기법을 활용할 수 있으며[2, 3], MIL-STD-1797A 4.2.1.2항목에서 제시한 중축 단주기 비행성 요구도[4]를 만족하기 위해 해당 요구

도를 구속조건으로 사용한 모델 역변환 제어법칙의 최적화 설계기법이 연구되었다[5, 6]. 그러나 해당 4.2.1.2 항목은 항공기의 안정성 여유를 포함하지 않으며, LOES(저 차수 등가 시스템) 형태에서 도출되는 주파수 영역의 특성변수만을 비행성 만족도 평가 시 사용하므로 시간 영역의 적절성을 보장할 수 없다.

본 연구에서는 참고문헌[5]의 LOES 최적화 수행 결과 위상 여유를 만족하지 못하는 제트항공기 중속 비행 제어법칙에 구속조건 및 보상기 최적화를 추가하여 최적 제어법칙 설계 절차의 개선방안을 제시한다. 또한, 참고문헌[4]에서 보장하지 못하는 시간 반응 적절성을 판단하기 위해 수행한 최적 제어법칙의 추가적인 입출력 반응 평가와 그 결과에 관해 기술한다.

## 2. 제트항공기 중속 비행제어법칙

본 연구의 대상인 제트항공기는 참고문헌[5]를 근거로 한 모델 역변환 기법과 비례-적분 제어방식을 결합한 제어법칙을 적용하였다.

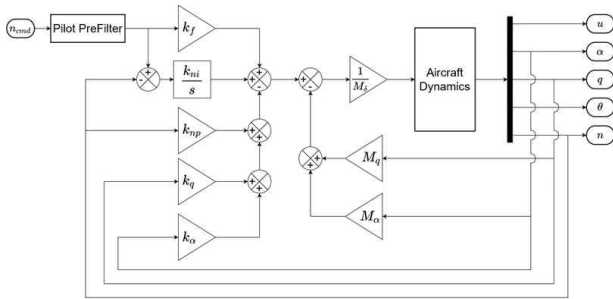


Fig. 1 Jet Aircraft Longitudinal Control Law

### 2.1 모델 역변환 기법

모델 역변환 기법은 항공기 입출력 반응에서 동적 특성을 제거하고 원하는 운동 특성을 가지기 위해 항공기 동역학 관계식을 이용하는 제어법칙이다. 본 연구의 제트항공기 제어법칙에서는 요구 각속도변화량( $\dot{q}_{des}$ )을 획득하기 위해 항공기의 2차 단주기 상태-공간 근사화 모델을 이용한다. 중속 2차 단주기 모델에 대한 상태 공간 방정식은 Eq. 1로 표현할 수 있다. 2차 모델로부터 요구 각속도변화량( $\dot{q}_{des}$ )을 추종할 수 있는 입력( $u$ )에 관한 식을 Eq. 2와 같이 획득한다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_\alpha & 1 \\ M_\alpha & M_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_e} \end{bmatrix} \delta_e \quad (1)$$

$$u = \frac{1}{M_{\delta_e}} (\dot{q}_{des} - (M_\alpha \alpha + M_q q)) \quad (2)$$

### 2.2 비례-적분 제어

요구 각속도변화량( $\dot{q}_{des}$ )을 비례-적분 제어 및 수직 가속도명령( $n_{cmd}$ )을 입력값으로 한 개 루프 명령 방식으로 제어하며 Eq. 3과 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{q}_{des} = (k_f + \frac{k_{ni}}{s})n_{cmd} - (k_{np} + \frac{k_{ni}}{s})n - k_q q - k_\alpha \alpha \quad (3)$$

Eq. 3으로부터 요구 각속도변화량( $\dot{q}_{des}$ ) 제어법칙의 입출력 전달함수 구성 후 시간에 대하여 적분하고 이득값들을 Eq. 5과 같이 표현하여 정리하면 Eq. 4와 같은 중속 2차 LOES 형태로 표현할 수 있다. 도출된 LOES 모델을 이용하여 중속 단주기 비행성 요구도를 평가할 수 있으며 Eq. 5을 통해 이를 만족하도록 하는 이득 값을 계산할 수 있다. 그러나 제어법칙으로부터만 계산된 LOES는 항공기의 구동기나 센서 등의 외적 요인에 대한 시간 지연 특성을 반영하지 못하며, 항공기는 고차시스템이므로 이를 반영한 이득 값 조정이 필요하다. 따라서 참고문헌[5]과 본 연구에서는 목표 비행성 요구도를 설정하고 이로부터 계산되는 Eq. 5의 이득 값을 초기값으로 설정한 뒤 전체 시스템에 대한 이득 최적화를 수행하여 비행성 요구도를 만족하는 이득을 획득하는 과정을 수행하였다.

$$\frac{q}{n_{cmd}} = \frac{K_q (s + 1/T_{\theta 2}) e^{-\tau_q s}}{s^2 + 2\zeta_{sp} \omega_{n_{sp}} s + \omega_{n_{sp}}^2} \quad (4)$$

$$k_f = \left( \frac{g}{V_T} \right) \left( \frac{180}{\pi} \right) T_{\theta 2} w_{n_{sp}}^2$$

$$k_{ni} = \left( \frac{g}{V_T} \right) \left( \frac{180}{\pi} \right) w_{n_{sp}}^2 \quad (5)$$

$$k_{np} = \left( \frac{g}{V_T} \right) \left( \frac{180}{\pi} \right) T_{\theta 2} (w_{n_{sp}}^2 + k_\alpha)$$

$$k_q = 2\zeta_{sp} \omega_{n_{sp}}$$

$$k_\alpha = 0$$

### 3. 비행성 요구도 선정 및 평가

#### 3.1 종축 단주기 비행성 요구도 평가 기준

종축 단주기 운동의 비행성 평가 기준은 미 군사규격인 MIL-STD-1797A의 4.2.1.2절에서 제시하는 요구 조건을 사용한다[4]. 해당 항목은 Eq. 4의 종축 단주기 LOES모델을 토대로 도출되는, 피치자세 시상수( $T_{\theta 2}$ ), 단주기 감쇠비( $\zeta_{sp}$ ), 단주기 고유진동수( $\omega_{sp}$ ), 등가시간지연( $\tau_q$ ) 과 같은 주파수 영역 특성계수의 허용 범위를 중점으로 항공기 종축 단주기 운동의 비행성 요구도를 평가한다.

#### 3.2 비행성 요구도 선정

이전의 연구에서는 경우 위 기준만을 토대로 Table 1에 제시된 1~5번 항목의 요구도를 구속조건으로 설정하여 Eq. 5의 모델 역변환 이득의 최적화를 진행한 바 있다. 본 연구에서는 위 항목에서 고려되지 않았던 안정성 여유의 만족도를 판단하기 위해 해당 요구도를 평가 항목으로 추가하였다. 또한, 정상상태 오차를 판단하기 위해 FRM(Frequency Response Magnitude) 항목이 추가하여 총 7개의 비행성 요구도 항목을 선정하였다. 해당 항목 및 정상상태 오차의 상세 내용에 대해서는 4절에서 후술한다. 선정된 비행성 요구도는 최적화된 제어법칙의 평가 기준으로 사용되며, 최적화 시 구속조건으로 적용된다.

### 3.3 개선 이전 모델 비행성 평가 결과

개선이 필요한 기존의 제트항공기 제어법칙을 CONDUIT(Control Designer's Unified Interface) 프로그램[7]을 활용하여 앞서 선정한 7개 비행성 요구도로 평가한 결과는 Fig. 2와 같다. 안정성 여유 및 Dropback, FRM 항목이 Level 2인 것으로 평가되어 개선이 필요한 것을 확인할 수 있으며, 그중 안정성 여유는 위상 여유만 Level 2로 벗어나 있다. 또한, FRM 항목 역시 Level 2로 평가되었다.

Table 1 Handling Quality Constraint List

순번	항목	출처
1	Short term pitch Response(CAT A)	MIL-STD-1797A
2	Short Period Frequency Response	MIL-STD-1797A
3	Control Anticipation Parameter(CAT A)	MIL-STD-1797A
4	LOES Dropback Approximation	MIL-STD-1797A, AGARD-CP-333
5	Max Allowable LOES Cost	Ames Research Center
6	Stability Margin	MIL-DTL-9490E
7	Frequency Response Magnitude	Ames Research Center

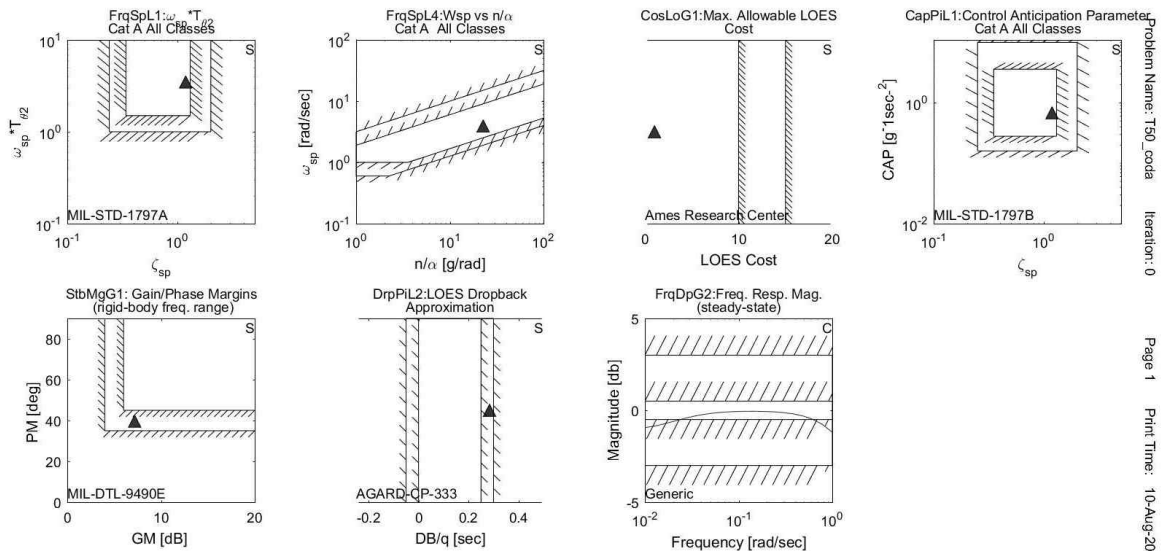


Fig. 2 Handling Quality Evaluation Result of Initial LOES Optimized Jet Aircraft

### 4. 최적 제어법칙 개선

#### 4.1 안정성 여유 개선 방향 확인

Eq. 5의 기존 LOES 이득 값을 조정하여 제트항공기의 안정성 여유 항목을 Level 1로 개선 가능 여부를 파악하기 위해 이득 값에 대한 안정성 여유 비행성 요구도 항목의 둔감성(Insensitivity) 해석과 개루프 시스템의 보데 선도를 분석하였다. 분석결과 피드 포워드 이득( $k_f$ )를 제외하면 모두 Fig. 3과 같이 둔감성이 20% 이내로 LOES 이득이 안정성 여유 항목에 영향력이 있는 것으로 확인되었다. 그러나 시스템의 개루프 보데 선도 분석결과, LOES 이득 최적화 결과 위상 여유가 Fig. 4와 같이 국부 최대치(44.6deg)에 자리 잡고 있어 LOES 이득 조정만으로 개선할 수 없음이 확인되었다.

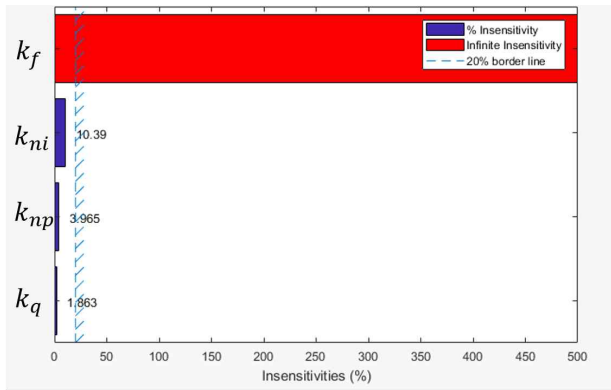


Fig. 3 Insensitivities of LOES Gain about Stability Margin HQ

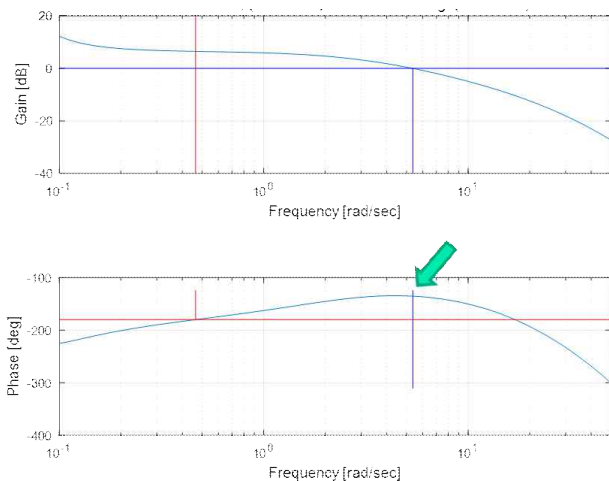


Fig. 4 Bode Plot of System Before Optimization

#### 4.2 보상기 추가

제어법칙의 위상 여유를 개선하기 위해 위상 그래프를 상승시킬 수 있는 1차 전달함수 형태의 앞섬 보상기(Lead Compensator)를 추가하였다. 보상기는 상대 차수가 0차인 전달함수 형태로 구성되며, 시스템 주파수 영역에 코너 주파수를 추가로 생성하여 보데 선도의 개형을 잡음 제거나 명령 추종 등에 적합한 방향으로 개선할 수 있도록 한다[8]. 보상기의 위치는 Fig. 5와 같이 피치 각속도( $q$ ) 귀환에 적용하여 최적화를 진행하였다.

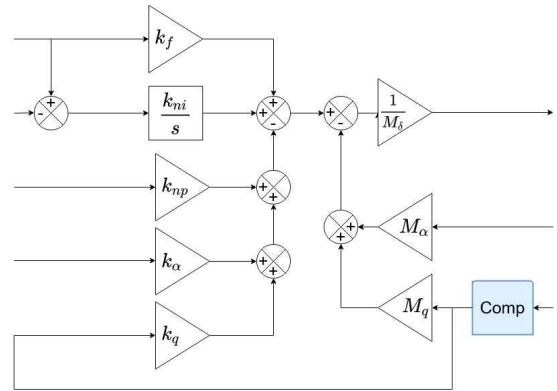


Fig. 5 Compensator Added Control Law

보상기의 파라미터는 극점과 영점( $p, z$ )의 2개, 혹은 보상기 이득 및 영점과 극점의 코너 주파수( $k, \omega_z, \omega_p$ ) 3개의 파라미터와 같이 다양한 형태를 고려해볼 수 있다. 그러나 최적화 과정의 경우 일반적으로 변수를 줄이는 것이 계산 효율의 측면에서 바람직하므로 보상기 파라미터의 개수를 최소화하는 방향으로 설계를 진행하였다. 본 연구에서 적용된 보상기의 형태는 Eq. 6과 같으며, 극점은 특정 수치( $p=60$ )로 고정하고 영점의 코너 주파수( $\omega_z$ ) 하나의 보상기 파라미터만이 최적화 과정에서 조정되도록 설계하였다.

$$\frac{s/\omega_z}{s+60} + 1 \tag{6}$$

#### 4.3 정상상태 오차 관련 비행성 요구도 추가

보상기를 추가하는 경우 안정성 여유를 개선할 수 있으나, Fig. 6과 같이 보상기 파라미터 이득 값의 수

치가 커질수록 시간 반응의 정상상태 오차가 함께 증가하는 문제점이 발생하였다. 이러한 현상을 개선하는 방안으로 최적화 구속조건에 FRM 항목을 추가하였다. 해당 비행성 요구도는 출력값이 명령 값을 완벽하게 추종하여 정상상태 오차가 발생하지 않는 시스템의 경우 페 루프 보데 선도 진폭이 0이 되는 특성을 활용하여, 주파수  $10^{-2} \text{rad/s} \sim 1 \text{rad/s}$ 의 범위에서 진폭 선도가  $\pm 0.5 \text{dB}$  이내로 들어오는 경우 Level 1을 만족한 것으로 평가한다.

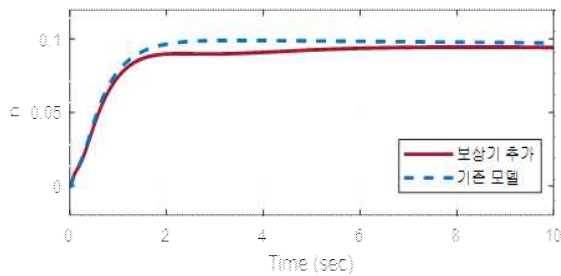


Fig. 6 Time Response of Large Compensator Gain Model

## 5. 최적화 조건설정

### 5.1 최적화 대상변수 및 절차

최적화 대상변수는 크게 모델 역변환 제어이득 변수와 추가된 보상기의 변수로 구분할 수 있다. 본 연구에서는 2단계 최적화를 통해 모델 역변환 제어이득 변수를 보상기의 변수를 각각 최적화하는 방식과 모델 역변환 제어이득 및 보상기의 변수를 동시에 최적화하는 두 가지 방안을 고안하여 수행조건을 분류하였다.

첫 번째 방법은 최적화 대상변수를 줄여 계산 효율을 증대시키기 위해, 종축 단주기 관련 비행성 요구도를 만족하게 하는 참고문헌[5]의 LOES 최적화를 1단계 최적화로 먼저 수행한 후, 보상기 최적화 과정을 따로 수행하는 2단계 최적화를 수행하는 방안이다. Eq. 5의 모델 역변환 이득 변수들을 최적화하여 참고문헌[4] 4.2.1.2항목의 비행성 요구도를 만족하게 한 후, 이를 모두 고정하고 안정성 여유를 추가로 포함한 비행성 요구도를 구속조건으로 설정하여 최적화를 진행하였다.

두 번째 방법은 Eq. 5의 모델 역변환 이득 변수와 추가된 보상기의 변수의 최적화를 동시에 진행하는 것으로, 최적화 대상변수가 많아 계산 효율은 낮지만, 수행 절차는 단순화시키는 방안이다. 모델 역변환 제어이득 최적화 변수의 초기값은 Control Anticipation Parameter(CAP), 목표 고유진동수( $\omega_{des}$ ), 목표 감쇠비( $\zeta_{des}$ )를 통해 Eq. 5로부터 계산하여 설정하였다.

### 5.2 비행성 요구도 구속조건 설정

앞서 제트항공기의 종축 단주기 비행성 요구도 만족 정도를 CONDUIT에서 판단하기 위해 총 7개의 HQ 항목을 선정하였다. 각 요구도 항목들은 CONDUIT 최적화 시 구속조건으로 적용되어 해당 비행성 요구도를 만족하는 최적화 변수를 도출할 수 있게 한다. 그러나 최적화 구속조건을 너무 많이 설정할 경우 문제의 복잡성이 커지며, 최적화 수행 시간이 증가하는 문제점이 발생할 수 있다. 본 연구에서는 다양한 최적화 실행방안을 고려하기 위해 구속조건으로 적용되는 비행성 요구도의 개수를 다음과 같이 나누었다.

첫 번째는 안정성 여유 1개만을 구속조건으로 설정하여 최적화를 수행하는 경우이다. 이 구속조건은 시스템에서 보상기의 변수만을 변화시켰을 때 항공기의 LOES 관련 비행성에 미치는 영향력이 적어 비행성 요구도의 만족도가 훼손되지 않을 것이라는 가정을 토대로 설정하였다. 따라서 1단계 최적화 수행 후 종축 단주기 비행성 요구도를 만족하게 한 모델 역변환 제어법칙의 이득 변수고정 후 최적화를 수행하는 2단계 최적화 방식에만 적용하였으며, 계산 복잡도가 가장 낮은 구속조건 설정 방식으로 볼 수 있다.

두 번째는 참고문헌[4] 4.2.1.2 항목에서 요구하는 종축 단주기 관련 LOES 비행성 요구도 5개와 안정성 여유 HQ를 포함, 현재 만족하고자 하는 총 6개의 비행성 요구도를 모두 구속조건으로 선정한다.

세 번째는 이전 6개 요구도 항목에서 정상상태 오차를 줄이기 위해 FRM 항목을 추가하여 총 7개의 비행성 요구도를 구속조건으로 선정한다.

구속조건의 설정 형태는, CONDUIT 최적화 수행 시 대상 HQ가 모두 동등한 가중치를 갖도록 설정하였으며, 모두 Soft Constraint Type으로 통일하였다.

## 6. 시간 반응 평가

앞서 설정한 조건을 통해 최적화를 수행하는 경우 대부분 참고문헌[4] 4.2.1.2 항목의 비행성 요구도를 Level 1로 만족할 수 있다. 그러나 위 항목은 항공기의 단주기 운동을 저 차수 등가 시스템(LOES) 형태로 근사화시킨 뒤 주파수 영역의 특성만을 평가함으로 시간 반응영역의 적절성을 추가로 평가할 필요성이 있다. 따라서 본 연구에서는 최적화된 비행 제어법칙을 시뮬레이션하여 시간 반응의 개형을 확인하였고 Table 3과 같은 자체 평가 기준을 추가로 설정하여 최적 제어법칙의 결과를 검증하였다.

**Table 3** Time Response Check List

순번	시간 반응 적합성 평가 기준
1	오버슈트는 명령 값의 10% 이내여야 한다.
2	시간 반응에 진동, 국부적인 지연 등 수렴성을 저해하는 요소가 포함되어선 안 된다.
3	Rise Time과 Settling Time은 종축 단주기 요구도만을 구속조건으로 갖는 1단계 LOES 최적화 결과와 비교하여 같거나 낮아야 한다.
4	정상상태 오차는 1단계 LOES 최적화 결과와 비교하여 같거나 낮아야 한다. 단, FRM 항목이 구속조건으로 포함된 경우, 해당 항목이 Level 1을 만족해야 한다.

## 7. 최적 제어법칙 개선 결과

다양한 조건의 최적화 수행조건 중, Fig. 8-9와 같이 적합한 입출력 시간 반응을 가지며, Fig. 10-11과 같이 안정성 여유 및 Dropback Approximation 항목이 Level 1을 만족하는 최적 제어법칙 설계 결과를 획득하였다. Fig. 7, 9는 최적화 대상변수를 5.1절의 첫 번째 방법으로 보상기의 변수만을 선택하고 비행성 요구도 구속조건 역시 5.2절의 첫 번째 방법으로 안정성 여유만을 선택한 수행조건으로 최적화된 제어법칙의 시간 반응과 비행성 평가 결과이다. 해당 조건은 계산 반복 횟수가 가장 적고 시간효율이 높았으며, LOES관련 비행성은 크게 변하지 않은 것을 확인하였다. 구속조건으로 포함되지 않은 FRM 항목의 경우

Level 1을 만족하지 못하였으나, 시간 반응 확인 결과 최적화 이전의 반응을 악화시키지 않음이 확인되어 적합하다고 판단하였다. Fig. 8, 10은 최적화 대상변수로 5.1절의 두 번째 방법을 사용하여 보상기와 기존의 모델 역변환 이득 변수를 모두 선택하고 비행성 요구도 구속조건은 5.2절의 세 번째 방법으로 FRM HQ를 포함한 7개의 요구도를 모두 구속조건으로 설정한 최적 제어법칙의 평가 결과이다. 이와 같은 최적화 수행조건인 경우 수행속도는 다소 느리지만, FRM 항목을 포함하여 모든 비행성 요구도의 Level 1을 만족하며, 정상상태 오차가 기존의 모델보다도 개선됨을 확인하였다. 시간 반응에서는 약간의 오버슈트가 관측되나, 시간 반응 평가 기준 1과 같이 명령 값의 10%를 넘지 않음으로써 적합하다고 판단하였다. 위 두 조건 외 5 절에서 언급된 최적화 방법들에 대한 그 외 조합들의 경우 최적화 결과 비행성 만족도가 Level 1을 벗어나거나, 최적화 수렴 실패, 시간 반응 평가 결과 정상상태 오차가 증가하는 결과가 도출되어 제외하였다.

## 8. 결 론

본 연구에서는 종축 단주기 비행성 요구도만을 전제로 설계된 제트항공기의 제어법칙을 보상기와 구속조건을 추가한 최적화 및 시간 반응 평가로 개선하였다. 기존 5개의 참고문헌[4] 4.2.1.2 기반 비행성 요구도에서 안정성 여유와 정상상태 오차관련 2개의 비행성 요구도를 추가하여 총 7개의 비행성 요구도를 선정하여 새로운 평가 기준 및 구속조건으로 활용하였으며, 기존 제트항공기 제어법칙을 선정된 요구도로 재평가하여 안정성 여유의 개선이 필요함을 확인하였다. 안정성 여유의 개선 방향을 확인하기 위해 둔감성 분석과 개 루프 보데 선도 분석을 수행하였으며, 보상기를 추가하여 위상 그래프를 상승시키는 방안을 제시하였다. 또한, 추가 최적화 수행 시 대상변수의 적용 방법을 두 가지 방법으로 나누고 비행성 요구도의 구속조건 적용 방법은 세 가지로 나누어 최적화 수행조건을 구성하였다. 최적화 수행 후 추가로 종축 단주기 비행성 요구도에서 반영하지 못하는 제어법칙의 시간 반응에 대한 평가를 4개의 기준을 설정하여 수행하였다. 모든 과정을 수행한 결과 시간 반응이 적합하며,

안정성 여유가 모델보다 개선됨과 동시에, 계산 효율과 최적화 수행 과정의 복잡도 측면에서 서로 상호 보완적인 특성을 가진 2개의 개선된 제어법칙 최적화 절차를 획득하였다.

연구를 통해 획득한 최적화 절차를 토대로 기존의 총축 단주기 요구도보다 더 많은 감항 인증 비행성 요구도 항목을 만족하는 최적 제어법칙의 설계 시간을 단축할 수 있을 것으로 기대되며, 해당 항공기와 조건에 특화된 최적화 도구 개발에 활용할 수 있다. 추가로 상용 프로그램인 CONDUIT보다 개선된 계산 및 시간효율을 갖는 알고리즘 개발에 관한 연구를 수행할 예정이다.

## 후 기

이 연구는 2020년도 경상대학교 연구년제연구교수 연구지원비에 의하여 수행되었음

## References

[1] J. M. Schuler, “New flying qualities criteria for relaxed static longitudinal stability,” American Institute of Aeronautics and Astronautics, Atmospheric Flight Mechanics Conference, Aug. 15-17, 1983.

[2] C. S Kim, C. H Ji and I. J Cho, “Lateral-Directional Dynamic Inversion Control Applied to Supersonic Trainer,” *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 8, No. 4, pp. 24-31, December, 2014

[3] J. H Lee, E. T Kim, S. C Lee and H. Ryu, “Control Law Design Optimization for Helicopter Handling Qualities Using CONDUIT,” *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 6, No. 2, pp. 23-27, June, 2012

[4] “Department of Defence Interface Standard - Flying Qualities of Piloted Aircraft,” MIL-STD-1797A, 30 January 1990

[5] C. S Kim, B. M Hwang and S. J Kim, “A Study on the Longitudinal Flight Control Law of T-50,” *Journal of Control, Automation and Systems Engineering*, vol. 11, no. 11, pp. 963-969, Nov 2005.

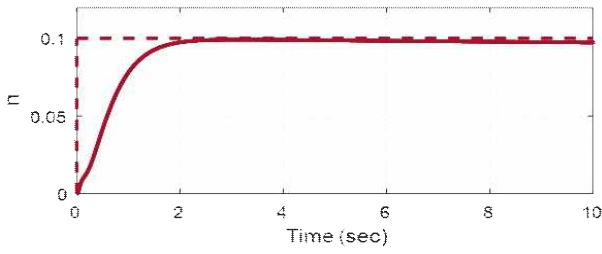
[6] C. S Kim, I. S Yang, G. O Koh and B. S Kim, “A Study on Longitudinal Control Law Design and Flying Quality Parameter Optimization for Highly Maneuverable Fighter,” *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, vol. 24, no. 8, pp. 767-776, Aug 2018.

[7] The Control Designer's Unified Interface (CONDUIT), User's Guide, Version 6.0.

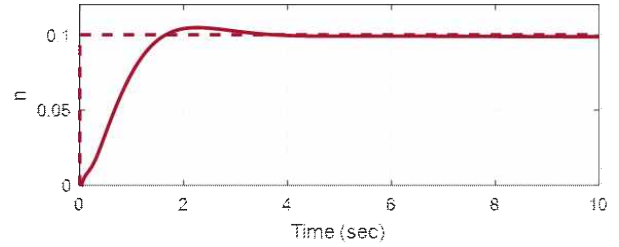
[8] Gene F Franklin, J. David Powell and Abbas Emami-Naeini, “Feedback Control of Dynamic Systems”, PEARSON, Seventh Edition pp. 382-390, 2015

## 기 호

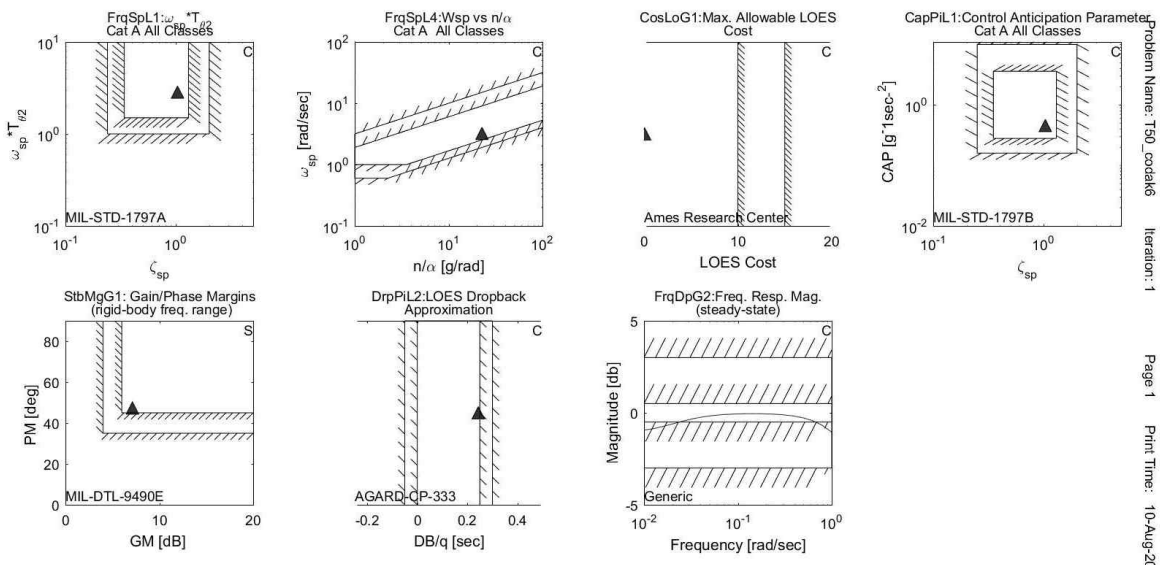
$\alpha$	받음각
$q$	각속도
$g$	중력가속도
$\delta e$	엘리베이터 입력
$M_\alpha$	받음각에 대한 피치 모멘트 변화율
$M_q$	피치 각속도에 대한 피치 모멘트 변화율
$M_{\delta e}$	엘리베이터에 대한 피치 모멘트 변화율
$Z_\alpha$	받음각에 대한 수직력 변화율
$Z_{\delta e}$	엘리베이터에 대한 수직력 변화율
$\dot{q}_{des}$	요구 각속도변화량
$n_{cmd}$	수직가속도 명령 값
$\zeta_{sp}$	단주기 감쇠비
$\omega_{n_{sp}}$	단주기 고유진동수
$T_{\theta 2}$	피치자세 시상수
$K_q$	저 차수 등가시스템 이득(LOES Gain)
$\tau_q$	등가시간지연
$V_T$	진대기속도(True AirSpeed)
$k_f$	조종사 앞먹임 이득
$k_{ni}$	적분기 이득
$k_{np}$	수직가속도 귀환 이득
$k_q$	피치 각속도 귀환 이득
$k_\alpha$	받음각 귀환 이득
$z$	영점
$p$	극점
$\omega_z$	영점의 코너 주파수
$\omega_p$	극점의 코너 주파수



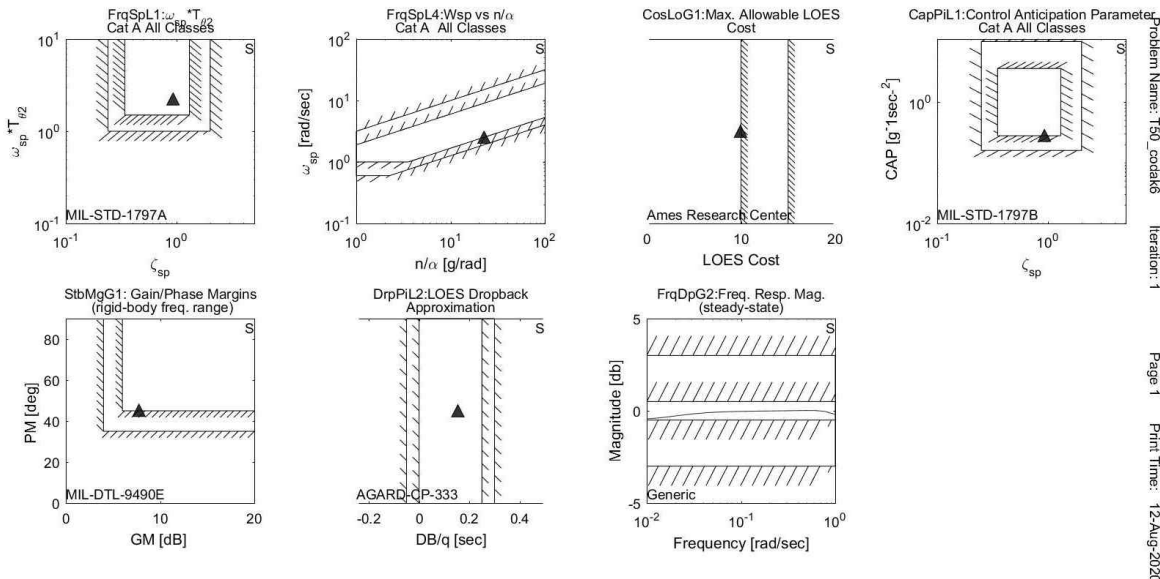
**Fig. 7** Time Response of  $n_{cmd} = 0.1$  After Optimization With One HQ Constraint



**Fig. 8** Time Response of  $n_{cmd} = 0.1$  After Optimization With Seven HQ Constraints



**Fig. 9** Handling Quality Evaluation Result After Optimization With One HQ Constraint



**Fig. 10** Handling Quality Evaluation Result After Optimization With Seven HQ Constraints

Problem Name: T50\_codak6  
 Iteration: 1  
 Page: 1  
 Print Time: 10-Aug-21

Problem Name: T50\_codak6  
 Iteration: 1  
 Page: 1  
 Print Time: 12-Aug-2021