

제트엔진의 슬라이딩모드 제어기 설계

한동주* · 공창덕**

Design of Sliding Mode Controller for Jet Engine

Dongju Han* · Changduck Kong**

ABSTRACT

The technique of sliding mode control has been introduced and designed for jet engine controller. For designing the controller for controlled element, the state space model of the turbojet engine is derived in advance from the perturbation of non-linear engine dynamic equation at operation point. Based upon the jet engine model, the robust sliding mode controller is proposed associated with the optimum sliding mode function. The numerical simulation demonstrates that the designed sliding mode controller proves its effectiveness for the jet engine by showing superior control performances over the conventional PI controller with fast responses and robustness to disturbance.

Key Words: Jet Engine, Sliding Mode Control, Sliding Surface, Robustness

1. 서 론

항공기의 신속하며 강인한 출력 유도는 제트엔진 제어기 설계의 근본 목적이라 할 수 있다. 이를 위해 안전 운용영역 내에서 시스템 동특성 규명과 함께 명령에 따른 성능변수의 응답특성을 효과적으로 제어하는 것이 제어기 설계의 관건이 된다.

제트엔진은 회전체를 포함한 기계적 부분과 열적 시스템의 복합체로서 그 동특성이 규명되면서 기준점 추적방식의 PI형 제어방식이 일반화 되었고[1,2], 운용점(Operation Point) 부근

에서 선형화된 모델을 이용하거나[3,4] 실제 엔진성능을 이용하여 비선형 제어기법의 제어기 설계가 연구된 바 있다[5,6]. 비선형 제어기 설계는 실제적이기는 하나 시스템의 동특성을 규명하기 곤란한 경우가 많고 해석과 계산상의 제약으로 인해 효율적인 제어기 설계에는 한계가 있다. 따라서 본 연구는 제어기 설계의 효과성에 중점을 두어 선형 엔진모델을 이용하기로 한다. 이 경우 대부분 제어기 설계용 엔진의 동적 성능 및 선형모델을 직접적으로 도출하기 곤란하여 유사 엔진모델을 사용함으로써 실제적인 엔진제어기 설계와는 차이가 있다[7,8]. 이러한 문제점을 해소하기 위해 여기서는 실제 제트엔진을 대상으로 정적성능해석에 비정상(unsteady) 열역학적 동적 방정식을 적용한 동

†2013년 11월 7일 접수 ~ 2013년 11월 12일 심사완료

* 정회원, 극동대학교 항공정비학과

** 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: djhan5960@hanmail.net

적성능해석 코드를 개발하고 이로부터 운용점에서 섭동(perturbation)시켜 선형화모델을 도출하기로 한다.

제트엔진과 같이 비선형 등 모델의 불확실성과 외란(disturbance) 등을 갖는 시스템의 제어로는 그간 이론적으로 검증된 슬라이딩모드(sliding mode) 제어기법이 이 효과적으로 사용될 수 있다[9,10,11]. 슬라이딩모드 제어기는 시스템의 구조(structure)를 변경하여 시스템의 상태를 슬라이딩 평면상에 구속함으로써 외란이 존재할 경우에도 제어시스템의 상태를 슬라이딩 평면에 있도록 하여 강인성(robustness)을 얻을 수 있도록 하는 비선형 제어기법이다. 따라서 슬라이딩 평면의 설계가 시스템의 거동을 결정하게 되고, 시스템의 상태가 슬라이딩 평면에 구속되어 있는 경우 시스템의 차수(order)는 슬라이딩 평면의 차수만큼 낮아지게 되어 이와 결부된 정합조건(matching condition)을 만족하는 모델 불확실성과 파라미터 변동 및 외란 등에 대해서는 영향을 받지 않는 특별한 강인성을 가진다[11]. 이러한 장점으로 인해 슬라이딩모드 제어기법은 퍼지논리 및 신경망과 결합하여 엔진운전 중 결함탐지(fault detection)와 손상허용(fault tolerance) 기법에도 적용성이 확장되고 있다[11,12].

본 연구에서는 이러한 슬라이딩모드 제어기법을 적용한 효과적인 제어기를 설계하여 일반적인 PI제어기와 비교함으로써 그 효용성을 확인하기로 한다.

2. 슬라이딩모드 제어기법을 이용한 제트엔진 제어기 설계

2.1. 제어기 설계용 선형화 모델의 유도

제어기 설계용 대상엔진은 Fig. 1과 같은 항공기용 추진기관으로 사용되는 1축(one spool) 터보제트엔진이다.

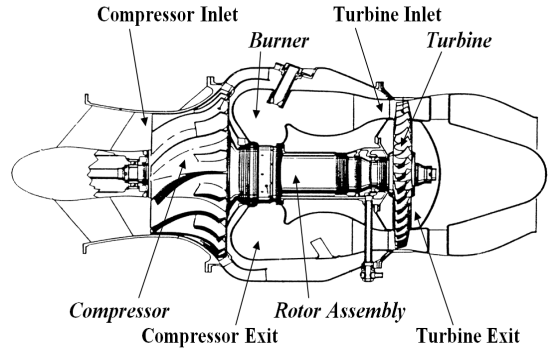


Fig. 1 Jet Engine Model for Controller Design

제어기 설계용 선형모델은 대상엔진의 동적성능 방정식인 비선형 방정식으로부터 구할 수 있다[8]. 제트엔진의 동적성능 방정식의 해를 위한 동적 성능해석은 정적성능해석에 각 구성품의 열적 동특성을 반영한 비정상(unsteady) 열역학적 평형방정식을 부가하여 조합된 비선형 방정식에 대해 각 부품 간 성능곡선과의 열역학적 평형관계를 조화시키는(inter-component matching solution)의 형태로서, 엔진 열평형사이클의 수립해를 얻는 계산과정을 수행한다[7].

선형모델 추출을 위한 비선형 시스템의 선형화 방안은 그 특성에 따라 Taylor 급수를 이용한 방법, 기술함수법, 및 입출력 선형화법 등 여러 가지가 있으나, 본 연구에서는 Taylor 급수를 이용한 선형화 방법을 이용하기로 한다[8].

제트엔진의 동적성능 방정식은 비선형의 대수미분 방정식들로 이루어지며, 작동영역에 대해 각각 다음의 상태벡터 방정식과 출력벡터 방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\dot{x} = f(x, u), \quad y = g(x, u) \quad (1)$$

여기서 x 는 엔진의 상태벡터, u 는 제어입력벡터, 그리고 y 는 출력벡터이다. 이들은 각각 시간에 대한 함수이다.

임의의 작동점(x_0, u_0) 부근에서 고차항을 무시

하면 섭동량(perturbation)을 $\Delta x = x - x_0$, $\Delta u = u - u_0$, $\Delta \dot{x} = \dot{x} - \dot{x}_0$, $\Delta y = y - y_0$ 라 할 때 식(1)은 다음 식(2)와 같게 되고

$$\begin{aligned} \Delta \dot{x} &= \left. \frac{\partial \dot{x}}{\partial x} \right|_o \Delta x + \left. \frac{\partial \dot{x}}{\partial u} \right|_o \Delta u \\ \Delta y &= \left. \frac{\partial y}{\partial x} \right|_o \Delta x + \left. \frac{\partial y}{\partial u} \right|_o \Delta u \end{aligned} \quad (2)$$

이로부터 비선형 방정식 (1)은 임의의 작동점에 대해 다음 식(3)과 같은 상태변수, 입력 및 출력 변수가 다수인 다변수 선형 상태공간모델 (state space model) 형태의 방정식이 된다.

$$\begin{aligned} \Delta \dot{x} &= A \Delta x + B \Delta u \\ \Delta y &= C \Delta x + D \Delta u \end{aligned} \quad (3)$$

이 때, 선형모델 행렬 A,B,C,D는 다음과 같이 표시된다.

$$\begin{aligned} A &= \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{x}_1}{\partial x_1} & \frac{\partial \dot{x}_1}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial \dot{x}_1}{\partial x_n} \\ \frac{\partial \dot{x}_2}{\partial x_1} & \frac{\partial \dot{x}_2}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial \dot{x}_2}{\partial x_n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial \dot{x}_n}{\partial x_1} & \frac{\partial \dot{x}_n}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial \dot{x}_n}{\partial x_n} \end{bmatrix}_o, \\ B &= \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{x}_1}{\partial u_1} & \frac{\partial \dot{x}_1}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial \dot{x}_1}{\partial u_c} \\ \frac{\partial \dot{x}_2}{\partial u_1} & \frac{\partial \dot{x}_2}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial \dot{x}_2}{\partial u_c} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial \dot{x}_n}{\partial u_1} & \frac{\partial \dot{x}_n}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial \dot{x}_n}{\partial u_c} \end{bmatrix}_o, \\ C &= \begin{bmatrix} \frac{\partial y_1}{\partial x_1} & \frac{\partial y_1}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial y_1}{\partial x_n} \\ \frac{\partial y_2}{\partial x_1} & \frac{\partial y_2}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial y_2}{\partial x_n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial y_o}{\partial x_1} & \frac{\partial y_o}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial y_o}{\partial x_n} \end{bmatrix}_o, \quad D = \begin{bmatrix} \frac{\partial y_1}{\partial u_1} & \frac{\partial y_1}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial y_1}{\partial u_c} \\ \frac{\partial y_2}{\partial u_1} & \frac{\partial y_2}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial y_2}{\partial u_c} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial y_o}{\partial u_1} & \frac{\partial y_o}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial y_o}{\partial u_c} \end{bmatrix}_o \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 각 상태행렬은 매 시간증분을 각 상태 변수의 섭동량으로 상사시킨 자코비안 행렬 (Jacobian matrix)에 해당된다. 실제적으로 이들 임의의 작동점에서의 선형모델 행렬 A,B,C,D는 수치해석을 통해 동적성능 방정식인 비선형 방정식에서 각 상태변수에 인위적인 미소변화를 주어 이의 결과로 나타나는 편미분 값들을 식 (4)의 요소 성분에 대입하여 구성함으로써 얻을 수 있다[8].

이로부터 각 증분량(Δ)의 표시를 생략하면 본 제어기 설계 연구에 사용되는 대상 체트엔진 상태공간 모델은 다음과 같게 된다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= A x + B u + x_d \\ y &= C x + D u \end{aligned} \quad (5)$$

여기서, $x = [\text{RPM}, \text{압축기출구압력}, \text{압축기출구 온도}, \text{터빈입구압력}, \text{터빈입구온도}, \text{터빈출구압력}, \text{터빈출구온도}]^T$

$y = [\text{추력}, \text{연료량}]^T$, $u = \text{연료량입력}$

이고, x_d 는 설계된 제어기의 강인성을 파악하기 위해 가미된 외란(disturbance) 요소이다.

이에 따라, 제어기 설계점을 엔진 작동점인 지상정지 상태에서 27,000 RPM으로 설정하여 구한 상태공간 모델행렬은 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} 5.02\text{E}+00 & -1.04\text{E}+03 & 4.90\text{E}+02 & 1.11\text{E}+03 & -5.85\text{E}+01 & -4.07\text{E}+01 & -9.79\text{E}+00 \\ 1.64\text{E}+02 & 1.38\text{E}+04 & -6.55\text{E}+03 & -1.64\text{E}+04 & 1.86\text{E}+03 & 1.03\text{E}+03 & 6.58\text{E}+01 \\ 1.34\text{E}+01 & -8.80\text{E}+01 & -8.93\text{E}+02 & 6.78\text{E}+01 & 1.93\text{E}+01 & 1.29\text{E}+01 & 3.09\text{E}+00 \\ -2.46\text{E}+02 & 5.16\text{E}+04 & -3.86\text{E}+04 & -5.41\text{E}+04 & 4.66\text{E}+03 & -5.49\text{E}+01 & 5.43\text{E}+02 \\ -1.14\text{E}+01 & 4.27\text{E}+03 & -2.79\text{E}+03 & -4.67\text{E}+03 & -2.15\text{E}+02 & 4.73\text{E}+01 & 5.40\text{E}+01 \\ 1.14\text{E}+03 & -2.96\text{E}+05 & 2.27\text{E}+05 & 3.15\text{E}+05 & -3.04\text{E}+04 & -1.12\text{E}+04 & 3.30\text{E}+03 \\ 1.52\text{E}+02 & -4.04\text{E}+04 & 3.22\text{E}+04 & 4.26\text{E}+04 & 2.99\text{E}+03 & -5.28\text{E}+02 & -7.48\text{E}+03 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} -1.70\text{E}+05 & 1.22\text{E}+06 & 6.05\text{E}+03 & 9.67\text{E}+06 & 5.15\text{E}+06 & -5.52\text{E}+07 & -7.75\text{E}+06 \end{bmatrix}^T$$

$$C = \begin{bmatrix} -1.29\text{E}-10 & 3.12\text{E}-08 & -2.91\text{E}-08 & -3.30\text{E}-08 & 2.90\text{E}-09 & -5.11\text{E}-08 & 7.02\text{E}-10 \\ 1.27\text{E}-02 & -8.805\text{E}-01 & 3.70\text{E}-01 & 9.29\text{E}-01 & -7.34\text{E}-02 & 4.03\text{E}+00 & -2.99\text{E}-02 \end{bmatrix}^T$$

$$D = [3.52E-04 \ -2.93E+02]^T$$

본 선형화된 모델로부터 시간주기를 0.005초로 하여 27,000 RPM 에서 연료량 단계입력(step fuel input)에 대한 대상엔진의 응답특성을 묘사한 결과는 Fig. 5와 같다. 터빈온도의 경우 급격한 과도양상(Overshoot)을 보이고 있는데 이는 제트엔진의 공통된 특성으로서 불안정한 연소 안정성을 유발시키거나 로타 및 블레이드에 열적충격으로 인한 손상을 주게 된다. 기타 상태변수의 경우는 회전체 관성으로 인해 비교적 완만한 응답특성을 보이고 있다. 따라서 제트엔진의 연료량 제어는 터빈온도의 과도응답 제한값 이내에서 최대한의 신속한 추력(thrust) 응답특성을 얻도록 하여야 할 것이다.

2.2 슬라이딩모드 제어기 설계

제트엔진 제어기 설계의 목표는 연료량 입력에 대해서 상태변수들이 제한범위를 초과하지 않고 안정적이면서도 신속한 추력 특성을 얻는 것이다. 이를 위해 일반적인 목표점 추종방식의 PI형 제어기의 경우는 측정 가능한 변수로서 추력 추이와 비례하는 엔진회전수만을 케환(feedback) 신호로 사용하여 정상상태의 엔진회전수를 추종하는 문제로 귀결시키고 있다[2].

본 연구에서는 전 상태 케환형 슬라이딩모드 제어기법을 도입한 제어기를 설계하기로 하며 설계형상은 Fig. 2와 같다.

슬라이딩모드 제어기의 설계는 도달조건(reaching condition)을 만족시켜 슬라이딩 평면으로 도달모드(reaching mode)에서부터 슬라이딩모드로 안정적으로 접근하도록 스위칭함수를 설계하고, 정상상태 모드(steady state mode)로 진입하기 위한 제어법칙을 결정하는 두 단계로 구성한다.

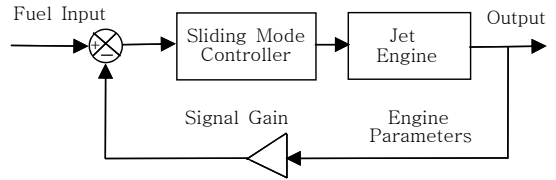


Fig. 2 Controller Design Configuration

2.2.1 슬라이딩 평면의 설계

시스템의 강건성은 슬라이딩 평면에 도달하는 시간에 달려 있으므로 이를 단축하는 가장 쉬운 방법은 큰 제어 입력을 사용하는 것이나, 이는 모델링되지 않은 시스템의 모드를 가진시킬 수 있을 뿐만 아니라, 과도한 chatter(chaattering)으로 인해 시스템에 좋지 않은 영향을 미치게 되므로 최적의 슬라이딩 평면 설계가 관건이다.

슬라이딩모드 제어기의 안정 조건인 Lyapunov 함수의 도함수가 음의 한정함수(negative definite)가 되기 위해서는 슬라이딩 평면의 평형점으로 수렴이 보장되어야 하고 이 슬라이딩 평면에 수렴하기 위한 도달조건(η -reachability)으로는

$$s \dot{s} < -\eta |s| + \Phi s^2 \quad (6)$$

와 같다. 여기서 $\Phi (< 0)$ 는 슬라이딩 평면에 수렴하는 속도를 결정할 설계변수로서,

$$|s(t)| = |s(0)|e^{\Phi t} \text{의 양상을 띠고 있다.}$$

식(6)을 만족하는 슬라이딩모드 함수를 선형(평면) 함수로 설정할 경우 $s(t) = Sx(t)$ 가 되고 매개상수 S 를 다음과 같이 구하게 된다[11].

우선 외란항을 제외하고 원 시스템인 식(5)를 $z = T_r x$ 로 좌표 변환하면

$$T_r A T_r^T = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix}, \quad T_r B = \begin{bmatrix} 0 \\ B_2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

관계로부터 다음과 같은 방정식으로 분리된다.

$$\begin{aligned}\dot{z}_1 &= A_{11} z_1 + A_{12} z_2 \\ \dot{z}_2 &= A_{21} z_1 + A_{22} z_2 + B_2 u\end{aligned}\quad (8)$$

여기서 원 식(5)가 n 차원이고 입력항 u 가 m 차원일 경우, z_1 은 $(n-m)$ 차원의 영공간(null space)이 되고 z_2 는 m 차원의 제어공간(range space)이 된다.

식(8)에 슬라이딩 평면이 평형점(0)에 수렴하기 위한 조건식인

$$s(t) = S_1 z_1 + S_2 z_2 = 0 \quad (9)$$

를 대입하고 $S_2 = I_{m \times m}$ 라 하면 다음 슬라이딩 평면

$$S = [M \ I_{m \times m}] T_r \quad (10)$$

를 구할 수 있다. 이를 (8)식에 대입하면

$$\dot{z}_1 = (A_{11} - M A_{12}) z_1 \quad (11)$$

(단, $M = S_2^{-1} S_1$)가 되어 슬라이딩 평면에 구속되어 있는 경우 슬라이딩 모드 시스템의 차수(order)는 $(n-m)$ 차원으로 차수가 낮아진 동특성 문제로 귀착된다.

식(11)의 슬라이딩모드 성능을 구하기 위한 방법으로는 고유구조 지정 방법과 성능지표 최적화 방법 등이 있으나 여기서는 Utkin 등 [9,10]이 제안한 최적화 방법을 적용하기로 한다. 즉, 원 식(12)에 다음 식(12)와 같은 성능지수(performance index)를 도입한다.

$$J = \frac{1}{2} \int x^T Q x dt \quad (12)$$

이를 식(5)에 적용하여 $T_r Q T_r^T = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} \\ Q_{21} & Q_{22} \end{bmatrix}$ 관계로부터 z 좌표계로 변환한 후 최적화 이론을 적용하면 다음 식(13)과 같은 리카티(Riccati)

방정식이 유도되고 이로부터 식(10)의 슬라이딩 평면 매개상수 S 를 구해 슬라이딩 모드 함수 $s(t)$ 를 구할 수 있다.

$$P_1 \bar{A} + \bar{A}^T P_1 - P_1 A_{12} Q_{22}^{-1} A_{12}^T P_1 + \bar{Q} = 0 \quad (13)$$

$$\text{단, } \bar{A} = A_{11} - A_{12} Q_{22}^{-1} Q_{21}$$

$$M = Q_{22}^{-1} (A_{12}^T P_1 + Q_{21})$$

2.2.2 슬라이딩모드 제어기 설계

슬라이딩모드 제어기는 시스템의 상태를 슬라이딩 평면상에 유지시켜 주는 역할을 하는 선형인 u 등가제어기 ()와 시스템의 상태가 슬라이딩 평면 밖에 있을 때 시스템의 상태를 슬라이딩 평면에 도달하도록 하며 슬라이딩 평면에 구속하여 강인성을 유지하기 위한 비선형인 강인제어기()로 구성된다.

식(6)과 같은 안정적인 수렴조건을 만족하는 제어기는 다음과 같이 유도된다[11].

$$u = u_l + u_n \quad (14)$$

$$\text{여기서, } u_l = -(SB)^{-1} (SA - \Phi S) e$$

$$u_n = -\eta (SB)^{-1} \frac{P_2 S e}{\|P_2 S e\|} \quad (15)$$

단, $e = x_d - x$ (x_d : desired value)이고, P_2 는 다음 식(16)과 같은 Lyapunov 함수를 만족한다.

$$P_2 \Phi + \Phi^T P_2 = -I_{m \times m} \quad (16)$$

이때 특별히 입력항이 1개일 경우 식(15)는 다음과 같이 된다.

$$u_n = -\eta (SB)^{-1} \text{sign}(S e) \quad (17)$$

여기서 sign 은 부호함수(signum function)를 표시하며 불연속으로 인한 채터링을 줄이기 위

해 다음 식(18)과 같은 연속함수로 수정한다.

$$\text{sign}(Se) \rightarrow \frac{Se}{|Se| + \delta} \quad (18)$$

여기서 δ 는 이로 인한 추적오차(tracking error)를 최소화하기 위한 최소한의 값으로 설정한다.

3. 슬라이딩 모드 제어기 설계 결과

슬라이딩모드 제어기의 설계를 위해 설정된 제어기 설계변수 값들은, $\Phi = -1.6$, $Q = \text{diag}(3000 \ 300 \ 40 \ 300 \ 100 \ 150 \ 100)$, $\eta = 1.06 \times 10^7$, $\delta = 1000$ 로 설계되었다. 설계된 슬라이딩모드 제어기와 성능을 비교 평가하기 위해 일반 PI제어기를 설계하였다. 이 경우 추종 엔진회전수에 대해 엔진회전수를 케환신호로 사용하여 비례게인과 적분게인을 각각 5.25×10^{-6} , 2×10^{-6} 으로 설정하였다. 이들 값은 최대 터빈 출구온도의 급격한 상승을 제한한 범위 내에서 신속히 정상상태 성능을 최대한 발휘할 수 있도록 시행착오를 통해 도출 하였다. 이때 제어주기는 0.005초로 정하였다.

이로부터 설계된 슬라이딩모드 함수의 매개상수 값은 다음과 같다.

$$S = [4.2976 \ -3.5719 \ 2.8763 \ 4.2875 \ 0.5700 \ -0.3564 \ 0.2736]$$

설계된 제어기의 강인성을 평가하기 위해 매 제어주기 마다 다음과 같은 상태변수 증분의 1%에 해당하는 랜덤신호를 외란으로 가미하였다.

$$\begin{aligned} x_d &= 0.01 \text{random}(1) \times \Delta x_0 \\ &= 0.01 \text{random}(1) \times [1000 \ 156.8 \ 9.4 \ 147.2 \ 59.4 \ 69.7 \ 53.2]^T \end{aligned}$$

여기서 Δx_0 는 설계점인 2,7000 RPM에서 목표 운용회전수인 2,8000 RPM 사이의 상태변수 증분을 표시한다.

Fig. 2 및 Fig. 3는 각각 설계된 슬라이딩 제어기의 슬라이딩모드 수렴 양상과 도달조건(η -reachability, $s \dot{s}$)의 슬라이딩 평면 도달 성능을 도시한 것이다.

Fig. 2를 보면 도달모드로부터 슬라이딩모드가 슬라이딩 평면으로 4 제어주기(0.02 초) 만에 매우 빠른 속도로 수렴함을 알 수 있고, Fig. 3의 도달조건은 $-\infty \rightarrow 0$ 으로 수렴하는 양상을 분명하게 보여주고 있다. 이로부터 슬라이딩모드 함수는 잘 설계되어 있어 슬라이딩모드 제어기에 효과적으로 사용될 수 있음을 알 수 있다.

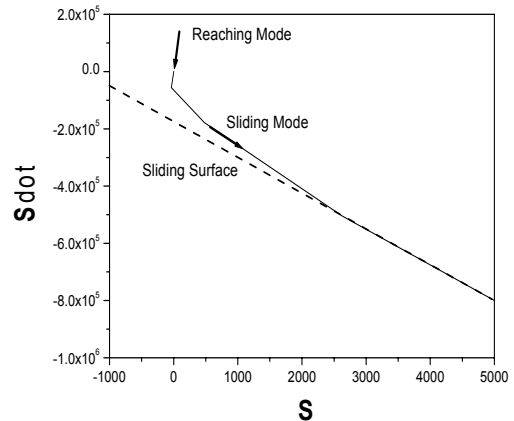


Fig. 2 Sliding Mode Design Characteristic

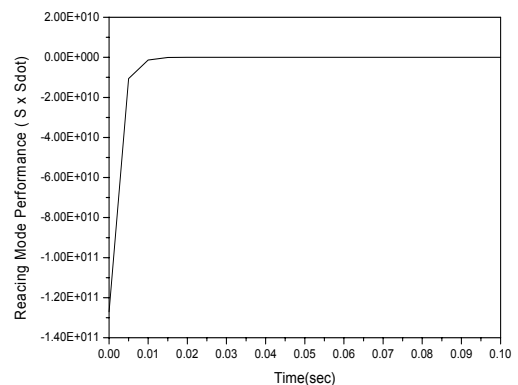


Fig. 3 Reaching Mode Performance of Sliding Mode Controller

Fig. 4는 설계된 슬라이딩모드 제어기와 일반적인 PI형 제어기의 성능을 연료량 계단명령 및 외란에 대한 경우와 함께 보인 것이고, Fig. 5는 이들 제어기 성능에 대한 상태변수들의 응답 특성을 보인 것이다. 이로부터, 외란이 없을 경우 설계된 제어기 모두 전반적으로 양호한 제어 성능을 보이고 있으며 이중에서도 일반 PI형 제어기도 약 2초 내외에 정상상태에 수렴하는 등 비교적 우수한 추종성능을 보이고 있어 당해엔진의 경우 RPM 만의 상태변수 제어도 유효함을 알 수 있다.

Fig. 4를 보면 일반 PI형 제어기에 비해 슬라이딩모드 제어기가 월등히 우수한 제어 성능을 나타내고 있다. 이들 제어기 성능에 대한 Fig. 5의 각 상태변수 응답특성에서도 슬라이딩모드 제어기 성능의 효과를 잘 보여주고 있다. 특히 압축기 서지현상과 직결되는 압축기 응답특성을 보면 계단 입력에 거의 근접하고 있다. 다만 터빈온도가 계단 입력 대비 초기 충격이 많이 완화된 과도응답 경향을 보이고 있지만 제한 값범위 내이므로 양호하다고 할 수 있다. 이로부터 제트엔진 제어기 설계 시에는 터빈온도의 과도응답을 줄이게 되면 응답성능이 저하되게 되므로 이를 감안하여 어느 정도 과도응답을 허용하는 범위에서 절충하여야 함을 알 수 있다.

Fig. 4 및 Fig. 5를 통해 설계된 슬라이딩모드 제어기의 외란에 대한 강인성 여부를 극명하게 식별할 수 있다. 가미된 외란에 대해 슬라이딩모드 제어기는 성능 및 응답특성의 변화가 거의 없는 강건한 양상을 보이는 반면 일반 PI 제어기는 궤적의 왜곡 및 정상상태 추종성능의 저하가 뚜렷하게 나타나고 있고, 특히 제트엔진의 출력성능을 대변하는 기동추력의 경우 심하게 왜곡되어 정상적인 엔진 운용이 불가능함을 알 수 있다. 이러한 결과는 슬라이딩모드 제어기의 빠른 응답특성과 외란에 대한 강인한 특징을 잘 보여주고 있는 것이다.

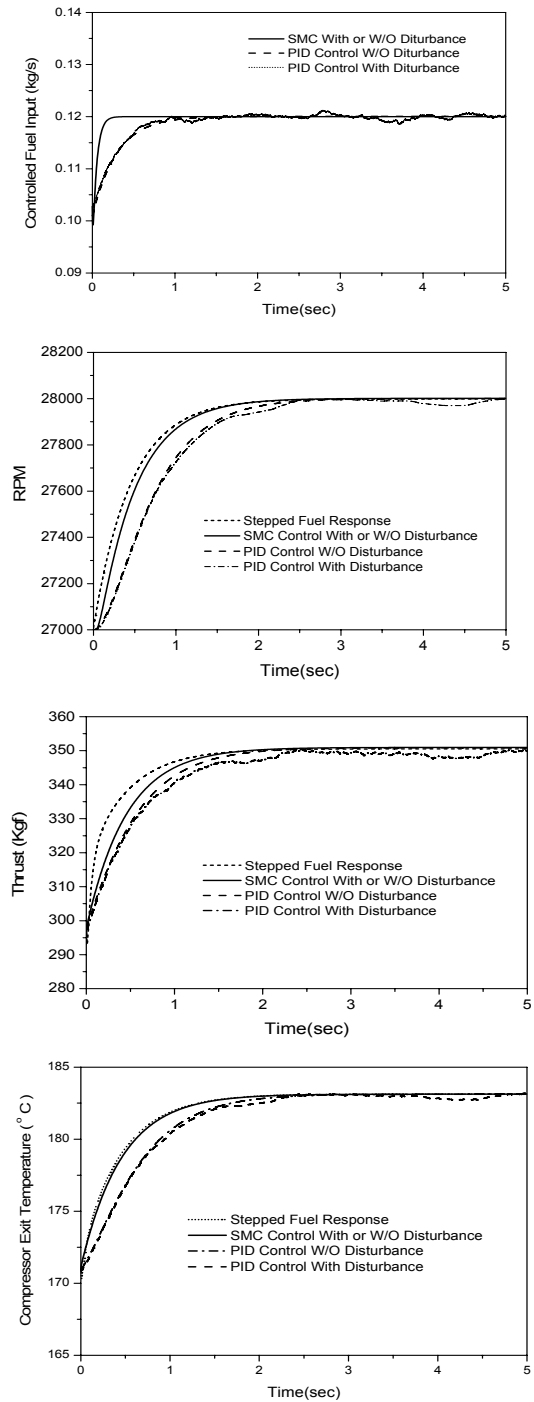


Fig. 4 Fuel Control Input of Jet Engine

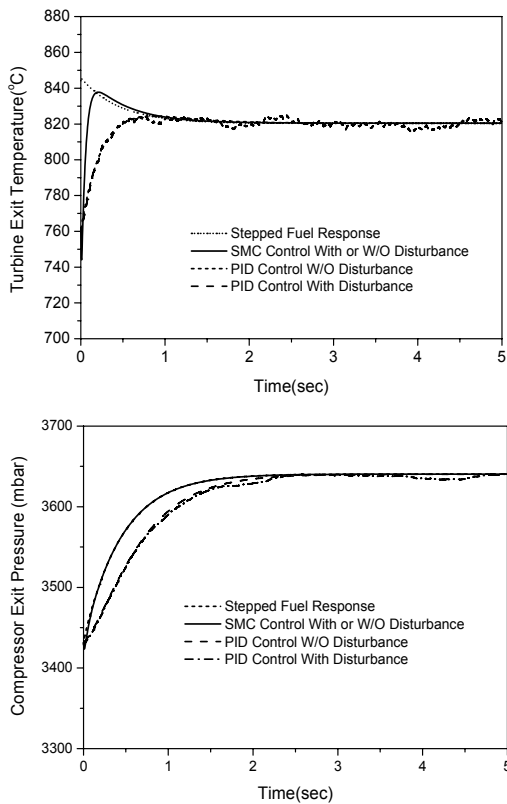


Fig. 5 Controlled Performances of Jet Engine

4. 결 론

제트엔진의 슬라이딩모드 제어기 설계에 대해 연구하였으며 다음과 같은 결과를 얻을 수 있었다.

- 1) 제트엔진의 효과적인 제어기 설계 모델을 위해 정적성능으로부터 비선형 동적성능 방정식을 수립하였으며 수치해석으로부터 상태공간 선형화 모델을 도출하였다.
- 2) 강인하고 효율적인 제어기설계를 위해 슬라이딩모드 제어기법을 도입하였다. 이를 위해 최적의 슬라이딩모드 함수를 정의하였고 슬라이딩모드 제어기 설계에 적용하였다.
- 3) 설계된 슬라이딩모드 제어기를 일반 PI형 제어기와 비교한 결과, 빠른 응답특성과 외란

에 대한 탁월한 강인성을 보임으로서 제트엔진 슬라이딩모드 제어기 설계의 적용 타당성과 유용성을 입증하였다.

본 연구결과를 바탕으로 향후 실제 측정변수 중심의 관측기를 이용한 슬라이딩모드 제어기 설계와 이를 이용한 고장진단 및 허용에 관한 연구를 제안한다.

참 고 문 헌

- [1] Lagrat, I., Ouakka, H., Boumhidi, I., "Fuzzy Sliding Mode PI Controller for Nonlinear Systems", Proc. of 6th Int. Conference on Simulation, Modelling and Optimization, 2006, pp. 534-539.
- [2] 한동주, "터보제트엔진의 퍼지제어기 설계 및 다목적함수 만족기법을 통한 제어성능 향상에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제31권, 제6호, 2003, pp. 61-71.
- [3] Song, Q., Wilkie, J., Grimble, M. J., "Robust Controller for Gas Turbines based upon LQG/LTR Design with Self-Tuning Features", J. of Dynamic Systems, Measurement and Control, Vol. 115, Sept., 1993, pp. 569-591.
- [4] 김석균, 기자영, 공창덕, "소형항공기용 터보제트엔진의 동적모사와 성능제어에 관한 연구", 한국항공우주학회지 추계학술발표회, 1996, pp. 285-290.
- [5] 남세규, 한동주, 김병교, "제트엔진의 예견 퍼지슬라이딩 제어에 관한 연구", 한국 자동제어학회지, 1993, pp. 1068-1071.
- [6] 한동주, 오성환, "고기동 무인항공기용 터보제트엔진의 비선형 제어", 한국항공우주학회지 40권, 제 5호, 2012, pp. 431-438.
- [7] Sellers, J. F., Daniele, C. J., "DYGEN A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and

- Turbofan Engines", NASA TN D-7901, April 1975.
- [8] Geysler, L. C., "DYABCD A Program for Calculating Linear A,B,C,D Matrices from a Nonlinear Dynamic Engine Simulation", NASA TP-1295, 1978.
- [9] Utkin, V., I., Sliding Modes and Their Application in Variable Structure Systems, Moscow: Mir, 1978.
- [10] J. Slotine, Applied Nonlinear Control, Prentice Hall, 1991.
- [11] Christopher, E., Sarah, K., Sliding Mode Control: Theory and Applications, Taylor and Francis Ltd, 1998.
- [12] Hamed, A., Mohamed, C., Ahmed, A., "Robust Fuzzy Sliding Mode Controller for Discrete Nonlinear Systems", Int. J. of Computers, Communication & Control, Vol. 3, No. 1, 2008, pp. 6-20.