

## 중형항공기용 터보팬 엔진의 성능최적화를 위한 LQR 제어기 설계 (Ⅱ)

공 창 덕\* · 기 자 영\*\*

### A LQR Controller Design for Performance Optimization of Medium Scale Commercial Aircraft Turbofan Engine (Ⅱ)

C. D. Kong\* and J. Y. Ki\*\*

#### ABSTRACT

The performance of the turbofan engine, a medium scale civil aircraft which has been developing in Rep. of Korea, was analyzed and the control scheme for optimization the performance was studied. The dynamic and real-time linear simulation was performed in the previous study. The result was that the fuel schedule of the step increase overshoot the limit temperature(3105 °R) of the high pressure turbine and got small surge margin of the high pressure compressor. Therefore a control scheme such as the LQR(Linear Quadratic Regulator) was applied to optimizing the performance in this studies. The linear model was expected for designing controller and the real time linear model was developed to be closed to nonlinear simulation results. The system matrices were derived from sampling operating points in the scheduled range and then the least square method was applied to the interpolation between these sampling points, where each element of matrices was a function of the rotor speed. The control variables were the fuel flow and the low pressure compressor bleed air. The controlled linear model eliminated the inlet temperature overshoot of the high pressure turbine and obtained maximum surge margins within 0.55. The SFC was stabilized in the range of 0.355 to 0.43.

#### 초 록

현재 국내에서 개발되어왔던 중형항공기 후보엔진인 터보팬 엔진의 성능해석과 성능최적화를 위한 제어기법을 연구하였다. 선행된 연구에서 동적모사 및 실시간 선형모사를 수행한 결과 지상정지조건하에서

\*조선대학교 우주항공공학과(Chosun University, Dept. of Aerospace Engineering)

\*\*조선대학교 대학원(Chosun University, Graduate School)

70% 엔진로터 회전수에서 100% 엔진로터 회전수로 급상승하는 경우 고압터어빈 입구온도에서 오버슈트가 발생하여 제한온도인 3105 °R 을 넘어감을 확인할 수 있었다. 또한 압축기의 서지여유도 협소하여 엔진에 손상을 가져올 수 있다. 이에 본 연구에서는 보다 빠른 가속성과 함께 엔진 성능의 최적화를 위해 LQR 제어기를 설계하였다. 제어기의 설계를 위해서는 선형모델을 구성해야하며 엔진의 비선형 거동에 보다 근접한 선형화를 위해서는 실시간 선형모사가 요구된다. 선형모델에 필요한 행렬은 작동점에 1%의 섭동을 주어 5% 간격으로 구하였으며, 최소자승법을 이용하여 저압 엔진로터 회전수의 함수로 보간하는 방법으로 실시간 선형모사를 수행하였다. 제어변수는 연료유량의 증가속도와 압축기 블리드 공기유량으로 하였으며, 제어 결과 고압 터빈입구온도의 오버슈트를 제거하였으며 최대 압축기 서지여유도 0.55 이하로 확보되었다. 비연료소모율도 0.355에서 0.43으로 안정됨을 확인할 수 있었다.

## 기 호 설 명

XNLP	: Low Pressure rotor speed
XNHP	: High Pressure rotor speed
P	: Pressure
U	: Internal Energy
PCNF	: Fan Rotor % RPM
PCNC	: Compressor Rotor % RPM
LPC	: Low Pressure Compressor(Fan)
HPC	: High Pressure Compressor
SM	: Surge Margine
TIT	: High Pressure Turbine Inlet Temperature
FN	: Net Thrust
SFC	: Specific Fuel Consumption
WFB	: Fuel Flow Rate
BLEED	: % Bleed Air from Compressor
HPT	: High Pressure Turbine
HP	: High Pressure Spool

## 1. 서 론

터보팬 엔진은 팬을 이용한 다량의 질량유량을 유동시켜 발생하는 추력과 가스발생기를 통과한 고온 고속의 공기를 배출하여 발생하는 추력을 이용하는 항공기용 엔진으로 상대적으로 적은 소음과 비연료소모율로 최근 중형 및 대형 민항기에 주로 사용되고 있다. 국내에서도 현재 개발중인 중형항공기의 후보 엔진으로 터보팬 엔진을 선정하였다.

엔진의 성능을 극대화 시키기 위해서는 적절한 제어가 필요하며 최근 퍼스널 컴퓨터의 발달로 인해 제어기술도 매우 발달되고 있다. 좋은 제어기의 설계가 곧 엔진의 성능을 좌우하므로 엔진 제어기에 대한 관심이 증가하고 있다.

선진국에서는 이미 1980년대 초반부터 터보팬 엔진을 중심으로 엔진 제어기 설계에 대한 연구가 이어져 왔다. 1981년 Lehtinen은 주연소기의 연료유량, 배기노즐면적, 팬의 입구 안내깃, 압축기 베인 각, 후기연소기의 연료유량 등을 제어변수로 하여 F100 엔진의 LQR 제어기를 설계하였으며<sup>[1]</sup>, Athans도 1986년 주연소기의 연료유량, 배기노즐면적, 입구 안내깃 위치, Stator의 위치 등을 제어변수로 하여 F100 엔진의 LQG/LTR 제어기를 설계하였다.<sup>[2]</sup>

국내에서도 소형 터보제트 엔진에 대해 동적모사 및 제어기 설계에 대한 연구가 있었다. 1993년 공창덕 등은 소형 소모성 터보제트 엔진의 연료유량에 대한 LQR 제어기설계와 연료유량 및 배기노즐단면적에 대한 가변구조 제어기 설계에 대한 연구가 수행되었으며<sup>[3],[4]</sup> 1996년 터보제트 엔진의 연료유량을 제어변수로 하여 터빈입구온도의 오버 슈트를 방지하기 위한 LQR 제어기와 PI 제어기를 설계하여 그 성능을 비교한 바 있다.<sup>[5]</sup> 1997년에는 연료유량과 압축기 블리드공기를 제어변수로 하여 터빈입구온도의 오버슈트 및 압축기 서지 방지를 위한 다변수 제어기 설계에 대한 연구가 있었다.<sup>[6]</sup>

제어기는 엔진의 설계요구조건을 만족하여야 하는데 큰 비추력, 적은 비연료소모율을 가져야 하며 보다 짧은 시간에 가속하며 압축기 서지와 터빈입구

온도의 오버슈트를 방지할 수 있어야 한다.<sup>[7]</sup>

이에 본 연구에서는 1단계 연구에서 수행한 중형항공기용 터보팬 엔진의 성능을 최적화하기 위한 LQR 제어기를 설계하였다. 1단계 연구결과에 의하면 동적모사 결과 지상정지 조건에서 70% 팬 로터 회전수에서 100% 팬 로터 회전수까지 급상승하는 경우 터빈입구온도가 오버슈트하여 제한온도인 3105 °R을 넘어가며 압축기의 서지여유도 상당히 위험한 수치를 보였다. 이에 연료유량과 압축기 블리드 공기를 LQR 제어기법을 이용하여 최적화 함으로써 보다 빠른 가속과 함께 터빈입구온도의 오버슈트 제거와 안전한 서지여유를 확보할 수 있었다. 또한 비연료소모율의 갑작스런 증가도 제어하여 안정적인 경향을 보였다.

### 2. 동적 모사

본 연구의 대상엔진은 추력이 20,000lbf급인 2 스푼 터보팬 엔진으로 분리흐름(Separate Flow)형이다. 엔진은 팬, 압축기, 연소기, 저압터빈, 압축기터빈, 팬 노즐 및 Core 노즐로 구성되어 있으며 Station No.는 Fig. 1과 같다.

중형항공기 사업조합에서는 개발중인 항공기의 동력원으로 BR715-56 엔진을 선정하였다. 이에 본 연구에서는 알려진 BR715-56 엔진의 성능 데이터를 가지고 설계점을 선정하고 주요 구성품의 성능곡선을 Scaling 하여 동적모사를 수행하였다. 설계점으로 선정한 지상정지상태에서 알려진 BR715-56 엔진의 성능 데이터와 해석 프로그램 결과와의 비교가 표 1과 같다.

Table 1. Design Point Performance Data

비교대상	BR715-56 성능자료	해석결과	비 고
고 도	0	0	ft
MA	0	0	
공기 유 량	598.2	598.221	lb/sec
추 력	19,696	19,671.05	lbf
SFC	0.375	0.36302	lb/hr/lbf
대기 온도	ISA+15 °C	ISA+15 °C	
대기 압력	14.644	14.7	Psi
전 압력비	31.794	32.2	
Fan PR	1.673	1.673	
HPC PR	19.00	19.25	
HP TIT	2943	2943	°R
Lim.TIT	3105	3105	°R
$\beta$	4.67	4.6695	

연료유량이 증가 또는 감소하게 되면 같은 로터로 이어져 있는 압축기와 터빈의 일 조합이 이루어지지 않아 식 (1)의 우변에 있는 것과 같은 잉여 토크를 발생시킨다. 이러한 잉여토크는 엔진의 압축기 서지나 터빈 입구온도의 오버슈트를 유발시킬 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \bar{m}_{LPT} \Delta h_{LPT} &= \bar{m}_{LPC} \Delta h_{LPC} + \left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 \left(\frac{dN}{dt}\right) I_N \\
 \bar{m}_{HPT} \Delta h_{HPT} &= \bar{m}_{HPC} \Delta h_{HPC} + \left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 \left(\frac{dN}{dt}\right) I_N
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

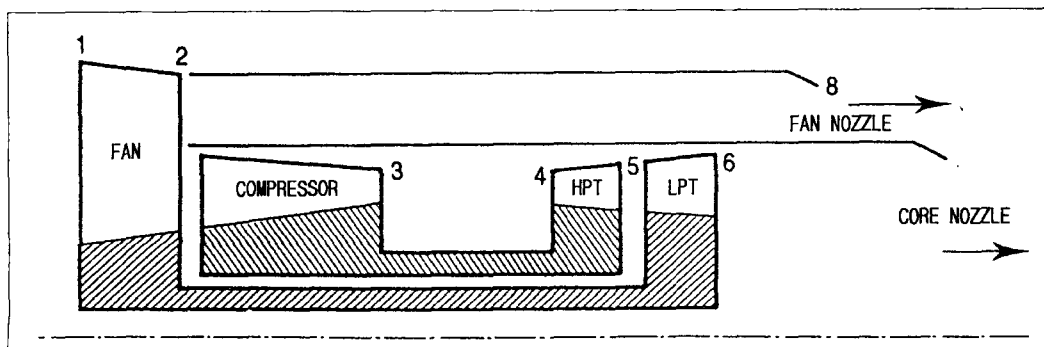


Fig. 1. The Station No. of 2-Spool Separated Type Turbofan Engine

터보팬 엔진에서는 고압 압축기의 서지발생과 고압터빈 입구온도의 오버슈트로 인한 제한 터빈입구 온도의 초과를 주의하여야 한다. 서지는 일종의 실속현상으로써 유체역학적인 불안정 현상을 유발시켜 공기의 역류와 함께 심한 진동을 일으켜 압축기에 손상을 가져올 수 있다. 또한 터빈블레이드의 재질이 견딜 수 있는 온도가 제한되어 있는 관계로 제한온도를 초과하는 터빈입구온도의 오버슈트는 터빈에 소손을 야기할 수 있다. 이러한 압축기 서지와 터빈입구 온도의 오버슈트 모두 급가속의 상황에서 발생한다. 본 연구에서도 설계점인 지상정지상태에서 공회전 로터회전수인 70% 팬 로터 회전수에서 100% 팬 로터 회전수로 급가속하는 상황의 동적거동을 모사하였다. 70%와 100% 팬 로터 회전수에 해당하는 연료유량, 고압로터 %회전수, 고압압축기 서지마진, 고압터빈 입구온도, 추력, 비연료소모율의 최대값 및 정상상태 값이 다음의 표 2과 같다.

압축기 서지마진은 다음과 같이 정의한다.

$$ZF = \frac{PR|_{op} - PR|_{low}}{PR|_{surge} - PR|_{low}} \leq 1 \quad (2)$$

Table 2. The Dynamic Performance Analysis Results

변 수 명	정상상태 값	비 고
WFB	70% : 0.8153 100% : 1.8739	lbm/sec
HP RPM	107.78	%
HPC SM	0.867	
HP TIT	2884.89	°R
Max. HP TIT	3383.65	°R
FN	18864	lbf
SFC	0.358	lbm/hr/lbf
Max. SFC	0.583	lbm/hr/lbf

표 1의 비선형 모사 결과를 살펴보면 고압터빈의 입구온도가 오버슈트하여 제한온도인 3105 °R을 초과하며 압축기 서지여유도 협소하여 위험함을 확인할 수 있었다. 이러한 현상은 연료유량의 급격한 증가를 제어한다면 방지할 수 있으며 적절한 압축기 공기의 블리드로 압축기 서지발생을 예방할 수 있다. 그러나 보다 빠른 가속과 함께 엔진의 최적성능을 확보하기 위해서는 다변수 최적제어기의 설계가 요구된다.<sup>[7],[8]</sup>

### 3. 실시간 선형모사

엔진의 보다 일반적인 제어기 설계를 위해서는 비선형적 특성을 보이는 동적변화를 선형화하는 일이 선행되어야 한다. 먼저 효과적인 제어를 위한 제어기법을 결정하고 제어시스템의 설계를 위한 선형모델의 구성을 위한 상태방정식의 구성이 필수적이며<sup>[3,4,7]</sup>, 선형시변 상태방정식이 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + BU \\ Y &= CX + DU \end{aligned} \quad (3)$$

여기에서 A, B, C, D는 시스템 행렬, X는 상태 행렬, Y는 출력변수, 그리고 U는 제어입력변수이다. 상태방정식의 구성을 위해서는 시스템 행렬 A, B, C, D를 구하여야 하며 이를 위해서는 정상상태 작동점 부근에서 임의의 섭동을 주어 구하는데, 섭동의 양과 각 엔진의 모델에 따라 설정하는 상태변수, 제어입력변수, 출력변수에 의해 그 값이 영향을 받는다. 본 연구에서는 1%의 섭동을 주었으며 선정한 상태변수, 출력변수, 제어입력변수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} X &= [XNLP, XNHP, P2, P3, U4, U5, U6] \\ Y &= [PCNF, PCNC, LPC SM, HPC SM, \\ &\quad TIT, FN, SFC] \\ U &= [WFB, BLEED] \end{aligned}$$

본 연구에서는 실시간 선형모사를 위해 설계점인 지상최대추력조건에서 연료의 Step 증가의 경우에 대하여 저압압축기 회전속도 70%RPM에서 100%

RPM까지 5%RPM 간격으로 상태행렬을 구하였으며 최소자승법을 이용하여 상태행렬의 보간을 수행하였다.

상태행렬의 보간에 적용된 최소자승법은 분점  $x_i (i = 0, 1, 2, \dots, n)$ 에서의 함수값  $f(x_i)$ 가 주어지고,  $p(x_i)$ 를 근사함수라 하면,  $f(x)$ 와  $p(x)$ 는 각 분점  $x_i$ 에서

$$f_i = f(x_i) - p(x_i), \quad i = 0, 1, 2, \dots, n \quad (4)$$

의 차이를 갖게 되는데 그 차가 최소가 되도록 하는 방법을 말한다.

다시 말하면,

$$\sum_{i=0}^n f_i^2 = \sum_{i=0}^n [f(x_i) - p(x_i)]^2 \quad (5)$$

여기서, 근사함수  $p(x)$ 를  $n$ 차 다항식이라 가정하

면 다음과 같다.

$$p(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2 + \dots + a_nx^n \quad (6)$$

본 연구에서는 저압압축기 로터회전속도의 함수로 5차 다항식으로 실시간 선형모델을 구성하여 비선형 동적모사와 비교한 결과, Fig. 2에서 보는 바와 같이 주요성능변수들의 정상상태 오차가 8% 미만임을 확인하여 그 타당성을 입증할 수 있었다.

#### 4. 최적 LQR 제어기

LQR 제어기는 시간역에서 플랜트의 상태방정식을 구속조건으로 하여 주어진 가격함수를 최소화 하는 최적제어 법칙을 찾는 제어시스템 설계방법이다.<sup>[10]</sup>

먼저 LQR 제어기 설계를 위한 선형 시변시스템의 상태방정식을 다음과 같이 정의한다.

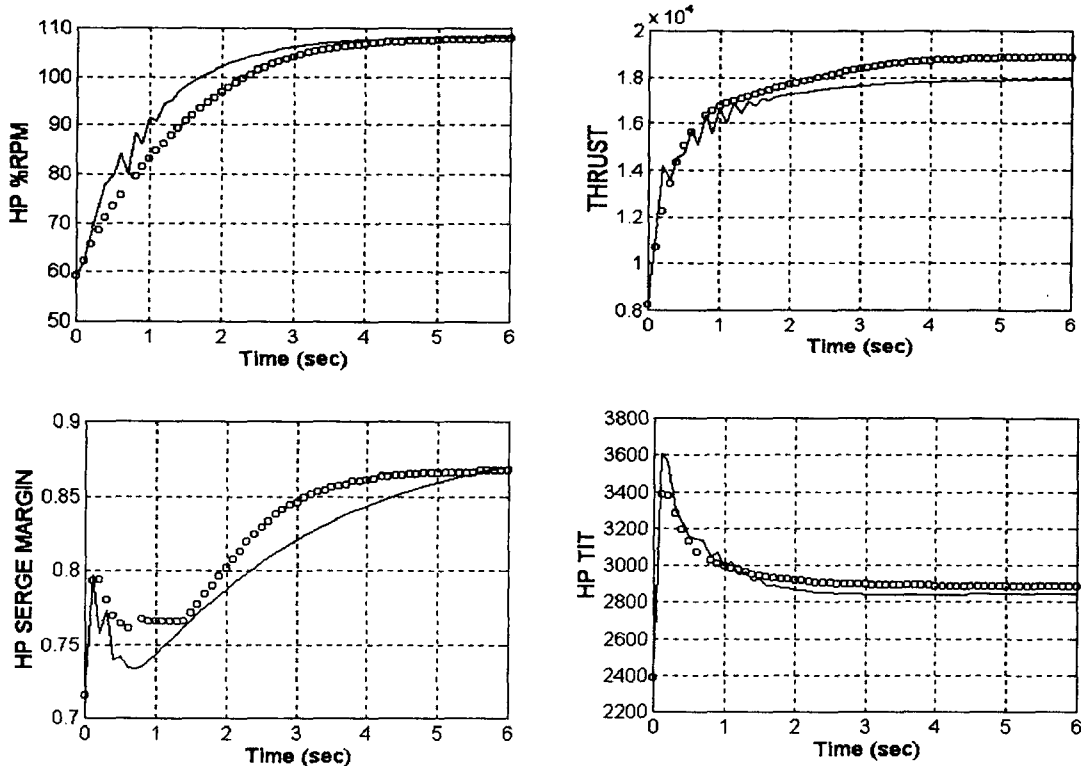


Fig. 2. The Comparison of Nonlinear Simulation and Real-Time Linear Simulation (oooooo Nonlinear, ----- Linear)

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A(t)x(t) + B(t)u(t) \\ y(t) &= C(t)x(t) \end{aligned} \quad (7)$$

여기에서  $x(t)$ 는 상태변수,  $y(t)$ 는 출력변수이며  $u(t)$ 는 제어변수로 선형모델에서 정의된 것과 같다.

가격함수  $J$ 는 다음과 같이 정의한다.

$$J = \int_0^{\infty} [x^T(t)Qx(t) + u^T(t)Ru(t)] dt \quad (8)$$

여기에서  $R$ 는 제어가중행렬,  $Q$ 는 상태가중행렬이다. 이 경우의 최적 제어 문제는 상태방정식의 구속조건 아래서 가격함수를 최소화 하는 제어법칙을 찾는 문제로서, 실시간에서 모든 상태변수를 측정할 수 있다면 최적제어법칙  $u(t)$ 를 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$u(t) = -Gx(t) \quad (9)$$

여기에서 제어게인행렬  $G$ 는 다음과 같으며

$$G = R^{-1}B^TK \quad (10)$$

$K$ 는 아래와 같은 제어대수 Riccati식의 유일한 해이다.

$$KA + A^TK + Q - KBR^{-1}B^TK = 0 \quad (11)$$

LQR 제어기의 설계는 제어대수 Riccati식의 설계파라미터인 상태가중행렬  $Q$ 와 제어가중행렬  $R$ 의 적절한 선정이 문제가 된다. 그러나 유감스럽게도 조직적으로  $Q$ 와  $R$ 을 선정하는 설계방법이 아직 존재하지 않으며 시행착오법에 의존하고 있다.

본 연구에서도 역시 시행착오법을 통해  $Q$ 와  $R$ 의 값을 선정하였으며  $K$ 는 MATLAB을 이용하여 구하였다. 정의된 게인값들은 부록과 같다.<sup>[9],[11]</sup>

## 5. 제어기 설계 결과

제어기 설계 결과와 비선형 동적모사 결과를 비교해 보았다. 비교된 성능변수는 두 제어변수와 압축

Table 3. The Comparison of Results between Nonlinear Simulation and LQR Control

Variable		S-S Time	S-S Value
WFB	비선형모사	0.5 sec	1.874
	LQR 제어	5.3 sec	1.8953
Bleed Air	비선형모사	.	0.014
	LQR 제어	4.5 sec	0.008
HP %RPM	비선형모사	5.8 sec	107.8 %
	LQR 제어	4.8 sec	112 %
Max. HPC SM	비선형모사	4.6 sec	0.867
	LQR 제어	.	0.75
HPT TIT	비선형모사	4.8 sec	2886.38
	LQR 제어	3.3 sec	2900
FN	비선형모사	6 sec	18864
	LQR 제어	6 sec	18810
SFC	비선형모사	.	0.583
	LQR 제어	.	0.43

기 로터의 % 회전수, 압축기 서지여유, 압축기 터어빈 입구온도, 추력, 비연료소모율 등이다. 최대 압축기 서지여유 및 각 변수의 정상상태 값, 정상상태 도달시간을 비교한 결과가 표 3과 같다.

먼저 제어 입력변수인 연료유량과 블리드 공기를 살펴보면 비선형 동적모사시 스텝으로 증가하던 연료유량이 LQR 제어기에 의해 좀 더 완만하게 증가됨을 알 수 있으며 압축기 공기유량의 1.4%로 가정된 블리드 공기유량도 상당히 0.8로 줄어든 것을 알 수 있다. 일반적으로 블리드 공기유량이 많으면 추력이 감소하게 됨으로 이러한 경향은 바람직한 것으로 생각된다. 제어입력변수의 제어결과는 Fig. 3과 같다.

연료유량의 완만한 증가로 압축기 로터 회전수의 증가도 약간 지연되나 터빈입구온도의 오버슈트가 완전히 제거되었으며 압축기의 서지여유도 충분히 확보할 수 있었다. 또한 비연료소모율의 급격한 증

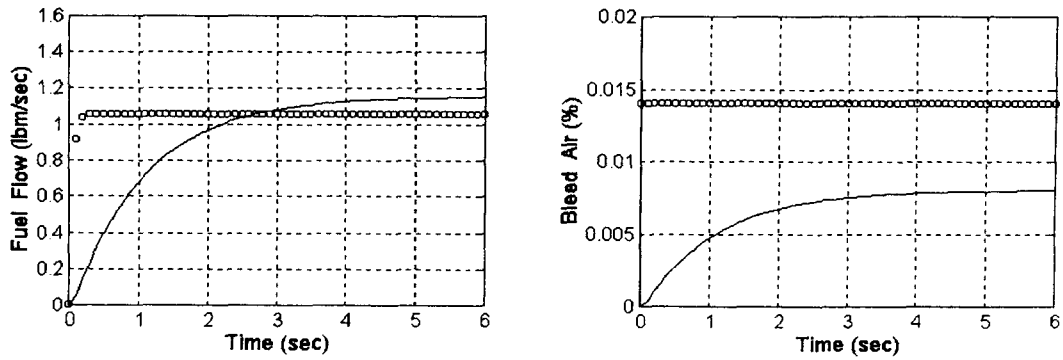


Fig. 3. The Comparison of Control Input Variables between Nonlinear Simulation and LQR Controller (oooooooooooo Nonlinear, ----- LQR Controller)

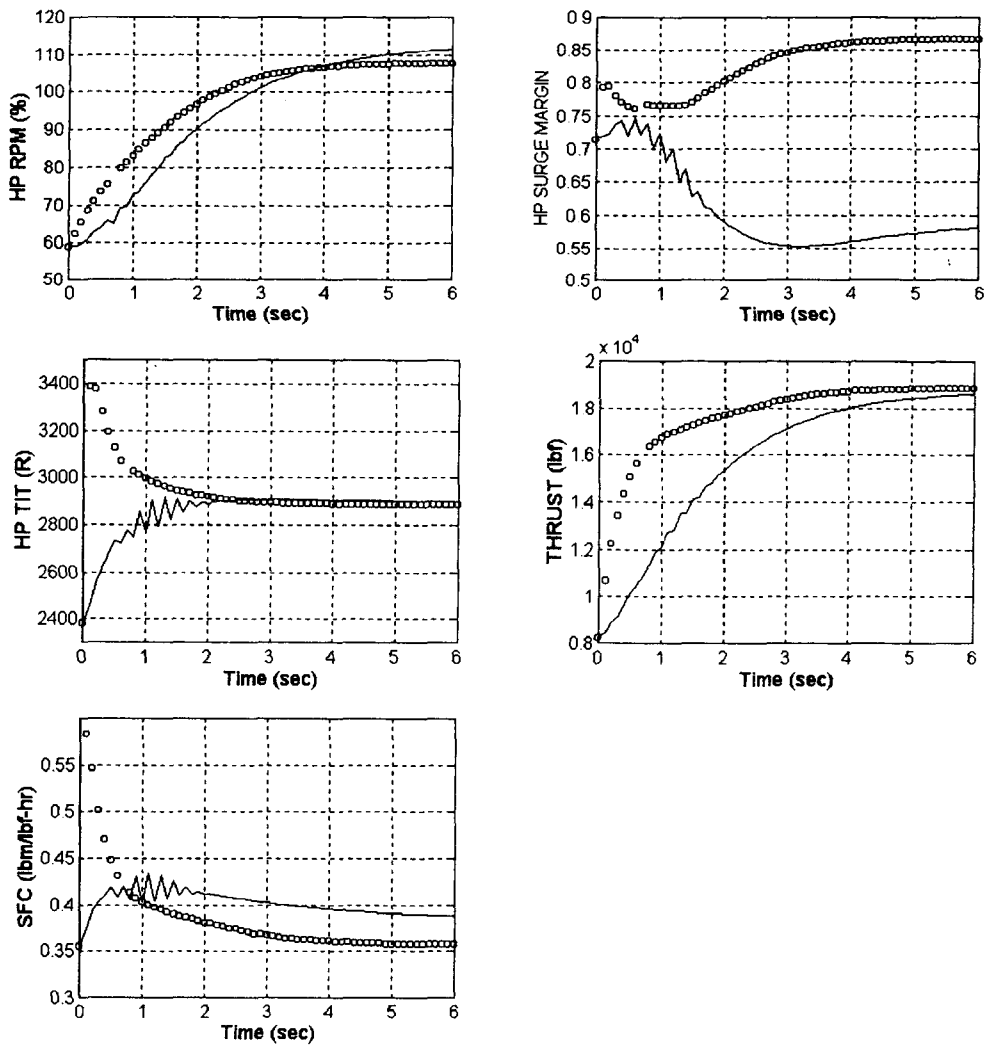


Fig. 4. The Comparison of Output Variables between Nonlinear Simulation and LQR Controller (oooooooooooo Nonlinear, ----- LQR Controller)

가도 제어되어 완만한 경향을 보인다. 주요 변수의 제어기 설계 결과가 Fig. 4와 같다.

## 6. 결 론

중형항공기용 터보팬 엔진의 동적모사 결과 지상 정지조건에서 연료유량의 스텝증가시 압축기터어빈 입구온도에 오버슈트가 발생하여 제한온도를 초과하고 압축기 서지여유가 매우 작음을 확인하였다.

이에 이러한 터어빈 입구 오버슈트 방지 및 압축기 서지여유 확보와 함께 엔진의 최적 성능을 위해 다변수 최적 LQR 제어기를 설계하였다.

그 결과 터어빈 입구온도의 오버슈트를 완전히 제거하였으며, 최대 압축기 서지여유도 0.55로 충분히 확보할 수 있었다. 비연료소모율도 0.355에서 0.43으로 안정적인 경향을 보였다.

추후 LQR 제어기 이외의 다양한 제어기 설계 후 성능비교로 중형항공기용 터보팬 엔진에 적합한 제어기 선정이 뒤따라야 할 것으로 사료된다.

## 후 기

본 연구는 서울대학교 정밀기계설계공동연구소의 위탁연구과제 결과의 일부임을 밝히는 바이며, 이에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

1. Lehtinen, B., DeHoff, R.L., and Hackney, R.D., 1981, "Multivariable Control Altitude Demonstration on the F100 Turbofan Engine", J. of Guidance and Control, JAN, FEB, pp.50~58
2. Athans, M., Kapsouris, P., Kappos, E., Spang, H. A., 1986, "Linear Quadratic Gaussian with Loop-Transfer Recovery Methodology for the F-100 Engine", J. of Guidance, Vol. 9, NO. 1, pp.45~52
3. 유상신, 김학봉, 부준홍, 이강웅, 공창덕, 1993, "전자식 엔진 제어기법 및 계통 설계에 관한 연구 (I),(II)", ADD, ASDC-401-93578
4. 한문섭, 공창덕, 1995, "선형 시뮬레이터를 이용한 터보제트 엔진의 LQR 제어", 한국항공우주학회지, 제23권, 제1호, pp.9~15
5. C. D. Kong, S. K. Kim, "Real Time Linear Simulation and Control for the Small Aircraft Turbojet Engine", ASME ASIA '97 Congress & Exhibition Paper # 97-AA-114, 1997.
6. 기자영, 1997, "소형 터보제트 엔진의 동적모사 및 다변수 제어에 관한 연구" 석사학위 논문
7. Cohen, H., Saravanamuttoo, H.I.H., and Rogers, G.F.C., 1996, "Gas Turbine Theory", Longman, 4th ed
8. Cranfield Univ., 1996, "Gas Turbine Performance", Cranfield Short Course Note, UK
9. Frederick, D. K., and Chow, J. H., 1995, "Feedback Control Problem - Using MATLAB and the Control System Toolbox", PWS Publishing Co.
10. 김종식, 1988, "선형 제어시스템 공학", 청문각
11. Math Works Inc., 1992, "Control System Toolbox User's Guide", Natick, Massachusetts, U.S.A.