

가변 안내익을 이용한 터보팬 엔진 제어시스템

배경욱*, 민찬오*, 친봉규*, 이창용*, 이대우**

Control System of Turbofan Engine with Variable Inlet Guide Vane

Kyoungwook Bae*, Chanoh Min*, Bongkyu Cheon*, Changyong Lee* and Daewoo Lee**
 Graduate School of Department of Aerospace Engineering, Pusan National University*,
 Department of Aerospace Engineering, Pusan National University**

ABSTRACT

Surge phenomenon can be occurred in a compressor when the performance of turbofan engine for an aircraft is changed considerably such as take-off phase. This study is aimed to avoid surge phenomenon. This paper propose the PID and Fuzzy control System for the turbofan engine with control inputs, the VIGV(Variable Inlet Guide Vane) in closed loop, and the fuel mass flow in open loop. We design the Dynamic modeling, NPSS S-function, which is connection block of simulink between NPSS(Engine analysis program) and Simulink. Finally, we certify the performance to prevent a serge phenomenon in the VIGV control system using the both methods, PID and fuzzy.

초 록

항공기용 터보팬 엔진의 성능이 이륙과 같이 급격하게 변하는 상황일 때 압축기에서 서지현상이 발생할 수 있는데, 본 논문에서는 이를 방지하는 것을 목적으로 한다. 제안된 시스템은 연료유량을 개루프 명령으로 생성하고, 가변 안내익을 페루프로 설계하여 터보팬 엔진에 대한 제어시스템을 고전적인 PID제어기와 퍼지 추론 기법을 적용하여 설계하였다. 시뮬레이션은 SIMULINK를 이용하였는데, 제어로직 구성을 위한 동역학적 모델링은 NPSS(엔진해석프로그램)와 SIMULINK를 연동시켜주는 SIMUNLINK BLOCK인 NPSS S-function을 설계하여 이용하였다. 그리고 시뮬레이션 결과로 PID와 Fuzzy 모든 방법에 있어 VIGV의 제어결과로 서지현상을 방지할 수 있음을 증명하였다.

Key Words : Variable Inlet Guide Vane(가변 입구 안내익), Compressor(압축기), Turbofan Engine(터보팬 엔진), Surge(서지), Simulink(시뮬링크)

1. 서 론

항공기의 엔진 운용 시 갑작스런 급격한 기동과 이착륙 거리를 짧게 하기 위해서는 항공기에

사용되는 터보팬 엔진의 가속시간을 짧게 해야 한다. 이를 위한 엔진 제어 수단으로는 연료 유량, 배기 노즐 면적, 공기흡입구, 노즐의 안내깃, 공기 블리드 밸브, 과급기 등등 여러 가지 크고

† Received: October 19, 2013 Accepted: February 17, 2014

** Corresponding author, E-mail : baenggi@pusan.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

Nomenclature

BPR	: ByPass Ratio
IGV	: Inlet Guide Vane
VIGV	: Variable Inlet Guide Vane
Wa	: Air mass flow (kg/s)
Wf	: Fuel Mass Flow (lbm/s)
T.I.T.	: Turbine Inlet Temperature(R)
OPR	: Overall Pressure Ratio
PR	: Pressure Ratio
SM	: Surge Margin
SFC	: Specific Fuel Consumption

작은 제어 방법이 있을 수 있다. 특히 항공기 운용 시 단시간의 성능 변화가 가장 크다고 볼 수 있는 이륙 단계에서 연료 유량의 급격한 증가로 인해 압축기에서 서지 현상이 발생할 수 있고, 터빈 입구 온도의 초과 상승으로 인해 엔진에 무리한 영향을 줄 수 있다. 이륙 단계에서 나타날 수 있는 서지 현상은 연료 유량 증가 초기에 공기 유동로의 배압 증가로 인해 엔진에 유입되는 공기 유량이 감소하게 됨으로써 압축기에서 실속을 일으키게 되며, 이로 인해 엔진의 공기 유량 감소로 터빈 입구 온도 또한 과다하게 상승 시킬 수도 있다[1]. 서지 현상을 방지하기 위한 연구로 연료유량만을 이용하여 서지 마진을 제어한 연구는 있었으나[1,2,3] 본 연구에서는 압축기에 가변 시스템을 적용하여 가변 입구 안내익의 각을 제어하여 서지 현상이 일어나는 것을 방지하고자 한다[4,5].

본 연구를 수행하기 위해 대상 엔진은 F124 엔진을 선정하였고, 엔진 성능 해석 프로그램은 NPSS를 사용하였다. NPSS 프로그램은 NASA에서 개발한 상용 사이클 해석 프로그램으로 사이클 해석을 수행하기 위해 압축기와 터빈의 성능 선도가 입력되며, 운용 조건에 따른 엔진의 성능을 해석한다. 설계점 성능해석, 비정상상태 탈 설계점 성능해석을 수행하여 서지마진을 획득하고, 이렇게 획득한 엔진 성능 데이터를 Simulink에 적용하여 연구를 수행하였다[4]. 제어기는 고전적인 제어기인 PID와 비선형성에 강한 Fuzzy제어기를 적용/비교하였다. Fuzzy Logic은 불분명한 상태, 모호한 상태를 참 혹은 거짓의 이진 논리에서 벗어난 다치성으로 표현하는 논리 개념으로 근사치나 주관적 값을 사용하는 규칙들을 생성함으로써 부정확함을 표현할 수 있는 규칙 기반 기술이다[3]. 이런 Fuzzy제어기의 특성을 이용하여

비선형성이 강한 터보팬 엔진을 제어해 보고 PID를 이용한 결과와 비교해 본다.

II. 대상 엔진

본 연구를 수행하기 위해 International Turbine Engine Corporation/Honeywell사의 F124를 대상 엔진으로 Fig. 1과 같이 선정하였고, 엔진사양은 Table 1과 같다. 대상엔진의 세부 설계방법은 참고문헌 4의 연구에 명시되어있고, NPSS상에서 Fig. 2와 같이 설계하였다. 엔진 세부 컴포넌트 성능은 엔진회사의 고유의 정보이므로 획득하기 어렵다. 엔진 성능 해석을 하기 위

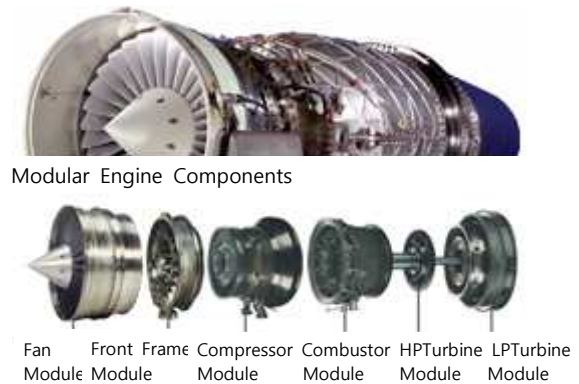


Fig. 1. F124 Engine of Honeywell

Table 1. Specification of F124

Key Performance Data		
Engine	Sea Level Static	
	Standard Day, Nominal Engine	
	Max Power	
F124	Max. Thrust, lb	6280
	TSFC, lb/hr/lb	0.78
	Bypass Ratio	0.49
	Corrected Airflow, lb/sec	92.6

Table 2. Engine design point input values

Parameters	Values	Unit
Altitude	0	m
Turbine Inlet Temp.	3000	R
Nozzle Cooling Air	8.65	%
Blade Cooling Air	4.55	%
Net Thrust	27940	N
OPR	19.0	-
BPR	0.49	-
SFC	22.09	g/kN/s

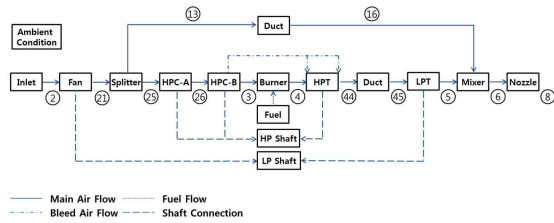


Fig. 2. Mixed Flow Turbofan Model for F124 - Element and Link Names

한 엔진 컴포넌트(압축기, 덕트, 냉각유량)별 성능은 참고한 엔진성능을 만족하도록 일반적인 범위 안에서 Table 2와 같이 정의하였다.

III. 엔진 제어시스템

대상엔진은 Fig. 2와 같이 압축기, 연소기, 터빈과 배기 노즐로 구성되어 있으며, 압축기에서 압축된 공기가 연소기에서 연료와 혼합되어 연소된 후 팽창된 가스가 배기노즐을 통하여 대기배출되면서 추진력을 얻는다. 엔진을 급격히 가속시킬 때 연료 증가 초기에 압축기로 유입되는 공기유량이 감소하면서 압축기 내에 서지현상을 유발시킬 수 있다[5]. 이런 문제점을 극복하기 위해 압축기의 입구 안내익이 가변되도록 설계한다. 이를 이용하여 연료유량 증가초기에 감소하는 공기유량을 가변 안내익의 각을 증가시킴으로써 압축기로 유입되는 공기유량을 증가시켜 서지마진을 증가시키는 방법을 선택하였다.

IV. 엔진 제어기 설계

대상엔진을 제어하기 위해 고전적인 제어기인 PI와 항공기용 터보팬 엔진은 비선형성이 강함으로 인해 파라미터 변동에 강인한 Fuzzy제어를 사용하였다[7]. PI제어는 Fig. 3에서 Feedback되는 서지마진을 10%이하인 값에 대해 가변안내익을 PI 제어하고 10%이상의 값에 대해서는 안정한 것으로 판단하여 제어하지 않는다. Fuzzy제어는 Fig. 4와 같이 연료유량을 Open loop로 하고, 가변 안내익은 Closed loop로 하여 엔진 성능이 급격하게 변하는 상황에서도 서지 현상을 일으키지 않도록 Fuzzy 제어를 설계하였고, 시스템 형상은 Fig. 3과 같다. 퍼지 추론으로 제어이득을 정하기 위해 퍼지 변수(fuzzy variable)를 정하였다. 퍼지 입력변수로는 서지 마진과 터빈 입구 온도를 사용하고 출력변수로는 가변 안내익을 사용하였다. 첫 번째로 서지마진은 출력되는 서지 마

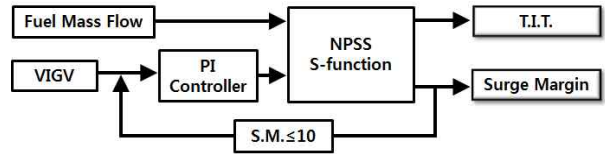


Fig. 3. Total Configuration of Plant with PI Controller

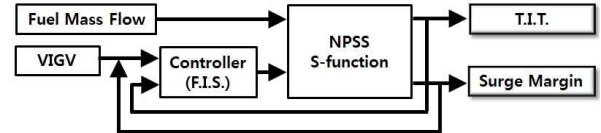


Fig. 4. Total Configuration of Plant with Fuzzy Controller

진값을 기반으로 하여 그 수치를 케환(feedback)시켜 7개의 삼각형 퍼지화 변수(Linguistic Variables : NB, NM, NS, ZO, PS, PM, PB)를 이용하여 소속 함수를 구성하였으며 Fig. 4와 같다. 두 번째 입력변수로 터빈 입구 온도는 케환시켜 앞의 방법과 같이 7개의 삼각형 퍼지화 변수를 이용하여 소속 함수를 구성하였으며 Fig. 5와 같다. 그리고 출력변수로 가변 안내익은 0°~8°까지의 범위로 설정하였으며, 7개의 소속 함수(VVS, VS, S, M, B, VB, VVB)로 구성하였고 Fig. 6과 같다[1,2,3,4].

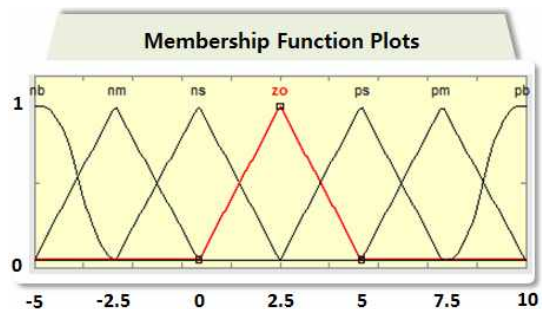


Fig. 5. Membership Function Plots of Surge Margin

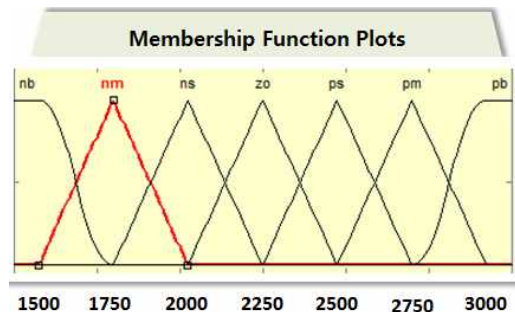


Fig. 6. Membership Function Plots of Turbine Inlet Temperature

Table 3. Fuzzy Rules

TIT \ SM	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB
NB	VVB	VVB	VVB	VVB	VVB	VVB	VVB
NM	VB	VB	VB	VB	VB	VVB	VVB
NS	B	B	VB	VB	VB	VB	VB
ZE	M	M	M	M	M	M	M
PS	VS	VS	S	S	S	S	S
PM	VVS	VVS	VS	VS	VS	VS	VS
PB	VVS	VVS	VVS	VVS	VVS	VVS	VVS

퍼지 제어 규칙은 "IF ~ THEN"의 형태로 표현 하였으며, 제어 규칙의 형태는 다음과 같다.

If (x is A) and (y is B) then (z is C)
 (2개의 입력변수(=x, y)와 출력변수(=z), 그리고 A, B, C는 퍼지 소속 함수)

압축기에서 서지현상이 발생하지 않도록 하기 위하여 퍼지 추론을 위한 제어 규칙을 정하였다. 두 입력변수 서지 마진과 터빈 입구 온도를 이용하여 출력변수인 가변 안내익을 도출하였으며, 규칙의 기본 방향은 서지 마진이 감소하게 되면, 서지 마진이 감소하는 이유 중의 하나가 공기유량의 감소에 있기 때문에 공기유량을 증가시키기 위해 가변 안내익의 각을 증가시키고, 서지마진이 증가하게 되면 반대로 가변 안내익의 각을 감소시키게 된다. 그리고 다른 입력변수인 터빈 입구 온도는 TIT가 증가하게 되면 이를 감소시켜 주기 위해 공기유량을 증가시켜야 하고 이를 위해 가변 안내익의 각을 증가시킨다.

반대로 TIT가 감소하게 되면 다시 가변 안내익의 각을 감소시키는 개념으로 규칙을 정하였고, Table 3과 같다.

퍼지 제어규칙을 적용하여 얻어진 출력변수는 역퍼지화(defuzzification) 과정을 통하여 제어 입력에 사용된다. 여기서 퍼지 입력변수의 언어 값이 x=A, y=B라 할 때 "x는 A이다"라는 조건의 적합도를 A(x)라 하면 두 입력의 적합도는 다음과 같이 Mamdani방법에 의해 구한다[2].

$$W_i = A_i(x) \wedge B_i(y), \quad i = 1, 2, \dots, n$$

Mamdani방법에 의해 규칙의 추론결과가 다음과 같이 면적 중심법(Center of Area Method)으로 얻어진다.

$$z = \frac{\sum_{i=1}^l w_i * c_i}{\sum_{i=1}^l w_i}$$

V. 모의실험

F124 터보팬 엔진에 대한 모델링을 위해 NPSS프로그램을 이용하였다. NPSS프로그램의 결과는 이산화된 결과라서 이를 연속적인 결과로 이용하기 위해 interpolation을 이용하였다. 또한 Simulink를 이용한 모의실험을 위하여 NPSS function Block을 이용하여 Simulink에서 NPSS 프로그램을 연동시켰으며 Fig. 8은 이를 보여준다. 입력변수는 압축기 입구 안내익의 각과 연료 유량이며, 출력변수는 서지 마진, 추력, 터빈 입구 온도, 압축기 입구 공기유량 그리고 압축기 로터 회전속도이다. 모의실험을 위한 상황으로 엔진의 성능이 단 시간에 크게 변하는 상황인 항공기가 이륙하는 상황을 적용하여 보았다. Fig. 9와 같이 Idle상태의 연료유량 0.22 lbm/s에서 최대 연료유량인 1.36 lbm/s로 증가시키고, 입구 안내익의 각도는 0°로 고정시킨 상태(Non-Control)에서 모의 실험한 결과 Fig. 10과 같이 0~5초 사이 구간에서 엔진을 작동시킨 후 안정화되는 과정에서 음의 서지마진을 나타내며 불안정한 상태를 보인다. 그리고 연료가 증가하는 5~11초 구간에서 연료 증가 초기에 압축기로 들어오는 공기유량이 작아짐으로 인해 음의 서지마진을 나타내는데 엔진에 심각한 영향을 줄 수 있다.

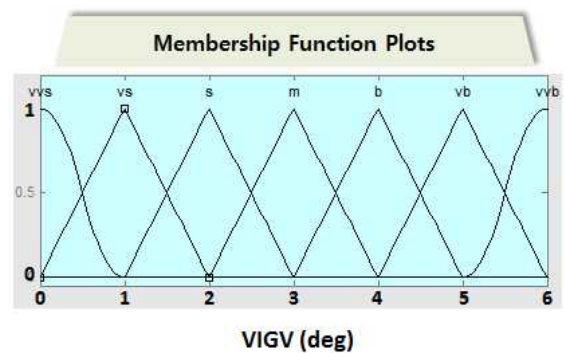


Fig. 7. Membership Function Plots of VIGV

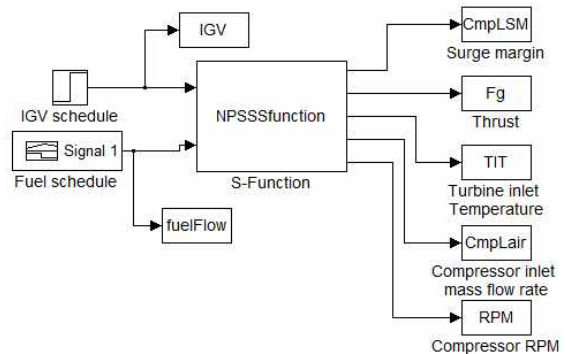


Fig. 8. Basic Model

이를 방지하기 위해 Fig. 3과 같이 제어를 설계하였고, PI제어 결과 0~5초 구간에는 엔진을 작동시킨 후 안정화되고 Idle상태로 Ramp에서 활주로까지 이동할 수 있는 단계로 양의 값을 유지하고 있다. 5~11초 구간은 이륙 단계로 Take-off하기 위해 연료를 최대 출력으로 증가시키는 단계로 연료 증가 초기에 가변시스템을 적용하지 않을 시 -2.6%까지 낮아졌던 서지마진

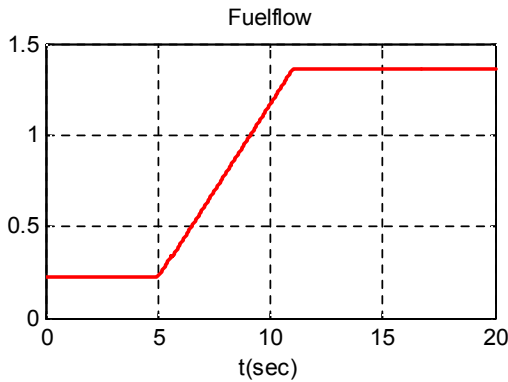


Fig. 9. Fuel flow schedule of take-off phase without VIGV

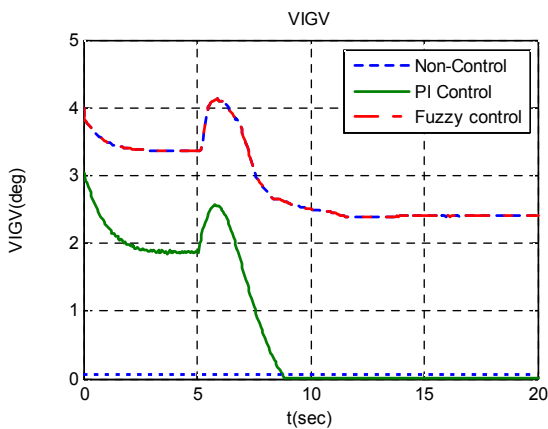


Fig. 10. VIGV value

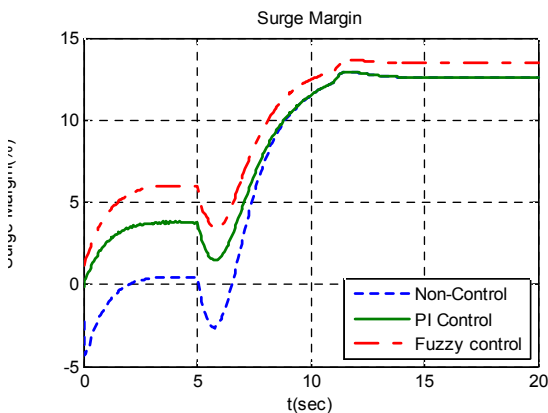


Fig. 11. Surge Margin value

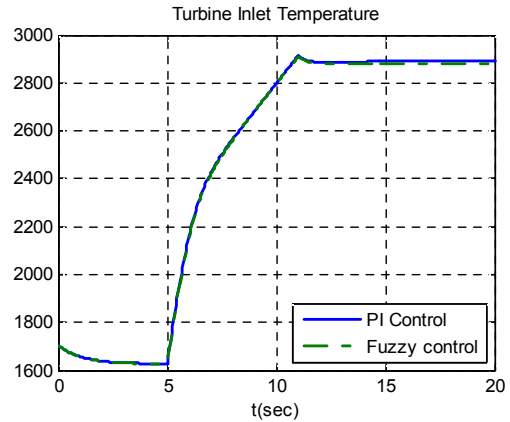


Fig. 12. Turbine Inlet Temperature value

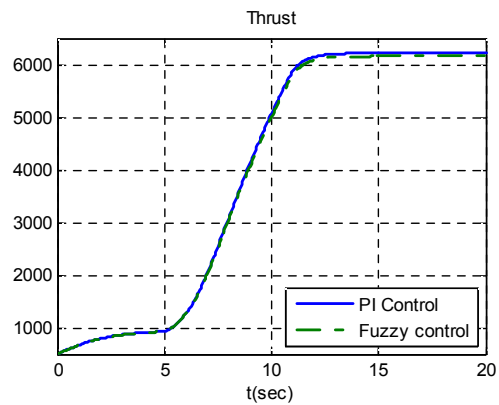


Fig. 13 Thrust value

이 가변시스템을 적용함으로써 1.5%까지 높아졌고 Fuzzy제어에서는 2.9%까지 높아지면서 양의 값을 유지하며 안정하게 운영되고 있음을 볼 수 있다. 그리고 PI제어의 경우 8~9초 사이에서 서지마진이 10%이상의 값을 가짐으로서 IGV각이 0°가 된다. 결과적으로 엔진의 압축기에 가변시스템을 적용함으로써 엔진 성능이 향상됨을 볼 수 있었다. 그 결과 Fig. 10과 같이 입구 안내익을 가변시킴으로써 Fig. 11과 같이 엔진 시동부터 지상이동 및 이륙 구간까지 양의 서지마진을 유지함으로써 단 시간에 급격하게 성능이 변하는 상황에서도 안전하게 운용 가능함을 확인할 수 있다. 그리고 터빈 입구 온도는 Fig. 12와 같이 제어를 하지 않을 시 Max. T.I.T.는 2914(°R), Min T.I.T.는 1629(°R)을 나타내고, PI제어 후에는 Max. T.I.T.가 2914(°R), Min. T.I.T.가 1627(°R)을 나타내었고, Fuzzy 제어 후에는 Max. T.I.T.가 2911(°R), Min. T.I.T.가 1627(°R)을 나타냄으로써 T.I.T.는 영향을 크게 받지 않았으나, Table 1의 Design Point인 3000(°R)을 초과하지 않았다. 추력은 Fuzzy제어의 경우 최대 연료 유량에서 6,159N를 나타내고, PI제어의 경우

6,218N를 나타내었다. Figure 13은 그 때의 추력을 보여준다.

VI. 결 론

본 연구에서는 압축기 입구 안내익에 가변 시스템을 적용하여 페루프로 하고, 연료유량은 개루프로 하는 제어입력을 갖는 터보팬 엔진에 대하여 제어시스템을 PI와 퍼지추론 기법을 적용하여 설계하였다[7]. PI제어의 경우 Feedback되는 서지 마진값이 10%이하이면 가변 안내익의 각을 증가시키고 10%이상이면 제어를 하지 않았다. Fuzzy제어의 경우 가변 안내익 제어를 위한 퍼지 규칙은 서지마진과 터빈입구온도를 이용하여, 서지마진이 감소할 경우 가변 안내익의 각을 증가시키고, 서지마진이 증가할 경우 가변 안내익의 각을 감소시킨다. 터빈입구온도는 기준값 이상으로 증가할 경우 안내익의 각을 증가시키고, 기준 값 이하로 감소할 경우 안내익의 각을 감소시킨다. 이와 같은 개념을 바탕으로 퍼지 규칙을 정하여 설계하였다. 제어 결과, 서지 마진은 항공기 이륙과 같은 성능 변화가 급격한 상황에서도 (+)값을 유지하며 운영되었고, 터빈입구온도 또한 한계 허용치를 넘지 않으며 안전하게 운영됨을 볼 수 있었으나 그 영향이 작았다. Fuzzy제어의 경우 연료 증가 초기에서의 서지마진만 본다면 Fuzzy제어가 가장 좋은 안정성을 보여준다. PI제어의 경우 연료 증가 초기의 안정성은 Fuzzy제어보다 떨어지나 비행 성능 측면(추력)에서는 PI제어가 더 좋은 성능을 나타내고 있음을 볼 수 있다.

후 기

이 논문은 부산대학교 자유과제 학술연구비(2년)에 의하여 연구되었습니다.

References

- 1) Byeong-In Jung, Dong-Man Ahn, Gyo-Young Hong, Seung-Beom Hong, Min-Seok Jie " Practical Civil UAV Engine Control High-Gain Observer", KONI, Vol.15, No.6, 2011, pp.1187~1193
- 2) Eui-Seok Shin, Kang-Woong Lee, Jong-Sun Kim, Jin-Kon Kim, Joon-Hong Boo, Sang-Sin Yoo, Seong-Ki Min "Design of a Fuzzy Inference Control System for a Turbojet Engine" KASA, Vol.26 No.4, 1998, pp.138~145
- 3) Dong-Ju Han, Seong-Hwan Oh, "Non-linear Control of Turbojet Engine for High Maneuverability UAV" KASA, Vol.40 No.5, 2012, pp.431~438
- 4) Kyoungwook Bae, Sangjo Kim, Dongin Han, Chanoh Min ,Daewoo Lee "Surge Control of Turbofan Engine Compressor with the Variable Inlet Guide Vane", KASA, Vol.47, No.3, 2013, pp.539~546
- 5) Laudon, Kenneth C, Jane P. "Management Information Systems 12/E: Managing the Digital Firm, CHAPTER 11, 445P" Pearson Education Asia. ISBN-10 : 027375453X / ISBN-13 : 9780273754534
- 6) Sangjo Kim, Donghyun Kim, Changmin Son, Kuisoon Kim, Youll Kim, Seongki Min, "An Approach for the Integrated Performance Analysis of a Small Turbofan engine with Variable Inlet Guide and Variable Stator Vane " KSPE, Vol.16 No.4, 2012, pp.23~32
- 7) T.R.Rangaswamy, J.Shanmugam, T.Thygarajan "Fuzzy Controller for a Gas Turbine Plant" IEEE, 2006, pp.1252~1257