

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(7), 539-546(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.7.539>

가변 안내익을 이용한 터보팬 엔진 압축기의 서지 제어

배경욱*, 김상조*, 한동인*, 민찬오*, 이대우**

Surge Control of Turbofan Engine Compressor with the Variable Inlet Guide Vane

Kyoungwook Bae*, Sangjo Kim*, Dongin Han*, Chanoh Min* 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 compressor performance of turbofan engine for an aircraft is changed considerably in a short time on the cases like take-off phase and changing of RPM from idle to maximum, because performance of aircraft engine is changed suddenly. This study is aimed to avoid surge in a compressor. Dynamic simulation in a compressor is modeled by simulink in specific condition. Fuel flow is control input, rpm and air mass flow are expressed in terms of transfer function. Surge margin is obtained by using compressor performance map from NPSS. VIGV(Variable Inlet Guide Vane) is controlled by PD controller with difference between surge margin and reference. Finally this paper verifies IGV can prevent surge phenomenon in a compressor.

초 록

항공기용 터보팬 엔진에서 압축기 성능이 단 시간에 변화가 클 경우, 이를테면 항공기가 이륙하는 상황에서와 같이 엔진 회전속도(RPM)를 공회전(idle) 상태에서 최대로 증가 시킬 때, 항공기의 엔진 성능이 급격하게 변화하므로 압축기 내에서 서지현상이 발생할 수 있다. 본 연구에서는 서지현상 발생 방지를 그 목적으로 하였다. Simulink를 이용하여 특정 상황에서 압축기 내에 일어나는 동적 움직임을 모사하였다. 연료유량을 입력값으로 하고 그에 따른 RPM, 공기유량은 전달함수로 나타냈으며, NPSS를 통해서 획득한 압축기 성능 맵을 통해 서지마진을 출력하였다. 서지마진을 기준 값 10%와의 차이를 PD제어하여 IGV(Inlet Guide Vane)각을 변화시킴으로써 즉, VIGV를 이용하여 압축기 내의 서지라인과 운용점 사이의 마진을 증가시켜 서지현상이 발생하는 것을 방지하였다.

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

† Received: January 13, 2013 Accepted: June 20, 2013

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

** Corresponding author, E-mail : baenggi@pusan.ac.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 (kg/s)
Wf_ini	: Initial Fuel Mass Flow (kg/s)
OPR	: Overall Pressure Ratio
PR	: Pressure Ratio
SM	: Surge Margin
SFC	: Specific Fuel Consumption
Y(s)	: 출력변수의 Laplace 변환
U(s)	: 입력변수의 Laplace 변환
exp(-fs)	: 시간지연함수의 Laplace 변환

I. 서 론

항공기용 가스터빈 엔진 사용에 있어 압축기에서 발생할 수 있는 서지현상은 엔진의 안정된 작동을 제한한다. 서지현상은 높은 압축비의 영향으로 압축기의 입구와 출구 단면적 비를 크게 만들어, 출구에 비해 입구에서 상대적으로 낮은 축 방향 속도 성분으로 인해 높은 받음각을 가지게 되고 이러한 상관관계로 인해 압축기 입구 영역에서 실속 현상이 일어나며, 압축기 전체 걸쳐 서지 현상이 발생할 수 있다. 서지현상이 발생하게 되면 연소정지, 진동으로 인한 부품의 손상, 출력의 손실 등 엔진성능을 저하시킨다. 그리고 이륙 상태에서 발생하는 서지는 큰 폭발음을 발생시키고 항공기 유실이나 승객의 생명까지 위협하게 만들 수 있을 만큼 위험하다[1]. 이런 문제점을 극복하기 위해 압축기의 가변 안내익을 이용하여 연료 증가 초기에 감소하는 공기유량을 조절하여 서지를 제어하는 방법을 연구하였다.

본 연구를 수행하기 위해 대상 엔진은 문헌으로 성능자료 확보가 가능한 F124엔진을 선정하였고, 엔진성능 해석프로그램은 NPSS를 사용하였다. NPSS 프로그램은 NASA에서 개발한 상용 사이클 해석 프로그램으로 사이클 해석을 수행하기 위해 압축기와 터빈의 성능 선도가 입력되며, 운용조건(입구조건과 연료량 또는 연소기 출구온도)에 따른 엔진의 성능을 해석하고, 설계점 성능해석, 비정상상태 탈설계점 성능해석을 수행하여 서지마진을 획득한다. 이렇게 획득한 엔진성능 데이터를 이용하여 Simulink에서 압축기 모델링을 수행하였다.



Key Performance Data

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

Fig. 1. F124 Engine of Honeywell

Table 1. Engine design point input values

Parameters	Values	Unit
Altitude	0	m
Turbine Inlet Temp.	1602	K
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

II. 대상 엔진

본 연구를 수행하기 위해 International Turbine Engine Corporation/Honeywell사의 F124를 대상 엔진으로 Fig. 1과 같이 선정하였고, 운용 조건은 Table 1과 같이 선정하였으며 엔진 세부 컴포넌트의 성능은 엔진 회사의 고유의 정보이므로 획득하기 어렵다. 엔진 성능 해석을 하기위한 엔진 컴포넌트(압축기, 덕트, 냉각유량)별 성능은 참고한 엔진 성능을 만족하도록 일반적인 범위 안에서 정의하였다.

III. 압축기 모델링

3.1 VIGV적용 전의 압축기 모델링

압축기 모델링을 위해 Simulink를 사용하였으며, 대상 엔진에 대한 모델링을 위해 NPSS를 이

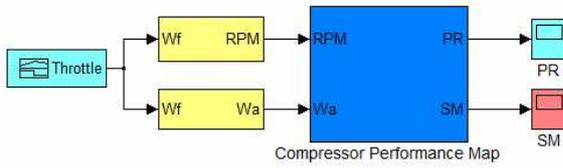


Fig. 2. Block Diagram about Surge Margin according to Wf in Simulink

용해 획득한 엔진 성능 데이터를 이용 하였으며, 성능을 해석한 구체적인 방법은 김상조[2]의 연구에 명시되어있다. 대상 엔진을 모델링하기 위해 먼저 VIGV가 적용되기 전의 엔진에 대한 모델링을 하였고 전체 블록 선도는 Fig. 2와 같다.

모델링을 위해 입력값을 추력명령에 따른 연료유량으로 하고 연료유량에 따라 RPM과 공기유량이 전달함수를 통해 출력되고, RPM과 공기유량은 NPSS를 통해 획득한 RPM, 공기유량, 압력비를 Lookup Table형태로 활용하여 얻어진 압축기 성능맵(Compressor Performance Map)으로 입력되어 Surge Margin을 출력한다.

3.1.1 입력 값

본 연구를 위한 모델링 입력 값으로 Fig. 3과 같이 연료 유량 스케줄을 0.1kg/s에서 0.61kg/s 항공기가 이륙하는 상황을 가정한 것으로 단 시간에 많은 양의 연료량이 변해서 압축기 내에서 서지 현상이 발생할 수 있기 때문에 이 연료 스케줄을 입력 값으로 정하였다.

3.1.2 RPM

연료 유량에 따른 RPM값을 Fig. 4와 같이 Simulink에서 전달 함수를 이용해 모델링 하였다. 입력 값인 연료유량 값은 초기값에 변화량을 더한 값으로 $u_0 + \Delta u$ 가 된다. 전달함수를 통한 값에 u_0 에 대한 첫 번째 RPM값인 y_0 을 더하게 되면 연료 유량 0.1kg/s에서 0.61kg/s에 대한 RPM 스케줄이 Fig. 5와 같이 나타나고, NPSS와 비교하면 정상상태 RPM에 도달하기까지의 과도 상태는 약간의 차이를 보였다. 연료유량에 대한 RPM의 전달함수는 압축기 시스템의 안정도와 성능을 높이기 위해 2개의 pole(극점)과 과도응답을 나타내기 위해 1개의 zerp(영점)을 이용하여 표현 하였으며 식 (1)과 같고, 이에 대한 계수는 $a=1, b=3, c=10, d=125, e=282$ 와 같다[3].

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{ds + e}{as^2 + bs + c} \quad (1)$$

전달 함수에서 각 계수들은 Simulink내에 Fig.

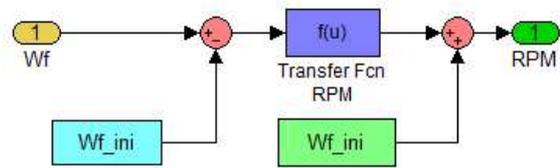


Fig. 3. Value of RPM according to Wf

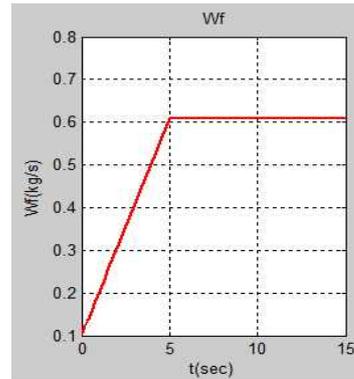


Fig. 4. Fuel mass flow

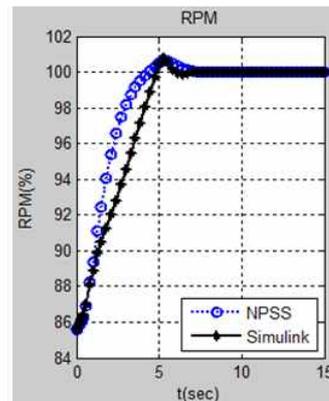


Fig. 5. Comparison Simulink with NPSS about RPM

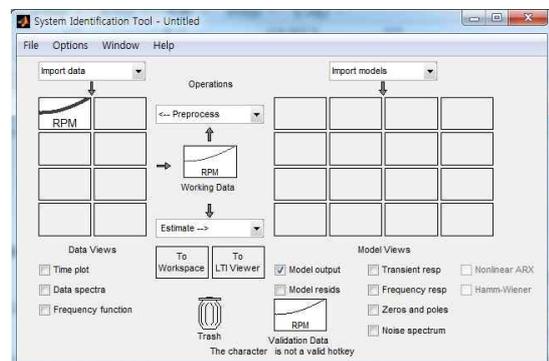


Fig. 6. System Identification Toolbox

6과 같이 System Identification Toolbox를 사용하여 대략적인 계수를 구하였고, 다시 시행착오를 거쳐 다음과 같은 계수들을 구하였다.

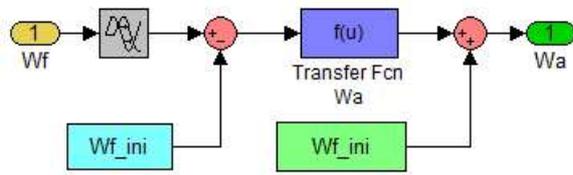


Fig. 7. Value of Wa according to Wf

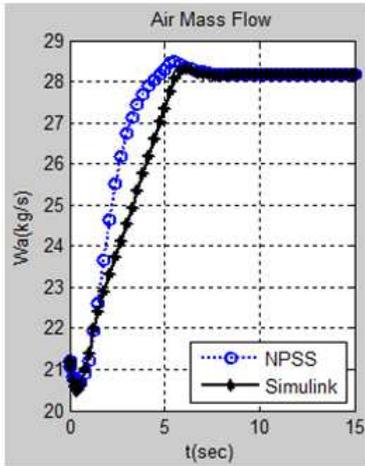


Fig. 8. Comparison Simulink with NPSS about Wa

3.1.3 공기 유량

연료유량에 대한 공기유량의 값은 3.1.2절의 RPM값을 구하는 절차와 유사하게 구할 수 있다. 입력 값 u 를 $u_0 + \Delta u$ 로 하고 여기서 초기값 u_0 값을 감소시켜 0에 대한 오차 값을 나타내는 Δu 에 대한 전달 함수로 나타낸다. 그리고 연료량이 증가되기 시작할 때 공기 유량은 약간 감소하게 되는데 이 부분을 나타내기 위해 시간 지연 함수를 더하여 표현하였다[2,3]. 그리고 공기 유량에 대한 전달 함수의 계수들 역시 RPM과 같은 방법으로 구하였고 그 식은 (2)과 같으며, 계수들은 $a=1, b=3, c=6.268, d=20, e=85.5, f=0.35$ 이다[3].

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{ds + e}{as^2 + bs + c} \exp(-fs) \quad (2)$$

Figure 7은 연료유량에 따른 공기유량을 구하는 블록선도이며 Fig. 8은 그 결과의 비교 그래프이다.

3.1.4 압축기 성능맵

압축기 성능맵은 Table 2와 같은 압축기 성능표를 이용하여 모델링하고, Table 2의 데이터는 김상조[2]의 연구로부터 수집하였다. 이 성능표는 70% RPM부터 100% RPM까지 5% RPM간격으

Table 2. Data of Compressor Performance

RPM	W_a	PR	RPM	W_a	PR
100 (%)	25.1	2.78	95 (%)	23.7	2.56
	25.8	2.79		24.4	2.57
	26.5	2.79		25.1	2.57
	27.3	2.77		25.8	2.55
	28.0	2.74		26.5	2.52
	28.7	2.67		27.2	2.47
	29.4	2.55		27.8	2.38
	29.9	2.38		28.4	2.23
	30.2	2.15		28.7	2.03
	30.3	1.91		28.9	1.83
90 (%)	22.4	2.35	85 (%)	21.1	2.18
	23.1	2.36		21.8	2.18
	23.7	2.35		22.4	2.17
	24.4	2.33		23.0	2.16
	25.1	2.31		23.6	2.13
	25.7	2.26		24.1	2.10
	26.3	2.21		24.7	2.04
	26.8	2.09		25.3	1.95
	27.2	1.92		25.7	1.71
	27.5	1.74		26.0	1.65
80 (%)	19.9	2.00	75 (%)	18.5	1.86
	20.1	2.00		19.0	1.86
	21.0	1.99		19.6	1.85
	21.5	1.98		20.1	1.84
	22.1	1.96		20.7	1.82
	22.6	1.93		21.2	1.79
	23.2	1.88		21.7	1.75
	23.7	1.81		22.2	1.69
	24.1	1.70		22.7	1.60
	24.5	1.57		23.1	1.49
70 (%)	17.1	1.72	70 (%)	19.8	1.66
	17.6	1.71		20.3	1.62
	18.2	1.71		20.8	1.57
	18.7	1.70		21.3	1.50
	19.2	1.68		21.7	1.42

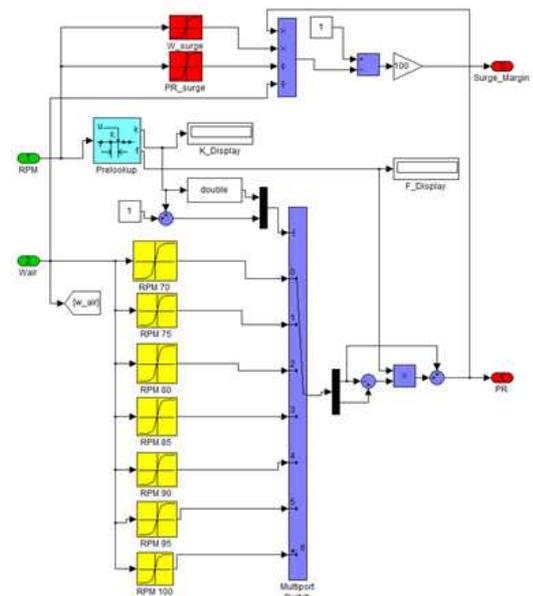


Fig. 9. Modeling Compressor Performance map in Simulink

로 각 RPM당 10개의 공기유량 포인트에서의 압축비를 나타내고 이 성능표를 바탕으로 보간법을 이용하여 모델링 하였고 모델링 블록 선도는 Fig. 9와 같다.

3.1.5 Surge Margin

Surge Margin는 Fig. 10과 같이 Working Line에서 압축비와 공기 유량, Surge Line에서 압축비와 공기 유량을 이용해 구할 수 있으며, Working Point는 사이클 해석을 통해서 계산된 성능을 압축기 성능 선도 상에 표시한 것이고, Surge Point는 Working point 중 Surge Line을 벗어나는 지점으로 정의되며, 그 식은 식 (3)와 같다[4]. 이후 계산된 서지마진을 판단하여 안정, 불안정을 판단한다. 연료 유량에 따른 서지 마진을 Fig. 11과 같이 정상상태를 기준으로 NPSS는 12.51%, Simulink는 12.55%에서 수렴함을 볼 수 있다.

$$SM = \left(1 - \frac{PR_{w.l.} \times Wa_{s.l.}}{PR_{s.l.} \times Wa_{w.l.}} \right) \times 100\% \quad (3)$$

Figure 11에서 보면 서지마진이 약 1%이하의 구간에서는 모델이 일치하는 경향을 보이나 약 1%이상에서 정상상태 이전까지의 구간에서는 맞지 않는 것을 볼 수 있다. 이것은 연료량이 크게 변하는 구간에서는 터빈내의 온도가 지속적으로 변화하므로 단순한 전달함수로 모든 엔진상태를 표현하는 것은 맞지 않으나[5], 본 연구의 목적이

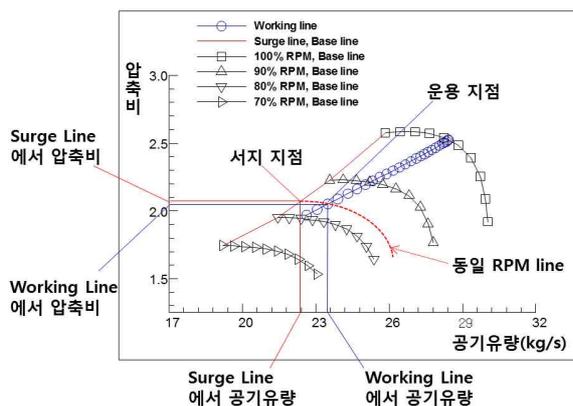


Fig. 10. Compressor Performance Map

Table 3. Explain of Coefficient in eq.(3)

$PR_{w.l.}$	Working Line에서 압력비
$Wa_{s.l.}$	Surge Line에서 공기유량
$PR_{s.l.}$	Surge Line에서 압력비
$Wa_{w.l.}$	Working Line에서 공기유량

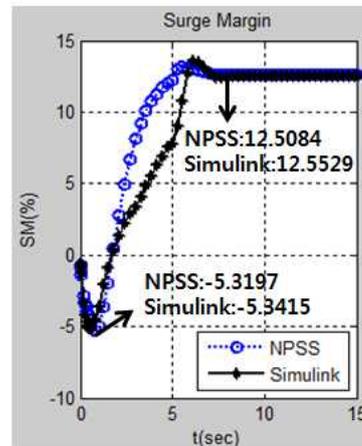


Fig. 11. Comparison between Simulink and NPSS about SM

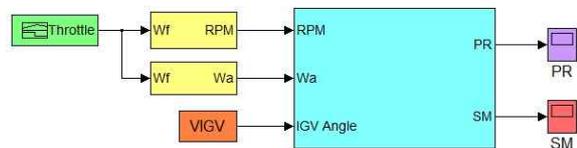


Fig. 12. Block Diagram with VIGV

서지현상을 방지하기 위함이므로 서지마진이 발생할 수 있는 0%이하의 구간에서는 거의 일치하므로 본 모델링을 사용하는데 큰 문제가 없다고 판단하였다.

3.2 VIGV적용 후의 압축기 모델링

Figure 12와 같이 압축기에 VIGV가 적용되면 IGV 각도가 변함에 따라 압축기 내에 축방향 속도가 변하고 압축기 특성이 변하기 때문에 압축기 성능맵이 바뀌게 된다[2,6]. 그래서 IGV의 각도에 따른 데이터 보간법을 추가하여 모델링을 개선하였다.

3.2.1 VIGV가 적용된 압축기 성능맵

VIGV가 적용된 압축기 성능맵을 만들기 위해서 Table 2와 같은 압축기 성능맵 데이터 5세트 (IGV 0°, 5°, 10°, 15°, 20°)를 이용하였다. VIGV 각도가 0°일 때 70%RPM에서 100%RPM까지 5%RPM 단위로 각 RPM에 따른 공기 유량, 압력비 데이터들과 5°, 10°, 15°, 20°일 때의 각 RPM에 대한 공기 유량, 압력비 데이터들을 이용하여 각 VIGV에 해당하는 압축기 성능맵을 만들고 각 압축기 성능맵을 보간하여 VIGV 각도에 해당하는 압축기 성능맵을 구하여 SM를 도출한다. 예를 들어, VIGV 각이 3°일 때의 압축기 성능맵은 0°일 때의 압축기 성능맵 데이터와 5°

일 때의 압축기 성능맵 데이터를 보간하여 3° 일 때의 압축기 성능맵 데이터 값들을 구한다. 그 후 3.1.4와 같은 방법으로 3°에 해당하는 압축기 성능맵 만든다. VIGV가 적용된 압축기 성능맵을 모델링 하기 위한 전체 블록 선도는 Fig. 13에서,

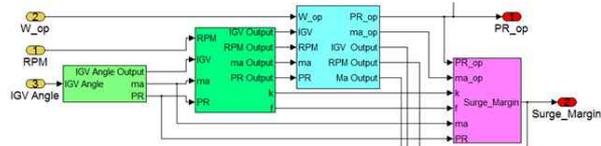


Fig. 13. Compressor Performance Map with VIGV

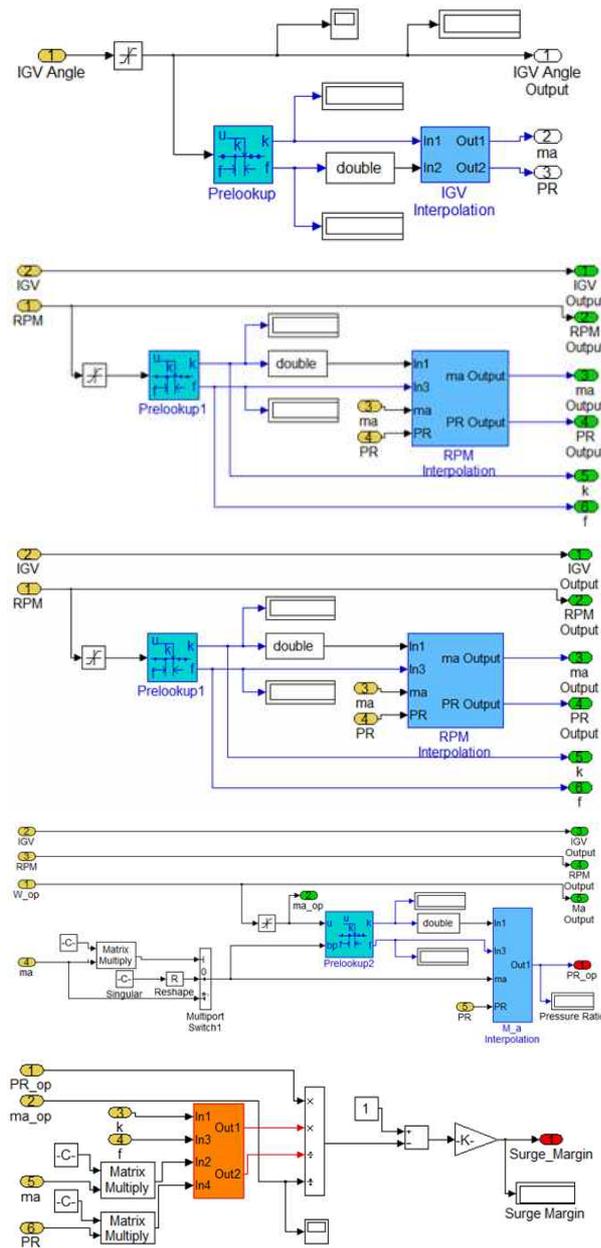


Fig. 14. Each Subsystem of Compressor Performance Map

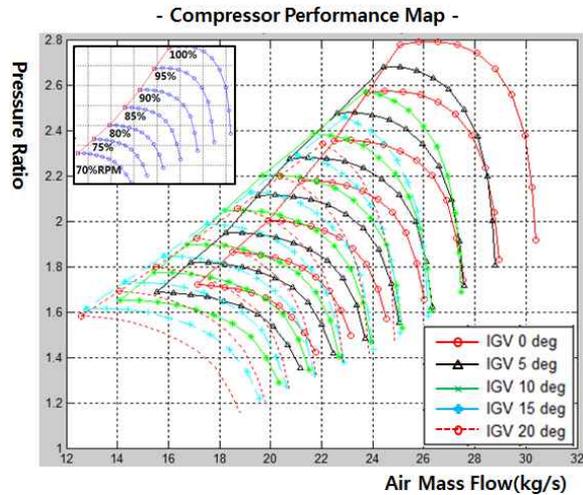


Fig. 15. Compressor Performance Map with VIGV

subsystem은 Fig. 14에서 보여주며, 압축기 성능맵은 Fig. 15에서 보여준다.

3.2.2 VIGV가 적용된 압축기의 Surge Margin

VIGV가 적용된 압축기에서 IGV가 0° 일 때 서지 마진은 VIGV가 적용되기 전의 서지마진인 Fig. 11과 같다.

IV. 제어기의 설계

터보팬 엔진의 압축기 서지 현상은 종종 발생되는 현상이나 발생하면 역압력 구배가 걸리게 되어 압축기의 작동 불안정성을 유발하고 큰 폭음과 진동을 수반하게 된다[1,7]. 압축기 불안정성의 근본적인 원인은 압력비를 높이기 위해 단수가 늘어나면 작동이 불안정하게 되어 일어나는 실속 현상, 또는 높은 압력비 때문에 압축기의 입구와 출구 단면적 비를 크게 만들기 위해 출구에 비해 입구에서 상대적으로 낮은 축방향 속도 성분을 보상하기 위해 높은 받음각을 가지게 되고 이로 인해 압축기 입구 영역에서 실속 현상이 일어나 압축기 전체에 걸쳐 서지 현상이 발생하게 된다. 그래서 IGV 각도를 변화시켜 서지를 제어하고자 한다. 서지를 제어하기 위해 VIGV가 적용된 압축기 성능맵을 통해 출력된 서지마진을 피드백 시켜 제어기를 통해 IGV 각도를 제어하게 된다.

4.1 PD제어기의 설계

압축기 모델링에서 IGV 각도를 제어하기 위해 Fig. 16의 블록선도와 같이 PD제어기를 사용하였다. 고전적인 제어기인 PD제어기는 강인성이 뛰어난 특성을 가지고 있어 널리 사용되어지고 있

는 설계 방법이다. PD제어기에서 비례(Proportional) 요소는 비례 게인 값이 어느 정도 커질수록 정상상태 오차가 줄어드는 특성을 보이며 미분(Derivative)요소는 출력 값의 급격한 변화에 제동을 걸어 오버슈트(Overshoot)을 줄이고 안정성(stability)을 향상시키는 특성을 보인다[5,8,9]. 일반적으로 엔진에는 어느 한 요소 가령 터빈입구 온도와 같은 요소의 Overshoot을 효과적으로 제어하기 위해 PI제어를 사용한다. 그러나 본 연구에서는 단시간에 큰 연료량의 변화에 따라 SM이 급격하게 변하는데, 이 변하는 SM를 안내익의 각도를 변화시켜 제어한다. 이때 SM값의 급격한 변화에 제동을 걸어 Overshoot을 줄이고, 안정성(Stability)을 향상시키기 위하여 PD제어를 사용하였다. PD제어기의 형태는 식 (4)과 같으며

$$y(t) = k_p u(t) + k_d \left(\frac{Ns}{s + N} \right) \quad (4)$$

여기에서 k_p 는 비례 게인, k_d 는 미분 게인, $u(t)$ 는 제어 입력, $y(t)$ 는 제어 출력, N 는 필터 계수이며 다음과 같이 정하였다.

$$k_p=0.4, k_i=0.001, N=1 \quad (5)$$

본 연구에서는 서지를 제어하기 위해 Fig. 16과 같이 압축기 성능맵을 통해 출력된 서지 마진을 피드백 시켜 유지하고자 하는 기준 서지 마진 값인 10%와의 차이를 오차값으로 하고 이 값을 제어기를 통해 VIGV값에 피드백 시키는 방법으로 모델링하였다. 보통 서지마진은 Table 4와 같이 요구되나[10], 본 연구에서는 엄정한 안정도를 위

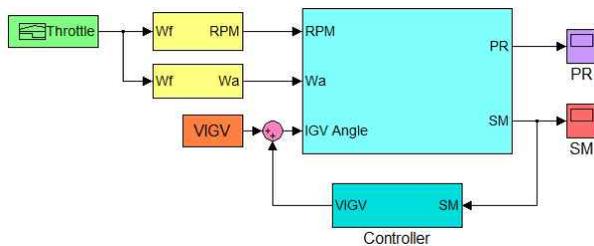


Fig. 16. Modeling Compressor with VIGV Controller

Table 4. Typical Surge Margin Requirement at ISA, SLS

	Fan	LPC/IPC	HPC
Military fighter	15-20%	20-25%	25-30%
Commercial aircraft	10-15%	15-20%	20-25%

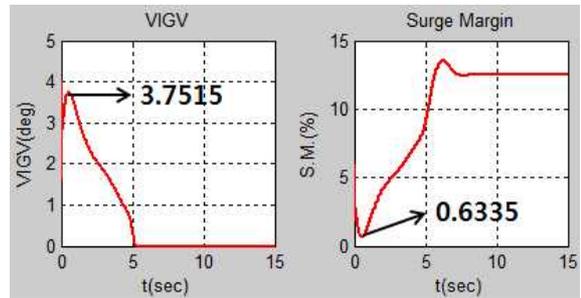


Fig. 17. Surge Margin after VIGV Control

해 10%로 하였다. 그리고 10%이상의 서지마진 값은 압축기 내의 상태가 안정하다고 보고 제어하지 않았다.

4.2 제어 결과

연료 유량을 0.1kg/s에서 0.61kg/s까지 증가시켜 보았다. 이 경우는 항공기가 이륙하는 과정을 가정해 본 경우로 이륙하기 위해 엔진 로터 회전수(Fig. 5참조)를 공회전 상태에서 최대 상태로 단시간에 증가시킨 경우로 Fig. 11과 같이 IGV각도 변화가 없다면 서지 마진이 -5.34%까지 감소하게 된다. 이는 연료가 증가하기 시작하는 순간에 엔진 로터 회전수가 증가함과 동시에 Fig. 8과 같이 공기 유량이 순간 감소하게 되는데, 이때 서지 현상이 발생하는 것을 Fig. 11에서 볼 수 있고, 엔진에 심각한 영향을 줄 수 있다. 그래서 압축기 내에서 발생할 수 있는 서지 현상을 방지하기 위해 IGV각에 변화를 주었다. 안내익의 각에 변화를 주면 Fig. 15와 같이 압축기 성능맵이 변하게 되고 변한 압축기 성능맵에서는 서지 현상이 발생하는 것을 방지할 수 있게 된다. 연료 유량이 증가하기 시작할 때 감소하는 서지 마진을 줄이기 위해 Fig. 17과 같이 IGV각이 약 3.75°까지 증가하게 되고 최소 서지 마진을 지나게 되면 다시 IGV각이 감소하여 0°가 되며, 서지 마진이 기준 값인 10% 이상이 되면 제어를 하지 않고 12.51%로 수렴하게 된다.

V. 결 론

항공기가 이륙하는 상황을 가정하여 항공기용 터보팬 엔진의 압축기에서 일어나는 동적 움직임을 알아보고 여기서 발생할 수 있는 서지 현상을 방지하기 위한 연구를 수행하였다.

연료 유량이 0.1kg/s에서 0.61kg/s까지 증가할 때 엔진 로터 회전수와 공기 유량에 대한 변화를 전달 함수를 통해 구성하였고, 이를 검증하기 위해 엔진 성능 해석 프로그램인 NPSS를 이용하여

도출된 엔진 성능 결과와 비교하여 보았다. 압축기 성능맵은 입구 안내익에 가변 시스템을 적용하였고 안내익의 각을 0°에서 20°까지 변화시킬 수 있게 구성하였으며, 모델링은 5°간격으로 구성된 압축기 성능맵을 보간하여 사용함으로써 0°부터 20°까지 입구 안내익의 각이 변함에 따라 그에 맞게 압축기 성능맵이 변화도록 구성하였다. 압축기 성능맵을 통해 서지 마진을 출력하였고, 이 값을 제어기를 이용해 가변 입구 안내익의 각을 제어하였다. 그리고 특정 운용 조건에서 연료 유량이 증가하기 시작할 때 감소하는 서지 마진 값을 높이기 위해 입구 안내익의 각이 커졌고 이로 인해 서지마진이 0%이상의 값을 유지함으로써 연료 유량이 단 시간에 많은 양이 증가함에도 엔진을 안전하게 운용할 수 있음을 보았다.

후 기

본 논문은 국방과학연구소에서 주관하는 과제인 “압축기 정익, 터빈 노즐 가변 메카니즘 및 제어기법 연구(과제번호:ADD-11-01-05-13)”의 연구비 지원으로 이루어졌음.

References

- 1) Chang-Yong Oh, Ja-Ye Koo, “Effects of Axial Flow Compressor Surge on the Performance of Turbofan Engine”, KSPE, Vol.13 No.3, 2009, pp.1~8
- 2) 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
- 3) Jong-Shik Kim, “Linear Control System Engineering”, CheongMoonGak Publishers, 1988
- 4) Abdollah Shadaram, Alireza Fathi, Ruhollah Azizi, "Optimization of Variable Stator's Angle for Off Design Compression Systems Using Streamline Curvature Method", ASME Turbo Expo, 2009
- 5) Chang-Duk Kong, Sog-Kyun Kim, Ja-Young Ki, “A Study on Real Time Linear Simulation and Control for Aircraft Gas Turbine Engine” KSAS, Vol.25 No.5, 1997, pp.36~45
- 6) Pawl, W., "Modelling the characteristics of axial compressor of variable flow passage geometry, working in the gas turbine engine system," Marine Engineering, Vol.14, No. 3, 2007, pp.27~32
- 7) Manuj Dhingra, "Compressor Stability Management," Ph.D. Thesis Georgia Institute of Technology, 2006
- 8) Frederick,D.K., and Chow,J.H., Feedback Control Problems-Using MATLAB and the Control System Toolbox, PWS Publishing Co., 1995
- 9) Benedikt Alt, Elias Hermann, "Robust Surge Avoidance Control for a Low Pressure Compressor of a Turbojet Engine", Journal of Intelligent & Robotic Sustems Volume 69, Issue1~4, pp.57~67
- 10) “More Intelligent Gas Turbine Engines”, NATO, 2009, pp.2~9