

## 技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.39.3.269

## 후기연소기가 장착된 초음속 항공기용 저바이패스 터보팬 엔진 성능 모델링

최 원\*, 이일우\*, 양준호\*

## The Performance Modeling of a Low Bypass Turbofan Engine with Afterburner for Supersonic Aircraft

Won Choi\*, Il-Woo Lee\* and Jun-Ho Yang\*

## ABSTRACT

The details of engine manufacturer's engine simulations are generally kept secret and only those parameters that are used for control purposes are accessible to users. Hence, there is often only a limited amount of data accessible for creating a performance model of the engine. The performance modeling of a low bypass turbofan engine for supersonic aircraft is described herein. The Pratt and Whitney F100-PW-229 engine has been employed for low bypass turbofan engine performance modeling. Published data from the open literature are used as initial data for building the F100-PW-229 engine performance model. The unknown components' characteristics were estimated by optimization of parameters using by adaptive random search method and sensitivity analysis with respect to design variables. The engine performance model was evaluated to be properly constructed through the comparison of result of engine performance analysis and engine deck data.

## 초 록

엔진 제작사의 엔진 시뮬레이션 상세한 정보는 일반적으로 공개되지 않으며 운용자는 엔진제어를 위해 단지 몇몇 파라미터만을 사용할 수 있다. 따라서, 엔진 성능모델을 생성하기 위해서는 제한된 가용 자료를 기초로 할 수 밖에 없다. 본 논문에서는 초음속 항공기용 저바이패스 터보팬엔진 성능 모델링에 관해 기술하였다. 대상 엔진은 Pratt and Whitney F100-PW-229 터보팬 엔진을 적용하였다. F100-PW-229 터보팬 엔진성능 모델을 구축하기 위하여 일반적인 공개된 자료와 문헌 정보를 기초로 하여 설계변수들에 대한 민감도 해석 및 Adaptive Random Search method를 이용한 파라미터 최적화 과정을 통하여 미지의 구성품 특성값들을 예측 적용하였다. 엔진덱 데이터와 구축된 엔진성능 모델의 해석 결과 비교를 통하여 엔진성능 모델이 적합하게 구성되었음을 확인하였다.

**Key Words** : Performance Modeling(성능모델링), low Bypass(저바이패스), Turbofan Engine(터보팬엔진), Gasturb(Gasturb), Engine Performance(엔진성능)

## Nomenclature

 $W$  : Mass flow Rate $OPR$  : Overall Pressure Ratio $FPR$  : Fan Pressure Ratio $BPR$  : Bypass Ratio $TET$  : Turbine Entry Temperature

† 2011년 1월 10일 접수 ~ 2011년 2월 8일 심사완료

\* 정희원, 한국항공우주산업(주) 고정익선행연구팀

교신저자, E-mail : choiwon1@koreaaero.com

경남 사천시 사남면 유천리 802

$\eta$	: Efficiency	$k_v$	: Distribution coefficient (positive odd integer)
$PR$	: Pressure Ratio	$\theta$	: Random number between 0 and 1
$LPC$	: Low Pressure Compressor	$f_{Miss}$	: Corrected Mass Flow Scaling Factor
$HPC$	: High Pressure Compressor	$f_{Eff}$	: Efficiency Scaling Factor
$HPT$	: High Pressure Turbine	$f_{P_3/P_2}$	: Pressure Ratio Scaling Factor
$LPT$	: Low Pressure Turbine	$f_{Speed}$	: Corrected Speed Scaling Factor
NGV	: Nozzle Guide Vane	$f_{W,RNI}$	: Corrected Mass Flow Reynolds numbers effect (assuming 0.996)
$V_i$	: New Value of optimization variable	$f_{\eta,RNI}$	: Efficiency Reynolds number effect (assuming 0.99)
$V_i^*$	: Value of $V_i$ producing the best figure of merit	$R_{map}$	: Reference Map
$R_i$	: Search region for variable $V_i$	$dp$	: Design Point
$k_R$	: Range reduction coefficient (positive integer)		

## I. 서 론

일반적으로 가스터빈 엔진 성능 시뮬레이션들은 엔진 개발 동안 수집된 방대한 양의 엔진 시험 데이터를 기초로 하여 가스터빈 엔진 개발자들에 의해 생성된다. 이러한 시뮬레이션들의 상세한 정보는 엔진 개발 업체의 비밀로 유지되고 단지 몇몇의 파라미터 값들만이 구매자들이 제어의 목적으로 접근할 수 있다. 많은 연구자들은 가스터빈 엔진 성능 모델을 기초로 엔진의 성능과 수명관리를 하기 원하기 때문에 그들이 운용하는 엔진에 대한 세부 파라미터들에 대한 정보를 원한다. 엔진개발 프로그램의 협력적인 관계에서 후발업체들은 선진업체에서 공개하는 부분적인 사이클 데이터만을 획득 할 수밖에 없기에 엔진 구성품 설계자 및 엔진 성능 연구자들이 가스터빈 시뮬레이션을 개발하는 것은 제한된 정보를 기초로 할 수밖에 없다. 본 연구에서는 웹사이트 및 공개된 소수의 자료를 기반으로 하여 후기연소기가 장착된 초음속 항공기용 저바이패스 터보팬 엔진 성능 모델링을 하였으며 성능해석을 수행하였다.

## II. 본 론

### 1. 엔진 모델링 해석적 접근

본 논문에서는 저바이패스 터보팬 엔진 성능을 모델링 하기 위해 F100-PW-229 엔진을 적용하였다. 기초적인 F100-PW-229 엔진관련 자료와 구성품 특성을 웹사이트 및 공개된 자료를 통하여 구

하였다. 사용할 수 있는 자료의 한계로 인하여 엔진 성능 모델링을 하기 위해 몇몇 값들은 적절한 가정을 하여 적용하였으며 설계변수들에 대해 민감도 해석 및 최적화 해석을 통해 신뢰성을 향상 시켰다. 엔진의 정확한 세부성능은 엔진 제작사의 성능표로부터 알 수 있지만 초기 설계 단계에서는 설계점 및 탈설계점 해석을 수행함으로써 엔진의 성능을 구하게 된다. 이러한 설계점 및 탈설계점을 해석하는 방법으로는 압축기, 연소기 및 터빈의 효율을 일정값으로 고정시키고 열역학적 사이클 관계식만으로 해석하는 방법이 흔히 사용되지만, 이 경우에는 설계점을 벗어난 상태에서의 엔진효율 변화를 고려하지 않은 관계로 인해 실제 엔진과 성능면에서 큰 차이를 보인다. 탈설계점 해석을 위해 구성품들의 성능선도를 적용해야 하며 적용하는 구성품들의 성능 선도가 실제 엔진의 특성치와 유사 할수록 정확한 성능을 예측할 수 있다. 본 연구에서 F100-PW-229 엔진 성능 모델링을 위해 아래와 같은 가정을 적용하였다. 첫째, 설계점은 해면상태, 정적 조건이다. 둘째, 연소기의 압력손실은 터빈입구온도와 독립적이다. 셋째, F100-PW-229 엔진의 구성품 값을 적용할 수 없을 때, 일반화된 값을 적용하였다. 넷째, 탈설계점 해석을 위해 참고문헌[4]의 구성품 시험 자료를 기초로 생성한 성능선도를 적용하였다.

### 2. Target 추진시스템

#### 2.1 Target Engine

본 논문에 적용한 저바이패스 F100-PW-229 엔진은 후기연소기가 장착된 엔진이며, F-15 및 F-16에 사용된다. F100-PW-229 엔진은 3단 팬과

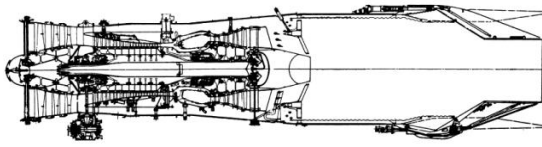


Fig. 1. F100-PW-229 Engine Cutway

10단의 압축기, 2단 저압터빈과 2단 고압터빈으로 구성되어 있는 쌍스플 터보팬 엔진 형태를 가진다. Fig. 1은 F100-PW-229 저바이패스 터보팬 엔진을 나타낸다.

F100-PW-229 저바이패스 터보팬 엔진은 Military Power, 79.1kN, Maximum Afterburner Power, 129.6kN의 추력을 발생하며 비연료소모율은 Military Power, 77.5kg/kN·h, Maximum Afterburner Power, 197.8kg/kN·h의 특성을 가진다.

2.2 F100-PW-229 엔진 검증을 위한 자료

엔진 사이클 시뮬레이션을 생성하기 위한 가용한 데이터의 양과 그것들의 적합성은 조건마다 다르다. 일반인들이 구할 수 있는 엔진의 시장브로셔에는 실제 엔진데이터 대신 엔진의 바이패스비, 터빈 온도, 유량과 같은 몇몇 주요 값만을 보여준다. 또한, 다른 작동점의 값을 혼합하여 보여주기 때문에 원천데이터로서는 신뢰성이 낮다. 본 연구에서는 웹사이트 및 공개된 관련 자료를 기반으로하여 엔진 성능 모델링을 수행하였으며 Table 1은 수집된 F100-PW-229 터보팬 엔진의 기초 성능자료를 보여준다. 정확한 성능 수치를 확인할 수 없으므로 일정 범위안에서 엔진 성능치를 예측해서 사용해야 함을 알 수 있다.

Table 1. F100-PW-229 엔진 기초 자료

Parameters	Jane's	Ref.7	Ref.8
W(kg/s)	-	112.7	-
OPR	32.4	32	32
FPR	3.06 ~ 4.05	3.8	-
BPR	0.36	0.4	0.36
TET(K)	>1672	1755	-

2.3 구성품 특성

Table 2는 F100-PW-229 터보팬 엔진의 구성품 특성을 나타낸다. 엔진의 구성품의 특성치는 탈설계점 해석 시 필수적으로 요구되며 그 신뢰성에 따라 엔진의 운용 성능을 정확히 확인할 수 있다.

Table 2. 구성품 특성치

Parameters	Ref.9		Ref.4	Ref.7	Ref.8
	1965~1985	1985~2005			
Fan $\eta$	82	86	~79	-	-
Bypass PR	-	-	-	0.96~0.98	-
HPC $\eta$	84	88	~85	-	-
Burner PR	0.92	0.94	-	0.96~0.98	0.95
Burner $\eta$	94	99	-	99	-
HPT $\eta$	83	87	-	-	-
LPT $\eta$	84	88	-	-	-

3. 저바이패스 터보팬 엔진 사이클 해석

3.1 사이클 해석 소프트웨어

본 논문에서는 저바이패스 터보팬 엔진 모델링을 위해 Gasturb 소프트웨어를 사용하였다. Gasturb는 가스터빈 엔진의 설계점, 탈설계점 해석 및 성능해석, 구성품들에 대한 설계를 할 수 있으면 파라메트릭 해석을 통하여 최적의 사이클 해석이 가능하다.

3.2 설계점 해석

Figure 2는 F100-PW-229 저바이패스 터보팬 엔진 사이클 해석을 위한 엔진모델을 나타낸다.

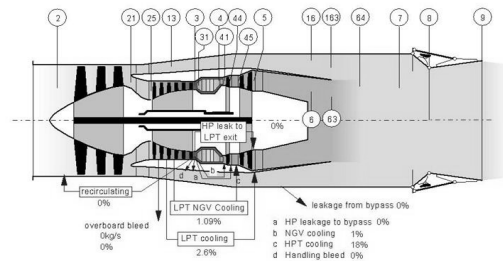


Fig. 2. F100-PW-229 Engine Model

3.2.1 설계 변수 설정

F100-PW-229 터보팬 엔진 설계점 해석을 위해 수집된 설계변수 이외의 미지수인 설계변수들에 대하여 추력과 연료소모율에 대한 민감도 해석을 수행하였다. Fig. 3은 주요 설계변수들의 5% 변화에 따른 민감도 해석 결과를 나타낸다[8].

설계 변수 중 Turbine Cooling Air, Fan과 터빈 효율이 엔진 성능에 크게 영향을 미치는 것을 알 수 있으며 민감도가 큰 변수들을 주요 설계변수로 설정하였다.

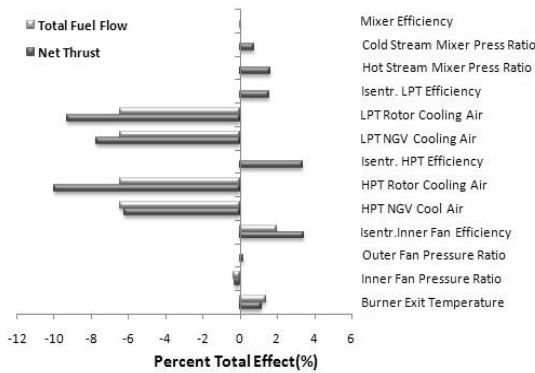


Fig. 3. 설계변수 민감도 해석

3.2.2 흡입구 전압력회복을 설정

특정 엔진들에 대한 흡입구 전압력회복을 정보는 극히 드물며 본 연구에서는 Gasturb에서 기본적으로 제공하는 흡입구 전압력회복을 선도를 이용하여 해석 시 저속영역에서는 성능이 높게 나타나고 고속영역에서는 성능이 낮게 나타나는 경향성을 보였다. 따라서, 설계점 및 탈설계점의 목표값에 수렴하도록 저속영역에서는 1 이하의 계수값들을 고속영역에서는 1 이상의 계수값들을 적용 반복계산을 통하여 목표값에 수렴하는 성능 선도로 재구성하였다. Fig. 4는 엔진 성능 모델링을 위해서 재구성된 흡입구 전압력회복을 나타낸다.

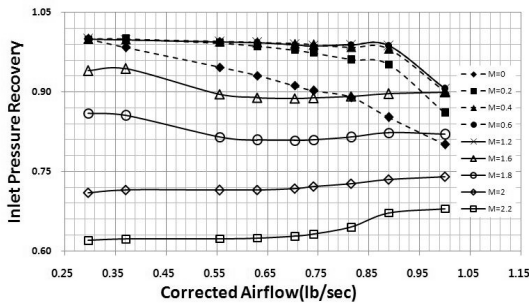


Fig. 4. 흡입구 전압력회복을

3.2.3 터빈 냉각공기 유량 설정

F100-PW-229 저바이패스 터보팬 엔진의 터빈 냉각공기 유량을 설정하기 위해서는 터빈의 수명과 엔진 성능 값을 고려하여 설정해야 한다. 본 해석에 적용된 값은 엔진 코어 질유량의 15%~25% 범위안에서 터빈 냉각 공기 유량을 설정하였다 [3].

3.2.4 Fan 압력비 설정

F100-PW-229 터보팬 엔진의 Fan은 저압압축기를 의미하며 Inner fan 영역(Station 25)과 Outer fan 영역(Station 13)으로 구성된다.

Figure 5는 압축기 단수와 각 단에서의 압력비 경향성을 나타내며 각 점들은 해석에 적용된 Fan과 고압압축기의 압력비를 의미한다. 코어와 바이패스 전압력비는 최대 추력을 얻기 위해서는 거의 일치해야 한다. 3단 Fan 압축비를 4.04로 설정하고 설계점 해석 시 코어와 바이패스 출구의 전압력이 각각 327.71kPa, 287.71kPa로 유사한 결과를 구했으며 설계점 해석결과 적용된 Fan 압력비와 고압압축기 압력비 값이 타당하다는 것을 알 수 있다.

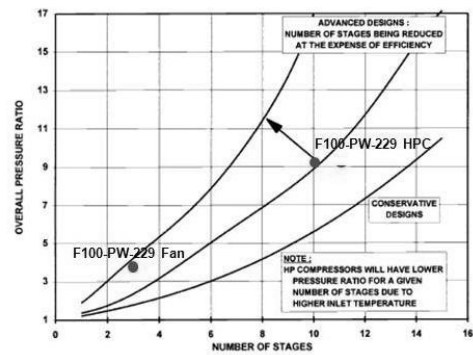


Fig. 5. 압축기 압력비 vs. stage 수 경향성

3.2.5 최적 사이클 해석

설계점 성능자료가 명확히 확보되지 않은 관계로 엔진에 대한 설계점을 최적화 방법을 통해 산출하였다.

3.2.5.1 최적화 이론

저바이패스 터보팬 엔진 최적화 문제는 여러 개의 국부적 극점들이 존재하는 global 최적화 문제이기 때문에 최적점을 찾기 위해서는 많은 계산량이 요구된다. Random Search Method는 글로벌 최적화 문제에 널리 사용되고 있는 방법 중의 하나이다. 이 방법은 알고리즘이 상대적으로 단순하며, 목적함수의 형태에 영향을 적게 받기 때문에 목적함수의 특성에 대한 정보가 극히 제한적인 공학적 문제에 적용할 때 많은 장점을 지니고 있다. 그러나, Random Search method의 수렴은 확률적으로만 언급될 수 있으며 엄밀한 의미에서 수렴은 목적함수의 계산 회수가 무한대가 될 때만 보장될 수 있다. 또한, 이 방법의 수렴은 전적으로 무작위 추정치(random trial number)의 평균값과 분산에 직접적인 영향을 받는다. 따

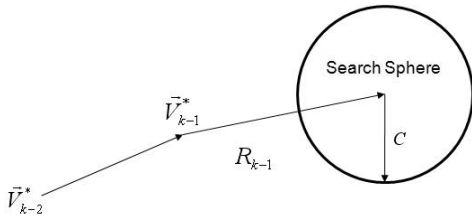


Fig. 6. Search Sphere

라서, 본 연구에서는 수렴속도를 개선하기 위해서 Random Search method를 일부 수정한 Adaptive Random Search method를 사용하였다. Adaptive Random Search method는 현재까지의 최적화 과정에서 보여준 경로를 바탕으로 무작위 추정치의 평균값과 분산을 최적화 단계마다 보정해 주는 방법이다. 최적화 시킬 변수의 수를 "n"이라 할 때, 무작위 추정 변수는 아래 식과 같이 n차원의 구(sphere)안에서 균일한 확률을 가지고 생성된다. 이 관계가 Fig. 6에 나타나 있다.

$$S_k = \left\{ \vec{V} \mid \|\vec{V} - \vec{V}_{k-1}^* - R_i\| < c \right\} \quad (1)$$

$V_i^*, R_i$ 은 n차원 벡터로서 현재까지의 최적 설계 변수와 추적방향을 의미한다. 변수 "c"는 추적 구의 반경을 의미하며 "k"는 최적화 단계를 나타낸다. 만약,  $R_i$ 이 0라면 Adaptive Random Search Method는 현재까지 추적한 최적점 주위에서만 다음 단계의 최적점을 찾게 된다. 현재까지의 최소화 과정으로부터 다음 단계의 추적범위를 결정하는 문제는 아래 식을 사용했다.

$$V_i = V_i^* + \frac{R_i}{k_R} (2\theta - 1)^{k_r} \quad (2)$$

3.2.5.2 최적화 조건

Table 3, 4는 Military Power를 만족하는 해석을 위한 주요 변수와 구속조건을 나타낸다. 구속조건은 Table 1, 2의 엔진 기초자료와 구성품 특성치 값을 초과하지 않도록 설정하였다.

Table 3. Design Variables

Design Variables	Min	Max
Inner Fan Pressure Ratio	1	4.05
Inner Fan $\eta$	0.7	0.88
HPC Pressure Ratio	0.895	9.2
HPT Rotor Cooling Air(%)	0	0.2
LPT Rotor Cooling Air(%)	0	0.1
LPT $\eta$	0.8	0.91
HPT $\eta$	0.8	0.91

Table 4. Constraints and Objective Function

Constraints	Min	Max
Net Thrust(kN)	63.6	63.64
Total Fuel Flow(kg/s)	1.605	1.606
Objective Function		
Total Fuel Flow(kg/s)	Minimize	

3.2.6 설계점 해석 결과

설계점의 목표 값은 Military Power로 설정하였다.

Military Power는 후기연소기가 작동하지 않은 상태에서의 최대 가용 추력을 의미한다. Sea level, Mach Number 0.2, ISA, Bleed Air 0%, Power offtake 12kW 조건에 대하여 해석하였다.

Table 5. 파라미터 최적화 결과

Parameters	Values
Fan PR	4.04
Compr. Interduct PR	0.99
HP Compressor PR	9.1
Bypass Duct PR	0.975
Turb. Interd. Ref. PR	0.98
Design Bypass Ratio	0.36
Burner Exit Temp.(K)	1700
Burner Design $\eta$	0.98
Fuel Heating Value(MJ/kg)	40.788
Overboard Bleed(kg/s)	0
HPT NGV Cool Air(%)	1
HPT Rotor Cooling Air(%)	18
LPT NGV Cooling Air(%)	1.1
LPT Rotor Cooling Air(%)	2.6
HP Spool Mechanical $\eta$	0.99
LP Spool Mechanical $\eta$	0.99
HPT $\eta$	0.8749
LPT $\eta$	0.8888
Burner PR	0.98
Turbine Exit Duct PR	0.98

Table 6. 설계점 해석결과

	Delta(%)
Gross Thrust	0.048
Fuel Flow	0.052

Table 5는 F100-PW-229 저바이패스 터보팬 엔진의 파라미터 최적 결과를 나타내며 Table 6은 설계점 해석 결과와 실제 성능값의 차이를 보여준다.

Military Power에 대한 설계점 해석 결과 요구조건을 만족하는 결과값을 산출하였다. 설계점 해석 결과 Gross Thrust Error 0.048%, Fuel Flow Error 0.052%를 보여 줌으로써 해석 결과가 적절함을 확인하였다.

### 3.3 탈설계점 해석

설계점 해석 수행 후 탈설계점 해석을 시작할 수 있다. 설계점을 벗어난 지점에서 구성품 효율을 예측하기 위해서는 적합한 구성품 선도가 요구된다. 구성품 성능 선도를 축척하는 일반적인 방법은 성능 선도의 설계점 데이터를 새로운 엔진의 설계점 데이터에 맞도록 축척인자 값을 구하여 구성품 성능도의 전체 데이터에 곱하는 방법이다. 이 방법은 기존의 엔진과 새로운 엔진의 성능이 비슷하여야 신뢰성이 높은 구성품 선도를 만들 수 있다. 실제 성능이 유사한 성능 선도를 얻는다는 것은 매우 어렵다. 본 연구에서는 아래와 같이 Gasturb에서 적용하는 축척기법을 적용하여 유사 구성품 성능 선도를 축척하여 해석에 적용하였다.

$$f_{Mass} = \frac{(W\sqrt{\theta_R/\delta})_{dp}}{(W\sqrt{\theta_R/\delta})_{R,map}} \times f_{W,RNI} \quad (3)$$

$$f_{Eff} = \frac{\eta_{dp}}{\eta_{R,map}} \times f_{\eta,RNI} \quad (4)$$

$$f_{P_3/P_2} = \frac{(P_3/P_2)_{dp} - 1}{(P_3/P_2)_{R,map} - 1} \quad (5)$$

$$f_{Speed} = \frac{1}{N_{R,map}} \quad (6)$$

Table 7은 위 식을 이용하여 계산된 엔진성능 모델에 적용하는 저, 고압 압축기, 터빈 성능선도의 scale factor를 나타낸다.

Table 7. Scale Factor

	$f_{Mass}$	$f_{Eff}$	$f_{P_3/P_2}$	$f_{Speed}$
LPC	0	0.998	1.317	1
HPC	0	0.982	1.137	1
HPT	-	1.001	1.815	1
LPT	-	0.968	0.741	1.1

### 3.3.1 부분부하 성능해석

설계점 해석에서 설계점의 값이 정확하더라도 탈설계점 해석에 적용되는 구성품의 특성치가 실제 엔진의 특성을 반영하지 못하면 정확한 엔진 성능 해석이 불가능하다. 엔진 구성품의 특성치는 엔진 제조회사의 고유한 정보이므로 공개되어 있는 자료는 극히 없는 실정이다. 따라서, F100-PW-229 터보팬 엔진 압축기 특성과 유사한 압축기 성능선도를 조사하였으며 참고문헌[6]에 나와 있는 압축기 성능 시험 자료를 탈설계점 해석에 적용할 수 있는 압축기 성능선도로 SmoothC 프로그램을 이용하여 생성하였다. 시험데이터 사이의 값들은 interpolation을 통해 성능선도를 구축하였다. Fig. 7, 8은 탈설계점 해석에 적용된 저, 고압압축기 성능선도를 나타낸다.

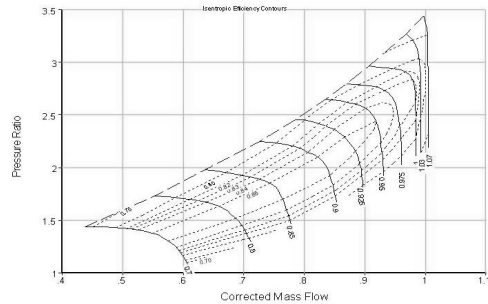


Fig. 7. 저압압축기 성능선도

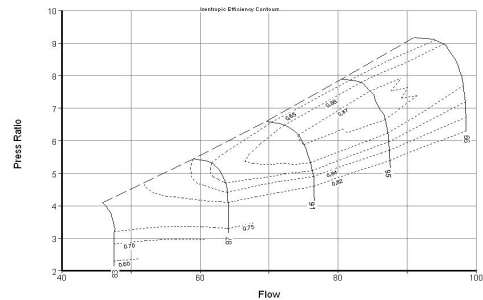


Fig. 8. 고압압축기 성능선도

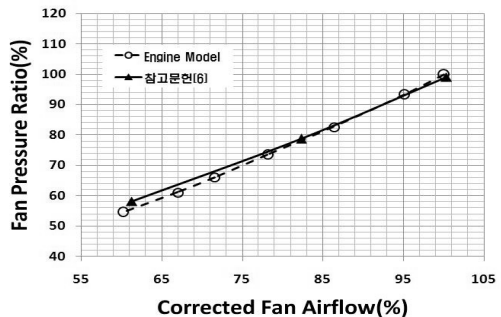


Fig. 9. 저압압축기 작동선 비교

Figure 9는 엔진 모델과 참고문헌[6]의 저압압축기 작동선 비교값을 나타낸다. 해석결과와 시험데이터가 잘 맞음을 알 수 있다.

터빈 성능 선도의 경우 터빈의 운용 범위가 매우 좁기 때문에 Gasturb에서 제공하는 일반적인 터빈 성능선도를 스케일링하여 해석에 적용하였다. Fig. 10, 11은 엔진모델에 적용된 터빈 성능선도와 작동선을 나타낸다.

부분부하 성능은 설계요구 수정회전속도 이하의 엔진 가스발생기 회전수에 따른 성능으로 정의한다. 부분부하 성능해석은 가스발생기 회전수 85%에서 100%까지 수행하였다. Fig. 12 ~ 15는 각 조건에서 Gross Thrust, 연료량, 공기유량, 고압압축기 압력비의 성능 해석결과이며 가스발생기

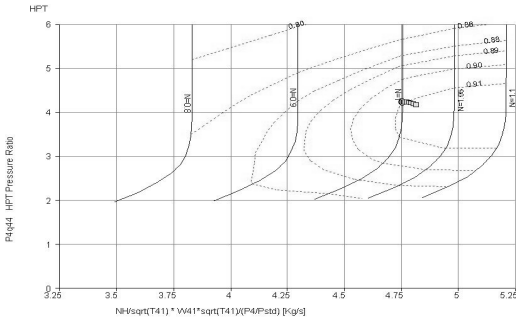


Fig. 10. 고압터빈 성능선도와 작동선

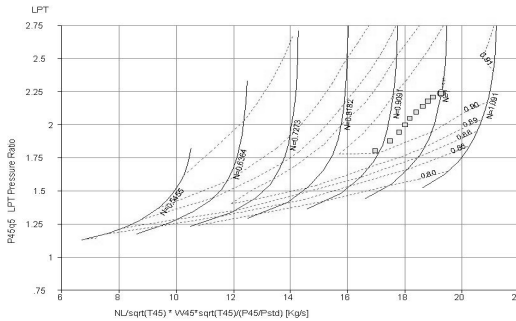


Fig. 11. 저압터빈 성능선도와 작동선

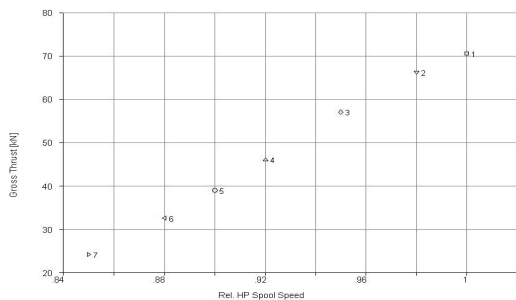


Fig. 12. Gross Thrust vs. GG Spool Speed

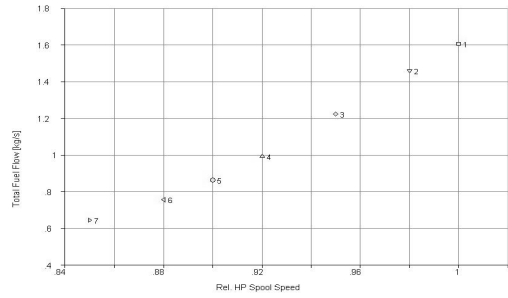


Fig. 13. Fuel Flow vs. GG Spool Speed

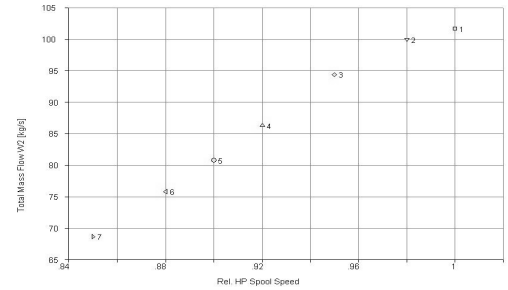


Fig. 14. Mass Flow vs. GG Spool Speed

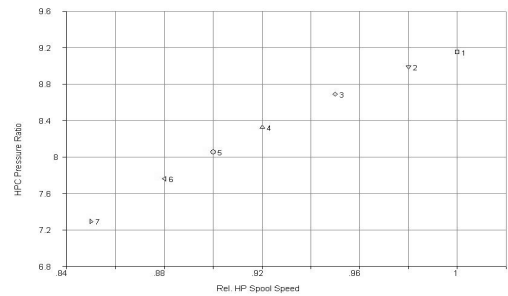


Fig. 15. HPC 압력비 vs. GG Spool Speed

의 회전속도가 증가할수록 선형적으로 증가하는 것을 확인 할 수 있다.

### 3.3.2 고도, 속도 변화에 따른 해석

Figure 16, 17은 고도, 속도변화에 따른 Gross Thrust, Fuel Flow를 나타내며 곡선들은 위에서부터 아래로 Sea Level부터 10kft, 30kft, 50kft, 60kft까지의 엔진택 자료와 해석 결과값을 나타낸다.

Gross Thrust는 경우 Sea Level, 초음속 영역에서 차이를 보여주고 있으나 다른 영역에서는 엔진 모델의 결과가 엔진택 결과와 유사한 경향을 보여 준다. 연료소모율은 속도가 증가할수록 오차가 커지지만 경향성은 유사하게 나타나는 것을 볼 수 있다. 이와 같은 차이의 원인은 엔진택은 엔진이 갖고 있는 Variable geometry(가변정익, 가변노즐 등)와 제어기에 설정된 엔진운용제

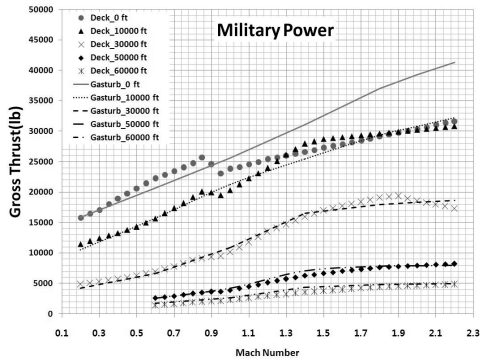


Fig. 16. Gross Thrust vs. Mach Number (Military Power)

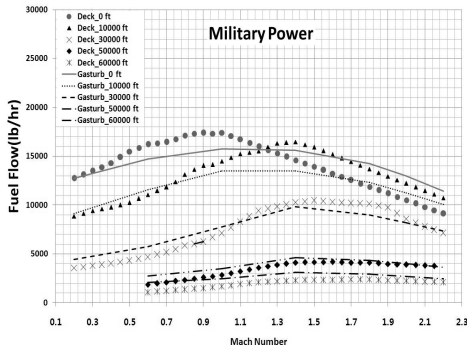


Fig. 17. Fuel Flow vs. Mach Number (Military Power)

한치 등이 적용된 결과인데 반해, Gasturb는 엔진의 고정형상 구성품 간의 Power 및 Energy의 Balance만으로 시뮬레이션 하기 때문에 발생된 것으로 판단된다. 본 연구를 통해 구축된 엔진 성능 모델에 실제엔진의 상세한 성능 제한치와 구성품 성능도가 적용되면 보다 신뢰성 높은 해석값을 구할 수 있을 것으로 판단된다.

#### 4. 후기 연소기 적용 사이클 해석

고성능의 군용 초음속 항공기는 항상 고속으로 비행하지 않고 필요시에 단시간동안만 추력을 증가시킬 수 있어야 하므로 최신형 전투기에는 터보제트 엔진 보다 우수한 저바이패스 터보팬 엔진에 후기연소기를 장착하여 사용하고 있다. Military Power 기준의 F100-PW-229 엔진 성능 모델을 기초로 하여 후기연소기를 고려한 엔진 성능 모델로 재구축하여 성능해석을 수행하였다.

##### 4.1 후기연소기 적용 설계점 해석

엔진택을 통한 후기연소기를 적용한 엔진 성능 값에 수렴하기 위하여 Gasturb의 파라메트릭 반

Table 13. 후기연소기 설계변수

Reheat Exit Temp(K)	2200
Reheat Efficiency	0.9

복해석 방법을 이용하여 후기연소기 설계변수 값을 설정하였으며 이에 따라 설계점 해석을 수행하였다. Seal Level, ISA 조건에서 후기연소기 적용 엔진 성능 값은 Gross Thrust 113.727kN, 연료량 6.7kg/s를 나타낸다. Table 13은 파라메트릭 반복해석을 통해 설정된 후기연소기 설계변수 값을 나타낸다. 이론적으로, 후기연소기 연소 온도는 모든 산소가 소모된다고 할 때 근사적인 화학량적으로 2300K ~ 2500K에 도달한다고 알려져 있다[8]. 후기연소기 연소 온도는 식(7)을 이용하여 예측할 수 있으며 참고문헌[3]에 주어진 후기연소기 유입 온도 870K와 화학량적 온도 2500K를 적용하여 약 2337K에 도달 할 수 있다는 것을 알 수 있다. 본 후기연소기 적용 엔진 성능 모델에는 손실을 고려하여 후기연소기 연소 온도에 2200K를 적용하였다.

$$T_{t/ab} = T_{t/ab-inlet} + \eta_{ab} \Delta T_{ab} \quad (7)$$

후기연소기의 효율은 연소된 가스와 혼합되어 있는 공기를 연소하는 것이기 때문에 연소효율이 연소기 효율(0.98)에 비해 낮은 값을 적용하였다. 후기연소기 적용 설계점 해석 결과 후기 연소기 유입 온도가 864K로 해석 결과가 적절함을 알 수 있으며 후기연소기 적용 엔진 성능 해석 결과 Gross Thrust Error 1.16%, Fuel Flow Error 0.93%로 설계점 해석이 타당함을 알 수 있다.

#### 4.2 후기연소기 적용 탈설계점 해석

##### 4.2.1 후기연소기 적용 고도, 속도 변화에 따른 해석

Figure 18, 19는 고도, 속도 변화에 따른 Gross Thrust, Fuel Flow를 나타낸다.

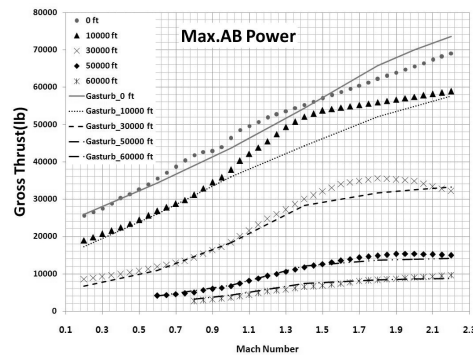


Fig. 18. Gross Thrust vs. Mach Number (Max. Afterburner Power)



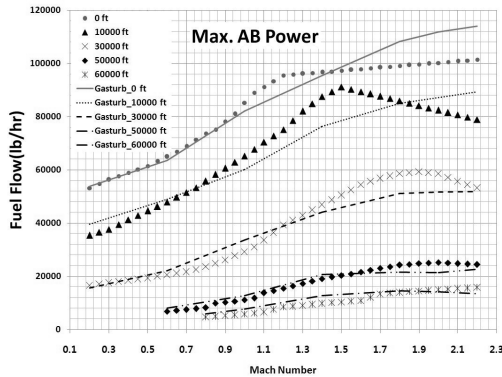


Fig. 19. Fuel Flow vs. Mach Number (Max. Afterburner Power)

Figure 18, 19에서 곡선들은 위에서부터 아래로 Sea Level부터 10kft, 30kft, 50kft, 60kft 까지의 엔진택 자료와 해석 결과값을 나타낸다. Gross Thrust의 경우 엔진택 결과와 유사한 경향을 보여 주고 있으나 연료소모율은 저고도, 초음속 영역에서 차이가 나는 것을 볼 수 있다. 이와 같은 차이는 Military Power 해석 때와 유사하게 Gasturb의 해석 한계로 판단된다.

### III. 결 론

본 연구에서는 후기연소기가 장착된 초음속 항공기용 저바이패스 터보팬 엔진 성능을 모델링하기 위해 F100-PW-229 엔진을 적용하였으며 엔진 성능 모델링을 위해 Gasturb 소프트웨어를 이용하였다. 웹사이트 및 공개된 자료를 통하여 획득한 F100-PW-229 엔진관련 자료와 구성품 특성치 및 설계변수들에 대한 적절한 가정을 적용하여 엔진 성능 모델링을 하였으며 민감도 해석 및 최적화 해석을 통해 신뢰성을 향상 시켰다. Military Power 설계점 해석 결과 Gross Thrust Error 0.048%, Fuel Flow Error 0.052%를 보여 줌으로써 해석 결과가 적절함을 확인하였으며 후기연소기가 적용된 Maximum Afterburner Power 설계점 해석 결과 Gross Thrust Error 1.16%, Fuel Flow Error 0.93%를 보여 줌으로써 해석 결과가 적절함을 확인하였다. 탈설계점 해석 결과 Sea Level, 초음속 영역에서 오차가 큰 부분이 있으나 전체 영역에서는 엔진택 결과와 유사한 결과 보여주었다. 이와 같은 차이의 원인은 엔진택은 엔진이 갖고 있는 Variable geometry (가변정익, 가변노즐 등)와 제어기에 설정된 엔진 운용 제한치 등이 적용된 결과인데 반해,

Gasturb는 엔진의 고정형상 구성품 간의 Power 및 Energy의 Balance만으로 시뮬레이션 하기 때문에 발생 된 것으로 판단된다. 본 연구를 통해 구축된 F100-PW-229 엔진 성능 모델에 F100-PW-229 엔진의 실제 성능선도들이 적용되면 보다 신뢰성 높은 값을 구할 수 있을 것으로 판단된다.

### 참고 문헌

- 1) 최원, 유재호, 정인면, 이일우, "항공기 개념설계를 위한 가스터빈 엔진 성능 모델 연구", 한국항공우주학회, 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2010. 4, pp. 293-296.
- 2) Joachim Kurzke, "How to Create a Performance Model of a Gas Turbine from a Limited Amount of information", Proceeding of ASME Turbo Expo 2005 Power for Land, Sea, and Air Reno-Tahoe, June 6-9, 2005.
- 3) Aik Soon Lee, Riti Singh, S D Probert, "Modeling of the Performance of a F100-PW229 Equivalent Engine under Sea-Level Static Conditions", 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Aug, 2-5, 2009.
- 4) CHILDRE, MARK T, MCCOY, KEVIN D, "Flight test of the F100-PW-220 engine in the F-16", Journal of Propulsion and Power vol. 5 no. 5, 1989, pp. 620-625.
- 5) David Bridges, "Thrust and Drag Models for Performance Calculations for High-Speed Aircraft", 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Jan. 8-11, 2007.
- 6) B. L. Koff, "F100-PW-229 Higher Thrust in Same Frame Size", J. Eng. Gas Turbines Power, Volume 111 Issue 2, April, 1989.
- 7) KHALID, S. J., "Role of dynamic simulation in fighter engine design and development", Journal of Propulsion and Power vol.8 no.1, 1992, pp. 219-226.
- 8) Walsh, P. P., and Fletcher, P., "Gas-Turbine Performance", Blackwell Science, Oxford, 2004.
- 9) Cumpsty, N. A., "Jet Propulsion: A Simple Guide to the Aerodynamic and Thermodynamic

Design and Performance of Jet Engines - 2nd Edition", Cambridge University Press, UK, 2003.

10) Mattingly, J. D., "Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, VA, USA, 2006.

11) 황진석, 문희장, 구자예, "터보팬 엔진에서 터빈 냉각이 성능에 미치는 영향에 대한 수치적

해석", 한국항공운항학회, 한국항공운항학회지, 2006, pp. 15-21.

12) Joachim Kurzke, "Gasturb 11 user manual", 2008.

13) Joachim Kurzke, "Smooth C 8.1 user manual", 2008.

14) Joachim Kurzke, "Smooth T 8 user manual", 2003.