論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(4), 326-333(2015)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.4.326
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

Particle Swarm Optimization을 이용한 터보팬 엔진 다목표 성능 최적화 연구

최재원*, 정원철**, 성홍계***

Multi-Objective Optimization of Turbofan Engine Performance Using Particle Swarm Optimization

Jaewon Choi*, Wonchul Chung** and Hong-Gye Sung***
Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University,
/Technology Planning Division, Defense Agency for Technology and Quality*
Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University**
School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University***

ABSTRACT

A turbo fan engine performance analysis program combined with a particle swarm optimization(PSO) has been developed to optimize the major design parameters of the combat aircraft gas turbine engine. The optimized parameters includes bypass ratio, fan pressure ratio, high pressure compression ratio and burner exit temperature. The objective parameters have been determined using a multi-objective function consisting of the net thrust and specific fuel consumption along a weight function. The basic model for the combat aircraft gas turbine engine has been selected as the F404 turbofan engine which is widely used in the combat aircraft, F-18 and Korean high level training aircraft, T-50. The optimal conditions of four parameters have been obtained for various design conditions.

초 록

최적화 프로그램과 연동시키기 위한 터보팬 엔진 성능해석 프로그램을 개발하고, 최적화 기법인 Particle Swarm Optimization을 이용하여 전투기 엔진의 주요 설계변수인 바이패스비, 팬 압축비, 고압압축기 압축비 및 버너출구온도에 대한 성능 최적화를 수행하였다. 최적화 목표는 순추력과 비연료소모율을 다목표 함수로 설정하였으며, 두 개의 목표에 대해 가중치를 주어 각 가중치별 최적 설계점을 도출하였다. 기본 모델은 F-18 전투기와 T-50 고등훈련기에 쓰이고 있는 F404 터보팬 엔진을 선정하여 분석을 수행하였다. 본 연구 결과로 네 개의 변수에 대한 최적 조건을 도출하고, 다양한 설계조건에 대한 최적 설계점 추이를 분석하였다.

Key Words : Turbo Fan Engine(터보팬 엔진), Particle Swarm Optimization, Net Thrust(순추력), Specific Fuel Consumption(비연료소모율)

† Received : December 14, 2014 Revised : March 17, 2015 Accepted : March 19, 2015
*** Corresponding author, E-mail : hgsung@kau.ac.kr

Ⅰ. 서 론

항공기 엔진은 수 만개의 부품들로 구성되어 있기 때문에 매우 복잡하여 설계 시 최적의 성능을 구현하기 위해서는 여러 설계변수를 고려하여 설계를 수행하여야 한다. 또한 추력의 극대화와 연료소모율 저감 등 고객 요구에 맞는 엔진 성능 극대화 요소들에 대한 최적화 구현을 위해서는 설계변수에 대해 적절한 설계점 선정이 요구된다. 이는 엔진 개발 이후 생산단계에서 이를 발견하여 재설계 할 경우, 막대한 비용을 지불해야 하기 때문이다.

본 연구는 여러 설계변수들에 대한 민감도 해석을 통해 도출된 최적화 요소를 바이패스비, 팬 압축비, 고압 압축기 압축비, 버너출구온도로 선정하였고 이에 대해 터보팬 엔진 성능이 극대화 될 때의 각 요소들의 설계점에 대한 연구를 수행하였다. 항공기 엔진과 관련 여러 성능요소에 대한 연구가 그동안 수행되어 왔다. Homaifar 등 (1994)은 단위 질유량 당 추력과 효율을 성능요소로, 마하수, 압축기 압축비, 팬 압축비와 바이패스비를 터보팬 엔진의 성능 최적화 변수로 하여 성능분석을 수행하였다. Asako 등 (2002)은 항공기 엔진 개념설계 시 다분야 통합 최적화 설계를 위해 비연료소모율을 성능요소로 도입하여 고압터빈 효율과 열효율을 성능 최적화 변수로 하였다. Atashkari 등 (2005)은 비연료소모율과 비추력, 추력효율 및 열효율을 엔진 성능요소로 하여 터보제트엔진에 대해 다 목표성능 최적화를 수행하였다[1-3].

터보팬 엔진의 성능 최적화를 위해 MATLAB 기반 터보팬 엔진 성능해석 프로그램을 개발하여, PSO(Particle Swarm Optimization) 알고리즘과 연동시켜 최적의 설계점을 도출하였다. 이 PSO 알고리즘은 진화연산 기법 중 하나이며, 군집을 이루어 생활하고 있는 벌레나 새들과 같은 저지능 객체의 집단생활을 모델링하여 각 객체는 낮은 지능을 가지고 단순한 역할을 수행하나 공통된 규칙이나 의사소통을 통하여 집단 전체의 성능은 우수하다. 또한 저지능을 모델링하는 경우 연산량이 기존의 기법보다 크게 줄어드는 장점이 있다. 기존 진화연산 기법의 무작위 탐색 성능과 각 진화에서 최적해를 중심으로 해를 탐색 및 수렴해 가는 미분제약을 해소한 수학적 접근 방법의 장점을 동시에 가지고 있다[4]. 이와 같은 이유로, PSO 알고리즘은 여러 최적화 문제에 활용되고 있다. 예를 들어 Seyed 등 (2012)은 PSO 알고리즘을 복합 가스터빈 설비에 대해 열효율과 경제성에 대한 최적화 분석에 활용하였다. Sadeghierad 등 (2010)은 고속의 회전자와 높은 주파수의 고정자를 가진 고속 마이크로 터빈 발전기 설계에 PSO 알고리즘을 활용하여 효율 최적화를 수행하였다. Weiping 등 (2013)은 PSO 알고리즘을 이용하여 경제성, 효율성 및 안전운항에 중요한 요소인 증기터빈의 열전비를 예측하였다[5-7].

Ⅱ. 본 론

2.1 터보팬 엔진 성능 시스템 설계

2.1.1 시스템 구성도

개발된 터보팬 엔진의 성능 프로그램의 적합성 확인을 위해 Gasturb 12 데이터와 비교하였다. 시스템 설계를 위한 기본 엔진 형상은 미국의 F-18 전투기와 최근 전력화 되어 운용 중인 우리 공군의 T-50 고등훈련기에 사용되고 있는 F404 터보팬 엔진을 선정하였고, 최적화 설계를 위한 목표 성능요소는 순추력과 비연료소모율로 선정하였다.

Figure 1은 F404 터보팬 엔진의 개념도를 나타낸다.

터보팬 엔진의 코어 스트림과 팬 스트림을 결합한 추력 (F) 및 비연료소모율 (S)는 식(1)~(3)과 같다[8].

$$F=(\dot{m}_9 V_9-\dot{m}_0 V_0)-A_9(P_a-P_9) \tag{1}$$

$$S=\frac{f}{(1+\beta)F/\dot{m}} \tag{2}$$

$$f=\frac{\tau_\lambda-\tau_r\tau_c}{\eta_b h_{PR}/(C_{p_c}T_0)-\tau_\lambda} \tag{3}$$

$\dot{m}$: 유량
V_9 : 출구 속도

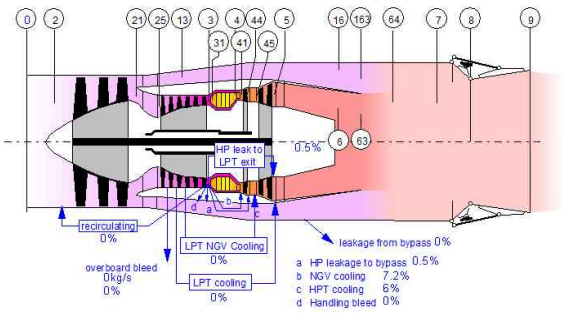

Fig. 1. Engine Model for F404 Cycle Analysis

V_0 : 입구 속도
A_9 : 출구 단면적
P_9 : 출구 압력
β : 바이패스비
f : 연료/공기비
τ_λ : 연소기의 엔탈피 비
τ_r : 입구의 전 온도와 정 온도 비
τ_c : 고압압축기의 전 온도비
C_{p_c} : 고압압축기 정압비열
η_b : 연소기 효율
h_{PR} : 발열량
subscript : 단계별 위치

2.1.2 기본 성능분석 및 조건

F404 엔진은 공개된 성능자료에 따르면 후기 연소기가 없을 경우, 이륙추력과 최대 연속추력이 48.90 kN, 비연료소모율 22.94 g/(kN·s) 으로 동일하여 이를 설계점 해석을 위한 목표값으로 설정하였다. 동일한 해석조건에 대해 개발된 성능해석 코드 해석결과 순추력 51.08 kN, 비연료소모율 20.30 g/(kN·s)이며, Gasturb 12 결과는 순추력 51.80 kN, 비연료소모율 22.89 g/(kN·s) 으로 이는 연소기의 압력저하 고려에 따른 차이로서 공개된 성능 및 성능데이터 범주에 있다.

2.1.3 탈설계점 해석

기본 성능분석 수행 후 탈설계점 해석을 위해 설계점을 벗어난 지점에서 구성품 효율을 예측하기 위해서는 적합한 구성품 성능 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.

본 연구에서는 Gasturb 12에서 제공하는 축척 기법을 이용하여 성능해석에 적용하였다[9].

Table 1은 탈설계점 해석결과와 기본 성능분석 결과 중 순추력 및 비연료소모율과 비교한 결과이며, 최대 6.39%의 오차를 보여주며 이는 Gasturb 제공하는 구성품 선도와 실 엔진의 구성품 선도가 상이하여 발생 된 것으로 판단된다.

2.1.4 성능 민감도 해석

엔진의 순추력 극대화 및 비연료소모율 최소화를 위해서는 최적설계를 수행해야 한다. 최적설계 시 중요한 요소는 바이패스비, 팬 흡입유량, 버너출구온도, 팬압축비, 고압압축기 압축비, 고압터빈 냉각공기비 등으로 이와 같은 요소의 편차 및 민감도를 고려하여 설계가 수행되어야 한다.

Table 1. Comparison of Off-Design Points Results

Altitude(m)	Speed(M)	Net Thrust Error(%)	TSFC Error(%)
0	0	0.00	0.00
0	0.2	-0.10	-0.10
0	0.4	-0.46	-0.44
0	0.6	-3.38	-0.36
3,000	0	0.82	0.57
3,000	0.2	0.62	0.68
3,000	0.4	0.46	0.54
3,000	0.6	0.16	0.14
6,000	0	2.63	0.70
6,000	0.2	2.20	0.94
6,000	0.4	1.45	1.16
6,000	0.6	1.03	1.04
9,000	0	6.39	0.59
9,000	0.2	5.87	0.77
9,000	0.4	4.81	1.01
9,000	0.6	3.50	1.28

민감도 해석을 위해 Gasturb 12를 통해 데이터를 도출하였다. 입력변수는 바이패스비, 팬 흡입유량, 버너출구온도, 팬압축비, 고압압축기 압축비 및 고압터빈 냉각공기비로 총 6개에 대해, 출력변수로는 순추력 및 비연료소모율로 설정하여 해석을 수행하였다. 해석은 1개의 변수만 변화를 주고 나머지 변수는 기준 값으로 고정하여 민감도를 분석하는 One-at-a-once (OAT) 방법[10]을 적용하였다.

Figure 2~3은 OAT해석 결과이다. 순추력에 대하여 버너출구온도의 민감도가 가장 크다는 것을

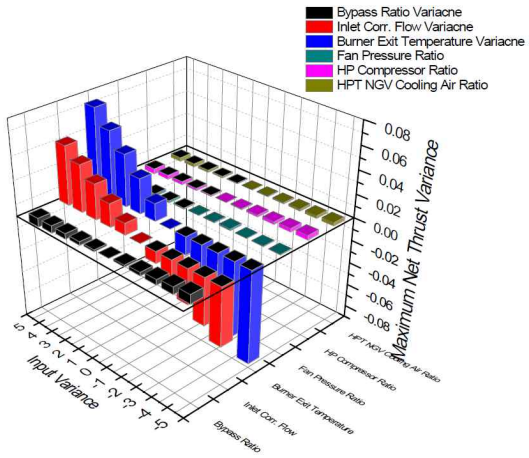

Fig. 2. Sensitivity analysis for Net Thrust (One- at-a-time)

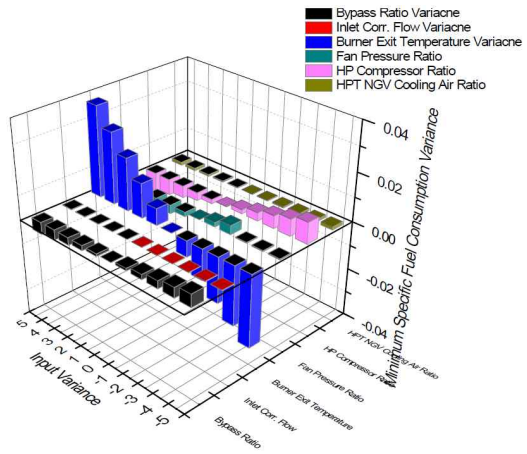

Fig. 3. Sensitivity analysis for Specific Fuel Consumption(One-at-a-time)

알 수 있고, 바이패스비, 고압압축기 압축비, 고압터빈 냉각공기비, 팬 압축비는 순추력과 반비례함을 알 수 있다. 비연료소모율에 대해서는 버너출구온도의 민감도가 가장 큰 것을 알 수 있고, 버너출구온도를 제외한 다른 변수들이 비연료소모율에 반비례함을 알 수 있다. 위 민감도 해석결과를 토대로 최적화를 위한 변수로 바이패스비, 고압 압축기 압축비, 팬 압축비, 버너출구온도를 설정하여 최적화 해석을 수행하였다.

2.1.5 최적화 기법

본 연구에서는 PSO를 최적화 기법으로 사용하였다. PSO 알고리즘은 물고기나 새와 같은 군집활동을 하는 집단의 행동양식을 모방한 군집 기반의 진화연산(Evolutionary Computation)을 이용한 최적화 기법이다. 기존의 최적화 기법에 비해 연산속도가 빠르고 여러 조건에 대하여 적용할 수 있는 장점을 가지고 있다.

PSO는 기본적으로 아래 식과 같이 속도와 위치를 업데이트하는 두 식으로 구성된다.

$$v_{ij}(t) = w(t)v_{ij}(t-1) + c_1 r_{1j}[p_{ij}(t) - x_{ij}(t)] + c_2 r_{2j}[p_{gij}(t) - x_{ij}(t)] \quad (4)$$

$$x_i(t+1) = x_i(t) + v_i(t) \quad (5)$$

식(4)에서 $w(t)$는 관성 가중치(inertia weight)를 의미하고, c_1과 c_2는 가속 상수로 정의한다. r_1과 r_2는 0과 1사이의 임의의 값을 가진다. 두 번째 항인 $c_1 r_{1j}[p_{ij}(t) - x_{ij}(t)]$는 인지성 부분으로 국소 최적점을 이용하여 입자 스스로 경험이 반영된다. 또한 세 번째 항인 $c_2 r_{2j}[p_{gij(t)} - x_{ij}(t)]$는 사회성 부분으로 전역 최적 값의 영향을 받는다. 식(5)와 같이 시간 t+1 에서의 입자는 이전시간의 위치에 입자의 속도인 $v_i(t)$를 더해서 구할 수 있다.

여러 개의 변수를 최적화 하는 것은 다중목표(Multi- objective)라고 하며, 본 연구에서는 가중치 방법(weighted method)을 사용하여 목적함수를 식(6)과 같이 나타내었다.

$$Objective\ Function:$$
$$Maximize\ f = \frac{\alpha F}{58.520} + (1-\alpha)\frac{0.0750}{S} \quad (6)$$

운용목적 등을 고려하여 가중치 α를 0에서 1까지 조절하면서 순추력에 더 비중을 둘 것인지, 비연료소모율에 더 비중을 둘 것인지 선택할 수 있다[11-12].

가중치 α가 1인 경우 순추력을 최대로 하는 설계변수를 찾아내며, α가 0인 경우에는 비연료소모율이 최소가 되는 설계변수를 찾게 된다. 순추력과 비연료소모율 최적화 목표가 반대이므로, 비연료소모율의 역수를 취했고 표준화를 위해 순추력이 최대가 되는 58.520로, 비연료소모율이 최소가 되는 0.0750를 보정하여 목적함수를 설정하였다.

2.2 분석결과

2.2.1 순추력 최적화

α를 1로 설정하여 비연료소모율과 상관없이 최대 순추력을 갖게 하는 설계변수를 도출하였다. Fig. 4~7은 PSO 계산과정을 통해 순추력이 최적화될 때, 각 변수별로 수렴해 가는 과정을 보여준다. 그림의 x축은 초기에 뿌려진 입자의 순서이고, y축은 각 해당 변수별 위치를 나타낸다. 계산을 통해 흩어진 입자들이 방향성을 가지고 한 줄로 정렬되는 것을 볼 수 있다. 결국

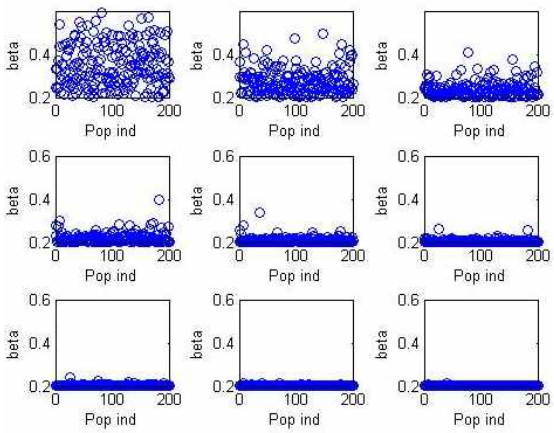

Fig. 4. Bypass Ratio Optimization process for Net Thrust

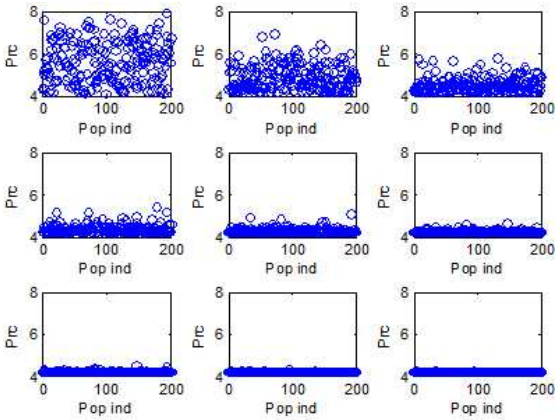

Fig. 5. HP Compression Ratio Optimization Process for Net Thrust

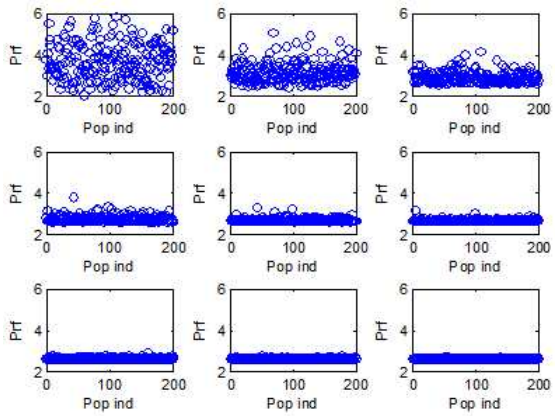

Fig. 6. Fan Pressure Ratio Optimization Process for Net Thrust

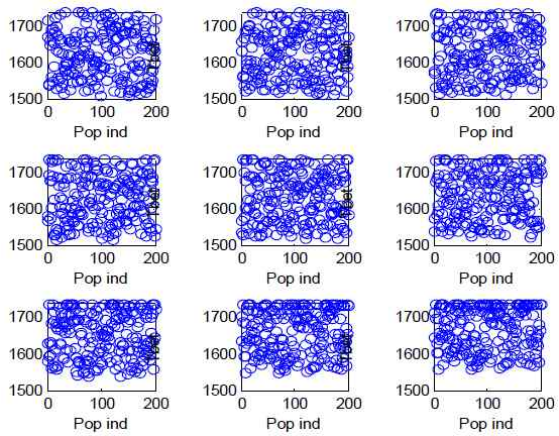

Fig. 7. Burner Exit Temperature Optimization Process for Net Thrust

PSO 연산을 통해 수렴하면 모든 입자들이 일렬로 나열하게 된다. 버너출구온도의 경우, 타 변수들에 비해 최적화 계산을 위한 수렴이 상대적으로 늦음을 알 수 있다. 바이패스비, 고압 압축기

Table 2. Optimization for Maximum Net thrust

Parameters	Value
Bypass ratio	0.201
HP Compression ratio	4.183
Fan Pressure ratio	2.614
Burner Exit Temperature(K)	1734
Net thrust(kN)	58.52

압축비, 팬 압축비, 버너출구온도가 상한 또는 하한 값에 근접한 것처럼 보이나, PSO 최적화를 통해 수렴된 설계점은 Table 2와 같이 각각 0.201, 4.183, 2.614, 1734 K에 수렴하였다.

2.2.2 비연료소모율 최적화

α가 0일 경우, 순추력과 상관없이 비연료소모율이 최소가 되는 비연료소모율 설계변수를 도출하였다. Fig. 8~11은 PSO 계산과정을 통해 비연료소모율이 최적화될 때, 각 변수별로 수렴해 가는 과정을 보여준다. 버너출구온도의 경우, 타 변

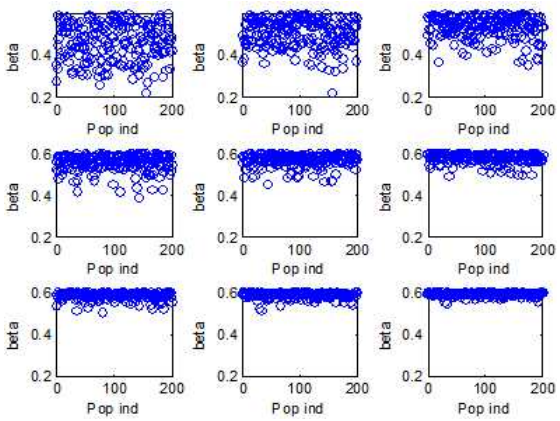

Fig. 8. Bypass Ratio Optimization Process for Specific Fuel Consumption

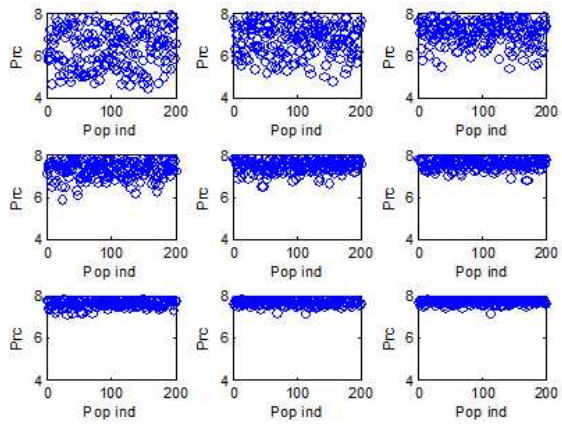

Fig. 9. HP Compression Ratio Optimization Process for Specific Fuel Consumption

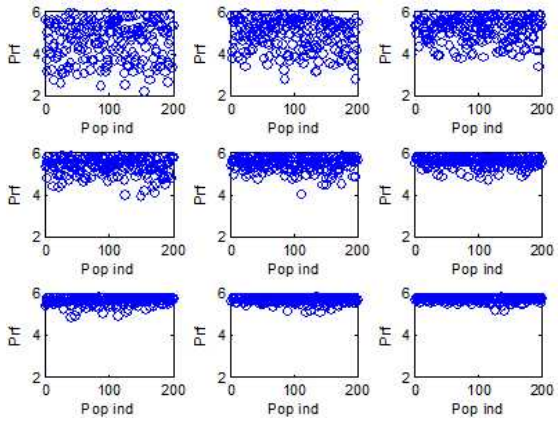

Fig. 10. Fan Pressure Ratio Optimization Process for Specific Fuel Consumption

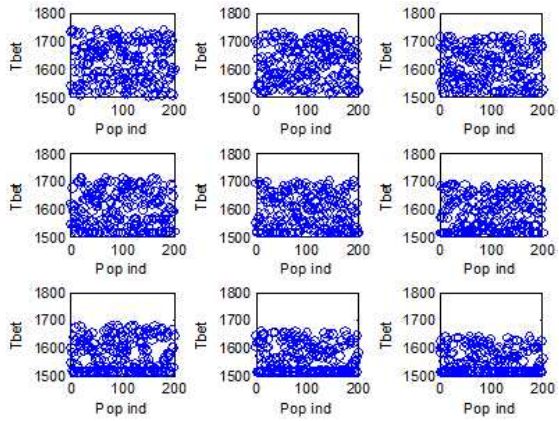

Fig. 11. Burner Exit Temperature Optimization Process for Specific Fuel Consumption

Table 3. Optimization for minimum Specific Fuel Consumption

Parameters	Value
Bypass ratio	0.594
HP Compression ratio	7.745
Fan Pressure ratio	5.725
Burner Exit Temperature(K)	1516
Specific Fuel Consumption	13.34

수들에 비해 최적화 계산을 위한 수렴이 상대적으로 늦음을 알 수 있다. 바이패스비, 고압 압축기 압축비, 팬 압축비, 버너출구온도가 상한 또는 하한 값에 근접한 것처럼 보이나, PSO 최적화를 통해 수렴된 설계점은 Table 3과 같이 각각 0.594, 7.745, 5.725, 1516 K에 수렴하였다.

2.2.3 다중 설계변수 최적화

Figure 12와 같이 가중치 α를 변화를 주면서 순추력과 비연료소모율 변화를 분석하였다.

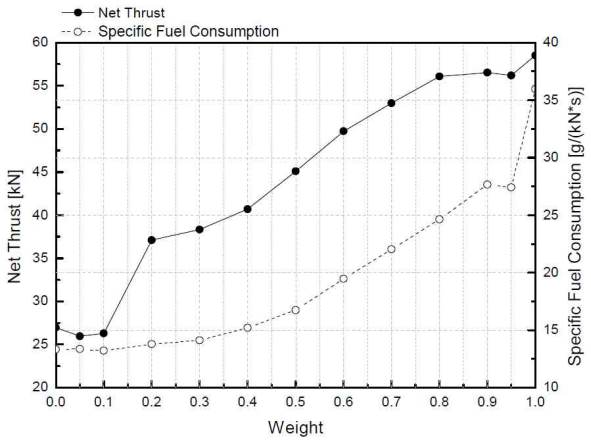

Fig. 12. Optimization Based on Weighted Parameters

α가 0 일 경우, 즉 비연료소모율에 대한 가중치가 가장 큰 경우 비연료소모율은 13.34 g/(kN·s)로서 본 연구의 기본 F404 터보팬 엔진 해석결과인 20.30 g/(kN·s)에 비해 약 66%를 더 절감할 수 있다.

α가 1 일때, 즉 순추력에 대한 가중치가 가장 큰 경우 순추력은 58.52 kN 으로서 기본 F404 터보팬 엔진 해석결과인 51.08 kN에 비해 약 15 %를 더 증가시킬 수 있다.

또한, 가중치 α가 0.1~0.2 구간에서의 순추력과 0.95~1.0 구간에서 비연료소모율의 급격한 변화가 있었다. 이는 위 구간에서 타 성능계수가 영향을 주기 시작하는 지점을 의미하는 것으로 판단된다.

Figure 13은 가중치 α를 고려해서 다목표 함수가 최적화 되었을 때의 4개 변수의 변동 추이를 보여준다. 버너출구온도 (Tbet)를 제외한 바이패스비 (Beta), 고압 압축기 압축비 (Prc), 팬 압축비 (Prf) 의 경우, 가중치 α가 커짐에 따라 점차 줄어드는 위치에서 다목표 함수가 극대화 됨을 알 수 있다. 이는 동일한 추력과 연료-공기비 조건에서 바이패스비가 커지면 식(2)에 의해 비연료소모율은 줄게 되며, 팬 압축비, 고압 압축기 압축비가 커지면 전온도가 상승하게 되어 순추력이 커져 비연료소모율은 줄어들게 된다. 따라서, 비연료소모율의 최적화 방향인 α가 줄어드는 방향으로 바이패스비, 팬 압축비, 고압 압축기 압축비가 커지게 된다. 버너출구온도의 경우, 가중치 α가 0.1~0.2 에서 낮은 온도에서 높은 온도로 급격하게 올라간다. 이는 이 구간에서 다목표 함수 중 비연료소모율 최적화 요소의 변화가 순추력 최적화 요소에 비해 상대적으로 작아 다목표 함수 최적화의 요소 중 순추력이 크게 작용되어 버너출구온도가 한계값인 1700K에 근접한 곳에서

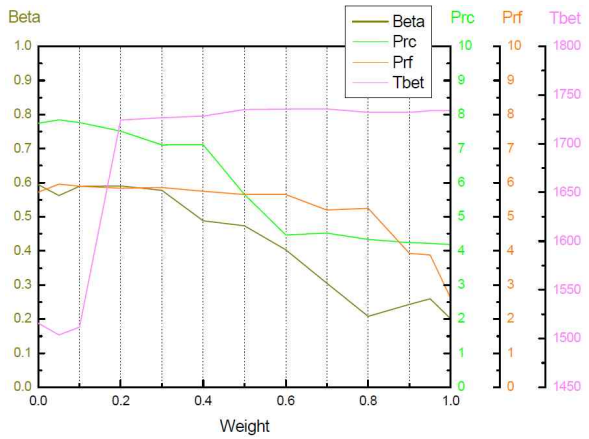

Fig. 13. Variations of Optimized variables based on weighted parameters

최적화가 이루어 진다.

III. 결 론

MATLAB을 사용한 터보팬 엔진 성능해석 프로그램을 개발하여 최적화프로그램과 연동하여 F404 엔진의 최적화 연구를 수행하였다. 최적화 설계 변수 도출을 위해 민감도 해석을 수행하여 설계변수를 바이패스비, 고압 압축기 압축비, 팬 압축비, 버너출구온도로 설정하였다. 또한 순추력과 비연료소모율을 통합하여 다목표 최적화하는 목적함수로 설정하였다.

PSO를 이용하여 다목표 성능최적화 한 결과, 비연료소모율에 대해 최적화 한 결과 기본 성능해석 결과에 비해 비연료소모율은 약 66% 줄어들었고, 순추력 최적화 한 결과 약 15% 증가 할 수 있음을 확인할 수 있었다.

또한 가중치 α가 0.1~0.2, 0.95~1.0 구간에서 순추력과 비연료소모율에 대해 타 성능계수의 영향에 따라 변동이 있음을 알 수 있다.

다목표 함수 최적화시 가중치가 커질수록 버너출구온도 이외의 설계변수들은 줄어드는 경향이 있었다. 이는 버너출구온도 이외의 변수들과 비연료소모율의 관계에 따라 비연료소모율의 최적화 되는 방향으로 커짐을 알 수 있었고, 버너출구온도는 가중치가 0.1~0.2 구간에서 급격하게 상승하는 것은 이 구간의 비연료소모율 변화가 순추력 변화보다 상대적으로 작아 다목표 함수 최적화에 크게 작용되었음을 알 수 있었다.

F404 터보팬 엔진 성능모델의 정상상태에 대한 성능해석을 수행하였으나, 동적 모델링을 통한 다양한 조건에 대한 해석을 통해 결함발생 시의 진단에 대한 고찰을 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부 주관 항공우주부품 기술개발사업의 지원(10050539)에 의해 수행되었습니다.

References

1) Homaifar, A., Lai, H.Y and McCormick, E., “System optimization of turbofan engines using genetic algorithms”, *Applied Mathematical Modelling*, 1994, Vol. 18, No. 2, pp.72-83.

2) Asako, T., Miyagawa, H., Miyata, S. and Kudo, K., “Conceptual design of aircraft engine using multidisciplinary design optimization technique”, *23rd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences*, ICAS, 2002, Toronto, Canada.

3) Atashkari, K., Nariman-Zadeh, N., Pilechi, A., Jamali, A. and Yao, X., “Thermo- dynamic Pareto optimization of turbojet engines using multi-objective genetic algorithms”, *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 44, No. 11, 2005, pp. 14-24.

4) J. Kennedy, R. Eberhart, 1995, Particle Swarm Optimization, *Proceedings of IEEE International Conference onf Neural Networks*, vol. 4, pp. 1942-1948, 1995

5) Seyed Ehsan Shakib, Majid Amidpour, Cyrus Aghanajafi, “Simulation and optimization of multi effect desalination coupled to a gas turbine plant with HRSG consideration”, Desalination, 2012, pp. 366-376

6) M. Sadeghierad, A. Darabi, H. Lesani, H. Monsef, “Optimal design of the generator of microturbine using genetic algorithm and PSO”, *Electrical Power and Energy Systems*, 2010, PP. 804-808

7) Weiping Zhang, Peifeng Niu, Guoqiang Li, Pengfei Li, “Forecasting of turbine heat rate with online least squares support vector machine based on gravitational search algorithm”, Knowledge-Based Systems, 2013, pp. 34-44

8) Jack D. Mattingley, Elements of Gas Turbine Propulsion, McGraw-Hill, 2005

9) Won Choi, Ilwoo Lee, Junho Yang, “The

Performance Modeling of a Low Bypass Turbofan Engine with Afterburner for Supersonic Aircraft", *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 39, No. 3, 2011, pp. 269-278

10) Czitrom, Veronica, "One-Factor-at-a-Time versus Designed Experiments", *Academic journal article from The American Statistician*, Vol. 53, No. 2, 1999

11) Sangbok Lee, Taekyu Lim, Taesung Rho, "Design Optimization of Liquid Rocket Engine Using Genetic Algorithms", *KSPE*, Vol. 16, No. 2, 2005, pp. 25-33.

12) Jaewon Choi, Wonchul Chung, Hong-Gye Sung, "Performance Optimization of an Aircraft Turbofan Gas Turbine Engine using Particle Swarm Optimization", *SASE Spring Conference*, 2014.