

인공신경망 이론을 적용한 3단 축류압축기의 다분야 통합 최적설계

홍상원* · 이세일* · 강형민** · 이동호***† · 강영석** · 양수석**

Multidisciplinary Design Optimization of 3-Stage Axial Compressor using Artificial Neural Net

Sangwon Hong*, Saeil Lee*, Hyungmin Kang**, Dong-Ho Lee***†,
Young-Seok Kang**, Soo-Seok Yang**

Key Words : Artificial Neural Net(인공신경망), Multidisciplinary design optimization(다분야 통합 최적설계), Axial compressor(축류압축기), Aerodynamic efficiency(공력성능), Structural stability(구조안정성)

ABSTRACT

The demands for small, high performance and high loaded aircraft compressor are increased in the world. But the design requirements become increasingly complex to design these high technical engines, the requirement of the design optimization become increased. The optimal design result of several disciplines show different tendencies and nonlinear characteristics of the compressor design, the multidisciplinary design optimization method must be considered in compressor design. Therefore, the artificial Neural Net method is adapted to make the approximation model of 3-stage axial compressor design optimization for considering the nonlinear characteristic. At last, the optimal result of this study is compared to that of previous study.

1. 서론

무인항공기(Unmanned aerial vehicle, UAV)는 최근 미국의 대테러전쟁 중 가장 주목 받고 있는 무기로 지형에 상관없이 수십 시간 이상 비행하면서 임무를 수행할 수 있다. 전 세계적으로 이러한 무인항공기에 대한 관심이 증가하고 있으며, 관련 기술들에 대한 개발요구도 높아지고 있다. 특히, 항공기 엔진의 소형화, 효율 증대 등에 대한 요구조건들이 높아지고 있으며, 초소형, 고부하, 고효율 압축기의 개발에 관한 연구들이 국내외에서 활발히 진행되고 있다.^{1,2,3} 이와 같은 연구 동향에 맞추어 초소형, 고부하, 고효율 압축기의 효과적인 설계를 위하여 최근에는 압축기의 다양한 설계 분야들을 연계할 수 있도록 압축기의 다분야 통합 최적설계(Multidisciplinary design optimization, MDO) 기법들에 관한 연구들이 다양하게 진행되었다.^{4,5}

국내에서도 소형의 최신 항공기 엔진 개발에 관한 관심이

증가하고 있으며, 이와 관련하여 지식경제부 항공우주부품 기술개발사업의 일환으로 한국항공우주연구원이 “차세대 소형/고부하 압축기 다분야 통합 기술 개발” 연구 과제가 진행되고 있다. 본 연구는 이 연구 과제의 위탁연구과제인 “압축기용 다분야 통합 최적설계 프레임워크 연구”를 진행하면서 압축기 MDO 과정에서 반응면 기법(Response Surface Method, RSM)을 이용하여 근사모델을 구성했던 이전 연구내용⁶을 바탕으로 비선형성이 강한 압축기의 근사모델 구성 방법을 보완하기 위한 연구를 수행하였다. 그러므로 본 연구에서는 비선형성이 큰 최적설계에 주로 적용되는 인공신경망(Artificial Neural Net, ANN) 이론으로 3단 축류압축기의 근사모델을 개선하는 연구를 수행하도록 한다. 그 결과, ANN을 적용한 근사모델의 정확도를 평가하고, 기존 RSM 결과와 비교하도록 한다.

2. 설계문제 정의

본 연구에서는 20,000 rpm으로 회전하면서 6,000 lbf의 출력을 낼 수 있는 소형 3단 축류압축기의 MDO를 수행하였다. MDO를 위한 압축기의 초기 기본형상은 한국항공우주연

* 서울대학교 기계항공공학부

** 한국항공우주연구원

*** 서울대학교 기계항공공학부/항공우주신기술연구소

† 교신저자, E-mail : donghlee@snu.ac.kr

구원에서 실험을 위하여 설계한 대로 압축기 형상 및 설계유량, 회전수 등의 설계조건을 설정하였다. 초기 기본형상은 입구 안내깃(Inlet guide vane, 이하 IGV)이 있으며, 로터(Rotor)와 스테이터(Stator)를 조합하여 3단(Stage)으로 구성되어 있다.

2.1. 목적함수 정의

3단 축류압축기의 MDO를 수행하기 위한 목적함수는 압축기의 공력성과 구조 안정성을 동시에 고려할 수 있어야 한다. 이를 위하여 식 (1)과 같이 압축기 효율(Efficiency, η)과 안전계수(Safety factor, SF)를 결합한 다목적함수 형태로 정의하였으며, 목적함수 값을 최대화할 수 있는 각 설계 변수들의 최적값을 구하였다.

$$f = f(\eta, SF) = a \frac{\eta}{\eta_0} + b \frac{SF}{SF_0} \quad (1)$$

여기서 η 는 터보 기계류의 해석 및 설계를 위한 상용 프로그램인 Axial을 이용하여 3단 축류압축기 전체 시스템의 효율을 계산하였다. SF 는 로터 재질에 따른 고유의 항복응력(Yield stress)과 압축기 전체에서 응력이 가장 크게 걸리는 1단 로터에서의 응력의 비로 정의하였으며, 1단 로터에서의 응력은 대표적인 구조해석 상용 프로그램인 ANSYS를 이용하여 계산하였다. η_0 와 SF_0 는 초기 기본형상 결과들이며, 이전 연구 결과를 기반으로 이전 연구에서 일괄적으로 0.5로 설정한 계수들을 SF 에 비해 변화량이 적은 η 의 변화를 보다 잘 반영하도록 a 는 0.6, b 는 0.4로 설정하였다.

일반적으로 압축기 설계에서 목적함수로 주로 사용되는 압축기 설계점 유량에서의 압축비의 경우 본 연구에서는 최적화 대상이 아닌 설계 요구조건으로써 최적설계 제약조건으로 적용하였다. 본 연구에서는 3단 축류압축기 각 단의 압력비(Pressure Ratio)가 1.35 이상이 되도록 설정하였다.

2.2. 설계변수 선정

이전 연구들^{6,7}을 바탕으로 선정한 3단 축류압축기의 설계 변수들은 각 로터와 스테이터의 중심선(Meanline)에서의 입력 각 6개와 압축기 IGV 및 각 로터와 스테이터의 중심선에서의 출력 각 7개를 선정하였다. 그리고 IGV 및 각 로터와 스테이터의 중심선에서의 최대 두께비와 코드(Chord) 길이 7개씩과 각 로터의 린 각도(Lean angle) 3개, 로터/스테이터들의 끝단 반경 등 Table 1과 같이 총 32개의 설계변수를 적용하였다.

Table 1의 설계변수들은 기본형상의 설계변수 값들을 기준 값으로 적용하였다. 기준 값을 중심으로 각도는 $\pm 2^\circ$, 그 외에는 $\pm 10\%$, $\pm 1\text{mm}$ 등으로 상한 값과 하한값을 설정하고, 이 사이의 설계변수들의 범위는 설계공간(Design space)이

Table 1 Initial design variables

설계변수	요소	하한	기준	상한
Inlet Angle (°)	Rotor1	-60.7472	-58.7472	-56.7472
	Stator1	42.6914	44.6914	46.6914
	Rotor2	-58.7134	-56.7134	-54.7134
	Stator2	41.3845	43.3845	45.3845
	Rotor3	-58.1043	-56.1043	-54.1043
	Stator3	41.4164	43.4164	45.4164
Outlet Angle (°)	IGV	15.3384	17.3384	19.3384
	Rotor1	-32.3266	-30.3266	-28.3266
	Stator1	3.51049	5.51049	7.51049
	Rotor2	-30.2733	-28.2733	-26.2733
	Stator2	3.39961	5.39961	7.39961
	Rotor3	-29.5446	-27.5446	-25.5446
Maximum Thickness Ratio	Stator3	5.14574	7.14574	9.14574
	IGV	0.0461898	0.0513212	0.0564533
	Rotor1	0.0537005	0.0596672	0.0656339
	Stator1	0.0450337	0.0500374	0.0550411
	Rotor2	0.0535352	0.0594835	0.0654319
	Stator2	0.0502036	0.0557818	0.0613600
Chord Length (mm)	Rotor3	0.0535745	0.0595272	0.0654799
	Stator3	0.0509538	0.0566153	0.0622768
	IGV	28.8175	32.0194	35.2213
	Rotor1	43.8562	48.7291	53.6020
	Stator1	29.4474	32.7193	35.9912
	Rotor2	34.3932	38.2147	42.0362
Radius Offset(mm)	Stator2	23.2934	25.8816	28.4698
	Rotor3	28.1851	31.3168	34.4485
	Stator3	18.9119	21.0132	23.1145
Blade Lean Angle(°)	Tip	-1.0	0	1.0
	Hub	-1.0	0	1.0
Blade Lean Angle(°)	Rotor1	-2.0	0	2.0
	Rotor2	-2.0	0	2.0
	Rotor3	-2.0	0	2.0

라고 한다. 일반적으로 최적설계 과정에서 기준 값과 상한 값, 하한값은 무차원화하여 0, 1, -1로 표현하며, MDO를 통하여 설계공간인 -1과 1 사이에서 최적화된 설계변수 결과를 도출한다.

3. 최적설계 기법

3.1. 설계변수 민감도 해석

일반적으로 수치해석으로 최적설계를 수행하는 과정에서 설계변수 개수가 늘어나면 수치해석을 위한 계산시간이 급격히 증가하게 된다. 그러므로 최적설계를 수행하는 과정에서 실험점을 구성하기 전에 목적함수에 영향을 많이 주는 주요

설계변수들을 선별하는 작업이 필요하며, 이와 같은 작업을 설계변수의 민감도 해석(Sensitivity analysis)이라고 한다.

민감도 해석을 통하여 주요 설계변수들을 선별하기 위하여 각 설계변수들의 설계공간 상한과 하한에 대하여 목적함수 변화를 분석하였다. 공력해석은 전체 설계변수들을 이용하나, 구조해석은 1단 로터의 설계변수만을 이용한다. 그러므로 공력해석에 대한 민감도 해석을 수행하여 주요 설계변수들을 선정하고, 그 중 1단 로터의 설계변수들로 구조해석을 수행하도록 한다.

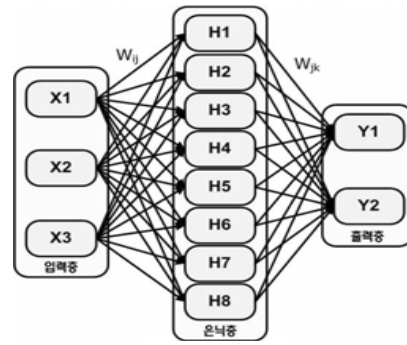


Fig. 1 Concept of Neural Net

3.2. 실험계획법

실험 결과들을 이용한 근사화 과정과 유사하게 최적설계 과정에서 설계변수들의 값들을 변화시키면서 수치해석 결과를 얻은 후, 이 데이터를 이용하여 설계변수들과 목적함수 사이의 근사모델을 구성하는 경우가 일반적이다. 이 경우, 근사모델을 구성하기 위한 수치해석 데이터를 수집하는 과정이 필요하며, 수집하고자 하는 데이터의 범위를 설정하는 방법을 실험계획법(Design of Experiment)이라고 한다. 이러한 실험계획법은 실제 실험이 아닌 수치해석 결과만을 이용하여 최적설계가 가능하도록 수집해야 하는 설계변수들의 조합을 정의해 준다. 이 경우, 수집 대상이 되는 설계변수들의 조합을 실험점(Design point)이라고 한다.

본 연구에서는 민감도 해석 결과, 7개의 설계변수를 선정하였으므로 가장 기본적인 실험계획법인 2k Full Factorial 기법에 의하면 $2^7=128$ 개, 3k Full Factorial 기법으로는 $3^7=2187$ 개의 실험점이 필요하다. 이에 비하여 D-Optimal 기법은 비교적 적은 실험점으로도 효과적인 근사화가 가능하므로 본 연구에서는 D-Optimal 기법을 적용하여 실험점을 구성하였다. D-Optimal 기법은 n개의 설계변수들에 대하여 $(n+2)*(n+1)/2$ 개 이상의 실험점을 구성하면 된다. 정확한 근사화를 위하여 일반적으로 최소 실험점 개수의 1.5배~2배의 실험점을 구성한다.⁷ 설계변수 7개에 대한 D-Optimal 기법의 최소 실험점 개수는 36개이지만, 안정적인 근사화를 위하여 54~72개 사이의 실험점이 필요하다. 이에 본 연구에서는 65개의 실험점을 추출하도록 한다.

3.3. 인공신경망 이론

이전 연구에서 적용했던 반응면 기법은 다항식 형태의 함수 모델을 사용하여 근사모델 구성을 구성하기 때문에 간편하게 근사화를 수행할 수 있다는 점이 큰 장점이다.^{6,7} 그러나 설계변수와 목적함수 사이의 근사모델 관계식을 2차 다항식으로 정의하므로 비선형성이 큰 최적설계 문제에는 일정한 한계를 지닌다. 이에 반하여 인공신경망은 인간 신경계의 정보 전달, 처리 방식에서 착안한 방법으로, 입력변수에 대한 출력변수의 거동을 파악하여 그 관계를 수학적으로 정의하여 근사모델을 구성하며, 비선형성에 대한 모사가 뛰어나다.⁸

인공신경망 이론은 인공 뉴런(Artificial Neuron)이라 불리는 정보처리 단위들이 모여 적절한 판단이나 값을 나타낸다. 인공 뉴런은 외부 자극들에 적절한 가중치를 곱하여 더한 뒤, 전달함수를 통해 다음 뉴런에게 정보를 전달하게 된다. 이전의 정보들을 같이 이용하는 뉴런들의 집합을 층(layer)이라고 하며, 여러 층이 모여 Fig 1.과 같은 전체 신경망을 구성한다.⁹

일반적으로 사용되는 2층 구조의 신경망의 경우, 입력 정보는 은닉층을 지나 출력 변수와 동일한 뉴런 개수를 갖는 출력층을 통해 출력 변수 값을 도출해 낸다. 이 때 은닉층의 뉴런 수는 입력 변수나 출력 변수의 개수와는 명확한 연관 관계를 가지고 있지는 않으나, 뉴런 수가 너무 적게 되면 공간의 굴곡을 제대로 모사하지 못하게 된다. 그리고 반대로 너무 많게 되면 실험점들은 잘 모사할 수 있으나, 그 이외의 영역에서는 심한 굴곡을 나타내는 문제가 발생한다. 이와 같은 문제에 대하여 많은 연구들이 진행된 결과, 일반적으로 입력층의 뉴런 개수의 1.5~2배 정도로 은닉층의 뉴런 개수를 정하면 비선형성에 대한 적절한 모사가 가능하므로 본 연구에서는 7개의 설계변수를 이용하므로 은닉층의 뉴런 개수를 12개로 설정하도록 한다.

4. 압축기 다분야 통합 최적설계

4.1. 설계변수 민감도 해석 결과

설계변수 민감도 해석은 압축기 전체 시스템의 효율을 각 설계변수들의 설계공간 하한과 상한에서 계산하여 그 변화율이 다른 설계변수들에 비하여 크게 나타난 설계변수들을 주요 설계변수로 선정하는 방식으로 진행하였다. 초기 기본형상에 대하여 Concept사의 Axial을 이용하여 압축기 전체 시스템의 효율을 계산한 결과는 0.905413이었으며, 이 결과를 기준으로 하여 설계변수 민감도 해석을 수행하도록 한다. 이에 따라 32개의 3단 축류압축기 설계변수들에 대하여 설계변수 민감도 해석을 수행한 결과는 Table 2와 같다.

Table 2의 설계변수 민감도 해석 결과 중 각 설계변수들의 설계공간 상, 하한 사이의 변화에 따라 목적함수인 압축

Table 2 Sensitivity analysis

Design variable	Element	Lower boundary	Upper boundary	Variation (%)
Inlet angle (°)	Rotor1	0.855657	0.929384	8.14
	Stator1	0.906871	0.903663	-0.35
	Rotor2	0.879946	0.921679	4.61
	Stator2	0.905871	0.904830	-0.11
	Rotor3	0.894921	0.912461	1.94
	Stator3	0.905361	0.905352	0.00
Outlet angle (°)	IGV	0.916648	0.891866	-2.74
	Rotor1	0.884579	0.919458	3.85
	Stator1	0.912478	0.896818	-1.73
	Rotor2	0.897819	0.911622	1.52
	Stator2	0.907617	0.903193	-0.49
	Rotor3	0.902879	0.907556	0.52
Maximum thickness ratio	IGV	0.905414	0.905412	0.00
	Rotor1	0.909911	0.900824	-1.00
	Stator1	0.905859	0.904946	-0.10
	Rotor2	0.908090	0.902797	-0.58
	Stator2	0.905588	0.905231	-0.04
	Rotor3	0.906595	0.904272	-0.26
Chord length (mm)	Stator3	0.905438	0.905386	-0.01
	IGV	0.905700	0.905113	-0.06
	Rotor1	0.918059	0.885458	-3.60
	Stator1	0.903843	0.906230	0.26
	Rotor2	0.914148	0.893664	-2.26
	Stator2	0.904937	0.905593	0.07
Radius offset(mm)	Rotor3	0.909572	0.899830	-1.08
	Stator3	0.905436	0.905302	-0.01
	Tip	0.893114	0.915078	2.43
	Hub	0.898537	0.911141	1.39
Blade lean angle(°)	Rotor1	0.906746	0.904009	-0.30
	Rotor2	0.905824	0.905014	-0.09
	Rotor3	0.905594	0.905294	-0.03

기 시스템 전체 효율의 변화율이 2% 이상인 요소들을 목적 함수에 영향을 많이 주는 주요 설계변수들로 선정하였다. 이러한 기준에 의하여 1단 로터의 입력 각, 2단 로터의 입력 각, IGV의 출력 각, 1단 로터의 출력 각, 1단 로터의 코드 길이, 2단 로터의 코드 길이, 그리고 전체 로터와 스테이터의 끝단 반경 등 총 7개의 설계변수들을 선별할 수 있었다. 이와 같은 설계변수 민감도 해석 과정을 통하여 선별된 3단 축류압축기 설계변수들은 최적설계를 진행하는 과정에서의 편의를 위하여 Table 3에서 표시한 것과 같이 각각 $X_1 \sim X_7$ 로 표기하도록 한다.

근사모형을 구성하기 위하여 적용한 D-Optimal 기법에

Table 3 Definition of design variables

Mark of design variable	Design variable
X_1	Inlet angle of rotor 1
X_2	Inlet angle of rotor 2
X_3	Outlet angle of IGV
X_4	Outlet angle of rotor 1
X_5	Chord length of rotor 1
X_6	Chord length of rotor 2
X_7	Radius offset of tip

Table 4 Result of DOE

	X_1	X_2	X_3	X_4	X_5	X_6	X_7	Y_1	Y_2
1	-1	-1	-1	-1	-1	1	1	0.840861	2.017960
2	-1	-1	-1	-1	1	-1	-1	0.894577	2.017960
3	-1	-1	-1	0	1	1	0	0.863586	2.050693
4	-1	-1	-1	1	-1	-1	-1	0.819461	1.920529
5	-1	-1	-1	1	-1	1	1	0.722700	1.920529
...									
32	0	0	0	0	0	0	0	0.905413	1.977574
...									
62	1	1	1	-1	1	1	1	0.946265	2.151139
63	1	1	1	0	0	-1	-1	0.930478	2.045617
64	1	1	1	1	-1	1	-1	0.875457	1.850276
65	1	1	1	1	1	-1	1	0.942276	1.850276

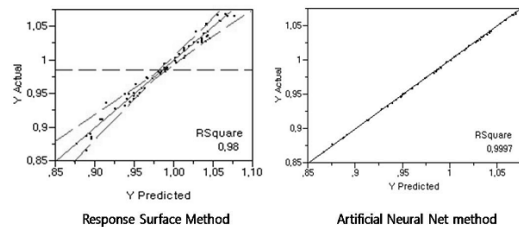


Fig. 2 Accuracy of the approximation models

의하여 7개의 주요 설계변수들에 대하여 추출한 65개의 실험점 데이터는 Table 4와 같다. 이 때, 목적함수는 압축기 전체 시스템 효율 Y_1 과 1단 로터에서의 안정성 계수인 Y_2 를 기재하였으며, 이 둘을 식 (1)에 적용하여 전체 목적함수를 계산하였다.

그 결과 Fig 2.와 같이 기존의 반응면 근사모델의 정확도 (좌)보다 개선된 결과(우)를 얻을 수 있다. 근사모델이 실제 설계변수와 목적함수 사이의 관계를 잘 모사하는 정도는 식 (2)와 같이 결정계수인 R^2 값을 정의하여 판단할 수 있다. R^2 값이 1에 가까울수록 근사모델이 정확한 것으로 판단할 수 있으며, 0.95 이상인 경우 근사모델의 신뢰성이 있다고 볼 수 있다.

$$R^2 = 1 - \frac{SSE}{SST} \quad (2)$$

4.2. 인공신경망 이론을 이용한 근사모델 구성

반응면에 의한 근사모델의 R² 값은 0.98, 본 연구의 인공신경망 근사모델의 R² 값은 0.9997이며, Fig. 2의 그래프에서도 직선에 가까워 인공신경망이 실제 압축기 구동 환경을 보다 잘 모사하고 있다고 볼 수 있다.

인공신경망을 이용하여 얻은 근사모델에 대하여 각 설계변수들의 매개변수 분석(parametric study)을 수행하면 Fig. 3과 같다. Fig. 3에서 Y는 목적함수, C1~C5는 제약조건으로써 각각 압축기 전체 효율, 1단 로터의 안전계수, 압축기 1~3단의 효율을 의미한다. 압축기 전체 효율인 C1 및 1~3단의 효율인 C3~C5는 0.86보다 커야 하며, 1단 로터의 안전계수인 C2는 1.25보다 커야 한다는 제약조건을 만족하도록 최적설계를 수행하였다. 이를 통하여 각 설계변수들이 각각의 목적함수 및 제약조건들에 어떠한 영향을 끼치는지 확인할 수 있다. 이 경우, 몇몇 설계변수들의 경향성에서 살펴볼 수 있는 바와 같이 설계변수와 목적함수 간의 경향이 2차식보다 복잡한 곡선 형태를 취하는 경우도 확인할 수 있어 반응면 기법의 한계를 예측할 수 있다.

4.3. 최적설계 결과

설계변수 민감도 해석을 통하여 선정된 7개의 설계변수들을 이용하여 65개의 실험점을 구성하고, 인공신경망에 적용하여 3단 축류압축기의 다분야 통합 최적설계를 수행하였다. 최적설계를 위한 초기 기본형상 결과와 기존의 반응면 기법을 적용한 기존 연구결과⁷를 본 연구에서 수행한 최적설계 결과와 비교하면 Table 5와 같다. Table 5의 목적함수를 살펴보면, 인공신경망을 적용하여 다분야 통합 최적설계를 수

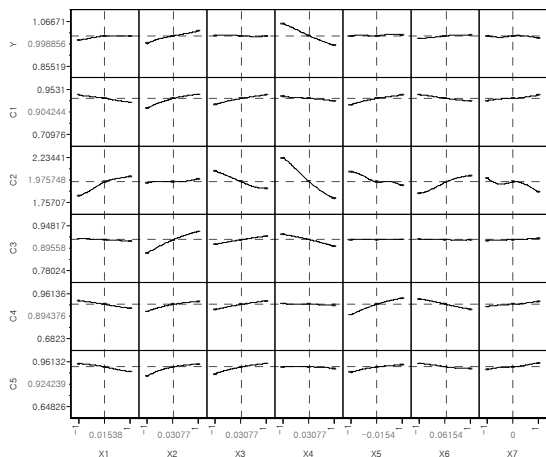


Fig. 3 Parametric study of design variables

Table 5 Result of 3 stage compressor MDO

Design variable	Initial	RSM Optimal	ANN Optimal
x1	17.3384	15.9407	18.7221
x2	-58.7472	-56.7472	-56.7472
x3	-30.3266	-28.4595	-29.3659
x4	0.04873	0.04403	0.04386
x5	-56.7134	-55.1820	-56.4686
x6	0.03821	0.03581	0.03439
x7	0.0000	-0.0004	-0.0008
Efficiency	0.9054	0.9534	0.9359
SF	1.9776	2.1028	2.3272
Objective Function	1.0000	1.0571	1.0909

행한 결과, 기존의 반응면을 적용한 결과보다 효율은 낮아졌으나, 안전계수는 크게 개선되어 목적함수가 반응면에 비하여 개선된 것을 확인할 수 있다.

기존의 반응면을 이용한 압축기 최적설계 결과에서는 효율이 크게 개선되었으나, 공력해석 결과 압축기의 2단과 3단에서 스톨(Stall)이 발생하였다. 이는 반응면의 근사모델이 압축기의 비선형성을 정확히 모사하지 못하는 한계를 나타낸 것이라고 볼 수 있다. 이에 반하여 본 연구에서 인공신경망 기법을 이용한 결과, 효율 증가는 반응면 기법보다 낮았으나, R²가 증가하여 실제 압축기를 더 잘 모사하였다. 그리고 공력해석 결과 스톨이 발생하지 않았는데, 이에 관한 정확한 분석을 위해서는 스톨을 최적설계의 목적함수 및 제약조건에 반영할 수 있도록 향후 추가 연구가 필요하다.

5. 결론

본 연구 결과, 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 1) 인공신경망 이론을 이용한 압축기 다분야 통합 최적설계 결과, 초기 기본형상과 반응면을 이용한 최적설계 결과에 비하여 목적함수가 개선되었다.
- 2) 인공신경망으로 근사모델을 구성한 결과, R²가 거의 1에 가깝게 개선되어 기존의 반응면보다 압축기의 비선형적 특성을 잘 반영하였다.
- 3) 근사모델에 의한 비선형성 모사와 스톨 발생 유무 사이의 상관관계에 관한 추가 연구를 통하여 보다 정확한 압축기 최적화 설계가 가능할 것이다.

이와 같은 결과를 바탕으로 향후 압축기 스톨 특성과 관련된 목적함수 및 제약조건에 설정에 관한 추가적인 연구와 근사모델에 의한 압축기 비선형성 모사와 스톨 발생 유무 간의 상관관계에 관한 연구를 수행하도록 한다. 이를 통하여 실제와 보다 유사한 압축기 최적설계를 위한 근사모델의 구성이 가능할 것이다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부의 BK21 사업(차세대 기계항공 시스템 창의설계 인력양성사업단)과 지식경제부 항공우주부 품기술개발사업의 ‘차세대 소형/고부하 압축기 다분야 통합 기술 개발’ 연구과제(한국항공우주연구원)의 지원을 바탕으로 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) J. Galindo, J. R. Serrano, H. Climent and A. Tiseira, 2008, “Experiments and modelling of surge in small centrifugal compressor for automotive engines,” *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 32, No. 3, pp. 818~826.
- (2) 강정식, 임병준, 차봉준, 양수석, 김승우, 2003, “UAV용 초소형 터보샤프트 엔진을 위한 압축기의 연구 개발,” *유체기계저널*, 제6권, 제4호, pp. 94~97.
- (3) 최재호, 2008, “서지 마진 증가를 고려한 원심 압축기 설계 최적화,” *유체기계저널* 제11권, 제2호, pp. 38~45.
- (4) U. Siller C. Voß and E. Nicke, 2009, “Automated Multi-disciplinary Optimization of a Transonic Axial Compressor,” 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, USA.
- (5) 안찬술, 김광용, 2003, “반응면 기법을 이용한 천음속 축류압축기의 삼차원 형상 최적설계,” *대한기계학회논문집*, B권, 제27권, 제2호, pp. 156~162.
- (6) 홍상원, 이세일, 강형민, 이동호, 강영석, 양수석, 2009, “다단 축류압축기의 다분야 통합 최적설계,” *유체기계저널*, 제12권, 제5호, pp. 72~78.
- (7) 홍상원, 강형민, 박경현, 이동호, 양수석, 강영석, 2009, “반응면 기법을 이용한 3단 축류 압축기 공력최적설계,” *한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집*, pp. 36~38.
- (8) 김연경, 김용균, 이동호, 이도형, 2002, “신경망 이론을 이용한 설계 공간 모사 연구,” *한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집*, pp. 297~300.
- (9) 강승은, 전상욱, 박경현, 전용희, 이동호, 2009, “신경망 학습알고리즘의 비교와 2차원 익형의 비정상 공력하중 예측기법에 관한 연구,” *한국항공우주학회지* 제27권, 제5호, pp. 425~432.