

다단 축류압축기의 다분야 통합 최적설계

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

1. 서론

압축기는 엔진의 핵심적인 주요 부품 중 하나로, 압축기의 설계는 압축기가 장착될 엔진의 특성에 따라 진행된다. 압축기의 설계는 성능 해석에 의한 엔진의 유량, 압축비, 효율 등의 설계 요구조건들을 만족할 수 있도록 해야 한다. 그리고 설계 점과 탈설계점을 포함하는 넓은 작동영역에 걸쳐 엔진의 안정적인 운용이 가능하도록 압축기의 설계변수 및 이에 따른 유로와 엔진 블레이드 익형들의 형상을 결정해야 한다. 특히 최근에는 보다 소형의 크기를 가지면서 성능은 이전보다 더 뛰어난 압축기에 대한 요구가 증가하고 있어, 압축기에 작용하는 부하도 크게 증가하여 압축기 설계가 점차 더욱 복잡 어려워지고 있다.

최적의 압축기 형상을 구현하기 위하여 그동안 다양한 형태의 압축기 최적설계에 관한 연구들이 수행되어 왔다.[1,2] 그러나 최적설계를 수행하는 과정에서 일반적으로 공기역학적으로 우수한 성능을 발휘하는 최적설계 형상과 구조적으로 안정적인 최적설계 형상은 서로 반대의 경향성을 가지는 경우가 많다. 그러므로 구조적으로 안정적이면서도 공기역학적으로 고성능을 구현하는 압축기를 설계하기 위해서는 이러한 반대되는 두 경향을 적절히 조화시킬 수 있는 최적 설계 기법이 필요하다. 이에 따라 최근 국외에는 압축기 설계 과정에서 각 분야 특성들의 조화를 추구하여 다양한 설계 요구 조건들을 동시에 만족시킬 수 있는 다분야 통합 최적설계(Multidisciplinary Design Optimization: 이하 MDO) 기법을 이용한 압축기 최적설계에 관한 연구들이 수행되고 있다.[3,4]

이와 같이 최신의 압축기 설계 기술이 필요한 상황에서 현재 국내 압축기 설계는 전체적인 시스템 통합 설계보다는 실험적 방법 또는 통계적 방법 등에 의한 공기역학적 최적설계[5,6,7] 또는 구조 최적설계[8] 등의 각 분야별로 최적설계가 수행되는 경우가 많았다. 그러므로 최신의 초소형, 고부하, 고

효율 압축기를 설계하는 과정에서 설계 결과의 신뢰성을 확보하면서 효율적으로 설계를 진행하기 위하여 압축기의 MDO 기법에 관한 연구가 필요하다.

본 연구는 지식경제부 항공우주부품기술개발사업의 하나인 한국항공우주연구원의 “차세대 소형/고부하 압축기 다분야 통합 기술 개발” 연구과제의 위탁연구로 “압축기용 다분야 통합 최적설계 프레임워크 연구”를 위한 최신의 초소형, 고효율, 고부하 압축기의 MDO 기법에 관한 연구를 수행한다. 이를 위하여 MOD 기법에 관한 기본적인 내용과 이를 압축기 최적설계에 적용하기 위한 과정에 관하여 살펴보고자 한다. 그리고 이와 같은 이론적 배경을 바탕으로 기존의 실험적-통계적 기법에 의하여 설계된 3단 축류 압축기의 형상을 기본 형상으로 하여 본 연구에서 수행된 MDO 기법을 적용하여 압축기의 최적설계를 수행한다. 그 결과, 본 연구에서 수행된 MDO 기법에 의한 최적설계 형상의 성능해석 결과가 기본 설계형상과 비교하여 공력성능의 향상과 구조 안정성의 증가를 동시에 만족하였는지에 대하여 살펴보고자 한다.

2. 다분야 통합 최적설계 기법

본 연구에서는 MDO 기법을 적용하여 3단 축류 압축기의 최적설계에 관한 연구를 수행한다. 이를 위해서 먼저 본 연구에서 압축기 최적설계에 적용한 MDO 기법에 관한 이론적인 내용에 관하여 알아보도록 한다. 그리고 이를 압축기 최적설계에 적용시키는 과정에 관하여 살펴보고, 그 결과 도출된 최적 압축기 형상의 공기역학적 성능 및 구조 안정성에 대하여 알아보도록 한다. 압축기의 다분야 통합 최적설계 과정을 순서대로 간략하게 도시하면 Fig. 1 과 같다.

* 서울대학교 기계항공공학부

** 서울대학교 기계항공공학부·항공우주신기술 연구소

*** 한국항공우주연구원 항공사업단 첨단추진기관팀

† 교신저자, Email : donghlee@snu.ac.kr

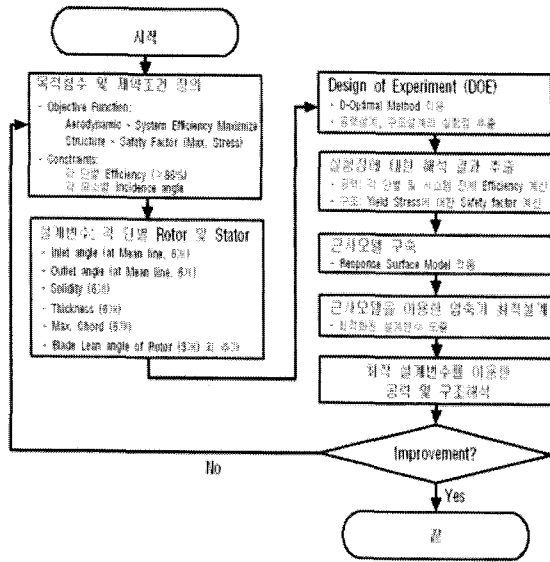


Fig. 1 Design Optimization의 Flow Chart

최적설계를 위해서는 주어진 설계요구조건에 따라 목적함수를 정하고, 목적함수를 최적화 할 수 있는 설계변수들을 선정하게 된다. 그런 다음, 설계변수들을 이용하여 목적함수를 최적화하기 위한 압축기 최적설계를 진행하는 과정은 크게 실험점을 추출하여 근사모델을 구성하는 과정과 이를 이용하여 최적설계 결과를 얻는 과정의 2단계로 구분할 수 있다. 이와 관련하여 보다 구체적인 내용들을 살펴보면 다음과 같다.

2.1 목적함수 정의

본 연구에서는 기존의 경험식 및 실험적 기법에 의하여 설계된 3단 축류 압축기의 기본 형상을 바탕으로 다분야 최적설계 기법을 이용하여 최적설계를 수행한다. 최적설계를 수행하는 가장 기본적인 방법은 설계 대상의 가장 중요한 성능 결과를 목적함수로 두고, 각 부분들의 형상 관련 값들을 설계변수로 설정하여 목적함수를 각 설계변수들의 함수로 표현할 수 있는 근사모델을 구성하여 최적설계를 수행하는 것이다.

압축기 최적설계의 목적함수는 압축기의 공력성능 향상과 구조 안정성 증가를 동시에 나타낼 수 있도록 정하도록 한다. 이를 위하여 공력 특성을 반영하는 압축기 전체 시스템의 효율 (η)과 압축기 전체에서 최대 응력이 작용하는 1단 로터 블레이드 끝단 응력의 안전계수(Safety factor, 이하 SF)를 목적함수로 설정한다.

로터 끝단에 작용하는 응력의 안전계수를 계산하기 위해서는 공력 해석 결과로 도출한 압축기 형상을 이용하여 로터의 회전에 의하여 블레이드 끝단에 작용하는 응력을 계산한다. 그

리고 이를 최대 항복응력(Yield stress)에 대하여 나누어 아래 식 (1)과 같이 계산한다.

$$SF = \frac{\sigma_Y}{\sigma} \quad (1)$$

기존의 공력 최적설계 기법에 대하여 이와 같은 구조 안정성 해석에 관한 요소를 목적함수로 적용하게 되면, 압축기 설계변수들이 공력 성능을 최대화 하면서 동시에 구조 안정성도 최대화 하는 방향으로 최적화가 진행되기 때문에 설계공간의 한 끝단으로 편향되는 문제점을 개선할 수 있을 것이다. 공력적인 요소와 구조적인 요소를 동시에 적용하는 목적함수는 다음 식 (2)과 같이 나타낼 수 있다.

$$f = f(\eta, SF) = a \frac{\eta}{\eta_0} + b \frac{SF}{SF_0} \quad (2)$$

식 (2)에서와 같이 목적함수에 적용하는 압축기 전체 효율 및 1단 로터의 SF는 기본 형상에 대한 비로 계산되므로 본 단계에서는 목적함수인 f 를 최대화하는 방향으로 최적설계를 수행하도록 한다.

2.2 설계 변수 정의

압축기 최적설계를 수행하기 위해서는 적용하고자 하는 설계변수들을 정의해야 한다.

3단 축류 압축기의 최적설계를 수행하기 위한 설계변수들은 Fig. 2와 같이 각 단의 로터(Rotor) 및 스테이터(Stator) Meanline에서의 Inlet/Outlet angle 각 6개, 각 요소(로터 및 스테이터) 6개의 Solidity, 최대 Thickness, 그리고 Chord 길이와 각 단 로터 블레이드의 Blade lean angle 3개 등 모두 33개로 구성하였다. 압축기의 설계변수들을 정의하면 아래 Table 1과 같다.

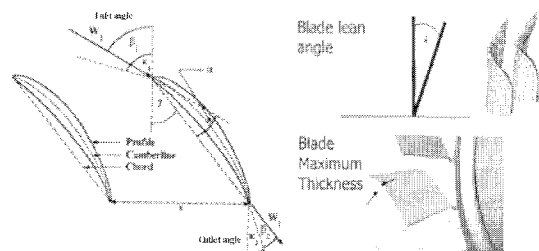


Fig. 2 압축기의 설계변수

Table 1 압축기 설계변수 정의

Variables	Comp.	Design Vari.	Lower Boundary (-1)	Baseline (0)	Upper Boundary (1)
Inlet Angle (Meanline)	1 st Rotor	X1	-63.1635	-58.1635	-53.1635
	1 st Stator	X2	24.1118	29.1118	34.1118
	2 nd Rotor	X3	-62.2998	-57.2998	-52.2998
	2 nd Rotor	X4	28.5899	33.5899	38.5899
	3 rd Rotor	X5	-61.8285	-56.8285	-51.8285
	3 rd Stator	X6	32.221	37.221	42.221
Outlet Angle (Meanline)	1 st Rotor	X7	-60.0224	-55.0224	-50.0224
	1 st Stator	X8	-4.538368	0.461632	5.461632
	2 nd Rotor	X9	-57.084	-52.084	-47.084
	2 nd Rotor	X10	-5.000565	-0.000565	4.999435
	3 rd Rotor	X11	-57.3404	-52.3404	-47.3404
	3 rd Stator	X12	-4.65067	0.34933	5.34933
Solidity	1 st Rotor	X13	0.7941393	0.8882377	0.9706147
	1 st Stator	X14	1.322892	1.46988	1.616868
	2 nd Rotor	X15	0.836991	0.92999	1.022989
	2 nd Rotor	X16	1.550304	1.72256	1.894816
	3 rd Rotor	X17	0.8325954	0.925106	1.0176166
	3 rd Stator	X18	1.538415	1.70935	1.880285
Thick-ness	1 st Rotor	X19	0.054	0.06	0.066
	1 st Stator	X20	0.054	0.06	0.066
	2 nd Rotor	X21	0.054	0.06	0.066
	2 nd Rotor	X22	0.054	0.06	0.066
	3 rd Rotor	X23	0.054	0.06	0.066
	3 rd Stator	X24	0.054	0.06	0.066
Chord	1 st Rotor	X25	0.05896944	0.0655216	0.07207376
	1 st Stator	X26	0.03859119	0.0428791	0.04716701
	2 nd Rotor	X27	0.04557771	0.0506419	0.05570609
	2 nd Rotor	X28	0.02944908	0.0327212	0.03599332
	3 rd Rotor	X29	0.03579345	0.0397705	0.04374755
	3 rd Stator	X30	0.02327031	0.0258559	0.02844149
Blade Lean Angle	1 st Rotor	X31	-5	0	5
	2 nd Rotor	X32	-5	0	5
	3 rd Stator	X33	-5	0	5

최적설계는 각각의 설계변수들이 존재할 수 있는 범위를 미리 설정하고, 주어진 범위 내에서 목적함수를 최대화 또는 최

소화하는 최적값을 찾는 과정이다. 이와 같이 설계변수가 존재할 수 있는 범위를 설계공간이라 하며, 최적설계 과정에서는 설계공간의 상한(Upper Boundary)과 하한(Lower Boundary)을 각각 1, -1이라 표현하고 기준 형상의 수치를 0이라 한다. 본 연구에서 설정한 각 설계변수들의 설계공간을 정리하여 나타내면 표 1과 같다. 각도 관련 변수는 ±5°, 일반 변수는 ±5%의 범위를 설정하였다.

최적설계의 목적함수를 계산하는 과정에서의 설계 제약조건은 3단 축류 압축기 각 단의 효율이 0.86 이상 되어야 한다는 것과 각 단의 압력비(Pressure Ratio)는 1.35 이상이 되어야 한다는 것, 그리고 압축기 1단 로터의 SF는 1.25 이상의 값을 가지면서 최대값을 가져야 한다는 것으로 설정하였다.

2.3 반응면 기법(Response Surface Method)

본 연구에서는 최적설계의 근사모델을 구성하기 위하여 최적설계에서 일반적으로 널리 사용되는 반응면 기법을 이용하였다[9]. 반응면 기법(이하 RSM)은 설계변수에 대한 2차 다항식으로 근사모델을 구성하여 주어진 설계공간 내에서 최적의 목적함수를 도출하는 설계변수들의 값을 찾는 방법이다. 본 연구에서는 압축기의 전체 시스템 효율과 1단 로터 끝단에서의 SF에 대한 설계변수들의 반응면 모델을 구성하여 이를 압축기 최적설계에 적용한다. 설계변수들에 의한 반응면 모델의 일반적인 지배방정식은 다음 식 (3)과 같다.

$$y = C_0 + \sum_{j=1}^k C_j X_j + \sum_{j=1}^k C_{jj} X_j^2 + \sum_{i \neq j} C_{ij} X_i X_j \quad (3)$$

식 (3)에서 y는 설계변수에 대한 2차 다항식으로 나타나는 근사모델로 반응면 기법에서의 반응(Response)이라 한다. 우변의 X_i , X_j 는 각각의 설계변수, C_0 , C_i , C_{ij} 는 미정계수들을 나타낸다. 이와 같이 반응면 기법은 설계변수들과 목적함수 간의 관계를 2차의 다항식으로 근사화 한다. 식 (3)에서와 같이 반응면 기법은 상수항부터 각 설계변수들의 1차항과 2차항 및 설계변수간의 연성까지 고려하여 근사모델을 구성한다.

2.4 설계변수의 민감도 해석

본 연구에서 처음에 고려하는 압축기 설계변수들은 33개이다. 이를 모두 이용하여 최적설계를 수행하면 각 변수들의 목적함수에 미치는 영향을 분석해 근사모델을 구성하기 위해 아주 많은 데이터가 필요하다. 그러므로 전체 설계변수들 중 목

적합수에 영향을 크게 주는 주요 설계변수들을 선정하는 작업이 필요하며, 이를 설계변수의 민감도 해석(Sensitivity Analysis)이라고 한다. 본 연구에서 압축기 최적설계의 목적함수는 압축기 전체 시스템의 효율과 1단 로터 끝단의 SF이므로 각 설계변수들의 변화에 따라 그 값들이 어떤 경향성을 가지고 변하는지 확인해 설계변수의 민감도 해석을 수행하여 주요 설계변수들을 선정하도록 한다.

2.5 실험 계획법(Design of Experiment)

반응면 기법을 이용하여 근사모델을 구성하기 위해서는 주어진 설계공간을 최대한 실제와 비슷하게 잘 모사할 수 있도록 설계공간에 대한 데이터가 필요하다. 설계공간의 데이터를 구하기 위해서는 설계공간에 대하여 최적의 분포를 가지도록 설계변수에 의한 목적함수의 결과를 계산하여야 한다. 이러한 과정은 실제 실험을 통하여 데이터를 수집하여 근사식을 계산하는 과정과 비슷하기 때문에 최적설계에서는 실험점 추출이라는 표현을 사용하며, 실험점을 추출하는 기법은 실험 계획법(이하 DOE)이라고 한다.

반응면 모델의 정확도를 높이기 위해서는 가장 간단한 방법으로 주어진 설계변수들의 설계공간에 대하여 최대한 많은 실험점을 추출하여 실제 설계공간을 최대한 잘 모사하면 된다. 많은 실험점을 추출하여 비교적 실제 설계공간과 비슷한 결과를 구할 수 있는 DOE 기법으로는 Full Factorial 기법이 있다. 그러나 Full Factorial 기법은 설계변수의 개수가 증가하면 근사모델을 구성하기 위하여 필요한 실험점의 수가 기하급수적으로 증가하게 된다. 그러므로 본 연구에서는 적은 수의 실험점을 이용하여 효율적으로 반응면을 구성할 수 있는 D-Optimal 기법을 적용한다.[7]

D-Optimal 기법을 적용하면 앞에서 선정한 공력 최적설계를 위한 6개의 설계변수들에 대하여 총 32개의 실험점만 추출하면 된다. 이는 기본적인 실험 계획법인 2k Full Factorial 기법의 $2^6=64$ 개, 3k Full Factorial 기법의 $3^6=729$ 개에 비하여 매우 효율적이다.

3. 압축기 최적설계

3.1 민감도 해석 결과

설계변수들의 민감도 해석은 Plackett-Burman 기법을 적용하여 수행하였다. 공력 최적설계의 경우 설계변수 변화에 따른 압축기 전체 효율의 경향을 분석하였다. 구조 설계변수들에

대해서는 압축기 1단의 설계변수 6개를 이용하여 SF에 대한 민감도 해석을 수행한다. 이러한 과정을 통하여 공력 및 구조 설계변수 민감도 해석을 수행한 결과는 다음 Fig. 3, 4와 같다.

이상에서 살펴볼 수 있는 바와 같이 공력 최적설계의 주요 설계변수로는 압축기 전체 효율에 5% 이상의 영향을 주는 2단 로터의 Solidity, 1, 2단 로터의 Thickness, 2단 로터의 Chord, 그리고 2, 3단 로터의 Blade lean angle와 같이 총 6개가 선정되었다. 이와 같은 공력 최적설계를 위한 6개의 설계변수들을 Z1~Z6으로 정의하였다. 구조 최적설계의 경우 1단 로터 설계변수들 중 SF에 10% 이상 영향을 미치는 Inlet /Outlet angle, Thickness, Chord, 그리고 Blade lean angle의 5개가 선정되었으며, 각각 Z1~Z5로 정의하였다.

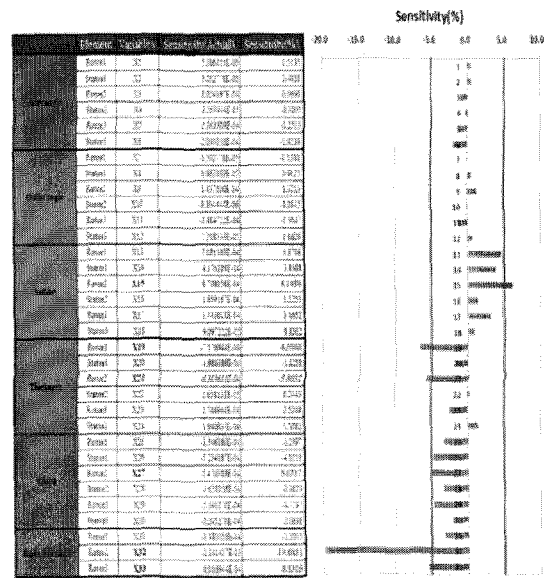


Fig. 3 공력 설계변수의 민감도 해석 결과

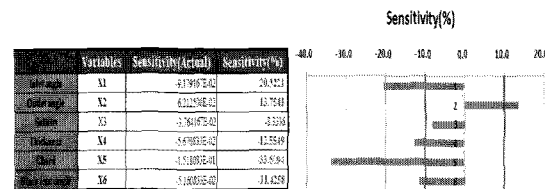


Fig. 4 구조 설계변수의 민감도 해석 결과

Table 2 공력 DOE 결과

	Z1	Z2	Z3	Z4	Z5	Z6	η
1	1	1	1	1	1	-1	0.899066
2	1	1	-1	-1	-1	-1	0.903443
3	-1	-1	-1	1	-1	1	0.900471
4	-1	1	-1	-1	-1	1	0.901158
5	-1	-1	1	-1	1	-1	0.898956
6	0	-1	0	0	1	1	0.897975
7	1	-1	-1	0	1	-1	0.900227
8	-1	1	1	1	1	1	0.89517
9	0	1	-1	1	1	1	0.896493
10	-1	1	-1	-1	1	-1	0.898393
11	1	-1	1	1	1	1	0.897905
12	1	-1	-1	-1	0	1	0.90021
13	1	1	-1	-1	1	1	0.89753
14	1	0	1	-1	1	-1	0.899409
15	1	1	0	1	0	1	0.89858
16	-1	0	0	1	1	-1	0.897694
17	1	1	1	-1	-1	1	0.901508
18	-1	1	1	-1	-1	-1	0.902242
19	0	-1	1	1	0	-1	0.90024
20	-1	1	-1	1	-1	-1	0.901043
21	1	-1	1	0	-1	-1	0.903283
22	-1	-1	-1	-1	1	1	0.897626
23	-1	-1	-1	1	1	0	0.89723
24	0	1	1	-1	1	0	0.897226
25	-1	-1	1	-1	-1	1	0.901694
26	-1	1	1	1	-1	0	0.899502
27	-1	-1	-1	-1	-1	-1	0.903636
28	1	-1	0	-1	-1	0	0.903117
29	1	0	-1	0	-1	1	0.901944
30	1	-1	-1	1	-1	-1	0.903457
31	0	0	1	1	-1	1	0.900336
32	-1	0	-1	0	0	0	0.898571

Table 3 구조 DOE 결과

	Z1	Z2	Z3	Z4	Z5	SF
1	1	1	1	1	1	2.5301
2	-1	1	1	1	-1	2.4746
3	0	0	-1	0	0	2.6225
4	-1	0	1	-1	-1	2.3684
5	-1	1	1	-1	1	2.3974
6	0	-1	1	-1	-1	2.3684
7	-1	1	-1	-1	-1	2.5791
8	1	1	-1	1	-1	2.7030
9	1	0	0	-1	0	2.5194
10	-1	-1	1	-1	0	2.3721
11	1	1	-1	-1	1	2.5988
12	-1	1	-1	1	1	2.6620
13	1	-1	1	1	-1	2.4631
14	1	1	1	-1	-1	2.4209
15	1	-1	-1	-1	-1	2.6006
16	1	-1	-1	1	1	2.6637
17	-1	-1	1	1	1	2.4767
18	-1	-1	0	0	-1	2.5251
19	1	-1	1	-1	1	2.3889
20	0	0	0	0	1	2.5255
21	0	1	0	-1	0	2.4827
22	-1	-1	-1	1	-1	2.6747
23	1	1	1	0	0	2.4996
24	-1	-1	-1	-1	1	2.5434

3.2 실험 계획법 결과

D-Optimal 기법을 적용하여 공력 DOE를 수행한 결과는 Table 2와 같다. 공력 DOE의 경우 32개의 실험점에 대하여 DOE를 수행하였으며, 설계변수 Z1~Z6은 민감도 해석에서 선정된 설계변수들이다. D-Optimal 기법은 n개의 설계변수에 대하여 (n+1)(n+2)/2개보다 많은 실험점을 추출해야 한다. 공력 DOE에서는 6개의 설계변수에 대하여 28개 이상의 실험점이 필요하며, 32개의 실험점을 선정하였다. 이와 마찬가지로 구조 DOE에서는 설계변수가 Z1~Z5까지 5개이므로 21개 이상의 실험점이 필요하다. 따라서 본 연구에서는 24개의 실험점을 추출하였으며, 그 결과는 Table 3과 같다.

3.3 압축기 다분야 최적설계 결과

앞 절에서 구한 공력 및 구조 DOE 결과를 이용하여 압축기

Table 4 공력 최적설계 결과

Aerodynamic Design Variables				
	Variable	Element	Initial	Optimal
Z1	solidity	Rotor2	0.9299	1.022989
Z2	Thickness	Rotor1	0.06	0.054
Z3		Rotor2	0.06	0.054
Z4	Chord	Rotor2	0.0506419	0.0455777
Z5	Blade lean angle	Rotor2	0	-5
Z6		Rotor3	0	-5
Efficiency			0.89959	0.90437

Table 5 구조 최적설계 결과

Structural Design Variables				
	Variable	Element	Initial	Optimal
Z1	Inlet angle	Rotor1	-58.1635	-55.5535
Z2	Outlet angle		-55.0224	-52.8424
Z3	Thickness		0.06	0.054
Z4	Chord		0.0655216	0.0720738
Z5	Blade lean angle		0	-0.23
Safety Factor			2.5519	2.6891

최적설계를 위한 근사모델을 구성하도록 한다. 근사모델은 설계변수들과 목적함수 사이의 관계를 다항식으로 근사화한 것으로 본 연구에서는 RSM 기법을 적용하였다. 목적함수는 식 (2)에서와 같이 압축기 전체 효율과 1단 로터 끝단에서의 SF의 조합으로 구성되었으며, 각 부분 목적함수의 변화율을 고려하므로 각 계수 a, b는 각각 0.5로 하여 각각의 변화율을 동일하게 반영하도록 하였다.

DOE 결과를 이용하여 RSM으로 근사모델을 구성하는 과정은 국내에서 개발된 최적설계 상용 프로그램인 PIAO(Process Integration, Automation, and Optimization)를 이용하여 수행하였다.

Table 4에서 살펴볼 수 있는 바와 같이 압축기 공력 성능을 최적화하는 설계변수들은 초기 형상에 비하여 변화된 값들을 보였으며, 그 값들을 이용하여 압축기 전체 시스템의 효율을 계산한 결과, 0.89959에서 0.90437로 증가한 것을 확인할 수 있었다.

Table 5에서는 구조 최적설계 수행하여 도출된 1단 로터에서의 설계변수들의 최적값을 이용하여 SF를 계산한 결과, 기존의 2.5519에서 2.6891로 개선된 것을 확인하였다. 이와 같이 본 연구에서 수행한 3단 압축기 MDO 결과, 공력 성능과 구조 안정성이 동시에 개선되는 결과를 얻을 수 있었다.

4. 결론

본 연구에서는 공력 최적설계와 구조 최적설계를 아우르는 3단 축류 압축기의 다분야 통합 최적설계를 수행하였다. 이를 위하여 설계변수들의 민감도 해석을 수행하여 주요 설계변수들을 선정하고, 이를 이용하여 DOE를 수행하고, RSM에 적용하여 설계변수들과 압축기 전체 시스템 효율 및 1단 로터 끝단에서의 안전계수와의 관계식을 2차 다항식으로 근사모델을 도출하였다. 이 근사모델을 이용하여 효율과 SF를 동시에 최대화 하는 최적의 설계변수들을 도출하였다. 그 결과, 최적설계된 압축기는 효율과 SF가 기본 형상보다 각각 0.53%, 5.38% 정도 개선되었다. 그러므로 본 연구에서 연구한 압축기 MDO 기법을 이용한 결과, 공력 성능과 구조 안정성이 동시에 개선되었다고 결론 내릴 수 있다. 또한 이와 정도의 성능 개선은 반응면 기법을 적용하여 축류 압축기의 공력 최적설계를 수행했던 기존 연구 결과와 유사한 경향을 보인다.[7]

향후 이번 연구의 결과를 바탕으로 소음, 동적 안정성 등의 여러 부분들을 추가한 MDO 기법에 관한 연구를 수행하여 최종적으로 국내 고유의 압축기 MDO 기법을 완성하기 위한 연구를 지속할 예정이다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부의 BK21 사업(차세대 기계항공시스템 창의설계 인력양성사업단)과 지식경제부 항공우주부품기술개발사업의 '차세대 소형/고부하 압축기 다분야 통합 기술 개발' 연구과제(한국항공우주연구원)의 지원을 바탕으로 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) J. Chung and K.D. Lee, 2002, "Shape Optimization of Transonic Compressor Blade Using Quasi-Three-Dimensional Flow Physics," AIAA Journal Vol. 40 No. 2, pp. 389~391.
- (2) Sang-Yun Lee and Kwang-Yong Kim, 2000, "Design Optimization of Axial Flow Compressor Blades with Three-Dimensional Navier-Stokes Solver," KSME International Journal, Vol. 14 No. 9, pp. 1005~1012.
- (3) Akin Keskin and Dieter Bestle, 2006, "Application of multi-objective optimization to axial compressor preliminary design," Aerospace Science & Technology 10, pp. 581~589.
- (4) Ling Chen, Fengrui Snu and Chih Wu, 2005, "Optimum design of a subsonic axial-flow compressor stage," Applied

Energy 80, pp. 187~195.

- (5) 최민석, 윤성호, 백제현, 2001, “평균유속법과 Vortex 방법을 사용한 축류압축기 설계,” 대한기계학회 춘계학술대회, 제1권 제5호, pp. 795~800.
- (6) 김진한, 최창호, 김춘택, 양수석, 이대성, 2001, “헬리콥터용 2단 축류압축기의 재설계에 관한 연구,” 유체기계저널 제4권 제1호, pp. 7~13.
- (7) 안찬술, 김광용, 2003, “반응면 기법을 이용한 천음속 축류압축기의 삼차원 형상 최적설계,” 대한기계학회논문집 B권 제27권 제2호, pp. 155~162.
- (8) 최유진, 송준영, 김승조, 강신형, 1999, “원심 압축기 임펠러의 최적 구조 설계,” 유체기계저널 제2권 제4호, pp. 31~39.
- (9) 전상욱, 김용균, 전용희, 이동호, 2003, “반응면 기법을 적용한 협동최적화 기법에 관한 연구,” 한국항공우주학회 추계학술대회, pp. 494~497.