

MDO 최적화 설계기법을 이용해 설계된 1단 축류형 압축기의 성능평가

강영석* · 박태춘* · 양수석* · 이세일** · 이동호**

Performance Assessment of MDO Optimized 1-Stage Axial Compressor

Young Seok Kang* · Tae Choon Park* · Soo Seok Yang* · Sae-Il Lee** · Dong-Ho Lee**

ABSTRACT

MDO Optimization for a low pressure axial compressor rotor has been carried out to improve aerodynamic performance and structural stability. Global optimized solution was obtained from an artificial neural network model with genetic algorithm. Optimized rotor model has a high blade loading near hub and near zero incidence flow angle near tip region to reduce the incidence loss and flow separation at trailing edge region. Also the rotor shape is converged to a trapezoid shape to reduce the maximum stress occurred at the root of the blade. Numerical simulation results show that rotor has 87.6% rotor efficiency and safety factor over than 3.

초 록

소형 가스터빈 엔진에 장착 가능한 저압단 축류 압축기의 공력성능 및 구조적 안정성을 동시에 고려한 최적화 설계를 수행하였다. 근사모델을 구축하여 유전알고리즘을 이용하여 전역 최적화 해를 도출하였다. 최적 설계된 압축기의 동익단은 Hub쪽에서 날개의 부하가 커지되, Tip쪽에서 입사각이 0에 가깝게 설계되었다. 한편 동익의 형상은 허브쪽에서 사다리꼴 모양으로 수렴이 되어 구조적 안정성을 확보하도록 설계가 되었다. 최종적인 수치해석 결과 작동점에서 동익단의 효율은 87.6%이며 구조적 안정성을 나타내는 안전계수는 3이상을 확보하였다.

Key Words: Axial Compressor(축류 압축기), Design Optimization(최적 설계), Design Variable(설계 변수), Sensitivity Analysis(민감도 분석), Aerodynamic efficiency(공력 효율)

1. 서 론

최근 국내에서는 대형 산업용 및 가스터빈 엔진용 축류형 압축기의 개발에 대한 필요성이 매우 높아지고 있다. 축류압축기는 일반적으로 원심형 압축기와는 달리 수송유량은 높지만, 단별 압력비가 떨어지는 특징이 있어 보통 다단으로

* 한국항공우주연구원 추진기관팀
** 서울대학교 항공우주공학과
† 교신저자, E-mail: electra@kari.re.kr

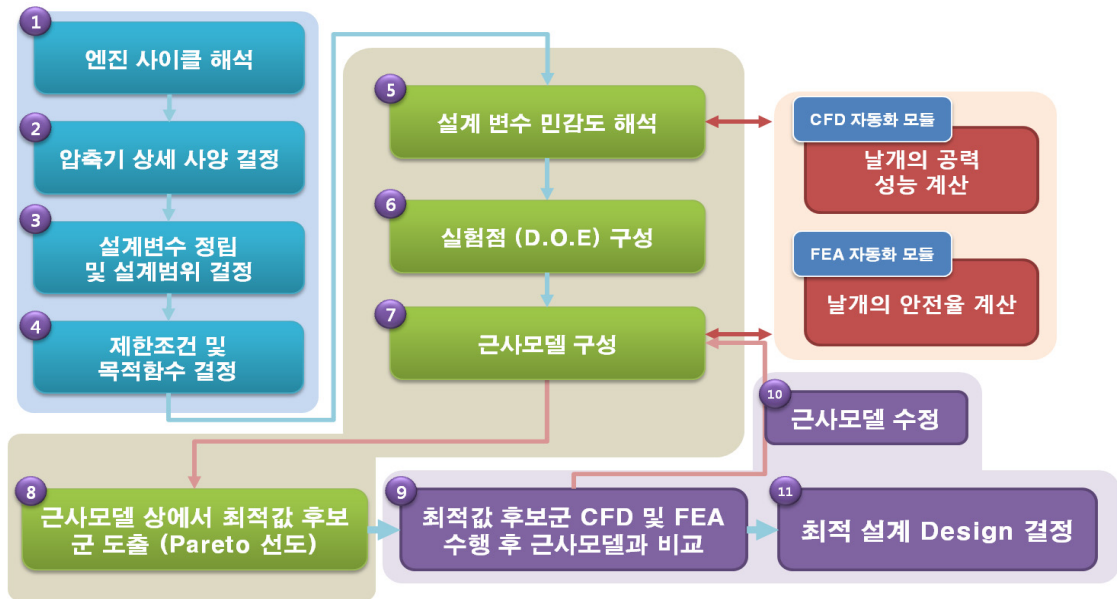


Fig. 1 Axial Compressor MDO Design Framework

구성을 하여 원하는 압력비를 확보하게 된다. 특히 단별 효율이 원심형 압축기에 비해 높아 고효율 압축기로서의 성능을 발휘한다. 축류압축기의 설계 변수는 설계 방법에 따라 수십개에서 많게는 수백개까지 있어 적절한 설계변수의 조합을 찾아내기는 매우 힘들다. 일반적으로 압축기 혹은 엔진 제작사의 실험 데이터베이스를 바탕으로 압축기 설계변수를 조절하기도 하며, 최근에는 최적설계기법을 이용하여 설계 데이터베이스 없이 설계변수의 조합을 찾아내기도 한다. 본 연구에서도 압축기의 설계 공간 내에서 공력, 구조적 관점에서 성능이 높은 압축기를 찾아내는 기법을 소개하고, 공력해석 및 구조 해석을 통해 공력 성능 및 구조적 안정성 등을 도출해 내었다.

2. 최적화 설계 기법

본 연구에서는 저압축류압축기의 공력 최적설계를 수행하기 위해 그림 1과 같은 MDO 최적화 설계 Framework를 구성하였다. 민감도 해석 및 실험점에서의 공력 성능 및 구조적 안정성을 해석하기 위해 CFD 및 FEA 3차원 해석을 이용하였다. 근사모델은 인공신경망 이론을 바탕으로 구성하였

으며, Pareto 선도에서 최적값 후보군을 도출하여 최적설계 동의 형상을 도출해내고, 도출된 동의 형상에 대해 CFD 및 FEA 해석을 수행하여 근사모델값과 비교한 후 Error 범위 안에 들지 않으면 근사모델을 수정하여 최적화 작업을 계속하여 반복한다. 최종적으로 CFD 및 FEA 과 근사모델의 차이가 Error 범위 안에 들게 되면 최적 설계 형상을 결정하는 순서로 최적화 작업을 마무리한다.

2.1 목적함수 및 설계변수 정의

본 연구에서는 설계유량 15 Kg/s, 압력비 1.6을 가지고 회전수 22,000 RPM으로 회전하는 1단 축류압축기의 설계를 수행하였다. 목적함수로는 공력 효율 및 구조 안전계수의 합으로 선정하였고, 가중치는 공력 효율 80%, 구조 안전계수 20%로 설정하였다. 설계 변수로는 로터 블레이드의 Hub부터 Shroud 까지를 등 간격으로 다섯 부분으로 나눈 후 그 단면의 airfoil의 chord, Exit Angle, Front Camber Angle, Inlet Angle 등 각 단마다 12개씩 총 60개의 변수를 선정하였다. 압축기 설계를 위하여 60가지의 설계변수 모두를 고려하면 직접적인 최적설계는 거의 불가능하고 근사모델 구성 시에도 많은 데이터가

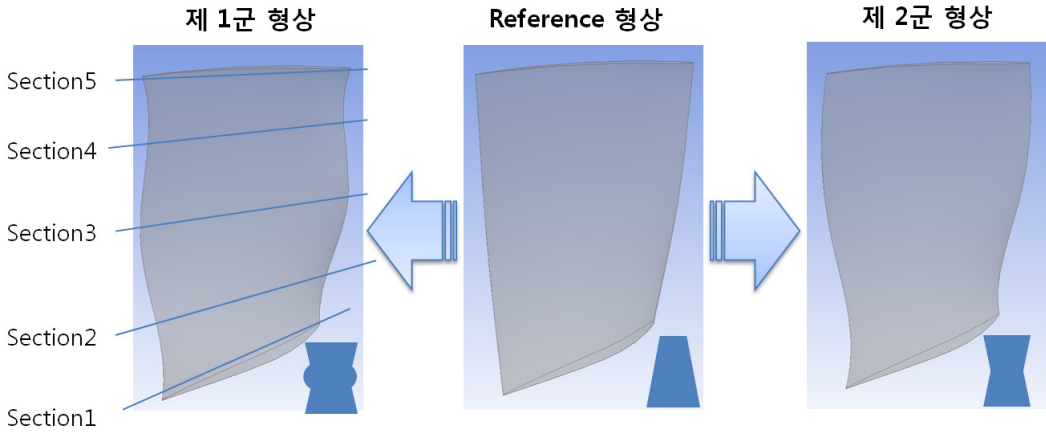


Fig. 2 Compressor Shape Topology According to the Blade Shapes

필요하다. 그렇기 때문에 전체 설계변수 중 목적 함수에 영향을 크게 미치는 주요 설계변수의 선정이 필수적이며 이를 설계변수 민감도 해석 (Sensitivity Analysis)라 한다. 민감도 해석을 통해 본 압축기에서는 목적함수에 영향이 큰 아래와 같은 12개의 변수를 최종 설계 변수로 선정하였다.

Table 1 Design Variables for Compressor Optimization

단면	변 수
Section1	Chord
Section2	Chord
	Inlet Angle
Section3	Chord
	Exit Angle
Section4	Chord
	Inlet Angle
	Outlet Angle
Section5	Chord
	Inlet Angle
	Outlet Angle

선정된 12가지의 변수를 이용하여 D-Optimal method를 적용한 실험점 기법(Design Of Experiment, DOE)을 통하여 실험점을 추출한 결과 129개의 실험점이 추출되었고, 이 실험점 해석 결과를 이용하여 인공 신경망(Artificial Neural Network, ANN) 모델을 구축하였다.

3. 최적설계안 형상도출

근사모델로부터 최적설계값을 도출하기 위해 Genetic Algorithm을 이용하여, Local Optimization에 빠지지 않도록 하였다. Pareto Front 선도를 이용하여 최적설계값을 도출할 수 있도록 하였으며, 기본적으로 Pareto 선도 상에서 동역단 형상은 그림 2와 같이 두 개의 Topology로 나눌 수 있었다. 전체적으로 1번 Chord가 길고 2번 Chord가 짧아져서 구조적으로 안정하게 한다. 또한 3번 및 5번 Chord가 길어져 급격한 날개부하의 변화를 줄이도록 한다. 4번 Chord의 길이에 따라 1군 및 2군으로 나눌 수 있는데, 전체적으로

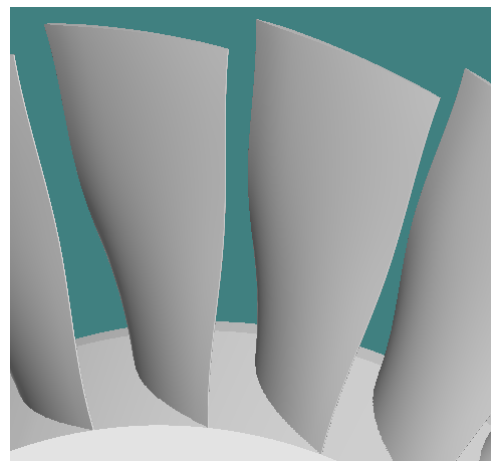


Fig. 3 Optimized Rotor Shape

1군과 2군이 끌고루 분포하고 있으며, 4번 Chord의 길이가 공력적으로는 가장 민감하지 않은 변수로 해석 결과 밝혀졌다. 1군과 2군으로 구성된 Pareto 선도에서 그림 3을 최종적인 최적해로 선정하였으며, 해당 동익은 1군에 속하는 형상이다.

4. 수치해석 결과

본 압축기에 대해 공력성능 및 구조적 안정성을 도출하기 위해 수치해석을 수행하였다. 수치해석 결과 해당 동익단은 설계 압력비에서 약 87.7%의 효율을 나타내는 것을 보였고, 최고 효율은 약 87.9%의 효율을 나타내었다. 작동유량은 설계 시 $\pm 3\%$ 내에서 바뀔 수 있도록 제한조건을 주었으며, 최적형상에 대해 작동유량은 15.4 kg/s로 제한조건 이내에 들어온 것을 확인하였다. 수치해석 상으로는 Stall 마진이 약 13.7%의 Stall 마진을 확인하였으며, 실제 시험 시에는 이보다 더 높은 Stall 마진을 확보할 수 있을 것으로 기대하고 있다.

특히 최적설계안에서는 그림 4-그림 6과 같이 Hub 쪽에서는 날개부하가 전단에 집중될 수 있도록 양의 입사각을 가지나, 50% 이상의 Span에서부터 입사각의 크기가 급격하게 줄어들어 Tip에서는 입사각이 거의 0에 가까운 것을 그림 4의 날개 부하 분포로부터 확인할 수 있었다. 즉 아음속 영역에서는 양의 입사각을 가지게 하며 천음속 영역에서는 거의 0에 가까운 입사각을 가지게 하여 효율을 극대화 시킨 것을 확인할 수 있었다.

그림 7은 해당 압축기에 대해 구조해석을 수행한 결과이다. 구조해석 시 Hub에 Fixed 조건을 주고, Load로는 각속도를 주어 계산을 하였다. 안전율을 살펴보기 위해 Von-mises Equivalent Stress를 살펴보도록 하였다. 일반적으로 최고 응력은 압축기 선단의 Root에서 발생하는데 반해, 본 최적형상을 가진 압축기의 경우 해당 위치에서의 응력이 그다지 높지 않은 것을 알 수 있으며, 최고 응력이 267 Mpa 정도이다. 추후 해당 압축기를 가공하여 성능시험을 수행할 예정인데, 가공소재가 Ti6Al4V이며 항복응력이 약 850Mpa 정도인 것을 감안하면, 안전율은 약 3.18 정도이다.

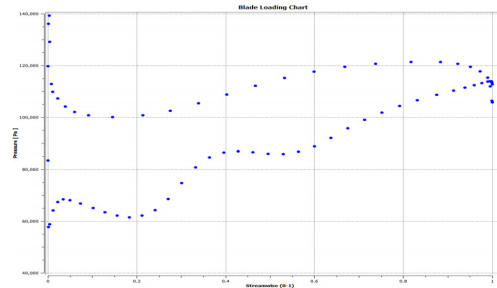


Fig. 4 10% Span에서의 날개 부하

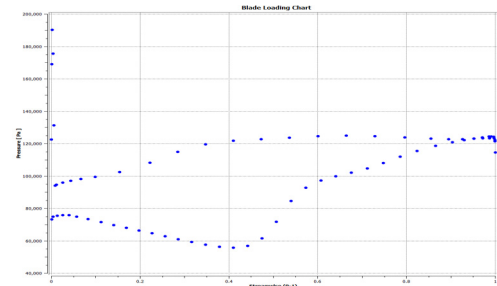


Fig. 5 50% Span에서의 날개 부하

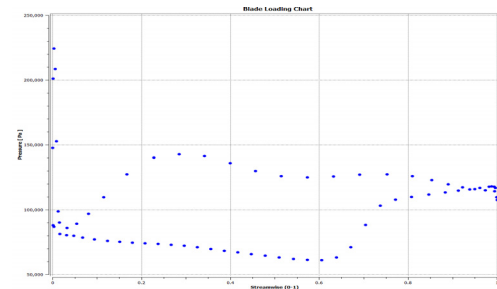


Fig. 6 90% Span에서의 날개 부하

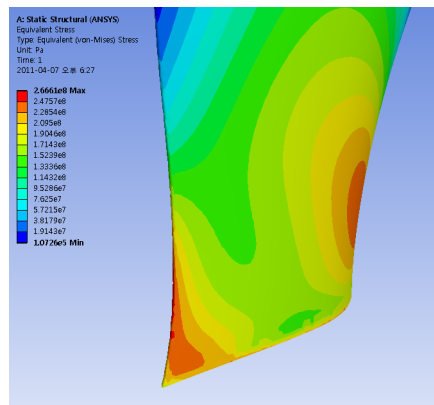


Fig. 7 구조 해석 결과 응력분포