

1단 천음속 축류압축기의 최적 설계 및 공력 성능 시험 평가

박태춘^{*†} · 강영석^{*} · 황오식^{*} · 송지한^{**} · 임병준^{***}

Design Optimization of a Single-Stage Transonic Axial Compressor and Test Evaluation of Its Aerodynamic Performance

Tae Choon Park^{*†}, Young-Seok Kang^{*}, Oh-Sik Hwang^{*}, Ji-Han Song^{**}, Byeung Jun Lim^{***}

Key Words : Axial Compressor(축류압축기), Transonic(천음속), MDO(다분야 통합 최적 설계), Aerodynamic Performance(공력 성능), Test Evaluation(시험 평가)

ABSTRACT

The aerodynamic performance of a single-stage transonic axial compressor was experimentally evaluated by measuring pressure and temperature distribution at the inlet and outlet of the compressor. The compressor was developed by Korea Aerospace Research Institute through multidisciplinary design optimization (MDO) method, especially integrating aerodynamic performance and structural stability. The test results show that the pressure ratio is 1.65 and the efficiency is 85.8% at design point, where the corrected speed is 22,000 rpm and the corrected mass flow rate is 15.4 kg/s, and it has a good agreement with the design target and computational results. The distribution of pressure ratio is very steep at design speed, compared with the trend of other subsonic compressors. Also the static pressure distribution on the stator casing shows that the blade loading is gradually increasing through the stage as designed.

1. 서 론

축류압축기는 흔히 항공 추진용 가스터빈 엔진이나 전력 발전을 위한 가스터빈 엔진의 주요 구성품으로 사용되며, 최근에는 천연가스의 장거리 이송을 위해 유용한 수단으로 인식되고 있다.

특히 항공 추진 분야에서는 소형 UAV 또는 PAV용 가스터빈 엔진의 국내 독자 개발을 위해 핵심 구성품에 대한 선행 기술 개발을 진행하고 있으며, 한국항공우주연구원(이하 항우연)의 3단 고압 압축기(COMP1-3A)와 1단 저압 압축기(COMP2-1A) 개발⁽¹⁾은 그 일환으로 수행되었다. 고압 압축기의 경우 공력 설계와 구조 설계 간의 반복(iteration)을 통해 목표 성능을 만족시키도록 하는 종래의(conventional) 설계 기술을 사용하였고, 저압 압축기의 경우 압축기 설계에 적합한 다분야 통합 최적 설계(multidisciplinary design

optimization, MDO) 프레임워크⁽²⁾를 개발하여 적용하였다.

5,000 lbf 급 이하의 소형 가스터빈 엔진에는 압축기 또한 소형화되어야 하는데, 소형 사이즈에서 해당 추력을 생성하기 위해서는 회전속도를 증가시켜야만 하고, 블레이드 팁에서 음속을 넘나드는 천음속 상태에 이르게 되어 팁누설 유동(tip leakage flow) 외에 충격파(shock wave) 등 설계시 고려 대상이 늘어나게 된다. 최근의 최적 설계 프레임워크는 자동화 알고리즘이 포함되어 있어 설계 루틴의 상당 부분을 자동으로 진행할 수 있어 천음속 압축기 설계의 어려움을 조금이나마 해소시켜주고 있다.

이렇게 설계된 압축기는 시험 평가를 통해 그 성능을 검증받아야 하는데, 설계점 및 탈설계점(off-design) 상태에서 압축기의 회전수에 따른 압력비와 효율을 예측하고, 스톨·서지 발생을 회피할 수 있는 압축기 운전 영역을 결정하는 등의 성능시험을 수행한다.

항우연에는 90년대 초 1.2 MW 급 산업용 소형 가스터빈을 개발⁽³⁾하면서 국내 최대 규모의 압축기 시험 설비를 구축하였고, 성능시험을 수행하기 위해 당시 압축기 성능시험의 대표 규정인 ASME PTC 10⁽⁴⁾과 JIS B 8340⁽⁵⁾에 대하여 고찰

* 한국항공우주연구원 항공추진기관팀

** 과학기술연합대학원대학교(UST) 항공기시스템공학

*** 한국항공우주연구원 터보소프트엔진팀

† 교신저자, E-mail : origel@kari.re.kr

하였다. 이후 국제표준화기구에서 ISO 5389⁽⁶⁾를 규정하였지만, 압축기 공력 성능 시험에는 전통적으로 ASME 규정이 통용되므로 본 연구에서도 PTC 10에 따라 성능시험을 수행하였고 그 결과를 분석하였다.

2. MDO 설계

국내에서는 2000년 이후로 자동차/조선 분야, 전자/정보통신 분야 등에서 다분야 통합 최적 설계(MDO) 기술을 적용한 바 있는데, 항공 분야에서는 비행기 동체(fuselage)나 날개(wing) 등의 설계에 편중되었으며 추진용 터보팬 엔진과 그 구성품에 대한 MDO 기술 개발은 전무한 상태이었다. 향후 국내의 가스터빈 엔진 개발 수요에 부응하며 그 구성품인 축류압축기의 최적 설계에 대한 요구가 증가할 것으로 예상되어 선행 핵심기술로 압축기의 MDO 설계 기술을 확보하고자 하였다.

압축기 설계는 압축기가 장착될 가스터빈 엔진의 성능 해석에 따른 유량, 압축비, 효율 등의 설계 요구조건을 만족하면서, 동시에 운전 영역에서 안정적인 엔진 운용이 가능하도록 압축기 유로와 블레이드의 형상을 결정하는 과정이다. 이때, 공력적으로 우수한 설계 형상과 구조적으로 안정적인 설계 형상은 서로 반대의 경향성을 가지므로, 고효율 압축기를 설계하기 위해서는 이율배반적인 두 경향을 적절히 조절하여 구조 안정성을 보장하되 최적의 공력 성능을 가지도록 설계 형상을 도출해야 한다. 이를 위해 각 분야의 특성을 고려하면서 다양한 설계 요구 조건을 만족시킬 수 있는, 공력-구조 등을 연계한 MDO 기법을 적용하는 것이 필요하다.

Fig. 1은 압축기 개발을 위한 MDO 프레임워크의 전체적인 흐름도를 나타낸 것이다. 압축기 MDO 설계는 압축기 사양을 결정하고 개략적인 압축기 설계 변수 정립 및 설계 범위를 결정하면서 시작된다. 설계 범위가 결정되면 목적 함수 및 설계 변수 등에 대한 제한 조건을 결정하는데, 압축기의 경우 설계 변수가 매우 많기 때문에 민감도 해석(sensitivity analysis)을 통해 설계 변수를 1차로 필터링한다. 이러한 과정을 통해 공력 성능이나 구조 안전계수 등에 민감한 설계 변수를 선정하고, 이로부터 실험점(design of experiments, DOE)을 구성한다⁽⁷⁾. 각 실험점에 대하여 Concepts NREC사의 3D 공력설계 툴인 AxCent에서 압축기의 날개 형상을 변화시키고 Ansys사의 CFX 및 Mechanical 자동화 모듈을 이용하여 설계 변수의 변화에 따른 공력 성능 및 구조 안정성을 도출한다. 이렇게 계산된 공력 성능, 안전계수를 바탕으로 근사모델(approximation model)을 구성하고⁽⁸⁾, 근사모델 내에서 공력 성능 및 구조 안정성이 높은 집합으로 이루어진 파레토 선도(Pareto diagram)를 도출한다. 이 선도에서 목적함수의 최적 조건에 부합하는 후보군(Pareto front)을 검색하고 각 후보에 대해 다시 CFD 및 FEA를 수행한 후,

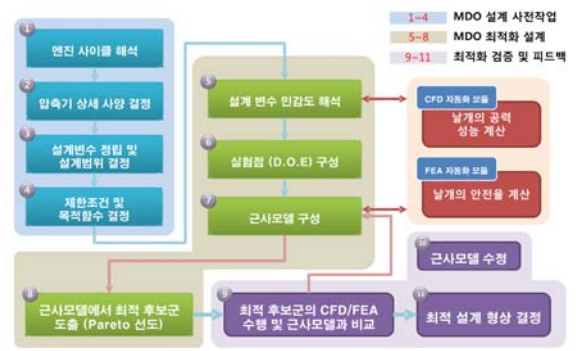


Fig. 1 Flowchart of the MDO process for KARI compressor

파레토 선과 큰 차이를 보이지 않으면 해당 후보를 선택하게 되고, 만약 근사모델의 결과와 큰 오차를 보이면 해당 후보를 다시 근사모델에 추가하여 근사모델을 재수정한 후 최적 후보군의 CFD / FEA 해석 결과와 근사모델 상의 공력 성능 및 구조 안정성과의 오차가 최소화될 때까지 이 과정을 반복하여 수행한다.

한편 최적 후보의 근사모델 결과와 CFD / FEA 해석 결과 간의 오차가 적더라도, 날개 공진 주파수와 회전수(가진 주파수) 간의 공진 분리여유(separation margin)가 부족하거나 굿맨 선도(Goodman diagram)에서 날개의 무한수명 조건을 만족시키지 못하면, 해당 후보는 최적 설계안에서 탈락된다. 또한 구조 안정성에 대한 최종 평가가 완료된 이후에도 제작 시뮬레이션(CAM) 및 목업(mock-up) 제작을 통해 가공성과 요구 공차 등이 보장되지 않으면 해당 설계안은 탈락된다. 즉, 근사모델의 최적 후보군 중에서 공력/구조 성능, 구조 안정성, 가공성 평가를 모두 통과한 설계안을 최적 설계안으로 선정하게 된다.

2.1 설계 목적함수

최적 설계를 수행하기 위해 공력 성능과 구조 안정성이 함께 결합된 목적함수를 식 (1)과 같이 정의한다.

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

여기서, η 는 공력 효율, SF 는 구조 안전계수(safety factor)를 나타내고, 하첨자 0 는 기준 압축기에서의 값을 나타내며, 각각의 가중치 a, b 의 합은 1이 된다.

목적함수에서 공력 성능 및 구조 안정성을 평가하는 계수는 다음과 같이 구할 수 있다.

2.1.1 압축기 효율

효율은 Concepts NREC사의 1차원 설계 툴인 Axial에서 Koch-Smith 손실모델⁽⁹⁾을 적용하여 계산하였다. 등엔트로피 효율로 구하며, 정의는 아래 식 (2)와 같다.

$$\eta = \frac{(p_{02}/p_{01})^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{T_{02}/T_{01} - 1} \quad (2)$$

여기서, 1과 2는 압축기의 입구와 출구를 나타내며, 0은 정체(stagnation) 조건을 나타낸다. 본 연구에서는 효율을 극대화하는 방향으로 설계 방향을 결정하였다.

2.1.2 안전계수

일반적인 구조해석 시 안전계수는 다음 식 (3)과 같이 정의한다.

$$SF = \frac{\sigma_{yield}}{\sigma_{max}} \quad (3)$$

즉, 최대 응력이 발생하는 지점에서 항복응력 대 최대응력을 비교하는 값으로서, 제작을 위해서는 모든 영역에서 안전계수 분포를 점검해야 하겠으나, 설계 단계에서는 최대 응력 발생 지점에서의 안전계수를 대표값으로 고려할 수 있다.

2.2 설계 제한조건

천음속 축류압축기의 MDO 설계 시 공력 및 구조 제한조건은 일반적인 항공 엔진용 압축기의 설계 조건 등을 근거하여 Table 1과 같은 제한조건을 두었다.

한편 MDO 설계 시 등식 제한조건(equality constraint)을 주게 되면 MDO 설계를 위한 가능해 영역(feasible region)이 매우 좁아지게 된다. 따라서 공력 설계 변수 중 전압비는 1.6의 ±5% 내에 들어갈 수 있도록 하였으며, 질량 유량도 마찬가지로의 제한조건을 주었다. 특히 압축기의 효율 및 안전율은 목적함수에 포함되므로, 여기서는 공진 분리여유 계수 및 무한 날개 수명에 대한 정량적 정의에 대해서만 정의를 한다.

2.2.1 공진 분리여유 계수

일반적으로 고주기 피로(high cycle fatigue, HCF)가 발생하는 주파수를 찾아내기 위해 캠벨 선도(Campbell diagram)를 많이 이용한다. 회전수별로 각각의 고유 진동 주파수가 발생하며, 압축기의 경우에는 회전수가 늘어남에 따라 고유 진동 주파수가 점점 커지는 경향을 보이고, 터빈의 경우에는 열응력(thermal stress)의 영향으로 고유 진동 주파수가 낮아진다고 알려져 있다. 캠벨 선도에서 운전하고자 하는 회전수를 환산한 주파수와 고유 진동 주파수가 만나서는 안 되며, 어느 정도 떨어져야 하는데, 이를 공진 분리여유 계수라고 하며 정의는 다음 식 (4)와 같다.

$$FM = \frac{f_{Mode}}{f_{Excite}} - 1 \quad (4)$$

Table 1 Constraints of objective function

Aerodynamic		Structural	
Mass Flow Rate	~15kg/s	Safety Factor	≥ 2
Pressure Ratio	~1.6	Separation Margin	≥ 0.1
Efficiency	≥ 85%	Fatigue Life	infinite

여기서, Mode는 해당되는 modal frequency이며, Excite는 압축기 회전 주파수를 의미한다.

일반적으로 날개의 두께가 두꺼워질수록 공진 주파수의 크기가 커지게 되며, 고주기 피로 현상도 쉽게 피할 수 있는 반면 날개의 무게가 무거워지므로 날개 허브(hub)의 필렛(fillet) 영역에서 최대 응력이 커지거나 응력집중 현상이 발생하기도 한다. 즉 구조 안전계수와 공진 분리여유 계수는 구조적인 관점에서 보았을 때 서로 반대 경향을 보인다고 할 수 있다.

캠벨 선도 해석 시 최종 설계 단계에서는 블레이드 가진 주파수의 1~6차 하모닉(harmonic), 또 날개 개수에 해당하는 하모닉 성분에 대해 공진 분리여유 계수를 고려하였고, 설계 탐색 단계에서는 일단 1차 혹은 2차 하모닉에 대해서 여유를 최대한 확보하도록 하였다. 각 배수 하모닉에 대하여 공진 분리여유 계수의 하한치를 주었고, 2배의 경우가 가장 공진 피로 파괴에 민감하므로 그 경우에 공진 분리여유 계수가 최대치가 되도록 설계를 진행하였다.

2.2.2 날개 수명 평가

압축기 날개의 수명을 평가하기 위해 굿맨 선도(Goodman diagram)를 사용하고, 선도 가로축에 극한인장응력(ultimate tensile stress)을, 세로축에 교변응력(alternating stress)을 이어 하나의 직선으로 긋는다. 교변응력은 날개가 실제 동작 중에 흔들릴 때 발생하는 진동응력을 말한다.

일반적으로 1차 굽힘(bending), 혹은 1차 비틀림(torsion) 정도에서의 교변응력을 사용하지만, MDO 설계 시에는 많은 설계점이 필요하게 되므로 교변응력을 보수적으로 70 MPa 정도로 사용하여 평가하였다. 날개의 모든 지점에 대하여 굿맨 선도 안에 들어와야 하지만, 설계 시에는 편의상 진동응력이 가장 큰 주요 지점에서의 교변응력과 정적(static) 응력을 찍어서 평가하였다. 일반적으로 통상 교변응력의 50% 수준이면 무한 수명으로 평가할 수 있다고 알려져 있다.

2.3 최적 설계안 도출(Pareto Optimal)

Fig. 2와 같이 근사모델을 바탕으로 파레토 선도(Pareto diagram)를 구성하였으며, 파레토 선(Pareto front)은 근사모델의 결과 중에서 공력 성능이나 구조 안정성이 가장 큰 값을 가지는 점들로 이루어진 집단이다. MDO 최적 설계는 이러한 파레토 선에서 다중 목적함수의 가중치에 적합한 하나의 점을 선택하여 설계안으로 채택하는 것이다.

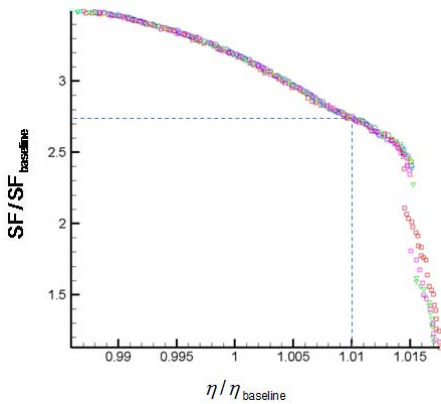


Fig. 2 Pareto front optimized with genetic algorithm for design of compressor rotor blades

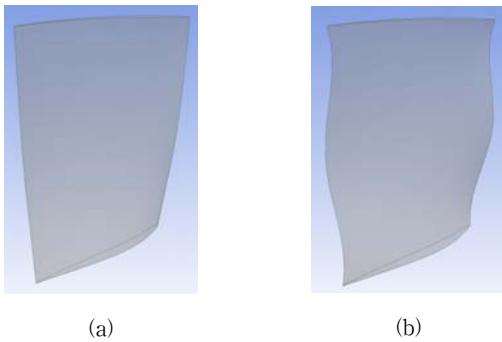


Fig. 3 Comparison between (a) baseline and (b) optimized design of rotor blade

본 연구에서는 시작점(설계 초안)에 영향을 받지 않는 파레토 선도를 구성하기 위해서 유전 알고리즘(genetic algorithm, GA)을 이용하였다. GA는 모든 근사모델 상에서 무작위로 시드(seed)를 뿌린 후 이들로부터 계속적으로 다른 지점을 탐색케 하여 구조 안정성이나 공력 성능이 떨어지는 모델들은 도태시키고, 공력 성능이나 구조 안정성이 가장 높은 설계안만을 찾아내는 방식이다. 특히 GA의 경우 시작하는 시드의 개수와 위치가 매번 달라짐에도 불구하고 전역 최적해(global optimum)를 탐색하기에는 매우 효과적인 방법으로 알려져 있다⁽¹⁰⁾.

2.4 최적 설계 형상 선정

로터 블레이드의 최적(optimal) 설계안으로 Fig. 2의 파레토 선도에서 기준(baseline) 설계안에 비해 공력 효율이 1% 더 높고 구조 안정성이 2.7배 더 높은 지점으로 결정하였으며⁽¹⁾, 기준 설계안과 최적 설계안의 형상을 Fig. 3에 비교하여 나타내었다. 기준 설계안의 공력 성능이 이미 목표치를 초과한 상태였기에 공력 성능의 향상은 두드러지지 않지만 구조 안정성은 대폭 향상되었다. 전체적으로 허브에서 사다리꼴 형태를 취함으로써 허브의 전연(leading edge)에 가해

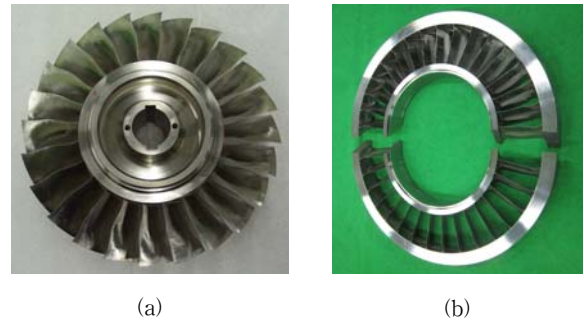


Fig. 4 Test pieces of (a) a rotor blisk and (b) a stator bling

지는 응력을 대폭 감소시킬 수 있었고, 25% 및 75% 스패 근처에서 코드 길이가 짧아짐으로써 마찰 손실이 감소되어 공력 성능도 일부 향상되었다. 공력 성능은 대부분 충격파 뒤의 유동박리 영향의 감소, 입사각의 최적화 등으로 향상되었음을 수치해석을 통해 알 수 있었다.

3. 압축기 시제 및 시험 장치

3.1 압축기 시제

3.1.1 동익

압축기의 로터(rotor)는 Fig. 4(a)와 같이 블레이드와 디스크가 일체로 된 블리스크(blisk) 타입으로 제작하였다. 상용품의 경우 날개 파손 시 교체가 가능하도록 도브테일(dove tail)이나 퍼 트리(fir tree) 방식을 주로 사용하지만, 시제품은 가공비를 절감하기 위해 흔히 블리스크 형태로 가공을 한다. 동익과 정익 사이에는 누설(leakage)을 막기 위해 래버린스 실(labyrinth seal)을 장착하였다.

동익의 소재는 구조 안정성 및 회전 동특성 등을 고려하여 티타늄 합금(Ti6Al4V)을 사용하였고, 밸런싱(balancing)은 저속 밸런싱을 하되 ISO 1940⁽¹¹⁾의 등급을 기준으로 G 0.4에 맞추었다. 일반적으로 터보압축기의 경우 G 2.5가 보통이지만 본 연구에서는 밸런싱에 따른 리그 진동을 최소화하고자 그 기준을 엄격하게 적용하였다.

3.1.2 정익

스테이터(stator)도 로터와 마찬가지로 날개와 링이 일체로 되어있는 블링(bling) 타입으로 제작하였으며, 리그의 조립 분해가 용이하도록 Fig. 4(b)에서처럼 상하부 둘로 나눌 수 있게(horizontally split) 가공하였다.

소재는 SUS630을 사용하였고, 로터 래버린스 실의 맞은 편에는 알루미늄 흑연(Al-graphite) 코팅 링을 장착함으로써 운전 중에 접촉 시 발생할 수 있는 스테이터 링의 손상을 방지하고자 하였다.

3.2 시험 장치

3.2.1 시험 설비

Fig. 5는 항우연의 압축기 시험 설비를 나타낸 것으로서 입·출구 배관부, 압축기 시험부, 압축기 구동부 등과 같이 크게 세 부분으로 구분된다. 입구 배관부에는 필터, 압력 조절용 밸브, 유량계, 유동 안정기 등이 설치되어 있고, 출구 배관부에는 유량 조절용 밸브와 서지 밸브 등이 설치되어 있다. 시험부는 성능 평가를 할 압축기 리그를 장착하는 곳이며, 구동부에는 압축기를 구동하기 위한 전동기, 기어박스, 토크 미터 등이 있다.

본 시험 설비는 원심압축기 개발⁽³⁾을 위해 구축되었으나 축류압축기 시험도 가능하도록 설계되어 있다. 본 연구에서는 고유량 시험이 가능하도록 일부 배관과 벤투리관(Venturi tube)을 교체하였고, 축류식 유동이 원활히 빠져나갈 수 있도록 수치해석(CFD)을 통해 컬렉터(collector)를 재설계하였으며, 회전 동역학(rotordynamics) 해석을 통해 베어링 캐리어를 리그 내부에 설치할 수 있도록 개조하였다. 특히 컬렉터는 파라미터 연구(parametric study)를 통해 전압 손실을 최소화할 수 있도록 설계가 되었으며, 출구 마하수는 0.4 미만이 되도록 하였다. 시험 설비의 기본 사양과 본 연구를 위한 시험 조건을 Table 2에 나타내었다.

3.2.2 시험 리그

1단 천음속 축류압축기의 성능시험 리그는 3차원 캐드(CAD)를 이용하여 전체적인 리그를 설계하여, 조립성 등을 체크하였다. Fig. 6은 벨마우스(bellmouth)를 장착하기 전



Fig. 5 KARI compressor test facility

Table 2 Specifications of test facility and test conditions

Parameter	Facility	Test Condition
Type	Axial/Centrifugal	Axial 1 stage
Power	Max 2.24 MW	1 MW 내외
Speed	Max 34,500 rpm	22,000 rpm
Inlet Pressure	0.25~1 bar	1 bar
Mass Flow Rate	Max 28 kg/s	15.4 kg/s

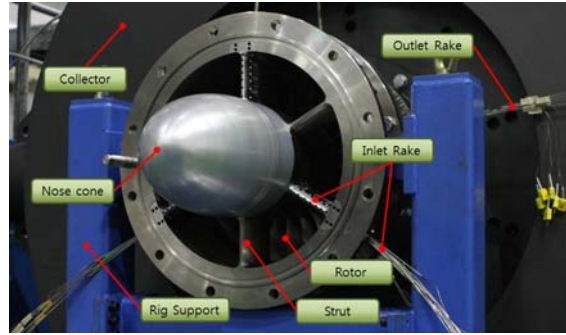


Fig. 6 Compressor test rig with a bellmouth removed

의 압축기 시험 리그이다. 입구에서 벨마우스와 노즈콘(nose cone)을 통해 공기가 축방향으로 원활히 유입되면 동익과 정익을 거치고 컬렉터에서 90°로 꺾인 후 출구 배관으로 빠져나가게 된다. 여기서 2개의 토출 밸브(coarse/fine valve)로 배압 및 유량을 조절하며, 스톨(stall) 또는 서지(surge)가 발생하면 서지 밸브를 개방하여 불안정 영역으로부터 빠져나오게 된다.

베어링 시스템은 전·후방 베어링으로 구성하였고, 전방 베어링은 반경 하중을 지지하는 1쌍의 볼베어링을 사용하며, 후방 베어링은 반경 하중 및 스러스트(thrust)를 지지할 수 있는 3개의 틸팅패드(tilting pad) 베어링을 사용하였다. 회전 동역학 해석을 통해 1차 굽힘 모드가 27,800 rpm에서 발생하도록 설계하였으며, 설계 회전수(22,000 rpm)에 비해 약 26% 마진을 가질 수 있도록 설계를 수행하였다.

3.2.3 계측 장비

압축기 성능 시험을 수행하기 위해서는 공기의 온도, 압력 등과 같은 공력 파라미터뿐만 아니라 운전 안전성 확인을 위해 축 변위, 진동 속도 등을 계측하여야 한다. Fig. 7에 리그 개략도와 함께 공력 및 진동 측정 위치를 도시하였다.

공력 성능⁽¹²⁾은 압축기 입·출구의 레이크(rake)로부터 전압과 전온도를 계측하여 산출한다. 입구 레이크(inRake)의 경우 유동각이 0°이므로 반경 방향 레이크를 사용하고, 출구 레이크(outRake)는 정익 출구각 및 후류(wake)의 영향을 고려해야 하므로 원주 방향 레이크를 사용하는 것이 유리하다. Fig. 6의 입구 레이크에는 7개의 프로브가 반경 방향으로 장착되어 있는데, 데이터 후처리가 용이하도록 등적(等積) 간격으로 배치하였다. 3곳의 스트럿에 장착하여 모두 21개 지점에서 측정한다. 또한 Fig. 8을 보면, 출구 레이크에는 6개의 프로브가 출구 유동각에 맞춰 원주 방향으로 장착되어 있으며, 허브에서 팁까지 등적 간격으로 5개를 설치하였다.

동익 입구(R1i), 동익 출구/정익 입구(R1o/S1i), 정익 출구(S1o)에서 계측한 정압은 압축기의 반동도(reaction)를 계산할 때 사용된다. 정익렬에서 정압탭의 위치를 Fig. 9에 나타내었는데, 정익에서의 정압 분포는 압축기 작동 환경에 따

른 정익의 압력 회복 특성을 살펴볼 수 있다.

데이터 취득 시스템(data acquisition system, DAS)은 NI 사의 PXI 및 SCXI 새시에 컨트롤러(PXIe-8106)와 A/D 컨버터 모듈(PXI-6220/6259, SCXI-1102)을 장착하여 다양한 전기신호에 대하여 10 Hz 속도로 저장하였다. 압력은 PSI 사의 랙형(rack) 모듈(9016/9116)과 독립형(standalone) 모듈(9816)의 압력 변환기를 사용하여 측정하였고, 온도는 Omega 사의 K 타입 열전대를 이용하여 SCXI 모듈을 통해 측정하였다.

천음속 압축기는 고속으로 회전하기 때문에 작은 진동이나 충격에도 위험할 수 있으므로, 밸런싱, 회전 동역학 해석 등의 절차를 거치지만, 시험 중에 진동 변위나 속도 등을 감

시하는 것은 필수적이다. 본 연구에서는 Fig. 7에서처럼 베어링 캐리어 내부 측계에 Bently Nevada 사의 간극 센서를 90° 위치에 2개씩 총 4개를 장착하였고, 전방 스트럿(strut), 메인 하우징, 베어링 캐리어, 토크미터에 Endevco 사의 3축 가속도계를 1개씩 장착하였다.

4. 시험 결과

4.1 압력비 및 효율

먼저 시운전을 통해 설계 회전수에 대하여 진동이나 유량 확보 등에 문제가 없는지 확인하였고, 본시험에서 설계 회전수의 70%부터 105%까지의 회전수에 대하여 배압을 조절하며 압축기 성능맵을 도출하였다.

질량 유량에 대한 전압력비의 분포를 Fig. 10에 나타내었는데, 설계 회전수($N/N_D=100\%$)의 경우 동익의 스펠 전체에 걸쳐 충격과 발생하여 내부 유로에서 초킹(choking)이 일어나기 때문에 해당 유량에서 배압을 증가시켜도 유량은 큰 변화 없이 전압력비만 상승하는 것을 확인할 수 있다⁽¹³⁾. 초킹이 되면 더 높은 회전수(105%)에서 토출 밸브를 완전히 개방시켜도 유량이 더 이상 증가하지 않게 된다.

그림에서 검은 점은 수치해석 결과로서 설계 유량(15.4 kg/s)에서의 압력비를 나타낸다. 시험 결과와 비교하면, 유량은 수치해석 결과와 1% 이내로 만족하고 있고, 설계 유량에서의 압력비는 1.65로 해석 결과보다 상회함을 알 수 있다.

한편 압력비가 설계값을 초과하도록 토출 밸브를 더 닫게 되면, 전압력비는 계속 증가하게 되고 어느 지점부터 압력비가 정체된 상태에서 유량만 감소하는 것을 확인할 수 있는데, 유량이 줄어들기 시작하면서 압축기 내부 유동이 불안정해지며 큰 소음과 함께 스톨 현상이 발생하였다.

설계 회전수의 경우 다른 회전수에 비해 동익 입구에서의 공기 유입속도 및 상대 마하수가 상대적으로 크기 때문에, 배압을 증가시키면 입사각이 0°에 근접하여 최고 효율에 도달하게 되고, 그 후에는 입사각이 0° 이상이 되어 날개 부하가 커져서 순식간에 스톨에 돌입하는 것을 확인할 수 있었다. 70% 회전수의 경우에도 마찬가지로 배압을 증가시켜 유량을 감소시키면, 그림에서처럼 어느 지점에서 더 이상 압력비가 증가하지 않다가 스톨이 발생하여 유량 및 압력비가 순간적으로 줄어드는 것을 확인할 수 있었다. 스톨의 특성에 대한 연구^(14~16)는 향후 수행할 계획인 스톨 제어 시험에 유용한 데이터베이스를 제공하게 될 것이다.

Fig. 11은 식 (2)의 등엔트로피 효율을 도시한 것이다. 시험 결과 설계 유량에서 85.8%의 효율을 가지는데, 설계 목표치보다는 높은 값을 가지지만 수치해석 결과보다는 약간 낮은 값을 가짐을 알 수 있다. 이는 수치해석에서 입구 스트럿의 후류, 동익과 정익 사이의 캐비티(cavity) 등에 따른 손실을 고려하지 않았기 때문이라 사료된다.

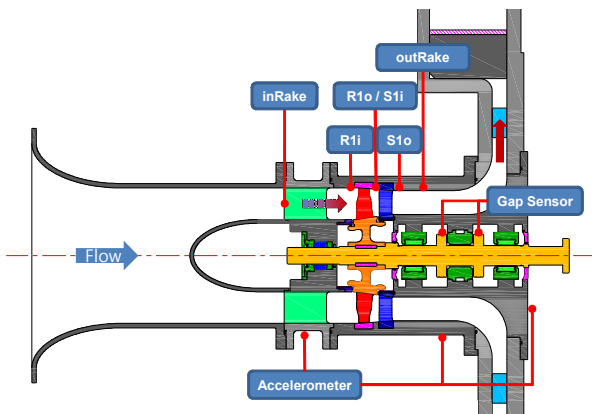
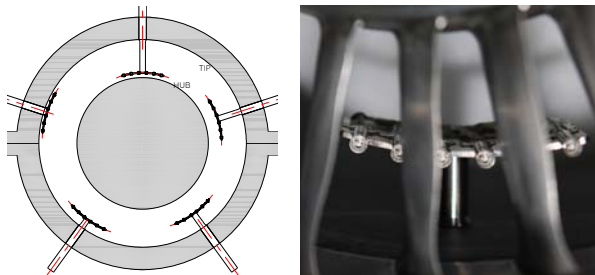
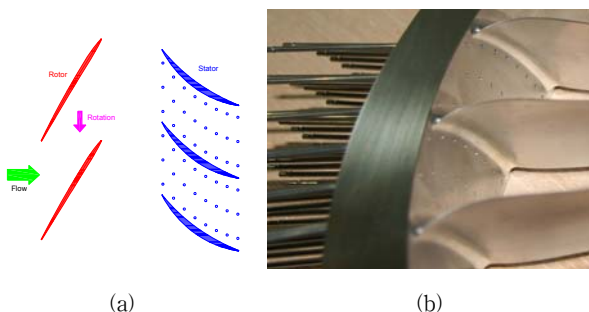


Fig. 7 Schematic of compressor test rig and instrumentation



(a) Arrangement (b) a sample of outlet rakes

Fig. 8 Schematic of circumferential-type outlet rake



(a) (b)

Fig. 9 (a) Distribution of static pressure taps on the stator row and (b) the photograph of the taps

압축기의 설계 목표치와 설계점에서의 수치해석 및 시험 결과를 Table 3에 요약하여 정리하였다. 설계 단계에서부터 수치해석, 그리고 성능 시험에 이르기까지 작동점 부근에서의 성능을 나타낸 것으로, 시험 결과에 따르면 본 연구를 통해 개발된 1단 저압 압축기의 공력 성능이 설계 목표를 만족하고 있음을 확인할 수 있다.

4.2 정압 분포

배압에 따른 정익 팁에서의 압력 분포 변화를 확인하기 위해 Fig. 9에서처럼 2개의 유로에 정압탭을 설치하였고 평균한 후 입구 전압으로 무차원화하여 Fig. 12에 나타내었다. 그림에서 (a), (b), (c)는 각각 Fig. 10의 ①, ②, ③에 해당하는 경우의 압력 분포를 나타내고, (d)는 스톨이 발생한 상태에서의 압력 분포를 나타낸다. 각 경우에 대하여 로컬

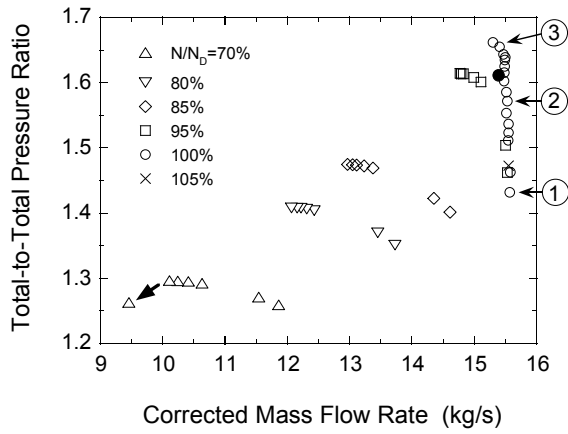


Fig. 10 Distribution of total-to-total pressure ratio

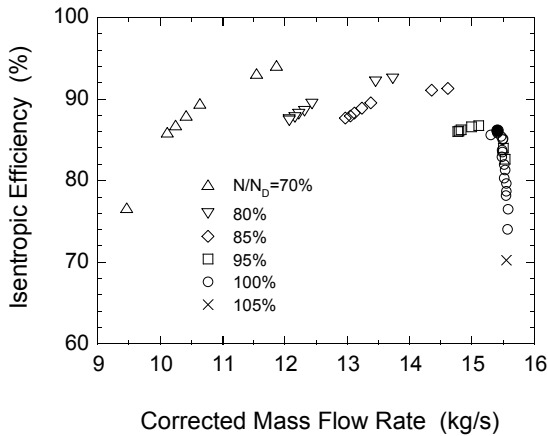


Fig. 11 Distribution of isentropic efficiency

Table 3 Comparison of CFD and test results with design targets

Parameter	Unit	Design Target	CFD	Exp.
Mass Flow Rate	kg/s	~15	15.4	15.4
Pressure Ratio		~1.60	1.61	1.65
Isentropic Efficiency	%	over 85.0	86.1	85.8

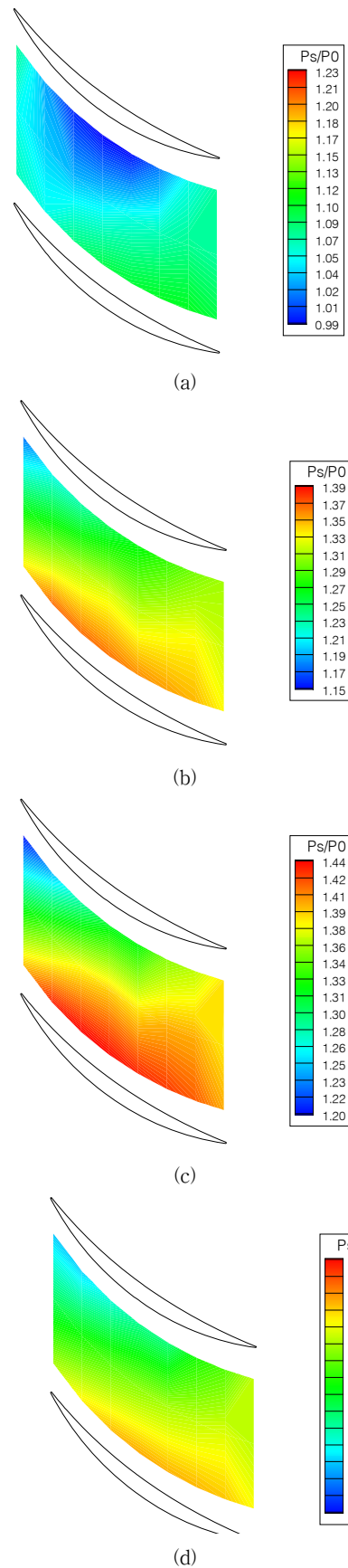


Fig. 12 Distributions of static pressure on the stator tip at the measuring point (a) ①, (b) ②, (c) ③, and (d) after stall

특성을 고찰하기 위해 컨투어의 레벨은 개별적으로 나타내었다. 압력이 낮은 ①의 경우 흡입면 주위에 상대적으로 낮은 압력 영역이 나타나고 유로 전체에 걸쳐 높은 압력 영역은 존재하지 않는다. 압력이 증가함에 따라 (b)에서처럼 압력면 근처에서 압력이 상승하게 되고, 흡입면에서의 낮은 압력 지역도 사라지게 된다. 설계점에 근접하게 되면 (c)에서와 같이 유로 전 영역에 걸쳐 높은 압력 영역이 존재하게 되고, 압력이 더 증가하여 스톨이 발생하게 되면 (d)의 압력 분포에서 알 수 있듯이 유로 전반에 걸쳐 압력이 낮아지게 되고 압축기로서의 역할을 상실하게 된다.

5. 결 론

한국항공우주연구원에서는 다분야 통합 최적 설계(MDO)를 위한 프레임워크를 개발하여 1단 천음속 축류압축기를 설계하였고, 이 압축기의 설계 검증을 위해 공력 성능 시험을 수행하였으며, 그 연구 결과를 다음과 같이 요약하였다.

- 1) 공력 성능과 구조 안정성을 동시에 고려하는 MDO 프레임워크를 개발하여 1단 천음속 축류압축기를 설계하였다. 근사모델을 바탕으로 유전 알고리즘(GA)을 이용하여 파레토 선도를 도출하였고, 효율과 안전 계수의 가중치를 기준으로 최적 설계 형상을 선정하였다.
- 2) 최적 설계된 압축기의 성능 시험 결과로부터 설계 유량 15.4 kg/s에서 전압력비 1.65, 등엔트로피 효율 85.8%의 공력 성능을 확인할 수 있었고, 이는 설계 목표 사양을 만족하는 값이다.
- 3) 수치해석 및 성능 시험 결과로부터 본 연구를 통해 개발된 MDO 프레임워크의 신뢰성을 확보할 수 있었다.
- 4) 정익 팁 부근 유로에서의 정압 분포를 분석함으로써 압축기 작동 환경에 따른 정익의 압력 회복 특성을 고찰할 수 있었다. 스톨이 발생하기 전까지 압력이 지속적으로 상승하다가 스톨이 발생하면 압력이 순식간에 감소하고, 불규칙적인 진동 및 소음이 발생하였다.

후 기

본 연구는 지식경제부 항공우주부품기술개발사업 및 한국항공우주연구원 항공우주기술훈수사업의 지원을 받아 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) “차세대 소형/고부하 압축기 다분야 통합 기술 개발(IV) 최종보고서,” 지식경제부, 2012.
- (2) Kang, Y.-S., Park, T. C., Yang, S. S., Lee, S.-I., and Lee, D.-H., 2012, “Multidisciplinary Design Optimization And Performance Evaluation of A Single-Stage Transonic Axial Compressor,” Proc. of ASME Turbo Expo, GT2012-69252.
- (3) “산업용 소형 가스터빈의 요소 성능시험/평가기술 개발 (III) 최종보고서,” 상공자원부, 1993.
- (4) ASME PTC 10, 1997, “Performance Test Code on Compressors and Exhausters,” ASME.
- (5) JIS B 8340, 2000, “Testing methods for turbo blowers and compressors,” Japanese Standards Association (JSA).
- (6) ISO 5389, 2005, “Turbocompressors - Performance test code,” International Organization for Standardization (ISO).
- (7) 홍상원, 이세일, 강형민, 이동호, 강영석, 양수석, 2009, “다단 축류압축기의 다분야 통합 최적설계,” 유체기계저널, 제12권, 제5호, pp. 72~78.
- (8) 홍상원, 이세일, 강형민, 이동호, 강영석, 양수석, 2010, “인공신경망 이론을 적용한 3단 축류압축기의 다분야 통합 최적설계,” 유체기계저널, 제13권, 제6호, pp. 19~24.
- (9) Koch, C. C. and Smith, L. H., 1976, “Loss Sources and Magnitudes in Axial-Flow Compressors,” Journal of Engineering for Power, pp. 411~424.
- (10) Pierret, S., Filomeno Coelho, R. and Kato, H., 2007, “Multidisciplinary and multiple operation points shape optimization of three-dimensional compressor blades,” Structural Multidisciplinary Optimization, Vol. 33, No. 1, pp. 61~70.
- (11) ISO 1940, 2003, “Mechanical Vibration-Balance Quality Requirements for Rotors in a Constant (Rigid) State,” International Organization for Standardization (ISO).
- (12) 박태춘, 강영석, 양수석, 2008, “터보 압축기 성능시험을 위한 계측기기 선정,” 항공우주기술, 제7권, 제2호, pp. 46~52.
- (13) 강영석, 박태춘, 황오식, 양수석, 2011, “다단 천음속 축류형 압축기 성능에 관한 실험적 연구,” 유체기계저널, 제14권, 제6호, pp. 96~101.
- (14) 임형수, 임영친, 송성진, 강신형, 양수석, 2009, “다단 축류 압축기의 스톨특성에 대한 실험적 연구,” 유체기계저널, 제12권, 제5호, pp. 79~83.
- (15) 강영석, 박태춘, 황오식, 임형수, 양수석, 2012, “다단 천음속 압축기의 유동 불안정성에 관한 실험적 연구,” 유체기계저널, 제15권, 제2호, pp. 12~19.
- (16) Vo, H. D., Tan, C. S., and Greitzer, E. M., 2005, “Criteria for Spike Initiated Rotating Stall,” Proceedings of ASME Turbo Expo, GT2005-68374.