

다단 천음속 축류형 압축기 성능에 관한 실험적 연구

강영석^{*†} · 박태춘^{*} · 황오식^{*} · 양수석^{*}

Experimental Research on Multi Stage Transonic Axial Compressor Performance Evaluation

Young-Seok Kang^{*†}, Tae-Choon Park^{*}, Oh-Sik Hwang^{*}, Soo-Seok Yang^{*}

Key Words : Axial Compressor(축류형 압축기), Aerodynamic Design(공력설계), Performance Test(성능시험)

ABSTRACT

Korea Aerospace Research Institute is performing 3 stage transonic axial compressor development program. This paper introduces design step of the compressor, the performance test results and its analysis. In the fore part of the paper, aerodynamic process of the 3 stage axial compressor is presented. To satisfy both of the mass flow and pressure rise, the compressor should rotate at a high rotational speed. Therefore the transonic flow field forms in the rotor stages and it is designed with a relatively high pressure rise per stage to satisfy its design target. The compressor stage consists of 3 stages, and the bulk pressure ratio is 2.5. The first stage is burdened with the highest pressure ratio and less pressure rises occur in the following stages. Also it is designed that tip Mach number of the first rotor row does not exceed 1.3, while the maximum relative Mach number in the rotor stage is between 1.3~1.4 to increase the compressor flow coefficient. The final design has been confirmed by iterating three dimensional CFD calculations to verify design target and some design intentions.

In the latter part of the paper, its performance test processes and results are presented. The performance test result shows that the overall compressor performance targets; pressure ratio and efficiency are well achieved. The stator static pressure distributions show that the blade loading is gradually increasing from the downstream of the compressor.

1. 서 론

항공용 가스터빈의 경우 크기 및 무게에 크게 제약을 받으면서, 공력 성능 및 안정성 등에 대한 설계의 제한조건이 매우 까다롭다. 소형 항공기 엔진 등은 흡입 공기량이 많지 않기 때문에 원심형 압축기를 채용하여 엔진의 크기를 줄일 수 있으나, 1,000 lbf 급 이상의 엔진의 경우 축류형 압축기 및 원심형 압축기를 혼합하여 유량 및 압력비의 요구조건을 맞추게 된다. 향후 1,000 lbf~10,000 lbf 급 항공기 엔진이 무인기, PAV, VLJ 혹은 소형 비즈니스 제트(Business Jet)의 수요 증가와 함께 성장세가 두드러질 것으로 보이며, 이에 발맞추어 항공우주연구원(이하 항우연)에서는 이러한 소형 항공기 엔진에 적용이 가능한 축류압축기 설계 및 시험 기술

을 원천기술로서 한국항공우주기술연구조합(이하 KATRA)의 지원을 받아 천음속 축류압축기의 설계 기술, 성능 및 안정성 평가 기술, 시험장치 설계 및 제작 기술 및 성능시험 기술 등을 개발 중에 있다.

본 연구 논문에서는 해당 과제의 성과물 중 하나로 6,000 lbf급 가스터빈 엔진의 고압압축기(High Pressure Compressor, 이하 HP)에 장착 가능한 3단 천음속 고압압축기의 사양 및 설계 과정을 소개하고, 성능시험의 일련의 준비과정 및 정상 상태 공력성능 측정시험 결과 등을 소개하도록 한다.

2. 압축기 사양 및 성능 시험장치

2.1 3단 압축기 사양

본 연구를 통해 개발된 압축기는 Fig. 1과 같이 3단으로 구성된 천음속 축류압축기(이하 3단 HP 압축기)이다.⁽¹⁾ 1차

* 한국항공우주연구원 추진기관팀

† E-mail : electra@kari.re.kr

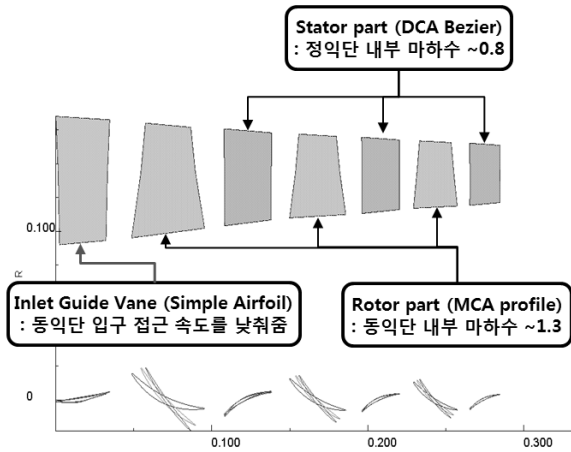


Fig. 1 Meridional View of 3 Stage Axial Compressor

Table 1. Brief Specification of 3 Stage Axial Compressor

	KARI 3단 HP 압축기
단 구성도	축류 3단
전압력비	2.5
공력효율	84 %
질량 유량	9.9 kg/s
회전속도	20,000 rpm

원 설계(Sizing) 및 3차원 설계는 Concept NREC사에서 개발한 Axial 및 AxCent를 활용하였다.⁽²⁾⁽³⁾ Axial 내에서 1차원 설계를 완료한 후 입구에서 접근속도를 낮춰주기 위하여 입구 안내깃(IGV)을 배치하였으며, 각 단의 압력비는 1.3~1.4가 되도록 설계하여 총 압력비는 2.5를 가지게 된다. 동익단 내부의 마하수가 1이상이 되기 때문에 날개의 부하를 최대한 동익 내 하류에 위치시키는 MCA(Multi Circular Arc) 익형으로 설정하였으며, 정익단 내부 최대 마하수가 약 0.8이기 때문에 DCA(Double Circular Arc) 형태의 익형을 적용하였다. 이후 AxCent로 설계 데이터를 링크하여 날개 형상 및 유로 등을 단면별로 상세히 설계하였다. 설계 시 축류단 3단부터 날개 부하가 증가하도록 단별 매칭(Stage matching)하여 약 84 %의 효율을 가지도록 하였으며, 정익단의 설치각(Stagger Angle)의 변화에 따른 단별 매칭(Stage Matching)에 따라 최대 86 %의 효율을 가질 수 있도록 설계가 되었다. 간략한 압축기의 사양은 Table 1과 같다.

설계된 압축기에 대해 3차원 CFD를 수행하여 시험 전에 1차적으로 설계를 검증하였다. 격자는 Turbogrid v11을 이용하여 100만여 개의 Hexa+Tetra 형태의 격자계를 구성하였다. CFD 해석은 CFX v11 이용하여 수행하였으며, 입구 경계 조건은 대기 상태의 전압력과 전온도를 주었고, 출구 경계 조건으로 정압력을 바꾸어가며 설계유량을 찾으며 반복 계산을 수행하였다. 회전 좌표계와 정지 좌표계의 경계면은 Stage 조건을 사용하였다. Fig. 2는 설계점에서 50 % 스펀

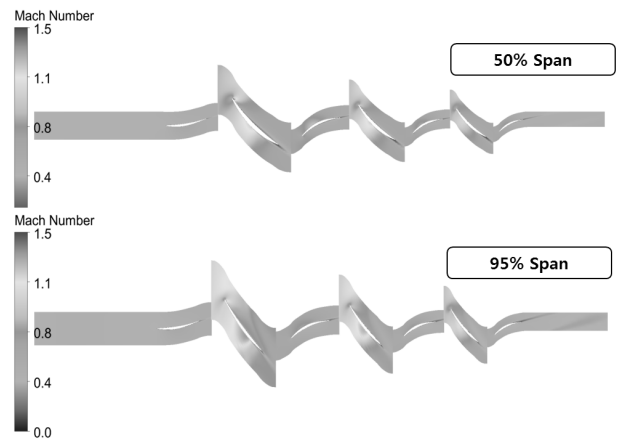


Fig. 2. Mach Number Distributions from CFD Results

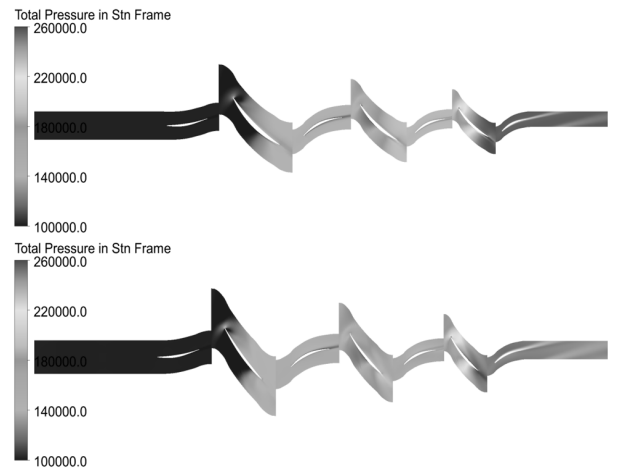


Fig. 3. Total Pressure Distributions from CFD Results

과 팁 부근에서의 마하수 분포를 나타내고 있다. 내부 최대 마하수는 1단 동익에서 1.3~1.4 사이에서 형성되는 것을 알 수 있다. 팁 부근에서는 모든 동익단에서 충격파가 발생하는 것을 확인할 수 있으나 3단 쪽으로 갈수록 충격파의 강도가 약해지는데, 내부의 온도 상승에 따라 음속 또한 증가하기 때문에 하류에서는 천음속 영역이 줄어들기 때문이다. 또한 1단에서는 동익입구에서 음의 입사각으로 인해 압력면으로 팽창파가 발생하는 것이 선명하게 나타나는데 이는 앞서 설명한 것처럼 하류단으로 갈수록 날개의 부하가 크게 되도록 설계가 되었기 때문이다. 전압력 분포에서는 50 % 스펀에서 동익단에서 2.5를 넘는 전압력비를 나타내지만 팁 부근에서는 익단 누설 유동 등의 영향으로 약간의 압력비가 낮은 것을 확인할 수 있다. 하지만 출구에서 전체 평균값은 압력비 2.5가 나오는 것을 확인할 수 있다.

2.2 3단 HP 압축기 시제품

Fig. 4는 압축기 1단 동익의 3차원 설계 및 시제품을 나타내고 있다. 압축기 시제품은 구조해석을 수행하여 안전을 및

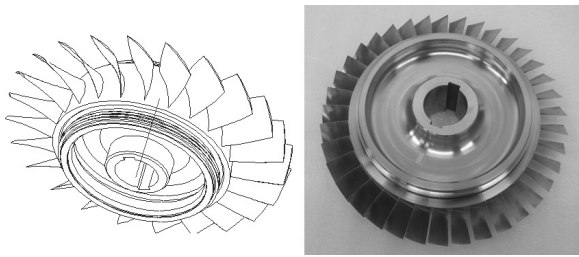


Fig. 4 1st rotor 3D model and Blisk Type Test Piece

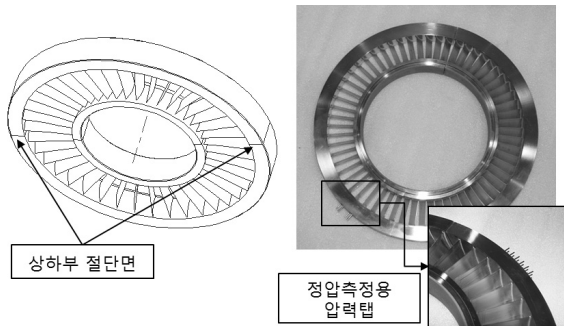


Fig. 5 1st stator 3D model and Bling Type Test Piece

공진마진을 충분히 확보하기 위하여 Ti6Al4V 소재로 디스크와 날개가 일체로 가공된 블리스크(Blisk) 형태로 가공하였다. 전체적인 가공공차는 $\pm 5/100$ mm 이내로 가공하여 이를 3차원 측정을 통해 확인하였다.

Fig. 5는 압축기의 1단 정익의 시제품을 보여주고 있다. 정익단은 SUS630으로 가공하여 상부와 하부로 분리하여 메인 하우징의 상하부에 각각 조립될 수 있도록 하였다. 특히 정익단 내부에서의 정압을 측정하기 위해 IGV, 1~3단 정익단 내부에 정압탭을 가공하여 내부에서 정압력 분포를 살펴봄으로써, 내부 날개 부하 분포를 살펴볼 수 있도록 하였다. 또한 동익단의 래버린스 씰(Labyrinth Seal)이 정익단 하부에 접촉하더라도 문제가 없도록 흑연 소재의 접촉면을 만들어 이를 정익단에 링 형태로 밀어 넣어 고정시켰다.

2.3 압축기 성능 시험장치

Fig. 6은 본 압축기 성능시험을 위한 시험장치의 단면도이다. 기본적으로 본 압축기 성능 시험장치는 축방향으로 공기가 유입되어 하류에서는 반경방향으로 토출되도록 설계되어 있다. 압축기의 구동은 인버터 방식의 모터 및 기어박스를 통해 속도를 제어하며, 출구의 스톱밸브 및 서지밸브 등을 이용하여 압력비와 유량을 제어한다. 회전축에는 한 개의 중심축에 블리스크 형태로 제작된 동익단이 결합되어 전단 베어링과 후단 베어링의 두 개의 베어링 시스템으로 지지되고 있다. 정익단은 블링(Bling) 형태로 제작되어 상하부로 분리가 되어 메인하우징에 각각 조립된다. 전체적인 성능은 전단베어링 지지부에 설치된 입구 압력 측정 레이크(Rake)

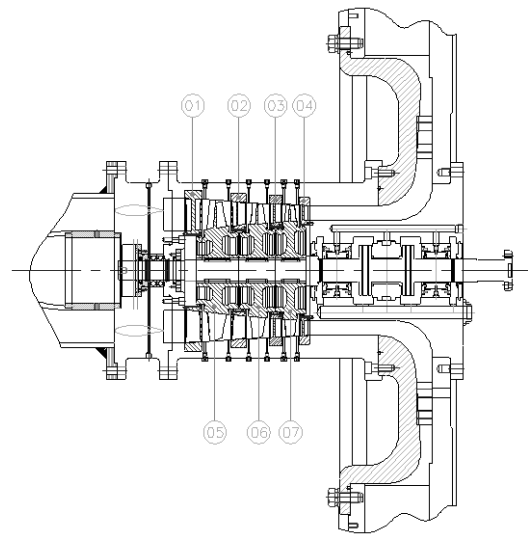


Fig. 6. Compressor Test-Rig Layout



Fig. 7. KARI Compressor Test Facility

와 출구쪽에 아크 형태의 레이크에서 전압력과 전온도를 측정하여 압축기의 전압력비 및 열역학적인 방법을 통해 효율을 계측하였다. 입구의 레이크에서는 28개의 위치에서, 출구에서는 30개의 위치에서 전온도와 전압력을 측정한다. 온도는 NI사의 TC-2095모듈을 거쳐 PXI 6259를 이용하여 측정하였으며, 압력은 PSI 사의 9016, 9116, 9816 센서를 이용하여 측정한다. 한편 각 단별로 200 kHz의 속도로 압력을 측정하는 쿨라이트(Kulite) 센서를 장착하여 각 단 전후로 정압을 측정하여 비정상 유동 특성 등도 분석할 수 있도록 하였다. 또한 스톱/서지 등의 유동불안정 영역에 들어갔을 경우 압축기 시스템을 보호할 수 있도록 각종 안전장치 등이 설치되어 있다.

Fig. 7은 본 압축기 시제품 성능시험을 위한 압축기 시험장치 사진이다. 입구에는 입구 전압을 조절하는 버터플라이 밸브가 장착되어 있고, 28 kg/s까지 질량유량이 측정이 가능한 벤츄리 유량계가 장착되어 있고, 타공판 등이 장착되어

입구에서 최대한 균일한 공기가 공급될 수 있도록 되어 있다. 출구 쪽에는 유량을 제어하기 위한 두 개의 버터플라이 밸브와 서지 발생 시 이로부터 이탈하기 위한 응답 속도가 빠른 서지 방지(Anti Surge) 밸브 등이 장착되어 있다.

압축기는 3상 교류모터로 구동되며, 인버터로 제어하기 때문에 허용 동력 및 토크 이내에서는 압축기의 부하에 관계 없이 원하는 회전수로 구동이 가능하다. 모터 하단에는 19.38:1로 모터의 회전수를 증속하는 증속기어박스가 장착되어 있으며, 증속 기어박스 하단에는 회전 시 압축기의 토크를 측정하기 위한 토크미터가 장착되어 있다. 본 압축기 시험장치의 최대 사양은 질량유량 28 kg/s, 모터 최대 동력 및 토크는 3,000 hp 및 12,000 Nm 이다.

3. 성능시험 결과

3.1 정상상태 성능시험

3.1.1 공력성능 측정결과

앞서 설명하였듯이 정상상태 성능시험은 해당 rpm에 도달하면 출구에 장착된 밸브를 닫아가며 하류부하(혹은 하류 손실)를 증가시켜 압축기의 압력비를 올려가며 압력비 및 효율 등의 압축기의 공력성능을 측정하였다. 압축기의 압력비 및 효율의 정의는 아래와 같다.

$$\pi = p_{02}/p_{01}, \quad \tau = T_{02}/T_{01} \quad (1)$$

$$\eta = \frac{\pi^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1}{\tau - 1} \quad (2)$$

위의 식에서 1과 2는 각각 IGV 입구 및 3단 정익 출구를 의미하며 γ 는 비열비를 나타낸다. 공력성능을 측정하고자 하는 해당 회전수에 도달하였을 때 서지 방지 밸브를 제외한 출구의 밸브는 90 %이상의 개도로 열려있어 압축기의 운전은 초킹(Choking) 상태에 근처에 있다. 여기서 일단 유량 조절 밸브(Coarse Valve)로 배압을 높여가면서 초킹 시 유량보다 줄어든 미세유량 조절 밸브(Fine Valve)로 유량을 더욱 줄여가면서 배압을 높여 압축기의 성능맵을 도출하였다. 공력성능 측정시험에서는 각 rpm에서 질량유량이 감소하면서 압축기의 전압력비가 횡으로 이동하기 시작할 때까지 압축기의 압력비를 측정하였는데, 압축기의 압력비가 횡으로 이동하거나 혹은 감소하는 경우 압축기의 불안정 영역으로 들어가서 스톨 혹은 서지 등의 영역으로 들어갈 수 있기 때문이다.

Fig. 8 은 유량에 따른 전압력비 선도를 나타낸 그림이며, 빨간 점으로 표시된 부분이 설계점이다. 설계점은 초킹 상태가 벗어나기 직전의 압력비인 2.5로 설계가 되었으며 실험

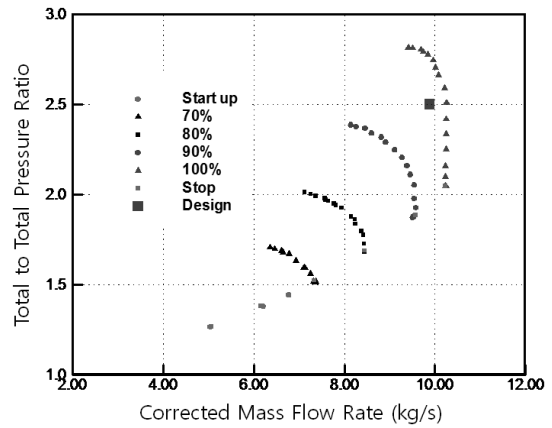


Fig. 8 Mass Flow rate vs Total to Total Pressure Ratio

결과에서도 동일한 경향을 나타내는 것으로 확인되었다. 압력비는 꾸준히 상승하여 약 2.8까지 상승하였으며, 압력비의 곡선의 기울기가 0이 될 때 까지 시험을 수행하였다.

전압력비 2.5에서 설계 유량은 9.9 kg/s인데 반해 작동 유량은 약 10.2 kg/s로 약 3 % 정도 크게 측정되었다. 유량이 크게 측정된 이유는 아래와 같이 몇 가지 원인으로 추릴 수 있는데, 먼저 천음속 압축기는 Tip 부근에서의 Blade 두께가 얇기 때문에 회전 시 큰 힘을 받아 이로 인해 유량이 더 흐를 수 있도록 동익변형 현상(Blade Untwist)이 발생하여 유량이 증가할 수 있다. 또한 설비에서 본 압축기에서 사용된 벤츨리 유량계는 해당 범위에서 유량 오차가 발생할 수 있으며 기타 가공 공차에 따른 유량 증가 등이 있을 수 있다. 본 실험에 앞서 벤츨리 유량계 교정을 통해 유량 오차 ± 0.1 kg/s로 줄였으며, 가공 공차들도 치수검사를 통해 제작된 시험장치를 확인한 결과 유량에 미치는 영향이 미미할 것으로 생각된다. 이에 본 압축기의 유량 증가는 동익 변형으로 인한 영향이 가장 클 것으로 판단된다. 동익 변형이 미치는 영향을 가늠하기 위해서 향후 FEA 및 CFD 수치해석 등으로 정량적으로 판단할 예정이다. 일반적으로 천음속 압축기 개발 중 성능시험 수행 시 유량에 ± 5 % 정도의 유량이 차이가 발생할 수 있으며, 특히 본 압축기의 경우 입구에 IGV가 달려있어 IGV 입구각을 키우게 되면 성능의 감소 없이 전체 성능 맵을 왼쪽으로 옮길 수 있어 최종 사용자가 개발된 압축기를 설계 유량 근처에서 유량을 조절하면서 사용할 수 있다.

목표 압력비에서 설계 효율을 만족시키는지 확인하기 위해 Fig. 9와 같이 압력비-효율 선도를 나타내었다. Fig. 9에서 볼 수 있듯이 압력비 2.5에서 효율 83.6 %를 나타내었다. 이는 목표 효율인 80 % 이상의 효율이며, 설계 시 효율인 84 %보다는 약 0.4 % 정도 낮게 계측되었다. 특히 압력비가 2.5보다 더 큰 지점에서 최고 효율이 측정되었는데, 이는 스톨 마진(Stall Margin)을 충분히 확보하기 위해 초킹 선상에 작동점이 위치하도록 설계되었기 때문이다. 실제 최고 효율은 Stall 근처에서 발생하며 최대 효율은 86 %에 이

른다. 일반적으로 본 압축기와 같은 천음속 압축기의 경우, 최고 효율점은 동익단의 입사각 (Incidence Angle)이 0° 근처인 지점에서 최고 효율을 가지며, 입사각이 0도 이후로 증가하면서 날개 부하 (Blade Loading)가 점점 커지면서 압력비가 계속 상승하며 Stall 근처로 접근하면서 효율이 급격하게 떨어진다. 참고로 Fig. 10은 유량 대 효율의 그래프를 나

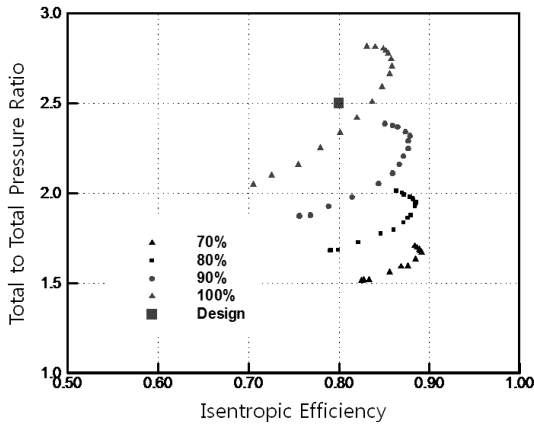


Fig. 9 Total to Total Pressure Ratio vs Isentropic Efficiency

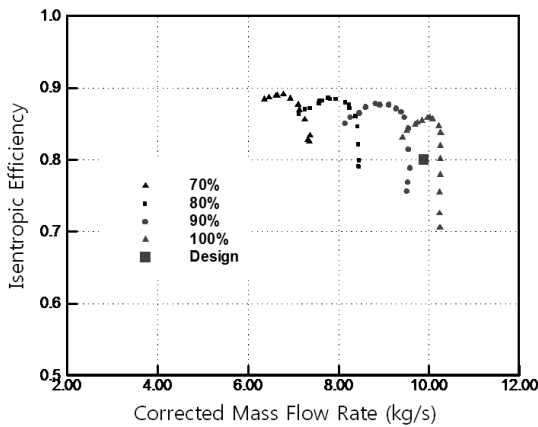


Fig. 10 Mass Flow Rate vs Isentropic Efficiency

타내고 있다. 이 그림을 보면 설계점 유량인 9.9 kg/s 근처에서 효율이 86%에 이르는 것을 확인할 수 있으나, 본 압축기 설계에서는 설계 압력비에 따른 해당 유량에서의 효율을 검토해야 하기 때문에 Fig. 9와 같은 효율 대 압력비의 그래프가 성능을 평가하는데 더 활용도가 높다.

3.1.2 압축기 정익단 부하 분포

본 압축기 성능시험에서는 출구 부하에 따라 정익 내의 압력 상승량을 살펴봄으로써 각 단의 날개 부하를 살펴보았다. 앞서 설명한 것처럼 본 압축기의 경우 압력을 높여갈수록 3단부터 입사각이 0보다 커지며, 최적의 단 매칭(Stage matching) 설계가 아닌, 3단부터 부하가 커지도록 설계하여 1단의 유동 특성에 의한 안정성이 3단보다 높도록 설계하였다. 이에 정익단 내부에서의 부하 분포를 확인하기 위해 IGV, 1단 정익, 2단 정익, 3단 정익에 각각 1개의 유로에 대해 34개씩 총 2개의 유로에서 68개의 위치에서 압력을 측정하였다. 1단 정익의 경우 총 3개의 열로 정압을 측정하였다.

Fig. 11은 설계 회전수의 성능맵에서 해당 위치에서 각 정익별로 무차원화된 정압력값을 나타내주고 있다. Fig. 11 (a) 그래프에서 출구 밸브를 완전히 연 초킹 근처 상태에서는 입구에서는 모든 정익단에서 2번째 점부터 압력이 낮아진 후 다시 압력이 회복되는 것을 확인할 수 있다. 이는 1~3단 전체에 걸쳐서 입사각이 날개각과 맞지 않아 큰 음의 입사각 (Negative Incidence Angle)을 가지기 때문이라고 판단된다. Fig. 11 (b)의 설계점 근처에서는 3단에서는 완전한 정압 상승이 이루어지며 2단에서 거의 0의 입사각을 가지는 것을 확인할 수 있다. 반면에 아직 1단 정익 내에서는 유동 입사각이 날개각과 맞지 않음을 확인할 수 있다. Fig. 11 (c)의 최고 효율점 근처에서는 2단에서 정익 압력 회복곡선의 기울기가 양으로 전환이 되었으며, 5번 점에서 1단의 정익단의 압력 회복곡선이 0의 기울기를 가지며 입사각이 0 근처임을 확인할 수 있다. 즉 본 압축기에서는 1번 정익단에서 입사각이 0이면서, 비교적 마하수가 낮은 2단과 3단에서는 정익단이 양

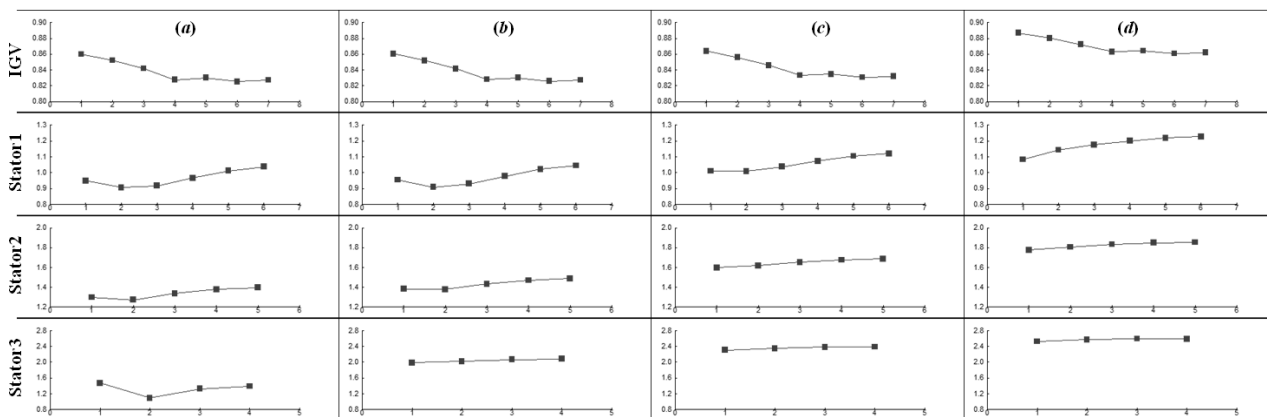


Fig. 11 Normalized Static Pressure Distributions at (a) Open-Throttle, (b) Design Point (c) Best Efficiency Point and (d) near Stall Point

의 입사각을 가지게 될 때에 최고 효율을 가지는 것을 확인할 수 있다. 한편 스톨(Stall) 근처에서는 1번 정익단 내부에서도 압력 회복곡선이 양의 기울기를 가지는 것을 확인할 수 있다. 이후 성능맵에서는 유량을 줄임에 따라 각 단에서의 정익단 압력상승이 계속하여 증가하는데, 전압력 곡선은 횡으로 이동하다가 스톨의 선구신호(Precursor)를 발생한 후 스톨로 발단될 수 있어, 해당 위치까지 성능시험을 수행하였다.

이는 Fig. 10의 효율 그래프와도 함께 살펴볼 수 있다. 최고 효율을 가지는 지점으로부터 스톨 직전까지의 유량 범위가 상당히 좁고, 급격하게 떨어진다. 본 실험을 통해 내부 상대 마하수가 1.0보다 큰 천음속 압축기의 경우 날개 입사각의 운용범위가 상당히 작은 것을 알 수 있다. 특히 최고 효율을 가지는 지점은 5번 점으로 1단 정익단의 압력 회복곡선이 거의 0인 지점이다. 즉 이 지점의 1단 동익의 입사각이 0에 가깝고, 3단 동익의 경우 입사각이 큰 양의 값을 가질 것으로 판단된다. 특히 동익단 내부에서 큰 충격파가 발생하여 이로 인한 날개 내부의 역압력 구배가 급격히 상승하고, 여기에 입사각 증가로 인한 날개 부하가 더욱 커지게 되면 내부 유동이 역압력 구배를 극복하지 못하고 이웃 날개로 진행되는 형태, 혹은 하류에서 이웃 날개의 상류로 다시 올라오는 거동을 보이게 되어 급격하게 스톨로 발단할 것으로 예상된다. 본 시험을 통해 3단 동익/정익에서 큰 부하가 발생하는 것으로 계속되었기 때문에, 스톨의 선구신호 혹은 스톨이 3단에서 먼저 계속될 것으로 예상된다.

5. 결 론

항우연에서는 본 연구를 통해 3단 천음속 축류형 압축기의 공력설계를 수행하였고, 해당 압축기 시험을 위해 시제품 제작 및 시험장치를 구축하여 공력성능 측정시험을 수행하였다. 공력성능 시험을 통해 압축기의 설계 목표 압력 2.5에

서 달성된 것을 확인하였으며, 사이클 해석 및 CFD를 통해 얻어진 목표효율 84 %에 약간 모자란 83.6%의 효율을 얻을 수 있었다. 본 3단 압축기 설계는 3단부터 날개부하가 증가 되도록 설계가 되어있어, 각 단의 최적 단별매치 설계가 되어 있지 않다. 때문에 정익단의 설치각 조정(Re-Stagger) 혹은 솔리디티(Solidity) 변경 등에 따른 손실 저감을 통해 해당 효율은 충분히 달성 가능할 것으로 판단된다. 또한 설계 압력비에서 3% 이내로 질량유량이 크게 계속되었는데, IGV 입구각 변경, 유로면적, 날개각 혹은 정익단의 설치각 등의 조정 등을 통해 실제 사용 시에는 원하는 질량유량을 얻을 수 있을 것으로 판단된다.

한편 성능 시험 시 설계에 반영한 대로 3단 압축기부터 입사각이 증가하며 날개부하 역시 3단에서 1단으로 하류에서 상류로 부하가 점차 증가하는 것을 확인하였다. 이는 스톨/서지 발생 시 유동의 불안정성이 압축기의 상류가 아닌 하류에서부터 발단할 수 있음을 의미한다.

후 기

본 연구는 지식경제부 및 KATRA가 주관하는 항공우주부 품기술개발사업 중 ‘차세대 소형 고부하 압축기 다분야 통합 기술 개발’ 과제의 지원을 받아 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) 강영석, 박태춘, 양수석, 2009, “다단 고부하 축류압축기 공력 설계 및 성능 평가,” 유체기계저널, 제12권 제5호, pp. 66~71.
- (2) “Designing Compressors with Concepts NREC,” Concepts ETI, 2007.
- (3) Shuo Li, “Design Turbomachine Using AxCent,” Concepts ETI, 2009.