

고부하 1단 축류형 압축기 공력 설계 및 성능 예측

강영석[†] * · 박태춘* · 양수석*

Aerodynamic Design and Performance Prediction of Highly-Loaded 1 Stage Axial Compressor

Young Seok Kang[†] * · Tae Choon Park* · Soo Seok Yang*

ABSTRACT

Recently, needs for UAVs and small aircraft and small turbo jet or turbo fan engines for these air-crafts are increasing. Size and weight are the two main restrictions in small air-crafts such as UAV or VLJ propulsion system applications. Therefore, high power density is required in small size and designers come up with unconventional solutions in the design of small aero gas turbine engines. One of the solutions is the usage of highly loaded axial compressors. This paper introduces an aerodynamic design method of a highly loaded axial compressor and its review process. Numerical simulation has been carried out to assess the aerodynamic performance of the compressor.

초 록

최근 무인기 혹은 소형 항공기들에 대한 수요가 증가함에 따라 소형 터보제트 혹은 터보팬 엔진의 수요가 꾸준히 증가하고 있다. 이러한 소형 엔진은 요구 추력을 달성하면서 크기와 무게를 줄이는 것이 가장 중요한 설계 인자인데, 이는 곧 비추력(Thrust to Weight) 값이 매우 높음을 의미한다. 비추력 값이 높은 엔진을 설계하기 위해서, 압축기 혹은 터빈 등의 핵심구성품의 경우 크기를 줄이고 단수를 줄이는 방법이 가장 효과적이다. 특히 축류압축기의 경우 일반적으로 다단으로 구성하는데 여러 단으로 구성된 압축기 중에서 단수를 줄이고 남은 단에서의 압력비를 높이는 '고부하 압축기'를 채용함으로써 이러한 문제를 해결할 수 있다. 최근 국내에서도 축류형 압축기에 대한 개발의 필요성이 꾸준히 제기되고 있으며, 이에 본 논문에서는 고부하 축류형 압축기의 설계 및 성능 리뷰 중 주요한 사항에 대해 소개하고자 한다.

Key Words: Axial Compressor(축류형 압축기), Pressure Ratio(압력비), Efficiency(효율), Highly Loaded Compressor(고부하 압축기)

1. 서 론

* 한국항공우주연구원 항공연구본부 추진기관팀

† 연락처, E-mail: electra@kari.re.kr

국내의 가스터빈용 압축기 개발 기술은 대부분

분 원심 압축기를 중심으로 산업용 압축기 및 터보차저, 군사용, 단수명 가스터빈 엔진에 장착되는 소형 압축기 등에 대하여 전통 기법을 통한 설계 기술을 보유하고 있을 뿐이다.

최근에 들어서 5MW급 가스터빈 엔진 개발을 통해 산업체 및 관련 연구 분야에서 중대형 가스터빈 엔진 개발 시 축류형 압축기 개발에 대한 필요성이 환기가 되고 있다. 이와 같이 원심형 압축기 이외의 축류형, 사류형 압축기의 기술 개발에 대한 중요성은 국내 산업체에서 인지하고 있으나, 이들 압축기 기술개발의 어려움으로 인해 축류형 압축기의 경우에는 단수명의 무인 비행체용 소형 터보팬에 적용되는 기술은 확보하고 있을 뿐, 유인용 엔진에 적용되는 기술은 아직 확보하지 못하고 있는 실정이다. 또한 사류형 압축기에 대해서는 국내에서 연구개발은 되고 있으나 상용 엔진에 적용된 경우가 거의 없다.

이에 항공우주연구원(이하 항우연)에서는 한국항공우주기술연구조합의 지원을 받아 2008년 5월부터 4년간에 걸쳐 축류형 압축기의 설계, 시험평가 기술을 개발하고, 날개 형상 및 성능시험 결과 등을 산업체 및 관련 연구 분야에서 국내 연구소 및 엔진 제작사에서 적극 활용할 수 있도록 설계 및 성능시험 데이터베이스를 확보하고자 한다.

최근에 3단 축류형 압축기를 설계부터 성능시험까지 성공적으로 완료하여, 다단 축류형 압축기 개발 기술에 대한 기틀을 마련하였다⁽¹⁾. 이를 바탕으로 최근에는 압축기의 부하를 더욱 높이면서 효율은 좀 더 상승된 1단 고효율 고부하 압축기를 설계하여, 축류압축기 설계기술을 한 단계 향상시키고자 한다. 본 논문에서는 1단 축류형 압축기의 공력 설계 방법 및 공력 성능 평가 방법에 중 주요한 사항에 대해 간략하게 설명하도록 하겠다.

2. 압축기 공력 설계 방법

2.1. 압축기 사양 결정

Table 1 개발 압축기 사양

개발 압축기 사양	
벤치마킹 엔진	1,500 lbf급 터보팬 엔진
공기 질량유량	15.0 kg/sec
압축기 압력비	1.6
효율	85%

개발될 압축기의 사양은 아래와 같다. 1,500lbf급 추력을 발생시키는 엔진의 팬 부분에 해당되는 부분이며 표 1과 같은 사양을 가지고 있다. 해당 압축기는 22,000 rpm으로 회전하며, 축류 압축기의 부하를 분류하는 Smith Chart에 따르면 일계수 (Loading Coefficient) 가 0.45에 달하기 때문에, 일반적인 압축기에 비해서는 부하량이 높다고 할 수 있다⁽²⁾.

2.2. 압축기 공력 설계 방법

본 연구에서 공력 설계로 사용할 압축기 설계 프로그램은 Concepts NREC 사에서 개발한 Axial 및 AxCent 이며 아래와 같은 특징을 가지고 있다. Axial 및 AxCent는 서로 상호 보완적 기능을 수행하며 Axial이 1차원 설계 및 해석을 수행하는 반면 AxCent는 날개의 3차원 설계 및 검증을 수행하는 방식이다. Axial 내부에서의 설계 작업은 크게 3단계로 구분이 되며 아래와 같은 특징을 가지고 있다.

- Design mode - 유량, 압력비, 회전 수 등의 주요 설계변수로부터 압축기의 Scratch Design을 생성하는 모드
- Redesign mode - Design mode에서 설계된 Scratch Design으로부터 공력 성능 혹은 형상에 제한조건을 두고 압축기 형상을 세밀하게 조정할 수 있어 상세한 설계가 가능한 모드
- Analysis mode - Redesign mode에서 설계 완료된 압축기에 대해 설계점 및 탈설계점에서 성능을 평가할 수 있는 모드

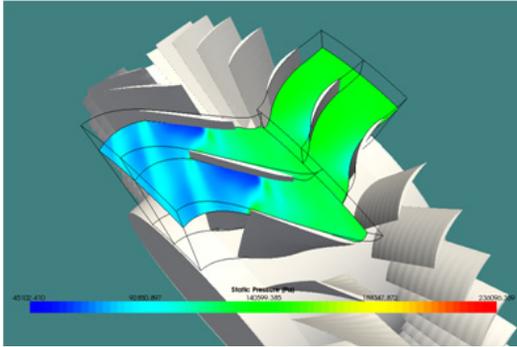


Fig. 1. 초기 설계안 내부에서의 충격파 거동

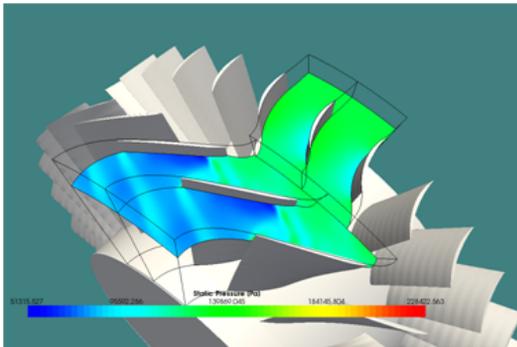


Fig. 2. Tuning 된 Design 내부에서의 충격파 거동

본 연구에서는 Design mode로부터 압축기의 Sizing 및 1차원 설계를 통해 날개의 개략적인 사양을 결정하며, Redesign mode에서 Hub에서 Tip까지의 전압 등의 분포를 균일화 시키는 작업 등을 수행한다. Sizing 및 Scratch Design에서 필요한 설계 과정을 거친다. 이후 비속도, 부하계수, 확산계수 등 여러 설계 변수를 검토한 후 타당한 값을 가지게 되면 AxCent로 설계안을 넘겨 상세 날개 및 유로 디자인을 수행하며 이를 평가한다.

AxCent에 날개 형상 처음 넘긴 초기 설계안에서 실제 날개 및 Hub와 Casing의 Profile을 여러 가지 공력 성능을 살펴보며 수정한다. 일단 본 연구에서는 향후 테스트 시 가공성을 용이하게 하기 위해 Hub와 Casing의 Profile을 일직선으로 바꾸고, 이로 인해 변경된 압축기의 공력 성능 (질량유량, 압력비 등)을 입 출구 날개각을 바꾸어 가면서 맞춰 주도록 하였다. 이를 위해

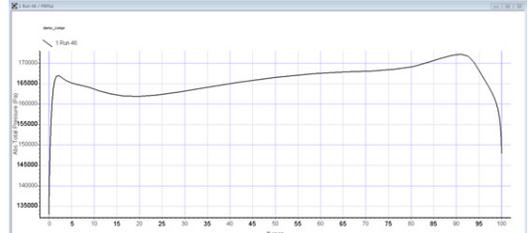


Fig. 3. 초기 설계안에서 Hub에서 Tip까지의 전압력 분포

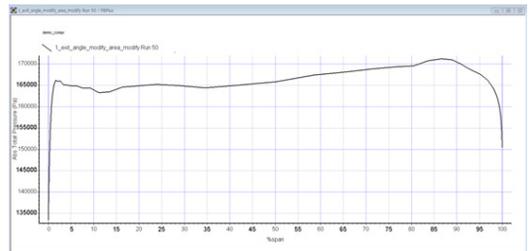


Fig. 4. Tuning 된 Design에서 Hub에서 Tip까지의 전압력 분포

설계 시 날개의 Stagger Angle 및 입·출구의 날개각 등을 변경하며, AxCent에 내장된 PushButton CFD를 이용해서 CFD를 수행하여 목표 질량유량, 압력비, 효율을 평가할 수 있도록 하였다. Axial 및 AxCent의 자세한 사용방법은 참고문헌 (3),(4)를 참조하도록 한다.

23. 압축기 공력 설계 시 주요 착안 내용

본 1단 압축기 설계 시에는 몇 가지 설계 시 주요 착안점이 있어, 여기에 간단히 설명하고자 한다.

본래 압축기의 날개 Profile 형상은 동익단은 MCA (Multi Circular Arc) 이며 정익단은 DCA (Double Circular Arc) 이다. MCA Profile의 장점은 날개의 Maximum Thickness 위치를 날개 Chord에서 상당히 뒤쪽으로 후퇴시킬 수 있어, 충격파를 최대한 뒤쪽으로 이동시킬 수 있다. 만일 충격파가 날개의 전단 근처에서 발생하게 될 경우, 내부에서의 상대 속도는 급격하게 낮아지고 대신 정압력 상승량은 높아지게 되어 이로 인해 날개 내부에서의 하류로 갈수록 역압력 구배를 이기지 못하게 되어 압축기의 역할을 수행하지 못할 수 있게 된다. 또한 충격파가 유로 내

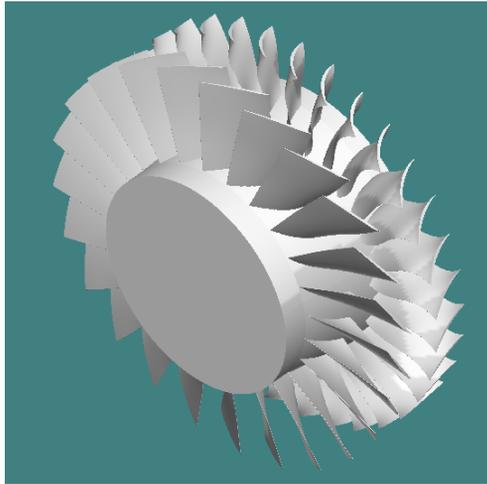


Fig. 5. 1단 축류압축기 1차 설계안

부로 한정되어 유로 바깥으로 충격파가 전파되는 것을 방지하여, 상류에 영향을 최소화 시켜 단별 설계 및 성능 예측을 더욱 용이하게 해 준다. 이로 인해 본 압축기에서는 Fig. 1에서 Fig. 2와 같이 Tip 부근에서의 Maximum Thickness 분포를 Chord에서 80% 위치할 수 있도록 이를 수정하였다. 이후 출구 유동각 조정 등을 통해 목표 전압력비는 그대로 유지하면서 최대 마하수는 낮추고, 충격파의 강도를 감소시켜 동익단 효율을 1% 이상 향상시키는 효과를 얻을 수 있었다.

또한 일반적으로 동익단 출구에서 Hub에서 Tip까지의 전압력의 분포는 균일하게 설계하는 것이 보통이다. 특히 축류압축기의 경우 다단으로 구성되기 때문에 비균일한 유동장 분포를 가지게 된다면 단별 매칭을 통해 다단으로 구성하기가 매우 어려워진다. 이러한 이유 등으로 인해 축류압축기의 경우 Hub에서 Tip까지 Span 별로 균일한 전압력 상승량을 가지도록 설계를 함에도 불구하고, 내부에서의 2차 유동 및 곡률 등에 의한 원심력 등에 의해 실제로는 설계 시 의도된 균일도가 많이 떨어지게 된다.

Fig. 3는 본 압축기 초기 설계안에서 출구에서의 전압력 상승량을 CFD를 통해 해석한 값이다. 설계 시에는 전압력 상승량을 최대한 균일하게 조정하였으나, CFD 결과에서는 Tip쪽에서 부

하가 크고, Hub쪽에서 부하가 작은 것을 확인할 수 있다. 이에 Tip 부근에서의 Turning Angle을 줄이고 이를 보상하기 위해 부하가 가장 작은 지점에서의 Turning Angle을 키워주면서 목적하는 전압력 상승량을 가질 수 있도록 한다. 최종적으로는 Fig. 4와 같이 초기 설계안보다 균일한 전압력 상승량을 가지는 것을 확인하였다. Fig. 5는 현재 1차적으로 설계 완료된 압축기의 형상을 나타내고 있다. 동익의 공력설계 Tuning 및 3차원 Stator 채용 등을 통해 설계된 압축기의 CFD해석 결과 공력 성능 해석 결과 압력비 1.6, 효율 85%로 요구사항을 만족하였다. 현재 구조-공력 MDO최적화 설계를 통해 구조적 안정성을 좀 더 높이고, 공력 성능을 향상시킬 수 있는 압축기의 설계를 진행 중에 있다.

3. 결 론

본 논문에서는 천음속 고부하 압축기 설계 방법에 대해 간단히 소개하고, 특히 본 압축기 설계 시 주요 착안점 (Design Intent)에 대해 몇 가지를 소개하였다. 본 연구를 통해 개발될 압축기는 2011년 2분기에 성능시험을 통해 공력성능을 측정할 예정이다. 해당 내용 등을 충실히 정리하여 향후 국내에서 축류압축기 개발 시 유용하게 사용할 수 있는 자료로 활용할 예정이다.

참 고 문 헌

1. 강영석, 박태춘, 양수석, "3단 고부하 축류압축기 공력 설계 및 성능 평가", 유체기계저널 12권, 6호
2. Tony Dickens and Ivor Day, "The Design of Highly Loaded Axial Compressors", ASME Turbo Expo 2009
3. "Designing Compressors with Concepts NREC", Concepts ETI, 2007
4. Shuo Li, "Design Turbomachine Using AxCent", Concepts ETI, 2009