

## 다단 고부하 축류압축기 공력 설계 및 성능 평가

강영석\*† · 박태춘\* · 양수석\*

### 1. 서론

국내의 가스터빈용 압축기 개발 기술은 대부분 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 기술개발에 대한 중요성은 국내 산업체에서 인지하고 있으나, 이들 압축기 기술 개발의 어려움으로 인해 축류형 압축기의 경우에는 단수명의 무인비행체용 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. 이에 본 연구에서는 국내 업체에서 수요가 예상되는 항공용 가스터빈 엔진의 사양을 조사하고 사이클 해석을 통해 압축기의 사양을 결정하여, 이를 설계하고 CFD를 통해 성능을 검증하였다. 본 기고에서는 축류형 압축기의 공력 설계 방법을 소개하고, CFD 해석 결과 등을 간략히 제시하여 다단 축류형 압축기에 대한 전반적인 설계 방법을 소개하고자 한다.

### 2. 압축기 공력 설계 방법

#### 2.1 압축기 사양 결정

일반적으로 엔진 개발 시에는 기존 개발된 압축기에서부터 시작하여 엔진의 사이클을 해석하고, 요구사항이 이에 부합하지 못할 시에 기존 압축기를 개조하는 것부터 시작하는 것이 대부분이다. 따라서 축류형 압축기에 대해 기술적 개발 기반이 취약한 국내에서는 엔진 제작을 위해 다양한 압축기의 기준 모델의 개발이 절실한 형편이나, 국내 산업체에서 일일이 이를 개발하는 것은 무리가 따른다. 과거 미국 등에서도 NASA<sup>(1)(2)(3)</sup> 등에서 압축기 개발을 위한 날개의 형상을 설계하고 이로부터 엔진 제작사들이 날개의 형상을 수정하여 압축기 날개의 개발을 수행하는 방법으로 엔진 개발이 이루어진 만큼, 국내에서도 이러한 압축기 개발을 위해 국내형 고부하 압축기 기준 모델이 매우 시급히 요구되는 바이다.

향후 국내의 항공용 가스터빈 엔진은 주로 중소형급 무인기 혹은 VLJ에 대비하고 있다. 해당 항공기에 장착되는 엔진은 10,000 lbf 이하의 추력을 내는 Bypass비가 1 이하인 터보팬 엔진에 대한 엔진 개발 검토가 이루어지고 있다. 이러한 엔진에 부합하는 엔진을 Forecast International 및 Jane 연감을 통해 여러 후보군을 도출하였으며, 이에 Honeywell 사의 F124엔진이 본 연구의 개발 목표에 부합하는 엔진으로 선정되었다. F124엔진은 유럽 및 대만에서 개발된 고등 훈련기에 장착하여 사용되고 있다. 하지만 전투기용 엔진으로 사용되기에는 추력이 작다고 평가되며 이를 보완하기 위해 현재 애프터버너를 장착한 F125등이 개발되었다. 하지만 F124의 주요 타겟은 무인기, 단수명 비행체 등의 엔진이며 이들 항공기에 대한 수요가 높아지면서 F124와 같은 저 Bypass의 터보팬 엔진의 수요도 높아지고 있다.

\* 한국항공우주연구원

† 교신저자, Email : electra@kari.re.kr

Table 1 벤치마킹 엔진 (F124) 사양

	모델 엔진 사양
벤치마킹 엔진	6,000 lbf급 터보팬 엔진
공기 질량유량	42.7 kg/sec
압축기 압력비	19
바이패스 비	0.4~1.0
압축기 단 구성	LPC 3단 + HPC 5단

이에 본 연구에서는 F124엔진에 장착된 HP 압축기를 목표로 하여 동일한 수준의 성능을 내는 압축기를 개발하고자 하였으며 사양은 Table 1과 같다.

## 2.2 엔진 사이클 해석

개발 대상 엔진에 대한 자세한 분석을 통해 보다 정확한 HP 압축기의 사양을 결정하기 위해 엔진 사이클 해석을 수행하였다. 엔진 사이클 해석은 NLR에서 개발한 공개 가스터빈 사이클 해석 프로그램인 GSP V10으로 수행하였다. 본 엔진 사이클 해석 프로그램은 항공기용 엔진 및 산업용 엔진 사이클 해석에서 폭넓게 쓰이고 있으며, 다양한 터보팬, 터보젯 및 터보 샤프트 엔진의 예제를 제공하고 있다. 본 연구에서는 벤치마킹 엔진의 사이클 해석을 위해 Fig. 1과 같이 Layout을 구성하였으며, 사이클 해석을 위해 주어진 엔진 사양은 엔진 사양은 Jane 연감 등에서 발췌하였다.

벤치마킹 엔진은 2 spool 엔진으로 LP 압축기 및 HP 압축기의 회전속도가 서로 다르다. 이상의 압축기의 사양을 주었을 때, 6,000 lbf의 추력에 수렴한 결과를 얻을 수 있었으며, 이는 엔진 사양과도 거의 일치하는 것을 확인할 수 있었다. 이로부터 아래와 같은 Table 2와 같은 HP 압축기의 사양을 도출하였으며 본 연구에서는 축류압축기 단에 대한 설계 및 수치해석 방법으로 공력 성능 검증을 수행하였다.

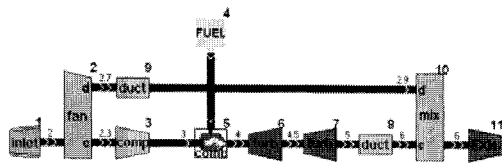


Fig. 1 F124엔진의 엔진 사이클의 layout in GSP

Table 2 개발 대상 압축기 사양

	HP 압축기 사양
단 구성도	3단 축류 + 1단 원심
전체단 압력비	7.6 (Total to Total)
단별 압력비	축류단 (2.5) + 원심단 (3.0)
단별 효율	축류단 (85%) + 원심 (81%)
질량 유량	21.0 kg/s (상사 시 9.8kg/s)
입,출구각	축방향 대비 15 deg
팁 반지름	200 mm 이하

## 3. 압축기 공력 설계

### 3.1 AXIAL을 이용한 공력 설계

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.<sup>(4)(5)</sup> 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

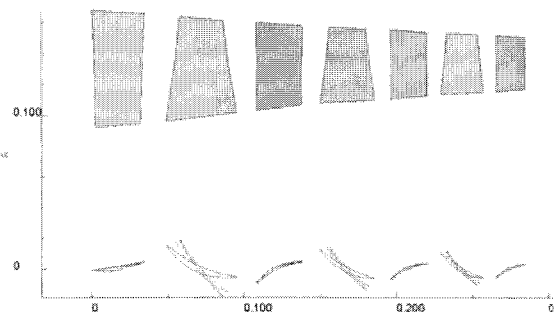


Fig. 2 Axial 로 설계된 3단 HP 압축기

### 3.1.1 Design Mode

Axial에서는 기본적으로 Design mode에서 Module 설계를 통해 기본적인 압축기의 형상을 결정해 준다. 형상 결정을 위해서 다양한 옵션이 존재하나, 본 연구에서는 단수와 유량계수와 압력비 그리고 Mean line에서 반지름을 바꾸어가며 설계를 하는 방법을 선택하였다. 여기에 Reaction Factor 등을 결정하면서 최종적으로 Fig. 2와 같이 기본 형상을 도출하도록 한다. Design mode의 모든 설계변수는 대부분 압축기의 기본 설계 형상을 도출에 매우 중요하나, 특히 천음속 다단 압축기 설계를 위해서 몇 가지 중요한 설계변수들은 아래와 같다.

■ 효율 (Efficiency) - 설계 시 입력값으로서 효율은 압축기의 크기를 결정하는 매우 중요한 설계변수이다. 높은 값의 효율을 주게 되면 각 단에서의 압축기의 Turning Angle이 커지게 되어 압축기의 평균 반지름이 줄어드는 반면 낮은 효율은 주게 되면 평균 반지름이 늘어나게 된다. 설계값으로서의 효율은 이후 수행할 공력 해석에 따른 효율과는 다른 값을 나타낼 수 있으며, 단별 압력비 등을 고려하여 효율값을 주어야 한다.

■ 반동도 (Reaction Ratio) - 축류 압축기의 경우 일반적으로 0.5 정도를 사용하여 설계의 편의성을 높이는데 반해, 단별 압력비 향상을 위해 반동도를 극대화하여 고부하 압축기의 경우 동익단에서 올려줘야 하는 압력비가 매우 높으므로 0.7 이상의 값을 가질 수도 있다. 하지만 일반적으로 static to static 조건으로 하였을 때에 0.75가 넘지 않도록 한다. 본 연구에서도 1단~3단까지 반동도가 0.70이 넘지 않도록 설계되었다.

■ 유량계수 (Flow Coefficient) - 일반적인 압축기의 경우 0.3~0.5의 값을 가지는데, 일반적으로 고부하 압축기의 경우 높은 유량계수를 가진다. 본 압축기의 경우 단별 압력비가 높아야 하므로 0.45의 비교적 높은 유량계수를 가지도록 한다.

■ 반지름 (Reference Radius) - 압축기의 단수 및 크기 그리고 팁속도를 결정하는 가장 중요한 설계변수 중 하나로, 이는 설계 엔진 사양에도 부합하여야 한다. 본 연구에서는 반지름 200mm이하로 하면서 Tip 속도는 마하수 1.3 이하가 될 수 있도록 설계하였다.

■ 비속도 (Specific Speed) - 비속도는 앞서 설명한 설계변수들에 따라 결정되며, 일반적으로 축류압축기의 비속도는 1.5~2.5에서 가장 높은 효율을 나타내는 것으로 알려져있다. 본 연구에서도 1단~3단까지 2.6~1.9 사이의 비속도를 가지도록 설계하였다.

### 3.1.2 Redesign Mode

본 연구에서도 Design mode에서 Table 1에서 주어진 주요 설계변수들을 이용하여 Scratch Design을 얻은 후 Redesign

mode에서 허브(Hub)와 팁(Tip)의 형상 및 날개 수 및 상세 형상 등을 결정하였다. 기본적으로 1단~3단까지 동익에서 모두 천음속 영역으로 운전되기 때문에 동익은 천음속 날개 형상에 적합한 MCA (Multiple Circular Arc) 형상을 가지며, 정익의 경우 운전 마하수가 1.0 이하이기 때문에 Axial 에서는 주로 NACA65를 추천하나, 본 연구에서는 Bezier Curve를 이용한 User profile을 사용하였다. 특히 Redesign mode에서는 IGV 등의 날개를 설계하는 것도 가능한데 본 연구에서도 1단 동익에 접근하는 유동의 상대 속도를 낮추기 위해 1단 동익 상부에 IGV를 장착하여 IGV 출구에서 이탈각 등을 고려하여 약 12도의 유동각을 가지게 하였다.

기본적으로 위와 같은 압축기 날개 및 허브와 쉬라우드의 설계 사양이 종료되면 설계 사양에 부합하는 압축기 날개각 등을 결정하기 위해 일반적으로 두 가지 과정을 거친다.

■ 단별 전압 상승에 따른 날개형상 재설계 - 일반적으로 전체 압축기의 전압력 상승량이 결정되면 단별 압력비 상승량을 결정하게 되는데 일반적으로 1단의 압력비가 가장 높다. 본 연구에서는 1단의 압력비 대비 2단, 3단의 압력비는 전단의 압력비의 약 95%를 가질 수 있도록 설계가 되어있다. 이와 같이 Redesign mode에서 먼저 각 단의 압력비를 조정하여 이를 만족하도록 날개각을 조정하는 작업을 거친다.

■ Span 방향에 따른 전압력 분포 균일화 - 앞서 각 단의 전압력 상승량에 따라 날개각이 재설계 되었으면, 이번에는 허브에서 팁까지 전압력값의 상승량을 균일하게 하도록 날개각 분포를 재조정한다. 일반적으로 이전 단계인 날개형상 재설계 과정에서 약 1~2% 안쪽으로 전압력 값이 거의 균일하도록 설계

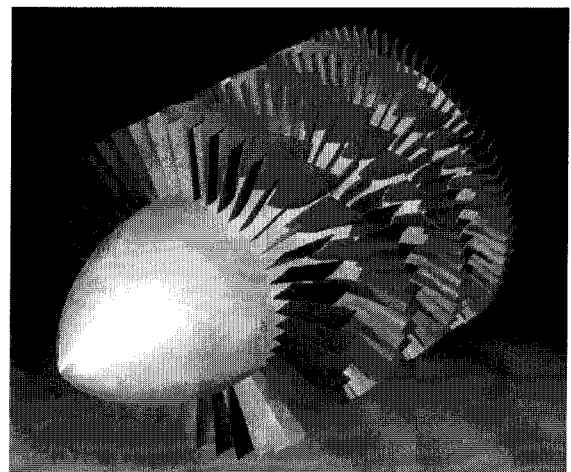


Fig. 3 AxCent에서 상세 설계되어 3D 모델링 된 압축기

가 되므로 이 과정에서는 날개 형상이 크게 바뀌지는 않는다.

### 3.1.3 Analysis Mode

Redesign mode에서 Analysis mode로 넘어오게 되면 사용자는 기본적으로 유량, 회전수 등을 바꿔가면서 설계점 및 탈설계점에서의 압축기의 성능 및 스톨, 서지가 발생하는 유량 등을 평가할 수 있게 된다. 하지만 천음속 압축기의 경우 동익 및 정익의 날개각에 따른 입사각, 이탈각이 매우 중요하여 Analysis mode에서 날개각을 바꾸어 줌으로써 이들 값들을 바꿀 수 있게 된다. 일반적으로 천음속 압축기의 경우 동익의 입사각은 날개각 혹은 흡입면 기준으로 0도로 설정하여 아음속 압축기와는 달리 입사각이 작은 값을 가지도록 한다. 아음속 압축기의 경우 입사각을 크게 함으로써 날개에 걸리는 부하를 크게 하여 더 높은 압력비를 얻을 수 있으나 천음속 압축기의 경우 입사각이 커지게 되면 흡입면 등에서 팽창파(Expansion wave) 등이 발생하여 압축기의 성능에 악영향을 미치게 된다. 정익의 경우 날개의 입사각은 0도~-2도 사이값이 권장된다. 이렇게 날개각을 조정하여 입사각 등을 결정하고 난 후 최종적으로 압축기의 설계점 및 탈설계점의 성능을 평가한 후 AxCent에서 상세 형상 설계를 완료한다.

### 3.2 AxCent를 이용한 상세 설계

AxCent에서는 Axial에서 넘어온 1차원 날개 설계를 3차원으로 전환시켜 보다 상세한 형상 설계가 가능하고 완료된 형상 설계에 대해 실시간으로 공력 성능을 검증할 수 있게 된다. Axial에서는 허브, 50% 스패, 팁 부근에서만 1차원적으로 설계가 가능하나 AxCent에서는 단면을 더 많이 나누어 설계가 가능하여 보다 3차원적인 설계가 가능하며, 더욱 다양한 날개 형상에 대한 옵션이 제공된다. 이에 대한 상세한 사항은 참고 문헌 (4)를 참조하도록 한다. AxCent에서 재설계된 압축기 설계는 다시 Axial로 넘겨 각종 유동조건에 따른 1차원적인 성능을 재검증 할 수 있다.

## 4. 압축기 공력 설계 검증

본 과제를 통해 설계된 3단 HP 압축기 공력 설계 검증은 추후 항우연에서 보유하고 있는 압축기 시험 설비에서 성능평가를 수행할 예정이다. 그 이전에 여러 가지 방법을 통해 성능을 수치적으로 평가할 수 있다.

Table 3 수치검증 방법에 따른 압축기 성능변수

	전압비	효율
설계값	2.50	84.2 %
MST	2.52	86.9 %
Push Button CFD+	2.57	85.6 %
ANSYS V11	2.50	85.5 %

### 4.1 Rapid Loading (Single Streamtube)

AxCent에서의 Rapid Loading 방법은 설계된 압축기의 Passage Center에서의 Streamline을 따라 준 3차원 비점성 유동 해석을 수행한다. 따라서 이를 single stream tube analysis(이하 SST)라고도 한다. SST에서는 허브에서 팁, 그리고 Blade to Blade 방향으로 선형 속도 분포를 가지고 있다고 가정하기 때문에, 본 연구에서와 같이 3차원 날개 분포를 가지는 경우에는 정확한 해의 도출이 힘들다. 실제로 본 압축기의 전압력비는 2.5인데 반해 SST 해석에서는 3.2의 압력비를 가지는 것으로 나타난다. SST 해석은 그 자체로는 큰 의미가 없으나 다음에 소개하는 Multi Stream Tube Analysis에서 초기조건(Initial condition)으로 주로 사용된다.

### 4.2 Multi Streamtube Analysis (MST)

MST 해석은 SST와는 달리 허브에서 팁까지 7~11개의 Streamline을 주어 보다 정확한 해를 유추할 수 있도록 하며, Streamline을 따라 분포하는 격자점에서의 속도 구배 방정식을 풀고, 수차례의 반복을 거쳐 좀 더 정확한 해에 수렴하게 된다. 일반적으로 SST에 비해 정확한 해를 유추하는 것으로 알려져 있으며, 본 연구에서도 입구 대 출구의 전압비가 설계값에 근접한 2.52의 값에서 수렴하였다.

### 4.3 Pushbutton CFD

AxCent에서는 Multi-grid 해석 방법에 기본을 둔 CFD 코드를 제공하여, 좀 더 자세히 공력 설계 검증을 할 수 있도록 하고 있다. AxCent에서 설계 시에는 2차원 B2B 해석 방법을 통해 주요 Span 위치에서의 설계값을 검증할 수 있도록 하고 있으며, 설계가 완료되면, 3D CFD를 통해 최종적으로 설계를 검증할 수 있도록 하고 있다. Pushbutton CFD 내부에서 수렴 조건을 정해줄 수 있으나, 일반적으로는 입출구에서의 압력비, 효율 등의 성능변수 및 질량유량이 time step에 따라 변화가 없이 안정화 될 때 까지 모니터링 하도록 권장되고 있다. 하지

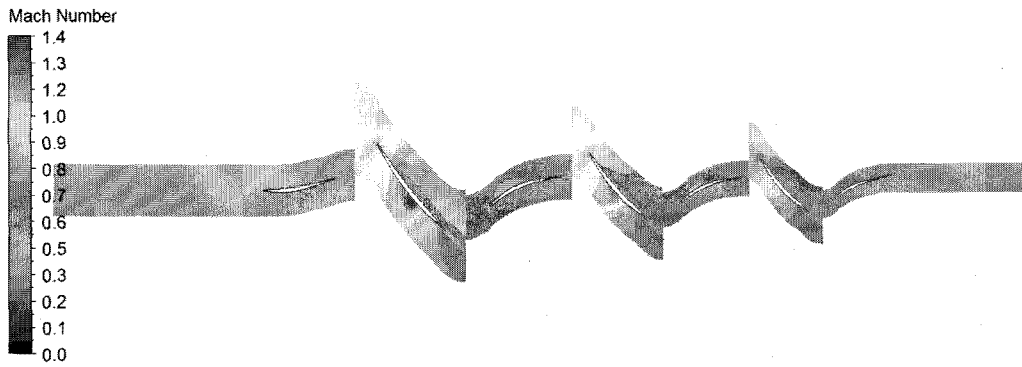


Fig. 4 90% Span에서의 상대 마하수 분포 (Ansys CFX)

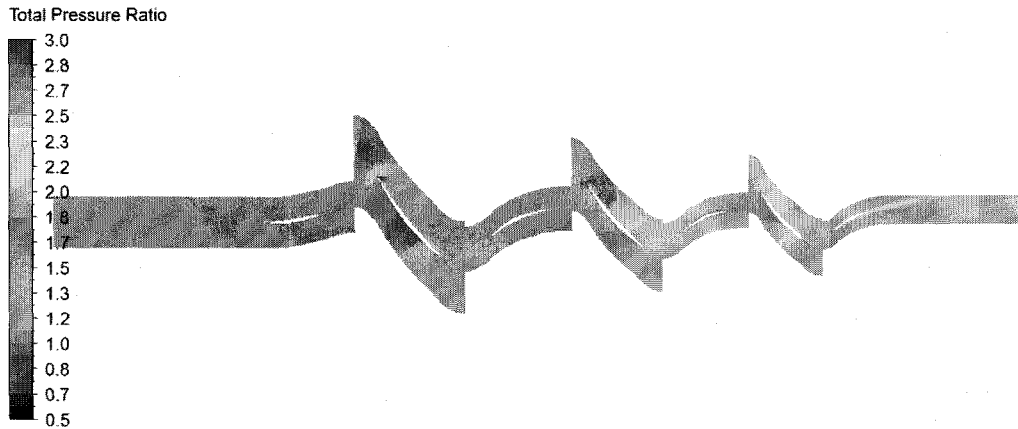


Fig. 5 90% Span에서의 전압력비 분포 (Ansys CFX)

만 Pushbutton CFD 의 경우 아직까지 타 상용 CFD Code보다는 격자계 구성, 사용자 편의 기능 및 수렴성 등이 떨어지기 때문에 제공되는 다양한 옵션에 비해 활용도가 많이 떨어지는 편이긴 하지만 AxCent 내에서 별도의 작업 없이 격자생성 및 CFD 해석이 가능하기 때문에 설계작업에 큰 도움이 된다.

본 연구에서도 Pushbutton CFD를 통해 설계 중 공력 성능을 검증하고자 하였으며, 최종 설계된 압축기 형상에 대한 Pushbutton CFD 해석 결과 중 공력 성능 변수를 표 3에 정리하였다.

#### 4.4 Ansys CFX를 이용한 공력 성능 평가

앞서 설명한 Pushbutton CFD에서는 익단간극을 고려한 격자계 구성 등이 매우 제한적이다. 따라서 좀 더 격자계 구성이 용의하고, 많은 사용자들에 의해 검증된 Ansys CFX를 통해 최종적으로 공력설계의 검증을 수행하였다. 입구에서의 경계 조건은 전압, 전온도와 유동각도를 주었고 출구에서의 경계 조건은 평균 정압력을 주었다. 회전좌표계 및 정지좌표계간의 인터페이스는 Stage 기법을 통해 처리하였으며, 난류모델은

Scalable k-epsilon turbulence model을 사용하였다. 특히 본 압축기의 경우는 1단에서 비교적 높은 압력비를 나타내고 1단에서는 충격파(Normal shock)가 선명하게 발생하여 불연속면을 형성하기 때문에, 초기조건을 잘 설정해 주어야 한다. 본 CFD 해석에서는 정익, 동익에서의 정압력값과 질량 유량을 고려하여 속도를 단별로 다르게 주었다. Fig. 4는 설계점에서 Mid-span에서의 상대 마하수 분포를 나타내고 있으며 그림 5는 전압력비를 나타내고 있다. 1단에서는 비교적 선명하게 충격파가 발생하고 있으며 2단 및 3단에서는 최대 마하수가 1 근처에서 약한 충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 2단 3단 등의 선단 부근에서는 입사각이 거의 0에 접근하여 확산파 등의 유동각 불일치로 인한 유동 현상이 나타나고 있지 않다. 본 수치해석에 따라 천음속 다단 압축기에서 가장 중요한 각 단마다의 입사각 및 이탈각의 분포가 적절히 주어졌음을 확인할 수 있었으며, Table 3에 나타난 것처럼 압축기의 공력 성능이 설계값에 거의 일치함을 알 수 있었다.

## 5. 결론

국내 항공기 엔진 시장이 창정비/면허생산을 거쳐 선진국형 독자모델 판매구조로 도약하기 위해서는 선진국 수준의 엔진 자체 개발 능력이 요구되고 있다. 국내에서도 단수명 항공기용 엔진 및 한국형 헬기 엔진 사업을 통해 항공기용 엔진 개발에 대한 기술수준이 점차적으로 향상되고 있으며, 핵심 부품에 대한 기술의 국산화에 대한 분위기가 고조되고 있다. 특히 최근 비즈니스제트(Business Jet), VLJ(Very Light Jet), 무인기(Unmanned Aerial Vehicle) 등의 소형항공기의 수요가 꾸준히 증가함에 따라 중소형 항공기의 엔진은 기존 엔진 메이커뿐 만이 아닌 신규 제작사들도 관련 기술을 및 시장을 선점하기 위한 틈새시장이라고 할 수 있다. 이러한 소형/고부하 항공기 엔진 개발을 위해서는 국내에서는 아직까지 체계적으로 연구 되지 않았던 축류형 압축기의 개발 기술이 선행 개발되어야 할 핵심기술이라 할 수 있으며, 본 기고를 통해 6,000 lbf 급 소형 항공기용 엔진에 적용 가능한 3단 HP압축기의 축류압축기의 설계 방법 및 공력 성능 검증 내용을 간략히 소개하였다.

현재 총 4차년도 연구 기간 중 2차년도 연구를 수행 중에 있으며, 2차년도 후반에 금번 설계된 3단 압축기에 대한 다양한 공력 성능 시험을 수행하여 최종적으로 설계를 검증하고 시제품 개발을 완료하기 위한 일정으로 압축기의 시제품 및 시험리그의 제작을 진행 중에 있으며 본 연구 개발을 통해 축적된 설계 및 평가 방법 및 절차, 시험 기술 등을 관련 산업체 및 연구

기관 등에서 축류형 압축기 개발에 적극 활용할 수 있도록 설계 및 성능시험 데이터베이스를 구축할 예정이다.

## 후 기

본 연구는 한국항공우주기술연구조합(KATRA)에서 주관하는 항공우주부품기술개발사업의 지원을 받고 있습니다.

## 참고문헌

- (1) Walter S. Cunnan, William Stevans, and Donald C. Urasek, "Design and Performance of a 427 Meter Per Second Tip Speed Two-Stage Fan Having a 2.40 Pressure Ratio," NASA TP 1314, 1978.
- (2) Royce D. Moore, Lonnie Reid, "Performance of Single-Stage Axial-Flow Transonic Compressor and Stator Aspect Ratios of 1.63 and 1.78, Respectively, and With Design Pressure of 1.82," NASA TP 1974, 1982.
- (3) Ronald J. Steinke, "Design of 9.271 Pressure Ratio Five Stage Core Compressor and Overall Performance for First Three Stages," NASA TP 2597, 1986.
- (4) "Designing Compressors with Concepts NREC", Concepts ETI, 2007.
- (5) Shuo Li, "Design Turbomachine Using AxCent," Concepts ETI, 2009.