

연료전지 및 무인항공기용 사류형 압축기 연구 사례

최재호*

1. 서 론

가스터빈과 압축 시스템에 적용되는 터보형 압축기로는 지금까지 원심형과 축류형 압축기가 많이 적용되어 왔으나, 시스템에서 요구하는 설계 및 설계제한 조건이 다양화되어 감에 따라 사류형 압축기의 개발 및 실제 시스템에의 적용이 더욱 요구되고 있다. 본 연구에서는 삼성테크윈 파워시스템연구소에서 기초 연구로 수행한 연료전지에 적용될 수 있는 사류형 압축기⁽¹⁾와 무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)에 적용될 수 있는 천음속 사류형 압축기⁽²⁾를 중심으로 사류형 압축기 연구 사례를 소개하고자 한다.

2. 연료전지용 사류형 압축기 연구

2.1 연료전지 공기공급장치 개발 동향 및 연구 개요

최근 유가의 지속적인 상승으로 연료전지를 이용한 발전 및 자동차 등의 개발이 더욱 절실히 요구되고 있다. 연료전지 자동차를 구성하는 연료전지 스택, 연료 공급 장치 및 공기공급 장치 등은 각각의 효율도 좋아야 하며, 전체 시스템 효율을 극대화하기 위한 각 구성품간 최적의 매칭이 이루어져야 한다. 한편, 스택에서 얻은 전력 중 상당 부분을 공기를 공급하는 블로어나 압축기 등에서 소모하기 때문에 이를 최소화하는 노력과 각 운전조건에 적절히 대응할 수 있는 넓은 운전범위를 가진 공기공급장치의 개발도 절실히 요구되고 있다.

Wiertalla 등⁽³⁾은 슈퍼 차저, 터보 차저와 2단 차징 개념을 포함한 각종 압축기-팽창기 개념들이 연료전지에 응용하기가 적합한지를 분석하고자 하였는데, 고분

자 전해질형 (PEM) 연료전지 스택이 가압하에서 운전되면 산소 분압에 증가함에 따라 셀 전압도 어느 정도 한계까지는 비례하여 증가하게 되며 물 관리와 관련하여 현저한 장점이 있고 사이즈도 작아지는 잠재적인 장점이 있다고 보고하였다. 다양한 시스템에 대해 검토한 결과 팽창기 버너를 사용할 때 스택 압력이 2.5 bar_{abs} 이상일 경우 최대 효율을 얻는 것으로 분석하였다.

또한 부분 부하조건인 저유량 영역에서의 압축기 또는 블로어의 성능 개선도 중요한 기술적 이슈 중의 하나이다. 압력비 약 2.5~3.2의 터보형 압축기 개발에 있어서 일반적인 원심형 압축기가 갖는 저유량 영역에서의 낮은 압력비 문제를 개선하고자 사류형 압축기를 적용하여 비교적 넓은 범위에서 높은 압력비와 좋은 효율 특성을 갖도록 하는 연구⁽⁴⁾도 진행되어 왔다.

Cunningham 등⁽⁵⁾은 자동차용 PEM 연료전지 시스템에서 각종 공기공급장치 구성에 대해 소개하는데 팽창기(터빈)를 사용하여 최고 출력조건에서 효율을 증가시키거나 동일 최대출력에서 스택사이즈를 감소시킬 수 있었다. 그러나, 부분 부하에서의 효율 향상은 거의 없었고, 최대 출력조건이 일상적인 운전 조건에서 차지하는 시간이 작고 터빈을 장착할 때의 복잡한 문제를 지적하며 실용성에 대해서는 의문을 제기하였다. 그들은 이와 연계된 다른 연구⁽⁶⁾에서 압력비 2.5의 압축기를 사용한 경우와 압력비 1.4의 블로어를 사용한 직접 수소 연료전지 시스템의 장단점을 비교하였는데, 상압식의 경우 동일 최대 순출력을 얻기 위해서는 스택 크기가 가압식에 비해 16.3% 증가되어야 하고, 해당 연구 대상에 있어 블로어의 경우 소요 동력이 스택 출력의 3.2%이나 압축기의 경우 14.1%로 증가된다고 보고하였다. 이러한 상압 또는 가압식 등의 압력비도 중요하지만, 각 스택의 각 셀이 압력이 균등하게 분배 되도록 하는 설계 및 제어 기술도 강조되고 있다⁽⁷⁾.

* 삼성테크윈 파워시스템연구소

E-mail : jaehol.choi@samsung.com

이와 같이 연료전지 자동차의 효율, 최고 출력 및 부분 부하 운전조건, 물 관리, 사이즈 및 소음 등 공기공급장치의 선정 및 개발을 위해 다양한 연구가 진행되고 있으며, 최적의 압축기를 선정하기 위해 스크류 압축기와 터보형 압축기에 각각 팽창기 유무에 따라 전체 시스템 효율 등을 비교한 연구⁽⁸⁾도 진행된 바 있다.

연료전지 자동차에는 압력비에 따라 크게 상압식과 가압식의 공기 블로어 또는 압축기가 사용되고 있다. 공기압축기는 연료전지에 있어서 산소를 공급하는 중요한 구성 요소이지만, 압축기를 구동하기 위한 전력이 소모되므로 전기를 생성해야하는 연료전지 시스템의 관점에서는 식 (1)과 같이 정의되는 압축기 구동에 필요한 전압 손실⁽⁹⁾을 최소화할 필요가 있다.

$$\Delta V_{loss} = 3.58 \times 10^{-4} \times \frac{T_1}{\eta_m \eta_c} \left(\left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{0.286} - 1 \right) \lambda \quad (1)$$

한편으로는 식 (2)와 같이 압력비가 높을수록 연료전지 스택에서의 전압 이득이 증가한다.

$$\Delta V_{gain} = C \ln \left(\frac{P_2}{P_1} \right) \quad (2)$$

따라서 압력비의 증가에 따른 스택에서의 전압 이득과 압축기 구동으로 인한 손실 사이에서 최적의 값을 구해야 한다. 또한 각종 토크 손실과 소음 및 사이즈 등도 설계시 고려될 필요가 있다.

본 특집에서는 연료전지 자동차의 공기공급장치로 적용 가능한 터보형 공기압축기의 설계 및 시험 평가 결과를 소개하고자 한다. 압력비 약 2.7까지를 고려하여 공력설계 및 구조설계 등을 수행하였으나, 여기에서는 압력비 2.2를 정격 압력으로 한 공력설계 및 시험 결과에 대해 기술하고 고찰하고자 한다. 설계의 주요 목적중의 하나는 가능한 넓은 유량 범위에서 운전 가능한 압축기를 개발하고자 하는 것이며, 이를 위해 압축기는 사류형의 출구를 갖는 임펠러와 입구는 사류형, 출구는 반경 방향으로 된 곡률을 갖는 디퓨저 및 스크롤로 구성되어 있다. 또한 출구 배관의 체적에 따른 스톨 및 서지 특성도 시험을 통해 비교하고자 한다.

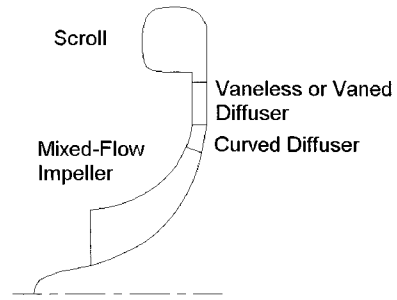


Fig. 1 Mixed-flow impeller and curved vaneless diffuser scheme

2.2 사류형 압축기 설계 및 시험평가

본 압축기의 임펠러는 비속도가 높은 범위 또는 제한된 직경 제한조건에 후방의 디퓨저 설계의 자유도를 높이기 위해 사류형으로 설계하였다. 또한 디퓨저는 연료전지 자동차의 아이들링 운전점과 정격 운전점 등 여러 운전점들이 압축기 특성곡선상에서 매우 넓은 범위에 걸쳐 있기 때문에 이에 잘 부합할 수 있는 베인 없는 디퓨저를 우선 적용하고, 익형 디퓨저도 고려하였다. 압축기의 구성은 Fig. 1에 도시된 바와 같다.

연료전지 자동차에 사용되는 가압식 공기압축기는 압력비가 보통 2:1 이상이고 작은 크기로 구성하고자 하여 보통 회전수가 10만 rpm을 상회한다. 본 연구에도 11만 rpm 수준을 설계 회전수로 하였으며, 정밀한 실험을 위해 상사법칙을 사용하여 스케일을 증가시킨 시험장치를 설계, 제작하였다. 시험용 모델에서는 정격 회전수가 약 63,000 rpm이다.

압축기의 성능을 측정하기 위한 주요 파라미터로는 압축기 입구 전압력 및 전온도, 임펠러 출구 정압력, 임펠러 및 디퓨저 유로를 따른 정압력, 압축기 출구에서의 정압력, 전압력 및 전온도 등이 있으며, 압축기 구동회전수와 입구에서의 유량을 측정하였다. 한편 리그 시스템은 안정성을 확인하기 위한 각종 위치에서의 진동 센서 및 운할 장치에서의 온도 및 압력을 측정하였다.

한편, 압축기 출구 배관 체적의 형상이나 크기가 압축기 스톨 및 서지에 상당한 영향을 미치는 것으로 보고⁽¹⁰⁾되고 있는 바와 같이 압축기 출구 배관이 스톨 및 서지에 미치는 영향을 분석하고 스톨 상태하에서의 성능을 측정해 보고자 배관의 체적을 변경해 가며 시험을 수행할 수 있도록 하였다. Fig. 2에는 압축기 시험

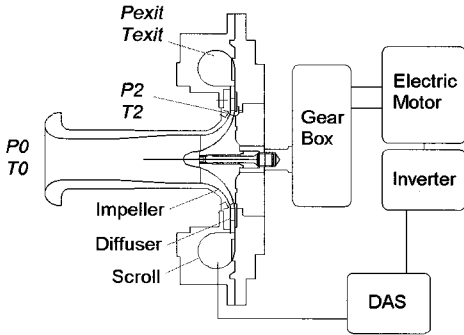


Fig. 2 Schematic layout of test rig

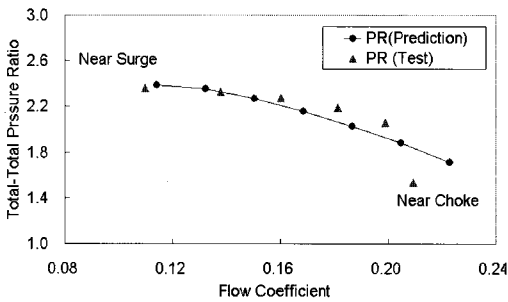


Fig. 3 Stage total-to-total pressure ratio at 100% speed

리그의 스킴을 보여주고 있다.

압축기 출구의 성능은 디퓨저 후방의 스크롤 출구에서 전압력 레이크와 전온도 레이크로서 압축기 출구 물리량을 측정함으로써 계산되었다. 베인 없는 디퓨저를 장착한 압축기의 전체 성능을 측정하여 Fig. 3에 회전수 100%에서의 입구 전압력대 출구 전압력의 비를 얻었다. 100% 회전수에서의 결과는 설계 유량점, 즉 유량계수 0.17 인근에서 시험값이 설계값보다 더 높은 압력비를 보이고 있는 반면, 서지점에서는 더 낮은 압력비를 보여 전체적으로 시험을 통해 얻은 특성 곡선이 더 평편하게 나타나고 있다. 100% 회전수에서의 초킹점부터 서지점까지의 유량 범위는 약 48%이다.

압축기의 운전 안정성에 영향을 주는 인자 중의 하나는 압축기 출구 파이프의 형상이다. Fig. 4에서 볼 수 있는 바와 같이 압축기 출구 가까운 곳에 유량 조절 밸브가 있는 경우와 출구에 큰 직경의 배관 등이 있는 경우 압축기의 스톨 및 서지 특성은 변할 수 있다.

본 연구에서는 Fig. 4와 같이 출구 배관의 직경과 유량 조절 밸브의 위치를 변경하면서 압축기 스톨 특성을 측정하였다. Fig. 5는 앞에서 기술된 사류형 임펠

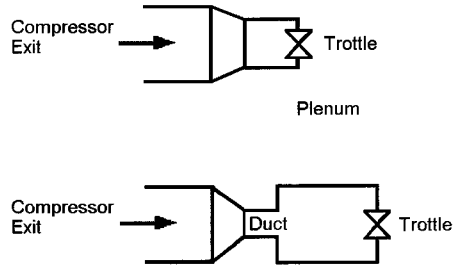


Fig. 4 Small and large compressor volume scheme

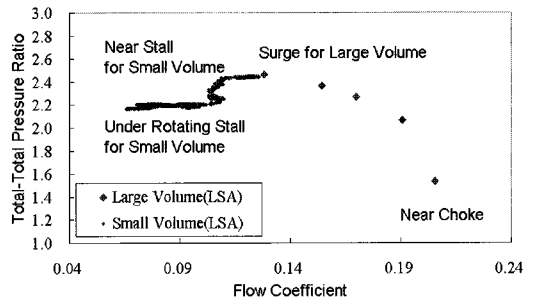


Fig. 5 Comparison of compressor characteristic curves for different exit volume

러와 디퓨저 입구에 경사지고 곡률이 있는 베인 없는 디퓨저에 이어 익형의 디퓨저가 있는 압축기에 대한 시험 결과를 보여주고 있다. 큰 체적을 갖는 압축기에서는 스톨과 동시에 서지가 발생하는 반면, 작은 체적을 갖는 압축기에서는 더 작은 유량까지 비교적 안정적인 운전이 되다가 스톨이 발생한 후에 유량을 더 감소시켰을 때 압력비가 약 2.5에서 2.2로 급격히 감소하고 넓은 유량영역에서 그 압력비를 유지하는 것으로 나타났다.

이상과 같은 결과로 볼 때 압축기의 안정적인 운전 영역을 넓히기 위해서는 압축기 자체만의 설계 뿐만 아니라 배관 시스템도 최적의 설계가 필요한 것으로 사료된다.

3. 무인항공기(UAV)용 사류형 압축기 연구

3.1 UAV용 사류형 압축기 개발 동향 및 연구 개요

낮은 가격, 장기 저장성, 적은 전면 면적 및 체적과 여러 환경하에서 운용성 등 각종 요구조건을 충족시키

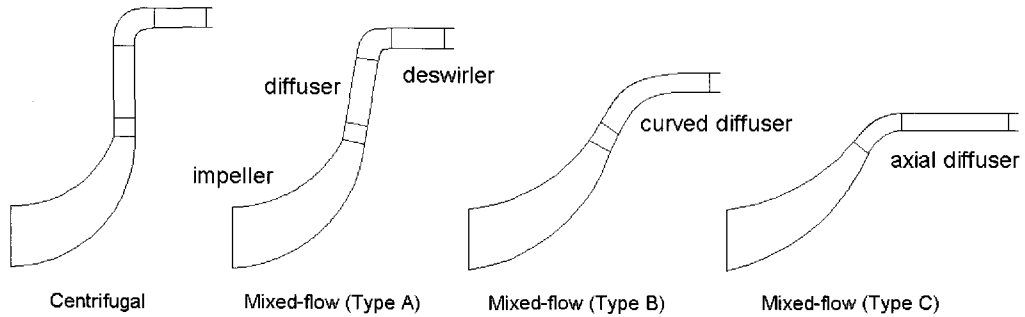


Fig. 6 Comparison of centrifugal compressor and mixed-flow compressor

기 위한 각종 엔진 개발 연구가 진행되고 있는데, 초음속 항공기, 재래식의 고성능 엔진 및 초소형 무인항공기용의 높은 성능을 갖는 터보제트엔진을 개발하기 위해서는 높은 공력하중의 천음속 또는 초음속의 압축기의 개발이 필요한 것으로 보고⁽¹¹⁾되고 있다. 특히 엔진 전면 면적의 제한으로 인해 엔진 직경이 일반적인 원심압축기 보다 작아야 하거나 엔진 길이의 제한으로 인해 다단의 축류압축기 수준의 길이가 허용되지 않을 때, 단단으로 높은 압력비 및 유량 특성을 갖는 사류형 압축기가 좋은 설계안으로 대두되고 있다.

Monig 등⁽¹²⁾은 큰 추력대 무게비와 작은 연료소모율을 갖는 단순한 구조의 소형 제트엔진을 개발하기 위해 전압력비 5:1, 임펠러 입구 상대마하수 1.4의 단단 초음속 사류형 압축기를 설계하였으며, 이 설계안의 전 직경이 동급 추력의 다른 엔진들의 직경에 비해 현저히 작음을 보여주었다.

사류형 디퓨저에 대한 기초 연구⁽¹³⁾도 보고된 바 있는데, 이 연구에서는 사류형 임펠러 하류에 설치된 경사진 디퓨저 내에서의 유동의 거동과 유동 패턴 및 디퓨저 손실에 대한 연구를 통해, 디퓨저 허브면에서 유동 박리가 발생하여 경계층 유동이 수반됨을 확인하였고, 디퓨저 벽과 수직인 속도를 측정함으로써 사류형 디퓨저 내의 3차원 유동분포를 관찰하여 사류형 디퓨저에서는 벽과 수평 및 수직 방향 모두에서 압력 구배가 형성되기 때문에 원심형 압축기에서의 디퓨저보다 더 복잡한 유동 메카니즘을 갖는다고 보고하였다.

이와 같이 해외에서는 사류형 압축기에 대한 기초 연구와 엔진개발을 위한 응용 연구를 지속적으로 수행해 왔으나, 국내에서는 가스터빈용 축류 및 원심 압축기의 설계와 개발은 이루어졌지만^(14,15) 사류형 압축기에 대한 연구 개발 발표는 거의 없는 실정이다.

본 특집에서는 무인항공기용 터보제트엔진에 적용 가능한 사류형 압축기의 공력설계에 대한 연구를 소개하고자 한다. 압력비 5.2:1 등의 설계조건 및 제한조건을 고려한 개념설계 결과, 천음속 영역의 사류형 임펠러가 적합한 것으로 검토되어 이에 대한 기본설계, 3차원 공력형상 설계 및 성능예측을 수행하였다.

3.2 개념설계 및 기본설계

다양한 용도로 사용되는 무인항공기는 공통적으로 저가의 제작비와 작은 직경 및 짧은 길이를 요구한다. 본 연구에서는 압축기 소모동력이 약 240kW급의 압력비 5.2:1의 사류형 압축기를 직경 177 mm(7 inch) 이하에서 구현하고자 하였다. 한편 압축기 출구에서의 유동 제한조건으로 본 압축기와 같은 초소형급에서 일반적으로 적용하는 수준인 유동 마하수 0.3 및 유동각 30도를 주었다. 사류형 압축기로서 높은 수준의 효율을 확보하기 위하여 비속도가 약 0.92가 되는 78,000 rpm을 설계회전수로 선정하였다.

사류형 압축기는 일정한 경사각을 갖는 임펠러와 후방의 디퓨저로 구성되는데, 디퓨저의 설계에 따라 Fig. 6에 도시된 바와 같이 그 구성은 크게 세 가지로 구분된다. 사류형 압축기 A형은 사류형의 임펠러와 디퓨저에 축류형 디스월러가 있는, 원심형과 유사한 구성으로서 비속도는 사류형 영역이나 축방향 길이가 극히 제한되고 직경에 대한 여유가 있을 때 사용 가능한 형태이며, B형은 사류형 임펠러와 사류형의 입구 및 축류형의 출구를 갖는 곡률이 있는 디퓨저로 구성된 형태로서 경쟁력 있는 압축기 길이와 직경 특성을 모두 가질 수 있는 형태이다. C형은 압축기 직경이 극히 제한될 때 사용될 수 있는 구성이며, 압축기 길이가 B

형에 비해 다소 길어지고 출구에서의 마하수가 상대적으로 큰 단점이 있다.

본 연구에서는 압축기 직경과 길이 모두 적절한 경제력이 있고, 초소형 엔진급에서 일반적으로 요구되는 압축기 출구 유동 마하수를 얻을 수 있으며 슬러거 연소기 등 다양한 연소기와 여러 가지 형태의 터빈과의 배치가 수월한 Fig. 6의 B형의 압축기를 설계안으로 선정하였다.

사류형 임펠러와 사류형 입구-축류형 출구의 곡률을 갖는 디퓨저 형태의 압축기 구성하에서 우선 임펠러 입구 인두서의 설계를 위해 설계점 유량, 초킹 유량 및 서지 마진 등을 고려하였다. 고압력비를 갖는 초소형의 천음속 압축기는 일반적으로 서지 마진이 일반적인 압축기에 비해 상대적으로 작기 때문에 설계시 서지 마진과 초킹 마진을 충분히 고려하여야 한다.

인두서 입구에서 연속방정식, 속도삼각형 및 등엔트로피 유동 관계식으로부터 식 (3)과 같은 관계식⁽¹⁶⁾을 도출할 수 있다.

$$\frac{\Omega m^{1/2}}{p_{01}^{1/2} (RT_{01})^{1/4}} = \frac{\gamma^{3/4} \sqrt{\pi(1-\zeta^2)} (\cos\beta_{1t})^{3/2} \tan\beta_{1t} M_{1rel}^{3/2}}{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{1rel}^2 \cos^2\beta_{1t}\right]^{(3\gamma-1)/(4\gamma-1)}} \quad (3)$$

여기서 p_{01} 및 T_{01} 은 각각 인두서 입구에서의 전압력과 전온도이며, Ω 는 회전속도, ζ 는 허브-팁 반경비, M_{1rel} 은 임펠러 입구에서의 상대마하수이고 β_{1t} 은 인두서 팁에서의 블레이드 각이다. 천음속 임펠러 입구에서의 블레이드 각과 상대마하수 및 반경 등의 관계는 압축기 효율, 서지 마진 및 구조적인 문제까지 연계되어 있어 매우 신중히 선정하여야 한다. 임펠러 블레이드의 공진 문제 등을 회피하며 제한된 반경하에서 유량을 증가시키기 위해서는 상대 마하수가 증가되어야 하나, 이 값이 증가함에 따라 손실의 증가량은 더욱 커진다. 이러한 관계와 인두서에서의 스톨한계 영향을 고려하여 블레이드 각을 설정한다.

인두서 선단부에서의 상대마하수가 1.31로서 천음속 영역으로 나타나서 충격파로 인한 손실 및 서지 마진 감소를 최소화하기 위해 인두서 선단부가 스윙되도록 설계하였다. 스윙각은 허브 또는 쉬라우드 벽면과 블레이드 선단부가 이루는 각에 거의 비례하여 충격파를

적게 받으며, 이 스윙각은 허브팁 비, 블레이드 중횡비, 유량 및 속도가 고정되어 있다면 일정한 각도에서 최고 효율을 갖는 것으로 알려져 있다⁽¹¹⁾. 천음속 블레이드의 경우 스윙이 없는 블레이드에서는 강한 바우 충격파만 발생하나 전향 스윙이 있는 블레이드에서는 약한 바우 충격파와 통로 충격파가 동시에 발생한다고 보고되고 있다⁽¹⁷⁾. 본 연구에서는 이러한 공력성능 개선 효과를 목적으로 구조적인 측면에서 허용 가능한 범위로 예상되는 값인 약 10도의 전향 스윙각을 주었다.

디퓨저의 입구 선단부의 위치는 베인리스 구간에서의 손실과 베인 선단부에서의 마하수로 인한 손실 등을 고려하였다. 사류형의 베인리스 디퓨저 구간에서는 식 (4) 및 (5)와 같이 표현되는 반경 방향 및 접선 방향의 운동량 방정식⁽¹⁸⁾에서 자오면 상에서의 경사각(ϕ)을 고려하였으며, 이 구간내에서의 질량보존, 에너지보존 및 상대 방정식 등 다른 방정식들은 반경형 디퓨저와 동일하다.

$$C_m \frac{dC_m}{dr} - \frac{C_\theta^2}{r} + C_f \frac{C^2 \cos \alpha}{b \sin \phi} + \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dr} = 0 \quad (4)$$

$$C_m \frac{dC_\theta}{dr} + \frac{C_m C_\theta}{r} + C_f \frac{C^2 \sin \alpha}{b \sin \phi} = 0 \quad (5)$$

여기서 C_m 과 C_θ 는 반경방향 및 접선방향 속도이고, r 과 b 는 반경 및 폭이고, α 는 유동각이며 ϕ 는 사류형으로 인해 형성되는 경사각이다.

3.3 설계 결과

상기에서 기술된 개념설계 및 기본설계 과정을 통해 Fig. 7 및 8과 같은 임펠러 및 디퓨저를 설계하였다.

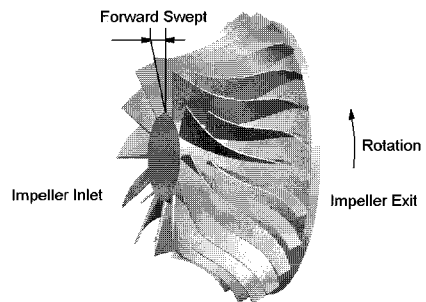


Fig. 7 Mixed-flow impeller shape designed

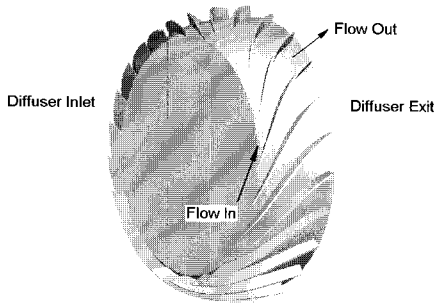


Fig. 8 Mixed-flow diffuser shape designed

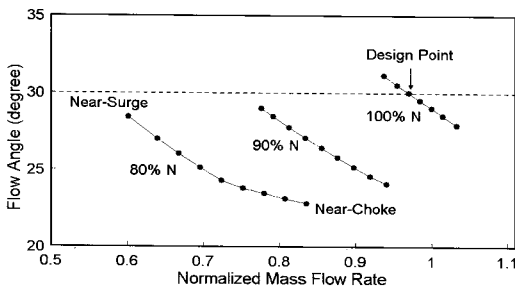


Fig. 9 Flow angle distribution

Fig. 7에서 전향 스윙된 블레이드를 포함한 3차원 형상을 확인할 수 있으며, Fig. 8에서 곡률을 갖는 디퓨저 형상을 볼 수 있는데, 이는 Fig. 6의 B형과 같이베인 입구에서의 반경이 출구에서의 반경보다 작으며 자오면 상에서 곡률을 갖는 형상이다.

연소기 내부의 압력 손실 및 연소 안정성 평가 등을 위해 필요한 압축기 출구에서의 마하수는 설계점에서 약 0.3을 가지면서 서지점에서 초킹점으로 갈수록 마하수가 증가하는 것으로 나타났으며, 스윙각은 Fig. 9에 나타난 바와 같이 설계점에서 약 30도를 갖고 그 이외의 대부분의 영역에서는 그 이하의 값을 갖는 것을 알 수 있다. 압축기 출구에서의 마하수와 유동각 특성으로 볼 때, 정상상태에서의 운전점보다 서지점 방향으로 운전점이 이동하게 되는 엔진의 가속 상태에서는 압축기 출구 마하수는 감소하고 대부분의 영역에서 압축기 출구 유동각은 약 25~30도 이내에서 형성될 것으로 보이며, 설계점에서 정상상태로 운전될 때는 설계값을 유지할 것으로 예상된다. 그러나, 엔진 운전 상태에서 서지 마진의 부족으로 설계점에서의 압축기 운전점을 초킹점 방향으로 이동시킬 경우 압축기 출구 마하수의 증가로 인한 연소기의 성능 변화를 검

토할 필요가 있을 것으로 사료된다. 이 때 스윙각이 감소하는 효과가 연소기와 엔진에 미치는 영향은 연소기의 특성을 정확히 분석하여 판단할 필요가 있다.

한편, 사류형 임펠러에 작용하는 축하중 성분 중에서 임펠러 출구 운동량으로 인한 성분이 다른 성분들에 비해 절대적으로 높은 것은 아니지만, 일반적인 원심형 임펠러에 비해서는 상대적으로 높게 나타났다.

4. 결 언

본 연구에서는 연료전지용 공기공급장치로서 사용될 수 있는 사류형 압축기의 설계 및 시험평가가 연구와 무인항공기용에 적용될 수 있는 천음속 사류형 압축기의 연구를 소개하였다.

연료전지용 사류형 압축기의 연구에서는 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 사류형 임펠러와 입구부에 곡률을 가진 디퓨저로 구성된 압축기의 공력설계를 수행하여 예측 결과와 시험 결과를 비교한 결과, 잘 일치하는 경향을 보였으나, 비교적 시험 결과가 예측 결과에 비해 대부분의 운전 영역에서 압력비가 다소 높게 나타났다.
- 2) 압축기 시험 결과는 압력비 약 2.2의 정격 회전수에서 초킹-서지 유량 마진은 약 48%로 나타나서 비교적 넓은 운전 범위를 갖는 것으로 나타났다.
- 3) 압축기 출구 배관 체적에 따른 스톨점 측정 및 스톨 상태하에서의 운전 결과, 작은 출구부 체적을 갖는 압축기가 더 넓은 운전 범위를 갖는 것으로 나타났으며, 연료전지 시스템의 구성시 고려할 필요가 있다는 것을 확인하였다.

한편, 무인항공기용 천음속 사류형 압축기의 연구에서는 본 연구에서는 무인항공기용으로 적용 가능한 전면 면적이 작은 특성이 있는 사류형 압축기에 대한 공력설계 및 성능예측을 수행하였다. 이를 통해 천음속 사류형 압축기의 기본설계 및 3차원 공력형상설계 결과와 각 운전점에서의 압축기 출구 마하수 및 유동각을 분석하여 압축기 출구 마하수는 서지점으로 갈수록 감소하고 유동각은 초킹점으로 갈수록 감소함을 것을 확인하였다. 본 연구에서의 설계 및 분석 결과는 무인항공기의 기본설계나 압축기 및 연소기의 설계를 위한 기초 자료로서 활용할 수 있을 것이다.

참고문헌

- (1) 최재호, 2008, "연료전지용 터보 공기압축기의 설계 및 시험평가," 한국수소 및 신에너지학회 논문집, 제19권 제1호, pp. 26~34.
- (2) 최재호, 2008, "무인항공기용 천음속 사류형 압축기의 공력설계 및 특성연구," 한국군사과학기술학회지(투고).
- (3) Wiartalla, A., Pischinger, S., Bornscheuer, W., Fieweger, W. and Ogrzewalla, J., "Compressor Expander Units for Fuel Cell Systems," SAE 2000 World Congress Detroit, Michigan, March 6-9, 2000, Paper No. 2000-01-0380.
- (4) Gee, M. K., Garbak, J. and Sutton, B., "Cost and Performance Enhancements for a PEM Fuel Cell System," DOE Hydrogen, Fuel Cells, and Infrastructure Technologies, FY 2003 Progress Report, 2003.
- (5) Cunningham, J. M., Hoffman, M. A., Eggert, A. R. and Friedman, D. J., "The Implications of Using an Expander(Turbine) in an Air System of a PEM Fuel Cell Engine," Electric Vehicle Symposium-17, Montreal, Quebec, Oct. 17, 2000.
- (6) Cunningham, J. M., Hoffman, M. A. and Friedman, D. J., "A Comparison of High-Pressure and Low-Pressure Operation of PEM Fuel Cell Systems," SAE World Congress, Detroit, Michigan, March 6-9, 2000, Paper No. 2000-01-0538.
- (7) Yang, W. C., Bates, B., Fletcher, N. and Pow, R., "Control Challenges and Methodologies in Fuel Cell Vehicle Development," Proceedings of the 1998 International Congress on Transportation Electronics, Paper No. 98C054, 1998.
- (8) Kulp, G. W., A Comparison of Two Air Compressors for PEM Fuel Cell Systems, Thesis of Master of Science, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
- (9) Larminie, J. and Dicks, A., Fuel Cell Systems Explained, John Wiley & Sons Ltd., England, 2003.
- (10) Tamaki, H., "Effect of Piping Systems on Surge in Centrifugal Compressors," The 9th Asian International Conference on Fluid Machinery, October 16~19, 2007, Jeju, Korea, Paper No. AICFM9-199.
- (11) Monig, R., Elmendorf, W. and Gallus, H. E., "Design and Rotor Performance of a 5:1 Mixed-Flow Supersonic Compressor," Int. Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, Germany, 1992.
- (12) Monig, R., Broichhausen, K. D., Gallus, H. E., "Application of Highly Loaded Single-Stage Mixed-Flow Compressor," Proceedings of the Propulsion and Energetics Panel Symposium (69th), France, Paper No. AD-P006 196, 1987.
- (13) Monami, S., Tsukagoshi, K., Sakai, T. and Watanabe, I., "Investigation Concerning the Fluid Flow in the Mixed-Flow Diffuser," ASME Gas Turbine Conference and Products Show, Texas, 1971.
- (14) Choi, J. H., Sung, O. S., Chen, S. B. and Lim, J. S., "Numerical and Experimental Investigation on a High Pressure Ratio Centrifugal Compressor," ASME GT2005-68679, 2005.
- (15) 김원철, "13:1의 압축비를 갖는 축류-원심형 압축기의 기본 공력설계," 한국군사과학기술학회지, 제6권 제2호, 2003, pp. 83~94.
- (16) Hill, P. and Peterson, C., Mechanics and Thermodynamics of Propulsion, Addison Wesley Publishing Company, 1992.
- (17) Wennerstrom, A. J., Design of Highly Loaded Axial-Flow Fans and Compressors, Concepts ETL, 2000, pp. 61~67.
- (18) Stanitz, J. D., "One dimensional compressible flow in vaneless diffusers of radial and mixed flow centrifugal compressors, including effects of friction, heat transfer and area change," NACA TN 2610, 1952.