

# 무인항공기용 천음속 사류형 압축기의 공력 설계

## A Study on Aerodynamic Design of a Transonic Mixed-Flow Compressor for UAV

**최재호\***

Choi, Jae-Ho

### ABSTRACT

In the present paper, a transonic mixed-flow compressor that has relatively lower frontal area than that of centrifugal compressors is discussed, and aerodynamic design as well as performance prediction are performed. Main design constraints are compressor exit Mach number of 0.3 and flow angle of 30degrees at the design point, and maximum overall compressor diameter of 177mm, that is 7.0inch. The mass flow rate of design point and pressure ratio are 1.05kg/s and 5.2:1, respectively. The aerodynamic design results show that the transonic compressor designed with forward-swept inducer and curved diffuser can have the target performance with efficiency of 75% within the given constraints. And the compressor exit flow characteristics are discussed here.

주요기술용어(주제어) : Mixed-Flow Compressor(사류형 압축기), Transonic Compressor(천음속 압축기), UAV(Unmanned Aerial Vehicle, 무인항공기), Aerodynamic Design(공력설계)

### 1. 머리말

낮은 가격, 장기 저장성, 적은 전면 면적 및 체적과 여러 환경하에서 운용성 등 각종 요구조건을 충족시키기 위한 일련의 엔진 개발 연구가 진행되고 있는데<sup>[1~3]</sup>, 초음속 항공기, 재래식의 고성능 엔진 및 초소형 무인항공기용의 높은 성능을 갖는 터보제트엔진을 개발하기 위해서는 높은 공력하중의 천음속 또는 초음속의 압축기의 개발이 필요한 것으로 보고되고 있다<sup>[4]</sup>. 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.

Wilcox와 Robbins<sup>[5]</sup>은 축방향의 출구를 갖는 사류형 임펠러와 16개의 초음속 디퓨저 베인으로 구성된 사류형 압축기의 전체 성능, 디퓨저 내의 유동특성 및 초음속 디퓨저의 효율 등에 대한 시험적 연구를 수행하였다. 그러나 이와 같은 1950년대 당시의 고하중 단단 사류형 압축기는, 보정질량유량이 8.48kg/s로서 비교적 대유량 압축기인데 임펠러의 전압력비가 3.7:1에서 효율이 78%로 나타났다.

Monig 등<sup>[6]</sup>은 큰 추력대 무게비와 작은 연료소모율을 갖는 단순한 구조의 소형 제트엔진을 개발하기 위해 전압력비 5:1, 임펠러 입구 상대마하수 1.4의 단

† 2008년 2월 13일 접수~2008년 4월 4일 게재승인

\* 삼성테크윈 파워시스템연구소(Samsung Techwin)

주저자 이메일 : jaeho1.choi@samsung.com

단 초음속 사류형 압축기를 설계하였으며, 이 설계안의 직 직경이 동급 추력의 다른 엔진들의 직경에 비해 현저히 작음을 보여주었다.

사류형 디퓨저에 대한 기초 연구<sup>[7]</sup>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 메커니즘을 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<sup>[8,9]</sup> 사류형 압축기에 대한 연구 개발 발표는 거의 없는 실정이다.

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

후방의 디퓨저로 구성되는데, 디퓨저의 설계에 따라 그림 1에 나타난 바와 같이 그 구성은 크게 세 가지로 구분된다. 사류형 압축기 A형은 사류형의 임펠러와 디퓨저에 축류형 디스윌러가 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 고루 가질 수 있는 형태이다. C형은 압축기 직경이 극히 제한될 때 사용될 수 있는 구성이며, 압축기 길이가 B형에 비해 다소 길어지고 출구에서의 마하수가 상대적으로 큰 단점이 있다.

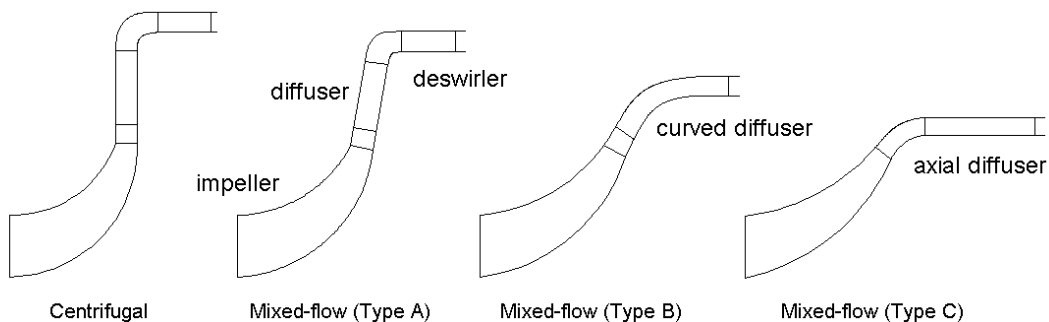
다양한 용도로 사용되는 무인항공기는 공통적으로 저가의 제작비와 작은 직경 및 짧은 길이를 요구한다. 본 연구에서는 압축기 소모동력이 약 240kW급의 압력비 5.2:1의 사류형 압축기를 직경 177mm(7inch) 이하, 길이 100mm 이하에서 구현하고자 하였다. 한편 압축기 출구에서의 유동 제한조건으로 유동 마하수 0.3 및 유동각 30도를 주었다. 그림 1은 압축기 회전수에 따라 식 (1)과 같이 정의되는 무차원 비속도를 검토한 결과이다.

$$N_s = \frac{\phi^{1/2}}{\psi^{3/4}} \tag{1}$$

여기서  $\phi$ 는 무차원 유량계수이고,  $\psi$ 는 무차원 압력계수이다. 사류형 압축기로서 비교적 높은 수준의 효율을 가지며 압축기 직경과 길이 모두 적절한 경쟁

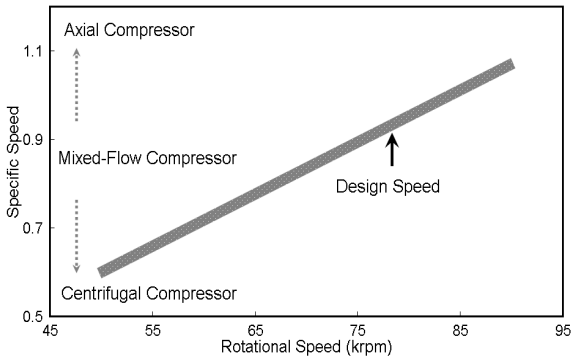
## 2. 기본설계

사류형 압축기는 일정한 경사각을 갖는 임펠러와



[그림 1] 원심형 압축기 및 사류형 압축기의 비교

력이 있고 아직 연구 개발이 많지 않은 그림 1의 B형의 압축기를 설계안으로 하고자 그림 1과 같이 검토된 비속도가 약 0.92가 되는 78,000rpm을 설계회전수로 선정하였다. 한편 식 (2)와 같이 정의되는 유량계수는 설계점에서 0.25이다



[그림 2] 압축기 회전수와 비속도

$$\phi = \frac{m}{\rho_1 U_2 D_2^2} \quad (2)$$

여기서  $m$ 은 공기 유량,  $\rho_1$ 은 압축기 입구 밀도,  $U_2$ 는 임펠러 출구 회전속도,  $D_2$ 는 임펠러 출구 직경이다.

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 관계식을 도출할 수 있다<sup>[10]</sup>.

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

여기서  $p_{01}$  및  $T_{01}$ 은 각각 인두서 입구에서의 전압력과 전온도이며,  $\Omega$ 는 회전속도,  $\zeta$ 는 허브-팁 반경비,  $M_{1,rel}$ 은 임펠러 입구에서의 상대마하수이고  $\beta_{1t}$ 은 인두서 팁에서의 블레이드 각이다. 천음속 임펠러 입구에서의 블레이드 각과 상대마하수 및 반경 등의 관계는 압축기 효율, 서지 마진 및 구조적인 문제까지 연계되어 있어 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 영감을 고려하여 블레이드 각을 설정하였다.

인두서 선단부에서의 상대마하수가 1.31로서 천음속 영역으로 나타나서 충격파로 인한 손실 및 서지 마진 감소를 최소화하기 위해 인두서 선단부가 스윙 되도록 설계하였다. 스윙각은 허브 또는 슈라우드 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<sup>[4]</sup>. 천음속 블레이드의 경우 스윙이 없는 블레이드에서는 강한 바우 충격파만 발생하나 전향 스윙이 있는 블레이드에서는 약한 바우 충격파와 통로 충격파가 동시에 발생한다고 보고되고 있다<sup>[11]</sup>. 본 연구에서는 이러한 공력성능 개선 효과를 목적으로 구조적인 측면에서 허용 가능한 범위로 예상되는 값인 약 10도의 전향 스윙각을 주었다.

일반적으로 원심 임펠러의 경우 임펠러 출구 직경 ( $D_2$ )과 임펠러 출구 폭( $b_2$ )은 식 (4)와 같은 관계가 제시되고 있다<sup>[10]</sup>.

$$\frac{b_2}{D_2} = \frac{\left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{1/(\gamma-1)} (1-\zeta^2) \left( \frac{D_{1t}}{D_2} \right)^2}{4 \left[ 1 + \left( \frac{1+\eta_c}{2} \right) \left( \frac{\gamma-1}{2} \right) \left( \frac{U_2}{\sqrt{RT_{01}}} \right)^2 \sigma_s \right]^{1/\gamma-1}} \quad (4)$$

여기서  $D_{1t}$ 는 인두서 팁 직경,  $\eta_c$ 는 임펠러 효율,  $\zeta$ 는 허브-팁 반경비,  $U_2$ 는 임펠러 출구 팁 속도이고  $\sigma_s$ 는 미끄럼계수이다. 본 연구에서의  $b_2/D_2$ 를 약 0.06

으로 하고 사류형 임펠러의 경사각을 고려하여 설계에 반영하였다.

압축기의 성능 예측을 위해 평균유선법을 사용하였으며, 임펠러 출구의 계산을 위해서는 두 영역 모델(Two-Zone Model)<sup>[12]</sup>을 적용하였는데 이 모델에서는 다음과 같이 임펠러 출구를 주영역과 이차영역으로 나누어 각각에 대한 면적과 유량을 정의하여 상태량을 계산한다.

주영역 :

$$(1-\epsilon)\rho_{2p}W_{2p}A_{\geq o}\cos\beta_{2p} = m(1-\chi) \quad (5)$$

이차영역 :

$$C_{m2s} = \frac{\frac{m}{2\pi r_2 b_2} - \rho_{2p} C_{m2p}(1-\epsilon)}{\rho_{2s} \epsilon} \quad (6)$$

여기서  $\chi$ 와  $\epsilon$ 는 각각 전체 영역에 대한 이차영역에서의 유량 및 면적 비율을 나타낸다. 한편 압축기 기본설계 및 성능예측을 위해서 기본적으로 COMPAL<sup>[13]</sup>을 사용하였다.

디퓨저의 입구 선단부의 위치는 베인리스 구간에서의 손실과 베인 선단부에서의 마하수로 인한 손실 등을 고려하였다. 사류형의 베인리스 디퓨저 구간에서는 식 (7) 및 (8)과 같이 표현되는 반경 방향 및 접선 방향의 운동량 방정식에서 자오면 상에서의 경사각( $\phi$ )을 고려하였으며<sup>[14]</sup>, 이 구간내에서의 질량보존, 에너지 보존 및 상태 방정식 등 다른 방정식들은 반경형 디퓨저와 동일하다.

$$C_m \frac{dC_m}{dr} - \frac{C_\theta^2}{r} + C_f \frac{C^2 \cos \alpha}{b \sin \phi} + \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dr} = 0 \quad (7)$$

$$C_m \frac{dC_\theta}{dr} + \frac{C_m C_\theta}{r} + C_f \frac{C^2 \sin \alpha}{b \sin \phi} = 0 \quad (8)$$

여기서  $C_m$ 과  $C_\theta$ 는 반경방향 및 접선방향 속도이고,  $r$ 과  $b$ 는 반경 및 폭이고,  $\alpha$ 와  $\phi$ 는 각각 유동각과 경사각이다.  $\phi$ 는 사류형 임펠러 출구의 경사각인 57도(축방향 기준)를 적용하였다.

### 3. 3차원 공력형상 설계

사류형 임펠러의 3차원 공력형상을 설계하기 위해 준삼차원 해석을 기초로 블레이드 공력 하중(aerodynamic loading) 등을 최적화하며 형상을 구현하였다.

인듀서를 지나면서 급격히 증가하는 공력 하중을 감소시키고 초킹 유량을 증가시키고자 스플리터 블레이드를 주 블레이드 사이에 두었으며, 임펠러 입구부터 출구까지의 최대 공력하중이 0.6을 넘지 않도록 설계하였으며, 최대 공력하중의 위치는 자오면 방향으로 중간 부분에 오도록 하였다.

임펠러 출구에서의 후향각(backsweep angle)은 임펠러에서의 정압 상승을 가능한 크게 하고 동압을 감소시켜서 디퓨저 입구에서의 유동 마하수를 최소화하는 방향으로 선정하였다. 초소형 무인항공기용 가스터빈에서는 작은 전면 면적으로 인해 압축기 출구에서의 유동 마하수가 일반적인 가스터빈에서의 마하수보다 높을 수 있어 연소기의 점화, 연소 안정성 및 연소기 내부 전압력 손실에 큰 영향을 주기 때문에 디퓨저 입구에서의 유동 마하수 감소는 중요한 의미를 갖는다. 또한, 디퓨저에서의 스톨은 디퓨저 입구 유동각과 마하수 및 정압계수 등에 의해 영향을 받게 되므로 압축기 서지 마진 증가를 위해서는 디퓨저 입구에서 유동 마하수를 감소시키고 정압 수준을 높이는 것이 중요하다. 본 연구에서는 이에 대한 검토 결과, 임펠러 출구 정압 상승과 절대 마하수의 감소에 효과가 있는 임펠러 후향각<sup>[15,16]</sup>을 약 42도로 선정하였다. 준삼차원 해석에 의한 임펠러 공력형상 설계는 AXCENT<sup>[17]</sup>를 사용하였다.

사류형 임펠러 후방에 설치되는 경사지고 곡률이 있는 베인 디퓨저는 일반적인 원심 압축기에서의 정형화된 형상, 예를 들어 채널 디퓨저나 각종 NACA 계열의 익형 디퓨저 등과는 달리 임의의 형상으로 정의되는 익형 디퓨저로 구현하였다. 따라서 베인의 선단부로부터 후반부까지의 베인각 및 두께 분포를 변경하여 베인내의 정압력 증가량 등을 도출하였다.

### 4. 결과 및 검토

본 연구에서의 사류형 압축기의 설계에 앞서 사류형 압축기의 설계 기법 및 설계 수단을 검증하고자 그림 1의 사류형 압축기 A형과 유사한, 곡률이 있는 디퓨저를 포함하는 사류형 압축기에 대한 선행 연구<sup>[18]</sup>를 수행하였다. 그림 3과 4는 각각 선행 연구에서의 압축기 유로와 시험 결과를 보여주고 있다. 사류형 압축기 성능 예측 결과는 시험 결과의 압력비 및 서지점과 매우 유사한 경향을 보이고 있다.

상기에서 제시한 제한 조건 내에서 평균유선법<sup>[13]</sup>에 의한 임펠러와 디퓨저의 기본설계 결과는 표 1과 같다.

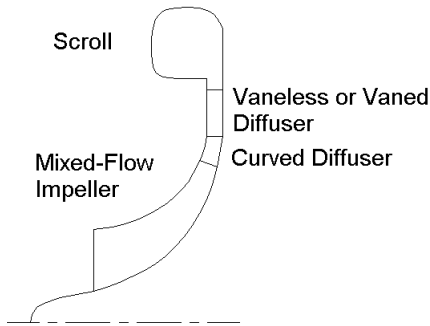
임펠러에서 초킹 유량을 확보하면서 구조적으로 구현가능한 수준의 인두서 높이를 설정하기 위해 인두서 허브-팁 반경비는 0.44로 하였다. 임펠러의 블레이드

개수는 공진과 공력 하중을 고려하여 주 블레이드 12개 및 스플리터 12개로 선정하였다. 블레이드 수를 24개로 결정한 가장 큰 이유는 24개 이하의 블레이드 수에서는 앞에서 언급한 공력하중이 0.6을 상회하게 되어 임펠러에서의 유동이 불안정해질 수 있으며, 그 이상의 개수에서는 임펠러 내의 유동장은 상대적으로 안정되나 임펠러의 무게가 증가하고 초킹 유량이 감소하는 문제점이 발생하기 때문이다. 이는 넓은 범위의 비속도에 대해 최적의 원심임펠러 블레이드 개수를 정의한 식 (9)<sup>[19]</sup>에 의한 값 20개와 비교적 유사한 값을 보이고 있다.

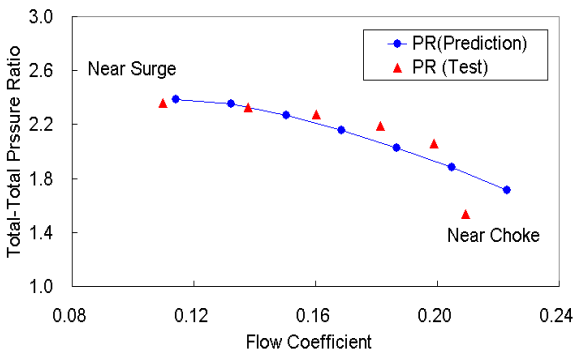
$$Z_{optimum} \approx 25 \cos \beta_2 / N_s \tag{9}$$

여기서  $Z_{optimum}$ 은 최적 블레이드 수,  $\beta_2$ 는 후향각이며  $N_s$ 는 무차원 비속도이다.

임펠러의 기울임각을 크게 할 경우 디퓨저 유로의 곡률이 커서 디퓨저 내의 유동이 불안정해지는 문제점



[그림 3] 선행 연구<sup>[18]</sup>에서의 압축기 유로



[그림 4] 선행 연구<sup>[18]</sup>에서의 압축기 성능예측 및 시험 결과

[표 1] 임펠러 및 디퓨저의 주요 설계 변수

Design Variables	Values
Rotational speed	78,000rpm
Inducer hub/tip radius ratio	0.44
Inducer sweep angle	10°
Impeller blade number(ZI)	12+12
Impeller exit inclination angle	57°
Impeller exit depth/radius ratio	0.06
Impeller exit radius	69mm
Impeller exit backsweep angle	-42°
Impeller axial length	49mm
Diffuser inlet diameter	152mm
Diffuser vane inlet angle	30°
Diffuser vane number(ZD)	23
Compressor overall diameter	177mm
Compressor axial length	99mm

이 있고, 작게 할 경우 임펠러 길이가 길어지는 단점이 있으므로 전체적인 제한 조건을 고려하여 임펠러 기울임각을 57°로 선정하였다. 후향각은 반경방향 기준으로 42도로 하였다. 후향각은 일정 범위내에서는 클수록 효율도 증가하는 경향이 있으나, 동일 압력비를 내는데 반경이 증가하는 문제점도 있다. 본 연구에서는 이들의 경향을 고려하였다.

설계된 임펠러의 인두서 허브부터 임펠러 출구 허브까지의 길이는 약 49mm이다. 임펠러의 축방향 길이는 비속도, 공력하중 분포 및 임펠러 팁에서의 상대 마하수 등을 고려하여 결정되는데, 본 연구에서는 이러한 내용들을 종합적으로 고려하여 길이를 선정하였다. 인두서는 약 10도의 스윙각을 두어 수직충격파의 강도를 낮추고 동시에 임펠러 허브 부분의 길이를 상대적으로 감소시킬 수 있도록 하였다.

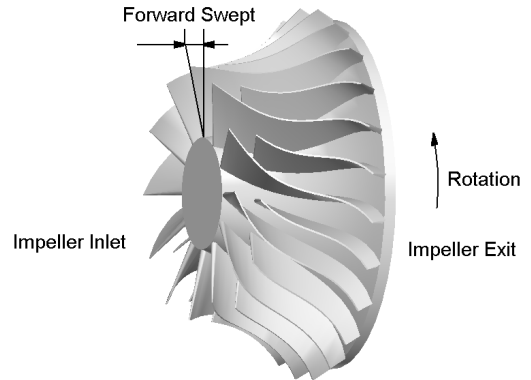
한편, 디퓨저는 임펠러 출구와 베인리스 디퓨저에서의 유동각을 고려하여 약 30도의 입구각을 갖도록 하였으며, 초킹 유량과 확산계수 등을 고려하여 베인 개수를 23개로 선정하였다. 본 연구에서의 디퓨저 베인의 개수는, 디퓨저 입구에서의 유동각과 유로의 폭이 일정할 경우 초킹 유량을 만족하는 최대의 베인 개수와 확산계수를 일정값 이하로 최소 베인 개수 등을 고려하여 결정하였다.

설계된 압축기의 최대 직경은 177mm이고, 축방향 길이는 임펠러 인두서 허브부터 디퓨저 출구까지 약 99mm이다.

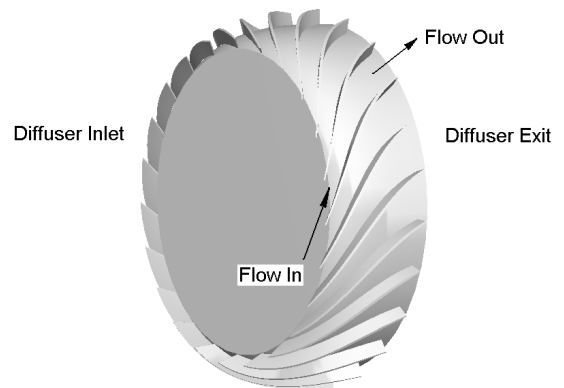
준삼차원 해석을 통한 임펠러와 디퓨저의 공력형상 설계는 그림 5와 6에 각각 도시되어 있다. 그림 5에서 전향 스윙된 블레이드를 포함한 3차원 형상을 확인할 수 있으며, 그림 6에서는 설계된 디퓨저 형상을 볼 수 있다. 디퓨저는 그림 1의 B형과 같이 베인 입구에서의 반경이 출구에서의 반경보다 작으며 자오면 상에서 곡률을 갖는 형상이다.

블레이드를 설계하는 과정에서 적용한 공력하중 분포는 그림 7과 같다.

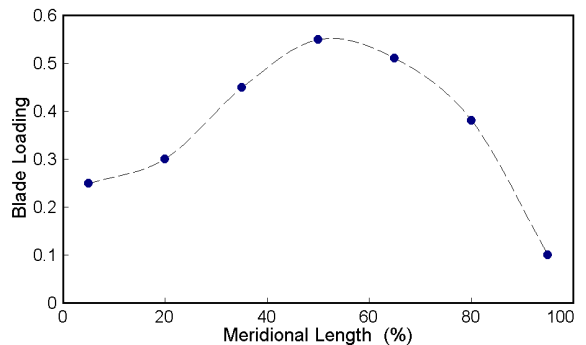
연소기 내부의 압력 손실 및 연소 안정성 평가 등을 위해 필요한 압축기 출구에서의 마하수와 스윙각을 그림 8과 9에 나타내었다. 그림 8에는 설계회전수 대비 80%, 90% 및 100%의 성능 곡선상에서 서지 인근점부터 초킹 인근점까지의 각 점에 대한 압축기



[그림 5] 임펠러 설계 결과



[그림 6] 디퓨저 설계 결과



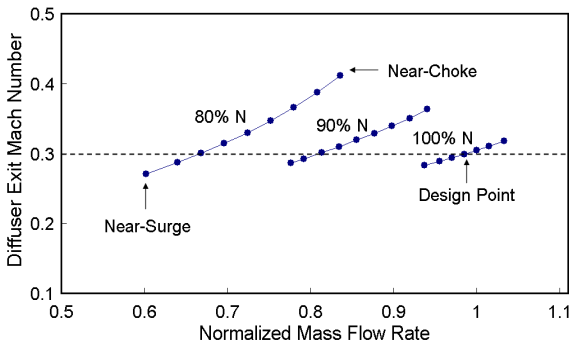
[그림 7] 임펠러 공력하중 분포

출구 마하수를 보여주고 있다. 설계점에서는 설계목표인 0.3을 만족하고 있으며, 각 회전수에 공히 초킹점으로 갈수록 마하수가 증가하고 있으며 서지점으로 갈수록 마하수가 감소하고 있다.

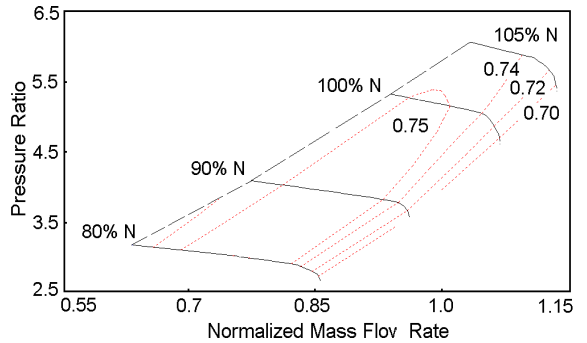
그림 9에 나타난 압축기 출구에서의 유동각을 살펴 보면, 설계점에서는 목표치인 30도로 나타나고 있으며, 설계회전수의 서지 인근점을 제외하고는 대부분 30도 이하의 값을 보이고 있다. 압축기 출구에서의 마하수와 유동각 특성으로 볼 때, 정상상태에서의 운전점보다 서지점 방향으로 운전점이 이동하게 되는 엔진의 가속 상태에서는 압축기 출구 마하수는 감소하고 대부분의 영역에서 압축기 출구 유동각은 약 25~30도 이내에서 형성될 것으로 보이며, 설계점에서 정상상태로 운전될 때는 설계값을 유지할 것으로 예상된다. 그러나, 엔진 운전 상태에서 서지 마진의 부족으로 설계점에서의 압축기 운전점을 초킹점 방향으로 이동시킬 경우 압축기 출구 마하수의 증가로 인한 연소기의 성능 변화를 검토할 필요가 있을 것으로 사료된다. 이 때 스윙각이 감소하는 효과가 연소기와 엔진에 미치는 영향은 연소기의 특성을 정확히 분석하여 판단할 필요가 있다.

한편, 그림 10은 80~105% 회전수에서의 압축기 성능곡선을 보여주고 있다. 설계점 유량으로 무차원화된 유량과 압력비 곡선을 보여주고 있으며, 효율 등고선이 함께 표시되어 있다. 설계점에서 설계압력비 5.2가 달성 가능한 것으로 예측되고 있으며, 이 때의 효율은 75%로 예상된다.

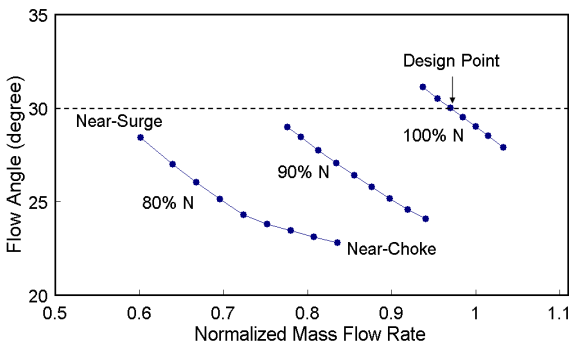
임펠러 입구 허브 반경의 선정에 영향을 주는 요소는 여러 가지가 있지만 그 중 한 가지는 베어링 시스템의 직경이다. 그림 11에는 임펠러에 작용하는 축하중을 나타내었다. 임펠러에는 입출구에서의 유동의 유출입에 의한 운동량 변화, 입출구에서의 정압력 차이, 임펠러 전면과 후면에서의 정압력 차이 등에 의한 축하중이 발생하는데, 그림 11에는 각 성분들에 의한 축하중 값이 나타나 있다. 사류형 임펠러로 인해 임펠러 출구에서의 운동량에 의한 축하중이 절대값으로서는 상기 각 성분들 중에서 가장 작은 값을 보이고 있지만 일반적인 원심형 임펠러에서의 값보다 크게



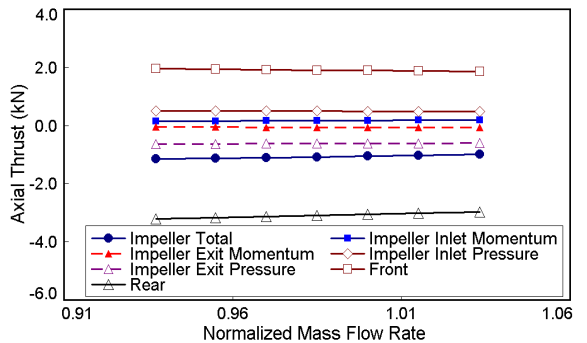
[그림 8] 회전수와 유량에 따른 디퓨저 출구 마하수



[그림 10] 압축기 성능곡선



[그림 9] 회전수와 유량에 따른 디퓨저 출구 유동각



[그림 11] 임펠러에 작용하는 축하중

나타나고 있다. 한편, 정압이 가장 높은 임펠러 출구와 연결된 임펠러 후면에 의해 임펠러 전방 방향으로 작용하는 축하중 성분이 가장 크게 나타났다. 임펠러에 작용하는 축하중 총합은 전방 방향으로 약 1kN으로 나타났으며, 유량이 감소함에 따라 증가하는 것으로 평가되었다. 한편엔진에 미치는 축하중은 터빈에서의 축하중과 이차유로에서의 축하중을 고려하여 종합적으로 판단할 필요가 있다.

## 5. 결론

본 연구에서는 무인항공기용으로 적용 가능한 전면면적이 작은 특성이 있는 사류형 압축기에 대한 공력설계 및 성능예측을 수행하였다. 이를 통해 천음속 사류형 압축기의 기본설계 및 3차원 공력형상설계 결과와 각 회전수별 압축기 성능곡선을 얻었으며, 각 운전점에서의 압축기 출구 마하수 및 유동각을 분석하여 압축기 출구 마하수는 서지점으로 갈수록 감소하고 유동각은 초킹점으로 갈수록 감소함을 것을 확인하였다. 한편, 임펠러에 작용하는 축하중을 각 성분별로 평가하였다. 본 연구에서의 설계 및 분석 결과는 무인항공기의 기본설계나 압축기 및 연소기의 설계를 위한 기초자료로서 활용할 수 있을 것이다.

## 참 고 문 헌

- [1] Barbeau, D. E., "A Family of Small, Low Cost Turbojet Engines for Short Life Applications", ASME 81-GT-205, 1981.
- [2] Rodgers, C., Shekletons, J. R. and Jones, A. C., Small Diameter Gas Turbine Engine, US Patent No. 5,207,054, 1993.
- [3] Unmanned Aircraft Systems Roadmap, 2005-2030, Department of Defense, US, 2005.
- [4] 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.
- [5] Wilcox, W. W. and Robbins, W. H., "Design and Performance of an Experimental Axial-Discharge Mixed-Flow Compressor : III-Overall Performance of Impeller and Supersonic-Diffuser Combination", NACA RM E51A02, 1951.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] 김원철, "13:1의 압축비를 갖는 축류-원심형 압축기의 기본 공력설계", 한국군사과학기술학회지, 제6권 제2호, pp. 83~94, 2003.
- [10] Hill, P. and Peterson, C., Mechanics and Thermodynamics of Propulsion, Addison Wesley Publishing Company, 1992.
- [11] Wennerstrom, A. J., Design of Highly Loaded Axial-Flow Fans and Compressors, Concepts ETI, pp. 61~67, 2000.
- [12] Japikse, D., Centrifugal Compressor Design and Performance, Concepts ETI, Inc., 1996.
- [13] COMPAL, Concepts NREC, 2005.
- [14] 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.



- [15] Baines, N. C., Fundamentals of Turbocharging, Concepts NREC, 2005.
- [16] Cumpsty, N. A., Compressor Aerodynamics, Longman Scientific & Technical, 1989.
- [17] AXCENT, Concepts NREC, 2007.
- [18] 최재호, “연료전지용 터보 공기압축기의 설계 및 시험평가”, 한국수소 및 신에너지학회 논문집, 제 19권 제1호, pp. 26~34, 2008.
- [19] Rodgers, C., “Effects of Blade Number on the Efficiency of Centrifugal Compressor Impeller”, ASME TURBOEXPO 2000, Munich Germany, 2000-GT-455, 2000.