

## 정익 슈라우드 공기분사가 단단 천음속 축류압축기의 공력성능에 미치는 영향

딩꽁쯔엉\* · 마상범\* · 김광용\*\*  
\* 인하대학교 기계공학과

### Effects of Stator Shroud Injection on the Aerodynamic Performance of a Single-Stage Transonic Axial Compressor

Cong-Truong Dinh\*, Sang-Bum Ma\* and Kwang Yong Kim\*\*

\* Dept. of Mechanical Engineering, Inha Univ.

(Received August 1, 2016 ; Revised October 29, 2016 ; Accepted October 31, 2016)

**Key Words:** Single-Stage Transonic Axial Compressor(단단 천음속 축류압축기), Stator Injection(정익 분사), Reynolds-averaged Navier-Stokes Equations(레이놀즈 평균 나비에-스톡스 방정식), Adiabatic Efficiency(단열효율), Total Pressure Ratio(총압력비)

**초록:** 본 연구에서는 단단 천음속 축류압축기 정익부 슈라우드에 공기분사기를 설치하는 방안을 제시하고 이 것이 공력성능에 미치는 영향을 분석하기 위해 매개변수 연구를 수행하였다. 분사기의 곡률, 폭, 정익 앞전으로부터의 거리, 원주방향 각도 및 공기분사 비율을 변수로 선정하였고, 각 변수의 변화에 따른 공력성능 영향을 분석하기 위해 삼차원 레이놀즈평균 나비에-스톡스 방정식을 사용한 공력해석을 수행하였다. 매개변수 연구 결과, 정익 분사가 적용된 단단 축류압축기의 공력성능이 향상되었고, 공력성능이 공기분사 비율에 민감한 영향을 받는 것이 확인되었다. 원주방향 각도의 비율이 10%일 때 전압력비와 단열 효율이 가장 크게 향상되었다.

**Abstract:** In this study, stator shroud injection in a single-stage transonic axial compressor is proposed. A parametric study of the effect of stator shroud injection on aerodynamic performances was conducted using the three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. The curvature, length, width, and circumferential angle of the stator shroud injector and the air injection mass flow rate were selected as the test parameters. The results of the parametric study show that the aerodynamic performances of the single-stage transonic axial compressor were improved by stator shroud injection. The aerodynamic performances were the most sensitive to the injection mass flow rate. Further, the total pressure ratio and adiabatic efficiency were the maximum when the ratio of circumferential angle was 10%.

- 기호설명 -

$C$  : 정익 코드 길이  
 $L$  : 공기분사기의 정익 앞전으로부터 거리  
 $LE$  : 정익 앞전  
 $\dot{m}$  : 질량 유량  
 $R$  : 분사기의 곡률반경 혹은 기체상수  
RANS : Reynolds-averaged Navier-Stokes

$PR$  : 전압력비  
 $P_t$  : 전압력  
 $SM$  : 스톨 마진  
 $SRE$  : Stable Range Extension  
 $T_t$  : 전온도  
 $W$  : 분사기의 폭  
 $\alpha$  : 원주방향 각도  
 $\gamma$  : 비열비  
 $\eta$  : 단열 효율

† Corresponding Author, [kykim@inha.ac.kr](mailto:kykim@inha.ac.kr)

© 2017 The Korean Society of Mechanical Engineers

1. 서론

발전용과 항공기 엔진용 가스터빈의 핵심 부품 중 하나인 축류압축기는 가스터빈으로 유입되는 공기를 압축하여 고압의 공기를 연소기와 터빈으로 공급하는 역할을 한다. 이 때 공기의 압축비가 클수록 더 많은 동력을 얻을 수 있기 때문에 그간 압축기의 설계에 있어서는 설계점에서 각 단의 압력비를 증가시키기 위한 연구들이 주로 수행되었다. 그러나 예기치 못한 상황에서 설계점이 아닌 영역에서 가스터빈이 운용될 경우 급격한 운전 조건의 변화로 인해 압축기의 유동이 불안정해지는 스톨(stall) 및 서지(surge) 현상이 발생하여 시스템의 성능 저하가 일어나는 문제가 발생한다. 따라서 최근에는 압축기의 압력비와 더불어 작동 안정성이 설계에 있어 주요 고려 사항이 되고 있다.

축류압축기의 동익은 고속으로 회전하면서 공기의 운동에너지를 증가시키는 역할을 한다. 이 때 동익과 슈라우드(shroud) 사이의 간극에서 발생하는 팁(tip) 누설 유동은 압축기의 효율, 압력비 뿐만 아니라 작동 안정성에도 영향을 미치는 중요한 유동 특성으로 널리 알려져 있다.<sup>(1-3)</sup> 이러한 유동 현상을 제어하여 압축기의 작동 안정성을 향상시키기 위해서 동익의 슈라우드 부근에서 공기를 분사하는 방식인 팁 인젝션(tip injection)에 대한 연구가 많은 연구자들에 의해 수행되어 왔다.

Dobrzynski 등<sup>(4)</sup>은 1.5단 저속 축류압축기에 분리된 분사기(injector)를 설치하였고, 이를 통해 공기 분사를 적용했을 경우 동익 내에서 발생하는 유로 차폐(flow blockage)효과가 감소하여 작동 안정성이 향상되는 것을 실험을 통해 보고하였다. Kern 등<sup>(5)</sup>은 단단 축류압축기에 12개의 공기 분사기를 사용하여 서지 마진(surge margin)을 향상시키는 연구를 수행하여, 압력비와 작동 안정성이 각각 8.5%와 35% 향상된 결과를 도출하였다. Benhegouga와 Ce<sup>(6)</sup>는 분사기의 각도, 위치 및 분사 비율을 변수로 하여 공기 분사가 압축기의 공력 성능에 미치는 영향성을 조사하였고, Dinh 등<sup>(7)</sup>은 NASA Rotor 37을 사용한 축류압축기에서 공기 분사와 분출 방식을 사용하여 압축기의 공력 성능을 향상시키는 연구를 수행하였다.

최근에는 동익에서의 공기 분사 방식과 더불어 정익에서의 공기분사 방식을 활용한 유동제어 방식이 실험을 통해 연구되었다.<sup>(8,9)</sup> 축류 압축기에서

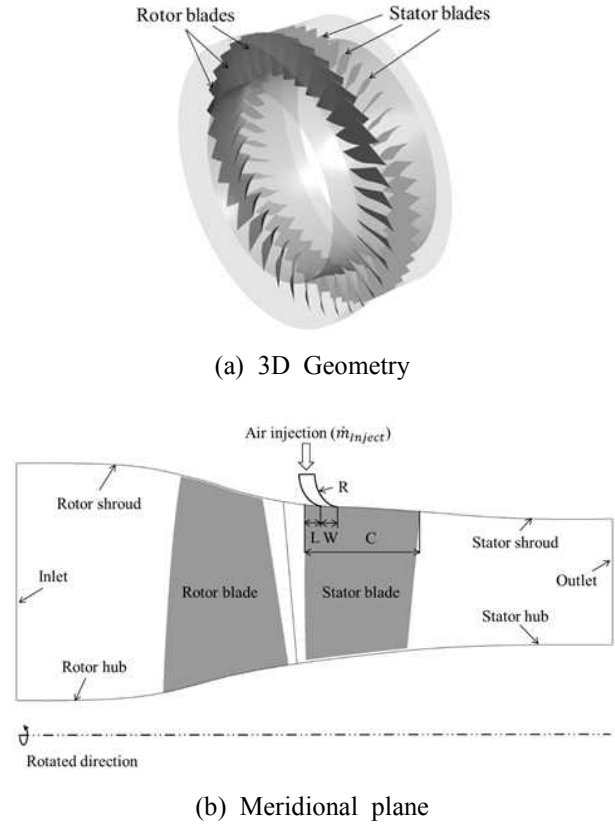


Fig. 1 NASA stage 37 with stator injector

정익은 동익에서 생성된 운동에너지를 변환하여 정압을 상승시켜 주고, 유동 방향을 회전축 방향과 동일하게 맞춰 주는 역할을 한다. 정익 내 유동은 상대적인 속도 차이로 인한 저속 유동과 고속 유동의 상호작용으로 인해 유동의 박리와 재부착을 포함하는 복잡한 유동 특성을 지닌다.

Culley와 Bright<sup>(8)</sup>는 정익 흡입면에 공기분사를 사용하여 전압 손실을 25% 저감시킨 바 있으며, Wundrow 등<sup>(9)</sup>은 정익 흡입면에 공기분사를 통하여 정익 내에서 발생된 유동 박리를 효과적으로 제어하여 전압력비를 향상시킨 바 있다. 이와 같이 정익 날개면에 공기분사를 적용한 연구는 수행된 바 있으나 정익부 슈라우드에 공기분사기를 설치한 경우는 아직 보고된 바 없다.

본 연구에서는 단단 축류압축기 정익부 슈라우드 표면의 분사기 설치를 처음으로 제안하고, 이 분사기가 적용된 압축기의 공력 성능을 수치적으로 분석하여, 이 분사기의 적용이 압축기의 공력 성능과 작동안정성을 향상시키는 것을 확인하였으며, 분사기의 형상과 공기분사량이 단단 축류 압축기의 공력 성능에 미치는 영향을 평가하였다.

**Table 1** Design specifications of NASA stage 37

Design mass flow rate [kg/s]	20.93
Rotational speed [rpm]	17185.7
Total pressure ratio	2.05
Rotor tip clearance [mm]	0.40
Stator tip clearance [mm]	0.72
Number of rotor (stator)	36 (46)

**Table 2** Dimensionless parameters of the reference stator injector and injection ratio

	$\dot{m}_i/\dot{m}_c$	L/C	R/C	W/C	$\alpha/7.826^\circ$
Value(%)	1.5	0	20	10	50

## 2. 유동해석

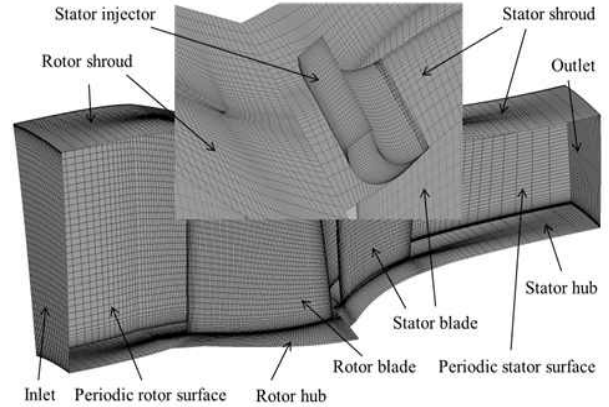
### 2.1 압축기와 공기분사기 형상

본 연구에서 대상으로 하는 단단 축류압축기에는 NASA Stage 37이 사용되었고, 압축기는 Fig. 1(a)에 나타난 바와 같이 36개의 동익과 46개의 정익으로 구성되어 있다. 동익은 17185.7 rpm의 속도로 회전하고, 설계 질량유량인 20.93 kg/s에서 전압력비와 단열효율이 각각 2.05 및 84.00%이다. 자세한 설계사양은 Table 1에 나타내었다.

Fig. 1(b)는 본 연구에서 사용된 정익 분사기가 적용된 NASA Stage 37의 계산영역을 보여주고 있다. 계산영역은 유동해석의 경제성과 효율성을 고려하여 Fig. 2와 같이 단일유로로 설정하였다. 정익 분사기의 분사구는 정익의 압력면에 설치되었다. 정익 분사기의 형상이 단단 축류 압축기의 공력성능에 미치는 영향을 분석하기 위해 4개의 형상변수와 공기분사비율( $\dot{m}_i/\dot{m}_c$ )을 변수로 선정하였다. 형상 변수들은 정익 앞전(LE)으로부터의 거리(L), 공기 분사구의 폭(W), 분사구의 곡률반경(R) 및 원주방향 각도( $\alpha$ )이며 Fig. 1(b)에 나타난 바와 같다. 기준형상의 분사기 설계사양은 Table 2에 나타내었는데, 정익 앞전으로부터의 거리, 분사구의 폭, 곡률반경은 정익 코드 길이(C)로 무차원화 하였고, 원주방향 각도는 정익 단일유로의 원주방향 각도( $360/46=7.826^\circ$ )로 무차원화 하였다.

### 2.2 유동해석 방법

단단 축류압축기의 내부 유동해석과 공력성능



**Fig. 2** Grid system

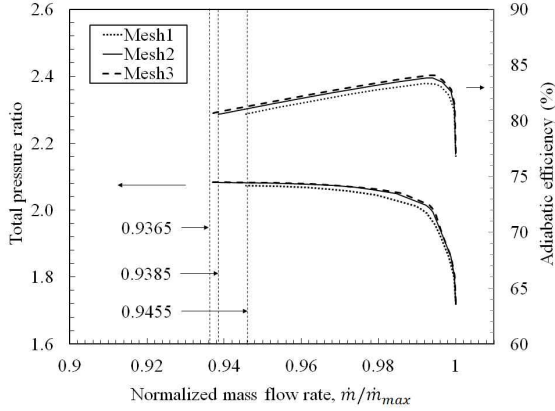
분석을 위해 전산유체역학 상용코드인 ANSYS-CFX 15.0<sup>(10)</sup>을 사용하였다. 해석을 위해 지배방정식은 삼차원 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 방정식을 유한체적법을 사용해 수치해석하였으며, 난류모델로는 k- $\epsilon$  모델을 사용하였다. 계산영역을 구성하기 위해 삼차원 형상과 격자계를 각각 Design-Modeler와 Turbo-Grid를 사용하여 정의하였고, 계산영역의 경계조건 부여, 지배 방정식 해석 및 후처리 과정에는 각각 ANSYS-CFX pre, solver 및 post가 사용되었다.

본 연구에서 사용된 계산 격자계의 예를 Fig. 2에 나타내었다. 블레이드 근처 벽면 격자계는 O-type 격자를 사용하여 구성하였다. 작동유체는 이상기체로 가정하였으며, 입구부에는 대기압, 대기온도 조건과 5%의 난류강도 조건을 부여하였고, 출구부에는 면평균 정압 조건을 부여하여 유동해석을 수행하였다. 계산의 수렴을 판단하기 위한 수렴판단기준으로는 Chen 등<sup>(11)</sup>이 제시한 기준을 사용하였다.

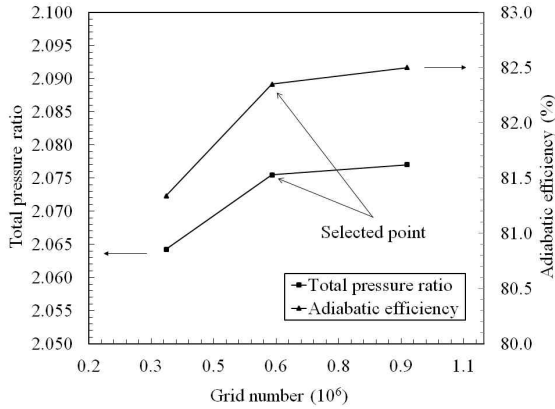
축류압축기의 공력성능을 평가하기 위한 성능함수로는 입출구 전압력비(PR), 단열효율( $\eta$ ), 스톨마진(stall margin, SM) 및 Stable Range Extension (SRE)을 사용하였으며 각각의 성능함수는 다음과 같이 정의되었다.

$$PR = \frac{P_{t,out}}{P_{t,in}} \quad (1)$$

$$\eta = \frac{PR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{T_{t,out}}{T_{t,in}}\right) - 1} \quad (2)$$



(a) Performance curves



(b) Variation of aerodynamic performances at design point

Fig. 3 Grid-dependency test (NASA stage 37)

$$S.M. = \left( \frac{\dot{m}_{peak}}{\dot{m}_{stall}} \times \frac{PR_{stall}}{PR_{peak}} - 1 \right) \times 100\% \quad (3)$$

$$SRE = \left( \frac{(\dot{m}_c - \dot{m}_{stall})_i - (\dot{m}_c - \dot{m}_{stall})_{smooth}}{(\dot{m}_c - \dot{m}_{stall})_{smooth}} \right) \times 100\% \quad (4)$$

위 식에서  $P_b$ ,  $T_b$ ,  $\dot{m}$  및  $\gamma$ 는 각각 전압력, 전온도, 질량유량 및 비열비를 나타낸다. 하첨자 *in*, *out*, *peak*, *stall* 및 *c*는 각각 입구, 출구, 최고 단열효율 조건, 스톨 조건 및 초킹 조건을 나타낸다. 식 (4)에서 하첨자 *i*와 *smooth*는 각각 분사기가 결합된 압축기와 분사기가 결합되지 않은 압축기를 의미한다.

### 3. 결과 및 검토

3.1 격자의존성 시험 및 결과 타당성 검증 연구를 수행하기에 앞서 수치계산을 위한 최적

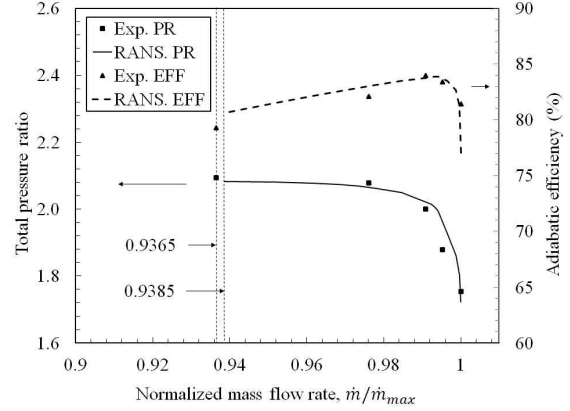


Fig. 4 Validation of numerical results with experimental data

격자계를 도출하기 위해 격자의존성 시험을 수행하여 Fig. 3에 결과를 나타내었다. 정의 분사기를 제외한 축류 압축기의 단일유로에 대하여 33만개에서부터 91만개의 격자수를 사용하여 공력성능을 비교하였고, Fig. 3(a)에 성능곡선에 대한 그 결과를 나타내었다. 33만개의 격자를 사용한 Mesh 1의 경우 마지막 수렴점에서 무차원 질량유량이 0.9455로 예측된 반면 59만개 및 91만개의 격자수를 사용한 Mesh 2와 Mesh 3의 경우 마지막 수렴지점이 각각 0.9385 및 0.9365로 예측되어 매우 근접하였고 압력비와 효율의 크기도 잘 일치하였다. Fig. 3(b)에서는 설계점에서의 전압력비와 단열효율을 비교하였고, 약 59만개의 격자를 사용한 Mesh 2가 91만개를 사용한 Mesh 3와 비교해 0.2% 미만의 상대오차를 보였다. 이에 따라 Mesh 2를 축류 압축기의 단일 유로에 대한 최적 격자로 채택하였다.

도출된 최적의 격자계를 사용한 유동해석 결과의 타당성을 검증하기 위해 유동해석 결과를 실험결과와 비교하여 Fig. 4에 나타내었다. 이 타당성 검증에서 단단 압축기의 성능곡선에 대해, 초킹 유량에서 전압력비와 단열효율에 대한 실험과 유동해석 결과 사이의 상대오차는 각각 1.76%와 4.37%이었으며, 스톨 근처 유량에서 전압력비와 단열효율의 상대오차는 각각 0.52%와 1.29%이고 스톨점도 잘 일치하고 있어, 실험치와 계산결과는 비교적 작은 오차 범위 내에서 일치하는 것을 확인할 수 있었다.

단일 유로에 대한 최적 격자계(Mesh 2)를 사용하여 정의 분사기가 결합된 형상에 대한 격자의존성 시험을 수행하여 Fig. 5에 나타내었다. 이

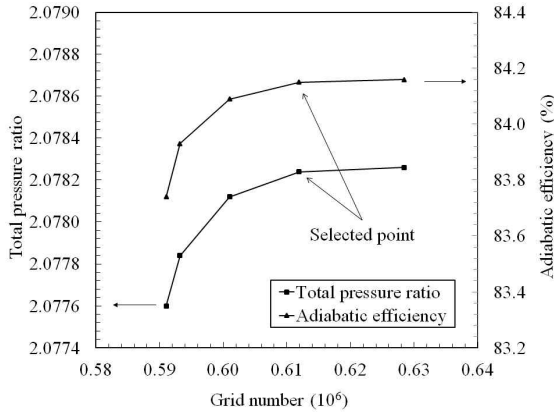


Fig. 5 Grid dependency test of NASA stage 37 with stator injector at design point

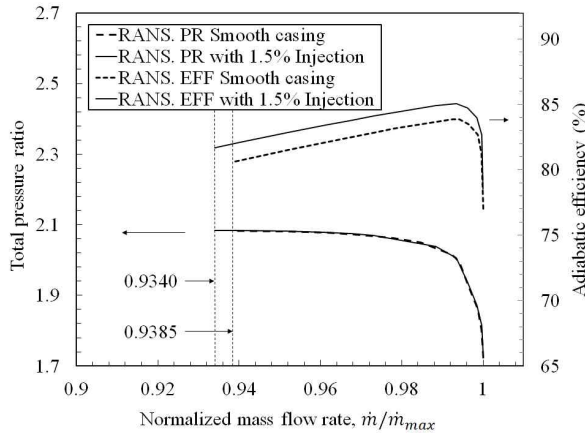
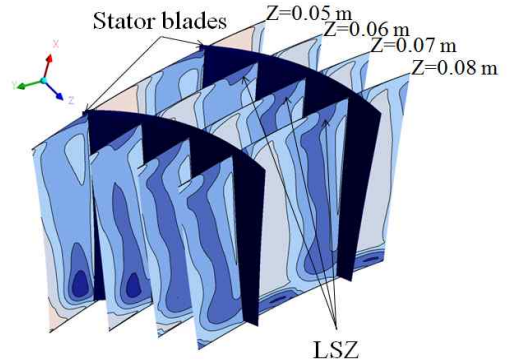


Fig. 6 Performance curves with and without stator injection

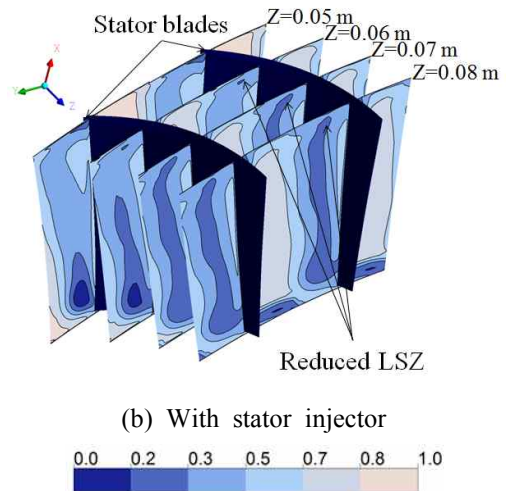
시험에서는 분사기 내의 격자만을 변화시켰으며 약 1000개에서 3만8천개 사이의 격자수가 시험에 사용되었다. 시험결과 약 2만개의 격자수를 사용했을 때 격자 의존성이 제거되었으므로 총 61만개의 격자수(단일 유로 59만개, 정익 분사기 2만개)를 사용한 격자계를 최종 격자계로 선정하여 매개변수 연구를 수행하였다.

### 3.2 정익 분사기 성능

정익 슈라우드에 공기분사기를 적용한 단단 축류압축기의 공력성능을 분사기 적용되지 않은 축류압축기와 비교하여 Fig. 6에 나타내었다. Fig. 6에서 정익 분사기 (1.5% 공기분사비율)를 사용한 경우와 사용하지 않은 경우에 대해 계산된 스톨 점(최종 수렴점)의 질량유량( $\dot{m}/\dot{m}_c$ )이 각각 0.9340과 0.9385로 나타나 공기분사로 인해 운전영역이 확대되고, 압력비의 변화는 거의 없으면서 최고



(a) With smooth casing



(b) With stator injector

Fig. 7 Relative Mach number distributions in stator domain at peak adiabatic efficiency condition

단열효율은 1.2% 증가하였다.

Fig. 7은 최고 효율점에서 정익 내 마하 수 분포를 보여주고 있다. 정익 분사기를 사용하지 않은 축류압축기에서는 저속 영역(LSZ)이 관측되었으나, 정익 분사기를 사용한 축류압축기의 경우 슈라우드 부근에서 저속 영역이 감소한 결과를 보여준다.

Fig. 8과 9는 스톨 근처 유량에 대해 정익의 98% 스패에서 각각 마하 수와 속도 벡터 분포를 보여주고 있다. Fig. 8(b)에 보이는 바와 같이 마하 수 0.3의 저속 영역이 정익 분사기를 사용함으로써 크게 감소한 것을 알 수 있고, 특히 정익의 압력면에서 저속 영역이 사라진 것을 확인할 수 있다. 이로 인한 효과는 Fig. 9에서 확인할 수 있다. 정익 분사기 적용되지 않은 축류압축기에서는 Fig. 9(a)에 나타난 바와 같이 정익 후류에서 저속 영역이 발생하여 불균일한 유동 특성이 관측된다. 정익 분사기 적용된

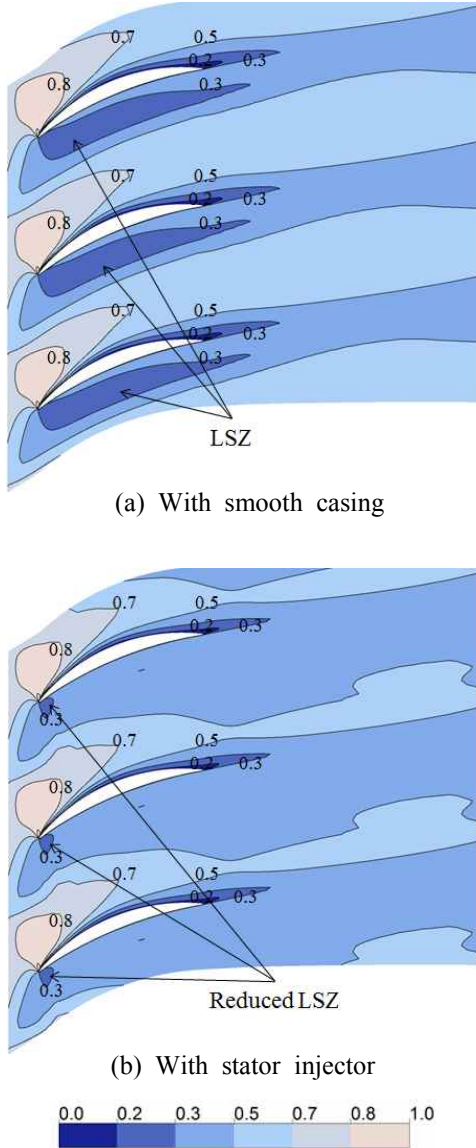


Fig. 8 Relative Mach number distributions at 98% span for near-stall condition

축류압축기는 Fig. 9(b)에 나타난 바와 같이 정익의 압력면에서 속도가 향상되어 출구 유동이 균일해지는 효과를 얻을 수 있다. 정익 분사기를 장착한 단단 압축기는 위에서 언급한 유동 특성으로 인해 단열효율과 작동 안정성이 정익 분사기를 사용하지 않은 축류압축기와 비교하여 향상되는 것으로 판단된다.

Fig. 10은 스톨점 근처 유량에서 자오면의 엔트로피 분포를 보여주고 있으며 엔트로피(s)는 다음과 같이 정의되었다.

$$s - s_{ref} = \int_{T_{ref}}^{T_{stat}} \frac{c_p(T)}{T} dT - R \log\left(\frac{p}{p_{ref}}\right) \quad (5)$$

Table 3 Ranges of parameters

Parameters	$\dot{m}_i/\dot{m}_c$	L/C	R/C	W/C	$\alpha/7.826^\circ$
Lower bound (%)	1.0	0	10	10	10
Upper bound (%)	2.0	100	50	20	70

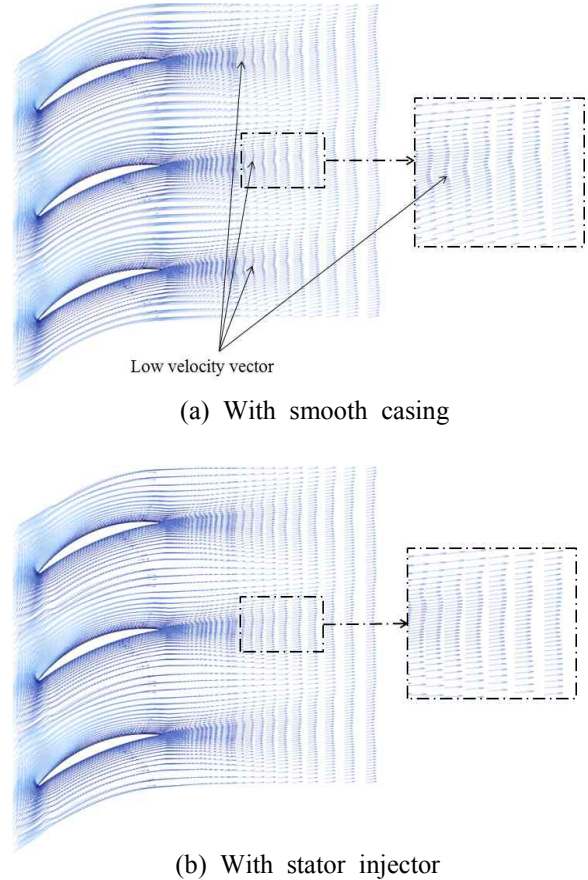


Fig. 9 Velocity vectors on 98% span at near-stall condition

위 식에서  $T$ ,  $p$ ,  $R$  및  $C_p$ 는 각각 온도, 압력, 기체 상수 및 정압비열을 나타내고, 하첨자  $ref$ 는 대기 (atmosphere) 상태를 나타낸다. 정익 분사기를 사용한 경우 Fig. 10(b)에서 보는 바와 같이 정익 분사기가 위치한 정익의 슈라우드 부근에서 엔트로피가 감소하는 것을 확인할 수 있다.

### 3.3 매개변수 연구

정익 분사기의 형상변화와 공기분사 비율의 변화가 단단 축류압축기의 공력성능에 미치는 영향을 분석하기 위해 앞에서 언급한 네 가지 형상 변수와 공기분사 비율을 사용하여 매개변수 연구를 수행하였다. 변수들의 범위는 Table 3과 같고, 변

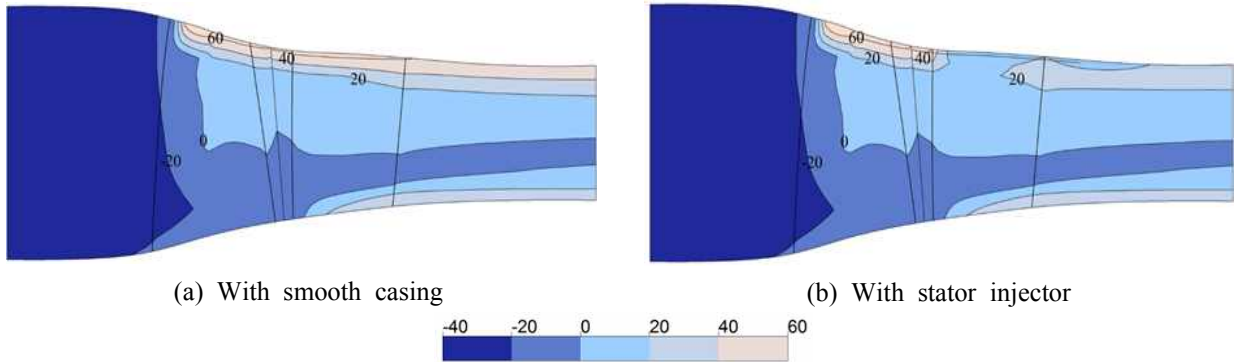


Fig. 10 Static entropy distributions on meridional plane at near-stall condition(J/kg · K)

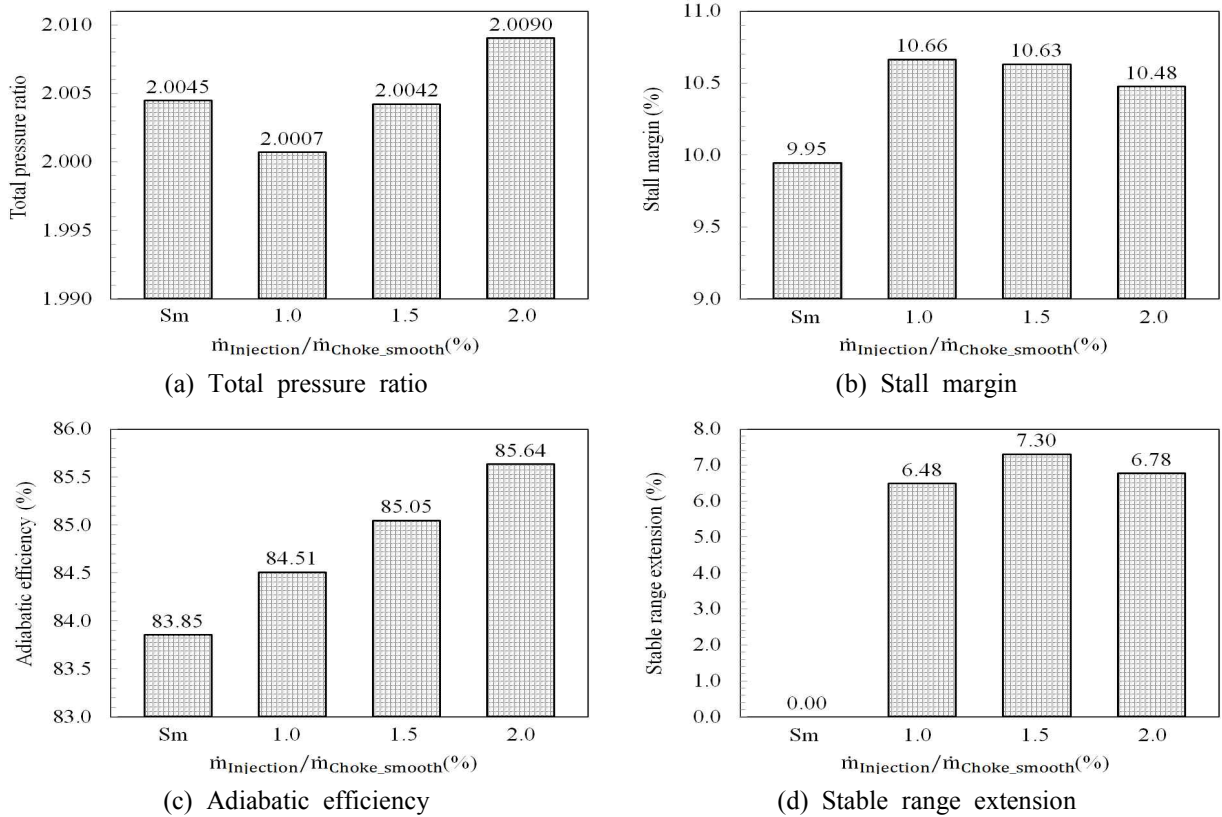


Fig. 11 Effects of injection ratio on aerodynamic performances

수들의 변화에 따른 단단 압축기 설계점에서의 공력성능들의 변화는 Figs. 11-15에 나타내었다. 각 매개변수에 대해 압축기의 초킹 유량은 정익 분사기가 없는 경우와 비교하여 최대 상대오차 0.019%를 나타내어, 정익 분사기에 의한 초킹 유량의 변화는 무시할 정도로 매우 작았다. 따라서 공력 안정성을 나타내는 SM과 SRE는 스톨 점의 개선에 의해 향상된 것임을 알 수 있다.

Fig. 11은 공기분사 비율( $\dot{m}_i/\dot{m}_c$ )에 따른 압축기의 공력성능 변화를 보여주고 있다. 공기분사 비

율이 증가할수록 단열효율과 전압력비가 증가하는 경향이 나타나고 있으며, 공기분사 비율이 2%일 때 단열효율과 전압력비가 각각 가장 큰 값인 85.64%와 2.009를 나타내었다. 스톨 마진은 공기분사비율이 1%일 때 가장 큰 10.66%, SRE는 1.5%의 공기 분사 비율을 사용했을 때 가장 큰 7.30%의 값을 나타냈다.

정익 앞전으로부터 분사기까지의 거리(L)에 따른 압축기의 공력성능 변화는 Fig. 12에 나타나 있다. 정익 앞전으로부터의 거리가 코드길이의 10%

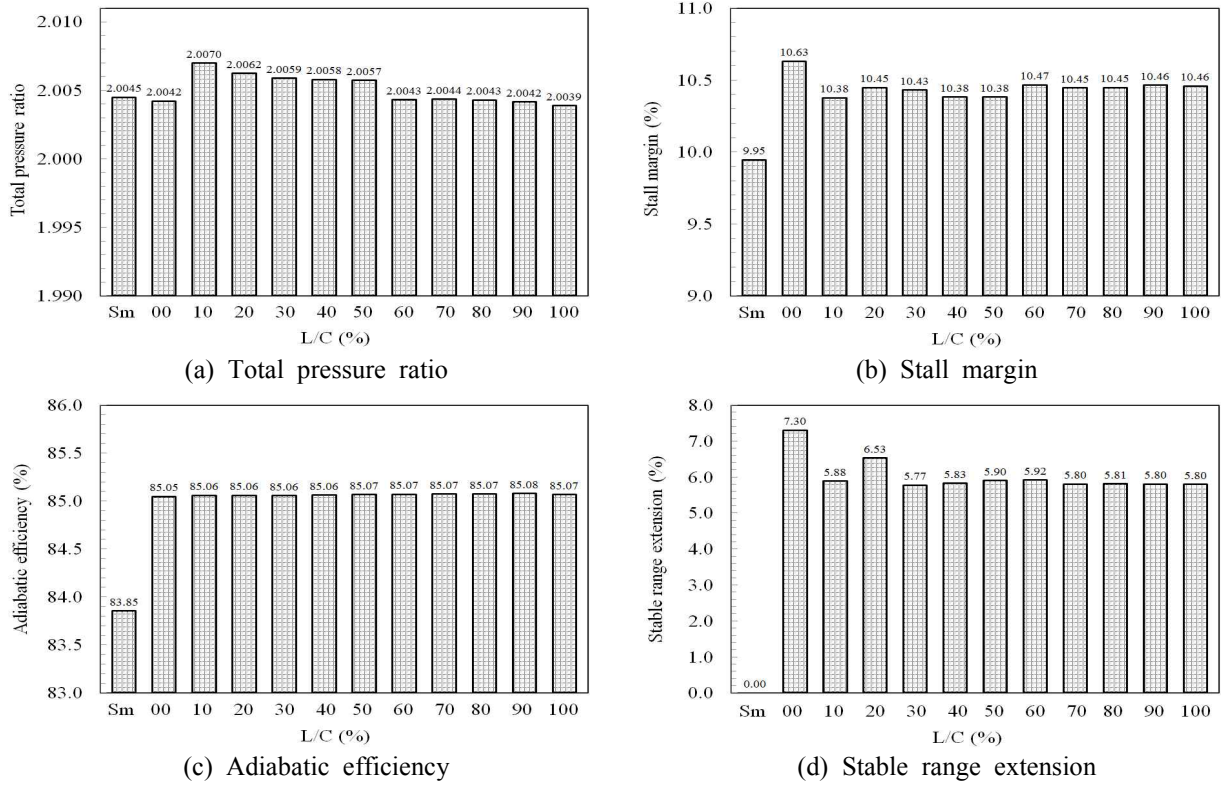


Fig. 12 Effects of stator injector location on aerodynamic performances

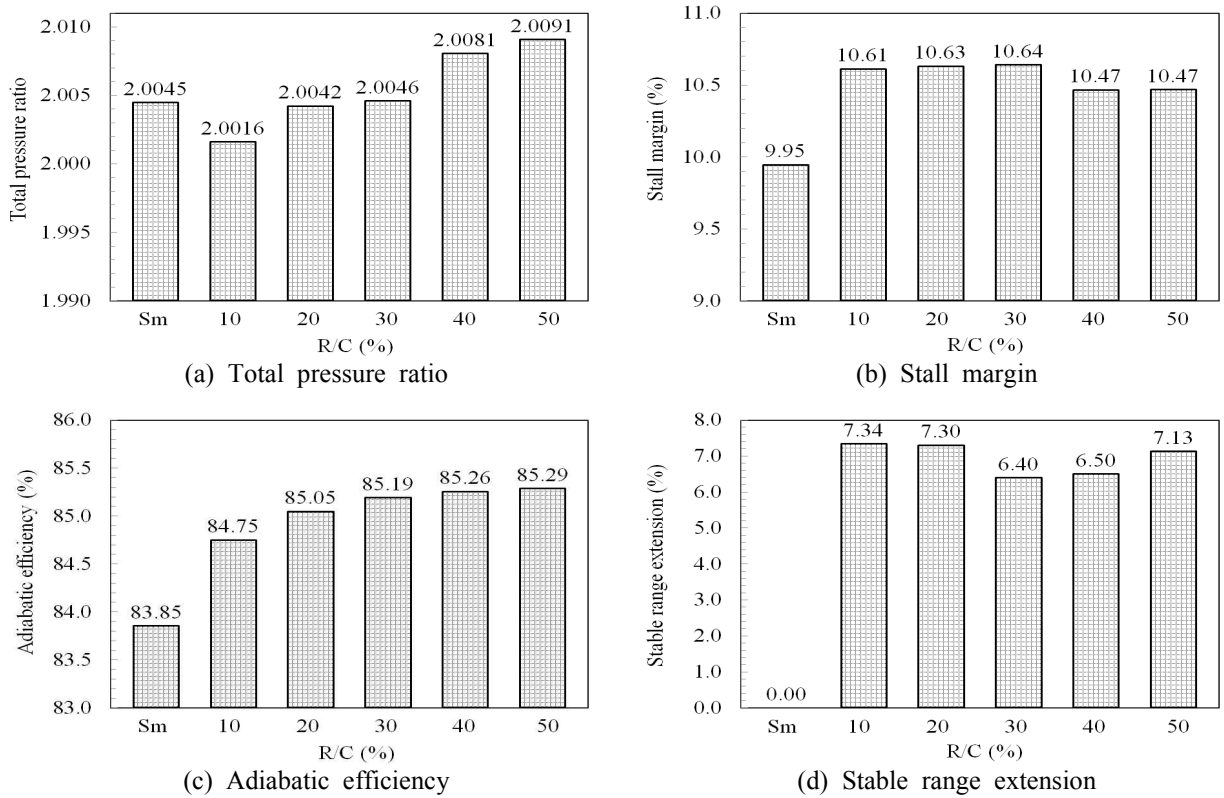


Fig. 13 Effects of curvature stator injector curvature on aerodynamic performances



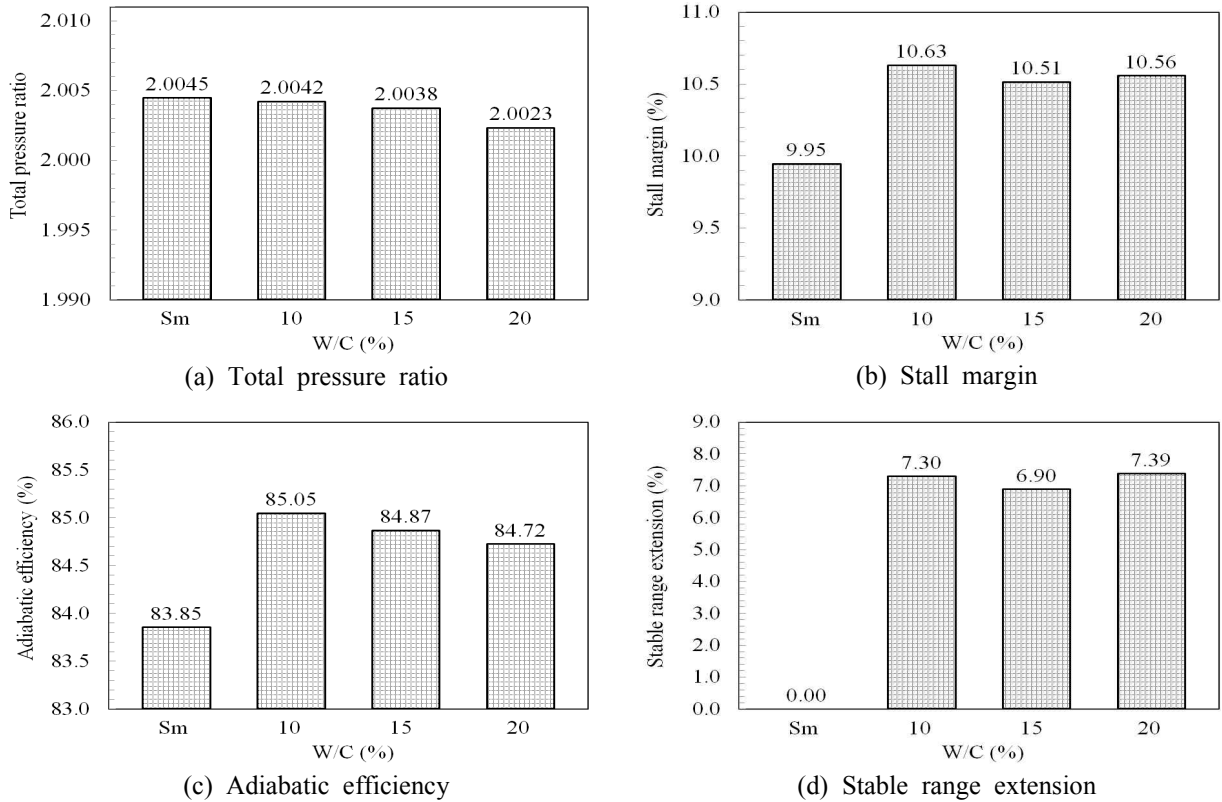


Fig. 14 Effects of stator injector width on aerodynamic performance

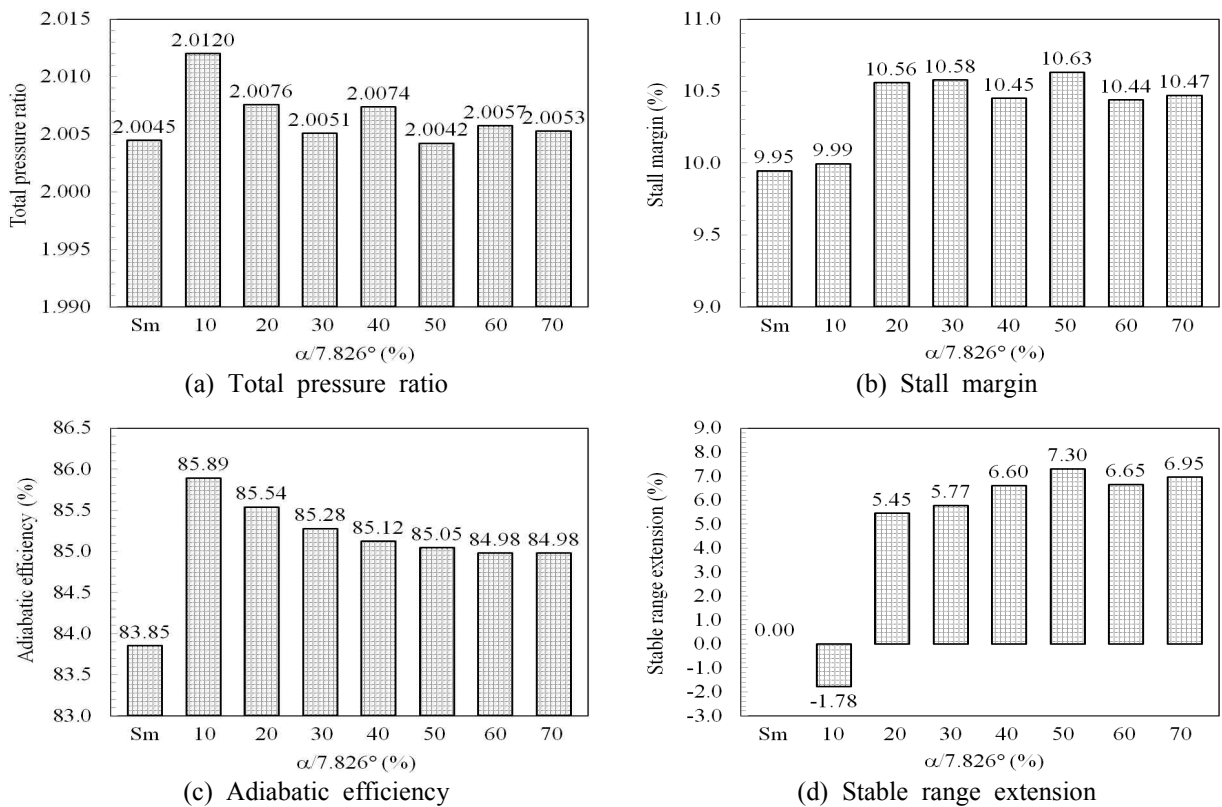


Fig. 15 Effects of stator injector circumferential angle on aerodynamic performances

에서 50% 범위에서는 정익 분사기를 사용하지 않은 압축기보다 전압력비가 향상된 결과를 보여준다. 단열효율은 정익 분사기를 사용하지 않았을 때보다 약 2% 향상된 결과를 보여주고 있으며 이 값은 앞전으로부터의 거리에 크게 영향을 받지 않은 것을 알 수 있다. 스톨 마진과 SRE는  $L/C=0\%$  일 때 각각 가장 큰 값인 10.63%와 7.30%를 나타낸다.

Fig. 13은 정익 분사기 분사구의 곡률반경( $R$ )에 따른 압축기의 공력성능 변화를 보여주고 있다. 분사구의 곡률반경이 증가할수록 전압력비와 단열효율이 증가하는 경향을 보여주고 있으나,  $R/C<30\%$ 에서는 정익 분사기를 사용하지 않은 압축기보다 전압력비가 감소된 결과를 보여준다. 스톨 마진은  $R/C=30\%$ 일 때 가장 큰 값인 10.64%를 갖고, SRE는  $R/C=10\%$ 일 때 가장 큰 값인 7.34%를 갖는다.

정익 분사기 분사구의 폭( $W$ )에 따른 압축기의 공력성능 변화는 Fig. 14에 나타나 있다. 분사구의 폭이 증가할수록 전압력비와 단열효율이 감소하는 경향성이 확인되고, 전압력비는 분사기를 사용하지 않은 압축기보다 감소되는 것을 확인할 수 있다. 스톨 마진은  $W/C=10\%$ 일 때 가장 큰 값인 10.63%이고, SRE는  $W/C=20\%$ 일 때 가장 큰 값인 7.39%를 갖는다.

Fig. 15는 정익 분사기의 원주방향 각도( $\alpha$ )에 따른 압축기의 공력성능 변화를 보여주고 있다. 원주방향 각도가 증가할수록 전압력비와 단열효율은 감소하는 경향을 나타내고,  $\alpha/7.826^\circ=10\%$ 일 때 각각 가장 큰 값인 2.012와 85.89%를 갖는다. 스톨 마진과 SRE는  $\alpha/7.826^\circ=50\%$ 일 때 각각 가장 큰 값인 10.63%와 7.30%를 갖는 것을 알 수 있다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 공력성능 향상을 위해 축류압축기 정익부 슈라우드에 공기분사기 설치를 제안하였고, 이 공기분사기가 설치된 천음속 단단 축류압축기의 공력성능과 유동장 분석을 3차원 RANS 해석을 사용해 수행하였다. 1.5% 공기분사비율의 정익 분사기가 사용된 경우 단단 축류압축기의 총압력비는 변화가 없는 반면 단열효율이 공기분사가 사용되지 않은 경우에 비해 1.2% 증가하고 운정영역도 확대된 것을 확인하였다. 매개변수

연구를 통해 네 가지 정익 분사기 형상변수와 공기분사비율이 축류압축기의 공력성능에 미치는 영향을 분석하였다. 형상변수로는 정익 앞전으로부터 분사기까지의 거리, 분사구의 곡률반경, 폭 및 원주방향 각도가 사용되었다. 총 5개의 매개변수 중, 공기분사비율이 축류압축기의 공력성능에 가장 민감한 영향을 미치는 것으로 확인되었다. 이 경우 공기분사비율이 2%일 때 단열효율과 전압력비가 공히 가장 큰 값을 나타낸 반면, 스톨 마진과 SRE는 각각 공기분사비율 1%과 1.5%에서 가장 큰 값을 나타냈다. 모든 결과를 종합할 때 원주방향 각도( $\alpha/7.826^\circ$ )가 10%일 때, 가장 큰 전압력비 2.012와 단열효율 85.89%가 얻어졌다. SRE는 분사구의 폭( $W/C$ )이 20%일 때 가장 큰 값인 7.39%를 나타냈고, 스톨 마진은 공기분사비율이 1%일 때 10.66%로 가장 큰 값을 보여주었다. 향후 추가 연구를 통해 단단 축류 압축기의 공력성능을 극대화할 수 있는 정익 분사기의 최적형상을 도출할 수 있을 것으로 생각된다.

#### 참고문헌 (References)

- (1) Ciorciari, R., Lesser, A., Blaim, F. and Niehuis, R., 2012, "Numerical Investigation of Tip Clearance Effects in an Axial Transonic Compressor," *Journal of Thermal Science*, Vol. 21, No. 2, pp. 109~119.
- (2) Geng, S., Lin, F., Chen, J. and Nie, C., 2011, "Evolution of Unsteady Flow Near Rotor Tip During Stall Inception," *Journal of Thermal Science*, Vol. 20, No. 4, pp. 294~303.
- (3) Tan, C., Day, I., Morris, S. and Wadia, A., 2010, "Spike-Type Compressor Stall Inception, Detection and Control," *Annual Reviews of Fluid Mechanics*, Vol. 42, No. 1, pp.275~300.
- (4) Dobrzynski, B., Saathoff, H. and Kosyna, G., 2008, "Active Flow Control in a Single-stage Axial Compressor Using Tip Injection and Endwall Boundary Layer Removal," *Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air*, June 9-13, Berlin, Germany, GT2008-50214.
- (5) Kern, M., Horn, W., Hiller, S. J. and Staudacher, S., 2011, "Effects of Tip Injection on the Performance of a Multi-stage High-pressure Compressor," *CEAS Aeronaut J*, Vol. 2, pp. 99~110.
- (6) Benhegouga, I. and Ce, Y., 2013, "Steady Air Injection Flow Control Parameters in a Transonic Axial Compressor," *Research Journal of Applied*

- Sciences, Engineering and Technology*, Vol. 5, No. 4, pp. 1441~1448.
- (7) Dinh, C. T., Heo, M. W. and Kim, K. Y., 2015, "Aerodynamic Performance of Transonic Axial Compressor with a Casing Groove Combined with Blade Tip Injection and Ejection," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 46, pp. 176~187.
- (8) Culley, D. E., Bright, M. M., Prahst, P. S. and Strazisar, A. J., 2003, "Active Flow Separation Control of a Stator Vane Using Surface Injection in a Multistage Compressor Experiment," *Proceedings of ASME Turbo Expo 2003*, Atlanta, Georgia, June 16-19, GT2003-38863.
- (9) Wundrow, D. W., Braunscheidel, E. P., Culley, D. E. and Bright, M. M., 2006, "Separation Control in a Multistage Compressor Using Impulsive Surface Injection," NASA/TM-2006-214361.
- (10) ANSYS CFX-15.0, ANSYS CFX-Solver Theory Guide, ANSYS Inc., 2013.
- (11) Chen, H., Huang, X. D. and Fu, S., 2006, "CFD Investigation on Stall Mechanisms and Casing Treatment of a Transonic Compressor," 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, USA, AIAA-2006-479.