

<기술논문>

DOI:10.3795/KSME-B.2009.33.2.141

평균반경해석법을 이용한 축류압축기 성능해석 프로그램 개발

박준영<sup>†</sup> · 박무룡\* · 최범석\*\* · 송재욱\*\*\*

(2008년 5월 27일 접수, 2008년 12월 26일 수정, 2009년 1월 7일 심사완료)

Development of Performance Analysis Program for an Axial Compressor with Meanline Analysis

JunYoung Park, MooRyong Park, BumSuk Choi and JeWook Song

**Key Words:** Axial Compressor(축류 압축기), Meanline Analysis(평균반경해석법), Attack Angle(영각), Deviation Angle(편향각), Loss(손실)

Abstract

Axial-flow compressor is one of the most important parts of gas turbine units with axial turbine and combustor. Therefore, precise prediction of performance is very important for development of new compressor or modification of existing one. Meanline analysis is a simple, fast and powerful method for performance prediction of axial-flow compressors with different geometries. So, Meanline analysis is frequently used in preliminary design stage and performance analysis for given geometry data. Much correlations for meanline analysis have been developed theoretically and experimentally for estimating various types of losses and flow deviation angle for long time. In present study, meanline analysis program was developed to estimate compressor losses, incidence angles, deviation angles, stall and surge conditions with many correlations. Performance prediction of one stage axial compressors is conducted with this meanline analysis program. The comparison between experimental and numerical results show a good agreement. This meanline analysis program can be used for various types of single stage axial-flow compressors with different geometries, as well as multistage axial-flow compressors.

기호설명

$AR$  : 블레이드 종횡비  
 $c$  : 블레이드 코드길이  
 $D_h$  : 허브 직경  
 $D_{eq}^*$  : 등가확산계수

$C_D$  : 이차유동 항력계수  
 $h$  : 블레이드 높이  
 $K_{RE}$  : 레이놀즈수 보정계수  
 $W$  : 상대속도  
 $W_{RE}$  : 등가상대속도비  
 $s$  : 피치길이  
 $t_b$  : 블레이드 최대두께  
 $k_{it}, k_{st}$  : 블레이드 최대두께 반영 계수  
 $k_{sh}$  : 블레이드 형상 반영 계수  
 $\delta_{0,10}$  : 최소손실 입사각에 대한 편향각  
 $m'$  : 경사인자  
 $b$  : 솔리디티 지수  
 $\alpha^*$  : 설계 영각

<sup>†</sup> 회원, 한국기계연구원 에너지기계연구본부  
 E-mail : jypark@kimm.re.kr  
 TEL : (042)868-7395 FAX : (042)868-7335

\* 한국기계연구원 에너지기계연구본부

\*\* 한국기계연구원 에너지기계연구본부

\*\*\* 두산중공업 미래기술연구부

- $\beta$  : 상대유동각
- $\delta^*$  : 설계 편향각
- $\theta$  : 캠버각
- $\sigma$  : 솔리디티
- $\gamma$  : 엇갈림각
- $\omega$  : 전압손실계수

### 1. 서 론

현재 축류압축기를 중심으로 한 터보기계는 가스터빈, 스팀터빈과 같은 발전설비와 항공기의 추진기관 등 산업 전 분야에서 중요한 위치를 차지하고 있다. 특히, 가스터빈을 이용하는 항공용 엔진부분과 발전설비 부분은 첨단과학의 상징이며 산업기술의 파급효과가 매우 큰 분야이다. 또한, 최근 국내의 주거형태와 공업시설이 대규모 단지화 됨에 따라 독립적인 전력공급과 난방 및 공업 열원의 공급 필요성이 증가하여 중형급 가스터빈을 이용한 열병합 발전소의 건설이 증가하고 있는 추세이다.

이러한 가스터빈의 핵심구성품인 축류압축기를 설계하기 위한 관련기술로는 평균유속법(meanline method)을 이용한 기본형상설계, 유량과 회전수 변화에 따른 압력비와 효율 등의 변화를 예측하는 탈설계 성능예측(off-design performance prediction) 기술, 3차원 블레이드 설계기술, 유동 해석 기술 등으로 나누어지며 이러한 개별기술들이 유기적으로 연결되어 사용될 때 좋은 설계가 가능해진다. 특히, 평균반경해석법은 새로운 압축기의 초기 설계단계 또는 기존 압축기에 대하여 빠른 시간에 공력학적 및 기하학적 주요변수들이 성능에 미치는 영향을 파악하는데 유용하다. 이러한 중요성으로 해외에서는 평균반경해석법 개발 및 관련 손실모델 개선을 위한 많은 연구<sup>(1~4)</sup>가 수행되어졌으나 상대적으로 국내에서의 연구는 매우 미비하다.

임진식 등<sup>(5)</sup>은 평균반경해석을 이용하여 3차원 익형을 갖는 축류압축기의 설계점에서의 효율과 중량예측을 수행하였으며, 김병남 등<sup>(6)</sup>은 간단한 손실모델을 이용한 평균반경해석법으로 탈설계점 성능예측을 수행하였고, 윤성호 등<sup>(7)</sup>은 평균반경 해석법을 이용한 축류압축기 설계관련 연구를 수행하였다. 지금까지의 이러한 연구결과들에서는 축류압축기설계 및 성능해석에 있어 매우 중요한

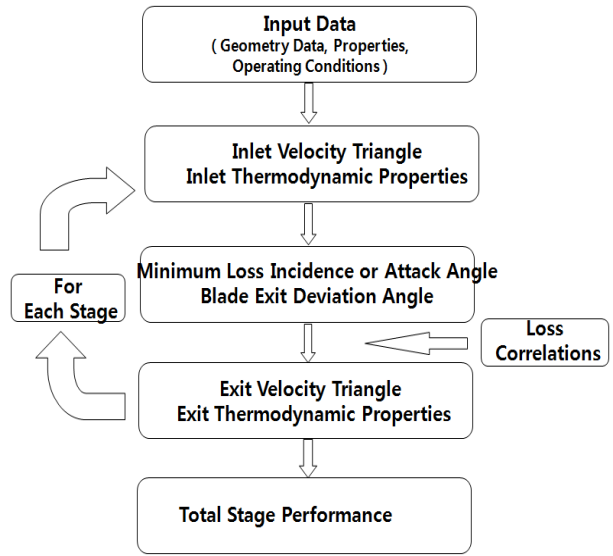


Fig.1 Meanline analysis flow chart

서지라인 예측이 수행되지 않아 이에 대한 추가적인 연구가 필요하다.

그러므로, 본 연구는 적절한 상관식들의 조합을 이용한 평균반경해석법 프로그램을 개발하여 설계점 및 탈설계점에서의 성능해석과 서지라인 예측을 수행하고 실험결과 및 기존 연구결과와 비교하여 평균반경해석법의 사용이 축류압축기 성능해석을 상당히 정확하게 수행할 수 있다는 것을 보여줌으로써 실제 축류압축기설계에 활용할 수 있도록 하는 것을 목표로 한다.

### 2. 평균반경 해석법

#### 2.1 해석절차

Fig. 1은 축류압축기 평균반경해석법의 일반적인 해석 절차를 보여준다. 그림에서 보여지듯이 다단 축류압축기 성능해석 시 각 단계 대하여 반복적으로 성능해석을 수행하는 것이 일반적이다. 이러한 평균반경해석법에 있어 손실에 대한 상관식과 편향각에 대한 상관식들의 적절한 조합을 구성하는 것이 매우 중요하다. Table 1은 본 연구에서 평균반경해석 프로그램의 개발에 고려된 상관식들을 보여주며 최종적으로 선택된 상관식들에 대한 설명이 아래에 주어져 있다.

#### 2.2 설계 영각 및 편향각

최소손실 유동각을 정의하기 위해 설계 영각

또는 설계 입사각이 사용되며 본 연구에서는 Herrig 등<sup>(3)</sup>의 자료에 근거하는 아래의 설계영각에 대한 상관식을 이용하였다.

$$\alpha^* = \left[ 2.6K_{sh}K_{it} + 0.3532 \left( \frac{a}{c} \right)^{0.25} \right] \sigma^e$$

$$e = 0.65 - 0.002\theta$$

여기서  $k_{it}$ 는 익의 최대두께의 영향을 반영하는 계수,  $k_{sh}$ 는 블레이드 형상을 반영하는 계수이다.

설계 영각에 근거한 편향각은 Johnsen과 Bullock<sup>(4)</sup>이 자세한 검토 결과를 제공하는 Lieblein<sup>(8)</sup>이 제안한 모델을 이용하여 다음과 같은 상관식으로 구하여진다.

$$\delta^* = K_{sh}K_{\delta t}\delta_{0,10} + \frac{m'}{\sigma^b}\theta$$

여기서  $\delta_{0,10}$ 은 NACA-65 계열의 0° 캠버각 익형에 대한 최소손실 입사각에서의 편향각이며  $k_{\delta t}$ 는 익의 최대두께의 영향을 반영하는 계수,  $k_{sh}$ 는 블레이드 형상을 반영하는 계수,  $m'$ 는 경사인자, 그리고  $b$ 는 솔리디티 지수이다. 탈설계점에서 입사각에 기인한 추가적인 편향각은 기준 입사각에서의 입구유동각과 솔리디티에 근거하여 계산되어진다. Cetin et al. 등<sup>(18)</sup>은 여러가지 경험식을 비교 검토하여 Creveling<sup>(19)</sup>의 경험식이 가장 정확함을 보였다. 본 연구에서도 이를 이용하여 추가적인 편향각을 계산하였다.

### 2.3 전압손실

축류압축기에서 전압 손실은 유체의 점성에 의한 유로면에서의 경계층 유동현상에 기인한다. 아음속 축류 압축기내에서의 손실은 다음과 같이 구분할 수 있다. 익형형상 손실(Profile loss), 이차 유동손실(Secondary flow loss), 벽면손실(Endwall loss) 그리고 끝간격 손실(Tip clearance loss)로 구분할 수 있다. 각 손실에 대한 간략한 설명 및 사용된 상관식들은 다음과 같다.

#### 2.3.1 익형형상손실(profile loss)

점성효과에 의한 익형렬표면에서의 경계층 유동 및 익형 뒷전에서의 후류에 의한 운동량 손실을 익형형상손실이라 한다. 형상손실은 Lieblein<sup>(8)</sup>

**Table 1** Correlations

Item	Correlation
Design flow angle	Herrig et al., <sup>(3)</sup> Lieblein <sup>(8)</sup>
Deviation angle	Lieblein, <sup>(8)</sup> Carter <sup>(9)</sup>
Profile loss	Koch&Smith, <sup>(10)</sup> Aungier, <sup>(11)</sup> Lieblein <sup>(12)</sup>
Endwall loss	Howell, <sup>(13)</sup> Aungier, <sup>(11)</sup> Writer&Miller <sup>(14)</sup>
Secondary flow loss	Howell, <sup>(13)</sup> Gostelow <sup>(15)</sup>
Tip clearance loss	Aungier, <sup>(11)</sup> Vavra <sup>(16)</sup>
Surge line prediction	Koch, <sup>(17)</sup> Freeman, <sup>(18)</sup> Aungier <sup>(11)</sup>

**Table 2** Major geometry data for test cases

	$D_h$ (m)	Rotor		Stator	
		$\sigma$	$AR$	$\sigma$	$AR$
23B-20	0.254	1.6	1.0	1.6	1.04
26B-21	0.254	1.8	1.2	1.8	1.24
28B-22	0.254	1.8	0.8	1.8	0.82

**Table 3** Design operating conditions

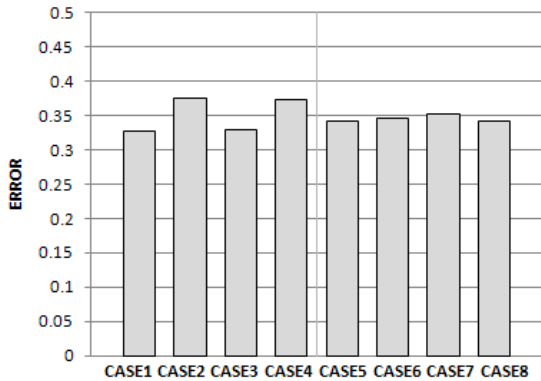
Item	Value
Inlet flow angle(deg)	0
Mass flow rate(kg/s)	9.457
RPM	9170
Inlet total pressure(Pa)	101300
Inlet total temperature(K)	288.15

의 2차원 저속 익형에 관한 상관식에 근거하여 개발되어져 왔다. Lieblein은 형상손실계수가 등가 확산계수로 표현될 수 있음을 보였으며 이를 끝벽손실을 함께 포함하도록 Aungier<sup>(11)</sup>가 수정한 상관식을 이용하여 본 연구에서는 익형형상손실을 계산하였다.

$$\frac{\omega \cos \beta_2}{2\sigma} \left( \frac{W_1}{W_2} \right)^2 = K_1 [K_2 + 3.1(D_{eq}^* - 1)^2 + 0.4(D_{eq}^* - 1)^8]$$

**Table 4** Correlations in each cases

	Design Angle	Deviation Angle	Profile Loss	End wall Loss
CASE 1	Herrig et al.	Lieblein	Aungier	Aungier
CASE 2	Lieblein	Lieblein	Aungier	Aungier
CASE 3	Herrig et al.	Lieblein	Koch & Smith	Howell
CASE 4	Lieblein	Lieblein	Koch & Smith	Howell
CASE 5	Lieblein	Carter	Koch & Smith	Howell
CASE 6	Lieblein	Carter	Aungier	Aungier
CASE 7	Herrig et al.	Carter	Aungier	Aungier
CASE 8	Herrig et al.	Carter	Koch & Smith	Howell



**Fig. 2** Root square error in each cases

여기서  $K_1$ 과  $K_2$ 는 끝벽손실을 고려하기 위한 계수이다.

2.3.2 끝벽, 이차유동 그리고 팁 간극 손실

끝벽 손실은 끝벽에서의 경계층에 의해 발생한다. 이차유동손실은 허브와 쉬라우드 사이의 압력구배, 익형의 압력면과 흡입면의 압력차 및 익형의 3차원 형상과 동익의 회전에 의한 이차적 와류 생성에 기인한다. 블레이드 팁에서 압력면과 흡입면의 압력차이로 익형과 케이싱 사이의

팁 간극으로 작동유체가 흐르게 되며 이것으로 인한 손실을 팁 간극 손실이라 한다.

본 연구에서는 Table 1에 제시되어 있는 여러 상관식들을 비교 검토 한 결과 끝벽손실과 팁 간극손실을 고려하기위해 최종적으로 Aungier<sup>(11)</sup>가 제안한 상관식을 각각 이용하였다. 익형형상손실을 계산하기위한 상관식에서 끝벽손실을 포함하기위한  $K_1$ 과  $K_2$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$K_1 = 0.0073$$

$$K_2 = 1 + (s/h)\cos\beta_2 + 0.004K_{Re}/K_1$$

최종 사용된 팁 간극손실은 다음과 같다.

$$\Delta P_t = \Delta P \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}}$$

여기서  $\Delta P_t$ 는 전압차,  $\dot{m}$ 는 질량유량 그리고  $\dot{m}_c$ 는 팁 간극을 통과하는 질량유량이다.

이차유동손실은 Howell<sup>(12)</sup>이 제안한 아래의 상관식을 이용하였다.

$$\omega = C_D \sigma \frac{\cos^2 \beta_1}{\cos^3 \bar{\beta}}$$

여기서  $\bar{\beta}$ 는 입출구 상대유동각의 평균값이다.

2.4 선회실속

선회실속은 주로 과도한 입사각에 기인한 블레이드 경계층의 박리, 블레이드 흡입면에서의 과도한 확산, 케이싱 또는 허브면에서의 경계층 박리 및 축대칭 유동형태의 불안정성과 깨짐에 기인한다. Table 1에 제시되어 있듯이 선회실속을 예측하기 위한 관계식은 여러가지가 있다. 본 연구에서는 각 익렬에서의 선회실속 발생을 예측하기 위해 Aungier<sup>(11)</sup>에 의해 제안된 아래의 관계식을 이용하였다.

$$W_{RE} < \frac{(0.15 + 11t_b/c)(0.25 + 10t_b/c)}{1 + 0.4[\theta\sigma / (2\sin(\theta/2)\cos\gamma)]^{0.65}}$$

**Table 5** Deviation angle

Model	Rotor	Stator
	①/②/③/④	①/②/③/④
23B-20	4.6/3.72/3.83/4.50	9.3/8.30/8.43/9.02
26B-21	5.9/4.77/5.08/5.66	10.5/9.22/9.47/10.18
28B-22	7.4/6.64/6.60/7.19	12.01/10.33/10.31/11.68

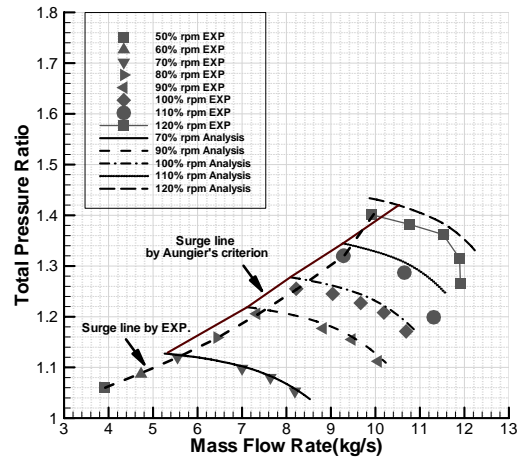
- ① : Experimental results<sup>(11)</sup>
- ② : Lim et al.<sup>(5)</sup>
- ③ : Kim et al.<sup>(6)</sup>
- ④ : Present

### 3. 해석대상

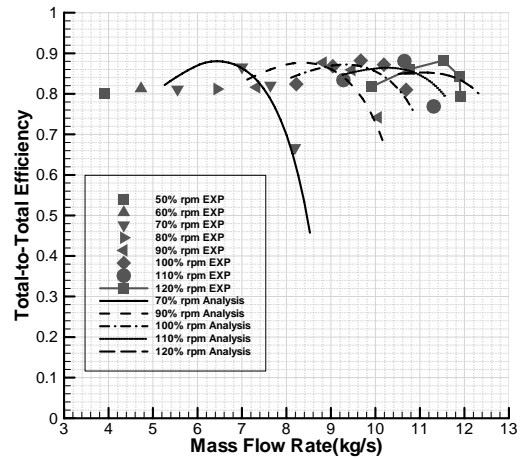
앞에서 언급한 성능해석 방법의 타당성을 검토하기 위해 미 항공우주국(NASA)의 Lewis 연구소에서 개발된 단단 압축기 모델<sup>(20)</sup>에 관해 해석하였다. Table 2는 세가지 대상에 대한 대표적인 기하학적 변수들을 보여주며 Table 3은 설계점에서의 운전조건을 보여준다. Table 2에서 보여지듯이 세가지 대상 축류압축기의 외경 및 내경은 동일하나 주요 형상변수인  $\sigma$ ,  $AR$ 의 값들은 상이하므로 이러한 차이는 각 축류압축기의 전압비, 효율 그리고 운전영역에서의 차이를 초래한다.

### 4. 해석결과

평균반경해석 프로그램은 Table 1에 제시된 상관식들을 사용자가 필요에 따라 선택할 수 있도록 개발되었다. 먼저 개발된 프로그램에서 각 상관식들 조합의 정확성을 확인하기 위하여 Table 3의 설계점에서 NASA 23B-20 축류압축기에 대하여 편향각, 전압비 그리고 효율을 계산하여 실험치와의 차이를 비교하였다. 모든 상관식들의 조합을 비교하기 위해서는 경우의 수가 너무 많아 아음속 축류압축기의 성능에 미치는 상대적 영향이 큰 것으로 알려진 설계 유동각, 편향각, 익형형상손실 및 끝벽손실에 대한 상관식들의 조합으로 구성된 8가지 경우에 대하여 결과를 비교하였다. Table 4는 각 경우에 대한 상관식들의 조



(a) Total pressure ratio



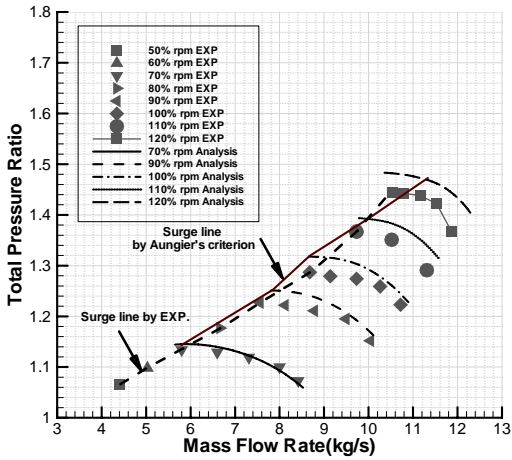
(b) Efficiency

**Fig. 3** Performance map in NASA 23B-20

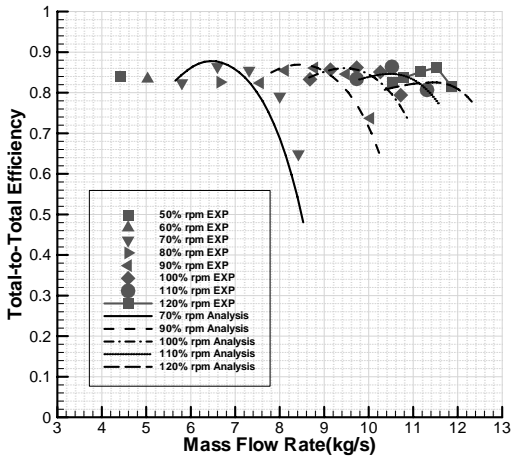
합을 보여준다. Fig. 2는 편향각, 전압비 그리고 효율에서의 예측값과 실험값과의 오차를 보여주며 이때 오차는 다음과 같이 정의된다.

$$ERROR = \sqrt{\sum \left( \frac{\text{실험값} - \text{예측값}}{\text{실험값}} \right)^2}$$

Fig. 2에서 편향각에 대한 Lieblein의 모델은 손실에 대한 상관식보다 설계입구유동각에 대한 상관식들에 의해 전체 해석결과의 정확성이 많이 좌우되며 Carter에 의한 편향각 모델은 다른 상관식들에 크게 영향을 받지 않음을 알 수 있다. 최종적으로 CASE 1에서 사용된 상관식들의 조합이 최소의 오차를 보여준다.



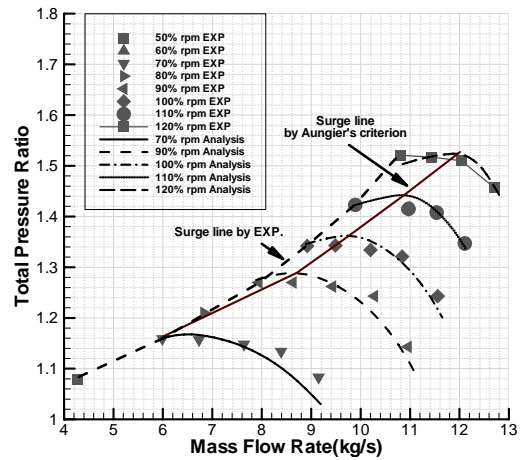
(a) Total pressure ratio



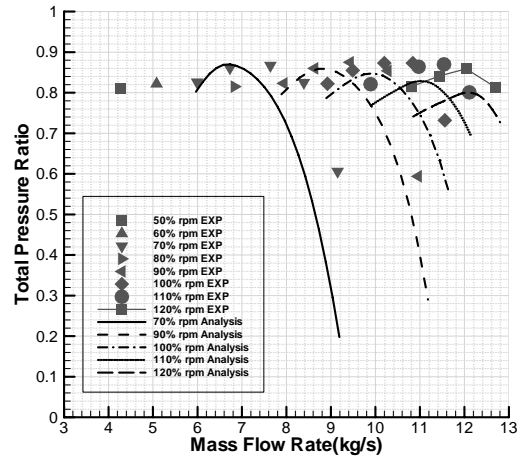
(b) Efficiency

Fig. 4 Performance map in NASA 26B-21

최종 선택된 CASE 1의 상관식들은 위에서 자세히 언급되어 있다. 특히, 편향각은 블레이드 입출구에서의 속도삼각형을 결정하는 중요한 변수이며 편향각의 크기는 익렬 후류에서의 운동량 두께와 밀접한 관계가 있다. 이전 국내 연구결과와 정확성을 비교하기 위해 설계점에서 편향각에 대한 실험결과, 이전 연구결과 및 현재결과들을 비교하였다. Table 5에 제시된 결과에서 알 수 있듯이 이전 결과들에 비해 본 연구결과가 훨씬 더 실험결과에 근접한다. 이러한 편향각의 보다 정확한 예측은 이전과 현재해석에서 편향각에 대한 동일한 상관식을 사용하였으므로 최소 손실 유동각을 예측하는데 있어서 임진식등과 김병남 등이 사용한 Lieblein의 방법 대신 Herrig 등의 방법을 적용한 것에 기인하는 것으로 판단된다. 또



(a) Total pressure ratio



(b) Efficiency

Fig. 5 Performance map in NASA 28B-22

한, 편향각의 정확한 예측으로부터 개발된 평균 반경 성능해석 프로그램이 익렬형상손실을 대체로 정확하게 예측한다고 판단할 수 있다.

Fig. 3, 4, 5는 각 대상 모델에 대한 탈 설계점에서의 효율, 전압비 그리고 서지라인에 대한 실험결과와 계산결과의 비교이다. 전반적으로 실험결과와 해석결과는 잘 일치하며 특히, 설계점에서의 회전수보다 낮은 영역에서 실험결과와 해석결과가 보다 잘 일치한다. 설계회전수보다 높은 회전수에서 조금 높게 예측하는 경향이 있으며 이러한 경향은 효율 곡선에서도 나타난다. 즉 설계점에서의 회전수보다 낮은 회전수에서는 실험결과와 해석결과가 잘 일치하나 설계점에서의 회전수 보다 높은 회전수에서는 효율을 낮게 예측하는 경향을 보여준다. 편향각의 실험값과 예측



값이 거의 비슷한 것으로 보아 설계점 이상 회전수에서 전압비와 효율에서의 차이는 익형형상손실들을 제외한 나머지 손실들의 차이에서 발생하는 것으로 판단된다. 전압비와 효율에서와 같이 서지라인도 압력비가 낮은 경우에 매우 정확하게 예측하나 압력비가 높은 경우, 즉 회전수가 증가할수록 실험결과와 예측결과 사이에 차이가 발생한다. 특히 NASA 28B-22에서와 같이 유량 감소에 따라 전압비가 매우 완만하게 증가하는 경우 서지라인을 예측하는 데 어려움이 존재함을 확인할 수 있다. 특히, Aungier<sup>(11)</sup>에 의한 상관식으로 얻어진 서지라인에서의 등가확산계수를 확인하면 등가확산계수가 대부분 2 가까이에 위치하며 실제 등가확산계수가 2보다 큰 경우에 서지가 발생하는 경우(NASA 28-22)에 보다 정확하게 서지라인을 예측하기 위한 상관식개발이 필요하다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 적절한 상관식들의 조합을 이용한 평균반경해석 프로그램을 개발하여 축류압축기 성능해석을 수행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 설계점 및 탈설계점에서의 성능해석 결과의 실험결과와의 비교를 통하여 개발된 평균반경해석 프로그램이 축류압축기 설계 및 성능해석에 효과적으로 활용될 수 있음을 보였다.

(2) 등가확산계수가 2 이상일 때 선회실속의 예측 정확성이 매우 낮으며 이를 통하여 등가확산계수가 클 때 정확한 선회실속을 예측할 수 있는 상관식에 대한 연구가 필요하다.

#### 후 기

본 연구는 전력산업 연구개발 사업의 지원을 통하여 수행되었습니다.

#### 참고문헌

(1) Casey, M. V., 1994, "Computational Methods for Preliminary Design and Geometry Definition in Turbomachinery," *AGARD LS*, pp. 1~22.  
 (2) Casey, M. V., 1987, "A Meanline Prediction Method for Estimating the performance Characteristic

of an Axial Compressor Stage," *Proc. I. Mech. E.*, 1987-6, paper C264/87, pp. 273~285.  
 (3) Herrig, L. J., Emery, J. C. and Erwin, J. R., 1957, "Systematic Two-Dimensional Cascade Tests of NACA 65-Series Compressor Blades at Low Speeds," *NACA TN 3916*.  
 (4) Johnsen, I. A. and Bullock, R. O., 1965, "Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors," *NASA SP-36*.  
 (5) Lim, J. S. and Chung, M. K., 1987, "Efficiency and Weight Prediction of Axial Flow Compressor with Three Dimensional Blade Configuration," *Trans. of the KSME*, Vol. 11, No. 4, pp. 648~662.  
 (6) Kim, B. N. and Chung, M. K., 1994, "Off-Design Performance Prediction of an Axial Flow Compressor Stage Using Simple Loss Correlation," *Trans. of the KSME(B)*, Vol. 18, No. 12, pp. 3357~3368.  
 (7) Yoon, S. H., Lee, K. Y., Park, J. Y., Park, T. J., Choi, M. S. and Baek, J. H., 2001, "Development of Axial Compressor Design and Performance/Flow Analysis Program," *Proceeding (B) of the KSME 2006 Fall Annual Meeting*, pp. 658~663.  
 (8) Lieblein, S., 1960, "Incidence and Deviation Angle Correlations for Compressor Cascades," *ASME Journal of Basic Engineering*, Vol. 82, pp. 575~587.  
 (9) Carter, A. D. S., 1950, "The Low Speed Performance of Related Aerofoils in Cascade," *ARC CP 29*.  
 (10) Koch, C. C., and Smith, L. H. Jr., 1976, "Loss Sources and Magnitudes in Axial-Flow Compressors," *ASME Journal of Engineering for Power*, Vol. 98, No. 3, pp. 411~424.  
 (11) Aungier, R. H., 2003, "Axial-Flow Compressors, A Strategy for Aerodynamic Design and Analysis," *ASME Press*.  
 (12) Lieblein, S., 1959, "Loss and Stall Analysis of Compressor Cascades," *ASME Journal of Basic Engineering*, Vol. 81, pp. 387~400.  
 (13) Howell, A. R., 1942, "The Present Basis of Axial Flow Compressor Design," *R&M 2095, British Aeronautical Research Council, London, United Kingdom*.  
 (14) Wright, P. I., and Miller D. C., 1991, "An Improved Compressor Performance Prediction Model," *I. Mech. E.*, paper C423/028.

- (15) Goestellow, J. P., 1984, *Cascade Aerodynamics*, Pergamon Press.
- (16) Vavra, 1974, *Aero-Thermodynamics and Flow in Turbomachinery*, Krieger Pub. Co.
- (17) Koch, C. C., 1981, "Stalling Pressure Rise Capability of Axial Flow Compressor Stages," *ASME Journal of Engineering for Power*, Vol. 103, No. 3, pp. 645-655.
- (18) Freeman, C., 1985, "Effect of Tip Clearance Flow on Compressor stability and Engine Performance," *VKI Symposium Tip Clearance Effects in Axial Turbomachines*.
- (19) Cetin, M., Ucer, A. S., Hirsh, Ch. and Serovy, G. K., 1987, "Application of Modified Loss and Deviation Correlations to Transonic Axial Compressors," *AGARD Report No. 745*.
- (20) Creveling, H. F., 1968, "Axial-Compressor Computer Program for Calculating Off-Design Performance," *NASA CR 72472*.
- (21) Britsch, W. R., Osborn, W. M., and Laessing Cetin, M., Ucer, A. S., Hirsh, Ch. and Serovy, G. K., 1987, "Application of Modified Loss and Deviation Correlations to Transonic Axial Compressors," *AGARD Report No. 745*.