

IGCC 발전소용 가스터빈 사이클 탈설계점효과 분석을 위한 압축기 성능예측 방법

김성곤*, 이찬(수원대학교 기계공학과)

A Compressor Performance Prediction Method for Analyzing the Off-Design Effect of the Gas Turbine Cycle in IGCC Power Plant

Sung Gon Kim* and Chan Lee(Department of Mechanical Eng., Univ. of Suwon)

요 약

기존의 천연가스 가스터빈 시스템을 IGCC 발전소에 적용함에 있어 야기되는 탈설계점효과를 고려할수 있는 압축기 성능곡선의 예측방법을 제안하였다. 압축기 성능해석방법으로는 익렬요소방법에 전압력손실, 유동편차각 모델들을 결합하여 사용하였으며, 본 방법에 의한 예측결과와 실제 압축기 성능시험결과를 비교하였다. 예측결과가 다양한 압축기 운전조건에 대해 시험결과와 비교적 잘 일치하였으며, 이를 통해 본 예측방법이 IGCC 공정설계 및 성능평가기 가스터빈 탈설계점 효과를 분석할수 있는 기본 모듈로 사용될수 있을 것 이다.

1. 서론

IGCC 발전소는 기존의 천연가스 가스터빈 시스템을 저발열량의 석탄가스 연료도 사용가능하도록 개조하여, 사용하게 된다. 그러므로, IGCC용 가스터빈 시스템 개발의 주된 과제는 저발열량 석탄가스를 효과적으로 태우는 연소기 설계에 있다. 그러나, 가스터빈 천연가스의 단위 질량당 발열량은 석탄가스 발열량에 비해 약 5-10 배이므로, 동일한 터빈입구온도(TIT: Turbine Inlet Temperature)를 유지하기 위해서는, 석탄가스 연료량이 천연가스에 비해 약 5-10 배 정도 증가되어야 한다. 이러한 연료량의 증가는 연소기와 진, 후방으로 결합된 가스터빈 사이클 터보기계류(압축기 와 팽창기)의 탈설계점 작동을 초래하게 된다.

터보기계류 탈설계점 작동이 가스터빈사이클 성능에 미치는 영향은 팽창기(expander) 입구유량이 질식된 상태라는 사실로부터 출발한다. 아래의 식(1)은 팽창기 내부 질식유동의 유량관계식을 보여주고 있다[1].

$$m = m_{air} + m_{fuel} = const \frac{P_1 A^*}{\sqrt{(TIT)}} \quad \text{또는} \quad \frac{(m_{air} + m_{fuel}) \sqrt{(TIT)}}{P_1 A^*} = const \quad (1)$$

이때 m_{air} , m_{fuel} 은 가스터빈의 공기유량, 연료량을, P_1 및 TIT 는 팽창기 입구의 압력 및 온도를, A^* 는 팽창기 유로의 목면적(throat area)을 의미한다. 그리니 식(1)로부터, 주어진 팽창기 유로를 유지하면서($A^*=$ 일정) 질식유동조건을 충족하기 위해서는, 연료량의 증가에 따라 터빈입구압력(또는 압축기의 압축비)를 증가시키거나 공기유량을 줄여야 한다. 그러나 공기유량의 감소 또는 압축비의 증가는 압축기를 설계점에서 벗어난 탈설계점 조건에서 작동하게 하며, 이로 인한 성능지하 및 더 나아가 백동(surge)과 같은 불안정 현상도 유발할수 있다.

이러한 이유로, 석탄가스 연소시 유발될수 있는 압축기 탈설계점 작동에 따른 성능변화와 백동한계 예측을 위해서는, IGCC 공정설계시 압축기 성능곡선이 절대적으로 필요하다. 그러나 대부분의 가스터빈 제작사들은 압축기 성능곡선을 외부로 공개하지 않고 있으며, 이로 인해 IGCC 개발초기 단계인 공정설계 및 성능평가를 위해 다양한 가스터빈 시스템을 적용해야 하는 경우에는 실제 압축기 성능곡선을 대체할수 있는 신뢰성 있는 압축기 성능해석

방법의 제시가 필요하다.

압축기 성능곡선을 예측하는 방법은 크게 다음과 같이 3가지 유형으로 구분될 수 있다. 첫 번째 방법은 기존의 유사한 압축기 성능시험 자료들로부터 성능을 유추하는 방법이고, 두 번째는 무차원화된 압축기 단(stage) 성능특성을 가정하여 단별 축적계산(stage-by-stage calculatiuon)을 통해 압축기 성능을 예측하는 단축척방법(stage-stacking method)이고, 마지막 방법으로는 압축기 블레이드의 준3차원 내부유동장 해석결과를 통해 성능을 예측하는 익렬요소(blade-element)방법이 있다[2]. 그러나 이 중에서 첫 번째 방법은 기존의 성능 시험자료들이 충분하지 않은 경우에는 활용할 수 없으며, 단축척방법도 유량계수와 무차원 효율, 압력계수간의 가정이 도입된다는 단점을 가진다.

그러므로, 본 연구에서는 익렬요소방법을 이용한 압축기 성능곡선 해석 전산프로그램을 제안하였다. 본 연구에서 제안된 익렬요소방법은 축대칭 유동을 가정으로하는 준3차원 유동 방식해석방식에 전압력 손실, 편차각 모형을 결합하여 압축기 탈설계점 성능예측이 가능하도록 구성하였다. 본 방법에 의한 예측 결과들을 NASA의 실제 압축기 성능 시험결과들과 비교하여, 그 예측정확도를 평가하였으며 더 나아가 IGCC 공정설계시 압축기 성능해석 방법으로서의 적용 타당성도 검토하였다.

2. 익렬요소방법

익렬요소방법은 압축기 익렬을 거치는 작동유체가 정상상태이고 비점성이며, 축 대칭이라는 가정 하에서 Navier-Stokes 방정식으로부터 유도되는 반경방향 운동량의 평형관계식을 만족하도록 유선들을 재조정함으로써 계산이 이루어지며(Figs. 1,2 참조), 축 대칭 유선들은 반경방향 운동량정식, 질량보존 관계식 그리고 Euler 의 일 관계식의 반복계산을 통하여 결정된다. 비록 이 방법이 비점성 상태로서 수식화 되지만, 익렬을 거치며 점성에 의해 야기되는 전압력손실은 운동량방정식내의 엔트로피 증가항으로서 고려될 수 있다[3].

익렬을 거치는 유체의 반경방향 운동방정식은 Fig.1의 유선상의 자오선좌표계(meridional coordinate) 를 이용하면 다음과 같이 표현되며,

$$\begin{aligned} & -\frac{dV_m^2}{dr} + 2\cos^2\beta\left(-\frac{\sin\phi}{V_m} + \frac{\cos\phi}{r_c} + \frac{1}{2\cos^2\beta} \frac{d\ln Q}{dr}\right) \\ & + \frac{1}{2} \frac{d\tan^2\beta}{dr} + \frac{\tan^2\beta}{r} + \frac{2Q\tan\beta}{V_m} \Big) V_m^2 = 2\cos^2\beta\left(\frac{1}{Q} \frac{dIQ}{dr} + \frac{U^2}{2} \frac{d\ln Q}{dr}\right), \end{aligned} \quad (2)$$

이때 β 는 편차각모형을 통해 구해질수 있는 익렬출구의 유동각을 의미하고,

$$\frac{\sin\phi}{V_m} \frac{dV_m}{dm} = - \frac{\left(1 + M_\theta^2 + \frac{r}{r_c \cos\phi}\right) \frac{\sin^2\phi}{r} + \tan\phi \frac{d\phi}{dr}}{1 - M_m^2},$$

$$Q = (P_0/P_{01})^{x-1/x} / (T_0/T_{01}) \quad , \quad I = C_p T_{01} - U_1 V_{\theta 1} \quad , \quad \tan\beta = \frac{V_\theta}{V_m} \quad , \quad (3)$$

축류압축기내 유동경로를 따르는 축대칭유동의 전체 질량보존관계식은 다음과 같은 적분형태로 나타나며,

$$m = 2\pi \int_{hub}^{tip} \rho V_m \cos\phi r dr, \quad (4)$$

압축기 회전익을 거치며 유체가 받게되는 일은 Euler 의 일관계식을 사용하여 결정한다.

$$C_p(T_{02} - T_{01}) = U_2 V_{\theta 2} - U_1 V_{\theta 1}, \quad (5)$$

익렬을 거치는 유동의 점성에 따른 비가역성은 전압력손실계수로 아래와 같이 표현되며,

$$\omega_T = \frac{P_{02i} - P_{02}}{P_{01} - P_1}, \quad (6)$$

이때 P_0 는 익렬회전속도를 감안한 상대전압력을 의미하며, 전압력손실계수가 적절한 손실 모형을 통하여 구해지면, 식(6)으로 부터 익렬후방의 전압력을 산출할수 있다.

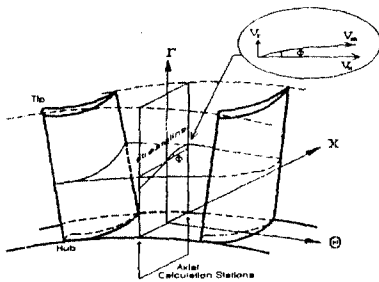


Fig.1 Streamline in Compressor Blade Row

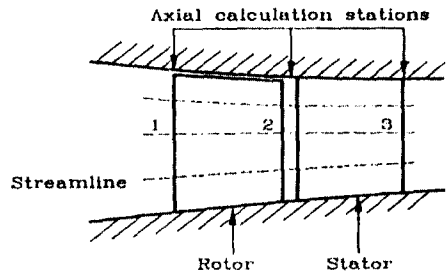


Fig.2 Annular passage of compressor

3. 유동편차각 및 전압력손실 모델

유동편차각 모델은 압축기 블레이드를 거치는 공기가 블레이드 설계각으로부터 얼마나 벗어나는지를 예측하는데 쓰이며, 본 연구에서는 Carter의 법칙과 Lieblein의 상관관계식을 이용하여 탈설계점 작동에도 사용가능한 편차각 모델을 구성하였다[4].

압축기 익렬내 전압력손실은 익렬표면에 형성되는 경계층과 후류에 의한 익렬형상손실, 곡면형태의 익렬을 거치며 생성되는 2차유동에 의한 손실, 압축기 외곽벽면을 따라 전개되는 벽면경계층에 의한 손실, 회전익렬 끝단과 케이싱사이 끝간격의 누출유동에 의한 손실 및 충격파에 의한 손실들로 구분된다. 그러므로 익렬후방의 전압력손실계수는 모든 손실계수의 합으로 표현할수 있다. 설계점 익렬형상손실은 유선곡률방법을 통해 구한 유선을 따라 Lieblein의 상관관계식을 적용하여 구하였다. 또한 탈설계점 작동시의 익렬형상손실의 변화는 무차원화된 입사각의 함수로서 표현하였으며, 이때 실속점의 입사한계각은 NACA-65 계열 2차원익형의 실험결과들에 근거하였다[4].

2차 유동손실은 블레이드 날개길이 방향으로 분포되어 발생하며, 이러한 압력손실의 분포를 고려할 수 있는 Lee 와 Chung 의 모델[5]을 이용하였다. 또한 압축기 벽면마찰과 회전익렬 끝간격 누출유동에 의한 전압력손실은 그 영향범위가 벽면근처에 매우 제한되므로, 벽면경계층과 끝간격손실은 벽면 유선에서만 고려하였고, 그 크기들은 벽면경계층에 대해서는 Howell의 상관관계식[6]을, 끝간격에 대해서는 Fujie의 것[6]을 사용하여 구하였다. 또한 유속이 음속보다 커져 블레이드 앞진(leading edge)에서 형성되는 충격파에 의한 전압력손실은 Prince의 특성곡선방법[7]을 이용하여 구하였다.

4. 계산방법

축대칭유동에 대한 지배방정식들과 유동편차각모형, 전압력손실 모형을 결합하여, 반경방향의 관통유동장을 해석하기 위한 반복계산과정은 다음과 같다. 축방향 계산지점(익렬 입, 출구)에 대한 반경방향의 각 유선들의 위치와 그에 따른 유동변수들(유속, 압력, 온도 등)의 초기값을 가정하고, 유동편차각과 전압력손실모형을 이용하여 각 유선에서의 유체유동각 및 전압력을 구하고, Euler의 일 관계식을 가지고 각 유선의 전온도를 산출한다. 이렇게 구하여진 유동변수들을 가지고, 식을 풀기위해 필요한 반경방향 구배항들을 수치적 차분방식에 의해 평가한후, 수치적으로 적분하여 반경방향 속도분포를 얻고 질량보존관계식을 이용하여 압축기를 통과하는 전체유량을 계산한다. 계산된 유량과 주어진 압축기의 유량을 비교하여, 그 상대오차가 허용범위내에 들때까지 앞서의 계산과정을 반복한다. 만약 전체 질량보존관계가 만족되면, 각 유선사이의 유관을 통해 흐르는 유량이 익렬입구 유관의 값과 같은가를 검토하고, 그에 따라 유선의 위치를 새로이 재조정하여 앞서의 전계산과정을 반복하게 되며, 이러한 과정은 계산된 유선의 변화폭이 수렴범위내에 들때까지 수행되어져야한다.

앞서의 계산과정을 통해 구해진 압축기 내부유동장 예측결과들을 이용하여, 주어진 유량조건에 대한 압축기의 성능 변수들은 다음과같이 구해진다.

$$\eta = \frac{PR^{(\kappa-1)/\kappa} - 1}{TR - 1}, \quad (7)$$

이때 PR, TR 은 압축비, 온도비의 질량평균값으로 아래와 같다.

$$PR = \frac{2\pi}{m} \int_{hub}^{tip} \left(\frac{P_{out}}{P_{inn}} \right) \rho V_m \cos \phi r dr \quad (8)$$

$$TR = \frac{2\pi}{m} \int_{hub}^{tip} \left(\frac{T_{out}}{T_{inn}} \right) \rho V_m \cos \phi r dr. \quad (9)$$

그리고 유량과 회전수를 변화시켜가며 압축기 성능 변수들을 구하는 앞서의 과정을 반복시켜 나가면, 최종적으로 압축기 성능곡선의 예측이 가능하다.

5. 압축기 성능곡선 예측결과와의 검증.

본 해석방법의 예측정확도를 검증하기위해, 성능곡선 예측결과를 기존압축기 성능시험 결과와 비교, 검토하였다. 본 연구에서는, 발전용 대형압축기 익렬설계 자료의 확보가 어려워, 우선적으로 확보가능한 압축기설계 자료들을 이용하여 성능해석을 수행하였다. 해석대상으로는 NASA에서 설계, 제작된 23B20, 26B21, 27A21 및 28B22 압축기들을 사용하였다.

그림3, 4, 5 및 6 은 압축기 23B20, 26B21, 27A21, 28B22 에 대한 탈설계점 성능(효율, 압축비)예측결과와 시험결과[8]간의 비교를 보여주고 있다. 그림들에서 볼 수 있듯이 회전수와 유량의 변화에따른 성능 예측곡선이 시험자료에 비해 비교적 타당한 범위내에서 일치함을 알 수 있으며, 특히 압축비 해석결과는 매우정확한 예측정확도를 보여주고 있다. 또한 압축기 블레이드 전체표면에서 실속(stall)이 발생하여 맥동현상을 유발하는 압축기 운전 한계인 맥동선(surge line)도 본 방법을 통해 예측이 가능하였다.

반면에 효율예측결과가 압축비에 비해 비교적 예측정확도가 저하되는 이유는 본 해석방법이 압축기 블레이드의 익형을 NACA65-series로 모두 동일하게 가정한 것에 기인하며, 좀더 정확한 압축기 익형 설계자료(익렬두께, trailing edge와 leading edge두께 및 실속 한계각)들의 제공을 통해 예측결과와 향상이 가능하리라 보여진다.

비록 앞서의 예측결과가 발전용 가스터빈 압축기에 비해 규모가 작은 소형압축기들을 대상으로 하였지만, 압축비나 회전수는 발전용 대형 압축기들의 것과 유사하거나 오히려 상회하고 있다. 압축기는, 일반적으로 설계시 유량, 회전수가 결정되면 거기에 비례하여 크기가

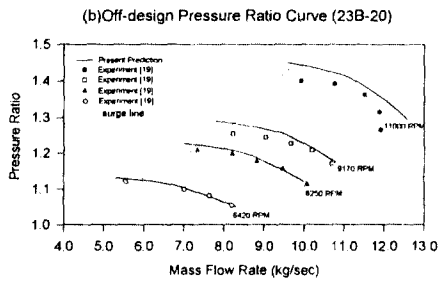
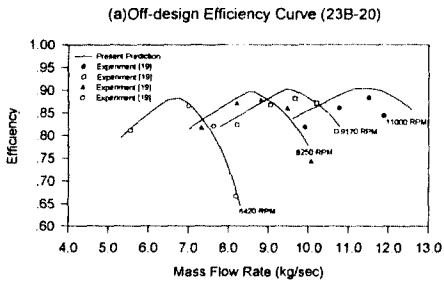


Fig.3 Performanc Map of the Compressor 23B20

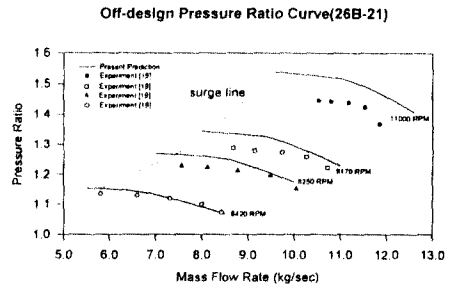
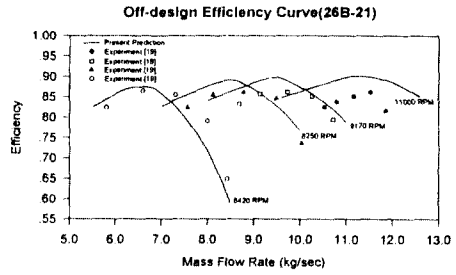


Fig.4 Performance Map of the Compressor 26A21

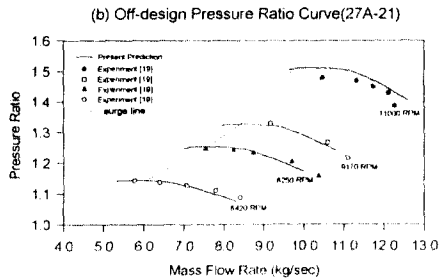
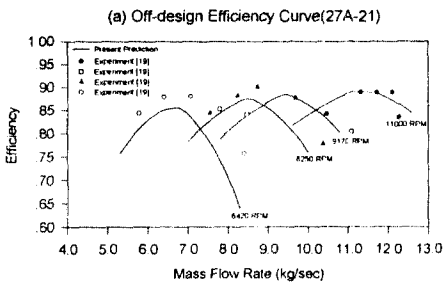


Fig.5 Performance Map of the Compressor 27A21

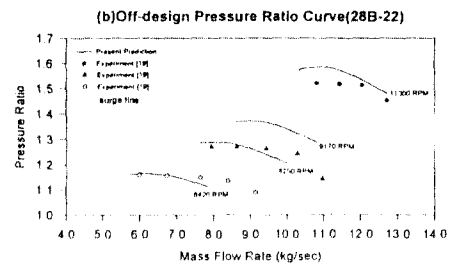
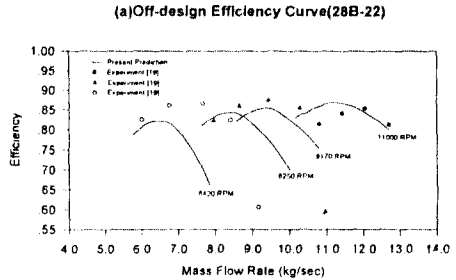


Fig.6 Performance Map of the Compressor 28B22

결정되므로, 압축기 내부의 물리적 현상 및 작동특성은 압축기의 크기보다는 압축비에 의해 좌우된다. 이러한 관점에서, 본 연구에서 제안된 압축기 성능해석 방식은 어떠한 규모, 압축비에도 적용될수 있는 일반적 방법이고, 특히 본 연구의 예측결과가 저회전수 및 압축비 1.1-1.3 범위내에서는 시험결과와 매우 잘 일치하였으므로, 대형 가스터빈 압축기(평균 단당 압축비: 1.16-1.18, 회전수: 3600 rpm)에 적용하여도 타당한 성능예측결과를 가져다 줄것으로 기대된다.

6. 결론

IGCC 용 가스터빈의 탈설계점 효과를 분석하는데 필수적인 압축기 성능곡선 예측방법을 제안하였다. 압축기 성능해석은 익렬요소방법과 전압력손실, 유동편차각 모델을 결합하여 내부유동장해석결과를 얻고, 유동장 해석결과를 질량평균하여 각 운전조건에서의 성능변수들을 구하였다. 본 방법을 이용해 예측된 압축기 성능곡선을 실제 시험결과와 비교하여, 방법의 예측정확도를 검증하였다. 더 나아가, 본 방법이 GateCycle 과 같은 IGCC 공정설계/성능평가 프로그램과 결합된다면, 좀더 실제적인 IGCC 시뮬레이션 기법의 개발이 가능하리라 보여진다.

후기

본 연구는 고등기술연구원에서 지원하는 "PDU 급 IGCC 발전계통 공정모사 기술개발 및 BSU 급 가스화기 슬래그의 거동에 관한 연구" 의 일환으로 이루어진 것이며, 이에 관계자 여러분에게 감사드립니다.

참고문헌

1. 김중진 외, "IGCC 시스템 기술개발 및 향후계획," 석탄가스화 복합발전기술 워크샵 초록집, 1997
2. Robins,W.H. and Dugan, J.F., "Prediction of Off-Design Performance of Multistage Compressor," NASA SP-36, 1965
3. Novak,R.A., "Streamline Curvature Computing Procedures for Fluid Flow Problems," ASME J. of Eng. for Power, vol.89, 1967, pp.478-490
4. 이찬, "유선곡률방법을 이용한 가스터빈엔진용 축류압축기의 설계점/탈설계점 성능해석," 한국항공우주학회지, 제22권 제1호, pp.28-37
5. Lee,C. and Chung,M.K., "Secondary Flow Loss and Deviation Models for Through-Flow Anaysis of Axial Flow Turbomachinery," Mech. Res. Comm., vol.18, 1991, pp.403-408
6. Lakshminarayana,B. and Horlock,J.H., "Review: Secondary Flows and Losses in Cascades of Axial Flow Turbomachines," Int. J. Mech. Sci., vol.5, 1963, pp.287-307
7. Wilson,D.G., *The Design of High-Efficiency Turbomachinery and Gas Turbines*, MIT Press, Cambridge, 1985, pp.284-304
8. Britsch,W.R. and Osborn,W.M., NASA TP-1523, 1979