한국동력기계공학회지 제3권 제3호 pp. 54~59 1999년 8월

다단축류압축기의 공력성능 예측기법 개발 및 적용연구

Aerodynamic Performance Prediction of Multistage Axial-Flow Compressors with Its Applications

정 희 택 · 박 창 희

H. T. Chung and C. H. Park

Key Words : Axial-flow Compressor(축류압축기), Multistage(다단), Aerodynamic Paerormance(공력성능), Streamline Curvature (유선곡률), Pressure Loss (압력손실)

Abstract : The purpose of the present study was to develop the numerical method for predicting the on-design and off-design performance of multistage axial-flow compressors. The aerodynamic properties in blade rows were analyzed by incorporating the streamline curvature method as a quasi 3D analysis with the imperical modeling of exit flow angle and loss coefficients. The present calculation procedure has been tested by applying to 5-stage compressors and good agreement with experments has been found. The detail analysis of aerodynamic performances has been done on the compression part of the bench-scaled gas turbine engines. The predicted performance map at the variable speedline and flow rates could be used as a guide of the engine operation.

1. 서 론

압축기는 다단으로 구성되고, 써지, 실속 등의 엔진 특성이 전체 가스터빈엔진의 성능 저하에 1차적인 원인을 제공하므로 고도의 이론과 설계 경험이 요구된다. 가스터빈 엔진에 쓰이는 축류압축기를 설계함에 있어서, 압축기가 설계점 및 탈설계점 운전하에서 어떠한 성능을 가지고 작동하는가를 예측하는 것은 매우 중요한 과제이며, 이러한 문제를 해결하기 위해서는 압축기 익렬내 유동현상에 대한 정확한 이해가 요구되어진다.

압축기의 공력 성능을 예측하는 방법은, 평균유선면에서의 단축적법[1], 유선곡면상의 준3차원적인 해석법[2-4], 복잡한 3차원 압축성 점성 유동장 해석법[5,6] 등 3가지 방법으로 대별할 수 있다. 단축척법은 압축기 내부유로 평균반경의 열역학적 성능변수들에 Euler 일관계식과 질량보존 관계식을 적용한다. 계산방법은 간단하나, 유량계수, 단열효율, 압력계수 간의 적절한 무차원 성능곡선의 모델링이 필요하고, 반경방향의 영향이 무시된다. 최근들어 복잡한 3차원 유동 문제를 해결하기 위한 수치해석 기법이 눈부시게 발전하고 있지만, 그러한 방법들이 압축기 설계 실제에 응용되기에는 많은 계산시간과 자료준비를 필요로 하므로 아직 어려움이 많다. 준3차원 유동해석법은 3차원 유동해석법에 비해 계산 시간이 비교적 짧고, 벽면의 3차원 효과도 고려하므로 설계기법으로 적용하기에 편리하다.

본 연구에서는, 준3차원 유동방식의 일종인 유선곡률방법을 이용하여 다단압축기의 제반 운전조건에서의 공력 성능을 예측하는 전산 기법을 개발하였다. 유동 편차각과 압력 손실의 모델링은 기존의 경험식을 이용하였다. 기존의 5단 압축기의 실험결과와 비교하여 기법의 타당성을 검정하였고, 현재 국내에서 개발 중인 시험용 가스터빈엔진의 설계 과정에 적용하여 설계기법으로서의 유용성을 검토하였다.

접수일 : 1999년 6월 29일
정희택 : 경상대학교 기계공학과
박창희 : 경상대학교 대학원

2. 수치기법

2.1 유선곡률 방정식(지배방정식)

유선곡률해석법에서는, 축대칭 유동을 가정하고, 비점성 압축성 유체의 반경 방향의 운동량 평형식, 원주방향의 Euler 일방정식 및 연속 방정식의 수

치해를 구하고, 각 설계점의 공력 특성을 산출 분석하여, 익형 설계의 기본 유동 조건으로 사용한다[7].

주유동 방향의 운동량 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{dV_m^2}{dr} = G(r)\,V_m^2 + H(r) \tag{1}$$

여기서, 변수 $G(r)$, $H(r)$ 는,

$$G(r) = -2\cos^2\beta\left[-\frac{\sin A}{V_m}\frac{\partial V_m}{\partial m} - \frac{\cos A}{r_c} + \frac{1}{\cos^2\beta}\frac{d(\ln Q)}{dr} + \tan\beta\frac{d\tan\beta}{dr} + \frac{\tan^2\beta}{r} + \frac{2\omega\tan\beta}{V_m}\right] \tag{2}$$

$$H(r) = 2\cos^2\beta\left[\frac{g_c J}{Q}\frac{dIQ}{dr} + \frac{\omega^2 r^2}{2}\frac{d(\ln Q)}{dr}\right]$$

로 정의 된다.

임의의 유선면에서의 엔탈피 증가는 Euler 일관계식에서 도출된다.

$$H_2 - H_1 = \int_{T_1}^{T_2} C_P\,dt = U_2 V_{\theta 2} - U_1 V_{\theta 1} \tag{3}$$

연속 방정식으로부터 총유량은 다음과 같은 식으로 보존된다.

$$m = 2\pi\int_{r_{HUB}}^{r_{TIP}} x\;\rho V_m\cos\phi\;r\,dr \tag{4}$$

각 익렬 전후면에서의 전압력은 다음과 같이 표현된다.

$$P_{02,R} = P_{01,R} - \omega_t\,(P_{01,R} - P_1) \tag{5}$$

2.2 유동편차각 및 손실 모델

2.1절의 유선 곡률방정식에서, 출구에서의 유동각 β_2 , 전압력 계수 ω_t 는 다음과 같이 기존의 경험식을 사용하여 모델링할 수 있다.

출구유동각(β_2), 설계점 출구유동각($\beta_{2,d}$), 그리고 편차각(δ)간의 관 계는 다음과 같다.

$$\beta_2 = \beta_{2,d} + \delta \tag{6}$$

편차각(δ)은 이찬[4]의 방법을 사용하면 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\delta = \delta_d + \frac{d\delta}{di}(i - i_d) \tag{7}$$

여기서, δ_d는 설계점의 편차각, i 는 입사각을 의미한다.

전압력 계수(ω_t)는, 블레이드 확산비(D), 입구 Mach수(M_1), 실속각(β_s , β_c) 등을 고려한 Jansen의 제안식[8]을 사용하였다. 즉,

$$\omega_t = \frac{2c/s}{\cos\beta_{2,d}}(0.03 + 0.0238D - 0.05D^2 + 0.125D^3)[2(M_1 - M_{1,c}) + 1](0.833S^2 + 0.1667S + 1.0) \tag{8}$$

여기서, c/s는 익렬충실도, $D = \frac{V_{max}}{V_1} - \frac{V_2}{V_1}$,

$S = \frac{\beta_1 - \beta_{1,d}}{\beta_{1,c} - \beta_{1,d}}$ 을 의미한다.

2.3 해석절차

다단축류압축기의 공력성능 해석을 위한 유선곡률 방정식 기법의 입력조건은, 입구 유량, 회전수 등의 운전조건, 주유로 형상데이터, 각 익렬의 블레이드 형상변수로 구성된다. 해석 결과로는, 각 운전 조건하에서의 압축기의 전효율, 압축비 등 전 공력성능치와 각 계산점의 상세 공력특성치가 얻어진다. 식(1)-(5)의 유동방정식, 식(6)-(7)의 편차각 모델 및 식(8)의 전압력 손실 모델을 결합하여 각 방정식을 단계별로 푼다. 질량보존관계식인 식(4)로 계산된 유량과 입력조건으로 주어진 유량을 비교하여, 상대오차가 허용범위를 만족할 때까지 계산과정을 반복한다.

3. 적 용

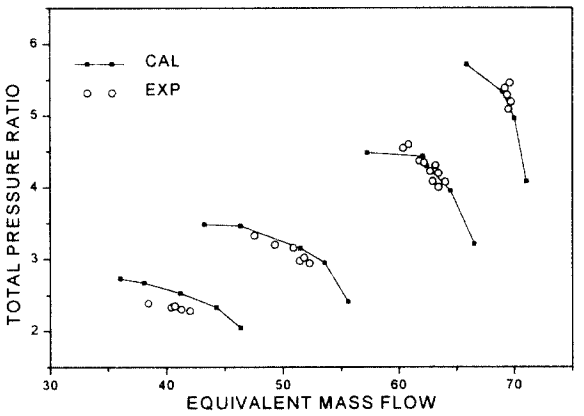
3.1 NACA 5단 축류압축기

본 연구에서 개발한 수치기법의 타당성을 검정하기 위해서, NASA에서 개발한 5단 압축기에 적용하여 실험 결과[9]와 비교하였다. 비교대상의 압축기의 설계점 유량은 70 lbm/sec, 설계점 회전수는 11,970 rpm이다.

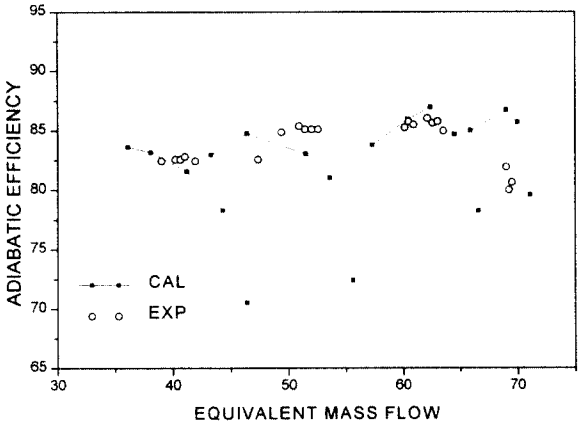
압축기의 성능은 압축비, 유량, 회전수 및 단열효율의 4가지 변수에 의해 정해진다. 유량과 회전수

변화에 따른 압축기의 탈설계점 운전 성능이 Fig. 1에 나타나 있다. 유량변화에 따른, 단열효율 (Fig. 1(a)), 전압력비 (Fig. 1(b))가 설계회전수의 70 % 에서 100 %의 회전수 변화에 대해 수치결과가 실험결과와 비교되어 있다. 설계회전수에서는 본연구의 수치결과는 실험과 잘 일치하고 있으나, 회전수가 감소할 수록 수치결과는 실험치보다 약간 큰 압력비를 예측하는 경향을 보여 주고 있다. 이는 본연구에서 채택한 손실모델인 식(8)이 탈설계점에서 손실을 적게 산정하므로, 추후 수정 · 보완이 필요하겠다. 그러나, 전반적으로 수치해석 결과는 실험과 같은 성능 형태를 잘 모사해 주고 있다.

유선곡률법의 결과로부터 각 익렬 내부의 유동 특성을 알 수 있다. Fig. 1의 결과를 보면, 설계회전수인 경우, 유량이 55 lbm/sec 부근에서 음의 실속(negative stall)이, 유량이 72 lbm/sec 부근에서 양의 실속(negative stall 또는 ckoking) 현상을 보여준다. 설계유량, 양 · 음 실속 부근에서의 익렬 내부의 유동 특성을 주유동 속도 관점에서 분석하면 Fig. 2와 같다. 설계점에서는 각 단의 반경방향을 따라 출구속도는 일정한 분포를 보여 준다. 양의 실속은 설계점보다 유속이 약간 크고, 안정된 속도분포를 보인다. 음의 실속은 허브나 팁 부근의 벽면에서 불안정한 공력 특성을 보여줌을 알 수 있다.



(a) Adiabatic efficiency



(b) Total pressure ratio

Fig. 1 Computed performance of NACA five-stege compressor compared with experimental results

3.2 시험용 가스터빈엔진용 압축기부

현재 국내에서 개발 중인 74KW급 소형 가스터빈엔진[10]의 압축부의 공력 해석을 수행하여 본 기법의 설계 적용 가능성을 보고자 한다.

엔진 사이클 해석 결과로부터 주어진 설계조건은, Table 1과 같이 회전수는 30,000 rpm이고, 유량은 2.5 kg/sec, 압력비는 2.0이고, 단열효율은 80%를 요구한다. 평균유선면 해석법에 의한 기본설계 결과, 각 단의 압력비는 1.27로 일정하게 하고, 출구 유동은 축방향으로 두고, 출구유속은 평균반경에서 141.2 m/s 로 가정하였다. 설계된 압축기의 최종 유로형상은 Fig. 3과 같이, 총 단수는 3단이고, 내경이 일정한 형(constant inner diameter, CID)의 유로형상을 채택하였으며, 입 · 출구에는 유동 안내 베인이 없는 간단한 구조이다.

유선곡률법을 이용하여 설계점에서의 공력해석을 수행하면, 기본설계 결과가 설계조건을 만족하는지를 알 수 있다. 주유동 방향의 계산점은, 각 단의 입출구를 포함하여 총 20개를 두었고, 반경방향으로는 6개의 계산점을 설정하였다. 질량보존 관계인 식(4)가 0.1 %의 오차 범위에서 8번의 반복 계산으로 수렴된 해를 얻었다. Fig. 4에는 유로를 따라 압력이 증가하는 경향이 나타나 있다. 설계점에서는 허브와 팁의 경향이 평균면과 별 차이를 나타내지 않는다. 수치해석 결과, 유량 2.5 kg/sec, 회전수 30,000 rpm의 설계점 운전조건에서, 압력비 2.07, 단열 효율 83.2 %의 공력 성능치를 얻어, 기본설계는 설계 조건을 잘 만족함을 보였다. 각 단의 상세한 공력 특성치는 Table 2에 평균반경해석에 의한 기본설계치와 비교되어 있다.

설계회전수에서 유량 변화에 따른 공력 특성을 분석하면 설계된 압축기의 운전 특성을 예측 할 수 있다. 설계유량(2.5 kg/sec), 양실속(2.78 kg/sec), 음실속 (2.3 kg/sec) 부근에서의 익렬 내부의 유동 특성을 압력, 온도 및 주유동 속도 관점

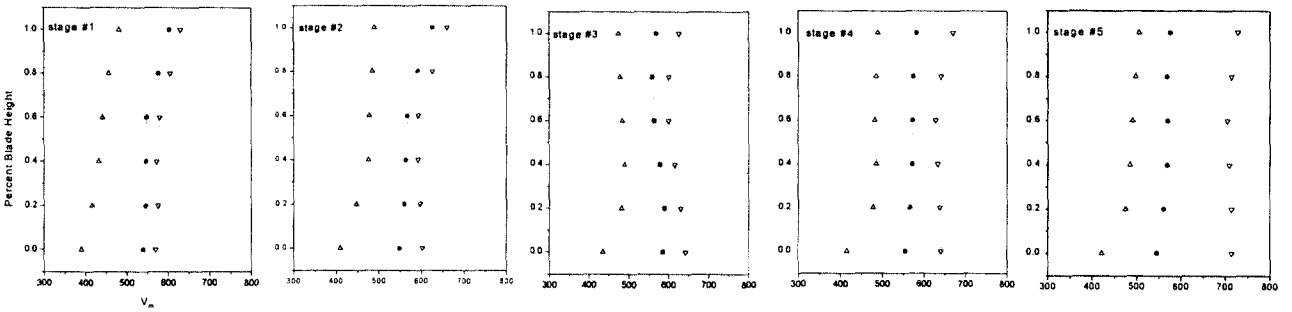


Fig. 2 Development of meridional velocities at 100 % operating speed
(—●—● design points, —△—△— near stall, —▽—▽— near choking)

에서 분석하면 Fig. 5와 같다. 설계점에서는 각 단의 반경방향을 따라 압력비나 전온도비는 일정한 분포를 보여 준다. 양·음 실속과 같이 유동 조건이 설계에서 벗어난 경우에는 허브나 팁 부근의 벽면에서 불안정한 공력 특성을 보여줌을 알 수 있다. 특히, 양의 실속(near choking)부근인 경우, 3단 허브 부근에서는 주유동 속도가 급격히 감소하는 등 매우 불안정한 특성을 보인다. 이 부근에서는 운전을 피해야 함을 예측할 수 있다.

Table 1 Design conditions for KIMM three stage compressors

description	symbol	unit	quantity
flow rate	m	kg/s	2.5
rotaing speed	N	rpm	30,000
pressure ratio	Pr	-	2.0
adiabatic efficiency	η_d	%	80.0

Table 2 Comparosons of aerodynamic performance at design conditions

stage / properties	# 1	# 2	# 3
ΔP[-]	1.27 (1.30)	1.28 (1.26)	1.27 (1.22)
ΔT[°K]	22.0 (26.9)	24.1 (27.0)	26.3 (26.9)
η_d[%]	85.0 (84.3)	85.2 (79.2)	83.5 (74.2)
C_m [m/s]	130.0 (141.2)	129.2 (141.2)	133.0 (141.2)
α_E [deg]	-2.9 (0.0)	1.1 (0.0)	-0.1 (0.0)

(note : ( ) mean-line analysis)

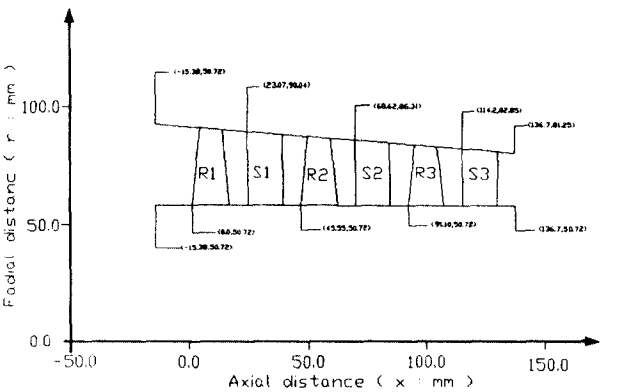


Fig. 3 Flow path

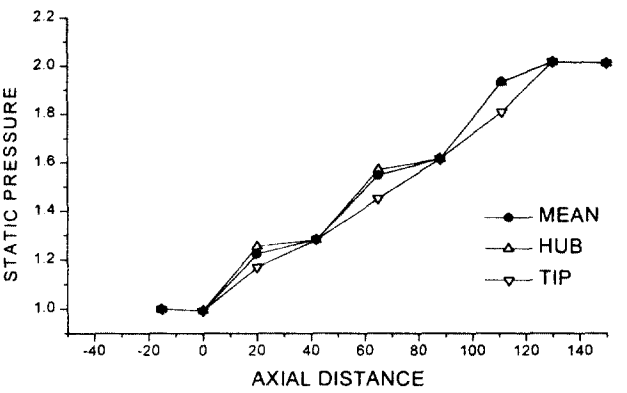
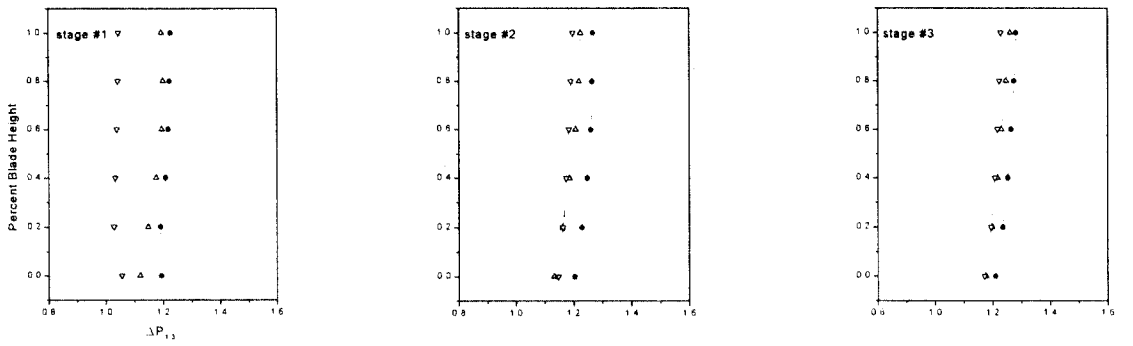
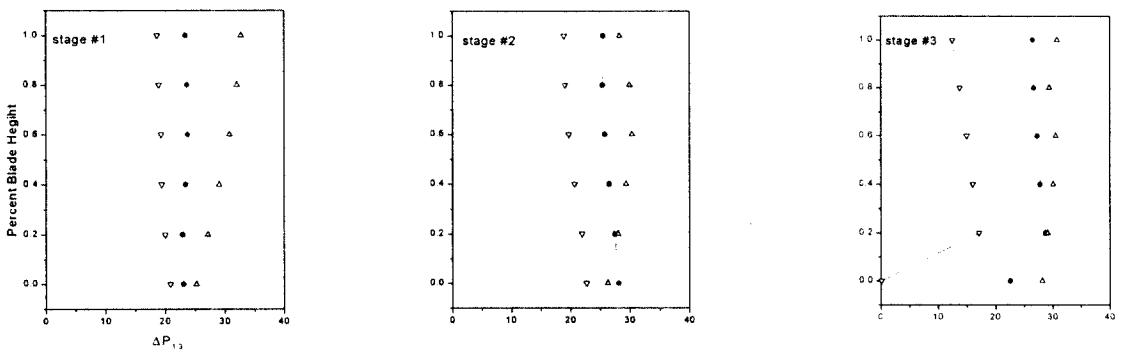


Fig. 4 Static pressure distribution along the axial direction

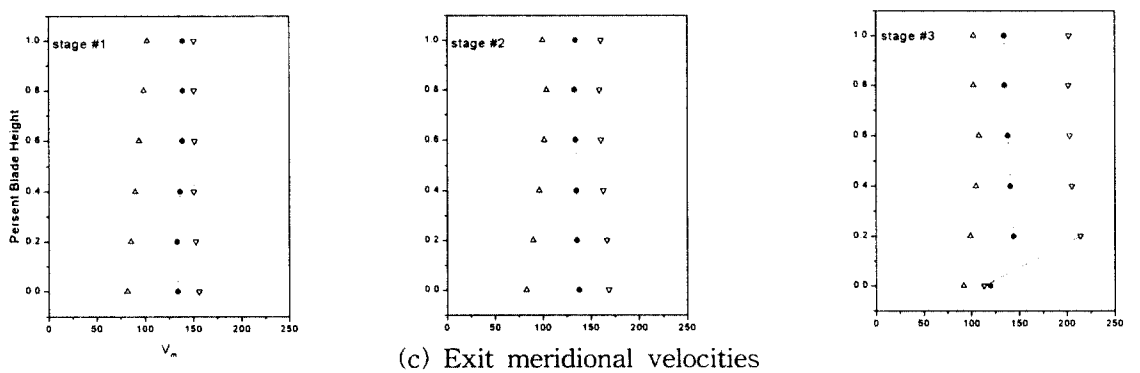
설계회전수의 60 %에서 100 %의 회전수 변화에 대해, 유량변화에 따른, 단열효율 (Fig. 6(a)), 전압력비 (Fig. 6(b)) 등의 탈설계점의 성능이 도시되어 있다. 준3차원 해석 결과, 설계점에서, 전압



(a) Static pressure increase



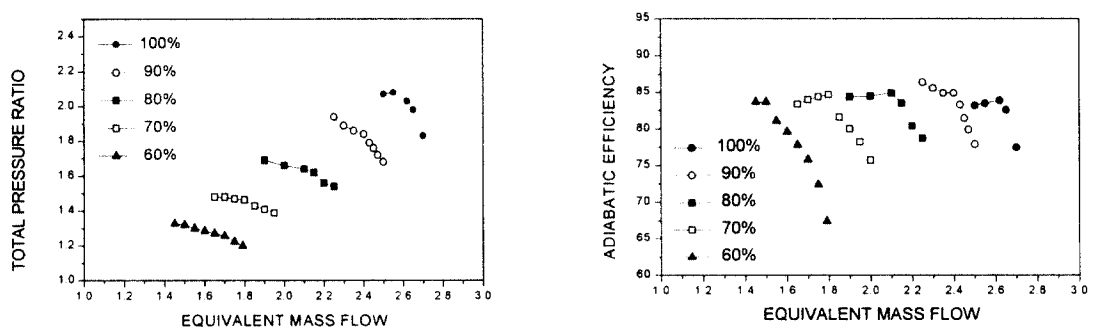
(b) Total temperature increase



(c) Exit meridional velocities

Fig. 5 Stage properties at 100 % operating speed

(—●—● design points, —△—△— near stall, —▽—▽— near choking)



(a) Adiabatic efficiency (b) Total pressure ratio

Fig. 6 Estimated overall performance of KIMM three-stege compressors

비는 2.07, 효율은 83. 2 %로 설계점의 사양을 만족하였다. Fig. 6의 결과를 이용하여 압축비, 유량, 회전수 및 단열효율 등 압축기의 주성능치를 하나의 그래프로 표현 하면 Fig. 7와 같은 성능도(performance map)가 얻어진다. 이 그림은 압축기의 전체 성능을 표시하는 것으로, 설계된 압축기의 제반운전하에서의 성능 특성을 예측해 주고, 아울러, 가스터빈 엔진 전체의 운전 범위를 제시해 준다. 본 연구의 성능 예측 결과에 의하면, 설계된 압축기는 설계회전수 30,000 rpm을 기준으로, 60 %에서 100 %의 범위에서 운전이 가능하고, Fig. 7의 최고효율점에서 유량을 조절하면 안정된 운전 결과를 얻을 수 있다.

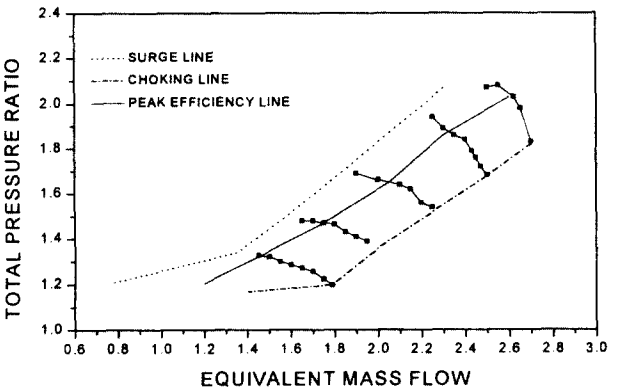


Fig. 7 Performance map for engine operations

4. 결 론

다단 축류형 압축기의 공력학적 성능 및 유동 특성을 예측하기 위한 전산 프로그램을 개발하였다. 곡률반경을 고려한 준 3차원 유선곡률방정식을 지배방정식으로 하고, 기존의 경험식을 이용하여 출구유동 편차각과 압력 손실을 계산하는 모델방정식을 채택하였다. NACA 5단 압축기에 적용한 결과 제반 운전 조건 하에서의 압력 및 효율 등 제반 공력 성능치가 실험 결과와 잘 일치하였다. 시험용 가스터빈 엔진의 압축부 설계 과정에 적용하여, 각 단의 세부 유동 특성을 해석하였고, 압축기의 성능곡선을 예측함으로써, 추후의 엔진 운전 방향을 설정하였다.

후 기

본 논문은 한국과학재단 지정 항공기부품기술연구센터의 지원에 의하여 연구되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

1. Steinke, R. J., "STGSTK: A Computer Code for Predicitng Multistage Axial Flow Compressor Performance by a Meanline Stage Stacking Method", NASA TP-2020, 1982
2. Crouse, J. and Gorell, W., "Computer Program for Multistage Axial Flow Compressors", NASA TR 80-C-21, 1981
3. 김병남, 정명균, "간단한 손실모델을 이용한 단단축류압축기 탈설계점 성능예측", 대한기계학회 논문집, 18권, pp. 3357~3368, 1994
4. 이찬, "유선곡률방법을 이용한 가스터빈엔진용 축류압축기의 설계점/탈설계점 성능 예측", 한국항공우주학회지, 22권, pp. 28~37, 1994
5. Adamczyk, J. J., "Model Equation for Simulating Flows in Multistage Turbomachinery", ASME Paper 86-GT-227, 1986
6. Coons, L. L., "Large Commercial Engine Turbomachinery Design Using a Fully Viscous Navier-Stokes Code", Coll. on Turbomachinery, Seoul, Korea, 1994
7. Novak, R. A., "Streamline Curvature Computing Procedures for Fluid-Flow Problems", ASME J. Eng. for Power, Vol. 89, pp. 478~490, 1967
8. Jansen, W. and Moffatt, W., "The Off-Design Analysis of Axial-Flow Compressors", ASME J. Eng. for Power, Vol. 89, pp. 453~462, 1967
9. Kovach, K. et. al., "Experimental Investigation of a Five Stage Axial Flow Research Compressor with Transonic Rotors in All Stages", NACA RM E54G01, 1954
10. 오군섭 외, "터보기계 설계 기술 개발에 관한 연구", 한국기계연구원 연구보고서, UCN 031-380.M, 1996