

다단 압축기의 단 매칭 기법에 관한 연구

최창호* · 김진한* · 김춘택* · 양수석* · 이대성*

A Study on The Stage Matching of Multistage Compressor

Chang-Ho Choi*, Jin-Han Kim*, Chun-Taek Kim*, Soo-Seok Yang*, Dae-Sung Lee*

Key Words: Multistage Compressor(다단 압축기), Stage Matching(단 매칭), Axial Compressor(축류압축기)

ABSTRACT

A method to search the design parameters for optimum stage matching has been used based on a 1-D mathematical model of a compressor, which uses the data obtained from the preliminary test to identify the design parameters.

This methodology was applied with a two-stage axial compressor, which was originally designed for a helicopter gas turbine engine. After identifying design parameters using preliminary test data, an optimization process has been employed to achieve the best matching between the stages (i.e., maximum efficiency of the compressor at its operation modes within a given range of the rotor speed under given restrictions for required stall margins and mass flow). 3-D flow calculations have been performed to confirm the usefulness of the corrections based on 1-D mathematical model. Calculational results agree well with the experimental data in view of the performance characteristics. Some promising results were produced through the methodology proposed in this paper in conjunction with flow calculations.

1. 서 론

다단 압축기의 경우, 개발시 성능의 설계요구조건을 만족시키기 위하여 각 단의 재설계가 필요할 때가 있다. 이는, 통상적으로 설계변수를 부적절하게 설정하였거나, 개발시간을 줄이기 위하여 기존의 유사압축기를 직접 적용할 경우 이러한 재설계 작업이 발생된다. 설계요구조건을 충족시키기 위하여 재설계 혹은 보완 처리하는 경우의 대표적인 것으로 효율을 증가시키기 위하여 블레이드 형상을 재설계하는 경우와 서지마진을 증가시키기 위하여 케이싱을 변경하는 경우를 들 수 있다.^{(1),(2)} 그러나 이 방법들은 많은 재원과 비용을 초래하므로 재설계의 일차적 선택은 아니라고 사료된다.

본 연구에서는 기존의 2단 압축기에 대하여 설계요구조건을 만족시키기 위해 박기철 등⁽³⁾과 김진한 등⁽⁴⁾이 다단 압축기에 적용한 재설계방법을 사용하였다. 사용된 방법은 1차원적으로 최소한의 설계변경만을 하면서 설계요구성을 낼 수 있도록, 설계변수의 특성값을 추출하고, 시험을 통하여 특성값을 조정후, 적합한 설계변수들을 변경하는 절차를 사용하였다. 이와 다른 방법으로 2차원적인 재설계 및 최적화 방법이 제시된 바 있으나, 변수가 많고 복잡하여 최적화에 많은 어려움이 있음이 보고되었다.^{(5),(6)} 따라서 본 연구에 사용된 방법이 설계에 있어 보다 명확한 설계방향을 제시해 주는 것으로 판단된다.

최근에 컴퓨터와 수치해석 기법의 비약적인 발전으로 동역/정역 상호작용을 포함하는 다단 압축기의 3차원 수치해석이 가능하게 되었고, 비교적 정확한 값을

* 항공우주 연구소

예측하게 되었다.^{(7),(8)} 또한 설계된 헬리콥터용 2단 압축기의 시험을 통한 성능검증 및 단별 특성값 추출은 많은 시간과 함께 상당한 재원을 필요로 한다. 따라서 본 연구에서는 초기설계된 압축기의 시험결과와 3차원 해석결과를 비교하여 신뢰도를 확인하고, 재설계된 압축기에 대하여 3차원 유동해석을 수행함으로써 시험을 대신할 수 있는 가능성 혹은 최종성능시험 이전 단계에서의 검증작업을 수행하였고, 고무적인 결과를 얻을 수 있었다.

2. 단 매칭 기법

본 연구에서는 각단의 매칭 및 개량설계를 위해서 3 단계의 방법이 사용되었다. 첫 번째는 기존 압축기의 실험을 통하여 설계에 필요한 특성값을 얻는 것이며, 두 번째 단계로 실험에서 얻어진 정보를 바탕으로, 초기설계에 사용된 수학적 모델의 특성계수들을 조정하는 것이다. 마지막 단계에서는 조정된 특성계수를 사용한 수학적 모델들을 적용하여 압축기의 목표성능을 얻도록 재설계하는 것이다.

2.1 실험 데이터구축

설계모델의 특성계수들을 조정하기 위해서는 전체 압축기 및 각 단의 단별 특성값에 대한 실험이 필요하지만, 측정센서 크기 등의 문제로 인하여, 각 단 사이의 모든 특성값을 측정하는 것은 매우 어렵다. 따라서 대부분의 경우에 특성값을 대신하여 정압이 측정되었다.⁽⁹⁾ 측정된 정압으로부터, 각 단의 전온도상승의 합과 전체 압축기의 전온도상승이 같다는 점을 이용하여 각 단의 특성값을 추출하였다. 추출된 특성값은 정압을 기준으로 수행되어 실제 특성값과 다소 달라지나, 각단의 재설계에 필요한 설계변수를 수정하는 데에는 충분한 정보를 주는 것으로 판단된다.

2.2 특성값 조정

특성값 조정의 목적은 수학적 모델과 실제 압축기의 성능특성과의 상관관계를 찾는 것이다. 압축기의 특성을 결정하는 특성계수를 찾기 위해서, 전형적인 관계를 가지는 각단의 일량과 특성값과의 관계를 구하였다.

예를 들어, Fig. 1과 같이 압축기의 작동점이 특성

곡선 상의 수직한 부근에 위치한다는 것은, 질식(choke) 근처에서 작동한다는 것을 나타내고, 작동점이 특성곡선 상의 왼쪽에 위치한다는 것은 스톱/서지(stall/surge) 영역에서 작동한다는 것을 나타낸다. 이러한 선형적으로 변하는 영역에서 특성변수를 도출해낸다. 그리고 전체 압축기 및 각단의 계산된 특성치와 실험 특성치의 차이를 최소화하여야 한다.

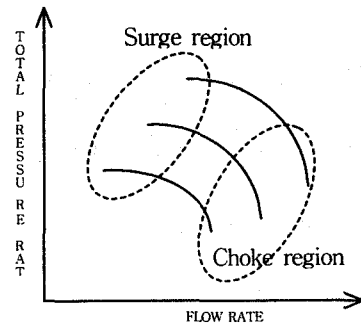


Fig. 1 Schematic diagram of characteristic curves

2.3 최적화

특성값의 조정이 끝나면 최적화 단계를 통해 압축기의 요구조건에 맞추기 위해 설계변수들이 조정된다. 이때 주어진 회전속도, 스톱마진, 유량범위에 대하여, 압축기가 최대의 효율을 얻는 설계변수를 찾는다. 이러한 최적화의 가장 큰 문제점은 단수를 포함하여 설계 변수가 너무 많다는 것이다. 따라서 적절한 몇 가지의 제한을 두지 않으면, 많은 경우의 수를 만들므로 최적화에 상당한 시간을 요하게 된다. 따라서 본 연구에는 2단계의 최적화 단계가 적용되었다. 첫 번째 단계에서는 각단에 대하여 변수를 2개로 줄이기 위하여 각 단별로 최적의 유량과 일량을 검토하였고, 두 번째 단계에서는 구조적인 변수들(엇놓임각, 블레이드 회전각, 현절비)이 특성계수들의 각단의 효율과 일을 미치는 영향을 관찰하며 조정되었다. 최종적으로 여러 가지 설계변경 가능성 중에서 가공성을 고려하여 적합한 효율 및 작동특성을 갖도록 설계변경을 선택한다.

2.4 2단 압축기 재설계

본 연구에서는 헬리콥터용 2단 압축기에^{(9),(10)} 대한 재설계가 수행되었으며, 이 압축기의 설계요구조건이

Table 1 Design requirements of a two stage axial compressor

Basic Requirements	Inlet pressure	101,325 pa
	Inlet temperature	288K
	Flow rate	3.04 kg/s
	Rotational speed	41,500 rpm
	Total pressure ratio	2.1
	Adiabatic efficiency	more than 0.84
	Inlet flow angle	90°
Off-design Requirements	Stall margin	more than 12%
	Operating Range	60%~105% rpm

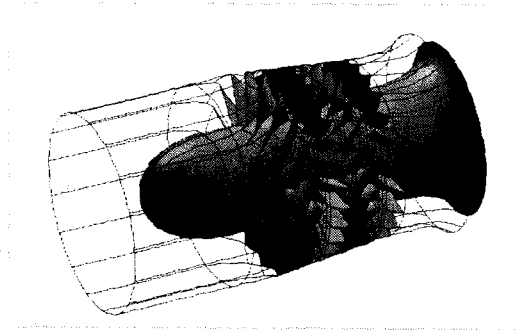


Fig. 2 A view of designed two-stage axial compressor

Table 1에 나타나 있다.

Fig. 2는 초기 설계된 압축기의 형상을 나타낸다. 이 압축기는 항공우주연구소에서 개발되고 실험적 연구가 수행되었으며, 성능 실험결과로 설계점에서의 효율, 유량, 압력비 등이 만족할만한 결과를 보였다. 그러나 Fig. 3에 나타난 바와 같이 직실유량과 서지라인을 볼 때, 설계변수의 보정이 필요함이 관찰되었으며, 특히 스톨마진이 헬리콥터의 요구성능에 비해서 작음이 관찰되었다. 이에 따라 압축기의 재설계가 필요하였다. Fig. 3에서 %는 설계 보정회전속도에 대한 보정회전속도 비율을 나타낸다.

재설계의 전 단계로 진출한 1-D 모델을 이용하여 각단의 특성값과 전체 압축기의 특성값에 대하여 변수 조정이 수행되었다. 즉 Fig. 3의 특성값 선도에서 1-D 예측과 실제 실험값이 많이 차이가 나므로, 특성계수의 조정을 통하여 1-D의 예측의 특성값이 실험 특성값과 같게 조정하였다. Fig. 4에 특성계수 조정의 결과로 실험 특성값과 조정된 특성계수를 사용하여 얻은 모델특성값을 비교하여 나타내었는데, 두 값이 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 여기서 n은 회전속도를 설계

회전속도로 나눈 값이며, 실선은 모델특성값을 점은 실험특성값을 나타낸다.

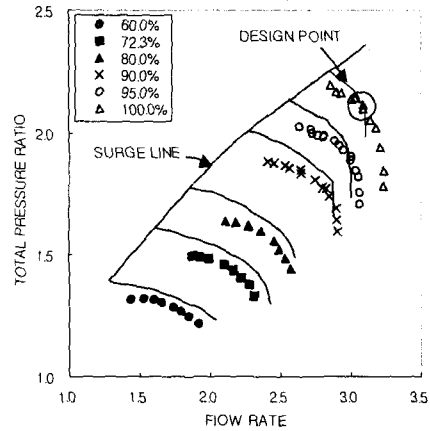


Fig. 3 Performance characteristics of compressor (solid Line : 1-D prediction, symbol : experiment)

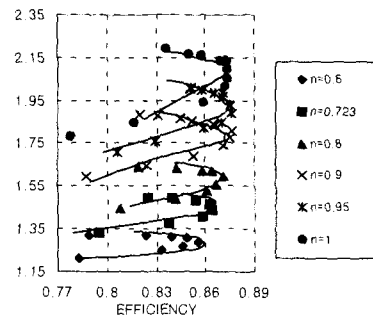
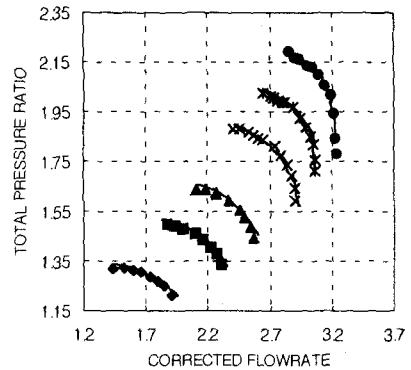


Fig. 4 Identification of compressor characteristics

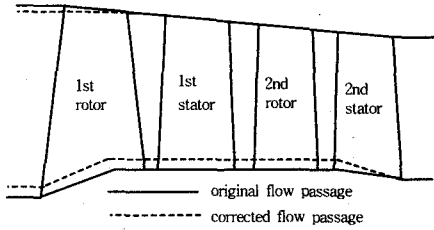


Fig. 5 Corrected compressor flow passage

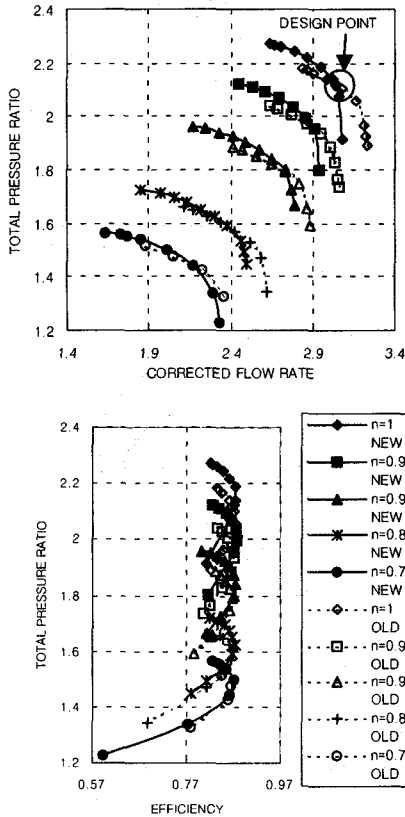


Fig. 6 Comparisons of characteristics between existing compressor and modified compressor

다음 단계로 최적화가 수행되었다. 최적화 단계는 효율저하 없이 서지마진을 늘이는데 목표를 두어 수행되었다. 즉, 설계점 및 작동선상에서 효율저하 없이 전압비/유량곡선 그림에서 특성값이 왼쪽으로 이동하게 하는데 중점을 두었으며, 이 결과로 허브면을 높이기

나 쉬라우드면을 낮추어 유로를 줄이는 것이 효율적임이 판명되었다. 이때, 쉬라우드의 높이를 너무 낮추면 전압력상승에 부정적인 영향을 미치므로, 허브면을 높이는 것이 효율적이라고 판단되었다. 최종적인 유로는 Fig. 5에 나타내었다. 또한 질식이 빨리 되는 것을 방지하기 위하여 2단 동익의 각을 1.5도 정도 증가하였으며, 블레이드 내에서의 유동확산 (diffusion)에 의한 손실을 줄여주기 위하여, 2단 정익의 현절비를 1.0에서 1.4로 증가하였다. Fig. 6에 초기와 개선된 압축기의 특성곡선을 나타내었는데, 효율 감소 없이 약 10-15% 정도의 스톨마진 증가가 예상되었다.

2.5 3차원 유동해석

수치해석 코드로 Numeca사에서 개발된 Fine/Turbo가 사용되었다.⁽¹¹⁾ 3차원 Navier-Stokes 식과 난류효과를 고려하기 위하여 Baldwin-Lomax 난류모델을 사용하였다.

정익/동익 상호작용은, 완전한 비정상해석이 계산시간 측면에서 불가능하므로, 정상해석 방법인 정익과 동익의 경계면에서 혼합면기법 (mixing-plane method)을 적용하여 처리하였다. 계산 격자는 약 40만개가 소요되었다. 경계조건으로 입구에서는 상온, 대기압, 축방향 속도를 출구에서는 반경방향으로의 평형상태를 고려한 정압분포를 주었다. 수렴시 연속방정식의 잔류량의 RMS (root mean square) 값이 10^{-4} 이하로 떨어지는데 약 400번의 반복계산이 필요하였으며, 이때 소요된 시간은 COMPAQ DS20 컴퓨터에서 4.34×10^{-5} s/cell/iteration 이었다.

Fig. 7에 계산의 예로, 설계조건일 때 평균면에서의 속도분포를 나타내었다.

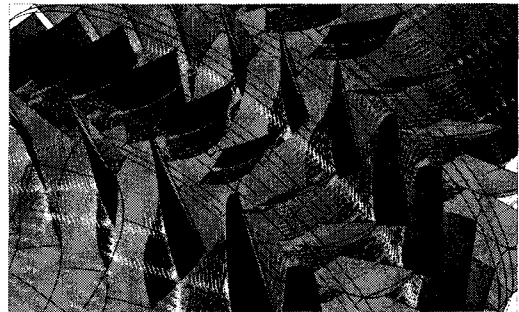


Fig. 7 Velocity distributions at midspan

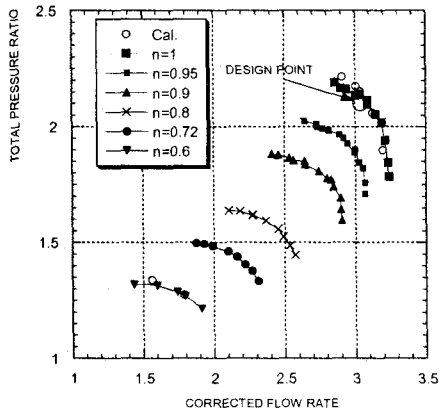


Fig. 8 Compressor performance map in comparison with calculated data

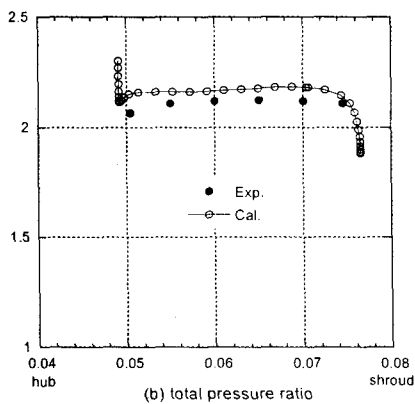
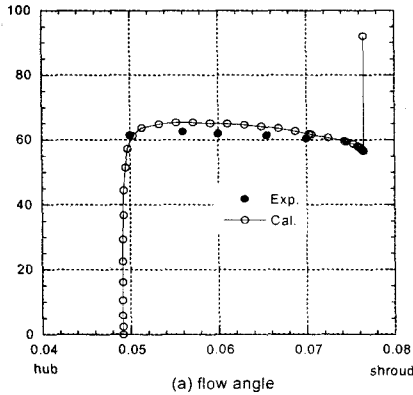


Fig. 9 Total pressure ratio & flow angle distributions at the exit of the axial 2-stage compressor

Fig. 8에 재설계 전의 2단 압축기에 대한 특성곡선을 계산 값과 함께 나타내었다. $n=1$ 과 $n=0.6$ 에서의 회전속도에 대하여 계산결과를 나타냈는데, 실험결과와 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 그러나 같은 회전수에서 저유량으로 갈수록 계산이 실험에 비해 높은 전압력을 예측하며, 서지를 빨리 예측한다. 이것은 저유량인 서지 쪽으로 갈수록 비정상 유동장이 되고, 따라서 유동박리 등의 이차유동이 생기지만, 계산에서는 정상상태 가정, 난류모델의 한계, 계산격자 부족 등의 이유로 인하여, 유동박리 등의 비정상유동의 특성을 잘 예측하지 못하기 때문으로 판단된다. 즉, Baldwin-Lomax 난류모델은 박리기포의 크기를 실제보다 적게 예측하는 경향이 있다. 따라서 서지 영역부근에서 계산할 때, 부압면에서 박리의 관찰이 어렵다. 이에 따라 저유량 부근에서 실제보다 전압력상승을 높게 예측하는 것으로 사료된다.

Fig. 9에는 설계점에서 압축기 출구의 유동각과 전압비를 나타내었다. 전체적으로 잘 맞지만, Fig. 8와 같이 해석결과가 전압력비를 높게 예측하는 것을 볼 수 있다.

상기 3차원 유동해석의 신뢰도를 근거로 1차원 모델링에 의해 재설계된 압축기에 대한 검증으로 $n=1$ 과 $n=0.72$ 두 가지의 회전속도에 대하여 유동해석이 수행되었다.

Fig. 10에 계산 성능곡선을 초기 압축기의 실험값 (Exp_old) 및 재설계된 압축기의 1-D 예측값과 비교하여 나타내었다. 설계회전수인 $n=1$ 의 경우, 설계점을 포함한 고유량에서 1-D 결과와 잘 일치하지만, 저유량에서 1-D 결과 보다 높은 전압력을 예측하며, 서지를 1-D 해석에 의한 기대치보다 빨리 예측한다. 아이들 회전수인 $n=0.72$ 의 경우, 고유량에서는 질식을 빨리 예측하지만, 저유량에서 1-D 결과와 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 그리고 전체적으로 스톨마진이 초기설계에 비하여 증가한 것을 볼 수 있다. 즉, 서지라인이 원 쪽으로 이동했음을 관찰 할 수 있다. 따라서 재설계의 목적 중 하나인 스톨마진을 증가시키는데 성공하였음을 알 수 있다. 그러나 계산이 1-D 예측보다는 서지를 다소 빨리 예측하는 등 1-D 예측값과 다소 차이가 나는 것을 관찰 할 수 있는데, 이는 1-D 설계에서 고려하지 못하는 3차원 블레이드 형상에 대한 추가 재설계 검토와 성능시험을 통한 검증작업이 향후 필요함을 나타낸다.

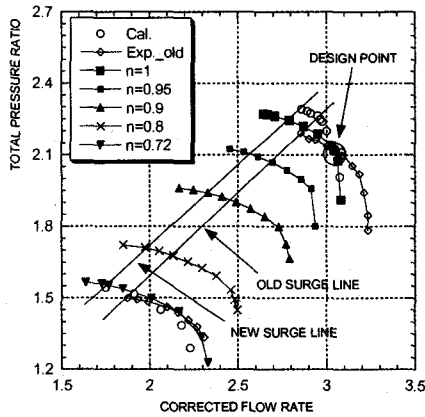


Fig. 10 Modified compressor performance map in comparison with calculated data

4. 결 론

본 연구에서는 기존의 헬리콥터용 2단 축류압축기의 성능을 향상시키기 위하여 실험데이터에 기초한 1차원적인 특성값 조정과 최적화 방법을 사용한 재설계 방법이 적용되었으며, 이에 따른 3차원 유동해석이 수행되었다. 보다 개선된 서지마진 등의 성능특성을 도출하기 위해서는 3차원적 블레이드 형상에 대한 재설계가 필요할 것으로 사료되나, 1차원적 설계변수의 보정이 비교적 정확히 이루어졌음이 3차원 유동해석으로 검증되었다. 따라서 본 연구에 적용된 재설계방법은 3차원적 블레이드 상세 설계수정 이전단계인 재설계의 제1단계로서 매우 효율적임이 밝혀졌다.

결론적으로 본 연구에 소개된 방법은 다단 압축기의 개발 및 설계변경에 있어서 적은 비용과 시간을 들이고도 만족할 만한 결과를 얻을 수 있는 가능성을 보여 주었다.

참고 문헌

- (1) Clumpsty, N. A., 1989, "Compressor aerodynamics," Longman.
- (2) Wisler, D. C., 1998, "Advanced compressor and fan systems," G. E. Aircraft Engines, Cincinnati, Ohio, USA.
- (3) 박기철, 김승우, 임진식, 1997, "다단 축류압축기의 설계확정을 위한 경제화와 최적화," 한국항공우주학회지 제 25권 제 4호, pp. 153~161.
- (4) Kim, J. H. et al., 2000, "A methodology for stage matching in multistage compressor design," Proc. of The Sixth Asian International Conference on Fluid Machinery, pp. 262~267.
- (5) Talyszina, V. S. et al., 1992, "Identification of an axial compressor mathematical model," CIAM Internal Proc. of Turbomachines and Jet Nozzles, Issue 12.
- (6) Talyszina, V. S. et al., 1992, "Multi-parametric optimizations of a multistage axial compressor flowpath," Proc. of Engine 92 Exhibition, Moscow.
- (7) Hah, C. et al., 1997, "Unsteady Aerodynamic Flow Phenomena in a Transonic Compressor Stage," Journal of Propulsion and Power, Vol. 13, No. 3, pp. 329~333.
- (8) Choi, C. H. and Yoo, J. Y., 2000, "Unsteady Blade-Row Flows Calculations Using a Low-Reynolds-Number Turbulence Model," Journal of Propulsion and Power, Vol. 16, No. 5, pp. 768~776.
- (9) 김춘택, 김진한, 이대성, 1999, "헬리콥터용 터보샤프트엔진 2단 축류압축기 성능시험," 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집, pp. 327~331.
- (10) 김진한, 김춘택, 이대성, 1999, "헬리콥터용 터보샤프트엔진 2단 축류압축기 개량설계," 유체기계저널, 제2권, 제1호, pp. 88~95.
- (11) Fine/Turbo 4.11 Manual, 2000, Numeca Inc.