

증기터빈 날개의 성능해석에 대한 연구

정경남* · 김양익* · 성주헌* · 정인호*

A Study of Performance Analysis for a Steam Turbine Blade

Kyung-Nam Chung*, Yang-Ik Kim*, Ju-Heon Sung, In-Ho Chung*

Key Words : *Supersonic Turbine Blade*(초음속 터빈 날개), *CFD*(전산유체역학), *B-Spline Curve*(B-스플라인 곡선), *CCD Method*(CCD 방법), *Cascade Flow*(캐스캐이드 유동), *Profile Loss Coefficient*(형상손실계수)

ABSTRACT

In this study, a rotor blade of a Curtis turbine is investigated. Bezier curve is generally used to define the profile of turbine blades. However, this curve gives a feature of global control, which is not proper to a supersonic impulse turbine blade. Thus, a blade design method is developed by using B-spline curve so that local control is possible to obtain an optimized blade section. To design a Curtis turbine blade section systematically, the blade section has been changed by varying three design parameters using central composite design method. Flow analyses have been carried out for the blade sections, and the effects of design parameters are evaluated.

1. 서론

컴퓨터의 발달과 수치기법의 발달로 최근 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)이 여러 종류의 터보기계에 있어 유용한 성능해석 도구로 자리잡아가고 있는데 특히, 터빈의 경우 유체의 진행방향에 따라 압력이 점차 감소하는 특성을 가지기 때문에 다른 터보기계에 비하여 보다 정확히 성능 예측이 가능함으로써 CFD가 활발히 사용되고 있으며 CFD를 이용한 터빈 날개 설계 기술의 적용이 보편화 되어가고 있는 실정이다. 예로서 터빈 효율을 증진시키려는 다양한 노력이 이루어졌는데 최적설계 방법과 2차원 캐스캐이드 유동해석을 이용한 터빈 날개 단면의 형상 개발⁽¹⁾, CFD를 이용하여 3차원 캐스캐이드 유동해석을 통하여 2차 유동에 대한 이해를 증진시키고 이를 통하

여 2차 유동에 의한 손실을 줄이려는 연구⁽²⁾, 날개 단면의 stacking 방법의 개발 등이 수행된바 있다. 외국의 터빈 제작회사들은 이미 이러한 연구 결과를 기존의 설계방법에 반영하여 통합된 설계 프로그램을 구축함으로써 설계의 자동화를 이룩하고 신규 터빈의 개발 기간을 대폭 단축하고 있다⁽¹⁾⁽³⁾. 한편, 최근 국내에서도 최적설계 기술과 날개 단면의 stacking 방법에 대한 연구⁽⁴⁾가 진행되었다.

축류 터빈에서 터빈 설계 속도비가 너무 낮아 일반적인 1단 터빈으로는 운전점이 최대 효율점에서 많이 벗어나는 경우 속도 복합단인 Curtis 터빈을 적용하며 주로 중·소형 터빈에 사용되고 있다. 이러한 충동형 축류 터빈에서 로터의 스펠 방향 길이는 날개 반경의 약 10 ~ 20%이므로 허브-날개 끝 비(hub-tip ratio)를 살펴보면 0.80 이상의 값을 갖는다. 이와 같은 기하학적 특성 때문에 속도장은 축 방향 속도성분과 접선방향 속도성분에 비하여 반경방향 속도 성분이 작은 값을 갖는 특징을 가지게 되므로 반경방향 속도를 무시

* 현대중공업(주)

E-mail : knchung@hhi.co.kr

하면 터빈 날개 주위의 유동은 평균 반경에서의 캐스케이드 유동으로 표현할 수 있다. 터빈 성능에 가장 큰 영향을 미치는 요소가 날개의 단면 형상이기 때문에 이러한 유동특성을 배경으로 하여 전산유체역학과 최적설계 이론이 결합되어 성능이 우수한 단면 형상을 얻기 위한 최적설계 기술이 개발되고 있다. 한편, Curtis 터빈에서 노즐 뒤에 위치한 첫 번째 로터가 터빈 성능에 미치는 영향이 상당히 큰 것으로 알려져 있다. 본 연구에서는 터빈의 성능개선을 위한 중요 요소 기술인 최적설계 기술을 개발하기 위한 전 단계로서 초음속 충동형 Curtis 터빈의 첫 번째 로터에 대하여 B-spline 곡선을 사용하여 단면 형상을 표현하는 방법을 개발하였으며 설계 변수에 따른 날개 단면의 성능 변화에 대하여 조사하였다.

2. 초음속 터빈 날개의 설계

터빈 날개에 대한 최적설계를 수행하기 위해서는 먼저 설계 변수를 정하여야 하며 설계 변수를 도출하기 위해서는 날개의 형상을 정의하는 방법이 정립되어야 한다. 정상상태의 초음속 비점성 유동의 경우 그 지배방정식은 hyperbolic equation의 형태를 가지며 그 유동장은 method of characteristics를 사용하여 나타낼 수 있다. 따라서, 초음속 터빈 날개의 설계 방법 중 하나는 method of characteristics를 사용하는 것인데 이 방법에서는 날개 사이의 유로를 세 구간으로 나눈다⁽⁵⁾. 즉, Fig. 1에서 보듯이 입구 쪽 균일 유동 지역과 출구 쪽 균일 유동 지역이 있으며 그 사이에 free vortex 유동 지역이 있다. 입-출구 균일유동 지역에서는 직선으로 날개의 형상을 처리하며 가운데 볼텍스 유동 지역에서는 두 개의 원호로 날개가 표현된다. 유동 방향의 변경은 대부분 이 지역에서 이루어진다.

터빈 날개 단면 형상에 대한 설계 변수로 코드, 입-출구각 등 여러 가지 변수가 사용될 수 있는데 본 연구에서는 터빈의 기본적인 제원을 유지하고 유동이 로터에 설계된 대로 유입된다는 가정아래 터빈 날개의 코드와 입구각을 고정시키고 다음과 같은 3 개의 설계 변수(즉, 날개의 출구각, stagger angle(엇갈림 각), 날개의 ordinate) 만을 변화시켜 터빈 날개의 성능 변화에 대하여 조사하였다. 단면 형상을 표현하는 방법으

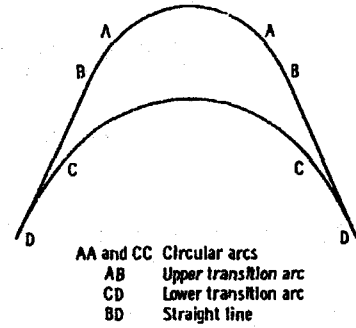


Fig. 1 Typical supersonic impulse-turbine blade section⁽⁴⁾

로는 캠버선 위에 두께를 입히는 방법, Joukowski 변환을 이용하는 방법, Bezier 곡선을 이용하는 방법⁽⁶⁾, 고차 다항식을 이용하는 방법⁽⁷⁾ 등이 있다. 이중 Bezier 곡선을 이용하는 방법이 널리 사용되고 있는데 Bezier 곡선을 사용하는 경우 공간상의 한 점은 각 조절점을 포함하는 다항식으로 표현되기 때문에 하나의 조절점만 움직여도 전체 구간에서 형상이 변하게 된다. 즉, Bezier 곡선은 전역조정(global control) 특성을 갖는다. 복잡한 형상이나 구속조건이 많은 경우 Bezier 곡선은 높은 차수를 요구하게 되는데 이러한 경우 형상 변경이 자유롭지 못하다. 이러한 단점은 여러 개의 다항식으로 형상을 표현하면 보다 자유로운데 이와 같은 경우에도 Bezier 곡선은 control point의 위치에 의해 연속성이 결정되기 때문에 형상 변경이 자유롭지 못하다. 따라서 control point를 자유롭게 움직일 수 있고 하나의 control point를 움직였을 경우 국부적인 변형이 가능한 조건을 만족시키는 B-spline 곡선을 사용하면 보다 쉽게 형상 설계를 수행할 수 있다. 따라서, 본 연구에서 날개 형상에 대한 표현은 nonuniform B-spline을 사용하여 그 형상을 정의하였는데 여기서 B-spline 곡선은 다음과 같이 정의된다⁽⁸⁾.

$$\vec{C}(u) = \sum_{i=0}^n N_{i,n}(u) \vec{P}_i \quad (1)$$

$$N_{i,0}(u) = \begin{cases} 1 & \text{if } u_i \leq u < u_{i+1} \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (2)$$

$$N_{i,p}(u) = \frac{u - u_i}{u_{i+p} - u_i} N_{i,p-1}(u) + \frac{u_{i+p+1} - u}{u_{i+p+1} - u_{i+1}} N_{i+1,p-1}(u) \quad (3)$$

위의 식에서 C는 B-spline 곡선상의 임의의 점, N은 B-spline의 기저함수, P는 조절점(control point), u_i 는 knot를 나타낸다.

본 연구에서는 주어진 단면형상이 좋은 성능을 갖는다고 가정하고 제한된 범위에서 설계변수의 값을 변화시켜 보았다. 위에서 선정된 3 개의 설계 변수에 대하여 설계 범위를 다음과 같이 결정하였다.

$$\begin{aligned} -3.0^\circ &\leq \Delta\beta_2 \leq 3.0^\circ \\ -4.0^\circ &\leq \gamma \leq 10.0^\circ \\ -1.0 &\leq y_c \leq 1.0 \end{aligned} \quad (4)$$

설계변수의 값이 변화함에 따라 날개 단면의 형상 변화를 살펴보기 위하여 3 개의 설계 변수 중에서 두 개는 기준값에 고정시키고 하나의 설계 변수의 값만 변화시켜 날개 형상이 어떻게 변화하는지 살펴보았다. Fig. 2는 엇갈림 각 γ 의 변화에 따른 형상 변화를 보여주고 있는데 날개의 후반부에서는 윗면과 아랫면이 모두 크게 변화하고 있으며 날개의 전반부에서도 형상이 약간 변화한다. 출구각을 변화시키는 경우는 날개의 전반부에서는 형상 변화가 없으며 후반부에서도 윗면의 형상이 크게 변화하나 아랫면은 상대적으로 적게 변한다. 날개의 ordinate y_c 를 변화시키는 경우에는 날개의 입·출구 각에는 영향이 없지만 중앙부에서

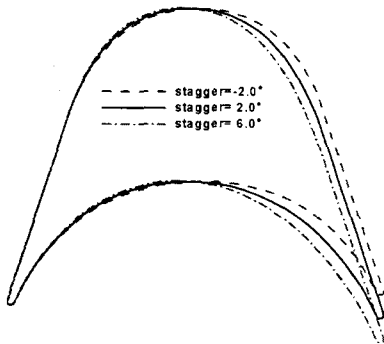


Fig. 2 Change of section shape with stagger angle

상당히 큰 형상 변화가 일어난다.

최적화된 날개 형상을 얻기 위한 전 단계로 본 연구에서는 CCD (central composite design) 방법⁽⁹⁾을 사용하여 설계변수를 변화시켰는데 Table 1에서와 같이 모두 15 개의 경우에 대하여 날개 단면의 성능을 얻기 위하여 유동해석을 수행하였다. 유동해석에는 2 차원 캐스케이드 모형이 사용되었으며 압력비에 따른 성능 변화를 살펴보았다. 표에서 x_1 은 터빈 날개의 출구각의 변화량을, x_2 는 엇갈림 각을, x_3 는 코드 중앙에서 날개 흡입면의 좌표 값을 각각 나타내고 있다.

3. 성능해석

3.1 성능해석 방법

본 연구에서 다루고 있는 초음속 총동형 터빈의 유동장은 압축성 유동이다. 압축성 유체에 대한 지배방정식을 풀기 위하여 본 연구에서는 상용 CFD 프로그램인 TASCflow⁽¹⁰⁾를 사용하였다. 압축성 유동장의 경우 위치에 따라 밀도가 변하게 되므로 시간 평균을 통하여 얻은 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)

Table 1 List of experimental design points

case no.	x_1	x_2	x_3
1	-3.0	-2.0	-1.0
2	-3.0	-2.0	1.0
3	-3.0	6.0	-1.0
4	-3.0	6.0	1.0
5	+3.0	-2.0	-1.0
6	+3.0	6.0	-1.0
7	+3.0	-2.0	1.0
8	+3.0	6.0	1.0
9	-5.2	2.0	0.0
10	+5.2	2.0	0.0
11	0.0	-4.92	0.0
12	0.0	8.92	0.0
13	0.0	2.0	-1.73
14	0.0	2.0	1.73
15	0.0	2.0	0.0

방정식을 지배방정식으로 사용하는 경우 식이 복잡하게 되므로 이 CFD 프로그램에서는 대신에 질량에 대하여 가중치를 두어 평균을 취하는 FANS(Favre-averaged Navier-Stokes) 방정식을 지배방정식으로 사용하고 있다. 이 수치해석 프로그램은 다음과 같은 특징을 갖고 있다. 즉, 편미분 방정식의 형태로 표현되는 지배방정식을 이산화하기 위하여 유한체적법을 사용하고 있으며 질량방정식과 운동량방정식을 함께 푸는 coupled solver이다. 이산화된 연립 대수방정식은 incomplete lower/upper factorization 기법을 사용하여 풀고 있으며 해의 수렴속도를 가속시키기 위하여 다중격자 방법(multigrid method)을 사용하고 있다. 본 수치해석에서 지배 방정식의 대류항의 처리는 2차의 정도를 갖고 있는 modified linear profile skew-upwind 방법을 physical advection correction과 같이 적용하였으며 지배방정식을 풀기 위하여 추가로 도입되어야 하는 난류 모형으로는 Wilcox의 k- ω 모형을 적용하였다. 작동유체로서는 1기압 400 K의 증기를 사용하였으며 이 작동유체는 이상기체 상태 방정식을 만족한다고 가정하였다. 한편, 유동해석에 필요한 수치격자는 자체 개발된 타원형 2차원 터빈 격자 생성 프로그램을 사용하여 만들었다. 수치격자의 총 격자 수는 약 3.4 만개이다.

3.2 해석 결과

15 개의 초음속 증동형 터빈 날개 단면에 대하여 수행된 성능해석 결과를 사용하여 단면 효율에 대하여 비교하였는데 날개 단면에 대한 효율은 Ainley and Mathieson이 정의한 profile loss coefficient(형상손실계수)를 사용하였다⁽¹¹⁾. 형상손실계수는 표면 마찰 손실에 의해 야기되는데 이 손실계수는 다음과 같이 정의된다.

$$\xi = \frac{P_{01} - P_{02}}{P_{02} - P_2} \quad (5)$$

여기서 하첨자 0은 총압을 나타내며 1과 2는 각각 입구와 출구를 나타낸다.

다음에서는 2차원 캐스캐이드 유동해석을 통하여 얻은 결과를 보여주고 있는데 편의상 형상손실계수를 직접 표시하기보다 1.0에서 뺀 값을 나타내었다. 먼저 출구각에 따른 성능 변화에 대하여 살펴보기로 하자.

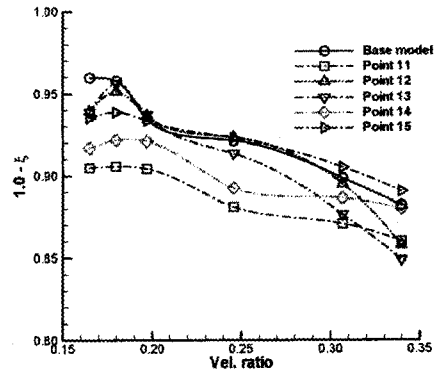


Fig. 3 Performance variation for constant exit angle

먼저 출구각이 기준단면과 같은 경우에 대하여 살펴보면 Fig. 3과 같다. 그림에서 기준단면의 성능을 실선으로 표시하였으며 "Base model"로 나타내었다. 그림에서 보듯이 출구각이 기준단면의 값과 동일하게 고정된 경우 엇갈림 각이 음의 값을 갖거나 ordinate가 크게 감소하는 경우 형상손실계수의 값이 증가하는 경향을 보이고 있다. 또한, 엇갈림 각이 양의 값을 갖더라도 과도하게 큰 경우 역시 속도비가 큰 구간에서 효율이 떨어지고 있다. Point 15의 결과로부터 기준 출구각에 대해서는 양의 엇갈림 각을 약간 주는 것이 날개 단면의 손실을 감소시킨다는 것을 알 수 있다.

다음에서는 출구각 변화에 따른 영향에 대하여 살펴보기로 한다. Fig. 4는 출구각이 기준 단면보다 3도 작은 경우를 보여주고 있다. 그림에서 보듯이 기준 단면에서 출구각이 감소하는 경우 형상손실계수에 부정

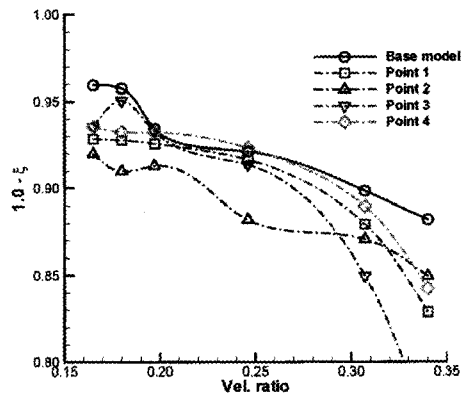


Fig. 4 Performance variation for reduction of exit angle

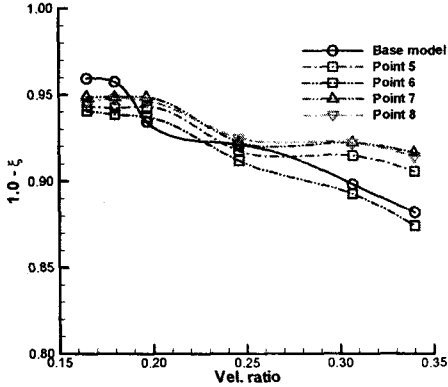


Fig. 5 Performance variation for increase of exit angle

적인 영향을 미친다는 것을 알 수 있다. 특히, 최대 캠버가 감소한 경우 검토한 전 구간에 대하여 기준 단면보다 손실계수가 약 3% 크며 엇갈림 각이 과도하게 큰 경우 속도비가 0.25 이후에서 손실계수가 급격히 증가하고 있다. 이와 반대로 출구각이 기준 단면보다 3도 큰 경우를 살펴보기로 하자. 이 경우 Fig. 5에서 보듯이 엇갈림 각과 최대 캠버량의 변화에도 불구하고 속도비 1.9이상의 구간에서 대체로 기준 단면보다 나은 성능을 주고 있다. 특히 Point 7 또는 Point 8의 단면의 경우 작동점 부근(속도비 0.20~0.22)에서 뿐 아니라 낮은 압력비에서도 상대적으로 좋은 성능을 보여주고 있는데 기준단면보다 출구각과 ordinate를 감소시키는 경우 엇갈림 각의 영향은 크지 않은 것으로 나타났다.

앞에서는 동일 출구각을 갖는 경우를 묶어 그 결과를 서로 비교하여 보았는데 여기서는 엇갈림 각 별로 묶어 살펴보기로 한다. 먼저 엇갈림 각이 감소한 경우에 대하여 살펴보면 Fig. 6와 같다. 앞에서 언급하였듯이 출구각이 작은 경우 형상손실계수가 전반적으로 증가하고 있으며 출구각이 큰 경우 보다 큰 효율을 갖는다. 한편, ordinate의 영향은 출구각이 작은 경우와 큰 경우 서로 반대의 경향을 보이고 있다. 다음은 엇갈림 각이 증가한 경우에 대하여 살펴보자. Fig. 7에서 보듯이 출구각이 크게 증가한 경우에도 속도비가 0.25 부근에서 손실계수가 증가하나 나머지 구간에서는 손실계수가 감소하여 효율이 증가하는 것으로 나타났다. 하지만 출구각의 변화가 없는 경우 ordinate의 영향은 크게 받는 것으로 나타나고 있다.

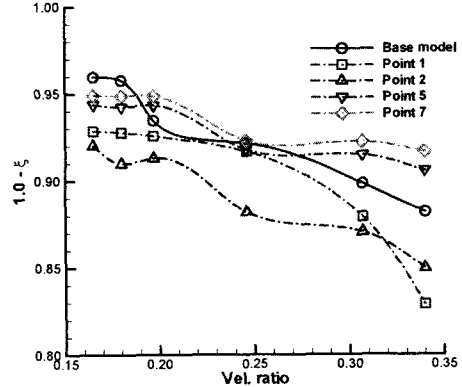


Fig. 6 Performance variation for decrease of stagger angle

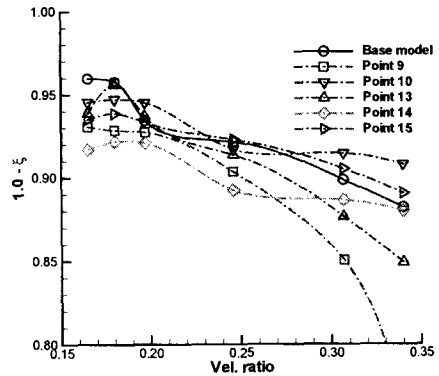


Fig. 7 Performance variation for increase of stagger angle

본 연구에서는 설계변수의 변화에 따른 날개 단면의 성능 변화를 살펴보았으나 위에서 준 15개 수치 실험점에 대한 성능해석 결과에 최적설계 이론을 적용하면 초음속 충동형 축류 터빈의 로터에 대한 최적 단면 형상을 구할 수 있을 것이다.

4. 결론

본 연구에서는 Curtis 터빈의 로터 날개 단면에 대하여 B-spline 곡선을 사용하여 그 형상을 정의하는 방법을 개발하고 기하학적 특성이 성능에 미치는 영향을 파악하기 위하여 설계변수를 변화시켜 단면 형상에 따른 성능을 비교하였다. 해석 대상 로터 단면의 경우 출구각이 감소하면 다른 설계변수에 관계없이 형상손

실계수가 증가하는 경향을 보이고 있으나 출구각이 증가하는 경우 설계 변수의 조합에 따라 성능 개선의 여지가 있다. 한편, 이러한 설계변수의 변화에 따른 각 날개 단면에 대한 성능해석 결과는 최적 단면을 얻기 위한 자료로 사용될 수 있다.

참고문헌

- (1) Cofer IV, J.J., Reinker, J.K. and Summer, W.J., 1996, "Advances in Steam Path Technology," GE Power Generation Turbine Technology Reference Library Paper No. GER-3713E.
- (2) Perdichizzi, A., Savini, M. and Dossena, V., 1997, "Secondary Flow Investigations in Turbine Cascades," Turbomachinery Fluid Dynamics and Heat Transfer, Marcel Dekker, Inc.
- (3) 최범석, 오군섭, 박무룡, 2000, "축류터빈 블레이드 공력설계 기술 현황," 유체기계저널, 제3권 제3호, pp. 60~65.
- (4) 강영석, 강신형, 2002, "항공기 가스터빈 엔진의 터빈 날개의 역설계," 제2차 유체공학학술대회 논문집, pp. 603~606.
- (5) Goldman, L.J., 1968, "Analytical Investigation of Supersonic Turbomachinery Blading II - Analysis of Impulse Turbine-Blade Sections," NASA TN D-4422.
- (6) Pierret, S., 1997, "Turbomachinery Blade Design Using a Navier-Stokes Solver and Artificial Neural Network," VKI Lecture Series 1997-05.
- (7) 조수용, 오군섭, 최범석, 1999, "축류형 터빈 익형의 역설계 및 형상설계를 위한 설계변수에 관한 연구," 유체기계저널, 제3권 제2호, pp. 7~14.
- (8) Piegł, L. and Tiller, W., 1997, The NURBS Book, 2nd Edition, Springer, pp. 47~115.
- (9) Meyers, R.H. and Montgomery, D.C., 1995, Response Surface Methodology, John Wiley & Sons, Inc.
- (10) TASCflow, 2002, CFX-TASCflow User Documentation, AEA Technology Engineering Software, Ltd., Waterloo, Ontario, Canada.
- (11) Horlock, J.H., 1966, Axial Flow Turbines, Krieger Publishing Company.