

수치 모사를 통한 이중원호 익렬의 성능 예측

오재민* · 팽기석* · 송재욱* · 정명균†

(2001년 5월 3일 접수, 2001년 12월 28일 심사완료)

Numerical Analysis on Cascade Performance of Double-Circular-Arc Hydrofoil

Jae Min Oh, Ki Seok Paeng, Jae Wook Song and Myung Kyoon Chung

Key Words : DCA(이중원호), Correlation(상관식), Cascade(익렬), Axial Pump(축류펌프)

Abstract

In order to design and analyze the performance of an axial-flow pump it is necessary to know the flow deviation, deflection angle and pressure loss coefficient as a function of the angle of incidence for the hydrofoil section in use. Because such functions are unique to the particular section, however, general correlation formulae are not available for the multitude of hydrofoil profiles, and such functions must be generated by either experiment or numerical simulation for the given or selected hydrofoil section. The purpose of present study is to generate design correlations for hydrofoils with double circular arc (DCA) camber by numerical analysis using a commercial code, FLUENT. The cascade configuration is determined by a combination of the inlet blade angle, blade thickness, camber angle, and cascade solidity, and a total of 90 cascade configurations are analyzed in this study. The inlet Reynolds number based on the chord and the inlet absolute velocity is fixed at 5×10^5 . Design correlations are formulated, based on the data at the incidence angle of minimum total pressure loss. The correlations obtained in this way show good agreement with the experiment data collected at NASA with DCA hydrofoils.

———— 기호설명 ————		ω : 총압력손실계수
		k : 난류 운동에너지
t : 최대 익형 두께		하첨자 및 약자
c : 익현길이		1 : 익렬 입구
s : 갭간격		2 : 익렬 출구
β' : 갭각도		* : 기준점, reference condition
β : 유동각도		N : 입구유동고정각
θ : 캠버각, $\beta'_1 - \beta'_2$		
i : 입사각, $\beta_1 - \beta'_1$		
δ : 편차각, $\beta_2 - \beta'_2$		
ε : 전향각, $\beta_1 - \beta_2$		
σ : 현절비, c/s		

1. 서론

터보기계는 연속적으로 움직이는 유체에 대해 회전운동을 하는 동익이 에너지를 전달하여 정체압력(stagnation pressure) 및 운동에너지를 변환시키는 것을 말한다. 그 종류에는 유체의 진행방향에 따라 크게 3 가지로 나뉘어 있는데 축류형(axial), 반경류형(radial) 그리고 이들 두 형식사이의 혼류형(mixed)으로 나뉜다. 또한, 에너지가 유체에서

* 한국과학기술원 기계공학과
 † 책임저자, 회원, 한국과학기술원 기계공학과
 E-mail : mkchung@cais.kaist.ac.kr
 TEL : (042)869-3054 FAX : (042)869-3210

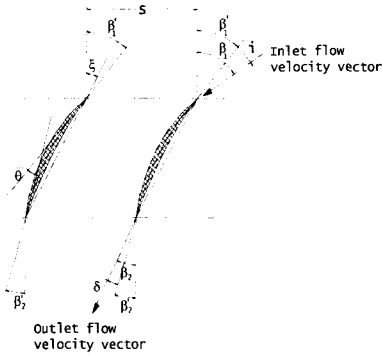


Fig. 1 Cascade geometry and notations



Fig. 2 Blade notation

로터로 전달되면 펌프, 웬, 혹은 압축기라 부르며, 에너지가 로터에서 유체로 전달되면 터빈이라 한다. 터보기계의 작동은 유체가 각각의 날개 사이를 지나가면서 겪는 각운동량의 변화와 밀접한 관련을 가진다. 따라서 터보기계의 작동에 대한 이해를 위해서는 각각의 날개 안에서 일어나는 유동의 변화와 힘에 대한 고찰이 필수적이다.⁽¹⁾

익렬이란 같은 익형을 가진 날개들을 서로 평행하게 일정한 간격으로 배치해 놓은 것을 말한다. 익렬의 성능결과는 터보기계 내부의 유동을 이해하는 좋은 도구가 되며, 터보기계의 설계 및 성능해석에서 중요한 역할을 하게 된다.⁽¹⁾ 해석이나 실험 결과로 얻어낸 익렬의 입사각, 편차각 그리고 손실계수 같은 성능변수들은 실제 펌프의 설계나 성능해석을 위해 상관식(correlation)으로 만들어진다. Carter⁽²⁾나 Lieblein⁽³⁾은 이론적인 방법으로 익렬의 상관식에 대한 연구를 수행하였다. Konig 등⁽⁴⁾은 당시 많이 쓰이던 날개에 대한 익렬 실험결과를 토대로 그 전에 나와있던 상관식들을 개선한 연구 결과를 발표하였다. 컴퓨터의 계산능력의 향상에 힘입어 Citavy⁽⁵⁾는 익렬의 수치해석 결과를 이용하여 임의의 형상을 갖는 날개에 대한 익렬 상관식 개발 기법을 소개하였다. 약 100 여가지의 익렬 형상에 대해서 포텐셜유동 계산 코드(code)와 경계층 계산 코드로 계산하여 성능상관식을 도출

Table 1 Calculated cascade geometries

t/c	0.06	0.1			
σ	0.75	1.0	1.5		
β_1	50	60	70		
θ	0	10	20	30	40

하는 방법을 제시하였다.

위와 같은 익렬의 성능예측에 대한 연구결과에도 불구하고 아직까지 일반적으로 적용할 수 있는 익렬 성능상관식은 나와 있지 않은 상태다. 따라서, 개별적 익형에 대한 익렬 상관식을 실험이나 수치해석 방법을 통하여 얻어내야 한다.

본 연구의 목적은 축류펌프에 많이 쓰이는 이중원호(Double Circular Arc or DCA)날개의 익렬 성능상관식을 제시하는 것이다. 연구방법은 상용코드 FLUENT 를 이용하여 DCA 익렬의 90 가지 형상에 대한 수치해석을 수행하였다. 수치해석 결과를 바탕으로 DCA 익렬의 성능상관식을 도출하였다. 그리고 본 연구에서 얻은 성능상관식을 NASA⁽⁶⁾에서 수행한 DCA 익렬 실험 결과와 비교하였다.

2. 수치해석

2.1 작동유체 및 유동모델

작동유체는 NASA⁽⁶⁾ 실험과 같은 물로 설정하였다. Fig. 1 에는 익렬의 형상을, 그리고 Fig. 2 에는 날개의 기하학적 형상과 기호에 대해서 나타내었다. NASA⁽⁶⁾ 실험과 같이, 익렬길이 3in 로 하였고 익렬입구유속은 22ft/s 로 설정하였다. 익렬길이를 기준으로한 Reynolds 수는 약 5×10^5 이다. 기존의 익렬 실험결과에 따르면^(7,8) 5×10^5 정도의 Reynolds 수 정도에서는 층류 박리로 인한 영향을 거의 받지 않으며, Reynolds 수에 의한 익렬 성능변화는 크지 않은 걸로 나타나 있다.

익렬 내부의 유동에서 난류 현상을 모사하기 위해 Direct Numerical Simulation(DNS)를 적용하기에는 현재의 컴퓨터의 성능과 알고리즘으로는 어려운 실정이다. 지금까지 여러 가지 난류 모델의 개발이 이루어져 왔으며, 익렬의 수치 모사 연구에서는⁽⁹⁻¹¹⁾ 완벽하진 않지만 $k-\epsilon$ 모델을 가장 보편적으로 쓰이고 있다. 아직까지 층류에서 난류로의 천이점에 대한 정확한 예측은 어려운 실정이다.⁽¹²⁾ 따라서 기존의 연구⁽⁹⁻¹¹⁾는 전체를 난류 경계층으로 생각하고 수치모사를 수행하였다. 본 연구에서도 천이의 효과는 고려하지 않았고 전체를 난류 경계층으로 모사하였다. 익렬의 형상은 NASA⁽⁶⁾ 실험 조건과 같게 하였으며, Table 1 에

정리한 바와 같이 총 $2 \times 3 \times 3 \times 5 = 90$ 가지이다. 이 익렬 형상에 대한 계산 결과를 가지고 성능상관식을 도출하였다.

2.2 경계조건 및 수치해석기법

입구에서의 난류경계조건은 특성길이와 난류강도를 주어 설정하였다. NASA 실험⁽⁶⁾에는 난류강도에 대한 조건은 나와 있지 않다. 따라서, 난류강도와 특성길이는 임의로 주어야 한다. 먼저 특성길이는 Hobson 등⁽⁹⁾이 사용한 익현길이의 0.004 배를 본 연구에서도 사용하였다. 난류강도에 따라서 손실계수와 표면마찰계수가 변하기 때문에,⁽⁹⁾ 본 연구에서는 입구에서의 난류강도가 $\beta' = 60^\circ$, $\sigma = 1.0$, $t/c = 0.06$, $\theta = 0^\circ$ 일 때의 실험결과와 가장 잘 일치하는 값으로 정하였고, 그 값은 1% 였다. 수치모사 기법으로는 SIMPLER 알고리즘⁽¹³⁾을 사용하였고 차분화방법은 QUICK 기법⁽¹⁴⁾을 사용하였다. 유동은 정상상태로 가정하였다. 격자는 정렬격자를 사용하여 25×75 으로 만들었다. 유로 방향으로 75 개 그리고 유로에 수직인 방향으로 25 개를 주었다. 각각의 익렬 설정상태에 따라서 총 90 개의 격자를 만들었다. 그 중에 하나를 Fig. 3 에 도시하였다.

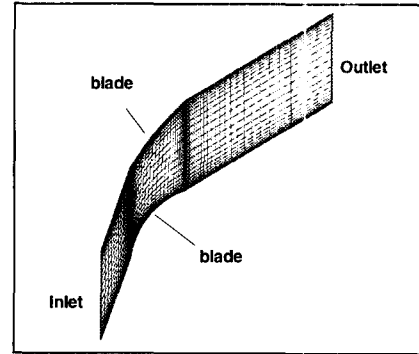


Fig. 3 Computation grid for the cascade

3. 결과 및 고찰

Fig. 4 에 계산결과 중 하나를 나타내었다. Fig. 4 의 경우 기준점에서의 입사각이 $i^* = -9.0^\circ$ 임을 알 수 있다. 기준점의 정의는 최소 손실 계수점, 최대 양력/저항 비율점 혹은 손실 계수가 최소 손실 계수보다 두 배가 되는 두 입사각 사이의 가운데 점 등의 다양한 방식으로 정의된다. 본 연구에서 기준점은 총압력 손실이 최소일 때로 설정하였다. NASA⁽⁶⁾ 보고서도 총압력 손실이 최소일 때를 기준점으로 정의하였다. * 표시는 기준점임을 의미한다. 기준점의 정의는 전체 90 개의 격자를 생성한 다음, 각각의 격자에 대해서 입구에서의 입사각을 변화시키면서 Fig. 4 와 같은 결과를 90 개 모두 얻었다. 입사각은 -24° 에서 $+24^\circ$ 까지 2° 씩 변화시키면서 형상손실계수, 전향각에 대한 결과를 계산하였다. 전향각은 입구유동각과 출구유동각간의 차이를 말하며, 식 (1)처럼 출구에서의 유동각과 깃각도의 차이인 편차각으로 전환할 수 있다.

$$\delta = i - \varepsilon + \theta \tag{1}$$

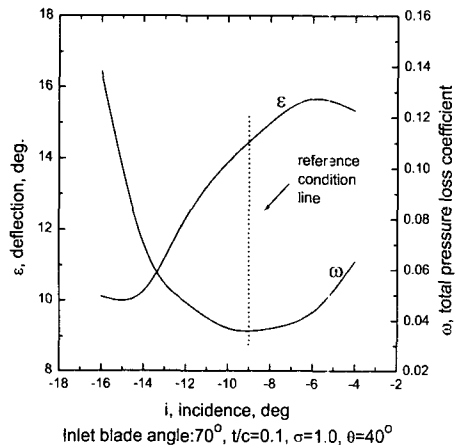
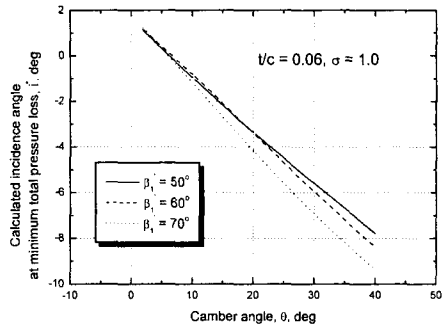


Fig. 4 Cascade performance

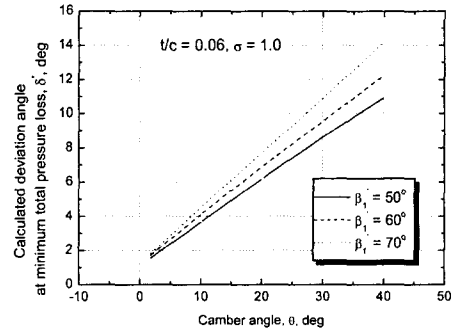
전향각과 편차각 모두 출구에서의 유동각에 대한 정보를 주지만, 실험결과⁽⁶⁾는 편차각에 대한 정보가 나와 있기 때문에, 전향각을 편차각으로 전환하였다.

본 연구에서의 수치해석 결과의 검증은 기준점으로 국한하였다. 입사각이 기준점에서 좌우로 많이 떨어진 경우에는 유동의 박리현상이 강하게 작용하여 정상상태의 수치해석결과를 얻기가 힘들었기 때문이다. 익렬의 기준점에서의 성능상관식은 터보기계의 설계과정에서 쓰이며, 입사각이 좌우로 많이 벌어질 때의 익렬 성능상관식은 터보기계의 탈설계점 성능해석에 쓰인다.

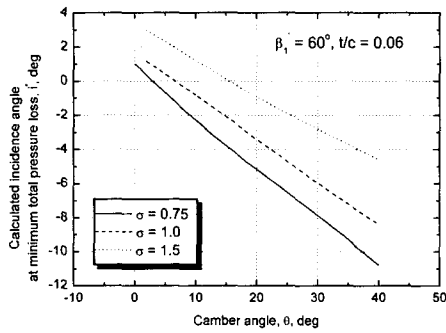
Fig. 5 는 기준점에서의 입사각(* 표시) 계산결과를 캠버각을 중심으로 정리한 것을 각각 나타내었다. Fig. 5(a)는 익형의 두께(t/c)와 현절비를 고정시킨 상황에서 입구깃각(inlet blade angle)의 크기에 따른 캠버각과 입사각*의 관계를 나타낸 것이다. Fig. 5(b)는 입구깃각과 t/c 를 고정시키고 현절비의



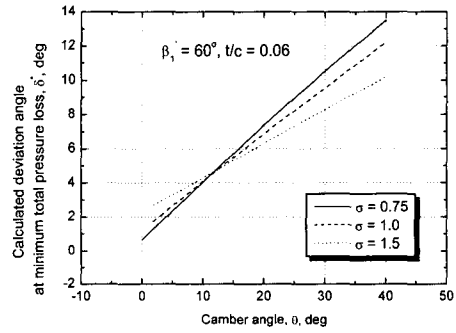
(a) $t/c=0.06, \sigma=1.0$



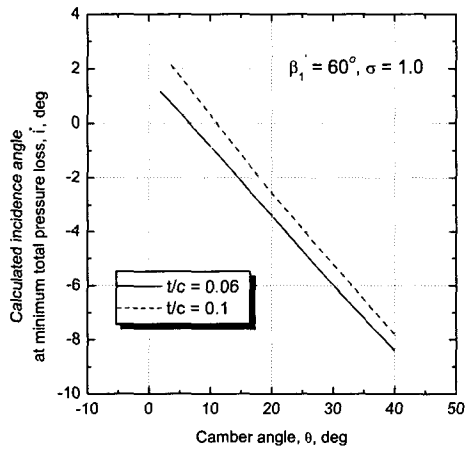
(a) $t/c=0.06, \sigma=1.0$



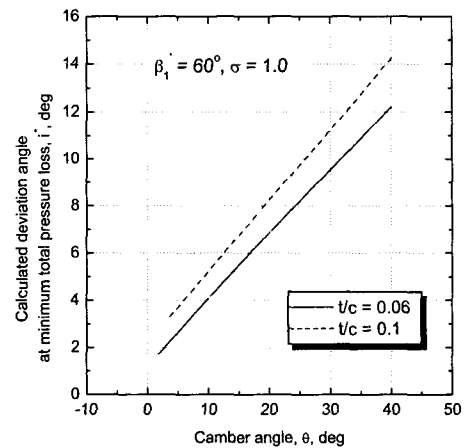
(b) $\beta_1'=60^\circ, t/c=0.06$



(b) $\beta_1'=60^\circ, t/c=0.06$



(c) $\beta_1'=60^\circ, \sigma=1.0$



(c) $\beta_1'=60^\circ, \sigma=1.0$

Fig. 5 Calculated incidence angles for minimum total pressure loss coefficient

Fig. 6 Calculated deviation angles for minimum total pressure loss coefficient

변화에 따른 캠버각과 입사각*의 관계를 나타낸 것이다. Fig. 5(c)는 입구깃각과 현절비는 고정시키고 t/c 의 변화에 따른 캠버각과 입사각*의 관계를 나타낸 것이다. 그림에서 입사각*은 캠버각에 따라 선형적인 관계를 가진다는 것을 알 수 있다. 그리고 선형관계에서의 기울기는 입구깃각, 현절비, 그리고 t/c 의 함수가 된다는 것을 알 수 있다. 이런 관계로부터 캠버각과 입사각 사이에는 식 (2)와 같은 선형관계식을 세울 수 있다.

$$i^* = a + b\theta \quad (2)$$

계수 a와 b는 입구깃각, 현절비 그리고 t/c 에 관계되는 상수이고 다음과 같이 이차다항근사로 나타내었다.

$$a = a_0 + a_1\sigma + a_2\sigma^2 + a_3\beta_1' + a_4\beta_1'^2 + a_5\beta_1'\sigma + a_6\beta_1'\sigma^2 + a_7\sigma\beta_1'^2 + a_8\sigma^2\beta_1'^2 \quad (3)$$

$$b = b_0 + b_1\sigma + b_2\sigma^2 + b_3\beta_1' + b_4\beta_1'^2 + b_5\beta_1'\sigma + b_6\beta_1'\sigma^2 + b_7\sigma\beta_1'^2 + b_8\sigma^2\beta_1'^2 \quad (4)$$

Fig. 6는 기준점에서의 편차각(* 표시) 계산결과를 캠버각을 중심으로 정리한 것을 각각 나타내었다. 편차각*의 계산결과 또한 입사각과 같은 논의를 거쳐 식 (5)와 같은 선형관계식으로 나타낼 수 있다.

$$\delta^* = a + b\theta \quad (5)$$

편차각*과 관계된 계수 a와 b는 역시 식 (3) 그리고 식 (4)처럼 이차다항근사로 나타낼 수 있다. 위와 같이 도출한 입사각*과 편차각*에 대한 성능상관식 계수들을 Table 2에 정리하였다.

기준점에서의 성능상관식을 검증하기 위해 NASA의 실험⁽⁶⁾과 비교해 보았다. NASA 실험⁽⁶⁾의 경우 입사각의 변화를 일정한 유동각(β_{1N})을 준 상태에서 익렬의 입구깃각을 변화시키면서 주었다. 그러나, 이 과정을 수치모사하려면 각각의 입사각에 따라 격자를 생성해 주어야 하는 어려움이 따른다. 본 연구에서는 이런 어려움을 피하기 위해 입구깃각을 고정시킨 상황에서 유동각을 조절하여 입사각을 주었다. 이 방법은 하나의 격자에 대해, 입구에서의 유동각 조절로 입사각을 변화시킬 수

Table 2 Constant of correlations for incidence and deviation at reference condition

t/c	i^*		δ^*	
	0.06	0.1	0.06	0.1
a_0	-9.031	52.54	13.22	-34.85
a_1	20.01	-97.77	-26.32	71.95
a_2	-13.54	40.95	10.95	-33.81
a_3	0.2937	-1.687	-0.5097	1.022
a_4	-0.002998	0.0119	0.004624	-0.007873
a_5	-0.6061	3.203	1.044	-2.061
a_6	0.4425	-1.277	-0.4231	1.008
a_7	0.005729	-0.023	-0.009536	0.01554
a_8	-0.003731	0.009154	0.004019	-0.007453
b_0	0.7	-3.808	-1.119	3.044
b_1	-2.336	6.439	2.616	-5.898
b_2	1.312	-2.69	-1.096	2.734
b_3	-0.0396	0.1013	0.06094	-0.06818
b_4	0.0003399	-0.000718	-0.000566	0.000435
b_5	0.09293	-0.1809	-0.145	0.1509
b_6	-0.04853	0.0754	0.04562	-0.0744
b_7	0.0008266	0.001222	0.001108	-0.000951
b_8	0.0004266	-0.00496	-0.000443	0.000494

있는 장점이 있다. 단, 이런 차이로 인해 실험결과와의 비교를 위해서는 제시한 상관식을 실험조건과 같은 상황으로 전환하는 작업을 해주어야 한다

(1) 먼저 실험조건과 같이 입구유동각, 캠버각, t/c , 현절비를 설정하고 기준점에서의 입사각을 가정한다.

(2) 그런 다음 식 (6)을 이용하여 입구깃각을 구한다.

$$\beta_1' = \beta_1 - i \quad (6)$$

(3) (2)에서 구한 입구깃각과 (1)에서 설정한 캠버각, t/c , 그리고 현절비를 제시한 상관식에 대입하여, 기준점에서의 입사각을 새로 얻는다.

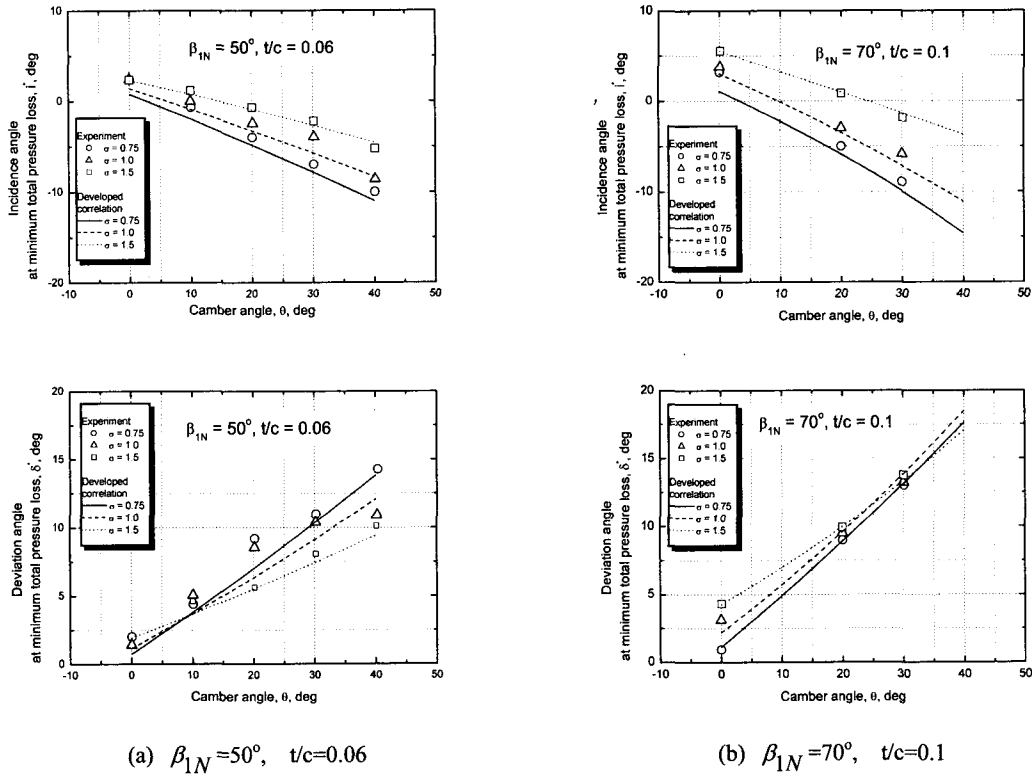


Fig. 7 Comparison between NASA data values and deduced correlation values at minimum total pressure loss coefficient

(4) (3)에서 구한 새로운 입사각을 가지고 (2)의 과정부터 수렴할 때까지 반복 계산한다.

편차각도 같은 방법을 통해 실험조건과 같은 상황으로 전환한 결과를 얻을 수 있다.

위와 같은 과정을 통해 본 연구에서 제시한 성능상관식과 실험결과와의 비교를 Fig. 7에 나타내었다. $\beta_{1N} = 50^\circ$ 그리고 $t/c = 0.06$ 인 경우와 $\beta_{1N} = 70^\circ$ 그리고 $t/c = 0.1$ 인 경우 두 가지를 예시해 놓았다. 입사각의 경우 실험결과와 분산도 크지 않으며 본 연구에서 제시한 성능상관식이 실험결과를 잘 예측함을 알 수 있다. 출구각의 경우는 $\beta_{1N} = 50^\circ$ 그리고 $t/c = 0.06$ 일 때처럼 실험결과와 분산이 심해서 정확한 비교는 힘들지만, 비교적 잘 예측하고 있다는 걸 알 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는 수치해석을 이용한 익렬의 성능

예측 연구를 수행하였다. Navier-Stokes 방정식을 풀어서 이중원호날개(DCA)를 갖는 익렬의 성능결과를 얻어내었다. 수치해석결과를 바탕으로 DCA 익렬에 대해 기준점에서의 입사각, 편차각에 대한 성능상관식을 개발하였다. 입사각에 대한 상관식이 NASA의 실험결과를 잘 예측하는 것을 확인하였고, NASA의 실험결과와 분산 때문에 정확한 비교는 힘들었지만 편차각에 대한 성능상관식도 비교적 잘 예측함을 확인하였다. 본 연구에서 제시한 성능상관식은 DCA 날개를 갖는 축류터보기계의 설계과정에서 유용하게 쓰일 것이다.

후기

본 연구는 한국과학재단과 두뇌한국 21 사업의 지원으로 수행되었으며 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

(1) Dixon, S. L., 1978, *Fluid Mechanics*,

- Thermodynamics of Turbomachinery*, PERGAMON PRESS.
- (2) Carter, A. D. S., 1942, "The Present Basis of Axial Flow Compressor Design, Part I-Cascade Theory and Performance," ARC R and M 2095.
 - (3) NASA SP 36, 1965, "Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressor."
 - (4) Konig, W. M., Hennecke, D. K. and Fottner L., 1996, "Improved Blade Profile Loss and Deviation Angle Models for Advanced Transonic Compressor Bladings: Part I-A Model for Subsonic Flow," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 118, pp. 73~80.
 - (5) Citavy, J., 1987, "Performance Prediction of Straight Compressor Cascades Having an Arbitrary Profile Shape," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 109, pp. 114~122.
 - (6) Taylor, W. E., Murrin, T. A. and Colombo, R.M., NASA CR-72498, 1969, "Systematic Two-Dimensional Cascade Tests, Vol.1-Double Circular-Arc Hydrofoils."
 - (7) Emery, J. C., Herrig, L. J., Erwin, J. R. and Felix, A. R., 1958, "Systematic Two-Dimensional Cascade Testes of NACA 65-Series Compressor Blades at Low Speeds," NACA Report 1368.
 - (8) Erwin, J. R. and Emery, J. C., 1951, "Effect of Tunnel Configuration and Testing Technique on Cascade Performance," NACA Report 1016.
 - (9) Hobson, G. V. and Lakshminarayana, B., 1991, "Prediction of Cascade Performance Using an Incompressible Navier-Stokes Technique," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 113, pp. 561~572.
 - (10) Hildebrandt, T. and Fottner, L., 1999, "A Numerical Study of the Influence of Grid Refinement and Turbulence Modeling on the Flow Inside a Highly Loaded Turbine Cascade," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 121, pp. 709~716.
 - (11) Suryavamshi, N. and Lakshminarayana, B., 1992, "Numerical Prediction of Wakes in Cascades and Compressor Rotors Including the Effects of Mixing: Part I-Cascade Wakes Including the Effects of Incidence and Free-Stream Turbulence," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol 114, pp. 607~616.
 - (12) 백성구, 임효재, 정명균, 2001, "압력 구배가 없는 평판 천이 경계층 유동을 예측하기 위한 $k-\epsilon$ 모형의 개발," *대한기계학회논문집 B*, 제 25 권, 제 3 호, pp. 339~346.
 - (13) Patankar, S. V., 1980, *Numerical Heat Transfer and Fluid Flow*, McGraw-Hill.
 - (14) Hayase, T., Humphrey, J. A. C. and Grief, R., 1992, "A Consistently Formulated QUICK Scheme for Fast and Stable Convergence Using Finite-Volume Iterative Calculation Procedure," *Journal of Computational Physics*, Vol. 98, pp. 108~118.