

## 와동강도분포를 이용한 자동차용 냉각팬의 다충실 설계

염태영\* · 유호준\* · 신재권\* · 이길범\*\* · 윤형남\*\* · 이승배\*†

### Multi-fidelity Design of Automobile Cooling Fan Using Vorticity Correlation

Tae-Young Yeom\*, Ho-June Yoo\*, Jae-Kwon Shin\*,  
Gilbeom Lee\*\*, Hyoung Nam Yoon\*\*, Seungbae Lee\*†

Key Words : Axial Fan (축류팬), Multi-fidelity Design (다충실설계), Sweep Angle (스윙각), Circulation Strength (회전강도), Machine Learning (기계학습)

#### ABSTRACT

In the research a multi-fidelity strategy for generating fan blade geometry in the design space and developing computational algorithm is implemented to achieve optimal design configurations. Our approach is based on combining selected high-fidelity CFD simulations with a large number of lower-fidelity computationally inexpensive models to achieve the maximum Merit Index based on both the circulation strength and the fan static efficiency near an operation point. In order to generate low-fidelity CFD models satisfying the proposed performances given as inputs, a 2D meanline design method is combined with total pressure and sweep-angle distribution functions set by the Taguchi method allowing radial streamlines, which is equivalent to a 2.5D design method. The outcome model from the low-fidelity optimization is found to have a multi-curvature blade surface resulting in the high energy transfer accompanying with a strong vortex strength with near the mid radial station, not near the tip of the blade on the contrary. The high-fidelity optimization model is searched through a reinforced machine-learning A.I. algorithm. This strategy significantly reduces the overall design cost while maintaining design quality, thus providing a practical and robust framework for optimizing axial fan performance in terms of both efficiency and noise reduction.

#### - 기호설명 -

C : 코드길이 (Chord Length)

$C_x$  : 축방향 절대속도 (m/s)

d : 축류팬 허브 직경 (m)

D : 휠 직경 (m)

M.I. : 성적 인덱스 (Merit Index)

N : 회전수 (RPM 혹은 rad/s)

$\Delta p_s$  : 정압 (Static Pressure : mmAq)

$\Delta p_t$  : 전압 (Total Pressure : mmAq)

P : 동력 (Watt)

Q : 유량 (Flowrate : m<sup>3</sup>/h)

t : 날개두께 (m)

Z : 날개수 (Number of Blade)

$\Gamma$  : Circulation 강도 (m<sup>2</sup>/s)

$\varepsilon$  : 간극 (m)

$\eta$  : 효율 (Efficiency : %)

$\theta$  : 날개스윙각 (Sweep Angle)

$\xi$  : 설치각 (Stagger Angle)

$\sigma$  : 날개 현절비 (=C/p)

$\Phi_c$  : 캠버각 (Camber Angle)

$\phi$  : 유량계수 (Flowrate Coefficient)

\* 인하대학교 기계공학과(Department of Mechanical Engineering, Inha University)

\*\* 현대위아 열교환기설계팀(Heat Exchanger Design Team, Hyundai WIA)

† 교신저자, E-mail : sbaelee@inha.ac.kr

- $\psi$  : 압력계수 (Static Pressure Coefficient)
- $\omega$  : 와도 (1/s)
- $\xi$  : 동력계수 (Power Coefficient)

## 1. 서 론

축류형팬은 원심형팬 및 시로코형팬에 비해 상대적으로 비속도( $N_s$ )가 크고 비직경( $D_s$ )이 작아 동일한 직경 및 회전수에서 상대적으로 큰 풍량을 얻을 수 있는 장점을 갖으나, 상대적으로 원심형팬에 비해 효율이 낮다. 또한 비직경이 낮아 컴팩트한 냉각 환경에는 유리하므로 그 적용범위는 산업용 송풍기뿐만 아니라 공조기기, 자동차, 중장비 냉각팬, 에어컨 실외기, 냉장고 기계실 등의 가전제품, 그리고 컴퓨터 냉각팬 및 각종 OA 기기, 네트워크 장비의 냉각장치 등으로 매우 광범위하다.

축류형팬 중 라디에이터 냉각용 슈라우드팬은 날개 양력에 의해 압력면(Pressure surface)과 부압면(Suction surface) 사이 압력을 발생시키며, 임펠러 허브(Hub)와 슈라우드(Shroud) 사이 유량을 발생시킨다. 임펠러 끝단 간극(Tip clearance)은 날개 끝단 슈라우드와 케이싱 사이의 간격을 말하며, 이곳에서는 회전마찰 손실과 동반하는 유동의 와류로 인한 2차 손실이 존재한다. 따라서 슈라우드 끝 간극은 효율과 소음 측면에서 매우 중요한 역할을 한다.

축류팬의 소음은 이산소음(Tonal noise)과 광대역소음(Broadband noise)으로 이루어져 있다. 이산 소음은 날개 통과 주파수(BPF : Blade Passage Frequency)와 날개가 회전하면서 주위 구조물과의 상호작용으로 발생하는 소음으로 구성된다. 광대역소음은 날개 난류경계층 및 유동박리 유동 그리고 날개 후단 와동의 상호작용에 의해서 발생하는 소음으로 넓은 주파수대역에 분포한다. 이산 소음은 고정물과 회전하는 날개의 거리가 가까울수록 증가하며 광대역소음은 일반적으로 유입 난류강도가 클수록 증가한다.

유체기계설계 최적화의 목표는 주어진 목적 함수에 대한 최적의 모델 결과를 도출하는 형상설계 변수값을 찾는 것이다. 본 연구에서는 슈라우드 축류형팬의 고효율, 저소음 설계를 위해 반경방향 전압분포함수에 따른 임펠러의 2D 설계에서 스윙각분포함수를 이용한 반경방향 성분을 갖는 2.5D 유동설계를 보완하여 고성능 출력을 확보하며 낮은 와동강도를 갖도록 하는 다중충실(Multi-fidelity) 설계기법을 제안한다. 일반적으로 최적화는 모델들을 반복적으로 평가해야 하므로, 고충실도 모델만 사용하여 최적화하는 것은 계산적으로 비용이 많이 든다. 따라서 다중충실(Multi-fidelity) 설계기법은 저충실도 모델을 활용하여 최적화 속도를 높이면서 고충실도 모델과 관련된 최상의 조건을 충족하는 해를 도출하는 방법이다.

## 2. 축류형 팬 다중충실 설계 알고리즘

### 2.1 설계 수준별 다차원 설계 기법

실제 유체기계 임펠러 내 유동은 삼차원 유동이다. 그러나 비정상, 삼차원유동으로부터 발생하는 모든 손실들을 고려하려 설계하기는 현실적으로 어려우므로, 1차원 설계, 2차원 설계, 준 3차원설계, 그리고 삼차원설계라고 하는 단계로 수준을 높여가며 정밀도를 높게 된다. 즉, 평균유선법이라고 부르는 1차원 설계에서는 유체의 질량유동이 흘러가는 자오면(Meridional Surface)들은 모두 축대칭이며 특히 허브부터 케이싱 사이의 평균 유속 및 전압력 증가도 반경방향(축류형의 경우)으로 변화가 없다고 가정한다. 즉, 1차원설계에서는 축류형 임펠러 통과유량과 밀접한  $C_x$ 가 더 이상  $r, \theta, x$  (각각 반경방향, 회전방향, 축방향)의 함수가 아니고 균일한 분포이고, 2차원설계에서는 회전축 기준 회전방향으로는 물리량의 변화가 없다고 하는 축대칭(Axisymmetric) 가정을 사용한다. 예를 들어  $C_x = f(r, x)$ 가 된다. 이러한 축대칭 가정을 이용하여 설계하는 방법으로는 단순화된 반경방향 평형 해석법(Simplified Radial Equilibrium Analysis<sup>(1)</sup>; SRE)과 디스크판이론(Actator Disk Theory; ADT)이 있으며, ADT법에서는 실제 날개열을 불연속 디스크로 근사하여 모든 회전 유동 및 압력 증가 등이 디스크 내에서 일어나는 것으로 가정한다. 또한 반경방향 전압분포함수에 따른 임펠러의 1D 설계를 반경방향으로 적용하는 저소음 역설계(Inverse Design)법<sup>(2)</sup>이 제안되어 소음레벨을 만족하는 반경방향 전압분포함수를 찾는 설계가 시도된 바 있다.

그러나 자동차 라디에이터 냉각팬과 같은 축류형 팬의 경우, 후류의 저항이 증가하면 유로의 반경방향성분이 커지면서 1D, 1.5D, 2D 설계와는 달리 반경으로 경사진 유동방향을 따라 날개를 3차원으로 스택킹(stack)해야 하는 요구가 발생한다. 그러나 3차원 반경방향 성분을 갖는 유선이 사전정보(Priori)로 주어지지 않아 스택킹 설계가 현실적으로 불가능하므로 전산유동해석(CFD)을 이용하여 기본적인 3차원날개 형상으로부터 시작하여 형상을 찾아가는 최적설계법<sup>(3)</sup>이 활용되기도 한다. 그러나 이는 고충실도의 매우 비싼 설계방법이 된다.

### 2.2 축류형 팬 다중충실 설계 알고리즘

전술한 어려움과 고비용 설계를 극복하기 위해 Fig. 1에는 고효율 팬설계 위해 본 연구에서 제안하는 다중충실설계 알고리즘 관련 순서도가 나타나 있다. 먼저 축류형 팬의 설계점에서의 유량(Q)과 정압( $\Delta p_s$ ), 그리고 요구되는 모터동력(P)이 기하학적 변수인 직경(D)과 허브직경(d)와 함께 주어지면, 비속도( $N_s$ )와 비직경( $D_s$ )을 다음 식 (1), (2)를 이용해 계산한다.

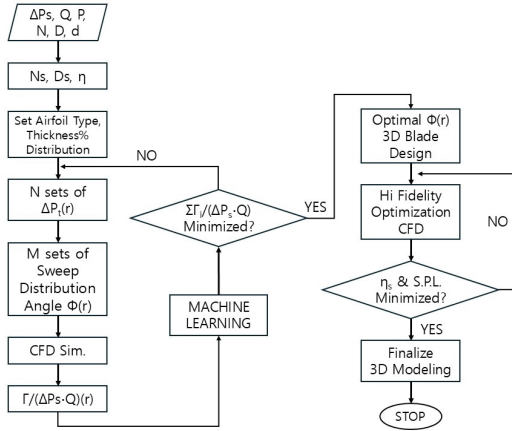


Fig. 1 Flow chart of multi-fidelity fan design algorithm

$$N_s = \frac{NQ^{\frac{1}{2}}}{\left(\frac{\Delta P_t}{\rho}\right)^{\frac{3}{4}}} \quad (1)$$

$$D_s = \frac{D\left(\frac{\Delta P_t}{\rho}\right)^{\frac{1}{4}}}{Q^{\frac{1}{2}}} \quad (2)$$

여기서 N은 rad/s, Q는 m<sup>3</sup>/s, ΔP<sub>t</sub><sup>\*</sup>은 전압 상승량(Pa)으로 축류형 펌은 Δp<sub>s</sub>+1/2ρ[4Q/(π(D<sup>2</sup>-d<sup>2</sup>))]<sup>2</sup>를 이용해 구한다. 또한 비속도와 레이놀즈수 그리고 ε/D(날개와 케이싱 간극비)를 이용해 코디어 예측효율(η<sub>i</sub>)<sub>c</sub>를 구한다.<sup>(4)</sup>

다음 단계로 익형 (Airfoil)의 형태 (예를 들어 C4, NACA 시리즈 등)와 t<sub>m</sub>(최고두께)/C(코드)비를 가정한다. 위에서 주어진 유량(Q)와 전압(Δp<sub>t</sub><sup>\*</sup>)을 이용하여 반경방향으로의 축방향속도 및 전압분포는 식 (3)을 만족한다고 가정한다. 식 (3)은 유량보존과 유체동력의 조건으로 축방향 속도 C<sub>x</sub> 혹은 전압상승 Δp<sub>t</sub> 중 하나라도 반경의 함수로 나타내는 것을 2D 설계라고 할 수 있다.

$$\int_{r_h}^{r_{tip}} C_x(r) dA = Q \quad (3)$$

$$\int_{r_h}^{r_{tip}} \Delta p_t(r) C_x(r) dA = \Delta p_t^* Q$$

식(3)을 만족하면서 날개 팁부분으로 가면서 Δp<sub>t</sub>가 증가하는 형태로 생성된 반경별 N개의 전압분포함수가 멱함수형태인 경우 즉, Δp<sub>t</sub>(r<sup>\*</sup>)=C(r<sup>\*</sup>)<sup>γ</sup>, (r<sup>\*</sup>= $\frac{r-r_{hub}}{r_{tip}-r_{hub}}$ ), 지수 γ의 증가와 함께 팁에서의 상대속도의 증가로 Vortex 강도가 세어져 날개에 섭동력을 증가시키며 소음도 증가하게 된다. 또한 2D 설계를 진행하면서 설계점 저항에서 반경방향 성분을 갖는 3차원 유동설계를 보완하기 위해 스윙각이 반경방향으로

전향(forward)에서 후향(backward)로 바뀌든지 혹은 반대 경우 날개면에 새로운 곡률이 생겨 축방향과 반경방향 사이의 경사진 유선을 따른 새로운 익형이 만들어지게 되는 점에 착안한다. 이러한 반경방향함수의 스윙각 함수는 식 (4)의 형태로 가정한다.

$$\Theta(r^*) = \theta_0 [r^{*\alpha} - \alpha \sin(p\pi r^* + \beta)] \quad (4)$$

상기 식에서 α=0 인 경우 무차원 반경을 따라 2차식으로 스윙각이 생성되며, 만일 α≠0 인 경우 p의 값에 따라 후향과 전향을 반복하게 된다. 본 연구에서는 경험적으로 α=0.3, p=3으로 고정하고 θ<sub>0</sub>값을 7.5°에서 30° 까지 변화시키며, β는 (π/2)의 정수배로 허브에서 스윙각 시작 위상의 변화를 고려하였다.

이와 같이 전압분포함수지수 γ, 날개두께비(t/C)%, 기본 에어포일 타입, 스윙각변수 θ<sub>0</sub>와 β를 시험계획법에 따라 64 가지 경우로 생성하여 2.5D 날개 설계를 수행하였다. 각 무차원 반경위치에서의 날개형상은 주어진 C<sub>x</sub>(r<sup>\*</sup>)와 Δp<sub>t</sub>(r<sup>\*</sup>)을 만족하며, 날개 단면 상대속도비(W<sub>1</sub>/W<sub>2</sub>)가 날개 현절비 (Solidity;σ=C/p)에 따른 최소 DeHaller 비를 넘지 않으며 날개입사각이 손실이 가장 작은 -1°~ -4° 범위가 되도록 코드길이, 캠버각, 스택거각을 구하였다.<sup>(5)</sup> 이러한 과정을 허브부터 팁까지 반복하여 설계한 후 각 케이스별 스윙각분포를 적용하여 64가지의 링팬 날개 형상을 설계하였다.

이후 각각의 설계 경우에 대해 3절에서 설명한 수치해석 방법을 이용하여 예측한 날개 후류유동의 각 설계반경 r<sup>\*</sup> 위치 반경원피 면적에 대해 평균 와도 |ω̄|를 구한 후 면적 적분한 Circulation Γ(r<sup>\*</sup>)를 구하였다. 각 반경원피의 Γ(r<sup>\*</sup>)를 모두 합한 전체 Circulation Γ<sub>0</sub>를 유체동력으로 무차원하여 얻은  $\frac{\rho N^2 D^3 \Gamma_0}{\Delta p_s \cdot Q}$  와 효율 η<sub>s</sub>를 계산한다. 즉, 동일한 Δp<sub>s</sub>·Q에 대해 전체 Circulation Γ<sub>0</sub>가 낮으면 날개 후류 난류와동의 강도가 전체적으로 낮아 저소음 설계에 유리하게 된다.

또한  $\frac{\rho N^2 D^3 \Gamma_0}{\Delta p_s \cdot Q}$  값이 낮은 경우 날개팁에서는 면적이 크므로 날개팁에서 와동강도(|ω̄|)가 큰 경우보다 날개 중간에서 큰 경우가 전체적으로 낮은 무차원 Circulation 강도를 나타낸다.

본 연구에서는 실험계획법에 따라 생성된 초기 64 가지의 저충실 설계결과를 기반으로 고충실설계의 기계학습을 수행한 결과, 무차원화된 Circulation 강도 Γ<sub>0</sub>가 최소값으로 수렴하지 않을 경우 추가적으로 설계군을 생성하여 최소값에 수렴할 때까지 반복적으로 학습을 수행하였다.

### 3. 저충실 설계 및 평가

#### 3.1 저충실 설계용 Merit Index

슈라우드 축류형링팬의 최적설계를 위해 2.2절에서 설명한 전압분포함수, 날개두께, 기본 익형 타입, 스윙각변수를 변화시킨 시험계획법 실시의 경우가 Table 1에 나타나 있다.

Fig. 2에는 Table. 1에 나타난 경우들에 대해 헨펠러와 OGV사이의 평면에서 적분 계산된 임펠러 후류 circulation 강도와 헨효율과의 상관특성을 보여준다. 즉, 두 인자간의 피

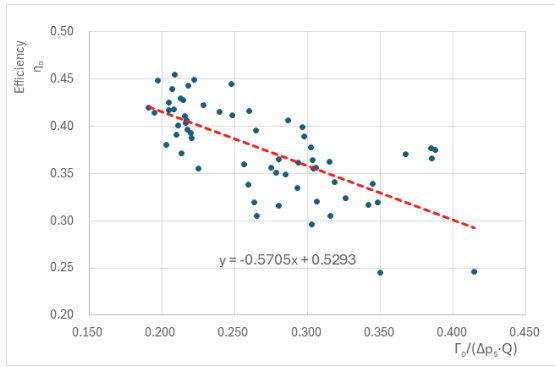


Fig. 2 Overall correlation between fan efficiency and total circulation strength

어슨 상관관계값( $r_{xy} = \frac{\sum(x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{\sqrt{\sum(x_i - \bar{x})^2 \sum(y_i - \bar{y})^2}}$ )은 0.673으로 강한 상관관계로 평가된다.

전체 circulation 강도는 정압으로 회복되지 않는 축방향의 와동성분과 날개후단근처에서 대류하는 와동성분으로 크게 구성되며, 정압효율에는 부정적인 영향을 미치게 되며 OGV와의 상호작용소음에도 영향을 준다. 본 연구에서는 동일한 유체동력( $\Delta p_s \cdot Q$ )으로 환산된 circulation 강도와 팬 정압효율을 이용하여 설계모델들의 성능 우열을 분별하기 위해 가중치를 설정한 목적함수로서 식 (5)과 같이 Merit Index를 제안한다. Table 2에는 Table. 1의 경우들에 대해 식 (5)식에 따른 Merit Index 순위가 나타나 있다.






$$M.I. = \left( \frac{\{\Gamma / (\Delta p_s \cdot Q)\}_{\min}}{\{\Gamma / (\Delta p_s \cdot Q)\}} \right) \cdot 0.4 + (\eta / \eta_{\max}) \cdot 0.6 \quad (5)$$

성능( $\Delta p_s \cdot Q$ )을 증가시키려면 전압분포를 날개 팁부분에 분포시켜야하나 날개 팁에 분포시키는 경우 즉, 전압분포 지수가 증가(예,  $\gamma=1.3$ )하는 경우 날개 팁에서의 상대속도의 증가로 와동강도가 세어져 날개에 섭동력을 증가시켜 소음이 증가하게 된다. 이를 극복하기 위해 전압분포 지수  $\gamma$ 를 낮게 하여 (예를 들면  $\gamma=1.1$ ) 날개팁에서의 전압상승을 낮게 하면 팁에서 상대적으로 낮아진 전압상승을 원심력에 의한

Table 1 Low-fidelity CFD summary

Model #	Fan Config.	Pressure Factor ( $\gamma$ )	$t_{ma}/C$ (%)	Airfoil Type	Sweep angle ( $\theta_o$ )	Sweep Phase angle( $\beta$ )	$\eta_{fan}$ (%)	$\Gamma_o$ (m <sup>2</sup> /s)	Vorticity Distribution
#1		1.2	3	C4	7.5	$2\pi$	43.0	68.96	
#2		1.1	3	C4	22.5	$\pi/2$	44.8	57.26	
#3		1.1	3	C4	22.5	$\pi$	44.5	72.98	
#4		1.1	3	C4	22.5	$3\pi/2$	44.0	65.80	
..	..	..	.	..	..	..	..	..	..
#27		1.2	3	C4	15	$\pi/2$	41.4	58.58	
#28		1.2	3	Eagle	7.5	$\pi/2$	30.5	76.63	
..	..	..	.	..	..	..	..	..	..
#64		1.3	5	NACA	30	270	35.6	80.37	

Table 2 Merit Index results

Rank	Fan Config.	Pressure Factor ( $\gamma$ )	$t_{ma}/C$ (%)	Airfoil Type	Sweep angle ( $\theta_o$ )	Sweep Phase angle( $\beta$ )	$\eta_s$ (%)	$\Gamma/(\Delta p \cdot Q)$	Merit Index
1		1.1	3	C4	22.5	$\pi/2$	44.8	0.197	0.979
2		1.1	3	NACA	30.0	$\pi$	45.4	0.209	0.974
3		1.1	3	C4	22.5	$3\pi/2$	44.0	0.207	0.954
4		1.2	3	NACA	15.0	$\pi/2$	42.0	0.191	0.947
5		1.1	5	NACA	22.5	$\pi$	42.6	0.205	0.935

반경방향 날개 유선을 따른 에어포일의 양력이 증가하도록 스윙각분포함수 조정을 통해 보완할 수 있다. 예를 들어 스윙 각이 반경방향으로 전향(Forward)으로 가다가 후향(Backward)으로 변화하면 날개에 곡률이 생기면서 날개단면 익형의 후단이 휘어져 양력이 크게 증가하게 되어 날개단면 중간에서의 전압상승이 실질적으로 커지게 된다. Fig. 3에는 유선이 ①-②로 진행되는 경우와 ①-③로 진행되는 경우 스윙각 변화에 의한 곡률의 변화와 함께 익형의 변화를 보여준다.

이러한 전압분포함수와 스윙각분포를 갖는 모델의 경우 와동강도가 날개끝단이 아닌 반경 중간에서 커진 경우들이 Table 2의 결과로부터 M.I.가 우수한 것으로 나타났다.

의 open 경계조건이 주어진다.

저충실 CFD는 계산의 편의성 및 계산시간의 관점에서 Simens Solidworks<sup>TM</sup>. Flow Simulation CFD<sup>(6)</sup> 소프트웨어를 이용하였다. Flow Simulation CFD는 물체 CAD형상을 바탕으로 물체표면의 노드에 민감한 비정렬격자 대신 격자 민감도가 우수한 직교좌표격자를 사용하므로 저충실 CFD 해석을 위한 64개 CFD 모델의 긴 격자생성 시간과 큰 노력이 필요하지 않다. 본 연구에서는 CFD 해석시 사용한 수치해석 방법의 격자민감도 분석을 위해 매우 정밀격자계, 보통격자계, 그리고 성긴격자 시스템의 격자의 수를 다음 식을 이용하여 생성하였다.

### 3.2 저충실 CFD 수치해석방법 검증

2.2. 절에서 설명한 바와 같이 64가지의 링웬에 대하여 유동해석을 수행하기에 앞서 OGV(Outlet Guide Vane)가 포함된 축류형 링웬에 대한 저충실 CFD(Computational Fluid Dynamics) 해석에 대한 수치적 검증을 수행한다. 본 CFD 수치적 검증 및 저충실설계에 사용된 계산 영역과 격자의 구성은 Fig. 1에 나타나 있다. 웬은 노즐이 설치된 챔버의 오른쪽 출구인 회전도메인 내에 위치하며 웬 출구영역은 대기압

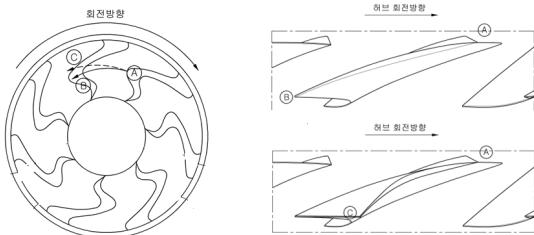
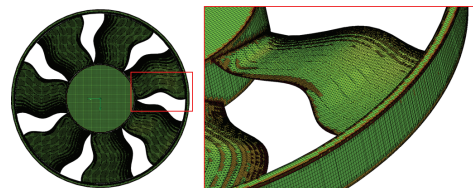
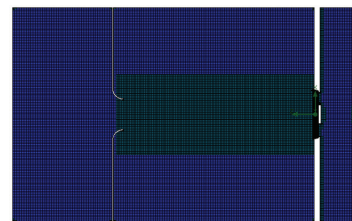
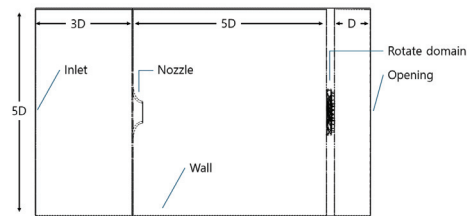


Fig. 3 Cross-sectional airfoil views along ①-② streamline and ①-③ streamline

Fig. 4 Schematics of low-fidelity CFD computational domain and computational grid

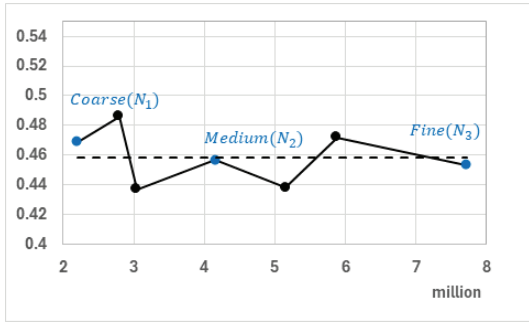


Fig. 5 G.C.I. analysis for low-fidelity CFD grid sensitivity

Table 3 Grid convergence analysis using G.C.I.

Grid level	Number of grids(million)	Efficiency	Refinement ratio (r)	convergence order (p)	GCI[%]
Coares(N <sub>1</sub> )	2.20	0.469	-	-	-
Medium(N <sub>2</sub> )	4.16	0.457	1.24	6.39	0.122
Fine(N <sub>3</sub> )	7.72	0.453	1.23	6.57	0.025

$$r = \left( \frac{N_{fine}}{N_{medium}} \right)^{\frac{1}{p}} \quad (6)$$

여기서 r은 격자 수정 정도를 나타내며 1.2에서 2.0 사이의 값이 적당하다. 수정된 격자에 대해 수렴의 정도인 p를 다음 식을 이용하여 계산한다.

$$p = \frac{\log\left[\frac{\phi_{medium} - \phi_{course}}{\phi_{fine} - \phi_{medium}}\right]}{\log(r)} \quad (7)$$

Fig. 5에는 r에 따른 GCI(Global Convergence Index)의 변화가 나타나 있다.

### 3.3 팬성능 측정비교

팬성능시험 장치는 Fig. 6과 같이 ISO 5801<sup>(7)</sup>의 Type B를 만족하는 설비로서 크게 테스트링 팬 부분, 메인 챔버 부분(풍량과 압력측정 및 유동을 안정화시키는 정류실과 멀티플 노즐로 구성), 테스트링 팬의 풍량과 압력을 조절하기 위한 제어댐퍼와 보조 팬 부분으로 구성된다. 또한, 본 시험장치의 부속장치로는 측정범위가 800~1,200 mbar 이고 ± 0.15 %의 정밀도를 가지는 디지털 기압 센서, ± 1.0 % RH 와 0.2 °C 이내의 정밀도를 가지는 디지털 온습도센서, 최대 측정압력 150 mmAq와 100 mmAq의 경사마노메타 각 1개, 최대 500 mmAq의 U형 마노메타, 0~36,000 rpm의 측정범위를 갖는 디지털 회전속도계 등이 갖추어져 있다.

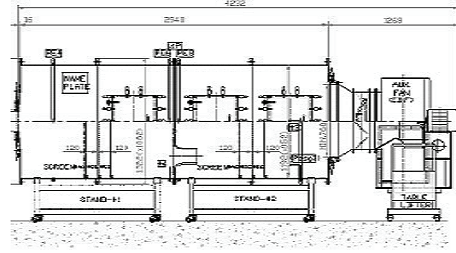


Fig. 6 Schematics of ISO fan test chamber

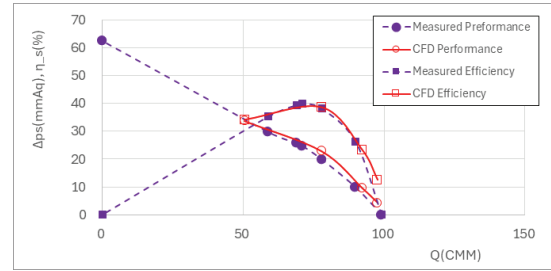


Fig. 7 Performance and efficiency comparison between measured and CFD data for rank #2 model

성능시험은 축류팬과 슈라우드가 결합된 세트를 팬성능챔버에 장착하여 BLDC 모터의 듀티를 제어하여 회전수가 고정된 상태에서 댐퍼를 이용한 부하의 조절 및 보조팬을 통해 저항을 변경하며 유동 노즐 전후의 압력 및 챔버의 압력을 측정한다. 팬의 효율을 구하기 위해 팬의 유량, 압력, 소비전력 등을 측정 후 표준 상태로 환산한다.

Fig. 7에는 Table 2에 나타난 Rank #2 설계 모델을 가공 제작한 목함에 대해 Fig. 6의 챔버를 이용, 측정된 결과와 Fig. 4에 나타난 챔버 형태의 도메인에 대해 CFD를 수행하여 구한 성능과 효율이 비교되어 있다. 측정된 효율은 BLDC 모터효율을 포함하고 있어 CFD 팬효율에 모터효율을 곱하여 비교하였다. 저충실 CFD에 의한 해석결과도 매우 정확함을 알 수가 있다.

## 4. 고충실 설계 및 평가

### 4.1 인공지능 모델

일반적으로 인공지능은 크게 지도학습, 비지도학습, 강화학습으로 구분된다. 그 중 DNN은 지도학습의 하나로서 2개 이상의 은닉층을 포함하고 있으며, 변수들을 인공지능 모델에 미리 학습시켜 입력과 출력결과와의 관계를 정리한 후 학습을 마친 모델에 다시 변수를 입력, 인공지능모델로부터 예측한 결과를 얻게 되는 학습 기법이다. Table 4에는 인공지능 모델의 구조에 따른 학습률이 비교되어 있다. 여기서 Learning rate는 10<sup>-4</sup>, 최적화 기법은 Adam 방법으로 설정

Table 4 Loss-rates according to network architecture

Case No.	Network Architecture	Train Loss [%]	Validation Loss[%]
1	38, 16, 4	0.0067	0.0071
2	38, 32, 16, 4	0.0067	0.0070
3	38, 32, 16, 8, 4	0.0067	0.0070
4	38, 32, 16, 8, 4, 4	0.0061	0.0065

Table 5 Loss-rates according to network architecture

Case No.	Network Activate Function	Train Loss [%]	Validation Loss [%]
4-1	Linear	0.0061	0.0065
4-2	Sigmoid	0.0068	0.0072
4-3	ReLU	0.1302	0.1309

하여 학습을 진행하였으며 Hyper 매개변수들인  $\varepsilon = 10^{-8}$ ,  $\beta_1 = 0.9$ ,  $\beta_2 = 0.999$  로서 Kingma<sup>(8)</sup>가 제안한 값을 활용하였다.

학습 네트워크 구조가 나타난 Table 4으로부터 Case 4번 구조의 오차가 가장 적음을 알 수 있으며, 이에 따라 해당 구조를 통해 학습을 진행하였다. 각 레이어의 활성화함수는 모두 동일하게 진행하였으며, Linear, ReLU, PReLU, Sigmoid 등 여러 활성화함수로 학습을 진행하였다. Table 5는 활성화함수에 따른 학습오차율을 보여준다.

## 4.2 고충실 설계 모델

3.1절에서는 저충실설계 변수인 전압분포함수, 날개두께, 기본 익형 타입, 스윙각변수들의 변화에 따른 Merit Index 평가를 통해 거시적 관점의 최적설계 결과를 도출하였다. 고충실 설계에서는 저충실 설계결과를 바탕으로 미시적관점에서 식 (4)의 스윙각변수들인 평균스윙각 2차 함수크기  $\theta_0$ , 사인함수주기상수  $p$ , 사인함수 초기 위상각  $\beta$ 와 양산 고려시 필요한 날개후단 최소두께  $t_{min}$ 을 4.1절에서 설명한 DNN 학습법에 따른 최적설계를 수행하였다. 즉, 저충실설계를 통해 얻은 최종 기본모델로 선정된 Table. 2에 나타난 Merit Index #2 모델을 바탕으로 평균스윙각  $\theta_0$ 는 25°에서 35° 범위내 1°씩 변경, 사인함수주기  $p$ 는 2.5에서 3.5까지 0.1간격, 그리고 초기 위상각  $\beta$ 는  $/6\pi$ 에서  $7/6\pi$ 까지  $1/36\pi$  간격, 날개후단 최소두께  $t_{min}$ 은 0.8mm에서 1.5mm까지 0.1mm씩 변화시킨 20가지 경우에 대한 CFD 결과를 다시 지도학습하여 고충실 DNN 기반 AI 설계를 수행하였다.

Table 6에는 저충실설계의 결과로 선택한 LF#1 모델부터 전술한 DNN 결과로 얻은 단계별 고충실설계 결과물의 설계변수들과 유체동력대비 circulation 강도 및 효율의 계산 결과가 나타나 있다. 이들로부터 효율은 고충실설계 과정 중 약간 감소

Table 6 High-Fidelity DNN Design Results

	$\theta_0$	$p$	$\beta$	$t_{min}$	$\Gamma/(\Delta p_s \cdot Q)$	$\eta_s$
Unit	rad	-	rad	mm	$s^2/kg$	(%)
LF#1	$\pi/6$	3.0	$\pi$	0.5	0.2089	45.43
HF#1	$5/36$	3.5	$5/6\pi$	0.8	0.1922	43.57
HF#2	$5/36\pi$	3.5	$5/6\pi$	1.3	0.2038	44.11
HF#3	$5/36\pi$	3.5	$41/36\pi$	0.9	0.1844	46.28

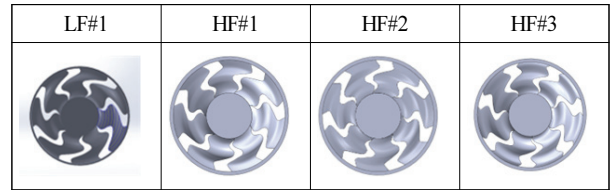


Fig. 8 Series of fan blade configurations generated at each DNN M.L. phase

하다가 최종적으로 증가하며, 유체동력대비 Circulation 강도도 최저로 나타남을 알 수가 있다.

Fig. 8에는 저충실 설계 결과의 날개 형상부터 고충실 설계 과정에서의 날개 형상의 변화가 나타나 있다. 최종적으로는 평균스윙각크기가 25°, 스윙각 사인함수주기상수  $p$ 가 3.5, 사인함수 초기 위상각  $\beta=41/36\pi$ 이며, 날개후단두께가 0.9mm인 경우가 가장 효율과 소음측면에서 우수한 것으로 나타났다.

## 4.3 고충실 CFD 수치해석방법 검증

본 절에서는 고충실 CFD 수치해석기법에 수치적 검증을 수행한다. 본 해석 및 시험에 사용한 Fan은 비등각 Fan으로 비등각팬은 일반적으로 BPF(Blade Passing Frequency) peak를 개선하는 효과가 있다. 난류 모델은 고충실 설계의 소음해석이 가능한 LES(Large Eddy Simulation)의 아격자 모델(Subgrid-Scale Model)을 사용한다. 정확한 해석을 위해 DNS(Direct Numerical Simulation)을 수행하여야 한다고 알려져 있으나, 본 연구에서는 계산 시간의 관점에서 난류모델의 선정에 타협점을 찾아 선정하였다. ANSYS Fluent 19.0<sup>(9)</sup>을 사용하여 비정상상태 유동해석을 수행하였다. 수치 해석 도메인은 프로펠러 후류의 특성을 고려하여 상류와 하류까지의 거리를 각각 프로펠러 직경의 3배 5배로 하였다. 전체 도메인은 원통좌표계로 구성된다. Fig. 9에는 해석에 사용한 수치해석 도메인이다, 비정상 계산을 위해 LES 해석에 사용한 모델은 Smagorinsky 모델로서 모델계수인  $C_s$  (Smagorinsky 상수)는 전 도메인 및 계산 전체시간에 걸쳐 0.1로 하였다. 또한 비정상 유동해석을 위한 시간간격  $\Delta t/To$ 를  $7.017 \times 10^{-6}$ 으로 설정하였으며, 이는 1회전 시간을 1,800개의 간격으로의 분할을 의미하며 각 시간간격 당 0.2°의 회

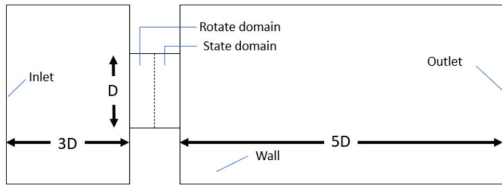


Fig. 9 Schematic of computational domain

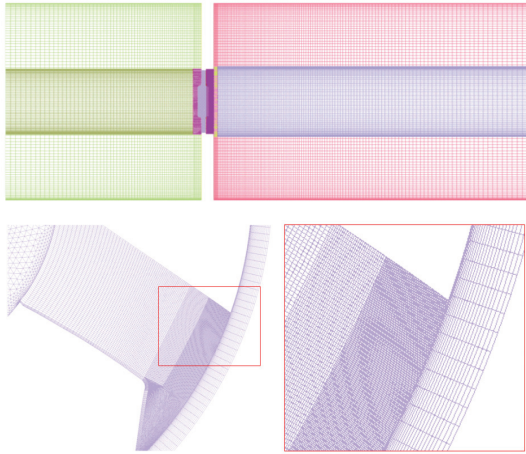


Fig. 10 Schematic of computational domain mesh<sup>(10)</sup>

전에 해당한다. 또한 유동해석 결과를 매 시간간격마다 저장하여 두 모델의 해석결과를 비교하였다. 해석에 사용한 장비의 CPU는 Intel사의 xeon® gold 6238R 2.20GHz 56core, 메모리는 64GB ECC를 사용하여 CentOS7에서 해석을 수행하였다. 해석시간은 1회전 기준 약 35시간가량 소요되었으며, 충분한 통계자료를 얻을 수 있도록 각 5 사이클 시간에 대해 해석을 진행하여 모델 당 175시간 소요되었다. 입구 경계에는 유량계수에 맞는 균일한 속도를 설정하였으며, 출구에는 압력경계조건을 설정하였다.

Fig. 10에서와 같이 회전도메인과 정지도메인은 모두 사면체 격자로 생성하였고 환 표면의 y+를 1.0 이하가 되도록 하여 성장률 1.15의 5개 층의 프리즘 층을 구성하였다. 또한 해석의 정확성을 위해 Courant 수를 최대 1.0보다 작도록 시간과 격자 간격을 설정하였다.

비정상 해석의 통계적 수렴을 확인하기 위해 5번째 Cycle 결과를 기준으로 구한 상대오차로 비교시 3번째 Cycle부터 약 1%미만의 오차를 보임을 오차의 크기를 로그스케일로 나타낸 Fig. 6으로부터 알 수가 있다. 이를 바탕으로 5번째 회전 Cycle 결과들이 비교 결과로 사용된다. 해석은 유량 0.2, 0.6, 1.1 CMS에서 진행되었으며 Fig. 12는 추세선으로 표현한 값이 실험값과 같이 나타나 있다. 0.6 CMS에서 압력상대 오차는 0.46%, 1.1 CMS에서의 정압상대오차는 1.74%로서 모두 2%이내에서 예측 가능함을 알 수 있다. 하지만 0.1 CMS구간에서는 오차가 크게 발생하는데 이는 축류팬의 스톨 구간이기 때문에 CFD의 예측에 어려움이 존재한다. Fig.

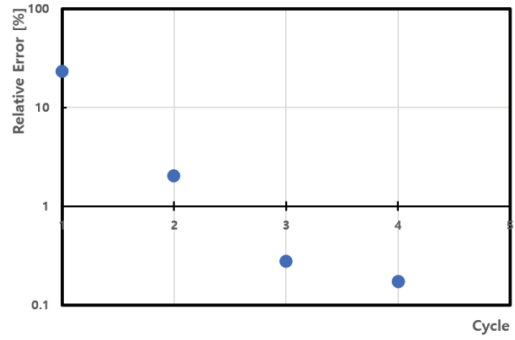


Fig. 11 Relative percentage error of torque at each cycle of benchmark axial fan<sup>(10)</sup>

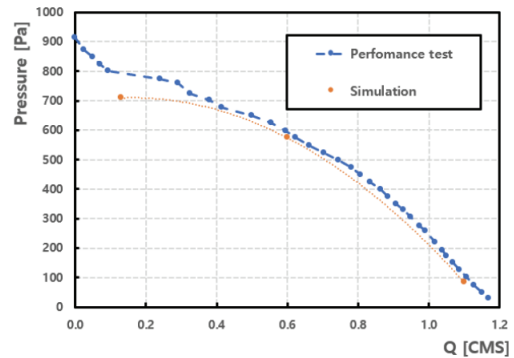


Fig. 12 Performance comparison between measurement and hi-fidelity CFD<sup>(10)</sup>

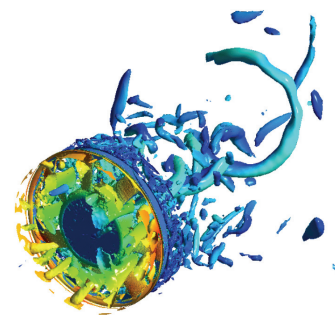


Fig. 13 Q-criterion test around rotating impeller and shroud<sup>(10)</sup>

8은 유량 1.1CMS일 때 Jeong 등<sup>(11)</sup>에 의해 제시된 Q 분포에 대한 결과이다.

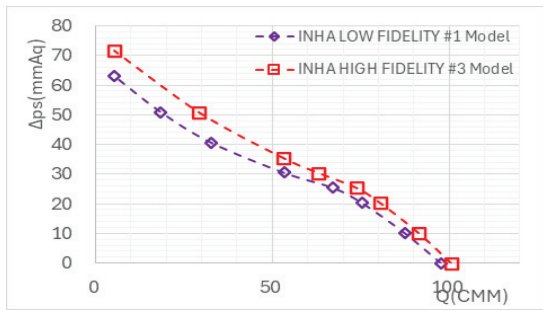
#### 4.4 고충실 설계모델 성능 및 소음 검증

저충실 최종모델인 Fig. 8의 LF#1과 고충실모델 최종결과물인 HF#3의 3D 목합을 제작하여, 3.3절에서 기술된 Fig. 6의 ISO 규격 성능시험장치와 밀폐형 무향 풍동실에서 성능과 소음을 측정하였다. 상기 자동차 냉각용 슈라우드 목합팬과 모터의 조립을 위해 H사 차량모델 EV9 25380DO000의

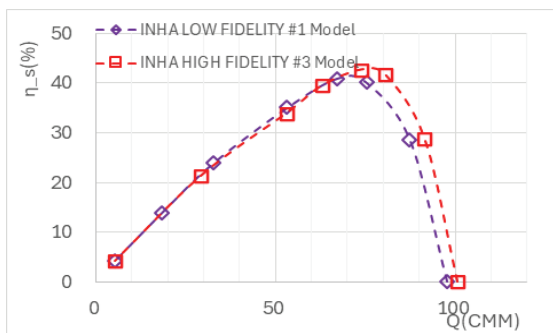
차량 쿨링팬 모듈을 사용하였다. 시험용 차량용 모터는 BLDC 타입으로 정격 전압 13V, 90% Duty 제어시 2,467 RPM으로 회전한다.

무향 풍동실 내부 실내 암소음레벨은 20 dBA 이하로 유지된다. 무부하상태의 팬모듈의 소음은 1/2" 마이크로폰 센서 (B&K model 4138)을 이용하여 스펙트럼과 음압레벨을 측정하였고, 주파수 스펙트럼은 B&K Transducer를 거쳐 Matlab FFT 분석 소프트웨어를 사용하며 3,000번 이상의 앙상블 (Ensemble) 평균을 취하여 구하였다. 또한 팬으로부터 1 m 및 45°의 위치에서의 팬 방사 음압레벨소음을 측정하였다.

Fig. 14에는 저충실 최종모델 LF#1 팬과 고충실모델 HF#3 팬의 성능특성이 나타나 있다. 두 모델 모두 설계점인 정압 20mmAq에서 4,490CMM를 각각 0.1% 그리고 6.0% 초과해서 나타나며, 최고효율은 LF#1(Low-fidelity Model),



(a) Performance



(b) Efficiency

Fig. 14 Measured performance comparison of LF#1, HF#3 model fans

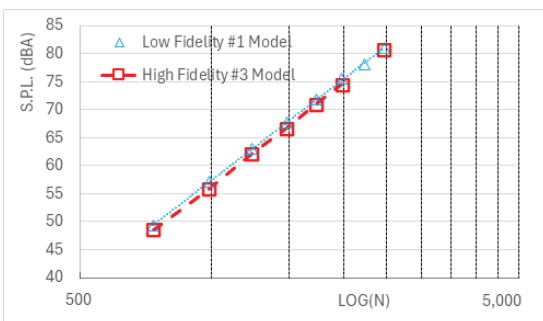


Fig. 15 Comparison of sound pressure levels vs. RPM's for LF#1, HF#3 model fans at same volume flow-rates

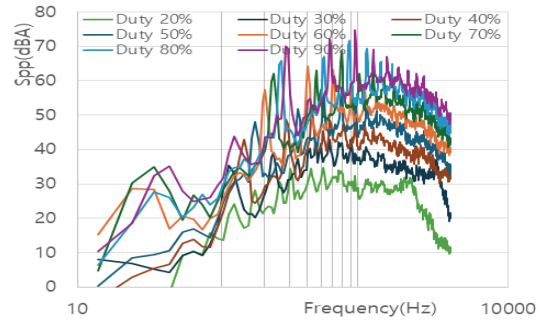


Fig. 16 Noise spectrums at different RPM's for H.F. #3 model

HF#3(High-fidelity Model) 두 모델 각각 40.95% 및 42.70%를 나타내었다. 두 모델에 대한 RPM별 소음레벨 측정결과는 Fig. 15에 나타나 있으며 LF#1 모델의 소음레벨은 N의 6.01승, 그리고 HF#3 모델은 N의 6.10승에 비례함을 알 수가 있다. 일반적으로 팬소음은 날개후단과 와동의 상호작용에 의한 비결집(Non-compact) 후단소음(소음과워~ $N^{5.0}$ )과 팬 전체 섭동양력에 비례하는 결집(Compact) 소음(소음과워~ $N^{6.0}$ )으로 주로 구성된다. 두 모델은 비슷하게 N의 6.0승에 가까운 지수를 나타내며 양력에 의한 결집소음이 우세함을 알 수가 있다. 또한 동일 풍량으로 환산시 고충실 모델의 음압레벨 값은 저충실 모델 음압 레벨 값보다 약간 감소한다.

이는 HF#3 모델의 유체동력대비 circulation 강도가 LF#1 모델보다 낮아 비결집(Non-compact) 후단소음은 감소하는 반면, 양력에 의한 결집소음은 성능이 증가하면서 우세하여 전체적으로 소음레벨의 감소가 크지 않음을 알 수가 있다. Fig. 16에는 Duty 제어시 RPM별 HF#3 모델의 주파수 스펙트럼 측정결과가 나타나 있으며, 날개통과주파수(BPF)와 하모닉 성분에서의 이산소음특성이 잘 나타나는 결집소음특성을 나타낸다.

### 5. 결론

본 연구에서는 슈라우드 축류형팬의 고효율, 저소음 설계를 위해 반경방향 전압분포함수에 따른 임펠러의 2D 설계에서 스윙각분포함수를 이용한 반경방향 성분을 갖는 유동설계를 보완하는 와동강도 고려 저충실 설계에서 시작하여 AI 기계학습을 통한 고충실 CFD를 이용하는 다중충실 (Multi-fidelity) 설계기법을 제안하였고, 이에 따른 슈라우드 축류형팬을 제작하여 설계기법을 검증하였다. 주요 연구결과는 다음과 같이 요약된다.

- 1) 팬임펠러와 OGV사이의 평면에서 적분 계산된 임펠러 후류 circulation 강도와 팬 전체효율과의 상관특성을 바탕으로 저충실 설계의 Merit Index를 개발하였다.

또한 이를 통해 전체 circulation 강도는 OGV와의 상호작용소음의 증가뿐만 아니라 효율의 감소를 나타낼 수 있다.

- 2) 저충실설계를 통하여 성능( $\Delta p_s \cdot Q$ )을 증가시키려면 전압분포를 날개 팁부분에 분포시켜야하나 날개 팁에 분포시키는 경우 날개 팁에서의 상대속도의 증가로 와동강도가 세어져 날개에 섭동력을 증가시켜 소음이 증가하게 된다. 이를 극복하기 위해 전압분포 지수  $\gamma$ 를 낮게 하면서 원심력에 의한 반경방향 날개 유선을 따르는 익형의 양력이 증가하도록 스윙각 분포함수를 1차 개발한다. 이러한 전압분포함수와 스윙각분포를 통해 와동강도가 날개끝단이 아닌 반경 중간에서 커진 설계들을 도출하였으며, 이러한 모델의 경우 본 연구에서 개발한 M.I.가 우수한 것으로 나타났다.
- 3) 고충실 설계를 위해 수행한 인공지능 기계학습을 통한 최종모델의 경우 평균스윙각크기가  $25^\circ$ , 스윙각 사인함수주기상수  $p$ 가 3.5, 사인함수 초기 위상각  $\beta = 41/36\pi$ 이며, 날개후단두께가 0.9mm인 경우가 가장 효율과 소음측면에서 우수한 것으로 나타났다.
- 4) 본 다층실설계는 기존 CFD를 이용한 설계의 고비용을 극복하며 국부적 3차원 설계가 가능하므로 다양한 부하조건에서 고효율, 저소음이 요구되는 환경에서의 축류형 팬 설계에도 매우 유용한 기법으로 여겨진다.

## 후 기

본 논문은 현대WIA(NGV 산학과제)의 후원과 2025년도 산업통상자원부의 재원으로 한국산업기술진흥원의 지원을

받아 수행된 연구임. (KI002561, 2025년 산업혁신인재성장 지원사업)

## References

- (1) L. H., Jr. Smith, 1966, "The Radial-Equilibrium Equations of Turbomachinery," *Journal of Engineering for Power*, Vol. 88, No. 1, pp.1-12.
- (2) S. Lee, 2008, *Axial Fan and Multi Sectioning Design Method therefor*, Korean Patent No. 798103
- (3) J.-H. Kim et al., 2016, "Optimization of the Aerodynamic and Aeroacoustic Performance of an Axial Fan," *AIAA J.* Vol. 52(9), pp. 2032-2023.
- (4) C. C. Koch and L.H. Smith, 1976, "loss Sources and Magnitudes in Axial-Flow Compressors," *ASME J. Eng. for Power*, Vol. 98, No.3, pp.411-424.
- (5) S. Lee, 2019, *Fluid Machinery Design*.
- (6) Solidworks<sup>TM</sup>. Flow Simulation CFD Manual.
- (7) International Standard, 1997, ISO 5801, *Industrial Fans - Performance Testing Using Standardized Airways*.
- (8) D. P. Kingma and J. Ba, 2014, "Adam: A Method for Stochastic Optimization," arXiv preprint arXiv:1412.6980.
- (9) ANSYS Fluent 19.0 Manual.
- (10) H. J. Yoo, 2024, *Analysis of aerodynamic and aeroacoustic characteristics of AI-designed propellers for PAV*, Master's Thesis, Inha University.
- (11) J. Jeong and F. Hussain, 1995, "On the Identification of a Vortex," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 285, pp. 69-94