

소음파라미터를 고려한 축류송풍기의 최적설계

Optimum Design of Axial-Flow Fans Including Noise Parameters

손 병 진*, 이 상 환**, 윤 선 주***
 B. J. Son, S. H. Lee, S. J. Yoon,

Key words : Axial-Flow Fan(축류송풍기), Noise Prediction(소음예측), Acoustic Spectrum(소음 스펙트럼), Optimum Design(최적설계)

Abstract

In order to seek various relationships among many design parameters employed in the design of the axial-flow fans the program which generates acoustic spectrum has been developed and its validity verified. Outputs of the program, with other outputs from a formerly developed performance prediction program, have been used to form a multi-objective function, for which an optimal design process was carried out.

The present analysis shows that overall noise level and efficiency has contrasting trends, and the chord length turns out to be the most critical design variable. In the chosen design case of requirements $Q=2000\text{m}^2/\text{min}$, $4P_s=67\text{mmAq}$, $D=1.4\text{m}$, the chord length of 0.2059m minimizes the overall noise level, while chord length of 0.1254m maximizes the efficiency. The resulting chord length in the balanced optimization is 0.1809m.

기 호 설 명

a_0	: 음속[=340m/s]	$J_q(x)$: Bessel 함수[order q, argument x]
AR	: 날개형상계수[b/c]	L_T	: 총양력[N]
b	: 날개길이[m]	$4L$: 비정상하중[N]
c	: 코드길이[m]	mB	: 모드수×날개수
D	: 송풍기 직경[m]	n	: 회전수[rpm]
D_m	: 등가확산계수	N_B	: 날개수
E	: 비정상하중 excursion의 수	OASPL	: 총소음도[overall sound pressure level : dB]
δ_f	: 소음측정 밴드폭	Q_f	: 난류경계층 소음스펙트럼 형상계수
$\vec{g}(\vec{X})$: 구속조건 벡터	r	: 반경[m]
		r_c	: 유효반경[=0.8r]
		R	: 관측거리[회전의 중심축으로부터 : m]
		s	: 피치[m]

* 한양대학교 기계공학과
 ** 한양대학교 기계설계학과
 *** 인하공업전문대학교 항공기계과

SP	: 피크 음압[Pa]
SPL	: 소음도[sound pressure level : dB]
v_a	: 축방향 속도[m/s]
v_t	: 탭 속도[m/s]
X	: 설계변수 벡터

그리스 문자

α	: 영각[angle of attack : degree]
β	: 피치각[degree]
η	: 효율
ξ	: 스테저각[degree]
ρ_a	: 코드 솔리디티[$c/2\pi c$]
ρ_b	: 반경방향 솔리디티
ρ_w	: 비정상하중 솔리디티
σ	: 관측각도[회전의 회전면으로부터 : degree]
ϕ	: 캠버각[degree]
χ	: 소음원 분포함수[$\chi = \sin x/x$]

하 첨 자

R	: 동익
S	: 정익
t	: 탭
h	: 허브
m	: 평균반경
BPF	: 날개통과 주파수

1. 서 론

축류송풍기는 환기, 배기, 통풍의 목적에 사용되는 유체기계로서 가전제품, 자동차 엔진의 냉각에 쓰이는 소형 팬으로부터 공장, 터널, 지하철 환기에 쓰이는 대형 송풍기에 이르기까지 폭넓은 적용범위를 가지고 있다. 그러나 국내의 산업은 아직 축류송풍기의 자체 설계 기술을 갖추지 못한 채 외국에서 도입되는 기술에 의존하고 있는 실정이다. 국내 산업체들은 이러한 미비성을 극복하기 위해 많은 투자들을 하고 있으나 외국 업체들도 끊임없이 송풍기 관련 기술을 발전시키고 있으므로 그 기술

격차를 따라잡기도 쉬운 일이 아니다.

최근 특히 요구되는 송풍기의 특징은 고효율화와 저소음화이다. 송풍기는 산업계의 각 분야에서 두루 쓰이고 있으므로 작은 효율 증가로도 큰 에너지 절감효과를 얻을 수 있다. 또 축류송풍기는 유체기계 중에서도 소음이 가장 큰 것들 중 하나로서 극도의 불편감을 주므로 쾌적한 작업 및 생활 환경의 조성을 위해서는 소음제어가 매우 중요하다. 외국 주요 관련업체들의 제품은 체계적 이론 및 기술축적으로 이러한 두 경향을 만족해 가는데 반해 우리나라에서는 아직 고효율, 저소음화의 개념 정립조차도 부족하다. 그 중에서도 설계파라미터로서 소음을 고려하는 일은 전문적 이론의 바탕이 매우 취약하고 특히 효율과 소음의 설계 파라미터 상의 상관관계에 관해서는 거의 연구된 바가 없다.

따라서 본 연구에서는 산업용 축류송풍기의 효율 및 소음도를 예측하고 최적설계기법을 도입하여 축류송풍기의 고효율, 저소음화의 이론적 기초를 세우는 한편, 최적설계의 결과를 바탕으로 몇 가지 설계변수가 효율과 소음도에 미치는 영향과 축류송풍기의 효율과 소음도 간의 상관관계를 규명하여 최적의 블레이드 설계자료를 제시함을 목적으로 한다.

Horlock¹⁾은 압축기와 터빈에 대하여 기초적인 열유체이론을 이용하여 설계과정 및 성능 예측의 이론을 정리하였고, NASA에서는 당시까지 진행된 실험 및 연구성과들을 종합하는 방대한 축류압축기 설계이론을 제시하였다.²⁾

이 밖에도 Lieblein,³⁾ Koch와 Smith,⁴⁾ Lakshminarayana와 Horlock,⁵⁾ Lakshminarayana⁶⁾ 등에 의하여 축류 유체기계의 손실 및 효율예측을 위한 실험 관계식들이 계속 마련되었다. 이러한 결과들을 바탕으로 임진식과 정명균⁷⁾은 축류 압축기의 효율 및 중량 예측 프로그램을 개발하였고, 이상섭⁸⁾은 현장에 적용 가능한 축류 송풍기의 설계 및 성능 예측 프로그램을 개발한 바 있다.

축류 송풍기 소음에 대해서는 1960-70년대 들어 항공기 엔진소음의 감소를 주목적으로 하여 활발히 연구가 진행되어 왔다. 유체기계 소음의 근본적 발생원인의 규명은 아직 미약한 형편이나 그 예측 및 제어기법은 그 동안 꾸준히 발달하여 왔다. Sharland⁹⁾는 축류송풍기의 소음원을 실험과 이론해석을

통하여 규명한 바 있는데 그는 광대역 소음은 날개 끝단에서의 와류 생성으로 인해, 이산주파수 소음은 동익과 정익 간의 상호간섭으로 인해 발생한다고 결론 내렸다. Longhouse¹⁰⁾는 특별히 제작된 송풍기에서의 광대역소음을 측정하여 광대역소음, 특히 층류경계층 소음을 조절할 수 있는 방법들을 연구하였다. Wright¹¹⁾는 프로펠러, 헬리콥터 날개, 대형, 소형 송풍기를 포함하는 다양한 형태의 회전익에 대해 소음 스펙트럼을 분석하고 그 스펙트럼의 예측 방법을 제시하였다. 그 밖에 Fukano 등¹²⁾은 날개수, 코드길이, 캠버각, 회전수, 날개형태 등의 변화에 따른 저압 축류송풍기의 난류경계층 소음 변화를 실험적 방법으로 구함으로써 각 변수가 소음도에 미치는 영향을 체계적으로 연구하였다.

유체기계 설계에 최적설계의 기법을 도입한 연구는 많지 않다. Reddy와 Kar¹⁵⁾ 등이 원심펌프의 날개수와 날개각의 최적값을 구한 예 등이 있으나 변수에 대한 미분값을 구하는 해석적 방법에 의존하고 있다. 그러나 Rao와 Gupta¹⁶⁾가 효율과 중량의 2중목적함수를 갖는 축류터어빈의 최적설계를 수행한 이후 이 분야의 연구가 본격화되었다. Chang와 Sullivan,¹⁷⁾ Rizk와 Jou¹⁸⁾는 각각 프로펠러의 최적설계를 수행하여 프로펠러 날개의 최적비틀림을 구하였다. 임진식과 정명균¹⁹⁾은 효율과 중량의 2중목적함수를 갖는 축류 압축기의 설계문제를 일정 단압축비의 경우와 압축비를 설계변수로 포함한 경우에 대해 각각 최적설계하여 해를 구한 바 있다. 그러나 이들의 연구에서는 소음에 관계하는 파라미터가 전혀 고려되지 않았다.

오늘날 송풍기의 소음제어는 효율향상 못지 않게 중요한 문제로 부각되고 있으며 반드시 해결해야 할 문제로 대두되고 있다. 그리하여 본 연구는 효율과 총소음도를 결합한 2중목적함수를 사용하여, 효율과 총소음도를 동시에 만족할 송풍기 설계 파라미터를 도출하고 효율과 소음도 간의 상관관계 규명을 시도하였다.

2. 축류송풍기 소음의 예측

소음스펙트럼이란, 검출되는 소음데이터의 푸리에변환(fourier transformation)에 의해 얻게 되는, 주파수에 대한 소음도 분포를 가리킨다. 소음 스펙트럼은 주파수대별 소음 특성의 분석과 총소음도의 계산을 위한 중요한 자료이므로 그 예측은 기초적이고도 매우 중요한 과제이다.

모든 축류 동익 날개열은 Fig.1에 나타나는 형태의 소음 스펙트럼을 갖는다. 이 스펙트럼은 광대역소음(broadband noise)과 이산주파수소음(discrete frequency noise)의 두 성분으로 구성됨을 볼 수 있다. 광대역소음은 넓은 주파수에 걸쳐 분포되는 소음으로, 고주파영역의 높고 짧은 마찰음인 층류경계층 소음(laminar boundary layer noise)과 중저주파수대의 난류경계층 소음(turbulent boundary layer noise)으로 다시 나누어진다. 이산주파수소음은 날개통과주파수(blade passing frequency, BPF)의 정수배가 되는 주파수에서 높은 소음레벨을 갖는 불연속적 분포의 소음으로, 저주파수대의 정상추력소음(steady blade force noise)과 중간주파수대의 간섭소음(excess noise)으로 분류된다.

층류경계층 소음은 날개표면의 층류경계층 파동의 음향귀환(acoustic feedback)에 의해 발생한다. 낮은 하중의 저속송풍기에서 주로 나타나며, 짧은 코드길이와 두꺼운 날개에서 강하게 나타난다. 그러나 이 소음은 톱니모양의 세레이션(serration)이나 기타 장애물을 붙임으로써 유동을 난류로 바꾸어 주면 쉽게 제거할 수 있을 뿐 아니라, 사람의 청각에 미치는 영향이 적은편이므로 본 연구에서는 고려하지 않았다.

난류경계층 소음은 날개표면의 난류경계층에서 발생하는 표면압력변동, 날개 팁에서의 와류생성, 유입류 자체가 갖는 난류 성분 등에 의해 발생하며

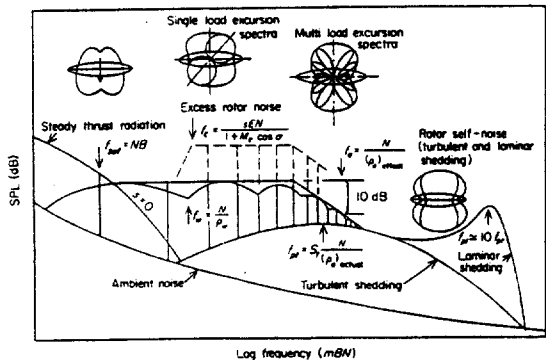


Fig.1 Typical Rotor Acoustic Spectrum Characteristics¹¹⁾

duct의 설치 유무와 관계없이 그 레벨이 일정하다. Wright¹¹⁾는 다양한 크기와 형태, 작동조건을 갖는 회전날개열에 대한 실험자료들을 바탕으로 난류경계층소음의 피크치(peak level)를 예측하는 식을 다음과 같이 얻었다.

$$SPL = 10 \log [V_i^6 D^2 N_B c e^{0.46\sigma} \delta f / R^2] - 69 (dB) \quad (1)$$

윗 식은 다음과 같은 가정들을 바탕으로 예측된 것이다.

- (1) 직경 2배 증가는 6dB 소음증가에 해당한다.
 - (2) 날개수 2배 증가는 3dB 소음증가에 해당한다.
 - (3) 코드길이 2배 증가는 3dB 소음증가에 해당한다.
 - (4) 영각 1도 증가는 2dB 소음증가에 해당한다.
- 난류경계층 소음 스펙트럼의 피크 주파수 f_p 는

$$f_p = S_i \frac{V_i}{c} \quad (2)$$

와 같이 주어진다.

여기서 S_i 는 Strouhal수로, 1.0의 값을 사용하였다. 헬리콥터 로터 등 대형의 날개 및 큰 영각에서는 0.8까지의 값도 사용될 수 있다. Wright는 또 스펙트럼 형상을 나타내는 인자로서 형상계수(shape factor) Q 를 도입하여 피크치를 중심으로 난류경계층 소음 스펙트럼의 형태를 예측하였다.

$$Q = \frac{f_p}{\delta f} \quad (3)$$

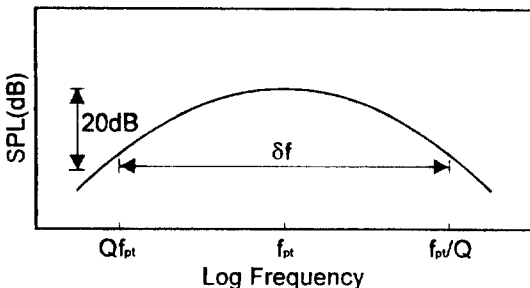


Fig.2 Broadband Noise Characteristics

즉 피크치로부터 20dB 떨어진 소음레벨에서의 스펙트럼 폭 δf 를 구하여 Q 를 계산함으로써 스펙트럼의 형태가 예측된다. 대체로 광대역소음의 형태를 포물선형으로 표현함으로써 적절한 예측을 할 수 있다. Wright가 제안한 바에 따라 본 연구에서는 $Q=1/9$ 의 값을 채택하였다.

정상추력 소음은 정상추력 또는 양력에 의해 발생한다. 이 소음은 일찍이 Gutin²⁰⁾에 의해 예측 수식이 만들어진 바 있다.

$$SPmB = K \gamma_{mB} \chi_a \chi_b \quad (4)$$

여기서

$$K = (nL_T / 60cR) [\cos\beta \sin\alpha - (\sin\beta) / M_r] \quad (4-1)$$

$$\gamma_{mB} = mB J_{mB} (mB M_r \cos\sigma) \quad (4-2)$$

$$M_r = 2\pi n_r / 60c \quad (4-3)$$

$$\chi = (\sin x) / x \quad (4-4)$$

$$\chi_a = mB \pi \rho \quad (4-5)$$

$$\rho_a = c / 2\pi r_e \quad (4-6)$$

$$\rho_b = b / 2\pi r_e M_r \cos\sigma \quad (4-7)$$

이다. 윗 식에서 $SPmB$ 는 mB mode에 있어서 peak 음압을 의미하며, K 는 작동 조건으로서 양력, 회전속도, 입사각 등과 소음을 연관짓는 변수이다. γ_{mB} 는 날개간의 간섭을 총체적으로 나타낸 함수이다. χ_a 는 소음원의 코드방향분포를 나타내는 함수이며 χ_b 는 반경방향의 분포를 나타낸다. χ_b 는 χ_a 에 비해 영향이 적으므로 무시하는 경우가 많다. 이 소음은 mB수와 마하수를 포함하는 Bessel함수로 표현되는 것으로 보아 알 수 있듯이 많은 날개수를 가진 저속의 일반 공조용 송풍기에서는 무시할 정도로 작아진다.

간섭소음은 와류 또는 동익-정익 간 상호간섭 등의 불연속적이고 충격적인 날개의 하중변화로 인해 발생하는 소음이다. Wright는 음원에 의한

하중분포를 Fourier해석에 의해 모델링함으로써 간섭소음의 peak 음압을 예측하였다.

$$SP^*(mB) = K_p D_p Avg \chi_{ac}(mB) \quad (5)$$

여기서

$$K_p = M_c / 2^2 r_c R \quad (5-1)$$

$$D_p = \cos \beta \sin \sigma \quad (5-2)$$

$$Avg = 4LE \rho_w \quad (5-3)$$

$$\chi_{ac} = mB \chi_w \chi_s \chi_b \quad (5-4)$$

이다. 여기서 K_p 는 작동 상수이며 D_p 는 방향성 함수이고 Avg 는 날개 주위의 평균하중 분포면적이다. 또한 $4L, E, \rho_w$ 의 값은 여러 실험데이터들의 비교를 통해 적절한 값을 찾아야 한다. 본 연구에서는 회전익의 크기와 형태에 따라 이 값들을 바꾸어 줄 수 있도록 설정하였다. 간섭소음의 보다 정밀한 예측을 위하여 다양한 실험자료들의 비교 분석이 요구되고 있다. 동익-정익의 상호간섭으로 인한 소음증가 예측을 위해서, 정익의 설치로 인한 불연속주파수음의 소음도증가를 실험적으로 구한 Sharland의 결과를 이용하여 간섭소음의 피크치를 증가시켜 사용하였다.¹⁹⁾

앞에서 주어진 예측 수식들로부터 회전익에 대한 소음 스펙트럼의 개형을 얻을 수 있는 프로그램을 개발하였다. 프로그램의 개략적 순서도가 Fig.3에 실려있다. 프로그램은 설계변수인 $L, n, N_B, r_c, c, \alpha$ 를 입력변수로 주고 회전익의 종류에 따라 $S_b, Q, 4L, E, \rho_w$ 등을 선정하고 표준 관찰위치를 제시하면 주어진 주파수 범위 내에서 스펙트럼 형태를 구하도록 되어 있다. 또한 위에서 구해진 스펙트럼을 표준 1/3 옥타브 밴드별로 나누어 A-Weighted Summation²¹⁾하여 총소음도를 구하였다. 개발된 소프트웨어를 검증하기 위하여 계산결과를 몇 가지의 실험결과와 비교하였다.

Fig.4는 18.29m의 직경과 3개의 날개를 가지고 240 rpm의 저속으로 회전하고 있는 헬리콥터 로터의 소음 스펙트럼이다. 매우 큰 피치코드비로 인하여

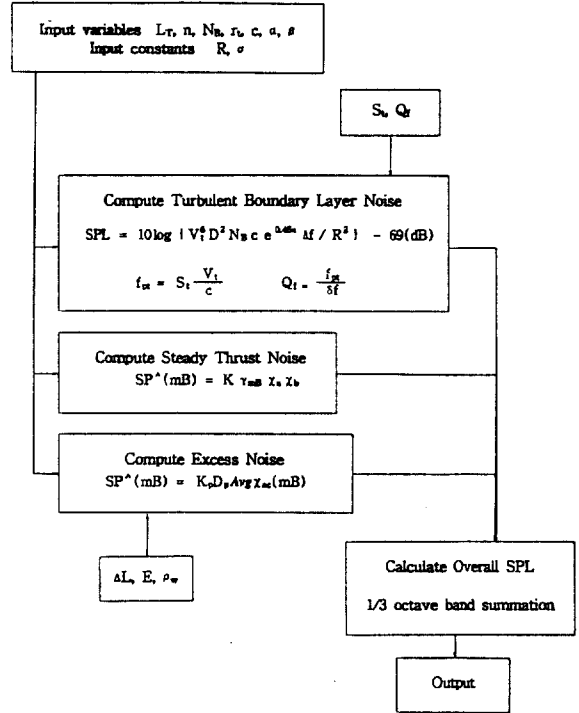


Fig.3 Flow Chart of Fan Noise Prediction Program

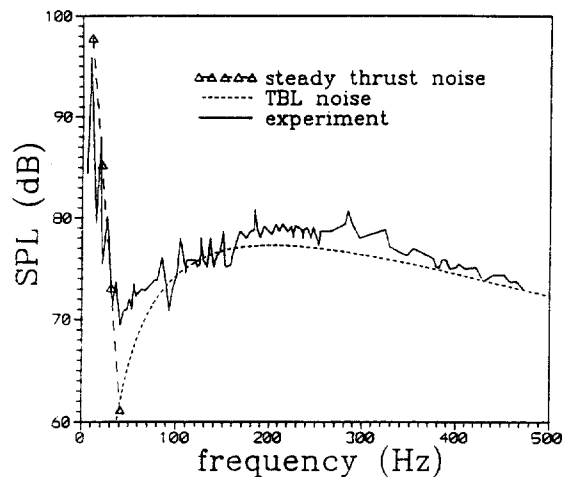


Fig.4 Acoustic Spectrum of Helicopter Rotor ($N_B=3, c=63.5cm, D=18.29m, n=240rpm, R=18.29m, \sigma=15^\circ$) : Ref¹¹⁾
 SPL(experiment) = 86.7617dB
 SPL(result) = 85.5770db, error=1.02%

날개통과 주파수에서 피크로 나타나는 간섭소음은 무시할 수 있을 정도로 거의 구분되지 않고 있으며, 반면 적은 날개수와 낮은 회전수로 인한 정상추력소음이 저주파수대에 매우 뚜렷이 나타나고 있다. 이는 일반 공조용 송풍기에서는 잘 나타나지 않는 현상이다. 본 연구에서 개발된 소음예측 프로그램은 이러한 양상을 매우 잘 나타내고 있으며 총 소음도의 예측에 있어서도 1.02%의 오차만을 보이고 있다.

Fig.5는 직경 0.533m, 날개수 12개, 회전수 7500 rpm인 소형팬의 소음 스펙트럼이다. 정상추력소음은 날개수 증가에 따라 급격히 증가하므로 이 스펙트럼에서는 나타나지 않고 있다. 첫번째 날개통과주파수 이전의 저주파수대에서 나타나는 광대역 소음성분은 축회전주파수의 정수배에서 나타나는 multiple pure tone noise와 그 사이의 광대역소음 성분이다.¹⁴⁾ 간섭소음은 첫째, 세번째, 네번째 피크치에서 잘 일치하고 있으나 그후로는 피크 소음도의 감소율이 잘 맞지 않고 있다. 이는 Wright가 가정한 소음원의 분포함수($\chi = (\sin\lambda)/\lambda$)의 감소율이 간섭소음의 감소율과 약간의 차이를 갖고 있기 때문에 나타난다. 그러나 주요 피크치들의 개형은 여전히 잘 예측되고 있으며, 또 불연속 주파수인 간섭소음은 총소음도에 미치는 영향이 그리 크지 않으므로, 총소음도는 2%이내의 오차로 잘 예측되고 있다.

Fig.6은 직경 0.356m, 날개수 8개, 회전수 4700 rpm인 실험용 송풍기의 소음 스펙트럼이다. 이 경우는 총소음도에 9%가량의 오차를 보이고 있다. 그 원인은 실험 송풍기가 세레이션을 부착함으로써 층류경계층소음을 제거한 상태이기 때문이다. 세레이션을 부착으로 층류경계층소음이 제거된 영역(8000-14000Hz)에서는 소음 스펙트럼이 잘 일치하나 난류경계층소음의 피크 부근에서는 약간의 차이가 드러나고 있다. 그러나 전체 경향은 잘 들어맞고 있으며, 특히 간섭소음의 저주파수대 피크치는 아주 잘 예측되고 있다.

Fig.7은 직경 1.4m, 날개수 15개, 회전수 1170rpm인 덕트와 정익을 가지는 일반공조형 대형송풍기의 예이다. 입수된 데이터 형태에 맞추어 옥타브 밴드별 소음레벨을 비교하였다. 결과는 저주파수대를 제외하고는 잘 일치하고 있다. 저주파수대에서의

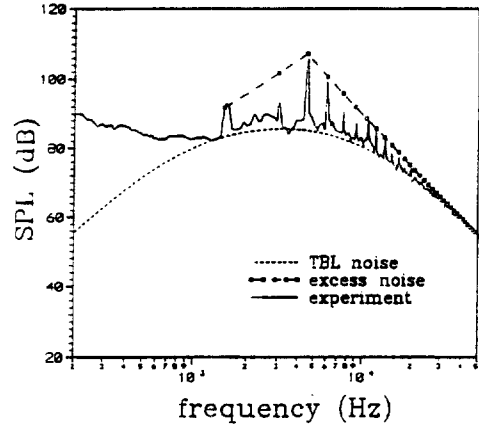


Fig.5 Acoustic Spectrum of Hamilton Fan ($N_B=12$, $c=6.6\text{cm}$, $D=0.533\text{m}$, $n=7500\text{rpm}$, $R=3.048\text{m}$, $\sigma=22^\circ$) : Ref¹¹⁾

$$\text{SPL}(\text{experiment}) = 101.927\text{dB}$$

$$\text{SPL}(\text{result}) = 100.046\text{db, error}=1.85\%$$

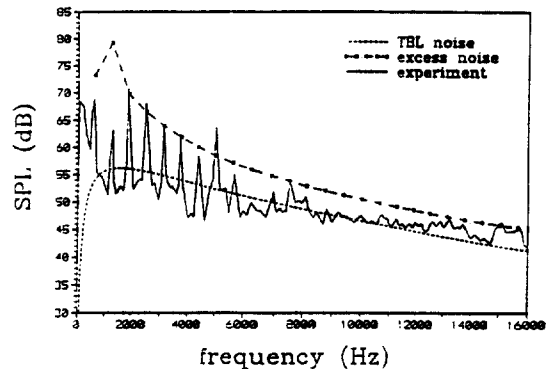


Fig.6 Acoustic Spectrum of Longhouse Experiment Fan

($N_B=8$, $c=5.72\text{cm}$, $D=0.356\text{m}$, $n=4700\text{rpm}$, $R=1.0\text{m}$, $\sigma=90^\circ$) : Ref¹⁰⁾

$$\text{SPL}(\text{experiment}) = 78.2426\text{dB}$$

$$\text{SPL}(\text{result}) = 71.3270\text{dB, error}=8.84\%$$

오차는 앞서 말한대로 날개통과주파수 이하의 주파수에서 나타는 광대역소음이 포함되지 않았기 때문이나 이 역시 총소음도에 미치는 영향은 적으며 따라서 총소음도는 3% 이내의 오차를 보인다.

3. 축류송풍기의 최적설계

앞에서 개발된 소음예측 프로그램과 이상섭⁸⁾에

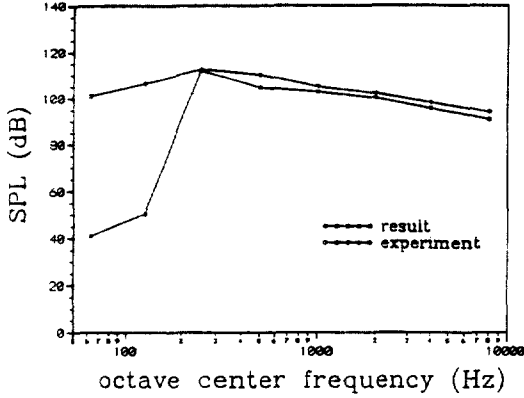


Fig.7 Acoustic Spectrum of Chamption Axial Fan ($N_B=15$, $c=15.87\text{cm}$, $D=1.4\text{m}$, $n=1170\text{rpm}$, $R=1.0\text{m}$, $\sigma=45^\circ$) : Ref⁽²⁶⁾
 SPL(experiment) = 101.309dB
 SPL(result) = 98.4415dB, error=2.83%

$$g_9 = 6.0/(N_B)_R - 1.0 < 0 \quad (7-9)$$

$$g_{10} = 1.0 - 12.0/(N_B)_B - 1.0 < 0 \quad (7-10)$$

$$g_{11} = 7.0/(N_B)_R - 1.0 < 0 \quad (7-11)$$

$$g_{12} = 1.0 - 11.0/(N_B)_S - 1.0 < 0 \quad (7-12)$$

$$g_{13} = c_{Ri}/c_{Rh} - 0.9 < 0 \quad (7-13)$$

$$g_{14} = c_{Sh}/c_{Si} - 1.0 < 0 \quad (7-14)$$

$$g_{15} = 1.0 - 115 \sqrt{(SPL)_{BPF}} < 0 \quad (7-15)$$

$$g_{16} = \left[\left(\frac{V_0}{a_0} \right)^2 - 1 \right] \left[30 \alpha_0 \left(1 - \frac{(N_B)_S}{(N_B)_R} \right) \right]^2 + \Pi^2 r_i^2 n^2 < 0 \quad (7-16)$$

의해 개발된 효율예측 프로그램에 의해 정의되는 목적함수를 갖는 최적화문제는 다음과 같이 구성된다.

목적함수 :

$$\Phi = Fw(1-\eta) + (1-w)OASPL \quad (6)$$

구속조건 :

$$g_1 = 0.75/(s/c)_{Rh} - 1.0 < 0 \quad (7-1)$$

$$g_2 = 1.0 - 1.3/(s/c)_{Rh} < 0 \quad (7-2)$$

$$g_3 = 1.3/(s/c)_{Ri} - 1.0 < 0 \quad (7-3)$$

$$g_4 = 1.0 - 3.0/(s/c)_{Ri} < 0 \quad (7-4)$$

$$g_5 = 0.75/(s/c)_{Sh} - 1.0 < 0 \quad (7-5)$$

$$g_6 = 1.0 - 1.3/(s/c)_{Sh} < 0 \quad (7-6)$$

$$g_7 = 2.0/(s/c)_{Si} - 1.0 < 0 \quad (7-7)$$

$$g_8 = 1.0 - 3.0/(s/c)_{Si} < 0 \quad (7-8)$$

$$g_{17} = -1.0 \phi_{Ri} < 0 \quad (7-17)$$

$$g_{18} = -1.0 \phi_{Si} < 0 \quad (7-18)$$

$$g_{19} = -1.0 \xi_{Rh} < 0 \quad (7-19)$$

$$g_{20} = -1.0 \xi_{Si} < 0 \quad (7-20)$$

$$g_{21} = 1.0 - 2.0/(D_{eq})_R < 0 \quad (7-21)$$

$$g_{22} = 1.0 - 2.0/(D_{eq})_S < 0 \quad (7-22)$$

설계변수 벡터 \vec{X} 는

$$X(1) = (s/c)_{R, h} \quad (8-1)$$

$$X(2) = (s/c)_{R, i} \quad (8-2)$$

$$X(3) = (s/c)_{S, h} \quad (8-3)$$

$$X(4) = (s/c)_{S, i} \quad (8-4)$$

$$X(5) = (N_B)_R \quad (8-5)$$

$$X(6) = (N_B)_S \quad (8-6)$$

로 잡았다.

위의 구속조건들 가운데 g_1-g_{12} 는 설계변수들의 유효범위를 정해 주는 구속조건(side constraint)들이고, $g_{13}-g_{14}$ 는 동익과 정익의 안정된 형상을 위한 조건이다. 총소음도만으로는 소음의 영향을 완전히 고려할 수 없으므로 $g_{15}-g_{16}$ 에 소음과 관련된 구속조건들을 사용하였다. g_{15} 는 날개통과주파수에서의 불연속주파수음의 최대치에 한계를 준 조건이고, g_{16} 은 덕트내의 동익과 정익에 있어서 $Ma=1$ 이상일 때만 음파모드가 증폭되어 나갈 수 있다는 조건으로부터 나온, 동익-정익 간섭에 대한 구속조건이다.¹³⁾ $g_{17}-g_{18}$ 은 날개 캠버각과 스테터각의 음수가 되는 비정상적인 결과를 막기위한 제한조건이며, $g_{21}-g_{22}$ 는 등가확산계수의 크기를 제한함으로써 안정된 유동을 확보하기 위한 조건이다.

목적함수 \mathcal{O} 는 효율과 총소음도 사이의 수치적 크기를 고려한 평형계수 F 와 효율과 총소음도 사이의 가중치 계수 w 에 의해 구성된다.

$$F = \frac{(OASPL)_0}{1 - \eta_0} \quad (9)$$

$$0 < w < 1$$

여기서 첨자 $_0$ 는 초기치를 나타낸다.

본 연구의 최적화 기법으로는 구속조건의 처리가 간편한 SUMT(sequential unconstrained minimization techniques)방법을 사용하였다. SUMT방법 중에서도 해가 구속조건을 위반하지 않는 영역(feasible region)내에서 탐색되며 비선형성도 강하지 않은 확장 선형 내부 페널티 함수(extended linear interior penalty function)방법²²⁾을 사용하였다. 이 방법에서 사용되는 페널티 함수는

$$P(\vec{X}) = \sum_{j=1}^m \bar{g}_j(\vec{X}) \quad (10)$$

$$\bar{g}_j(\vec{X}) = -\frac{1}{\bar{g}_j(\vec{X})} \quad \text{if } \bar{g}_j(\vec{X}) \leq \epsilon \quad (10-1)$$

$$\bar{g}_j(\vec{X}) = -\frac{2\epsilon - \bar{g}_j(\vec{X})}{\epsilon^2} \quad \text{if } \bar{g}_j(\vec{X}) > \epsilon \quad (10-2)$$

이며 이 페널티함수에 의해 가목적함수(pseudo-objective function)는

$$\mathcal{O}_{IE}(\vec{X}) = \mathcal{O}(\vec{X}) + r_p P(\vec{X}) \quad (11)$$

로 정의된다. r_p 값은 초기에 임의의 값을 준 후 매 비구속 최소화(unconstrained minimization)마다 $r_p^{k+1} = \gamma r_p^k$ ($0 < \gamma < 1$)에 의해 수정되는데 본 연구에서는 $r_p^{(1)} = 1.0$, $\gamma = 0.3$ 의 값을 사용하였다. ϵ 은 일반 내부 페널티함수가 확장된 성형함수로 전환되는 전환점의 값인데 Haftka와 Starnes²³⁾는

$$\epsilon = -C(r_p)^a, \quad \frac{1}{3} < a < \frac{1}{2} \quad (12)$$

의 식과 함께 ϵ 의 초기치를 $-0.3 < \epsilon < -0.1$ 로 주고 이로부터 C 를 구한 뒤 매 비구속최소화마다 C , r_p 로부터 ϵ 을 수정해 나갈 것을 제안하였으므로 본 연구에서는 이 방법을 택하였다.

비구속최소화 문제를 풀기 위해서는 복합구배방법(conjugate gradient method)을 이용하여, Fletcher와 Reeves가 제안한

$$\vec{S}^q = -4F(\vec{X}^q) + \beta_q \vec{S}^{q-1} \quad (13)$$

$$\beta_q = \frac{|4F(\vec{X}^q)|^2}{|4F(\vec{X}^{q-1})|^2} \quad (13-1)$$

에 의하여 탐색방향을 구하였다. 선탐색(line search) 방법은 Vanderplaats가 제안한 방법에 따라, 황금분할법(golden section method)과 다항식 내삽법(polynomial interpolation)을 병행한 방법을 사용하였다.²⁴⁾ 계산에 필요한 목적함수의 구배는 중간차분법에 의해 수치적으로 구하였다. 불연속적인 정수형의 설계변수 $X(5)$, $X(6)$ 는 일단 연속적인 변수로 보고 최적화를 수행한 후 그 변수에 근접한 정수로 변수를 치환한 다음 반복계산하는 방법을 사용하였다.²⁵⁾ 마지막으로 목적함수의 감소가 일정한 수치 $\epsilon = 1.0 \times 10^{-7}$ 이하가 되는 것으로서 수렴을 판정하였다. 최적설계 프로그램의 개략적 순서도가 Fig.8에 실려 있다.

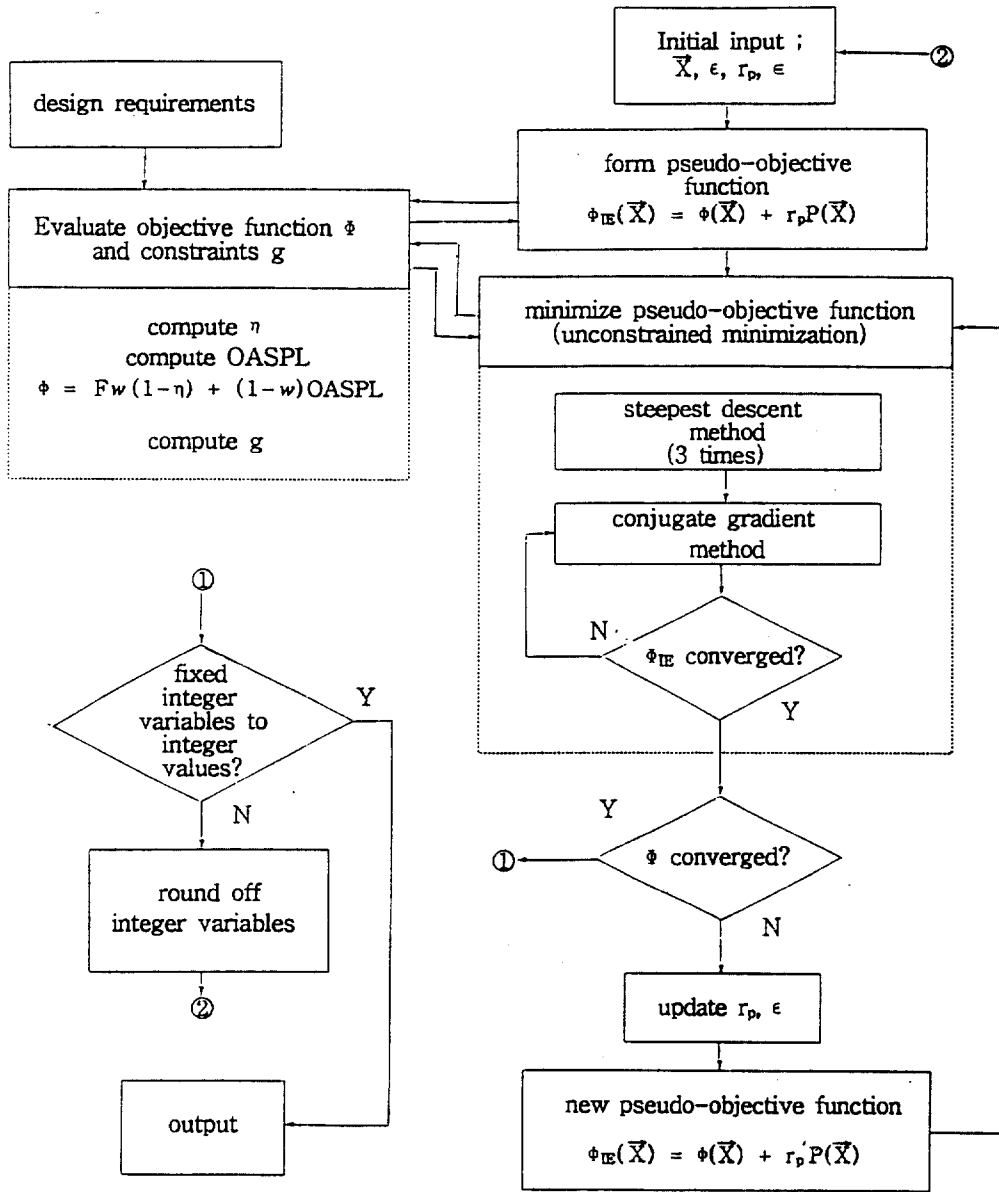


Fig.8 Flow Chart of Optimization Program

4. 결과 및 고찰

앞에서 개발된 소프트웨어를 이용하여 축류송풍기의 날개에 대한 최적 설계를 수행하였다.

설계사양으로는 유량 $Q=2000\text{m}^3/\text{min}$, 정압 $4P_1=67\text{mmAq}$, 직경 $D=1.4\text{m}$, 허브비 $\nu=0.464$, 회전수

$n=1170\text{rpm}$ 을 선택하였다. 최적화 코드가 국소최소점(local minimum)을 양호하게 찾아가는지 확인할 수 있도록 우선 구속조건을 위반하지 않는 두 개의 초기치 $\vec{X}_{01}^T=[1.0, 2.3, 0.7, 1.0, 12, 7]$ 과 $\vec{X}_{02}^T=[0.6, 1.3, 0.9, 1.0, 11, 10]$ 을 가지고 총소음도의 최소화($w=0.0$)와 효율의 최대화($w=1.0$)의 두 경

Table 1 Comparison of two start points

Design Variable	Min. of OASPL (w=0.0)				Max. of η (w=1.0)	
	\vec{X}_{01}	\vec{X}_{02}	\vec{X}_{01}	\vec{X}_{02}	\vec{X}_{01}	\vec{X}_{02}
(S/C) _{R, h}	1.0	0.6	0.7592	0.7591	1.2471	1.2422
(S/C) _{R, t}	2.3	1.3	1.8263	1.8271	2.9981	2.9946
(S/C) _{S, h}	0.7	0.9	1.1578	1.1574	1.2584	1.2637
(S/C) _{S, t}	1.0	1.0	2.2325	2.2327	2.6377	2.6544
(N _B) _R	12.0	11.0	12.0	12.0	12.0	12.0
(N _B) _S	7.0	10.0	9.0	9.0	11.0	11.0
OASPL[dB]			101.756	101.759	105.083	105.074
η [%]			77.960	77.969	87.832	87.815
No. of unconstrained minimizations			10	10	10	10

Table 2 Results of multi-objective optimization

	Min. of OASPL	Equilibrium	Max. of η
(S/C) _{R, h}	0.7592	0.8636	1.2471
(S/C) _{R, t}	1.8263	2.0799	2.9981
(S/C) _{S, h}	1.1578	1.1723	1.2584
(S/C) _{S, t}	2.2325	2.3013	2.6377
(N _B) _R	12.0	12.0	12.0
(N _B) _S	9.0	10.0	11.0
OASPL[dB]	101.756	102.558	105.083
η [%]	77.960	81.146	87.832
(SPL) _{BPF} [dB]	110.695	111.500	114.029
c_{Rm} [m]	0.2059	0.1809	0.1254
c_{Sm} [m]	0.2128	0.1866	0.1505
(AR) _R	1.8219	2.0744	2.9913
(AR) _S	1.7635	2.0102	2.4922

우에 대하여 계산하였다.

서로 다른 초기치($\vec{X}_{01}, \vec{X}_{02}$)로부터 구한 설계변수와 목적함수들의 값은 작은 차이만을 보이고 있다. 특히 차이를 나타내고 있는 몇 개의 변수들은 대부분 구속조건 경계 근처이므로, 이 오차는 구속조건경계에서 도입되는 장벽함수(barrier function)로 인해 나타나는 내부페널티방법 자체의 특성으로 인한 것으로 볼수 있다. 따라서 본 최적화 코드를 통해 얻은 최적해는 국소최소점으로 인정된다.

위의 결과를 살펴보면 효율과 총소음도 간의

상반되는 효과를 확인할 수 있다. 즉 소음의 최소화는 효율을 감소시키고, 효율의 최대화는 소음을 증가시킨다. 따라서 이 최적화문제에서는 평형최적설계를 통하여 두 개의 목적함수 사이에서 가장 적절한 타협점을 찾는 것이 필요하다. 평형최적설계를 통하여 얻은 최적해는 Table 2와 같다.

위의 결과로부터 최적화 대상이 되는 설계변수 중 동익과 정익의 날개수는 큰 변동을 보이지 않는 반면, 날개형상을 결정하는 피치코드비는 가중치에 따라 매우 민감하게 변하고 있음을 알 수 있다. 특히, 동익의 팁에서 코드길이의 영향이 가장 크게 나

타나고 있음을 알 수 있다. 특히, 동익의 팁에서 코드길이의 영향이 가장 크게 나타나고 있는데, 이는 손실모델과 소음예측모델로부터 쉽게 예상할 수 있는 결과이다. 평형최적해의 코드길이 분포는 최고효율해 보다 최저소음해에 더 가깝게 나타나고 있으며, 전체적으로 날개형상전체의 코드길이 감소는 효율을 증가시키는 반면 소음도를 감소시키고 있음을 보여주고 있다. 이는 Fukano¹²⁾의 실험결과를 입증하고 있다.

본 연구는 설계변수로서 채택되지 않은 설계 파라미터들의 영향은 그 변수들을 설계변수에 포함시킴으로써 관찰할 수 있으며 이는 향후 연구 과제로 남는다.

5. 결 론

1) 설계변수들로부터 축류송풍기의 소음스펙트럼과 소음도를 예측할 수 있는 소음예측프로그램을 개발하였다.

2) 기존의 성능예측프로그램과 개발된 프로그램을 이용하여 2중목적함수에 대한 평형최적설계를 수행할 수 있는 최적설계프로그램을 구성하였다.

3) 최적설계를 수행함으로써 각 설계변수의 효율과 총소음도에 대한 영향을 분석하고, 최적설계에 의한 평형해에 해당하는 축류송풍기 날개의 제원을 제시하였다. 평균반경에서는 코드길이는 주어진 설계사양에서 0.2059m일 때 소음을 최소화하고 0.1254m일 때 효율을 최대화한다. 이에 대한 평형최적해로서 0.1809m의 코드길이 결정되었다.

4) 향후과제로서 실험데이터 보안을 통한 간섭소음의 보다 정확한 예측, 저주파수대소음 및 덕트소음의 예측, 직경, 허브비, 회전수 등 보다 다양한 설계변수들을 도입한 최적설계가 제시되었다.

참 고 문 헌

- Horlock, J.H., 1958, Axial Flow Compressors, Butterworth.
- John, I.A. et al., 1965, Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors, NASA SP-36.
- Lieblein, S. 1959, "Loss and Stall Analysis of Compressor Cascades", Trans. ASME, J. of Basic Engg., Vol.81, No.4, pp.387-400.
- Koch, C.C., Smith, L.H.Jr., 1976, "Loss Sources and Magnitudes in Axial-Flow Compressors", ASME J. of Engg. for Power, Vol.102, No.4, pp.782-789.
- Lakshminarayana, B., Horlock, J.H., 1963, "Review ; Secondary Flows and Losses in Cascads and Axial-Flow Turbomachines", Int. J. of Mech. Sci., Vol.5, pp.287-307.
- Lakshminarayana, B., 1970, "Methods of Predicting the Tip Clearances Effects in Axial Flow Turbomachinery", ASME J. of Basic Engg., Vol.92, No.4, pp.467-482.
- 임진식, 정명균, 1987, "3차원 익형을 갖는 축류압축기의 효율과 중량예측", 대한기계학회 논문집, 11권 14호, pp.648-652.
- 이상섭, 1992, "축류송풍기의 성능 예측 및 설계프로그램 개발", 한양대학교.
- Sharland, L.J., 1964, "Sources of Noise in Axial Flow Fans", J. of Sound and Vib., Vol.1, pp.302-322.
- Longhouse, R.E., 1977, "Vortex Shedding Noise of Low Tip Speed, Axial Flow Fans", J. of Sound and Vib., Vol.49, pp.25-46.
- Wright, S.E., 1976, "The Acoustic Spectrum of Axial Flow Machines", J. of Sound and Vib., Vol. 45, pp.165-223.
- Fukano, T., Kodama, Y., Takamatsu, Y., 1977-78, "Noise Generated by Low Pressure Axial Flow Fans", I-III, J. of Sound and Vib., Vol.50, pp.63-88(I, II), Vol.56, pp.261-277(III)
- McCune, J.E., Kerrebrock, J.L., 1973, "Noise from Aircraft Turbomachinery", Annual Review of Fluid Mechanics, Vol.5, pp.281-300.
- Cumpsty, N.A., 1989, Compressor Aerodynamics, Longman.
- Reddy, Y.R., Kar, S., 1971, "Optimum Vane Number and Angle of Centrifugal Pumps with Logarithmic Vanes", ASME J. of Basic Engg., Vol.93, pp.411-425.
- Rao, S.S., Gupta, R.S., 1980, "Optimum Design of Axial Flow Gas Turbine Stage", Part I, II,

- ASME J. of Engg. for Power, Vol.102, pp.782-797.
17. Chang, L.K., Sullivan, J.P., 1984 "Optimization of Propeller Blade Twist by an Analytical Method", AIAA Journal, Vol.22, No.2, pp.252-255.
 18. Rizk, M.H. Jou, W.H., 1986. "Propeller Design by Optimization", AIAA Journal, Vol.24, No.9, pp.1554-1556.
 19. 임진석, 정명균, 1988, "축류압축기의 설계최적화 : (II) 최적화 및 설계민감도 해석", 한국항공우주학회지, 16권 1호, pp.30-42.
 20. Gutin, L., 1947, "On the Sound Field of a Rotating Propellor", NACA TM 1195
 21. Norton, M.P., 1989, Fundamentals of Noise and Vibration Analysis for Engineers, Cambridge University Press, Cambridge.
 22. Cassis, J.H., Schmit, L.A.Jr., 1976, "Application of a Quadratic Extended Interior Penalty Function", Int.J. for Numerical Methods in Engineering Vol. 10, pp.3-23.
 23. Haftka, R.T., Starnes, J.H. Jr., 1976, "Application of a Quadratic Extended Interior Penalty Function for Structural Optimization", AIAA Journal, Jun. Vol.14, No.6, pp.718-724.
 24. Vanderplaats, G.N., 1984, Numerical Optimization Techniques for Engineering Design, McGraw-Hill.
 25. Arora, J.S., 1989, Introduction to Optimum Design, McGraw-Hill.
 26. Champion Blower & Forge, Inc., Production Information Handbook.