

헬리콥터의 고속충격소음 감소를 위한 블레이드 평면형상 최적화

채 상현,¹ 양 총 모,² 정 신 규,³ Takashi Aoyama,² Shigeru Obayashi,³ 이 관 중*⁴

BLADE PLANFORM OPTIMIZATION FOR HSI NOISE REDUCTION OF HELICOPTER

Sanghyun Chae,¹ Choongmo Yang,² Shinkyu Jung,³ Takashi Aoyama,² Shigeru Obayashi,³ and Kwanjung Yee*⁴

The objective of this research is to design blade planform to reduce high speed impulsive(HSI) noise from a non-lifting helicopter rotor using CFD method and optimization techniques. As for the aero-acoustic analysis, CFD technique for aerodynamic analysis and Kirchhoff's method for the acoustic analysis were used. As for the optimization method, Kriging-based genetic algorithm(GA) model as a high-fidelity optimization method was chosen. Design variables and constraints are determined for arbitrary blade planform. The result shows that the optimized blade planform with high swept-back and taper ratio can reduce HSI noise by suppressing generation of the strong shock wave on blade surface and propagation of the noise to the farfield flow region.

Key Words : 고속충격소음(High Speed Impulsive Noise), Kriging 모델(Kriging Model), 유전자 알고리즘(Genetic Algorithm), Kirchhoff법(Kirchhoff's Method), 최적설계(Optimization Design)

1. 서 론

헬리콥터는 수직이착륙 및 제자리 비행이 가능하여, 고정익기와 같은 일반적인 운송, 여객 임무 뿐 만 아니라 산불진화, 인명구조, 방송 등과 같은 다양한 목적으로 활용되고 있다. 그리고 고정익기에 비해 많은 이착륙 공간을 필요로 하지 않기 때문에, 보다 도심에 대한 접근성이 높다. 하지만 로터에 의해 발생하는 소음문제 때문에 헬리콥터의 다양한 활용성이 제한되고 있다. 그중 고속충격소음(High Speed Impulsive noise : 이하 HSI 소음)은 블레이드와류간섭 소음(Blade Vortex Interference noise)과 함께 헬리콥터가 가지고 있는 가장 큰 소음문제 중 하나이다.

HSI 소음은 Fig. 1과 같이 방위각($\psi = 90^\circ$)에서 회전익의 상대속도가 최대가 될 때, 로터면에서 발생한 충격파가 주위

로 전파되면서 발생한다. 이때 충격파에 의한 순간적인 압력 변화 때문에, 관측자는 큰 소음을 느끼게 된다 그리고 충격파는 전진속도가 빨라질수록 강도가 증가하기 때문에, HSI 소음의 크기 역시 증가하여 헬리콥터의 최대전진속도와 도심 접근성을 제한하게 된다. HSI 소음에 대한 보다 자세한 내용은 Schmitz와 유명훈의 HSI 소음에 대한 이론과 실험 연구결과를 정리한 보고서[1]를 참조하기 바란다.

기존의 HSI 소음에 관한 연구[1-3]는 간단한 파라미터에 의한 익단형상의 변화를 통해 HSI 소음 감소가 가능함을 보였다. 이후 최적화 기법을 이용한 형상 최적화 연구가 이루어졌으나, 대부분의 연구에서는 공력성능 향상이 주목적이고 소음감소는 보조적으로 다루어졌다. 이상욱, 권오준[4]은 일정한 추력에 대한 비점성 토크를 감소시키기 위한 블레이드 형상 최적화를 수행한 바 있으나, 공력성능 향상만을 목적으로 하였다. Xue 외 2명[5]은 헬리콥터의 성능해석을 위한 COPTER 코드와 공음양학적 성능 예측을 위한 포텐셜 기법을 결합하여, 공력성능과 소음특성이 향상된 3차원 천음속 헬리콥터 로터의 설계를 수행하였다. 하지만 포텐셜 기법은 충격파를 예측하기에 다소 부족함이 있었다. Collins 외 6명[6]은 저신뢰도, 고신뢰도 해석도구와 Pareto Frontier 기법을 이용하여, 공력성능향상과 소음저감을 목적으로 하는 HART 모델의 로터 설계를 수행하였다. 하지만 BO-105의 로터를 기반으로 하여

접수일: 2008년 12월 26일, 수정일: 2008년 3월 9일,
계재확정일: 2009년 3월 13일.

1 정회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

2 일본항공우주연구개발기구 수치해석그룹

3 일본동북대학교 유체과학연구소

4 정회원, 부산대학교 항공우주공학과

* Corresponding author, E-mail: daedalus@pusan.ac.kr

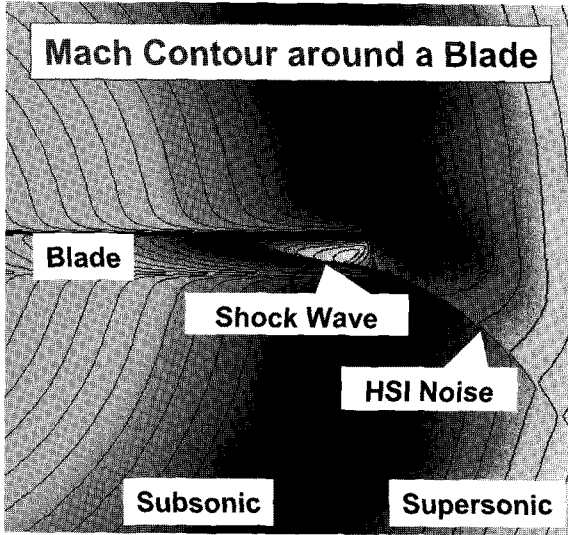


Fig. 1 HSI noise generation

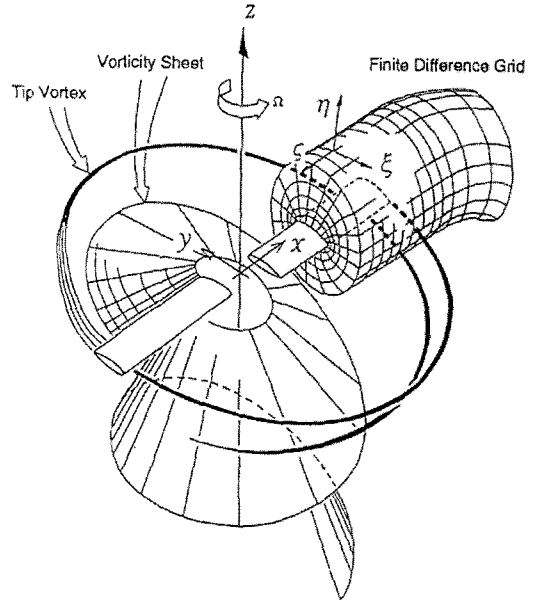


Fig. 2 Blade coordinate system and grid[7]

간단한 형상설계를 하는데 그쳤다.

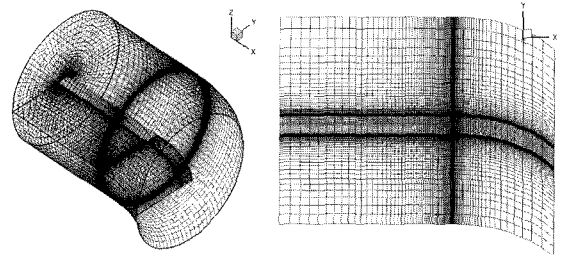
이와 같이 기존에는 HSI 소음 감소를 주목적으로 하는 다양한 형상에 대한 설계가 수행된 바가 없었다. 따라서 본 연구에서는 CFD와 Kirchhoff법을 이용한 HSI 소음 예측기법과 Kriging기반의 GA방법을 사용하여 HSI 소음저감을 목적으로 하는 임의의 로터 평면형상 최적화를 수행하였다.

2. 해석방법

2.1 전산유체해석법

로터 주위 유동장 해석을 전산유체수치해석법이하 CFD)으로 해석하였고, 3차원 비정상 오일러 방정식을 지배방정식으로 사용하였다. 그리고 블레이드 주변의 회전 Cartesian 좌표계(x, y, z)상에서 계산공간을 곡선격자로 표현하였기 때문에, Cartesian 좌표계에서 곡선좌표계(ξ, η, ζ)로 변환시켰다(Fig. 2). 지배방정식을 풀기 위한 수치해법으로 유한차분법이 사용되었고, 우변의 비점성항에 대해서는 TVD를 기반으로 한 4차 풍상차분법이 적용되었다. 그리고 전진 비행시 비정상해를 얻기 위해 뉴턴 반복법이 추가 되었다. CFD 기법에 대한 보다 상세한 내용은 Ref.[8]을 참조하기 바란다.

실계변수에 의한 평면형상 변화를 고려하기 위해, 대수적 방법으로 격자를 생성하였다. 격자형태는 O-H형이고, 총 격자수는 592,500개(79×150×50)이다(Fig. 3(a)). 그리고 로터면 위에는 7,900개(79×100)의 격자가 배치되었다. 또한 외부로 전파되는 충격파가 방사되는 현상을 보다 정확히 예측하기 위해 Fig. 3(b)에서 격자의 평면도와 같이 로터 익단으로부터 외부



(a) Perspective view of grid

(b) Top view of grid

Fig. 3 Grid system

의 격자형상이 후방으로 휘어지도록 생성하였다.

2.2 Kirchhoff법을 이용한 HSI소음 측정

로터에서 멀리 떨어진 외부공간에서의 음압을 측정하기 위해서 CFD와 Kirchhoff법을 결합시켰다. 이 기법에서 CFD는 로터 주위의 압력분포를 계산하기 위해 사용되고, 로터에서 멀리 위치한 관측지점에서의 음압은 Kirchhoff법을 사용해 계산하였다. Fig. 4에 보이는 모든 음원을 포함한 경계면, 즉 Kirchhoff면에서의 압력치와 유속을 이용하여 관측점에 미치는 영향을 계산하게 된다. 여기서 Kirchhoff면 위의 CFD해가 관측점의 음압을 계산하기 위한 압력원이 된다. 그러므로 CFD의 해가 충격파와 같은 비선형 효과를 예측하게 되면

Kirchhoff법에서도 비선형 효과가 포함된 음파 압력을 계산할 수 있게 된다. 본 연구에서 사용된 오일러 코드는 앞 절에서 언급한 바와 같이 4차 풍상차분법에 의해 정확한 충격파 해석이 가능하기 때문에 HSI 소음을 예측하기에 충분하다.

Kirchhoff면은 Fig. 4와 같이 CFD의 격자와 일치하도록 정의되었다. Kirchhoff면의 크기와 위치는 CFD상의 격자 위치 변경에 따른 해석치의 민감도 분석을 통해 정의하였으며, 그 위치는 X축 방향으로 1.1R, 원주방향으로 로터 코드길이의 약 4배가 되도록 결정하였다. 계산결과를 실험치[10]와 비교하여 검증하였으며, Fig. 5와 같이 유사한 결과를 획득하였다.

Kirchhoff법에 대한 보다 상세한 내용은 Ref.[9]를 참조하기 바란다.

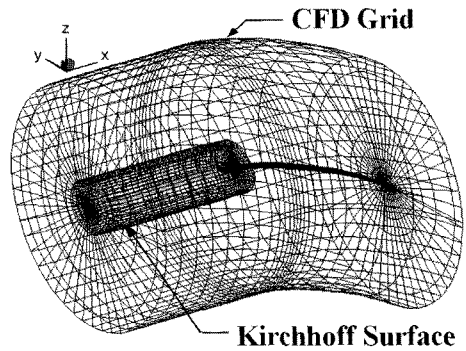


Fig. 4 Kirchhoff surface in grid system[9]

2.3 Kriging 모델 기반의 GA법(Kriging based Genetic Algorithm)

Kriging 모델은 근사모델기법 중의 하나로서, 이미 계산된 샘플점을 이용하여 계산되지 않은 점에서의 값을 예측하는 기법이다. 이러한 근사기법을 통해 해석시간을 단축시킬 수 있기 때문에 설계분야에 대한 적용이 활발히 이루어지고 있다. 그러나 근사함수는 부정확성을 내포하고 있기 때문에 이를 이용하여 최적화를 수행 시 정확한 최적점 탐색이 어려울 가능성이 있다.

이와 같은 단점을 극복하기 위해, Kriging 모델 기반의 GA 법에서는 Expected Improvement(이하 EI)라는 평가값을 GA를 사용해서 탐색한다. 목적함수 최소화 설계 문제에서 EI는 아래와 같은 식으로 표현된다.

$$E[\hat{I}] = (f_{\min} - \hat{y})\Phi\left(\frac{f_{\min} - \hat{y}}{s}\right) + s\phi\left(\frac{f_{\min} - \hat{y}}{s}\right) \quad (1)$$

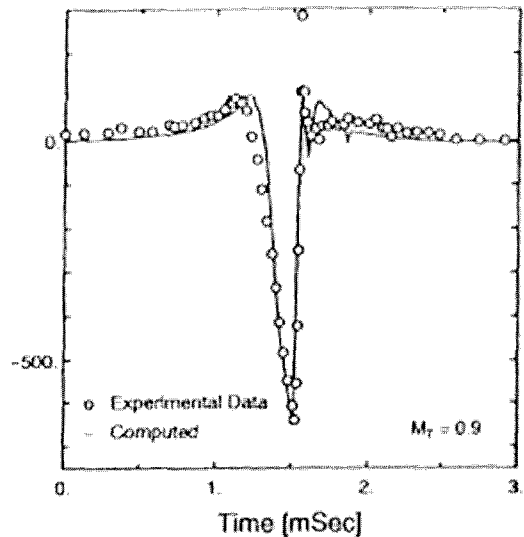


Fig. 5 Acoustic pressure validation[9,10]

여기서, f_{\min} 은 샘플점 중의 최소값, \hat{y} 는 Kriging 모델의 예측치, s 는 Kriging 모델의 평균오차제곱근, Φ 와 ϕ 는 누적분포함수, 확률밀도함수를 의미한다. 이와 같이 EI는 f_{\min} 보다 낮은 값이 존재할 확률과 근사함수의 불확실성을 나타낸다. 그러므로 EI 값이 최대가 되는 점을 추가 샘플점으로 선택하여 근사모델을 재구축하면, 근사모델의 정확도 향상과 전역 최적점 탐색이 동시에 가능하게 된다. 그리고 EI의 최대치 탐색 시 GA를 사용하여, 목적함수의 수나 설계변수의 수에 관계없이 전역최적점 탐색이 가능하도록 하였다.

본 연구에서는 HSI 소음 해석에 많은 계산자원이 소모되므로, Kriging 모델 기반의 GA법은 계산시간을 단축시켜 효율적이면서, 최적점에 대한 신뢰도가 높은 최적설계방법을 제공할 것이라 판단하였다. 이 최적화 방법의 흐름도는 Fig. 6과 같고, 수행절차는 아래와 같다.

- 1) 초기 샘플점을 'Improved Distributed Hypercube Sampling' [11]으로 선택
- 2) 샘플점에 대해서 CFD 기법에 의해 해석 수행
- 3) 샘플점을 이용하여 Kriging 모델 구축
- 4) GA의 시작: 초기 집단해 선택과 Kriging 모델을 이용한 각 객체의 적합성 평가
- 5) 부모해 선택
- 6) 교차와 변이
- 7) Kriging 모델을 이용한 새로운 세대의 적합성 평가
- 8) 100세대까지 진화되지 않았다면 5번 과정부터 반복
- 9) EI를 사용하여 추가 샘플점 선택
- 10) 추가 샘플점에 대한 CFD 해석을 수행하고, 수렴할 때까지 3번 과정부터 반복(수렴조건 : 현재 최적점이 5번 이상 반복해도 변하지 않으면 수렴했다고 판정).

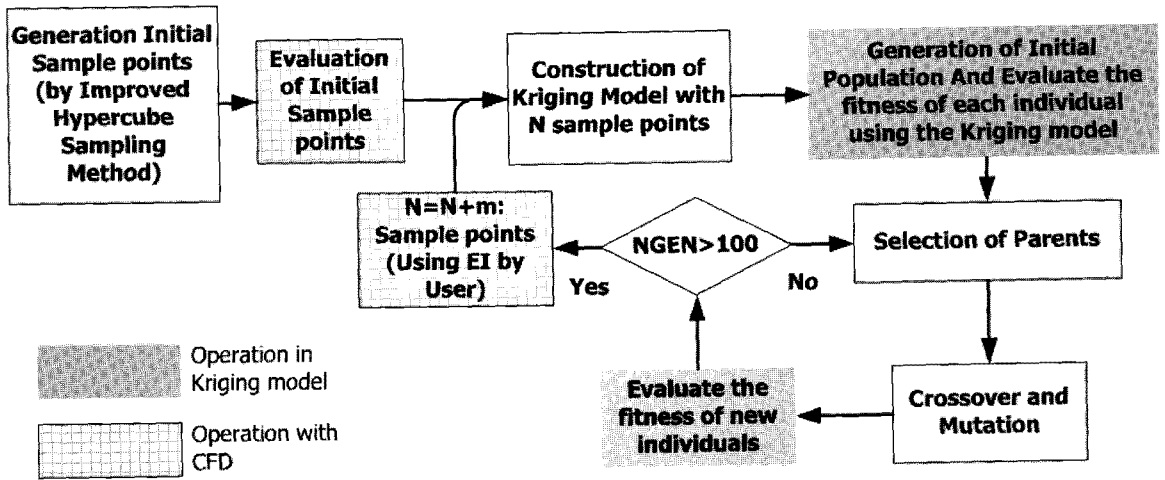


Fig. 6 Flow chart of design procedure

설계방법에 대한 보다 상세한 내용은 Ref.[12]를 참조하기 바란다.

3. 설계문제정의

3.1 목적함수

HSI 소음의 저감을 위한 형상설계를 위해 다음과 같이 목적함수를 정의하였다.

$$\phi = \text{Minimize } |\text{Negative Peak Pressure}| \quad (2)$$

목적함수는 HSI 소음의 크기를 정량적으로 나타낼 수 있어야 하는데, 앞서 설명하였듯이 HSI 소음은 충격파에 의한 압력변화에 의해 발생하므로, 관측 위치에서 음압분포의 최저치는 HSI 소음의 세기를 잘 나타낼 수 있다(Fig. 7). 그러므로 최저압력치 절대값의 최소화를 목적함수로 정의하였다.

정확한 HSI 소음 측정을 위해서는 고속전진비행하는 로터의 유동장을 CFD로 계산하고, 관측점에서 음압을 Kirchhoff법으로 예측하여야 한다. 하지만 HSI 소음에 관한 기존연구[1-3]에 의하면, 비양력 제자리 비행에서도 전진비행 시 방위각 ($\psi = 90^\circ$)의 익단속도와 같다면 충분히 HSI 소음 예측이 가능하다고 하였다. 그래서 본 연구에서는 비양력 제자리 비행 상태에서 $M_{tip} = 0.9$ 일 때 로터 주위의 유동장을 계산하였다.

그리고 설계 시 계산 효율을 높이기 위해, Fig. 7과 같이 멀리 떨어진 관측점($r/R=3.0$)에서의 음압분포와 로터 근처($r/R=1.11$)에서의 음압분포의 형태는 유사하다는 사실을 이용

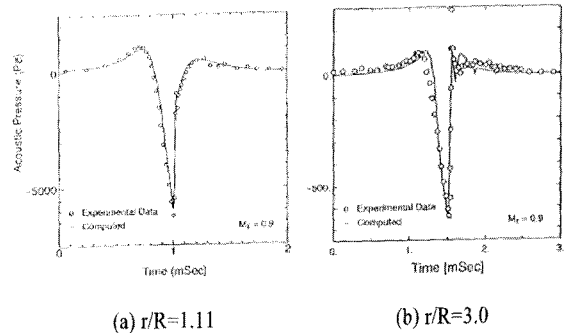


Fig. 7 Measured and calculated waveform of HSI noise at different observer positions[9]

하였다. Fig. 7에서 로터근처($r/R=1.11$)에서의 음압분포는 CFD에 의해 계산된 압력값이므로, 최적화 수행 시 Kirchhoff법에 의한 해석 없이 CFD에 의해 계산된 로터 근처의 압력분포만 사용하여 설계 과정 중 계산시간을 단축시켰다. 대신 최적화 결과 형상은 Kirchhoff법으로 다시 계산하여 정확한 소음을 측정하였다.

3.2 설계변수 정의

이전의 연구[13]에 사용된 설계 변수 정의를 토대로 임의의 형상을 다룰 수 있도록 설계 변수를 제정의 하였다. 이전의 연구에서는 익단형상의 조그만 변화에 의해서도 고속충격 소음이 크게 줄어들 수 있다는 사실을 확인 하였지만, 강한 제약조건과 간단히 정의된 설계변수 때문에 최적형상이 초기 형상에서 크게 변화하지 않았다. 이번 연구에서는 보다 다양한 로터평면형상에 대해 설계를 수행하기 위해 잘알려진 보

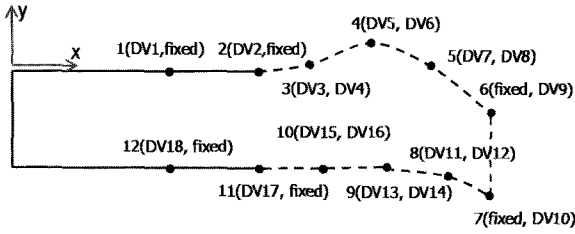


Fig. 8 Definition of design variables(DV)

간법 중의 하나인 Cubic B-Spline을 이용했다. Cubic B-Spline은 3차방정식을 사용하여 곡선을 생성하기 때문에 2차 연속성을 보장할 수 있는 장점이 있다. 그리고 설계 변수는 Fig. 8과 같이 Spline곡선을 생성하기 위한 제어점의 좌표로 정의하였다.

총 18개의 변수로 정의되었으며, 과도한 형상변화를 제한하기 위해 Table 1과 같은 설계범위를 설정하였다. DV1과 DV18은 형상을 크게 변화시키지는 않지만 제어점 2번과 11번에서 기울기에 영향을 미친다.

이와 같은 설계변수정의를 이용하여 Fig. 9와 같은 다양한 로터 평면형상을 생성할 수 있었다. 생성된 형상 중 로터 제작 또는 CFD 해석을 위한 격자생성이 어려운 형상이 보이는

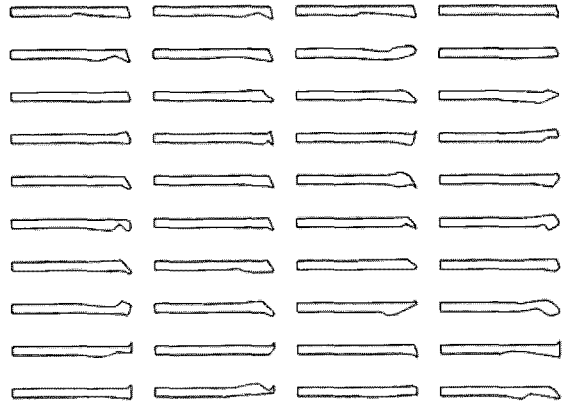


Fig. 9 Examples of arbitrary planforms

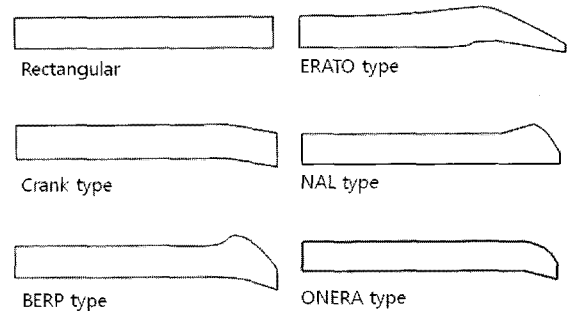


Fig. 10 Baseline and reference shapes

Table 1 Boundaries of design variables

설계변수	위치	범위
DV1	Point 1의 x	$0.0R \leq DV1 \leq 0.5R$
DV2	Point 2의 x	$0.5R \leq DV2 \leq DV3$
DV3	Point 3의 x	$DV2 \leq DV3 \leq DV5$
DV4	Point 3의 y	$-0.5C \leq DV4 \leq 0.5C$
DV5	Point 4의 x	$DV3 \leq DV5 \leq DV7$
DV6	Point 4의 y	$-0.5C \leq DV6 \leq 0.5C$
DV7	Point 5의 x	$DV5 \leq DV7 \leq 0.98$
DV8	Point 5의 y	$-0.5C \leq DV8 \leq 0.5C$
DV9	Point 6의 y	$-1.5C \leq DV9 \leq DV10 \leq 0.5C$
DV10	Point 7의 y	$-1.5C \leq DV9 \leq DV10 \leq 0.5C$
DV11	Point 8의 x	$DV13 \leq DV11 \leq 0.98$
DV12	Point 8의 y	$-1.5C \leq DV12 \leq 0.5C$
DV13	Point 9의 x	$DV15 \leq DV13 \leq DV11$
DV14	Point 9의 y	$-1.5C \leq DV14 \leq 0.5C$
DV15	Point 10의 x	$DV17 \leq DV15 \leq DV11$
DV16	Point 10의 y	$-1.5C \leq DV16 \leq 0.5C$
DV17	Point 11의 x	$0.5R \leq DV2 \leq DV15$
DV18	Point 12의 x	$0.0R \leq DV1 \leq 0.5R$

데, 이러한 형상을 걸러내기 위해 제약조건을 정의하였다. 제약조건은 다음절에서 다루겠다.

설계 기본 형상은 직사각형 평면형상으로 선정하였으며, 그 외 현존하는 로터 평면형상을 Fig. 10과 같이 추가하여 최적형상의 성능과 비교하였다. 익형은 NACA0012로 고정하여, 평면형상의 차이만 고려하였다.

3.3 제약조건 정의

생성된 평면형상은 Fig. 11과 같이 수치해석 혹은 실제 제작이 불가능한 형상이 포함되어 있었다. 이를 최소 코드길이 제한, Spline 곡선 제한, 곡률제한 조건을 부과하여 설계과정 중 걸러낼 수 있게 하였다.

선행연구[13]에서 면적을 기본형상과 같도록 제약조건을 부과 하였는데, 형상변화의 폭이 크지 않았다. 본 연구에서는 가능한 다양한 평면형상을 탐색하기 위해 기본형상 면적의 $\pm 4\%$ 이내의 면적까지 허용가능 하도록 하였다. 여기서 면적 허용치는 Fig. 12와 같이 BERP로터의 평면면적과 비교한 결과 기본형상의 면적보다 4%정도 크기 때문에 면적 제약조건

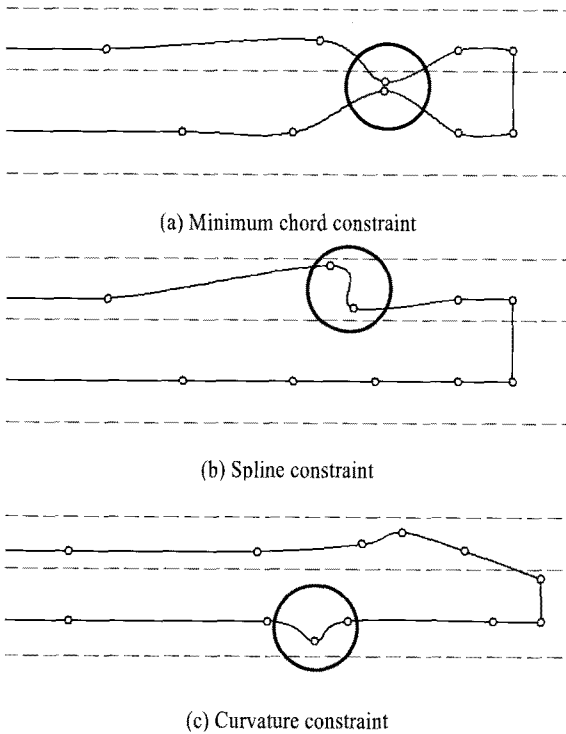


Fig. 11 Constraints for planform generation

을 기본형상의 ±4%로 설정하였다. BERP로터의 경우 현재 실기에서 사용되고 있는 로터 중 익단에서의 면적변화가 크기 때문에 적절한 기준이 된다.

4. 최적 설계 결과

4.1 Kriging 모델의 검증

Kriging 모델 기반의 GA법은 총 7차례 반복 되었으며, 이 이후에도 13차례까지 진행해 보았지만 최적치에 변동은 없었기 때문에, 수렴하였다고 판정하였다. 그러나 근사모델의 예측값을 기반으로 하여 최적화를 수행하였으므로 Kriging 모델의 정확도를 검증할 필요가 있었다.

Kriging 모델의 검증 방법으로는 교차검증법(Cross Validation)[14]을 사용하였다. 이 방법은 한 샘플점을 제외하고 Kriging 모델을 구축하여 제외한 샘플점에서의 예측값과 실제값의 차이를 통해 정확도를 검증한다. Fig. 13은 x축에 CFD에 의한 결과값, y축에 Kriging 모델의 예측값을 나타내었다. 만약 Kriging 모델이 CFD 해석과 정확히 일치한다면 모든 점들은 Fig. 13의 파선 위에 분포할 것이다. 최종 샘플점들은 거의 대각선 근방에 분포하고 있어 Kriging 모델이 어느 정도

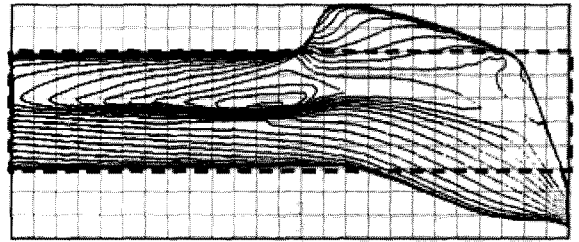


Fig. 12 Comparison of baseline and BERP Planform area

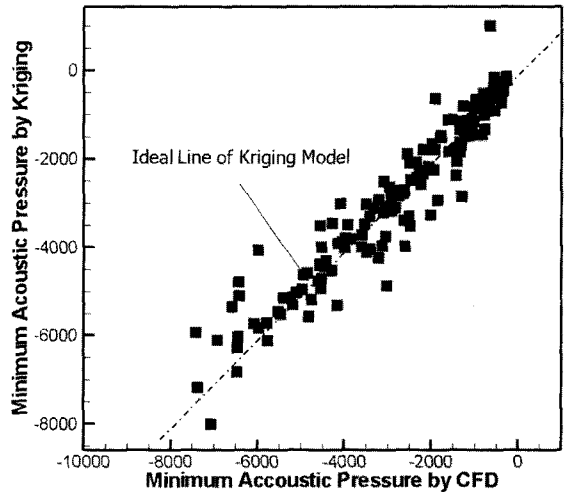


Fig. 13 Comparison between CFD result and Kriging model estimation by cross-validation

CFD와 유사하다고 판단할 수 있다.

보다 정량적인 검증을 위해 Standardized Cross-Validated Residual[14]을 사용했다. 이 값은 Kriging 모델의 평균오차제곱근에 해당 위치에서의 오차에 대한 비로 나타내어진다

$$Residual = \frac{y(x_i) - \hat{y}_{-i}(x_i)}{S_{-i}(x_i)} \quad (3)$$

위 식에서 $y(x_i)$ 는 x_i 에서 CFD에 의해 계산된 값으로 Fig. 13의 x축에 해당하고, $\hat{y}_{-i}(x_i)$ 는 x_i 를 제외하고 구성된 Kriging 모델의 x_i 에서의 예측값으로 Fig. 13의 y축에 해당하는 값이다. $S_{-i}(x_i)$ 는 x_i 를 제외하고 구성된 Kriging 모델의 평균오차제곱근이다.

Fig. 14에서 볼 수 있듯이 모든 샘플점이 99.7%의 신뢰구간에 분포하고 있기 때문에, 최적화에 사용된 Kriging 모델은 충분한 정확도를 가지고 있다고 판단할 수 있다[14].

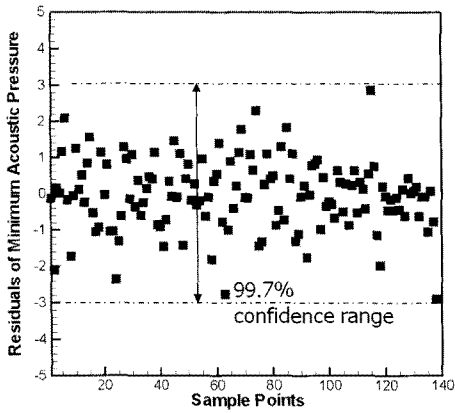


Fig. 14 Standardized cross-validated residual

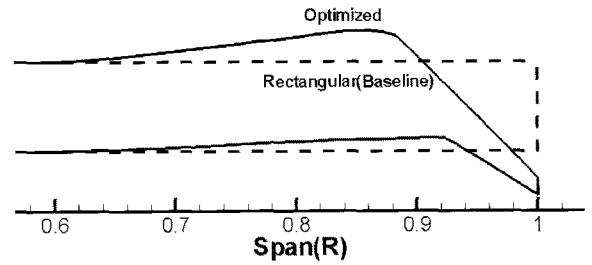


Fig. 17 Comparison of baseline and optimum shape

4.2 최적화 결과

최적화 설계 결과, 초기 샘플과 설계과정 동안 추가된 샘플점의 목적함수와 공력성능을 Fig. 15에 나타내었다. 목적함수인 최저압력치는 y축에 나타내었고, 각 형상의 공력성능을 비교하기 위해 콜렉티브 피치 2°에서 계산된 C_T/σ 를 x축에 나타내었다.

Fig. 15 내부의 화살표는 최적화 방향을 나타낸다. 현재 설계문제의 목적함수는 최저압력치의 절대값을 최소화하는 것이지만, y축에 최저압력치를 절대값 없이 표현하였기 때문에 최대화 문제처럼 나타나게 되었다.

기본형상 및 참조형상들과의 성능을 비교해보면 HSI 소음에 있어서는 상당한 감소를 보였지만, 공력성능 C_T/σ 는 참조형상들에 비해 낮은 값을 가지고 있음을 볼 수 있다.

Fig. 16은 최종 샘플점의 제약조건을 나타내는데, x축에는 기본형상에 대한 면적비, y축에는 익단에서의 최소코드 길이를 보여주고 있다. 제약조건을 위반한 샘플점은 없지만, 익단에서 코드길이가 제약조건 of the 경계 부근에 집중 것을 볼 수 있다. 현재 익형을 NACA0012로 고정시켰기 때문에, 코드길이가 짧아지면 두께도 같은 비율로 줄어들어 충격파 발생을 지연시키는 효과가 있기 때문에, 최적화 진행이 되면서 추가 샘플점들이 짧은 익단코드길이 쪽으로 집중되는 것으로 보인다.

Fig. 17은 최적화 형상과 기본형상을 보여준다. 최적화 형상은 약 0.85R 이후에서 높은 테이퍼비와 높은 후퇴각을 가지고 있는 것이 특징이다. 이러한 최적화 형상은 4번째 반복과정에서 도출되었는데, 이 과정에서 추가된 형상들은 Fig. 18과 같이 모두 고테이퍼비와 후퇴각이 있는 형상을 하고 있고, Fig. 15에서 볼 수 있듯이 서로 유사한 HSI 소음 특성과 공력성능을 가지고 있다.

최적화 형상과 기본형상의 음압분포를 Fig. 19에 나타내었다. 여기서 음압분포는 3.1절에서 설명하였듯이 Kirchhoff법을 사용하여 $r/R=3.0$ 의 위치에서 계산한 음압분포이다. 이 결과는 최적형상의 최저압력치가 기본형상에 비해 약 82% 감소되었음을 보여준다.

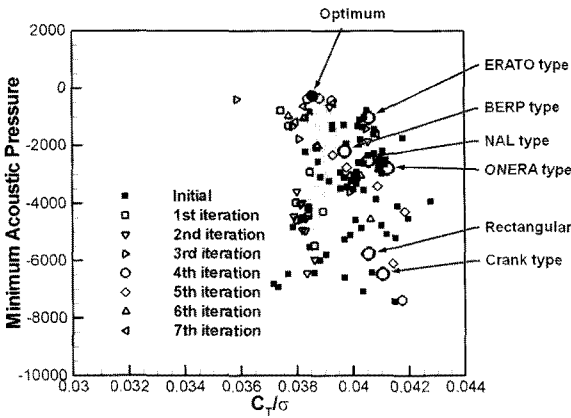


Fig. 15 Objective and aerodynamic performance of sample points

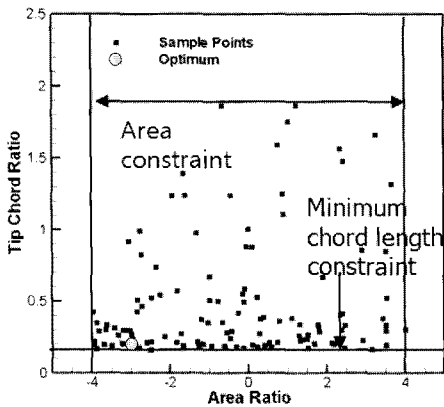


Fig. 16 Constraints of sample points

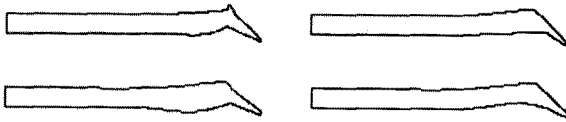


Fig. 18 Planform shapes on 4th iteration

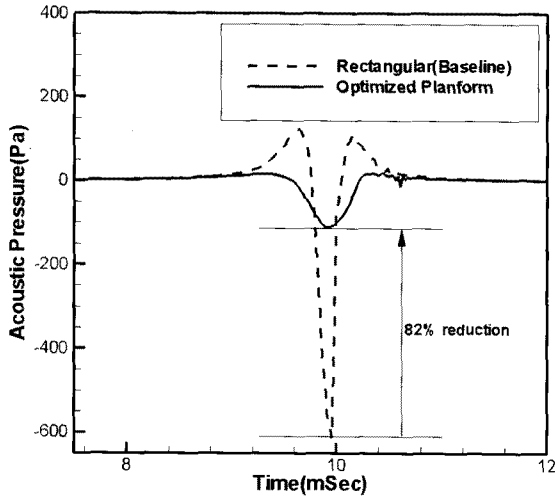


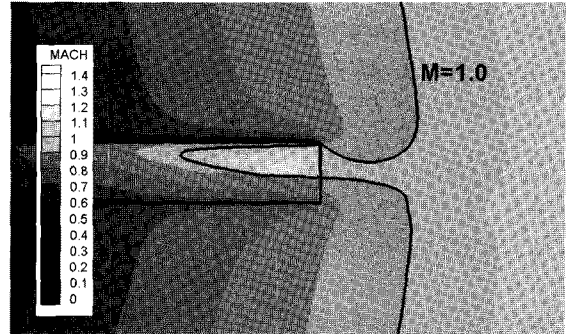
Fig. 19 Acoustic pressure comparison between baseline and optimum

Fig. 20은 기본형상과 최적형상 익단 주위의 마하수 분포를 보여주고 있는데, 최적형상의 경우 로터면 위에서 초음속 영역이 기본형상에 비해 상당히 줄어든 것을 볼 수 있다. 이것은 최적화 형상에 의해 충격파의 세기가 줄어들었음을 보여준다.

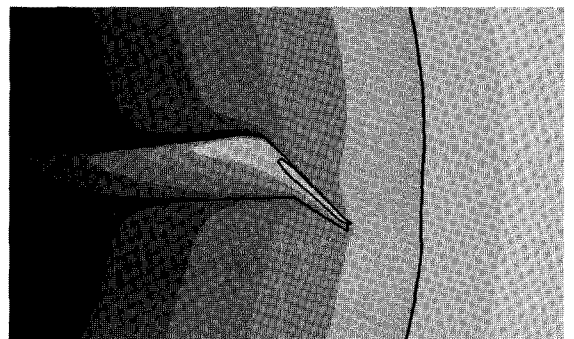
5. 결 론

CFD와 Kirchhoff법을 결합한 소음해석도구와 Kriging 모델 기반의 GA법을 이용하여 임의의 로터 평면 형상에 대해 HSI 소음 감소를 위한 최적화 설계를 수행하였다. 최적화 결과, 기본형상에 비해 82%의 최저음압의 절대치가 감소되었고, 기존의 평면형상에 비해서도 상당히 HSI 소음 감소가 이루어진 형상을 도출하였다. 이 형상은 고테이퍼비와 후퇴각을 가진 것을 특징으로 한다.

고테이퍼비와 후퇴각이 있는 형상은 충격파 발생을 지연시킨다고 잘 알려져 있으나, 본 연구에서는 이러한 형상모사를 위한 파라미터 정의 없이, 임의의 형상에 대해 최적화 설계를 시도하였음에도 같은 특징이 드러나는 최적형상을 도출하였다. 이 같은 사실에서 현재 최적화 문제 정의 및 결과가 물리



(a) Baseline



(b) Optimum shape

Fig. 20 Mach contour comparison between baseline and optimum

적으로 합당하다는 것을 반증할 수 있었다. 또한 로터의 평면형상만을 고려했을 때 HSI 소음을 감소시키기 위한 형상 요소는 이 두가지가 가장 크며, 그 외의 고려할 요소는 찾기 어렵다고 판단할 수 있었다.

하지만 여기서 HSI 소음 최적화를 위한 목적만 부과했기 때문에 구조적인 문제를 발생시킬 만큼 익단의 코드길이가 짧아졌다. 실제 적용 가능한 로터 설계를 위해서는 공력 성능을 고려하거나 구조적인 사항을 고려할 수 있는 계수를 목적함수나 제약조건으로 추가할 필요가 있다.

후 기

이 논문은 2008년도 정부재원(교육인적자원부 학술연구조성사업비)으로 한국학술진흥재단의 지원을 받아 연구되었음 (KRF-2008-314-D00170)

참고문헌

[1] 1983, Schmitz, F.H. and Yu, Y.H., "Helicopter Impulsive

- Noise: Theoretical and Experimental Status," *NASA TM 84390 and USAAVRADCOTR 83-A-2*.
- [2] 1983, Philippe, J.J. and Vuillet, A., "Aerodynamic Design of Advanced Rotors with New Tip Shapes," *39th Annual Forum of the American Helicopter Society*, St. Louis, Missouri, May.
- [3] 1993, Polacsek, C., Zibi, J. and Costes, M., "Helicopter Rotor Noise Predictions Using 3D Computed Aerodynamic Data for Different Blade Geometries," *Proceedings of the 19th European Rotorcraft Forum*, Paper No.B3, Como, Italy, Sep.
- [4] 2006, Lee, S.W. and Kwon, O.J., "Aerodynamic Shape Optimization of Hovering Rotor Blades in Transonic Flow Using Unstructured Meshes," *AIAA Journal*, Vol.44, No.8, pp.1816-1825.
- [5] 2006, Xue, S., Docker, B. and Narramore, J., "Integrated Aero-Acoustics Rotor Simulation and Design Optimization," *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Cambridge, Massachusetts, May 8-10.
- [6] 2008, Collins, K., Bain, J., Sankar, L., Egolf, T.A., Janakiram, R.D., Brentner, K. and Lopes, L., "Pareto Frontier Method for Multi-Disciplinary Optimization of Helicopter Rotors," *Presented at the American Helicopter Society Specialist's Conference on Aeromechanics*, San Francisco, CA, Jan. 23-25.
- [7] 1988, Purcell, T.W., "CFD and Transonic Helicopter Sound," *Proceedings of the 14th European Rotorcraft Forum*, Milano, Italy, Sept.
- [8] 1992, Aoyama, T., Kawachi, K. and Saito, S., "Unsteady Calculation for Flow-field of Helicopter Rotor with Various Tip Shapes," *18th European Rotorcraft Forum*, Paper No. B03, Avignon, France, Sep. 15-18.
- [9] 1996, Aoyama, T., Aoki, M., Kondo, N., Saito, S. and Kawachi, K., "Effect of Blade-Tip Shape on High-Speed Rotor Noise," *AIAA Paper 96-2380*.
- [10] 1979, Howell, D.A., Yu, Y.H. and Schmitz, F.H., "Hovering Impulsive Noise : Some Measured and Calculated Results," *Vertica* Vol.3.
- [11] 2002, Beachkofski, B.K. and Grandhi, R.V., "Improved Distributed Hypercube Sampling," *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Denver, CO, April 22-25.
- [12] 2005, Jeong, S., Obayashi, S. and Yamamoto, K., "Aerodynamic Optimization Design with Kriging Model," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.48, No.161, pp.161-168.
- [13] 2007, Chae, S., Yang, C., Aoyama, T. and Yee, K., "A Numerical Study on HSI Noise Reduction by Blade Shape Optimization," *21st Japan Computational Fluid Dynamics Symposium*, Tokyo, Japan, Dec. 19-21.
- [14] 2004, Jeong, S., Yamamoto, K. and Obayashi, S., "Kriging-Based Probabilistic Method for Constrained Multi-Objective Optimization Problem," *AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conference*, Chicago, Illinois, Sep. 20-22.