심층 신경망 기반의 최적 개별 블레이드 피치 제어 입력을 이용한 헬리콥터 로터의 동시 진동 감소 및 성능 향상

Simultaneous Vibration Reduction and Performance Improvement of a Helicopter Rotor using Deep Neural Network based Optimized Individual Blade Pitch Control

초록

본 연구에서는 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 중형 기동 헬리콥터의 로터에 2P 및 3P 작동 조합의 다중 조화 입력의 IBC을 적용하여 로터 진동 저감과 성능 향상을 동시에 시도한다. 다중 조화 IBC 입력 시나리오의 Pareto-optimal front를 신속히 얻기 위해 심층 신경망(DNN) 모델에 비지배 정렬 유전 알고리즘-II(NSGA-II)를 결합하여 최적 설계를 수행하였다. 최적화 연구로부터 (2P/1.12°/276.21°)+(3P/0.77°/172.73°)의 다중 조화 IBC 입력을 이용할 경우, 로터 허브의 진동을 63.44%만큼 최소화하면서 동시에 로터의 공기역학적 성능을 0.03% 소폭 상승시켰다. 또한, (2P/1.03°/240.84°)+(3P/0.50°/182.69°)의 다중 조화 IBC 입력은 로터의 공기역학적 성능을 0.31%만큼 최대화하면서 동시에 로터 허브의 진동을 31.36% 저감시켰다.

Key Words : Active rotor vibration control, Individual Blade pitch Control(IBC), Rotor performance improvement, Multiple harmonic inputs, Deep Neural Network(DNN), Non-dominated Sorting Genetic Algorithm-II(NSGA-II)

1. 서 론

헬리콥터의 주요 진동원은 주 로터(main rotor)의 진동이며, 로터 회전면(rotor disk)에서의 복잡한 공기역학적 특성과 회전하는 블레이드의 동역학 사이의 상호 작용으로 인해 발생한다. 고속 비행시, 로터는 후퇴면 영역의 동적 실속(dynamic stall) 및 역류(reverse flow) 현상과 전진면 끝단 영역에서의 압축성 효과 및 천음속 유동(transonic flow)으로 인해 극심한 진동을 겪는다. 하강 혹은 저속 비행시, 블레이드-와류 간섭(Blade-Vortex Interaction, BVI) 현상은 로터의 진동과 소음을 유발한다^(1,2). 이때 로터 허브에서는 로터 허브 진동 하중(rotor hub vibratory load)이 발생되며, 로터 허브를 통해 헬리콥터의 동체를 nN_bP(=nN_b/rev) 성분으로 가진한다⁽³⁾. 여기서 n, N_b, 및 1P(=1/rev)는 각각 정수, 블레이드 개수, 및 무차원화 된 로터의 회전 속도를 의미한다. 이러한 헬리콥터의 진동은 최대 비행 속도의 제한과 다양한 구조적 문제들을 야기하므로, 적절한 진동 제어 기법을 적용하여 nN_bP 성분의 로터 허브 진동 하중을 저감해야 한다.

로터 허브의 진동을 효과적으로 제어하기 위해, 로터 시스템에 작동기(actuator)를 부착하여 진동을 제어하는 능동 로터 진동 제어(active rotor vibration control) 기술이 연구 및 개발되었다. 고차 조화 피치 제어(Higher Harmonic pitch Control, HHC, Figure 1(a))⁽⁴⁻⁶⁾는 스와시플레이트(swashplate) 아래 위치한 작동기가 N_bP 성분으로 비회전부 스와시플레이트를 가진하여 회전 시스템인 로터 블레이드의 (N_b-1), N_b, 및 (N_b+1)P 성분의 피치 운동을 발생시킨다. 그러므로, 4개의 블레이드의 로터 시스템에 대해 3, 4, 및 5P의 작동 주파수(actuation frequency)만을 이용한 로터 진동 제어가 가능하다. HHC는 작동기가 비회전 시스템에 위치하여 구조가 단순하다는 장점이 있지만, 4개의 블레이드의 로터 시스템에 대해 로터의 진동 저감과 공기역학적 성능 향상에 동시에 효과적인 2P의 작동 주파수를 이용할 수 없다는 단점이 있다⁽⁶⁾. 전술한 HHC의 한계를 해결하기 위해 개별 블레이드 피치 제어(Individual Blade pitch Control, IBC, Figure 1(b))^(7,8)기법이 연구되었다. IBC는 피치-링크(pitch-link)에 IBC 작동기를 부착시켜 각 블레이드의 피치 운동을 개별적으로 제어하여 로터 진동을 저감한다. HHC와 IBC 모두 블레이드 받음각의 변화를 통하여 진동을 제어하는 방식이지만, IBC는 작동기가 회전 시스템에 위치하므로 작동 주파수의 제한이 없으며, 특히 4개의 블레이드의 로터 시스템에 대하여 2P의 작동 주파수의 이용이 가능하다는 장점이 있다⁽⁸⁾.

IBC를 활용한 다양한 실험적 및 수치 해석적 연구들이 수행되었다. 실물 크기(full-scale)의 UH-60A 로터에 단일 조화(single harmonic)의 IBC를 적용하여 다양한 비행 조건에 대해 로터 진동 저감, 성능 향상, 및 소음 저감에 대한 풍동 시험이 수행되었다⁽⁹⁻¹¹⁾. UH-60A의 기존의 피치-링크를 서보 유압(servo-hydraulic)의 작동기로 대체하고, 로터 양력(lift force), 추진력(propulsive force), 및 허브 롤 모멘트(hub roll moment)에 대한 추진력 트림(propulsive trim)이 적용되었다. 풍동 시험 결과, 3P의 작동을 이용한 IBC 입력은 4P 로터 허브 진동을 최소화하였으며, 특히 2P의 작동을 이용한 IBC 입력은 고속 비행시의 로터 성능을 향상시키고 하강 비행시의 BVI 소음을 감소시켰다. 풍동 시험의 결과와 RCAS/Helios를 사용한 고정밀 수치 해석 결과의 상호 비교 연구가 수행되었다⁽¹²⁾. 풍동 시험 결과와 수치 해석상 결과가 비교적 유사하였지만, 단일 조화 IBC 입력은 로터 진동을 저감하면서 동시에 로터 성능을 향상시키기 어려웠다. 실물 크기의 BO-105 헬리콥터 로터에 다중 조화(multiple harmonic)의 IBC 입력을 적용하여 로터 진동과 소음을 동시에 저감 시키고 단일 조화 IBC 입력 시 로터 성능의 변화를 살펴본 풍동 시험 연구가 수행되었다⁽¹³⁾. 하지만 해당 연구에서는 추진력 트림 기법을 적용하지 않아 로터 성능의 변화가 IBC 적용으로 인한 결과인지 검증되지 않았으며, 진동 저감과 성능 향상의 동시 연구는 수행되지 않았다.

회전익기 통합 해석 코드(rotorcraft comprehensive analysis code)인 CAMRAD II를 활용하여 고속 비행 시, Lift-offset 헬리콥터에 IBC를 사용하여 로터 진동 저감과 성능 향상을 동시에 얻기 위해 파라미터(parametric) 기반의 연구가 수행되었다^(14,15). 다중 조화 IBC 입력을 이용하여 로터 진동 저감과 성능 향상이 동시에 얻어졌으나, 파라미터 연구의 한계로 인해 로터 진동의 최소화와 성능 향상의 최대화를 위한 최적의 IBC 입력 시나리오는 탐색되지 않았다.

전술한 파라미터 연구의 한계를 극복하기 위해 IBC가 적용된 UH-60A 및 중형 기동 헬리콥터 (medium-class utility helicopter)의 로터에 대하여 Sequential Quadratic Programming(SQP) 기반의 IBC 입력 시나리오의 최적화 기법을 적용한 연구가 수행되었다^(16,17). 이를 통해 로터의 성능을 유지하면서 진동을 최소화하는 다중 조화 IBC 입력 조건의 최적해가 도출되었다. 그러나 전술한 최적화 기법은 미분 구배(differential gradient) 기반이므로 얻어진 최적해는 국부 최적해(local optimum solution)일 가능성이 있으며, 단일 목적 함수만을 고려하였기 때문에 로터 진동의 최소화에 초점이 맞춰졌다. 또한 두 연구는 반복 설계마다 DYMORE II 및 CAMRAD II 해석을 각각 수행하여 최적해를 도출하기 때문에 최적 설계에 상당한 시간이 소요되었다.

따라서 본 논문에서는 고속 비행(140 knots, 전진비(µ)=0.32) 시, 2P와 3P 작동의 조합의 다중 조화 IBC 입력을 중형 기동 헬리콥터 로터⁽¹⁷⁾에 적용하여 로터 진동을 최소화하면서 성능을 향상시키거나, 혹은 로터 성능을 최대화하면서 진동 저감을 시도한다. 이를 위하여 먼저, 2P 및 3P 작동 조합의 다중 조화 IBC 입력 시, 로터 진동 및 성능의 변화를 조사한 파라미터 연구(parametric study)를 CAMRAD II를 이용하여 수행한다. 이때, 얻어진 파라미터 연구 결과를 활용하여 IBC 입력 시, 로터 진동과 성능을 CAMRAD II 해석 수행 없이 예측하는 심층 신경망(Deep Neural Network, DNN)⁽¹⁸⁾ 모델을 구축한다. 이후, DNN 모델과 다중 목적 함수 기반의 유전자 알고리즘을 결합하여 로터 진동의 최소화와 성능 향상의 최대화를 동시에 고려한 다중 조화 IBC 입력의 Pareto-optimal front를 탐색한다.





From pilot From controller

(a) Higher Harmonic pitch Control(HHC)

(b) Individual Blade pitch Control(IBC)

Fig. 1. Active rotor vibration controls⁽⁵⁾

2. 본 론

2.1 중형 기동 헬리콥터 로터의 CAMRAD || 모델링

중형 기동 헬리콥터는 단일 주 로터-단일 꼬리 로터를 사용하며, 주 로터 시스템은 관절형 허브 시스템(articulated hub system)과 4개의 주 로터 블레이드로 구성되어 있다(Table 1).

	• •
Gross Weight, G.W.	7,280.2 kg
Maximum level flight speed	146 knots
Number of blades per main rotor, N_{b}	4
Main rotor radius, R	7.9 m
Main rotor rotational speed, Ω	272 RPM

- TADIE T. GEHEIALDIUDEILIES ULTIEUIUHI-CIASS UNIUV HEIICUDII	Table 1. General	properties	of medium-	-class i	utility	helicopt	er
---	------------------	------------	------------	----------	---------	----------	----

본 연구에서는 중형 기동 헬리콥터의 CAMRAD II 로터 단독 모델⁽¹⁷⁾을 사용한다(Figure 2). 각 블레이드는 11개의 비선형 탄성 보(nonlinear elastic beam) 요소를 이용하였으며, 스와시플레이트, 피치 링크, 및 피치 혼(pitch-horn)의 로터 조종 계통과 리드-래드 뎀퍼(lead-lag damper)를 구현하였다. 로터의 비정상 공력 하중(unsteady aerodynamic load)은 각 블레이드 당 21개의 공력 패널(aerodynamic panel)과 Table 형식의 에어포일 공력 DB를 이용하여 ONERA-EDLIN 모델로부터 계산하였다. 또한 Multiple-trailer wake model을 이용하여 로터 후류(wake)를 정교하게 구현하였다. 이때, 블레이드 끝단에서의 와류 중심(vortex core)의 초기 크기는 블레이드 시위(chord) 길이의 10%로 가정하였으며, 와류 중심의 성장(growth)을 Square-root 모델을 이용하여 나타내었다.



Fig. 2. CAMRAD II isolated rotor model⁽¹⁷⁾

본 연구의 CAMRAD II 모델링 시, IBC 작동기의 입력 신호를 대신하여 IBC 작동기로부터 생성되는 블레이드의 피치 운동을 직접 입력하여 IBC 시스템을 구현하였다. IBC 적용으로 인한 로터 진동 및 성능의 변화를 계산하기 위해 추진력 트림 기법을 적용하였다. 콜렉티브 피치 조종각(collective pitch control angle, θ_0), 횡 방향의 싸이클릭 피치 조종각(lateral cyclic pitch control angle, θ_{1c}), 및 종 방향의 싸이클릭 피치 조종각(longitudinal cyclic pitch control angle, θ_{1s})을 트림 변수로 사용하여 로터 추력(rotor thrust), 항력(drag force), 및 허브 롤 모멘트에 대하여 트림 해석을 수행하였다. IBC 적용 시, 로터 허브의 진동 수준을 평가하기 위해 4P 로터 허브 진동 하중(4P rotor hub vibratory loads), 블레이드 반경(R), 및 총중량(G.W.)으로 정의되는 로터 진동 지수(Vibration Index, VI)⁽¹⁹⁾를 사용하며(식 (1)), 로터의 공기역학적 성능 변화는 로터 Power를 이용하여 평가하였다.

$$VI = \frac{\sqrt{(0.5F_{x,4P})^2 + (0.67F_{y,4P})^2 + (F_{z,4P})^2}}{\text{G.W.}} + \frac{\sqrt{(M_{x,4P})^2 + (M_{y,4P})^2}}{\text{R(G.W.)}}$$

2.2 다중 조화의 IBC 입력 모델링

개회로(open-loop) 제어 기반의 IBC 입력(θ_{IBC})을 포함한 회전 블레이드의 피치 운동($\theta(\psi)$)은 식 (2)와 같이 표현된다.

$$\theta(\psi) = \theta_0 + \theta_{1c} \cos \psi + \theta_{1s} \sin \psi + \theta_{IBC}$$
 (2)

여기서, IBC 입력은 작동 주파수(actuation frequency, *n*), IBC 피치 진폭(IBC pitch amplitude, $\theta_{n,IBC}$) 및 제어 위상각(control phase angle, φ_n)의 조합으로 입력되는 단일 조화 함수 형태의 IBC 입력(식 3(a))과 2개 이상의 단일 조화 함수가 결합된 다중 조화의 IBC 입력(식 3(b))으로 구현이 가능하다.

$$\theta_{IBC} = \theta_{n,IBC} \cos(n\psi - \varphi_n)$$
 \triangleleft (3a)

$$\theta_{IBC} = \sum_{n}^{i} \theta_{n,IBC} \cos(n\psi - \varphi_n)$$
 $(3b)$

본 저자의 선행 연구⁽¹⁷⁾를 통하여 중형 기동 헬리콥터의 로터에 2P 혹은 3P 작동의 단일 조화 IBC 입력(식 (3a))을 이용할 경우, 각각 로터의 성능 향상과 진동 저감 수준이 우수함을 확인하였으며, 4P 및 5P의 작동은 로터 성능 향상에 효과적이지 않음을 확인하였다. 따라서 본 논문에서는 로터 진동 저감과 성능 향상의 최대화를 동시에 얻기 위해 2P와 3P 작동의 조합의 다중 조화 IBC 입력(식 (3b))을 이용하여 파라미터 연구를 수행한다. 각 작동 주파수 별 0.5~1.5° 범위의 피치 진폭(*θ_{n,IBC}*)과 0~360° 범위의 제어 위상각(*φ_n*)에 대하여 각각 Δ*θ_{n,IBC}*=0.25° 및 Δ*φ_n*=45.0°으로 이용하여 IBC 입력 신호에 따른 로터 VI 및 Power의 변화를 CAMRAD II 해석으로부터 조사한다. 파라미터 연구 결과 중, 0.5°의 2P 및 3P 작동의 피치 진폭(*θ_{2,IBC}* 및 *θ_{3,IBC}*)을 이용하여 제어 위상각(*φ*₂ 및 *φ*₃)의 변화에 따른 로터 VI(Figure 3(a))와 로터 Power(Figure 3(b))의 변화를 Figure 3에 나타내었다. 이후, 2.3절에 후술될 공간 보간 기법(Universal Kriging⁽²⁰⁾)을 적용하여 IBC 입력 대비 로터 VI와 Power의 변화의 Data set의 수를 증가시켜 나타낸다.





2.3 심층 신경망 기반의 다중 조화 IBC 입력

뉴런(neuron)은 뇌의 핵심 연산 요소로 여러 개의 수상 돌기(dendrites)와 축삭(axon)으로 연결되며, 축삭과 수상돌기 간의 연결은 시냅스(synapse)를 통해 이루어진다(Figure 4). 시냅스는 신호의 강도를 조절할 수 있다는 특징을 지니며, 입력(x_i)에 가중치(w_i)를 부여하여 출력(y_i)의 신호를 조절할 수 있다. 이러한 원리를 바탕으로 신경망(Neural Network)은 입력 값의 가중치 합계를 모델링하는 개념에서 발전하였다. 특히, 4개 이상의 레이어(layer)를 지닌 신경망을 심층 신경망(Deep Neural Network, DNN)으로 정의하며, 이는 현재 많은 인공지능(Artificial Intelligence) 기술의 기반이 되고 있다⁽¹⁸⁾.



Fig. 4. Connection to a neuron in the brain⁽¹⁸⁾

본 연구에서는 선행 연구⁽¹⁷⁾의 CAMRAD II 해석을 대신하여 보다 신속하게 넓은 범위의 IBC 입력 조건을 고려한 최적의 다중 조화 IBC 입력 시나리오를 탐색하기 위해, DNN 모델을 구축하여 다중 조화 IBC 입력에 대한 중형 기동 헬리콥터의 로터 VI와 Power를 예측한다. DNN 모델의 보다 정확한 예측을 위해 2.2절의 파라미터 연구 결과를 Universal Kriging⁽²⁰⁾ 보간 기법을 이용하여 전체 Data set의 수를 증가시킨다. 이때, 각 작동 주파수 별 피치 진폭(θ_{n,IBC}) 및 제어 위상각(φ_n)의 간격을 각각 Δθ_{n,IBC}=0.05° 및 Δφ_n=1.0°만큼 세분화하여 다중 조화의 IBC 입력 신호에 따른 로터 VI 및 Power를 나타내고, 이중 일부를 DNN 모델의 학습 데이터로 사용한다. Figure 5는 2P 및 3P 작동의 피치 진폭(θ_{2,IBC} 및 θ_{3,IBC})을 모두 0.5°으로 이용하여 제어 위상각(φ₂ 및 φ₃)의 변화에 따른 로터 VI(Figure 5(a)) 및 Power(Figure 5(b))를 나타내었다.



Fig. 5. Examples of universal kriging method: IBC with $(2P/0.5^{\circ}/\varphi_2)+(3P/0.5^{\circ}/\varphi_3)$

본 연구는 TensorFlow.keras⁽²¹⁾을 이용하여 DNN 모델을 구축하였다. DNN 모델은 다중 조화 IBC 입력을 입력(input layer) 받아 총 4개의 은닉층(hidden layer)을 거쳐 로터 VI 및 Power(output layer)를 예측하도록 모델링하였다. 이때, 4개의 은닉층은 문제의 복잡성을 충분히 고려하기 위해 각각 512, 256, 256, 및 128개의 노드(node)를 사용한다(Figure 6). 입력과 출력 간의 비선형 관계를 효과적으로 학습하기 위해 ReLU(Rectified Linear Unit) 활성화 함수(activation function)를 사용하였다.



Fig. 6. DNN model

DNN 모델의 손실 함수(loss function)는 Mean Squared Error(MSE, 식 (4))으로 정의하고, 미분 구배 기반의 확률적(stochastic) 최적화 함수인 Adaptive Moment Estimation(ADAM)⁽²²⁾을 이용하여 손실 함수를 최소화하였다.

$$MSE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} (y_i - \hat{y}_i)^2$$
 (4)

여기서 *y*ⁱ 및 ŷ는 각각 로터 VI 및 Power에 대하여 Universal Kriging 기법으로부터 얻어진 실제 값(actual value) 및 DNN 모델로부터 얻어진 예측 값(predicted value)를 의미한다. 전술한 Universal Kriging 기법을 이용하여 얻어진 전체 데이터 수의 80% 및 20%를 각각 학습(Train) 및 시험(Test) Data set로 분류하여 5.00×10⁻⁴의 학습률(learning rate)과 32의 배치 사이즈(batch size)를 이용한 총 60번의 반복 학습을 수행하였다. 이때, 계산된 로터 VI와 Power의 자리수(order) 차이를 줄이기 위해 Min-Max 정규화(normalization) 기법을 적용하여 0~1 사이의 범위로 변환하였다. 본 연구의 DNN 모델 구축 및 학습을 위해 사용된 모든 하이퍼파라미터(hyperparameter)들을 손실 함수의 최소화를 위해 본 논문의 저자의 시행 착오 기법(Trial and Error)을 기반으로 결정하였다.

2.4 비지배 정렬 유전 알고리즘-II를 이용한 IBC 입력 시나리오의 최적 설계

본 논문에서는 로터 진동 저감과 성능 향상의 동시 최대화를 위해 전역 최적화(global optimization) 기반의 비지배 정렬 유전 알고리즘-II(Non-dominated Sorting Genetic Algorithm-II, NSGA-II)⁽²³⁾를 이용하여 다중 조화의 IBC 입력 시나리오를 최적 설계한다. NSGA-II 알고리즘은 매 세대 마다 비지배 정렬(non-dominated sorting)과 군집 거리(crowding distance) 계산을 반복하여 다양한 해 집합을 유지하면서, elitism을 기반으로 더 우수한 해를 다음 세대로 전달해주는 진화 알고리즘이다. 이를 통해 보다 넓은 범위에서 Pareto-optimal solution을 탐색할 수 있으며, 수렴성과 다양성의 균형을 효과적으로 유지할 수 있다. NSGA-II의 자세한 설명은 참고 문헌⁽²³⁾에 작성되어 있다. 본 연구에서는 로터 VI 및 Power를 다중 목적 함수(objective function)로 고려하고, 2P 및 3P 성분의 IBC 피치 진폭과 제어 위상각을 설계 변수(design variables, **X**=[$\theta_{2,IBC} \theta_{3,IBC} \varphi_2 \varphi_3$])로 정의하여 최적 설계를 수행한다. 이때 제약 조건은 제약 조건을 위반할 경우, 목적 함수(objective function)로 고려하고, 2P 및 3P 성분의 IBC 피치 진폭과 제어 위상각을 설계 변수(design variables, **X**=[$\theta_{2,IBC} \theta_{3,IBC} \varphi_2 \varphi_3$])로 정의하여 최적 설계를 수행한다. 이때 제약 조건은 제약 조건을 위반할 경우, 목적 함수(Digenalty)를 부여하여 실현 불가능한 해(infeasible solution)를 제거하는 Death penalty⁽²⁴⁾ 기법을 적용한다. 본 연구에서는 다중 조화의 IBC 입력에 따른 로터 VI 또는 Power의 값이 IBC 미적용의 기준값(Baseline) 보다 증가할 경우, 이를 제약 조건의 위반으로 간주하였다. 본 연구의 최적화 프레임워크는 전술한 DNN 모델을 활용하여 매 반복 설계마다 CAMRAD II 해석을 수행하지 않으므로 최적화 과정이 신속히 수행될 수 있다.

3. 연구 결과

3.1 DNN 모델의 예측 정확성

학습 횟수(epochs)에 따른 DNN 모델의 훈련 손실(training loss) 및 검증 손실(validation loss)의 변화를 Figure 7에 정리하였다. 그림에서 확인할 수 있듯이, 훈련 및 검증 손실은 모두 수렴함을 확인하였으며, 이때 최종 시험 손실(test loss)은 1.84×10⁻⁶으로 계산되어 본 연구의 DNN 모델이 적절히 구축됨을 확인하였다. 2.3절의 Universal Kriging 기법을 이용하여 얻어진 데이터 중, 20%의 시험 Data set로 활용하여 실제 값(가로축)과 DNN 모델로 예측한 값(세로축)을 Figure 8에 나타내었다. 두 그림에서 기울기 1의 검정색 선은 실제 값과 예측 값 간의 오차가 없음을 나타내며, 파란색 원 기호는 DNN으로 예측한 값을 의미한다. 그림에서 보듯이, DNN 모델로부터 예측된 로터 VI(Figure 8(a))와 Power(Figure 8(b))는 실제 값과 유사하게 예측됨을 확인하였다.







Fig. 8. Comparison between actual and predicted values using test data set

3.2 DNN 기반의 다중 조화 IBC 입력의 최적 설계

본 연구의 최적화 프레임워크의 흐름도를 Figure 9에 나타냈다. DNN 모델을 이용할 경우, CAMRAD II 해석을 매 최적 설계 단계에서 수행하지 않아도 되므로 보다 빠른 시간 내에 최적의 IBC 제어 입력 시나리오의 탐색이 가능하다. 따라서, 본 연구에서 설계 변수(**X**)의 전체 범위를 고려한다 (Table 2).



Fig. 9. Design optimization framework

Table 2. Ir	nitial values	and lower/	upper b	ounds o	f design	variables
-------------	---------------	------------	---------	---------	----------	-----------

 $(X = [\theta_{2,IBC} \ \theta_{3,IBC} \ \varphi_2 \ \varphi_3])$

Initial values	$X_0 = [1.0^{\circ} 1.0^{\circ} 180.0^{\circ} 180.0^{\circ}]$
Upper bound	$X_{\rm ub} = [0.0^\circ \ 0.0^\circ \ 0.0^\circ \ 0.0^\circ]$
Lower bound	$X_{\rm lb} = [1.5^{\circ} \ 1.5^{\circ} \ 360.0^{\circ} \ 360.0^{\circ}]$

50 세대(generation) 동안 80%의 교배 확률(crossover probability)과 20%의 돌연변이 확률(mutation probability)을 적용하여 200개의 개체(population)로 실행한 NSGA-II의 최적 설계 결과를 Figure 10에 나타내었다. 그림의 가로축과 세로축은 각각 2P 및 3P 조합의 다중 조화 IBC 입력 시, IBC 미적용 결과 대비 VI 및 Power의 변화율(%)을 의미한다. 이때, 계산된 Pareto-optimal front(빨간색 점) 중에서 로터 VI와 Power 각각의 최소화를 포함한 5개의 Pareto-optimal solution을 Table 3에 정리하였다. 2P의 작동 주파수(*n*=2), 1.12°의 IBC 피치 진폭(*θ_{2,IBC}*), 및 276.21°의 제어 위상각(*φ*₂)과 3P의 작동 주파수(*n*=3), 0.77°의 IBC 피치 진폭(θ_{3,IBC}), 및 172.73°의 제어 위상각(φ₃)의 조합을 이용한 다중 조화의 IBC 입력 *θ_{IBC}*=(2P/1.12°/276.21°)+(3P/0.77°/172.73°)을 이용할 경우(Case 1). 로터 VI를 63.44%만큼 최소화하면서 동시에 로터의 Power는 0.03%만큼 소폭 감소하였다. Ө*IBC*=(2P/1.09°/252.66°)+ (3P/0.75°/ 172.68°)의 다중 조화의 IBC 입력(Case 2)은 로터 VI를 60.19%만큼 저감하면서 동시에 로터 Power를 0.16% 감소하였다. 로터 VI를 50.12%만큼 저감시키는 *θ_{IBC}=*(2P/0.88°/262.54°)+(3P/0.53°/169.19°)의 다중 조화의 IBC 입력(Case 3)은 동시에 로터의 Power를 0.22%만큼 감소하였다. 로터 VI를 40.78% 저감시키는 θ_{IBC}=(2P/0.97°/246.19°)+(3P/0.51°/166.62°)의 IBC 입력(Case 4)은 동시에 로터 Power를 0.28%만큼 감소시켰다. 마지막으로, θ_{IBC}=(2P/1.03°/240.84°)+(3P/0.50°/182.69°)의 IBC 입력(Case 5)은 로터 Power을 0.31%만큼 최소화하면서 동시에 로터 VI를 31.36%만큼 감소하였다. 이로부터, 본 연구의 최적화는 Death penalty 기법을 이용하여 실현 불가능한 해를 제거하였으므로, Pareto-optimal front는 실현 가능한 영역(feasible region), 즉 로터 VI와 Power를 동시에 저감시키는 영역에 위치함을 확인하였다. 따라서 본 연구에서는 로터 VI를 최소화(63.44%)하면서 로터 Power를 동시에 저감(0.03%)시키는 Case 1과 로터 Power를 최소화(0.31%)하면서 동시에 로터 VI를 저감(31.36%)하는 Case 5의 IBC 입력 시나리오를 본 연구의 최적의 다중 조화 IBC 입력 시나리오로 정의한다



Fig. 10. Design optimization using NSGA-II algorithm

Table 3. Change in rotor VI and power: Case 1~5

	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4	Case 5
Reduction in rotor VI, %	63.44	60.19	50.12	40.78	31.36
Reduction in rotor power, %	0.03	0.16	0.22	0.28	0.31

최적화 과정 중, 각 세대 별 설계 변수(X)의 변화를 Figure 11에 정리하였다. 좌측 그림(Figure 11(a))의 가로 및 세로 축은 각각 2P 및 3P 성분의 IBC 피치 진폭(θ_{2,IBC} 및 θ_{3,IBC})의 변화를 보여주며, 우측 그림(Figure 11(b))은 각각 2P 및 3P 성분의 제어 위상각(q_2 및 q_3)의 변화를 나타낸다. 그림에서 알 수 있듯이, 초기 세대에서는 설계 변수가 넓은 범위에 분포하고 있지만, 세대가 진행됨에 따라 Pareto-optimal solutions(빨간색 점)들이 점차 수렴하며 특정 영역에 분포되어 있음을 확인할 수 있다. 얻어진 Pareto-optimal solutions에 대하여 산점도 행렬(scatter matrix)을 조사하여 IBC 입력 설계 변수(X=[θ_{2,IBC} θ_{3,IBC} q₂ q₃])와 로터 VI 및 Power 간의 상관 관계를 살펴보았다(Figure 12). 그림에서 확인할 수 있듯이, IBC 입력 설계 변수들은 로터 VI의 최소화와 Power의 최소화 간에 서로 상반된 경향을 보인다. 예를 들어, θ_{3,IBC}와 로터 VI간의 관계를 나타내는 행렬의 5번째 행과 2번째 열에서 θ_{3,IBC}가 증가할수록 로터 VI가 감소하는 음의 상관관계를 보여준다. 반면, 6번째 행과 2번째 열에 해당하는 θ_{3,IBC}와 Power 간의 관계에서는 θ_{3,IBC}가 증가함에 따라 로터 Power도 증가하는 양의 상관관계가 나타났다. 이러한 결과는 IBC 적용 시, 로터 진동 저감과 공기역학적 성능 향상을 동시에 달성하기 어려움을 의미한다.



(a) IBC pitch amplitude of 2P and 3P actuation (b) Control phase angle of 2P and 3P actuation Fig. 11. Change in design variables(*X*)



Fig. 12. Scatter matrix of Pareto-optimal front

3.3 4P 로터 허브 진동 하중의 변화: Case 1~5

IBC 미적용의 Baseline 결과와 비교하여 3.2절의 Case 1~5의 다중 조화 IBC 입력에 따른 4P 로터 허브 진동 하중 성분의 변화율(%)을 Figure 13에 정리하였다. Case 1~5의 다중 조화 IBC 입력의 사용 시 4P 로터 허브 축 진동 하중(F_{x,4P})에 대하여 Baseline 대비 29.03%, 61.22%, 82.72%, 71.86%, 및 74.06%만큼 모두 감소되었으며, 이중 Case 3의 다중 조화 IBC 입력에서 최대 감소(82.72%)하였다. 4P 로터 허브 횡 진동 하중(F_{y,4P})의 경우, Baseline 대비 23.77%, 69.34%, 84.93%, 69.93%, 및 59.42%만큼 감소되었으며, 축 진동 하중과 마찬가지로 Case 3의 다중 조화 IBC 입력에서 최대 감소(84.93%)되었다. 로터 VI(식 (1))를 구성하는 4P 로터 허브 진동 하중 성분 중, 가장 큰 가중치(=1)를 갖는 4P 로터 허브 수직 진동 하중(F_{z,4P})은 각각 77.84%, 60.42%, 48.90%, 37.73%, 및 27.57%만큼 모두 감소하였고, Case 1의 IBC 입력에서 최대 감소(77.84%) 하였다. Case 1~5의 다중 조화 IBC 입력은 4P 로터 허브 롤 모멘트(M_{x,4P})를 51.17%, 45.62%, 35.93%, 29.40%, 및 38.35%만큼 감소시켰으며, 이중 Case 1의 입력에서 최대 감소(51.17%) 하였다. 마지막으로 Baseline 대비 4P 로터 허브 피치 모멘트(M_{y,4P})를 67.53%, 64.12%, 47.47%, 41.90%, 49.34%만큼 감소하였고, Case 1의 IBC 입력에서 최대 감소(67.53%)하였다.

로터의 진동(VI)을 63.44% 최소화하는 Case 1의 다중 조화 IBC 입력은 4P 로터 허브 수직 진동 하중(F_{z,4P})에 대하여 최대 저감(77.84%)하였으며, 로터의 진동(VI)을 31.36% 저감시키는 Case 5의 다중 조화 IBC 입력은 4P 로터 허브 축 진동 하중(F_{x,4P})을 최대로 저감(74.06%)하였다. Case 2~4의 다중 조화 IBC 입력은 각각 4P 로터 허브 횡 진동 하중(F_{y,4P}), 횡 진동 하중(F_{y,4P}), 및 축 진동 하중(F_{x,4P})을 최대 저감(69.34%, 84.93%, 및 71.86%) 하였다. 본 연구의 최적의 입력 조건인 Case 1과 5는 4P 로터 허브 진동 하중 성분을 각각 23.77%~77.84% 및 27.57%~74.06%만큼 저감시켰다.



4. 결 론

본 연구에서는 140 knots의 중형 기동 헬리콥터의 주 로터에 대하여 개회로 기반의 다중 조화 IBC 입력을 이용하여 로터 진동 저감과 성능 향상의 최대화를 동시에 시도하였다. 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 로터 단독 모델의 Aeromechanics 모델을 구축하였으며, 2P 및 3P 조합의 다중 조화의 IBC 입력을 이용한 로터 진동 및 성능에 대한 파라미터 해석 연구를 먼저 수행하였다. 이후 DNN 모델의 예측 정확도를 향상시키기 위해 전술한 파라미터 연구 결과에 Universal Kriging 기법을 적용하여 로터 진동 및 성능에 대한 전체 데이터의 수를 증가시켰다. 전체 데이터의 80% 및 20%을 이용하여 DNN 모델의 학습 및 시험을 수행한 결과, 60회의 반복 학습을 통해 최종 시험 손실은 1.84×10⁻⁶으로 계산되어 CAMRAD II 해석 없이 IBC 입력에 대한 로터 진동 및 성능을 예측할 수 있음을 확인하였다. 마지막으로, DNN 모델과 NSGA-II 알고리즘을 결합하여 로터 진동의 최소화와 로터 성능 향상의 최대화를 동시에 고려한 최적화 프레임워크를 구축하여 2P 및 3P 조합의 다중 조화 IBC 입력 시나리오의 최적 설계를 수행하였다.

구축된 최적화 프레임워크를 사용하여 로터 진동 저감과 성능 향상을 동시에 만족시키는 다중 조화 IBC 입력 시나리오의 Pareto-optimal front를 신속하게 탐색하였다. 얻어진 Pareto-optimal front 중, 로터 VI를 최소화하는 본 연구의 최적의 IBC 입력인 Case 1(θ_{IBC} =(2P/1.12°/276.21°)+(3P/0.77°/ 172.73°))은 로터 허브의 진동을 63.44%만큼 최소화하면서 로터의 공기역학적 성능을 0.03% 소폭 상승시켰다. 이때, 4P 로터 허브 진동 하중은 23.77%~77.84%만큼 모두 감소하였으며, 이중 4P 로터 허브의 수직 진동 하중(F_{z.4P})과 축 진동 하중(F_{x.4P})에 대하여 각각 최대 저감율(77.84%)과 최소 저감율(23.77%)을 기록하였다. 본 연구의 또다른 최적의 IBC 입력인 Case 5(θ_{IBC} =(2P/1.03°/240.84°) +(3P/0.50°/182.69°))는 로터의 공기역학적 성능을 0.31%만큼 최대화하면서 동시에 로터 허브의 진동을 31.36%만큼 감소시켰다. 이때, 4P 로터 허브 진동 하중의 성분은 27.57%~74.06%만큼 모두 감소하였으며, 4P 로터 허브 축 진동 하중(F_{x.4P}) 및 수직 진동 하중(F_{z.4P})을 각각 최대(74.06%) 및 최소(27.57%) 저감하였다. 추후 연구에서는 저속 혹은 하강 비행 시, 로터 허브의 진동, 성능, BVI 소음, 및 피치-링크의 하중 등을 동시에 고려한 다중 목적 함수를 활용한 전역 최적화 기반의 연구가 필요하다.

참고문헌

- N. D. Ham, "Some Conclusions from an Investigation of Blade-Vortex Interaction," Journal of the American Helicopter Society, vol. 20, no. 4, pp. 26-31, 1975.
- [2] A. T. Conlisk, "Modern Helicopter Aerodynamics," Annual review of fluid mechanics, vol. 29, no. 1, pp. 515-567, 1997.
- [3] G. Reichert, "Helicopter Vibration Control: A Survey," 1980.

- K. Q. Nguyen, "Higher Harmonic Control Analysis for Vibration Reduction of Helicopter Rotor Systems (No. NASA-TM-103855)," 1994.
- [5] C, Kessler, "Active Rotor Control for Helicopters: Motivation and Survey on Higher Harmonic Control," CEAS Aeronaut, J., 2011.
- [6] W. Stewart, "Second Harmonic Control on the Helicopter Rotor," 1952.
- [7] N. D. Ham, "Helicopter Individual-Blade-Control Research at MIT 1977-1985," 1986.
- [8] C. Kessler, "Active Rotor Control for Helicopters: Individual Blade Control and Swashplates Rotor Designs," CEAS Aeronautical Journal, vol. 1, no.1, pp. 23–54, 2011.
- [9] T. R. Norman, P.M. Shinoda, C. Kitaplioglu, S. Jacklin, A. Sheikman, "Low-Speed Wind Tunnel Investigation of a Full-Scale UH-60 Rotor System," In Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society, vol. 58, no. 1, pp. 1083-1102, June 2002.
- [10] S. A. Jacklin, A. Haber, G. de Simone, T. R. Norman, C. Kitaplioglu, and P. Shinoda, "Full-Scale Wind Tunnel Test of an Individual Blade Control System for a UH-60 Helicopter," In Annual Forum Proceedings-American helicopter Society, vol. 58, no. 1, pp.1103-1114, June 2002.
- [11] T. R. Norman, C. Theodore, P. Fuerst, D. Arnold, U. T. Makinens, and J. O'Neill, "Full-Scale Wind Tunnel Test of a UH-60 Individual Blade Control System for Performance Improvement and Vibration, Loads, and Noise Control," In American Helicopter Society 65th Annual Forum, Grapevine, TX, May 2009.
- H. Yeo, R. Jain, and B. Jayaraman, "Investigation of Rotor Vibratory Loads of a UH-60A Individual Blade Control System," Journal of the American Helicopter Society, vol. 61, no. 3, pp. 1-16, 2016.
- [13] S. A. Jacklin, A. Blaas, D. Teves, R. Kube, and W. Warmbrodt, "Reduction of Helicopter BVI Noise, Vibration, and Power Consumption through Individual Blade Control," In American Helicopter Society 51st Annual Forum and Technology Display, Jan. 1994.
- [14] J. S. Park, D. H. Kim, S. Chae, Y. L. Lee, and J. I. GO, "Vibration and Performance Analyses using Individual Blade Pitch Controls for Lift-Offset Rotors," International Journal of Aerospace Engineering, vol. 1, no. 1, 2019.
- [15] Y. M. Kwon, S. B. Hong, J. S. Park, and Y. B. Lee, "Active Vibration Reductions of a Lift-Offset Compound Helicopter using Individual Blade Pitch Control with Multiple Harmonic Inputs," Aircraft Engineering and Aerospace Technology, vol. 94, no. 6, pp. 994–1008, 2022.
- [16] J. S. Park, "Simultaneous Vibration Reduction and Performance Improvement of Helicopter Rotor using Individual Blade Pitch Control with Multiple Harmonic Inputs," International Journal of Aeronautical and Space Sciences," pp.1–13, 2024.
- [17] D. G. Kim, S. W. Bang, J. S. Park, W. R. Kang, Y. B. Lee, "Active Vibration Control of a Medium-Class Utility Helicopter Rotor using Individual Blade Pitch Control with Multiple Harmonic Inputs," Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences," vol. 52, no. 6, pp.483-492, 2024.
- [18] V. Sze, Y. H. Chen, T. J. Yang, and J. S. Emer, "Efficient Processing of Deep Neural Network: A Tutorial and Survey," Proceeding of the Electrical and Electronics Engineers vol. 105, no. 12, pp. 2295–2329, 2017.
- [19] J. W. Lim, "Consideration of Structural Constraints in Passive Rotor Blade Design for Improved Performance," The Aeronautical Journal, vol. 119, no. 1222, pp. 1513–1539, 2015.
- [20] D. G. Brus, G. B. Heuvelink, "Optimization of Sample Patterns for Universal Kriging of Environmental Variables," Geoderma, vol. 138, no. 1–2, pp. 86–95, 2007.

- [21] Tensorflow.Keras Python API, https://www.tensorflow.org/guide/keras?hl=ko
- [22] P. K. Diederik, "ADAM: A method for stochastic optimization," 2014.
- [23] K. Deb, A. Pratap, S. Agarwal, and T.A.M.T. Meyarivan, "A Fast and Elitist Multiobjective Genetic Algorithm: NSGA-II," Institude of Electrical and Electronics Engineers, vol. 6, no. 2, pp. 182–197, 2002.
- [24] D.W. Coit, and A. E. Smith, "Penalty Guided Genetic Search for Reliability Design Optimization," Computers & Industrial Engineering, vol. 30. no. 4, pp. 895–904, 1996.