

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.12.1162

유전자 알고리즘을 적용한 로터 시스템의 동적 밸런싱 기법 개발

권혁주*, 유영현*, 정성남**, 윤철용***

Development of Dynamic Balancing Techniques of
a Rotor System Using Genetic Algorithm

Hyuck-Ju Kwon*, Young-Hyun Yu*, Sung-Nam Jung** and Chul-Yong Yun***

ABSTRACT

The dynamic balancing of a rotor system is needed to alleviate the imbalances originating from various sources encountered during blade manufacturing processes and environmental factors. This work aims at developing a comprehensive analysis system which consists of cumulative module of test D/B and selection of optimal control parameters. This system can be used for the dynamic balancing of helicopter rotors based on tracking results from the whirl tower test. For simplicity of the analysis, a linear relation is assumed between the balancing input parameters and the blade track responses leading to influence coefficients and thereby the rotor system identification is made. In addition, the balancing parameters of the individual blades are sought using the genetic algorithm and the effectiveness of the proposed method is demonstrated in comparison with the test results.

초 록

블레이드 제작 공정 및 환경적인 요인에 의해 로터 시스템에는 다양한 불균형 특성이 존재하며 이를 해소하기 위해서는 동적 밸런싱 과정이 요구된다. 본 연구에서는 휘타워 시험으로부터 얻은 블레이드 트랙 결과를 토대로 헬리콥터 로터 시스템 동적 밸런싱의 지표가 되는 시험 D/B의 누적 모듈과 이를 바탕으로 최적의 조절 파라미터 이동량을 산출할 수 있는 통합 해석 시스템 구축에 대해 고찰하였다. 해석의 간단을 기하기 위해 밸런싱 입력변수의 조절에 대한 블레이드의 응답 특성을 선형으로 가정하고 블레이드 간의 상호 영향성 계수를 도출하였으며, 이로부터 로터 시스템의 특성을 식별하였다. 아울러 유전자 알고리즘을 도입하여 동적 밸런싱을 위한 최적의 블레이드 개별 조절 값을 구하고 이를 시험결과와 비교하였으며, 제시한 방법이 매우 효율적임을 보였다.

Key Words : Imbalance(불균형), Dynamic Balancing(동적 밸런싱), Linear System(선형 시스템), Influence Coefficient(영향성 계수), Genetic Algorithm(유전자 알고리즘)

I. 서 론

† 2010년 8월 13일 접수 ~ 2010년 11월 21일 심사완료

* 정회원, 건국대학교 항공우주시스템공학과 대학원

** 정회원, 건국대학교 항공우주시스템공학과

교신저자, E-mail : snjung@konkuk.ac.kr

서울시 광진구 화양동 1번지

*** 정회원, 한국항공우주연구원

현재까지 동적 밸런싱과 관련하여 본격적으로 국내에서 기술 개발한 실적은 없다고 볼 수 있다. 국내에서 운용중인 헬리콥터의 경우에도 대부분은 항공기의 지속적인 운용에 필요한 정비업무 위주로 진행되고 있으며, 전체적인 RTB 시스

템은 업체에서 제공하는 블랙박스 형태를 도입하여 실무에 적용하고 있는 실정이다. 최근 수리온의 개발과정에서 동적 밸런싱에 대한 관심이 높아지고있다.

헬리콥터 로터 시스템은 헬리콥터 전체 성능을 좌우하고 비행특성을 결정하는 핵심 구성품이다. 로터 시스템은 다수의 블레이드로 구성되며 각각의 블레이드는 제작 공정상의 여러 불확실성 요소 및 환경적 요인과 결부되어 필연적으로 블레이드간의 상이성(dissimilarity)이 나타나게 된다. 이러한 특성은 로터의 회전수가 증가함에 따라 증폭됨과 동시에 공력 불균형이 심화되어 블레이드 간에 서로 다른 이동 경로를 따라 움직이는 트래킹 문제(out-of-track)가 발생하거나 기준치 이상의 진동을 유발하게 된다. 이러한 문제점을 해결하기 위해 비행 시제거나 양산 블레이드를 실기에 장착하기 이전에 휘타워(whirl tower) 시험 등을 통하여 동적 밸런싱 작업(rotor track and balance: RTB)을 수행하게 된다. 이 작업은 피치링크 길이, 동적 질량, 트림 탭과 같은 조절 파라미터를 이용하여 트래킹과 밸런스가 허용오차 범위를 충족 할 때까지 반복적으로 수행하게 된다[1].

항공 선진국에서는 풍부한 헬기 개발 경험을 토대로 많은 연구가 수행되어 왔다. Bechhoefer 등[2]은 항공기의 구조적 결함을 찾아내는 HUMS(Health and Usage Management System) 기술을 이용해 실시간 밸런싱 기술을 개발하고 이를 상용화한 바 있다. Ferrer 등[3]은 조종석에서 측정된 진동 데이터를 이용하여 조절 파라미터 값을 예측 할 수 있는 통합 밸런싱 시스템을 개발하였다. 측정된 진동값과 조절 파라미터의 변화량 사이의 전달함수를 구성하기 위해 신경망(Neural Network)을 이용 하였으며, 최적화 과정을 거쳐 조절 파라미터의 크기를 도출하였다.

한편, 로터 시스템의 블레이드 응답에 대한 비선형성을 고려한 연구도 보고되고 있다. Wang 등[4]은 신경망 기반의 구간별 선형화 모델을 통해 로터 시스템의 비선형성을 고려한 동적 밸런싱 기법을 개발하였다. Yang[5], Wroblewski[6-7] 등은 로터 시스템의 비선형성을 반영하기 위해 신경망 이론 기반의 해석 모델을 개발하고 다양한 비행 조건에서의 동적 밸런싱을 수행하였다.

최근 Miller 등[8]은 선형 및 비선형 로터 동적 밸런싱 기법에 대한 상호 비교 연구를 수행하고, 선형 알고리즘을 이용한 결과만으로도 신뢰할 수 있는 해석결과를 얻을 수 있음을 보였다. Honmei 등[9]은 유전자 알고리즘을 이용하여 블

레이드 조절 파라미터 값에 대한 최적의 조합을 산출하기 위한 연구를 수행하였다.

본 연구에서는 휘타워 시험으로부터 얻은 시험 D/B로부터 밸런싱 조절 파라미터의 변화에 따른 블레이드 간의 응답특성을 선형시스템으로 모델링하여 식별(identification)후 블레이드 간의 트랙 편차를 최소화시키는 과정을 진행한다. 이를 위해 피치링크 노치조절 및 동적 질량 이동량과 같은 이산화 설계변수로 구성된 동적 밸런싱 문제에 적합 하면서 전역 탐색 기법중의 하나인 유전자 알고리즘을 적용하여 최적의 밸런싱 해를 도출하고자 한다.

II. 본 론

2.1 동적 밸런싱

동적 밸런싱은 각각의 블레이드의 양력 불균형을 최대한 동일하게 맞추어 주고, 각각의 피치각에 따른 피치링크 하중을 동일한 수준으로 조절하는 것이다. 그림 1은 Ferrer[3] 등의 연구내용에서 기술하고 있는 일반적인 동적 밸런싱을 위한 시험과정을 도시화 한 것이다.

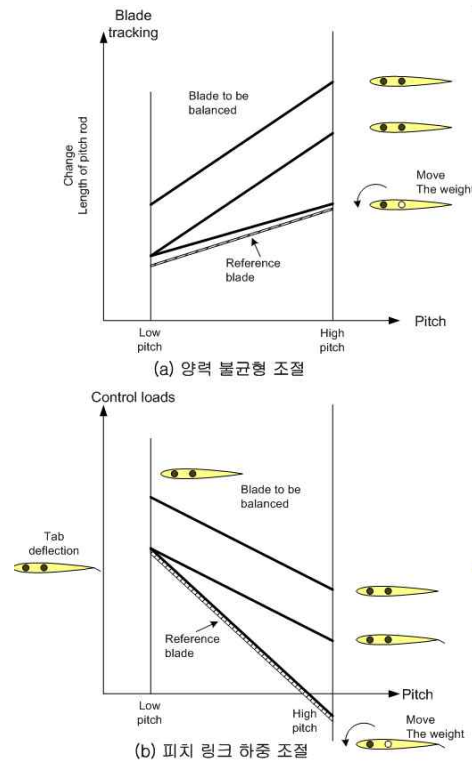
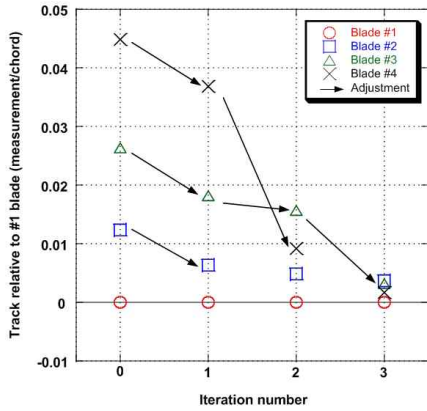
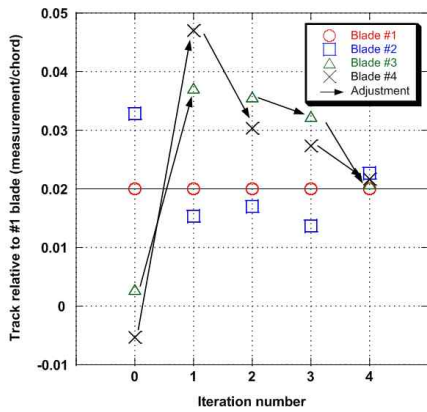


그림 1. 동적 밸런싱 수행 방법[3]



a) 저 피치각 운용조건



b) 고 피치각 운용조건

그림 2. 저피치각 및 고평치각 조건에서의 RTB 과정

본 연구에서 적용하고 있는 로터 시스템은 4개의 블레이드로 구성된다. 각각은 기준(reference)으로 설정한 1번부터 회전 방향을 따라 순차적으로 번호를 부여했으며 기준 블레이드의 조절 파라미터 변동은 수행 하지 않는다.

그림 2는 앞서 언급한 동적 밸런싱을 수행한 여러 블레이드 세트의 결과 중 하나의 실시 예를 보여준다. 기준 블레이드에 대한 비교를 쉽게 하기 위해 각 블레이드의 트랙 측정값은 기준 대비 상대 값으로 환산하여 도시화 하였다.

그림 2에서 주지하는 바와 같이 밸런싱 작업 수행 시 기준 블레이드에 상대적으로 큰 편차를 갖는 블레이드의 조절 파라미터를 변동시켜 개별 블레이드 트랙의 변동이 허용한계 이내로 수렴할 때까지 반복 작업을 수행하게 된다. 그림 2의 경우에는 총 4회 정도의 반복 작업으로 밸런싱 과정이 성공적으로 수행됨을 보이고 있다. 참고

로 매회 수행한 시험 D/B에는 주변 환경적인 요인에 의해 일련의 편차를 내포하고 있으며, 같은 시험을 반복하는 경우에도 다소 다른 결과가 발생하기도 한다.

한편, 이러한 조절 파라미터 변화에 대한 실제 받음각과 피칭 모멘트의 변화 등은 측정 불가능하거나 예측할 수 없는 형태를 보인다. 따라서 로터의 동적 해석 모델의 유효성을 입증하기 곤란한 관계로 주로 시험의 반복을 통해 획득한 경험적 척도와 축적한 시험 D/B에 의존하여 동적 밸런싱 시스템을 구축하는 것이 일반적이다.

2.2 로터 시스템 식별

헬타워 시험으로부터 구축한 D/B를 토대로 로터 시스템의 거동을 식별하는 것이 가능하다. 이때 밸런싱 파라미터의 조절은 특정 블레이드 하나의 독립적인 수행으로 제한하였으며, 블레이드 이동 경로의 변화를 단순화시켜 선형 시스템으로 가정하였다. 선형가정 하에 로터 시스템의 거동은 다음과 같은 수식의 형태로 표현할 수 있다[6-8].

$$[C_{i,j}^k] \{A_j^k\} = \{\Delta Z_i\} \tag{1a}$$

$$\Delta Z_i = Z_i^{after} - Z_i^{before} \tag{1b}$$

여기서 Z_i 는 블레이드 끝단의 트랙 값, $\{A_j^k\}$ 는 조절 파라미터의 이동량, 그리고 $[C_{i,j}^k]$ 는 이들 상호간의 영향성 계수를 나타낸다. 위의 식 (1)에 등장하는 하첨자 i 는 조절 파라미터 변동에 대한 영향을 받는 블레이드를 나타내며, j 는 조절 파라미터 변동을 수행한 블레이드, 그리고 k 는 조절 파라미터의 종류를 나타낸다. 예를 들어 $[C_{2,3}^1]$ 은 3번 블레이드의 단위 조절파라미터 첫 번째 값을 변동했을 때 2번 블레이드에 미치는 영향력을 나타낸다.

헬타워에서 수행되는 시험은 헬리콥터 정지비행 상태와 동일한 조건으로서 공력 비대칭 현상이 발생되지 않기 때문에 밸런싱 파라미터 변동에 대한 상호 영향성을 배열위치에 따라 비교할 수 있다. 그림 3은 조절 파라미터를 변동한 블레이드를 임의의 위치 ψ 라 설정하고, $\psi+90$, $\psi+180$, 그리고 $\psi+270$ 위치의 블레이드에 대한 영향 특성을 각각 비교하여 나타낸 것이다. 그림에 표기한 $\psi^{(i)}$ 의 상첨자 괄호 안의 숫자는 조절 파라미터 변경을 수행한 블레이드를 표시하며 배열 위치에 따른 분류는 표 1에 나타내었다.

앞서 언급한 로터 시스템 식별의 과정은 시험

표 1. 블레이드 배열 위치에 따른 분류

블레이드 \ 위치	ψ	$\psi + 90$	$\psi + 180$	$\psi + 270$
$\psi^{(1)}$	#1	#2	#3	#4
$\psi^{(2)}$	#2	#3	#4	#1
$\psi^{(3)}$	#3	#4	#1	#2
$\psi^{(4)}$	#4	#1	#2	#3

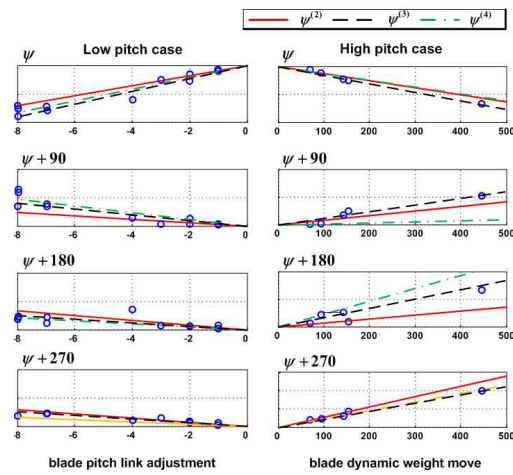


그림 3. 블레이드 상호간의 영향성 비교

D/B를 통해 블레이드 거동의 패턴을 선형 함수의 형태로 식별한 것이다. 식(1a)에서 개별 블레이드 트랙의 변화는 조절 파라미터 변동에 대한 해당 영향성 계수와 함께 중첩되어 계산되기 때문에 그림 3에 나타난 각 그래프의 기울기가 지시하는 값은 식(1)에서 정의한 영향성 계수와 상응하는 값이 된다. 그림의 결과를 살펴보면, 동일 배열 위치에 대한 영향성 계수의 값은 같을 것으로 예상했으나 그림 3의 각각의 기울기가 서로 다른 것을 알 수 있다. 이는 시험을 통해 획득한 데이터의 불확실성으로 인한 것이다. 이를 수식의 형태로 나타내면 영향성 계수는 다음과 같은 형태로 표현된다. 즉, 블레이드간의 영향성 계수는 서로 대칭적이지 않다는 사실이다.

$$[C_{i,j}^k] \neq [C_{j,i}^k] \quad (2)$$

본 과정을 통해 도출한 영향성 계수를 바탕으로 로터시스템 트랙 값에 대한 선형 모델링을 수행하면 다음의 식으로 쓸 수 있다.

$$Z = \{Z_i^0\} + [C_{i,j}^k] \{A_j^k\} \quad (3)$$

여기서 $\{Z_i^0\}$ 은 동적 밸런싱 수행 전 불균형 상태의 블레이드 초기 트랙 측정값이다. 식(3)로부

터 조절 파라미터 입력 $\{A_j^k\}$ 에 대한 로터 시스템의 응답을 예측하는 것이 가능하게 된다. 이렇게 블레이드 상호간의 영향 특성을 수학적 모델로 정식화하고 나면, 블레이드 이동경로인 트랙 측정값의 편차를 최소화하는 동적 밸런싱 과정을 수행하게 된다. 이 과정에서는 다양한 기법이 응용될 수 있겠으나 여기서는 전역 탐색 기반의 최적화를 수행 할 수 있는 유전자 알고리즘을 채택하여 동적 밸런싱 과정을 수행하고자 한다.

2.3 유전자 알고리즘

유전자 알고리즘이란 자연의 진화과정에 관찰되는 메카니즘을 모방하여 탐색 및 최적화의 문제에 적용한 기법으로써, 문제의 정확한 해에 관한 정보를 알 수 없고, 단지 해의 방향만이 생산된 염색체의 평가를 통해 알 수 있는 분야에서 효과적으로 이용된다[10-15].

본 연구에서 도출하고자 하는 동적 밸런싱 최적해는 피치링크 길이 조절을 위한 노치(notch) 이동과 같은 이산화 된 값으로서 이는 일반적으로 연속계 에서 보편화된 미분 연산에 기초한 수학적 최적화를 통해 도출하기 어렵다. 또한, 동적 밸런싱을 위한 조절 파라미터의 이동량 즉 해의 조합은 다양한 경우의 수가 존재한다. 다시 말해 다수의 국부 최적해가 존재하게 된다. 따라서 이론적 모델링을 통한 최적화를 수행하기 모호한 본 연구주제와 같은 경우 유전자 알고리즘은 매우 효과적일 수 있다. 그림 4는 유전자 알고리즘의 생성 사이클을 나타내며 표 2는 본 최적화 연산의 과정에서 사용된 파라미터 값을 나타낸 것이다.

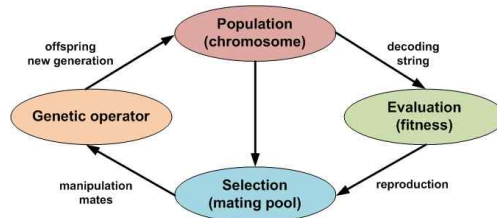


그림 4. 유전자 알고리즘의 생성 사이클[14]

표 2. 유전자 알고리즘에 이용된 매개변수

내용	값	비고
세대수	1000	재생산
초기 집단수	100	해 집단
교배율	80%	선택의 확률
돌연변이율	1%	선택의 확률
연산 종료	70%	동일한 해 집단 비율

2.4 최적 설계 정의

일반적으로 최적화 문제는 목적함수와 이에 수반하는 구속조건들로 구성이 된다. 최적화를 위한 목적함수로는 식 (3)에 제시한 밸런싱 모델을 이용하였으며, 구속조건은 시험 D/B의 최종 조절 파라미터들의 이동범위 결과를 참고하여 그 한계를 설정하였다. 이를 수식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} &\text{Minimize} \\ &\max(Z) - \min(Z), \\ &Z = \{Z_i^0\} + [C_{i,j}^k] \{A_j^k\} \end{aligned} \quad (4a)$$

$$\text{Subject to} \quad a < \{A_j^k\} < b \quad (4b)$$

여기서 $\{A_j^k\}$ 는 설계변수(조절 파라미터 이동량) 벡터이며 서로 독립이다. a 와 b 는 설계변수의 하한 및 상한을 의미한다.

III. 결과 및 검토

본 연구에서는 동적 밸런싱 과정의 지표가 되는 시험 D/B를 바탕으로 유전자 알고리즘을 이용해 최적의 조절파라미터를 산출하는 과정을 고찰 하였다. 본 논문에서 제시한 결과는 동적 밸런싱 단계의 첫 번째 과정인 저 피치각 운용조건에서의 최적해이며 고 피치각 운용조건에 대한 경우에도 동일한 방법으로 적용이 가능하다. 그림 5는 영향성 계수 도출방식과 동일한 과정으로 진행된 휠 타워 시험 결과이다. 그림에서 나타난

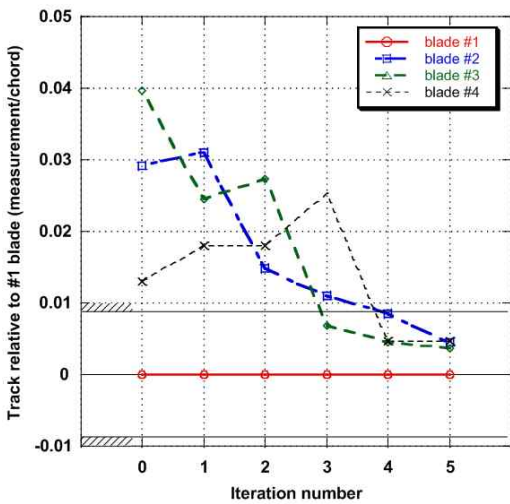


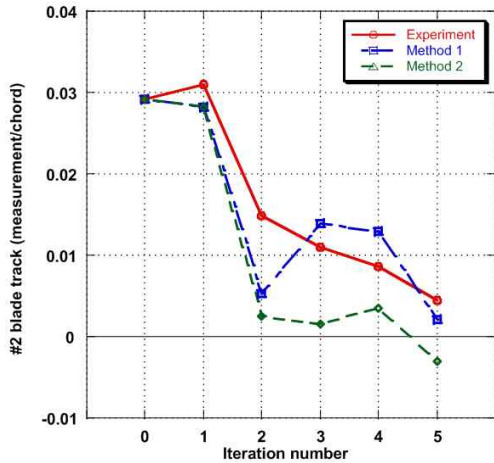
그림 5. 동적 밸런싱 단계별 트랙 측정 값

바와 같이 총 5회에 걸친 반복 작업을 통해 허용 오차 한계 이내에서 밸런싱이 이루어지고 있음을 알 수 있다. 이때 1번 블레이드를 기준으로 빗금친 영역은 당초 지정한 밸런싱 허용오차(tolerance)를 나타내며 블레이드 시위 길이에 대해 무차원화하면 대략 0.009의 값을 가진다.

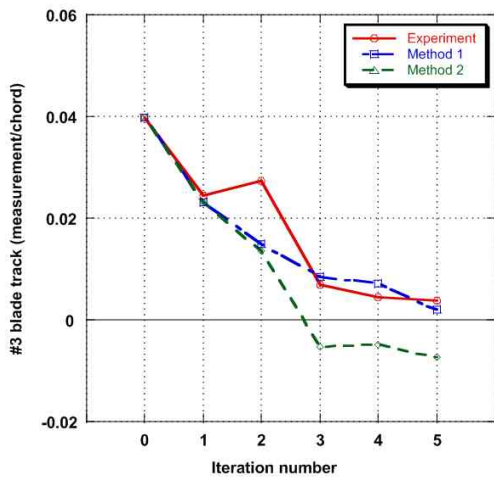
일반적으로 최적화 문제에서는 구속조건 범위에 대한 해의 값이 민감하게 반응 하는 경우가 많기 때문에 유전자 알고리즘을 적용하기 전에 밸런싱 해석 모델에 대한 민감도를 살펴보았다. 민감도 분석을 위해 밸런싱 해석 모델의 조절 파라미터에 대한 입력 값을 두 가지 다른 방법으로 구성하였다. 첫 번째 방법은(Method 1) 그림 5에 나타난 바와 같이 임의의 밸런싱 단계에서 적용한 입력 값을 그대로 이용하는 것이다. 이 경우 현 단계의 트랙 측정값은 바로 다음단계의 초기 조건으로 이용된다. 두 번째 방법(Method 2)은 각 단계별 조절 파라미터의 누적(cumulative) 값을 이용하는 것이다. 이때 초기조건은 밸런싱 수행 전 블레이드 트랙 측정값과 동일하며, 각 단계의 트랙 측정값은 해당 입력에 대한 출력성분이 된다. Method 2의 경우 식(4b)에서 설정한 구속조건 전체 구간(a, b)에 대해 입력변수를 구성하며, 반면에 Method 1의 경우에는 사용자가 지정한 범위의 입력 값으로 구성한다.

그림 6은 위에서 언급한 두 가지 입력방법에 대한 밸런싱 모델의 해석결과를 시험 값(D/B)과 비교하여 각 블레이드 별로 나타낸 것이다. 그림의 결과를 살펴보면, Method 1의 경우는 전체적으로 시험 D/B를 적절하게 모사하는 경향을 보여준다. 반면 Method 2의 경우에는 2번째 단계까지 Method 1과 유사한 경향을 보이다가 단계가 진행될수록 그 차이가 커져서 시험 값과 다른 결과로 진행됨을 보이고 있다. 이러한 경향은 Method 1이 Method 2과 비교하여 제한된 입력범위에 대해 실제 로터 시스템의 응답을 적절히 모사하는 것으로 해석 된다.

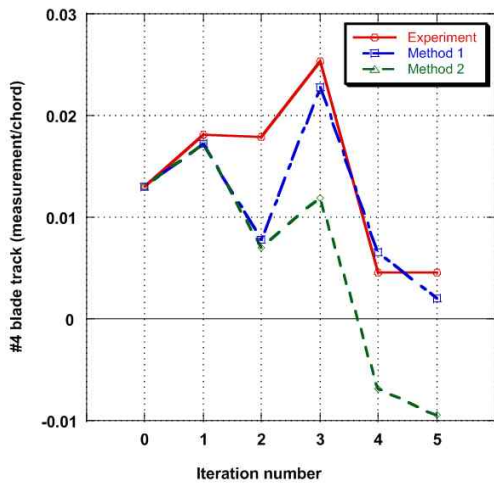
한편, Wroblewski 등[6,7]의 연구 결과에 따르면 선형화 가정은 대부분은 문제가 없으나 특수한 경우에는 최대 20-30%의 오차가 발생할 수 있다고 언급하고 있다. 본 연구는 선형시스템으로 가정하여 밸런싱 문제를 다루기 때문에 조절 파라미터의 이동량이 증가함에 따라 선형가정으로 인한 오차가 누적되어 두 방법에서 차이가 발생하는 것으로 볼 수 있다.



a) #2 블레이드



b) #3 블레이드



c) #4 블레이드

그림 6. 각 단계별 민감도 비교

위에서 관찰한 Method 2의 문제점을 보완하기 위해 유전자 알고리즘을 적용시키는 방법을 두 가지로 나누어서 진행하였다. 첫째는 Method 2와 동일하게 전체 구간에 대한 구속조건을 적용하는 것이다. 다음으로는 Method 1의 적절한 모사 결과를 바탕으로 구속조건을 범위를 축소시켜 구간별로 반복적인 최적화를 수행하는 방식이다. 이때 구속조건은 식(4b)에서 정한 구간의 20%로 설정하였다($0.2a < A_j^k < 0.2b$). 그림 7은 두 가지 구속조건을 이용한 유전자 알고리즘의 최적해 계산결과이다. 앞서 제시한 시험 결과(그림 5)와는 다르게 단 한 번의 최적화 계산을 통해 밸런싱 허용한계를 충족시키는 수렴된 해를 얻었다. 여기서 GA 1은 구속조건을 전역으로 수행한 결과이고, GA 2는 구속 범위를 20%로 축소하여 수행한 결과이다. 두 가지 경우 모두 허용한계를 충족하며, 휠타워 시험 D/B와 같은 시행착오적인 반복 과정을 필요로 하지 않는다. 이러한 최적화 계산결과는 기존의 경험적 방식과 비교하여 시간과 비용적인 측면에서 매우 경제적이다 할 수 있다.

유전자 알고리즘은 최적화 과정에서 난수를 발생시켜 기본 연산을 수행하게 되고 이를 토대로 최적의 해를 얻게 된다. 따라서 같은 연산을 수행하는 경우에도 상황에 따라 다른 결과가 나올 수 있다. 그림 7에서 보인 최적화 해석결과는 동일한 조건에서 5회 계산을 반복하여 이중 조절 파라미터의 이동범위가 가장 작은 것을 취한 것이다. 표 3은 최적화 계산이 성공적으로 종료된

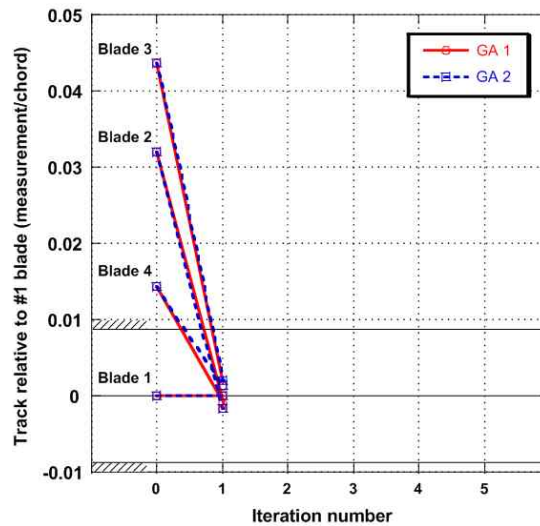


그림 7. 유전자 알고리즘을 이용한 밸런싱 결과

표 3. 동적 밸런싱의 조절 파라미터 최적해

blade case	#1	#2	#3	#4	P-P
D/B	0	-10	-15	-7	0.004
GA1	0	-9	-14	2	0.001
GA2	0	-9	-12	1	0.002

이후에 출력한 조절 파라미터의 이동량을 시험 D/B와 비교하여 나타낸 것이다. 이때 P-P(peak-to-peak)는 블레이드 트랙 측정값의 편차를 블레이드 시위 길이로 무차원화한 수이다. 결과에 나타난 바와 같이 모든 경우에서 밸런싱 허용한계를 무난히 충족시키고 있다. 하지만 사용하는 방법에 따라 조절 파라미터의 출력값을 다르게 제시하고 있다. 본 결과로부터 얻은 최적해는 실제 헬 타워 시험 등을 통해 입증할 필요가 있을 것이다.

IV. 결 론

본 연구에서는 블레이드간의 상이성을 보이는 헬리콥터 로터 시스템에 대해 유전자 알고리즘을 적용하여 본격적인 동적 밸런싱 연구를 수행하였다. 문제의 간단화를 기하기 위해 선형화 가정을 통해 밸런싱 문제를 구성하였다. 초기 불균형 상태인 블레이드의 밸런싱 해를 얻는 과정은 반복 수행의 필요 없이 단 한 번의 실행만으로 성공적인 작업이 이루어졌다.

한편, 최적화 단계에서 설정한 구속조건의 범위를 임의로 조정하고 이들에 대한 블레이드 응답의 민감도를 살펴보았다. 이를 바탕으로 유전자 알고리즘을 이용하여 도출된 GA 1 과 GA 2 의 경우 두 가지 방법 모두에서 비슷한 조절 파라미터 값에 대해서 허용오차 범위를 충족하는 최적해를 얻었다. 결국 유전자 알고리즘이 강건한(robust)한 최적 설계기법으로써 동적 밸런싱 과정에 효과적으로 이용할 수 있음을 보였다. 본 연구의 해석결과는 향후 추가 시험을 통해 정확도를 검증할 예정이다.

후 기

본 연구는 지식경제부 KHP 민군겸용구성품 개발사업(KARI 주관) 위탁연구 결과 중 일부임.

참고문헌

- 1) 김덕관, 윤철용, 김승범, 송근용, 강상남, 한정호. "헬리콥터 주로터 블레이드 동적 발란싱 개념 연구", 한국소음진동공학회 춘계학술대회 논문집, Apr. 2009, pp. 373-374.
- 2) Bechhoefer, E., and Power, D., "IMD HUMS Rotor Track and Balance Techniques", *Aerospace Conference*, Vol. 7, Mar. 2003.
- 3) Ferrer, R., Krysinski, T., Aubourg, P.A., and Bellizzi, S., "New Methods for Rotor Tracking and Balance Tuning and Defect Detection Applied to Eurocopter Products", *AHS 57th Annual Forum*, Washington, DC., May. 2001.
- 4) Wang, S., Danai, K., and Wilson, M., "Adaptive Method of Helicopter Track and Balance", *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, Vol. 127, June. 2005.
- 5) Yang, D., Wang, S., and Danai, K., "Helicopter Track and Balance by Interval Modeling", *American Helicopter Society 57th Annual Forum*, Washington, DC., May. 2001.
- 6) Wroblewski, D., Grabill, P., Berry, J., and Branhof, R., "Neural Network System for Helicopter Rotor Smoothing", *Aerospace Conference Proceedings*, Vol. 6, Mar. 2000.
- 7) Wroblewski, D., Branhof, R. W., and Cook, T., "Neural Networks for Smoothing of Helicopter Rotors", *AHS 57th Annual Forum*, Washington, DC., May. 2001.
- 8) Miller, N. A., and Kunz, D. L., "A Comparison of Main Rotor Smoothing Adjustments Using Linear and Neural Network Algorithms", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 311, Apr. 2008, pp. 991-1003.
- 9) Honmei, L., Yunlong, C., Chen, L., Jiahui, L., "Helicopter rotor smoothing based on GRNN neural network and genetic algorithm", *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 34, No. 5, Aug. 2009, pp. 507-511.
- 10) 박정선, 류석규, "유전자 알고리즘을 이용한 최적 설계", 한국항공우주학회지, 제27권 제4호, 1999, pp. 155-161.
- 11) 강지호, 김정석, 공철원, 김천곤, 홍창선, "유전자 알고리즘을 이용한 압축 하중을 받는 보강된 복합적층판의 최적 설계", 한국항공우주학회지, 제28권 제3호, 2000, pp. 72-81.

12) 김형래, 박찬우, "혼합물 총량법과 유전자 알고리즘을 이용한 항공기 동체 최적화에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제34권, 제7호, 2006, pp. 28-34.

13) 한재홍, 이인, "유전자 알고리즘을 이용한 압전 작동기 배치 최적화에 관한 연구", 한국항

공우주학회지, 제25권 제1호 1997, pp. 71-81.

14) 공성권, 김인택, 박대회, 박주영, 신용안, "유전자 알고리즘", 도서출판 그린, 1996.

15) Goldberg, D. E., "Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning", Addison-Wesley, 1989.