

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(11), 989-996(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.11.989>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

로터 트랙 발란스(RTB) 파라미터 최적화를 위한 비선형 모델링 및 GA 기법 적용 연구

이성한*, 김창주**, 정성남*, 유영현*, 김외철***

Study on the Optimal Selection of Rotor Track and Balance Parameters using Non-linear Response Models and Genetic Algorithm

Seong Han Lee*, Chang Joo Kim**, Sung Nam Jung*, Young Hyun Yu*
and Oe Cheul Kim***

Konkuk University*,** and Korea Aerospace Industries(KAI)***

ABSTRACT

This paper intends to develop the rotor track and balance (RTB) algorithm using the nonlinear RTB models and a real-coded hybrid genetic algorithm. The RTB response data computed using the trim solutions with variation of the adjustment parameters have been used to build nonlinear RTB models based on the quadratic interpolation functions. Nonlinear programming problems to minimize the track deviations and the airframe vibration responses have been formulated to find optimum settings of balance weights, trim-tab deflections, and pitch-link lengths of each blade. The results are efficiently resolved using the real-coded genetic algorithm hybridized with the particle swarm optimization techniques for convergence acceleration. The nonlinear RTB models and the optimized RTB parameters have been compared with those computed using the linear models to validate the proposed techniques. The results showed that the nonlinear models lead to more accurate models and reduced RTB responses than the linear counterpart.

초 록

본 연구는 비선형 응답모델과 실수기반의 혼합형 유전자 알고리즘을 적용하여 로터의 트랙-발란스(RTB) 기법을 개발하는 데 목적이 있다. 트랙-발란스 조절 파라미터의 변화에 따른 트림해석 결과를 이용하여 2차의 근사함수를 이용하는 비선형 응답모델을 개발하였다. 트랙편차와 기체의 진동응답을 최소화하기 위해 균형추 무게, 트림 탭(Trim Tab) 및 피치링크 길이를 최적화하기 위한 비선형계획 문제를 정식화하였다. 정식화 결과는 수렴성 향상을 위해 군집최적화 기법을 실변수기반의 유전자 알고리즘에 통합한 혼합형 유전자 기법을 사용함으로써 효율적인 해석이 가능하였다. 비선형 모델을 이용한 본 연구의 방법을 선형모델의 결과와 비교하여 본 연구의 방법을 검증하였으며 비선형모델을 사용하는 경우 선형모델의 결과보다 향상된 응답특성을 계산할 수 있음을 밝혔다.

Key Words : Rotor Track and Balance(RTB, 로터 트랙-발란스), Track Deviation(트랙편차), Vibration(진동), Optimization(최적화), Genetic Algorithm(유전자 알고리즘)

† Received : September 19, 2016 Revised : October 12, 2016 Accepted : October 13, 2016

** Corresponding author, E-mail : cjkim@konkuk.ac.kr

I. 서 론

회전익기의 진동은 핵심 구성품 수명을 단축시키고, 비행성 뿐만 아니라 임무효율까지 저하시킬 수 있다. 특히, 큰 가진력을 발생시키는 로터는 제작공차로 인해 질량분포와 공력특성이 설계 값과 다르다. 이로 인한 기체 진동을 최소화하기 위해 블레이드 무게중심의 균질성 확보를 위한 정적 발란싱 방법과 항공기 운용 상태에서 동적 발란싱 및 트릭을 조절하는 방법을 병행 사용하는 것이 일반적이다. 본 연구는 후자의 방법에 해당하며 관련 절차는 통상 rotor track and balance (RTB)라 칭한다. 로터에 의한 가진원은 다양하나 RTB 알고리즘은 통상 블레이드 a) 플레핑 운동의 편차인 트랙편차와 b) 관성모우먼트 편차에 의한 기체진동을 최소화하는 방법이다(통상, a)와 b)를 RTB응답으로 정의함). 이를 위해 개별 블레이드에는 (1)피치 링크(Pitch Link), (2)균형 추(Balance Weight)와 (3) 트림 탭(Trim Tab) 등이 길이, 추의 수 및 각도 등을 각각 조절할 수 있게 설치되어 있다. 조절이 가능한 (1)~(3)을 RTB 조절 파라미터라 칭한다. RTB 알고리즘은 이들을 수정하여 RTB 응답을 최소화함으로써 정비교범에 명시된 허용치 범위내에서 항공기를 운용할 수 있도록 RTB 조절 파라미터를 계산해 주는 데에 목적이 있다.

통상 RTB 응답 허용치는 항공기 특성을 고려하여 선정된 다수의 운용상태 (지상운용, 호버링, 저속 및 고속비행 등)에서 정의된다. RTB 절차는 (1) 이들 트림비행 운용상태에서 RTB 응답을 계측하여 응답모델을 개발하고 (2) 응답모델을 기반으로 최적의 조절 파라미터 선정하여 로터에 적용하는 2단계 절차로 구성되며 결과가 만족스러울 때까지 RTB 절차를 반복한다[1~4]. RTB 응답모델은 비행시험 소터를 최소화할 수 있는 선형모델이 주로 이용되나 보다 정교한 RTB 수행을 위해 비선형 모델의 개발연구가 진행되고 있다(1,2). 본 연구에서는 신경망을 이용한 기존의 비선형 모델(3)에 비해 모델개발에 소요되는 비행시험 소터를 최소화할 수 있는 2차 근사함수를 이용하는 비선형 RTB 응답모델을 제안하였다. RTB 조절 파라미터를 최적화하는 기법으로 기존의 GA (Genetic Algorithm)만을 사용하는 방법보다[4,5] 빠른 수렴성을 확보하기 위해 본 연구의 저자가 개발한 hybrid GA를 사용하였다[6]. 이 방법은 PSO (Particle Swarm Optimization) 기법을 GA와 결합한 방법으로 구속조건을 갖는

일반적인 NLP (Nonlinear Programming) 문제까지도 효율적으로 해석할 수 있는 기법이다. 본 연구에서 제안한 비선형 RTB 알고리즘은 기존의 선형 알고리즘의 결과를 이용한 비교분석을 통해 그 정확성과 유용성을 검증하였다.

II. 본 론

2. RTB 응답 모델링 및 검증

2.1. RTB 응답 모델

Figure 1은 전술한 2단계 RTB 절차를 요약한 것으로 RTB 응답모델 생성과 검증 단계를 나타낸 상단부분과 비행시험으로 측정된 RTB 응답을 이용하여 최적의 조절 파라미터를 결정하는 절차를 나타낸다. 응답모델은 조절 파라미터를 변경시키면서 계측한 비행시험 데이터가 필요하며, 많은 양을 보유할수록 더욱 정확한 모델을 얻을 수 있다. 그러나, 실 비행시험 데이터는 시제기 개발이 종료 후에나 가능하고 다수의 데이터 확보에도 한계가 있기 때문에, 고 충실도 회전익 항공기 모델[8]을 이용하여 확보하는 방법이 유용하다.

로터 회전방향으로 개별 블레이드의 위치를 순번으로 정의하면 임의의 j 번째 블레이드의 위치는 기준블레이드 (1번)와 상대적인 각 변위(위상각)를 이용하여 식 (1)과 같이 정의할 수 있다.

$$\Psi^{(j)} = \psi_1 + \frac{2\pi(j-1)}{n} = \psi_1 + \psi^{(j)} \quad (1)$$

여기서, n 은 블레이드 수를 나타낸다. RTB 조절 파라미터인 피치 링크($\delta^{(j)}$), 무게 추($m^{(j)}$) 및 트림 탭($\theta_r^{(j)}$) 등은 기준 블레이드의 값과의 편차를 이용하여 식 (2)와 같이 벡터로 나타낼 수 있다.

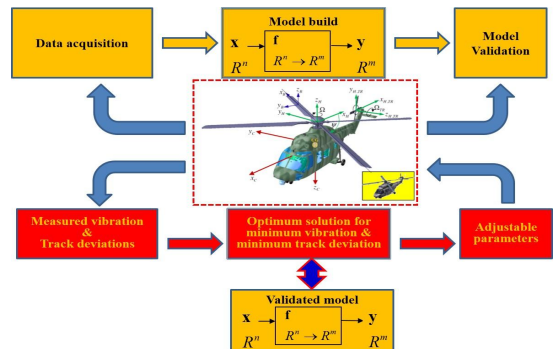


Fig. 1. Solution Procedure of RTB problem[6]

$$\begin{aligned} \Delta\delta^{(j)} &= \delta^{(j)} - \delta^{(1)} \\ \mathbf{x}^{(j)} &= (\Delta\delta^{(j)} \quad \Delta m^{(j)} \quad \Delta\theta_r^{(j)})^T \text{ where } \Delta m^{(j)} = m^{(j)} - m^{(1)} \quad (2) \\ \Delta\theta_r^{(j)} &= \theta_r^{(j)} - \theta_r^{(1)} \end{aligned}$$

RTB 응답모델은 적용의 타당성이 입증된 다음과 같이 가정을 사용하여 개발하였다[9].

- 중첩성: RTB응답은 개별 블레이드 조절 파라미터의 영향의 합산으로 구할 수 있다.
- 등방성: 개별 블레이드 조절 파라미터에 따른 RTB 응답은 동일하여 진동응답은 블레이드 위상각 만큼의 위상차를 나타내고, 트랙응답은 블레이드 위치(상대 각변위 혹은 순번)만의 영향을 받는다.

트랙응답 $\beta^{(j)}$ 은 기준 블레이드 트랙응답과의 편차 $\Delta\beta^{(j)}$ 를 이용하여 나타내면 $\Delta\beta^{(j)}$ 는 조절 파라미터의 함수로 식(3)과 같이 정의할 수 있다.

$$\beta^{(j)} = \beta_1 + \Delta\beta^{(j)} \rightarrow \Delta\beta^{(j)} = \beta^{(j)} - \beta_1 = f^{(\beta)}(\mathbf{x}^{(j)}) \quad (3)$$

RTB 응답은 트림비행조건에서 정의되기 때문에 임의의 j 번 블레이드 파라미터의 변화는 모든 블레이드의 트랙응답에 영향을 미친다. 위의 등방성 가정을 적용하면, j 번 블레이드의 파라미터 변화가 블레이드 번호차가 i 인 블레이드의 트랙응답에 미치는 영향을 식(4)와 같이 표현할 수 있다. 여기에, 중첩성 가정을 적용하면 j 번 블레이드의 트랙응답은 모든 블레이드의 조절 파라미터에 의한 영향의 합으로 식(5)를 적용하여 예측할 수 있다. 블레이드의 개수가 4 개일 때 행렬 $m(j,k)$ 는 Table 1과 같이 정의되며 임의의 블레이드 수에 대해서도 쉽게 정의가 가능하다.

$$f_{i,j}^{(\beta)} = f_{i,j}^{(\beta)}(\mathbf{x}^{(j)}) \quad (4)$$

$$\Delta\beta^{(j)} = \sum_{k=1}^n f_{k,m(j,k)}^{(\beta)} \quad j=1,2,\dots,n \quad k=1,2,\dots,n \quad (5)$$

진동응답은 통상 진폭과 위상의 형태로 예측 결과가 제공되며 이를 이용하면 코사인 및 사인 성분으로 표현된 변환결과도 얻을 수 있다. 진동응답모델은 예측결과와 변환결과에 대해 각각 정의할 수 있으나 적용결과 변환결과에 대한 진동응답모델이 보다 정확한 모델링이 결과를 나타내었다. 등방성 가정을 변환결과에 적용한 진동응답은 식 (6)으로 정의할 수 있으며 중첩성 가정을 이용하면 임의의 동체 진동응답 예측지점에서

Table 1. Index matrix $m(j,k)$

$m(j,k)$	k=1	2	3	4
j=1	1	4	3	2
2	2	1	4	3
3	3	2	1	4
4	4	3	2	1

진동응답을 식(7)을 이용하여 구할 수 있다.

$$F^{(j)} = \sum_{k=1}^n \left\{ \begin{aligned} & f_{kc}^{(j)} \cos(k\psi + \psi^{(j)}) \\ & + f_{ks}^{(j)} \sin(k\psi + \psi^{(j)}) \end{aligned} \right\}, j=1,2,\dots,n \quad (6)$$

$$\begin{aligned} F &= \sum_{j=1}^n F^{(j)} = \sum_{k=1}^n (f_{C,k} \cos k\psi + f_{S,k} \sin k\psi) \\ f_{C,k} &= \sum_{j=1}^n \{ f_{kc}^{(j)} \cos \Psi^{(j)} + f_{ks}^{(j)} \sin \Psi^{(j)} \} \\ \text{where} \\ f_{S,k} &= \sum_{j=1}^n \{ -f_{kc}^{(j)} \sin \Psi^{(j)} + f_{ks}^{(j)} \cos \Psi^{(j)} \} \quad (7) \end{aligned}$$

트랙응답에 대한 식(5)는 운용조건, 진동응답에 대한 식(7)은 운용조건, 진동센서 위치 및 (x,y,z) 방향의 진동 등의 개별 조건에 대해 각각 적용함으로써 전체 RTB 응답모델을 구성할 수 있다.

본 연구에서는 식(4)와 식(7)의 RTB 응답함수를 quadratic model을 적용한 비선형 모델을 제안하였다. 비선형 모델은 식(8)과 같고 계수 a, b, c는 각각 선형, bilinear 및 quadratic 항을 각각 나타낸다. 이들 i 번 블레이드의 파라미터 계수 들을 벡터 \mathbf{R}_i 로 정의하였다. 하첨자 1, 2, 3은 식(2)의 개별 파라미터를 나타내며 영향계수벡터 $\mathbf{d}^{(j)}$ 로 정의하였다. 동일한 방법으로 진동 응답의 코사인 및 사인 계수벡터 $\mathbf{R}_c, \mathbf{R}_s$ 를 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} f_{i,j}^{(\beta)} &= f_{i,j}^{(\beta)}(\mathbf{d}^{(j)}; \mathbf{R}_i) = (\mathbf{d}^{(j)})^T \mathbf{R}_i \\ &= a_{i,1}x_1^{(j)} + a_{i,2}x_2^{(j)} + a_{i,3}x_3^{(j)} + b_{i,12}x_1^{(j)}x_2^{(j)} + b_{i,13}x_1^{(j)}x_3^{(j)} \\ &\quad + b_{i,23}x_2^{(j)}x_3^{(j)} + c_{i,11}(x_1^{(j)})^2 + c_{i,22}(x_2^{(j)})^2 + c_{i,33}(x_3^{(j)})^2 \quad (8) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{where } \mathbf{R}_i &= (a_{i,1} \ a_{i,2} \ a_{i,3} \ b_{i,12} \ b_{i,13} \ b_{i,23} \ c_{i,11} \ c_{i,22} \ c_{i,33})^T \\ \mathbf{d}^{(j)} &= (x_1^{(j)} \ x_2^{(j)} \ x_3^{(j)} \ x_1^{(j)}x_2^{(j)} \ x_1^{(j)}x_3^{(j)} \ x_2^{(j)}x_3^{(j)} \ (x_1^{(j)})^2 \ (x_2^{(j)})^2 \ (x_3^{(j)})^2)^T \end{aligned}$$

$$\beta = \begin{pmatrix} \Delta\beta^{(1)} \\ \Delta\beta^{(2)} \\ \vdots \\ \Delta\beta^{(4)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (\mathbf{d}^{(1)})^T & (\mathbf{d}^{(2)})^T & \dots & (\mathbf{d}^{(4)})^T \\ (\mathbf{d}^{(2)})^T & (\mathbf{d}^{(1)})^T & \dots & (\mathbf{d}^{(3)})^T \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ (\mathbf{d}^{(4)})^T & (\mathbf{d}^{(3)})^T & \dots & (\mathbf{d}^{(1)})^T \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{R}_1 \\ \mathbf{R}_2 \\ \vdots \\ \mathbf{R}_4 \end{pmatrix} = \mathbf{DR}_\beta \quad (9)$$

$$\text{where } \mathbf{R}_\beta = (\mathbf{R}_1 \ \mathbf{R}_2 \ \dots \ \mathbf{R}_4)^T$$

식(8)을 이용하여 트랙응답 모델인 식(9)와 진동 응답의 코사인 및 사인 모델인 식 (10)과 (11)을 얻을 수 있다. RTB응답 모델의 영향성 계수인 $\mathbf{R}_\beta, \mathbf{R}_C, \mathbf{R}_S$ 는 최소 자승법으로 계산하였다.

$$\begin{aligned} f_{VC} &= \sum_{j=1}^n \left\{ f_C(\mathbf{d}^{(j)}; \mathbf{R}_C) \cos \Psi^{(j)} + f_S(\mathbf{d}^{(j)}; \mathbf{R}_S) \sin \Psi^{(j)} \right\} \\ &= \sum_{j=1}^n \left\{ \left(\mathbf{d}^{(j)} \right)^T \mathbf{R}_C \cos \Psi^{(j)} + \left(\mathbf{d}^{(j)} \right)^T \mathbf{R}_S \sin \Psi^{(j)} \right\} \\ &= \begin{pmatrix} \sum_{j=1}^n \left\{ \left(\mathbf{d}^{(j)} \right)^T \cos \Psi^{(j)} \right\}^T \\ \sum_{j=1}^n \left\{ \left(\mathbf{d}^{(j)} \right)^T \sin \Psi^{(j)} \right\}^T \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{R}_C \\ \mathbf{R}_S \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} f_{VS} &= \sum_{j=1}^n \left\{ -f_C(\mathbf{d}^{(j)}; \mathbf{R}_C) \sin \Psi^{(j)} + f_S(\mathbf{d}^{(j)}; \mathbf{R}_S) \cos \Psi^{(j)} \right\} \\ &= \sum_{j=1}^n \left\{ -\left(\mathbf{d}^{(j)} \right)^T \mathbf{R}_C \sin \Psi^{(j)} + \left(\mathbf{d}^{(j)} \right)^T \mathbf{R}_S \cos \Psi^{(j)} \right\} \\ &= \begin{pmatrix} -\sum_{j=1}^n \left\{ \left(\mathbf{d}^{(j)} \right)^T \sin \Psi^{(j)} \right\}^T \\ \sum_{j=1}^n \left\{ \left(\mathbf{d}^{(j)} \right)^T \cos \Psi^{(j)} \right\}^T \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{R}_C \\ \mathbf{R}_S \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (11)$$

2.2 RTB 응답 모델 검증

비선형 RTB응답모델의 검증을 위해 참고문헌(9)의 비행동역학 모델링을 이용한 트림해석 데이터를 활용하였으며 데이터의 일부는 모델생성에 나머지는 모델검증에 사용하였다. Fig. 2와 3은 10개의 데이터에 대한 선형 및 비선형 모델의 예측성능을 비교한 것이다. 트랙 및 진동 응답의 오차를 도시한 것으로 사용된 데이터의 1~6번까지는 기준 블레이드의 RTB 조절 파라미터를 1개만 변화시킨 경우이며 나머지는 2개 이상을 동시에 변화시킨 경우를 나타낸다.

트랙모델의 경우 1개의 파라미터만 변경된 경우 비선형모델은 선형모델과 거의 유사한 정확도를 나타낸다. 한편, 진동모델은 거의 모든 실험 데이터에서 향상된 예측 정확도를 나타내었으며 2개 이상의 파라미터가 변화된 경우에도 우수한 정확도로 예측이 가능함을 알 수 있다. 따라서, 본 연구에서 제안한 비선형 모델은 RTB 응답의 예측 정확도를 대폭 개선함으로써 RTB 조절 파라미터의 최적화에 유용하게 활용할 수 있다.

3. RTB 문제 정식화 및 최적화 기법

3.1. RTB 문제의 정식화

RTB 알고리즘은 최적의 RTB 조절 파라미터를 계산하는 것이 목적이며 앞 절에서 개발된 응답모델을 적용하여 RTB 응답을 최소화하는 NLP문제

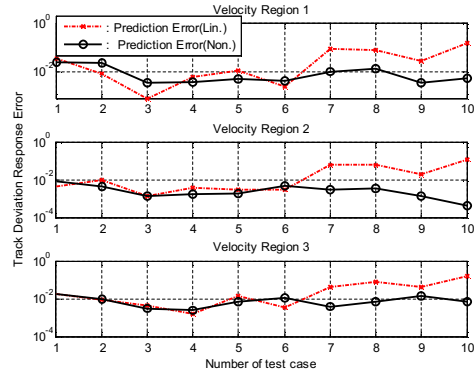


Fig. 2. Track Deviation Responses Validation

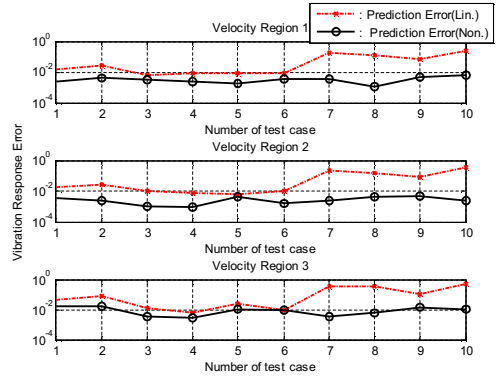


Fig. 3. Vibration Responses Validation

의 정식화와 이에 대한 해석을 통해 구현이 가능하다. 이는 식 (12)의 일반적인 NLP 문제로 정식화할 수 있으며 설계변수 \mathbf{x} 는 RTB 파라미터로, 목적함수 $J(\mathbf{x})$ 는 RTB 응답을 이용하여 정의가 가능하며 기타 설계목적에 부합한 등식 및 부등식 구속조건을 $h(\mathbf{x}), g(\mathbf{x})$ 을 이용하여 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \min J(\mathbf{x}) \\ \text{s.t. } h_j(\mathbf{x}) = 0, g_j(\mathbf{x}) \leq 0 \end{aligned} \quad (12)$$

본 연구에서는 RTB응답을 최소화하기 위해 정의된 식(13)과 같이 2차의 목적함수를 사용하였다.

$$\begin{aligned} \min J = & \sum_{j=1}^{N_{tr}} \alpha_j \mathbf{x}_j^T \mathbf{x}_j + \sum_{p=1}^{N_{ov}} \sum_{j=1}^{N_k} \alpha_p \alpha_{\beta, j} \left(\Delta \beta_p^{(j)} \right)^2 \\ & + \sum_{p=1}^{N_{ov}} \sum_{m=1}^{N_{dis}} \sum_{l=1}^{N_{dis}} \sum_{k=1}^{N_{dis}} \alpha_p \alpha_m \alpha_k \left(\left(f_{C,k,l,m,p} \right)^2 + \left(f_{S,k,l,m,p} \right)^2 \right) \end{aligned} \quad (13)$$

식 (13)의 첫 번째 항은 파라미터 조절량의 최소화, 나머지 항은 각각 트랙편차와 진동응답의 최소화를 위한 항이다. 사용된 하첨자는 블레

Table 2. Definition of weighting factors

α_j :	j 번 블레이드의 파라미터 가중치
α_β :	j 번 블레이드의 트랙응답 가중치
α_p :	p 번째 운용조건의 가중치
α_m :	m 번째 측정위치의 가중치
α_k :	진동의 k 번째 조화성분 가중치

이드 번호 (j), 운용조건(p), 진동 측정 위치 (m), 진동의 조화성분(k), 진동의 x, y, z 축(l) 등을 각각 나타낸다. 또한 각 항에는 Table 2로 정의된 가중치를 포함하고 있다. 이들 가중치는 특정 운용조건이나 특정 주파수 진동응답 등의 상대적인 중요도를 고려하기 위한 것으로 조절 파라미터를 특정목적으로 설계하는 데 유용하다.

참조모델 헬리콥터에 대한 조절 파라미터의 최대 및 최소 허용범위는 식 (14)의 구속조건으로 표현하였으며[10] 정비교범에는 트랙편차와 진동진폭에 대해 각각 16mm와 0.2 ips(inch per second)의 RTB응답 허용한계가 명시되어 있다.

$$\begin{aligned}
 -60 \leq \delta^{(j)} \leq 60 \\
 0 \leq m^{(j)} \leq 1500 \\
 -7 \leq \theta_r^{(j)} \leq 7
 \end{aligned} \tag{14}$$

3.2. 최적화 알고리즘

RTB 조절 파라미터의 최적화는 전역 최적화 기법 중 하나인 GA를 사용하였다. John Holland에 의해 정립된 GA는 설계변수를 2진수의 배열로 암호화된 염색체 (chromosome)를 나타내고 공유의 염색체를 보유한 개체들의 모임(population)으로 한 세대 (generation)를 구성한 뒤 개체간 교배(crossover)와 돌연변이(mutation)과정으로 변형된 염색체를 보유한 새로운 개체를 추가한 후 선택(selection) 과정을 통해 설계목적에 부합하는 개체들만으로 다음 세대를 구성하는 반복설계 절차를 이용한다. GA의 단점은 설계변수가 많은 경우 큰 연산부담 증가와 수렴성 저하가 발생하며 구속조건을 다루기 위해서는 특별한 알고리즘을 요구한다는 점이다. 본 연구에서는 연산시간을 크게 줄일 수 있는 실변수기반 (real-coded) 의 GA 기법에 PSO 기법을 통합한 hybrid GA 기법을 사용하였다.

PSO 알고리즘은 GA와 마찬가지로 개체기반 최적화 기법이나 GA가 설계목적에 부적합한 개체를 도태시키는 반면 PSO는 모든 개체가 자신의 경험적인 요소와 집단의 사회적인 요소를 고

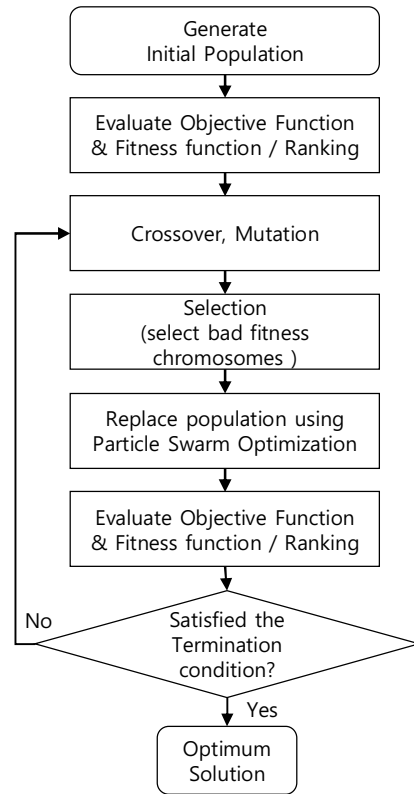


Fig. 4. Flowchart of Hybrid Genetic Algorithm

려하여 자신의 위치(유전자)를 스스로 개선해 가능 방법이다. PSO 기법은 다른 최적화 기법에 비해 상대적으로 빠른 수렴성과 탐색 속도를 가진다는 장점이 있으나 PSO 만으로 전역해를 효율적으로 연산하는 데는 부적합하다. 본 연구에 사용된 기법은 PSO 기법을 통합한 hybrid GA 알고리즘으로 구속조건을 갖는 NLP 문제까지 효율적으로 해석할 수 있도록 본 연구의 저자가 개발하였으며 참고문헌[11]에 다양한 NLP에 대한 적용을 통한 검증결과가 수록되어 있으며 계산절차는 Fig. 4에 요약하여 놓았다.

범위 [0,1]의 난수로부터 식 (14)의 설계변수 범위를 만족시키는 실변수 염색체를 구성하였고 적합도함수는 식 (13)으로 정의된 목적함수로 정의하였다. 특히, RTB 조절 파라미터의 수가 정비업무의 양에 직접적인 영향을 주기 때문에 수렴된 최적해로부터 조절량이 작은 파라미터들을 순차적으로 제외시켜 최적화를 반복함으로써 다양한 최적해를 구하고 정비자가 정비업무와 예상되는 RTB 응답특성을 검토하여 실제로 적용할 조절 파라미터 최적해를 선택할 수 있도록 알고리즘을 구성하였다.

4. 최적화 결과

본 연구의 비선형 모델과 최적화 방법을 (1) 정지비행, (2) 저속비행 및 (3) 고속비행 영역으로 구분되는 3개의 운용조건에서 RTB응답을 최소화하는 조절 파라미터 최적화 문제에 적용하였다. Hybrid GA 기법은 200개의 개체로 세대를 구성하고 80%의 교배확률과 10%의 돌연변이 확률을 적용하여 추가 개체를 구성하였으며 엘리트 우선의 선택방법으로 새로운 세대를 구성한 후 추가적인 유전형질 개선을 위해 PSO 기법을 적용하였다.

트랙 응답은 각 운용조건에 맞춰 막대그래프로 비교하였다. 진동 응답에서는 원 좌표계에서 진동과 위상을 동시에 표현하는 것이 적절한 비교 방법이지만, 측정 위치 및 조화 성분 차수를 구분하기 힘들기 때문에 해당 측정 위치 및 조화 성분의 진폭만을 이용하여 비교하였다. 운용조건, 방향성분, 측정위치 그리고 조화성분의 차수 정보를 Table 3과 같이 간략하게 표현하였다. Table 4는 4개의 블레이드 중 2개의 블레이드의 파라미터가 모두 변경된 경우, 즉 총 6개의 파라미터가 변경되었을 때의 응답 데이터이다. Table 5는 선형 및 비선형 모델을 이용한 경우의 최적화된 파라미터 조절 값이다. Fig. 5는 각 운용 조건 (1,2,3)에서 RTB 파라미터 조절전 (initial)과 최적해를 이용한 조절후의 트랙편차를 나타낸 것으로 선형모델 (Lin) 및 비선형 모델(Non)의 적

Table 3. Definitions of vibration responses

속도/방향	표현	측정위치/조화성분	표현
1st speed /x-dir.	V1D1	1st position/1st harmonic	M1H1
1st speed /y-dir.	V1D2	1st position/2nd harmonic	M1H2
2nd speed /x-dir	V2D1	2nd position/1st harmonic	M2H1
∴	∴	∴	∴

Table 4. Initial RTB parameter setting

블레이드 번호	피치링크 (deg)	무게 추 (kg)	트림 탭 (deg)
1st	0.75	0.875	-3.5
2nd	-0.75	-0.875	-3.5
3rd	0	0	0
4th	0	0	0

Table 5. Optimized RTB Parameter (Linear/Nonlinear)

블레이드 번호	피치링크 (deg)	무게 추 (kg)	트림 탭 (deg)
1st	0.0/0.0	-0.885/ -0.883	-0.36/ 0.73
2nd	0.552/0.627	0.0/0.0	0.0/0.0
3rd	0.602/0.667	0.0/0.0	0.0/0.0
4th	0.572/0.642	0.0/0.0	0.0/0.0

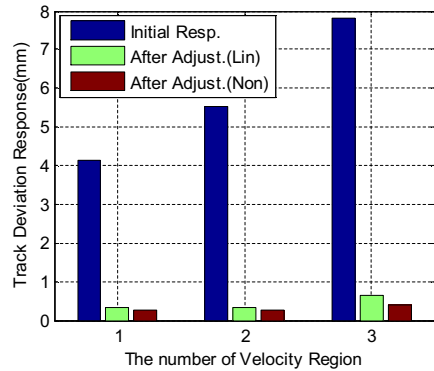


Fig. 5. Comparison of track deviations

용결과를 비교하여 놓았다. 모든 운용조건에서 상당한 양의 트랙 편차 응답을 줄이는 것을 확인할 수 있었다. 초기 트랙편차 대비 평균적인 감소는 선형모델을 이용한 경우가 93.0%이고 비선형 모델의 결과는 94.7%로 큰 차이는 없으나 비선형 모델이 보다 우수한 결과를 나타냄을 알 수 있다.

Figure 6부터 Fig. 11까지는 진동 응답의 최적화 결과를 비교한 것으로 Fig. 6과 7은 호버링, Fig. 8과 9는 저속, Fig. 10과 11은 고속 운용상태에서의 x축과 y축 진동응답의 진폭을 각각 나타낸다. x축 방향 성분의 진동 응답은 y축 방향 성분의 진동 응답보다 매우 크게 나타남을 볼 수 있다. 또한 2차 조화성분은 1차 조화성분에 비해 상당히 작은 수치임을 확인할 수 있다. 선형 및 비선형 모델을 이용한 최적화 결과 모두 허용 기준치 이하(0.2 ips)를 유지함을 확인하였다. 선형 모델을 이용한 결과는 초기응답 대비 x축으로 95.4%와 y축으로 94.2%가 감소된 진동응답을 보여주었다. 한편, 비선형모델을 이용한 결과는 x축으로 96.3% 그리고 y축으로 94.6%가 감소된 진동을 보여 약간의 개선된 RTB 진동응답특성을 얻을 수 있음을 알 수 있다.

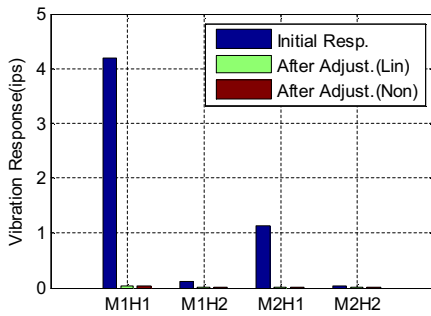


Fig. 6. Vibration Comparison (V1D1)

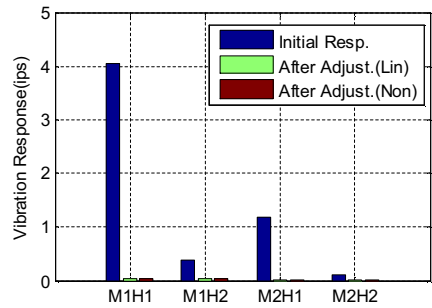


Fig. 10. Vibration Comparison (V3D1)

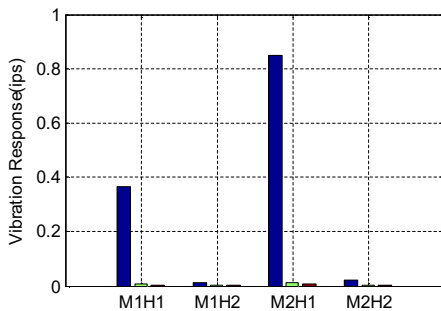


Fig. 7. Vibration Comparison (V1D2)

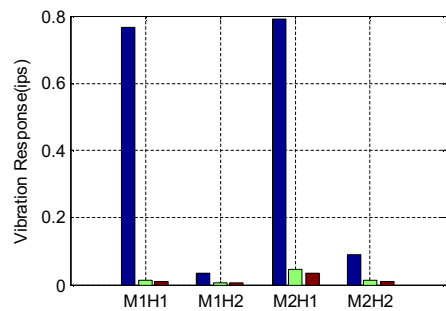


Fig. 11. Vibration Comparison (V3D2)

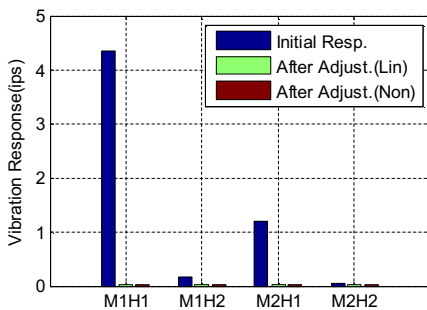


Fig. 8. Vibration Comparison (V2D1)

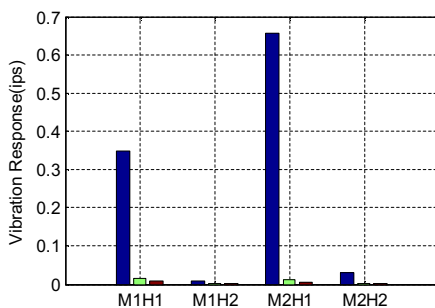


Fig. 9. Vibration Comparison (V2D2)

V. 결 론

본 논문에서는 적용되는 최적의 파라미터 조절량을 최소화하면서 RTB 응답을 허용수치 이하로 유지할 수 있는 RTB 알고리즘을 개발하였다. 계측된 RTB 데이터로부터 선형 및 비선형 RTB 응답 모델을 계산하는 절차를 확립하였으며, 본 연구의 Quadratic 함수를 이용한 방법은 비선형 뿐만 아니라 선형 및 bilinear 모델링 등도 선택적으로 사용할 수 있다. 참조 항공기 데이터를 활용하여 비선형 모델링 기법이 선형 모델링 기법에 비해 트랙 응답에서는 95.3%, 진동 응답에서는 80.04% 이상의 정확도를 나타내어 보다 정확한 RTB 응답의 예측이 가능함을 보였다. RTB 조절 파라미터의 최적화를 위한 비선형계획 문제를 정식화하였으며 hybrid GA알고리즘을 적용한 RTB 파라미터 최적화 기법을 개발하였다. 특히, 초기 최적화 결과로부터 조절량이 미미한 조절 파라미터를 설계변수에서 제외시켜 새로운 최적화해를 얻는 방법을 제안하였다. 이들 순차적인 최적화 결과들을 데이터베이스화하여 정비사가 참조할 수 있게 함으로써 RTB 조절 파라미터의 수정에 소요되는 정비 업무를 줄일 수 있는 방안

을 강구하였다.

본 연구의 RTB 알고리즘을 이용한 최적화 결과는 트랙편차와 진동응답의 진폭을 대폭 감소시킬 수 있는 최적의 RTB 조절 파라미터를 계산할 수 있음을 보였다. 비선형 RTB 응답 모델은 RTB 응답의 예측 정확도를 크게 개선시킬 수 있는 반면 최적화된 RTB 조절 파라미터를 적용한 응답 특성에서 트랙 응답은 94.7%, 진동 응답의 x축, y 축에서는 96.3%, 94.6% 감소된 결과를 보여 트랙 응답에서 93.0%, 진동 응답의 x축, y 축에서 95.4%, 94.2%의 감소 효과를 보이는 선형 모델과 거의 유사하며 약간의 개선효과가 있음을 확인하였다. 본 연구의 방법은 선형 및 비선형모델의 선택이 매우 용이하며 상황에 따라 이들을 병행 사용함으로써 보다 효율적인 RTB관련 정비 업무를 진행할 수 있을 것으로 판단된다. 본 연구의 알고리즘은 회전익기 뿐만 아니라 회전하는 구성품을 갖는 복잡한 기계장치의 진동을 줄이는 데에도 폭넓게 활용될 수 있다. 특히, 비선형 특성이 강한 비행영역이나 비행특성을 갖는 회전익기에 대해 본 연구의 비선형 기법을 효과적으로 적용하면 선형모델에 비해 큰 로터 트랙편차와 기체 진동을 감소시킬 수 있을 것으로 판단한다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 방위산업기술지원센터의 지원(계약번호 : BS15, UC130028JD)하에 한국항공우주산업(주)의 위탁연구로 수행되었습니다.

References

- 1) Rosen, A. and Ben-Ari, R., "Mathematical Modelling of a Helicopter Rotor Track and Balance: Theory", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 200, No.5, 1997, pp. 589-603
- 2) Rosen, A. and Ben-Ari, R., "Mathematical Modelling of a Helicopter Rotor Track and Balance: Result", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 200, No.5, 1997, pp. 605-620
- 3) 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, 2008, pp. 991-1003

- 4) Kwon, H. J., Yu, Y. H., Jung, S. N., and Yun, Chul. Y., "Development of Dynamic Balancing Techniques of a Rotor System Using Genetic Algorithm", *Journal of the Korean Society for aeronautical & space sciences*, Vol. 38, No. 12, 2010, pp. 1162-1169

- 5) Liu, H., Cai, Y., Lu, C., and Luan, J., "Helicopter Rotor Balance Adjustment Using GRNN Neural Network and Genetic Algorithm", *Intelligent Systems*, 2009. GCIS'09. WRI Global Congress on. Vol. 4. IEEE, 2009.

- 6) Yu, Y. H., Kim, C. J., Jung, S. N., and Kim, O. C., "Rotor Track and Balance of a Helicopter Rotor System Using Modern Global Optimization Schemes" *Journal of the Korean Society for aeronautical & space sciences*, Vol. 41, No. 7, 2013, pp. 524-531

- 7) Bechhoefer, E., and Power, D., "IMD HUMS Rotor Track and Balance Techniques", *Aerospace Conference*, 2003. IEEE, Vol. 7 pp. 3205-3211

- 8) Kim, C. J., Shin, K. C., Cho, I. J., Kim, C. S., and Ahn, S. J., "Development and Application of High-Fidelity Helicopter Flight Dynamic Analysis Program", *Proceeding of the 2011 KSAS Fall Conference*, pp. 660-666

- 9) Lee, S. H., Kim, C. J., Jung, S. N., Yu, Y. H., and Kim, O. C., "Development and Validation of Helicopter Non-linear RTB(Rotor Track and Balance) Model", *Proceeding of the KSAS 2015 Fall Conference*, 2015

- 10) You, Y. H., Lee, S. H., Jung, S. N., Kim, C. J., and Kim, O. C., "Optimization of RTB Parameters Using a Nonlinear Helicopter Model," *Proceeding of the 2015 KSAS Fall Conference*, 2015.

- 11) Dhadwal, M. K., Jung, S. N., Kim, C. J., "Advanced particle swarm assisted genetic algorithm for constrained optimization problems", *Computational Optimization and Applications*, vol. 58, No. 3, 2014, pp. 781-806