

헬리콥터 비행시험 최적화를 위한 실험계획법의 적용

변재현* · 이건명*** · 김세희***

* 경상대학교 산업시스템공학부, 항공기부품기술연구소,
경상대학교 기계공학부, 항공기부품기술연구소, *한국항공우주산업(주)

Design of Experiments for Optimization of Helicopter Flight Tests

Jai-Hyun Byun*, Gun-Myung Lee*** and Se-Hee Kim***

* Dept. of Industrial and System Engineering and Research Center for Aircraft Parts Tech., Gyeongsang Nat'l Univ.,
** School of Mechanical Engineering and Research Center for Aircraft Parts Tech., Gyeongsang Nat'l Univ.,
*** Rotor Performance Section, Korea Aerospace Industries

(Received June 3, 2014 ; Revised June 20, 2014 ; Accepted June 26, 2014)

Key Words: Helicopter(헬리콥터), Vibration(진동), Flight Test(비행시험), Design of Experiment(실험계획법), Fractional Factorial Design(부분요인배치법), Desirability(호감도)

초록: 항공기를 개발하는데 있어 형상 결정과 요구도 입증은 주로 비행시험 결과에 의존한다. 비행시험은 많은 시간과 비용을 요구하므로 비행시험 계획을 체계적으로 수립하고 분석함으로써 비용절감과 일정단축에 기여할 수 있다. 본 논문에서는 한국형 기동헬기에 적용된 진동 비행시험 사례를 적용하여 비행시험 계획을 체계적으로 수립하고 분석할 수 있는 방안을 제시하였다. 본 논문에서는 주요 부위에서 측정한 진동수준 값을 가지고 종합적인 진동수준 만족도를 하나의 수치로 나타내기 위하여 호감도 함수를 채택하고 진동수준의 측정을 위한 비행시험을 체계적으로 수행하기 위하여 실험계획법의 하나인 부분요인배치법을 사용하였다. 또한 비행시험을 단계적으로 수행하여 비행시험 횟수를 더욱 줄일 수 있는 방법을 제시하였다.

Abstract: In developing an aircraft, configuration determination and requirement proofing depend on flight test results. Since the flight tests require much time and high cost, systematic flight test planning and analysis are needed to reduce cost and development time. This paper presents a desirability function approach to present an integrative measure of vibration levels at important positions and suggests a fractional factorial design which is one of the experimental design methods to help perform systematic flight tests. A method to perform flight tests in stages is also suggested to further reduce the number of flight tests.

1. 서론

항공기 개발 시 고객의 요구사항을 충족한다는 것을 입증하기 위하여 비행시험을 수행하여 그 결과를 바탕으로 의사결정을 하는 경우가 많다. 비행시험은 많은 비용을 요구할 뿐만 아니라 개발 일정에 큰 비중을 차지하므로 효과적인 비행시험을 수행하는 것만으로도 비용절감 및 일정단축에 기여할 수 있다.

실험계획법(Design of Experiments; DOE)은 위 목적을 달성하기 위해 필요한 일련의 절차와 방침을 계획하는 것을 말한다.⁽¹⁻³⁾ 주요 성능특성의 문제점에 대하여 중요한 원인이 무엇이고, 제품 또는 공정조건을 어떻게 변화시켜야 문제를 해결할 수 있을지 실험을 해야 하는데, 실험계획을 통하여 우리는 이러한

† Corresponding Author, gmlee@gnu.ac.kr

일련의 절차를 가장 효과적이면서 효율적으로 수행할 수 있다. 실험계획의 궁극적 목적은 가장 능률적인 방법으로 지속적인 개선을 피하자는 것이다. 그 방법은 우리가 인위적으로 값을 줄 수 있는 제어인자(Control Factors)뿐만 아니라 공정의 환경적 잡음인자(Noise Factors)의 영향을 파악하는 데에도 효과적이어야 한다. 실험계획법을 이해하여 적절하게 활용하면 최소의 자원으로 최대의 정보를 추출해 낼 수 있다. 새로운 제품을 개발함에 있어서 가능한 원가를 절감하고, 납기를 준수하며, 고객의 요구품질을 확보하기 위해서는, 주어진 자원(시간, 비용)의 제약 하에서 중요한 정보를 신속하게 얻어내는 실험계획법을 적극적으로 활용하는 것이 필수적이다.

따라서 본 연구에서는 헬리콥터 비행시험에 적용할 수 있는 체계적인 비행시험 방안을 제시하고, 진동비행시험 모델을 적용하여, 시험계획을 체계적으로 수립하고 분석할 수 있는 방안을 제시하고자 한다. 구체적으로 2장에서는 본 헬리콥터의 진동을 줄이기 위하여 사용된 방법을 소개하고, 3장에서는 여러 실험점에서 측정된 진동수준의 만족도를 하나의 수치로 나타내기 위하여 도입한 호감도 함수를 설명한다. 4장에서는 진동수준의 측정을 위한 비행시험을 체계적으로 수행하기 위하여 실험계획법의 하나인 부분요인배치법을 설명하고, 가상의 비행시험 데이터에 이 방법을 적용한다. 5장에서는 비행시험을 단계적으로 수행하여 비행시험 횟수를 더욱 줄일 수 있는 방법을 제시한다.

2. 헬리콥터 진동 제어 방법

헬기의 진동원은 로터 시스템으로서, 회전에 의해 동적 하중이 발생한다. 동적 하중은 트랜스미션을 거쳐 엔진을 포함한 항공기 구성품 및 기체 구조로 전달된다. 이러한 진동은 구성품의 수명을 단축시키고 승무원의 피로를 유발해 임무 수행을 제한한다. 따라서 본 헬리콥터 개발 시 주요 성능특성은 조종실(Cockpit), 객실(Cabin) 및 엔진의 진동이며, 여러 가지 진동저감 형상의 최적화를 통해 주요 위치에서의 진동이 최소가 되도록 해야 한다.

본 헬리콥터에서 사용된 진동 제어 방법은 크게 세 가지로 구분 된다.

1) 로터 시스템에서 가진원 제어

로터 시스템에서 발생하는 진동하중을 최소화하는 방법으로 블레이드의 진동특성을 변경하거나 진동하중을 상쇄시키는 방법을 적용한다. 본 헬리콥터의 경우 블레이드의 진동 형상을 고려하여 블레이드의 $0.4R$ (R 은 블레이드 반경) 위치와 $0.9R$ 위치에 질량을 부가하는 방안이 블레이드의 진동특성을 변경하기 위한 방법이며, 펜듈럼(Pendulum)은 블레이드 플래핑으로부터 발생하는 하중을 상쇄시키는 방법이다.

2) 트랜스미션부에서 진동 전달 특성 제어

트랜스미션은 로터 시스템에서 발생한 진동하중의 전달 경로이다. 전달된 진동하중을 최소화하는 방법으로 진동하중의 전달률을 감소시키는 방법을 적용한다. 본 헬리콥터의 경우, 트랜스미션 하부에 장착된 스프링 플레이트(Spring Plate)의 강성 조절을 통해 진동을 제어하였으며, 엔진 진동은 장착 마운트(Mount)의 강성을 조절하여 제어하였다.

3) 기체에서의 진동 제어

기체는 로터 진동하중에 대한 응답이 최소가 되는 구조가 되도록 설계한다. 국부적으로 진동이 높거나 안락한 진동특성이 요구되는 경우 흡진기(Absorber, 스프링-질량 시스템)를 장착하여 진동을 저감하는 것이 일반적이다.

따라서 본 헬리콥터 진동 시험의 제어인자는 Table 1과 같이 정리할 수 있다.

본 헬리콥터 개발과정 중 수행한 비행시험에서의 성능 척도는 수요자가 요구하는 기체와 엔진에서의 진동 수준이다. 기체 진동은 조종실과 객실 진동으로 조종좌석의 좌, 우 프레임에서의 수직방향 진동과 객실 좌, 우 프레임에서의 수직방향 진동이며, 엔진 진동은 좌, 우 엔진의 중, 횡, 수직방향의 진동이다.

Table 1 Control factors of vibration tests

Control Factor	Description	Range of interest
Blade Mass 0.4R	Reduce vibration loads occurring at the rotor	Low ~ High
Blade Mass 0.9R	Reduce vibration loads occurring at the rotor	Low ~ High
Pendulum	Reduce vibration loads occurring at the rotor	Low ~ High
Spring Plate	Reduce vibrations transmitted to the body	Normal, Stiffer
Engine Mount	Reduce vibrations transmitted to the engines	Rigid, Soft
Cockpit Absorber	Absorb cockpit vibrations	Low ~ High
Seat Absorber	Absorb seat vibrations	Low ~ High
Cabin Absorber	Absorb cabin vibrations	Low ~ High

수요자의 요구 사항은 40 knots부터 150 knots까지의 각 비행속도에 대하여 위에서 기술한 지점에서의 진동 수준이 특정한 값 이내가 되는 것이다. 모든 가능한 운항속도, 모든 주요 지점에서의 진동 수준이 요구하는 값 이내가 되어야만 요구 조건을 만족하는 것이다.

3. 종합적 진동수준 평가기법

제품 개발/설계 또는 공정 개선을 위하여 실험계획을 적용할 때 일반적으로 고려되는 성능특성 (반응 변수)은 하나가 아니라 두 개 이상인 경우가 대부분이다. 예를 들어, 헬리콥터를 개발함에 있어서 진동 수준을 최소화하기 위해서는 한 위치가 아니라 여러 위치의 진동수준을 측정하고, 그들이 각각 최소한 일정한 수준 값 이하로 그리고 가능한 작은 값을 유지하도록 해야 한다.

이러한 다수 특성치의 문제는 각 반응변수 별로 최적수준이 일치하지 않기 때문에 실험인자의 조건을 쉽게 결정할 수 없게 된다. 예를 들면, 헬기의 진동은 3군데 위치, 즉, 조종실, 객실, 엔진에서 측정을 하는데, 조종실과 객실의 경우에는 Z축 방향, 좌, 우 엔진은 각각 3가지 방향(X, Y, Z축)의 진동 수준을 일정한 값 이하로 유지해야 한다. 문제는 어느 한 위치에서의 진동수준 값을 줄이기 위하여 진동저감 장치에 변화를 주거나 인자의 값을 변화시키면 다른 쪽 부위의 진동이 높아지는 상충현상(Conflict Phenomenon)이 생긴다는 것이다. 예를 들어, 엔진의 진동을 줄이기 위하여 Rigid 마운트를 Soft 마운트로 바꾸면 엔진진동은 줄어들지만, 다른 부위의 기체진동은 더 심해지는 현상이 발생한다. 이와 같이 다수 반응변수를 고려하는 실험의 경우, 어떤 인자의 최적조건이 반응변수 별로 다르게 되는 상충현상이 나타나게 되는데, 이런 경우에 우선 각 실험조건에서 나온 반응변수의 값을 바탕으로 그 조건의 종합적인 우월성을 판단하는 척도가 우선 필요하며, 각 실험조건의 데이터를 바탕으로 이러한 척도를 최적화 하는 절충최적조건(Compromised Optimal Condition)을 구하는 것이 요구된다.

본 연구에서는 헬리콥터의 진동수준을 나타내는 척도로서 호감도 함수(Desirability Function)를 사용하였다.⁽⁴⁾ 이 접근방법에서는 각각의 반응변수 별로 호감도 함수를 구하고, 이러한 호감도의 기하평균을 이용하여 전반적 호감도(Overall Desirability)를 구하며, 전반적 호감도를 최대화하는 조건이 최적 조건이 된다.

이 문제에서 반응변수는 각 측정점에서 측정한 진동 수준이고, 반응변수의 값은 작을수록 좋으며, 값의 상한(Upper Limit)이 주어져 있다. 이 경우 반응변수에 대한 호감도는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$d = \left(\frac{C - \hat{y}}{C - B} \right)^T, B \leq \hat{y} \leq C \quad (1)$$

위 식에서 B 는 목표값인데 이 경우에는 0이며, C 와 \hat{y} 는 각각 상한과 반응변수의 값이다. 반응변수의 값이 0이면 호감도는 최대값 1이 되고, 반응변수의 값이 상한보다 크거나 같으면 호감도는 최소값 0이

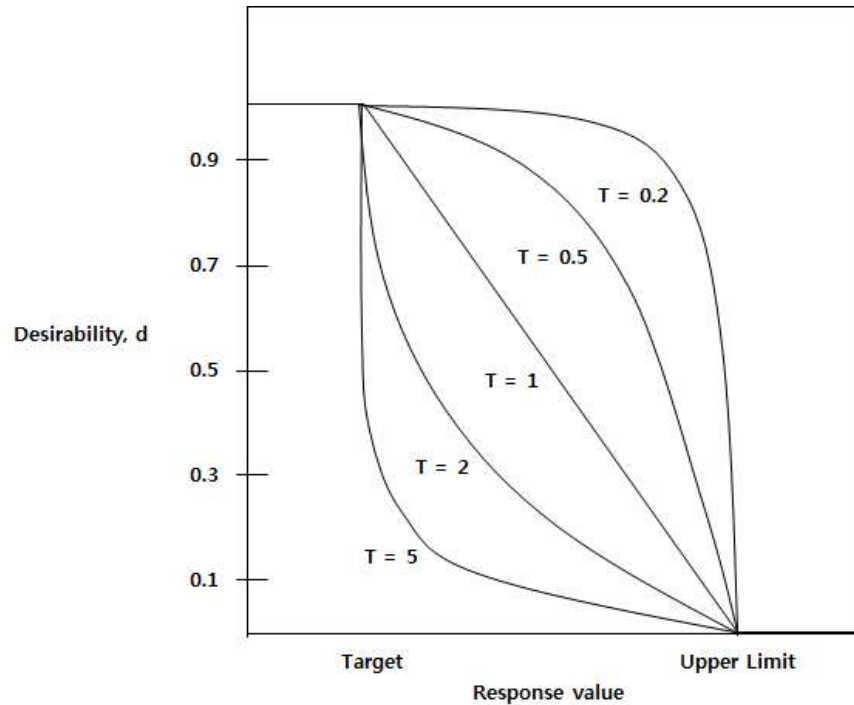


Fig. 1 Desirability function for the smaller-the-better case

된다. 지수 T 는 반응변수에 대한 가중치(Weight)이며 $T=1$ 이면 한계로부터 목표값까지의 호감도 함수는 직선 형태를 가지고, $T < 1$ 일 때에는 반응변수의 값이 한계 내에만 있으면 호감도는 높은 값을 갖는다. Fig. 1은 상한만을 가지는 경우 가중치와 호감도의 관계를 나타내고 있다.

조종실과 객실에서의 진동 수준 변수 Y_i 에 대한 호감도에는 가중치 1을 사용하였고, 엔진의 진동 수준은 요구하는 값 이내에만 들어오면 충분히 만족스럽다고 생각되어 가중치 0.1을 사용하였다.

각각의 반응변수에 대한 호감도가 $d_1, d_2, d_3, \dots, d_n$ 이라면 전반적 호감도는 다음과 같이 계산된다.

$$D = \{d_1 d_2 d_3 \dots d_n\}^{1/n} \quad (2)$$

위와 같이 기하평균을 이용하여 전체 호감도를 계산하는 이유는 다수의 반응변수들 중에서 하나의 반응변수라도 한계 내에 들지 못하는 경우가 발생하면, 전체 호감도를 0으로 만들어 주기 때문이다. 즉 하나의 제품이 많은 성능특성(반응변수)을 가지고 있다고 가정할 때, 하나의 성능특성이라도 규격 내에 들지 못하는 경우, 그 제품은 불량품이 된다는 의미이다.

4. 체계적 실험계획 방법

4.1 부분요인배치법

실험을 수반하는 여러 연구개발 부문에서 실험을 체계적이고 효율적으로 수행하기 위하여 실험계획법을 활용하고 있다. 항공기의 비행시험에 실험계획법을 활용한 사례는 해외에서는 쉽게 찾아 볼 수 있으나⁽⁵⁻⁸⁾ 국내에서는 아직 찾아보기 어렵다. 본 절에서는 헬리콥터 진동저감 비행시험에서 흡진기를 제외한 5개의 제어인자를 각각 2수준씩 고려하여 이용하는 경우의 실험계획에 관하여 설명한다. 흡진기의 경우, 장착부의 국부적인 영역에서만 진동저감 효과를 나타내므로 실험계획에서 분리하여 별도로 시험이 가능하다. 실험계획의 가장 기본적인 방법인 2수준 요인배치법(Factorial Design)에서는 인자가 k 개 있는 경우, 2^k 개의 요인실험점, 즉, 실험조건이 생긴다. 인자가 5개이고, 각 인자의 수준 수가 2개일 때 요인배치를 하게 되면 총 실험조건은 $2^5=32$ 개가 되고, 이때의 설계 공간(Design Space)을 Fig. 2에 나타내었다.

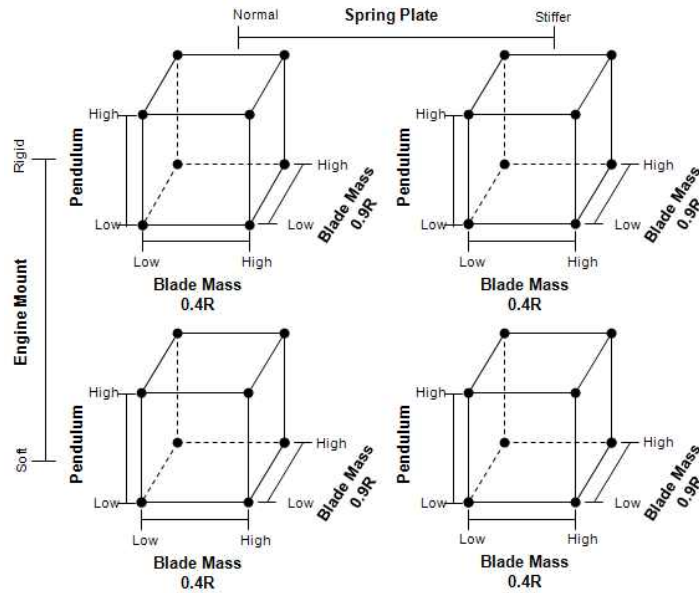


Fig. 2 Design space of 2-level 5 factors (2^5) factorial design

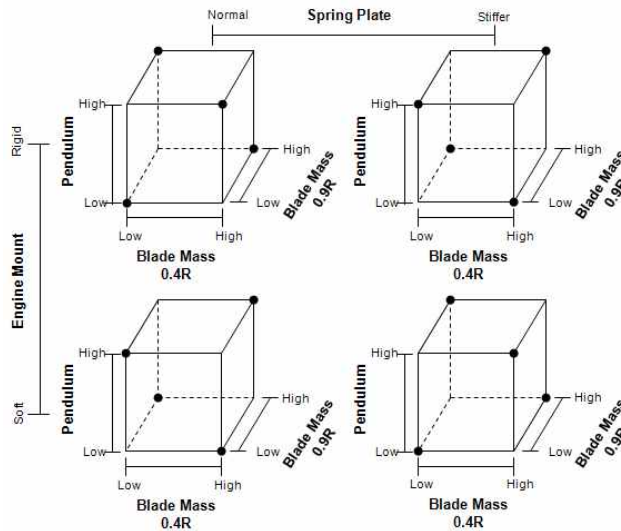


Fig. 3 Design space for 2^{5-1} fractional factorial design

그런데 인자의 수가 증가함에 따라 실험점의 수가 기하급수적으로 증가하게 되는데, 이때에 일반적으로 주 효과와 두 인자간의 교호작용(고차 교호작용이 아닌)이 관심의 대상이므로 우리는 실험횟수를 줄여 고차의 교호작용을 희생함으로써 경제적으로 실험할 수 있다. 특히 3차 이상의 효과는 중요치 않은데도 불구하고 이 많은 고차 효과를 추정하기 위해 인자수가 증가함에 따라 실험횟수를 기하급수적으로 증가시킬 필요는 없다고 보는 것이다. 일반적으로 주 효과와 인자간의 2인자 교호작용이 주 관심사이기 때문에, 완전 2^k 형 실험계획의 일부만 실시하여 고차 교호작용효과를 추정할 수 있도록 희생하고 실험을 한다. 더군다나 실험의 초기에는 반응변수에 영향을 주리라고 여겨지는 변수들을 가능한 고려하여 실험하는 소위 선별실험(Screening Experiments)을 하게 되는데, 선별실험을 통해서 우리는 고려 대상인 많은 잠재적 변수들 중에서 중요한 몇 개의 변수를 선별한다. 이처럼 선별실험을 할 때에는 적은 수의 실험만으로 주효과 및 소수의 교호작용효과를 파악하기 위해 부분요인배치법(Fractional Factorial Design)을 이용한다. 5개의 제어인자를 대상으로 주효과와 2인자 교호작용효과를 파악할 수 있는 2^{5-1} 부분요인배치법을 사용하면 2^5 요인배치 실험의 절반인 16회 실험만으로 5개의

주효과와 10개의 2인자 교호작용 효과를 파악할 수 있다. Fig. 3은 2^{5-1}_V 실험의 설계공간을 나타내고 있다.

부분요인배치의 구성 원리는 다음과 같다. 헬리콥터 진동저감을 위한 비행시험을 위하여 Table 2와 같이 5개의 2수준 인자를 고려한다면 $5 - 1 = 4$ 개의 인자 A, B, C, D에 대한 요인배치 실험점을 구성하고, 4인자 교호작용 ABCD를 구하여 그 옆에 5번째 인자 E를 배치하면 된다. 인자 E의 부호는 A, B, C, D의 부호를 곱한 결과이다. 이 원리에 따라 비행시험을 위한 16개의 실험점을 Table 3처럼 구성할 수 있다. 실제 비행시험을 위한 조건은 저 수준인 ‘-’과 고 수준인 ‘+’에 대응하는 수준의 값을 Table 2에서 끌어내어 Table 4와 같이 구할 수 있다. 실제 비행시험을 할 때에는 Table 4에 있는 번호 순서대로 시험을 하는 것이 아니고 랜덤한 순서대로 시험을 하는 것이 바람직하다. 그래야만 시험에서 고려하지 않은 잡음요소가 시험 결과에 미치는 영향을 최소화할 수 있다.⁽¹⁻³⁾

4.2 부분요인배치를 이용한 실험계획과 분석

본 절에서는 헬리콥터 개발 시 체계적인 실험계획 방법을 이용하기 위하여 2수준 5인자 부분요인배치를 이용했다고 가정할 때에 가상의 호감도 데이터를 입력하여 그 분석방법을 제시하고자 한다. 가상의 호감도 데이터는 동일한 비행조건에서의 실험 데이터가 있는 경우에는 그 데이터를 사용하고, 없는 경우에는 비슷한 조건에서의 실험 데이터로부터 추정하여 구하였다. 사용한 데이터가 가상의 데이터이므

Table 2 Factors and levels

		Factors				
		A: Blade Mass (0.4R)	B: Blade Mass (0.9R)	C: Spring Plate	D: Engine Mount	E: Pendulum
Levels	-	Low	Low	Normal	Rigid	Low
	+	High	High	Stiffer	Soft	High

Table 3 2^{5-1}_V fractional factorial design table (coded unit)

No	A	B	C	D	ABCD (→E)
1	-	-	-	-	+
2	+	-	-	-	-
3	-	+	-	-	-
4	+	+	-	-	+
5	-	-	+	-	-
6	+	-	+	-	+
7	-	+	+	-	+
8	+	+	+	-	-
9	-	-	-	+	-
10	+	-	-	+	+
11	-	+	-	+	+
12	+	+	-	+	-
13	-	-	+	+	+
14	+	-	+	+	-
15	-	+	+	+	-
16	+	+	+	+	+

로 이 데이터를 분석하여 얻는 결과는 실제와 다소 다를 수 있다. 호감도는 3장에서 설명한 방법으로 계산하였고, Table 5에 가상의 호감도 데이터를 나타내었다.

본 실험에서는 각 실험조건에서 반복이 없다. 반복이 없으면 실험오차의 크기를 알 수 없으므로 각 요인의 유의성 여부를 판단할 수 있는 통계적 검정을 할 수 없다. 이러한 반복이 없는 실험데이터를 가지고 통계적 유의성을 파악할 수 있는 방법은 Lenth가 1989년에 논문⁽⁹⁾을 발표한 이래 Minitab을 포함한 거의 모든 통계적 소프트웨어에서 Lenth의 방법을 채택하고 있다. Fig. 4는 Lenth의 방법에 근거하여 유의한 요인효과를 파악하기 위한 Pareto 차트를 나타낸 것인데, 이 그림에서 요인효과의 크기가 빨간

Table 4 2^{5-1} fractional factorial design table (un-coded unit)

No	Blade Mass		Spring Plate	Engine Mount	Pendulum
	0.4R	0.9R			
1	Low	Low	Low	Rigid	High
2	High	Low	Low	Rigid	Low
3	Low	High	Low	Rigid	Low
4	High	High	Low	Rigid	High
5	Low	Low	High	Rigid	Low
6	High	Low	High	Rigid	High
7	Low	High	High	Rigid	High
8	High	High	High	Rigid	Low
9	Low	Low	Low	Soft	Low
10	High	Low	Low	Soft	High
11	Low	High	Low	Soft	High
12	High	High	Low	Soft	Low
13	Low	Low	High	Soft	High
14	High	Low	High	Soft	Low
15	Low	High	High	Soft	Low
16	High	High	High	Soft	High

Table 5 Data for the 2-level 5-factor fractional factorial design

Mass_04R	Mass_09R	Pendulum	Spring Plate	Engine Mount	Desirability
Low	Low	Low	Rigid	High	0.000
High	Low	Low	Rigid	Low	0.116
Low	High	Low	Rigid	Low	0.134
High	High	Low	Rigid	High	0.000
Low	Low	High	Rigid	Low	0.365
High	Low	High	Rigid	High	0.452
Low	High	High	Rigid	High	0.123
High	High	High	Rigid	Low	0.684
Low	Low	Low	Soft	Low	0.126
High	Low	Low	Soft	High	0.000
Low	High	Low	Soft	High	0.000
High	High	Low	Soft	Low	0.109
Low	Low	High	Soft	High	0.128
High	Low	High	Soft	Low	0.662
Low	High	High	Soft	Low	0.369
High	High	High	Soft	High	0.433

수직선을 초과하는 것들은 유의한 요인효과를 나타낸다. 즉, 주효과인 A(Mass_0.4R), C(Pendulum), E(Engine Mount)와 2개의 교호작용인 AC와 CE가 유의하다. 이들 유의한 요인효과를 제외한 나머지 유의하지 않은 요인효과들을 오차항에 풀링(Pooling)한 후 분석한 결과는 Fig. 5에 있는데, 여기서 5개의 요인효과들의 p값이 모두 0.000으로 나타나 아주 유의한 효과임을 알 수 있다.

Figs. 6-8에는 호감도 데이터에 대한 주효과도(Main Effect Plot), 교호작용도(Interaction Effect Plot), 입방체도(Cube Plot)를 나타내었다. Fig. 6을 보면 5개의 주효과 중 Mass_0.4R, Pendulum, Engine Mount가 호감도에 영향을 미치고, Mass_0.9R과 Spring Plate는 영향력이 없다는 것을 알 수 있다. Fig. 7을 보면, 호감도에 영향을 미치는 3개의 인자 중 Mass_0.4R과 Pendulum 사이에는 큰 교호작용이 있고, Pendulum과 Engine Mount 사이에는 작은 교호작용이 있으며, Mass_0.4R과 Engine Mount는 교호작용을 가지고 있지 않음을 알 수 있다. 호감도에 영향을 미치는 3개의 인자를 대상으로 입방체도를 그린 것을 Fig. 8에 나타내었는데, 이 그림을 보면 호감도를 가장 높이는 시험조건이 (Mass_0.4R, Pendulum, Engine Mount) = (High, High, Rigid Type)임을 알 수 있다. 애초에 5개의 인자를 대상으로 유의한 인자를 선별하기 위하여 2수준 5개를 대상으로 16회 실험을 했는데, 실험데이터를 분석하니 실험초기에 고려했던 5개의 인자 중에서 유의한 인자는 Mass_0.4R, Pendulum, Engine Mount의 3개이고, 호감도를 최대로 하는 이들 3개 인자의 값이 각각 High, High, Rigid Type으로 나타난 것이다. 비행시험을 시작하는 시점에서는 Fig. 3에 나타낸 바와 같이 5개의 잠재적 인자를 대상으로 16회 선별실험을 했는데, 비행시험 데이터를 분

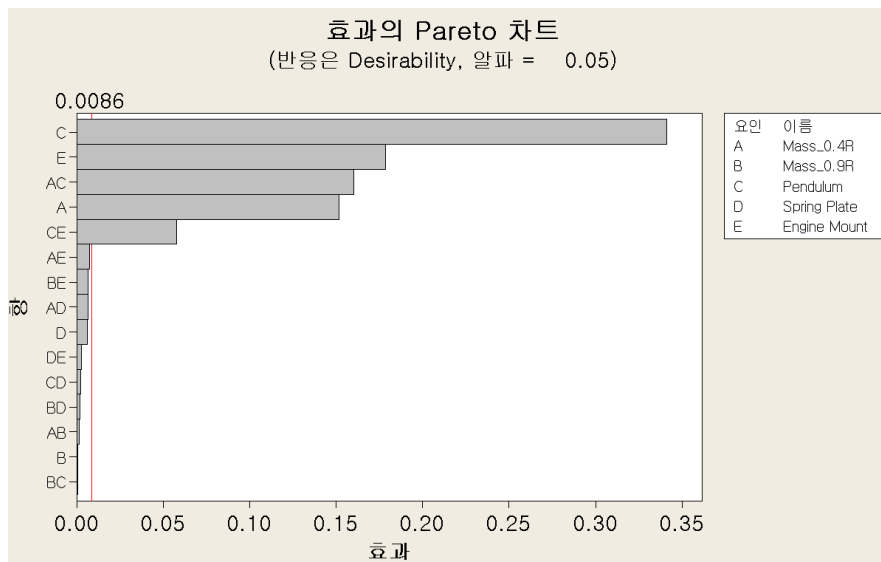


Fig. 4 Pareto chart for the 2-level 5-factor fractional factorial design data

요인 적합: Desirability 대 Mass_0.4R, Pendulum, Engine Mount

Desirability에 대한 추정된 효과 및 계수(코드화된 단위)

항	효과	계수	SE 계수	T	P
상수		0.23118	0.002113	109.43	0.000
Mass_0.4R	0.15140	0.07570	0.002113	35.83	0.000
Pendulum	0.34118	0.17059	0.002113	80.75	0.000
Engine Mount	-0.17865	-0.08932	0.002113	-42.28	0.000
Mass_0.4R*Pendulum	0.16021	0.08011	0.002113	37.92	0.000
Pendulum*Engine Mount	-0.05747	-0.02873	0.002113	-13.60	0.000

S = 0.00845049 PRESS = 0.00182812
 R-제곱 = 99.91% R-제곱(예측) = 99.77% R-제곱(수정) = 99.87%

Fig. 5 Statistical analysis result of the 2-level 5-factor fractional factorial design data after pooling

석해 보니 유의한 요인효과에 해당하는 인자가 3개만 파악되었다. 결국 16회 비행시험 데이터를 3개의 유의한 인자를 대상으로 한 반복 2회인 2^3 요인배치실험의 데이터로 투시(Projection)할 수 있다. Fig. 8의 모서리점(Corner Point)의 호감도 값은 각 조건에서 2개 반복데이터의 평균값을 나타낸 것이다. Fig. 9에는 등고선도(Contour Plot)를 나타내었는데, 등고선도가 직선이 아니고 곡선 형태로 나오는 것은 가로축과 세로축에 표시한 2개의 인자, 즉, Mass_0.4R 과 Pendulum 간에 교호작용 효과가 있음을 보여주는 것이다. 이와 같은 분석과정을 통하여 호감도에 큰 영향을 미치는 인자를 선별하고, 호감도를 최대로 하는 인자의 값을 구할 수 있다.

5. 진동비행시험의 단계적 수행

2장에서 헬리콥터의 진동 제어 방법을 아래와 같이 3가지로 구분하였다.

- 1) 헬기 진동의 원인이 되는 로터 블레이드의 진동을 줄이는 방법
 - Blade mass(0.4R, 0.9R)
 - Pendulum
- 2) 로터 블레이드의 진동이 기체와 엔진에 최소한으로 전달되도록 하는 방법
 - Spring plate
 - Engine mount
- 3) 기체의 진동 특성을 변화시킴이 없이 국부적으로 진동을 줄이는 방법
 - Cockpit absorber
 - Seat absorber
 - Cabin absorber

위의 분류에서 한 부류의 진동저감 형상은 다른 부류의 진동저감 형상에 독립적이다. 즉 기체에 진동이 최소한으로 전달되도록 하는 형상은 로터 블레이드의 진동을 줄이는 형상의 영향을 받지 않는다는 것이다. 따라서 순서대로 한 부류의 진동저감 형상만을 변화시키면서 비행시험을 수행하여 형상을 결정

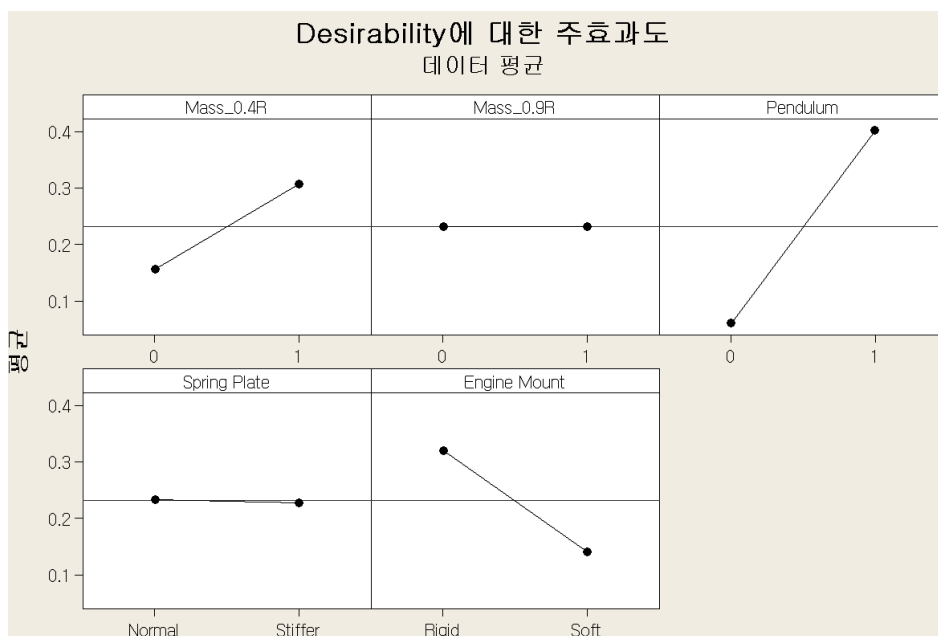


Fig. 6 Main effect plot for the 2-level 5-factor fractional factorial design data

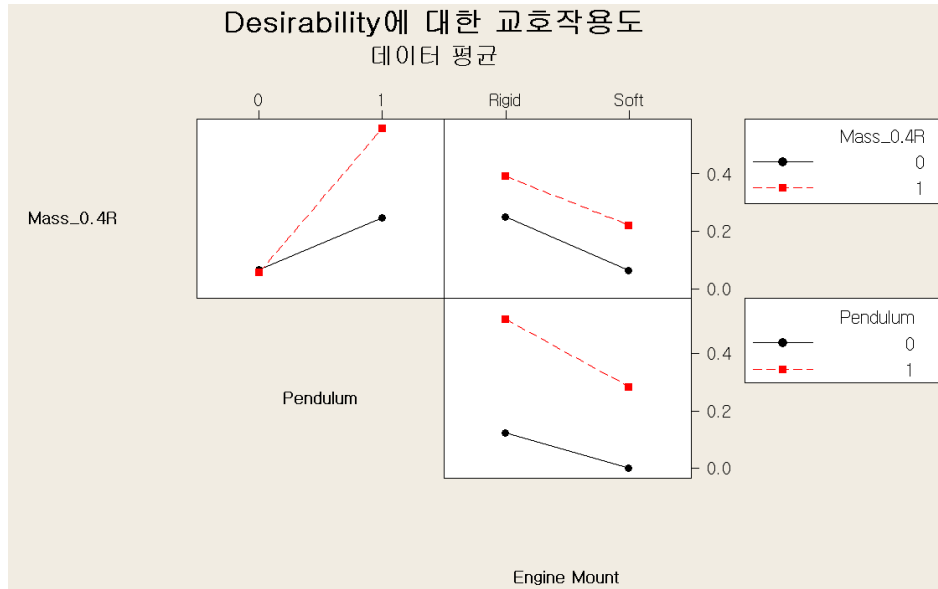


Fig. 7 Interaction effect plot for the 2-level 5-factor fractional factorial design data

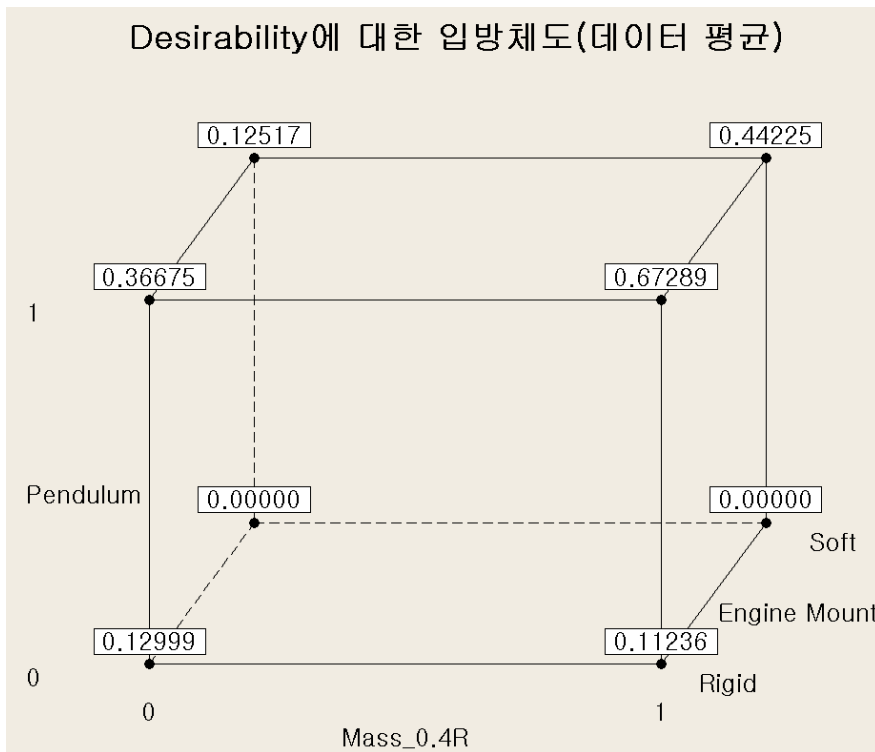


Fig. 8 Cube plot for the 2-level 5-factor fractional factorial design data

하는 것이 가능하다고 판단한다. 처음에는 부류 1의 진동저감 형상만을 변화시키면서 비행시험을 하여 로터 블레이드의 진동을 최소로 할 수 있는 진동저감 형상을 찾아낸다. 다음에는 이 형상을 고정시키고 부류 2의 형상만을 변화시키면서 비행시험을 하여 기체의 진동을 최소로 할 수 있는 진동저감 형상을 찾아낸다. 이 과정에서 비행시험 회수를 최소화할 수 있도록 실험계획법을 적용한다. 마지막으로 부류 1과 2의 진동저감 형상을 고정시키고 부류 3의 진동저감 형상을 결정한다. 마지막 단계의 흡진기 결정에

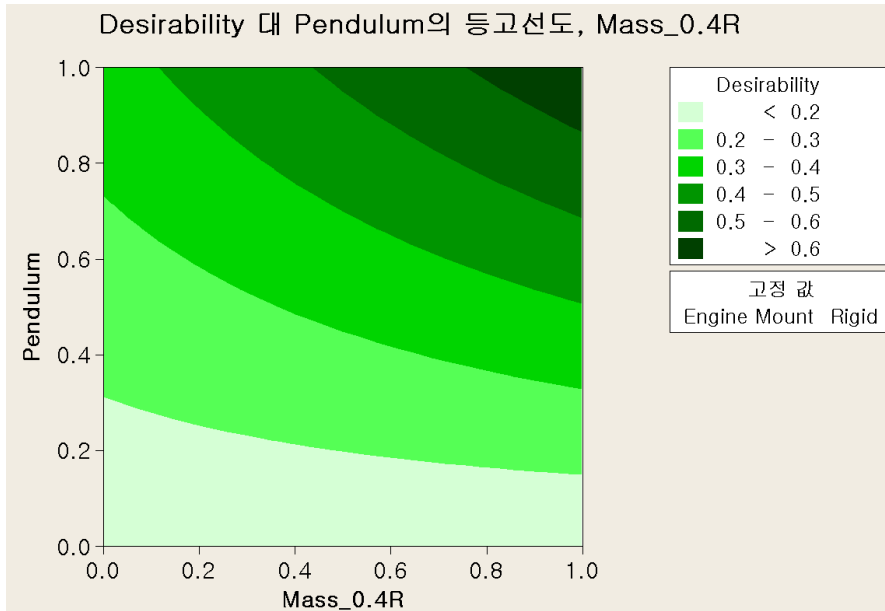


Fig. 9 Contour plot of desirability with respect to Mass(0.4R) and Pendulum

서는 여러 흡진기를 동시에 고려하지 않고, 한 번에 하나씩만 고려하여도 무방하다. 그 이유는 일반적으로 흡진기는 시스템 전체의 특성은 변화시키지 않고 흡진기가 부착된 부품만의 진동을 줄여주는 역할을 하기 때문이다.

이와 같이 진동 비행시험을 제어인자(변수)에 따라 단계적으로 수행하면 비행시험 회수를 최소화할 수 있다. 부류 1의 진동저감 형상만을 변화시키며 2^3 요인배치법을 이용하여 비행시험을 하면 비행시험횟수는 $2^3 = 8$ 회가 되고, 다음으로 부류 2의 진동저감 형상만을 변화시키며 비행시험을 하면 비행시험횟수는 $2^2 = 4$ 회가 되어 흡진기를 결정하는 마지막 단계 전까지의 총 비행시험회수는 12회가 된다. 이는 4장에서 제안한 부분요인배치법을 사용할 경우의 비행시험회수 16회 보다도 줄어든 결과이다. 이처럼 진동저감 형상의 특성에 따라 비행시험을 단계적으로 수행하면 비행시험회수를 최소화할 수 있다. 여러 개의 제어인자가 있을 때에 이렇게 제어인자를 분류하여 시험을 하게 되면 동시에 여러 개의 변수를 고려하는 것 보다 시험을 간편하게 할 수 있다는 추가적인 장점이 있다. 다만, 반복 없이 작은 규모의 시험을 하게 되면 실험오차를 제대로 추정하기가 어려워 분석결과의 신뢰성이 저하될 수 있다는 단점이 있다.

6. 결론

본 논문에서는 한국형 기동헬기에 적용된 진동 비행시험 사례를 이용하여 비행시험 계획을 체계적으로 수립하고 분석할 수 있는 방안을 제시하였다.

개발된 헬리콥터는 수요자가 명시한 요구사항을 만족하기 위해서는 여러 측정점에서의 진동수준이 특정한 값 이내이어야 한다. 각 측정점에서 측정된 진동수준의 만족도를 호감도 함수로 나타내고, 이들 호감도의 기하평균을 이용하여 구한 전반적 호감도로써 종합적인 만족도를 나타내었다.

진동수준의 측정을 위한 비행시험을 체계적으로 수행하기 위하여 실험계획법의 하나인 부분요인배치법을 사용하였고, 가상의 비행시험 데이터에 이 방법을 적용하였다. 가상의 데이터는 동일한 비행조건에서의 실험 데이터가 있는 경우에는 그 데이터를 사용하고, 없는 경우에는 비슷한 조건에서의 실험 데이터로부터 추정하여 구하였다.

비행시험을 단계적으로 수행하여 비행시험 회수를 더욱 줄일 수 있는 방법을 제시하였다. 이 방법에서는 우선 헬리콥터 진동의 가진원인 로터 블레이드의 진동을 줄일 수 있는 진동저감 형상을 변화시켜

가며 비행시험을 하고, 다음에는 로터 블레이드의 진동이 기체나 엔진에 최소한으로 전달되도록 하는 진동저감 형상을 변화시켜가며 비행시험을 한다. 마지막으로 흡진기를 하나씩 결정하도록 비행시험을 한다.

후 기

이 연구는 2013년도 한국항공우주산업의 R&D 선행연구과제의 결과임. 변재현 교수는 2013년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 기초연구사업(과제번호: 2013062959), 이건명 교수는 2012년도 경상대학교 연구년제연구교수 연구지원비의 지원을 받아 이 연구를 수행함.

참고문헌 (References)

- (1) Box, G. E. P., Hunter, J. S. and Hunter, W. G., 2005, *Statistics for Experimenters - Design, Innovation, and Discovery*, 2nd Edition, Wiley, New York.
- (2) Myers, R. H. and Montgomery, D. C., 2002, *Response Surface Methodology, Process and Product Optimization Using Designed Experiments*, 2nd Edition, Wiley, New York.
- (3) Simpson, J. R., Listak, C. M. and Hutto, G. T., 2013, "Guidelines for Planning and Evidence for Assessing a Well-Designed Experiments," *Quality Engineering*, Vol. 25, No. 4, pp. 333~355.
- (4) Derringer, G. G. and Suich R., 1980, "Simultaneous Optimization of Several Response Variables," *Journal of Quality Technology*, Vol. 12, No. 4, pp. 214~219.
- (5) Johnson, R. T., Hutto, G. T., Simpson, J. R. and Montgomery, D. C., 2012, "Designed Experiments for the Defense Community," *Quality Engineering*, Vol. 24, No. 1, pp. 60~79.
- (6) Simpson, J. R. and Wisnowski, J. W., 2001, "Streamlining Flight Test with the Design and Analysis of Experiments," *Journal of Aircraft*, Vol. 38, No. 6, pp. 1110~1116.
- (7) Tucker, A. A., Hutto, G. T. and Dagli, C. H., 2010, "Application of Design of Experiments to Flight Test: A Case Study," *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 2, pp. 458~463.
- (8) Wilson, S. R., 2011, "Statistical Design and Analysis of Experiments for Next Generation Air Transportation Research," NASA Statistical Engineering Symposium.
- (9) Lenth, R. V., 1989, "Quick and Easy Analysis of Unreplicated Factorials," *Technometrics*, Vol. 31, No. 4, pp. 469~473.