

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(4), 368-376(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.4.368

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

## 헬리콥터 초기 설계 모델에 대한 민감도 분석 및 매개변수 연구

김승범\*, 최종수\*\*

## A Sensitivity Analysis and Parametric Study for the Establishment of the Helicopter Initial Design Model

Seung Bum Kim\* and Jong Soo Choi\*\*

Korea Aerospace Research Institute\*, Chungnam National University\*\*

## ABSTRACT

This paper is the study on the establishment of design model to improve design efficiency using modified weight estimation equation on the initial design stage for development of a helicopter. The methodology to extract coefficients of the weight estimation equation was proposed through the influence investigation for the weight of components and the parameter study and sensitivity analysis for design variables such as the rotor disk loading, the number of blade and the aspect ratio of blade were also performed. As a result of study, the relation of parameters and degree of sensitivity of parameters on helicopter design are considerable points for optimization of helicopter characteristics, and it is necessary for designer to consider the complex relation of main parameters.

## 초 록

본 논문은 헬리콥터 초기 설계를 위해 수정된 추정식을 적용한 헬리콥터 초기 설계 모델 정립 연구의 응용에 대한 내용으로 헬리콥터 초기 설계의 효율성을 제고하고 개선하고자 하였다. 헬리콥터 설계 시 중량계수 영향성을 확인하고 적정한 중량계수 적용방법을 제시하였으며, 중량계수 및 회전면 하중, 블레이드 개수, 블레이드 종횡비와 같은 주요 매개변수에 대한 민감도 분석과 연관관계에 대해 고찰하였다. 연구 결과, 설계 시 변수에 대한 연관관계 및 민감도의 양을 고려하여 설계 할 헬기 특성을 최적화해야하며, 주요 매개변수들 사이에는 복합적인 연관관계가 존재하므로 설계 시 설계자는 설계 인자들에 대한 신중한 고려가 필요한 것으로 분석되었다.

**Key Words** : Helicopter Design(헬리콥터 설계), Design Parameter(설계 변수), Sensitivity Analysis(민감도분석), Parametric Study(매개변수 연구)

## 1. 서 론

본 논문은 헬리콥터 초기 설계 도구 개발을 위해 설계 모델을 정립한 참고문헌 [1]의 연구결과

를 실제 헬기 설계에 있어 유용성을 높이며 도출된 결과에 대한 영향성을 확인한 연구 결과이다.

본 논문의 저자들의 선행 연구 [1]에서는 헬리콥터 설계를 위한 형상, 중량 및 성능 추정식들

† Received : December 22, 2014    Revised : February 23, 2015    Accepted : March 16, 2015

\*\* Corresponding author, E-mail : jchoi@cnu.ac.kr

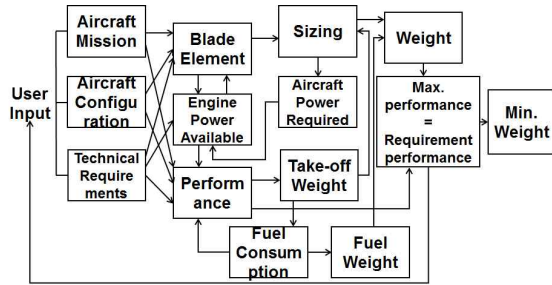


Fig. 1. Process Flow for a Initial Design Model

을 유도하고 최신화하였으며, 구축된 헬기 데이터베이스를 이용한 회귀분석과 수치해석을 통해서 최신화된 추정식에 적용 가능한 경험적 파라미터들을 추출하여 설계 시 발생하는 오차를 줄이고 사용자가 어렵지 않게 사용할 수 있도록 Fig. 1과 같이 설계 모델을 개선하여 제시하였다.

추출된 경험적 파라미터들 중 로터, 기어박스, 엔진, 기체 등 각 구성품들의 중량 추정식에 적용할 수 있는 중량계수들이 추출되었는데 이때 추출된 중량계수는 하나의 변수가 아닌 유효범위(Available Range)안의 변수로 규정하였으며, 이러한 유효범위안의 변수가 적절하게 적용되기 위해서는 영향성 분석이 필요함을 인지하였다.

또한, 설계 시 다양한 입력 변수, 출력변수 그리고, 설계 결과로 도출되는 주요 매개변수들이 있음을 알 수 있다. 이렇게 다양한 변수들을 적절한 값으로 선택하기 위해서는 연관관계를 확인하여 여러 변수들이 적절하게 고려되어야 하고 설계 인자에 대한 민감도를 고려하여 적용해야 함을 확인하였다.

이에 따라, 본 연구의 목적은 중량 예측을 위한 중량계수 적용의 영향성을 확인하여 헬기의 중량 변화를 예측하고, 설계 인자에 대한 출력값의 민감도와 설계 결과로 도출된 주요 설계 매개변수의 변화 및 영향성을 확인하고자 한다. 이를 통해 궁극적으로 헬리콥터 초기 설계의 효율성을 제고하고 개선하고자 한다.

연구접근방법으로는 먼저 Table 1의 요구도와 같이 유상하중(Payload) 1,213lbs(550kg)의 10,000lbs(4500kg) 이하급 쌍발엔진 소형민수헬기를 설계하였다. Tishchenko 방법론을 기반으로 선형연구되어 정립된 설계도구 [1]를 이용하여 설계를 수행하였으며, 이에 따른 설계 과정과 결과를 기반으로 중량계수 적용 시의 영향성 및 설계 인자에 대한 민감도 분석, 도출된 주요 매개변수의 연관관계를 분석하였다.

Table 1. Helicopter Design Requirements

Payload (lbs)	Cruising Speed (kt)	Hover Ceiling (ft)	Range (nm)	No. Crew (person)	No. Engine (EA)
1,213	140	9,841	378	2	2

Table 2. Design Results, Sizing

No. Blade (EA)	Radius (ft)	Chord (ft)	Rotating Speed (rpm)	Aspect Ratio	Solidity
<i>Main Rotor</i>					
4	21.5	1.21	304.75	18	0.071
<i>Tail Rotor</i>					
3	4.2	0.52	1600.85	8	0.110

Table 3. Design Results, Weight (lbs)

Empty Weight	Payload	Fuel Weight	Crew Weight	MTOW
4,574	1,213	1,840	397	8,077

## II. 본 론

### 2.1 설계 결과

Table 1의 요구도에 따라 설계되어 도출된 주로터 및 꼬리로터의 사이징(Sizing) 결과는 아래 Table 2와 같으며 중량 산출 결과는 아래 Table 3과 같다.

본 연구의 기반이 되는 위의 헬리콥터 초기 설계 결과는 설계자의 경험적 판단에 의해 유효범위 안에서 변수를 선정하여 적정 결과를 도출하였다. 본 연구를 통해 선정 및 제시된 중량계수 적용 결과를 비교 검증하고 적정한 방법을 제안하고, 최종적인 영향성을 확인하고자 하였다.

### 2.2 중량계수의 영향성

#### 2.2.1 주로터

참고문헌 [1]에서 정립된 주로터블레이드 중량 추정식은 아래 식 (1)과 같으며 이를 통해 추출된 중량계수는 Fig. 2와 같이 블레이드 재질과 상관없이 1.0~1.4의 값을 가짐을 확인하였다.

$$\Sigma W_{MRb} = 1.8C_{MRb}n_{MRb}(1-\bar{r}_{MRh})R^{1.2}c^{1.3}(\omega R)^{0.4} \quad (1)$$

$C_{MRb}$  : Coefficient of Main Rotor Blade

$n_{MRb}$  : Number of Blade

$\bar{r}_{MRh}$  : Relative Radius of the Main Rotor Hub

$R$  : Main Rotor Radius

$c$  : Main Rotor Blade Chord Length

$\omega R$  : Main Rotor Tip Speed

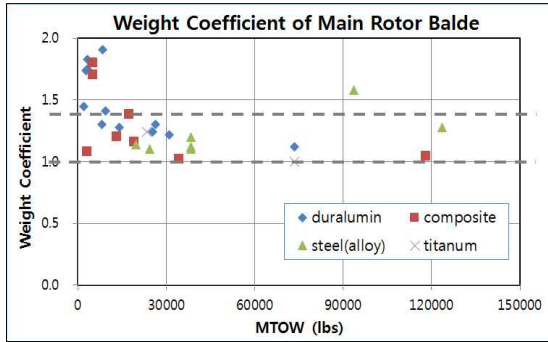


Fig. 2. Weight Coefficient of Main Blade [1]

1.4 이상의 계수를 가진 헬리콥터는 OH-6, OH-58B, BO-105CB, UH-1A 등의 군용헬기이며, MI-6와 같은 특수목적의 대형헬기 또는 Schweizer 269A의 소형헬기로 헬기 설계 시 특정한 목적의 헬기를 설계할 때 고려되나 일반적인 성능과 다목적용 헬기 설계 시에는 고려되는 범위는 아닌 것으로 판단하였다.

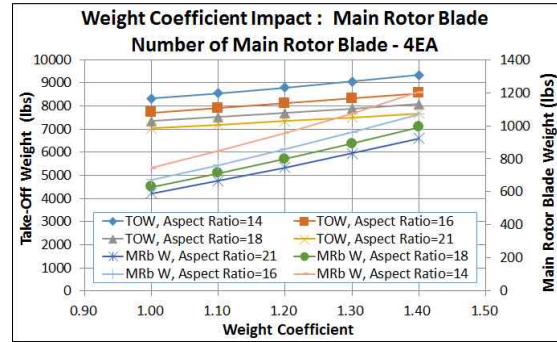
이렇게 도출된 유효범위 안의 변수들을 적용했을 때의 중량 변화량을 주요 설계 매개변수인 주로터 블레이드 개수를 4개로 고정 한 후 종횡비 (Aspect Ratio)를 변화시켰을 때의 조건과 종횡비를 기준(Reference) 블레이드인 BO-105 블레이드와 같이 18로 고정 한 후 블레이드 개수를 변화시켰을 때의 조건에 따라 확인하였다.

블레이드 중량계수 유효범위 1.0에서 1.4 까지 변경하여 적용했을 때의 중량 변화는 아래 Fig. 3과 같이 종횡비 변경 시 헬기 중량은 9~12%, 블레이드 중량은 56~61%, 블레이드 개수 변경 시 헬기 중량은 9~10%, 블레이드 중량은 57~58% 증가하여 매우 민감하게 변화하였다.

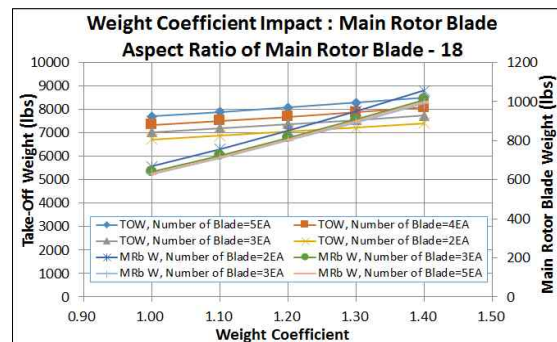
주로터 허브와 스와시플레이트 역시 동일하게 선정된 유효범위의 값을 적용하면 중량 민감도가 매우 높은 것으로 확인되었다. Fig. 4 주로터 허브 중량계수 영향성은 유효범위 1.1~1.7 적용 시 허브 중량이 최대 152%까지 변화되었으며, Fig. 5 주로터 스와시플레이트 중량계수 1.0~1.6 적용 시 스와시플레이트 중량은 최대 65%까지 변화하였다.

2.2.2 꼬리로터

2.2.1 주로터와 동일한 방법으로 꼬리로터 블레이드와 허브 중량에 대한 영향성을 확인하였다. 꼬리로터 블레이드 중량계수의 유효범위는 1.2~2.5로 선정되었으며, 이에 대한 영향성은 아래 Fig. 6과 같이 블레이드 중량 변화는 최대 118% 정도이다. 꼬리로터 블레이드의 경우 전체 헬기 이륙중량에서 차지하는 비율이 낮아 전체 중량 민감도는 낮으나 꼬리로터 블레이드 중량



(a) Fixed Number of Blade : 4EA



(b) Fixed Aspect Ratio of Blade : 18

Fig. 3. Weight Coefficient Impact : Main Rotor Blade

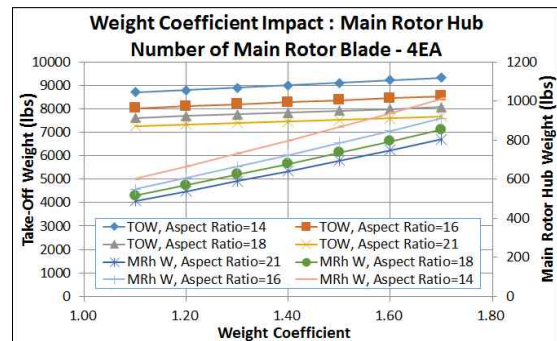


Fig. 4. Weight Coefficient Impact : Main Rotor Hub

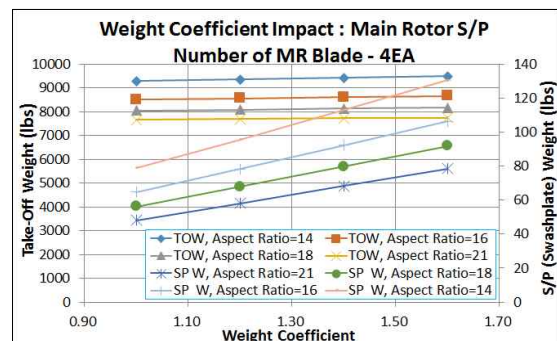


Fig. 5. Weight Coefficient Impact : Main Rotor Swashplate

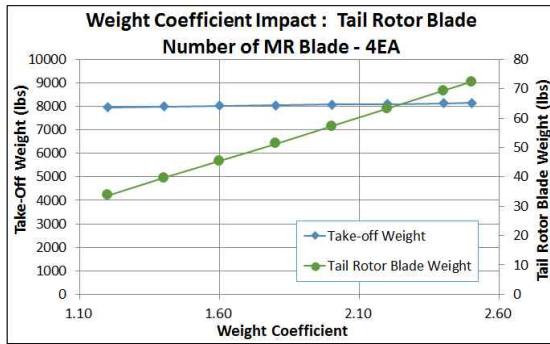


Fig. 6. Weight Coefficient Impact : Tail Rotor Blade

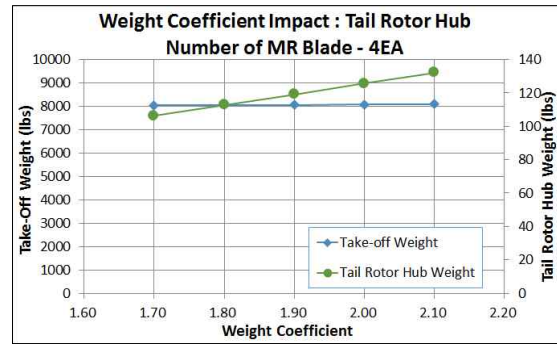


Fig. 7. Weight Coefficient Impact : Tail Rotor Hub

변화에 대한 민감도 또한 높음을 알 수 있다.

꼬리로터 허브 중량계수 유효범위 1.7~2.1 변경 시 허브 자체 중량 변화는 24.3%, 헬기 이륙 중량은 0.5%의 증가율을 보임으로 다른 구성품에 비해 꼬리로터 허브 중량에 미치는 영향성은 크지 않음을 알 수 있다.

### 2.2.3 그 외 구성품

헬기의 중량을 구성하는 많은 구성품들이 있지만 본 논문에서는 헬기 중량에 많은 영향을 주는 주요 구성품인 주 기어박스, 엔진 및 동체 각각의 중량계수 영향성에 대해 추가적으로 고찰하고자 한다.

주 기어박스의 경우 헬기 공허중량(Empty Weight)의 약 9% 정도를 차지하는 구성품으로 주 기어박스 중량계수의 유효범위는 1.0~1.6으로 선정하였다. 중량계수 적용에 따른 헬기 이륙중량 및 주 기어박스 자체 중량 변화율은 최대 2.75% 이하로 그 영향성이 크지 않음을 Fig. 8을 통해 알 수 있다.

헬리콥터 공허중량 중 가장 큰 비율을 차지하고 있는 서브시스템 그룹은 추진그룹(엔진그룹)이며, 약 30% 이상의 중량 비율을 차지한다. 참고문헌 [1]에서는 엔진, 엔진장착파트, 엔진장착증가분 등으로 구분하여 중량 추정식을 정립하였으며, 본 연구에서는 엔진 자체 중량 추정식의 중량계수 변화에 대한 엔진 중량 변화량만을 확인하였다. Fig. 9와 같이 헬기 이륙중량은 최대 13%, 엔진 자체 중량은 최대 53.8% 증가됨을 확인하였다.

헬리콥터 전체를 이루고 있는 카울을 포함한 동체의 중량은 헬리콥터 총 공허중량의 약 20% 내외를 차지하고 있다. 동체 중량계수 0.096~0.11 일 때 Fig. 10에서 알 수 있듯이 최소값에서 최대값까지의 동체 중량계수의 영향성은 헬기 이륙중량의 경우 6.28% 이하, 기체 자체 중량은 최대



Fig. 8. Weight Coefficient Impact : Main Gear Box

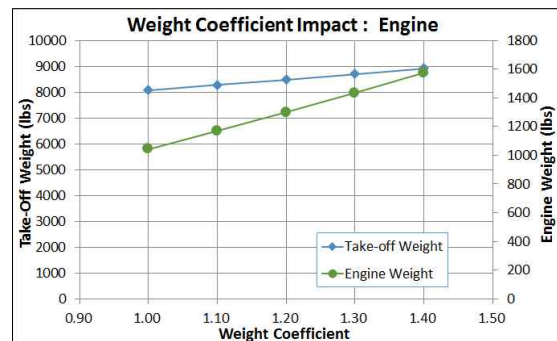


Fig. 9. Weight Coefficient Impact : Engine

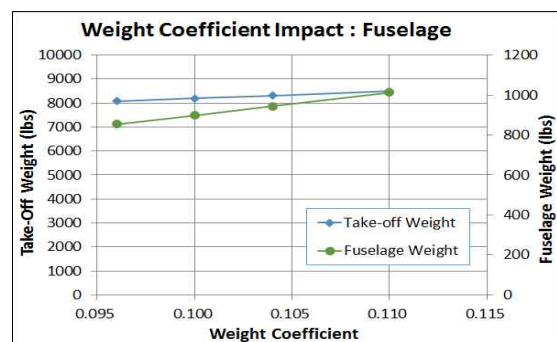


Fig. 10. Weight Coefficient Impact : Fuselage

20%의 증가량을 보여 다른 구성품에 비해 영향성이 작음을 확인하였다.

**2.2.4 중량계수 적용**

위와 같이 참고문헌 [1]에서 선정된 중량계수들에 대한 영향성을 확인한 결과 일부 구성품의 중량계수는 최소값과 최대값의 영향성이 크지 않아 적정 유효범위로서 설계 시 다양한 적용에 문제가 없을 것으로 판단된다. 그러나 주로터 블레이드, 주로터 허브, 주로터 스와시플레이트, 꼬리로터 블레이드, 엔진 등은 유효범위 내 중량계수의 영향성이 높아 좀 더 유효값(Available Value)의 편차를 줄이는 방안을 추가적으로 제시해야 할 것으로 판단하였다.

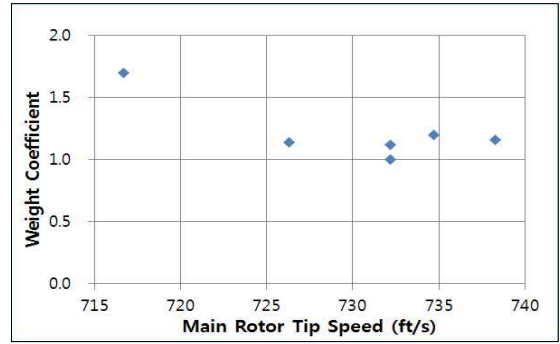
그러나 중량계수의 유효범위를 재설정하는 것이 아니라 설계 초급자가 유효범위내의 중량계수를 기본 값으로 적용하여 정확하지는 않지만 적정하고 타당한 결과 값으로 도출될 수 있도록 기준을 설정하는 것이다. 이는 설계자가 경험적 변수 영향성을 인지하지 못하고 민감한 중량계수를 적절하지 않게 적용함으로써 예측 불가능한 결과 값이 발생하는 것을 방지하고자 함이다.

이를 위해 중량계수 영향성이 작은 구성품, 즉 본 논문에서 살펴 본 꼬리로터 허브, 주 기어박스 및 기체와 같은 구성품들과 요구자의 요구가 확실히 반영된 착륙장치와 같은 단일 유효숫자의 구성품들은 설계자가 자유롭게 선택할 수 있도록 한다.

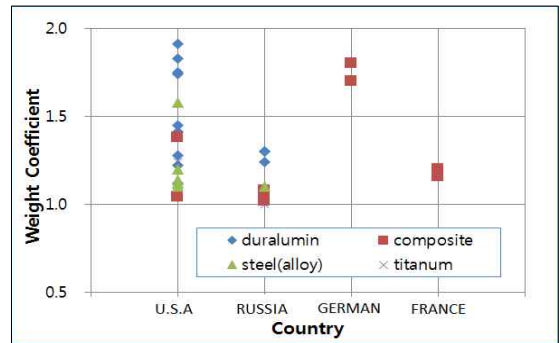
중량계수 영향성이 큰 주로터 블레이드, 주로터 허브, 주로터 스와시플레이트, 꼬리로터 블레이드, 엔진 등의 구성품에 대해서는 공통적인 연관성과 특징들을 찾아 중량계수의 유효범위를 좁히고자 한다. 이를 위해서, Fig. 11의 주로터 블레이드 중량계수 분석의 예와 같이 주로터 블레이드의 특징, 배경 등에 따라 깃끝속도별, 제작사별, 국가별, 기령별 등의 분석을 수행하였으나 상관관계를 규명할 수 없었으며, 어떤 확률분포에도 근거하지 않기 때문에 유효범위의 평균값(Mean Value)을 선택하여 제시하고자 한다.

제시된 평균 중량계수 적용 결과는 Table 4, 5와 같이 기존 설계된 결과에 비해 사이징 결과의 오차는 2.5% 미만, 중량 산출 결과의 오차는 6% 미만으로 설계 결과가 도출되었다. 이와 같이 평균값 적용 시 설계 결과의 오차가 발생할 수 있음을 인지해야 한다.

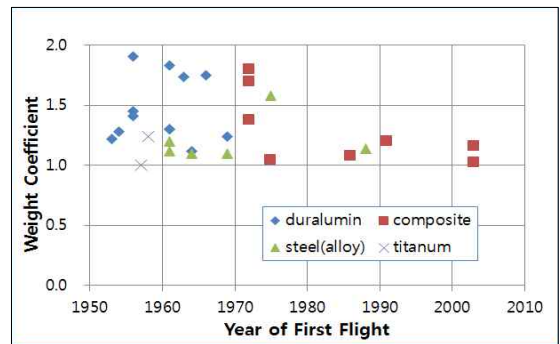
추후 설계 프로그램 구성 시 중량계수 적용 방법을 기본(Default)과 선택(Option)으로 구분하여 설계자의 숙련도에 따라 선택할 수 있게 하여 숙련도가 낮은 설계자의 중량계수 선택에 따른



(a) Main Rotor Tip Speed



(b) Country



(c) Year of First Flight

**Fig. 11. Weight Coefficient of Main Rotor Blade**

**Table 4. Redesign Results, Sizing**

	Radius (ft)	Chord (ft)	Rotating Speed (rpm)	Solidity
<i>Main Rotor</i>				
<i>origin</i>	21.5	1.21	304.75	0.071
<i>redesign</i>	21.2	1.18	309.99	0.071
<i>error(%)</i>	-1.40	-2.48	1.72	0
<i>Tail Rotor</i>				
<i>origin</i>	4.20	0.52	1600.85	0.11
<i>redesign</i>	4.13	0.52	1628.35	0.11
<i>error(%)</i>	-1.67	0	1.72	0

Table 5. Redesign Results, Weight (lbs)

	Empty	Payload	Fuel	Crew	MTOW
origin	4,627	1,213	1,840	397	8,077
redesign	4,353	1,213	1,785	397	7,806
error(%)	-5.92	0	-2.99	0	-3.355

오차를 줄일 수 있도록 하였다. 또한, 설계 숙련도가 높은 설계자의 경우 요구조건에 따라 기본값을 해제하여 설계자 판단에 의한 적정값을 적용할 수 있도록 하였다.

### 2.3 설계 변수 영향성 분석

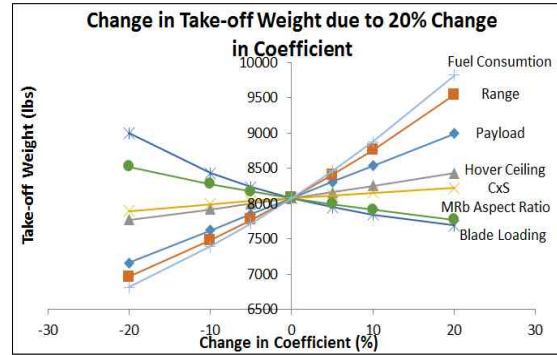
#### 2.3.1 민감도 분석

민감도 분석[2]은 입력(Input)과 출력(Output) 사이에 관한 결과 예측에 있어서 파라미터 값, 즉 입력 변수의 변화에 따라 결과와 최적해가 얼마나 예민하게 달라지는가를 계량적으로 분석하는 것이다. 민감도 분석은 특정 변수가 종속 변수에 어떤 영향을 미치는지에 대한 정성적 분석에서부터, 어떠한 설계 인자가 보다 큰 영향을 미치는지에 대한 정량적 분석을 모두 포함하게 된다[7].

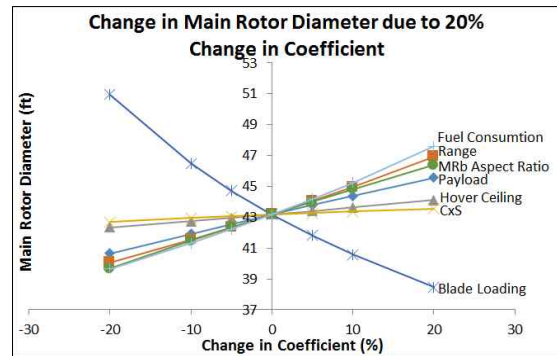
본 연구에서는 Table 1의 요구도로 도출된 Table 2, 3의 8,000 lbs급의 헬기 모델에 대한 주요 설계 입력변수가 ±20% 정도 변화할 경우 변화되는 주요 종속변수들의 변화량을 확인하였다. 이 때 다른 변수 값들은 동일하게 유지하여 설계 입력변수 영향성만 확인하였다. 다양한 입력변수들에 대한 출력변수의 민감도를 분석할 수 있지만 본 논문에서는 헬기 설계를 위한 주요 요구도인 유상하중, 항속거리, 제자리비행고도, 등가평판면적(Equivalent Flat Plate Area), 주로터 깃하중계수( $C_T/\sigma$ ), 주로터 블레이드 중횡비, 연료소비량을 선택하여 각각의 변화가 설계 결과로 도출되는 이륙중량, 주로터 직경, 동력, 순항속도에 미치는 영향성을 분석하여 Fig. 12에 도시하였다.

Figure 12를 통해 확인할 수 있는 사항 중 하나는 각 설계 결과에 미치는 변수는 여러 가지라는 것이다. 이렇게 다양한 변수에 대한 민감도를 확인하지 않고 설계를 수행할 경우 중량과 성능 결과에 오류를 가져 올 수 있으며, 인지하지 못한 오류로 인해 설계의 전체적인 균형을 잃을 수 있다.

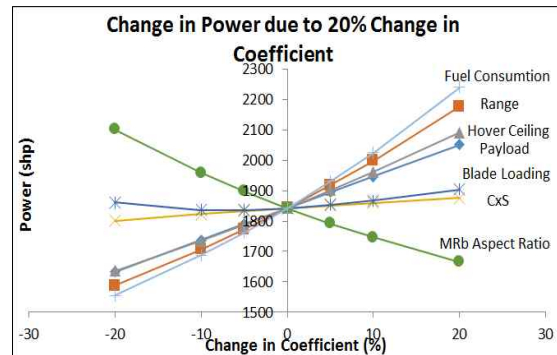
Figure 12 (a)는 설계 변수들의 변화가 이륙중량에 미치는 영향을 보여주고 있는데, 블레이드



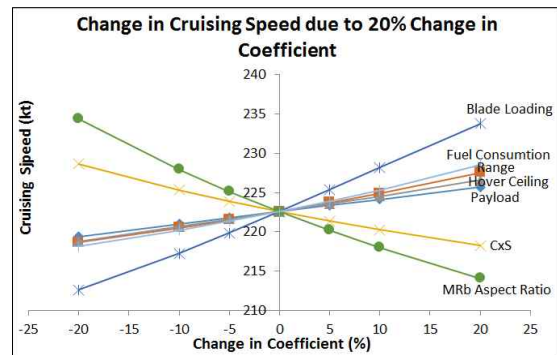
(a) Take-off Weight



(b) Main Rotor Diameter



(c) Power



(d) Cruising Speed

Fig. 12. Sensitivity Analysis

중횡비 및 깃 하중계수의 증가는 이륙중량을 감소시킬 수 있는 긍정적인 영향의 인자이나 나머지 변수들은 중량 상승을 가져오는 부정적인 영향을 미치는 인자로 해석된다. 그 중 연료소비량은 이륙중량과 Fig. 12 (b)의 주로터 직경에 큰 영향을 주는 민감도가 높은 인자이며, Fig. 12 (c)에서도 확인되는 바와 같이 동력에 영향을 주는 민감도가 높은 인자임을 알 수 있다. 또한, 연료 소비량은 엔진 결정에 중요한 지표가 되며 이는 순항속도 등의 성능에 직접적인 영향을 주므로 설계 시 주의가 필요하다.

Figure 12 (b)의 주로터 직경은 깃 하중계수에 대해 민감도가 가장 높다. 그러나 깃 하중계수는 다른 설계 인자들과 반대의 경향성을 가지며 비선형성을 보인다. 깃 하중계수가 작으면 주로터 직경이 커짐으로 제자리비행 성능이 좋아지지만 깃 하중계수가 크면 주로터 직경이 작아지므로 Fig. 12 (d)와 같이 순항속도가 높아진다. 그러나 Fig. 12 (c)에서 보는바와 같이 동력에 미치는 깃 하중계수의 민감도는 작으며, 비선형성을 보여 깃 하중계수가 작거나 커짐으로 인한 동력 감소는 보이지 않는다는 것을 알 수 있다. 이는 주로터 직경의 크기는 동력에 영향을 주기는 하나 다른 인자들에 비해 동력을 크게 좌우하지는 않는 것으로 해석된다. Table 6과 같이 주로터 관점에서는 깃 하중계수는 주로터 직경에 더 큰 영향을 주며, 블레이드 중횡비는 동력에 더 큰 영향을 주는 것으로 확인된다.

Figure 12 (d)의 순항속도에 민감한 인자는 깃 하중계수, 블레이드 중횡비 및 등가평판면적으로 블레이드의 항력과 헬기 전진 시의 동체 항력이 순항속도를 결정할 수 있음이 확인된다. 여기서 예측된 순항속도는 순항속도 변경에 따른 트림조

Table 6. Results of Sensitivity Analysis

<p><b>(a)이륙중량</b> 연료소비량 &gt; 항속거리 &gt; 유상하중 &gt; 깃 하중계수 &gt; 블레이드 중횡비 &gt; 제자리비행고도 &gt; 등가평판면적</p>
<p><b>(b)주로터 직경</b> 깃 하중계수 &gt; 연료소비량 &gt; 항속거리 &gt; 블레이드 중횡비 &gt; 유상하중 &gt; 제자리비행고도 &gt; 등가평판면적</p>
<p><b>(c)동력</b> 연료소비량 &gt; 항속거리 &gt; 제자리비행고도 &gt; 블레이드 중횡비 &gt; 유상하중 &gt; 깃 하중계수 &gt; 등가평판면적</p>
<p><b>(d)순항속도</b> 깃 하중계수 &gt; 블레이드 중횡비 &gt; 등가평판면적 &gt; 연료소비량 &gt; 항속거리 &gt; 제자리비행고도 &gt; 유상하중</p>

건은 미고려되어 예측된 결과이다.

본 연구 결과에 의한 민감도 영향성은 Table 6과 같은 순서로 나타나며, 설계 시 변수에 대한 연관관계 및 민감도의 양을 고려하여 설계할 헬기 특성을 최적화 할 수 있다.

2.3.2 설계 매개변수의 영향성

주로터 회전면 하중은 총중량을 회전면의 면적으로 나눈 값[3]으로 로터의 크기, 로터에 가해지는 동력의 영향성 및 헬리콥터의 전반적인 성능을 말해주는 지표로 설계 시 첫 번째로 고려되는 매우 중요한 요소이다. 이와 함께 소음과 진동, 항력, 중량 등에 영향을 주는 블레이드 개수와 로터의 크기, 동력, 하중 등에 직접적으로 영향을 주는 블레이드 중횡비는 주요 설계 인자이며[5] 설계 결과를 결정짓는 주요 매개변수로 여겨진다[6].

아래 Fig. 13은 블레이드 개수와 중횡비가 헬리콥터 공허중량 및 동력에 미치는 영향을 도시한 것으로 블레이드 개수 증가에 따른 영향성을 확인하기 위해 블레이드 중횡비를 18로 고정하였으며, 블레이드 개수는 4개로 고정하여 분석하였다. Fig. 13과 같이 동력과 공허중량에 미치는 경향은 비슷하나 공허중량 보다는 동력에 더 큰 영향을 주는 것을 알 수 있다. 블레이드 개수가 2개에서 5개로 변경될 경우 공허중량은 약 13% 증가하나 동력은 약 62.46%의 증가를 보이며, 중횡비가 14에서 21로 변경될 경우에는 공허중량은 약 9.16% 감소하나 동력은 약 20.50%의 감소를 가져온다.

이와 같이 주로터의 회전면 하중, 블레이드 개수, 블레이드 중횡비는 헬기 중량과 성능에 직접적인 영향을 주는 인자이므로 좀 더 상세한 고찰이 필요하며, Fig. 14와 같이 블레이드 개수와 블레이드 중횡비 변화 시 회전면 하중에 따른 주요 매개변수 영향성을 확인하였다.

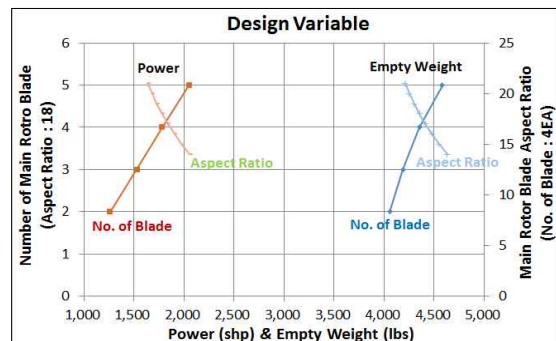
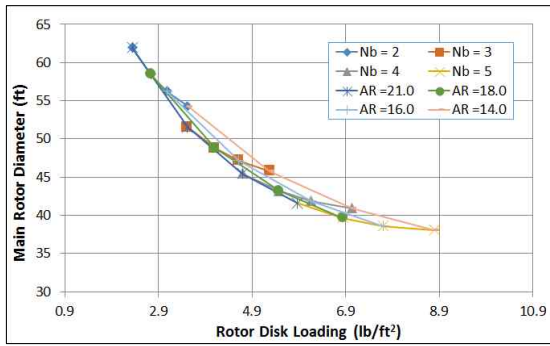
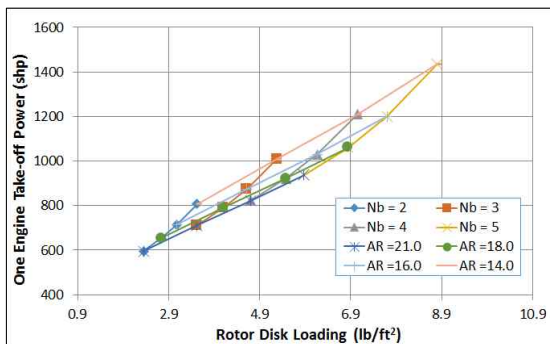


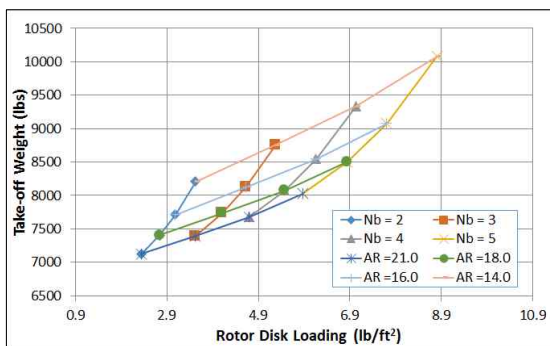
Fig. 13. Variation of Power and Empty Weight



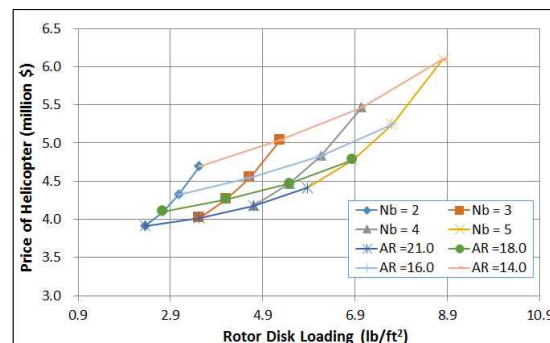
(a) Main Rotor Diameter vs. Disk Loading



(b) One Engine Take-off Power vs. Disk Loading



(c) Take-off Weight vs. Disk Loading



(d) Price of Helicopter vs. Disk Loading

Fig. 14. Influence of Disk Loading, Number of Blades(Nb), and Aspect Ratio(AR)

Figure 14 (a)를 통해 확인할 수 있는 것은 블레이드 개수가 증가하면 블레이드 고휘비(Solidity)가 증가하여 로터 회전면 하중이 증가하게 되며, 이는 주로터 직경의 감소[4]로 이어진다. 이에 따라 Fig. 14 (b)와 같이 엔진의 요구출력과 그에 따른 연료의 증가를 가져오며, Fig. 14 (c)에서 처럼 헬기 총 중량 상승의 원인이 된다.

또한, Fig. 14 (a)와 같이 블레이드 종횡비를 작게 하면 로터 회전면 하중이 증가하며, 이에 따라 주로터 직경이 감소하게 된다. 이는 동력과 중량 상승의 원인이 된다. 또한, Fig. 14 (b), (c)와 같이 종횡비가 클수록 동력 감소, 중량 감소, 제작의 용이성, 진동 및 소음 저감 등의 장점이 있으나 종횡비가 너무 커지면 블레이드 길이가 길어져 구조적 문제가 발생하고 헬기 진동이 커지며 동체 길이가 증가 되는 등의 단점이 발생 [4]하므로 다양한 영향성을 고려하여 설계해야 한다.

Figure 14 (d)는 헬리콥터 가격을 도시 한 것으로 블레이드 개수가 적고, 종횡비가 큰 헬기가 가격 경쟁력이 있는 것으로 보이지만 로터 회전면 하중이 작아 소요 엔진 동력이 작고 이에 따른 엔진 가격이 작음에서 생기는 가격경쟁력이다. 이러한 헬기는 성능적 측면에서 단점을 가지고 있으므로 블레이드 개수와 종횡비, 회전면 하중을 적절히 고려하여 설계해야 한다.

위의 분석에서 알 수 있듯이 주로터 회전면 하중과 블레이드 개수, 종횡비 사이에는 복합적인 연관관계가 존재하므로 설계 시 설계자는 이 세 가지의 인자들에 대한 합리적인 고려가 필요하며, 설계되는 헬기의 목적과 용도에 따라 블레이드 개수와 종횡비 두 가지 변수들을 최적화해야 할 필요가 있다.

### III. 결 론

연구결과, 중량 민감도가 높은 중량계수들은 중량계수 유효범위의 평균값으로 인위적으로 구속시켜 설계하였을 때 기존 설계된 결과에 비해 ±6% 이하의 오차를 가지는 결과가 도출되어 설계 숙련도가 낮은 설계자의 경우 중량 민감도가 높은 중량계수들은 평균값으로 구속시키는 것이 오히려 설계자에게 도움이 되는 것을 알 수 있었다. 또한, 설계 시 변수에 대한 연관관계 및 민감도의 양을 고려하여 설계 할 헬기 특성을 최적화해야 하며, 설계결과를 결정짓는 주요 매개변수인 회전면 하중과 블레이드 개수, 블레이드 종횡비 사이에는 복합적인 연관관계가 존재하므로 설계



시 설계자는 이 세 가지의 인자들에 대한 신중한 고려가 필요한 것으로 분석되었다.

설계 민감도 분석결과로 민감도가 높은 설계 인자는 예측의 정확성을 높여야 됨을 알 수 있는데 이는 초기 개념설계 코드 개발에 적용되어 입력양 및 계산량을 최적화하여 계산의 효율성을 높일 수 있을 것으로 기대된다. 또한, 중량계수 및 설계인자에 대한 연관관계 분석결과는 회전익기 설계 도구 개발 및 최적화 설계 등에 활용이 기대된다.

동 연구결과는 지속적으로 보완하고 검증을 통한 관련 연구를 통해 회전익기 초기 개념설계 코드 개발에 활용할 예정이다.

## 후 기

본 연구는 한국항공우주연구원에서 수행하고 있는 “소음저감을 위한 능동제어 로터 국제협력 연구”의 일환으로 수행되었습니다.

## References

1) Seung Bum Kim, Jong Soo Choi “A Study on Establishment of the Helicopter

Initial Design Model Using the Modified Weight Estimation Equations” *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 43, No. 3, 2015, pp. 213~223

2) Changjeon Hwang, "Investigation on the Sensitivity of a Helicopter Sizing Code", *KSAS Fall Conference*, 2007, pp. 620-623

3) Changjeon Hwang, Seungbum Kim, "Analysis and Trend Curve Derivation of Major Design Parameters of Unmanned and Manned Rotorcrafts", *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 34, No. 2, 2006, pp. 26~35

4) J. H. Sa, "Helicopter Preliminary Design Using Tishchenko's Design Methodology", *KSAS Fall Conference*, 2007, pp. 160-164

5) Seung Bum Kim, Jong Soo Choi, "A Parameter Study for the Initial Design of Helicopter", *KSME Fall Conference*, 2014

6) R. W. Prouty, "Helicopter Dynamics", PJS Publication Inc., 1985

7) C. Y. Jun, "Multivariate and Sensitivity Analysis for Variables Affecting Import/export Container Cargoes", *Journal of the KMI*, 2007, pp. 21-44