

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(3), 213-223(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.3.213

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

수정된 추정식을 적용한 헬리콥터 초기 설계 모델 정립에 관한 연구

김승범*, 최종수**

A Study on Establishment of the Helicopter Initial Design Model
Using the Modified Weight Estimation Equations

Seung Bum Kim* and Jong Soo Choi**

Korea Aerospace Research Institute*, Chungnam National University**

ABSTRACT

The helicopter initial design model was established by using the latest weight estimation equations based on the Tishchenko's methodology through the study existing initial design tools. The sequential decomposition method is used to reduce analysis time in the sizing. Empirical parameters of the weight estimation equation were also extracted from numerical and regression analysis for a helicopter database. Design input and output values were compared with the RISPECT design tool. Finally, comparison of the re-design resulting for several existing helicopters was presented and showed the good agreement within less than 5% in the weight estimation and main rotor sizing. Established initial design model was proved to be effectively used as initial design tool.

초 록

본 연구에서는 기존의 헬리콥터 초기 설계 도구를 분석하여 단점을 확인하였으며, 추정식을 유도하고 최신화하여 설계 모델을 정립해 초기 설계도구의 우세성과 용이성을 제고하고자 하였다. 이를 위해 Tishchenko 방법론을 기반으로 최신 추정식을 유도하여 정립하였으며, 사이징에서는 순차분해법을 이용하여 충실도를 높이고 해석에 소요되는 시간을 줄이고자 하였다. 또한, 정립된 최신화된 경험식에 적용 가능한 경험적 파라미터를 헬기 데이터베이스를 이용한 회귀분석과 수치해석을 통해서 추출하여 설계 시 발생하는 오차를 줄이고 사용자가 어렵지 않게 적용할 수 있도록 하였다. 이를 통해 도출한 연구 결과는 기존의 설계 도구인 RISPECT 개념 설계 도구와 비교하여 설계 모델이 타당함을 확인하였으며, 기존의 운용되고 있는 다양한 중량군의 헬리콥터를 재설계한 중량 및 형상 계산 결과가 평균 5%이하의 오차를 보임으로 초기 설계 도구로 효율적으로 활용될 수 있음을 확인하였다.

Key Words : Rotorcraft(회전익기), Helicopter Design(헬리콥터 설계), Design Parameter(설계 변수), Database(데이터베이스), Empirical Parameter(경험적파라미터), Trend Curve(추세선), Regression Analysis(회귀분석)

† Received : October 30, 2014 Revised : February 11, 2015 Accepted : February 25, 2015

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

I. 서 론

헬리콥터 초기 설계 도구는 헬리콥터 형상과 크기 및 임무에 대한 성능을 설계하는 도구로서 개발 될 헬리콥터에 대한 설계 요구조건을 가지고 중량분석, 요구되는 성능, 임무수행 만족 여부 등의 결과를 얻기 위한 것이다. 이러한 설계 도구는 사용하기 쉬워야 하며, 프로그램은 계산시간을 최소화해야 한다.

초기 개념설계 도구는 특정 범위 내에서 동력, 성능 등이 만족 될 때까지 항공기 중량에 대해 반복적인 연산을 한다. 이 때 많은 설계 변수, 복잡한 연산이 요구될 경우 설계 시간이 증가되고 이는 비용의 증가로 이어진다. 따라서 빠른 계산을 위해 운동량 이론 및 깃요소 이론을 기반으로 한 저충실도(Low Fidelity)의 특성을 지녔으며 이러한 한계를 보완하기 위해 통계적 데이터를 기반으로 한 경험식을 정립하여 사용한다[11].

본 논문에서는 기존에 사용되고 있는 설계 도구들을 분석하고 기존 설계 코드 비교를 통한 수식을 최신화하며, 설계도구 구조를 정립하여 설계도구의 정확도와 충실도를 높이고자 하였다. 또한, 수식에 적용할 수 있는 보편적인 경험적 파라미터를 정립하고 기존 헬기에 대해 비교 검증하여 초기 사이징 도구의 우세성과 용이성을 제고하고자 하였다.

II. 본 론

2.1 기존 설계도구 비교분석

헬리콥터 설계는 설계 단계별로 여러 방법으로 수행된다. 기본설계부터 상세설계 단계에서는 고충실도(High Fidelity)를 지닌 CAMRAD, FLIGHTLAB 등의 통합설계 도구를 사용하여 보다 정확하고 정밀한 설계를 수행하게 되나 이는 사용자가 다루어야 하는 설계변수가 너무 많고 복잡하여 시간과 비용이 매우 높아 초기 설계과정에서 사용하기가 부적절하다[15]. 따라서 각 회전익기 개발 선진국에서는 사용하기 쉽고 계산시간을 최소화하여 빠른 결과를 도출해 낼 수 있는 포괄적이고 유연한 도구를 개발하여 사용하고 있는데 이러한 도구는 HESCOMP/VASCOMP (Boeing), SSP (U.S. Army), GTPDP (Georgia Tech Univ.), NDARC (NASA)가 있으며 국내에서 개발된 도구로는 RISPECT (부산대학교), PPHD (한국항공우주연구원)가 있다.

이 중 HESCOMP와 VASCOMP는 1970년대,

SSP는 1970년대 후반에 개발되어 성능 프로그램 데이터 및 중량 추정 프로그램의 최신기법이 반영되지 않은 설계도구로 사용의 한계를 보여 최근에는 GTPDP, NDARC 등의 설계도구를 개발하여 사용하는 것으로 알려져 있다.

그러나 국외 헬기 선진국의 설계도구들은 공개되고 있지 않아 직접 사용을 통한 결과 비교를 할 수 없으며, 사용된 경험식과 적용된 경험적 파라미터 또한 알 수가 없다. 따라서 공개된 논문 및 문헌정보 등을 및 분석하여 아래와 같이 정리하였으며, 분석 및 비교에 따른 초기 사이징 설계 도구의 개선점에 대하여 고찰하였다.

2.1.1 HESCOMP (Helicopter Sizing and Performance Computer Program)[1][2]

- 1970년대 보잉사 개발
- 헬리콥터의 크기와 임무를 설계하는 프로그램으로 그 형태와 작동에 있어서 VASCOMP와 매우 비슷
- 소프트웨어의 구태 및 제한된 기능으로 사용의 한계를 보임.

2.1.2 VASCOMP (V/STOL Aircraft Sizing and Performance Computer Program)[1][2]

- 1970년대 NASA 개발 후 ASDL에서 수정 및 보완
- 복합형 헬리콥터와 틸트로터 등 다양한 형태의 V/STOL 비행체를 다룰 수 있도록 특화된 프로그램
- 소프트웨어의 구태 및 제한된 기능으로 사용의 한계를 보임.

2.1.3 SSP (Single Rotorcraft Sizing and Performance Analysis Program)[1][4]

- 1977년 U.S. Army Air Mobility R&D Laboratory 개발
- 운동량 이론을 이용하여 제자리 비행과 전진 비행 시의 주/꼬리로터 성능 해석
- Newton-Raphson Iteration 방식으로 설계점을 탐색하기 때문에 초기치에 민감

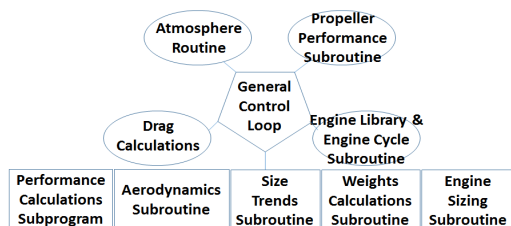


Fig. 1. VASCOMP Structure [1]

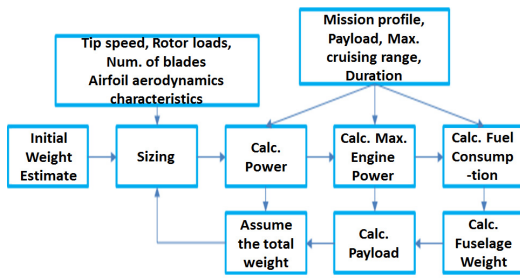


Fig. 2. SSP Structure [4]

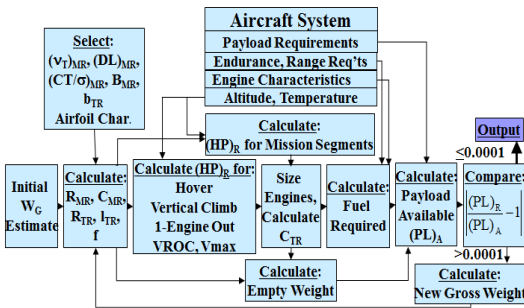


Fig. 3. GTPDP Sizing Procedure [16]

- 사용자의 경험적 파라미터 적용에 대한 변수 발생으로 설계 결과의 차이 발생
- 단일로터 형상만 설계 가능, 추정기법의 구태

2.1.4 GTPDP (Georgia Tech Preliminary Design Program)[1][4]

- Georgia Institute of Technology에서 개발한 개념설계도구
- 단일로터, 동축반전, 복합형 등 다양한 형상에 대한 설계 가능
- 동체와 익형, 엔진에 대한 데이터 라이브러리 제공
- 다양한 임무 선도(mission profile)에 대한 예측 가능
- 소음해석 가능
- 복잡하여 일반 사용자 사용 어려움
- 프로그램에 대한 이해와 설계에 대한 지식 및 이해도가 없이는 수정(correction)에 어려움

2.1.5 NDARC (NASA Design and Analysis of Rotorcraft)[3]

- 가장 최근 개발된(2007년 1월 시작 2009년 5월 완성) 회전익 설계 및 분석 도구로 다분야 통합 설계가 가능하도록 계층적으로 구성
- 동체형상이나 날개와 같은 외부장착물의 형상도 세부적으로 입력 가능하기 때문에

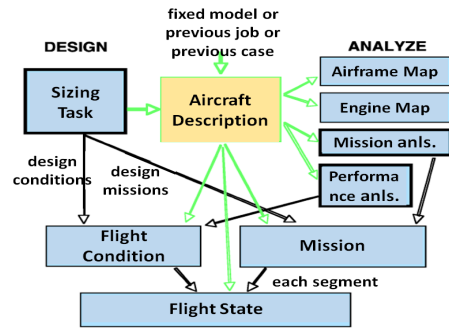


Fig. 4. Outline of NDARC Tasks [17]

보다 향상된 헬리콥터 형상 개념의 해석 및 설계가 가능

- 코드 아키텍처 구성의 유연성, 모델의 계층 구조, 고 정밀 분석(회전익 항공기 종합분석, 전산유체역학, 구조해석 등) 및 최적화를 수용한 고충실도(High Fidelity) 통합설계 도구
- 형상 및 무게 정보, 기체 풍동 시험 데이터, 엔진 데크, 로터 성능 시험 및 종합 분석 결과를 이용하여 항공기 용 NDARC 모델을 개발
- NDARC 결과는 비행 시험 데이터와 비교되어 결과가 도출되므로 정확도가 높을 것으로 추측
- 다양한 엔진 데크(engine decks), 상세한 임무 입력 등으로 사용자가 다루기 어려우며, 이에 따라 사용자별 설계 결과에 차이가 발생할 것으로 예상

2.1.6 PPHD (Program for Preliminary Helicopter Design)[19]

- 1999년 소형 헬기를 설계하기 위해 국외로부터 확보한 한국항공우주연구원 보유 설계도구
- 경험적 파라미터가 고정되어 설계하고자하는 예측 중량군(소형)에서 벗어날 경우 예측하지 못한 결과 값 도출
- 소프트웨어의 구태 및 제한된 기능으로 사용의 한계를 보임.

2.1.7 RISPECT (Rotorcraft Initial Sizing and Performance Estimation Code and Toolkit) [4][5]

- 부산대에서 개발한 회전익기 기본설계 및 성능 예측 프로그램
- 경험적 파라미터 추출기법으로 획득한 경험적 파라미터를 적용한 헬리콥터 초기 설계 도구
- SSP 및 GTPDP에 적용된 중량 추정식을 기반으로 하여 최신 헬리콥터의 경향을 반영
- 설계 모델 구조는 GTPDP와 유사
- 최신 헬기 9대의 중량데이터 수집

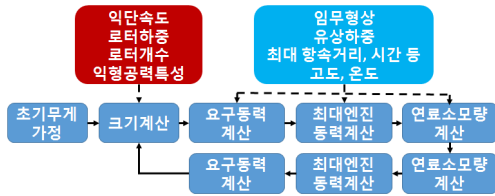


Fig. 5. RISPECT Design Procedure [18]

- 헬기의 총중량을 가정하고 주어진 임무형상과 최대 성능 요구치에서 필요한 최대엔진출력을 계산 후, 헬기 각 부분의 무게를 계산하여 기체 중량과 연료량을 산출, 이때 계산결과의 유상하중과 설계 시 요구한 유상하중이 일치하면 설계를 종료하고, 일치하지 않으면 다시 반복하여 계산
- 9대 만의 헬기 데이터를 사용하였으므로 보편적인 경험적 파라미터 구축 미흡 : 다양한 중량급의 헬기 설계 시 그에 맞는 경험적 파라미터 도출 작업이 필요하므로 추가 시간 소요
- 설계자의 판단에 따라 경험적 파라미터를 사용하므로 설계자에 따른 설계 결과 차이 발생
- 기존 헬기의 경험적 파라미터를 적용하므로 설계 초기 요구조건에 만족하는 헬기가 아닌 기존 헬기와 동일한 헬기가 설계될 가능성이 높음

위에서 살펴본 바와 같이 현재 사용 중인 설계도구들을 분석한 결과,

- 수식의 구태
- 제한된 기능
- 제한된 중량급
- 경험적 파라미터 적용 어려움
- 사용의 어려움

등의 단점을 가지고 있어 이를 극복한 헬리콥터 초기 설계 도구 개발이 필요하며 본 연구에서는 이러한 단점들을 개선한 설계 도구 개발에 관한 연구를 수행하였다. 특히, 설계 도구들의 공통적이고 가장 큰 단점인 개발자 외에 사용자가 사용하기가 어렵다는 점과 주관적인 경험적 파라미터 적용에 따른 오차 발생에 대한 단점을 중점적으로 해결하고자 하였다.

2.2 초기 설계도구 개발

2.2.1 기본 코드(Base Code)

본 연구에서 수식을 최신화시키고 설계 모델을 정립하고자 하는 설계 도구의 초기 모델은 운동량 이론 기반으로 일부 추세선식이 포함된 코

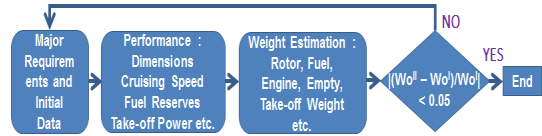


Fig. 6. Process Flow of Base Code

드로 초기 중량을 추정하고 중량을 각 수식에 대입하여 전체적인 형상과 성능 그리고 최종 중량을 도출하는 코드이다. 초기 중량 추정식은 아래식(1)과 같이 유상하중과 승무원중량, 항속거리만으로 초기 중량을 예측한다.

$$W_0 = (W_{PL} + W_{crew}) / (0.38 - 0.00022L) \quad (1)$$

W_0 : Helicopter Initial Weight (kg), W_{PL} : Payload (kg),
 W_{crew} : Crew Weight (kg), L : Range (km)

계산되어 최종 도출된 중량이 초기 중량대비 ±5% 이내가 되지 않으면 반복 계산을 수행한다.

Figure 6은 기본 코드의 구조로 매우 단순화되어 있으며 반복 계산도 사용자가 결과값을 확인한 후 추가 대입을 해야 한다. 이는 대략적인 중량을 빠르게 확인하기 위한 코드로 실제 헬기 개발을 위한 설계에 있어서 요구되는 헬기 및 각 구성품의 상세 중량 예측, 성능 예측을 위해서는 적절하지 않다.

2.2.2 설계도구 구조

2.2.1의 기본 코드를 확장하고 Tishchenko 방법론을 기반으로 수식을 최신화하여 독창적으로 사용자가 사용하기 쉽지만 정확도가 높은 초기 설계 도구를 개발하고자 하였다.

설계 모델은 운동량 이론을 토대로 주/꼬리로터의 성능을 계산하여 추정하며 요구하는 유상하중을 요구조건인 가장 중요한 매개변수로 요구성능에 따른 각 시스템의 중량을 도출한 후 합산되어 최대이륙중량 및 중량을 만족할 때까지 반복 계산되는 상향식의 개념설계 방법[4]을 적용하였다. 또한, 설계 변수 개수를 줄이고, 순차분해법[6]을 이용하여 전체 해석과정을 하나의 해석으로 간주하여 해석에 소요되는 시간을 줄이고자 하였다[10].

Figure 7은 초기 설계 절차의 흐름을 나타낸 것으로 성능해석결과가 요구 성능을 만족하여 중량이 산출되면 설계는 종료되며, 만약 요구 성능을 만족하지 못하거나 산출된 중량이 요구 조건을 만족하지 못하면 요구조건을 조정하여 반복 계산을 수행하도록 한다.

Figure 8은 본 설계 도구에서 입력되어지는 입력 값과 결과로 도출되어지는 출력 값을 나타낸 것으로, 설계자의 초기 입력 값을 기초로 반복 계산되어 최종 결과 값을 산출한다.

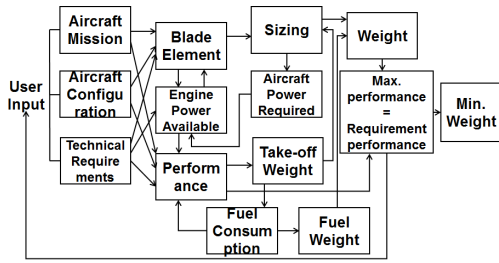


Fig. 7. Process Flow for a Initial Design Project

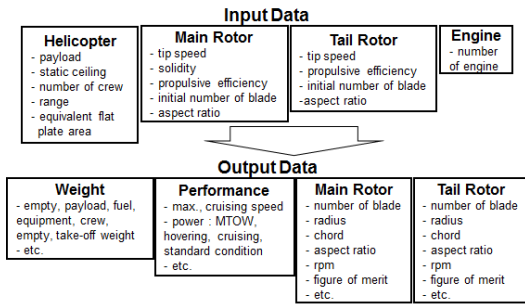


Fig. 8. Input and Output Data

2.2.3 수식 최신화

설계 형상, 중량, 성능 등 각 계산 단계에서 제안되어 적용되고 있는 수식들은 자국 및 기관에서 보유한 데이터베이스를 활용하여 조금씩 다른 수식 및 모델을 정립하여 사용하고 있다.

그 중 주로터 블레이드 크기와 중량 추정을 위해 사용되는 참고논문[7]에 제시된 수식을 예로 들어 살펴보면 아래와 같이 Prouty, Tishchenko, Boeing-Vertol, RTL (Research and Technology Laboratories)에서 제안하여 설계 도구에서 사용되고 있는 경험식들이 있는데 본 연구에서는 공개된 논문 등의 문헌정보와 장기간 헬리콥터 개발연구를 통해 보유한 자료를 통해 정립 가능한 Tishchenko 방법론을 활용하기로 하였다[12].

Prouty

$$\sum W_{MRb} = 0.26n_{MRb}^{0.66}bR^{1.3}(\omega R)^{0.67} \quad (2)$$

Tishchenko

$$\sum W_{MRb} = C_{MRb}n_{MRb}b^{1.7}R \frac{(18)^{0.7}}{\pi} \quad (3)$$

Boeing-Vertol

$$\sum W_{MRb} = 44a[10^{-4}W_{gr}n_{if}](0.01R^2)0.1(R-r)n_{MRb}ck_r(R^{1.6}/k_d t)^{0.438} \quad (4)$$

RTL

$$\sum W_{MRb} = 0.02638n_{MRb}^{0.6826}0.9952R^{1.3607}V_t^{1.3507}V_1^{2.2531} \quad (5)$$

$\sum W_{MRb}$: Main Rotor Blade Total Weight

n_{MRb} : Number of Main Rotor Blade

b : Main Rotor Blade Chord, R : Main Rotor Radius

$\omega R, V_t$: Main Rotor Tip Speed

C_{MRb} : Coefficient of Main Rotor Blade

W_{gr} : Helicopter Gross Weight

a : Parameter Varying Between 0.8 and 1.2

k_r : Coefficient of Rotor

$R^{1.6}/k_d t$: Reflects Blade Droop Conditions

V_1 : Blade Fundamental Flap Frequency

논문 등 공개된 자료를 통해 정립된 Tishchenko 수식은 식(3)과 같으며, 이는 주로터의 직경, 고형비 및 블레이드 개수 등을 고려하여 추정하였다. 이후 좀 더 정확한 추정을 위해 복합제 적용, 블레이드 끝단속도 고려하여 수식은 최신화 되었으며, 본 연구에서도 아래 식(6)과 같이 로터 블레이드 끝단속도를 고려하여 정확도를 높일 수 있는 블레이드 중량 추정식을 최신화하여 적용하였다.

$$\sum W_{MRb} = 1.8C_{MRb}n_{MRb}(1-\bar{r}_{MRh})R^{1.2}c^{1.3}(\omega R)^{0.4} \quad (6)$$

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

c : Main Rotor Blade Chord

주로터 허브 중량에 대한 공개된 추정식은 (7)과 같으나 이후 재질의 변경, 원심력 등을 고려하여 아래 추정식 (8)과 같이 최신화되었으며, 본 연구의 설계 모델 정립 시에도 원심력이 고려된 식(8)의 추정식을 적용하였다.

$$W_{MRh} = C_{MRh}C_{n,m}n_{MRb}F_{CF,MR}^{1.35} \quad (7)$$

$$W_{MRh} = \frac{1}{0.2556}C_{MRb}n_{MRb}f(n_{MRb})R_{MRh}(F_{CF,MR}10^{-4})^{0.9} \quad (8)$$

$F_{CF,MR}$: Main Rotor Centrifugal Force

f : Influence Factor

여기서 예를 들어 제시한 주로터 구성품 뿐만 아니라 꼬리로터, 유압시스템, 착륙장치, 기어박스, 엔진 등의 구성품 계산에 있어서도 수식을 최신화하여 적용하였다. Tishchenko 방법론에서 확보하지 못한 추정식들은 Prouty[6], Chopra[8] 등이 제안한 수식들을 인용하여 설계 모델을 구성하였으며, 이와 같이 유도된 중량 추정식은 Table 1과 같다[14].

또한, 정확한 성능 예측을 위해서도 추정식을 최신화하여 정립하였다. 예를 들어 꼬리로터 동력 추정식은 Nagraj[7], Hajek[9], Tishchenko[8]의 문헌들을 통해 알려져 있는 식 (9)~(11)의 경험식이 사용된다[14].

$$P_{TR} = \frac{kT_{TR}^{3/2}}{\sqrt{2\rho A_{TR}B_{TR}^2}} + \frac{\rho n_{TR}c_{TR}R_{TR}^4\Omega_{TR}^2 D_{TR}}{4400}(1 + 4.65\mu_{TR}^2) \quad (9)$$

Table 1. Weight Formulation

| | | |
|--|--|---|
| 1 MR blade $\Sigma W_{MRb} = 1.8 C_{MRb} n_{MRb} (1 - r_{MRb}) R^{1.2} c^{1.3} (\omega R)^{0.4}$ | 9 Tail shaft $W_{TS} = \frac{1}{14.65} C_{TS} \left(\frac{M_{TS}}{10} \right)^{0.67} R_{MR}$ | 17 Landing gear $W_{LG} = C_{LG} W_{TO}$ |
| 2 MR hub $W_{MRh} = \frac{1}{0.2556} C_{MRh} n_{MRh} f(n_{MRh}) R_{MRh} (F_{CF,MR} 10^{-4})$ | 10 Engine $W_{ENG} = 0.8 n_{ENG} C_{ENG} P_{ENG}^{0.75}$ | 18 Drive control system $W_{D,C} = C_{1D,C} + C_{2D,C} C_{L,C} W$ |
| 3 Swashplate $W_{sp} = 7.27 C_{sp} n_{MRb} C_{MRb}^2 R$ | 11 Engine install part $W_{IP,ENG} = n_{ENG} C_{IP,ENG} W_{ENG}$ | 19 Hydraulic control system $W_{H,C} = C_{H,C} n_{MRb} C_{MRb}^2 R_{MR}$ |
| 4 TR blade $\Sigma W_{TRb} = 1.8 C_{TRb} n_{TRb} (1 - r_{TRb}) R^{1.2} c^{1.3} (\omega R)^{0.4}$ | 12 Fuel system $W_{FS} = C_{FS} W_{F,max}$ | 20 Power supply system $W_{PS} = \gamma_{EG} (1 + C_{PS}) P_{PS}$ |
| 5 TR hub $W_{TRh} = \frac{1}{0.2556} C_{TRh} n_{TRh} f(n_{TRh}) R_{TRh} (F_{CF,TR} 10^{-4})^0$ | 13 Oil and cooling system $W_{O,C} = C_{O,CPS} (n_{ENG} P_{ENG})$ | 21 Additional hydraulic system $W_{aHS} = C_{aHS} W_{TO}^{0.5}$ |
| 6 MR gearbox $W_{MGB} = 0.342 C_{MGB} \left(\frac{M_{MR}}{10} \right)^{0.8}$ | 14 Fire-extinguishing system $W_{F,E} = C_{F,E} (n_{ENG} P_{ENG})$ | 22 Oil system $W_{OIL} = C_{OIL} n_{ENG} P_{ENG}$ |
| 7 Intermediate gearbox $W_{IGB} = \frac{1}{1.69} C_{IGB} \left(\frac{M_{IGB}}{10} \right)^{0.8}$ | 15 Fuselage and hood $W_{F,H} = C_{1F} W_{TO} + C_{2F} W_{PL}$ | 23 Unusable fuel $W_{UF} = C_{UF} W_{F,max}$ |
| 8 Tail gearbox $W_{TGB} = \frac{1}{1.84} C_{TGB} \left(\frac{M_{TGB}}{10} \right)^{0.8}$ | 16 Horizontal stabilizer $W_{HS} = C_{HS} 0.006 \pi R^2$ | 24 Take-off Weight = $W_{EMPTY} + W_{FUEL} + W_{CREW} n_{CREW} + W_{PAYLOAD} + W_{OUTFIT}$ |

Table 2. The Design Procedure of Single Rotor Helicopter

| | | |
|---|---|---|
| 1 $\sigma_{MR} = \frac{n_{MRb}}{\pi \lambda_{MRb}}$ | 11 $M_{MR} = \frac{500(1 - \zeta_{AF}) n_{ENG} P_{ENG} \xi_{MR,HOV} D_{MR}}{\omega R}$ | 21 $V_{CR} = \frac{3600 K_{HEL} \eta_{VER} \xi_{CR} (P_k)_{ENG,CR}}{W_{CR9}}$ |
| 2 $\eta_{0,correct} = 1 / [1.08 + (\sigma_{initial} / \sigma_{1st})^{1/2} (1 / \eta_{initial} - 1.0)]$ | 12 $T_{TR} = 2 \frac{M_{ENG}}{(1.01 D_{MR} + D_{TR})}$ | 22 $\bar{V}_{CR} = V_{CR} / (3.6 \omega R)$ |
| 3 $p = 0.5 \sigma (C_T / \sigma) \rho_0 (\omega R)^2 (1 - \bar{t}_{MR})$ | 13 $P_{TR} = \frac{[T_{TR} / (1 - \bar{t}_{TR})]^{3/2}}{1387.5 \eta_{TR} (1 - \zeta_{TR}) \sqrt{\Delta_{HOV}} D_{TR}}$ | 23 $K_{MRb} = 1 / \left(\frac{1}{K_{MRb} = 0.075} + \frac{(\sigma - 0.075) C_T / \sigma}{3.8 V_0^2} \right)$ |
| 4 $W_{a,TO} = \frac{W_{PL} + W_{CREW} + W_{OUTFIT}}{[k_{LOAD} - (L + t_{RSRV} V_{CR}) / E_{PREL} - 0.005]}$ | 14 $\xi_{MR,HOV} = \frac{1}{(1 - \zeta_{MGB})} \left[1 - \frac{P_{TR}(1 + \zeta_{TR}) + P_{EL,CYC}}{P_{ENG} P_{ENG}} \right]$ | 24 $\frac{1}{K_{HEL}} = \frac{1}{K_{MR}} + \frac{(C_X S)_{RT} T}{C_T} V_0^2$ |
| 5 $D_{MR} = \sqrt{4 \frac{W_{a,TO} g}{\pi p}} \quad D_{TR} = \sqrt{4 \frac{D_{MR}}{n_{MR,TR}}}$ | 15 $P_{ENG,HOV} = \frac{[W_{TO9} / (1 - \bar{t}_{MR})]^{3/2}}{1387.5 (1 - \zeta_{AF}) \eta_{MR} \xi_{MR,HOV} \sqrt{\Delta_{HOV}} D_{MR}}$ | 25 $\xi_{MR,HOV} = \frac{1}{(1 - \zeta_{MGB})} \left[1 - \frac{P_{TR}(1 + \zeta_{TR}) + P_{EL,CYC}}{P_{ENG} P_{ENG}} \right]$ |
| 6 $c_{MRb} = \frac{D_{MR}}{2 \lambda_{MRb}}$ | 16 $C_{CR} = C_1 \frac{C_2}{P}$ | 26 $W_{FUEL} = W_{T.O} \left(\frac{L_{max} + t_{RSRV} V_{CR}}{E} + 0.005 \right)$ |
| 7 $P_{ENG,PREL,HOV} = \frac{[W_{TO9} / (1 - \bar{t}_{MR})]^{3/2}}{1387.5 (1 - \zeta_{AF}) \eta_{MR} \xi_{MR,HOV} \sqrt{\Delta_{HOV}} D_{MR}}$ | 17 $(C_X S)_{RT} = 4 C_X S / \pi D_{MR}^2$ | 27 $M_{TR} = \frac{500 P_{TR} (1 - \zeta_{TR}) D_{TR}}{\omega R_{TR}} \quad M_{TS} = \frac{500 P_{TS} (1 - \zeta_{TR}) f_{TS}}{n_{TS}}$ |
| 8 $D_{MR} = 22.323849 \frac{[\eta \zeta \sqrt{\Delta_H} (1 - \zeta_{AF}) k_{ENG} P_{ENG}^2 R_{MR}]^{1/2}}{p^{3/4}} - 2$ | 18 $E = \frac{367.1 K_{HEL} \eta_{VER} \xi_{CR}}{C_{CR}}$ | 28 $\sigma_{TRb} = \frac{(1 + \bar{t}_{TR}) T_{TR}}{0.5 (C_T / \sigma) \rho \pi R^2 (\omega R)_{TR}^2}$ |
| 9 $T_{TO} = [1387.5 \eta \zeta \sqrt{\Delta_H} (1 - \zeta_{AF}) k_{ENG} P_{ENG}^2 R_{MR}]^{1/2}$ | 19 $W_{TO} = \frac{W_{PL} + W_{CREW} + W_{OUTFIT}}{[k_{LOAD} - (L + t_{RSRV} V_{CR}) / E - 0.005]}$ | 29 $\eta_{0,cal} = 1 / [1.08 + (\sigma_{initial} / \sigma_{1st})^{1/2} (1 / \eta_{0,initial} - 1.08)]$ |
| 10 $T_{T.O} = (1 - \bar{t}_{MR}) \frac{T_{T.O,ADJUST}}{g}$ | 20 $q_{CR} = \frac{W_{TO}}{E}$ | 30 $n_{TRb} = \pi \lambda_{TR} \sigma_{TR}$ |

$$P_{TR} = \frac{(T_{TR})^{3/2}}{2.78 \cdot (\eta)_{TR} \cdot R_{TR}} \quad (10)$$

$$P_{TR} = \frac{(\sqrt{T_{TR}} \zeta_{TR})^3}{33.25 FM_{TR} \zeta_{TR} D_{TR} \sqrt{\rho_{HOGF}} \rho_0} \quad (11)$$

P_{TR} : Power of Tail Rotor, T_{TR} : Tail Rotor Thrust
 k, η, ζ : Factor, ρ : Density

A_{TR} : Rotor Disk Area, B_{TR} : Tip Loss Factor
 n : Number of Blades
 \bar{c}_{DTR} : Coefficient of Tail Rotor Drag
 μ : Advance Ratio, FM : Figure of Merit

본 설계 도구의 초기 버전에서는 Tishchenko 의 2003년 AHS 발표 논문[8]의 수식 (11)을 차용 하였으나 동력이 과다 예측되는 경향을 보여 최

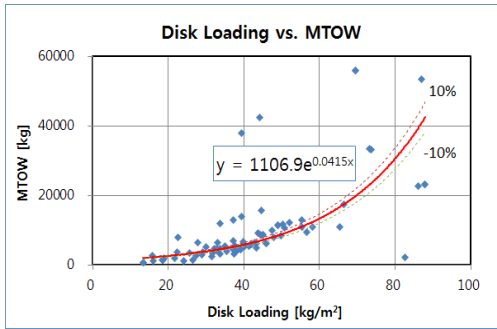


Fig. 9. Disk Loading vs. MTOW

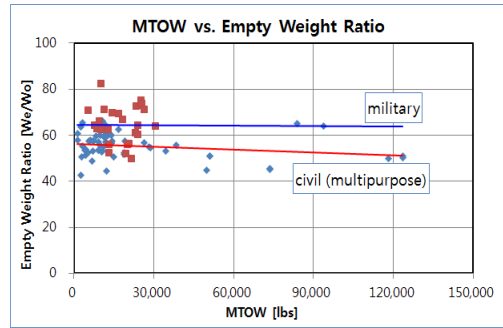


Fig. 13. MTOW vs. Empty Weight Ratio (Military & Civil Helicopter)

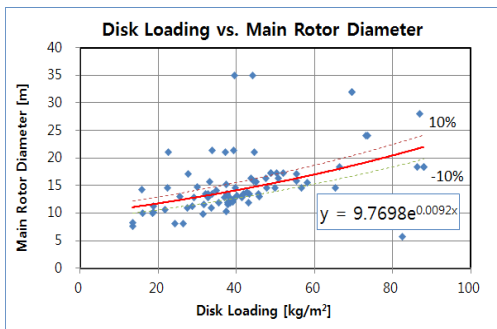


Fig. 10. Disk Loading vs. Main Rotor Diameter

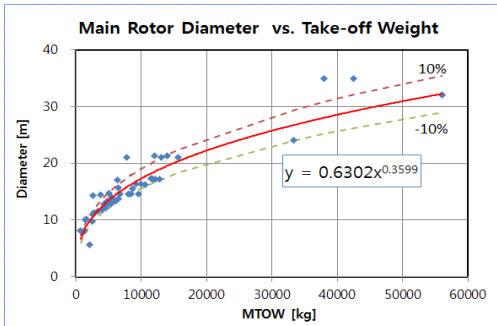


Fig. 11. Main Rotor Diameter vs. MTOW

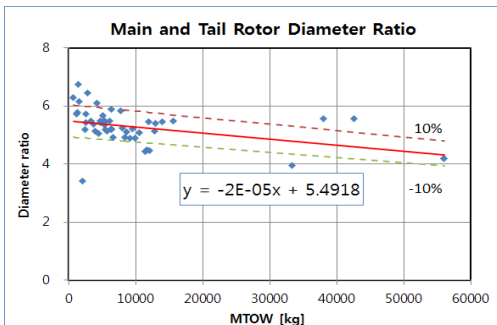


Fig. 12. Main and Tail Rotor Diameter Ratio

근 헬리콥터 데이터베이스를 통해 정립된 경험식 (12)를 차용하였으며, 적용 결과 타당한 동력이 예측되었다.

$$P_{TR} = \frac{[T_{TR}/(1-\zeta_{TR})]^{3/2}}{1387.5\eta_{TR}(1-\zeta_{TR})\sqrt{\Delta_{HOV}}D_{TR}} \quad (12)$$

$$\Delta_{HOV} = \frac{\rho_{HISA} + T}{\rho_{H=0.ISA}}$$

이렇게 설계 도구에 맞는 성능 추정식들을 최신화 하였으며, 목표 유상하중에 따른 설계절차는 Table 2와 같이 정리되어 순차분해법이 적용된 설계 구조를 통해 정확한 설계 결과 도출을 위한 설계 모델로 정립되었다.

이와 함께, 입력 변수 및 연구결과 비교를 위한 중량비, 회전면하중과의 관계, 주로터 꼬리로터 비, 공허중량비와 같은 관계식은 추세식을 사용하여 규명하고자 하였다. 추세식은 참고논문 [13]에서 제시한 선형회귀법을 사용하였으며, 선형회귀 식은 아래 식(13)과 같다.

$$y = a + bx \quad (13)$$

$$; a = (\sum y_i - b \sum x_i) / n, \quad b = (\sum y_i x_i - n \sum x_i \sum y_i) / ((\sum x_i)^2 - n \sum x_i^2)$$

구축된 헬기 데이터베이스를 이용하여 산점도를 그리고 각 축의 스케일을 선형 또는 로그 스케일로 변경해가며 적절한 회귀모형을 찾는 방법 [15]으로 수행되었다.

Figure 9~12는 이러한 헬기 데이터 분포 경향과 추세식을 나타낸 것으로 입력변수를 위한 추정값 또는 결과에 대한 경향 비교를 용이하게 수행하기 위해 추정되었다.

Figure 13은 민수(다목적)헬기는 0.48~0.6, 군용(공격)헬기 0.6~0.7의 공허중량비를 가진다는 참고자료[9]의 이론적 근거를 추세선으로 나타내어 규명한 것으로 적정한 값으로 확인되었으며, 헬

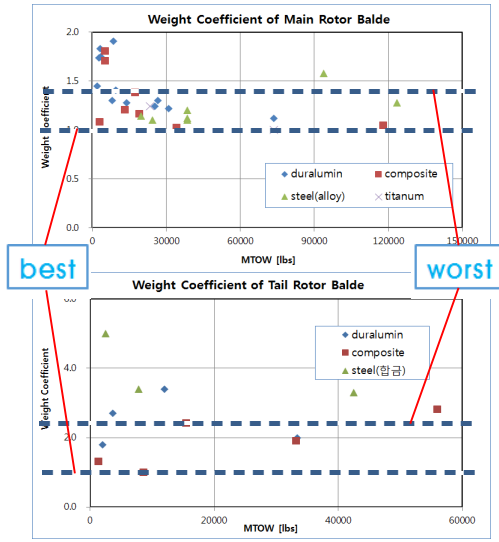


Fig. 14. Weight Coefficient of Main & Tail Blade

리콥터 중량 추정을 위한 1차적 접근 및 결과 검증 데이터로 사용하였다.

2.3 경험적 파라미터

초기 설계 도구의 성능, 중량, 가격의 추정을 위한 추정기법은 보다 정확한 추정을 위해 해석 이론의 한계를 보완한 경험적 통계데이터의 경험식을 사용하며 여기에는 경험적 파라미터가 요구된다. 앞서, 사용되는 추정식들을 경험식들을 사용하여 최신화하였으나 각 수식에 적용된 경험식의 값들을 알지 못하면 정확한 설계값을 도출하지 못하며 예상과는 전혀 다른 형상의 헬기가 도출되어 결국에는 설계과정에서의 비용과 시간의 손실을 초래하게 된다.

본 절에서는 앞 절에서 정립된 최신화된 추정식에 적용 가능한 보편적이고 타당한 파라미터를 수치해석을 통해서 추출하여 설계 시 발생하는 오차를 줄이고 사용자가 어렵지 않게 적용할 수 있도록 하였다.

적용된 수치해석 기법은 최신화된 수식에 역으로 대입하여 해당 헬리콥터의 경험적 파라미터를 도출하는 방법으로 예를 들면, 추정식 (6)을 역산하여 주로터 블레이드 중량계수 식을 아래 (14)와 같이 도출할 수 있으며, 주로터 허브 중량계수 및 꼬리로터 블레이드 중량계수를 식(15)와 (16)으로 정리할 수 있다.

$$C_{MRb} = \frac{\sum W_{MRb}}{1.8n_{MRb}(1-\bar{r}_{MRb})R^{1.2}c^{1.3}(\omega R)^{0.4}} \quad (14)$$

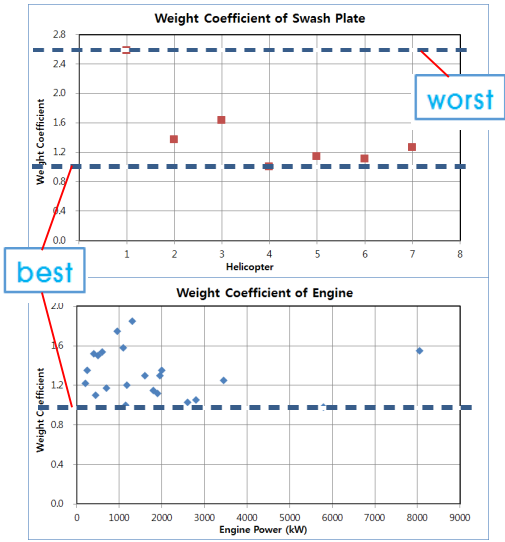


Fig. 15. Weight Coefficient of Swashplate & Engine

$$C_{MRh} = \frac{W_{MRh} 0.2556}{n_{MRb} f(n_{MRb}) R_{MRh} (F_{CFMR} 10^{-4})^{0.9}} \quad (15)$$

$$C_{TRb} = \frac{\sum W_{TRb}}{1.8n_{TRb}(1-\bar{r}_{TRb})R^{1.2}c^{1.3}(\omega R)^{0.4}} \quad (16)$$

C_{TRb} : Coefficient of Tail Rotor Blade

이렇게 도출된 중량계수 식에 보유된 89대의 헬기 데이터베이스를 이용하여 중량계수를 추출하였다.

추출된 중량계수는 Fig. 14와 같이 주로터 블레이드 중량추정을 위한 계수는 재질과 상관없이 1.0~1.4의 값을, 꼬리로터 블레이드는 복합재 적용 시 1.2~2.5의 값을 적용할 수 있음을 알 수 있다. 이 때 계수의 값이 커질수록 중량은 상승하므로 최저의 값이 헬기 설계를 위한 최상의 최적값이 된다.

이와 동일한 방법으로 모든 구성품 및 헬기 중량계수를 추출하였으며, Fig. 15의 엔진과 같은 경우 설계 시 중량 조절에 큰 의미가 없으므로 최상의 최적값만 제시하였다.

성능 계산을 위한 파라미터들 역시 역산을 통한 수치해석 기법을 통해 도출하였다. Table 2에서 정립된 성능계산 수식 중 순항속도 계산식 (17)은 Tishchenko 방법론에서 차용하였다[14].

$$V_{CR1} = \frac{3600K_{HEL}FM\xi_{CR}(Pk)_{ENG.CR}}{W_{TOG}} \quad (17)$$

V_{CR1} : Initial Helicopter Cruising Speed

K_{HEL} : Helicopter Load Ratio Factor

ξ_{CR} : Cruising Speed Factor

$(Pk)_{ENG.CR}$: Cruising Power
 W_{TO} : Take-off Weight

이를 통해 순항속도 계산을 위한 동력계수 ξ_{CR} 는 0.85임을 확인하였으며, Hajek[9]의 순항속도 동력 계산식 (18)에 적용되는 동력계수는 아래 Fig. 16과 같이 적용함을 또한 확인하여 적용 계수를 검증하였다.

$$N_{cruise} = \sum N_{TO} N_{cruise} \bar{N}_V \xi_{cruise} \quad (18)$$

N_{cruise}, N_{TO} : Power of Cruising and Take-off
 \bar{N}_V : Engine Throttling
 ξ_{cruise} : Power Factor

Table 1 중량추정식과 Table 2 단일 로터 헬리콥터 설계 절차에서 사용된 경험적 파라미터는 아래 Table 3과 같다.

Table 3. Empirical Parameter

| Weight Coefficient | | | |
|--------------------------------|--------------|----------------------------------|-------------|
| Main Rotor Blade | 1.0~1.4 | Main Rotor Hub | 0.85~1.95 |
| Main Rotor Swashplate | 1.0~2.58 | Tail Rotor Balde | 1.2~2.5 |
| Tail Rotor Hub | 0.6~2.4 | Main Gear Box | 1.1~2.3 |
| Intermediate Gear Box | 1.0~2.8 | Tail Gear Box | 1.0~2.55 |
| Transmission | 1.0~2.4 | Engine | above 0.98 |
| Increasing Engine Installation | 0.02~0.135 | Engine Install Parts | 0.008~0.138 |
| Fuel System | 0.055~0.181 | Oil & Cooling System | 0.014~0.065 |
| Fire-Extinguishing System | 0.007~0.0435 | Fuselage with Cowl | 0.1~0.11 |
| Stabilizer | 8.5 | Landing Gear | 0.033 |
| Control & Hydraulic System | 35~50.5 | Hydraulic Equipment | 4.69~7.49 |
| Power Supply | 3.2~6.21 | Fixed Parts | 1.48~3.4 |
| Unusable Fuel | 0.0082~0.016 | Remaining Oil | 0.018~0.049 |
| Empty Weight Ratio - Civil | above 0.5 | Empty Weight Ratio - Military | above 0.65 |
| Performance Coefficient | | | |
| Hight Speed Ct/o | 0.13~0.14 | Modern Transport Ct/o | 0.14~0.155 |
| Heavy Ct/o | 0.15~0.18 | Tail Rotor Ct/o | 0.17~0.175 |
| Main Gear Box Power Loss | 0.6~1.4 | Main Rotor Thrust Loss | 0.01~0.03 |
| Tail Rotor Thrust Loss | 0.06~0.07 | Power Increase Factor for Safety | 1.2 |
| Power Loss Factor(Altitude) | 0.00007 | Power Loss Factor(Temperature) | 0.00667 |

In hover

$$\xi_0 = \begin{cases} 0.85 & \text{for } M_{TO} < 10000kg; \\ 0.82 & \text{for } 10000kg \leq M_{TO} \leq 25000kg; \\ 0.79 & \text{for } M_{TO} > 25000kg. \end{cases}$$

Flight at economic speed $\xi_{V_{sc}} = 0.865$
 Flight at max. speed $\xi_{V_{max}} = 0.875$

Fig. 16. Power Factor ξ

Table 4. Comparison of the Input Parameter

| | RISPECT | | PROJECT | |
|--|---------|-------------------------------------|---------|-----------------|
| Aircraft | | | | |
| air density (ρ) | ○ | | ○ | |
| maximum speed (V_{max}) | - | 해석 결과 | ○ | 초기값 제시 최종 계산 도출 |
| cruising speed (V_{cruise}) | ○ | 임무형상 작성시 고려 | ○ | 초기값 제시 최종 계산 도출 |
| static ceiling (H_{static}) | ○ | 임무형상 작성시 고려 | ○ | 요구도의 주요 변수로 고려 |
| dynamic ceiling ($H_{dynamic}$) | - | 해석 결과 | ○ | 요구도의 주요 변수로 고려 |
| crew weight (W_{crew}) | ○ | 승무원 중량과 유상하중을 합쳐 | ○ | 승무원 중량 |
| payload ($W_{payload}$) | ○ | 유용하중으로 고려 | ○ | 요구도의 주요 변수로 고려 |
| range (L) | ○ | 임무형상 작성시 고려 | ○ | 요구도의 주요 변수로 고려 |
| equivalent area (f) | ○ | 참조헬기보간 | ○ | 참조헬기 보간 |
| Main Rotor | | | | |
| tip speed (ωR) | ○ | 참조헬기 보간 | ○ | 주요 설계인자로 고려 |
| number of blade (n_{MRB}) | ○ | - | ○ | 초기값 제시 최종 계산 도출 |
| relative efficiency at static ceiling (η_0) | ○ | 전진비행 및 제자리비행 power에 측과 성능변화 예측 시 계산 | ○ | 초기값 제시 최종 계산 도출 |
| coefficient loss power (ξ_0) | ○ | | ○ | 예측값으로 제시 |

2.4 사례 연구 검증

본 절에서는 사례연구(Case Study)를 통해 최신화하여 정립된 수식 및 경험적 파라미터들이 적절한 값으로 유도 되는지 검증하고자 하였다.

먼저 입력 파라미터를 비교하고자 2.1.7절에서 살펴본 바와 같이 GTPDP의 설계 모델 구조와 추정식을 기반으로 최신화하여 정확도를 향상시킨 RISPECT 헬리콥터 개념 설계 도구와 비교하였다.

Table 4와 같이 입력 파라미터는 두 설계 도구가 거의 유사하나 RISPECT에서는 초기 입력 변수로 적용하여 사이징부터 계산이 되는 모드와 성능을 위한 계산 시 고려되어 적용되는 모드에 따라 차이가 있음을 알 수 있다.

검증을 위해 1,800lb의 유상하중, 순항속도 130kts, 동적상승한도 15,000ft, 항속거리 432nm, 쌍발엔진을 지닌 헬기에 대해 설계하여 결과를 비교하고자 하였다.

RISPECT는 설계 시 초기 사이징과 성능해석 두 가지의 모드로 설계를 수행할 수 있다. 초기 사이징은 요구되는 유상하중을 만족시키는 크기와 중량에 대한 추정이며, 성능해석은 주/꼬리 로터의 반경, 시위길이 입력에 대한 중량과 성능을 해석하는 모드이다.

Table 5와 같이 두 모드에 대한 결과를 모두

Table 5. Comparison of the Design Results

| | RISPECT | | PROJECT |
|---|---------|----------------------|---------|
| | Sizing | Performance Analysis | |
| Weight (lbs) | | | |
| Empty | 5503.32 | 5748.80 | 5015.63 |
| Fuel | 1974.19 | 2196.83 | 2204.29 |
| Payload | 1799.51 | 1800 | 1800 |
| Crew | 396.83 | 396.83 | 396.83 |
| Take-off | 9673.85 | 10159.5 | 9417.05 |
| Main Rotor Size (ft) | | | |
| Radius | 21.17 | 21.5 | 21.5 |
| Chord | 1.377 | 1.345 | 1.345 |
| Tail Rotor Size (ft) | | | |
| Radius | 3.92 | 3.92 | 3.92 |
| Chord | 0.425 | 0.4396 | 0.4396 |
| Distance between Main Rotor and Tail Rotor (ft) | | | |
| | 25.59 | 25.92 | 26.8 |
| Power (HP) | | | |
| Hovering | 1320.57 | 1402 | 1292.2 |
| Take-off | 1662.95 | 1788.56 | 1767 |

Table 6. Weight Calculation Results (lbs)

| Helicopter | MTOW | Weight Equation | error (%) |
|------------|--------|-----------------|-----------|
| BO-105 | 5,291 | 5,676 | 7.27 |
| ANSAT | 7,275 | 6,704 | -7.85 |
| Bell-430 | 9,299 | 10,196 | 9.65 |
| LYNX | 10,501 | 10,100 | -3.81 |
| S-76C+ | 11,700 | 11,455 | -2.10 |
| UH-60 | 28,660 | 29,926 | 4.42 |

Table 7. Calculation Results of the Main Rotor (m)

| Helicopter | MR diameter | Diameter Equation | error (%) |
|------------|-------------|-------------------|-----------|
| BO-105 | 9.54 | 9.25 | -3.04 |
| ANSAT | 11.50 | 11.74 | 2.09 |
| Bell-430 | 12.80 | 13.35 | 4.30 |
| LYNX | 12.80 | 12.86 | 0.47 |
| S-76C+ | 13.41 | 13.82 | 3.06 |
| UH-60 | 16.36 | 16.54 | 1.10 |

비교하였을 때 헬기 이륙 중량 예측에 있어서는 사이징 모드에서 -2.7%, 성능 모드에서 -7.9%의 차이를 보이며, 이륙 출력 성능 예측에 있어서는 사이징 모드에서 5.9%, 성능 모드에서 -1.2%의 차이를 보인다.

이는 두 설계 도구의 중량 예측 방법상에서의

오차가 존재하며, 성능 예측 방법에 있어서는 본 연구에서 사용한 loss coefficient를 사용한 방법과 RISPECT에서 고려하는 유도유입류보정, 항력 보정 등을 고려한 기법의 차이로 오차가 발생하는 것으로 판단된다.

추가적인 설계 결과 검증에 위해 기존의 운용되고 있는 헬기 중 5,000lb급 헬기부터 22,000lbs급의 다양한 중량군의 헬리콥터들의 유상하중(Payload), 순항속도, 상승한도, 항속거리 등의 성능 요구치를 대입하고 최대이륙중량을 산출하여 Table 6과 같이 비교하였다.

산출된 결과 최대 9.7%, 평균 5%이하의 오차를 보이는 것을 알 수 있다. 이는 각 헬기의 정확한 성능 요구치를 알 수 없어 요구조건(initial requirements)에 대한 오차가 생기는 것으로 판단된다.

또한, 구성품 형상 설계 결과 Table 7에서와 같이 5% 이하의 오차율을 보여 형상 예측에 있어서도 정확도가 높은 것으로 확인된다.

III. 결 론

헬리콥터 초기 설계 도구는 요구되는 헬리콥터에 대한 형상과 크기 그리고 성능을 예측하는 도구로 계산시간을 최소화하여야 하며 사용자가 사용하기 쉬워야 한다.

또한, 정확한 결과를 예측하여 추후 수행되는 설계 단계에서의 일정 및 비용에 대한 위험도를 낮춰야 한다.

이러한 관점에서 본 연구를 진행하였으며, 다음과 같은 결론을 도출하였다.

- 기존의 설계 도구를 분석하여 단점을 확인하여 활용될 수 있는 추정식들을 최신화하여 설계 모델을 정립
- 89대의 헬기의 상세 데이터를 입수하여 경험적 파라미터를 위한 데이터베이스를 구축
- 적용이 쉬운 보편적 경험적 파라미터 도출
- 헬리콥터 중량 및 구성품 사이징 결과에 대한 오차율은 평균 5%이하
- 사용의 용이성

이와 같이 본 연구 결과가 초기 설계 도구로서 효율적으로 활용될 수 있음을 기대할 수 있으며, 향후 동 연구를 통하여 구축된 경험적 파라미터를 지속적으로 보완하고 검증하고 경험적 파라미터의 영향성, 매개변수 연관관계 및 설계 인자에 대한 민감도 분석 등 관련 연구를 통해 초기 개념설계 코드 개발에 활용할 예정이다.

후 기

RISPECT의 사용과 비교 결과 검증에 도움을 준 부산대학교 채상현 박사과정 학생과 서울대학교 이관중 교수님께 감사드립니다.

References

- 1) D. P. Schrage "Rotorcraft Design", CERT Georgia Institute of Technology, 2003
- 2) Rosenstein, H., Stanzione, K.A., and Wisniewski, J.S., "'Users's Manual for HESCOMP, The Helicopter Sizing and Performance Computer Program,'" Prepared by Boeing Vertol Company, Philadelphia, Pennsylvania for NASA Ames Research Center, October, 1979
- 3) Wayne Johnson, "NDARC - NASA Design and Analysis of Rotorcraft Validation and Demonstration", AHS, 2010
- 4) Won-Jin Kim, "Development of Empirical Parameter Determination Method for Helicopter Conceptual Design", Department of Aerospace Engineering The Graduate School Pusan National University, 2013
- 5) Wonjin Kim, Sanghyun Chae, "Systematic Determination of Empirical Parameters Usde in Helicopter Conceptual Design", Journal of the KSAS, Vol. 40, Num. 8, 2012, pp. 703-710
- 6) H. Park, "A Parallel Decomposition Method for Multidisciplinary Design Optimization Based on a Multiobjective Genetic Algorithm", Hanyang Univ., PhD thesis, 2003
- 7) V. T. Nagaraj, "3rd Short Course on Helicopter Design", Konkuk Univ. Helicopter Design Short Course, 2010.
- 8) M. N. Tishchenko, V. T. Nagaraj, I. Chopra "Preliminary Design of Transport Helicopters", Journal of The AHS, Vol 48, Num 2, 2003, pp. 71-79
- 9) M. Hajek, "Helicopter Design Short

Course", KARI Aircraft Seminar, 2011.

- 10) J. L. Rogers, "DeMAID/GA an Enhanced Design Manager's Aid for Intelligent Decomposition", AIAA Meeting papers on Disc, 1996, pp. 1497~1504
- 11) K. J. Lee, S. H. Chae, "Study of Conceptual Design Efficiency Technology of Helicopter(Report for Commission Task,)", Pusan National University, 2012
- 12) Seung Bum Kim, Jong Soo Choi, "Determination of Empirical Parameters for Helicopter Conceptual Design", KSME Production and Design Engineering, 2014
- 13) Changjeon Hwang, Seungbum Kim, "Analysis and Trend Curve Derivation of Major Design Parameters of Unmanned and Manned Rotorcrafts" Journal of the KSAS, Vol. 34, Num. 2, 2006, pp. 26~35
- 14) O. A. Zavalov, D. D. Skulkov "Helicopter Design", Moscow Aviation Institute, Moscow, 1990.
- 15) Changjeon Hwang, "Investigation on the Sensitivity of a Helicopter Sizing Code" KSAS, Fall Conference, 2007, pp. 620-623
- 16) "Parametric Sensitivity Analysis of a Light Helicopter/Personal Air Vehicle, using the Georgia Tech Preliminary Design and Performance Code (GTPDP)", Georgia Tech Daniel Guggenheim School of Aerospace Engineering, AHS International, 2007
- 17) Wayne Johnson, Jeffrey D. Sinsay, "Rotorcraft Conceptual Design Environment", The 2nd International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology, Seoul, Korea, 2009
- 18) Kwanjung Yee, "Study of helicopter conceptual design efficiency technology", Presentation materials, Pusan Univ., 2011
- 19) Joo Gene, Deog-Kwan Kim, "Basic Study on the Conceptual Design of Multi-purpose Helicopter", KSAS, Fall Conference, 1999, pp. 291-294