論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.8.703>

헬리콥터 개념설계에 사용하는 경험적파라미터의 체계적인 결정기법

김원진*, 채상현**, 오세중***, 김승범****, 안이기****, 이관중***

Systematic Determination of Empirical Parameters
Used in Helicopter Conceptual DesignWonjin Kim*, Sanghyun Chae**, Sejong Oh***, Seungbum Kim****, Ieeki Ahn**** and
Kwanjung Yee***

ABSTRACT

At the stage of conceptual design of a helicopter, it is a general way using low fidelity analysis methods because of a large number of design calculations and trade-off studies. Determination of empirical parameters used in analysis codes for more practical design, depends on an user's design experiences, which effects on the accuracy and the fidelity of conceptual design results. Thus, more precise and logical method should be required to determine the empirical parameters used in the conceptual design of a helicopter. The present method is to be used not only in verifying the empirical parameters generated by design requirements, but also regenerate them if they contain any errors. Empirical parameters produced by present method were used to design a helicopter with a payload objective and performance constraints of an operating helicopter. As a result, weights and geometries of designed helicopter matched the target value within 5% significance level, proving that the suggested parameter generating method can be useful in the conceptual design of a helicopter.

초 록

헬기개념설계단계에서는 많은 수의 반복계산과 Trade-Off Study가 필요하기 때문에 상대적으로 단순한 해석기법을 이용하는 것이 보통이다. 이때 해석코드에 사용되는 경험적파라미터는 주로 사용자의 경험에 의지하는 경우가 많은데, 이러한 경험적요소가 개념설계결과의 신뢰도와 정확성에 큰 영향을 미치게 된다. 따라서, 이러한 헬기개념설계도구에 사용되는 경험적파라미터를 보다 정확하고 논리적으로 산출하기 위한 새로운 기법이 필수적이다. 본 연구에서는 요구에 따라 산출된 경험적파라미터를 검증할 뿐만 아니라, 오류가 있을 경우 재산출하는 기법을 제안하였다. 현재 운용중인 특정헬기의 성능 및 유상하중을 설계헬기의 성능 및 중량추정의 목표값으로 설정한 후 최대이륙중량을 기준으로 참조헬기를 선정하고 참조헬기의 경험적파라미터를 헬기개념설계도구에 대입하여 설계해본 결과 오차범위 $\pm 5\%$ 이내로 목표 값과 일치함을 보였다. 본 연구에서 정립한 경험적파라미터 결정 기법이 개념설계 단계에서 효율적으로 활용될 수 있음을 확인하였다.

Key Words : Empirical Parameter(경험적파라미터), Helicopter Conceptual Design(헬리콥터 개념설계), Limited Reference Helicopter Data(참조헬리콥터 데이터의 제한)

† 2012년 3월 24일 접수 ~ 2012년 7월 19일 심사완료

* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

*** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과

**** 정회원, 한국항공우주연구원

교신저자, E-mail : daedalus@pusan.ac.kr

부산시 금정구 장전동 산30번지

I. 서 론

헬리콥터 설계와 개발과정 중, 개념설계단계는 개발하고자 하는 헬리콥터의 전체적인 윤곽을 설정하는 매우 중요한 단계이다. 개념설계단계에서는 설계요구조건에 부합하는 헬리콥터의 초기 형상, 크기, 무게, 가격, 성능을 제시하여야 한다. 이렇게 제시된 설계결과는 이후 예비설계, 상세설계에서 초기값 및 설계검증 결과로 활용된다. 그리고 Fig. 1과 같이 설계진행에 따라 설계안 수정에 따른 비용증가가 크기 때문에 개념설계 시 여러 가지 설계안을 비교, 검토하여 대략적인 형상을 확정함으로써 개발비용을 크게 절감할 수 있다. 개념설계단계에서는 세부적인 형상이나 성능을 계산하기 보다는, 요구도를 만족시키면서 효율적인 개발이 가능한 다양한 설계안을 검토하는 것이 중요하다. 그러므로 헬리콥터의 목표 성능과 제약조건을 만족하는 대략적인 사양과 비용을 빠르고 정확하게 도출해내야 하며 이를 위해서는 비교적 간단한 해석 모델을 적용하여 효율적이고 빠른 순환율을 가지는 설계 도구가 필요하다.

이러한 헬기개념설계도구의 필요성에 의해 국외에서는 NASA와 같은 국가연구소와 대학에서 상용화된 헬리콥터 개념설계도구를 개발하여 사용하고 있다. 대표적인 도구로는 GTPDP(Georgia Tech Preliminary Design Program)⁽¹⁾와 VASCOMP II(V/STOL Aircraft Sizing and Performance Computer Program)⁽²⁾, NDARC(NASA Design and Analysis of Rotorcraft)⁽³⁾ 등이 있다. 특히 NDARC⁽³⁾는 가장 최근에 NASA에서 개발한 개념설계도구로서, 다분야 통합 설계가 가능하도록 계층적으로 구성

되어 있기 때문에 보다 향상된 헬리콥터형상개념의 해석 및 설계가 가능하다.

대부분의 헬리콥터 설계도구는 헬리콥터 성능과 중량, 가격 추정을 위해 독자적인 추정기법을 사용하고 있다. 빠른 순환율을 가지기 위해 대부분 운동량이론 혹은 깃요소이론을 기반으로한 성능해석기법을 사용하고 있고, 중량이나 가격 추정은 그동안 개발된 헬리콥터의 통계적 자료에 기반한다. 그러므로 대부분의 추정기법은 보다 정확한 예측을 위해 해석이론의 한계를 보완하는, 통계적 자료를 기반으로한 경험적파라미터가 포함되어 있다.

경험적파라미터는 헬기제작회사의 경우 그동안 개발경험이 축적된 데이터베이스를 기반으로 도출하거나, 숙련된 설계자의 경험을 기반으로 선정한다. 그렇기 때문에 개념설계에 사용하는 기법은 잘 알려져 있으나, 기법에 적용되는 경험적파라미터가 어떤 값이며, 어떻게 결정되는지에 대한 연구는 체계적으로 수행된바 없다.

본 연구에서는 경험적파라미터를 논리적으로 타당한 자료 및 해석기법을 기반으로 도출하는 방법을 제시하였다. 경험적파라미터를 결정하는 표준화된 3가지 방법을 제시하고 이 3가지 방법을 사용하여 여러 종류의 헬리콥터에 대한 경험적파라미터를 구축하는 것, 그리고 경험적파라미터가 잘못 적용되었을 경우 이를 수정할 수 있는 절차를 제시하는 것을 목적으로 한다. 2장에서 상세한 연구방법을 소개하고, 3장에서 제시한 기법을 통해 추출한 경험적파라미터로 헬리콥터를 설계한 검증결과를 제시하여, 본 연구방법의 효용성을 입증하였다.

II. 본 론

2. 경험적파라미터 도출방법

본 연구에서 제시한 설계도구는 참고자료⁽⁶⁾를 기반으로 하여 독자적으로 개발하였으며, 설계도구의 수학적 모델에 사용된 경험적파라미터들을 대상으로 결정기법을 제시하였다. 개발된 설계도구는 개념설계 단계에서 사용하기 적합하도록 운동량 이론을 이용하여 주어진 임무형상에서 필요한 제자리 비행 시 성능과 전진비행 시 주토티, 꼬리로터의 성능을 계산한다. 이를 토대로 단일로터 헬리콥터의 엔진크기와 연료량을 추정하여, 요구하는 유상하중에 맞는 헬리콥터 크기와 무게를 설계한다. 로터반경, 코드길이, 부품별 중량

Fig. 1. Cost Transition Flow for Development Step

등 크기와 무게에 관련된 함수가 대부분 헬리콥터 총중량에 종속적으로 구성되어 있기 때문에, 요구유상하중에 적합하도록 총중량을 조절하는 효율적인 크기추정이 가능하다. 빠른 순환을 가지기 위해 운동량이론을 기반으로 해석을 수행하지만 보다 정확한 설계를 위해 로터유입류의 비균일효과 보정계수, 엔진계수 등의 경험적파라미터를 활용하고 있다. 본 연구는 개발된 설계도구의 경험적파라미터를 기반으로 하였지만, 다른 개념설계도구에서 요구되는 경험적파라미터도 유사하므로 여기서 제시한 기법은 다른 설계도구의 경험적파라미터 도출시에도 적용가능하다.

본 연구에서 다루고 있는 설계도구의 성능해석 및 중량 추정식에서 사용되고 있는 경험적파라미터를 Table 1에 기재하였다. 제시한 경험적파라미터를 도출하기 위해 표 아래에 기재한 바와 같이 3가지 방법을 제시하였다.

Table 1. Empirical Parameters

System	EP	Determination Method
Main Rotor	K	Method A, C-3
	η_h	Method A, C-2, C-3
	C_{d_0}	Method A, C-2
	α_{0_L}	Method A, C-2
	C_{L_α}	Method A, C-2
	MR_α	Method A, B, C-2
	M_C	Method A, C-2
Tail Rotor	α_S	Method A, C-2
	K_{TR}	Method A, C-3
	$(\eta_h)_{TR}$	Method A, C-2, C-3
	$(C_{d_0})_{TR}$	Method A, C-2
	$(\alpha_{0_L})_{TR}$	Method A, C-2
Fuselage	$(C_{L_\alpha})_{TR}$	Method A, C-2
	D_V/W_G	Method B, C-1, C-2
	f	Method B, C-1
Engine	$C_1 \sim C_7$	Method C-3
Weight	W_{Group}	Method C-1

Method A 수치해석

공력해석모듈⁽⁴⁾과 ADGen⁽⁵⁾으로부터 구한 직접적인 공력데이터를 사용하여 개념설계도구에 사용된 수식에 역으로 대입하여 해당 헬리콥터의 경험적파라미터 도출

Method B 시행착오법

경험적파라미터 도출 및 검증 과정에서 조건에 맞는 최적값 선택

Method C 참고문헌^(6,7)활용

C-1: 참고문헌^(6,7)에서 제시한 식을 사용하여 결정하거나 참고문헌^(6,7)의 식을 수정하여 사용

C-2: 참조기체의 경험적파라미터 데이터베이스로부터 선택

C-3: 엔진 성능 계수와 같이 계산이나 기타 다른 방법으로 구할 수 없는 데이터일 경우는 선형보간법을 사용하여 도출

경험적파라미터의 계산을 위해 공력해석모듈⁽⁴⁾과 ADGen⁽⁵⁾을 사용하였는데 공력해석모듈⁽⁴⁾은 회전익기 통합해석프로그램을 위한 모듈로서 공력하중의 계산은 깃 요소이론(Blade Element Theory)을 사용하고 있고, 비정상공력효과의 보상은 Leishman-Beddoes의 선형부착류모델(Linear Attached Model)과 동적실속모델(Dynamic Stall Model)을 적용하고 있다. 본 연구에서 로터의 C_{P_i} 값과 C_{P_0} 값을 계산하는데 사용되었다. ADGen⁽⁵⁾은 N-S CFD코드를 기본으로 하여 다양한 받음각과 마하수 영역에서 공력해석을 자동으로 실행할 수 있는 프로그램으로서 중요한 경험적파라미터 중 하나인 에어포일에 대한 공력 데이터를 정확하게 계산할 수 있는 프로그램이다. 공력해석모듈과 ADGen으로 계산이 불가능한 경험적파라미터의 경우는 출판된 데이터(Published Data)를 데이터베이스화한 후 추세선을 만들어 경험적파라미터를 산출하거나 참고문헌에서 제시한 식을 사용하여 각 헬리콥터가 가지는 경험적파라미터를 구하여 데이터베이스화 하였다. 또한, 경험적파라미터를 오적용하여 설계 결과가 잘못 나왔을 경우에 이를 교정할 수 있는 절차를 순서도(Fig. 2)와 함께 제시하였다.

Table 1의 경험적파라미터는 Fig. 2에 제시된 순서도와 같이 도출하고 검증할 수 있다.

① 설계헬기의 성능요구치 설정: 설계헬기의 HOGE(Hovering Out of Ground Effect) Ceiling(ft), 해수면 또는 특정 고도에서의 최대 순항 속도(kts), 유상 하중(Payload, lb)등의 성능 요구치와 착륙장치 타입, 주/꼬리로터 타입 및 블레이드 개수 등의

Fig. 2. Determination of Empirical Parameters

특성을 결정하고 이를 토대로 설계헬기의 최대이륙중량을 추정

② 참조헬기 선정 및 경험적파라미터 도출:

추정된 최대이륙중량을 기반으로 이와 비슷한 급의 참조헬기를 선정하고 참조헬기에 대한 경험적파라미터를 방법A~C에 따라 도출

③ 획득한 경험적파라미터의 검증: 획득된 경험적파라미터는 참조헬기의 출판된 데이터 중 HP_{MAXTO} , HP_{MAX} , W_{EP} 와 계산된 결과인 $HP_{C.HOGE-C}$, $HP_{C.RM.Cruise}$, W_{EC} 를 각각 비교하여 검증

④ 설계헬기용 경험적파라미터로 가공: 검증 결과 경험적파라미터가 조건을 만족한다면, 중량이나 크기 등이 참조헬기와 설계헬기가 다르기 때문에 참조헬기의 경험적파라미터를 최대이륙중량을 기준으로 선형보간하여 설계헬기의 경험적파라미터로 사용

⑤ 경험적파라미터를 이용한 설계결과 검증: 결정된 설계헬기의 경험적파라미터를 사용하여 설계헬기의 공력성능 및 자기무게를

계산, 계산된 자기무게를 설계헬기와 비교하여 조건에 맞으면 구해진 경험적파라미터가 타당한 것으로 보고 종료하고 그렇지 않으면 참조헬기선정 단계②부터 재시작

주로터와 꼬리로터, 동체의 경험적파라미터 값들은 HOGE Ceiling조건과 Maximum Cruise Speed 조건에서 각각 도출하였다. 여기에는 복잡한 도출과정이 요구되므로 아래에 상세히 서술하였다.

2.1 HOGE Ceiling 조건에서의 경험적파라미터 도출 및 검증

Method A를 이용한 주로터와 꼬리로터시스템의 경험적파라미터 도출은 먼저 주로터의 경험적파라미터를 도출한 후 이를 기반으로 꼬리로터의 경험적파라미터를 도출하고 필요한 엔진파워를 계산하여 출판된 데이터와 비교하여 검증하였다. 검증자료에 대하여 시행착오를 거치기 때문에, Method A를 활용한 경험적파라미터 결정과정은 필연적으로 Method B를 수반한다.

단계 1. RH의 치수 및 특징 수집

MTOW, Empty Weight, HOGE Ceiling, Max Cruise Speed, Basic Overall Dimension, MR/TR Type, Airfoil Type등의 자료를 수집한다.

단계 2. ADGen으로 C_{d_0} , α_{0L} , C_{L_0} , α_s , M_c 계산

수집한 Airfoil Data로 ADGen을 사용하여 계산한다.

단계 3. D_V/W_G 추정

동체수직항력계수는 검증조건을 만족하지 못할 경우 수정해야하는 경험적파라미터이다. 일반적으로 10,000lb급 헬기의 경우 0.045~0.055의 값을 설정한다.

단계 4. 공력해석모듈로 C_{P_i} , C_{P_0} 값 계산

수집한 RH의 치수 및 특징을 사용하여 공력해석 모듈 Input Data Set을 작성한다.

단계 5. 경험적파라미터 K , η_h 도출

$$C_D = 8C_{P_0}/\sigma \quad (1)$$

$$C_D = C_{d_0} + K[C_L + 2\pi\alpha_{0L}]^{2.7} \quad (2)$$

$$\eta_h = C_{P_i} \cdot B\sqrt{2}/(C_T)^{1.5} \quad (3)$$

단계 6. HP_{MR} , T_{TR} , $(C_T)_{TR}$ 계산

$$HP_{MR} = \frac{\rho A V_T^3}{550} (C_{P_0} + C_{P_i}) \quad (4)$$

$$T_{TR} = \frac{550(HP)_{MR}}{l_{TR} \Omega_{MR}} \quad (5)$$

$$(C_T)_{TR} = \frac{T_{TR}}{\rho A_{TR} (V_T)_{TR}^2} \quad (6)$$

단계 7. 공력해석모듈로 $(C_{P_i}, C_{P_0})_{TR}$ 계산

단계 4와 동일한 과정을 거쳐 계산한다.

단계 8. 경험적파라미터 K_{TR} , $(\eta_h)_{TR}$ 도출

단계 5와 동일한 과정을 거쳐 도출한다.

단계 9. HP_{TR} , HP_{MSN} , $HP_{C.R.HOGE-C}$ 계산

$$HP_{TR} = \frac{\rho A (V_T)_{TR}^3}{550} ((C_{P_0})_{TR} + (C_{P_i})_{TR}) \quad (7)$$

$$HP_{MSN} = 49 + 0.0112HP_{MR} + 0.0075HP_{TR} \quad (8)$$

$$HP_{C.R.HOGE-C} = HP_{MR} + HP_{TR} + HP_{MSN} \quad (9)$$

단계 10. 경험적파라미터 검증

검증조건:

$$HP_{C.R.HOGE-C} \leq (93\% \text{ of } HP_{MAX}) \pm 5\% \\ \rightarrow \text{경험적파라미터 확정}$$

$$HP_{C.R.HOGE-C} > (93\% \text{ of } HP_{MAX}) \pm 5\% \\ \rightarrow \text{단계 1. 또는 단계 3.부터 재수행}$$

Fig. 3. Helicopter Forward Flight

2.2 Maximum Cruise Speed 조건에서의 경험적파라미터 도출 및 검증

단계 1. 경험적파라미터 f , MR_α 설정

$$\text{Flat Plate Area } f = k \cdot W^{0.5} \quad (10)$$

$$k = 0.12 \quad \text{for Clean(smooth shape) Helicopter}$$

$$k = 0.2418 \quad \text{for Utility Helicopter}$$

$$\alpha = -\tan^{-1}(D_P/W) \quad (11)$$

$$D_P = 0.5 \cdot \rho \cdot V_{INF}^2 \cdot f \quad (12)$$

$$MR_\alpha = -(\alpha + F_\alpha) \quad (13)$$

여기서 F_α 는 MR_α 값을 보정하기 위한 값으로 경험적파라미터로 간주하여도 되나 헬리콥터 종류에 따라 그 값이 일정하지 않아 선형보간하여 사용하기에 무리가 있고, 최종 검증과정을 거쳐 변경되어야 할 실질적인 경험적파라미터 값은 MR_α 이므로 시행착오법을 통하여 얻어진 최종 MR_α 값을 해당 참조헬기의 경험적파라미터로 정하였다.

※ 다음단계 2~9에 사용된 식은 참고자료⁽⁶⁾을 준용하였다.

단계 2. 전진비 μ 계산

단계 3. 경험적파라미터 K , η_h , $(K, \eta_h)_{TR}$ 도출

2.1절의 단계 4~8을 이용한다.

단계 4. $HP_{0.MR.FWD}$, H-Force 계산

단계 5. T_V , T_H , $(D_P)_{TR}$ 계산

단계 6. $HP_{MR.FWD}$ 계산

$$HP_{MR.FWD} = HP_{P.FWD} + HP_{0.FWD} + HP_{i.FWD} + HP_{CMP} + HP_S \quad (14)$$

단계 7. $HP_{TR.FWD}$ 계산

$$HP_{TR.FWD} = HP_{0.TR.FWD} + HP_{i.TR.FWD} \quad (15)$$

단계 8. $HP_{MSN.FWD}$ 계산

$$HP_{MSN.FWD} = 49 + 0.0112HP_{MR.FWD} + 0.0075HP_{TR.FWD} \quad (16)$$

단계 9. $HP_{C.R.M.Cruise}$ 계산

$$HP_{C.R.M.Cruise} = HP_{MR.FWD} + HP_{TR.FWD} + HP_{MSN.FWD} \quad (17)$$

단계 10. 경험적파라미터 검증

검증조건:

$$HP_{C.R.M.-Cruise} \leq (95\% \text{ of } HP_{MAX}) \pm 5\%$$

→ 경험적파라미터 확정

$$HP_{C.R.M.-Cruise} > (95\% \text{ of } HP_{MAX}) \pm 5\%$$

→ '단계 1'부터 재수행

2.3 경험적파라미터 검증 조건

본 연구에서 다루고 있는 설계도구는 기본적으로 헬리콥터가 비행 시 필요로 하는 엔진파워를 기반으로 설계를 진행한다. 그러므로 경험적파라미터의 검증 또한 역으로 설계를 했을 때 출판된 데이터와 엔진파워를 비교함으로써 타당성 여부를 판단 할 수 있다.

$HP_{C.R.HOGE-C}$ 의 목표치를 $HP_{MAX.TO}$ 의 93%로 설정한 이유는 실제 HOGE Ceiling을 측정할 때 사용한 Max. Take Off Power가 엔진이 기계적으로 낼 수 있는 최대 파워에서 2~6%의 여유를 둔 값이며, 더해서 개념설계 도구에서 고려하지 않는 유압장치 및 임무장비 등 부수적인 기타 장비에 의한 1~2%의 동력손실을 감안하였기 때문이다. 오차율을 ±5%로 설정한 것은 계산 기법상 수반되는 오차를 고려한 것이다.

$HP_{C.R.M.Cruise}$ 가 HP_{MAX} 의 95%를 타깃으로 삼는 경우도 같은 방식으로 설명할 수 있다. $HP_{MAX.TO}$ 의 93%와 HP_{MAX} 의 95% 차이는 사용한 설계도구에서 정지비행조건보다 전진비행시 고려하는 파워손실 고려항목이 더 많아 정밀도가 높다고 판단하였기 때문이다.

3. 경험적파라미터 도출과 검증

2장에서 서술한 경험적파라미터 도출기법을 AS332 헬리콥터와 유사한 참조헬기 적용하여 순서를 따라 경험적파라미터를 도출하고, 도출된 값을 이용하여 설계를 수행하여 검증하였다.

단계 1. DH 성능 요구치 결정

도출된 경험적파라미터를 이용하여 다시 설계에

Table 2. Performance Requirements for Design Helicopter

Performance	Requirements
HOGE Ceiling(ft)	7546
Max Cruise Speed at Sea Level(kts)	141
Payload(lb)	9017

적용하였을 경우, 설계결과가 실제헬기의 크기, 중량과 유사한가를 기준으로 검증을 수행할 것이기 때문에 AS332L1 헬리콥터의 성능⁽⁸⁾을 Table 2와 같이 설계헬기의 성능요구치로 정의 하였다

단계 2. 최대이륙중량의 초기 설정

최종 최대이륙중량은 반복계산을 통하여 최종 확정하는 값이므로 본 단계에서는 참조헬기의 경험적파라미터를 활용하여 계산을 하기 위하여 18,000lb를 초기최대이륙중량으로 설정한다.

단계 3. RH① 선정

보유한 데이터베이스에서 최대이륙중량 18,000lb에 가장 가까운 헬리콥터는 UH-60(S-70)이므로 UH-60 (S-70)⁽⁹⁾을 RH①로 선정한다.

RH①: UH-60(S-70), 최대이륙중량: 22,000lb

단계 4. RH①의 EP를 DH에 직접 적용 가능 여부 판단

RH①의 EP를 DH에 직접 적용 할 수 있는 조건은 설계헬기 최대이륙중량의 ±5%이나 UH-60(S-70)은 +18.18%이므로 조건만족을 만족시키지 못한다. 그러므로 RH①, RH②를 선정해야 한다.

단계 5. RH①, ② 선정

RH①가 설계헬기보다 무거우므로 RH①를 RH①로 삼고 RH②은 데이터베이스에서 18,000lb보다 가벼운 헬리콥터 중 18,000lb에 가장 근접한 헬리콥터를 선정한다.

RH②: Bell 412 최대이륙중량: 11,900lb

단계 6. RH①, ②의 EP 결정/검증 및 DH의 EP 결정

참조헬기가 선정되었으면 각각의 헬리콥터에 대한 경험적파라미터를 Table 1 아래의 3가지방법을 적용하여 산출한다. 산출된 경험적파라미터는 Table 3과 같다.

Table 3. Empirical Parameters of Reference Helicopters

EP \ RH	BELL 412	UH-60 (S-70)
K	0.034	0.024
η_h	1.133	1.188
$K_{MCruise}$	0.038	0.027
$\eta_{h.MCruise}$	1.105	1.219
C_{d_0}	0.0076	0.0077
α_{0_L} (deg)	-0.27	-0.79
C_{L_α} (rad)	8.46	8.68
MR_α (deg)	11.773	12.674
M_C	0.83	0.82
α_s (deg)	9	9
K_{TR}	0.077	0.047
$(\eta_h)_{TR}$	1.404	2.261
$(K_{MCruise})_{TR}$	0.129	0.013
$(\eta_{h.MCruise})_{TR}$	1.371	1.302
$(C_{d_0})_{TR}$	0.0108	0.0077
$(\alpha_{0_L})_{TR}$ (deg)	0	-0.79
$(C_{L_\alpha})_{TR}$ (rad)	7.80	8.68
D_V/W_G	0.055	0.055
k	0.12	0.12

단계 7. 설계헬기에 대한 설계수행

단계 6의 참조헬기의 경험적파라미터를 이용하여 설계를 수행하였다. 경험적파라미터를 적용하여 도출된 기체중량 W_{EC} 가 초기최대이륙중량에 따른 기체하중이 W_E 보다 +15.68% 크게 나왔으므로 최대이륙중량이 작게 설정된 경우라고 판단하고 단계 3으로 돌아가 최대이륙중량을 보다 크게 18,750lb로 설정한 후 재계산하였다. 2차 계산 결과는 조건 1,2를 모두 만족하여 사용된 형상값을 설계헬기의 형상으로 확정한다.

단계 8. 개념 설계 종료

본 예제는 실제 운용중인 AS332L1 Super Puma의 성능 요구치를 대입하여 설계한 결과이다. 경험적파라미터 적용결과로 산출된 크기 및 최대이륙중량을 실제헬기와 비교하면 Table 5와 같다. 설계헬기의 중량 및 형상파라미터가 실제 AS332L1⁽⁸⁾과 오차5%미만으로 설계가 완료되었다.

Table 4. Determination Procedure of Empirical Parameters

Items	1st	2nd
Assume $MTOW(lb)$	18000	18750
$W_E(lb)$	8057	9733
Calculate Geometry		
$D(ft)$	50.26	50.89
$c(ft)$	1.659	1.724
$V_T(ft/s)$	749.38	744.85
$D_{TR}(ft)$	9.87	10.05
$l_{TR}(ft)$	31.56	32.00
$(V_T)_{TR}$	698.74	696.19
Calculate Required Engine Power at HOGE Ceiling		
$HP_{C.R_{HOGE-C}}(hp)$	3018.42	3179.69
Calculate Required Engine Power at Max. Cruise Speed		
$HP_{C.R_{M-Cruise}}(hp)$	2808	2925.67
Calculation of $W_{E.C}$ & Review with Condition		
$W_{EC}(lb)$	9320	9734
Condition 1:		
$\frac{W_{EC}}{W_E} \times 100(\%) \leq \pm 1\%$	15.68	0.018
Result	Unsatisfy	Satisfy
Condition 2:		
RH② $W_{EP} \leq W_{EC}$	Satisfy	Satisfy
$\leq$ RH① W_{EP}		

Table 5. Design results of Empirical Parameters

	AS332L1	DH	Error(%)
$MTOW(lb)$	18960	18750	-1.11
$D(ft)$	51.18	50.89	-0.51
$D_{TR}(ft)$	10	10.05	0.50

III. 결 론

본 연구에서는 경험적파라미터를 논리적이고 타당한 자료 및 해석기법을 기반으로 도출하는 방법을 제시하였다. AS332L1헬리콥터에 대해 해석도구 및 데이터를 활용한 3가지 방법으로 참조헬기의 경험적파라미터를 도출하고 이를 적용하여 설계를 수행했을 경우 $\pm 5\%$ 미만의 오차를

가지는 중량, 형상 결과를 획득하였다. 본 연구에서 제시한 기법은 다음과 같은 장점을 가진다.

- 경험적파라미터의 명확한 도출 근거제시
- 자료를 획득 가능한 참조헬기를 1대 혹은 2대를 활용하므로 데이터가 부족할 경우에도 적용 가능
- 획득한 경험적파라미터가 맞지 않을 경우 보정하는 방법제시

그러므로 정립한 경험적파라미터 결정 기법이 개념설계 단계에서 효율적으로 활용될 수 있음을 입증하였다.

후 기

동 연구는 지식경제부 소형무장헬기(LAH) 민수 파생형 탐색개발(KARI주관) 연구결과 중 일부임.

참고문헌

- 1) Schrage, D., Mavris, D., and Wasikowski, M., "GTPDP - A Rotary Wing Aircraft Preliminary Design and Performance Estimation Program Including Optimization and Cost," Vertical Lift Aircraft Design Conference, San Francisco, CA, Jan., 17-19, 1990.
- 2) Schoen, A. H., Rosenstein, H., Stanzone, K., and Wisniewski, J. S., "User's Manual for

VASCOMP II: The V/STOL Aircraft Sizing and Performance Computer Program, Version 1.15," Boeing Vertol Company, Aug. 8, 1995.

- 3) Johnson, W., "NDARC - NASA Design and Analysis of Rotorcraft," NASA TP-2009-215402, 2009.

- 4) Lee, J., "Development of an Aerodynamic Performance Analysis Module for Rotorcraft Comprehensive Analysis Program," Master Thesis, Pusan National University, 2009.

- 5) Kim, T., Yee, K., Oh, S., and Kang, H. J., "The Development of a GUI Program for Automated Generating Rotor Blade Airfoil Performance Table," Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 23, No. 1, pp. 269-280, 2010.

- 6) Schwartzberg, M. A., Smith, R. L., Means, J. L., Law, H. Y. H., and Chappell, D. P., "Single-Rotor Helicopter Design and Performance Estimation Programs, Volume 1, Methodology," U.S. Army Air Mobility R&D Laboratory, SRIO Report Number 77-1, 1977.

- 7) Stepniewski, W. Z., and Shinn, R. A., "A Comparative Study of Soviet vs. Western Helicopters," NASA Contractor Report 3580, AVRADCOM Technical Report 82-A-16, 1983.

- 8) Eurocopter, AS332L1 Technical Data, 2007.

- 9) Sikorsky Corp., S-76C++ Technical Information, Feb., 2009.