

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(10), 877-886(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.10.877>

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

NDARC을 이용한 헬리콥터 개념설계 및 성능해석 검증 연구

고정인, 박재상*, 최종수

Validation Study on Conceptual Design and Performance Analysis
for Helicopter using NDARC

Jeong-In Go, Jae-Sang Park* and Jong-Soo Choi

Dept. of Aerospace Engineering, Chungnam National University

ABSTRACT

A validation study is conducted for the conceptual design and performance analysis of UH-60A Black Hawk in order to establish the conceptual design and performance analysis techniques for conventional helicopters using a single main rotor and a tail rotor. As a tool for conceptual design and analysis, NDARC(NASA Design and Analysis of Rotorcraft) is used for the present study. The conceptual design for UH-60A is successfully validated as compared with the target values. Then, various performance analyses in hover and forward flight are conducted for the UH-60A model obtained from the present design work, and they are compared well with the wind tunnel test, flight test, and previous analyses using various analysis tools. Through this validation work, the conceptual design and performance analysis techniques for the conventional helicopter are appropriately established.

초 록

본 연구에서는 단일로터-꼬리로터 형상의 일반 헬리콥터에 대한 개념설계 및 성능해석 기법을 정립하고자 회전익 항공기 개념설계 및 성능해석 코드인 NDARC을 이용하여 UH-60A 헬리콥터에 대한 개념설계 및 성능해석을 수행하였다. 적절히 가정한 임무 형상을 이용하여 UH-60A 헬리콥터의 개념설계를 수행한 뒤 설계 목표 값과의 비교를 통하여 UH-60A 헬리콥터의 형상 및 중량을 적절히 설계할 수 있음을 확인하였다. 더불어, 본 연구로부터 설계된 UH-60A 헬리콥터 모델을 이용하여 다양한 비행 조건에서의 성능해석을 수행한 뒤, 본 연구의 해석 결과를 UH-60A의 성능 시험 및 선행 연구의 해석 결과와 비교하여 본 연구 결과의 타당성을 검증하였다. 그 결과, 단일로터-꼬리로터 형상의 일반 회전익 항공기의 개념설계 및 성능해석 기법을 적절히 정립하였음을 확인하였다.

Key Words : Conceptual design(개념설계), Performance analysis(성능해석), NDARC (NASA Design and Analysis of Rotorcraft), UH-60A Black Hawk

† Received : July 13, 2016 Revised : September 27, 2016 Accepted : September 28, 2016

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

Nomenclature

A	: Rotor area, ft ²	P_p	: Parasite power, hp
c	: Blade mean chord, ft	R	: Rotor radius, ft
C_D	: Drag coefficient	V	: Flight speed, ft/sec
c_{dmean}	: Mean blade drag coefficient	V_{tip}	: Rotor hover tip velocity, ft/sec
C_P	: Power coefficient	W_{blade}	: Blade weight, lbs
C_{P_o}	: Profile power coefficient	W_E	: Empty weight, lbs
C_T	: Thrust coefficient	W_{fuel}	: Fuel tank capacity, lbs
C_T/σ	: Blade loading coefficient	W_{FUL}	: Fixed useful load, lbs
D	: Drag, lbs	W_G	: Gross weight, lbs
FM	: Figure of merit	W_{hub}	: Hub weight, lbs
F_p	: Function for the increase of the blade section velocity with rotor edgewise and axial speed	W_{pay}	: Payload, lbs
L	: Lift, lbs	W_{UL}	: Useful load, lbs
L/D	: Rotor lift-to-drag ratio	X	: Rotor wind-axis drag force, lbs
N_{blade}	: Number of blades per rotor	Ω	: Rotation speed of a rotor, rad/sec
N_{rotor}	: Number of rotors	μ	: Advance ratio
P	: Rotor power, hp	ρ	: Air density, slug/ft ³
P_i	: Induced power, hp	σ	: Rotor solidity
P_{ideal}	: Ideal power, hp	κ	: Induced power factor
P_o	: Profile power, hp	v_{blade}	: Flap natural frequency, /rev
		v_{hub}	: Hub natural frequency, /rev
		χ	: Calibration factor

I. 서 론

헬리콥터는 수직 이착륙 및 제자리 비행이 가능하며 효율적인 저속 비행 또한 가능한 장점이 있어 다양한 분야에서 활용되고 있다. 그러나 기존의 단일로터-꼬리로터 형상의 일반 헬리콥터(conventional helicopter)의 경우, 전진 비행 시 로터의 전진면(advancing side)에서 발생하는 압축성 효과에 의한 항력 증가 현상 및 후퇴면(retreating side)에서 발생하는 실속(stall)으로 인하여 고속 비행이 불가능한 심각한 단점(최고 속도 150~170 knots)이 있다. 따라서 최근에는 기존 헬리콥터의 장점인 제자리 비행 및 저속 비행 효율을 유지함과 동시에 고속 비행이 가능한 복합형 회전익 항공기(compound rotorcrafts)에 대한 연구 및 개발이 활발히 진행되고 있다. 이러한 복합형 회전익 항공기의 개발을 위하여 사용되는 개념설계 코드는 일반 헬리콥터 형상을 포함한 다양한 형상의 회전익 항공기에 대한 개념설계 및 빠른 성능해석이 가능하여야 한다.

따라서 본 연구에서는 이와 같은 복합형 회전익 항공기의 개념설계 기법 연구에 앞서 필수적으로 선행되어야 하는 단일로터-꼬리로터 형상의 일반 헬리콥터에 대한 개념설계 및 성능해석 기

법을 정립하고자 한다. 본 연구에서는 최근 NASA에서 개발된 회전익 항공기 개념설계 및 성능해석 코드인 NDARC(NASA Design and Analysis of Rotorcraft, [1, 2])을 이용하여 일반 형상의 헬리콥터의 가장 대표적인 기종 중 하나인 UH-60A (Fig. 1)에 대한 개념설계 및 성능해석 검증 연구를 수행한다.

기존의 NDARC을 이용한 UH-60A의 선행 연구[1]의 경우, 중량 설계를 위한 중량 보정계수(calibration factor) 및 성능해석을 위한 경험적 매개변수(empirical parameter)를 제시하였지만, 임무 형상(mission profile) 및 설계 요구조건을 고려한 UH-60A의 개념설계 검증 연구는 수행되지 않았다. 더불어, UH-60A에 대한 성능해석 연구[1]에서는 개념설계로부터 얻어진 모델이 아닌 실제 UH-60A 헬리콥터의 정보를 입력하여 성능해석을 수행하였다.

따라서 본 연구에서는 적절히 가정한 임무 형상을 이용하여 UH-60A에 대한 개념설계 연구를 수행한 뒤, 이로부터 얻어진 모델에 대하여 다양한 비행 조건에서의 성능해석을 수행한다. 더불어, 본 연구에서 수행한 개념설계 및 성능해석 결과를 기존의 선행 연구 결과와 비교함으로써, 본 연구의 결과를 검증하고 단일로터-꼬리로터



Fig. 1. UH-60A single main rotor and tail rotor helicopter

형상의 일반 헬리콥터에 대한 개념설계 및 성능 해석 기법을 정립한다.

II. 검증 모델(Validation model)

본 연구에서는 단일로터-꼬리로터 형상의 헬리콥터에 대한 개념설계 및 성능해석 검증 연구를 수행하기 위하여 UH-60A Black Hawk를 검증 헬리콥터 모델로 선정하였다. UH-60A는 단일로터-꼬리로터 형상의 일반 헬리콥터를 대표하는 항공기 중 하나로 미국의 Sikorsky社에서 개발되었다.

UH-60A의 제원 및 중량 정보는 각각 참고문헌[1] 및 [3]에 나타나있으며, 풍동시험 및 비행시험의 성능 시험 결과와 다양한 선행 연구의 해석 결과는 참고문헌[1, 4, 5-8]로부터 얻을 수 있다.

III. 개념설계 및 성능해석 기법

3.1 회전익기 개념설계 및 성능해석 코드

회전익 항공기의 개념설계 단계는 일반적으로 설계 요구조건의 정립, 개념설계, 기본설계, 상세설계, 시제품 제작의 다섯 단계로 이루어진다. 이 중 개념설계 단계는 회전익 항공기의 사이징 및 사이징으로부터 도출된 형상에 대한 성능해석을 반복적으로 수행함으로써 설계 요구조건 및 임무 형상에 최적화된 항공기 형상을 도출해내는 과정이다. 회전익 항공기의 개념설계를 위한 코드로는 HESCOMP 및 VASCOMP (Boeing), RC(U.S. Army Aeroflightdynamics Directorate(AFDD)), PRESTO (Bell), GTPDP(Georgia Tech.), NDARC (NASA, [1, 2]) 등이 있다.

이 중 가장 최근에 개발된 NDARC은 다양한 형상의 회전익 항공기에 대하여 설계 요구조건 및 임무 형상을 만족하는 회전익 항공기의 사이징 및 신속한 성능해석이 가능한 코드로써, Fig. 2에 NDARC의 간략한 구성 및 기능을 나타내었다.

Figure 2의 Aircraft Description은 로터 시스

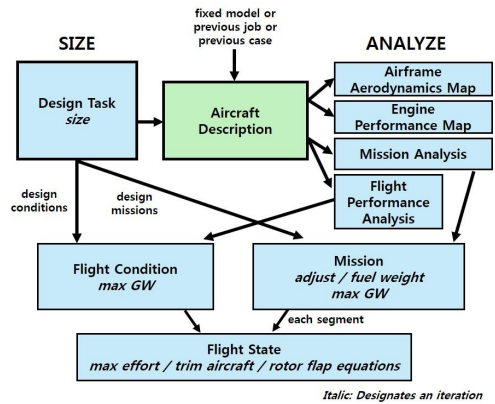


Fig. 2. Outline of NDARC tasks

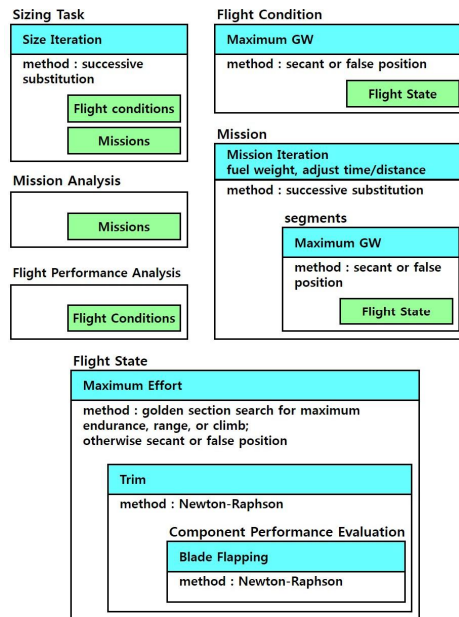


Fig. 3. Solution methods of NDARC

템 및 동체 등의 회전익 항공기를 정의하는 부분으로 이는 사용자의 입력으로 구성될 수 있으며, 혹은 사이징 등의 설계 결과로부터 얻어질 수 있다. 이렇게 구성된 Aircraft Description은 회전익 항공기의 사이징뿐만 아니라, NDARC의 모든 성능해석에서 사용될 수 있다. Fig. 3은 NDARC의 자세한 해석(solution) 종류 및 해석 방법을 나타낸다. NDARC에서 회전익 항공기의 형상, 마력(power) 및 중량 사이의 관계는 반복 계산으로부터 결정되며, 주어진 비행 조건에서의 제어 및 자세로부터 항공기는 반드시 트림되어야 한다. 또한 블레이드의 허브 하중(hub loads) 및 피치각(pitch angle)을 얻기 위해 블레이드 플랩 방정

식(blade flap equation)이 사용 된다[9].

NDARC은 로터 시스템 및 동체뿐만 아니라, 날개 및 보조 추진 장치 등 외부 장착물의 모델링 또한 가능하므로, 단일로터-꼬리로터의 일반 헬리콥터뿐만 아니라, 틸트로터(tiltrotor), 탠덤 헬리콥터(tandem helicopter), 강체 동축반전 로터(rigid coaxial rotor)를 이용한 Lift-offset 복합형 회전익 항공기 등 다양한 형상의 회전익 항공기에 대한 개념설계 및 성능해석이 가능한 장점이 있다. 더불어, NDARC에서는 다양한 엔진 모델(engine decks)의 적절한 적용이 가능하다.

그러나 NDARC은 모델링 시 상당히 많은 입력 변수(input variable) 및 경험적 매개변수가 요구되기 때문에 사용자에 따라 설계 및 해석 결과가 크게 다를 수 있으므로, 적절한 설계 기법의 정립이 어려운 단점이 있다[10].

3.2 UH-60A 헬리콥터의 개념설계 기법

회전익 항공기의 개념설계 단계는 설계 요구조건 및 임무 형상에 최적화된 회전익 항공기의 형상을 도출하는 과정이므로 개념설계 단계에 있어서 임무 형상은 매우 중요한 요소이다. 그러나 UH-60A의 자세한 임무 형상이 공개되어 있지 않으므로, 본 연구에서는 Fig. 4와 같이 적절히 가정한 임무 형상을 이용하여 UH-60A 헬리콥터의 개념설계를 수행하였다. 참고문헌[1]을 참조하여 임무 형상은 이륙 조건을 4,000 ft, 95°F로 가정하였으며, 순항거리 및 순항속도를 각각 139 nm, 및 145 knots로 설정하였다. 더불어, 참고문헌[1]에 주어진 설계 요구조건과 일반적인 2,000 lbs급 엔진 모델을 이용하였다.

UH-60A의 개념설계를 위해, 참고문헌[1]의 Table 1에 주어진 UH-60A의 모든 기본 제원을 개념설계 시 목표 값(target)으로 설정하였으며, 그 중 Power loading, 수평/수직 꼬리날개의 tail length, 공허중량(empty weight, W_E), 및 기체의 항력계수(C_D), Down load(DL/T) 등을 제외한 모든 제원의 값을 설계 시의 초기 입력값으로 사용하였다.

또한, UH-60A의 설계 총 중량(design gross weight) 및 연료 중량(fuel tank capacity)은 참고문헌[1]로부터 각각 16,500 lbs 및 2,338 lbs로 설정하였으며 UH-60A의 유용 하중(useful load, W_{UL})은 참고문헌마다 값이 다르게 나타나있으므로 NDARC의 중량 정의(식 (1), [2])에 의하여 설계 총 중량과 공허중량의 차인 5,295 lbs로 설정하였다. 식 (2)의 W_{FUL} 는 고정 유용 하중(fixed useful load)으로 이는 승무원의 무게 및 연료를

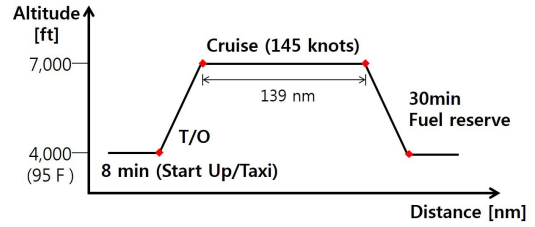


Fig. 4. Assumed mission profile of UH-60A

제외한 헬리콥터 운용에 필요한 유체의 무게 등을 의미한다.

$$W_G = W_E + W_{UL} \quad (1)$$

$$W_{UL} = W_{FUL} + W_{pay} + W_{fuel} \quad (2)$$

UH-60A 헬리콥터의 세부 요소에 대한 자세한 중량 정보는 주어지지 않으므로 참고문헌[3]으로부터 세부 그룹별 중량을 추정 한 뒤 이 값을 목표 값으로 설정하였다. NDARC의 중량 설계 과정에서 항공기 세부 요소의 중량은 미 육군의 AFDD에서 개발된 중량 모델로부터 계산된다. 이 경험식은 현존하는 회전익 항공기의 중량 정보를 기초로 한다[9]. 이 중 단일로터 시스템의 일반 헬리콥터의 경우, 주 로터(main rotor) 그룹의 중량은 AFDD82 모델을 이용하여 식 (3) 및 (4)로부터 계산된다[2]. 로터 블레이드 및 허브 이외에 다른 구성 요소의 중량 추정 식은 참고문헌[2]에 자세히 주어졌다.

$$W_{blade} = \chi_{blade} 0.02606 N_{rotor} N_{blade}^{0.6592} R^{1.3371} \times c^{0.9959} V_{tip}^{0.6682} V_{blade}^{2.5279} \quad (3)$$

$$W_{hub} = \chi_{hub} 0.003722 N_{rotor} N_{blade}^{0.2807} R^{1.5377} \times V_{tip}^{0.4290} V_{hub}^{2.1414} (W_{blade}/N_{rotor})^{0.5505} \quad (4)$$

식 (3) 및 (4)에서 χ 는 중량 보정계수로 본 개념설계 검증 연구에서는 UH-60A의 중량설계 시, 참고문헌[1]을 참조하여 세부 구성 요소별로 0.31~2.47의 중량 보정계수를 적절히 사용하였다.

3.3 UH-60A 헬리콥터의 성능해석 기법

본 연구에서는 앞서 수행한 개념설계로부터 설계된 UH-60A 모델에 대하여 제자리 비행 시 추력 조건에 따른 UH-60A의 마력 및 제자리 비행 성능 효율(figure of merit)의 해석을 수행하며, 전진 비행 시에는 다양한 추력 조건에서의 전진비(advance ratio)에 따른 UH-60A의 성능 및 로터의 양항비(lift-to-drag ratio)를 조사한다.

이 때, 항공기의 전체 마력(total power)은 주 로터 마력, 꼬리 로터 마력 및 손실 마력(power

loss)의 합으로 계산되며, NDARC에서 로터 마력의 정의는 식 (5)와 같다.

$$P = P_i + P_o + P_p \quad (5)$$

$$P_i = \kappa P_{ideal} \quad (6)$$

$$P_o = \rho A (\Omega R)^3 C_{P_o} \quad (7)$$

$$P_p = -XV \quad (8)$$

$$C_{P_o} = (\sigma/8) c_{d,mean} F_p \quad (9)$$

식 (5)에서 유도 마력(induced power), 형상 마력(profile power), 유해 마력(parasite power)을 계산하는 식은 각각 식 (6)~(8)에 나타나있으며, 식 (7)의 형상 마력 계수(profile power coefficient)는 식 (9)를 이용하여 계산된다. 또한 NDARC에서의 주 로터의 양항비를 계산하는 식은 식 (10)과 같다.

$$\frac{L}{D} = \frac{L}{(P_i + P_o)} = \frac{LV}{(P_i + P_o)} \quad (10)$$

NDARC에서는 성능해석 시 κ 및 $c_{d,mean}$ 과 같은 다양한 경험적 매개변수를 이용하며, 본 연구에서는 성능해석을 위한 매개변수를 참고문헌 [1]에 주어진 값을 적절히 수정하여 이용하였다.

IV. 개념설계 및 성능해석 검증 결과

4.1 UH-60A 헬리콥터의 개념설계 결과

앞서 3.2절에서 서술한 UH-60A의 개념설계 기법을 적용하여 UH-60A 헬리콥터의 사이징을 수행하였다. Table 1은 UH-60A의 형상설계 결과를 나타내며, 상첨자 *는 모델링 시 입력된 파라미터를 나타낸다. Fig. 5는 UH-60A의 중량 설계 결과를 보여주며, 그래프에 나타난 수치는 목표 값에 대한 본 연구의 중량 설계 결과의 상대 오차를 나타낸다. Table 1 및 Fig. 5로부터 목표 값에 대한 본 연구의 사이징 결과의 상대 오차가 0.5% 이내이므로, UH-60A에 대한 개념설계가 적절히 수행되었음을 알 수 있다.

Table 1의 설계 결과는 대부분의 입력값이 참고문헌[1]에 주어진 UH-60A의 기본 형상 정보를 사용하였으므로 설계 결과가 매우 우수하다. 일부 입력값(input)에 대하여 UH-60A의 실제 형상 정보와 다소 다른 수치의 입력값을 사용하였을 때에도 적절한 사이징이 가능함을 확인하고자

Table 1. Sizing results of UH-60A helicopter

	Target	Input	Design	Error
Main rotor				
Radius [ft]	26.833	26.835	26.823	0.026
Solidity	0.0832	0.0826	0.0832	0.000
Number of blades*	4	4	4	N/A
Tip speed* [ft/sec]	725	725	725	N/A
Flap frequency* [1/rev]	1.035	1.035	1.035	N/A
Tail rotor				
Radius [ft]	5.5	5.5	5.494	0.109
Solidity	0.1875	0.1875	0.1870	0.267
Tip speed* [ft/sec]	686	686	686	N/A
Horizontal tail				
Area* [ft ²]	45	45	45	N/A
Span [ft]	14.33	0.00	14.32	0.070
Aspect ratio*	4.56	4.56	4.56	N/A
Tail length [ft]	28.36	-	28.36	0.000
Vertical tail				
Area* [ft ²]	32.3	32.3	32.3	N/A
Span [ft]	8.17	0.00	8.18	0.122
Aspect ratio*	2.07	2.07	2.07	N/A
Tail length [ft]	27.69	-	27.69	0.000
Fuselage				
Length [ft]	41.33	41.33	41.33	0.000
Width* [ft]	7.75	7.75	7.75	N/A
Height* [ft]	5.75	5.75	5.75	N/A

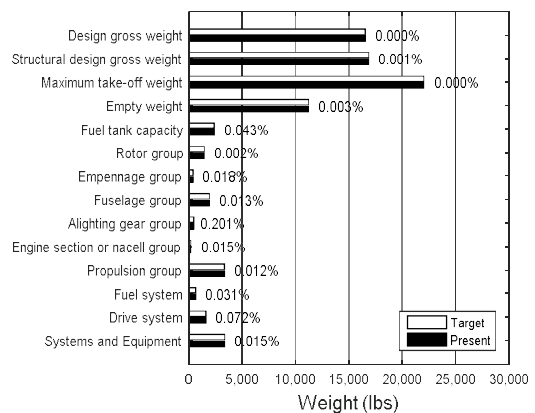


Fig. 5. Weight design results

Table 2의 입력값을 이용하여 형상설계를 수행하였다. 이 때 주 로터 및 꼬리 로터 반경 및 고형비(solidity)의 입력값은 참고문헌[1]에 주어진 각각의 Disk loading으로부터 계산된 반경 및 고형비(solidity)를 이용하였다.

Table 2의 설계값(design) 및 목표값(target)에 대한 상대오차가 Table 1에 나타난 기존 설계 결과와 같은 우수한 설계 결과이므로 UH-60A의 형상 정보와 다소 다른 입력값을 이용하여도 적절하게 형상설계가 될 수 있음을 알 수 있다.

Figures 6~8은 UH-60A의 세부 그룹별 요소에 대한 중량 설계 결과 및 목표 값에 대한 상대오

Table 2. Sizing results using different initial input values

	Target	Input	Design	Error
Main rotor				
Radius [ft]	26.833	27.000	26.823	0.026
Solidity	0.0832	0.0827	0.0832	0.000
Tail rotor				
Radius [ft]	5.5	5.494	5.494	0.109
Solidity	0.1875	0.1900	0.1870	0.267
Horizontal tail				
Span [ft]	14.33	0.00	14.32	0.070
Vertical tail				
Span [ft]	8.17	0.00	8.18	0.122
Fuselage length [ft]	41.33	40.00	41.33	0.000

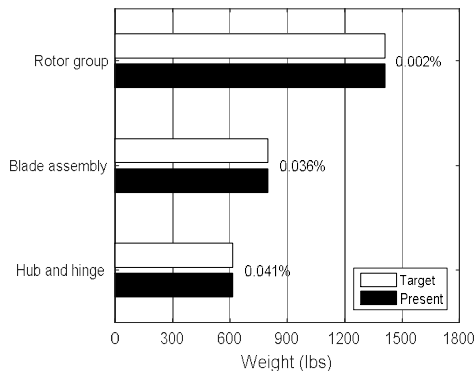


Fig. 6. Weight design results for rotor group

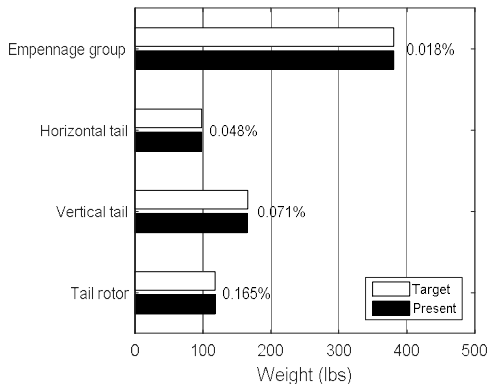


Fig. 7. Weight design results for empennage group

차를 나타낸 것으로, 각각의 그래프는 로터 그룹 (rotor group), 꼬리날개 및 꼬리로터 그룹 (empennage group), 시스템 및 장비 그룹(system and equipment group)에 대한 중량 설계 결과를 나타낸다. 수직 미익의 중량 설계 시 2.47의 비교적 큰 값의 중량 보정계수를 사용하였으나, 이는 참고문헌[1]에서도 동일한 값을 사용하였으므로 타당한 설계 모델링이라 할 수 있다.

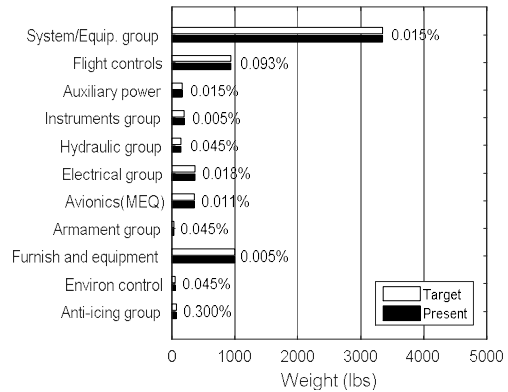


Fig. 8. Weight design results for system and equipment groups

각 그룹의 세부 요소 별 중량 설계 결과 오차 역시 0.5% 이내이므로 비교적 정확하게 검증되었다. 따라서 UH-60A의 형상 및 중량 설계 결과로부터 본 연구에서 가정한 임무 형상 및 개념설계 기법의 타당성을 확인할 수 있으며, 이로부터 단일로터-꼬리로터 형상의 일반 헬리콥터에 대한 개념설계 기법을 적절히 정립하였다.

4.2 UH-60A 헬리콥터의 성능해석 결과

4.2.1 제자리 비행 시 성능해석 결과

본 연구에서는 앞서 수행한 개념설계로부터 설계된 UH-60A 헬리콥터 모델에 대하여 제자리 비행 시 추력에 따른 UH-60A의 마력 및 로터의 제자리 비행 성능 효율의 해석을 수행하였다.

Figure 9에는 제자리 비행 시 추력에 따른 UH-60A의 마력을 비행시험 결과[4, 5] 및 선행 연구의 해석 결과[1]와 비교하여 나타내었다. 본 연구의 제자리 비행 시 항공기 전체 마력 해

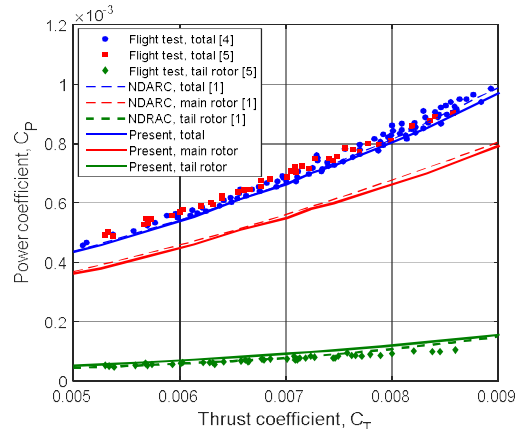


Fig. 9. UH-60A performance in hover

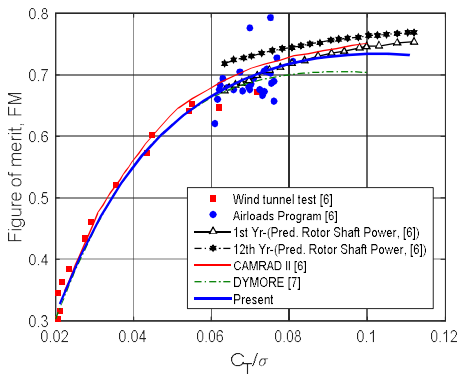


Fig. 10. Rotor figure of merit in hover

석 결과는 비행시험 결과 및 NDARC을 이용한 선행 연구의 해석 결과 보다 약간 낮게 예측되었으나, 본 연구의 제자리 비행 시 UH-60A의 전체 마력, 주 로터 및 꼬리로터의 마력 해석 결과는 대체로 비행시험 및 선행 연구 결과와 비교적 잘 일치함을 알 수 있다. Fig. 10은 제자리 비행 시 추력에 따른 로터의 제자리 비행 성능 효율을 나타낸 그래프로 본 연구의 해석 결과는 풍동시험 결과[6]와 매우 잘 일치하며, UH-60A의 비행시험 결과[6]의 범위 안에 있으므로 타당한 해석 결과임을 알 수 있다. 더불어, 본 연구의 제자리 비행 시 성능 효율의 해석 결과는 CAMRAD II [6] 및 DYMORE를 이용한 선행 연구의 해석 결

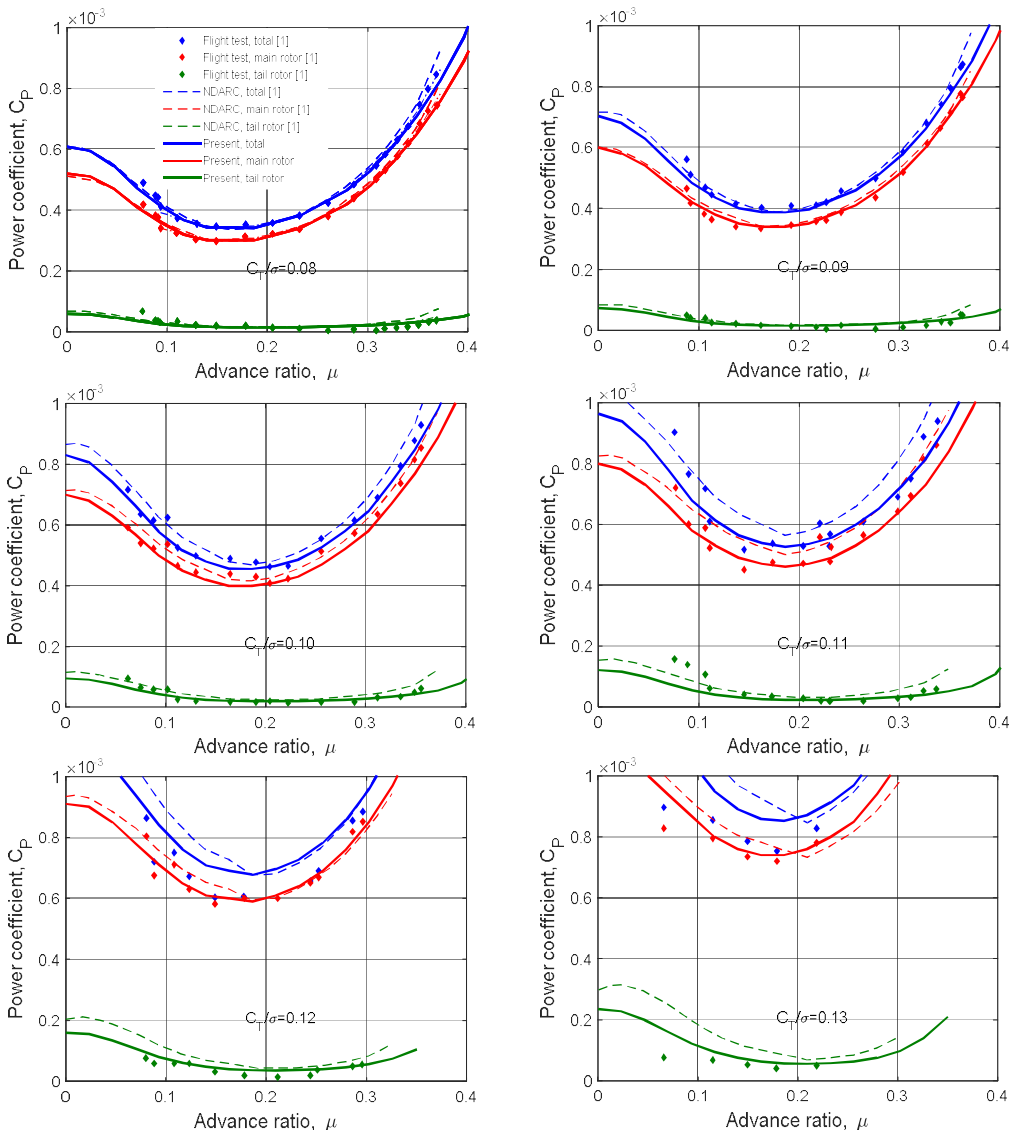


Fig. 11. Correlation of UH-60A performance with NDARC analysis

과[7] 사이에 위치하므로 적절한 제자리 비행 시 성능 예측 결과로 판단할 수 있다.

4.2.2 전진 비행 시 성능해석 결과

UH-60A의 제자리 비행 시 성능해석에 이어 전진 비행 시 다양한 추력 조건에서의 전진비에 따른 UH-60A의 성능 및 로터의 양항비를 조사하였다.

Figure 11 및 12에 전진 비행 시 전진비에 따른 UH-60A의 성능을 비행시험 결과[1]와 더불어 각각 NDARC 및 CAMRAD II를 이용한 선행 연구의 해석 결과[1]와 비교하여 나타내었다.

저 추력 조건($C_T/\sigma=0.08\sim 0.10$)에서는 본 연구의 해석 결과가 비행시험 결과 및 NDARC, CAMRAD II를 이용한 선행 해석 연구 결과와 잘 일치하나, 추력이 증가할수록 본 연구의 해석 결과는 비행시험 결과와 비교적 큰 차이를 보이는 것을 알 수 있다. NDARC 및 CAMRAD II를 이용한 선행 연구 결과 역시 고 추력 조건($C_T/\sigma=0.12\sim 0.13$)에서 비행시험 결과와 큰 오차를 보인다. 이는 고 추력 조건에서의 동적 실속(dynamic stall) 현상을 NDARC 및 CAMRAD II 해석에서 적절히 묘사하지 못하여 발생한 오차로 판단된

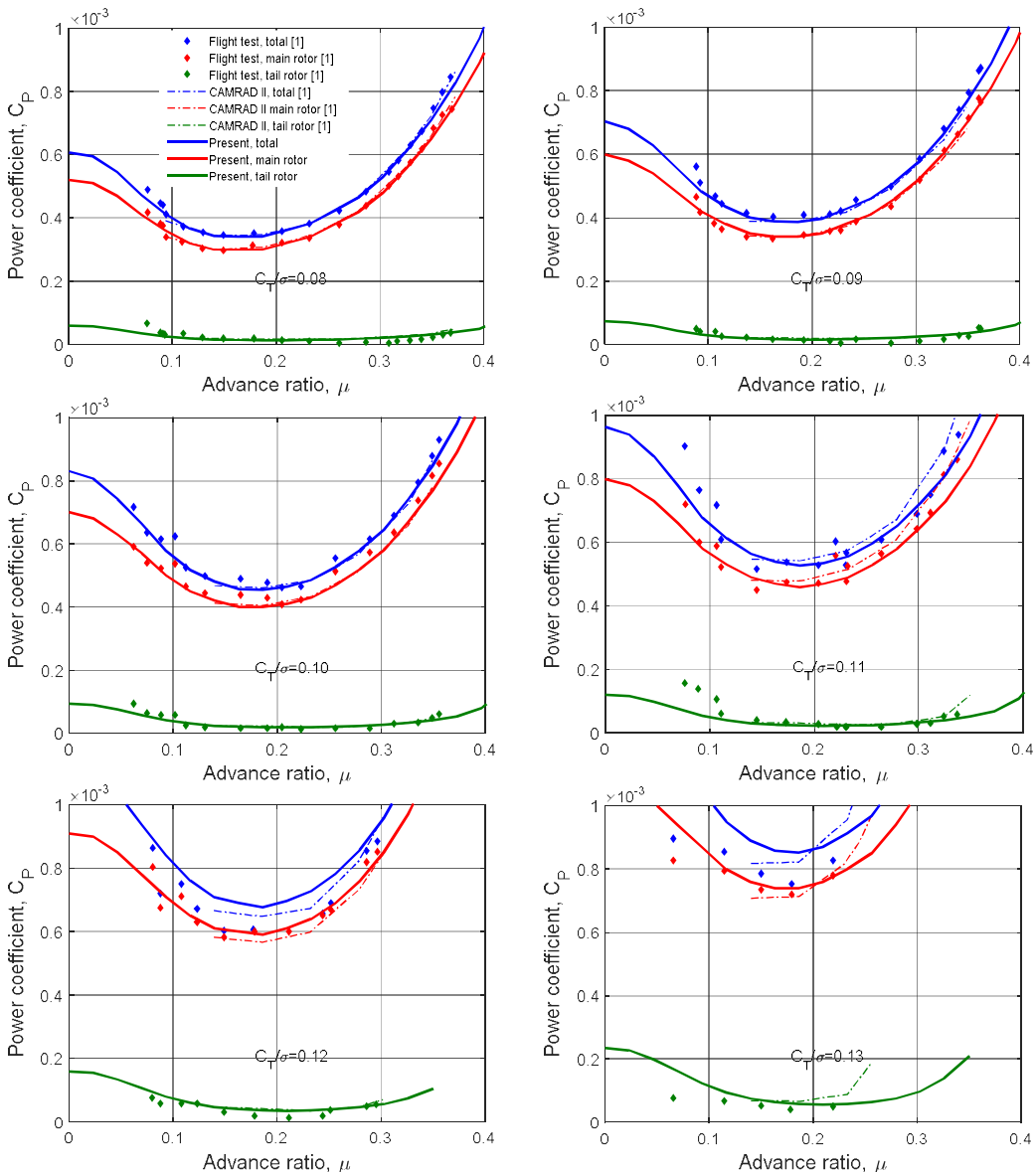


Fig. 12. Correlation of UH-60A performance with CAMRAD II analysis

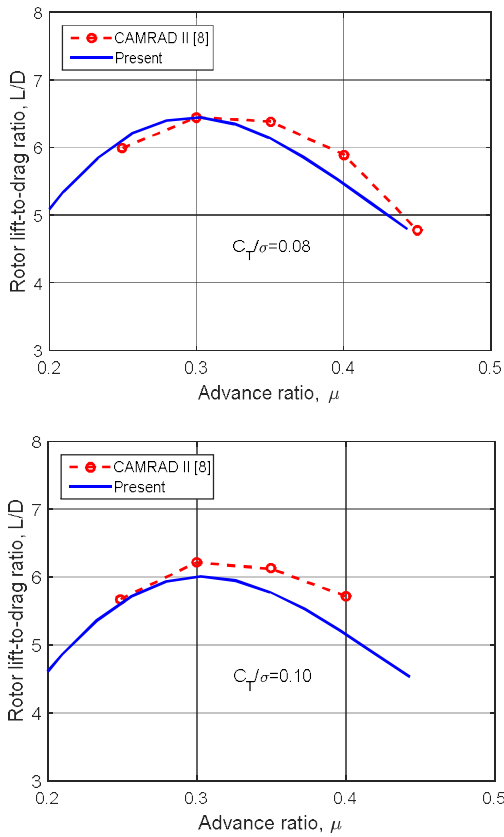


Fig. 13. Validation of rotor lift-to-drag ratio

다.

또한 고 추력 조건에서 CAMRAD II를 이용한 해석 결과는 NDARC을 이용한 선행 연구 결과 및 본 연구의 해석 결과 보다는 약간 더 우수한 결과를 보여주고 있다. 이는 CAMRAD II는 NDARC에 비하여 적절한 후류 및 동적 실속 모델을 사용할 수 있기 때문이다.

Figure 9 및 11의 제자리 비행 및 전진 비행 시 UH-60A의 성능해석 결과에서 본 연구의 해석결과 및 NDARC을 이용한 선행 연구 결과[1]는 같은 해석 코드를 이용하였음에도 불구하고 해석 결과에 다소 차이가 있다. 이는 본 연구에서 사용한 UH-60A 모델은 임무 형상을 이용한 개념설계로부터 얻어진 모델이며, 선행 연구[1]에서 사용한 모델은 실제 UH-60A의 정보를 이용한 모델로, 두 모델에 약간의 차이가 있으며, 해석 시 사용한 성능해석의 경험적 매개변수 값의 차이로부터 기인한 오차라고 사료된다.

Figure 13은 다양한 추력 조건에서 전진 비행 시 전진비에 따른 로터의 양항비를 CAMRAD II를 이용한 선행 연구의 해석 결과[8]와 비교하여

나타낸다. NDARC을 이용한 본 연구의 양항비 해석 결과는 기존의 CAMRAD II를 이용한 해석 결과와 비교적 유사하나, $C_T/\sigma=0.10$ 의 조건에서는 비행 속도가 증가할수록 CAMRAD II 해석 결과와의 오차가 다소 증가함을 알 수 있다.

Figures 9~13의 결과로부터 UH-60A 헬리콥터 모델에 대한 본 연구의 제자리 비행 및 전진 비행 시의 성능해석 결과는 대체로 UH-60A의 시험 결과 및 선행 해석 연구 결과와 잘 일치함을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서 수행한 성능해석 결과의 타당성을 확인하였으며, 따라서 NDARC을 이용한 일반 헬리콥터의 성능해석 기법 또한 적절히 정립하였다고 판단된다.

V. 결 론

본 연구에서는 단일로터-꼬리로터의 형상의 일반 헬리콥터인 UH-60A에 대하여 회전익 항공기 개념설계 및 성능해석 코드인 NDARC을 이용하여 개념설계 및 성능해석 검증 연구를 수행하였다.

개념설계 시 적절히 가정한 임무 형상 및 설계 요구 조건을 이용하였으며, UH-60A의 형상 및 중량 설계 결과의 상대오차가 모두 0.5% 이내이므로 가정한 임무 형상뿐만 아니라 본 연구에서 수행한 모델링 및 개념설계 기법이 타당함을 확인하였다. 더불어, 본 연구의 개념설계 검증 연구로부터 설계된 UH-60A 헬리콥터 모델에 대하여 제자리 비행 및 전진 비행 시 다양한 비행 조건에서의 성능해석을 수행하였다. 본 연구의 성능해석 결과를 UH-60A의 성능 시험 결과 및 선행 해석 연구의 결과와 비교하여, 본 연구로부터 얻은 성능해석 결과가 적절함을 검증하였다.

따라서 본 연구에는 NDARC을 이용한 일반 형상의 헬리콥터의 개념설계 및 성능해석 기법을 적절히 정립하였으며, 이는 향후 다양한 형상의 복합형 회전익 항공기의 개념설계 및 성능해석 연구의 기본 모델 및 해석 기법으로 사용될 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 충남대학교 학술연구비 지원에 의해 수행되었습니다. 또한, NDARC 사용에 많은 도움을 주신 NASA Ames Research Center의 Wayne Johnson 박사에게 감사드립니다.

References

- 1) Johnson, W., "NDARC-NASA Design and Analysis of Rotorcraft Validation and Demonstration," *Proceeding of the American Helicopter Society Aeromechanics Specialists' Conference*, 2010.
- 2) Johnson, W., "NDARC-NASA Design and Analysis of Rotorcraft," *NASA TP-2009-215402*, 2009.
- 3) Lim, J. -H., "Development of an Advanced Rotorcraft Preliminary Design Framework," *MS Thesis, Seoul National University*, 2010.
- 4) Marshall, A. R. Jr., MacMullin, R., Lockwood, R. A., Reynolds, T. L., Tavares, E. J., Buckanin, R. M., Skinner, G. L., Herbst, M. K., Cassil, C. E., Sullivan, P. J., and Williams, R. A., "Airworthiness and Flight Characteristics Test of a Sixth Year Production UH-60A," *USAAFEA Project No. 83-24*, 1985.
- 5) Nagata, J. I., Piotrowski, J. L., Young, C. J., Lewis, W. D., Losier, P. W., and Lyle, J. A., "Baseline Performance Verification of the 12th Year Production UH-60A Black Hawk Helicopter," *USAAFEA Project No. 87-32*, 1989.
- 6) Shinoda P, M., Yeo H. S., and Norman T. R., "Rotor Performance of a UH-60 Rotor System in the NASA Ames 80- by 120- Foot Wind Tunnel," *Proceeding of the American Helicopter Society 58th Annual Forum*, 2002.
- 7) Park, J. -S., "Multibody Analyses for Performance and Aeromechanics of a Rotor in Low-speed Flight," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 86 Iss: 1, 2014, pp.33-42.
- 8) Yeo, H. S., and Lim, J. W., "Application of a Slotted Airfoil for UH-60A Helicopter Performance," *Proceeding of the American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialist Meeting*, 2002.
- 9) Johnson, W., "NDARC - NASA Design and Analysis of Rotorcraft Theoretical Basis and Architecture," *Proceeding of the American Helicopter Society Aeromechanics Specialists' Conference*, 2010.
- 10) Kim, S. B., and Choi, J. S., "A Study on Establishment of the Helicopter Initial Design Model Using the Modified Weight Estimation Equations," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 3, 2015, pp.213-223.