

헬리콥터 개념설계를 위한 설계 및 분석 프로그램 개발

고강명*, 강승온*, 김상훈*, 이동호[†], 장용진**, 최원**, 황유상**, 김철호**

Development of Helicopter Design and Analysis Program for Helicopter Conceptual Design

KangMyung Ko, SeungOn Kang, SangHun Kim, DongHo Lee,
YongJin Chang, Won Choi, YuSang Hwang, and CheolHo Kim

Key Words: Helicopter Conceptual Design(헬리콥터 개념설계), Helicopter Performance Analysis (헬리콥터 성능해석)

Abstract

It is necessary a simple helicopter design and performance analysis program for a stage of helicopter conceptual design. To meet that needs, we have developed a program which is simply used to estimate helicopter configuration and performance. The program developed by this study is composed of Requirement, Mission profile Analysis, Size, Aerodynamic, Trim, Propulsion, Weight, and Performance modules, and each modules carry out operations for a given flight condition. In this study, we validate this analysis program in 9,500 lbs and 22,000 lbs helicopters and estimate design configuration and performance of 16,000 lb helicopter. And We can use this program to optimization process for Helicopter MDO framework.

기호설명

A_1	: Lateral Cyclic Pitch Angle [deg]	P_M	: Main Rotor Power [hp]
B_1	: Longitudinal Cyclic Pitch Angle [deg]	P_T	: Tail Rotor Power [hp]
α_F	: Fuselage Angle of Attack [deg]	T_T	: Tail Rotor Thrust [lb]
α_{TPP}	: Tip Path Plane Angle [deg]	θ	: Collective Pitch Angle [deg]
D_F	: Fuselage Drag [lb]	C_T	: Thrust Coefficient
H_T	: Tail Rotor H-Force [lb]	σ	: Solidity
λ	: Inflow Ratio		
L_F	: Fuselage Lift [lb]		

1. 서론

산지가 많은 우리나라 지형 특색에 있어 헬리콥터는 유용한 항공 교통수단이다. 그리고 이제는 단순한 교통수단을 넘어서 산불진화, 수목방제와 같은 각종 특수 작업에도 널리 사용되고 있

[†] 책임저자, 회원, 서울대학교 기계항공공학부
E-mail : donghlee@snu.ac.kr
TEL : (02)880-7386 FAX : (02)880-1910

* 서울대학교 기계항공공학부

** 한국항공우주산업(주) KHP사업부 기체설계담당
비행조종팀

으며, 그 사용수요 또한 크게 증가하고 있는 추세이다. 그러나 이러한 수요에 비해, 헬리콥터를 직접 설계하고 생산하는데 있어서는 아직 많은 부분에서 부족한 것이 현실이다. 이에 헬리콥터를 자체 제작할 수 있는 설계 기술이 필요해지며, 개념설계 과정에 있어 헬리콥터 설계에 유용한 MDO(Multidisciplinary Design Optimization) Framework를 구성하는 것이 필요하다.

본 연구는 이러한 MDO Framework 개발에 선행하여, 헬리콥터의 개념설계와 성능예측을 하는 프로그램을 개발하는 것을 목적으로 하였다. 지난 선행연구(1)(2)에서는 Module 연산에서 고려되는 변수가 적었고, Aerodynamic Module의 정확성이 부족했던 단점이 있었으나, 본 연구에서는 이러한 단점들을 보완하고 이를 이용하여 헬리콥터 초기 설계단계에 있어 형상 및 비행성능을 예측, 최적화 단계를 거쳐 실제 설계를 하는데 유용하게 쓰일 수 있도록 하였다.

2. 개념 설계 및 성능해석 Module

본 구성 프로그램은 초기 입력 자료를 바탕으로 각 Module이 각각의 정보를 교환하고 계산하여, 제약조건 내에 수렴하는 결과를 도출하도록 구성해 최종 결과 값을 얻었다. 전진비행시의 Reverse flow와 Tip Loss 효과를 고려하였고, Module간 입출력 변수를 추가하여 Module을 보다 세분화하였다. 이를 통해 변수 입출력 및 최적화를 보다 용이하도록 하는 등의 개선을 하고자 하였다.

2.1 설계 Framework 구성

전체 설계 Framework의 기본 구조는 Fig. 1과 같다. 설계 Framework은 크게 분석을 위한 MDA(Multi Disciplinary Analysis) 구성과 최적화 과정으로 나누어지며, 본 연구에서는 이러한 Framework 구성을 위한, MDA를 구성하여 헬리콥터의 형상 및 성능해석을 수행하였다.

MDA의 구성은 헬리콥터 총중량, 유상하중 등의 초기 요구조건을 입력하여 주어진 Mission Profile에 따라 비행할 때의 상황을 바탕으로 기체 각 부분의 형상을 구하고, Aerodynamic, Trim, Weight, Propulsion, Performance 등으로 구성된 Module 내의 프로세스를 수행한다. 각 Module은

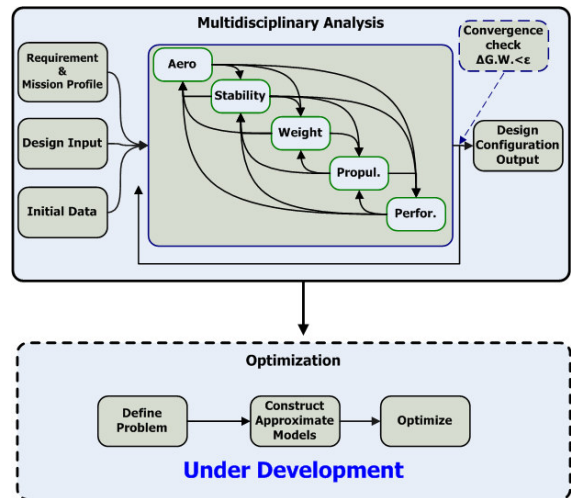


Fig 1. MDO Framework Structure

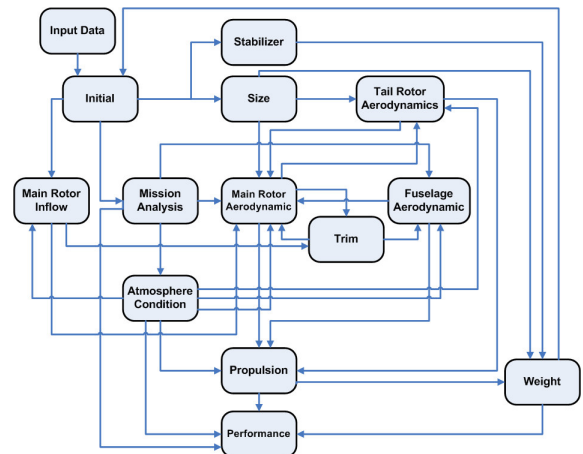


Fig 2. DSM for Helicopter Design

각각의 정보를 교환하고 계산하여 최종 결과로 형상, 중량, 성능 해석결과를 도출한다.

그 값이 요구조건을 만족하는지 여부를 판단하고 헬리콥터의 형상, 중량을 업데이트 및 반복 연산하여 최종적인 결과를 얻게 된다. 각 모듈간의 상호관계를 DSM(Design Structural Matrix)으로 구성한 것은 Fig. 2와 같다.

2.1.1 Requirement and Mission Profile Analysis

설계 요구조건 분석은 설계하고자 하는 헬리콥터의 전반적인 형상 및 성능에 대한 제약조건을 설정하여 프로그램의 흐름을 조절하며, Mission Profile은 프로그램의 사용자가 Vertical Takeoff/Landing, Climb/Descent, Hovering, Forward Flight의 6가지 Segment로 나누어 적절한 비행 단

계를 구성할 수 있도록 되어있다. 각 Segment에는 고도와 전진속도, 상승률과 같은 비행 정보가 들어가 비행 상태에 따른 요구 동력 및 연료량이 결정되기 때문에, 사용자가 각 Segment를 설계하고자하는 목적에 맞게 구성하여 Mission Profile을 설정한다.

2.1.2 Size Module

경험식과 통계식을 바탕으로 헬리콥터 각 부분의 형상치수를 구한다. 주어진 총중량에 따라 Main Rotor 및 Tail Rotor, Flat Plate로 가정한 동체 각 부분의 크기 등을 경험/통계식(3)으로 코드를 구성해 결과를 도출하였다. Main Rotor의 경우는 중량 및 통계식에 따른 Disk Loading 값과 Solidity를 사용하여 Rotor 반경과 Chord 길이를 구하며, 기타 동체 및 Stabilizer 부분도 같은 방법으로 산출한다.

2.1.3 Aerodynamics Module

Aerodynamic Module에서는 Fuselage 및 Main Rotor, Tail Rotor 에서의 공기역학 연산을 수행한다.(4)(5) Fuselage Part에서는 전진속도 및 상승률에 따른 동체 받음각 정보를 입력받아 각 비행 상태에 따른 양력 및 항력을 계산한다.

Main Rotor Part는 주어진 입력값에 따른 Blade Loading 및 Inflow 값을 도출하고 Blade Element Theory(BET)를 이용, 주어진 형상 및 비행 조건에 따른 추력 및 요구 동력을 얻는 역할을 한다. BET를 사용하기 위해 Trim Control Angle 정보와 Tail Rotor의 동력 값을 입력하며, 선행연구(2)에서 부족했던 Rotor 회전에 의한 Reverse Flow, Tip Loss, 압축성 효과에 의해 손실되는 동력을 고려해 준다. Tail Rotor Part는 Main Rotor의 요구 동력 값을 바탕으로 평형을 유지하기 위한 추력 값을 계산하고, Momentum Theory를 이용한 식으로 그에 따른 동력을 구한다.

2.1.4 Trim Control Module

Main Rotor Module에서 입력받은 Blade Loading 및 Inflow 값을 바탕으로 Flapping, Moment 평형식을 사용하여 각 비행 상태에서의 Trim 조건에 맞는 Tip Path Plane 각도 및 Collective/Cyclic Pitch각을 계산하는 역할을 한다.(4) Main Rotor와 마찬가지로 Tip Loss 및 Reverse Flow를 고려해야

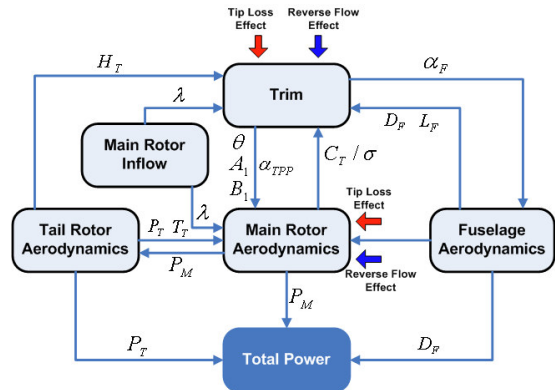


Fig 3. Improved Trim and Aerodynamic Module Interface

하며, 이들은 다시 Aerodynamic Module로 피드백된다. 앞서 설명한 Aerodynamic Module과 Trim Module과의 상호 연관성과 변수 입출력 관계는 Fig 3.와 같이 나타낼 수 있다.

2.1.5 Propulsion Module

Propulsion Module은 최대 엔진동력 및 최대 지속동력과 같은 Engine Sizing과 아울러 각 엔진의 비행 상태에 따른 Fuel Flow Rate 값을 제공한다. 이를 통해 Weight Module에서 기체의 공허중량 및 연료량 계산을 할 수 있으며, 각 비행 상태에 따른 가용동력 값을 제공해 주는 역할을 한다.

2.1.6 Weight Module

Weight Module에서는 앞서 도출된 결과를 바탕으로 경험/통계식(6)을 이용하여 헬리콥터 각 부분의 무게 및 이를 모두 합한 공허중량을 구할 수 있다. 아울러 주어진 Mission Profile에 따른 요구동력을 바탕으로 필요 연료량 무게를 계산하여 유상하중 및 공허중량과의 합이 정해진 영역 내에 수렴하도록 업데이트한다.

2.2 Performance Module

Performance Part에서는 각 속도영역에서의 필요 동력값과 Propulsion Part의 엔진 데이터(6) 및 비행 상태에 따른 특성에서 구한 가용 동력을 이용하여 각 전진속도, 상승률에 따라 비행할 때의 요구동력 곡선을 얻어내, Maximum Range, Endurance, 및 Vertical Rate of Climb 및 Rate of Climb 값을 구하는 성능해석을 수행한다. 요구동력이 최소가 되는 전진속도 값으로부터

Endurance와 Rate of Climb를 얻을 수 있으며, 전진속도에 대한 요구동력의 차분식으로 최대 Range를 얻어낼 수 있다.(5)

3. Validation

3.1 9,500 lb 급 Helicopter 검증

구성한 설계 프로그램에서 도출된 헬리콥터 형상 및 성능해석 결과와 기존에 개발된 실제 헬리콥터의 데이터와 비교하였다. 총중량 9,500 lb급 헬리콥터인 UH-1D의 실제 데이터와 설계 프로그램에 의해 얻어진 9,500 lb급 헬리콥터 사이즈 및 중량, 성능 데이터를 비교하여 Table 1.에 나타내었다.

해석한 결과, 전체적인 Size, 중량, 성능해석 부분에서 UH-1D 헬리콥터의 데이터와 유사한 것을 살펴볼 수 있었다. 이는 해석에서 사용한 Airfoil 및 엔진 데이터가 실제 UH-1D의 데이터와 일치했으며, 그 밖의 입력데이터의 신뢰성이 충분히 확보되었기 때문으로 예상된다. 반면 Main Rotor Radius 및 Tail Rotor Size가 UH-1D 헬리콥터와 차이가 있으나 이는 경험/통계식에 따른 차이로 예상된다.

Table 1 Analysis Result of 9,500 lb Class

Configuration		UH-1D(7)	Designed Case
Main Rotor	Radius [ft]	24	22.29
	Chord [ft]	1.94	1.98
	Tip Speed [ft/s]	714.19	717.4
Tail Rotor	Radius [ft]	4.25	3.87
	Chord [ft]	0.95	0.8
	Tip Speed [ft/s]	-	692.17
Fuselage Length [ft]		42.58	42.51
Weight [lb]	Gross Weight	9500	9226.9
	Empty Weight	5215	5052.99
	Fuel Weight	1400	1496.91
Range [nm]		275	279.32
Endurance [hr]		3.3	3.31
Rate of Climb [ft/min]		1755	1770

3.2 22,000 lb 급 헬리콥터 검증

마찬가지 방법으로 22,000 lb 인 UH-60L의 형상 및 성능해석 결과를 도출하여 Table 2.에 나타내었다.

UH-60L의 실제 데이터와 설계 프로그램에 의한 결과 데이터를 비교해 봤을 때, 몇 가지 항목에서 다소의 차이가 있었다. Main Rotor 반경과 Chord 길이, Tip Speed, Tail Rotor Size에 있어서는 경험식/통계식 사용에 따른 실제 헬리콥터 데이터와의 차이로 예상되며, 연료량의 경우에는 Mission Profile 설정에 따른 차이, 그 밖에 성능해석 부분에 있어서는 앞서의 Size 차이와 Airfoil 선택 및 공기역학 해석에 있어 가정 및 단순화에 의해 영향을 받았을 것으로 예상된다. 그러나 전체적인 형상과 성능에서 어느 정도 근접한 결과를 나타냈으며, 이러한 결과로 봤을 때 구성된 설계 Module은 기본 형상설계 및 성능해석을 하는데 있어서 사용할 수 있으며, 앞서 언급한 부분을 고려하여 보완하다면 보다 정확한 결과를 얻을 수 있어 최적설계를 하는데 유용한 도구가 될 것으로 기대된다.

Table 2 Analysis of 22,000 lb class

Configuration		UH-60L(8)	Designed Case
Main Rotor	Radius [ft]	26.83	26.55
	Chord [ft]	1.73	1.91
	Tip Speed [ft/s]	725	739.19
Tail Rotor	Radius [ft]	5.5	5.4
	Chord [ft]	0.81	0.74
	Tip Speed [ft/s]	685	732.91
Fuselage Length [ft]		50.625	51.14
Weight [lb]	Gross Weight	22000	22383
	Empty Weight	11516	11258
	Fuel Weight	2353	3125
Range [nm]		315	311.45
Endurance [hr]		2.3	2.23
Rate of Climb [ft/min]		1550	1570

3.3 16,000 lb 급 헬리콥터 적용

구성된 코드를 적용하여 KHP (Korea Helicopter Program)의 헬리콥터 형상 및 성능해석 결과를 도출해 보았다. KHP의 헬리콥터는 현재 개발 중인 15,000 ~ 16,000 lb급 헬리콥터로, Mission Profile은 Fig 4., ROC(Requirement of Capability)(9)는 Table 3.에 명시하였고, 해석 결과는 Table 4.와 같다.

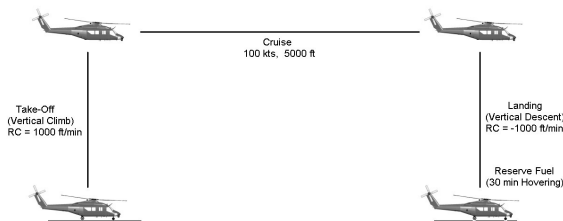


Fig 4. Mission Profile

Table 3 ROC of KHP helicopter (9)

Configuration	ROC
Gross weight	15,000 ~ 16,000 lbs
Hover Ceiling	5000 ft ↑
Endurance	2 hr ↑
Payload	3000 lb ↑

Table 4 Analysis of 16,000 lb class

Configuration		Designed Case
Main Rotor	Radius [ft]	23.21
	Chord [ft]	1.60
	Tip Speed [ft/s]	722.37
Tail Rotor	Radius [ft]	4.75
	Chord [ft]	0.63
	Tip Speed [ft/s]	716.86
Fuselage Length [ft]		44.36
Weight [lb]	Gross Weight	15951.81
	Empty Weight	8951.55
	Fuel Weight	2200.27
Range [nm]		262
Endurance [hr]		2.7
Rate of Climb [ft/min]		1450

도출된 해석결과로, 주어진 입력값과 Mission Profile에 대한 KHP 헬리콥터의 형상 및 성능해석 결과를 얻을 수 있었다. 성능해석 부분에서 ROC(9)는 충분히 만족했으나 Mission Profile 및 Engine 자료에 대한 정확한 정보의 부재로 정확한 성능예측은 어려웠다. 이에 대한 충분한 자료와 더불어 공력 계수나 익형 선택, 기타 세부사항 등을 보다 더 고려한다면 보다 더 정확한 결과를 얻을 수 있을 것으로 예상된다.

4. 결론

본 연구에서는 헬리콥터 개념 설계를 위한 MDO Framework를 개발을 목적으로 설계 및 성능해석 프로그램을 구성하였다. 각 Module을 조합하여 헬리콥터 초기 설계 단계에 있어 형상 및 비행성능을 예측하고 개념설계를 하는데 유용하게 사용할 수 있는 프로그램을 구성하였다. 지난번 연구에서 부족했던 Aerodynamic Module에서 실제 비행 시 발생하는 Reverse Flow 및 Tip Loss를 고려한 효과를 보완하였고, 전체적인 Module을 세분화하여 변수 입출력 및 최적화를 용이하게 구성함으로써 보다 더 정확한 해석결과를 도출할 수 있도록 하였다. 프로그램은 초기 입력 자료를 바탕으로 각 부분의 크기를 결정하고 각 Part를 거친 출력값을 상호 교환 및 연산하는 과정을 통해 속도에 따른 요구동력을 구할 수 있었으며, 제약조건을 만족하는 최종결과를 도출한다. 본 프로그램으로 9,500 lb와 22,000 lb급 헬리콥터를 검증하여 실제 헬리콥터와 어느 정도 근접한 형상 및 성능 테이트를 얻을 수 있었으며, 아울러 16,000 lb급인 KHP 헬리콥터의 형상 및 성능 해석 결과를 도출해 보았다.

개발된 헬리콥터 개념설계 및 성능해석 프로그램은 헬리콥터 MDO Framework 개발하는데 있어 유용할 것으로 기대된다.

후 기

이 논문은 2007년도 2단계 두뇌한국21사업과 한국항공우주산업의 위탁과제 ‘헬리콥터 다분야 통합설계 Framework 개발’에 의하여 지원되었음.

참고문헌

- (1) Kim, S. H., Jun, S. O., Jeong, J. H., Kim, J. H., Kim, J. H., and Lee, D. H., 2005, "Development of the MDO Framework for the Helicopter Conceptual Design," *6th WCSMO, Rio de Janeiro , Brazil*
- (2) Ko, K. M., Kang, S. O., Kim, S. H., and Lee, D. H., 2006, "Development of Conceptual Design and Performance Analysis Module for Helicopter MDO Framework," *Proceeding of the 2006 KSAS Fall Conference*, pp. 950~953.
- (3) O, Rand., and V, Khromov., 2002, "Helicopter Sizing by statistics," *AHS 58th Annual Forum, Montreal, Canada*
- (4) Raymond, W. Prouty., 1995, "Helicopter Performance, Stability, and Control," pp. 119~338
- (5) J, Gordon, Leishman., 2006, "Principles of Helicopter Aerodynamics," pp. 212~271
- (6) U.S. Army Air Mobility R&D Laboratory., 1977, "Single Rotor Helicopter Design and Performance Estimation Programs," pp. 12~35
- (7) UH-1D Configuration Data from website.
["http://en.wikipedia.org/wiki/UH-1_Iroquois"](http://en.wikipedia.org/wiki/UH-1_Iroquois)
- (8) UH-60L Configuration Data from website.
"http://www.sikorsky.com/file/popup/0,9604,1833,00.pdf"
- (9) ROC of KHP Helicopter from website.
["http://news.khan.co.kr/kh_news/khan_art_view.html?artid=200512131808021&code=910302"](http://news.khan.co.kr/kh_news/khan_art_view.html?artid=200512131808021&code=910302)