

技術論文

회전익비행체 다분야통합 최적설계 프레임워크 개발 및
KHP-SDM RMDO를 이용한 회전익비행체 개념설계

최 원*, 황유상*, 김철호*, 김상훈**, 이동호**, 박찬우***

The Development of the Rotorcraft Multidisciplinary Design Optimization
Framework and Conceptual Design Using the KHP-SDM RMDOWon Choi*, Yu-Sang Hwang*, Cheol-Ho Kim*, Sang-Hun Kim**,
Dong-Ho Lee** and Chan-Woo Park***

ABSTRACT

This paper dealt with the development of the Framework for Multidisciplinary Design Optimization for the rotorcraft design concept and the building proces of KHP(Korea Helicopter Project) - SDM(Simulation Data Management) system to manage various analysis data, which are used in the rotorcraft development phase. KHP-SDM RMDO(Rotorcraft Multidisciplinary Design Optimization) framework, which applied optimization modules of KHP-SDM and integrated the developed Multidisciplinary analysis modules, was constructed in the KHP-SDM. The results of the rotorcraft conceptual design using KHP-SDM RMDO showed that the framework was evaluated to be successfully constructed.

초 록

본 논문에서는 회전익 비행체 개발과정에서 사용되는 다양한 해석데이터를 관리하기 위한 KHP - SDM 시스템 개발 및 회전익 비행체 개념설계를 위한 다분야통합 최적설계 프레임워크 개발에 관해 기술하였다. KHP-SDM 시스템 상에 개발된 다분야 해석 모듈을 통합하고 KHP-SDM의 최적화 모듈을 적용하여 KHP-SDM RMDO 프레임워크를 구축하였다. KHP-SDM RMDO 프레임워크를 이용한 회전익 비행체 개념설계 결과 프레임워크가 성공적으로 구성되었음을 보여주었다.

Key Words : Korea Helicopter Project(한국형 헬기 개발사업), Rotorcraft(회전익 비행체), Simulation Data Management(해석 데이터 관리), Multidisciplinary Design Optimizati(다분야 통합 최적설계)

1. 서 론

† 2009년 4월 24일 접수 ~ 2009년 6월 30일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주산업(주)
교신저자, E-mail : choiwon1@koreaaero.com

경남 사천시 사천면 유천리 802번지

** 정희원, 서울대학교 기계항공공학부

*** 정희원, 경상대학교 기계항공공학부

현재 운용되고 있는 세계의 항공기는 비행시험 자료나 풍동실험자료들을 기초로 통계적인 기법을 이용하여 개발되었으며 항공기 제작회사들은 자신들만의 고유한 시험자료 및 자체 개발한 데이터 베이스를 이용하여 계속적인 연구 개발을

하고 있다. 이처럼 항공기의 개발은 많은 경험과 시간이 소요되므로 초기 설계에 사용되는 데이터들은 비용과 개발 기간의 측면에서 상당히 중요한 역할을 한다. 항공기의 개발과 관련한 연구개발 업무에 있어서, 기술의 복잡성 및 난이도 등을 고려해 볼 때 항공기의 구조, 공력, 성능해석 및 설계업무와 관련하여 파생되는 데이터의 양은 실로 방대하며, 항공기 설계업무의 규모와 그 기술의 특성상 많은 개인 혹은 부서간의 협업과정이 요구되는 특성을 갖고 있다. 따라서 이러한 방대한 양의 해석 데이터 및 관련 업무 프로세스를 효율적으로 관리하고 표준화하여 관련부서에 공유할 수 있는 데이터 관리 시스템의 도입과 제품의 경쟁력을 높이고 개발기간의 단축, 개발비용의 절감 등의 효과가 있는 설계 전 분야에 걸친 설계요소들을 모두 고려한 통합적 환경에서의 최적설계를 요구하게 되었다.

본 연구에서는 회전익 비행체 개발과정에서 사용되는 구조 해석, 공력 해석, 풍동 시험, 형상 정보 등과 관련된 다양한 데이터를 관리하기 위한 KHP 해석 데이터 관리시스템(KHP(Korea Helicopter Project) - SDM(Simulation Data Management)) 개발 사항 및 회전익 비행체 개념설계를 위한 다분야통합 최적설계 프레임워크 개발에 관해 기술하였다. 최종적으로 KHP-SDM 시스템 내부에 KHP-SDM RMDO(KHP-SDM Rotorcraft Multidisciplinary Design Optimization) 프레임워크를 구축하고 회전익 비행체 개념설계에 적용하여 구축된 다분야통합 최적설계 프레임워크의 적합성을 확인하였다.

II. 본 론

2.1 해석 데이터 관리 시스템(KHP-SDM)

KHP 해석 데이터 관리시스템(KHP(Korea Helicopter Project) - SDM(Simulation Data Management))은 KHP 개발 시 사용되는 해석 데이터를 관리하기 위한 시스템이다[1].

2.1.1 하드웨어 및 네트워크 아키텍처

시스템의 하드웨어는 웹 서버, 외부파일서버, SDM 데이터베이스서버 및 TeamCenter 데이터베이스서버, TeamCenter 파일서버, 클라이언트 컴퓨터로 구성되며 TCP/IP 기반으로 운영된다. Fig. 1은 하드웨어 및 네트워크 아키텍처를 나타낸다.

2.1.2 KHP-SDM 소프트웨어 아키텍처

해석 데이터 관리 시스템은 4계층의 소프트웨어 아키텍처 층을 사용한다.

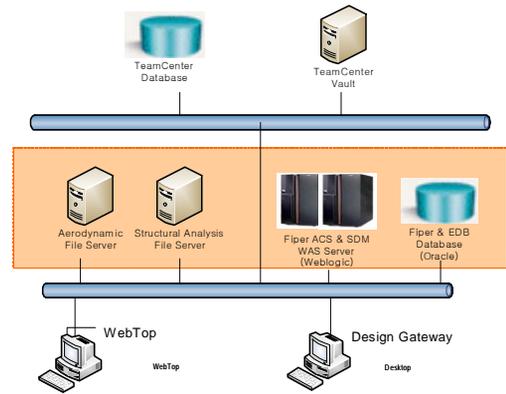


Fig. 1. 하드웨어 및 네트워크 아키텍처

- (1)Presentation Tier : WebTop 및 Component를 통해서 해석 데이터의 조회/생성/삭제를 제공하는 User Interface 계층.
- (2)Business Tier : 사용자 요구사항을 기반으로 Use-Case를 구현하며, 비즈니스 로직을 구현하는 계층.
- (3)Integration Tier(여러 데이터 소스를 접근하는 것) : 데이터베이스 및 여러 파일시스템의 입/출력 처리를 위한 계층.
- (4)Foundation Tier : 필수적인 유틸리티를 모아놓은 계층.

2.1.3 개발 소프트웨어

KHP-SDM은 FIPER와 iSIGHT-FD를 기반으로, J2EE 환경에서 WAS(Web Application Server) 제품인 WebLogic을 사용하며 자바환경 지원을 위한 JRE(Java Runtime Environment), 해석 데이터의 메타 정보관리를 위한 Oracle 데이터베이스를 사용한다. FIPER는 기존의 Application 사용환경의 변경 없이, 각 설계 단위 과정 및 프로세스 전반에 걸쳐 최적화 환경을 실현하여 주며, 나아가 엔지니어링 프로세스의 통합을 위한 디지털 인프라스트럭처(CEPI: Collaborative Engineering Process Infrastructure)로써 역할을 한다[2].

2.1.4 해석 데이터 관리 시스템 모델링

2.1.4.1 Usecase Diagram

사용자의 요구사항을 기초로 Actor와 Usecase를 도출하여, Usecase Diagram을 통하여 이를 도식화하고, 액터와 시스템 간의 상호 작용을 상세히 기술하여 시스템이 제공할 기능을 구체화한다. Fig. 2는 전체 Usecase Diagram 중 프로젝트 타입 관리 시스템의 시스템 관리자의 프로젝트 타입관리에 대한 Usecase diagram을 보여준다.

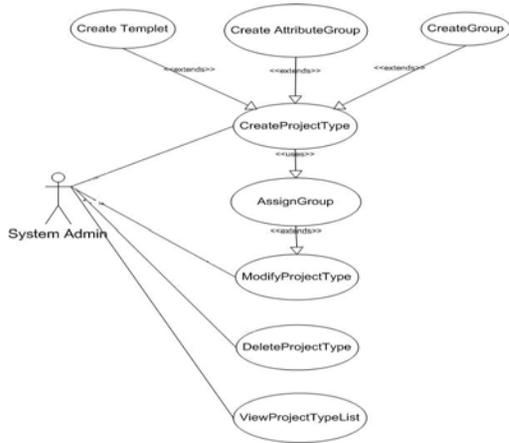


Fig. 2. 시스템 관리자의 프로젝트타입 관리 Usecase Diagram

2.1.4.2 Class Diagram

식별된 요구사항 및 유즈케이스 모델을 기반으로 시스템에서 구현되어야 할 객체를 정의한 후, 객체들의 상호 관계성을 통하여 시스템의 정적인 구조를 모델링하고 시간의 추이에 따라 객체들간의 제어흐름, 상호작용, 동작순서 등을 조사하여 시스템의 동적 구조를 모델링하여 이를 문서화한다.

Fig. 3은 전체 Class Diagram 중 프로젝트타입 관리 시스템의 시스템 관리자의 프로젝트 타입 관리에 대한 Class diagram을 보여 준다.

2.1.5 KHP-SDM 운용자 환경

운용자환경은 로컬 접속 기반의 iSIGHT-FD 환경과 웹기반의 Webtop 환경이 제공된다.

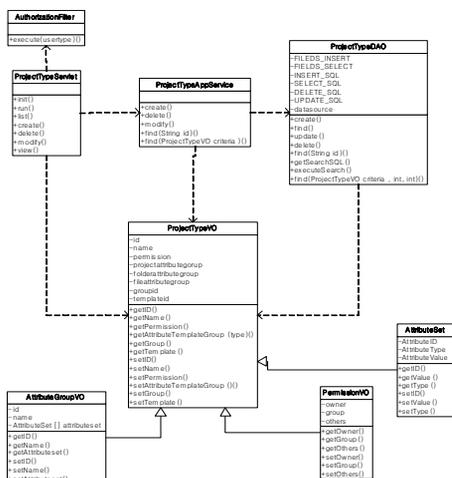


Fig. 3. Class Diagram

2.2 다분야통합 최적설계 프레임워크 개발

2.2.1 다분야통합 설계 기법 선정

다분야 통합 설계 기법은 현재까지 많은 기법들이 개발이 되었으며 다양한 분야에 적용이 되어 시험되어 왔다. 대규모의 문제는 시스템분해를 통해서 최적화를 수행하기 쉬운 작은 문제로 분해된다. 분해된 작은 문제는 계층적 구조와 비계층적 구조의 형태로 최적화를 수행하는 위치에 따라 Single-Level MDO와 Multi-Level MDO로 분류 된다. Single-Level MDO 기법에는 MDF(Multidisciplinary Feasible), IDF(Individual Discipline Feasible) 방법이 대표적이며 Multi-Level MDO 기법에는 CO(Collaborative Optimization), CSSO(Concurrent Subspace Optimization), BLISS(Bi-Level Integrated Synthesis System) 등이 대표적이다[3,4,5]. 본 연구에서는 이러한 기존의 다분야 통합 설계 기법들을 분석하여 Table 1과 같은 결과를 도출할 수 있었다. 회전익 비행체 다분야 통합 설계의 경우 모듈 간의 구성과 각 모듈들 간의 연성이 복잡하며 다양한 설계 문제를 해결할 필요가 제기된다.

MDF(Multidisciplinary Design Feasible)기법의 경우 다른 기법들에 비해 간단한 구조를 가지지만 일반적으로 연성이 복잡한 문제의 경우 MDA 구성이 어려운 단점이 있다. 그러나 쉽게 모듈을 적용할 수 있으며 각 모듈들 간의 연성이 복잡한 경우 이를 위한 다른 보조설계 변수나 적합성 제약조건, 민감도 해석을 위해 추가적인 계산 시간의 증대가 없으므로 본 연구에서 프레임워크의 효율성을 위해서 MDF 기법을 선정하였다.

2.2.2 최적설계 기법 선정

최적설계 기법의 경우 목적함수를 최적화시키는 과정에서 목적함수의 민감도를 사용하는 기법

Table 1. 다분야 통합 설계 기법의 분석

	MDF	IDF	CSSO	CO	BLISS
설계공간 분해	단일	단일	다단계	다단계	다단계
보조설계 변수 필요여부	×	○	○	○	○
적합성 제약조건 필요여부	×	○	×	○	×
민감도 해석 필요여부	×	×	○	△	○

과 그렇지 않은 기법으로 크게 두 가지로 구분된다. 이 중 민감도를 사용하는 기법은 문제에 대한 사전 정보를 이용하여 초기값을 잘 선택할 경우, 비교적 짧은 시간 내에 최적화가 가능한 장점이 지니지만 전역 최적해를 탐색하기가 어려우며 정수 설계 변수가 포함된 경우 최적화 수행이 어렵다는 단점을 가지고 있다. 민감도를 사용하지 않는 최적화 기법은 전역 최적해를 제공하며 정수 설계 변수가 포함된 경우에도 최적화가 가능하다는 장점을 지니고 있으나 전역 최적화를 위해 비교적 긴 최적화 수행 시간을 필요로 한다. 본 회전의 비행체 다분야 통합 설계 프레임워크의 경우 개념설계 단계에서의 최적화를 목표로 하므로 다분야 통합 해석 모듈의 해석 수행에 드는 시간적 비용이 적으며 최적설계를 위한 초기값을 선택하기 위한 사전정보를 가지기가 어려우므로 민감도를 사용하지 않는 최적화 기법을 적용하였다. 특히 유전 알고리즘의 경우 다양한 형상에 대해 해석하고 최적화가 가능하므로 유전 알고리즘을 구현하고 다양한 분야에 연구에 이용되어 신뢰성이 입증된 GENOCOP[6]을 최적화 모듈로 탑재하였다.

2.2.3 해석 모듈 구축

2.2.3.1 모듈의 구조

본 연구에서 개발한 해석 모듈은 임무해석, 형상해석, 공력해석, 트림해석, 추진해석, 중량해석, 성능해석, 비용해석의 7개의 모듈로 구성되어 있다. 각 해석 모듈들은 각각 모듈의 입출력 과일을 통하여 서로 연동되어 있어 해석 시 상호 데이터를 교환하게 된다. 각 모듈간의 상호관계는 Fig. 4와 같다[7]. 설계 수렴은 주어진 요구도를 만족하면서 $i-1$ 번째와 i 번째의 공허중량의 차이가 0.1% 이내일 때로 판단하여 주어진 설계 조건에 맞는 결과를 도출하였다.

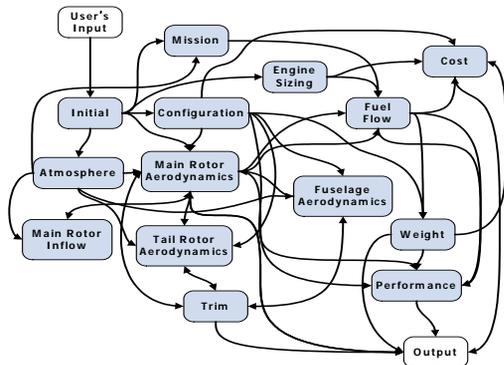


Fig. 4. 해석 모듈의 구조

2.2.3.2 임무해석 모듈

임무해석은 헬리콥터 개념설계 과정에서 가장 중요한 과정 중의 하나이다. 개발하고자하는 혹은 성능을 해석하고자하는 헬리콥터의 임무형상을 입력받아 각 임무 형상 수행 과정에 필요한 연료량을 계산하게 된다. 구현되어 있는 임무형상은 이륙/수직상승, 상승, 순항, 제자리 비행, 하강, 수직하강/착륙, 예비연료의 7가지로 사용자가 자의에 의해 구성할 수 있도록 하였다.

2.2.3.3 형상해석 모듈

형상해석 모듈에서는 기존의 헬리콥터의 데이터를 분석한 통계식을 바탕으로 헬리콥터 각 부분의 형상치수를 구하게 된다. 각각의 헬리콥터 형상에 크게 영향을 미치는 변수들로 구성이 된 통계식을 이용하여 각각의 형상을 구하였다. 이때 사용된 통계식들은 기존의 논문들과 자료[8]를 분석하여 가장 비슷한 형상을 도출할 수 있는 식을 이용하였다.

2.2.3.4 공력해석 모듈

공력해석 모듈은 주 로터, 꼬리 로터, 동체의 3 부분으로 나누어 각기 다른 방법을 이용하여 해석을 수행하였다. 주 로터의 경우에 헬리콥터 개념설계에 있어 가장 중요한 부분 중의 하나이므로 간단한 해석식 중에서도 정확도가 높은 Blade Element Method를 이용하여 공력하중을 해석하였으며 유입류 모델은 Glauert 모델을 사용하였다. 사용된 식들은 아래와 같으며 각각의 변수들은 Fig. 5에 나타내었다.

Normal Force:

$$dF_z = dL \cos \phi - dD \sin \phi \quad (1)$$

Drag Force:

$$dF_x = dL \sin \phi + dD \cos \phi \quad (2)$$

Thrust:

$$dT = N_{\theta} dF_z \quad (3)$$

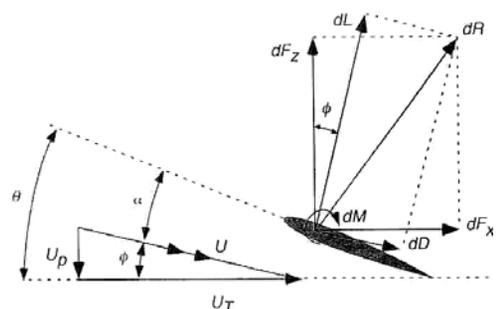


Fig. 5. 공력 모듈 구성을 위한 계수

Power:

$$dP = N_b dF_X \Omega y \tag{4}$$

Inflow Ratio:

$$\lambda_i = \lambda_0 (1 + k_x r \cos \psi) \tag{5}$$

(N_b : 블레이드 개수, Ω : 블레이드 회전속도

r : 회전축으로부터의 거리, k_x : 상수(1.2)

ψ : azimuth angle)

꼬리 로터의 경우에는 Momentum Theory를 이용하여 공력하중을 해석하였으며 동체의 경우에는 동체의 형상이나 크기에 따라 공력하중의 특징이 각기 다르므로 동체의 공기역학적인 하중을 실험한 데이터[9]를 이용하여 동급의 비슷한 형태의 동체에 대해 받음각에 따라 공력하중을 구하였다.

2.2.3.5 트립해석 모듈

헬리콥터의 각 비행 상태에서 정확한 해석을 하기 위하여 트립해석 모듈을 구현하였다. 트립 해석을 위하여 사용된 트립식[10]은 로터와 동체를 동시에 고려하여 헬리콥터 전체의 트립각을 계산할 수 있도록 하였다.

2.2.3.6 추진해석 모듈

추진해석을 위한 모듈은 구축되어 있는 헬리콥터 데이터베이스를 이용하여 주어진 기상 조건과 비행 상태에서 요구되는 동력을 계산하고 이를 이용하여 필요 동력에 대한 연료유량을 계산하도록 구축되었다. 사용자에게 의해 선택된 엔진에 대해 구축된 데이터 베이스를 이용하여 각 엔진의 특성을 나타내는 계수와 중량에 대한 데이터를 도출해 내어 공력해석 모듈과 임무해석 모듈에서의 결과를 이용하여 주어진 필요 동력에 대한 연료유량을 계산하도록 하였다.

2.2.3.7 중량해석 모듈

중량해석 모듈은 설계된 헬리콥터의 공허 중량을 도출하는 모듈로서 헬리콥터의 각 요소별 중량을 계산하는 식을 이용하여 모듈을 구성하였다. 각 요소별 중량은 Sizing 모듈에서 계산된 데이터와 해석 모듈을 통하여 얻은 데이터를 이용하여 참고문헌[9][10]에서 주어진 통계식을 이용하여 계산하였다.

2.2.3.8 성능해석 모듈

성능해석 모듈은 설계된 헬리콥터의 데이터를 이용하여 최대항속거리, 최대항속시간, 상승률 등의 성능을 계산하는 모듈이다. 이를 이용하여 설계된 헬리콥터가 요구조건을 만족하는지를 확인하게 된다.

2.2.3.9 비용해석 모듈

비용해석 모듈은 형상해석 모듈과 중량해석 모듈의 결과를 이용하여 헬리콥터 각 부분의 비용을 추정하고 이를 합하여 전체 헬리콥터 비용을 계산하였다. 비용해석 모듈에 사용된 통계식[11]은 1977년 기준으로 구성되어 있어 현재의 가격으로 추산하기 위하여 Inflation factor[12]를 고려하여 1977년의 가격을 2007년의 가격으로 환산하였다.

2.2.4 해석 모듈 및 최적화 모듈 검증

2.2.4.1 해석 모듈 검증

본 연구에서 개발된 해석 모듈을 통해 설계한 회전익 비행체는 22,000 lb급의 단일로터를 가지는 헬리콥터이며 동일한 이륙중량을 가지는 S-70A의 데이터[13]와 비교하여 해석 모듈을 검증하였다. Table 2에서 볼 수 있는 바와 같이 외형 형상과 관련되어 있는 변수의 경우 본 연구에서 개발된 모듈에 의해 설계된 결과와 S-70A의 데이터가 유사하나 연료 중량에 있어 차이를 보이는 것을 알 수 있다. 이는 해석 모듈에서 요구 마력에 대해 더 많은 연료량을 요구하는 것에서 기인한 것으로 보인다. S-70A의 외형형상과 연료 중량을 입력한 성능해석만의 결과에서 같은 연료량으로 성능이 낮아지는 것에서도 확인할 수 있다. 하지만 전반적인 결과들이 동급 회전익 비행체의 데이터와 5%이내의 차이를 보이는 것에서 본 연구에서 개발한 해석 모듈이 개념설계 단계에서 유용하게 사용될 수 있을 것으로 판단된다.

Table 2. 22,000 lb급의 헬리콥터 설계결과 비교

Configuration		S-70A	Designed Case
Main Rotor	Radius	26.84	26.44
	Chord	1.73	1.90
	Tip Speed	725	738.68
Tail Rotor	Radius	5.5	5.4
	Chord	0.81	0.74
	Tip Speed	685	732.38
Fuselage Length		50.75	50.92
Weight	Gross Weight	22,000	22,152
	Empty Weight	11,744	11,773
	Fuel Weight	2,338	2,380
Range [nm]		248	235
Endurance [hr]		2.69	2.40
Rate of Climb [ft/min]		2,250	2,260
Cost [1000\$, CAC100]		-	2,364

2.2.4.2 최적화 모듈 검증

본 다분야 통합 최적설계 프레임워크 기법에 적용하는 Genetic Algorithms(GENOCOP)에 대하여 Global Optimization Test Function(Beale Function)을 이용하여 검증하였다. 결과가 정확히 잘 맞는 것을 알 수 있다.

● Definition:

$$f(x) = (1.5 - x_1 + x_1x_2)^2 + (2.25 - x_1 + x_1x_2^2)^2 + (2.625 - x_1 + x_1x_2^3)^2$$

● Search domain:

$$-4.5 \leq x_i \leq 4.5, \quad i = 1, 2$$

● Global Minimum:

$$x_1 = 3, \quad x_2 = 0.5, \quad f(x) = 0$$

● GENOCOP 결과

$$x_1 = 2.999999761581, \quad x_2 = 0.499999940395,$$

$$f(x) = 0.00000000$$

2.2.4.3 해석 및 최적화모듈 연계 검증

개발된 해석 모듈들과 최적화 모듈 연계를 통한 최적 해석 결과를 검증하였다. 검증의 목적은 해석 모듈들과 최적화 모듈 연계를 통한 최적 해석 결과가 최소의 계산 시간과 정확도 높은 결과 값을 산출하는지 대한 충실도를 가지는 가를 가지고 판단하였다. 검증을 위해 이륙총중량이 22,000 lb 급의 단일로터를 가지는 헬리콥터로 다음과 같은 임무를 수행하도록 하였다.

● 최적화 문제 구성

- 목적함수 : Minimization Gross Weight
- 제약조건 : Endurance > 2.412(hr)
Range > 234.664(nm)
Rate of Climb > 2990(fpm)

● Mission Profile

- Segment#1: Take-off/Climbing
(고도:0 ft → 4000 ft, 상승률:1000ft/min)
- Segment#2: Level Flight
(고도:4000 ft, 속도:132knots, 거리:200nm)
- Segment#3: Reserve Fuel
(고도:4000 ft, 속도:132knots, 비행시간:20분)
- Segment#4: Descent / Landing
(고도: 4000 ft → 0 ft, 하강률:1000ft/min)

2.2.4.3.1 4개의 설계변수를 사용한 경우

설계 변수는 Main Rotor의 형상을 나타내는 4개의 변수로 구성하였으며 범위는 Table 3과 같다. 각 설계 변수의 초기값은 S-70A의 제원에 기초하였다[13].

Table 4에서 4개의 설계변수에 대한 최적화 결과와 해집단 수에 따른 최적화 결과를 보여준다. Gross Weight 최소화를 목적으로 최적화를 수행하였을 때 Rotor Blade의 크기(Radius, Chord)가 감소하는 방향으로 최적화 되었으며 제약조건으로 주어진 Endurance, Range 등은 큰 차이가 없었으나, Rate of Climb는 향상되는 결과를 나타낸다. 목적함수를 최소화함과 동시에 제약조건을 위배하지 않는 설계 변수를 결과로 얻어 최적화를 수행하였다. 해집단(population)의 수에 따른

Table 3. 설계변수(4)의 범위

Design Variables	Min	Intial	Max
Number	2	4	6
Radius	21.47	26.84	32.21
Chord	1.38	1.73	2.08
Twist Angle	-21.6	-18	-14.4

Table 4. 최적 설계 결과(설계변수: 4)

Design Variables	Initial	Opt(13)	Opt(25)	Opt(50)	Opt(100)
Number	4	3	3	3	3
Radius	26.84	24.89	24.49	23.87	24.25
Chord	1.73	1.384	1.384	1.421	1.425
Twist Angle	-18	-19.81	-17.46	-20.9	-15.34
Output	Initial	Opt(13)	Opt(25)	Opt(50)	Opt(100)
Endurance	2.412	2.436	2.425	2.413	2.414
Range	234.66	238.33	239.25	239.81	240.04
Rate of Climb	2,990	4,980	4,630	4,320	4,160
Cost (\$)	2,243,729	1,835,602	1,817,782	1,797,570	1,821,138
Gross Weight	21,825	19,241	19,145	19,033	19,178
Running Time(Sec)	-	4,001	6,268	9,040	13,810

결과의 향상 및 계산 시간의 적절성을 살펴보기 위해 해집단의 수가 13, 25, 50, 100인 경우의 최적화를 수행하였으며, 50인 경우 가장 좋은 결과를 얻을 수 있었다. Evaluation 수의 제약이 있는 경우, 해집단의 수가 크다고 해서 반드시 좋은 결과를 보장하지 않는다는 것은 알 수 있다.

2.2.4.3.2 8개의 설계변수를 사용한 경우

설계 변수는 Main/Tail Rotor의 형상과 Horizontal/Vertical Stabilizer Arm을 8개의 변수로 구성하였으며 범위는 Table 5와 같다. 8개의 설계변수에 대한 결과는 Table 6과 같다. Main Rotor의 크기(Radius, Chord)는 증가하는 방향으로, Tail Rotor의 Radius는 감소, Chord는 증가하는 방향으로 최적화가 수행되었다. 목적함수인 Gross Weight는 약 10% 정도 감소하였으며, Range, Rate of Climb는 증가되었다. 설계 변수의 수가 4개인 경우에서 가장 좋은 결과를 보였던 해집단의 수인 50개를 가지고 100회의

Table 5. 설계변수(8)의 범위

Design Variables	Min	Initial	Max
M/R Radius	21.152	26.84	31.728
M/R Chord	1.5208	1.73	2.2812
M/R Twist Angle	-21.6	-18.0	-14.4
T/R Radius	4.3008	5.376	6.4512
T/R Chord	0.592	0.74	0.888
T/R Arm	25.6	32.0	38.4
Horizontal Stability Arm	22.64	28.3	33.96
Vertical Stability Arm	24.672	30.84	37.008

Table 6. 최적 설계 결과(설계변수:8)

Design Variables	Baseline	Optimum
M/R Radius	26.84	27.42
M/R Chord	1.73	1.95
M/R Twist Angle	-18.0	-18.97
T/R Radius	5.376	4.98
T/R Chord	0.74	0.87
T/R Arm	32.0	32.62
Horizontal Stabilizer Arm	28.3	33.11
Vertical Stabilizer Arm	30.84	30.75
Output Variables	Baseline	Optimum
Gross Weight	22,000	19,731
Endurance	2,412	2,424
Range	234.66	240.29
Rate of Climb	2,990	4,670

Evaluation으로 최적화를 수행하였으며, 실행 시간은 설계 변수의 수가 4개인 경우의 약 3배 정도로 시간 비용이 크게 증가하였다.

2.3 KHP-SDM RMDO를 이용한 회전익 비행체 개념설계

2.3.1 KHP-SDM RMDO 프레임워크 구축

KHP-SDM의 개발 소프트웨어 iSIGHT-FD는 상용 다분야통합 최적설계 소프트웨어이며 iSIGHT-FD의 Simcode 및 최적화 모듈을 적용하여 개발된 해석 모듈을 KHP-SDM 상에 통합하여 KHP-SDM RMDO(KHP-SDM Rotorcraft Multidisciplinary Design Optimization) 프레임워크를 구축하였다. KHP-SDM RMDO 프레임워크에서는 iSIGHT-FD내의 다양한 최적화 모듈을 적용할 수 있도록 구성 하였다. Fig. 7은 KHP-SDM RMDO 프레임워크 개념도를 나타낸다.

2.3.2 회전익 비행체 개념설계

KHP-SDM RMDO 프레임워크를 이용하여 회전익 비행체 개념설계를 수행하였다. 해석 모듈 및 최적화 모듈 연계 검증에 사용된 최적화 문제

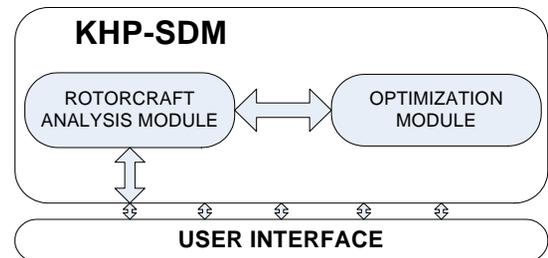


Fig. 7. KHP-SDM RMDO 프레임워크 개념도

Table 7. RMDO최적 설계 결과(설계변수: 4)

Design Variables	Initial	RMDO Opt
Number	4	3
Radius	26.84	23.699
Chord	1.73	1.432
Twist Angle	-18	-19.245
Output	Initial	RMDO Opt
Endurance	2,412	2,417
Range	234.66	242.066
Rate of Climb	2,990	4160
Cost (\$)	2,243,729	-
Gross Weight	21,825	19,140
Running Time(Sec)	-	64,800

를 적용하여 KHP-SDM RMDO 프레임워크의 적절성을 확인하였다.

최적화 기법은 KHP-SDM 최적화 모듈인 Multi-Island GA를 적용하였다. 설계 변수는 Main Rotor의 개수 및 형상을 나타내는 4개의 변수로 구성하였다. Table 7은 KHP-SDM RMDO 프레임워크를 이용한 최적설계 결과값을 나타낸다. 두 프레임워크의 최적설계 결과 유사한 결과값을 구할 수 있었으며 Running Time의 차이는 적용된 최적화 모듈의 차이에서 발생되었다.

III. 결 론

본 연구에서는 KHP 개발에 사용되는 KHP-SDM의 기능과 개발사항에 관해 기술하였으며 KHP-SDM 상에 개념설계 단계에 적용이 가능한 회전익 비행체 다분야통합 최적설계 프레임워크 구축 및 검증에 관하여 기술하였다. KHP-SDM RMDO 프레임워크의 효율성을 확인하기 위해 S-70A 형상 조건을 적용한 해석 결과 5% 이내의 차이를 나타냈다. KHP-SDM RMDO 프레임워크를 통한 최적설계 해석 결과와 개발코드를 이용한 최적설계 결과 상호 유사한 결과를 도출하였으며 그 결과를 비교하여 그 유용성을 입증하였다. 향후 연구에서는 보다 다양한 분야와 연성변수를 고려하여 현재 구축된 다분야 통합 최적설계 환경을 보완 할 것이며 해석데이터 관리 시스템의 데이터 처리 능력 향상을 통해 보다 빠른 시간 내에 최적 결과를 계산할 수 있도록 할 계획이다.

참고문헌

- 1) "KHP 해석데이터 관리 및 최적화 시스템 개발 프로젝트 완료보고서", 한국항공우주산업(주), 2007.
- 2) iSIGHT-FD User's Guide, Engineous Software, Inc., 2006.

- 3) Kroo, I., Altus, S., Braun, R., Gage, P. and Sobieski, I., "Multidisciplinary Optimization Methods for Aircraft Preliminary Design", AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Panama City Beach, FL, 1994.

- 4) 최원, 김광해, 황유상, 김철호, 김상훈, 이동호, "다분야 통합 최적설계 기법을 이용한 회전익 비행체 개념설계", 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2008.

- 5) 김영상, 이나리, 조창열, 박찬우, "파라미터 모델링을 이용한 항공기 날개의 다분야 설계최적화", 한국항공우주학회지 제 36권 제3호, 2008. 3, pp. 229 ~ 237.

- 6) Wagner, N., Michalewicz, Z., Khouja, M., and McGregor, R.R., Time Series Forecasting for Dynamic Environments: the DyFor Genetic Program Model, IEEE Transactions on Evolutionary Computation, Vol.11, No.4, August 2007, pp. 433-452.

- 7) 김상훈, 고강명, 김정화, 강승은, 이동호, 김철호, 황유상, 최원, "회전익 비행체 개념설계를 위한 MDO 프레임워크 개발", 제16회 지상무기 학술대회, 2008

- 8) O, Rand., and V, Khromov., "Helicopter Sizing by statistics," AHS 58th Annual Forum, Montreal, Canada, 2002.

- 9) Prouty, R. W., "Helicopter Performance, Stability, and Control", Krieger Publishing Company, Malabar, Florida, 1995.

- 10) U.S. Army Air Mobility R&D Laboratory., "Single Rotor Helicopter Design and Performance Estimation Programs", 1977.

- 11) Michael N. Beltramo., "Parametric Study of Helicopter Aircraft Systems Costs and Weights", NASA CR152315, 1980.

- 12) <http://data.bls.gov/cgi-bin/cpicalc.pl>

- 13) Sikorsky Co. Ltd, "Sikorsky International Black Hawk Helicopter S-70A Technical Information"