

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.8.695>

다정밀도 해석기법을 이용한 무인항공기 다분야통합 최적설계

이재우*, 최석민**, 누엔 반*, 김지민*, 변영환*

Multidisciplinary UAV Design Optimization Implementing
Multi-Fidelity Analysis Techniques

Jae-woo Lee*, Seok-min Choi**, Nguyen Nhu Van*, Jimin Kim* and Yung-Hwan Byun*

ABSTRACT

In this study, Multi-fidelity analysis is performed to improve the accuracy of analysis result during conceptual design stage. Multidisciplinary Design Optimization(MDO) method is also considered to satisfy the total system requirements. Low-fidelity analysis codes which are based on empirical equations are developed and validated for analyzing the Unmanned Aerial Vehicle(UAV) which have unconventional configurations. Analysis codes consist of initial sizing, aerodynamics, propulsion, mission, weight, performance, and stability modules. Design synthesis program which is composed of those modules is developed. To improve the accuracy of the design method for UAV, Vortex Lattice Method is used for the strategy of MFA. Multi-Disciplinary Feasible(MDF) method is used for MDO technique. To demonstrate the validity of presented method, the optimization results of both methods are compared. According to those results, the presented method is demonstrated to be applicable to improve the accuracy of the analyses during conceptual design stage.

초 록

본 연구에서는 개념설계 단계에서의 해석 결과의 정확도를 높이기 위한 다정밀도 해석과 모든 분야의 요구도를 만족하기 위한 다분야통합 설계 최적화 기법을 적용하였다. 무인항공기의 해석을 위하여 경험식 기반의 저정밀도 해석도구들이 초기 사이징, 공력, 추진, 임무, 중량, 성능, 안정성 도구들로 모듈화되어 개발 및 검증되었다. 개발된 해석도구를 이용하여 설계통합 프로그램을 구성하고, 설계의 정확도를 증가시키기 위하여 다정밀도 해석에 와류 격자법을 이용하였다. 다분야통합 설계 최적화를 위하여 MDF 기법이 적용되었다. 또한 최적화 도구로는 구배기반 최적화 기법을 적용하였다. 제시한 방법의 타당성을 밝히기 위하여, 저정밀도 해석만을 적용한 방법과 다정밀도 해석을 적용한 두 가지 방법의 최적화 결과를 비교하여 본 연구에서 제안된 다정밀도 해석이 개념설계 단계에서 적용 가능함을 보였다.

Key Words : UAV(무인항공기), Conceptual Design(개념설계), Multi-Fidelity Analysis(다정밀도 해석), Multidisciplinary Design Optimization(다분야통합 설계 최적화), Optimal Design(최적설계), Design Synthesis(설계통합)

† 2012년 2월 29일 접수 ~ 2012년 7월 26일 심사완료

* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

** LIG 넥스원

교신저자, E-mail : jwlee@konkuk.ac.kr

서울시 광진구 화양동 1번지

I. 서론

무인항공기는 운용 목적에 따라 형상과 가격에 큰 변동이 발생한다. 따라서 크기와 성능, 요구조건, 운용목적 등을 만족시키면서도 중량을 가장 최소화하는 설계가 필요하다. 항공기의 개념설계 단계에서는 빠르게 해석 결과를 도출하기 위해 주로 경험식 기반의 Low Fidelity 해석을 수행하기 때문에 결과의 정확도가 낮다는 단점이 있다.

현재까지는 Raymer에 의해 개발된 RDS[1], NASA Ames 연구소에서 개발한 General Aviation Synthesis Program (GASP)[2], NASA Ames 연구소와 버지니아 대학에서 개발한 Aircraft Synthesis (ACSYNT)[3] 등이 설계 통합 프로그램들로 효율적으로 사용되어 오고 있으며 국내에서는 건국대학교에서 Aircraft Design Synthesis Program(ADSP)[4]이 연구 개발 중에 있다.

하지만 이러한 설계통합 프로그램들은 대부분 민항기 또는 전투기 등 전형적인 고정익 항공기에 대한 프로그램들이다. 하지만 무인항공기의 경우에는 전형적인 형상 외에 연속 일체형 형상, 블테일 형상 등 다양한 형상이 존재하여 기존에 사용된 프로그램들의 적용 가능성 여부가 불확실하다. 결국, 무인항공기의 개념설계 단계에서는 설계 결과의 정확도가 낮다는 문제와 전형적인 프로그램들의 적용 가능성이 불확실하다는 것이다.

따라서 선형해석 기법 또는 Navier-Stokes 방정식을 적용하는 전산수치해석 등의 고정밀도 해석이 필요하다. 하지만 요구되는 비용이 급격하게 증가하기 때문에 개념설계 단계에는 적용이 어렵다. 이러한 단점을 해결하기 위해 제안된 기법이 다정밀도 해석(Multi-Fidelity Analysis, MFA) 기법이다. 이 기법은 고정밀도 해석에 요구되는 비용을 감소시키기 위하여 고정밀도와 저정밀도를 복합적으로 사용하는 방법으로, 현재까지 다정밀도 해석에 대한 연구는 고정밀도 해석 자체의 요구비용을 감소시키기 위한 연구가 대부분이며, 개념설계 단계에서 여러 분야를 고려한 설계에 적용한 예는 아직 드물다.

다정밀도 해석을 개념설계 단계에서 적용한다면, 요구비용의 증가는 발생하겠지만 결과의 정확도 높아지기 때문에 향후 설계를 반복해야하는 경우가 줄어들 것이라는 장점이 발생한다. 따라서 설계 초기 사이징부터 해석에 이르는 전 분야에 걸쳐 무인항공기 설계에 적합한 해석도구의 개발과 모든 구성 요소를 고려하여 전체 시스템을 최적

화시키면서도 보다 정확한 결과를 도출해내기 위해 다정밀도 해석을 적용한 다분야 통합 최적설계 기법의 적용이 필요하다.

그러므로 본 연구에서는 개념설계 단계에서 적용 가능한 해석 코드의 개발과 이를 이용하여 설계통합 프로그램을 구성하고, 다정밀도 모델을 적용한 다분야 통합 최적설계 기법을 적용하여 중량을 최소화하는 무인항공기의 최적형상 도출을 목표로 한다.

II. 본론

2.1 무인항공기의 정의 및 분류기준

무인항공기란 사람이 탑승하지 않고, 재사용이 가능하며 수평 비행이 가능하고 Jet 엔진이나 reciprocating 엔진을 사용하여 비행하는 항공기를 말한다. 무인항공기는 먼저 기능에 따라 표적과 레이더 탐지 방해용/정찰/전투/병참/연구 및 개발/민항 및 상용 무인 항공기로 분류된다. 미군기준에 따르면 Tier I(저고도 비행을 하고 긴 항속시간을 가지는 무인항공기)/ Tier II(15,000ft ~25,000ft 사이의 중고도 비행을 하고 50시간 이상의 긴 로이터 시간을 가지는 무인항공기) /Tier II+(60,000ft ~5,000ft 사이의 고고도 비행을 하고 42시간 이상의 긴 항속시간을 가지는 무인항공기) /Tier III-(45,000ft 이상의 고고도 비행을 하고 긴 항속시간을 가지지만, 저피탐율을 갖춘 무인항공기)로 분류된다[5][6].

2.2 다정밀도 해석 및 다분야 통합 설계 최적화 기법

다정밀도 모델은 경험식 기반의 해석 수행 시 발생하는 정확도의 문제점과 선형해석 기법 등의 Medium-Fidelity와 전산 수치해석 등의 High-Fidelity 해석 수행 시 발생하는 많은 비용소요의 문제점을 동시에 해결하기 위해 발전된 기법이다 [7]. 본 논문에서는 High-Fidelity 해석에 소요되는 비용을 줄이기 위하여 Medium-Fidelity에 속하는 선형해석 기법인 와류격자법(Vortex Lattice Method, VLM)을 적용하여 공력해석 부분에 적용하고, 안정성 해석에 요구되는 공력데이터를 제공하는 도구로 사용한다.

다분야 통합 설계 최적화 (Multidisciplinary Design Optimization, MDO) 기법에는 단일단계 기법과 다단계 기법 등 여러 가지가 있지만 본 논문에서는 단일단계 MDO 기법 중 MDF (Multi-Disciplinary Feasible) 기법을 적용하였다.

MDF 기법이란 최적화 모듈에서 설계변수를 내려주면 다분야통합 해석을 통해 각 분야의 연성을 고려한 해석을 수행하고, 그 결과로부터 얻어지는 목적함수와 제약함수의 값을 최적화 모듈에 다시 되돌려주는 과정을 통해 최적해를 찾아가는 기법이다. 보조 설계변수들을 필요로 하지 않으므로 설계변수의 수가 증가하지 않고 현행 해석 프로그램들을 최대한 활용가능하다는 장점이 있다[8][9].

2.3 형상 사이징 프로그램 및 해석코드 개발

2.3.1 형상 사이징 프로그램 개발

개념설계 단계에서 형상 사이징은 항공기 크기 결정 및 설계파라미터의 초기 추정단계라고 할 수 있다. 이 단계에서는 설계요구조건에 따라 변하는 항공기의 크기 결정과 크기가 변함에 따라 값이 변하는 설계 파라미터의 추정을 수행한다. 기존의 사이징 프로세스에서 사용되는 Roskam[10], Raymer[1], Howe[11] 등에 제안되어 있는 기법들을 비교해 약점을 보완하고, 기개발된 Pre-Conceptual Sizing 프로세스를 접목하여 아래 Fig. 1과 같은 새로운 설계 프로세스를 개발하였다[12][13].

Fig. 1의 LOOP1으로 명칭된 본 형상 사이징 프로그램에서는 그림에 나타난 프로세스와 같이 요구도를 통해 도출된 파라미터들을 이용하여 설계 파라미터(Wtguess, T/W, W/S)을 추정하고 설계 대상 항공기의 형상변수 및 설계변수들을 도출한다. 본 프로그램에서는 앞서 언급한 파라미터들을 도출해내기 위하여 간단한 경험식과 경향성을 바탕으로 구성된 추정 값들을 이용하여 공

력, 추진, 성능, 중량비 산출 등에 대한 코드를 구성하였다[1][10][11].

2.3.2 해석코드 개발

무인항공기와 같이 일반적인 형상이 아닌 다양한 형상의 설계 및 해석을 수행해야 하는 경우에는 일반적인 경험식 기반의 설계 통합 프로그램의 정확도가 떨어지는 문제가 발생한다. 따라서 본 연구에서는 Fig. 1의 LOOP2에서 볼 수 있듯이 각 분야별 해석도구들 개발하고, 모듈화하여 구성하였다.

- 공력해석 도구

공력해석 모듈은 양력과 항력특성을 추정한다. 본 연구에서는 개념설계 단계에 적합한 이론식과 경험식기반 해석코드를 구성하였다. Design Foil 프로그램을 이용하여 에어포일 해석을 수행하고 양력을 추정한다. 공력해석을 통하여 최대양력계수, 유해항력, 유도항력, 유도항력계수, 받음각에 따른 양력곡선, 최대 받음각, 항력계수, 양력계수, 임계마하수와 양항곡선을 도출할 수 있다[14][15].

- 추진해석 도구

추진해석 도구는 왕복엔진에 대하여 마하수와 고도별 실추력, 비연료 소모율, 그리고 추력손실에 대한 해석을 수행한다. 본 연구에서 현재까지 개발된 엔진들의 경향성 데이터를 이용하였으며, 엔진의 사이징을 수행하는 대신 형상 사이징 프로세스에서 설계하려는 항공기와 동종의 유사한 항공기들이 채택한 엔진의 추력과 비연료 소모율을 가지도록 하였다[10].

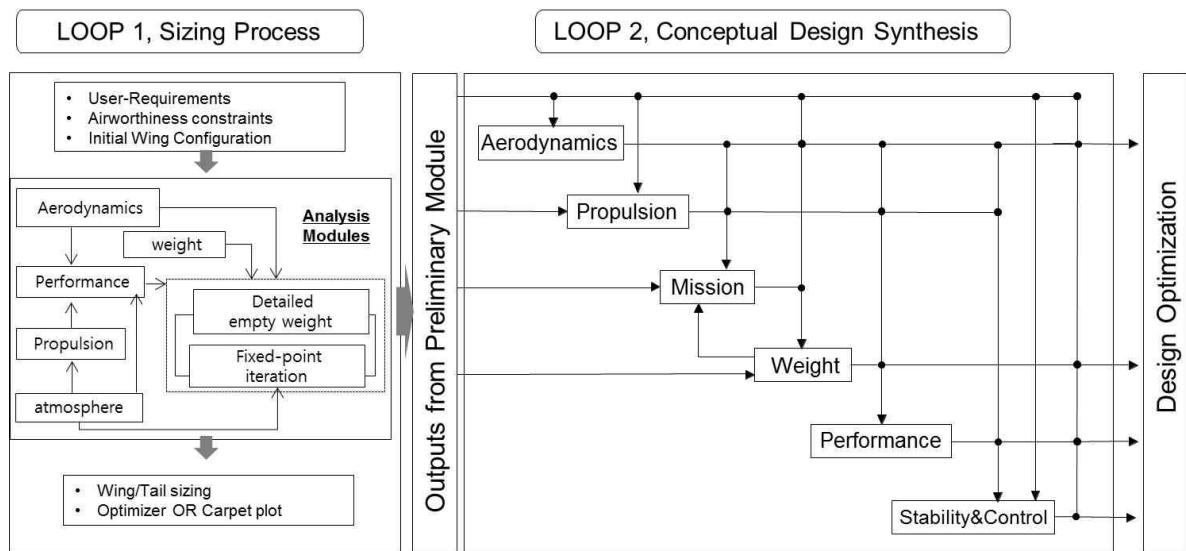


Fig. 1. 설계 프로세스 및 데이터 흐름도

• 임무해석 도구

임무해석 모듈은 주어진 임무형상에 따라서 각 단위 임무 수행에 따른 중량비와 연료 중량비를 계산한다[16]. 공력, 추진해석 등의 결과를 이용하여 보다 정확한 중량비와 그에 따른 이륙 총중량, 공허중량, 그리고 연료중량을 계산하여 설계한 항공기가 주어진 임무를 수행 가능한지 판단할 수 있다. 본 연구에서 개발된 임무해석 도구는 총 27개의 segment를 가지는 임무형상을 구현 가능하며, 사용자가 원하는 임무형상을 구현할 수 있다는 장점이 있다.

• 중량해석 도구

본 연구에서는 무인항공기에 대한 중량추정과 X축과 Z축에서의 무게중심을 도출하는 프로그램을 개발하였다. 항공기 각 부의 중량을 구한 후에는, 사용자 입력 값인 각 부의 위치를 입력해 주어 무게중심을 도출하는 과정을 거친다. 무게중심은 공허중량일 경우의 무게중심과, 연료를 포함하였을 때의 무게중심, 그리고 payload까지 모두 포함하였을 경우의 무게중심에 대한 결과를 도출해낸다[1][10].

• 성능해석 도구

성능해석 도구는 Smetana의 POINT프로그램을 기반으로 작성되었다[17]. 본 연구에서는 기존의 POINT프로그램 방식은 등속비행, 최대 상승률, 최대 상승 시 상승각, 그리고 Ceiling을 구하는 경우에 적용하였고, 이륙, 착륙, 그리고 항속거리 및 항속시간을 산출하는 경우에는 각각의 성능조건들에 해당하는 공력, 추진, 임무해석을 이전단계에서 수행하므로, 이전 단계 해석과 사이징의 결과를 이용하여 해석하는 방식으로 구성하였다.

• 안정성해석 도구

안정성해석 도구에서는 경험식을 사용하여 Static Margin과 $Cn\beta$ 에 대한 결과만을 출력하도록 구성하였다[1]. Static Margin은 항공기의 세로 안정성을 판단할 수 있는 파라미터로 무게중심과 공력중심 사이의 거리를 나타낸다. $Cn\beta$ 는 가로 정안정성을 판단하는 계수로 요잉 모멘트 계수라고 한다. 이는 '옆미끄럼 각을 0으로 유지할 수 있는가'를 판단하는 계수이다.

2.3.3 다정밀도 해석을 위한 와류격자법 적용

본 논문에서는 다정밀도 해석을 위해 선형화된 유동해석 기법인 와류격자법(Vortex Lattice Method, VLM)을 이용하여 공력해석 및 안정성 해석을 수행한다. 사용된 VLM code는 조지아 공대에서 개발한 jkayvlm.f code를 기반으로 한

다[18]. 기존의 code에서는 사용자가 입력 값으로 주는 한가지의 마하수와 받음각에 대한 해석만을 수행하여 결과를 도출하는 것이었다. 본 연구에서는 임무해석에 필요한 데이터를 도출해야 하기 때문에 다양한 받음각과 마하수에 대한 해석을 수행하도록 수정이 필요하였다. 이러한 경우에는 소요 시간이 증가되므로 본 연구에서 확인하고자 하는 결과 데이터만을 도출해 내도록 code의 수정을 하였다. 또한 형상이 변할 경우에도 변하는 형상에 대한 해석 및 최적화가 가능하도록 Geometry modeler를 개발하였다. Geometry modeler에서는 형상이 변함에 따라 몇 가지의 변수를 파라미터로 사용하여 VLM code에서 요구하는 형상데이터를 도출한다.

2.4 형상 사이징 프로그램 및 해석코드의 검증

대표적인 중고도 무인기로는 Fig. 2와 같은 MQ-1 Predator가 있다. 이는 현재 고고도 무인기인 Global Hawk와 함께 미군에서 대표적으로 사용하고 있는 기체이다. 따라서 본 논문에서는 MQ-1을 기본형상으로 선정하여 연구를 진행하였다.

2.4.1 형상 사이징 프로그램의 검증

형상 사이징 프로그램의 검증을 위해 적용 대상인 MQ-1과 동일한 형상 변수 값들을 넣고 해석하여 실제 제원과 비교하였다[19]. 참고문헌에 명시되지 않은 외형정보들은 인터넷에서 구한 도면을 이용하여 구하였다. 기본 형상을 단순화하기 위하여 꼬리날개 아래에 설치된 핀은 제외하고 해석을 수행하였다.

다음 Table 1은 초기 사이징 코드 검증 결과를 나낸 것이다. 설계 변수들을 이용하여 앞서 언급한 초기 사이징(LOOP1)을 수행한 결과, 최대 15%까지의 오차율이 발생하였다. 일반적인 해석에서 15%의 오차라면, 해석 도구의 개선이 수행되어야 하지만 개념설계 단계에서의 초기 사이징 단계이므로 최대 15%의 오차까지는 허용 가



Fig. 2. MQ-1 Predator 형상[19]

Table 1. 초기 사이징 프로그램의 검증

		MQ-1	해석결과	오차 (%)
사이징 결과 비교	초기이륙중량	2250lbs	2590lbs	15.11
	공허중량	1130lbs	1245.6lbs	10.23
	연료중량	670lbs	754.5lbs	12.61
	익면하중	18.25	18.25	0.0
	추력 대 중량비	0.231	0.262	13.42
	주익면적	123.3ft ²	141.95ft ²	15.13

능하다는 판단을 하였다. 이는 초기 사이징 단계에서 적용된 공력해석과 성능해석에 사용되는 식들이 경향성 데이터를 바탕으로 구성된 것들이 대부분이므로 해석의 정확도가 떨어진다고 판단되기 때문이다.

2.4.2 해석 코드의 검증

위 Table 1의 사이징 결과와 개발한 해석코드를 이용한 해석을 수행하여 아래 Table 2,3과 같은 결과를 얻었다.

해석 결과로 도출된 중량 및 이, 착륙 거리에 대한 결과는 추진, 임무, 중량, 성능해석을 거쳐 도출된 것이다. 각각의 해석코드들을 단일 검증하는 것이 어렵다고 판단되어 설계통합 프로그램으로 구성하여 결과 값들을 검증한 것이다. 다정밀도 해석을 적용한 결과로 도출된 중량과 성능에 대한 결과들이 기준 형상에 대하여 15% 이내의 오차를 나타내므로 본 연구에 적합하다고 판단하였다.

Table 3에 나타난 결과는 저정밀도 해석도구를 이용하여 검증한 결과이다. Table 2에 나타난 다정밀도 해석도구를 적용한 결과와 비교하면 최대 이륙중량과 이,착륙 거리에 대한 오차에서는 다정밀도 해석 결과의 오차가 더 작지만 공허중량

Table 2. MFA를 적용한 해석도구 검증

		MQ-1	해석결과	오차 (%)
해석 결과 비교	이륙 최대중량	2250(lbs)	2416(lbs)	7.38
	공허중량	1130(lbs)	1047(lbs)	7.35
	연료중량	670(lbs)	702.8(lbs)	4.896
	이륙거리	2630(ft)	2627.79(ft)	0.08
	착륙거리	2300(ft)	2303.53(ft)	0.15

Table 3. Low-fidelity를 적용한 해석도구 검증

		MQ-1	해석결과	오차 (%)
해석 결과 비교	이륙 최대중량	2250(lbs)	2481.8(lbs)	10.3
	공허중량	1130(lbs)	1110.0(lbs)	1.77
	연료중량	670(lbs)	644.91(lbs)	3.75
	이륙거리	2630(ft)	2533.52(ft)	3.67
	착륙거리	2300(ft)	2275.95(ft)	1.04

과 연료중량의 오차에 있어서는 저정밀도 해석 결과의 오차가 작은 것을 알 수 있다. 이는 다정밀도 적용 시, 정확도가 높은 선형해석 기법을 공력해석 도구로만 사용하여 그 결과가 주로 성능해석 결과인 이착륙 거리에는 크게 적용되었으나 중량 해석에는 사용되지 않았기 때문에 이착륙거리에서는 오차가 아주 작는데 비해 공허중량과 연료중량에서는 저정밀도 해석 결과보다 오차가 다소 크게 나타난 것으로 판단된다.

2.5. 설계 프로세스 정립 및 통합 프로그램 구성

개발한 해석도구들과 앞서 언급한 초기 사이징 프로그램을 이용하여 Fig. 1과 같은 프로세스를 가지는 설계 통합 프로그램을 구성하였다. 각 해석도구들은 모듈화 되어있으므로 해석 도구들의 구성이나 데이터의 흐름은 사용자가 원하는 형태로 변경할 수 있다. 본 연구에서는 위의 그림과 같이 초기 사이징 단계를 거쳐 도출된 설계 파라미터와 주익과 미익의 형상데이터들을 이용하여 각 해석도구에서 해석을 수행한다. 공력해석 단계부터 중량추정 단계까지는 사이징 단계라고 할 수 있다. 이는 이 단계들을 거쳐서 설계하는 항공기의 중량 결정과 형상을 결정하기 때문이다. 이 단계 다음에 수행되는 성능해석 및 안정성 해석은 설계한 항공기의 성능 및 안정성을 해석하는 단계라 볼 수 있다. 각 해석 결과를 이용하여 설계한 항공기의 안정성과 전체 성능에 대하여 판단할 수 있으며 공력해석 결과들을 이용하여 항공기의 공력 특성에 대한 결과 또한 얻을 수 있다.

III. UAV 최적화 적용사례

3.1 최적화 문제구성

본 논문에서는 형상 사이징 프로그램 및 해석 코드의 검증에 사용한 MQ-1의 형상을 baseline으로 하여 Fig. 3과 같은 중고도 무인항공기의 임무형상을 고려하고, 구속조건을 만족시키면서 최대 이륙중량을 최소화하는 문제로 설정하였다.

$$\text{Minimize } f = W_{to} \left(\begin{matrix} \rightarrow \\ x \end{matrix} \right)$$

$$\text{Subject to } g_i \left(\begin{matrix} \rightarrow \\ x \end{matrix} \right) \leq 0$$

구속조건은 위 Table 4와 같이 설정하였다. 공력 특성을 향상을 위해 기존 형상보다 양항비를 증가시키도록 하고, 가용 연료가 요구 연료량 보다는 많아야 한다. 비행중의 안정성을 위하여 안

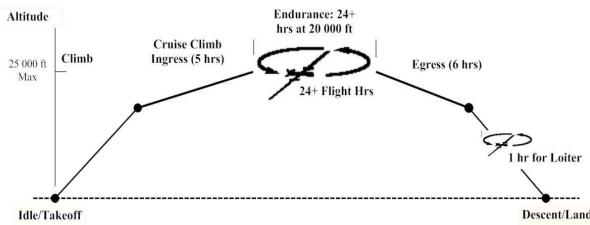


Fig. 3. MUAV Mission Profile [20]

정성 판단 계수인 $C_{n\beta}$ 와 S.M 값을 고려한다. 또한 운용 폭을 넓히기 위해 이착륙 거리를 기본 형상보다 작게 설정하고 공력 특성에 영향을 많이 받는 항속거리와 항속시간도 기존보다 더 길게 가지도록 한다.

설계 변수는 아래 Table 5와 같이 공력, 안정성 특성을 고려하기 위하여 주익과 미익의 형상 변수들로 선정하였다. 설계변수에 대해서는 고려되는 각각의 변수에 대하여 민감도 분석을 수행하여 설계변수의 범위를 선정하였다. 민감도 분석 결과에 따르면, 주익에 관련된 변수들이 목적함수인 최대 이륙 중량에 많은 영향을 미치며, 주익의 두께비와 미익에 관련된 변수들은 가로세로비를 제외하고는 목적함수에는 영향을 미치지 않았다. 하지만 그럼에도 설계변수로 정해진 것은 항공기의 날개의 부피 따른 형상의 도출과 안정성 판단에 영향을 미치기 때문이다. 따라서 목적함수를 만족하면서 모든 구속조건들을 만족시키기 위하여 주익 뿐만 아니라 미익의 형상 변수들도 설계변수로 선정된 것이다.

또한 최적화 수행 시, 추진해석 결과를 얻기 위해 실제 MQ-1이 사용하는 Ratax 914F 엔진 데이터를 사용하였다.

Table 4 . 최적설계를 위한 구속조건

Constraints	Description
G(1)	$L/D \geq L/D$ (baseline)
G(2)	$C_{n\beta} > 0.08$
G(3)	$C_{n\beta} \leq 0.28$
G(4)	S.M(Static Margin) ≥ 0.0
G(5)	S.M(Static Margin) ≤ 0.10
G(6)	Fuel Weight(Available) \geq Fuel Weight(Required)
G(7)	Endurance \geq Endurance(baseline)
G(8)	Take-off Distance \leq Take-off Distance(baseline)
G(9)	Landing Distance \leq Landing Distance(baseline)
G(10)	Range \geq Range(baseline)

Table 5. 최적설계를 위한 설계변수

Variables	unit	Lower bound	Upper bound
주익 가로세로비	-	15.0	20.5
주익 테이퍼비	-	0.1	0.32
주익 앞전 후퇴각	deg	0.0	10.0
주익 익근 길이	ft	2.0	5.0
미익 가로세로비	-	3.0	12.0
미익 테이퍼 비	-	0.0	1.2
미익 앞전 후퇴각	deg	0.0	7.0
미익 익근 길이	ft	1.7	2.7
주익 두께비	-	0.06	0.1

3.2 최적화 해석 도구

최적화 해석도구는 Model Center에서 자체적으로 제공하는 Darwin (Gradient Based Optimization)을 사용하였다. Model Center를 프레임워크로 이용할 경우 다른 해석도구와의 통합이 자유로우며 최적화 수행 중에도 실시간으로 데이터의 경향성을 파악할 수 있다[21]. 또한 다른 일반적인 유전자 알고리즘 기반 최적화 도구와 달리 구속조건을 손쉽게 다룰 수 있다는 점 역시 본 연구에서의 사용에 적합한 이유이다.

3.3 최적화 결과

Fig. 4는 기본형상과 다정밀도가 적용된 최적화 형상, 저정밀도가 적용된 최적화 형상을 비교한 Fig.이다. 다음 Table 6에 자세한 최적화 결과와 baseline인 MQ-1의 기본형상 값[19]을 비교하였다. 설계 변수의 최적화 결과가 기본형상의 값과 차이를 보이는 것은 최적화에 의해 주익 가로세로비, 미익 가로세로비, 주익 익근 길이, 그리고 주익 두께비 등이 모두 설정한 경계 값을 가지기 때문인 것으로 판단된다. 구속조건들의 최적화 결과를 보면 이착륙 거리에 대한 결과가 큰 차이를 보인다. 이론적으로 도출된 결과인 최적화 결과가 기준형상에 제시된 거리보다 짧은 결과를 보이는 이유는 MQ-1의 형상을 통해 원인을 알 수

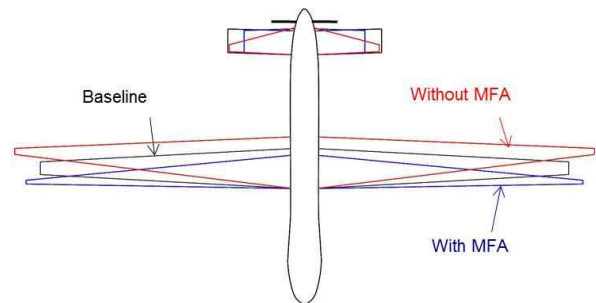


Fig. 4. 기본형상과 최적화형상 결과 비교

Table 6. 최적화 문제 구성 및 결과

		기본 형상	최적형상	
			저정밀 도해석	MFA
목적 함수	최대이륙중량	2250.0	2157.7	2233.4
설계 변수	주익 가로세로비	19.23	15.0	15.0
	주익 테이퍼비	0.32	0.1	0.19
	주익 후퇴각(deg)	3.0	0.28	1.05
	미익 가로세로비	6.88	3.0	3.0
	미익 테이퍼비	1.09	1.19	0.98
	미익 후퇴각	2.0	0.69	4.28
	주익 익근 길이(ft)	3.54	2.0	5.0
	미익 익근 길이(ft)	2.17	2.7	2.65
	주익 두께비	0.08	0.1	0.1
구속 조건	연료중량(lbs)	670.0	645	645
	양항비	11.9	12.92	11.9
	항속거리(nm)	500+	556.54	539.1
	항속시간(hr)	24+	25.17	24.38
	이륙거리(ft)	2630.0	1391.0	1487
	착륙거리(ft)	2300.0	815.43	784.1
	Cn β	0.11	0.1379	0.083
	Static Margin	0.036	0.0	0.0
Number of function call			23	11
Number of Gradient call			16	10
Function Evaluation			287	127
Running time			157min	110min
Feasible Location (%)			6.25	33.3

있다. MQ-1은 지면과 가깝게 설치된 inverted v-tail의 영향으로 이론상 도출되는 결과보다 더 긴 이륙거리 및 착륙거리를 가지면서 보다 안전하게 이·착륙을 수행한다. 한가지 예로 참고문헌[22]에서 시뮬레이션 프로그램을 이용하여 MQ-1을 조종한 결과, 이·착륙시 지면에 대한 여유가 너무 작아 큰 여유를 두었던 바 있다.

목적함수에 대한 결과를 보면 저정밀도 해석을 사용한 경우가 4.1% 감소하였고, 다정밀도 해석을 사용한 경우에는 0.736% 감소하여, 목적함수를 최소화한다는 문제에는 더 적합한 결론을 도출하였다. 하지만 최적화를 수행하는 동안의 Function Call과 Function Evaluation 등을 비교해 보면, 다정밀도 해석이 오히려 더 빠른 시간 내에 최적해를 도출하였다. 하지만 수행한 시간이 짧고 최적화 진행 내용이 보다 효율적이라는 것뿐만 아니라 도출된 최적해가 얼만큼 정확한 결과인가를 판단하는 것도 중요하다. 이는 Percent of Feasible Location와 convergence history를 이용하여 판단 가능하다. Percent of feasible location은 설계 가능영역에서 구배 함수를 호출한 정도를 나타낸 것으로 설계 가능 영역

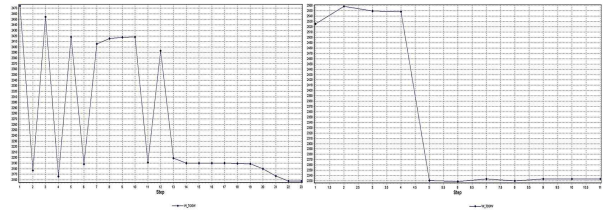


Fig. 5. Convergence history

에서의 수렴율에 대한 결과를 나타낸다. 본 연구에서는 저정밀도만을 사용한 경우에는 6%정도가 도출되었고, 다정밀도 해석을 적용한 경우에는 33%가 도출됨을 확인할 수 있었다.

Fig. 5는 각각의 convergence history를 나타낸 결과이다.(좌:저정밀도,우:다정밀도) 다정밀도 해석을 적용한 경우, 수렴구간을 보다 빠르고 정확하게 찾아 수렴하는 것을 확인할 수 있었지만 저정밀도 해석을 사용한 경우에는 목적함수 값의 변동폭이 너무 크고, 오랜 시간 해석을 수행하여도 수렴이 잘 되지 않는 것을 확인할 수 있다. 따라서 위의 결과들을 통해 무인항공기의 개념설계 단계에서 다정밀도 해석의 적용이 타당하다고 판단하였다.

IV. 결 론

무인항공기 설계에 다정밀도 해석 기법을 적용한 다분야통합 최적화 기법을 적용하여 저정밀도 해석만을 수행하였을 경우와의 결과를 비교하여 다정밀도 해석 적용의 타당성을 제시하였다. 본 연구를 수행하기 위하여 기존의 프로세스를 보완한 새로운 초기 사이징 프로세스를 이용한 설계 도구를 개발하고 검증하였다. 또한 무인항공기 설계에도 적용 가능한 해석도구들을 공력해석, 추진해석, 임무해석, 중량해석, 안정성해석, 성능해석도구로 모듈화하여 개발하고 검증하였다. 다정밀도 해석의 적용을 위하여 와류격자법을 이용하였다.

다음으로는 다분야 통합 설계 최적화를 구성하기 위하여 MDF기법을 적용하였다. MDF기법 적용 시 사용할 내부 연성 변수로는 이륙 중량을 사용하였으며, 초기 사이징, 임무해석, 중량해석의 3단계를 거쳐 내부 연성을 통한 해석을 수행하도록 구성하였다. 최적설계 결과에 대한 검증 수행 결과, 다정밀도 해석을 적용한 결과의 오차가 더욱 작음을 확인하여 본 연구의 타당성을 밝혔다. 본 연구를 통해 개발된 초기 사이징 도구와 해석 도구들은 향후 무인항공기 뿐만 아니라 다양한 형상, 기종의 항공기에 적용하여 보다 효

올직한 설계 프로그램으로 개발할 것이다.

후 기

이 논문은 2009년 건국대학교 지원에 의하여 연구되었음.

참고문헌

- 1) Daniel P. Raymer, "Aircraft Design: A Conceptual Approach", 4th ed., AIAA, 2006.
- 2) Hague, D., "GASP- General Aviation Synthesis Program", Theoretical Development, Vol 1. Main Program, Pt. 1, NASA Ames Research Center, Jan. 1978.
- 3) Ryu Tae Gyu, Jung In Jae, "A study on Synthesis Program Development for Aircraft Conceptual Design", *KSAS conference*, April. 1996, pp. 301-305.
- 4) Nhu Van, Nguyen, "An Efficient Multi-fidelity Approach for the Multi-Disciplinary Aerospace System Design and Optimization", Doctor thesis, Konkuk Univ., Aug.2011.
- 5) 김중욱, 황창진, 구삼욱, 염찬홍, 최동환, "무인항공기 기술 및 시장동향 조사", 한국 항공우주학회 학술발표회 논문집, 1999년 11월.
- 6) http://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle.
- 7) Schmit, L. A., Jr., and Farshi, B., "Some Approximation Concepts for Structural Synthesis", *AIAA Journal*, Vol. 12, No. 5, 1974, pp. 692-699.
- 8) 이재우, 정갑주, 황호연, "유도무기 다학제간 최적설계 기법연구 최종 보고서", 국방과학연구소 장기기초 연구, 2005년 12월.
- 9) 양영순, 정현승, "다분야통합 설계 최적화

(MDO) 문제의 정식화 기법에 대한 고찰 Part 2: MDO 정식화 기법의 종류와 특성", 대한 조선학회지, Vol 37. Issue 4, 2000.

10) Jan Roskam, "Airplane Design: Preliminary Sizing of Airplanes", Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.

11) Denis Howe, "Aircraft Conceptual Design Synthesis", Professional Engineering Publissing Ltd., London and Bury St Edmunds, UK.

12) 박형욱, "강건성을 고려한 항공우주 시스템 설계 최적화 프로세스 연구", 석사학위논문, 2006.

13) 조국현, "항공안전 인증요건을 고려한 소형제트항공기 형상최적설계에 관한 연구", 석사학위논문, 2009.

14) Schemensky,R., Howell, R., "Aerodynamic Accounting Techniques," Lockheed, 1978.

15) Kim Sang-Jin, Jeon Kwon-Su, Lee Jae-Woo, "A Study on the Total Drag Estimation for the Aircraft Conceptual Design", *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, 1999, pp. 70-8.

16) Steven A. Brandt, "Aerodynamic 3.0", AIAA Education Series, AIAA, NewYork, 2004

17) Frederick O. Smetana, "Flight Vehicle Performance and Aerodynamic Control", AIAA Education Series, AIAA, NewYork, 2001

18) William H. Mason, "Chapter6 : Aerodynamics of 3D Lifting Surfaces through Vortex Lattice Methods", Lecture Note

19) http://en.wikipedia.org/wiki/MQ-1_Predator

20)http://www.fas.org/irp/doddir/usaf/conops_uav/part03.htm

21) "ModelCenter User Guide and Programmers Reference, Version 3.1", Phoenix Intergration, Inc., 2001.

22) Mark Kolo, "Predator UAV", AVSIM Commercial Aircraft Review, 2009