

MDO 프레임워크를 이용한 유도무기 최적 형상 설계

이승진* · 김우현* · 이재우* · 이창혁** · 김상호** · 황성환**

Missile Configuration Design and Optimization Using MDO Framework

Seungjin Lee* · Woohyun Kim* · Jaewoo Lee* · Changhyuk Lee** · Sangho Kim** · Sunghwan Hwang**

ABSTRACT

In this study, optimization process is constructed for developing missile MDO framework. The analysis tools which are integrated in the missile MDO framework and data flow between analysis tools are investigated. Using analyzed results, the optimal design scenario is constructed. Then to verify optimal design scenario, missile design problem is made and performed.

초 록

본 연구에서는 유도무기 MDO 프레임워크 개발을 위한 최적화 과정을 구성하였다. MDO 프레임워크에 통합될 각 해석 자원과 통합설계를 위한 해석 자원간의 데이터 흐름을 분석하였다. 분석된 자료를 토대로, 개발될 MDO 프레임워크의 최적설계 시나리오를 작성하였다. 그리고 작성된 시나리오의 검증을 위해 유도무기에 대한 최적설계 문제를 구성하여 이를 수행하였다.

Key Words: MDO design framework(통합 설계 프레임워크), Missile system,(미사일 시스템), Optimization(최적화)

1. 서 론

현대전의 전술무기에 있어서 가장 큰 비중을 차지하는 것은 유도무기이며, 뛰어난 성능의 유도무기를 확보하는 것은 국가 안보 확보 차원에서 매우 중요한 사항이다. 그러나 유도무기는 발사 플랫폼에 의한 크기와 무게에 제약이 있음에도 고성능, 고기동성, 긴 사거리 등이 요구되기

에 그 설계가 쉽지 않다. 이러한 제약조건과 요구사항을 모두 만족시키기 위해서는 유도무기를 이루는 여러 분야 간의 균형 있는 설계, 즉 다분야통합 최적설계(MDO : Multidisciplinary Design Optimization)가 필수적이다. [1]

성공적인 MDO를 위한 핵심기술로는 통합최적설계 기술과 함께 이를 뒷받침해줄 수 있는 소프트웨어, 즉 MDO 프레임워크가 필요하다.

본 연구에서는 유도무기 MDO를 위한 프레임워크의 개발을 위해 사용되는 해석 자원들을 분석하고 프레임워크의 최적화 프로세스를 정립하였다. 또한 유도무기 형상 설계 MDO 문제를 구

* 건국대학교 항공우주공학과

** 국방과학연구소

* 연락처 E-mail: p47d@konkuk.ac.kr

성하였으며, 이것의 실제 개발된 프레임워크를 통한 최적 설계를 통해 문제 구성 및 프레임워크의 최적화 성능을 검증하였다.

2. 본 론

2.1 해석 자원 분석

본 연구에서 사용하게 될 해석 자원은 크게 주익 및 무게 사이징 코드인 MOST, 동안정 미계수 산출 코드인 DATCOM/DYNDER 통합 코드, 그리고 차원 계수 산출 코드인 CODSAM이다.[2] 이들 해석자원간의 자세한 데이터 흐름은 Fig. 1과 같다.

MOST는 내부적으로 주익 및 무게, 성능에 대한 해석 코드인 AeroMOST와 내부적인 최적화 모듈로 구성되어 있다.

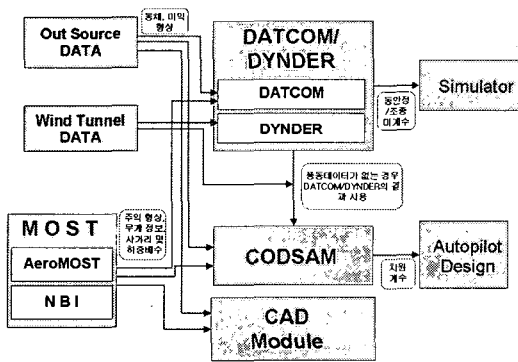


Fig. 1 Data Flow of Analysis Tools

MOST 혹은 AeroMOST에서 나온 주익과 무게 정보는 기존에 설계된 동체, 미익 정보와 함께 DATCOM/DYNDER로 보내져 동안정 및 조종 미계수를 산출하게 되며, 이때 풍동데이터가 있는 경우엔 내부적으로 DATCOM에서 나오는 값 대신 이것을 사용하여 계산하게 된다. 이 정보는 Simulator에 사용한다. 마찬가지로 MOST, AeroMOST에서 나온 데이터와 기존 설계된 데이터를 토대로 CODSAM에서 Autopilot 설계를 위한 차원 계수를 산출하게 된다. 이 때 풍동테

이터가 있는 경우엔 이를 그대로 사용하게 되며, 없는 경우엔 DATCOM/DYNDER의 결과 값 중 필요한 값만을 취하여 풍동 데이터 포맷으로 변환 후 사용하게 된다.

각 해석 자원 및 기존 설계를 통해 얻은 형상 정보는 그대로 CAD Module로 보내진다. 이는 Open IDEAS로 제작 되었으며, 설계변수를 통해 형상을 구현해 주는 Parametric 기반의 형상설계 모듈이다.

2.2 최적설계 시나리오

사용자가 프레임워크를 통한 최적설계시를 고려하여 다양한 시나리오를 작성하였으며, 이 시나리오를 토대로 프레임워크를 설계 하였다.

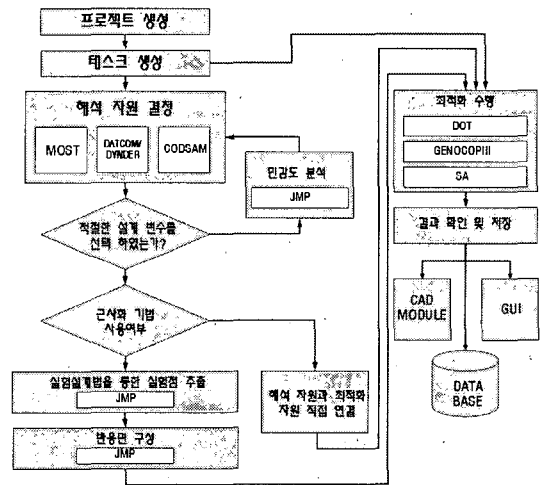


Fig. 2 Missile Optimal Design Use Case Scenario

Figure 2는 이 시나리오 중 하나를 나타낸 것으로, 사용자는 프레임워크의 Task 생성 단계에서 자신이 사용할 해석 자원과 최적화 모듈을 선택하게 된다. 선택한 해석 자원을 통해 통합 해석을 한 후, 민감도 분석을 할지를 결정하게 된다. 민감도 분석은 상용 Tool인 JMP를 통해 하게 되며, 민감도 분석 후 설계 변수의 선택이 적절인지를 판단하게 되면 다시 직접 최적화를 할 것인지, 반응면을 구성하여 최적화를 할 것인지 결정하게 된다. 반응면 구성 역시 JMP를 통해 하게 되며, 이 반응면을 토대로 선택한 최적

화 모듈로 최적화를 수행하거나, 혹은 근사화 과정을 거치지 않고 직접 해석자원을 통한 최적화를 수행하게 된다. 구해진 최적화 값은 DBMS 모듈로 보내져 데이터베이스에 저장되며, 한편 CAD 모듈로 보내어 기존 설계와의 변경점을 확인할 수 있게 해준다. 유도무기 MDO 프레임워크는 이상의 시나리오를 만족시킬 수 있도록 개발하였다.

2.3 유도무기 통합 최적 설계 프레임워크

위의 최적설계 시나리오를 실제로 구현할 수 있도록 유도무기 최적설계 프레임워크를 개발하였다. 유도무기 통합설계 프레임워크의 사용자 인터페이스(GUI)는 JAVA를 이용하여 개발하였다.

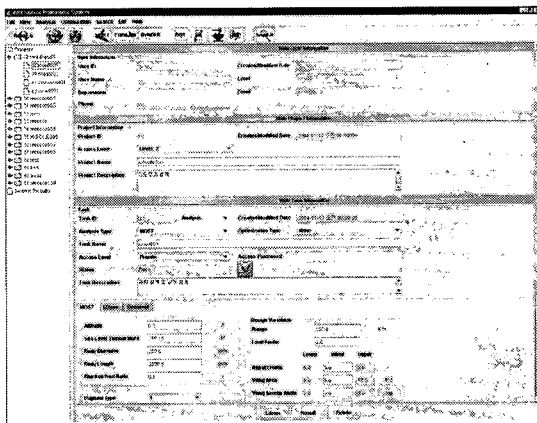


Fig. 3 Missile MDO Framework Main GUI

GUI는 우선 사용자가 쉽게 전체 프레임워크의 구조를 파악할 수 있고, 설계 시 사용이 편리하도록 각각의 설계 항목별로 그룹화 되어 있으며, 설계 최적화 및 각각의 설계 문제별로 해석모듈의 선택과 설계변수의 추출 등의 구성이 용이하도록 적절한 정보를 제공하여야 한다.

GUI 설계에 있어서 작업 창은 설계 항목별로 명확하게 분류하여 전체적인 구조의 파악이 용이하도록 하고, 작업의 편리성을 고려하여 다양한 Plot 및 각 세부 작업 창으로 바로 갈 수 있는 기능을 제공하며, 설계 최적화 및 설계문제의 구성이 GUI에서 모두 처리될 수 있도록 설계하

는 것이 보다 효율적이라 판단된다.

Fig. 3은 유도무기 통합최적화설계를 위한 전산 프레임워크의 메인 GUI 화면이다.

2.4 최적 형상 설계 검증용 해석 자원 개발

최적 형상 설계 검증을 위한 해석자원으로는 AeroMOST와 DATCOM/DYNDER를 사용하였다. 단, 보안상의 이유로 AeroMOST는 Black Box형태로 Compile되었기에 내부적인 구조를 알 수 없어 최적화 문제 검증 시 정확한 최적 값인지를 파악하는데 어려움이 있다. 이를 해결하고자 참고문헌[3]에 나와 있는 유도무기를 위한 경험식들과 참고문헌[4]의 경험식들을 토대로 본래의 코드와 입출력 파일이 동일하게 작동하여 Wrapper와 Passer를 동일하게 사용할 수 있는 새로운 해석 자원을 FORTRAN을 사용하여 만들었다. 입력된 날개 형상과 동체형상을 토대로 경험식을 통하여 공력계수를 산출 후 주어진 무게정보를 토대로 최대 비행거리를 추정하며, 마찬가지로 간단한 수식을 통해 최대 하중배수를 찾는다. 이때 주어진 가용 추력이 요구추력보다 작을 경우에는 사거리를 0으로 표시하게 된다.

2.5 프레임워크 최적 설계 프로세스 검증

실질적인 최적화 문제를 프레임워크 상에서 해결하여 설계능력을 검증하였다. 유도무기의 성능을 판단하는 요소는 여러 가지가 있으나, 본 연구에서는 유도무기의 사거리와 기동성, 즉 최대 하중 배수의 최대화를 최적화 문제의 목적함수로 설정하였다.

두 목적함수를 동시에 다루기 위해 각 목적함수는 최소한으로 요구된 조건을 설정하여 이것으로 최적화 결과 값을 나눈 뒤 Weighting Factor를 준 무차원화 된 값의 합을 전체 문제의 목적함수로 정하였다. 구속조건은 하중배수와 사거리의 각각의 최소 요구조건 이상이 되도록 하였다.

유도무기 설계에서 다룰 수 있는 설계변수는 매우 다양하나 검증 차원에서 최적화 문제 구성 시 주익 가로세로비, 면적, 테이퍼 비를 설계변

수로 사용하였다. 각 Baseline에 대해 상하로 Boundary를 결정하여 설계 영역을 정하였다.

최적화 도구로는 유도무기 프레임워크에 통합된 DOT 4.0을 사용하였으며, 구속조건을 다루기 위해 SQP(Sequential Quadratic Program) 기법을 사용하였다.

각 목적함수와 설계 변수의 경계 조건 및 초기 값은 Table 1과 같다.

Table 1 Optimal Design Formulation

목적 함수	$obj = w*(Range/Range_{BeLine}) + (1-w)*(Loadfactor/Loadfactor_{BeLine})$
설계 변수	Aspect Ratio $3 \leq \leq 6$
	Wing Area $6 \text{ ft}^2 \leq \leq 8 \text{ ft}^2$
	Taper Ratio $0.5 \leq \leq 0.8$
구속 조건	Load Factor ≥ 3.3 Range $\geq 402 \text{ km}$

위 문제에서 목적함수의 Weighting Factor는 0.5로 주었다.

Table 2 Optimization Result

최적 설계점	
Wing Aspect Ratio	6
Wing Area	7.85464 ft ²
Wing Taper Ratio	0.5
최적화 값	
Range	402.0003 km
Load Factor	3.5421
obj	1.00601

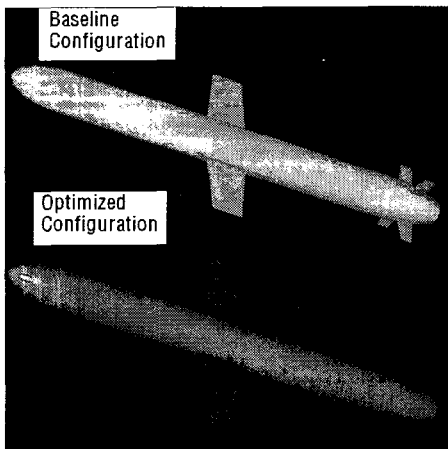


Fig. 4 Parametric Design CAD Module

최적화 결과는 Table 2와 같다. 주 날개 가로세로 비와 테이퍼 비는 각각 Boundary에 걸려 있으나, 날개 면적은 Range에 대한 구속조건을 만족시키기 위해 7.85464 ft² 이라는 최적점으로 이동하였다.

위 결과 데이터를 토대로 Baseline 형상에서 변화된 유도무기 형상의 변경된 설계변수를 CAD Module로 보내게 되면 사용자가 직접 CAD 작업을 할 필요 없이 자동적으로 형상이 구현되며, 그 결과는 Fig. 4와 같다.

3 결 론

유도무기 MDO 프레임워크 개발을 위한 최적 설계 과정을 정립하였다. 프레임워크 개발을 위해 사용자 시나리오를 구성하였으며 각 해석자 원 및 이들의 데이터 흐름을 분석하였다. 이를 토대로 유도무기 MDO 프레임워크를 개발하였으며, 이를 유도무기 설계를 통해 검증하였다. 검증 시에는 보안상 내부 구조를 볼 수 없어 정확한 분석이 곤란한 현재의 해석자원을 대체하기 위해 별도의 경험식 기반의 해석자원을 개발하였다. 설정한 설계 시나리오를 검증하기 위해 Framework상에서 유도무기 형상 최적 설계 과정을 수행하였으며, 그 결과가 CAD Module을 통해 구현되는 것을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. 이재우, 정갑주, 황호연, "유도무기 다학제간 최적 설계 기법 연구 최종보고서", 2005년 11월.
2. 김상호, 이창혁, 김우현, 이재우, "통합설계 프레임워크 시스템 구축을 통한 무인기형상 설계 개념구현 연구", 춘계항공우주학회 논문집, 2006년 4월.
3. G. Fleeman, "AIAA Professional Development Short Course on Tactical Missile Design", 2004년 5월
4. D.P. Raymer, "Aircraft Design : A Conceptual Approach", 1992년