

다분야통합 해석을 이용한 순항미사일 형상 최적설계

최석민* · 이승진* · 이재우* · 변영환*

Cruise Missile Configuration Optimal Design Using Multidisciplinary Analysis

Suk-Min Choi* · Seungjin Lee * · Jae-Woo Lee* · Young-Hwan Byun*

ABSTRACT

In this study, cruise missile configuration is optimal designed by using multidisciplinary analysis. Aerodynamic, weight, performance and mission analysis modules are developed by FORTRAN and integrated with framework. Darwin algorithm, a global optimization tool, is used for optimization. In the result of optimal design, gross weight of designed configuration is reduced about 17% than baseline configuration while satisfying design constraint conditions .

초 록

본 연구에서는, 다분야 통합 해석을 이용한 순항미사일 형상 최적설계를 수행하였다. FORTRAN을 이용하여 개발한 공력, 중량, 성능 및 임무 해석 모듈을 프레임워크를 통하여 통합하였으며 최적화를 위하여 전역최적화 도구인 다윈 알고리즘을 사용하였다. 최적설계 결과, 다른 설계 구속조건을 만족시키면서 17% 가량 전체 무게를 줄일 수 있었다.

Key Words: 순항 미사일, 다분야 통합 해석, MDO (Multidisciplinary Design and Optimization)

1. 서 론

현대전에 있어서 고성능 전술 유도무기의 확보 여부는 승패를 좌우할 수 있는 주요 요소이다. 그러나 순항미사일은 대체로 마하 0.7~0.9 정도의 아음속 영역에서 비행하며 적 위협에 대한 능동적인 대응이 불가능하기에 피격 당하기 쉽다. 이에 적 위협에 대한 대처 방안으로 사전에

확인된 적 방공망을 피하여 우회하여 목표물에 도달하는 형태로 경로를 선택하게 된다. 이렇듯 안전한 경로를 선택하는 경우, 목표물까지의 직선거리에 비해 더 긴 비행거리가 요구되므로 미사일의 크기는 커지며, 이렇게 되는 경우 다시 원래 형상 보다 피발견률이 높아져서 더 먼 거리로 우회 비행해야 하는 악순환이 계속되며 미사일의 중량과 크기는 계속적으로 증가하게 된다. 지나친 중량과 크기의 증가는 미사일의 가격의 상승은 물론 발사가능 플랫폼의 선택의 제약을 가져오게 되기에 지양해야 한다.

* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과
연락처 Email : jwlee@konkuk.ac.kr

이러한 상황을 방지하기 위해서는 기본형상에 비해 다른 크기, 성능 요구조건 등을 만족시키면서도 발사중량(Launch Gross Weight)이 가능한 작은 순항 미사일을 개발할 필요가 있다. 그러나 미사일과 같은 시스템은 하위 시스템의 성격이 서로 다르면서도 밀접하게 연계되어 있어 한 분야만을 고려한 최적화만을 수행할 경우, 다른 분야에 대해서는 좋지 못한 영향을 미침으로 인해 전체 요구조건을 만족시킬 수 없을 가능성이 크다. 그렇기에 모든 구성 요소에 대해 동시에 고려하면서 전체 시스템을 최적화시킬 수 있는 다분야통합 최적 설계(MDO : Multidisciplinary Design Optimization) 기법의 적용이 필요하다[1].

2. 해석 도구 개발

2.1 공력 해석

본 연구에서는 공력 해석 도구로써 Digital DATCOM을 사용하였다. DATCOM은 1970년대에 미공군과 Mcdonnell Douglas가 함께 만든 공력해석도구로 개념설계에 적합하도록 빠른 시간 내에 신뢰할 만한 결과를 도출해낸다[2].

Digital DATCOM은 날개 길이, 시위선 길이 등의 입력정보를 요구하나 본 연구에서 사용한 설계변수는 가로세로비, 테이퍼비 등의 무차원 형태이다. 그렇기에 Digital DATCOM이 요구하는 FORTRAN의 Namelist 형태로 데이터가 정리된 텍스트 파일 형태로 출력하도록 FORTRAN을 사용하여 별도의 프로그램을 작성하였다.

2.2 중량 해석

중량 해석도구에서는 설계변수에 따라 동체구조물, 날개, 안정핀, 그리고 내부 연료담재공간의 부피를 계산하여 위에서 Fleeman이 제시한 밀도를 통하여 그 중량을 추정한다[3].

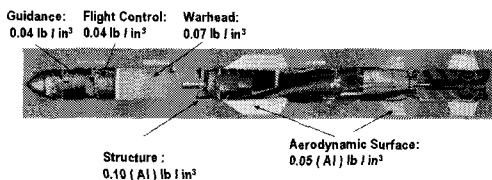


Fig. 1 Density of generic missile components[3]

또한 동체 길이 변화에 따라 연료 탑재 공간, 공기흡입구, 엔진 및 테일 핀의 위치가 변화한다고 가정하였다. 연료탱크는 Integral 방식이며, 이 경우 통상적으로 연료탱크 부피의 92% 정도 까지 실제 연료를 채울 수 있다[4].

2.3 성능 해석

본 연구에서 해석이 필요한 성능은 최대 항속 거리와 최대 기동 하중 배수이다.

순항 미사일은 일반적인 항공기와 비행 메커니즘이 매우 유사하기에 성능해석에는 항공기용 성능해석 수식을 많이 사용한다[5].

순항상태에서 양항비가 일정하다고 가정하면 비행가능 거리는 Breguet 공식을 사용할 수 있다[6].

한편 해당 항공기가 낼 수 있는 최대양력과 이때의 항력 및 추력을 고려시, 지속적으로 선회 가능한 하중배수는 다음과 같다[6].

$$n = \sqrt{\frac{q}{k(W/S)} \left(\frac{T}{W} - \frac{qC_{D_0}}{W/S} \right)} \quad (1)$$

2.4 엔진 추정

일반적으로 비행체 설계시에는 추력 대 중량비를 통하여 요구되는 엔진을 선정한다. 그러나 본 연구에서는 중량자체가 목적함수이기에 엔진을 요구 추력에 따라 변경되는 엔진(rubber engine)으로 가정하였다 [4].

현존 하는 유사한 순항미사일 체계에 사용되는 엔진 데이터들을 토대로 추력에 따라 예상되는 엔진의 길이, 직경, 중량을 회귀분석을 이용, 2차원의 반응곡선으로 구성하였으며 이를 엔진의 추력을 변수로 형태로 FORTRAN을 이용하여 제작하였다.

2.3 임무 해석

임무해석 도구는 RCS (Radar Cross Section)에 따라 적의 조기경보 레이더를 회피할 경우 목표물에 도달하기 위해 필요한 항속거리와, 이때 소요되는 시간을 계산한다.

본 연구에서 순항 미사일의 임무형상은 발사 지점과 목표물 사이에 있는 적의 조기경보 레이더를 다음과 같이 우회하여 비행해야 하는 형태

로 설정하였다. 레이더는 탐지물체의 RCS변화에 따라 탐지가능 거리가 달라지므로 만약 순항 미사일의 크기가 커져서 RCS가 증가한다면 레이더의 탐지 가능 거리도 증가한다. 그렇게 될 경우 순항 미사일은 더 먼 거리로 우회하여 비행해야 한다.

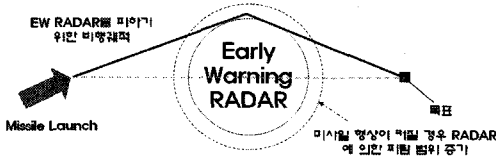


Fig. 2 Mission profile of missile by considering threat radar

순항 미사일의 RCS는 미사일의 형상을 단순화 하여 측면에서 본 동체를 원통으로, 수직으로 세워진 안정판들을 평판으로 가정하며, 나머지 요소는 측면 RCS에 큰 영향을 미치지 않는다고 가정하여 간단하게 계산하였다. 개념설계 단계에서 항공기나 선박의 RCS 계산에는 PO(Physical Optics) 기법을 많이 사용한다[7,8].

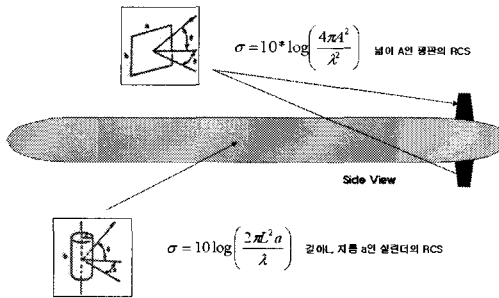


Fig. 3. Calculation RCS of Missile side using PO method[9]

기본형상의 RCS와 이에 대한 레이더의 탐지거리를 알고, 새로운 형상의 RCS를 알 경우 새로운 형상에 대한 레이더의 탐지거리는 다음 식과 같다[9].

$$R_{Range} = R_{ref} \left(\frac{\sigma_{actual}}{\sigma_{ref}} \right)^{0.25} \quad (2)$$

3. MDO 기법을 이용한 최적설계

3.1 MDF (Multi-Disciplinary Feasible)

다양한 MDO 기법 중에서도 MDF 기법은 최적화문제를 위해 별도의 방법을 적용하는 것이 아니라 통합된 해석도구를 하나의 단일한 해석 도구로 보고 최적화를 수행하는 방식이다[10]. 그렇기에 손쉽게 문제를 구성할 수 있다. 또한 다른 해석방식에 비해 가장 강건하게 엄밀해(Exact Solution)을 찾는다.

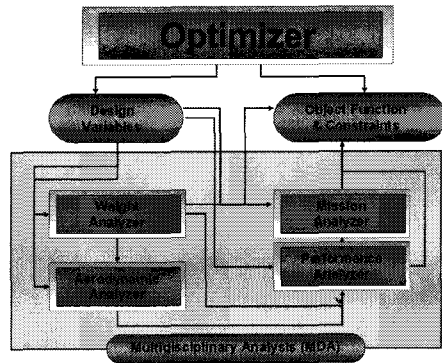


Fig. 4 Data flow by MDF method

MDF 기법은 1회 계산 시 마다 해가 수렴 할 때 까지 반복계산을 해야 하므로 수렴해야 하는 연성 변수가 많은 경우에는 비효율적이다. 또한 분산환경을 구축하기 어렵기 때문에 해석도구의 계산시간이 많이 걸리는 경우에 대해 사용 하는 것 역시 적합하지 않다.

그러나 본 연구는 앞서 언급한 대로 각 해석도구의 연성이 복잡하지 않고, 해석시간이 짧기 때문에 MDF의 이런 반복계산이나 분산환경 구축의 어려움이 문제가 되지 않는다. 그렇기에 가장 엄밀해를 찾을 확률이 높으며 구성이 쉬운 MDF 기법을 사용하였다.

3.2 통합설계 및 최적화 도구

본 연구에서는 통합 설계 프레임워크로서는 상용프레임워크중 널리 사용되고 있는 Phoenix사의 ModelCenter를 사용하였다[11]. 최적화 도구는 ModelCenter에서 자체적으로 제공하는

Darwin을 사용하였다. Darwin은 유전자 알고리즘(GA : Genetic Algorithm) 기반의 최적화 도구로써 ModelCenter의 GUI(Graphic User Interface)를 그대로 사용 할 수 있어 사용이 손쉬우며, 마찬가지로 ModelCenter의 GUI를 통해 최적화 수행 중에도 실시간으로 데이터의 경향성을 파악할 수 있다. 또한 다른 GA최적화 도구와 달리 구속조건을 손쉽게 다룰 수 있다는 점 역시 본 연구에서의 사용에 적합한 이유이다.

3.2 최적화 문제 구성

Table 1. Optimization problem formulation

목적 함수	발사 중량 최소화		
	Lower Boundary	Upper Boundary	
설계 변수	주익 테이퍼 비	0.2	0.8
	주익 가로세로비	4.2	7.8
	주익 투영 면적(ft ²)	6.1	9.9
	주익 앞전 후퇴각 (deg)	0.0	25
	테일 핀 테이퍼 비	0.2	0.8
	테일 핀 가로세로비	3.7	6.1
	한 쌍의 테일 핀 투영 면적 (ft ²)	1.5	2.4
	테일 핀 앞전 후퇴각 (deg)	0.0	30.0
	동체 길이 (ft)	14.41	20.0
	동체 직경 (ft)	0.98	1.83
	비행 속도 (Mach)	0.6	0.9
	엔진 최대 추력(lbf)	660	1200
	Avionics 무게	120	
	탄두 무게	400	
설계 구속 조건	비행가능거리 - 요구비행거리 > 0		
	기본형상 목표 도달시간 - 설계형상 목표도달시간 >0		
	설계형상 최대하중 배수 - 기본형상 최대하중 배수>0		
	동체직경-(엔진 직경+1cm)>0		
	15%> Static Margin >5%		
비행 환경	고도 : 해면고도		
	순항 받음각 : 2도		
	수평꼬리날개 : Trim 위치		
목표물과의 직선 거리 : 600NM			

본 연구에서 최적화 문제는 다음과 같이 잡았다. 목적함수는 발사 중량을 최소화 하는 것이며 설계변수는 주익 및 테일 핀의 형상과 최대속도,

최대추력 등이다. 설계 영역은 대부분 기본형상을 기준으로 상하 30% 정도로 잡았으나 후퇴각이나 최대 추력 등은 일반적으로 순항미사일에서 사용되는 범위 내로 설정하였다. 설계 구속조건으로는 연료 탑재량을 고려한 비행가능거리가 요구비행거리 보다 커야 하며 기본형상의 목표 도달 시간 보다 설계 형상 목표시간이 작아야 한다. 설계 형상의 최대 하중 배수는 기본형상의 최대 하중 배수 보다 커야 하며 이는 최종 진입 단계에서 회피기동 등을 실시 할 때, 미사일의 기동성이 더 좋아야 함을 의미한다. 그 외에 안정성과 관련 있는 Static margin이 5~15% 이어야 하며, 동체직경은 엔진직경보다 1cm 정도의 여유가 있어야 한다고 가정하였다.

3.3 통합 최적 설계 결과

Table 2 MDO result

설계 변수	기본 형상	최적 형상	
	주익 테이퍼 비	0.5	0.481
주익 가로세로비	6.0	4.652	
주익 투영 면적(ft ²)	7.621	6.1	
주익 앞전 후퇴각 (deg)	6.34	8.35	
테일 핀 테이퍼 비	0.5	0.481	
테일 핀 가로세로비	5.2	5.907	
한 쌍의 테일 핀 투영 면적 (ft ²)	1.676	2.142	
테일핀 후퇴각 (deg)	7.3	30.0	
동체 길이 (ft)	15.66	14.853	
동체 직경 (ft)	1.407	1.182	
비행 속도 (Mach)	0.75	0.64	
엔진 최대 추력(lbf)	700	953.9	
목적 함수	발사 중량 (lbs)	1483.9	1244.9848
설계 구속 조건	비행거리차 (NM)	5.23	5.0656
	비행시간차 (hr)	0	0.0125
	최대 하중 배수	0	7.25
	동체직경차 (ft)		0.115
	Static Margin (%)		11.28

통합최적설계 결과 발사중량은 기본형상의 1483.9lbs에 비교하여 1244.9848로 16.1%가량 감소하였다. 다른 설계구속조건들도 모두 만족하였으며, 특히 Static Margin이 50%로 지나치게 과안정화되는 경향을 보였으나, 최적형상은 11.28%로 구속조건을 만족하였다. 총 91회의 세대(Generation)이 생겼으며, 66회 동안 목적함수의 감소가 없어 최적해에 수렴하였다고 볼 수 있다.

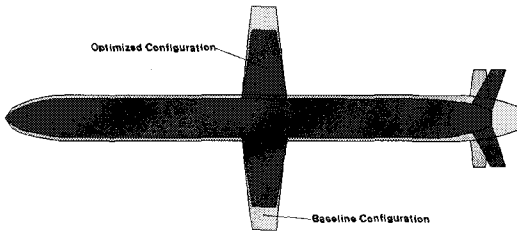


Fig. 5 Configuration comparison between baseline and optimization result

4. 결 론

본 연구에서는 순항 미사일설계에 다분야 통합 최적화 기법을 적용하였다. 해석도구들은 최적화 도구를 사용하기 위해 계산시간이 빠르면서도 비교적 신뢰할 만한 데이터를 산출해 내도록 경험식을 주로 사용하였다.

해석도구들은 프레임워크를 통하여 통합하였다. 최적설계를 위한 최적화 도구로는 유전자 알고리즘을 사용하였으며, 특히 사용한 프레임워크에서 제공하여 해석도구들과 통합이 손쉬운 Darwin을 사용하였다.

최적화 문제로서는 발사중량을 최소화 하는 것을 목적함수로 설정하였으며, 형상정보와 최대 속도 등을 설계 변수로 삼았다. 설계 영역은 일부 항목을 제외하고 각 설계변수가 기본형상에서 30% 정도 까지 변할 수 있도록 하였으며 구속조건은 하중배수, 도달 시간, 횡방향 안정성 등에 대하여 주었다.

최종적으로 설계 결과 기본형상에 비하여 16.1% 정도 가벼운 미사일을 설계 할 수 있었다. 이로써 기본형상 보다 더 개발 및 생산비용이 저렴하게 할 수 있을 것으로 예상되며, 발사 플랫폼의 선택의 폭이 더 넓어졌다.

후 기

본 연구는 특정기초연구사업(R01-2006-000-

10744-0) 으로 수행되었으며 연구비를 지원해 주신 한국과학재단에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 이재우, 정갑주, 황호연, "유도무기 다학제간 최적설계 기법연구 최종 보고서", 국방과학연구소 장기기초 연구, 2005년 12월.
2. Public Domain Aeronautical Software, "The USAF Stability and Control DATCOM Volume I, Users Manual", 1999.
3. Gordon E. Jensen, David W. Netzer, "Tactical Missile Propulsion", AIAA, 1995.
4. 항공기교육설계연구회, "항공기 개념설계", 경문사, 2001.
5. George N. Lewis, Theodore A. Postol, "Long-range Nuclear Cruise Missiles and Stability", Science & Global Security, Vol3. P.49-99, 1992
6. John D. Anderson Jr, "Aircraft Performance and Design", McGraw-Hill International Editions, 1999.
7. 최삼욱, 부성운, "물리 광학법을 이용한 합정 구조물의 레이다 반사면적 계산", 대한 조선 학회논문집 제37권 4호, P.82-91, 2000년 11 월.
8. Nathan R. Hines, Dimitri N. Mavris, "A Parametric Design Environment for Including Signatures Analysis in Conceptual Design", SAE/AIAA 2000-01-5564
9. Robert E. Ball, "The Fundamental of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design, 2nd Edition", AIAA, 2003.
10. 전권수, 이재우, "효율적 제품설계를 위한 다 분야 통합 최적설계기법 고찰", 한국항공우주학회지, 제 29권 5호, 2001년 8월.
11. "ModelCenter User Guide and Programmers Reference, Version 3.1", Phoenix Intergration, Inc., 2001.