

통합된 상용 툴을 이용한 전투기급 항공기 개념설계

이성진¹⁾ · 남화진¹⁾ · 박영근^{*,1)} · 오장환¹⁾ · 이대열¹⁾

¹⁾ 국방과학연구소

Conceptual Design of Fighter-class Aircraft Using Integrated Commercial Tools

Sung-Jin Lee¹⁾ · Hwa Jin Nam¹⁾ · Young Keun Park^{*,1)} · Jangwhan O¹⁾ · Dae Yearl Lee¹⁾

¹⁾ Agency for Defense Development, Korea

(Received 2 December 2013 / Revised 17 February 2014 / Accepted 8 March 2014)

ABSTRACT

Automated design program using commercial process integration and optimization program was developed for conceptual design of fighter-class aircraft. Wind tunnel test data and performance analysis results were compared for the verification of analysis tool of this program, and the usefulness of the tool was found. After integration with radar cross section analysis tool, the correlation with configuration design variables of wing, tail and performance parameters was identified by design of experiment, and the optimized configuration for weight and RCS was derived from optimization of empty weight and average frontal RCS value. After parameter definition of fuselage, the program can be implemented for full aircraft configuration.

Key Words : Integrated Design Optimization Framework(통합 최적설계 프레임워크), Conceptual Design(개념 설계), Performance Analysis(성능 해석), RCS(레이더 반사 면적)

1. 서론

항공기 개념 설계 단계에서는 형상 설계와 이에 따른 각 분야의 해석 등 많은 반복적인 설계 및 해석 작업이 일어나며, 각 분야 엔지니어들의 많은 노력과 시간이 필요하다. 이런 작업들은 최초 형상 설계 작업을 제외하면 대체적으로 비슷한 작업을 일정하게 수

행하는 것이므로, 엔지니어의 결정사항을 최소화 할 수 있는 컴퓨터 프로그램을 사용함으로써 작업 효율을 극대화 할 수 있다. 특히 개념 설계 단계에서는 설계의 깊이보다 많은 상쇄연구를 통한 설계 방향을 결정하는 것이 필요하므로, 전문적인 엔지니어의 깊이 있는 해석보다는 설계의 경향성을 파악하는 것이 필요하다. 따라서 이 단계에서는 결과의 정확도가 낮지만 비교적 많은 시간을 소모하지 않는 낮은 수준의 해석 프로그램을 통해 많은 해석 결과 비교 및 최적화를 할 수 있는 PIDO(Process Integration & Design

* Corresponding author, E-mail: pyk@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

Optimization) 프로그램의 유용성이 두드러진다.

항공기 개념 설계 단계에 대한 PIDO 프로그램개발은 이미 국내외 여러 연구자들이 개발하고 소개하였다. 국내에서 수행되고 있는 최신 연구 중에서는 이재우 등^[1]이 무인기 설계에 적용한 사례가 있으며, 조영민 등^[2]은 민항기 설계에 적용하여 발표하였다. 또한 조영민 등^[3]은 무인전투기 설계에 적용하여 발표하였고, 배효길 등^[4]은 공대지 미사일 설계에 적용하였다. 국외에서도 매우 많은 연구가 진행되었으나, 이 중 본 연구 사례와 비슷한 국외 선진 항공업체를 중심으로 살펴보면, 미국 Lockheed Martin社^[5]의 경우 RCD(Rapid Conceptual Design)이라는 프로그램을 통해 자사의 항공기 개념설계에 적용하고 있으며, 스웨덴 Saab社^[6]의 경우도 역시 DIBA(Digital Interactive Basic Aircraft analysis)라는 프로그램으로 초기 개념설계에 사용하고 있다. 미국 Boeing社^[7]의 경우는 개념설계 프로그램에 더해 효과도 해석까지 프로세스 통합을 하는 환경을 구축하였고, 그 중 일부인 개념설계에 대한 부분이 국내에 소개되었다^[8].

본 연구에서는 국내에서는 아직 적용되지 않았던 전투기 개념 설계에 대한 실제 적용 사례로서 개발된 프로그램에 대한 풍동시험 결과 등을 이용한 검증을 통해 프로그램의 유용성 및 향후 개발 가능성을 제시하고자 한다.

2. 개발 프로그램 개요

2.1 형상 설계 모듈

개념설계의 시작점은 일반적으로 외부 형상에 대한 설계로부터 시작한다. 본 연구의 경우 여러 항공기 분류 중 전투기에 대해 매개변수를 통한 형상 자동 생성에 초점을 두고 있다. 형상 자동 생성은 CATIA^[9]의 Automation 기법을 사용하였다. CATIA Automation 기법은 크게 4가지로 구분할 수 있다^[10].

4가지의 자동화 기법은 각기 다른 특징을 가지고 있다. Native CATIA 및 Knowledge ware는 CATIA Template 구성에 많이 사용되며, 모델의 다양한 형상을 자동으로 수정, 갱신할 수 있도록 구성할 수 있다. VB & VBA, CAA 기법은 Native CATIA, Knowledge ware와 마찬가지로 형상 수정 자동화가 가능한 공통점이 있지만, 개발 환경 및 수행가능 업무의 차이가 있다.

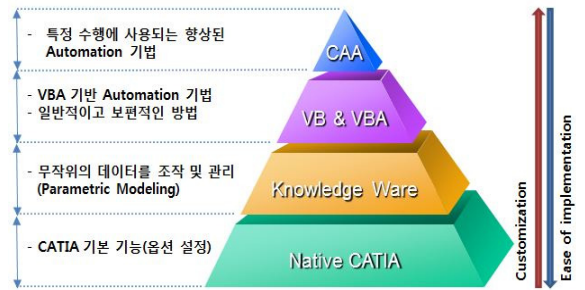


Fig. 1. CATIA Automation Method

본 연구에서는 Native CATIA를 이용하여 항공기 형상을 모델링 하였다. 이를 위해 형상 변경 가능 범위 및 출력정보, 항공기 각 파트별 문제 발생 가능 요인, 모델 형상 정보 추출 등의 사항을 고려하였으며, 이렇게 구성된 항공기 형상 모델을 이용하여 CATIA Template을 구성하였다.

자동화 Module은 VB 기법을 이용하여 구성하였다. 최초 형상관련 CATIA Template과 연동되어 입력된 Input 정보를 이용하여 자동으로 CATIA Template을 수정하고, 그 결과로 변경된 설계정보를 파일로 저장하는 기능을 수행한다. Input 및 Output 정보는 Text File 형태로 처리하도록 개발하여 PIDO를 기반 Process Component 구성이 용이하도록 고려하였다^[11].

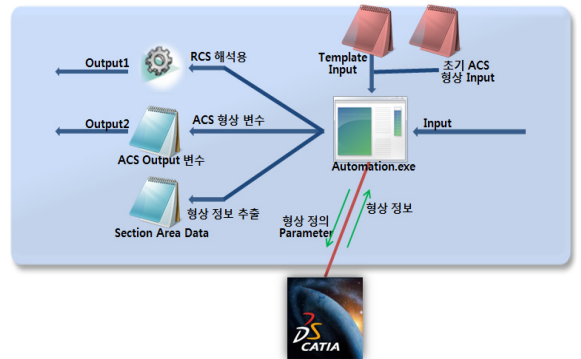


Fig. 2. CAD Automation Process

CAD 자동화 프로세스는 최초 Input을 통해 초기 항공기 형상 결정 및 자동화 Module의 기본 옵션을 설정하며, CAD 자동화 실행 후 추출된 형상 설계 및 형상 정보 Output 파일을 출력한다. 추가적으로 RCS 해석에 활용할 수 있도록 CAD 형상에 대한 데이터를 .STL 파일 형태로 추출할 수 있도록 하였다.

2.2 공력/추진/중량/성능 해석 모듈

실제 개념설계 단계에서 가장 시간을 많이 소모하는 해석 모듈을 본 연구에서는 미국 AVID社의 ACS/ACSNT™^[12,13]을 사용하였다. 이 프로그램은 미국 NASA에서 개발이 시작된 것으로, 하나의 프로그램에 공력, 추진, 중량, 성능 해석 프로그램이 모두 통합된 형태이다. 본 연구에서는 앞서 기술된 CATIA를 이용한 형상 설계 모듈로부터 ACS/ACSNT™의 Geometry 모듈이 요구하는 내용을 추출하여 입력하고, 경험식 기반의 공력 해석결과를 풍동시험 결과와 양력 계수 및 항력 계수에 대한 비교분석 및 보정을 실시하였으며, 추진 해석은 엔진 회사에서 제공한 엔진 자료를 사용하는 방법으로 적용하였다.

2.3 RCS(Radar Cross Section) 해석 모듈

현대 전투기 형상 설계의 큰 요소 중 하나인 RCS 해석을 하기 위해서 앞선 연구자들^[3,4]이 사용한 POFACETS^[14] 프로그램을 사용하였다. 본 프로그램은 CATIA 형상을 STL형식으로 변환하여 입력하면 짧은 시간 안에 RCS 해석이 가능하다. 앞선 연구자들의 적용 결과에 미루어 볼 때 개념설계 프로그램의 모듈로서 적당하다고 판단하였다.

3. 공력/중량/성능 해석 결과 비교

항공기의 경우 대부분의 성능 예측은 형상에 대한 공력 해석의 정확도, 엔진 자료의 신뢰성 및 중량 예측의 적절성에 매우 민감하다. 본 연구의 경우 추진 해석은 엔진 회사의 자료를 그대로 사용하였기 때문에, 공력 해석 및 중량 예측에 따른 성능 해석 결과를 비교하고자 한다. 본 연구에 사용된 프로그램은 개념설계에 적합한 수준의 프로그램이기 때문에 높은 정확도를 기대하기는 힘들다, 다른 항공기 개발에 사용되었던 프로그램 결과와의 비교를 통해 본 프로그램의 신뢰도 수준을 인지하는 것은 중요하다.

3.1 공력 해석 비교

Fig. 3~6은 풍동시험 결과와 ACS/ACSNT™ 공력 해석 결과를 비교한 그림이다. ACS/ACSNT™가 경험식 기반의 공력해석 모듈을 탑재하고 있는 것을 감안했을 때 두 해석결과가 상당히 유사한 경향성을 보이고 있음을 알 수 있다.

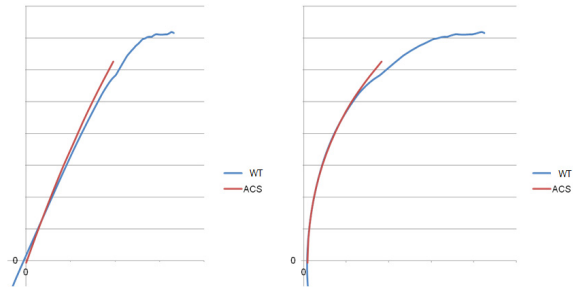


Fig. 3. α vs. CL / CD vs. CL(Mach 0.2)

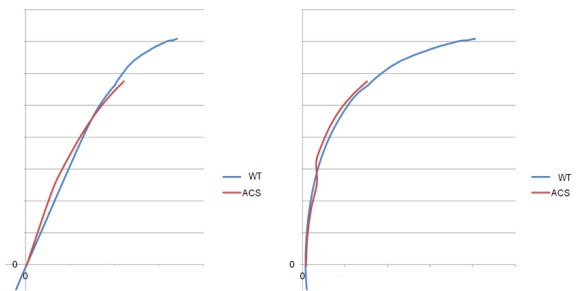


Fig. 4. α vs. CL / CD vs. CL(Mach 0.6)

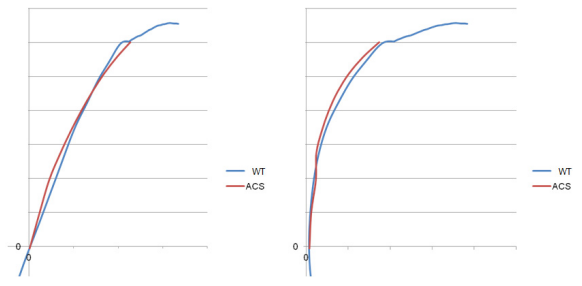


Fig. 5. α vs. CL / CD vs. CL(Mach 0.8)

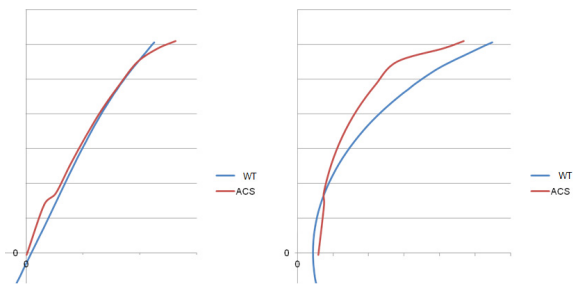


Fig. 6. α vs. CL / CD vs. CL(Mach 1.2)

두 데이터가 흡사한 경향성을 보이고는 있지만 ACS/ACSNT™가 풍동시험 결과보다 공력특성을 좋게

해석하고 있다. 이는 항공기 성능해석에 영향을 미쳐 좋은 성능을 예측할 것으로 보인다. ACS/ACSYNT™는 이러한 문제점을 해결하기 위해서 공력계수에 대한 보정계수를 설정할 수 있도록 지원하고 있다. 따라서 4.1절에서는 공력에 대한 보정을 하지 않고 해석한 결과를 기술하였으며, 4.2절에서는 공력 보정이 된 데이터를 기반으로 해석한 결과를 기술하였다.

3.2 중량 해석 비교

Table 1은 대상 항공기 모델의 형상정보를 기반으로 중량을 해석한 결과이다. 구조, 추진, 세부계통 그룹으로 구분하여 실제 중량대비 그룹별 중량 해석 결과에 대한 비교를 나타내었다.

Table 1. Weight analysis results

Groups	Results	Results after tuning
STRUCTURES GROUP	4.8% ↑	6% ↑
PROPULSION GROUP	7.6% ↑	7.6% ↑
SUB SYSTEM GROUP	13.3% ↓	11.6% ↓
Weight Empty	0.3% ↑	1.4% ↑

예측 결과와 비교하면 상당히 근접한 수준에서 중량 해석이 이루어짐을 확인할 수 있다. 또한 공력 보정이 중량에 미치는 영향은 개념 설계 단계에서 중량 예측의 불확실성을 감안하면 거의 없음을 알 수 있다.

3.3 성능 해석 비교

항공기 성능해석에 필요한 공력/중량 데이터는 ACS/ACSYNT™의 결과를 활용하였고, 추진 데이터는 엔진 회사 제공 데이터를 활용하여 구성하였다. 이를 기반으로 ACS/ACSYNT™를 이용하여 성능 해석을 실시하여 Table 2에 비교하였다. 기존 형상에 대한 예측 성능해석 값은 기 개발되어 실무에 활용되고 있는 항공기 임무성능 해석 툴^[15]을 활용하여 도출한 결과와 비교하였다.

대부분의 성능해석 결과데이터가 예측결과 대비 10% 내의 오차로 나타나지만, 가속 성능 및 이착륙 거리에는 많은 차이를 보이고 있어 이를 이용하여 최적화의 구속조건으로 사용하기에는 무리가 있을 것으로 보인다. 또한 공력 보정에 의해서 전체적으로 항공기 성능이 약간씩 저하되었고 이로 인해서 일부 성능

변수의 경우에는 보정 후에 오차가 현저하게 줄어든 것을 확인할 수 있다.

Table 2. Performance analysis results

Performance Parameter	Results	Results after tuning		
Max. Mach	2.5% ↓	1.0% ↓		
Service Ceiling (ft)	6.2% ↑	1.5% ↑		
Max. Rate of Climb (fpm)	4.5% ↓	10.0% ↓		
Sust. Turn Capability	10kft(deg/s)	6.3% ↑	0.7% ↑	
	- Opt Mach	15kft(deg/s)	9.0% ↑	2.2% ↓
	- Air-to-Air	25kft(deg/s)	9.9% ↑	1.5% ↓
Inst. Turn Capability (deg/s) (Opt Mach / 10kft / Air-to-Air)	8.6% ↓	11.2% ↓		
Accel M0.8->1.2 (sec) (30 kft / Air-to-Air)	36.9% ↓	27.7% ↓		
Takeoff Ground Run (ft)	20.4% ↓	22.8% ↓		
Landing Ground Run (ft)	23.5% ↑	20.6% ↑		

4. 형상 최적화 사례

상용 PIDO툴인 ModelCenter^[16]를 이용하여 개발된 항공기 개념 설계 시스템을 기반으로 ACS/ACSYNT™에 보정계수를 적용한 사례와 적용하지 않은 사례로 구분하여 실험계획법 및 최적화를 실시하였다. 설계변수는 주 날개, 수평/수직 꼬리날개의 주요변수들을 입력하였다.

4.1 보정계수 없이 최적화 실시

4.1.1 DOE(Design Of Experiments) 기법 적용
 최적화 수행하기 전에 Table 3에 정리된 설계변수, 구속조건, 목적함수간의 상관관계 및 경향성을 확인하기 위해서 DOE를 수행하였다.

Fig. 7, 8은 DOE 결과의 한 예로 공허중량과 RCS 특성에 따른 설계변수 영향성 분석결과를 보여주고 있다.

설계 변수 중 공허중량과 RCS에는 주날개의 형상 변수가 대부분의 영향을 차지하는 것을 볼 수 있으므로, 최적화를 수행하더라도 꼬리날개의 변화는 거의 없을 것으로 예상할 수 있다.

Table 3. Design variables

Design variables	
Main wing	AREA
	ASPECT RATIO
	LEADING EDGE SWEEP ANGLE
	TRAILING EDGE SWEEP ANGLE
Htail	AREA
	ASPECT RATIO
	LEADING EDGE SWEEP ANGLE
	TRAILING EDGE SWEEP ANGLE
Vtail	AREA
	ASPECT RATIO
	LEADING EDGE SWEEP ANGLE
	TRAILING EDGE SWEEP ANGLE
Constraints	
	Sust. Turn 10k
	Sust. Turn 15k
	Sust. Turn 25k
	Max Mach
	Service Ceiling
	Max Rate of Climb
Objective functions	
	EMPTY WEIGHT
	RCS (dbsm)

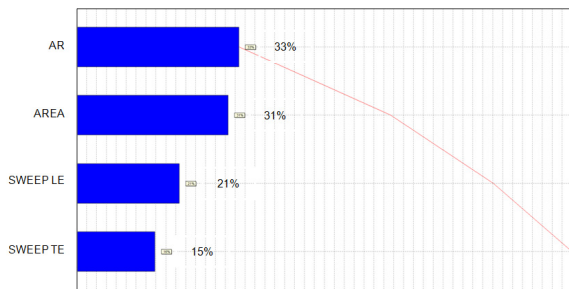


Fig. 7. Pareto chart of empty weight

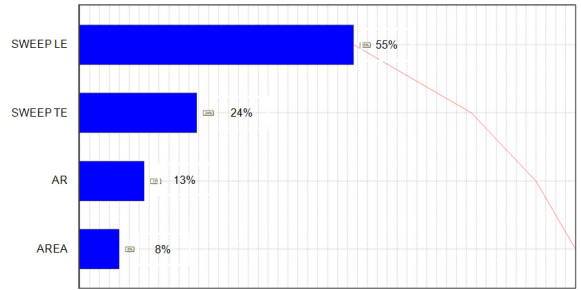


Fig. 8. Pareto chart of RCS

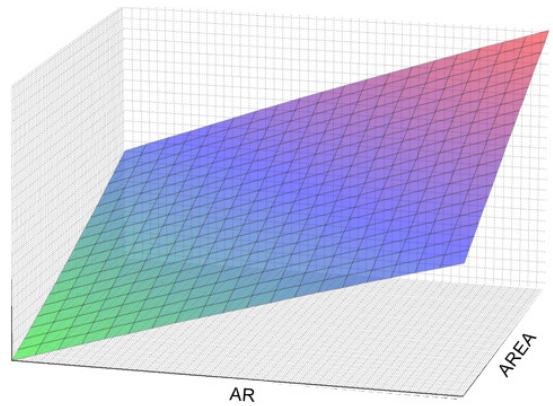


Fig. 9. Response surface of empty weight with respect to AR and AREA

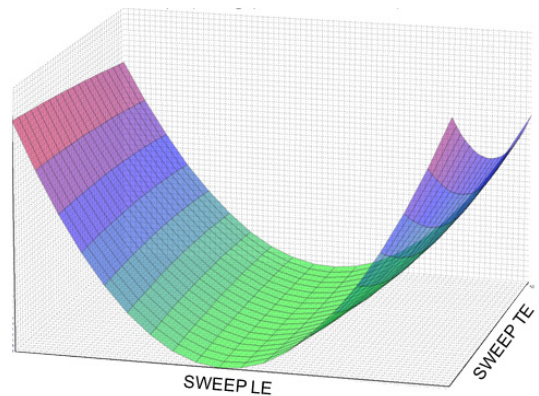


Fig. 10. Response surface of RCS with respect to SweepLE and SweepTE

Fig. 9는 공허중량에 대해 상대적으로 영향성이 많았던 가로세로비 및 면적과의 상관성을 나타낸 것이며, Fig. 10은 마찬가지로 RCS에 대해 영향성이 많았던 앞전 후퇴각 및 뒷전 후퇴각의 상관성을 보여주고 있다.

4.1.2 최적화 기법 적용

최적화에 사용한 설계변수, 목적함수, 구속조건은 Table 3과 같다. 수평꼬리날개의 후퇴각은 RCS 특성을 고려하여 주 날개의 후퇴각과 동일하게 설정될 수 있도록 하였다. 최적화에 사용한 알고리즘은 목적함수를 2개로 설정한 이유로 Model Center의 NSGA II(Non-dominated Sorting Genetic Algorithm)을 사용하였다.

Fig. 11은 설계변수의 변화에 따른 최적화 결과를 나타내고 있다. +표식은 Pareto Front를 나타내고 있으며, 빨간 원안에 있는 포인트가 Model Center의 NSGA II(Non-dominated Sorting Genetic Algorithm) 알고리즘이 판단하는 가장 최적의 포인트이다. 최적화 결과 RCS는 초기값에 비해 약 73.19% 정도 성능향상이 되었고 공허중량은 약 0.39% 정도 감소하였다. Fig. 12를 통해서 초기형상과 최적화 결과가 반영된 항공기 형상을 비교해 볼 수 있다.

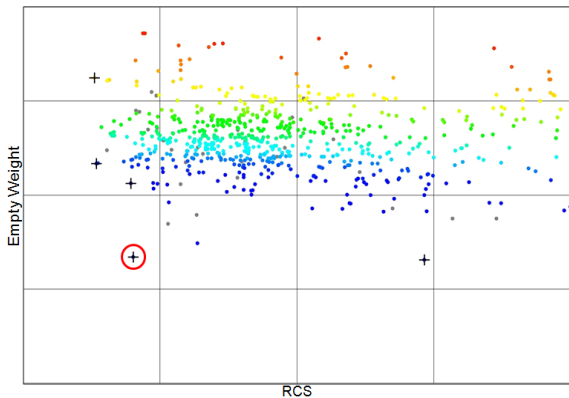


Fig. 11. Optimization results

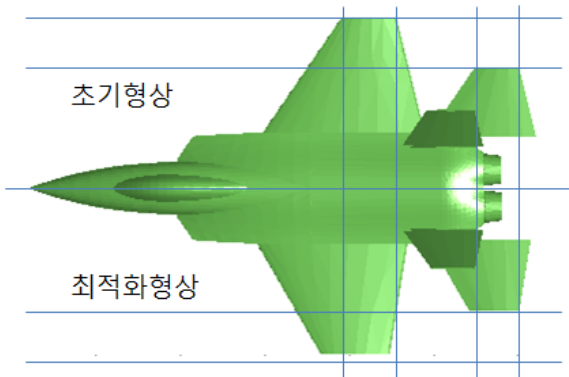


Fig. 12. Geometry optimization results

4.2 보정계수 적용하여 최적화 실시

보정계수를 적용한 최적화에 사용한 설계변수, 목적함수, 구속조건은 Table 3과 같다. 기타 최적화를 수행하기 위해 적용한 모든 조건은 보정계수 이외에는 모두 앞서 수행한 보정계수를 적용하지 않은 최적화 사례와 동일하게 적용하였다.

4.2.1 DOE(Design Of Experiments) 기법 적용

DOE를 수행한 결과 RCS 특성은 보정계수를 적용하지 않은 DOE 결과와 완전히 동일한 결과가 출력되었다. RCS는 형상정보에 대해서만 영향을 받고, 성능해석과 연관되는 보정계수에는 영향을 받지 않으므로 두 결과가 동일하게 출력된다. 공허중량의 경우 Fig. 13과 같이 미미한 차이는 있지만 경향성 측면에서 크게 다르지 않은 결과를 출력하고 있음을 알 수 있었다.

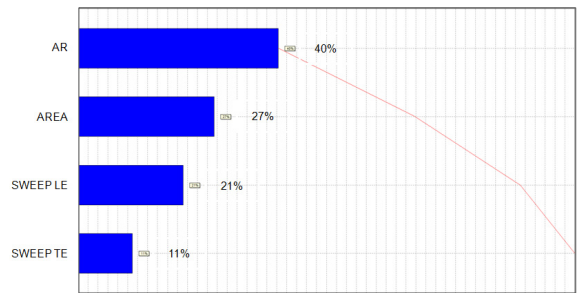


Fig. 13. Pareto chart of empty weight

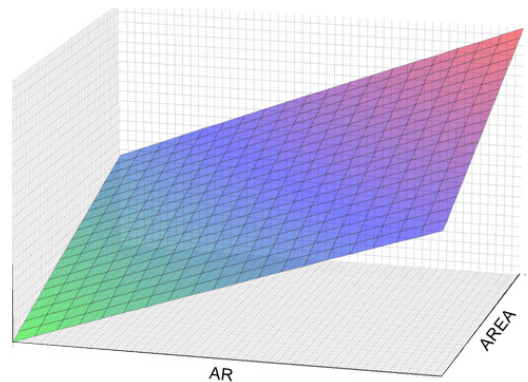


Fig. 14. Response surface of empty weight with respect to AR and AREA

4.2.2 최적화 기법 적용

최적화에 사용한 알고리즘은 최적화 결과의 비교를 위해 앞서 수행한 보정계수를 적용하지 않은 최적화

에 사용한 알고리즘과 동일하게 사용하였다. 최적화 결과는 Fig. 15와 같은 경향성을 보이고 있으며 RCS는 초기값에 비해 약 70.39% 정도 성능향상이 되었고 공허중량은 약 2.41% 정도 증가하였다. 이는 보정계수를 적용하지 않았을 때와 비교했을 때 성능이 다소 저하된 결과이다. 그 이유는 보정계수에 의해 공력특성이 저하되었고, 그에 따라 Table 3의 구속조건을 만족시키기 위해 주 날개의 크기가 커졌음을 Fig. 16에서 확인할 수 있다. 또한 주 날개의 크기가 커짐에 따라 RCS 특성도 변화하여 주 날개의 후퇴각 역시 Fig. 12의 보정계수 적용 전 최적화 형상과 달라져 있음을 Fig. 16에서 확인할 수 있다. 결과적으로 주 날개가 커짐에 따라 공허중량이 증가하게 되었고, RCS 특성도 저하되었다.

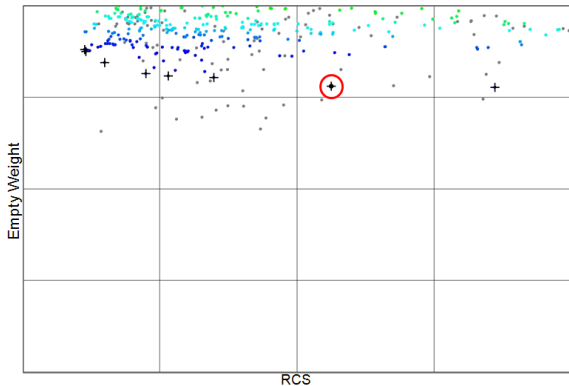


Fig. 15. Optimization results with aerodynamics tuning

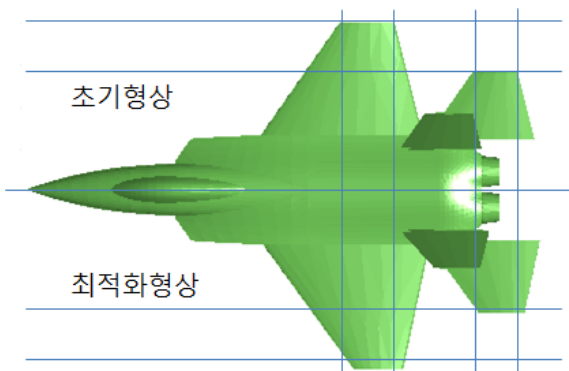


Fig. 16. Geometry optimization results

Fig. 15을 보면, 빨간원으로 표시된 최적점의 RCS값보다 더 작은 Pareto Front(“+”)가 존재하는 것을 알

수 있는데, 이는 공허 중량의 최소화에 비중을 더 두었기 때문이며, Pareto Front보다 더 좋은 결과를 표현하고 있는 회색점들은 구속조건을 만족시키지 못했기 때문에 Pareto Front에서 제외되었다.

5. 결론

개발된 전투기급 항공기 개념 설계 시스템을 기반으로 항공기 성능 해석을 실시하여 그 결과를 비교분석 해본 결과, 경험식 기반임에도 불구하고 비교적 신뢰도가 높은 결과를 얻을 수 있다는 것을 확인하였다. 이를 활용하여 실험계획법 및 최적화를 수행하였고, 초기 형상보다 좋은 성능을 가질 수 있는 형상을 도출하였다. 향후 동체에 대한 형상 설계 변수 정의를 통해 항공기 전반적인 형상에 대한 최적화를 수행할 수 있을 것이다.

References

- [1] 이재우, 최석민, 누엔 반, 김지민, 변영환, “다정밀도 해석기법을 이용한 무인항공기 다분야통합 최적설계,” 한국항공우주학회지, 제40권, 제8호, pp. 695-702, 2012.
- [2] 조영민, 최성임, 박영민, 강왕구, 이해창, “중형 터보프롭 항공기 개념설계 및 형상 최적설계 프레임워크의 개발 및 검증,” 한국항공우주학회 2012년도 춘계학술대회, pp. 151-166, 2012.
- [3] 조영민, 최성임, “공력 향상과 RCS 감소를 고려한 무인 전투기의 형상 최적설계,” 한국항공우주학회 2012년도 춘계학술대회, pp. 98-113, 2012.
- [4] 배효길, 이광기, 정준오, 상대규, 권장혁, “공력해석과 RCS해석 통합 500 lb급 공대지 미사일 최적설계,” 한국항공우주학회지, 제40권, 제2호, pp. 184-191, 2012.
- [5] Carty, A., “An Approach to Multidisciplinary Design, Analysis and Optimization for Rapid Conceptual Design,” AIAA 2002-5438, 2002.
- [6] Peterson, G., “Sizing and Balance Module Development for Aircraft Conceptual Design,” Master thesis, Linköpings Universitet, 2007.
- [7] Cassidy, P. F. and Gatzke, T. D., “Integrating

- Synthesis and Simulation for Conceptual Design,” AIAA 2008-1443, 2008.
- [8] 남화진, 김호식, “상용 최적 설계 툴을 이용한 항공기 개념 설계,” 제1회 항공우주산업기술 컨퍼런스, p. 10, 2011.
- [9] Dassault Systems, CATIA® V5.
- [10] Dassault Systems, CATIA V5 Automation, 2006.
- [11] 장석, 김병수, 남화진, “CATIA Automation 기법을 이용한 전투기 초기 형상 설계 자동화에 대한 연구,” 한국항공우주학회 2011년도 추계학술대회, pp. 968-972, 2011.
- [12] ACS/ACSYNTH™ User's Guide, AVID LLC, 2012.
- [13] 류태규, 정인재, “항공기 개념 설계용 통합 프로그램 개발 방안 연구,” 한국항공우주학회 학술발표회, pp. 301-305, 1996.
- [14] Chatzigeorgiadis, F. and Jenn, D. C., “A MATLAB Physical-Optics RCS Prediction Code,” IEEE Antennas and Propagation Magazine, Vol. 46, No. 4, pp. 137-139, 2004.
- [15] 강경민, “항공기 임무성능 해석 Tool 개발,” 한국항공우주학회 2008년도 춘계학술대회, pp. 880-884, 2008.
- [16] Model Center V10, Pheonix Integration.