

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(5), 404-414(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.5.404>

전투기의 개념설계를 위한 성능해석 프로그램 개발

김태우*, 최현민*, 최병렬**, 이성진***, 남화진***, 최동훈****, 조진수*****

The Development of Performance Analysis Code for Conceptual Design of Jet Fighters

Taewoo Kim*, Hyunmin Choi*, Byungryul Choi**, Sungjin Lee***, Hwajin Nam***,

Donghoon Choi**** and Jinsoo Cho*****

Department of Mechanical Engineering, Hanyang University*, PIDOTECH Co.**,
Agency for Defence Development***, School of Mechanical Engineering, Hanyang University****,
School of Mechanical Engineering, Hanyang University*****

ABSTRACT

In the conceptual design phase of jet fighters, the trade study is performed repeatedly for a selection of the baseline configuration. The automation of repeated trade study makes possible to select efficiently the baseline configuration. In this study, the performance analysis code was developed for the automation of trade study. The code consists of the module of shape generation, the module of weight estimation, the module of mission performance analysis. 3D CAD Model can be generated by the module of shape generation and Weight can be estimated by using the empirical equation in the module of weight estimation. The module of mission performance analysis was able to calculate the mission performance about the arbitrary mission profile. In addition, the optimal mission performance can be calculated by using optimization method. By performing the validation, the code was confirmed to be able to apply to the conceptual design phase.

초 록

전투기의 개념설계 과정에서는 기준형상 도출을 위해 비교분석연구가 반복된다. 반복적인 비교분석연구가 자동화되면 효율적으로 기준형상을 도출할 수 있다. 본 연구에서는 비교분석연구의 자동화를 위한 성능해석 프로그램을 개발했다. 프로그램은 형상생성모듈과 중량예측모듈, 임무성능 해석모듈로 구성된다. 형상생성모듈을 사용하여 3D CAD 모델 생성이 가능하며 중량예측모듈에서는 경험식을 사용하여 중량을 예측한다. 임의의 임무형상에 대한 임무성능 해석이 가능하며 최적화 기법을 사용하여 최적 임무성능 계산이 가능하다. 개발된 프로그램의 검증을 진행하여 개념설계 단계에 적용 가능성을 확인했다.

Key Words : Performance Analysis(성능해석), Conceptual Design(개념설계), Weight Estimation(중량예측), Mission Profile(임무형상), Progressive Quadratic Response Surface Model(점진적 2차 반응표면법)

† Received: February 6, 2013 Accepted: April 29, 2013

***** Corresponding author, E-mail : jscho@hanyang.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

1. 서론

항공기의 설계과정은 개념설계(conceptual design), 기본설계(preliminary design), 상세설계(detailed design) 그리고 개발까지의 과정으로 이루어진다. 개념설계단계에서는 공력해석, 중량예측 등을 통하여 항공기의 성능을 예측하고 예측된 성능을 사용하여 설계요구조건을 만족하는 기준형상(baseline configuration)을 도출한다. 기준형상 도출을 위해서 동일한 성능해석과정의 반복을 통한 비교분석연구(trade study)가 수행된다. 가능한 많은 형상에 대해서 성능해석을 수행하고, 비교분석연구를 하는 것이 좋지만 이는 설계인력 및 기간 등에 제약을 받는다[1]. 이러한 문제점은 동일한 성능해석 과정의 자동화를 통한 비교분석연구로 극복이 가능하다. 동일한 성능해석 과정의 자동화를 통해 좀 더 신속하고 효율적으로 비교분석연구를 수행하여 기준형상을 도출할 수 있다.

신속하고 효율적인 개념설계를 위해 많은 성능해석 프로그램이 개발되었다. ACSYNT(AirCraft SYNThesis)는 NASA Ames Research Center에서 진행된 연구를 기반으로 1990년대에 개발되었다. ACSYNT는 구조해석, 중량예측, 추진성능해석 등을 수행할 수 있는 성능해석 프로그램이다[2]. ACS(AirCraft Synthesis)는 ACSYNT를 발전시킨 성능해석 프로그램으로 보잉社(Boeing)에서 사용 중이다. 공력해석, 추진성능해석, 임무성능해석, 가격예측 등이 가능하다[3]. NASA에서 개발된 FLOPS(FLight OPTimization System)는 개념 및 예비 설계 단계에 적용 가능한 성능해석 프로그램이다. 중량모듈, 공력모듈, 추진성능모듈, 임무성능해석모듈 등 총 9개의 모듈로 구성되었다[4]. RDS-Professional은 Daniel P. Raymer에 의하여 개발된 상용 성능해석 프로그램이다. 항공기의 형상생성, 중량예측, 공력해석, 성능해석 등이 가능하다[5].

국내에서 진행된 항공기의 개념설계에 관한 연구는 이재우 등[6]이 한국형 초음속 훈련기 T-50 개발경험을 토대로 하여 개념설계와 기본설계를 설계과정 중심으로 연구했다. 전성진 등[7]은 유사순차적 데이터 관리구조를 사용하여 항공기 개념설계 시스템을 개발하고 단거리 여객기에 관한 최적화를 수행했다. 정원형 등[8]은 수직이착륙 및 고속순항이 가능한 무인항공기의 설계조건을 기반으로 중량 예측, 성능예측, 경향성 분석을 할 수 있는 프로그램을 개발했다. 윤정원 등[9]은 VLJ(Very Light Jet) 항공기의 개념 설계

과정에서 소형항공기의 인증 규정들을 만족하는 항공기의 기준형상 도출에 관한 연구를 했다. 이재우 등[10]은 개념설계 단계에서 설계의 정확도를 증가시키기 위하여 다 정밀도 해석기법을 적용하여 무인항공기의 다분야 통합설계를 수행했다.

이처럼 국내에서는 개념설계 단계에서 해석모듈의 통합을 통한 최적설계연구가 진행되었지만 주로 무인항공기와 민항기에 관한 연구가 진행되었다. 개념설계 단계에서 전투기의 비교분석연구 자동화를 통한 개념설계 시스템, 해석모듈의 통합을 통한 최적설계에 관한 연구는 부족하다. 전투기는 무인항공기나 민항기와 기체형상이 다르고 전투임무와 무장투하와 같은 추가적인 임무성능 해석이 필요하기 때문에 전투기에 관한 연구가 필요하다.

현재 국내에서는 한국형 전투기 개발 사업이 진행 중이다. 이러한 개발 사업의 지원 및 기술적 자립을 위하여 국산 전투기 개념설계 시스템의 개발이 필요하다. 국산 전투기 개념설계 시스템의 확보를 통하여 목표로 하는 설계 결과를 좀 더 신속하고 용이하게 얻어낼 수 있으며 국내의 항공기 개발사업 경험을 반영한 시스템의 개량도 가능해진다.

본 연구에서는 국산 전투기 개념설계 시스템 개발을 위하여, 최적화기법을 사용한 전투기의 통합 성능해석 프로그램 개발에 관한 연구를 수행했다. 통합 성능해석 프로그램은 Excel과 VBA(Visual Basic for Application)를 사용하여 개발했다. 최적임무 성능해석을 위해 상용 PIDO(Process Integration and Design Optimization)틀인 PIANO(Process Integration, Automation and Optimization)[11]를 사용하여 최적화 기법을 적용했다. 최적화 기법은 점진적 2차 반응표면법(PQRS, Progressive Quadratic Response Surface Model)을 사용했다. PIANO는 (주)피도텍社에서 순수 국내 기술로 개발한 PIDO틀로 다분야 통합 최적설계가 가능한 프로그램이다.

프로그램은 형상생성모듈, 중량예측모듈, 임무성능 해석모듈로 구성된다. 형상생성모듈은 전투기의 기본적인 형상정보를 사용하여 전투기의 형상을 생성하고 추가적인 형상정보를 계산한다. 중량예측모듈은 경험식을 사용하여 중량을 예측한다. 임무성능 해석모듈은 임의의 임무형상(mission profile)에 대한 임무성능 해석이 가능하며 PIANO를 사용하여 최적 임무성능 예측이

가능하도록 연구를 수행했다. 개발된 성능해석 프로그램을 사용한 해석결과를 상용 성능해석 프로그램인 RDS-Professional 해석결과[12]와 비교하여 검증 실시했다. 검증을 통해 개발된 성능해석 프로그램이 전투기의 개념설계 단계에서 사용가능함을 확인하고자 했다.

II. 본 론

2.1 프로그램 구성

프로그램은 형상생성모듈과 중량예측모듈, 임무성능 해석모듈로 구성되며 프로그램 구성도를 Fig. 1에 나타냈다. Excel에 기본적인 형상 파라미터를 입력하면 형상정보와 중량정보가 계산된다. 임무성능 해석은 Excel 내부의 VBA와 PIANO를 사용하여 수행한다. Excel에 입력된 임무형상에 따른 임무명과 임무조건이 순차적으로 VBA에 전달된다. VBA는 임무명에 따른 성능해석기법을 선택하고 필요한 값을 형상생성모듈과 중량예측모듈로부터 불러들여 성능해석을 실시한다. 각각의 임무에 따라 최적값 계산이 필요할 경우에는 PIANO를 사용하여 최적값을 계산한다.

PIANO를 이용한 최적문제 계산시에는 VBA로부터 성능해석에 필요한 형상정보, 중량정보, 임무조건이 PIANO로 전달되어 임무성능 해석이 PIANO 내부에서 이루어진다. PIANO를 사용하여 각 임무에 맞는 최적값을 목적함수(objective function)로 하는 최적 문제를 구성한다. 설계변수(design variable)는 고도, 속도, 조종면의 변위, 엔진출력 중 임무에 맞는 변수들이 선택된다. PIANO 내부에 생성된 공력계수와 엔진성능 근

사함수에 최적화 기법을 적용하여 설계변수를 조정해가며 목적함수를 만족하는 최적값을 찾는다. 최적문제의 계산이 끝나면 결과값을 PIANO에서 VBA로 전달한다. VBA는 확인이 가능하도록 결과값을 Excel에 전달하여 출력한다.

임무성능 해석결과 소모된 연료량과 무장투하 중량을 계산하여 임무종료시의 중량과 연료중량이 계산된다. 최종적으로 임무종료고도와 속도, 엔진출력, 중량정보가 출력된다. 출력된 중량정보는 다음 임무성능 해석 시 임무시작조건으로 이용되며 임무종료고도와 속도는 선택에 따라 다음 임무시작고도와 속도로 이용된다. 매 임무 성능 해석시마다 동일 과정을 반복하여 임무형상에 대한 임무성능을 해석한다. 각각의 임무에 대한 성능해석은 Daniel P. Raymer의 성능해석 이론[1]을 사용하였으며 이론의 수정 및 보완에는 Anderson, Roskam의 성능해석 이론[13-16]을 이용했다.

2.1.1 최적화 기법

최적화 기법으로는 점진적 2차 반응표면법을 사용했다. 점진적 2차 반응표면법은 설계 공간 내에서 목적함수와 구속조건(Design Constraint)을 2차 함수로 근사화하고 신뢰영역 근사모델 관리 기법이 정한 설계구역에서 근사 최적설계를 점진적으로 수행하여 최적해를 찾는 기법이다.

점진적 2차 반응표면법은 2차 근사함수를 구성하기 위해 기존의 반응표면 방법보다 적은 실험점($2n + 1$, n 은 설계변수의 수)을 요구하기 때문에 효율적이며 전역최적해(global optimum)를 찾을 수도 있는 Weak Global Convergence 특징을 가진다. 수치적 노이즈가 존재하는 경우에 효율적이고 강건하게 수렴할 수 있는 방법론이다[17].

본 연구에서 개발된 성능해석 프로그램에서는 임무성능 해석모듈에서 최적임무성능을 계산하기 위하여 최적화기법을 사용한다. 임무성능 해석모듈에서 이륙준비성능 해석을 제외한 모든 성능해석시에 점진적 2차 반응표면법을 사용하여 최적화 문제를 계산한다.

2.2 형상생성모듈

전투기의 중량예측과 성능해석을 위한 표면적(wetted area), 날개면적(wing area) 등을 계산하고 전투기의 형상을 확인하기 위해서 형상생성모듈을 개발했다. 전투기의 형상을 총 44개의 파라미터를 사용하여 나타내었으며 파라미터는 크게 동체(Fuselage), 주익(Main Wing), 수평미익(Horizontal Tail Wing), 수직미익(Vertical Tail Wing)으로 구분된다. Table 1에 각각의 파라미터

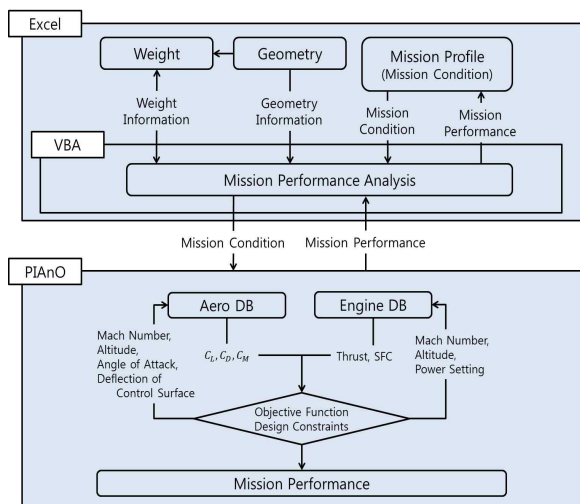


Fig. 1. Overview of Performance Analysis

목록을 나타내었다. 파라미터 값을 Excel에 입력하면 날개면적, 테이퍼비(taper ratio), 가로세로비(aspect ratio)등의 형상정보가 계산되고, 상용 3D CAD(Computer Aided Design) 프로그램인 CATIA(Computer Aided Three-dimensional Interactive Application)를 사용하여 파라미터 값을 반영한 3차원 모델을 생성한다.

2.3 중량예측모듈

전투기의 성능해석에 있어서 추력 대 중량비(thrust to weight ratio), 익면하중(wing loading), 요구추력 등은 중량과 관련된 중요한 변수이다. 전투기의 중량이 변하면 성능해석 결과가 변하게

Table 1. Design Parameters

Fuselage	Fuselage Length, Nose Length, Nose Down, Nose Height1, Nose Height2, Nose Width, Canopy X Location, Canopy Length, Canopy Height, Intake X Location, Intake Width, Intake Height, Intake Length, Intake Y Location 2, Intake Z Location 2, Width at Wing LE Intersection, X Location.Rear Fuselage, Nozzle Y Location, Nozzle Z Location, Nozzle Diameter1, Nozzle Diameter2, Nozzle Length
Main Wing	Root Chord, Tip Chord, Span, Sweepback Angle, Geometric Twist, Dihedral Angle, Root LE X Location, Root LE Z Location
Horizontal Tail Wing	Tip Chord, Span, Dihedral Angle, Root LE Y Location, Root LE Z Location, Gap.Main Wing.Htail
Vertical Tail Wing	Root Chord, Tip Chord, Span, Sweepback Angle, Dihedral Angle, Root LE X Location, Root LE Y Location, Root LE Z Location

되므로 정확한 성능해석을 위하여 중량의 정확한 예측이 필요하다. 본 프로그램에서는 전투기의 형상정보를 사용하여 중량을 예측할 수 있는 경험식[1]을 도입했다. 전투기의 형상정보는 형상생성모듈의 결과값을 Excel을 사용하여 연동하였다. 중량예측모듈의 결과값으로 공허중량(empty weight)이 계산된다.

2.4 임무성능 해석모듈

전투기의 임무성능 해석을 위하여 Table 2에 나열된 총 12가지의 임무를 조합하여 임무형상(mission profile)을 생성한다. 임무형상 생성 후에는 각각의 임무에 따라 고도, 속도, 엔진출력 등의 적합한 임무조건(mission condition)을 입력한다. 임무형상생성과 임무조건입력은 Excel을 이용한다.

공력계수와 엔진성능은 임무성능 해석결과에 영향을 미친다. 임무성능 해석을 실시할 NGAF(Next Generation Attack Fighter)에 대한 자료[12]를 사용하여 공력계수와 엔진성능에 관한 데이터베이스(DB, DataBase)를 각각 작성했다. 공력계수 데이터베이스는 속도, 받음각, 조종면의 변위, 양력계수, 항력계수, 모멘트계수로 구성된다. 속도, 받음각, 조종면의 변위를 입력값으로 하며 입력값에 따른 양력계수, 항력계수, 모멘트계수를 출력값으로 한다. 엔진성능 데이터베이스는 속도, 고도, 엔진출력, 추력, 비연료소모율로 구성된다. 속도, 고도, 엔진출력을 입력값으로 하며 입력값에 따른 추력, 비연료소모율을 출력값으로 한다. 공력계수와 엔진성능 데이터베이스에 관한 근사함수를 PIA_nO를 사용하여 생성했다.

Table 2. Mission List

No.	임무(Mission)
1	이륙준비(Engine Start - Up)
2	이륙(Take-off)
3	상승(Climb)
4	하강(Descent)
5	순항 1(Cruise 1/Optimal Mach/Altitude)
6	순항 2(Cruise 2/Optimal Mach)
7	순항 3(Cruise 3/Optimal Altitude)
8	순항 4(Cruise 4)
9	가속(Acceleration)
10	전투(Combat)
11	선회(Loiter)
12	착륙(Landing)

PIAnO는 Kriging Method, Gaussian Method, Multi-quadratic Method 중 작성된 데이터베이스에 제일 적합한 근사모델을 자동으로 선정하여 근사함수를 생성한다[11]. 생성된 근사함수에 최적화기법을 적용하여 각 임무와 임무조건에 맞는 공력계수와 엔진성능을 계산한다.

전투기의 임무성능 해석을 위하여 임무에 따른 임무중량($W_{mission}$)을 계산한다. 임무를 위한 임무중량은 운용중량($W_{operating}$)과 연료중량(W_{fuel}), 무장중량(W_{weapon})의 합으로 식 (1)과 같이 나타낸다. 식 (1)에서 연료중량(W_{fuel})은 내부 연료중량(W_{in_fuel})과 외부연료중량(W_{ex_fuel})의 합으로 표현되며 식 (2)와 같다. 임무해석 시 임무에 사용된 연료중량만큼 연료중량은 감소한다. 무장중량(W_{weapon})은 전투기에 장착된 무장중량의 합으로 나타내며 식 (3)과 같다. 전투기는 최대 15개의 무장을 장착할 수 있다. 임무해석 시 투하된 무장중량만큼 무장중량은 감소한다.

$$W_{mission} = W_{operating} + W_{fuel} + W_{weapon} \quad (1)$$

$$W_{fuel} = W_{in_fuel} + W_{ex_fuel} \quad (2)$$

$$W_{weapon} = W_{pod1} + W_{pod2} + \dots + W_{pod14} + W_{pod15} \quad (3)$$

2.4.1 이륙준비성능 해석기법

이륙준비과정은 항공기가 이륙하기 전 엔진의 예열과 안전점검 및 활주로에서 이동하는 과정을 의미한다. 이륙준비과정동안 항공기는 엔진출력이 최소출력인 상태에서 엔진을 가동한다. 이륙준비성능 해석시에는 임무수행시간만을 입력하며 프로그램 내에서 고도는 0ft, 속도는 마하수 0으로 고정된다. 엔진성능에 관한 근사함수를 사용하여 추력(T)과 비연료소모율(C)을 계산한다. 계산된 추력, 비연료소모율과 입력한 임무수행시간(dt)을 사용하여 소모된 연료량을 계산한다. 소모된 연료량을 계산하는 방법은 식 (4)과 같다.

$$W_{fuel_consumption} = CTdt \quad (4)$$

2.4.2 이륙 및 착륙성능 해석기법

전투기가 지상활주를 통하여 이륙(take-off)에 필요한 속도에 도달한 후 기수를 들어 받음각을 증가시키므로서 양력을 증가시킨다. 그 후 전투기가 원호를 그려 최대 상승각에 도달한 후 상승하여 장애물 고도 50ft를 벗어나는 과정을 이륙

과정이라 한다. 이륙과정동안 이동한 수평거리의 합이 총 이륙거리가 된다. 착륙(landing)과정은 이륙과정과 반대의 과정으로 계산되지만 성능해석 원리는 같다.

이륙속도는 실속속도의 1.1배이다. 실속속도는 식 (5)를 사용하여 계산한다[14]. 양력계수가 증가하면 실속속도가 감소하고 이륙속도도 감소한다. 이륙속도가 감소하면 이륙거리는 줄어든다.

$$V_{stall} = \sqrt{2*(W/S)/(C_{L_{max}}*0.076474)} \quad (5)$$

이륙성능 해석을 위해서 최대 양력계수를 계산하는 최적문제를 구성했다. 이때의 최적문제 구성을 Table 3에 나타내었으며 설계변수로 조종면의 변위만을 사용하여 최대양력계수를 계산한다. 임무조건에서 받음각은 랜딩기어에 의한 전투기의 받음각으로 정해진다.

2.4.3 상승 및 하강성능 해석기법

상승(climb) 및 하강(descend)성능 해석기법에서는 임무 시작고도와 속도, 임무 종료고도와 속도, 엔진출력을 입력한다. 임무 시작 고도에서 임무 종료 고도까지 상승하는데 걸리는 시간을 계산한다. 전투기가 상승 및 하강을 하는 동안 공기밀도, 전투기의 중량, 추력 등이 변한다. 성능해석의 정확도를 높이기 위하여 변하는 변수들을 반영하여야 한다. 변화하는 변수들을 반영하기 위하여 고도변화가 5000 ft를 넘을 경우에는 5000 ft단위로 고도를 나누어 성능해석을 실시한다. 고도변화가 5000 ft를 넘지 않을 경우에는 구간을 나누지 않고 계산한다. 각 단계별로 변화되는 변수를 반영하여 성능해석을 수행한 후 계산된 결과값을 합산하여 최종 성능해석결과를 계산한다.

상승 및 하강성능 해석을 위한 최적문제 구성을 Table 3에 나타내었다. 임무조건으로 고도와 속도, 엔진출력이 모두 고정되어 있어 받음각과 조종면의 변위만을 설계변수로 하여 양항비(lift to drag ratio)의 최대화를 목적함수로 하는 최적문제를 계산한다.

2.4.4 순항성능 해석기법

전투기의 개념설계뿐만 아니라 항공기의 개념설계에서 순항(cruise)성능은 비행성능을 결정하는데 있어 가장 기본이며 매우 중요한 임무성능이다[1]. 본 프로그램에서는 순항성능을 해석하는 방법을 총 4가지로 분류했다. 순항성능 해석 방법에 따라 최적순항고도나 최적순항속도를 계산

Table 3. Optimal Design of Mission Performances

임무	임무조건	설계변수	구속조건	목적함수
이륙 (take-off)	이륙속도 = $1.1 V_{stall}$ 고도 = 0ft 받음각	조종면의 변위		양력계수 최대화
상승/하강 (climb/descent)	시작속도 종료속도 시작고도 종료고도 엔진출력	받음각 조종면의 변위		양항비 최대화
순항 1 (cruise 1)	순항거리	순항속도 순항고도 받음각 조종면의 변위 엔진출력	모멘트 계수 = 0	연료소비량 최소화
순항 2 (cruise 2)	순항거리 순항고도	순항속도 받음각 조종면의 변위 엔진출력	모멘트 계수 = 0	연료소비량 최소화
순항 3 (cruise 3)	순항거리 순항속도	순항고도 받음각 조종면의 변위 엔진출력	모멘트 계수 = 0	연료소비량 최소화
순항 4 (cruise 4)	순항거리 순항속도 순항고도	받음각 조종면의 변위 엔진출력	모멘트 계수 = 0	연료소비량 최소화
가속 (acceleration)	시작속도 종료속도 임무고도	받음각 조종면의 변위 엔진출력	모멘트 계수 = 0	가속시간 최소화
전투 (combat)	임무속도 임무고도 엔진출력 = 2.0	받음각 조종면의 변위		양항비 최대화
선회 (loiter)	임무시간	임무속도 임무고도 받음각 조종면의 변위 엔진출력	모멘트 계수 = 0	연료소비량 최소화 임무거리 최소화

하는 성능해석이 가능하며 각 성능해석방법에 따라 임무조건이 달라진다.

순항성능의 해석방법에 따른 임무조건과 설계변수, 목적함수, 제약조건을 Table 3에 나타내었다. 순항거리는 모든 순항성능 해석에서 항상 임무조건이 된다. 고도와 속도는 선택적인 임무조건이다. 고도와 속도가 임무조건으로 정해지지 않으면 설계변수가 되어 최적순항고도나 속도를 성능해석 시 계산하게 된다. 모든 순항성능 해석은 받음각과 조종면의 변위, 엔진출력을 기본 설계변수로 하여 연료소비량의 최소화를 목적함수로 하는 최적문제를 계산한다.

순항성능 해석방법 중 순항 1(cruise 1)은 순항거리만을 입력하여 성능해석을 실시하며 최적순항고도와 속도가 계산된다. 순항 2(cruise 2)는

순항거리와 임무고도를 입력하여 성능해석을 실시하며 최적순항속도가 계산된다. 순항 3(cruise 3)은 순항거리와 임무속도를 입력하여 성능해석을 실시하며 최적순항고도가 계산된다. 마지막으로 순항 4(cruise 4)는 순항거리와 임무고도, 임무속도를 모두 입력하여 순항성능을 해석한다.

항공기가 순항을 함에 따라 항공기의 무게는 점차 감소하고 이에 따른 요구추력도 감소한다. 성능해석의 정확도를 높이기 위하여 변하는 변수들을 반영하여야 한다. 변화하는 변수들을 반영하기 위하여 항속거리가 50nm(nautical miles)보다 큰 경우에는 항속거리를 50nm 단위로 나누어 성능해석을 실시한다. 항속거리가 50nm보다 작은 경우에는 구간을 나누지 않고 계산한다. 각 단계별로 변화되는 변수를 반영하여 성능해석을

수행한 후 계산된 결과값을 합산하여 최종 성능 해석결과를 계산한다.

2.4.5 가속성능 해석기법

가속(acceleration)성능 해석기법은 임무시작속도와 목표속도, 임무수행고도를 입력하여 전투기가 속도를 증가시킬 때 걸리는 시간과 연료소비량을 계산한다. 속도의 증가는 선형적으로 이루어진다고 가정하며 가속시간이 최소가 되도록 성능해석을 실시한다. 최적문제구성을 Table 3에 나타냈으며 받음각, 조종면의 변위, 엔진출력을 설계 변수로 하여 가속시간의 최소화를 목적함수로 하는 최적문제를 계산한다.

2.4.6 전투성능 해석기법

현대의 전장에서 전투(combat)시의 상황은 다양하게 나타나지만 다양한 전투상황을 모두 묘사하여 성능해석을 하기는 힘들다. 본 프로그램에서는 고도유지 선회율과 선회수를 사용하여 전투성능 해석을 실시하였으며 고도유지 선회율이 최대 일 때 전투성능은 최대가 된다.

양항비가 증가하면 고도유지 선회율도 증가하므로 전투성능 해석을 위해 양항비의 최대화를 목적함수로 하는 최적문제를 계산한다. 임무수행고도와 속도를 입력하고 엔진 출력은 2로 고정된다. 받음각, 조종면의 변위를 설계 변수로 하며 최적문제 구성은 Table 3과 같다.

2.4.7 선회성능 해석기법

선회(loiter)는 정해진 시간동안 지정된 지역에서 순항을 하는 임무이다. 순항성능 해석이론[1]을 사용하여 선회임무성능 해석을 수행한다. 선회임무성능 해석의 최적문제구성을 Table 3에 나타냈으며 입력한 임무시간동안 연료소비량과 이동거리의 최소화를 목적함수로 하는 최적문제를 계산한다. 지정된 지역에서 순항을 실시하므로 목적함수, 순항거리의 최소화가 추가된다. 고도, 속도, 받음각, 조종면의 변위, 엔진출력을 설계변수로 하여 계산되는 고도와 속도가 최적임무고도와 속도가 된다.

III. 결 과

상용 항공기 성능해석 프로그램인 RDS-Professional의 해석결과를 사용하여 검증은 실시했다. RDS-Professional은 개발된 지 20년이 넘는 상용 항공기 성능해석 프로그램이다. 20년이 넘는 기간 동안 지속적으로 시스템의 성능개량이 이루어졌다. SAAB, 록히드마틴社(Lockheed

Martin), 노스롭 그루만社(Northrop Gruman) 등에서 사용 중인 프로그램이다.

RDS-Professional은 자체 개발한 CAD 모듈을 가지고 있어 빠르게 항공기의 형상생성이 가능하다. 본 연구에서 개발한 형상생성모듈은 상용 3D CAD 프로그램인 CATIA를 사용했다. 항공기의 형상 생성 속도는 느리지만 다양한 과일형태로 출력이 가능하여 활용성은 더 높다. RDS-Professional과 본 연구에서 개발한 중량해석모듈 모두 통계를 기반으로 한 경험식을 사용하여 중량예측을 실시한다. RDS-Professional은 임무성능 해석모듈을 이용한 전투기의 최적형상 도출이 가능하다. 본 연구에서 개발한 프로그램은 임무성능 해석은 가능하지만 최적형상 도출은 불가능하다.

본 연구에서 개발된 프로그램을 사용하여 NGAF의 형상생성, 중량예측, 임무성능 해석을 실시했다. NGAF에 대한 자료[12]를 사용하여 초기값을 설정하였다. 중량예측결과, 임무성능 해석결과를 RDS-Professional의 해석결과[12]와 비교하여 검증은 실시했다.

3.1 형상생성모듈

형상생성모듈에 NGAF의 기본적인 형상 파라미터를 입력하여 NGAF의 3D CAD 모델을 생성했다. 생성된 NGAF의 3D CAD 모델의 형상과 파라미터를 변경하여 변경된 3D CAD 모델(Modified NGAF)이 생성되는 것을 확인했다. Fig. 2에 NGAF의 3D CAD 모델과 변경된 3D CAD 모델을 비교하여 나타내었다. 파라미터만을 사용하여 항공기의 형상을 변화시키고 3D CAD 모델을 생성할 수 있음을 알 수 있다.

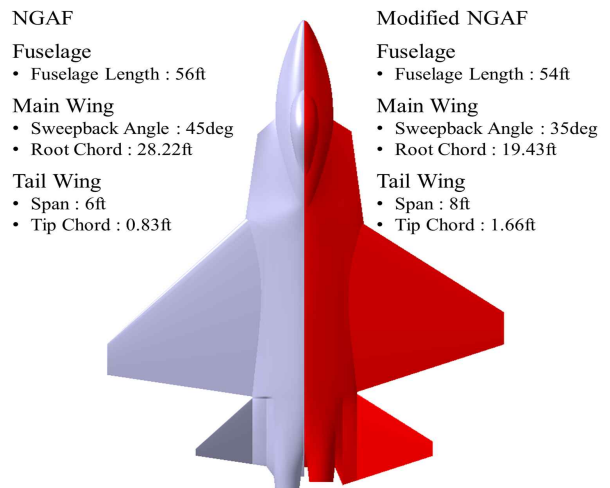


Fig. 2. Compare of NGAF and Modified NGAF

3.2 중량예측모듈 검증

중량예측모듈을 사용하여 NGAF의 공허중량(empty weight)을 계산했다. 공허중량은 전투기의 형상정보를 사용하여 계산하였으며 계산결과를 Table 4에 나타냈다. 계산결과 -2.8%의 오차를 보여주는 것을 확인했다.

3.3 임무성능 해석모듈 검증

RDS-Professional을 이용한 NGAF의 임무성능 해석결과[12]와 본 프로그램을 이용한 임무성능 해석결과를 비교하여 임무성능 해석모듈 검증을 실시했다.

임무성능 해석을 위한 임무형상은 Fig. 3과 같다. 총 임무반경은 550nm이며 이륙 직후 상승 - 순항 1(cruise 1) - 하강임무를 수행하여 총 거리 500nm을 비행한다. 그 후 고도 15,000 ft에서 마하수 0.85로 거리 50nm의 순항 4(cruise 4)임무와 전투임무를 2회 수행하고 다시 상승 - 순항 1(cruise 1) - 하강임무를 수행하여 총 거리 500nm을 비행한다. 마지막 착륙 전 단계에서 20분간의 로이더 임무를 수행한다. 순항 1(cruise 1) 임무와 로이더 임무 성능 계산결과 최적임무 고도와 속도가 계산된다. 총 2회의 전투임무 중 첫 번째 전투임무에서는 180°의 고도유지 선회를 실시하고 두 번째 전투임무에서는 360°의 고도유지 선회를 실시한다.

총 이륙중량은 실제 임무중량 41,245lbs이며 내부연료중량은 11,766lbs이다. 임무를 위한 무장으로는 AIM-120 2개, JDAM(1,000lbs) 2개를 장착한다. 첫 번째 전투 임무 수행 전에 2개의

Table 4. Compare of Empty Weight

Jet Fighters	Reference	Calculate	Error
NGAF	25,506lbs[12]	24,787lbs	-2.8%

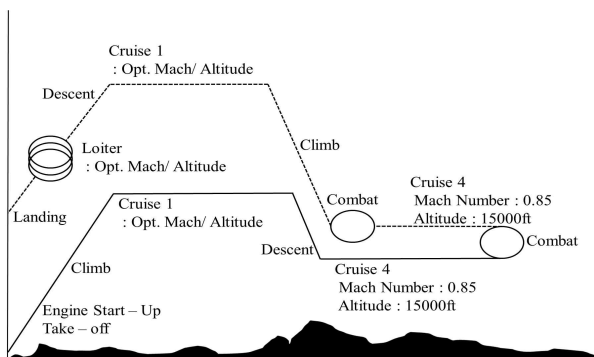


Fig. 3. Mission Profile for Validation

Table 5. Compare of Fuel Consumptions at Take - off

Mission Profile	Reference [12]	Result	Error
1.Engine Start - Up	1,361 lbs	82 lbs	-75.0%
2.Take - off		258 lbs	

JDAM을 투하하며 AIM-120은 전체 임무 종료시 까지 투하하지 않는다. 투하되는 무장중량을 반영하여 임무성능을 해석한다.

NGAF의 임무성능 해석을 위하여 NGAF에 대한 공력성능과 추진성능 자료[12]를 사용하여 공력성능과 추진성능에 관한 근사함수를 생성했다[1,11].

제시된 임무형상에서는 약 4분 40초동안 이륙 임무를 수행한다. 하지만 실제이륙에 걸리는 시간은 30초를 넘지 않으므로 본 프로그램에서는 4분 10초의 이륙준비과정과 이륙과정으로 제시된 이륙임무를 분리했다.

임무성능 해석결과 이륙과정에서 소비된 연료량의 차이가 -75.0%로 크게 나타났으며 이를 Table 5에 나타내었다. 차이가 발생한 원인은 RDS-Professional의 이륙과정에 대한 정의가 본 프로그램과는 다르기 때문이라고 판단된다. 본 프로그램에서 정의된 이륙준비과정과 이륙과정에서 총 1,300lbs의 연료를 소비하기 위해서는 약 40분간의 이륙준비과정을 가져야한다.

중량은 임무성능 해석에 있어 중요한 변수이므로 후속임무의 정확한 검증을 위해 이륙준비과정의 엔진출력을 최소출력에서 최대출력으로 조정하여 소모된 연료량을 유사하게 했다. 이륙임무의 수정과정을 거친 임무성능 해석결과와 RDS-Professional을 이용한 임무성능 해석결과 [12]의 연료소비량을 Table 6에 비교하여 나타내었다. 각 임무의 연료소비량은 RDS-Professional을 사용한 해석결과[12]와 비교하여 10% 내외의 오차를 나타내었다.

하지만 첫 번째 전투임무성능 해석결과 연료 소비량의 차이가 17.6%로 크게 나타났다. 오차가 발생한 원인 분석을 위하여 RDS-Professional을 이용한 성능해석 자료[12]와 동일한 값을 본 연구에서 개발된 성능해석 프로그램에 입력하여 계산되는 결과값을 비교했다. 동일하게 입력하는 변수는 연료소비량의 차이에 영향을 미친 선회율의 주요변수인 전투기의 중량, 추력, 양항비를 선정하였다.

Table 7에 입력값에 따른 결과값을 비교하여 나타내었다. Reference는 RDS-Professional을 이

Table 6. Compare of Fuel Consumptions

Mission Profile	Reference [12]	Result	Error
1.Engine Start - Up	1,361 lbs	1,244 lbs	1.3 %
2.Take - off		135 lbs	
3.Climb	678 lbs	712 lbs	5.0 %
4.Cruise 1 Optimal - Mach - Altitude	2,980 lbs	2,751 lbs	- 7.7 %
5.Descent	181 lbs	178 lbs	- 1.7 %
6.Cruise 4	613 lbs	565 lbs	- 7.8 %
7.Combat	199 lbs	234 lbs	17.6 %
8.Cruise 4	595 lbs	562 lbs	- 5.5 %
9.Combat	422 lbs	456 lbs	8.1 %
10.Climb	320 lbs	337 lbs	5.3 %
11.Cruise 1 Optimal - Mach - Altitude	2,282 lbs	2,159 lbs	- 5.4 %
12.Descent	294 lbs	282 lbs	- 4.1 %
13.Loiter	1,019 lbs	920 lbs	- 9.7 %
14.Landing	141 lbs	127 lbs	- 9.9 %
Total	11,085 lbs	10,662 lbs	- 3.8 %

Table 7. Compare of Fuel Consumptions at Combat according to Reference Value

Parameter	Referen ce[12]	Result	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
Input	Weight(lbs)	33,232	33,232	33,232	32,438	32,438
	Thrust(lbs)	27,981	26,726	27,981	26,726	27,981
	L/D	8.5	7.6	8.5	7.6	7.6
Output	Fuel Consumption	199 lbs	234 lbs	196 lbs	231 lbs	225 lbs
	Error		17.6 %	- 1.5 %	15.9 %	12.8 %

용한 성능해석결과[12]이고 Result는 본 연구에서 개발한 성능해석 프로그램을 이용한 해석결과이다. 전투임무성능 해석 시 중량과 추력, 양항비 모두를 RDS-Professional의 성능해석 자료[12]와 동일하게 입력한 Case 1의 오차는 -1.5%로 나타났다. 중량만을 동일하게 입력한 Case 2는 15.9%의 오차를 나타냈고, 추력만을 동일하게 입력한 Case 3는 12.8%의 오차를 나타냈다. 마지막으로 양항비만을 동일하게 입력한 Case 4는 -2.5%의 오차를 나타냈다. 중량과 추력만을 동일하게 입력한 Case 2, Case 3는 기존의 결과값과 큰 차이

Table 8. Compare of Optimal Mach Number

Mission Profile	Reference [12]	Result	Error
4.Cruise 1	0.89	0.85	- 4.5 %
10.Cruise 1	0.89	0.84	- 5.6 %
11.Loiter	0.33	0.34	3.0 %

Table 9. Compare of Optimal Altitude

Mission Profile	Reference [12]	Result	Error
4.Cruise 1	42,000 ft	45,875 ft	9.2 %
10.Cruise 1	47,000 ft	45,313 ft	- 3.6 %
11.Loiter	500 ft	527 ft	5.4 %

Table 10. Compare of Take - off and Landing Performance

Mission	Reference [12]	Result	Error
Take - off	2,144 ft	1,987 ft	- 7.3 %
Landing	3,944 ft	4,049 ft	2.7 %

를 보이지 않았다. 양항비만을 동일하게 입력한 Case 4는 RDS-Professional의 해석결과[12]와 유사한 결과값을 나타냈다. 이 결과값을 통하여 양항비가 오차 발생의 주원인임을 알 수 있다. 공력계수 데이터베이스는 RDS-Professional과 동일한 자료[12]를 사용하여 작성되었으므로 근사합수를 생성하여 공력계수를 계산하는 것이 양항비가 차이를 보이는 원인이다.

임무성능 해석결과 계산되는 최적임무고도와 속도를 Table 8과 Table 9에 RDS-Professional의 해석결과[12]와 비교하여 나타내었다. RDS-Professional을 이용한 해석결과[12]와 계산된 최적임무고도와 최적임무속도가 유사함을 알 수 있다. 선회임무성능 해석의 경우 순항성능과 동일한 이론[1]을 사용하여 성능해석을 수행하였지만 목적함수, 순항거리의 최소화가 추가되어 낮은 속도로도 충분한 양력을 얻을 수 있도록 고도가 낮아졌음을 알 수 있다.

이착륙성능에 관한 검증을 실시하여 결과를 Table 10에 나타내었으며 RDS-Professional의 해석결과[12]와 유사함을 알 수 있다.

IV. 결 론

본 연구에서는 전투기의 개념설계 단계에서 사용가능한 통합 성능해석 프로그램을 개발하였다. 개발된 프로그램의 형상생성모듈을 사용하여 NGAF 형상의 3D CAD 모델이 생성됨을 확인했

다. 형상파라미터를 변경하여 변경된 형상파라미터 정보가 3D CAD 모델에 반영됨을 확인하였다. 경험식을 사용한 중량예측모듈을 사용하여 NGAF의 중량을 계산했다. 중량예측 결과는 상용 성능해석 프로그램인 RDS-Professional을 사용한 중량예측 결과와 -2.8%의 오차를 나타냈다. NGAF에 대한 임무성능 해석도 실시하여 RDS-Professional을 사용한 결과와 비교했다. 전체적으로 10%내외의 오차를 나타냈으며 공력계수 계산시 근사함수를 사용함으로써 오차가 발생한다는 사실을 확인했다. 최적임무성능 해석도 실시하여 최적임무성능 해석결과가 RDS- Professional의 해석결과와 10%미만의 오차를 나타냄을 확인하였다.

본 연구에서 개발된 전투기 성능해석 프로그램의 형상생성모듈을 사용하여 전투기의 형상정보 계산이 가능하며 3D CAD 모델 생성이 가능하다. 형상파라미터를 변경하여 3D CAD 모델도 변경할 수 있다. 중량예측모듈에서는 형상생성모듈의 결과값을 사용하여 전투기의 공허중량 예측이 가능하다. 임무성능 해석모듈은 총 12가지의 임무를 사용하여 생성된 임의의 임무형상에 대한 임무성능 해석이 가능하며, 상용 PIDO틀인 PIANo를 사용하여 최적임무성능 해석도 가능하다. 검증결과 10%미만의 오차를 나타내어 만족할 만한 수준의 정확도를 가지고 있어 전투기의 개념설계단계에서 사용가능함을 확인했다.

전투임무 성능해석의 오차분석을 통하여 이 프로그램을 사용하는데 있어 정확한 공력해석 데이터베이스 구축이 필요함을 확인했다. 근사함수를 사용하는 현재의 방법은 형상변화에 따른 공력계수의 변화를 계산할 수 없다. 향후 공력해석모듈을 패널법(panel method)으로 교체할 것이다. 공력해석모듈이 교체되면 현재보다 정확한 공력해석이 가능해져 좀 더 신뢰성 있는 결과를 얻을 수 있다. 전투기의 형상변화에 따른 공력해석도 가능해져 전투기의 형상변화에 따른 성능해석도 가능해진다.

최종적으로 개발된 프로그램을 PIDO틀과 연계하여 전투기의 개념설계 시스템을 개발할 것이다. 본 프로그램을 이용한 전투기의 개념설계 시스템이 개발될 경우 전투기의 개념설계 단계에서 좀 더 효율적이고 신속하게 전투기의 최적형상을 계산할 수 있다.

References

1) Raymer, D. P., *Aircraft Design : A Conceptual Approach*, 4th edition, AIAA Education

Series, 2006.

2) Gelhausen P. A., Moore, M. D., and Gloudemans, J. R., "Overview of ACSYNT for Light Aircraft Design," *General, Corporate & Regional Aviation Meeting & Exposition*, 1995.

3) Cassidy, P. F., Gatzke, T. D., and Vaporean, C. N., "Integrating Synthesis and Simulation for Conceptual Design," *46th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*, AIAA 2008-1443, Jan. 2008.

4) McCullers, L. A., "Aircraft Configuration Optimization Including Optimized Flight Profiles," *Proceedings of the Symposium on Recent Experiences in Multidisciplinary Analysis and Optimization*, NASA CP 2327, 1984.

5) Raymer, D. P., "Conceptual Design Modeling in the RDS-Professional Aircraft Design Software," *49th AIAA Aerospace Science Meeting*, AIAA 2011-161, Jan. 2011.

6) Jae-Woo Lee and Min-Woo Park, "Aircraft Conceptual and Preliminary Design Process - Focused on the Korean Advanced Trainer Development-," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.24, No.5, 1996, pp.137~150.

7) Sungjin Chun and Dongho Lee, "Aircraft Design Optimization Using Quasi-Procedural Data Management Method," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.27, No.5, 1999, pp.81~89.

8) Won-Hyung Jung, Kyung-Tae Lee and Jung-Yub Kim, "The Development of Performance Analysis Code for Pre-Conceptual Design of VTOL UAV," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.32, No.5, 2004, pp.1~9.

9) Jungwon Yoon, Boyoung Bae, Jae-Woo Lee and Yung-Hwan Byun, "Aircraft configuration selection method using the airworthiness certification and the decision making process," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.38, No.5, 2010, pp.467~476.

10) Jae-woo Lee, Seok-min Choi, Nguyen Nhu Van, Jimin Kim and Yung-Hwan Byun, "Multidisciplinary UAV Design Optimization Implementing Multi-Fidelity Analysis Techniques," *Journal of The Korean Society for*

Aeronautical and Space Sciences, Vol.40, No.8, 2012, pp.695~702.

11) "Process Integration, Automation and Optimization Users' Manual", Version 3.5, PIDOTECH Inc. 2012.

12) Raymer, D. P., *Next-Generation Attack Fighter : design tradeoffs and notional system concepts*, RAND, 1996.

13) Anderson, J., *Aircraft Performance & Design*, McGraw-Hill, 1999.

14) Roskam J., *Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*, DARcorporation, 1977.

15) Roskam J., *Airplane Design Part VI:*

Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics, DARcorporation, 1977.

16) Roskam J., *Airplane Design Part VII: Determination of Stability, Control and Performance Characteristics : FAR and Military Requirements*, DARcorporation, 1977.

17) Kyung-Jin Hong, Min-Soo Kim and Dong-Hoon Choi, "Progressive Quadratic Approximation Method for Effective Constructing the Second-Order Response Surface Models in the Large Scaled System Design," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers-A*, Vol.24, No.12, 2000, pp.3040-3052.