

論文

요구도 기반 항공우주 시스템 강건최적설계 기법 연구

박형욱*, 이재우**, 변영환**, 정 준***, Karman Behdinin****

A New Process for the Requirements Based Aerospace System Design and Optimization

Hyeong-Uk Park*, Jae-Woo Lee**, Yung-Hwan Byun** Joon Chung*** and Karman Behdinin****

ABSTRACT

In this study, a robust aerospace system design process for the aerospace system is developed by considering the uncertainties of user requirements, manufacturing errors, and operational environment variation. User requirements are analyzed and quantified by decision making models and system engineering methods to select alternative concepts which satisfies the various requirements. Robust design and optimization method is applied to derive the robust solution of the selected system. First, a variance of objective function is calculated, and a mean value and a variance of target value are determined by the deterministic design optimization results of the system. A robust optimum design formulation is then needed to derive the robust solution that minimizes the variance of the response and moves the mean values to the target value. It is applied to Very Light Jet (VLJ) aircraft to which much attention is paid recently in civil aerospace market.

초 록

본 연구에서는 기존 설계요구도 정립과정에서 고려할 수 없었던 설계자의 주관적인 판단의 배제 및 사용자 요구도의 변화, 시스템의 생산 및 운용환경에서 발생하는 오차 등을 개념 설계과정에서 고려하는 설계 프로세스를 개발하였다. 사용자 요구도를 의사결정 모델 및 시스템 엔지니어링 기법을 사용하여 구체화하여 대안형상들을 도출하고 그 가운데에서 우수한 대안형상을 선정한다. 선정된 대안형상들에 대해 최적설계 기법을 적용한 개념설계 결과를 도출하고 여기에 강건최적설계 기법을 적용하여 사용자의 요구를 만족하면서 오차에 영향을 적게 받는 결과를 도출하도록 하였다. 본 논문에서는 최근 각광받고 있는 Very Light Jet 항공기에 대하여 개발된 프로세스를 적용해 보았다.

Key Words : Robust Design and Optimization(강건 최적설계), Very Light Jet aircraft(소형 제트기), Monte Carlo Simulation(몬테카를로 시뮬레이션), Affinity Diagram(친화도), Quality Function Deployment(품질기능전개), Morphological Matrix(형태 분석/조합 매트릭스)

† 2008년 8월 18일 접수 ~ 2008년 11월 24일 심사완료

* 정희원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 대학원

** 정희원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

교신저자, E-mail : jwlee@konkuk.ac.kr

서울특별시 광진구 화양동 1번지

*** Ryerson University, Dept of Aerospace Eng. Associate Professor

**** Ryerson University, Dept of Aerospace Eng. Professor

1. 서 론

항공기 설계 및 개발의 총 순기에 있어서 가장 큰 영향을 미치는 것이 바로 개념연구 및 개념설계 단계이다. 이 단계에서 결정되는 주요 사항에 따라 이후의 설계가 진행되며 이에 따라 소

요 비용 및 개발 기간, 최종 결과물의 성능 등이 좌우된다[1]. 하지만 개념 연구 및 개념설계 단계는 그 중요도에 비해 소요되는 비용 및 노력이 상대적으로 적은 것이 현실이다. 또한 개념연구 과정은 설계자의 주관적인 판단에 의한 영향이 크고 결정된 형상이 설계 요구도를 만족하는 최적의 형상개념(configuration concept)이라고 할 수는 없으며 이로 인한 반복계산으로 많은 시간과 비용을 소모하게 된다. 이와 같은 기존 설계과정에서의 반복 계산 및 소요시간을 줄이기 위해 개념정립 단계에서 의사결정 도구나 통계적인 방법 및 품질경영 기법 등과 같은 의사결정 모델을 사용하여 설계자의 주관적인 판단을 최대한 배제하고 보다 객관적이고 효율적인 설계를 할 수 있는 새로운 개념정립 및 평가 프로세스의 도입이 필요하다. 이러한 프로세스를 위하여 사용될 수 있는 많은 방법론들은 이미 산업공학 등의 분야에서 제시되었지만 항공우주 분야의 개념설계 과정에서 구체적인 적용 및 활용의 성과는 아직 미비하다. 미국의 조지아 공대의 항공우주 시스템 설계 연구실에서도 이와 같은 연구를 수년 전부터 수행하여 많은 결과를 내었다[2, 3, 4]. 하지만 프로세스의 진행에 있어 각 의사결정 모델의 이해와 적용에 있어서 미흡한 점이 있어 개념

의 비약 등으로 인해 초기 설정한 사용자의 요구를 제대로 만족하고 있는지 파악하기 어려우며 feedback도 되지 않았다. 이러한 문제를 고려하여 산업공학 전문가와 더불어 각 기법의 사용에 있어 미흡한 점을 보완하고 초기 사용자의 요구사항이 설계 결과에 영향을 미치고 또한 feedback 될 수 있는 프로세스를 개발하였다. 이와 더불어 설계변수의 변화나 사용자 요구 변화 등과 같은 불확실한 인자에 대처할 수 있도록 설계결과에 강건성을 부여할 수 있는 강건 최적설계 기법을 도입하여 보다 높은 설계 가능성을 지니는 결과를 도출해 낼 수 있도록 하였다.

본 논문에서는 사용자 요구사항에 대한 객관적이고 합리적인 대안형상을 도출하고 이에 대한 강건성을 증가시키는 항공우주 시스템 설계 최적화 프로세스에 대해 연구하였다.

II. 항공우주 시스템 설계 프로세스

2.1 설계 시스템개요

전체 프로세스는 그림 1과 같이 크게 '사용자 요구도 분석 및 설계 척도 도출', '대안생성 및 선정', '설계 가능영역 검색' 과 '강건설계'의 4과

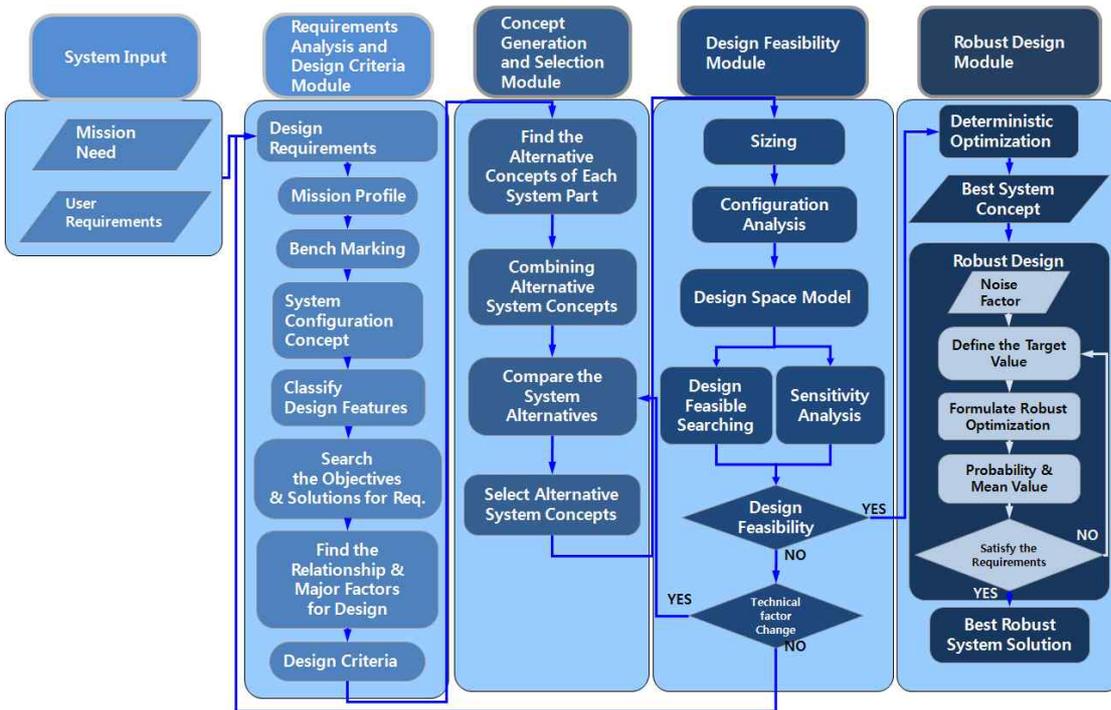


그림 1. 전체 프로세스

정으로 구성된다. 사용자 요구사항을 기준으로 형상선정 프로세스가 진행되며 각 단계를 거치면서 설계요구도와 대안형상이 더욱 구체화되도록 하여 사용자의 요구를 만족할 수 있는 대안형상을 도출하도록 하였다. 또한 여기에 강건 최적설계 기법을 적용하여 불확정 요인에 의한 오차를 줄일 수 있는 설계 결과를 얻을 수 있도록 하였다.

2.2 사용자 요구도 분석 및 설계척도 도출 (Requirements Analysis and Design Criteria Module)

정량화되지 않은 모호한 개념으로 주어지는 사용자요구를 바탕으로 공학적인 설계인자들을 도출한다. 설계 요구도로부터 임무 요구도를 도출하고 유사한 기종에 대한 bench marking을 수행하여 시스템 형상의 개념을 결정한다. 이를 기반으로 의사결정모델을 이용하여 사용자 요구사항에 따른 공학적인 고려사항들을 분석하고 각각에 대한 세부항목 도출 및 각각의 연관관계를 분석하게 된다. 또한 설계인자들의 연관관계 및 중요도 분석을 통해 주요 설계 척도를 도출한다. 그림 2는 이러한 일련의 과정을 간략히 보여주고 있다.

가) 설계 요구도 작성

사용자 요구도와 임무 요구도를 분석하여 설계에 있어 필요한 항속거리, 탑재하중, 이착륙거

리, 기동성 및 최대속도, 순항속도, 이착륙속도, 실속속도, 구조설계 한계 등이 포함된다[1].

나) 임무형상 작성

임무 요구도 분석을 통하여 얻은 결과를 이용하여 설계 대상 항공기의 임무 형상을 작성한다. 임무 형상의 각 단계에서 중요한 설계인자를 확인하고 이에 대해 유사기종의 분석을 수행하도록 한다[1].

다) Bench Marking

유사한 임무 요구도와 임무형상을 갖는 항공기의 성능 및 형상, 사양 등을 비교하여 설계요구도 검증 및 항공기의 형상 개념을 설정할 수 있도록 한다.

라) Affinity diagram

사용자 요구도 분석을 통해 이를 만족시킬 수 있는 설계 인자를 brain storming을 통해 사용자 입장에서 나열한다. 이때 사용자는 시스템의 직접적인 사용자가 되는 소비자와 그 시스템을 생산하는 생산자 그리고 시스템을 운영하는 운영자 및 사회적인 고려 등이 있을 수 있다[2]. 각 분류별로 시스템에 요구하는 항목을 정리하여 grouping하며 이를 voice of customer라 한다.

Voice of customer의 항목을 만족시키기 위해 설계 시 공학적으로 고려해야 할 부분들을 각 분야별로 분류한 것을 voice of engineer라 한다. 이러한 분류를 통하여 설계 시 고려해야 할 사항의 개념을 보다 효과적으로 정리할 수 있다.

마) Nested column diagram

Affinity diagram의 분류를 nested column diagram을 통해 각 voice of customer 항목에 따라 분야별로 배치하며 이를 위해 필요한 공학적 요구인 voice of engineer를 배치한다. 이때 각 변수들 간의 계층 및 연관관계를 파악할 수 있도록 설계변수의 세분화 및 계층화를 통해 배치한다. 이와 같이 설계 변수들 간의 관계를 파악함으로써 이후 QFD의 작성 및 설계단계에서 기준으로써 참고할 수 있다[5, 6].

바) Quality function deployment

Nested column diagram에서 작성한 설계인자의 관계를 이용하여 QFD를 작성한다. QFD는 개발하려는 제품의 개념을 정립하며 설계, 부품계획, 공정계획, 생산계획 등 모든 단계를 통해서 소비자의 만족도를 극대화시키는 것에 그 목적이 있다. QFD는 제품의 목적인 'What'을 달성하기 위한 방법인 'How'를 각 단계별로 평가할 수 있는 수단을 제공하게 된다. 이를 이용하여 본 연구에서는 설계변수 상호 간 연관관계의 분석 및

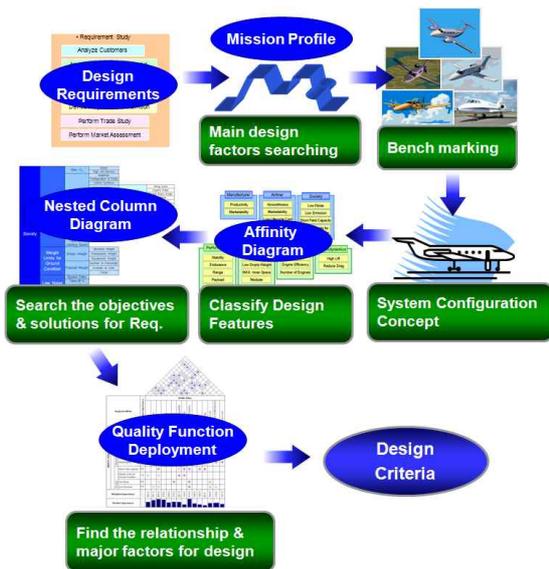


그림 2. 사용자 요구도 분석 및 설계척도 도출 과정

구체화를 하게 된다. 또한 각 설계인자 별 가중치를 통해 사용자 요구 및 시스템 형상 결정에 많은 영향을 끼치는 주요항목을 선정하게 된다.

사용자 요구사항 및 설계변수 별 가중치와 설계변수 사이의 연관관계 점수를 곱하고 QFD의 'Hows' 항목들 별 점수 합산을 통하여 가장 높은 점수를 갖는 설계요소를 선택함으로써 설계변수 간의 연관관계 분석 및 구체화를 이룰 수 있다. 또한 다른 설계인자에 많은 영향을 끼치는 주요 항목의 선정기준을 제공하여 대안형상을 정립하는데 있어서 평가의 기준으로 사용할 수 있다[7].

2.3 형상개념 생성 및 대안 선정 (Concept Generation and Selection Module)

두 번째 단계에서는 그림 3과 같이 주요 설계 척도로부터 시스템의 각 파트의 대안을 도출하고 이를 조합하여 대안형상들을 작성한다. 선정한 기본 형상과 대안형상들을 비교하여 높은 점수를 받은 형상들을 선정하여 이후 단계에 적용하게 된다.

가) Morphological Matrix

QFD에서 세분화를 통해 얻어진 형상인자들에 대해 각각의 대안형상과 이를 조합한 항공우주 시스템의 대안형상을 작성한다. Technology Readiness Level (TRL)을 통한 기술 성숙도를 기반으로 하여 시스템 개발 시 적용 불가능한 기술과 현실적으로 불가능한 조합을 배제하여 시스템 대안형상 작성함으로써 대안형상의 조합을 줄일 수 있다. TRL의 분류는 표1과 같다[6].

나) Pugh's concept selection matrix

Pugh's concept selection matrix에서는 기본형상에 대해 각 대안형상들과 주요 성능 인자들의

표 1. Technology Readiness Level[8]

TRL	Readiness Description
9	Actual system flight proven on operational flight
8	Actual system completed and flight qualified through test and demonstration
7	System prototype demonstrated in flight
6	System model or prototype demonstrated in a relevant environment
5	Component validation in a relevant environment
4	Component validation in laboratory environment
3	Analytical and experimental proof of concept
2	Technology concept formulated
1	Basic principles observed and reported
0	No concept formulation or only basic ideas

상대적인 비교를 통해 사용자 요구를 만족하는데 있어서 가장 높은 점수를 얻는 대안형상을 선정하게 된다. 본 연구에서는 QFD에서 높은 점수를 받은 항목에 따라 각기 다른 가중치를 주고 이에 대한 각 형상들의 점수를 비교하여 보다 명확하게 상대적으로 우수한 대안형상을 선택할 수 있도록 하였다[9].

2.4 설계 가능영역 검색 및 분석 (Design Feasibility Module)

위의 그림 4는 설계 가능영역 검색 및 분석과정을 나타내고 있다. 임무분석을 통하여 이를 해석할 수 있는 사이징 및 해석도구 선정한다. 사이징을 통하여 해석에 필요한 기본적인 값들을 결정하고 해석 프로그램의 입력변수 범위를 설정하여 design space model 작성한다. 이를 이용하여 민감도 분석 및 설계변수에 따른 설계결과 관계를 나타내는 prediction profile 작성하고 설계가능영역 분석을 위한 contour plot 작성하여

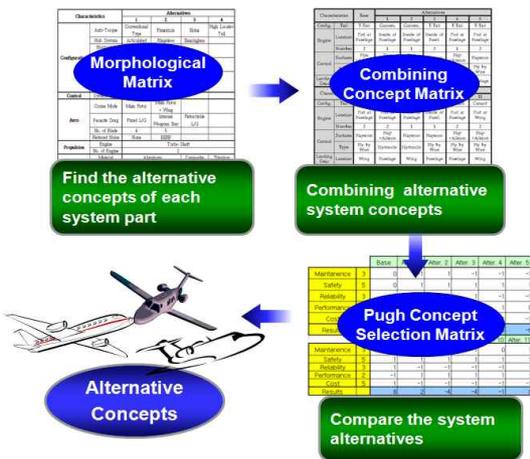


그림 3. 형상개념 생성 및 대안 선정과정

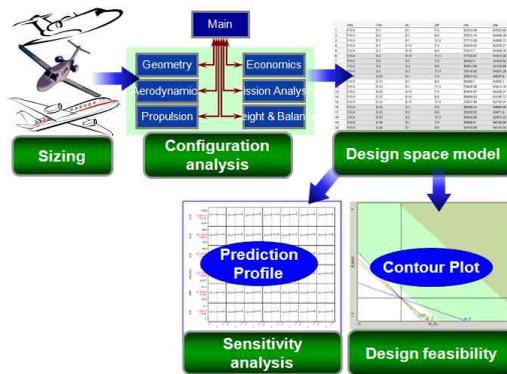


그림 4. 설계 가능영역 검색 및 분석과정

설계가능영역 및 제약조건을 점검한다. 사용자의 요구도에 맞는 설계영역이 확보되면 그 설계 영역 내에서 최적값을 갖는 tentative design 도출한다.

가) 해석도구 선정

사용자가 원하는 임무의 분석결과 이를 해석할 수 있는 해석도구를 선정하게 된다. 또한 대안형상과 기본형상에 대해 고려할 수 있는 설계 변수를 설정하고 각각의 domain constraints를 결정한다.

해석도구를 통한 각 대안형상에 대해 사용자의 요구사항을 만족하는데 필요한 사이징 및 성능 해석 결과를 얻게 된다.

나) Design space model

설계변수의 수를 고려하여 충분한 수의 설계 점을 선택하고 각 설계변수의 domain constraints 안에서 독립적인 변화에 따른 결과를 정리한다. 이를 이용하여 근사식을 작성하고 또한 prediction profile과 contour plot을 작성할 수 있는 환경을 만든다.

다) Prediction Profile

Design space model의 정보를 이용하여 민감도 분석 및 설계변수에 따른 설계결과와의 관계를 나타내는 prediction profile 작성한다. 이를 통하여 설계변수가 변화할 때 설계결과가 어떻게 변화되는 지에 대해 설계공간의 정보를 이용하여 실시간으로 파악할 수 있다[9].

라) Contour Plot

다음으로 설계가능영역 분석을 위한 contour plot을 작성하게 된다. Contour plot에서는 민감도가 높은 입력변수를 가로, 세로축으로 하여 그 결과들이 하나의 평면 안에서 도시되며 제약조건이 각각 고유의 색으로 표시되어 있어 어떠한 설계항목이 제약조건에 위배 되는 지 파악할 수 있다. 또한 설계변수의 변화와 제약조건의 변화에 따른 설계영역의 변화를 바로 파악할 수 있어 설계영역을 확장 및 축소할 수 있다[9].

만약 contour plot에서 설계가능영역을 찾지 못할 경우 사용자 요구를 만족시킬 수 있는 새로운 기술 및 대안을 고려하여 성능개선을 추정하게 된다. 하지만 새로운 기술에 대해 적용을 하게 되면 적절한 해석도구가 없을 수도 있으며 기술에 대한 불확정성이 더욱 커질 수 있다. 새로운 기술과 대안에 대한 해석이 어려울 경우에는 사용자 요구도 중 변경 가능한 것이 있는지 파악하고 가능할 경우 요구도 변경을 통하여 설계가능영역을 찾게 된다.

2.5 강건최적설계 (Robust Dsign Module)

대안형상 중 사용자 요구에 가장 적합한 tentative design 결과를 갖는 형상을 선정한다. 선정된 대안형상에 대해 사용자 요구의 변화 및 실제 개발 단계, 운용 환경에서 발생할 수 있는 오차에 의한 영향을 줄이기 위한 강건설계를 적용한다. 이를 위해 설계 대상 시스템에 대해 생산 및 운용 중 발생할 수 있는 불확정 요인을 분석하여 잡음인자로 설정한다. 여기서 잡음인자란 생산 및 운용에 있어서 설계자가 임의대로 조작 및 예측하지 못하는 변수들을 말한다. 그림 5는 이를 간략히 보여준다.

가) Tentative Design

Contour plot에서 얻은 설계가능영역 안에서 일반적인 최적설계 기법을 이용하여 tentative design을 찾는다. Tentative design value는 설계가능영역 안에서 성능을 최대화 시킬 수 있는 값은 될 수 있지만 대부분의 경우 제약조건에 가까이 있는 경우가 많기 때문에 작은 설계변수 변동으로도 설계가능영역을 벗어나기도 한다. 또한 tentative design을 만족하는 해는 전체 설계영역 안에서 probability가 높지 않은 경우가 많다. 이로 인해 일반적인 최적설계 기법을 적용한 설계 결과가 실제 생산에 있어서 적용되기는 어렵다. 하지만 여기서 얻은 결과를 이용하여 각 대안형상을 비교할 수 있으며 또한 강건설계를 적용할 때 참고하여 목표값을 설정할 수 있다.

나) 강건최적설계

강건설계에서는 주어진 목적함수 결과분포의 평균값과 변동을 각각 target value에 가깝도록 강건최적설계의 목적함수를 작성한다. 이 때 각

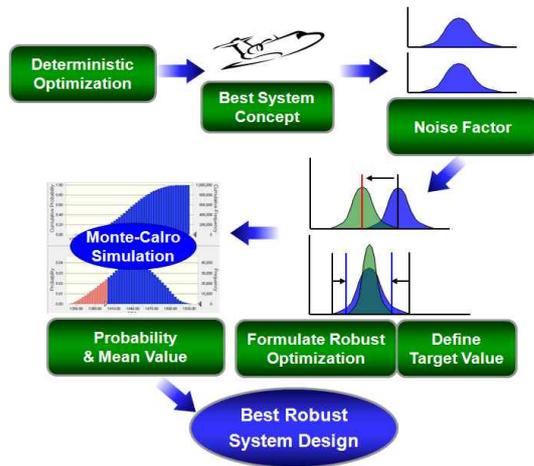


그림 5. 강건최적설계 과정

항공우주 시스템에서 noise로 작용할 수 있는 항목과 그 범위를 선정한다. 잡음인자는 정규분포를 이용하여 그 범위를 설정하고 이를 Monte Carlo Simulation을 적용하여 결과값의 분포를 보게 된다. 결과의 분포가 noise 변화에 둔감하면서 사용자가 원하는 목표값을 만족시킬 수 있는 값을 찾게 된다[10,11,12]. Tentative design 결과와 강건최적설계 결과를 비교해보고 강건성 및 probability를 확인한다.

가. Step 1

목적함수와 조종변수 및 잡음인자를 선정한다. 잡음인자를 고려하여 최적화 문제의 형식을 다음과 같이 바꿀 수 있다[10].

$$\begin{aligned} \min. & f_{\min}(\vec{b}, \vec{p}, \vec{z}) \\ \text{Subject to.} & G_j(\vec{b}, \vec{p}, \vec{z}) \leq 0, j = 1, \dots, r \\ & \vec{b}_L \leq \vec{b} \leq \vec{b}_U \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 \vec{b} 는 설계 변수를, \vec{p} 는 설계 파라미터를 의미한다. 또한 \vec{z} 는 잡음인자를 나타낸다.

잡음인자로 고려될 수 있는 것들은 제작 및 운용과정에서 설계자가 조작할 수 없는 요인들로 특정한 값으로 나타낼 수 없다. 본 연구에서는 이를 정규분포로 가정하여 사용한다.

나. Step 2

잡음 및 설계변수를 고려한 반응면 근사식 작성한다. 실험계획법을 이용하여 실험점을 추출하고 근사식을 구성하고 신뢰성을 확인하기 위하여 R_{adj}^2 를 계산한다. R_{adj}^2 이 1에 가까울수록 원래의 데이터와 잘 맞는다는 것을 나타내며 근사식의 신뢰도가 높다는 것을 나타낸다. 본 연구에서는 앞 단계에서 작성한 design space model에서 사용한 데이터를 이용하여 반응면을 구성한다.

다. Step 3

결과 분포의 평균값과 분산을 목표값에 가깝도록 목적함수 최적화한다. 결과의 평균과 분산은 각각 다음의 식 2, 3과 같다.

$$\mu_{\hat{y}} = f(x, \mu_z) \quad (2)$$

$$\sigma_{\hat{y}}^2 = \sum_{i=1}^k \left(\frac{\partial f}{\partial z_i} \right)^2 \sigma_{z_i}^2 \quad (3)$$

평균값과 분산을 각각 목표값에 맞추어 조절하면 목적함수는 다음 식 4와 같이 변경하여 최적화를 진행한다.

$$\text{Min } Z = (\text{평균값 조절}) + (\text{분산 조절}) \quad (4)$$

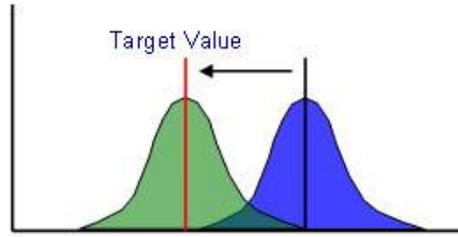


그림 6-a. Mean Value 조절 : $\mu_{\hat{y}}/T_{\mu_y} = 1$

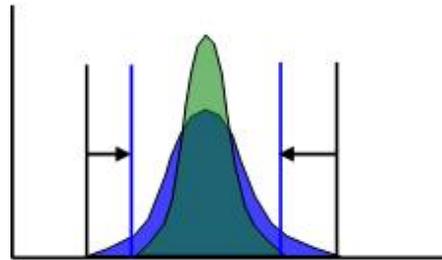


그림 6-b Variance 조절 : $\left[\sum_{i=1}^k \left(\frac{\partial f}{\partial z_i} \right)^2 \right] \times \left(\frac{1}{3} \right)^2 / T_{var}$

그림 6. 강건최적설계의 적용

라. Step 4

선정된 시스템의 최적화 결과와 강건설계 결과에 잡음인자를 적용하여 각각 항속거리의 cumulative density function(CDF) 및 probability density function(PDF)를 비교한다.

잡음인자는 기본적으로 정규분포로 작성하지만 잡음인자의 성격에 따라 다른 형태의 분포를 사용하도록 한다. 본 연구에서는 잡음인자의 적용에는 Monte-Carlo simulation을 이용한다. 두 결과의 분포에서 제약조건을 표시하고 이를 위배하지 않는 시스템의 probability를 비교한다. 이 때, 강건최적설계의 결과가 사용자가 만족하지 않는 성능이나 probability를 지닐 경우 그 목표값을 조정하여 강건최적설계를 다시 수행하여 사용자의 요구를 만족할 수 있는 결과를 얻도록 한다.

III. Very Light Jet 항공기 설계 적용사례

3.1 임무 요구도 분석

Very Light Jet 항공기의 사용자요구도는 다음과 같다[13].

- 일반적인 비즈니스 제트 항공기보다 작은 소형 민간용 항공기
- 수화물을 포함한 6인(조종석 2인, 객실 4인)이 탑승하고 운항 가능해야 함.

- 조종석은 조종사와 부조종사가 탑승 할 수 있으며 조종사 1인만으로도 운항이 가능해야 함.
- 순항속도, 순항고도, 이착륙거리, 항속거리 등의 비행성능은 현재 개발 중, 혹은 향후 개발될 Very Light Jet 항공기와 비교하여 충분히 경쟁력이 있어야 함.
- 국내 항공 관련 규정 및 FAR23을 만족하며 해외 수출시 규정 상 문제가 발생하지 않아야 함.
- 구매 가격 및 유지운용 비용 측면서 경쟁력을 갖추어야 함.
- 탑승감이 안락하고 편안해야 하며 승객의 이용에 불편함이 없어야 함.

3.2 VLJ 항공기의 사용자 요구도 분석 및 설계척도 도출

가) 임무 형상 작성

임무 요구도 분석을 통하여 얻은 결과를 이용하여 설계 대상인 VLJ 항공기의 임무형상을 다음의 그림 7과 같이 작성하였다.

나) 유사기종 분석

Very Light Jet 항공기는 현재 항공선진국에서 많은 연구가 이루어지고 있으며 개발 진행 중에, 혹은 이미 개발되어 인증 절차까지 마친 경우도 있다. 유사기종으로는 현재까지 가장 많이 개발이 이루어진 3개의 기종(그림 8)에 대해 분석을 하였으며(표 2) 이후 개발 및 출시되었을 때 성능 및 가격측면에서 충분한 경쟁력을 가질 수 있도록 고려하였다[13].

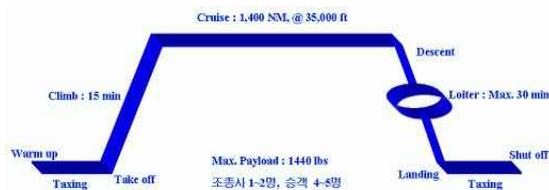


그림 7. VLJ 항공기의 임무형상



그림 8. 대표적인 Very Light Jet (좌측부터 Cessna Mustang, Eclipse 500, Hondajet)

표 2. 대표기종 비교

	Cessna Citation Mustang	Eclipse 500	Honda-jet	
항속거리	1,300 NM (2,407 km)	1,280 NM (2,370 km)	1,100 NM (2,037km)	
순항고도	35,000 ft	35,000 ft	41,000 ft	
최대순항속도	340kts (630 km/h)	370 kt (685 km/h)	389 kts (720 km/h)	
이착륙거리	3,120ft (950m)	2,155 ft (657 m)	2,650 ft (808m)	
이륙중량	8,395 lb	5,520 lb	9,200 lb	
크기	탑승인원	6	7	
	Wing Span	42ft 3in (12.88m)	37ft 4in (11.40m)	39ft 10 1/2 (12.15m)
	Length Overall	38ft 11in (11.86m)	33ft 1in (10.08m)	41ft 1 3/4in (12.54m)
	Height Overall	13ft 9in (4.19m)	11ft 0in (3.35m)	13.2 ft (4.1 m)
사용 Engine	2 × PW615F	2 × PW610F	2× GE Honda HF118	
Cost	\$ 2.62m	\$1.52m	N/A	

다) System Configuration concept 작성

임무 요구도로부터 각 단계별 중요 설계인자를 선정하고 유사기종의 분석으로부터 각 설계인자의 범위를 다음과 같이 도출하였다.

- Total Gross Weight ≤ 10,000 lbs
- Take-off & Landing Field Length ≤ 3,500 ft
- Range ≥ 1,400 NM
- Cruising Speed ≥ 340 kts. (5)
- Passenger ≥ 4
- Payload Weight ≥ 1,440 lbs
- Endurance ≥ 3 hr

라) Affinity Diagram

그림 9와 같이 Voice of customer는 생산자와 직접 사용하는 사용자, 사회적 요구로 분류하였고 이를 만족하기 위해 고려해야 할 voice of

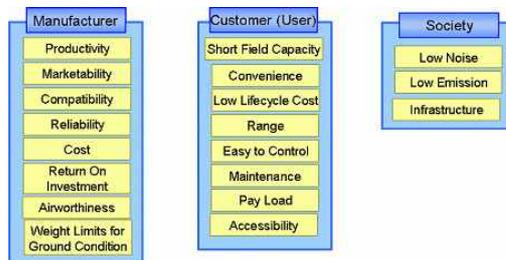


그림 9. Voice of Customer

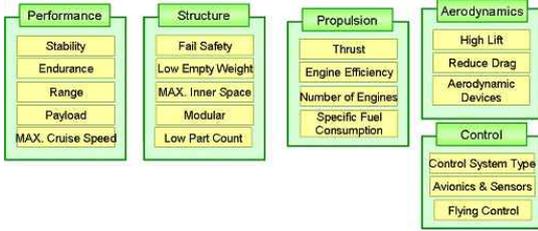


그림 10. Voice of Engineer

engineer는 항공기 설계의 주요 분야들인 성능, 구조, 추진, 공력 및 조종성 등으로 그림 10과 같이 분류 하였다.

마) Nested Column Diagram

Nested column diagram은 affinity diagram에서 작성한 voice of customer의 각 항목 별로 작성을 하였다. 그림 11은 그 가운데 사용자에게 대한 항목을 작성한 것이다. Voice of engineer에서 도출한 항목들 외에 필요한 항목들을 추가하고 각각의 선후관계를 정리하였다.

바) Quality Function Deployment

그림 12는 VLJ 항공기에 대한 1차 QFD를 보여주고 있다.



그림 11. Nested Column Diagram (Customer-User)

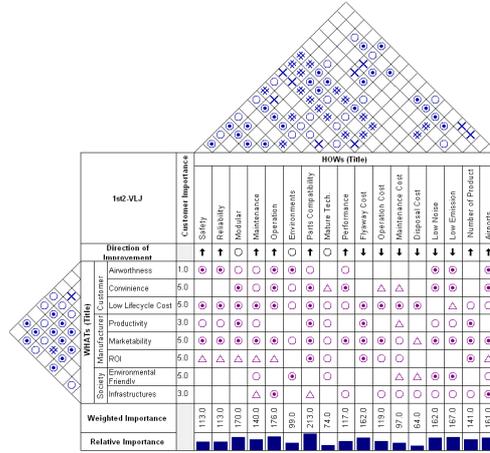


그림 12. 1차 QFD

1차 QFD 결과를 통하여 선정된 항목은 부품의 호환성, 운용성, 모듈화 그리고 적은 배기가스 등이며 2차 QFD의 결과 주요 형상인자로 추력, 무게, 조종계통, 순항속도 등이 선정되었고 이는 이후 morphological matrix와 Pugh's concept selection matrix에서 각각 형상인자의 선택과 가중치 결정에 사용된다.

3.3 VLJ 항공기의 형상개념 생성 및 대안 선정

가) Morphological Matrix

● Morphological Matrix

형상인자로 선택한 것은 엔진과 형상, 조종계통의 종류, 착륙장치이다. 여기서 엔진은 추력과 무게, 속도와 연관이 있고 형상은 무게와 연관이 있는 항목으로 선정되었다. 착륙장치는 무게 및 기타 고려사항으로 사용되었다.

표 3은 앞 단계에서 중요하게 위에서 본 2차 QFD에서 중요하게 판단된 엔진에 대한 항목들과 무게, 조종계통 등에 영향을 미치는 꼬리날개의 형상에 대해 고려하여 작성한 것이다.

표 3. Morphological Matrix

Characteristics		Alternatives			
Config	Tail	Conven	T-tail	Canard	Tailness
		9	9	9	3
Engine	Location	Inside of Fuselage		Pod at Fuselage	Pod at Wing
	Number	1		2	
Control	Surfaces	Flap + Aileron		Flaperon	
	Type	Hydraulic	Fly by Wire	Fly by Light	
		9	8	4	
Landing Gear	Location	Fuselage		Wing	

표 4. Combing concept

Characteristics		Base	Alternatives				
Config.	Tail	T-Tail	1	2	3	4	5
Engine	Location	Pod at Fuselage	Inside of Fuselage	Inside of Fuselage	Inside of Fusel.	Pod at Fuselage	Pod at Fuselage
	Number	2	1	1	2	1	2
Control	Surfaces	Flap +Aileron	Flap +Aileron	Flap +Aileron	Flaperon	Flap +Aileron	Flaperon
	Type	Hydraulic	Hydraulic	Fly by Wire	Hydraulic	Hydraulic	Fly by Wire
Landing Gear	Location	Wing	Wing	Wing	Wing	Wing	Fuselage

Characteristics		Alternatives					
Config.	Tail	6	7	8	9	10	11
Engine	Location	Pod at Fuselage	Pod at Fuselage	Inside of Fuselage	Inside of Fusel.	Pod at Fuselage	Pod at Wing
	Number	2	2	1	1	2	2
Control	Surfaces	Flap +Aileron	Flap +Aileron	Flaperon	Flaperon	Flap +Aileron	Flap +Aileron
	Type	Fly by Wire	Hydraulic	Hydraulic	Fly by Wire	Fly by Wire	Fly by Wire
Landing Gear	Location	Wing	Fuselage	Wing	Fuselage	Fuselage	Wing

● Combing concept

TRL이 4이하인 형상과 논리적으로 구성이 되지 않는 형상에 대해서는 배제하고 몇몇 대표적인 대안형상만을 선정하였다. 기본형상으로 제시 되는 형상은 유사기종 중 대표적인 형상으로 선정하였다. 기본형상과 대안형상의 조합은 표 4와 같다.

나) Pugh's Concept Selection Matrix

앞의 morphological matrix에 의하여 세분화한 총 11가지 설계개념들의 상관관계를 살펴보았다. 또한 2차 QFD 결과 판단되었으며 morphological matrix에서 형상인자로 사용된 항목들에 대하여 가중치를 주었다. 가장 많은 연관관계를 지니는 엔진에 대해서는 5점을, 기타 사항으로 고려된 착륙장치를 1점으로 하고 다른 항목들에 대해서는 3점으로 설정하였다.

그림 13과 같이 계산 결과 대안형상 2가 가장 높은 점수 획득하였다.

		Base	Alter. 1	Alter. 2	Alter. 3	Alter. 4	Alter. 5
Maintenance	3	0	-1	1	-1	-1	-1
Safety	5	0	1	1	1	1	1
Reliability	3	0	-1	1	1	-1	-1
Performance	2	0	1	-1	-1	1	0
Cost	5	0	-1	0	1	1	-1
Results		0	-4	9	8	-4	-6
		Alter. 6	Alter. 7	Alter. 8	Alter. 9	Alter. 10	Alter. 11
Maintenance	3	-1	1	-1	-1	0	1
Safety	5	1	1	1	1	1	1
Reliability	3	1	-1	-1	-1	-1	1
Performance	2	-1	1	1	1	1	1
Cost	5	1	-1	-1	-1	-1	-1
Results		8	2	-4	-4	-1	8

그림 13. Pugh's Concept Selection Matrix

※Alternative 2 : 일반적인 꼬리날개 형상, 동체 내부에 장착된 1개원 엔진, 플랩과 에일러론 사용, FBW 조종 시스템과 날개에 장착된 착륙장치

여기서 선택된 대안형상 2번과 6번, 기본 형상은 이후 대안형상 분석을 수행하고 그 결과 보다 뛰어난 성능을 가지는 형상이 선정된다.

3.4 VLJ 항공기의 설계 가능영역 검색 및 분석

가) Analysis Tool

Very Light Jet 항공기에 대한 형상 및 성능해석을 위해 본 연구에서는 항공기 성능 해석을 위해 경험식 기반의 항공기 성능해석 코드를 사용하였다. 그림 14는 사용된 성능해석 코드의 전체 프로세스를 보여준다.

기본형상 및 대안형상들의 해석을 위해 사용한 설계 및 잡음인자, 결과값 등은 다음의 표 5와 같다.

표 5. Design & Noise Parameters, Responses

Design Parameters	Noise Parameters	Responses
Aspect Ratio, Sweep Back Angle, Taper Ratio, Aspect Ratio of Horizontal Tail, Taper Ratio Horizontal Tail, Aspect Ratio of Vertical Tail, Taper Ratio Vertical Tail	Cruising Speed, Cruising Altitude	Range, Approach Speed, Take-off Field Length

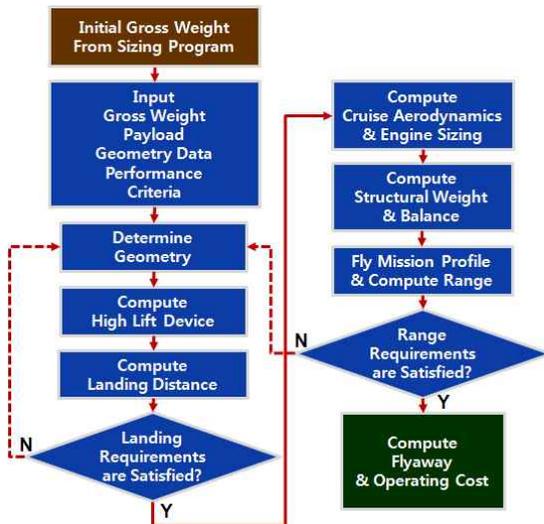


그림 14. 항공기 해석 code의 프로세스

나) Design Space Model

표 5와 같은 각 설계변수 및 noise parameter 들이 domain constraints 안에서 latine-hyper cube 방법을 통해 총 220개의 실험점을 선택하여 각각에 대해 해석을 수행하고 그 결과들을 이용하여 그림 15와 같이 design space model을 작성하였다.

Design space model의 구성을 통하여 근사식을 얻을 수 있었고 이때 근사식의 $R_{adj}^2 = 0.98$ 로써 충분히 신뢰성을 가진다고 볼 수 있다. 또한 이 자료를 이용하여 설계변수의 민감도를 분석하기 위한 prediction profile과 설계 가능영역의 파악을 위한 contour plot을 작성할 수 있다.

다) Prediction Profile

Prediction profile의 작성결과 그림 16에서 보듯 외부조건에 영향을 많이 받는 설계요소인 순항속도와 순항고도의 민감도가 가장 높게 나타났다. 이처럼 외부조건에 종속적인 인자의 민감도가 높은 경우 오차발생에 따른 성능의 저하를 방지하기 위하여 강건설계의 적용이 필요하다.

라) Contour Plot

그림 17을 보면 기본 형상과 대안형상 6번 형상은 설계가능영역에 존재하며 그 안에서

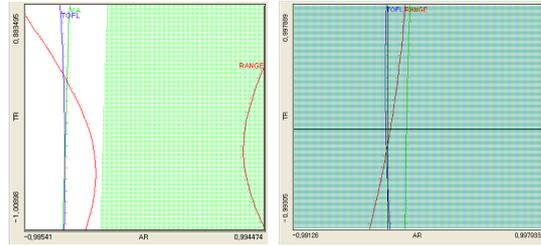


그림 17-a

그림 17-b

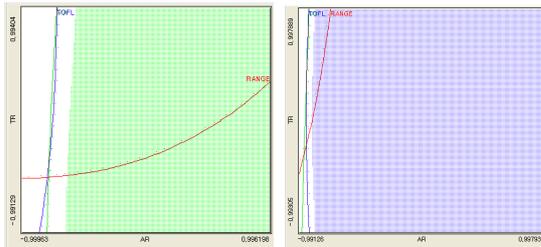


그림 17-c

그림 17-d

그림 17. Contour Plot
(그림 a : 기본형상, b : 대안형상 2, c : 대안형상 6, d : 수정된 대안형상 2의 설계영역)

	AR	SA	TR	ARHT	ARVT	TRVT	TRHT	VC	ALT	RANGE	VA	TOPL
1	0.694895	-0.170375	-0.398958	-0.379826	0.067022	0.717714	0.236696	0.0620296	124.9	101	2983.9	
2	-0.739011	-0.547342	0.007396	-0.545725	-0.059815	0.521163	-0.005373	-0.900505	1553	99.9	2940.1	
3	-0.469302	-0.282136	-0.009404	-0.481036	-0.813761	-0.153893	0.085071	0.943010	-0.295106	1797.9	98.9	2940.1
4	-0.300813	-0.2584	-0.608207	-0.294501	-0.239209	-0.711181	0.018074	-0.692620	-0.855164	1636.4	100.1	2940.7
5	0.6816957	0.1284476	0.6716145	-0.1502795	0.6316206	-0.6739053	-0.6782233	-0.908693	0.21074204	1506.4	101.3	3025.7
6	0.1493821	-0.672271	-0.8449373	-0.5826285	-0.8950575	-0.2064028	0.5129183	0.6224242	0.1704754	1740	101.3	2993.3
7	0.5159965	-0.7192369	0.7401966	0.0211443	0.4012513	0.1381159	0.1625167	0.2166857	-0.3444611	1019	101.7	3028.9
8	0.7596107	-0.059142	0.4554173	-0.3407833	0.2562321	-0.961048	0.6413099	0.2799704	0.58100968	1664.8	101.9	3051.6
9	0.9119263	0.0607899	-0.910723	0.0023749	0.094104	-0.872474	0.9790307	-0.919984	-0.1212491	1567	102.2	3043.7
10	-0.154176	-0.130062	0.5707468	-0.415469	0.024366	-0.50421	0.4022011	-0.633766	-0.2327369	1586	100.4	2913.5
11	-0.491149	0.3880604	0.0479569	-0.5830264	-0.0304772	-0.504974	0.6724732	-0.436704	1808.3	100.2	2961.7	
12	-0.304462	-0.177246	0.6399077	-0.305987	0.6469582	0.8447959	0.8794244	-0.693022	0.3955173	1471.4	100.4	2914.6
13	0.8617622	-0.069266	-0.9101413	-0.2037091	-0.7427091	0.9593079	0.7796493	0.2992669	0.2066462	1605.7	101.5	3024.6
14	-0.489583	0.5882963	0.0912032	0.4562859	0.4724023	0.0078769	0.7669179	-0.4401692	-0.9007758	1719.4	100	2948.6
15	-0.3907495	-0.830794	-0.677211	0.6279305	-0.4406209	0.9594968	-0.513797	0.9629916	-0.3468256	1779.9	100.5	2976.1
16	0.8207106	0.338436	0.6007396	-0.008309	0.0462449	-0.4616971	-0.121602	0.6100261	-0.1667121	1768.9	101.5	3024.6
17	0.8739238	0.5426909	0.6649566	-0.0591704	-0.1915117	0.8531838	0.0682891	-0.3698035	0.8236436	1486.1	101.5	3024.6
18	-0.3907278	-0.162148	0.7869883	0.8442099	-0.9109976	0.5979343	0.7696402	-0.9116305	0.4814956	1470.5	100.2	2961.7
19	-0.37128	0.0064127	-0.2923293	-0.539732	-0.312989	0.0928973	0.7252018	0.0789784	-0.2301295	1706.6	100.1	2993.9
20	0.0439232	0.2392438	0.4668156	-0.069691	0.3015843	-0.541282	-0.696457	0.6944808	-0.4956375	1795.9	101	2991.6
21	0.2102764	-0.827109	-0.429399	0.2588779	0.3484335	0.6483962	-0.3060143	-0.744839	0.4944893	1490.7	101.4	3011.6
22	-0.1802708	0.3657746	-0.0084891	-0.270525	-0.0520693	0.0207008	0.3786306	0.6559767	0.3114053	1697	100.5	2969.6
23	0.1463182	-0.719158	0.8377954	-0.6800891	-0.4014762	0.7211643	-0.3834187	-0.953341	-0.7791939	1682.3	100.9	2990.7
24	-0.071191	-0.665999	-0.7964635	-0.183268	-0.7932517	-0.623974	-0.842754	-0.377232	0.6647006	1584.1	100	2954.4
25	-0.0427076	-0.1197462	-0.687926	-0.6919493	-0.4474617	0.8494622	0.3096595	-0.8740396	-0.9116239	1917.7	100.6	2981.1
26	0.9172622	-0.4694824	-0.2684983	-0.6647615	0.2831826	0.0284707	0.6641693	0.6830895	0.2513861	1715.2	101.9	3062.1
27	0.6474919	-0.175927	-0.0276208	-0.5009113	-0.912943	-0.4865291	0.5063689	-0.4701335	0.0988927	1594.9	101.6	3028.2
28	0.7637423	0.3889567	-0.7631291	0.7093789	0.8954682	-0.8442244	-0.5691012	0.1705747	0.1770506	1764.2	100.4	2982
29	0.59199683	-0.385424	-0.1252446	-0.4627703	0.8630596	-0.0129842	0.0251288	0.6895482	0.3591628	1725	101.6	3034.1
30	0.8699263	-0.914481	-0.4069324	-0.1194416	-0.2949713	-0.717976	0.2099154	0.4141021	-0.9539926	1779	102	3041
31	0.5890127	0.6529299	0.1989775	0.1697026	0.1697026	0.1697026	0.1697026	0.1697026	0.1697026	1600.6	99.7	2993.9
32	-0.763373	-0.9157602	0.4237294	0.2110726	0.7158405	-0.3209154	0.6824602	0.3738232	0.3722873	1630.1	100.4	2966
33	-0.074003	0.1310918	0.6499705	-0.4442489	-0.979486	-0.7502725	0.9049819	0.0119009	0.0997024	1674.5	100.3	2974.2
34	-0.708434	-0.9314453	0.4662022	0.0917676	0.0214165	0.2699115	-0.0860216	-0.8914907	-0.9794119	1545.1	100.5	2959.7
35	0.9209234	0.6621076	-0.2001258	-0.9197395	-0.9578995	0.1068923	0.81279679	0.0102669	0.5781994	1448.1	101.7	3041.1
36	-0.3537181	-0.0577193	0.3752247	-0.5914546	-0.0776785	0.0802764	-0.3861297	-0.1511697	0.7211093	1466.9	100.4	2974
37	-0.030148	0.359367	0.4414864	-0.669794	-0.1198076	-0.198979	0.9898866	0.0695262	0.9629118	1991.4	100.7	2994.4

그림 15. Design Space Model (일부) [9]

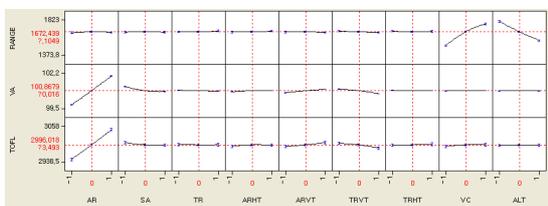


그림 16. Prediction Profile [9]

tentativ design을 찾을 수 있다. 하지만 단발 엔진인 대안형상 2번과 같은 경우 현재는 설계가능영역이 존재하지 않는다. 이 경우 contour plot을 확인해 보면 접근속도와 이륙거리가 만족하지 않음을 볼 수 있다. 접근속도는 설계가능영역에 있는 105ft/sec로 수정을 한다고 해도 사용자의 요구사항에 큰 영향을 미치지 않는다. 또한 대안형상 2의 경우 단발임에도 기본형상과 대안형상 6과 유사한 엔진을 사용하였다. 엔진의 출력을 높이기 위해 기존의 1400lbf 추력의 엔진 대신 1800lbf의 추력을 지니는 엔진으로 교체하였을 경우 총 중량은 증가하지만 전체적인 제약조건은 모두 만족시킬 수 있었다. 엔진 교체 후 접근속도는 101.2ft/sec로, 이륙거리는 3401 ft로 개선되어 제약조건을 만족할 수 있었다.

3.5 VLJ 항공기의 강건최적설계

가) Tentative Design 도출

선택된 기본형상과 대안형상들을 simulated annealing 기법을 사용하여 tentative design 결과를 얻었으며 그 설계변수와 잡음인자의 영역 및 case 별 tentative design solution은 다음의 표 6과 같다.

표 6. Tentative Design Solution

Parameters	Limits		Base	Alt. 2	Alt. 6
	Lower	Upper			
Aspect Ratio	7.0	9.0	8.99	8.98	5.0
Sweep Back Angle	-1.0	9.0	6.34	4.21	0.3
Taper Ratio	0.3	0.5	0.30	0.31	4.0
AR of HT	4.0	6.0	4.07	4.08	1.32
AR of VT	1.2	1.6	1.32	1.25	0.60
TR of HT	0.4	0.6	0.6	0.59	0.53
TR of VT	0.4	0.6	0.58	0.44	0.44
Noise Factor					
Cruising Speed	0.4	0.6	0.43	0.43	0.43
Cruising Altitude	32000	38000	37983	35997	37798
Output					
Range			1890.0	2047.4	2046.9
App. Speed			100.3	101.1	100.2
Take-off Field Length			2970.1	3401.2	2969.3

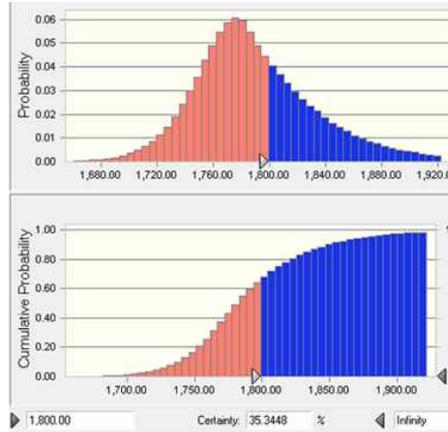


그림 18. Tentative design
(Mean : 1,791.22 , Variance : 2,174.04)

나) Evaluation

전체 항속거리와 접근속도, 이륙거리 등을 모두 고려하였을 때 대안형상 6번이 가장 적합한 형상으로 선정되었다.

※Alternative 6 : T-tail 형상, pod로 동체에 장착된 두 개의 엔진 사용, flap+aileron, FBW 조종 시스템, 날개에 장착된 착륙장치

다) 강건설계 적용

최적설계 결과에 잡음인자를 고려한 결과의 분포를 통해 사용자의 요구를 만족할 수 있는 분산포의 평균 및 분산에 대한 목표값을 설정한다. 여기서 항속거리의 평균과 분산의 목표값은 각각 1800NM과 400으로 하여 이를 위한 새로운 목적함수를 식 6과 같이 설정하였다. 잡음인자는 확률변수로서 Monte Carlo Simulation을 이용하여 적용하였다. 시뮬레이션 결과의 신뢰도 확보를 위해 각 확률변수마다 1,000,000의 시뮬레이션을 수행하여 총 2,000,000의 시뮬레이션을 각 결과에 수행하였다[14].

$$Min Z=(Mean Value 조절)+(Variance 조절) \quad (6)$$

표 7. 최적화 결과 비교

	일반적인 최적화	강건최적 설계	비교
Aspect Ratio	8.542	6.747	
Sweep Back Angle	2.58	0.575	
Taper Ratio	0.18	0.18	
TR of HT	0.774	0.6	
Mean Value	1,781.22	1,824.76	2.44%
Variance	2,174.04	51.97	97.61%
Probability	35.34%	100%	64.66%

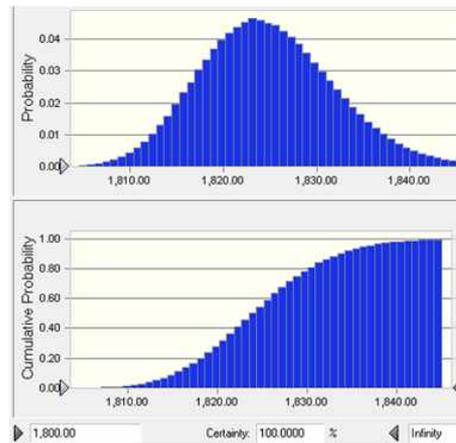


그림 19. Robust Design
(Mean : 1,824.76 , Variance : 51.97)

그 결과는 표 7에서 주요 변수들의 값들과 결과의 비교를 통해 보여주고 있다.

IV. 결 론

의사결정 모델을 항공우주시스템 설계에 적용하여 기존의 형상정립과정보다 설계자 주관의 영향을 줄인 대안형상선정기법을 개발하였다. 또한 여기서 결정된 대안형상들의 설계가능 영역 검색 및 분석을 통하여 최적의 대안형상을 선정하고 이에 대한 강건성을 높이는 프로세스를 개발하였다. 강건설계의 도입을 통하여 설계자가 조정할 수 없는 요인들로 인한 영향을 최소화하여 어떠한 상황에서도 처음 기대하였던 성능을 낼 수 있

는 설계를 이룰 수 있다.

본 연구를 통하여 개발된 프로세스는 항공우주 시스템 이외의 다른 설계에도 적용이 가능하며 보다 많은 분야에 걸쳐 적용이 된다면 초기설계과정에서 설계반복으로 인한 시간과 노력의 낭비를 줄일 수 있을 것이며 이로 인하여 개발 기간의 단축과 개발 비용의 절감을 이룰 수 있을 것이다. 본 연구에 적용된 여러 가지 의사 결정 기법들은 설계문제에 따라 적합한 다른 도구들로 대체가 가능하다. 또한 현재 적용된 기법과 프로세스에 대해서도 현재 많은 개선 방안에 대해 많은 논의와 연구가 진행되고 있으며 이를 통하여 사용자의 요구를 보다 효율적으로, 객관적으로 분석할 수 있도록 개선될 것으로 기대한다.

후 기

본 연구는 특정기초연구사업(R01-2006-000 -10744-0)와 BK21의 지원으로 수행되었으며 연구비 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 이재우 외, 항공기설계교육연구회, *항공기 개념설계*, 경문사, 2001.
- 2) Kirby, M.R., Mavris, D.N., "Forecasting Technology Uncertainty in Preliminary Aircraft Design", Presented at the 4th World Aviation Congress and Exposition, San Francisco, CA, October 19-21, 1999.
- 3) Mavris, D.N., Kirby, M.R., "Technology Identification, Evaluation, and Selection for Commercial Transport Aircraft", Presented at the 58th Annual Conference Of Society of Allied Weight Engineers, San Jose, California, May 24-26, 1999.
- 4) Mavris, Dimitri N and DeLaurentis, Daniel A (2000), "A probabilistic approach for examining aircraft concept feasibility and viability", *Aircraft Design* (1369-8869). June 2000, 3, 2: 79-101.
- 5) 백방선, 원유동, *품질경영론*, 2판, 무역경영사, 2001.
- 6) Hyeong-Uk Park, Mee-Young Park, Seung-Jin Lee, Jae-Woo Lee, and Yung-Hwan Byun, "Development of Requirement Driven Design Concept Selection Process in Aerospace System", *Computational Science and Its Applications - ICCSA 2006, Lecture Notes in Computer Sciences LNCS 3984 Part V* pp 512-521, May 2006.
- 7) Lou Cohen, *Quality Function Deployment*, ADDISON-WESLEY PUBLISHING COMPANY, 1995
- 8) John C. Mankins, A White Paper, "Technology Readiness Levels", 1995, NASA, USA
- 9) JMP 5.0, SAS Institute Inc.,
- 10) Chen, W., Allen, J. K., Tsui. K. L. and Mistree, F., "A Procedure for Robust Design : Minimizing Variations Caused by Noise Factors and Control Factors", *Journal of Mechanical Design*, Vol. 118, No. 4, pp. 478~485. 1996.
- 11) 전상욱, 전용희, 김정화, 이동호, "항공기 날개 설계를 위한 강건성 및 신뢰성 최적 설계 기법의 적용", *항공우주학회지* 34권 8호, 2006. 8월
- 12) 김주현, 김병곤, 전상욱, 전용희, 이동호, "신경망으로 구축된 불확실성 모델을 이용한 전투기 날개의 강건 최적설계", *항공우주학회지* 36권 2호. 2008. 2월
- 13) Huber, Mark. "Eclipse targets hefty initial production run", *Aviation International News*, 17. Oct. 2006, Retrieved on 12. Dec. 2006.
- 14) Achintya Haldar, Sankaran Mahadevan, *Probability, Reliability, and Statical Methods in Engineering Design*, Jon Wiley & Sons, Inc., 2000.