

요구도 기반 Pre-Conceptual Design Process 개발

Development of Requirement Driven Pre-Conceptual Design Process

박형욱*, 이승진, 이재우, 변영환 (건국대학교)

1. 서론

설계에서 설계요구도 정립과정은 설계 결과에 지대한 영향을 미치며 따라서 세심한 고려가 필요하다. 기존의 초기설계방법은 설계자가 시장조사나 수요자의 요구에 따라 설계요구도를 정립하고 여러 개의 개념스캐치와 각 개념에 대한 분석을 통하여 설계요구도에 적합한 형상을 정하며 항공기 개념설계를 수행한다. 하지만 이러한 형상정립과정은 설계자의 주관적인 판단의 영향이 크며 결정된 모든 형상이 설계요구도를 만족하는 최적의 형상개념(Configuration Concept)이라고 할 수는 없을 것이다.

본 연구에서는 기존 설계요구도 정립과정에서의 비교분석 연구에서 걸리는 시간과 노력을 줄이고자 Design Space Model을 구성하여 효율적으로 설계요구도를 정립할 수 있도록 하였다. 또한 품질경역기법과 Concept Selection Matrix 등을 이용하여 설계요구도를 만족하는 최적의 대안형상을 정립할 수 있는 프로세스를 개발하였다. 이러한 일련의 과정들을 100인승급 지역항공기의 설계에 실제로 적용하였다.

2. 본론

2.1. 최적형상선정 프로세스(Requirements Analysis)

전체 프로세스는 크게 사용자 임무요구도 분석과정과 설계가능영역 검색 및 설계요구도 정립, 대안형상 정립 과정의 3단계로 나눌 수 있다. 사용자 요구사항을 기준으로 형상선정 프로세스가 진행되며 각 단계를 거치면서 설계요구도와 대안형상이 더욱 구체화되도록 하였다. 다음의 그림 1에서는 이러한 전체 프로세스에 대해 간략히 그 관계와 흐름을 나타내고 있다[1].

2.2. 사용자 임무요구도 정립 (Determine Feasibility and Design Requirements)

최근 국내에서도 등장하기 시작한 저가 지역항공사를 주 대상으로 한 100인승급 지역항공기 설계를 위한 사용자 임무요구도 정립을 위하여 각 대륙 별 항공사 수와 항공사들이 보유하고 있는 동급 항공기 보유 대수, 주요 도시로부터 2000km내에 있는 공항의 수 등을 파악하여, 10년 후 판매할 수 있는 항공기의 대수를 추정해보았다. 분석 결과를 토대로 양산 후 5년간 예상할 수 있는 판매대수는 약 220대 정도이며 이를 통하여 정립된 사용자 임무요구도는 다음과 같다.

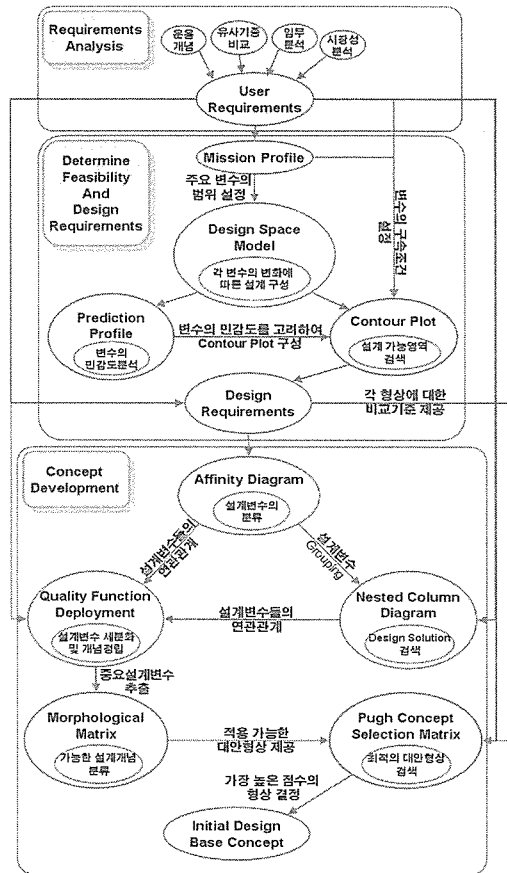


그림 1. 최적형상선정 프로세스 흐름도

- 짧은 이착륙 성능
- 뛰어난 승객 수송능력 및 승객이 호감을 갖는 항공기
- 적은 운용 및 유지 비용
- 환경적 요인에 대한 고려 필요 (소음 및 배기가스)
- 어떠한 기상조건에서도 운용가능
- 비행 중 높은 안정성
- 한반도 범위 이상을 비행할 수 있는 항속 능력 (수출 및 통일이후 고려)

표 1. 5년간 각 지역별 예상판매 대수 [2]

지역	서 아시아	동남 아시아	극동 아시아	오세아 니아	미주, 캐나다	중남미	합계
예상 판매 대수	20대	50대	66대	33대	45대	15대	229대

2.3 설계가능영역 검색 및 설계요구도 정립과정

(1) Mission Profile

사용자 임무요구도를 기초로 이를 만족하는 항공기의 임무 형상을 도시하면 아래와 같다.

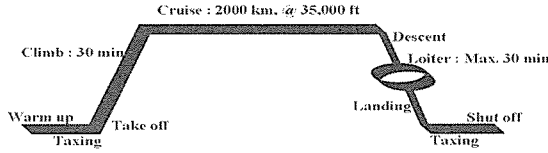


그림 2. Mission Profile

이때, 조종사와 승무원은 각각 2명, 탑승인원은 100 명이며 이를 고려한 최대 Payload는 20,500 lbs이다.

Mission Profile을 통하여 각 Flight Phase에 따라 주요 설계인자들을 추출해 보았다.

- Take-off : Take-off Gross Weight, Take-off Field Length, T/W
- Climb : Climb Rate, T/W
- Cruise : Cruising Altitude, Speed, Range, Endurance, L/D, T/W
- Loiter : Loitering Time
- Landing : Landing Field Length, T/W

위의 주요 설계인자들은 다음의 Design Space Model의 구성에 사용이 된다.

(2) Design Space Model

Mission Profile에서 도출한 주요 설계인자들을 자체 적으로 제작한 기본적인 항공기의 무게 및 성능 추정 Code를 이용하여 Sizing을 하였다. Sizing Code의 입력변수들에 대해 3-Level Full Factorial을 적용한 총 81개(3⁴)의 설계Case 결과를 이용, 각 설계Case에 따른 해석결과를 볼 수 있는 Design Space Model을 구성하여 설계변수의 민감도 해석과 설계가능영역 검색을 실행하기 위한 환경을 구축하였다. Sizing Code에서 사용하는 입력변수와 결과는 아래의 표 2와 같다[3, 4].

표 2. 항공기의 무게 및 성능 추정 Code의 입력변수와 출력값

입력변수	W/S, T/W, V_c , AR
출력값	Gross Weight, Empty Weight, Sized Fuel Weight, Designed Wign Loading, CL_MAX for Landing, Required Balanced Take off Field Length, Required Landing Field Length, Stall Speed, Take off Speed, Approach Speed, RDT&E Cost Per Unit

Pattern	W/S	T/W	V_c	AR	Wto	We	Wf
1 1111	-1	-1	-1	-1	93348.71	47904.26	24364.39
2 2111	-1	-1	-1	0	89611.75	46093.63	22453.45
3 3111	-1	-1	-1	1	87801.3	45215.4	21529.57
4 1211	-1	-1	0	-1	93348.71	47904.26	24364.39
5 2211	-1	-1	0	0	89611.75	46093.63	22453.45
6 3211	-1	-1	0	1	87801.3	45215.4	21529.57
7 1311	-1	-1	1	-1	93348.71	47904.26	24364.39
8 2311	-1	-1	1	0	89611.75	46093.63	22453.45
9 3311	-1	-1	1	1	87801.3	45215.4	21529.57
10 1121	-1	0	-1	-1	93348.71	47904.26	24364.39
11 2121	-1	0	-1	0	89611.75	46093.63	22453.45
12 3121	-1	0	-1	1	87801.3	45215.4	21529.57
13 1221	-1	0	0	-1	93348.71	47904.26	24364.39
14 2221	-1	0	0	0	89611.75	46093.63	22453.45
15 3221	-1	0	0	1	87801.3	45215.4	21529.57
16 1321	-1	0	1	-1	93348.71	47904.26	24364.39
17 2321	-1	0	1	0	89611.75	46093.63	22453.45
18 3321	-1	0	1	1	87801.3	45215.4	21529.57

그림 3. 구성된 Design Space Model (일부)

(3) Prediction Profile

Design Space Model을 통하여 각 설계 Case에 대한 결과를 이용, Prediction Profile을 작성하였다(그림6). Prediction Profile로 설계변수들의 민감도를 파악하여 설계에 영향을 주는 주된 설계변수를 하고 이 설계변수들은 Contour Plot의 구성 시 기준축으로 사용 된다. 익면하중(W/S)과 날개의 종횡비(AR)가 가장 큰 민감도를 지니며 다른 설계변수에 큰 영향을 미치는 것을 확인하였다[5, 6].

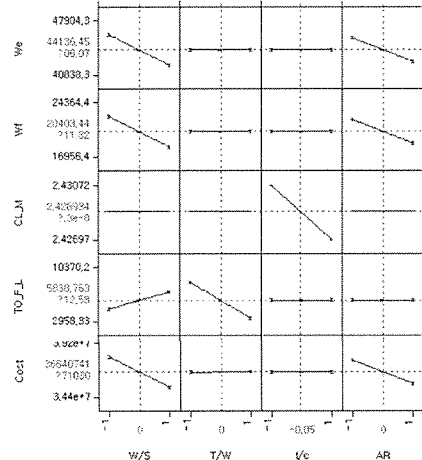


그림 4. Prediction Profile (일부)

(4) Contour Plot

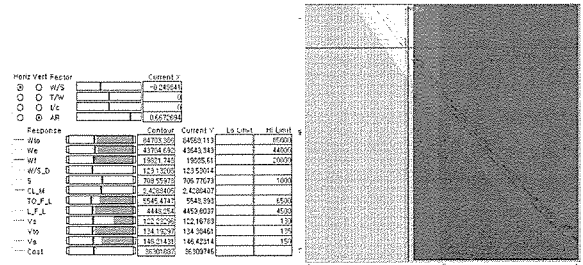


그림 5. Contour Plot

Design Space Model과 Prediction Profile의 결과를 사용하여 Contour Plot을 작성하였다. Prediction Profile이 설계변수의 민감도 해석을 위한 것이었다면 Contour Plot은 구속조건에 따른 설계가능영역의 검색에 사용된다. 민감도가 높은 입력변수를 가로, 세로축으로 하여 그 결과들이 하나의 평면 안에서 도시된다. 설계변수의 구속조건에 따른 제한영역이 Contour로 표시되고 이를 통해 모든 구속조건을 만족하는, 즉 Contour가 없는 설계가능영역을 검색할 수 있다. 그림 5에서 흰색으로 보이는 부분이 설계가능영역이며 이 안에서 각 설계변수를 만족하는 조건을 추출하여 설계요구도(Design Requirements)를 정립하게 된다.

(5) Design Requirements (설계 요구도)

설계가능영역에서의 설계변수들을 파악하여 설계요구도를 정립한다. 다음은 위 과정을 통해 도출된 Design Requirement들이다.

- Take-off Gross Weight : 85000 lbs 이하
- Empty Weight : 44000 lbs 이하

- Fuel Weight : 20000 lbs 이하
- Take-off Field Length : 6500 ft 이하
- Landing Field Length : 4500 ft 이하
- Stall Speed : 120 Knots 이하
- Take-off Speed : 135 Knots 이하
- Approaching Speed : 145.0 Knots 이하

2.4 설계대안형상 도출 (Concept Development)

(1) Affinity Diagram (연관도)

Affinity Diagram을 작성하여 임무요구도와 설계요구도 등의 인자들을 일정한 기준에 따라 분류하였다. 크게 수요자와 기술자의 2가지 입장에서 설계 요구 사항을 선정하여 구성하였으며 수요자의 입장(Voice of Customer)에서는 항공사, 생산자, 사회적인 요구 등의 3부분으로, 기술자의 입장(Voice of Engineer)에서는 추진, 성능, 구조, 공력 등의 4부분으로 분류하였다.

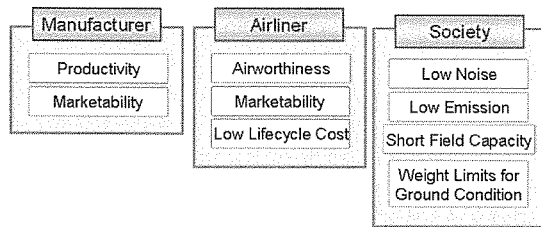


그림 6. Voice of Customer

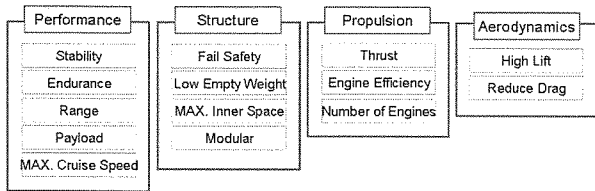


그림 7. Voice of Engineer

사용자 입장에서 분류된 세부 항목들은 초기 설정되었던 사용자 요구사항을 기본으로 하여 다음의 Nested Column Diagram과 Quality Function Deployment (QFD)의 구성에 기본이 되는 항목이 된다. 또한 설계자 입장의 분류는 Nested Column Diagram과 Quality Function Deployment에서 하부 항목으로 세분화 될 때 분류의 판단 기준으로 사용된다.

(2) Nested Column Diagram

Nested Column Diagram은 하나의 인자에 영향을 주는 요인들을 찾아가는 방법으로 하위단계는 상위단계에 영향을 주는 인자 혹은 상위단계에 대한 Solution이 되며 하나의 단계 밑에 여러 개의 하위단계를 가질 수 있다. Affinity Diagram의 사용자 입장에서의 항목들을 만족하게 하는 기술자의 입장 항목들을 연결하고 각 항목들에 대한 설계 고려사항들을 하부항목으로 연결하여 사용자 입장에서 필요로 하는 항목들에 대한 설계 인자들을 도출하였다. 또한 설계변수들의 관계 및 영향 정도를 파악하여 QFD구성에 적용된다.

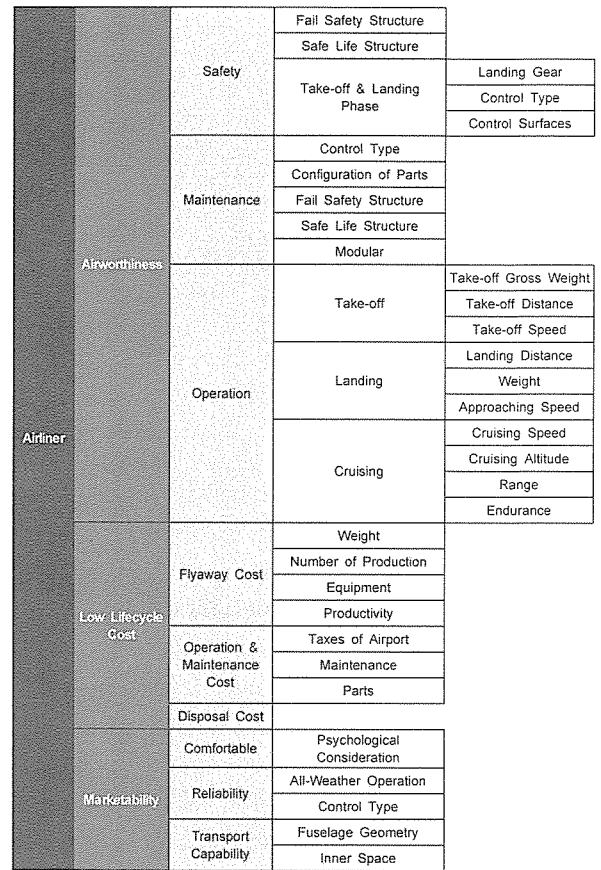


그림 8. Nested Column Diagram about Airliner

(3) Quality Function Deployment

Nested Column Diagram에서 결정한 설계 인자들의 연관 관계를 바탕으로 System Requirement 분석을 수행하기 위하여 QFD (Quality Function Deployment, 품질기능분석기법)을 이용하였다. Nested Column Diagram을 통해 얻어진 연관관계로 1차, 2차 House of Quality를 작성하여 설계요구도와 형상정립에 주로 영향을 미치는 형상인자와 성능인자를 추출하고 그 사이의 연관관계를 분석하고 대표할 수 있는 몇 개의 인자들을 추출한다[7, 8].

(4) Morphological Matrix

① Morphological Matrix

2차 House of Quality의 Absolute Importance 결과, 높은 점수를 가지는 설계 요구도를 이용하여 Morphological Matrix를 작성하였다. 2차 House of Quality에서 중요하게 판단된 Engine에 대한 항목들과 Control Type, Stability에 영향을 미치는 꼬리날개의 형상에 대한 고려를 하였다.

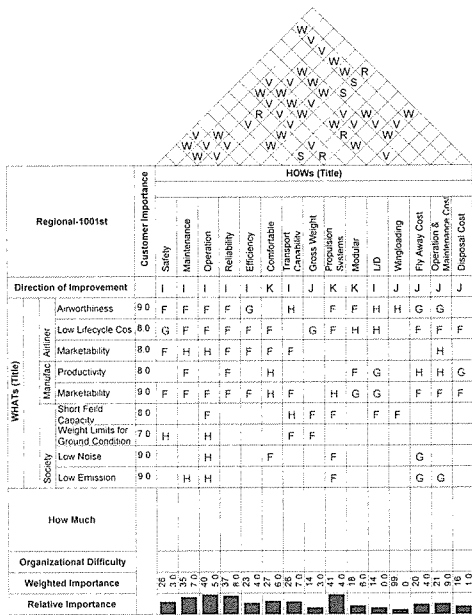


그림 9. 1차 House of Quality

표 3. Morphological Matrix

Characteristics		Alternatives			
Configuration	Tail Type	Conventional	Cruciform	T-Tail	Canard
	Engine Position	Wing		Fuselage	
Control	System Type	Hydraulic	Fly By Wire	Fly By Light	
Propulsion	Engine Type	Turbo Prop.		Turbo Fan	
	No. of Engine	2	3	4	

표 4. Combining Concepts

	Base Line	Config. 1	Config. 2	Config. 3	Config. 4
Tail Type	Conventional	Conventional	Conventional	Cruciform	Cruciform
Engine Position	Wing	Fuselage	Wing	Fuselage	Wing
Control Sys. Type	FBW	Hydraulic	FBW	FBL	FBW
Engine Type	Turbo Fan	Turbo Prop.	Turbo Fan	Turbo Fan	Turbo Prop.
No. of Engine	2	2	2	2	2
	Config. 5	Config. 6	Config. 7	Config. 8	Config. 9
Tail Type	T-Tail	T-Tail	T-Tail	Canard	Canard
Engine Position	Wing	Wing	Fuselage	Wing	Fuselage
Control Sys. Type	FBW	FBL	FBW	FBW	FBL
Engine Type	Turbo Prop.	Turbo Fan.	Turbo Fan	Turbo Fan	Turbo Fan
No. of Engine	2	3	2	3	2

② Combing Concept

Morphological Matrix에서 얻은 주요 대안형상들을 조합하여 기본 형상과 비교를 하기 위해 작성한다.

(5) Pugh Concept Selection Matrix

Pugh Concept Selection Matrix에서는 각 형상의 조합이 설계요구도를 얼마나 만족할 수 있는가를 고려하여 점수를 주어 최적의 설계대안형상을 도출하게 된다. 1차 QFD에서 높은 점수를 얻은 항목과 Morphological Matrix에 의하여 세분화한 총 9가지 설계개념들의 상관관계를 살펴보았다. 각각의 항목은 연관관계에 따라 다음과 같은 상관강도로 나타낸다.

+: Indicating Superior Performance(1점)

o: Indicating Similar Performance(0점)
-: Indicating Inferior Performance(-1점)

Pugh Concept Selection		Design Concepts									
		Base Line	C-F-H-P-2	C-W-F-2	C-F-W-F-2	R-W-W-F-2	T-W-W-F-2	T-F-W-F-2	N-W-W-F-3	N-F-L-F-2	
Concept #		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Design Criteria	Tail Type	K	K	K	K	U	T	T	T	T	T
	Engine Position	K	T	K	T	K	K	K	T	K	T
	Control System Type	K	K	T	T	T	T	T	T	T	U
	Engine Type	K	T	T	T	T	K	T	T	T	T
	Number of Engines	K	K	K	K	K	K	U	K	U	K
+ (plus) Pugh Sums		0	2	2	3	2	2	3	4	3	3
- (minus) Pugh Sums		0	0	0	0	0	1	0	0	1	1
Concept Rating (+s and -s)		0	2	2	3	2	2	3	4	3	3

그림 10. Pugh Concept Selection Matrix

각각의 개념들의 총 항목들의 상관강도를 모두 더하여 최종 점수를 구한 결과 설계개념 7번 형상(T-tail, Fuselage Mounted 2 Engines, Fly by Wire Control System)이 본 연구에서 제시한 사용자 요구사항과 임무형상을 가장 잘 만족시키는 설계개념으로 도출하였다.

(6) 최종 개념정립 결과

위와 같은 과정을 통하여 임무요구도와 설계요구도를 만족하는 설계대안형상은 그림 11과 같다.

3. 결론

기존의 형상정립과정보다 설계자 주관의 영향을 줄인 기법 개발로 보다 합리적으로 사용자의 요구사항을 만족시킬 수 있는 설계요구도와 설계대안형상을 정립할 수 있을 것이다. 이번 연구를 통하여 개발된 프로세스는 현재 진행한 100인승급 항공기 이외의 다른 설계에도 적용이 가능하며 보다 많은 분야에 걸쳐 적용이 된다면 초기설계과정에서 설계반복으로 인한 시간과 노력의 낭비를 줄일 수 있을 것이다. 본 연구에 적용된 여러 가지 기법들은 설계문제에 따라 적합한 다른 도구들로 대체가 가능하며 앞으로의 과제는 다른 설계문제에 대해 구성을 해보고 또한 각 경우에 따라 적합한 도구들의 정리가 필요하다. 또한 불확정성에 대한 고려로 사용자의 요구사항의 변화에 더욱 유기적으로 대처할 수 있는 과정의 정립이 필요하다.

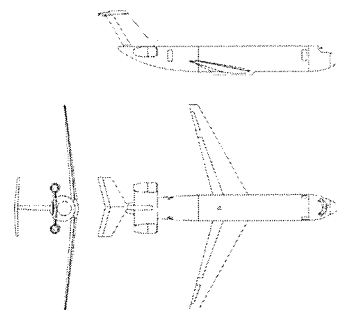


그림 11. 설계대안형상

후 기

본 연구는 중소기업청의 산학연 공동기술개발 컨소시엄사업 지원으로 수행되었으며 연구비 지원에 감사드립니다.

참고문헌

1. 박형욱, 김민지, 이재우, 변영환, “불확정성을 고려한 무인회전익기 설계”, 2005 춘계항공우주학술발표회 논문집, 2005.4.
2. 건국대학교 기계항공우주공학부 항공우주비행체설계 프로젝트
3. Optimus, Noesissolutions Inc.,
4. JMP 5.0, SAS Institute Inc.,
5. Andrew P. Baker, *The Rule Of Mission Requirements, Vehicle Attributes, Technologies And Unvertainty In Rotorcraft System Design*. 2002.
6. Michelle R. Kirby, Dimitri N. Mavris, Forecasting Technology Uncertainty in Preliminary Aircraft Design, 1999 World Aviation Conference
7. QFD Designer 4, Ideacore.
8. 김민지, 박미영, 이재우, 변영환, “QFD(Quality Function Deployment)를 이용한 다목적 헬리콥터의 시스템 요구도 분석”, *시스템엔지니어링 학술지*, 제1권 제2호, pp.56~62 2005.