

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.5.467

항공안전 규정 및 의사결정모형을 이용한 항공기 형상선정기법 연구

윤정원*, 배보영*, 이재우**, 변영환**

Aircraft configuration selection method using the airworthiness certification and the decision making process

Jungwon Yoon*, Boyoung Bae*, Jae-Woo Lee** and Yung-Hwan Byun**

ABSTRACT

For the very light jet aircraft design, the design baseline configuration has been selected using the logical decision making process, and the design optimization problem is formulated by considering the airworthiness regulations as design constraints. Airworthiness regulations are the minimum requirements for the safe aircraft flight and must be considered from the conceptual design stage. After carefully selecting the airworthiness constraints and the user specified requirements, a series of design making models including the affinity diagram, nested column diagram, quality function deployment (QFD), Pugh concept selection matrix, are used to find and evaluate alternative configuration baselines. From the feasible design space searching process, the best alternative design, which satisfies the airworthiness constraints while excluding the user subjective decisions as much as possible, has been successfully derived.

초 록

본 연구에서는 개념 설계 과정에서 항공 인증 규정 및 의사결정모형을 이용하여 최적화 문제 구성과 항공기 기준형상을 선정하는 프로세스를 정립하고, 이를 소형제트항공기에 적용하였다. 항공기 안전성을 보장하기 위한 최소안전 요구조건인 항공 인증 규정은 항공기 설계 초기단계에서부터 고려되어야 하는 사항으로 반드시 만족해야 한다. 인증 규정 및 사용자 요구도 분석 후, 산업공학기법인 Affinity Diagram, Nested Column Diagram, Quality Function Deployment (QFD), Pugh Concept Selection Matrix와 같은 의사결정모형을 사용하여 alternative 형상군에 대한 평가를 수행하였다. 그 후 Best alternative 형상에 대한 설계가능영역 분석을 통해 항공 인증 규정에 적합하고 객관적인 문제 구성 및 항공기 기준형상을 도출 할 수 있었다.

Key Words : Conceptual Design(개념설계), Aircraft Certification(항공기 인증), Decision Making Model(의사결정모형), Very Light Jet, VLJ(소형제트항공기)

† 2010년 3월 22일 접수 ~ 2010년 4월 29일 심사완료

* 정회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 대학원

** 정회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

교신저자, E-mail : jwlee@konkuk.ac.kr

서울시 광진구 화양동 1번지

I. 서 론

항공기 설계 및 개발의 총 순기에 있어서 가장 큰 영향을 미치는 것이 바로 개념연구 및 개념설계 단계이다. 이 단계에서 결정되는 주요 사

항에 따라 이후의 설계가 진행되며 이에 따라 소요 비용 및 개발 기간, 최종 결과물의 성능 등이 좌우된다[1]. 기존의 개념연구 과정은 설계자의 주관적인 판단에 의해 설계 요구도 및 문제구성 등을 작성하므로 최적화를 수행하여 얻은 형상이 사용자의 요구도를 만족하는 최적의 형상개념이라고 할 수 없으며 이로 인한 반복계산으로 많은 시간과 비용을 소모하게 된다. 이와 같은 기존 설계 과정에서의 반복 계산 및 소요시간을 줄이기 위해 개념정립 과정에서 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 수년전부터 수행하여 많은 결과를 내었고 본 연구실에서도 이와 같은 연구가 수행된 예가 있다[2].

또한 수입국으로부터의 항공기 안전인증의 하나인 감항 인증에 대한 요구는 반드시 만족시켜야 하는 법규이자 설계계약조건으로 작용한다. 감항 인증 제도의 필요성이 커짐에 따라 정부에서는 항공안전기술개발과 관련한 사업을 통하여 어려움을 극복하려는 노력을 하고 있다. 국내 항공기개발 업체와 부품 업체에서는 인증 팀을 구성하여 관련 연구를 수행 하고 있으나 아직까지는 항공기 설계단계에 있어서 인증 요구조건을 포함한 설계가 미비한 단계이다[3]. 만약 항공기 개발 결과가 인증규정을 만족시키지 못한다면 재설계에 따른 설계비용이 증가하게 되므로, 항공기가 인증을 받기 위해서는 항공기 설계 초기단계에서부터 인증 규정을 고려하여야 한다[4].

본 연구에서는 기존의 개념설계 단계에 항공 인증 규정을 의사 결정 모델을 이용하여 적용하였으며 이를 통해 최적화 문제를 구성하고 항공기 기준형상을 선정 하는 과정을 새로이 정립하였으며, 소형제트항공기에 적용하여 일련의 과정을 검토하였다.

II. 인증 규정을 고려한 요구도 기반 기본형상 도출 프로세스

2.1 설계 시스템 개요

본 프로세스는 그림 1과 같이 요구도 기반 프로세스, 항공 안전 규정 분석 프로세스와 최적화

프로세스가 결합된 형태이다.

요구도 기반 프로세스는 최적화 문제 구성 및 항공기 기본형상을 도출할 때에 선행되는 작업으로 '사용자 요구도 분석', 'Best alternative 형상 도출', '설계가능영역 분석'으로 이루어져 있다. 유사기준, 임무, 시장성, 운용개념 분석을 통해 사용자 요구도를 도출한다. Best alternative 형상 도출 과정 이전에 사용자 요구도에 적합한 항공기 대상에 대하여 항공 안전 규정 분석 프로세스를 진행한다. 이를 통해 규정 분석 단계, 규정 적용 단계, 규정 Data Base를 통해 인증 제약조건을 선정하게 되며 상세한 설명은 2.2에서 언급하였다. 그리하여 이 결과는 최적설계 문제 구성의 인증 제약조건으로, Best alternative 형상 도출 과정의 입력 값으로 이용된다.

사용자 요구도와 항공 안전 규정 분석 결과를 이용하여 Best alternative 형상을 도출하고자 산업공학기법인 의사결정모델을 이용하며 각 모델들은 선행 연구 되었다[2]. 이를 이용하여 엔지니어의 주관적인 경험을 최대한 배제하고 체계적이며 논리적인 일련의 과정을 통해 최적 설계 문제 및 항공기 기준 형상을 제시할 수 있다. 즉, Affinity Diagram과 Nested Column Diagram [5][6] 구성 시, 항공 안전 규정의 분석결과를 이용하며, 사용자 요구도와 함께 이용하여 QFD[7]의 what과 how를 구성한다. 그 결과 특히 고려해야 할 형상 설계 변수와 목적함수를 제시한다. 그 후 QFD의 what의 항목으로 alternative 형상군에 대한 평가를 하며 이 때 Pugh Concept Selection Matrix[6]를 이용한다. 여기서 가장 높은 점수를 얻는 형상이 Best alternative 형상으로 선정되며, 이 형상이 설계조건에 적합한지를 판별하는 설계가능영역 분석 과정을 거치게 된다. 만약 선정된 형상이 설계에 적합하지 않을 경우, 두 번째로 높은 점수를 얻는 형상에 대해 재분석을 하게 되며 설계가능영역에 만족 할 때까지 이 과정을 반복하게 된다. 이 결과 설계조건에 적합한 Best alternative 형상을 얻게 되며 최적화 과정의 항공기 기준형상으로 사용된다.

2.2 항공기 인증 규정 분석

항공기 인증 규정 분석을 위해 인증 규정 분석 프로세스를 정립하였으며, 개발하고자 하는 항공기에 적합한 규정을 적용하게 된다. 프로세스에 대한 설명은 아래와 같다.

인증 규정 분석단계 에서는 설계에 필요한 인증 규정의 범위를 선정하며 항공기 설계 변경이 가능한 설계변경이 이루어지는 범위는 시스템 교

체, 성능개량, 소음 증상감소, 구조변경 등의 인증 규정을 분석하게 된다. 이와 관련한 인증요건인 국내의 항공기기술기준 Part 23, Part 33, Part34, Part 36 미국의 14CFR23과 Advisory Circular 등을 조사하여 설계분야별로 해당되는 대표적인 인증요건을 선정 할 수 있다.

소형제트항공기 설계 시에 고려해야할 대표적인 규정은 다음과 같다[8].

가) 국제 인증 규정

- 국제민간항공협약 부속서 항공기의 감항성"(Annex 8 to the Convention on International Civil Aviation "Airworthiness of Aircraft")
- 감항성기술매뉴얼(Airworthiness Technical Manual)[9]
- 14CFR Part 23 Normal Category[11]
- Advisory Circular No. 23-8B Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes
- Advisory Circular No. 23-16A Powerplants Guide for Certification of Part 23 Airplanes and Airships

- Advisory Circular No. 23-17B Systems & Equipment Guide for Certification of Part 23 Airplanes and Airships
- Advisory Circular No. 23-19A Airframe Guide for Certification of Part 23 Airplanes
- Advisory Circular No. 23-1311-1A Installation of Electronic Displays in Part23 Airplanes[12]

나) 국내 인증 규정[10]

- KAS Part 1 총칙
 - KAS Part 23 감항분류 보통급 고정익
- 적용 가능한 인증 규정의 범위가 설정이 되면 인증 규정 적용단계 에서는 인증 규정을 Data Base 하기 전 ER&G(Engineering Requirements & Guide)[9] 또는 Design Certification Related Table 형태로 만들게 된다. ER&G와 Design Certification Related Table은 항공기 설계 단계에서 적용될 수 있는 인증 요건을 분석하여 설계 단계에 맞게 요건들을 분류, 설계자가 항공기를

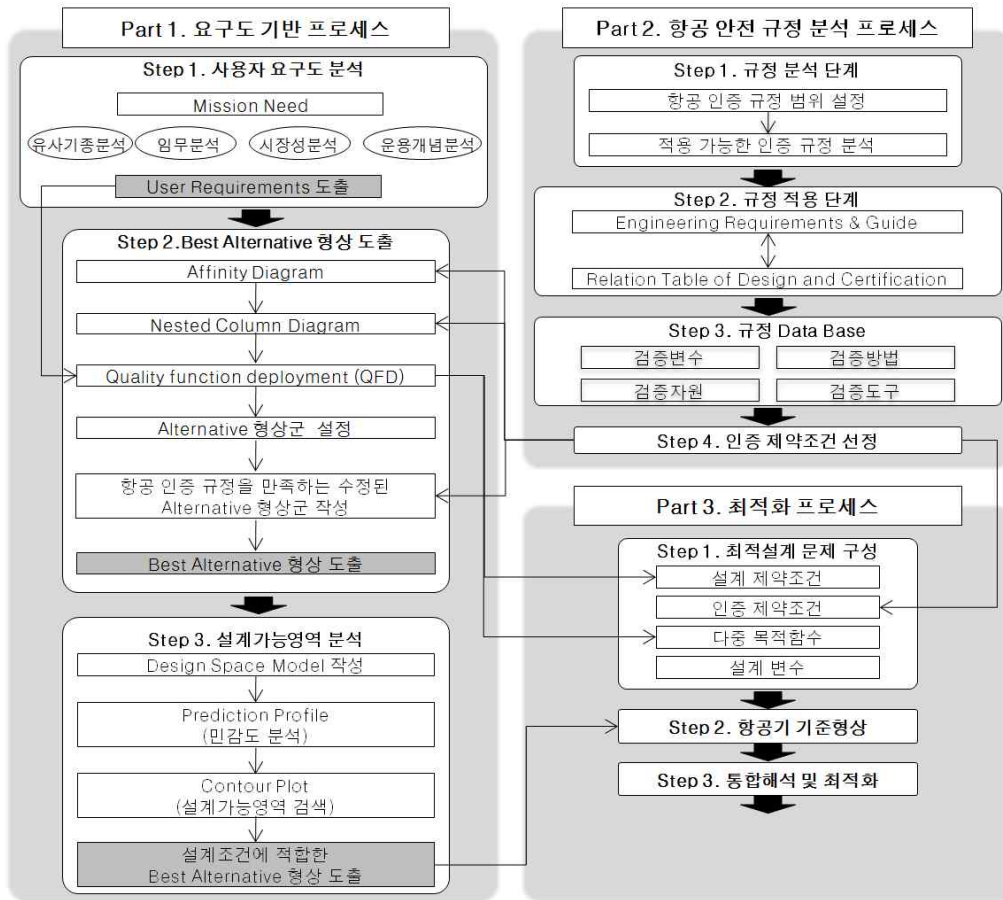


그림 1. Conceptual Design Process Incorporating Airworthiness Certification

설계 하는데 있어서 따라야 하는 인증 요구조건 과 설계지침을 작성함으로써 인증-설계 가이드를 제공하게 된다. 이는 인증을 받기위해 수행할 수 있는 방안에 대한 설명을 쉽게 찾을 수 있으면 초기 설계 단계서부터 해당규정을 적용할 수 있는 인증규정 Data Base 구축의 기초가 된다. 이렇게 만들어진 인증 규정 Data Base를 통해 설계자는 구축된 Data Base를 이용하여 해당규정의 검증변수, 검증 방법, 검증자원, 검증도구를 분석하여 분야별 검증항목을 도출하고 인증계약 조건을 선정할 수 있다.

III. 소형 제트 항공기의 인증 규정을 고려한 요구도 기반 기준형상 도출

3.1 사용자 요구도 분석

선행 연구를 통해[2] 설계 대상인 VLJ 항공기의 임무형상을 그림 2와 같이 작성하였고, 유사기종 및 시장성 분석을 수행했다. 임무형상으로부터 중요 설계 인자를 선정하고 유사기종의 분석을 통해서 표 1과 같이 사용자 요구도를 제시 하였고 각 요구도에 대한 설계변수를 선정하였다. 이는 QFD 작성 시, how의 항목으로 연결된다.



그림 2. Mission Profile of VLJ Aircraft

표 1. User Requirements

항목	Requirements	설계변수
MTOW	10,000lb 이하	$W_{empty}, W_{fuel}, W_{crew}, W_{payload}$
탑승인원	4명 이상	PAX
항속거리	1,400nm 이상	L/D, SFC, W_{fuel}, W_{empty}
순항속도	340kts 이상	L/D, C_{D0}, e, AR
이륙거리	3000ft 이하	$C_{LMax}, AR, \lambda, b, W/S, S_{flap}, FT, \delta_f, MTOW, R_T, W_T, F_{Tire Friction}, T/W, \Delta$
착륙거리	3000ft 이하	$C_{LMax}, AR, \lambda, b, W/S, S_{flap}, FT, \delta_f, MTOW, R_T, W_T, F_{Tire Friction}, T/W, \Delta$
Endurance	3시간 이상	L/D, SFC, W_{fuel}, W_{empty}
탑재하중	1,440lb 이상	$W_{payload}$
가격	\$2m 이하	

- W_{empty} : Empty Weight
- W_{fuel} : Fuel Weight
- W_{crew} : Crew Weight
- $W_{payload}$: Payload Weight
- W_{seat} : Seat Weight
- PAX : Number of Passengers
- L/D : Lift to Drag Ratio
- SFC : Specific Fuel Consumption
- C_{D0} : Parasite Drag Coefficient
- e : Drag due to Lift Efficiency
- AR : Aspect Ratio
- C_{LMax} : Maximum Lift Coefficient
- λ : Taper Ratio
- b : Main Wing Span
- W/S : Wing Loading
- T/W : Thrust/Weight
- S_{flap} : Area of Flap Surface
- FT : Flap Type
- δ_f : Flap Deflection Angle
- Δ : Sweep back angle
- MTOW : Maximum Takeoff Weight
- $F_{Tire Friction}$: Tire Friction Force
- R_T : Tire Radius
- W_T : Tire Width

3.2 항공 인증 규정 분석

개념설계 단계에서 적용할 수 있는 인증 규정을 토대로 실제 설계 단계에 적용할 수 있는 설계 조건들은 다음과 같다.

- 조종사 제외 승객 수 < 9인
- 최대인가이륙중량 < 12500 lb
- 이륙거리의 정의 : 이륙면 50ft 고도까지 이륙 및 상승에 요구되는 거리
- 착륙거리의 정의 : 착륙면 위로 50ft 고도에서부터 비행기가 착륙 후 완전히 정지하는데 까지 필요한 수평거리
- 실속속도 (V_S) < 61 knots
- 비행기의 회전속도 (V_R) > V_1 또는 $V_R > 1.05V_{MC}$, $V_R > 1.10V_{S1}$
- V_1 : 이륙결정속도
- V_{MC} : 최저조종속도
- V_{S1} : Flap을 사용하지 않을 때의 실속속도
- 이륙 후, 50ft 상공에서의 속도 (V_2) > $1.10V_{MC}$ 또는 $V_2 > 1.20 V_{S1}$
- 전 엔진 작동상태(AEO) 최소상승구배(Min Climb Gradient) $\geq 4\%$
- 한 엔진 부작동상태(OEI) 최소상승구배(Min Climb Gradient) $\geq 0.75\%$
- 참조착륙접근속도 (V_{REF}) > $1.3V_{SO}$ 또는 $V_{REF} > V_{MC}$
- 설계순항속도 (V_C) = $33(W/S)^{(1/2)}$
- 설계급강하속도 (V_D) > $1.40 V_{cmin}$
- V_{cmin} : 최저 설계순항속도
- 설계기동속도 (V_A) > $V_S(n)^{(1/2)}$
- 최대돌풍강도에 대한 설계속도 (V_B) < V_C

- 제한운동하중계수 (n) < 3.8
- 출입문의 크기 : 높이 (h) >48 in, 폭 (l) > 24 in, 곡률 반지름 < 1 * 1/3
- 좌석 지탱 무게 > 215 lb
- 비행승무원 비상탈출구 크기 = 19 ~ 20 in
- 비상탈출구의 개수 1개 이상
- 비상탈출구의 형식과 작동 : 19 in × 26 in의 타원
- 복도의 폭 > 15 in

3.3 Best alternative 형상 도출

가) Affinity Diagram

Affinity diagram은 항공 인증 규정 분석을 통해 도출된 개념설계 단계에서 적용 가능한 인증 규정 중 'SubpartA. General(A)', 'SubpartB. Flight(B)', 'Subpart C. Structure(C)', 'Subpart D. Design and Construction(D)'로 작성하였으며, 표 2의 Lv.1과 Lv.2로 확인할 수 있다. 이는 Nested column diagram의 상위항목으로 연결된다.

나) Nested Column Diagram

Affinity diagram에서 선정된 상위항목을 세분화, 계층화하여 하위항목을 표 2와 같이 작성하였다. 항공 인증 규정에 제시된 Category를 이용하였으며, Lv3 의 항공기 성능에 대해서 각 항공기 성능에 영향을 미치는 설계변수와 및 설계조건들과의 민감도 분석을 진행하였다. 민감도 분석은 각 항공기 성능과 설계변수 및 설계 조건들과 어떠한 관계를 갖고 있는지 확인하고 Lv.4의 항목을 도출하기 위해 반드시 필요한 단계이다. 민감도 해석을 위한 식은 다음과 같으며 해석 결과의 일부는 그림 3에 나타나 있다.

$$SS = \frac{svar}{smean} = \frac{S_{Max} - S_{Min}}{\left(\frac{S_{Max} + S_{Min}}{2}\right)} \quad (1)$$

- SS : 민감도 지수
- svar : 설계변수 구간 내의 성능지수 변화폭
- smean : 설계 변수 구간내의 성능지수 평균값

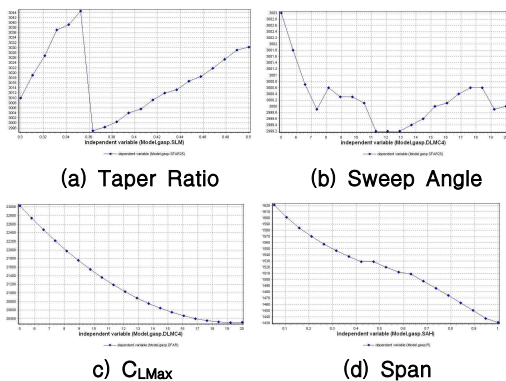







그림 3. 각 설계 변수와 이륙거리와의 민감도 분석 결과

표 2. Nested Column Diagram

Lv.1	Lv.2	Lv.3	Lv.4	
A	감항분류	승객수	PAX	
		최대 이륙중량	$W_{empty}, W_{fuel}, W_{crew}, W_{payload}$	
	중량한계	좌석당 점유무게	W_{seat}	
	실속속도 단계	조종가능실속속도	$C_{LMax}, W/S$	
최소동속실속속도		$C_{LMax}, W/S$		
B	이륙속도	비행기의 회전속도	$C_{LMax}, AR, \lambda, b, W/S, S_{lap}, FT, \delta_i, MTOW, R_T, W_T, F_{Tire Friction}, T/W, \Delta$	
		이륙면 50ft상공에서의 속도	$C_{LMax}, AR, \lambda, b, W/S, S_{lap}, FT, \delta_i, MTOW, R_T, W_T, F_{Tire Friction}, T/W, \Delta$	
	이륙거리	이륙면 50ft까지 이륙 및 상승에 요구되는 거리	$C_{LMax}, AR, \lambda, b, W/S, S_{lap}, FT, \delta_i, MTOW, R_T, W_T, F_{Tire Friction}, T/W, \Delta$	
	상승:일반	OEI 조건	$C_{LMax}, AR, \lambda, b, W/S, S_{lap}, FT, \delta_i, MTOW, R_T, W_T, F_{Tire Friction}, T/W, \Delta$	
	상승:전엔진 작동상태	이륙 후 정상상승구배	$C_{LMax}, AR, \lambda, b, W/S, S_{lap}, FT, \delta_i, MTOW, R_T, W_T, F_{Tire Friction}, T/W, \Delta$	
	상승:OEI	1500ft에서 정상상승 구배	$C_{LMax}, AR, \lambda, b, W/S, S_{lap}, FT, \delta_i, MTOW, R_T, W_T, F_{Tire Friction}, T/W, \Delta$	
	참조 착륙 접근 속도	참조 착륙 접근속도	$C_{LMax}, AR, \lambda, b, W/S, S_{lap}, FT, \delta_i, MTOW, R_T, W_T, F_{Tire Friction}, T/W, \Delta$	
	착륙거리	착륙거리	$C_{LMax}, AR, \lambda, b, W/S, S_{lap}, FT, \delta_i, MTOW, R_T, W_T, F_{Tire Friction}, T/W, \Delta$	
	C	하중	제한하중	MTOW, n_Load
			극한하중	MTOW, n_Load, n
안전계수		안전계수	n	
비행포 위선도		비행포위선도	W/S, C_{LMax}, C_N	
제한운동하중계수		제한운동 하중계수	MTOW	
설계비행 속도		설계순항속도	n_Load	
	설계급강하속도	W/S		
	설계기동속도	$C_{LMax}, W/S, n_Load$		
	최대돌풍강도에 대한 설계속도	W/S		
D	조종실 시계	조종실 시계 확보	$\alpha_{Approach}, C_{LMax}, AR, \lambda, b, W/S, S_{lap}, FT, \delta_i, MTOW, R_T, W_T, F_{Tire Friction}, T/W, \Delta$	
	출입문	출입문의 크기	D_h, D_l	
	좌석, 안전벨트	좌석의 설계	W_{crew}	
	비행 승무원 비상탈출	비행승무원 비상탈출구 크기	항공 인증 규정 참고	
		비상탈출구의 개수	PAX	
	비상 탈출구	비상탈출구의 형식과 작동	항공 인증 규정 참고	
		복도의 폭	좌석수 기준	PAX

- $\alpha_{Approach}$: Approach Angle
- n_Load : Load Coefficient
- D_h : Door Height
- D_l : Door Length
- C_N : Perpendicularity Aerodynamics Coefficient

표 3. Alternative Configuration Group

					
	Model 1	Model 2	Model 3	Model 4	Model 5
MTOW(lb)	5362	6043	5040	5500	4267
Max Pax(with Pilot)	6	6	6	6	6
Range(nm)	1074	1200	1100	1084	1564
Service Ceiling(ft)	42479	44612	36000	35000	33182
Takeoff Distance(ft)	2947.7	3056.3	2500	2623	1875
Landing Distance(ft)	2275	2043.7	2125	2119	2074
Max. Payload (lb)	1255	1500	1220	1800	1240
Stall Speed (knots)	76.3	73.7	69.4	63.2	68.8
Rotation Speed (knots)	78.4	86.7	72.2	82.2	78.8
Climb Gradient (%)	5.6	3.7	4.8	4.9	4.2
Reference Landing Speed (knots)	99.2	91.2	80.2	85.9	85.3
Design Speed (knots)	378	346	400	420	370
Engine Model Number	FJ33-1	PW610F	FJ33-1	FJ44-1	FJ44-1
Thrust (lbf)	1200	900	1200	1900	1900
SFC/Thrust	0.486	0.69	0.486	0.456	0.456
Number of Engine	2	2	2	1	1
Unit Cost (\$M)	2.102	2.199	1.92	2.37	1.5
Oper. Cost per Seat (\$/Mile)	0.43	0.65	0.52	0.59	0.53

항목 중 일정 조건을 만족하면 되는 상태 조건들은 형상설계 시 항공 인증 규정의 내용을 참고하도록 하였다. 예를 들어 비행 승무원 비상 탈출구 크기는 48~50cm 크기 및 사각형 모양이면 항공 인증 규정을 만족한다.

다) Quality Function Deployment(QFD)

표 2의 Lv.3까지의 항공 인증 규정과 표 1의 사용자 요구도를 what으로 고려하였을 때, 어떤 형상 설계 변수 및 설계 조건이 중요 변수로 작용하는 지 파악하기 위해 표 2의 Lv. 4와 표 1의 설계 변수를 how로 하여 HOQ(House of Quality)를 수행하였다. 이 때 각 항목의 가중치는 모두 1로 동일한 가중치를 가지는 것으로 가정하였고, 대응관계의 관련정도는 Lv.3까지의 항공인증 규정과 Lv.4와의 민감도 분석 결과를 이용하였다. QFD의 중요도 분석 결과, W/S , δ_r , AR , S_{flap} , FT , b , λ , Λ 로 중요 순위가 주어지며, 이들이 항공 인증 규정과 사용자 요구도에 대해 큰 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 즉, 위와 같은 변수들은 그림 1의 Part 3에서 최적 설계 문제 구성을 할 때 설계변수로 제시된다. 또한 what의 항목인 Lv. 3의 성능에 대해 계층분석기법(Alytic Hierarchy Process, AHP)을 이용하여 각 성능에 대한 쌍대비교에 의해 주요 성능의 우선순위를 평가 및 판단 할 수 있으며, 이는 곧 최적 설계의 목적함수로 제시할 수 있다.

라) Alternative 형상군 선정

개념설계가 완료된 대안 형상을 바탕으로 Alternative 형상군을 표 3과 같이 선정하였다. 개념설계는 건국대학교와 Ryerson 대학교가 공동으로 진행한 설계프로젝트를 통하여 실시되었다. 설계 기준을 동일하게 하기 위하여 표 1에 나타난 설계 기준을 바탕으로 하나의 설계 요구도를 작성하였고, 설계 목표는 지역항공사 또는 에어택시 운항사, 개인이 사용 가능한 소형 제트기에 대한 개념설계를 수행하는 것이다[5].

마) Best alternative 형상 도출

Pugh Concept Selection Matrix를 이용하여 alternative 형상군에 대한 평가를 수행한다. 이 때 평가 항목은 표 1의 사용자 요구도와 표 2의 인증 요구도 중 개념설계 과정에서 성능해석을 통하여 얻을 수 있는 결과를 선정하였으며 각각의 가중치는 1로 두었다. AHP를 통해 성능 별 쌍대 비교를 하였을 경우에는 그 결과 값을 가중치로 사용할 수 있으며 더욱 정확한 평가 결과를 얻을 수 있다.

각각의 형상군에 대한 평가를 수행한 결과 model 1은 1개의 인증 규정을, model 2와 3은 각각 2개의 인증 규정을 만족하지 못하였다. 항공 인증 규정은 반드시 만족시켜야 하는 항목이므로 이를 만족하지 못하는 형상들은 수정을 하여 만족하는 형상이 되도록 한다. 다시 작성된



그림 4. Result of HQQ

표 4. Result of Pugh Concept Selection Matrix

평가항목	1	2	3	4	5
MTOW	1	1	0	1	1
Pax	0	0	0	0	0
Range	0	1	0	0	1
Service Ceiling	1	1	0	0	0
Takeoff Distance	0	-1	0	0	1
Landing Distance	0	0	0	0	0
Max. Payload	0	1	0	1	0
Endurance	0	1	1	0	1
Stall Speed	0	0	1	1	1
Rotation Speed	-1	0	-1	1	1
Climb Gradient	1	-1	1	1	0
Reference Landing Speed	0	0	-1	0	1
Design Speed	1	0	1	1	1
Cost	1	0	1	0	1
결과	4	2	3	5	9

alternative 형상군에서 사용자 요구도에 적합한 형상을 찾은 결과, model 5가 가장 높은 점수를 얻었다(표 4).

3.3 설계 가능영역 분석

가) Analysis Tool

설계된 항공기에 대한 형상 및 성능해석을 위해 본 논문에서는 NASA에서 개발한 GASP (General Aviation Synthesis Program)을 사용하였다. GASP는 미국의 NASA Ames 연구소에서 항공기 초기 개발용으로 제작되었다. Fortran 기반으로 ASCII 기반의 입출력 형식을 가지고 있으며 namelist를 이용하여 사용자가 더욱 간편하게 설계변수의 입력을 할 수 있다. 빠른 계산시간은

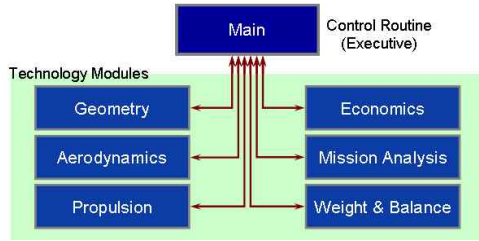


그림 5. Structure of GASP[9]

로 parametric study에 사용하기 편리하다. 단발 피스톤 엔진 항공기부터 터보프롭엔진과 터보팬 엔진을 사용하는 비즈니스기와 수송기 형태의 항공기 설계에 사용할 수 있다. 항공기의 형태, 성능, 가격 등을 비교할 때 유용하게 사용된다. GASP의 그림 5와 같이 geometry, aerodynamics, propulsion, weight and balance, mission performance, economics 의 총 6개의 각 분야별 해석 모듈로 구성이 되어 있으며 해석의 진행되는 동안 각 모듈간의 정보교환을 통해 분야별 연계 해석이 수행된다[14].

나) Design Space Model

사용자 요구도 분석과 항공 인증 규정 분석을 통해 도출한 주요 설계인자들을 GASP Code를 이용하여 항공기의 성능을 해석 하였다. 입력변수들에 대해 3 Level Full Factorial을 적용한 총 81개의 설계 Case에 따라 해석결과를 확인 할 수 있는 Design Space Model을 작성하여 설계변수의 민감도 해석과 설계 가능역의 검색을 위한 환경을 구축하였다. Design Space Model을 구성하기 위한 입력변수와 출력변수는 아래의 표 5와 같다. 입력변수의 경우 인증규정을 적용할 수 있는 이, 착륙 성능에 영향을 많이 주는 설계 변수를 선택 하였으며 출력변수의 경우 사용자 요구도와 인증 요구도 참조하였다. 각 입력변수의 범위는 현재 운항 혹은 개발 중인 Very Light Jet 항공기에 대해 입력변수인 W/S, T/W, AR, Flap Deflection Angle에 대한 Trade off Study를 하여 변수들의 최소값과 최대값의 범위를 선정하였다.

표 5. 입력변수의 범위

입력변수	최소값	최대값
W/S	25	35
T/W	0.18	0.30
AR	6	8.5
Flap Def. Angle	10	40

표 6. Input and Output Data for Design Space Model

입력변수	W/S, T/W, AR, Flap Deflection Angle
출력변수	Stall Speed, MTOW, Rotation Speed, Reference Landing Speed, Take off Field Length, Landing Distance, Range, Cruise Speed, Climb Gradient

	W/S	Thrust	AR	Flap Def. Angle	Takeoff Distance	V_R	V_S
1	-1	-1	-1	-1	1839,6	75,6	64,4
2	-1	-1	-1	0	1786,2	72	64,4
3	-1	-1	-1	1	1511	68,4	64,4
4	-1	-1	0	-1	1856,1	73,3	62,8
5	-1	-1	0	0	1555,7	68,2	62,8
6	-1	-1	0	1	1475,8	65,9	62,8
7	-1	-1	1	-1	1801,4	71,9	61,8
8	-1	-1	1	0	1520,4	66,7	61,8
9	-1	-1	1	1	1420,4	64,4	61,8
10	-1	0	-1	-1	1839,6	75,6	64,4
11	-1	0	-1	0	1786,2	72	64,4
12	-1	0	-1	1	1511	68,4	64,4
13	-1	0	0	-1	1856,1	73,3	62,8
14	-1	0	0	0	1555,7	68,2	62,8
15	-1	0	0	1	1475,8	65,9	62,8

그림 6. Result of Design Space Model

다) Prediction Profile

Design Space Model을 이용하여 81개의 Case에 대해 해석을 한 결과를 이용하여 Prediction Profile을 작성 하였다. Prediction Profile은 설계변수와 성능 해석 값과의 민감도를 분석하여 설계에 가장 많은 영향을 주는 설계 변수를 Contour Plot의 작성 시 기준 축으로 사용이 된다. 그림 7의 결과와 같이 Wing Loading과 Aspect Ratio가 설계 변수에 가장 큰 영향을 미치고 있는 것을 확인 하였다.

라) Contour Plot

Contour Plot은 Design Space Model과 Prediction Profile의 결과를 통해 작성되었다. Prediction Profile이 설계변수의 민감도 해석을 위한 것이었다면 Contour Plot은 구속조건에 따른 설계가능영역의 검색에 사용된다. 민감도가 높은 입력변수를 가로, 세로축으로 하여 그 결과들을 하나의 평면 안에서 도시되며, 각 결과 값들의 구속조건에 따른 제한영역이 Contour로 표시되고 이를 통해 모든 설계변수의 구속조건을 만족하는, 즉 Contour가 없는 설계가능영역을 검색할 수 있다. Prediction Profile 결과 민감도가 가장 높은 Wing Loading 과 Aspect Ratio를 입력변수로 사용하였다.

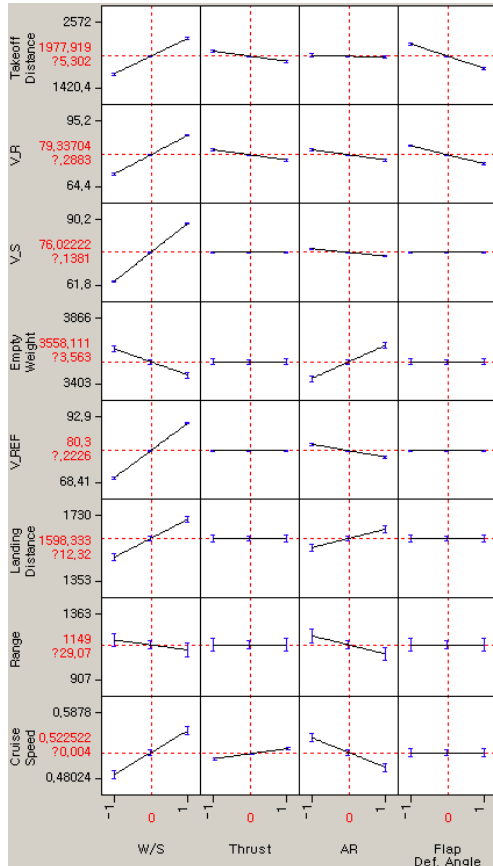


그림 7. Result of Prediction Profile

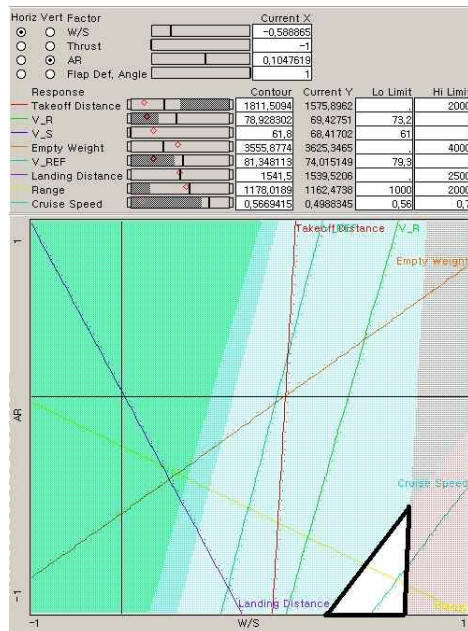


그림 8. Result of Contour Plot Analysis

응답변수로는 Take off Distance, Rotation Speed, Stall Speed, Empty Weight, Reference Landing Speed, Landing Distance, Range, Cruise Speed를 선정하였으며 입력변수와 입력 변수와의 Contour Plot을 작성하였다. Contour Plot의 분석 결과 그림 8에서 보이는 흰색 영역이 설계가능영역으로 나타났다. 각 입력변수와 응답변수와의 관계를 분석해 본 결과 Take off Distance, Empty Weight, Cruise Speed의 경우 설계가능영역에 영향을 주지 않았으며 Stall Speed의 관련된 변수인 Reference Landing Speed와 Rotation Speed의 경우 설계가능영역 구성에 많은 영향을 주는 것을 알 수 있었다. 이렇게 구성된 설계가능영역을 통해 각 설계변수를 만족하는 조건을 추출하여 설계요구도(Design Requirements)를 정립하게 된다[6].

IV. 결론

본 연구에서는 실제 Very Light Jet 항공기의 개념 설계 과정에서 적용이 가능한 소형 항공기 인증 규정들을 분석하여 적용이 가능한 설계변수들에 대해 인증 요구도를 작성하였으며 항공기를 구매하는 사용자의 요구도를 분석하고 인증요구도와 사용자 요구도에 대해 의사결정모델을 적용하여 5개의 alternative형상을 도출 하였으며, Pugh concept selection matrix과정을 통하여 1개의 Best alternative 형상을 도출 하였고 Best alternative 형상에 대한 설계가능영역 분석을 통해 항공 인증 규정에 적합하고 설계자의 주관적인 경험이 최대한 배제된 문제 구성 및 항공기 기준형상을 도출 하였다.

본 연구를 통하여 개발된 프로세스는 소형항공기급 이외에 다른 중, 대형 항공기급에도 적용이 가능하며 보다 많은 분야에 걸쳐 적용이 된다면, 항공기 설계 초기 단계에서 설계자 입장에서 항공기 인증 규정을 적용 할 수 있으며 항공기 초기 설계 과정에서 형상변경에 의한 설계반복으로 인한 시간과 노력의 낭비를 줄일 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 국토해양부 항공안전기술개발사업의 연구비지원(T007F3510001-07F015400310)과 2단계 BK21의 연구비지원으로 수행되었으며 연구비 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 이재우 외, 항공기설계교육연구회, *항공기 개념설계*, 경문사, 2001.
- 2) 박형욱, 이재우, 변영환, 정준, Karman Behdinin, "요구도 기반 항공우주 시스템 강건최적설계 기법 연구", 한국항공우주학회지, 제37권 제3호, 2009년 3월, pp. 255~266.
- 3) 강영호 외 "수출용 KT-1 요구사항 검증 모델 개발 사례", 제13차 유도무기학술대회 논문, 2005.
- 4) 조국현, 윤정원, 이재우, 김상호, 변영환, "인증을 고려한 소형제트항공기 최적형상 구현", 한국항공우주학회 2009년도 춘계학술발표회 논문집, 2009. 4, pp. 552 ~ 555.
- 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) 김민지, 박미영, 이재우, 변영환, "QFD(Quality Function Deployment)를 이용한 다목적 헬리콥터의 시스템 요구도 분석", 시스템 엔지니어링 학술지, 제1권 제2호, pp. 56~62 2005.
- 8) 조국현, 이재우 "항공안전 인증요건을 고려한 소형제트항공기 형상최적설계에 관한 연구", 석사학위논문, 2009.2.
- 9) 이효진, 윤정원, 이재우, 김임권, 김상호, "소형항공기 인증-통합 시스템 개발을 위한 Engineering Requirements and Guide 및 인증 DB 구축에 관한 연구", 2009 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집.
- 10) 국제민간항공기구(ICAO), "항공기의 감항성", 건설교통부항공국 한국항공진흥협회, 1997.7.
- 11) 항공기 인증 정보시스템, <http://acis.kari.re.kr>
- 12) Federal Aviation Administration, <http://rgl.faa.gov>
- 13) Federal Aviation Administration, "AC21-40, Application Guide for Obtaining a Supplemental Type Certificate, 1998.
- 14) GASP (General Aviation Synthesis Program), NASA (National Aeronautics and Space Administration) Ames Research Center, Jan. 1978.
- 15) 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.
- 16) Burdun, I.Y., DeLaurentis, D.A., Mavris, D.N., "Modeling and Simulation of Airworthiness Requirements for an HSCT Prototype in Early Design", Presented at the 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, St. Louis, MO, September 2-4, 1998.