

論文

항공안전인증을 고려한 소형제트항공기 플랩 재설계

윤정원*, 이효진**, 이재우***, 김상호***, 변영환***, 김임권**

Re-Design of Wing Flap for Very Light Jet Aircraft Incorporating Airworthiness Certification

Jungwon Yoon*, Hyojin Lee**, Jae-Woo Lee***, Sangho Kim***, Yung-Hwan Byun***, Im-gun Kim**

ABSTRACT

In this paper, a conceptual design process for Very Light Jet aircraft has been proposed incorporating aircraft safety certification. During the proposed design process, satisfaction of the airworthiness certification for an intermediate resulting aircraft configuration is evaluated and then redesigns are carried out if necessary and until the designed aircraft configuration satisfies the airworthiness requirements. Certification database has been developed using FAR 23, AC 23, KAS 23, and CS 23 as the airworthiness certification. Based on the developed certification database Design Certification Related Table has been produced to use the airworthiness requirements as design constraints in the proposed design process.

Using Quality Function Deployment the design variables for a redesign are carefully selected and a design optimization is performed. To demonstrate the feasibility and effectiveness of rapid aircraft conceptual design using the proposed approach, a Very Light Jet design optimization including a redesign of wing flap has been performed and the design results have been presented.

Key Words : Conceptual Design(개념설계), Very Light Jet(소형제트항공기), Certification(항공기 인증), Take off performance(이륙성능), Flap(플랩)

1. 서 론

대한민국은 그동안 축적된 항공기술을 바탕으로 아시아/태평양 지역의 항공산업 중심 국가로 성장하고 있으며, 2020년 항공선진국(G8)에 오르기 위해 노력을 하고 있다.

항공선진국에 오르기 위해서 가장 중요한 것은 자국에서 만든 항공기의 안정성을 보장할 수 있어야 하며 이에 따라 최신 인증 기술의 개발이 중요시 되고 있다.

대한민국은 현재 타 국가와의 민항기 관련 상

호협정이 체결 되지 않은 상태이며 이로 인한 타 국가 감항기관의 인증획득에 많은 어려움을 갖고 있다. 따라서 우리나라 순수 기술로 개발된 반디호와 같은 항공기를 조립식 항공기 형태로 해외에 판매하는 아쉬운 일이 생기고 있다. [1]

항공기 인증은 항공기의 항행 안전성을 확보하기 위해서 설계, 개발, 양산 단계에 있어서 최소의 요구조건을 필요로 하고 있으며 이는 항공기 안전성을 위해 반드시 필요 한 것으로 인증규정에 따라 설계, 개발, 제작을 하게 되면 차후 항공기 인증을 획득하지 못하여 재설계를 진행하여 생기는 개발비 증가와 개발기간 지연 등의 문제점을 줄일 수가 있다.[2]

따라서 세계적 수준의 민간항공기 인증능력 확보를 위하여 항공기 초기설계 단계부터 항공안전 및 인증기준의 여러 요소들을 고려하여 설계함으로써 설계변경 및 시행착오를 줄여야 하며

2011년 8월 4일 접수 ~ 2011년 9월 18일 심사완료

* 건국대학교 대학원 항공우주공학과,
현 녹원종합기술(주)

** 건국대학교 항공우주통합설계연구센터
연락처, E-mail : jwlee@konkuk.ac.kr
서울특별시 광진구 화양동 1번지

*** 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

설계 단계에 인증 피드백 단계를 포함 시켜 설계-인증 단계를 걸쳐 항공기를 설계 하여야 한다.

현재까지 항공기 인증-설계와 관련된 연구들은 살펴보면, J.I.Hileman[3]은 공력분야에 대한 설계 변경을 위주로 소음 인증 규정에 적합한 항공기 개념설계를 수행하였다.AntonioFilippone[4]는 수송기급 항공기의 성능해석을 동시에 할 수 있는 코드를 개발하였으며 균형활주로길이(Balanced Field Length,BFL)등의 항공 안전 인증 규정과 비교할 수 있는 성능 결과 값을 도출 하여 설계한 항공기의 적합성을 확인하고 설계에 반영하였다. (FAR Part25-25.107,25.109, 25.111)

본 연구는 개념설계가 끝난 항공기에 대해 기본설계 단계로 넘어가지 전 인증 규정에 대한 적합성을 점검하고, 인증 조건을 만족하지 못하는 경우 인증 조건을 만족하기 위해 설계 변경이 이루어져야 하는 방안에 대해 소형제트항공기(Very Light Jet)의 이륙성능에 관한 인증 조건을 점검해보고 이륙성능을 개선하기 위해 플랩 재설계의 예를 들어 이를 활용할 수 있는 방안에 대해 제시 하고자 한다.

2. 본 론

2.1 설계 개념과 요구도

설계 목표는 현재 해외 항공시장에서 크게 부각 받고 많은 개발이 이루어지고 있는 소형제트 항공기로 지역항공사 또는 에어택시 운항사, 개인이 사용 가능하다. 해당 설계요구도와 최종형상은 Fig 1에 나타나있다.

- ✓1 or 2 pilot, 3-4 passengers
- ✓Takeoff /Landing Dist. ≤ 3000ft
- ✓Min. Range at Max. fuel of 1200NM
- ✓Max. Oper. Alt. as 35,000ft
- ✓Service Ceiling as 41,000ft
- ✓Loitering 30 Min.
- ✓Maximum useful payload 2000lbs



Fig 2. 디자인 요구도와 설계 형상

본 연구에서 사용한 개념설계 형상은 건국대학교와 캐나다 토론토 소재 Ryerson 대학교가 공동으로 진행한 설계 프로젝트를 실시하여 얻어진 자료를 참고로 하였다.[5]

2.2 인증요건 범위 선정

인증요건 범위 선정은 FAR Part 23 중 Subpart B 비행/성능에 해당하는 내용 중 이륙에 해당하는 내용에 대해 분석을 하였다.[6]

이륙규정에 해당 하는 항목들은 23.45, 23.49, 23.51, 23.53, 23.55, 23.57, 23.59, 23.61 의 총 8가지의 항목들이 있으며 23.55, 23.57, 23.59, 23.61의 4개의 항목의 경우 컴퓨터(C)급의 항공기에 적용되는 규정이다. 인증 규정을 적용하고자 하는 항공기의 경우 12,500lb 이하의 보통(N)급 항공기이기 때문에 4개의 항목에 대해서는 고려하지 않았다.

2.2.1 인증 데이터베이스

임무/성능/정비성 등 운용요구 사항과 FAR 23 인증요구 사항 더불어 부가요구 사항으로 AC 23, CS 23 내용을 포함한 DCRT(Design Certification

Section	FAR Subpart	Title	Category	Design Constraints	Related Design Variable	Related Regulation	Applicable Design Phase	Application	Application Method	Verification Tool	Method of Compliance
Sec 23.51	Flight - General	Performance-Takeoff [speeds]	Analysis Results	(a) 보통(U), 실용(U), 국기(A) 비행기 - Multiengine landplanes 회전속도 : $V_2 > (1.05 V_{MC} \text{ or } 1.10 V_1 \text{ 중 큰값})$ 이륙면 위 15m(50ft) 상공에서 속도 : $1.10 V_{MC} \text{ or } 1.20 V_1 \text{ 중 최대값}$ - single-engine landplanes 회전속도 : $V_2 > V_1$ 이륙면 위 15m(50ft) 상공에서 속도 : $1.10 V_{MC} \text{ or } 1.20 V_1 \text{ 중 최대값}$	$V_{S1}, V_{MC}, V_R, V_{EF}$	FAR 23.149(b) FAR 23.149(f) FAR 23.149(b) FAR 23.57(c)(2) FAR 23.67(c)(1)(2) FAR 23.59(a)(2)	Conceptual Design Pre Design	Performance Flight Test	AN		AN, FT
			FAR Summary	For normal, utility, and acrobatic category airplanes, (a) (1) multiengine landplanes, $V_R > 1.05 V_{MC} \text{ or } 1.10 V_{S1}$ (2) single-engine landplanes, $V_R > V_{S1}$ (3) seaplanes and amphibians taking off from water, V_R (any speed) (b) the speed at 50 feet above the takeoff surface level (1) multiengine airplanes, $1.01 V_{MC} \text{ or } 1.20 V_{S1}$ (failure of the critical engine) (2) single-engine landplanes, $1.20 V_{S1}$ (at engine failure) (c) For commuter category airplanes, (1) V_1 (include any airspeed system errors determined during accelerate-takeoff ground runs) related to V_{EF} as follows: 1) $V_{EF} > 1.05 V_{MC}$ or (where 23.149(b) , $V_{MC} < 1.2 V_{S1}$) $V_{EF} > V_{MCG}$ (where 23.149(f) , V_{MC} , possible to control by 150 lb of rudder control force alone) (2) $V_1 > (V_{EF} + \text{speed})$ (3) Rotation speed, V_R 1) $V_R > V_1$ and $1.05 V_{MC}$ (where 23.149(b) , $V_{MC} < 1.2 V_{S1}$) $1.10 V_{S1}$ (4) Takeoff safety speed , V_2 (23.67(c) (1)(2)) $V_2 > 1.10 V_{MC}$ or $V_2 > 1.20 V_{S1}$ (5) rotational speed (for one engine inoperative abuse test) ~ ($V_R - 5 \text{ knots}$)							

Fig 1. Design Certification Related Table의 예시

Related Table)[7]는 서로 연계가 되어 인증-설계 데이터베이스에 구축되고, 설계자로 하여금 설계 요구 조건, 인증요구조건, 설계제약 조건을 쉽게 확인 할 수 있도록 한다.

인증-설계 데이터베이스는 공력, 추진, 구조, 제어, 안전성은 각 분야별 설계 및 해석 프로그램과 연계하며 분야별로 분류된 인증 요소들로부터 설계 분야별로 검증방법을 정립하고 각 분야별 설계 결과를 검증 할 수 있는 설계 단계별 해석 도구 및 해석 자원을 개발하여 인증 요건에 대한 적합성을 검증한다.

2.2.2 항공기 성능과 인증 규정과의 비교

본 연구에서 사용된 인증 규정은 비행시험에 관한 규정이다. 하지만 비교하고자 하는 항공기의 경우 개념설계만 완료된 항공기이기 때문에 비행시험의 경우 GASP Code[8]을 사용하여 해석한 값을 토대로 Fig 3과 같은 Certification Related Table을 작성하여 인증 규정과 비교를 진행 하였다.

항공기 성능과 인증규정을 비교한 결과 23.51 (a)(1)의 경우 만족하지 않음을 알 수 있고 FAR 23.51 (b)(1), 23.65, 23.67, 23.73의 경우에는 만족함을 알 수 있다.

Table 1. Compliance Check

인증규정	인증제약조건	설계 해석 값	만족 여부
23.51 (a)(1)	$V_R > 1.10V_{S1}$ =83.9knots	V_R =78.4knots	X
23.51 (b)(1)	$V_{50ft} > 1.2V_{S1}$ =91.6knots	V_{50ft} =110knots	O
23.65	Climb Gradient* = 8.3%	Climb Gradient* = 10.3%	O
23.67	Climb Gradient** = 1.5%	Climb Gradient** = 2.1%	O
23.73	$V_{REF} > 1.3V_{SO}$	V_{REF} =104.5knots	O

* All Engine Operating

** One Engine Inoperative

2.3 재설계 대상 분석

위와 같은 과정을 통해 예를 든 항공기의 이륙 속도는 FAR 23 규정에 만족하지 않음을 알 수 있었다. 규정에 맞지 않는 설계 값을 확인 하지 않고 기본설계로 넘어간다면 다시 재설계를 해야 되는 위험이 따르게 된다.

이륙 성능을 개선하기 위해 본 연구에서는 재설계를 하기위한 항목 도출에 대해 논하고자 한다. 우선 첫 번째로 단계로 이륙 성능에 영향을 미치는 설계 인자를 찾는다.

이륙 성능에 영향을 크게 미치는 요인으로서는 엔진, 이륙중량, 주익, 고양력장치, 타이어의 회전 마찰력 등이 존재하게 된다. 하지만 이런 설계 요소들을 수정을 하게 된다면 우리가 수정하고자하는 이륙성능 뿐만 아니라 다른 성능에도 심각한 영향을 끼칠 수가 있게 된다. 그러므로 재설계 항목을 도출하기 위해서는 면밀한 분석 후에 재설계 항목을 도출 하여야 한다.

본 연구에서는 설계 대상 분석을 하기위하여 HOQ(House of Quality)를 수행하였다. Table 1의 5개의 재설계 대상을 How로 고려하였으며, 각 대상을 재설계 하였을시 생기는 문제점을 What으로 고려 하였다. 이 때 각 항목의 가중치는 아래의 Fig 3과 같으며 대응관계의 관련정도는 민감도 분석 결과를 이용하였다.

QFD의 중요도 분석결과 고양력장치(Flap)의 설계 변경이 가장 중요 순위로 주어졌으며, 이는 플랩의 재설계가 다른 설계 부분에 많은 영향을 미치지 않으면서 인증 규정을 쉽게 만족시킴을 알 수 있다.

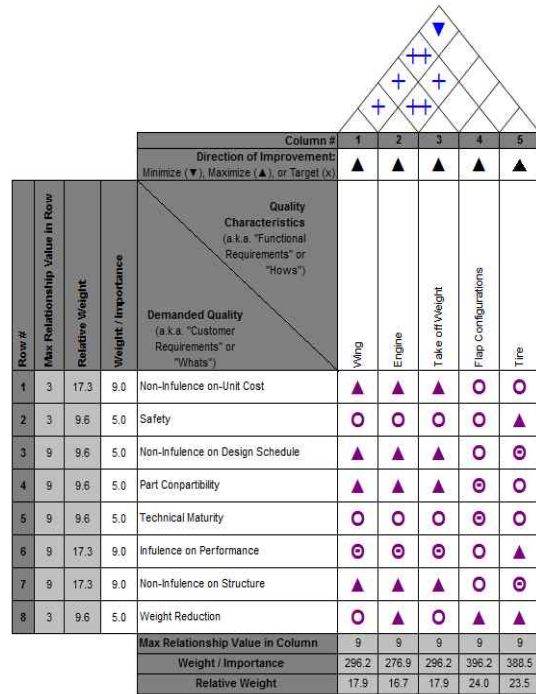


Fig 3. QFD 결과

Table 2. 설계 대상 분석

재설계 대상	재설계시 장점	재설계시 단점	해당 설계 요소
주익	항공기 성능을 더욱 향상시킬 수 있다. 이륙성능을 크게 개선시킬 수 있다.	이륙속도를 변경하기위해 주익을 재설계 할 시에 다른 설계 값들에 영향을 미칠 수 있다.	주익면적 후퇴각 테이퍼비 에어포일
엔진	이륙성능을 크게 개선시킬 수 있다.	항공기 가격의 변화를 가져 올 수 있다. 엔진 파일 런의 구조를 바꾸어야 한다.	추력
이륙중량	이륙성능을 크게 개선시킬 수 가 있다.	항공기 전체의 구조를 수정해야 한다. 연료량 화물량이 감소 할 수 있다.	승객 수 공허중량 연료중량
고양력 장치	각도를 변경 할 시 설계의 변화가 적다. 재설계시 다른 설계 값들에 영향을 적게 미친다.	성능을 크게 바꾸지는 못한다. 플랩 면적 변경 시 주익의 구조를 변경해야 한다.	플랩종류 플랩면적 플랩각도
타이어	재설계시 다른 설계 값들에 영향을 적게 미친다.	타이어 크기가 바뀌면 랜딩기어 수납부도 변경해야 한다.	타 이 어 반지름 타 이 어 마찰계수

2.4 재설계 가능영역 분석

2.4.1 Design Space Model

항공기 인증 규정 분석을 통해 도출한 항공기 성능 값을 해석하기 위해 GASP Code를 이용하였다. 입력변수는 총 5개를 사용하였으며 플랩의 경우 6 Level을 적용하였으며 나머지 4개의 변수에 대해 3 Level Full Factorial을 적용하여 총 486개의 디자인 케이스 결과에 따라 해석 결과를 확인 할 수 있는 Design Space Model을 작성하여 설계변수의 민감도 해석과 설계 가능영역 검색을 위한 환경을 구축하였다. Design Space Model을 구성하기 위한 입력변수와 출력변수는 Table 3과 같다.

각 입력변수의 범위는 현재 운항 혹은 개발 중인 소형제트 항공기에 대해 입력변수인 이륙플

랩 변위각, 착륙 플랩 변위각, 윙의 스패ن/플랩의 스패 비, 윙의 시위/플랩 시위 비에 대한 Trade off Study를 하여 변수들의 최솟값과 최댓값의 범위를 선정하였다.

Table 3. Design Space Model을 위한 입출력 값

입력변수	Take off Flap Deflection Angle Landing Flap Deflection Angle Flap Span to Wing Span Ratio Flap Chord to Wing Chord Ratio Flay Type
출력변수	Stall Speed Rotation Speed Take off Distance Speed at 50ft Climb Gradient Reference Landing Speed Landing Distance

	Flap Type	Flap Length	Flap Width	Take off def. angle	Landing def. angle	Rotation Speed	Take off Distance	Reference Landing Speed	Landing Distance
1	1	-1	-1	-1	-1	85.6	2251.6	86.52	1719
2	1	-1	-1	-1	-1	85.6	2251.2	86.24	1614
3	1	-1	-1	1	-1	82.2	2033.1	86.77	1751
4	1	-1	-1	1	1	82.2	2033.2	86.46	1646
5	1	-1	1	-1	-1	85.6	2255	86.43	1701
6	1	-1	1	-1	1	85.6	2255	99.79	1528
7	1	-1	1	1	-1	82.1	2024.6	86.76	1744
8	1	-1	1	1	1	82.1	2024.1	92.79	1528
9	1	1	-1	-1	-1	85.6	2261.2	87.78	1703
10	1	1	-1	-1	1	85.6	2261.8	91.58	1507
11	1	1	-1	1	-1	81.3	2004.8	86.01	1733
12	1	1	-1	1	1	81.3	2004.8	91.58	1507
13	1	1	1	-1	-1	85.6	2250	87.64	1673
14	1	1	1	-1	1	85.6	2250.4	91.26	1489
15	1	1	1	1	-1	81.1	1956.1	86.03	1720
16	1	1	1	1	1	81.1	1956.1	91.26	1489
17	2	-1	-1	-1	-1	85.6	2257.6	86.88	1678
18	2	-1	-1	-1	1	85.6	2257.1	86.83	1550
19	2	-1	-1	1	-1	82.6	2002	89.46	1744
20	2	-1	-1	1	1	82.6	2002.2	93.6	1549
21	2	-1	1	-1	-1	85.6	2260.4	86.77	1642
22	2	-1	1	-1	1	86.6	2260.7	86.64	1500
23	2	-1	1	1	-1	82.4	1936	89.62	1729
24	2	-1	1	1	1	82.4	1936.4	87.46	1564

Fig 4. Design Space Model 결과

Table 4. 입력변수의 범위

입력변수	최솟값	최댓값
Take off Flap Def. Angle	0	30
Landing Flap Def. Angle	20	40
Flap Span to Wing Span Ratio	0.24	0.32
Flap Chord to Wing Chord Ratio	0.20	0.28

2.4.2 Prediction Profile

예측 프로파일(Prediction Profile)은 입력변수와 출력 변수와의 민감도 분석을 통하여 설계에

가장 많은 영향을 주는 변수를 Contour Plot의 기준 축으로 사용한다. 본 연구에서는 총 6개의 플랩 형태에 대하여 Table 3에 입력변수와 출력변수에 대하여 예측 프로파일을 작성하였다.

플랩 형태에 따른 총 6개의 예측 프로파일에 대한 분석한 결과 플랩 길이와 이륙 변위각 설계에 가장 많은 영향을 주는 것으로 나타났다.

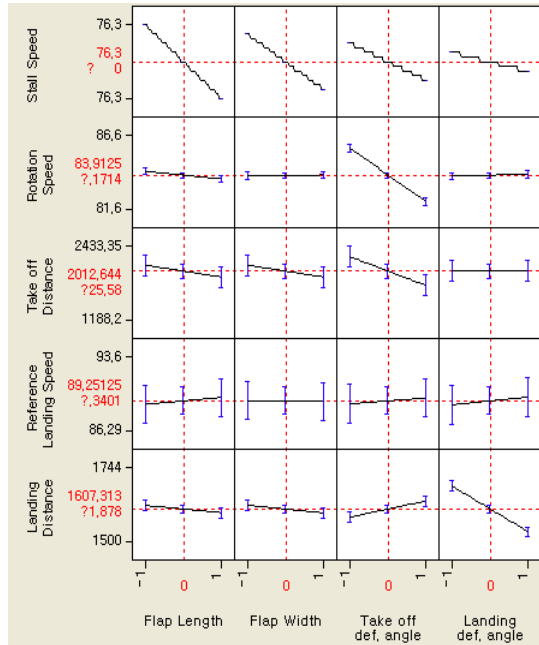


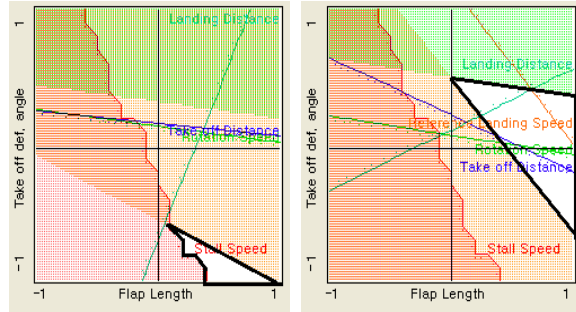
Fig 5. Prediction Profile 결과(일부)

2.4.3 Contour Plot 작성 및 분석

Contour Plot은 구속조건에 따른 설계 가능영역의 검색에 사용된다. 민감도가 높은 입력변수를 가로, 세로축으로 하여 그 결과들이 하나의 평면 안에서 도시되며 제약조건에 위배 되는지 시각적으로 파악할 수 있다. 또한 설계 변수의 변화와 제약조건의 변화에 따른 설계 영역의 변화를 바로 파악 할 수가 있어서 사용자, 생산자 등과 함께 설계 영역의 확장 및 축소를 할 수 있다. [7]

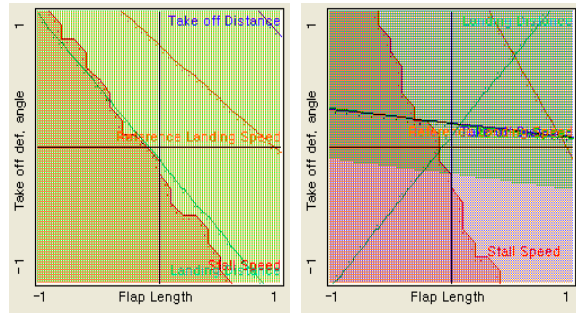
본 연구에서는 예측 프로파일 결과를 통해 플랩 길이와 이륙 변위 각을 축으로 하고 6개의 플랩 형태에 대하여 Contour Plot을 작성하였다. 응답변수로는 실속속도, 회전속도, 이륙거리 표준착륙속도, 착륙거리, 상승구배를 선정하였으며 입력변수와 입력변수와의 Contour Plot을 작성하였다. Contour Plot의 분석 결과 (a) 단순플랩 과 (b) 스플릿 플랩에서만 설계가능영역(흰색)이 나

타났으며 다른 종류의 플랩에서는 설계 가능영역이 나타나지 않았다.



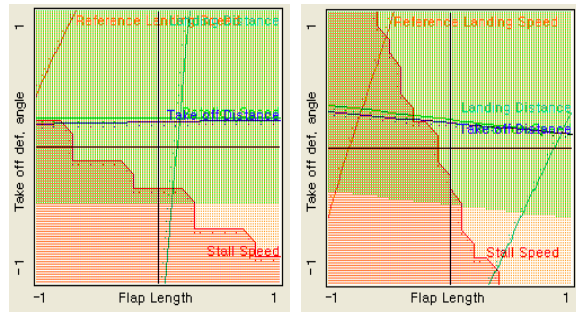
(a) Plain Flap

(b) Split Flap



(c) Single Slotted Flap

(d) Double Slotted Flap



(e) Triple Slotted Flap

(f) Fowler Slotted Flap

Fig 6. 6종류의 Flap에 대한 Contour plot 결과

2.5 플랩형상 재설계

최적설계 기법은 MIGA(Multi- Island Genetic Algorithm)를 채용하였다. 본 문제의 목적함수는 비선형이며 정 수 형태의 설계변수를 가지고 있기 때문에, 수학적인 최적화 방법을 사용할 경우 국소 최솟값에 빠질 수 있다. 따라서 Genetic Algorithm을 적합한 최적화방법으로 선정하였다.

Multi-island Genetic Algorithm은 일반적인 Genetic Algorithm에 비해 향상된 방법으로, 비교되는 가장 큰 특징은 생성한 모집단을 'Island'라 불리는 집단군으로 나누는 것이다. 나누어진 집단군에서는 돌연변이와 교배 과정이 진행되며, 각 집단군 사이에서는 'migration'이 발생한다. 'migration'은 발생하는 간격과 확률의 파라미터로 인해 작용한다.[8] 본 연구에서는 10개의 집단군을 생성하고, 각 집단군에 10개의 모집단을 생성하였으며, 모집단 간의 교배율은 0.01, 돌연변이확률은 0.01, migration 간격은 5, migration 확률은 0.01로 최적화를 수행하였다.

2.5.1 Analysis Tools

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. 포트란 기반으로 ASCII 기반의 입출력 형식을 가지고 있으며 namelist를 이용하여 사용자가 더욱 간편하게 설계변수의 입력을 할 수 있다. 빠른 계산시간으로 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 8과 같이 총 6개의 분야별 해석

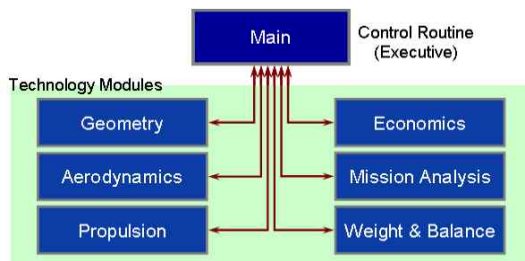


Fig 7. GASP의 구조[6]

모듈로 구성되어 있으며 해석의 진행되는 동안 각 모듈간의 정보교환을 통해 분야별 연계 해석이 수행된다.

2.5.2 최적설계 문제구성

최적설계 문제는 초기형상을 기준으로 플랩형상과 인증 정보와 관련된 설계 변수들을 기준 값으로 선정하였다.

목적함수의 경우 이륙성능을 최대화 할 수 있

도록 이륙거리와 회전속도로 구성되어 있다.

$$\text{Maximize } f = \frac{V_{R_N}}{V_{R_0}} + \frac{TD_R}{TD_N}$$

- V_{R_N} = 새로운 회전속도
- V_{R_0} = 기준형상의 회전속도
- TD_R = 요구 도에 의한 이륙거리
- TD_N = 새로운 이륙거리

Table 5. 최적화를 위한 설계변수

Design Variables	Variable Type	Lower	Base	Upper
Flap Span to Wing Span Ratio	Real	0.24	0.286	0.32
Flap Chord to Wing Chord Ratio	Real	0.20	0.227	0.28
Takeoff Flap Deflection, deg	Real	0	20	30
Landing Flap Deflection, deg	Real	20	35	40

설계변수의 경우 총 6종류의 플랩형상에 대해 Contour Plot 결과에 따라 설계 가능영역이 가장 큰 스플릿 플랩에 대하여 성능에 가장 큰 영향을 미치는 날개길이/플랩길이 비, 날개시위/플랩시위 비, 이륙 플랩 변위각, 착륙플랩 변위 각을 설계 변수로 정하였다.

날개시위/플랩시위 비와 날개길이/플랩길이 비의 경우 주익 구조의 영향을 미치지 않는 범위 내로 선정하였다.

2.5.3 설계 제약 조건

본 연구에서 사용할 설계 제약조건은 운용요구도 분석 결과를 바탕으로 한 제약조건(이하 임무제약조건)과 항공기안전 인증요건 분석 결과를 바탕으로 한 제약조건(이하 인증제약조건)으로 구성된다. 임무제약조건은 운용요구도 분석결과와 기준형상의 제원을 기초로 설정한다. [9]

□ 임무제약조건

- 이륙거리 < 3,000ft
- 착륙거리 < 3,000ft

□ 인증제약조건

- $V_R > 1.1 V_{S1}$
- $V_{50ft} > 1.2 V_{S1}$
- 전엔진작동상태 최소상승구배 $\geq 8.3\%$
- 한엔진 부작동상태 최소상승구배 $\geq 1.5\%$
- $V_{REF} > 1.3 V_{S1}$

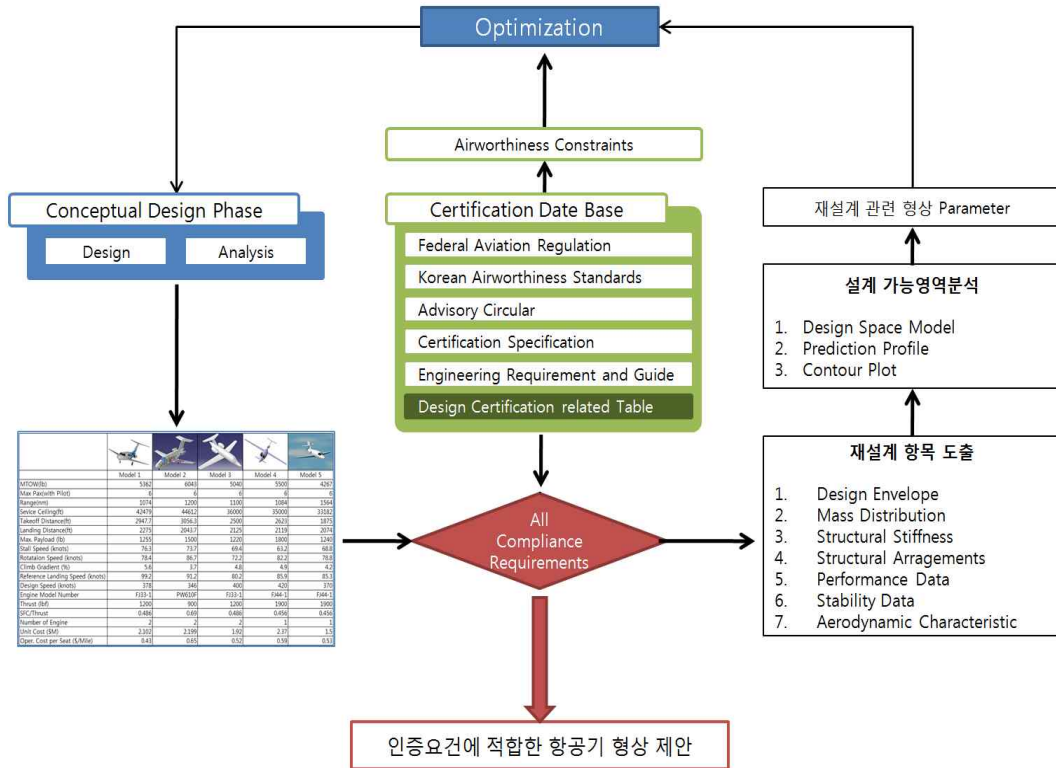


Fig 8. 항공인증요건을 고려한 항공기 설계변경 프로세스

2.5.4 인증을 고려한 항공기 형상 변경 방안

본 연구는 인증에 따른 항공기 설계 변경 방안에 대해 아래 Fig 8과 같이 나타 낼 수 있다.

첫 번째 단계로 개념설계가 완료된 항공기의 형상과 성능을 도출 하게 된다. 도출된 결과를 바탕으로 관련된 인증 조건을 분석하게 된다.

두 번째 단계로 설계 조건과 인증 조건을 쉽게 비교 할 수 있도록 DCRT를 작성 하게 된다. DCRT를 통해 개념설계가 완료된 항공기가 인증 조건을 만족 하는지 만족 하지 않는 지를 쉽게 파악 할 수 가 있으며, 만족 하지 않는 성능들이 있다면 성능을 수정하기 위해 설계변경이 필요한 항목을 도출하게 된다. 다음 단계로 설계 변경을 하기 위해 필요한 설계 요소들을 추출하여 정리 하고 수정을 하게 된다. 위와 같은 과정을 지나 재설계된 항공기의 성능과 형상을 추출하여 인증 조건과 항공기 성능을 비교하는 피드백 과정을 거쳐 인증요건을 만족하는 항공기를 생산하게 된다.

2.5.5 재설계 결과

Table 6. 목적함수와 설계변수

		Base Line	최적형상
Object function	TOP	1	2.515
Design Variables	Flap Span to Wing Span Ratio	0.286	0.273
	Flap Chord to Wing Chord Ratio	0.227	0.255
	Takeoff Flap Deflection, deg	20	13
	Landing Flap Deflection, deg	35	28

Table 7. 설계 제약 조건

Constraints	Requirements	Baseline	최적형상
이륙거리	< 3,000ft	1983ft	2075.9ft
착륙거리	< 3,000ft	2595ft	2610ft
V_R	> 83.9knots	78.4knots	83.9knots
V_{50ft}	> 91.6knots	110knots	117.3knots
Climb Gradient*	$\geq 8.3\%$	10.3%	9.7%
Climb Gradient**	$\geq 1.5\%$	2.1%	2.2%
V_{REF}	> 99.2knots	104.5knots	104.3knots

* All Engine Operating

** One Engine Inoperative

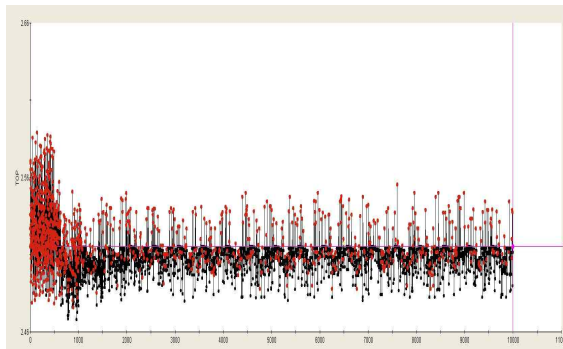
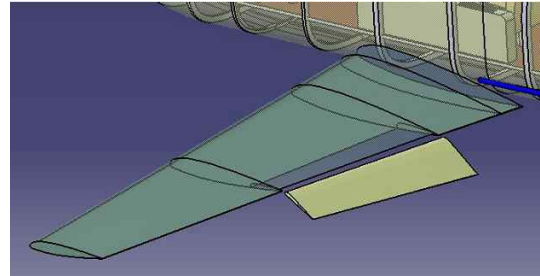


Fig 9. 목적함수의 수렴도

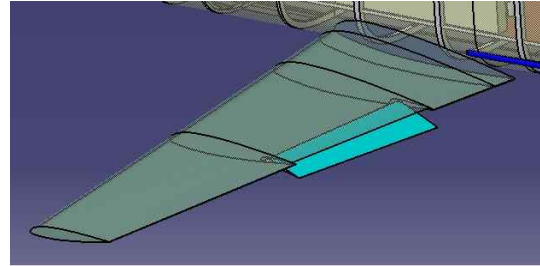
최적화 결과 만족하지 못한 23.51(a)의 항목을 만족하기 위하여 V_R 값이 78.4knots에서 83.9knots로 도출 되어 인증제약조건을 만족하였으며 다른 제약 조건 또한 만족하였다.

이륙 시에 적절한 V_R 을 확보하지 못하여 인증 규정을 만족하지 못한 것은 최적설계결과 이륙시 플랩의 각도를 20도에서 13도로 줄이는 이륙 성능을 개선함으로 충분한 속력을 얻은 다음에 이륙을 하여 V_R 을 만족하는 방향으로 진행되었으며, 또한 충분한 V_R 을 확보하기 위해 플랩의 형상이 기존의 파울러 플랩에서 스플릿 플랩으로 형상이 바뀌었으며 플랩면적은 증가하였음을 알 수 있었다.

설계 변경으로 인해 기존의 활주 거리인 1983ft에서 2075.9ft로 약 93ft가 증가를 하였다. 하지만 기존의 요구도인 “이착륙 거리가 3000ft 보다 작아야 한다.”의 범주 안에 들어오므로 인증 조건과 디자인 요구 도를 모두 만족 하는 설계를 얻을 수 있었다.



(a) Baseline Flap 형상(파울러 플랩)



(b) 최적설계 결과 플랩형상(스플릿 플랩)

Fig 10. CATIA로 구현된 플랩 형상

3. 결 론

본 연구에서는 항공기의 개념설계가 완료된 후 항공안전 인증 요건을 적용하여 설계를 재검토 하고 인증 요건을 만족하지 못할 시 재 설계 하는 방법을 제안하였다.

인증 규정의 경우 FAR 23, CS23, AC23을 통해 데이터베이스화 하였으며 인증 데이터베이스와 설계 변수와의 연계성 분석을 통하여 DCRT를 작성하여 소형항공기 설계에 있어서 항공안전 인증 요건을 설계 제약 조건으로 활용할 수 있는 방안을 확보하였다.

이를 통하여 실제 개념설계 단계가 끝난 소형 제트항공기에 대하여 인증 요건을 검토하였으며 이득 통해 인증 규정을 만족하지 않는 성능에 대하여 재설계를 진행하였다.

HOQ(House of Quality)를 이용하여 재설계 대상을 분석을 통해 플랩에 대해 재설계를 진행하였으며, 예측 프로파일, Contour Plot을 통해 재설계 영역에 대해 만족함을 확인 후에 최적설계를 진행하였다. 최적 설계 결과 플랩의 종류와 형상이 변경되었으며 이를 통해 임무제약조건과 인증제약조건을 모두 만족하는 형상을 얻을 수

있었다.

후 기

본 연구는 국토해양부 항공안전기술개발사업의 연구비지원(T007F3510001-07F015400310)과 2단계BK21의 연구비지원으로 수행되었으며 연구비 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 조국현, 윤정원, 이재우, 변영환, 김상호, 이효진, 김임권, "설계 개발 단계의 소형항공기 인증요건 적용 연구", 한국항공운항학회 2008 추계 학술대회논문집, 2008년 11월
- [2] 고재일, "국내개발 군용항공기 수출지원과 개조/개량 항공기를 위한 감항증명제도 적용방안", 방위사업청, 2006.
- [3] J. I. Hileman, Z. S. Spakovszky, "Airframe Design for 'Silent Aircraft',"
- [4] Antonio Filippone, "Comprehensive analysis of transport aircraft flight performance," Progress in Aerospace Sciences, vol.44, p192-236, 2008
- [5] 양희동, 윤정원, 조성환, 최성락, 김민희, 홍지승, 이규상, 정봉환, 이상태, "Very Light Jet Conceptual Design Lontano", 2007 설계 최종보고서, 건국대학교, 2007년 7월
- [6] FAR, Code of Federal Regulations 14 Parts 1 to 59 Aeronautics and space, Jan. 2007.
- [7] 이효진, 윤정원, 이재우, 김임권, 김상호, "소형항공기 인증-설계 통합 시스템 개발을 위한 Engineering Requirements and Guide 및 인증 DB 구축에 관한 연구", 한국항공우주학회 2010 추계 학술대회논문집, 2009년 10월
- [8] Aero Physics Research Corporation, "GASP-General Aviation Synthesis Program Volume 1- Main Program", Jan. 1978.
- [9] 윤정원, 배보영, 이재우, 변영환, "항공안전 규정 및 의사결정모델을 이용한 항공기 형상선정 기법 연구", 한국항공우주학회지, vol.38, No.5, 2010
- [10] 김세훈, 김현준, 배철호, 이정환, 이호용, 서명원, "비용함수를 이용한 VVVV 전동차 제동장치 시스템 구조 및 신뢰도 최적화", Transactions of KSAE, Vol. 15, No. 3, pp.63-71, 2007
- [11] Jungwon Yoon, Nhu-Van Nguyen, Seok-Min Choi, Jae-woo Lee, Sangho Kim and Yung-Hwan Byun, "Multidisciplinary General Aviation Aircraft Design Optimizations Incorporating Airworthiness Constraints", 2010 ATIO/MAO Conference, September.2010
- [12] Ole Leth, Gorm Leth, Daniel J. Strash and Nete Leth, "Engineering Solution in Support of Supplementary Type Certificate to a Transport-Category Aircraft", Journal of Aircraft, Vol. 45 No.1, Jan-Feb. 2008.
- [13] L. Painton and J. Campbell, "Genetic Algorithms in Optimization of System Reliability," IEEE Transactions on Reliability, Vol.44, No.2, pp.172-178, 1995.