

신속한 항공기 개발을 위한 통합 개념설계 프로세스에 대한 연구

박승빈^{1)*} 박진환¹⁾ 전권수¹⁾ 김상호¹⁾ 이재우¹⁾

1) 건국대학교

Advanced Design Synthesis Process for Rapid Aircraft Development

Seung Bin Park¹⁾, Jin Hwan Park¹⁾, Kwon-Su Jeon¹⁾, Sangho Kim¹⁾, Jae-Woo Lee¹⁾

1) Konkuk University

Abstract : Integrated aircraft synthesis process for rapid analysis and design is described in this paper. Data flow between different analysis fields is described in details. All the data are divided into several groups according to importance and source of the data. Analysis of design requirements and certification regulations is carried out to determine baseline configuration of an aircraft. Overall design process can be divided into initial sizing, conceptual and preliminary design phases. Basic data for conceptual design are obtained from initial sizing, CAD and geometry analysis. Basic data are required input for weight, aerodynamics and propulsion analyses. Results of this analysis are used for stability and control, performance, mission, and load analysis. Feasibility of design is verified based on analysis results of each discipline. Design optimization that involves integrated process for aircraft analysis is performed to determine optimum configuration of an aircraft on a conceptual design stage. The process presented in this paper was verified to be used for light aircraft design.

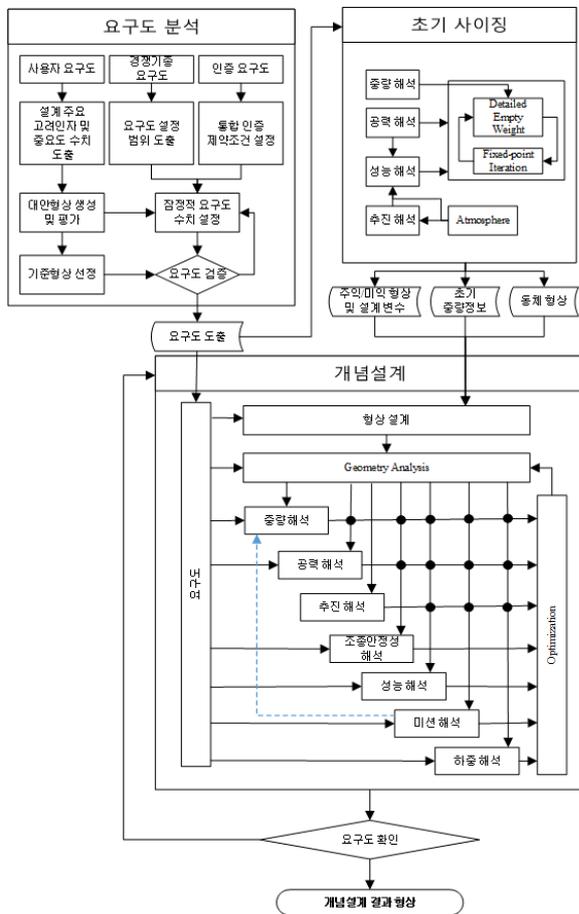
Key Words : Aircraft design synthesis, Design requirements, Initial Sizing, CADIS-SA, Very Light Aircraft

* corresponding author : Jae Woo Lee/Konkuk University/jwlee@konkuk.ac.kr

* This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited

1. 서론

항공기를 설계, 개발, 획득하여 운영하는 일련의 총 순기는 수요자의 요구에 대한 개념연구로부터 시작하여 개념설계, 기본설계, 상세설계 및 개발, 생산 그리고 운영유지 및 폐기 단계로 나누어진다. 이 모든 순기에서 최종적으로 완성되는 항공기에 가장 큰 영향을 미치는 단계가 바로 개념연구 및 개념설계 단계이다. 여기에서 결정되는 주요 사항에 따라 이후의 설계가 진행되며 소모비용 및 개발기간, 최종 결과물의 성능 등이 좌우된다[Department of Defense, 2001].



[그림 1] 항공기 설계 통합 프로세스

초기-개념 설계 시 수행되는 요구도 분석은 설계자의 주관적인 판단이 큰 단계인 만큼 이 단계에서

의 결과가 개념 형상의 최종 결과라고 볼 수는 없다. 그러므로 이 단계에서는 의사결정 도구나 통계적인 방법 등을 사용하여 보다 객관적이고 효율적인 설계가 필요하다[민성기 외, 2004]. 또한 이 단계에서 정립된 데이터는 각 설계 단계마다 확인 및 검증되는 설계의 기준이 되기 때문에 중요한 분석 단계라고 볼 수 있다.

설계초기에는 복잡한 설계 및 해석과정 대신, 간략한 방법을 사용하여 항공기의 크기를 결정한다. 즉, 설계 임무사항을 만족하기 위한 설계 이륙 총 중량의 대략적인 값과 임무 수행을 위한 연료중량, 공허중량을 결정하고, 각 비행성능을 만족하는 설계 점 즉, 추력 대 중량비 및 익면하중의 크기를 예측하여 날개의 크기 및 요구추력을 결정하는 초기 사이징을 수행하게 된다.

본 논문에서는 요구도 분석을 시작으로 항공기 설계 순기에서 초기 사이징을 거쳐 형상, 중량, 공력, 추진 모듈의 데이터 전달 흐름을 구성하였고, 이 해석 결과들을 조종안정성, 성능, 하중해석에 적용하는 데이터 흐름도를 정립하였으며 경항공기 설계에 적용하였다.

2. 본론

2.1 항공기 설계 프로세스

통상 항공기 설계라고 하면 설계 요구조건의 정립으로부터 개념설계, 기본설계, 상세설계 및 개발까지의 과정을 말한다. 개념설계와 기본설계를 묶어 탐색개발이라 하고 상세설계, 시제항공기 제작 및 개발시험을 체계개발이라 한다[이재우 외, 2010].

본 논문에서는 항공기 설계과정 중 특히 개념설계 단계까지의 과정에 초점을 맞추어 각 설계 및 해석 분야에서 요구되는 데이터 간의 관련성을 파악하고 이를 기반으로 각 분야별 데이터 흐름을 정의하였다. 또한 이를 바탕으로 신속한 항공기 설계를 위한 설계 및 해석 통합 프로세스를 정립하였다. 먼저 설계 항공기에 대한 요구도 분석을 수행하였고 인증규정과 설계 요구도를 기반으로 초기 형상을

선정하였다. 선정된 초기 형상은 사이징 과정과 형상 해석을 거쳐 수치화하여 설계 및 해석을 위한 기초 데이터를 도출하였다. 각 분야 해석을 위한 기초 데이터들은 초기 형상파라미터와 함께 중량, 공력, 추진 해석에 대한 입력 값으로 사용되었으며 각 분야 해석을 통해 획득한 값은 다시 조종 안정성, 성능, 임무, 하중 해석을 수행하는데 사용되었다. 각 해석분야에서 얻어진 결과들은 통합최적설계 프로세스에서 요구도 및 인증규정과 함께 설계의 적합성 여부를 판단하는데 사용되었으며 도출된 최적 설계 형상은 다음단계인 기본설계의 초기 형상 데이터로 선정하였다. 그림 1에서는 이러한 과정을 보여주고 있다.

2.2 요구도 분석

2.2.1 사용자 요구도 분석

2인승 경항공기에 대한 사용자 요구도를 정량적이고 체계적으로 분석하기 위해 의사결정모델을 적용하여 사용자 요구도 분석을 수행하였고 이를 토대로 친화도와 계통도를 작성하였다.

친화도를 통해 최상위 항목(Level 1)을 시장성, 친환경성, 안전성, 성능으로 설정하였으며, 각 항목은 하위 항목(Level 2)을 가진다. 친화도를 바탕으로 조사된 사용자의 요구도를 계통도를 고려하여 Level 3까지 작성하였다. 이때, Level 1은 고객의 목소리(Voice of Customer, VOC)로 고객이 막연하게 바라는 사항으로 볼 수 있고 Level 3은 엔지니어의 목소리(Voice of Engineer, VOE)로 엔지니어가 설계 시 고려해야 하는 사항이다.

수정된 사용자 요구도의 계통도를 바탕으로 계층적 분석과정(Analytic Hierarchy Process, AHP)와 품질기능전개(Quality Function Deployment, QFD) [Lou Cohen, 1995]를 수행하였다. 최상위 항목(Level 1)에 대해 AHP를 수행하여 시장성, 성능, 친환경성, 안전성에 대해 쌍대비교를 수행하였고, 일관성 지수(Consistency Index, CI) [Satty, T.L., 1982]를 고려하여 20% 이내에 해당하는 자

료만을 추출하여 중요도를 산출하였다.

AHP 중요도와 일관성 지수의 결과값 중 일관성을 가지는 값에 대한 중요도의 평균값을 구한 결과 안전성, 시장성, 성능, 친환경성 순서로 중요도가 결정되었다. 계통도의 Level 2에 해당하는 항목과 1차 QFD의 결과는 기준형상을 선정할 때 평가항목 및 가중치로 사용되며, 2차 QFD결과 중 설계 요구도와 직접적으로 관련되는 항목은 경쟁기종 기반 요구도 분석 및 임무 분석 시 사용되어 설계 요구도 설정에 영향을 끼친다.

2.2.2 경쟁기종 기반 요구도 분석

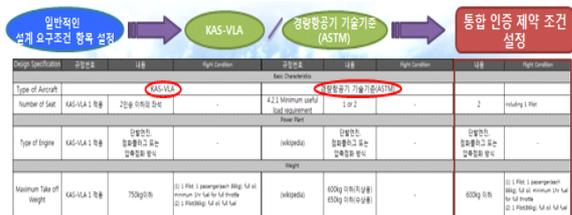
본 연구에서 적용할 2인승 경항공기의 개발목표를 설정하기 위해 경쟁기종에 대한 조사를 수행하여 이를 바탕으로 중량 및 성능에 대한 경향성을 분석하였다. 그리고 이 경쟁기종의 경향성을 이륙중량(x , 단위 : kg)에 대한 추세식으로 구성하였고 이는 경쟁기종 대비 10%의 성능 향상된 설계 요구도 수치를 제시하고자 한 것이다. 그리고 사용자 요구도 분석 결과 중 성능과 관련된 중요도 수치를 반영하기 위함이다. 이 분석을 통해 성능이 향상되는 방향을 알 수 있으며, 이는 잠정적 요구도 설정 시에 반영됐다.

- 실속속도 : $y = 0.072x + 15.17$ [km/h]
- 초과금지 속도 : $y = 0.1991x + 151.9$ [km/h]
- 실용상승 한도 : $y = -2.411x + 17350$ [ft]
- 최대 순항속도 : $y = 0.1342x + 153.2$ [km/h]
- 상승률 : $y = -0.0066x + 9.528$ [m/s]
- 이륙거리 : $y = 0.8586x - 373.5$ [m]
- 착륙거리 : $y = 0.4419x - 142.7$ [m]
- 항속거리 : $y = 0.6171x + 597.5$ [km]
- 항속시간 : $y = 5.096$ [hr]

위 식들을 분석함으로써 분포된 점들 간의 관계를 나타내는 방정식이 그 경향성을 잘 표현하고 있는 것을 결정계수(Coefficient of Determination, R^2)를 통해 확인하였다.

2.2.3 인증규정 요구도 분석

인증 규정 요구도 분석 결과로 항공기 초기 개념 설계 단계에서의 설계 요구도에 대한 인증 규정 요구도와 비행조건을 그림 2와 같이 나타내었다. 이는 설계 요구도 설정 시 제약조건으로 작용한다.



[그림 2] 인증 규정 요구도 분석

2.3 초기 사이징

항공기 설계는 여러 설계 요구사항을 만족하기 위해 통계적인 자료, 풍동시험 결과, 비행시험 결과 등 많은 항공 관련 데이터베이스를 이용하여 반복 설계와 해석의 과정을 거친다. 하지만 설계초기에는 이륙 총 중량, 추력 대 중량비, 그리고 익면하중을 설계 파라미터로 선택하여 복잡한 설계 및 해석과정 대신 비교적 간단한 방법으로 항공기의 크기를 결정한다. 즉, 초기 사이징에서는 설계임무조건을

만족하기 위한 이륙 총 중량의 대략적인 값과 임무 수행을 위한 연료중량, 공허중량을 결정하고, 각 비행성능을 만족하는 설계점에서의 추력 대 중량비 및 익면하중을 예측하여 날개의 크기 및 요구추력을 결정한다.

기존의 사이징 프로세스는 Roskam [Jan Roskam, 1985], Raymer [Daniel P. Raymer, 2012], Howe [Denis Howe, 1985] 등이 제안하는 방법들이 있다. 본 논문에서는 초기 사이징 과정에서 이러한 기법들을 비교하여 약점을 보완하고, 기 개발된 Pre-Conceptual 사이징 프로세스를 접목한 새로운 설계 프로세스를 사용하였다. 초기 사이징 프로그램에서는 요구되는 임무형상, 사용자 요구도를 통해 도출된 파라미터들을 이용하여 초기 이륙중량 추정 및 익면하중과 추력 대 중량비를 추정하고 항공기의 크기와 형상 파라미터를 도출한다. 또한 초기 사이징에서 도출된 형상 파라미터는 개념설계 단계의 초기 형상 생성 시 이용된다.

초기 사이징을 위해 공력, 추진, 성능, 중량 산출을 위한 경향성에 기반을 둔 추정값과 간단한 경험식을 이용한 사이징 프로그램을 개발하였다 [Nhu Van, 2011].

<표 1> 설계 통합 프로세스 구성을 위한 데이터 리스트 구성 표

①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪
No.	Program	Module name	Group Level 1	Group Level 2	Group Level 3	변수명	Description	From Module	단위	사용값
759	LASA	Tail Distribution	Critical vertical tail loads distributed on average chord	Load	Loads due to angle of attack at 50% MAC(Total on LH+RH)	Man LD_yaw_rudder def 50	Maneuver load for yaw to sideslip of 19.5 deg with rudder maintained at full deflection	Critical Loads(Critical Vertical tail loads)	lbs	
761	LASA	Tail Distribution	Critical vertical tail loads distributed on average chord	Load	Loads due to angle of attack at 50% MAC(Total on LH+RH)	GUST LD_VC 50	Side GUST load at VC	Critical Loads(Critical Vertical tail loads)	lbs	
765	LASA	Tail Distribution	Critical horizontal tail load distributed on N station chords			LH_HT_A	Area of LH horizontal tail	Wing Geometry	SQ-IN	
766	LASA	Tail Distribution	Critical horizontal tail load distributed on N station chords			LH_ELEV_Aft_HL	Area of LH elevator aft of hinge line	Wing Geometry	SQ-IN	

2.4 개념설계

경항공기 개념설계 단계 시 형상설계, 중량, 공력, 추진, 성능, 하중 등 각 분야에 대한 해석을 수행하였다. 또한 이를 위해 해석 과정에서 입/출력되는 데이터 흐름을 정리하였다. 각 해석데이터에서 발생하는 방대한 데이터들을 정리하였다. 모든 해석/설계 도구의 데이터 리스트를 구성하고, 각 해석 도구의 입/출력 데이터의 구성도를 작성하였다. 또한 해석 도구들 간 중복되는 데이터를 구분하고 연결하였다. 이러한 과정을 통해 데이터의 흐름도를 구성하였다. 그림 3에 이러한 전체적인 작업 프로세스를 도시하였다.

2.4.1 데이터 리스트 구성



[그림 3] 데이터 흐름도 구성 프로세스

항공기 설계와 해석 과정에서 수많은 데이터들이 생성되는데, 이러한 데이터들은 한 분야의 해석 도구 혹은 엔지니어에게서만 도출되는 것은 아니다. 그러므로 이 모든 데이터들의 생성과 연결을 관리하는 데이터베이스 관리시스템이 필요하다. 만약 이 관리시스템이 없다면, 수많은 양의 데이터들 중 어떤 데이터가 각 분야의 엔지니어 혹은 도구에 전달되고 입력되어야 하는지 불명확하게 되어 결국 무의미하거나 잘못된 결과를 도출하게 된다. 따라서 각 해석 도구의 데이터들이 서로 연결된 흐름도가 필요하다.

<표 2> 데이터 리스트 구성 표의 설명

No.	표시	설명
①	No	- 각 데이터에 대한 고유번호
②	Type	- 해당 데이터가 속하는 Program명
③	Module Name	- 해당 프로그램 안에 데이터가 속해 있는 모듈명
④	Group Level 1 (in module)	- 데이터가 속한 모듈 내에서의 대분류
⑤	Group Level 2 (in level1)	- 데이터가 속한 모듈 내에서의 중분류
⑥	Group Level 3 (in level2)	- 데이터가 속한 모듈 내에서의 소분류
⑦	변수명	- 변수명
⑧	Description	- 데이터에 대한 설명
⑨	From Module To Module	- 각 프로그램의 Input Sheet에서는 From Module사용 - Output Sheet에서는 To Module사용
⑩	단 위	- 각 변수의 단위
⑪	사용값	- 현재 설계에 실제 사용되는 값

각 해석에서 사용되는 모든 데이터를 수집하여 정리하였다. 약 1000개의 데이터들을 각 해석 도구에서 확인하였고, 입/출력 변수에 대한 목록을 표 1과 같이 구성하여 관리하였다. 각 항목의 의미는 표 2와 같다.

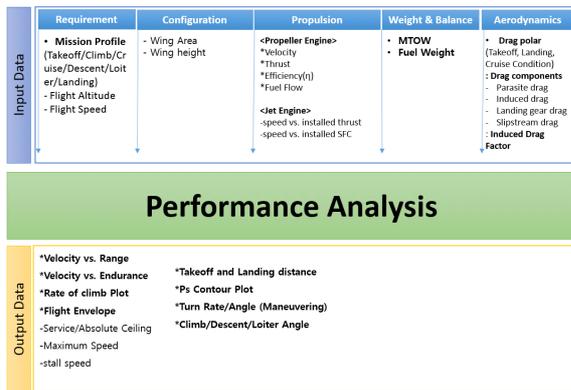
항공기 설계 및 해석에는 다양한 프로그램이 사용되므로 첫 번째 항목과 같이 프로그램명을 기반으로 표 2의 3번~6번 항목이 구성된다. 프로그램 내에서도 각 모듈이 구성되고 모듈 내에서도 그룹이 있다. 동일 프로그램 내에서도 각 그룹과 모듈 간에 데이터 입력과 출력관계가 있으므로 9번 항목을 구성하여 각 데이터간의 흐름을 명확히 하였다.

각 프로그램마다 사용되는 변수명은 대부분 각 해석분야에서 통용되는 설계 변수명으로 구성되나 필요에 따라 편의상 다른 변수명을 사용하는 경우도 있다. 그러므로 이 변수명에 대한 이해와 통합 관리를 위한 새로운 변수명이 필요하다. Table 1의 7번 항목처럼 변수명을 설정하고 8번과 같이 그에 대한 설명을 추가하여 전체 통합에 용이하도록 하

었다. 이러한 방식은 항공기 통합 설계 프로그램인 CADIS-SA(Certification and Aircraft Design Integration System for Small Aircraft)의 데이터 베이스 관리에 적용되었다[TunLwin, 2013].

2.4.2 데이터 입력과 출력

데이터의 입력과 출력에 대한 정리단계에서 각 해석 도구 간의 데이터 관계를 볼 수 있다. 이 단계에서 데이터의 중복 여부를 확인한다.

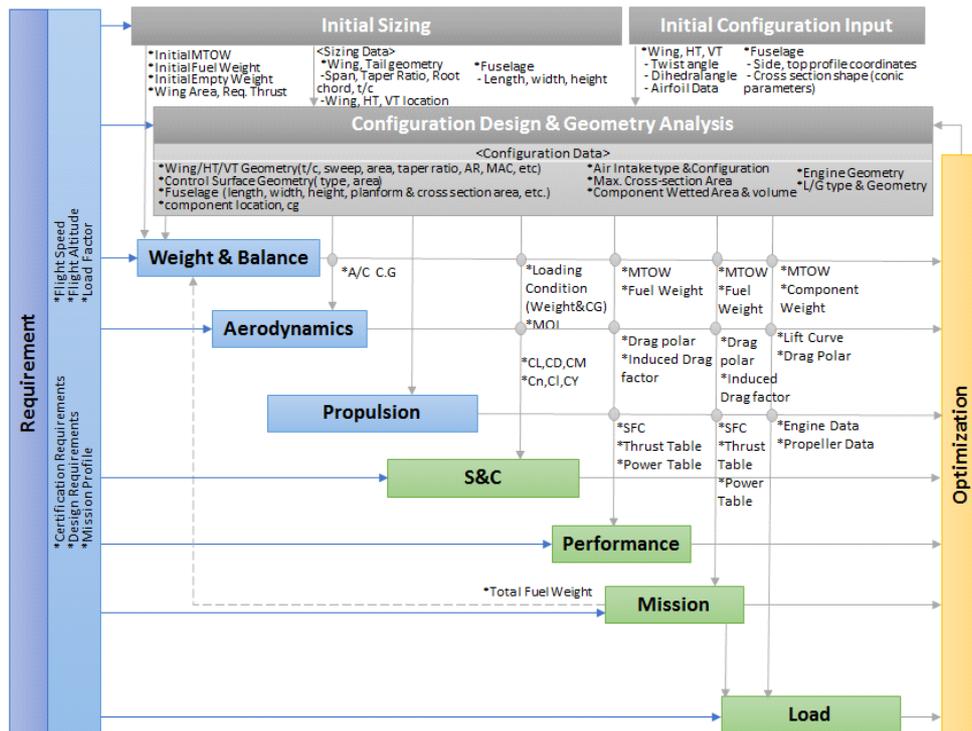


[그림 4] 성능해석 분야에서의 데이터 입/출력 예

그림 4는 성능해석 분야에서의 데이터 입/출력을 예로 보여주고 있다. 성능해석 분야에서의 입력은 요구도, 형상, 추진, 중량 그리고 공력의 데이터를 포함하고 있으며 출력데이터로는 Range, Endurance, Flight Envelope 등의 데이터가 포함된다. 데이터 리스트 구성에서 정리된 방대한 데이터는 입력과 출력 및 중복된 데이터에 대해 각각 구분되어 통합된다.

2.4.3 통합 해석 프로세스

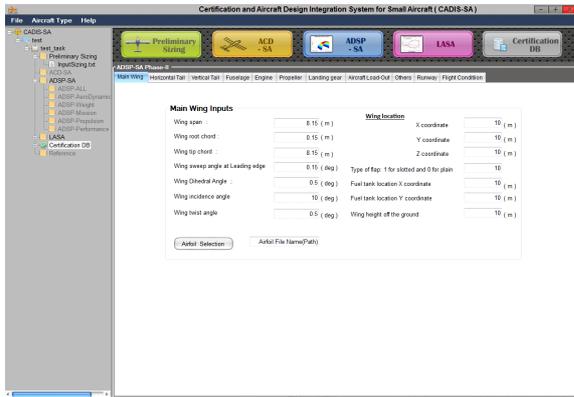
각 모듈에서 모든 데이터의 입력과 출력을 확인하고 중복 데이터를 구분하면 각 해석 도구간의 데이터 흐름을 정리할 수 있다. 그림 5는 요구도와 초기 사이징 단계에서 발생하는 데이터부터 형상, 중량, 공력, 추진, 조종 안정성, 성능, 임무 해석간의 데이터 흐름도를 보여주고 있다. 이 흐름도를 통해 우선적으로 해석되는 요구도, 형상, 중량, 공력, 추진 해석 도구는 조종 안정성, 성능, 임무 해석 시 필요한 데이터를 신속하고 정확하게 확인할 수 있으며 해석에 필요한 데이터를 도출해 전달 할 수 있다.



[그림 5] 항공기 설계 통합 프로세스 데이터 흐름도

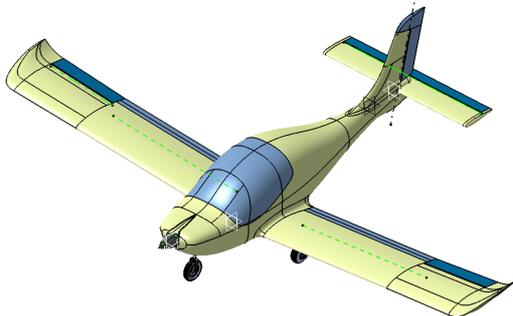
각 해석의 결과들은 인증과 성능에 대한 요구도를 고려하여 통합설계 환경에서 다분야 통합설계 기술을 적용하여 결과를 도출하였고 그 결과를 토대로 설계 반복 과정에서 필요한 개선된 초기 형상을 제공하였다.

2.5 설계 적용 및 결과



[그림 6] 항공기 설계 통합 프레임워크[10]

본 논문에서 제시된 설계 통합 프로세스를 적용하여 경항공기 설계 및 해석을 위한 CADIS-SA(Certification and Aircraft Design Integration System for Small Aircraft) 통합 프레임워크를 개발하였다[이재우 외, 2012]. 초기 사이징, 공력 및 조종 안정성, 중량, 성능, 임무, 추진, 형상, 하중 해석 절차를 본 논문에 제시된 프로세스를 이용하여 구성하였고, 이 과정에서 도출되는 데이터 관리를 위한 데이터베이스는 SQL 서버를 이용하여 구성하였다.



[그림 7] 2인승 경항공기 설계 결과 형상

개발된 항공기 통합 설계 프레임워크(그림 6)는 2인승 경항공기 및 4인승 항공기에 대해 검증을 수행하였으며 그림 7에서는 그 중 2인승 경항공기의 설계 결과 형상을 보여주고 있다.

3. 결론

본 연구에서 정립한 항공기 설계 통합 프로세스는 우선 사용자, 경쟁기종 그리고 인증 요구도 분석을 기반으로 기준형상을 선정하고 설계 요구도를 도출하였다. 이렇게 도출된 요구도를 기반으로 초기 사이징을 수행하여 공허중량과 요구도를 만족하는 결과를 확인하였다. 이를 통해 개념설계에 적용 가능한 초기 형상 및 중량 정보를 획득하였다.

개념설계 단계에서는 각 설계 및 해석 도구에 사용되는 데이터 및 흐름도 정리를 통해 전체 설계가 신속하고 효율적으로 진행되도록 하였다. 정립된 프로세스를 CADIS-SA(Certification and Aircraft Design Integration System for Small Aircraft) 프레임워크에 적용하여 2인승 경항공기 개발 과정을 통해 검증을 수행하였으며 효율적이고 신속한 항공기 설계 결과를 도출할 수 있음을 확인하였다.

4. 후 기

본 연구는 국토해양부 항공선진화사업의 연구비지원(과제명 : 스포츠급 경항공기 개발, 1615001723)으로 수행되었으며 연구비 지원에 감사드립니다.

References

- [1] Department of Defense, System Engineering Fundamentals, Defense Acquisition Univ. Press, 2001.
- [2] 민성기, 권용수, 시스템엔지니어링 원론, 시스템체계공학원, 2004.
- [3] 이재우 외, 항공기설계교육연구회, 항공기 개념설계, 경문사, 2010.

- [4] Lou Cohen, Quality Function Deployment, ADDISON-WESLEY PUBLISHING COMPANY, 1995.
- [5] Satty, T.L., The Analytic Hierarchy Process, Klumer-Nijhoff Publishing, 1982.
- [6] Jan Roskam, Airplane Design : Preliminary Sizing of Airplanes, Roskam Aviation and Engineering Corporation 1985.
- [7] Daniel P. Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, 5th ed., AIAA, 2012.
- [8] Denis Howe, Aircraft Conceptual Design Synthesis, Professional Engineering Corporation, 1985.
- [9] Nhu Van. Nhuyen, An Efficient Multi-fidelity Approach for the Multi-Disciplinary Aerospace System Deisng and Optimization, Ph. D Thesis, Konkuk Univ, August 2011.
- [10] TunLwin, Efficient Data Integration and Database Design for Aerospace System Frameworks with Legacy Programs, PhD Thesis, Konkuk Univ., 2013.
- [11] 이재우, 누옌반, 툰린, 장막심, 박승빈, 김상호, 김임권, “소형항공기 설계-인증-해석 통합 소프트웨어 CADIS-SA 개발연구” , 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2012.