

농업용 무인항공기 기초 설계 및 평가

박근태, 유지연, 이예빈, 한성인

Concept Design & Evaluation of Agriculture Unmanned Aerial Vehicle

Keaun-Tea Park, Ji-Yeon U, Ye-Bin Lee, Seong-In Han

부산대학교 항공우주공학과 11조

Key words : Unmanned Aerial Vehicle(UAV), Physical Decomposition, Functional Decomposition, Morphological Chart, Pugh Matrix

I. 서론

본 조는 앞선 연구에서 항공기를 설계하기 위한 목표값을 설정하기 위해 Quality Function Deployment(QFD)를 만들고 target value를 설정하였다. 항공기는 상당히 복잡한 구조로 이루어 졌기 때문에 설계과정에서 또한 매우 복잡하다. 복잡한 기능을 설계하기 위해 보통 domain decomposition을 이용하여 쉽게 관리한다. 이 방법은 크게 두가지로 나뉘는데, 장비적 측면으로 분해를 하는 physical decomposition과 작동과정을 나눠서 설계를 하는 functional decomposition이 있다. 본 연구에서는 이 분해를 토대로 morphological chart와 Pugh matrix를 작성하고 그 근거에 따라 적합한 항공기 형상을 설계하였다.

II. 본론

1. Domain Decomposition

1.1 Physical Domain Decomposition

항공기 설계를 위해 항공기의 물리적인 구성요소들을 조사하고 그 결과를 Fig. 1에 나타내었다. 항공기 구성요소를 크게 6가지로 나누고 각각의 구성요소의 하위요소들을 나타내었다.



Fig. 1. Decomposition of an aircraft

1.2 Functional Domain Decomposition

Table 1.은 앞서 선택한 항공기의 물리적인 구성요소들의 기능을 나타낸다. 구성요소들의 입력과 기능 출력을 객관적으로 정리하였다. 이러한 과정을 통해 설계목표에 필요한 항공기의 구성요소를 알 수 있다.

Table 1. Functionality of devices

장치	입력	기능	부가 효과	출력
플랩	공기	받음각 증가 캠버 증가	저항 증가	공기
연료	연료	연료저장		연료흐름

탱크				
실린더	연료, 공기	공기 팽창	팽창된 공기	
피스톤	팽창된 공기	동력생성	수축된 공기	
크랭크	왕복 동력	동력변환	축동력	
점화플러그	전력	스파크 생성	스파크	
바퀴	외력	지상에서의 비행기 주행		
다리브레이크	압력	주행 정지	정지	
무인제어장비	센서 데이터	원격 조종 및 자동 비행	동력	
관측장비	전기적 신호	작물 상태 측정	데이터	
농약살포기	농약	농약살포	농약	
방향키	공기	피치제어	저항 증가	공기
깃	축동력, 공기	추력생성	소음	고속공기
축	축동력	축 동력 전달	깃 회전 속도	

1.3 Subfunction

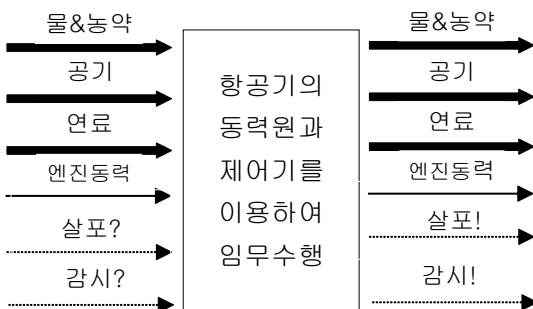


Fig. 2. Overall system diagram for agriculture UAV

Fig. 2는 우리가 설계 할 항공기의 전체적인 시스템 기능을 그린 것이다. 설계 항공기의 주요 기능은 동력원과 제어기를 사용하여 항공기를 작동시켜 물과 농약을 살포하고 농작물을 감시하는 것이다. 농장에 살포되기 위한 물과 농약을 항공기에 탑재하였다. 공기는 비행 중 양력을 생성하며 엔진에서 산화제로 이용된다.

연료는 연료탱크에 채운 후 엔진에서 연소되어 엔진 동력을 생성하는데 사용된다.

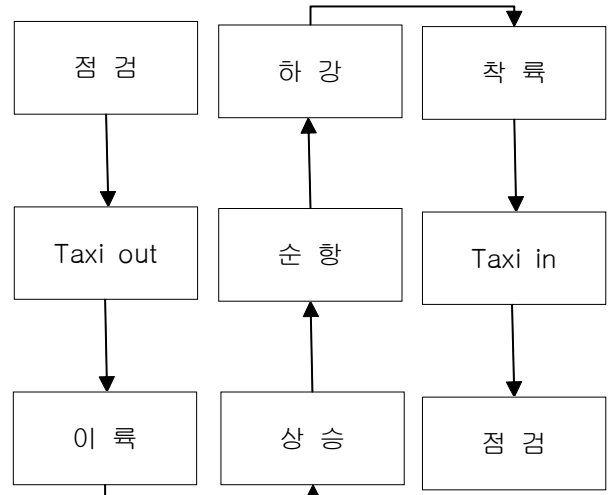


Fig. 3. Subfunctions required to fulfill mission

Fig. 3은 항공기가 임무를 수행하기 위해 비행하는 순서를 나타낸 것이다. 밑에서 각 과정에 대한 subfunction을 설명할 것이다.

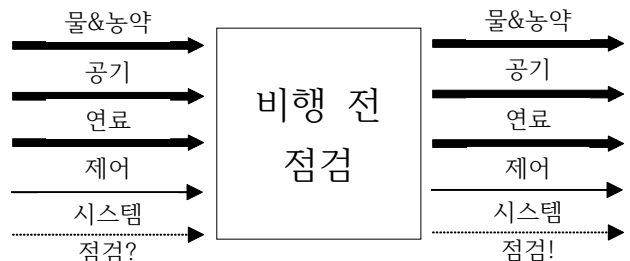


Fig. 4. Subfunction 1

Fig. 4는 비행 전 점검해야 할 사항이다. 점검은 크게 동체 점검과 시스템 점검으로 나눌 수 있는데, 비행기의 시동을 켜고 비행에 필요한 시스템들이 정상적으로 작동하는지 확인해야 한다.

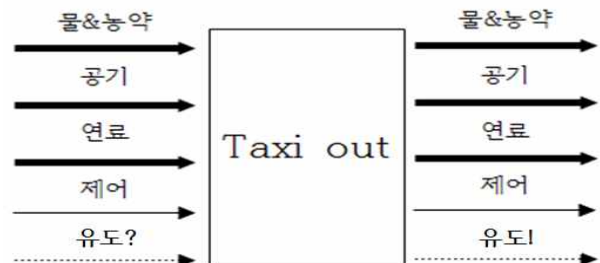


Fig. 5. Subfunction 2

Fig. 5는 비행기가 주기장에서 활주로로 이동하는 taxi out 과정을 나타낸다. 이 과정에서 항공기는 유도로를 통하여 활주로 방향으로 이동하는데, 방향을 전환하기

위해서는 적절하게 러더와 기어를 조절해 주어야 한다

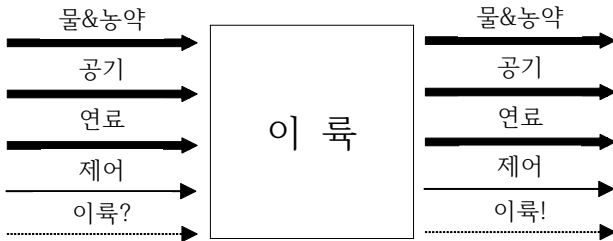


Fig. 6. Subfunction 3

Fig. 6은 비행을 하기 위해서는 이륙과정이 필요하다는 것을 나타낸다. 활주로에서 추력을 올리고 플랩을 내려 받음각을 크게 하여 양력을 키운다. 항공기의 중량보다 양력이 더 클 때 비행기가 상승하기 시작한다.



Fig. 7. Subfunction 4

Fig. 7은 이륙 후에 상승하는 과정을 나타낸다. 상승은 비행고도를 높여가는 과정이다. 즉, 추력을 증가시켜 양력을 키워서 순항고도까지 이르게 하는 것을 말한다.

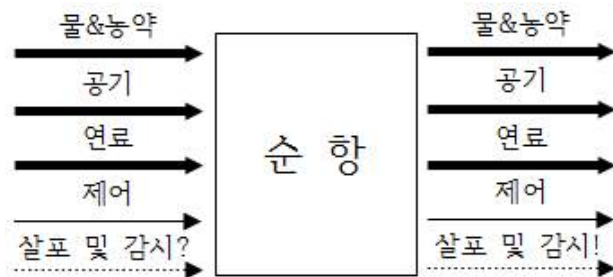


Fig. 8. Subfunction 5

Fig. 8은 상승으로 인해 순항고도에 올라서 순항하는 과정을 나타낸다. 순항할 때 농업용 항공기의 주요 임무인 농약살포와 농작물 감시기능을 수행한다. 농약을 균등하게 살포하기 위해 순항할 때는 등속비행을 하는 것이 가장 좋은 방법이다.

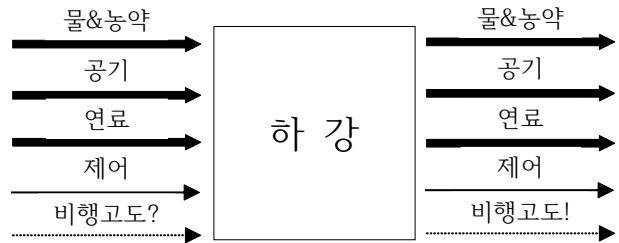


Fig. 9. Subfunction 6

Fig. 9는 임무를 마친 무인기가 하강하는 과정을 나타내었다. 상승과 마찬가지로 비행고도를 조정하는 것이지만, 고도를 낮춘다는 차이점이 있다. 추력과 받음각을 조절하여 하강을 한다.



Fig. 10. Subfunction 7

Fig. 10은 하강이 끝난 비행기가 착륙하는 과정을 나타낸다. 착륙과정에는 저항을 최대한 높이고 에어브레이크, 휠 브레이크를 이용하여 속도를 줄이기 위한 노력을 한다. 또한 적절한 받음각으로 착륙을 시도하여 항공기가 손상되지 않게 해야 한다.

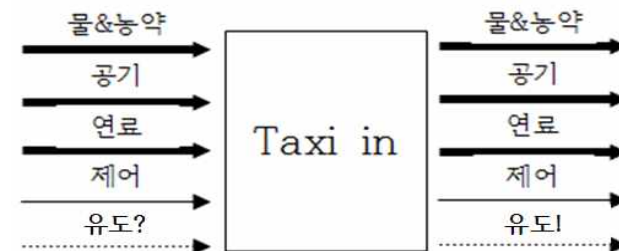


Fig. 11. Subfunction 8

Fig. 11은 착륙이 끝난 후 활주로에서 주기장으로 들어가는 과정이다. 정확한 유도를 통하여 taxi out과 같은 방법으로 이동한다.

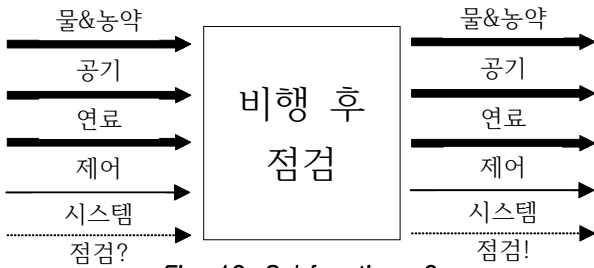


Fig. 12. Subfunction 9

Fig. 12는 비행 후 점검중 하나로 시스템점검을 나타낸다. 비행 전과 마찬가지로 시스템을 점검하고, 그 외에는 비행간 고장 수리 및 소모품 보충, 항공기의 계류 등을 점검한다.

2. Design Concepts Generation

2.1 Morphological Chart

Table 2. Morphological chart

Subfunction		종 류		
		(1)	(2)	(3)
비행 전 점검	점검	시한성	상태	신뢰성
	방법	점검	정비	정검
Taxi out	추진	터보	터보	왕복
		프롭	제트	엔진
	러더	사다리꼴	사각형	
이륙	이륙 방식	단거리	수직	일반적
	랜딩 기어	타이어	스키형	플로트형
	플랩	플레인	스플릿	슬롯
	프로펠러	가변	고정	
상승	펠러	피치	피치	
순항	날개 모양	타원형	테이퍼형	삼각형
	동체 모양	일체형	분리형	
	안테나	외장형	내장형	
	날개 높이	고	중	저
수행	관측	적외선	자외선	열감지
	장비	센서	센서	센서
	살포기	자연	원심식	가압식
		유출식		
하강	추진	터보	터보	왕복
		프롭	제트	엔진
착륙	제동	역추진	브레이킹 슈트	휠브레이크
Taxi in				

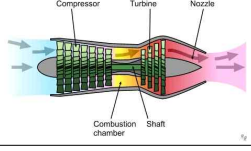
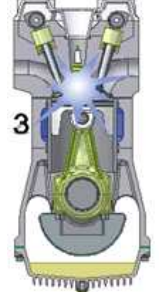
비행 후

점검

항공기의 비행 과정에 따른 subfunction에 필요한 각 기능들의 종류를 Table 2에 정리하였다. 위 subfunction들 중 항공기의 성능이나 외형에 가장 큰 영향을 미치는 기능들을 아래에서 설명할 것이다.

2.1.1 추진

Table 3. Engine

종류	운작	용도	출처
터보 제트		전투기	[1]
터보 프롭		경비행기	[1]
왕복 엔진		저속의 작은 항공기	[2]

항공기의 엔진과 엔진의 용도를 Table 3에 나타내었다. 터보 제트는 일반적으로 고속이나 높은 고도에서 효율이 좋고 설계가 쉽다. 반면 터보 프롭은 많은 공기를 상대적으로 느리게 밀어내기 때문에 저속에서 유리하므로 단거리나 저속비행에 이용되고 있지만 구동단계가 복잡하다. 왕복엔진 또한 낮은 출력에서 효율이 좋는데, 터보프롭과 가격에서 큰 차이가 나고 비교적 무겁다. 또한 연소효율이 높아서 경제적이다.

2.1.2 이착륙 방식

항공기 이착륙 방식은 크게 3가지로 나뉜다.

CTOL(Conventional take off and landing, 일반적 이착륙)은 기존의 이착륙 방식으로 긴 활주로를 필요로 한다[3]. STOL(Short take off and landing, 단거리 이착륙)은 플랩, 슬랫 등의 장치를 사용하여 날개 면적을 늘리고 양력을 높여주어 짧은 활주로로 이륙이 가능한 방식이다[4]. VTOL(Vertical take off and landing, 수직 이착륙)은 주로 로터항공기에서 사용된다[5].

2.1.3 플랩

Table 4. Flap

종류	윤곽	항력 계수	복잡성	출처
플레인		1.95	낮음	[6]
슬롯		1.98	높음	[6]
스플릿		2.16	중간	[6]


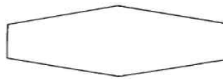
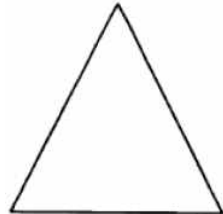
항공기 날개의 플랩을 Table 4에 나타내었다. 플랩은 ‘고양력장치’라 불리며 날개의 면적과 캠버(휨 정도)를 증가시켜 양력을 높여주는 장치이다. 플레인은 간단히 캠버만 증가시켜주고, 슬롯은 중간에 흐름을 더해 주어 실속을 막아준다. 스플릿은 꼬리가 있는 상태에서 밑부분만 내려가지만 양력계수를 가장 높일 수 있다. 하지만 플랩은 양력을 증가시키는 동시에 항력 또한 증가시키기 때문에 양력과 항력을 함께 고려해 가장 효율적인 플랩은 선택하여야한다.

2.1.4 프로펠러

항공기 프로펠러는 피치종류로 차이를 둘 수 있다. 보통 고정피치와 가변피치로 나뉘는데 고정피치는 비틀림 각이 고정되어있어 제작이 쉽고 저렴하여 소형 항공기에 적합하다. 가변피치는 비틀림 각을 제어할 수 있지만 제작이 어렵고 비싸다.[7]

2.1.5 날개모양

Table 5. Wing shape

종류	윤곽	유도 저항 계수	출처
타원형		낮음	[8]
테이퍼형		보통	[8]
삼각형		중간	[8]

항공기에 이용되는 대표적인 날개 모양을 Table 5에 나타내었다. 날개 끝(Wing-tip)에서 와류가 생기면 와류 크기에 비례해 유도저항이 생기는데 날개 끝의 코드 길이를 최소로 설계하면 유도저항을 낮출 수 있다. 즉, 날개 끝 와류를 줄일 수 있다. 항공기 날개는 대표적으로 직사각형, 타원형, 테이퍼형, 삼각형 모양으로 나뉘는데 타원형은 유도저항이 가장 작지만 날개 모양을 타원형으로 만들기 어려울 뿐더러 제작비용도 많이 든다. 때문에 보통 타원형과 직사각형 날개와의 절충안으로 주로 테이퍼형 날개를 많이 사용한다. 삼각형 모양 날개는 구조적 이점이 많지만 날개 끝이 다 leading edge(L.E.)이기 때문에 와류가 크게 생긴다. L.E.을 둥글게 만들어 실속을 줄이면 와류가 크게 줄어 구조적 이점을 챙길 수 있다.

2.2 Combining Concepts

앞서 조사한 subfunction들의 기능들 중 설계할 항공기에 적합한 종류들을 조합하여 3가지 design concept을 Table 6에 나타내었다.

Table 6. Design concept

Subfunction		Concept		
		(A)	(B)	(C)
Taxi out	추진	왕복 엔진	왕복 엔진	터보프롭
	러더	직사각형	직사각형	사다리꼴
이륙	이륙방식	STOL	CTOL	STOL
	랜딩기어	타이어 바퀴형	타이어 바퀴형	타이어 바퀴형
	플랩	플레인	플레인	슬롯
상승	프로펠러	고정 피치	고정 피치	가변 피치
순항	날개모양	삼각형	테이퍼형	타원형
	동체모양	일체형	분리형	분리형
	안테나	외장형	외장형	외장형
	날개높이	고익기	고익기	중익기
	수행	관측장비	적외선	적외선
착륙	관측장비	적외선	적외선	적외선
	살포기	가압식	원심식	가압식
작동	Brake	Wheel brake	Wheel brake	Wheel brake

컨셉(A)는 앞선 연구에서 조사한 고객의 요구사항을 토대로 생산비용을 낮추고 페이로드의 용량을 최대화하는데 중점을 두었다. 컨셉(B)는 비용만을 고려하여 생산방식이 간단하고, 따라서 생산비용이 최대한 저렴한 항공기를 설계하였다. 컨셉(C)는 subfunction의 기능들 중 각각의 기능을 독립적으로 고려했을 때 효율이

가장 좋은 것들로 항공기를 설계하였다.

각 컨셉을 선택하였을 때의 장단점을 Pugh matrix에서 나타내고 근거를 통하여 알아보자.

3. Design Concept Evaluation

3.1 Pugh Matrix

Table 7. Pugh matrix

Selection Criteria	Pugh Concept Selection Matrix	비중	자료	Concepts		
				(A)	(B)	(C)
비용	엔진구입 비용	5	S	++	++	S
수명	엔진수명	2	S	-	-	S
비행	시간	2	S	-	-	S
	안정성	4	S	+	+	S
유지	연료비용	5	S	++	++	S
비용	수리비용	5	S	-	-	S
탑재 용량	연료 탑재 용량	4	S	+	S	S
	농약 & 물					
	탑재용량	4	S	+	S	S
소음		1	S	+	+	S
기능	살포기능	4	S	S	-	S
	쉬운조작	4	S	+	+	+
이착륙	짧은이륙	3	S	+	S	+
편리성	거리					
Total +				10	7	2
Total -				3	4	
Total score				7	3	2
Weighted total +				40	29	7
Weighted total -				9	13	
Weighted score				31	16	7

Table 6에서 잡은 컨셉을 기반으로 Table 7에서 각 컨셉에 대한 점수를 매겼다. 모든 컨셉에서 S(same)로 나타난 항목에 대해서는 언급하지 않았다. 자료는 프로젝트 1에서 비교했던 AT-802A를 기준으로 잡았다. 총 점수가 큰 차이가 없어 고객의 요구사항 중요도를 기반으로 각 점수에 비중을 부여해 총 과중치 부여 점수를 다시 매겼다. Table 7에서 (++)는 +2, (+)는 +1, (-)는 -1, (S)는 0으로 두고 해당하는 숫자와 비중을 곱하여 더한 값으로 과중치 부여 점수를 매겼다. 각 점수를 매긴 근거는 3.1.1~3.1.3에서 설명할 것이다.

3.1.1 Concept A 배점 근거

왕복 엔진은 터보프롭 엔진보다 약 열배가까이 저렴하다[2]. 따라서 자료와 비교했을 때 엔진구입비용이 낮으므로 엔진 구입 비용항목에서(++)로 매겼다. 그러

나 왕복 엔진을 터보프롭 엔진과 비교하면 부품수도 많고 구조가 복잡하며, 크기 또한 커서 고장나기 쉽고 정비가 어렵다. 오버홀 수명이나 정비주기도 2,000 비행 시간 정도로 비교적 짧으므로 엔진수명 항목에서는 (-)로 배점하였다[2]. 또한 왕복엔진이 터보프롭 엔진보다는 소음이 작기 때문에 (+)를 매겼다. 농업용 경비행기이므로 장기간의 비행시간은 필요하지 않고, 한 번 비행을 통해 농장 전체면적을 커버할 수 있을 정도로만 설계를 하면 되므로 비행시간은 (-)이다. 안정성에 영향을 미치는 요인으로는 날개의 높이와 날개 모양이 있는데, 컨셉(A)는 고익기를 선택하여서 (+)를 주었다[9]. 날개모양은 삼각형으로 wing tip vortex면에서는 좋지 않지만, 앞전을 둥글게 만들어서 효율을 높일 것이다. 유지비용으로는 연료비용과 수리비용이 있는데, 앞에서 언급하였듯이 왕복엔진은 정비가 어렵기 때문에 비용이 많이 들고, 연료효율이 터보프롭 엔진보다 훨씬 좋기 때문에 연료비용으로 나가는 지출이 상대적으로 적게 든다고 볼 수 있어서 각각 (-)와 (++)를 주었다. 탑재용량은 삼각익을 사용할 때 동체와 날개가 연결되어 있어 가용 면적이 넓으므로 페이로드가 증가하기 때문에 (+)를 주었다. 무인항공기는 사람이 직접 조종을 하는 것이 아니라 명령을 내린 후에 기계적인 제어를 통한 조작이므로 조작이 쉽기 때문에 (+)를 부여하였다. 또한 STOL은 CTOL보다 이착륙 거리가 짧으므로 (+)를 배점하였다.

이러한 근거들을 통하여 배점을 통하여 점수 합산시 원점수 7점이 나오고, 과중치를 부여하여 계산하면 31점이 나온다.

3.1.2 Concept B 배점 근거

Table 7을 보면 컨셉(B)의 대부분의 항목들이 컨셉(A)와 비슷하다. 차이점으로는 탑재용량과 살포기능, 이착륙 거리이다. 탑재용량은 날개모양이 삼각형이 아닌 테이퍼형을 선택하였기 때문에, 컨셉(A)보다는 줄어들지만, 비교자료와는 거의 비슷하다고 볼 수 있기 때문에 (S)를 매겼다. 살포기능은 기존의 가압식 살포방식보다 저렴한 원심식 살포방식을 선택하였다. 원심식 살포방법은 가압식 살포방식보다 효율이 낮기 때문에 (-)를 매겼다. [] 이착륙 거리는 기존의 것과 동일한 CTOL을 선정하였기 때문에 (S)를 배점하였다.

이 근거를 바탕으로 원점수 3점, 과중치 부여점수는 16점이 나온다.

3.1.3 Concept C 배점 근거

컨셉(C)는 자료와 거의 동일하다. 이는 기존 항공기를 무인기로 바꾼 것이라고 하면 이해하기 쉽다. 따라서

조작이 쉬워졌으므로 (+)를 부여하였고, STOL이륙방식을 선정하였기 때문에 이착륙거리 항목에서 (+)를 부여하였다. 컨셉(C)는 항공기의 성능은 좋지만 제작비용이 많이 들기 때문에 설계목표에 부합하지 않다. 따라서 (-)가 없지만 (+)를 받은 항목 또한 없어서 원점수 2점, 과중치 부여점수 7점으로 가장 낮다.

3.2 최종 설계

Pugh matrix의 세가지 컨셉중 컨셉(A)가 가장 점수가 높았다. 따라서 컨셉 A를 바탕으로 다음과제에 구체적인 설계를 진행 할 것이다. 아래 Fig. 13은 컨셉(A)의 대략적인 형상을 나타낸다.

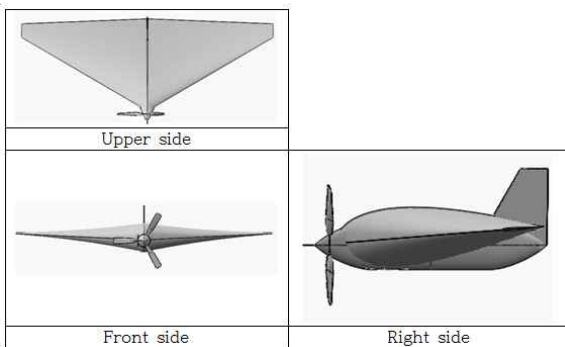


Fig. 13. Concept design A

III. 결 론

본 조는 앞서 수행한 연구에서 농업용 항공기의 시장성을 기대하며 농약 살포 및 감시 측정기능이 모두 가능한 무인항공기를 설계하기로 결정하였다. 본 연구에서는 선행 연구에서 제시한 목표를 충족시키기 위해 몇가지의 설계 안을 제시 후 여러 장단점을 비교하여 그중 가장 최적의 안을 선택하기로 하였다. 이를 위해 먼저 기능적 및 물리적 영역 분해법을 통해 설계 시 고려해야할 사항들과 그 항목들이 미치는 영향을 도표로 제시하였으며 각 비행 단계별 흐름을 나타내었다. 그 다음 형태학적 도표를 통해 각 단계에서 큰 영향을 미치는 요소들을 정리하고 요소들이 미치는 영향을 정리하였으며 pugh matrix에서 이를 바탕으로 최종 설계안을 선택하였다.

4. 출 처

[1] “제트엔진,” Wikipedia [online], https://ko.wikipedia.org/wiki/%EC%A0%9C%ED%8A%B8_%EC%97%94%EC%A7%84 [retrieved 31 march 2017]

[2] “왕복엔진,” 나무위키 [online], <https://namu.wiki/w/%EC%99%95%EB%B3%B5%EC%97%94%EC%A7%84> [retrieved 31 march 2017]

[3] “Ctol,” Wikipedia [online], <https://en.wikipedia.org/wiki/CTOL> [retrieved 31 march 2017]

[4] “Stol,” Wikipedia [online], <https://en.wikipedia.org/wiki/STOL> [retrieved 31 march 2017]

[5] “Vtol,” Wikipedia [online], <https://en.wikipedia.org/wiki/VTOL> [retrieved 31 march 2017]

[6] “FLAP BIAS ... WHY? WHEN?,” ballyshannon[online], <http://www.ballyshannon.com/aoaflapbias.html> [retrived 4 April 2017]

[7] 이상명, 서형건, 노태성, “무인 표적기 성능 향상을 위한 프로펠러 설계,” 한국추진공학회지, March 2005, 46-52

[8] 오세종, “Incompressible Flow over Finite Wings,” Applied Aerodynamics & Design Laboratory, 2016, 26-45