

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(6), 478-487(2014)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.6.478>

## 중소형 무인항공기 개념설계를 위한 형상 및 성능 분석

전병일\*, 이나래\*, 장영근\*\*

## Configuration and Performance Analyses for Conceptual Design of Small and Mid-Unmanned Aerial Vehicles

Byung-Il Jeon\*, Narae Lee\* and Young-Keun Chang\*\*

Graduate School, Korea Aerospace University\*,

School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University\*\*

## ABSTRACT

The simplified performance analysis and initial configuration design are required for the successful development of UAV during the conceptual design, in which empirical formulas and trend equations are utilized for the UAV performance analysis. In the conceptual design phase various UAV configurations may be considered, however, it is very inefficient and unnecessary to consider all configurations for the conceptual design. In this study, the database for the fixed wing UAVs whose MTOW is between 50kg and 1,500kg was also constructed for the selection of configuration frequently used. The parametric analyses were performed for major performance parameters, and trend equations were developed through regression analyses for these individual performance parameters.

## 초 록

개념설계는 복합시스템인 무인기의 성공적인 개발을 위해 가장 중요한 단계로써 간단한 성능해석과 형상설계가 수행된다. 개념설계 단계에서의 성능해석은 복잡한 해석도구를 사용하기 보다는 주로 경험식이나 통계적 데이터를 이용한 추세방정식을 사용한다. 무인기의 형상은 매우 다양하여 개념설계 단계에서 이러한 모든 항공기 형상을 고려하기에는 어려움이 있다. 본 연구에서는 무인기 개념설계를 위해 주요 성능변수에 대한 추세방정식을 도출하였고, 자주 사용되는 형상 선정을 위해 최대이륙중량 50-1,500kg 급의 중소형 무인기에 대한 데이터베이스를 구축하였다. 또한 주요 성능변수들에 대한 파라미터 분석을 수행하였으며, 이들 성능변수에 대한 상관도 분석결과에 따라 높은 상관도를 보이는 최대이륙중량과 날개폭을 기준으로 각 성능요소별 회귀분석을 수행하여 추세방정식을 도출하였다.

**Key Words** : Conceptual Design(개념 설계), MTOW(최대이륙중량), Parametric Analysis(파라미터 분석), Configuration Design(형상 설계), 추세방정식(Trend Equation)

† Received: February 10, 2014 Accepted: May 27, 2014

\*\* Corresponding author, E-mail : [ykchang@kau.ac.kr](mailto:ykchang@kau.ac.kr)<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

## I. 서론

무인항공기는 대표적인 복합시스템의 하나로 시스템 엔지니어링 프로세스에 따라 설계 및 개발된다. 개념설계 단계에서는 주로 초기 형상설계와 간단한 성능해석 위주로 개발이 진행되며, 특히 항공기 형상의 대부분이 이 개념설계 단계에서 결정된다.

형상설계는 초기 개념 스케치 이후 요구조건 분석 및 성능해석을 통해 반복설계 과정을 거쳐 이루어진다[1][2]. 무인항공기는 그 형상이 매우 다양하여 최적의 형상을 결정하는 것은 쉽지 않다. 기존의 형상설계 방법들을 살펴보면 대부분의 경우 목표로 하는 무인기와 유사한 성능을 가지는 목표 무인기를 설정한 후 그 형상을 모방하는 방법이 주로 사용되었다[3-9]. 다른 방법으로는 다양한 초기 형상들 중 CFD(Computational Fluid Dynamics) 해석을 통해 최적의 형상을 찾거나[10][11], 각 계통별 비교 분석 연구항목 선정 후 최적형상을 찾는 방법[12][13] 등이 연구되었다. 하지만 기존의 방법들은 초기 형상들을 결정하는 과정에 있어서 특정한 기준 없이 직관적인 방법을 채택하고 있다. 초기 형상을 너무 많이 고려할 경우 계산량이 많아지고 알고리즘이 복잡해지는 단점이 있으며, 너무 적은 형상을 고려할 경우에는 충분한 분석을 수행하지 못해 최적의 형상을 찾기 어려울 수 있다.

본 연구에서는 무인기의 여러 가지 형상을 고려하면서도 효율적으로 개념설계를 수행하기 위한 무인기 형상분석을 수행하였다. 형상분석을 위해 중소형 무인기의 주요 부위별 상세 형상을 정의하고 형상 데이터베이스를 구축하였으며, 형상 분석을 통해 개념설계를 위한 무인기 형상을 정의하였다. 또한 구축된 데이터베이스를 활용하여 무인기의 초기 성능해석을 위해 주요 성능요소 간의 상관관계 분석을 수행하였다. 본 연구에서 구축한 데이터베이스는 무인기의 상용화 가능성을 고려하여 최대이륙중량(MTOW; Maximum Take-Off Weight) 50kg에서 1,500kg까지의 고정익 무인기를 대상으로 제한하였다. 또한 데이터베이스는 개념설계에서 성능 추정을 위한 추세방정식 도출을 위해서도 활용된다. Peter Bockelmann[14]은 고정익 무인기의 최대이륙중량과 주요 성능요소들 간의 관계에 대해 정리하였으나 그 대상 무인기 수가 적어 결과를 실제 적용하는데 제한이 있었으며, Vladimir Khromov & Omri Rand[15]는 회전익 무인기만을 대상으로 성능별 추세방정식 분석을 수행하였다. 국내

에서도 고정익과 회전익 무인기를 대상으로 데이터베이스를 구축하고 분석이 수행된 적이 있으나 [16] 그 대상이 건조 중량(empty weight) 100kg 미만으로 제한되어 있다.

## II. 무인기 형상분석

### 2.1 무인기 형상 분류

무인기의 형상분석을 수행하기 위해서는 무인기의 형상에 대한 분류가 선행되어야 한다. 무인기의 형상은 주 날개, 꼬리날개, 동체, 추진기관 및 착륙 장치의 5가지 주요 부위로 구분할 수 있으며 본 절에서는 각각의 주요 부위들에 대한 분류를 수행하였다.

#### 2.1.1 주 날개 형상 분류

주 날개의 형상은 무인기가 어떤 환경에서 운용되는가에 따라 달라진다. 고속 무인기와 저속 무인기의 날개는 익면 형상과 평면 형상이 현저하게 다르며, 고속 무인기와 저속 무인기 각각의 경우에서도 임무나 고도, 운용 시간 등에 따라서 다른 형상을 갖는다. 본 연구에서는 날개의 익면 형상은 고려하지 않고 평면 형상만으로 구분하였다. Fig. 1[1][2]은 주 날개의 형상을 7가지 형상으로 구분한 것이다. 주 날개의 형상은 일반형(Monoplane), 복엽기(Biplane), 델타익(Delta), 탠덤(Tandem), 전익기(Flying Wing), 연속일체형 날개(Blended Wing), 닫힌 날개(Closed Wing) 등으로 구분하였다.

#### 2.1.2 꼬리날개 형상 분류

꼬리날개는 주 날개에 비해 훨씬 다양한 형상을 갖는다. Fig. 2[2]는 15가지의 꼬리날개 형상

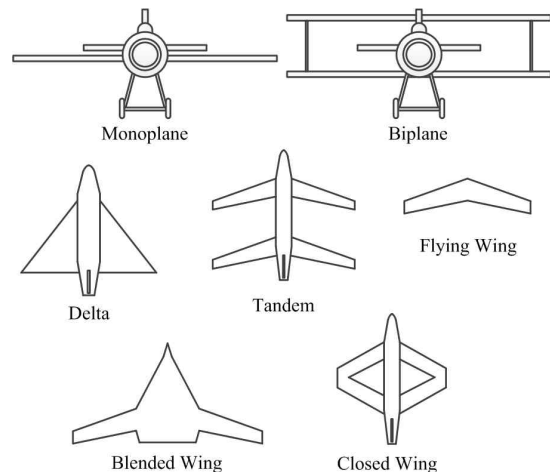


Fig. 1. Types of Wing Configuration[1][2]

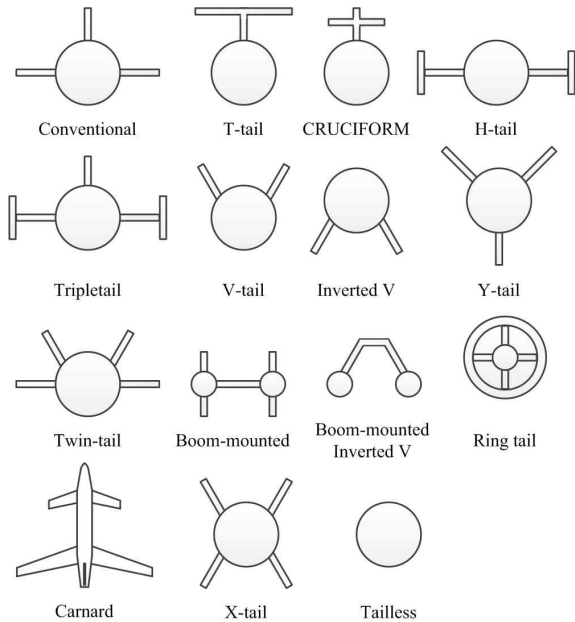


Fig. 2. Types of Tail Configuration[2]

을 그림으로 나타낸 것이며 주 날개와 마찬가지로 익면 형상은 고려하지 않았다. 꼬리날개의 형상은 재래식(Conventional), T형 꼬리날개(T-tail), 십자형(Cruciform), H형 꼬리날개(H-tail), 쌍수직형 꼬리날개(Tripletail), V형 꼬리날개(V-tail), 역 V형, Y형 꼬리날개(Y-tail), Twin-tail, 붐-장착형, 붐-장착형 역 V형 꼬리날개, 링형(Ring tail), 카나드(Carnard)형, X형 꼬리날개(X-tail), 테일리스(Tailless) 등으로 구분하였다.

2.1.3 착륙장치 형상 분류

착륙장치의 형상은 바퀴의 수와 장착 위치에 따라 구분된다. Fig. 3[2]은 착륙장치의 4가지 형상을 나타낸 것이다. 재래식(Conventional), 삼륜식(Tricycle), 이륜식(Bicycle), 없음(None) 등으로 구분하였다.

2.1.4 추진기관 형상 분류

형상설계 과정에서는 추진기관의 성능보다는 그 크기와 위치에 초점을 맞추어 분류를 진행한다. 본 연구에서는 특히 추진기관의 장착 위치에 따라 형상을 구분하였다. Fig. 4[2]는 추진기관의 4가지 형상을 나타낸 그림이다. 장착 위치에 따라 전방장착형(Tractor), 후방장착형(Pusher), 푸시풀형(Push-pull), 날개 탑재형(Wing-mounted) 등으로 구분하였다.

2.1.5 동체 형상 분류

동체의 형상은 특별히 정해진 구분이 없이 원통형 모노코크 구조로 되어 있다[17]. 또한 안정성과 공력특성을 고려하여 다양한 형상으로 제작

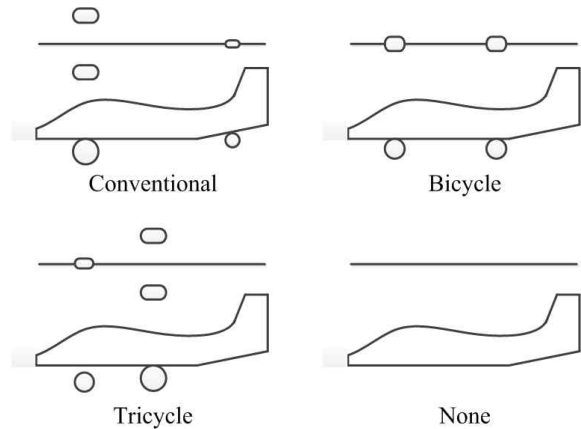


Fig. 3. Types of Landing Gear[2]

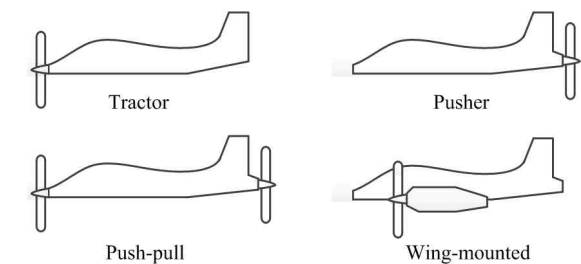


Fig. 4. Types of Propulsion Configuration[2]

된다. 특히 비행속도가 주로 아음속 영역에 속하는 중소형 무인기의 경우 매우 다양한 형상을 갖는다. 따라서 본 연구에서는 동체의 형상은 따로 분류하지 않았다.

2.2 중량에 따른 무인기 형상 분석

무인기의 최대이륙중량과 주요 5가지 형상 간의 연관성을 조사하고자 분석을 수행하였다. 분석은 최대이륙중량이 50kg에서 1,500kg까지의 범위에 해당되는 총 100개의 고정익 무인기를 대상으로 하였으며, 100kg의 간격으로 구간을 나누어 분석을 수행하였다. Fig. 5-8은 주요 5가지 형상들의 형상 분포를 보여준다. 각 그림에서 (a)는 무인기 중량과 형상별로 사용된 무인기의 수로 각 형상이 어느 중량에서 주로 사용되었는지 알 수 있다. (b)는 중량별로 구간을 나누었을 때 해당 구간에서 사용된 형상의 경우의 수이며, 해당 중량 구간에서 얼마나 다양한 무인기 형상이 사용되는지를 한 눈에 보여준다.

Figure 5의 (a)는 주 날개의 형상 분포도이며 Fig. 5의 (b)는 최대이륙중량에 따라 사용된 형상의 경우의 수이다. 주 날개는 총 100기 중 82기의 무인기가 일반형 형상을 사용하였다. 최대이륙중량 500kg을 기준으로 500kg 미만의 비교적 가벼운 무인기에서는 주 날개의 형상이 다양하게 나타났으나, 500kg~1,500kg에서 델타익 1개의 경

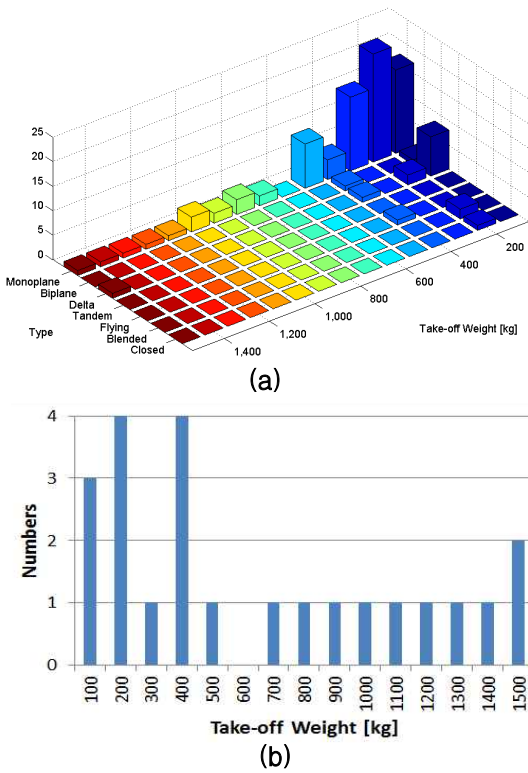


Fig. 5. (a)Distribution Chart of Wing Configuration (b)Numbers of Wing Type by MTOW

Table 1. Numbers of Wing Configuration

	Configuration	No. of UAVs
1	Monoplane	82
2	Biplane	2
3	Delta	12
4	Tandem	0
5	Flying Wing	1
6	Blended	2
7	Closed	1
	Total	100

우를 제외하고 모두 일반형의 형상을 사용하였다. Table 1은 각 형상이 사용된 횟수와 비율이다. 전체적으로 일반형의 사용횟수가 82회로 가장 많았으며 다음으로 델타익이 12회로 두 번째로 많이 사용되었다. 개념설계에서는 특이형상보다는 일반적으로 사용되고 있는 형상들을 위주로 고려하며 본 논문에서는 그 기준으로 전체 사용비율이 10% 이상인 형상을 결정하였다. 따라서 주 날개의 형상을 기준으로 하면 최대이륙중량 500kg을 기준으로 구분할 수 있으며, 50kg 이상 500kg 미만에서는 일반형과 델타익의 두 가지 형상이 주로 사용되고 500kg 이상 1,500kg 미만에서는 일반형 하나의 형상이 주로 사용된다.

Figure 6의 (a)와 (b)는 각각 꼬리날개의 형상 분포도와 최대이륙중량에 따라 사용된 형상의 수이다. 주 날개와 비슷하게 최대이륙중량이 커짐에 따라 사용된 형상의 수가 줄어드는 경향을 보이지만, 특정 형상에 국한되지 않고 다양한 형상

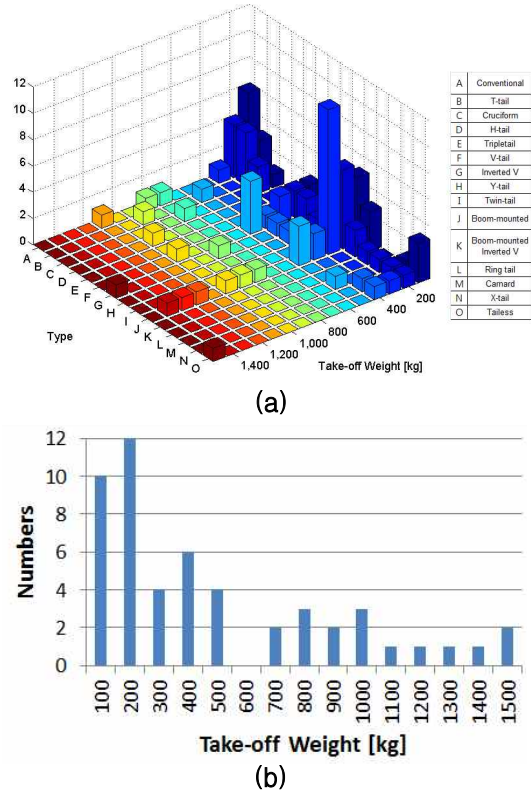
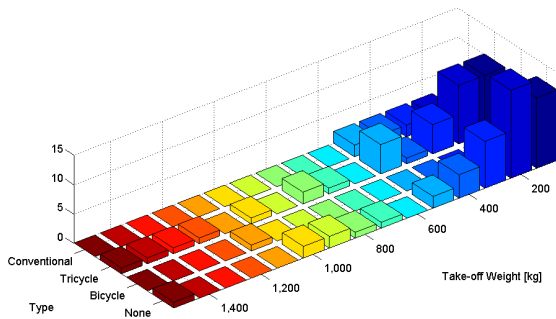


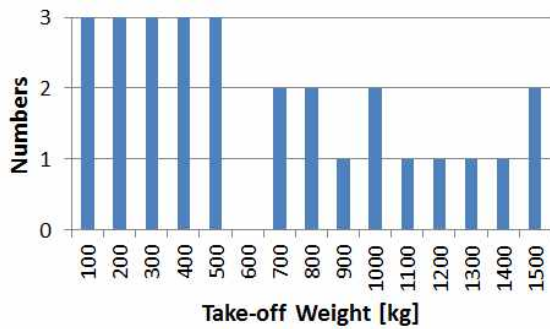
Fig. 6. (a)Distribution Chart of Tail Configuration (b)Numbers of Tail Type by MTOW

Table 2. Numbers of Tail Configuration

	Configuration	No. of UAVs
1	Conventional (A)	14
2	T-tail (B)	9
3	Cruciform (C)	4
4	H-tail (D)	1
5	Triple tail (E)	0
6	V-tail (F)	12
7	Inverted V (G)	6
8	Y-tail (H)	2
9	Twin-tail (I)	1
10	Boom-mounted (J)	33
11	Boom-mounted Inverted V (K)	5
12	Ring-tail (L)	1
13	Carnard (M)	2
14	X-tail (N)	3
15	None (O)	7
	Total	100



(a)



(b)

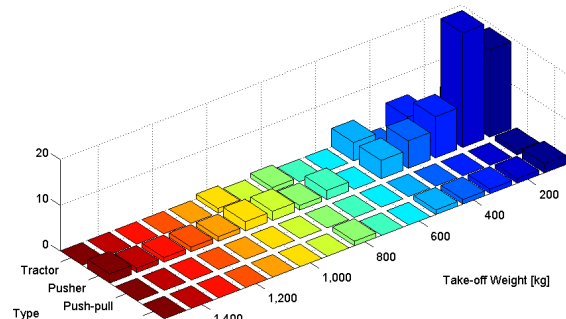
Fig. 7. (a)Distribution Chart of Landing Gear Configuration (b)Numbers of Landing Gear Type by MTOW

Table 3. Numbers of Landing Gear Configuration

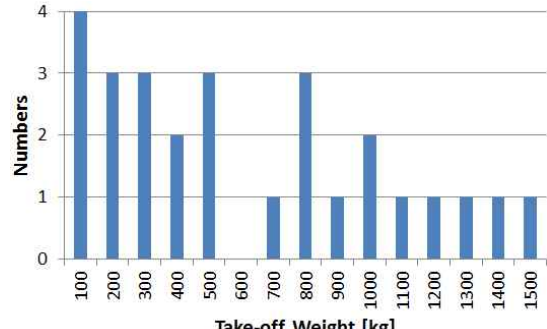
	Configuration	No. of UAVs
1	Conventional	12
2	Tricycle	39
3	Bicycle	1
4	None	48
	Total	100

을 갖는 것으로 나타났다. Table 2는 각 형상이 사용된 횟수와 비율이다. 앞서의 경우와 마찬가지로 사용된 경우가 10% 이상인 형상만을 고려한다. 따라서 꼬리날개의 형상은 특정 최대이륙중량에 상관없이 재래식, V형, 붐-장착형 꼬리날개의 세 가지 형상이 주로 사용된다.

Figure 7의 (a)와 (b)는 각각 착륙장치의 형상 분포도와 최대이륙중량에 따라 사용된 형상의 수이며, Table 3은 각 형상이 사용된 횟수와 비율이다. 착륙장치는 주로 삼륜식 형상과 사용하지 않는 경우가 많고 소수의 경우에 재래식 형상이 사용되는 것으로 나타났다. 일반적인 항공기와는 달리 무인기의 특성상 캐터필트로 발사되고 낙하산이나 망을 이용해서 회수하는 경우가 많아 착륙장치를 사용하지 않는 경우가 가장 많았다. 따라서 착륙장치의 형상은 최대이륙중량 500kg 미



(a)



(b)

Fig. 8. (a)Distribution Chart of Propulsion Configuration (b)Numbers of Propulsion Type by MTOW

Table 4. Numbers of Propulsion Configuration

	Configuration	No. of UAVs
1	Tractor	16
2	Pusher	76
3	Push-pull	1
4	Wing-mounted	7
	Total	100

만에서는 이륜식을 제외한 총 세 가지형상이 주로 사용되며 500kg 이상에서는 재래식 형상까지 제외하고 삼륜식 또는 사용하지 않는 경우가 많았다.

Figure 8의 (a)와 (b)는 각각 추진기관의 형상 분포도와 최대이륙중량에 따라 사용된 형상의 수이며, Table 4는 각 형상이 사용된 횟수와 비율이다. 전체의 76%에서 후방장착형 형상이 사용되었으며 그 다음으로 전방장착형 형상이 16% 정도 사용된 것으로 나타났다. 따라서 추진기관의 형상은 후방장착형과 전방장착형의 두 가지 형상이 주로 사용된다.

### 2.3 중량에 따른 무인기 형상분석 결과

분석 결과에 따르면 무인기 형상은 최대이륙중량 500kg을 기준으로 구분할 수 있다. 500kg

미만에서는 주날개의 경우 일반형과 델타익의 2 가지 형상, 꼬리날개의 경우 재래식과 V형 꼬리 날개, 붐-장착형의 3가지 형상, 착륙장치의 경우 재래식, 삼륜식 또는 사용하지 않는 경우의 3가지 형상, 추진기관은 전방장착형과 후방장착형의 2가지 형상으로 총 36가지 경우의 형상이 도출되었다. 500kg 이상 1,500kg 미만에서는 주날개의 경우 일반형의 1가지 형상, 꼬리날개의 경우 재래식과 V형, 붐-장착형 꼬리날개의 3가지 형상, 착륙장치의 경우 삼륜식과 사용하지 않는 경우의 2가지 형상, 추진기관의 경우 전방장착형과 후방장착형의 2가지 형상으로 총 12가지 경우의 형상이 도출되었다.

### III. 무인기 성능분석

#### 3.1 성능요소 상관관계 분석

주요 성능요소들 간의 관계분석을 위해 각 요소별 상관관계 분석을 수행하였다. 상관관계 분석을 위해서는 모든 성능요소에 대한 데이터를 확보해야 한다. 하지만 데이터 획득에 한계가 있어서 모든 데이터를 확보한 65기의 무인기기에 대해서만 상관관계 분석을 수행하였다. 상관관계 분석을 통해 주요 성능요소 간의 상관도를 확인하였다. 분석에 사용된 상관계수는 Pearson 상관계수이며 이는 -1부터 1 사이의 값을 갖는다. 상관계수의 절대 값이 1에 가까울수록 높은 상관관계를 갖는 것을 의미하며, 0은 두 데이터가 전혀 상관관계가 없음을 의미한다. 음수는 두 데이터가 음의 상관관계를 가짐을 의미한다. 일반적으로 Pearson 상관계수가 0.3 미만인 경우 상관

도가 낮다고 하며 상관계수가 0.3 이상 0.7 미만인 경우 상관도가 어느 정도 있고, 0.7 이상인 경우 높은 상관도를 갖는다고 구분한다. Table 5는 상관분석의 결과이다. 표에서 괄호 안의 값은 유의확률(P-value)이다. 유의확률의 값이 0.1 이하인 경우 상관계수의 값을 굵게 표현하였으며, 이는 상관계수의 값이 통계적으로 90%의 확률로 유효함을 의미한다. MTOW는 최대이륙중량이며 Span은 날개폭, Length는 전체 길이, Vmax는 최대속도, E는 체공시간, R은 운용반경, Alt는 운용고도, Payload는 탑재중량, Power는 엔진의 최대출력을 의미한다.

기존의 성능분석들은 대부분 최대이륙중량을 기준으로 수행되었다. 최대이륙중량은 무인기의 주요 대표 성능요소로써 이를 사용해 간단하게 성능 예측이 가능하다는 장점이 있다. 하지만 경우에 따라서 최대이륙중량이 특성 성능요소를 나타내기 위한 기준으로써 사용되기에 적합하지 않을 수 있다. 따라서 본 연구에서는 상관관계 분석을 통해 기준으로 사용될 대표 성능요소를 결정하고자 하였다.

상관관계 분석 결과 최대속도를 제외하고 각 성능요소들은 최대이륙중량 또는 날개폭과 높은 상관관계를 갖는 것으로 나타났다. 전체 길이와 탑재체 중량, 엔진 최대출력은 최대이륙중량과 더 높은 상관관계를 보였으며, 체공시간과 운용반경, 운용고도는 날개폭과의 상관관계가 더 높게 나타났다. 최대속도는 최대이륙중량과는 통계학적으로 아무런 상관관계를 보이지 않았고 날개폭과는 낮은 음의 상관관계를 보였다. 하지만 Pearson 상관계수는 두 데이터 간의 선형 상관도를 나타내는 값이므로 단순히 이 값을 이용하

Table 5. Correlation Analysis Result

	MTOW	Span	Length	V <sub>max</sub>	E	R	Alt	Payload
Span	<b>0.880</b> (0.000)							
Length	<b>0.901</b> (0.000)	<b>0.878</b> (0.000)						
V <sub>max</sub>	-0.053 (0.674)	<b>-0.224</b> (0.073)	-0.137 (0.276)					
E	<b>0.751</b> (0.000)	<b>0.809</b> (0.000)	<b>0.767</b> (0.000)	-0.149 (0.237)				
R	<b>0.591</b> (0.000)	<b>0.649</b> (0.000)	<b>0.551</b> (0.000)	-0.024 (0.852)	<b>0.595</b> (0.000)			
Alt	<b>0.622</b> (0.000)	<b>0.760</b> (0.000)	<b>0.515</b> (0.000)	-0.120 (0.340)	<b>0.569</b> (0.000)	<b>0.491</b> (0.000)		
Payload	<b>0.868</b> (0.000)	<b>0.811</b> (0.000)	<b>0.850</b> (0.000)	0.039 (0.156)	<b>0.741</b> (0.000)	<b>0.646</b> (0.000)	<b>0.459</b> (0.000)	
Power	<b>0.768</b> (0.000)	<b>0.626</b> (0.000)	<b>0.595</b> (0.000)	0.184 (0.142)	<b>0.615</b> (0.000)	<b>0.392</b> (0.001)	<b>0.541</b> (0.000)	<b>0.579</b> (0.000)

( ) : P-value

여 상관도가 있고 없음을 구분하기에는 제약이 있다. 따라서 본 연구에서는 보다 자세한 분석을 수행하기 위해 각 성능요소별로 최대이륙중량과 날개폭을 기준으로 회귀분석을 수행하였다.

### 3.2 성능요소별 회귀분석

Figure 9와 Fig. 10은 각각 최대이륙중량과 날개폭의 변화에 따른 전체 길이와 최대이륙중량의 관계를 보여준다. 무인기의 전체 길이와 최대이륙중량은 날개폭이 증가함에 따라 함께 증가하는 추세를 보인다. 식 (1)과 식 (2)는 회귀분석을 이용해 얻은 각각의 추세방정식이며  $R^2$ 은 결정계수이다. 전체 길이와 최대이륙중량의 결정계수는 각각 0.8117과 0.7737로 높게 나타났다. Peter Bockelmann[14]는 날개폭을 최대이륙중량에 대한 지수함수로 나타내었으나 5기의 무인기만을 대상으로 하여 최대이륙중량이 500kg 이하인 구

간에서는 실제 무인기 규격에 비해 큰 오차를 보인다. 따라서 본 연구 결과가 더 일반적으로 적용될 수 있을 것으로 보인다.

$$Length = 0.0062 MTOW + 2.4578 \quad (1)$$

$$MTOW = 65.772 Span - 108.61 \quad (2)$$

$$V_{max} = 11.374 (Power / Span) + 147.08 \quad (3)$$

Table 5에서 보는 바와 같이 앞서 수행한 상관관계분석 결과에 따르면 무인기의 최대속도는 날개폭에 대해서만 낮은 음의 선형성을 보일뿐 다른 요소들과는 특별한 선형적인 관계를 보이지 않았다. 본 연구에서는 최대속도의 추세방정식을 구하기 위해 모든 요소들을 사용해 다양한 회귀 모델을 적용하였으며, 최종적으로 Fig. 11과 같이 최대속도를 엔진의 최대출력과 날개폭에 대해 나타내었다. 식 (3)은 이때 사용된 추세방정식이며 최대속도는 엔진의 최대출력을 날개폭으로 나눈 값에 대한 함수로 표현된다. 무인기가 빠르게 비행하기 위해서는 엔진의 출력이 높고 무인기에 작용하는 항력이 적을수록 유리하다. 무인기의 날개폭이 클수록 날개의 면적이 증가하여 양력을 얻기에 유리하지만 공기와의 접면(wetted surface)이 증가하여 항력 역시 증가한다. 이러한 항력의 증가는 비행속도가 빠를수록 크게 작용하여 속도를 증가시키는데 불리하게 작용한다. 결정계수는 0.3759로 상대적으로 다른 요소들에 비해 낮게 나타났다. 3- $\sigma$  범위를 넘는 것으로는 중국의 Soarhawk가 있다. Soarhawk는 대부분의 무인기가 감시정찰을 주 임무로 하는데 비해 전투를 목적으로 개발된 것으로 432km/h의 높은 최대속도를 갖는다.

Figure 12와 Fig. 13은 각각 날개폭에 대한 체공시간과 운용반경의 관계를 보여준다. 높은 체공시간과 운용반경을 위해서는 높은 양항비(lift drag ratio)를 가져야 한다. 날개폭이 클수록 양력의 크기 또한 증가하여 적절한 속도 조절을 통해 높은 양항비를 얻기에 유리하다. 또한 날개가 크면 날개 내부의 적재공간이 증가하여 추가 연료탱크를 탑재하는 것도 가능하여 높은 체공시간과 운용반경을 얻을 수 있다. 식 (4)와 (5)는 날개폭에 대한 체공시간과 운용반경의 추세방정식이며 각각의 결정계수는 0.6891과 0.4362이다.

$$Endurance = 12.313 \ln(Span) - 11.441 \quad (4)$$

$$R = 49.7737 \times 10^{0.947 Span} \quad (5)$$

Figure 12에서 3- $\sigma$  범위를 넘어가는 무인기는

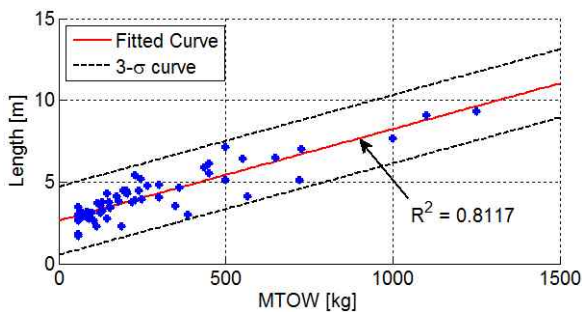


Fig. 9. Length vs. MTOW

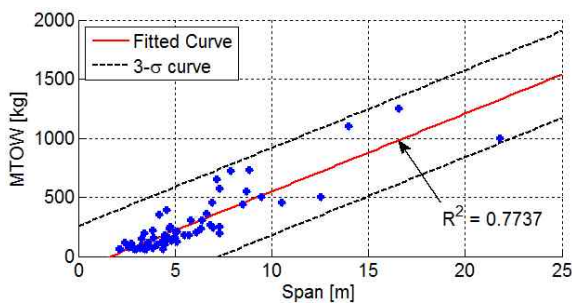


Fig. 10. MTOW vs. Span

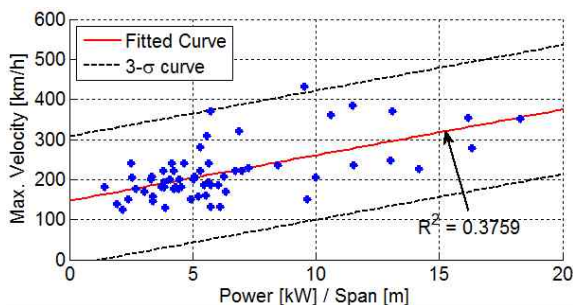


Fig. 11. Max. Velocity vs. Power/Span

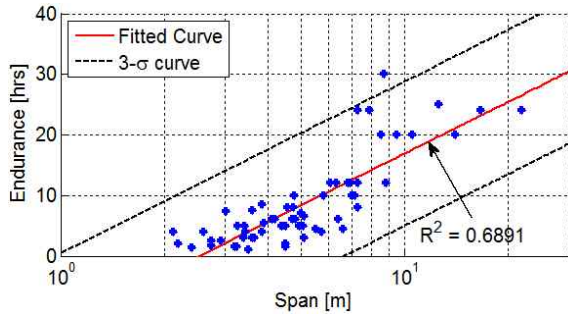


Fig. 12. Endurance vs. Span

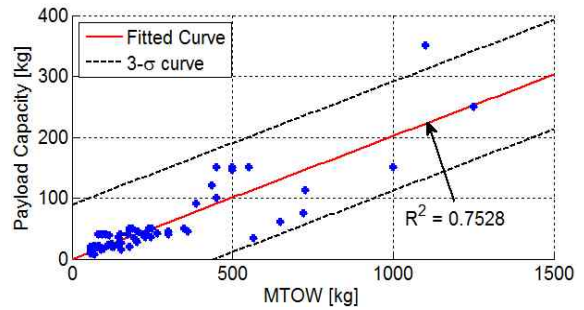


Fig. 15. Payload Capacity vs. MTOW

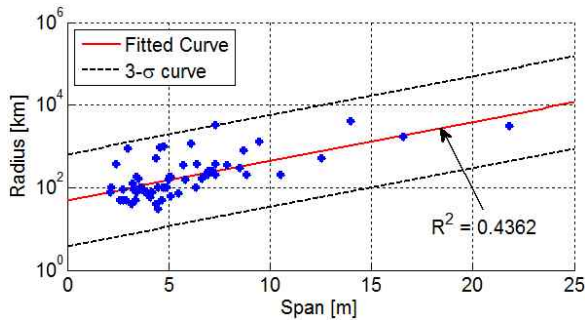


Fig. 13. Radius vs. Span

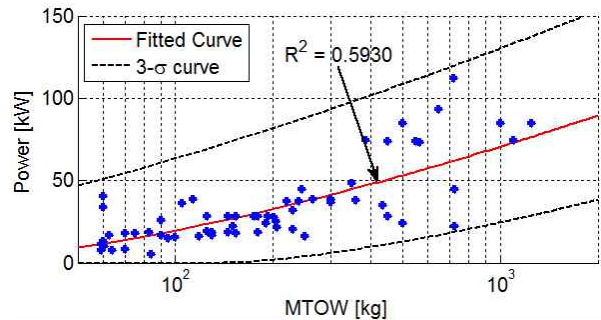


Fig. 16. Power vs. MTOW

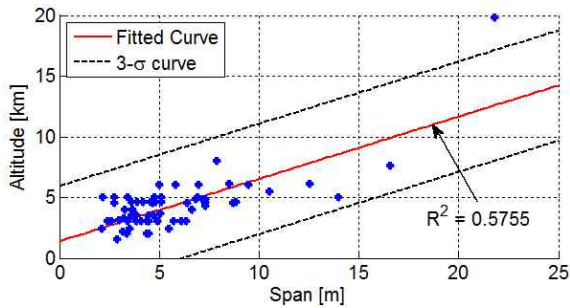


Fig. 14. Altitude vs. Span

이스라엘의 ASIS이다. ASIS는 무인기뿐 아니라 동시에 유인기로도 사용될 수 있어, 무인기로 사용할 경우 많은 연료를 탑재할 수 있어 비교적 높은 체공시간을 갖는다.

Figure 14는 날개폭에 따른 최대고도 그래프이며 식 (6)은 이때의 추세방정식이다. 날개폭이 증가함에 따라 최대고도 역시 증가하는 추세를 보였다. 추세방정식의 결정계수는 0.5755로 나타났다. NASA에서 개발된 Peseus는 고고도 운용을 위해 개발된 기술 개발용 무인기로 일반적인 무인기들에 비해 훨씬 높은 약 20km에서도 비행이 가능하다.

$$Altitude = 0.5134 Span + 1.3989 \quad (6)$$

$$Payload = 0.2019 MTOW - 0.0416 \quad (7)$$

$$Power = [4.2151 \ln(Span) - 12.259]^{3/2} \quad (8)$$

Figure 15는 최대이륙중량에 따른 탑재중량이다. 탑재중량은 최대이륙중량이 증가하면 함께 증가하는 추세를 보인다. 식 (7)은 이때의 추세방정식이다. 이 식에서 계수 0.2019는 평균적인 무인기의 탑재중량 비를 나타내며 최대이륙중량의 20% 정도를 차지한다는 것을 의미한다. 결정계수는 0.7528이다. 3-σ를 벗어나는 무인기는 중국의 중고도무인기인 Wing-Loong이다. Wing-Loong은 최대이륙중량 1100kg에 탑재중량 350kg으로 높은 탑재중량 비를 갖는 것으로 알려져 있으나 정확한 성능은 확인이 필요하다.

Figure 16은 출력과 최대이륙중량의 관계를 보여준다. 무인기의 출력 역시 최대이륙중량이 커질수록 증가하는 것을 확인할 수 있다. 추세방정식은 높은 결정계수를 얻기 위해 식 (8)과 같이 복잡한 모델이 사용되었으며 결정계수는 0.5930이다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 중소형 무인항공기 개념설계를 위해 무인기의 형상분석 및 성능해석을 수행하였다. 분석을 위해 최대이륙중량 50kg 이상 1,500 kg 미만의 무인기를 대상으로 데이터베이스를 구축하였다. 데이터베이스의 항목으로는 무인기의 주요 부위별 형상과 최대이륙중량, 전체길이, 날개폭, 최대속도, 탑재중량, 운용고도, 체공시간,



운용반경 등의 주요 성능을 포함하고 있다.

무인기의 주요 부위별로 형상을 구분하면 주 날개 7개, 꼬리날개 15개, 착륙장치 4개, 추진시스템 4개로 총 1,680가지 경우의 조합이 가능하다. 본 논문에서는 개념설계를 위해 중량별로 자주 사용되는 형상에 대해 분석하였다. 형상 분석을 통해 무인기의 주요 형상은 최대이륙중량을 기준으로 50kg 이상 500kg 미만에서는 주날개 2개, 꼬리날개 3개, 착륙장치 3개, 추진시스템 2개로 총 36개의 조합이 가능하며, 500kg 이상 1,500kg 이하에서는 주날개 1개, 꼬리날개 3개, 착륙장치 2개, 추진시스템 2개로 총 12개의 조합이 가능하다. 본 연구를 통해 개념설계 시에 조합 가능한 무인기 형상의 수를 기존 1,680개에서 36개 또는 12개로 줄임으로써 초기 형상 선정을 효율적으로 수행할 수 있게 하였다.

또한 9개의 주요 성능변수들의 파라미터 분석을 수행하였다. 9개의 성능변수들에 대한 상관도 분석 결과에 따라 높은 상관도를 보이는 최대이륙중량과 날개폭을 기준으로 각 성능요소별 회귀분석을 수행하여 8개의 추세방정식을 도출하였다. 본 연구를 통해 도출된 추세방정식들은 무인항공기 개념설계에서 초기 성능 예측을 위한 자료로서 유용하게 사용될 수 있을 것으로 기대된다.

## 후 기

본 연구는 (주)대한항공 항공기술연구원의 “무인기 시스템 개념설계 도구 개발” 용역과제의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

## References

- 1) Aircraft Design Education Research Society, Aircraft Conceptual Design, 2010, KYUNGMOON.
- 2) D. P. Raymer, Aircraft Design A Conceptual Approach, AIAA Education Series, Vol. 4, 2006.
- 3) Z. Goraj, A. Frydrychewicz, R. Switkiewicz, B. Hernik, J. Gadomski, T. Goetzendorf - Grabowski, M. Figat, St. Suchodolski and W. Chajec, “High altitude long endurance unmanned aerial vehicle of a new generation - a design challenge for a low cost, reliable and high performance aircraft,” Bulletin of the polish academy of sciences, Vol.

52, No. 3, 2004.

- 4) A. Altman, “A Conceptual Design Methodology for Low Speed High Altitude Long Endurance Unmanned Aerial Vehicles,” Cranfield University, Ph.D. Thesis, 2000.
- 5) F. A. Pulikkottil, “Fixed Wing UAV Modular Design and Development,” University of New South Wales at the Australian Defence Force Academy, 2011.
- 6) Zdobyslaw Goraj, Miroslaw Rodzewicz, Wojciech Grendysa and Marek Jonas, “Design and Configuration Layouts of an Advanced Long Endurance UAV - Lessons Learnt After Flight Testing,” Interantional Congress of The Aeronautical Sciences, 2012.
- 7) B. Pralio, Germanna Vinelli, Giorgio Guglieri and Fulvia Quagliotti, “Preliminary Design of a UAV Configuration,” AIAA, 2001.
- 8) M. M. Abdelrahman, M. M. Elnomrossy and M. R. Ahmed, “Development of Mini Unmanned Air Vehicles,” International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology, 2009.
- 9) Z. Goraj, A. Frydrychewicz, R. Switkiewicz, B. Hernik, J. Gadomski, T. Goetzendorf-Grabowski, M. Figat, St. Suchodolski and W. Chajec, “High altitude long endurance unmanned aerial vehicles of a new generation - a design challenge for a low cost, reliable and high performance aircraft,” Bulletin of the Polish Academy of Sciences, Vol. 52, No. 3, 2004.
- 10) T. Pemverton, “Aspects of Use of CFD for UAV Configuration Design,” UAV Workshop at Bath University, 2002.
- 11) M. Atkinson and Frederick Ferguson, “A Computational Fluid Dynamics Investigation of the 1303 UCAV Configuration with Deployable Rao Vortex Flaps,” North Carolina Agricultural and Technical State University, 2005.
- 12) P. Runyan, Wang Heping, Wang Zhengping, Lin Yu, “Decision-making of Aircraft Optimum Configuration Utilizing Multi-dimensional Game Theory,” Chinese Journal of Aeronautics 23, pp. 194-197, 2009.
- 13) K. E. Lewis, “The Tradeoffs Between Cooperative and Approximate Cooperative Formulations in Multidisciplinary Design,”

AIAA-1998-4923, 1998.

14) Peter Bockelmann, "The Importance of logistics for all lifecycles of a UAV system," the UAV 2007 Conference, 2007.

15) V. Khromov and O. Rand, "Design Trends for Rotary-wing Unmanned Air Vehicles," 25<sup>th</sup> International Congress of The Aeronautical Sciences, 2006.

16) J. Choi and K. Lee, "The Development of Database Product for UAV system Pre-Concept Design," The 2002 Fall Conference of Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, pp. 863-868, 2002.

17) T.H.G. Megson, "Aircraft Structures for engineering Students," Third ed., Sydney: Butterworth-Heinemann Ltd., p. 225, 1999.