

論文

유·무인 회전익기 주요 설계변수의 추세선 식 유도 및 비교 분석 연구

황창전*, 김승범*

Analysis and Trend Curve Derivation of Major Design Parameters of Unmanned and Manned Rotorcrafts

Changjeon Hwang* and Seungbum Kim*

ABSTRACT

Design parameters of manned and unmanned rotorcrafts have been investigated to construct a design database and to derive trend curves. Design parameters of 78 manned rotorcrafts and 33 unmanned rotorcrafts have been collected and analyzed using linear regression method. Six kinds of trend curves equations are derived. Most of trend curves derived are relatively meaningful according to the calculated correlation and determination coefficients. The comparisons between manned and unmanned rotorcraft characteristics are performed. It has been drawn according to the comparisons that unmanned rotorcraft has smaller main rotor diameter and maximum take-off weight, bigger tail rotor size and similar level of empty weight fraction than manned rotorcraft.

초 록

본 연구에서는 유·무인 회전익기의 초기 사이징에 활용할 각종 설계변수에 대한 데이터베이스를 구축하여 추세선 식을 유도하고, 유·무인 회전익기 간 주요 설계변수의 특징을 비교 분석하여 회전익기 초기사이징의 용이성을 제고하고자 하였다. 연구접근방법으로 먼저 Jane 연감을 이용하여 유인기 78개 기종, 무인기 33개 기종에 대하여 데이터베이스를 구축하고, 구축된 데이터를 이용하여 회귀 분석을 통하여 총 6종의 추세선 식을 유도하였다. 계산된 상관계수와 결정계수에 따라 대부분의 추세선은 상대적으로 유의성이 있음을 알 수 있었다. 그리고, 유인 회전익기의 추세선 및 데이터베이스 그래프와 무인 회전익기 그래프 비교를 통하여 각 회전익기 간 주요 설계변수별 정성적 특징을 비교 분석하였다. 이를 통해 도출한 무인 회전익기의 몇가지 특징은 유인기에 비해 주로터 직경과 최대이륙중량은 작게, 꼬리로터 직경은 크게 설계하며, 자체무게비는 유인기와 유사한 수준이라는 것이다.

Key Words : Manned Rotorcraft(유인 회전익기), Unmanned Rotorcraft(무인 회전익기), Design Parameter(설계변수), Database(데이터베이스), Trend Curve(추세선), Regression Analysis(회귀분석)

† 2005년 9월 20일 접수 ~ 2006년 1월 5일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 회전익기개발실
연락처, E-mail : chwang@kari.re.kr
대전시 유성구 어은동 45번지

1. 서 론

회전익기(Rotorcraft, Rotary Wing Aircraft)는 Table 1과 같이 크게 유인 회전익기와 무인 회전

Table 1. Rotorcraft Classification

Level 1	Level 2	Level 3				
Manned Rotorcraft	Helicopter					
	Other Rotorcraft	Tilt Rotor		Gyrocopter		
Unmanned Rotorcraft	Helicopter	Single		Coaxial		
	Other Rotorcraft	Tilt Rotor	Ducted Rotor	CRW	Cyclocopter	

익기로 대분류되며, 각각은 헬리콥터와 기타 킬트 로터, 자이로콥터, 덱트형 로터, CRW(Canard Rotor Wing), 사이클로콥터 등 형상에 따라 세분류될 수 있다. 헬리콥터는 다시 단일 주로터-꼬리 로터형, 동축반전(Coaxial)형, 탠덤(Tandem)형, 싱크로콥터(Synchropter)형 및 복합형(Compound) 등으로 다양하게 분류될 수 있다.

통상 고정익기(Airplane, Fixed Wing Aircraft)의 경우는 광범위한 데이터베이스가 있으며, PIANO, RDS, VASCOMP 등 상용 사이징/성능 해석 코드가 있어 초기 사이징이 용이한데 비해, 회전익기의 경우는 공개된 데이터베이스가 매우 한정적이며, 사이징/성능 해석 코드도 HESCOMP 등 대부분 자체(In-house)코드로 공개되지 않아 초기 사이징에 어려움이 있는 실정이다[1].

그러므로, 동 연구의 목적은 유·무인 회전익기의 초기 사이징에 활용할 각종 주요 설계변수에 대한 데이터베이스를 구축하여 추세선(Trend Curve) 식을 유도하고, 유·무인 회전익기 간 설계 주요변수의 특징을 비교분석하여 회전익기 초

기 사이징의 용이성을 제고하는 것이다.

연구접근방법으로 먼저 데이터베이스 구축을 위해 세계적으로 공인된 유인 항공기 및 무인 항공기 Jane 연감[2,3]을 이용하였고, 구축된 원데이터(Raw Data)를 이용한 회귀 분석(Regression Analysis)을 통하여 추세선 식을 유도하였다. 그리고, 유인 회전익기의 추세선 및 데이터베이스 그래프와 무인 회전익기의 그래프 비교를 통하여 각 회전익기 간 설계 주요변수별 정성적 특징을 비교 분석하였다.

II. 데이터베이스 구축 및 회귀분석

동 연구의 분석에 사용할 유·무인 회전익기의 주요 설계변수 데이터는 유인 항공기 및 무인 항공기 Jane 연감[2,3]을 이용하여 정리하였다. 특히 무인헬기 관련 데이터는 참고문헌 [4]도 참조하였다.

유인 회전익기 데이터베이스는 헬기(동축반전, 탠덤 포함), 자이로콥터, 킬트로터를 포함하여 총78개 기종의 데이터와 각 기종별로 엔진, 치수, 중량, 성능, 가격 등 총 27개 설계변수 데이터로 구성되어 있다. Table 2는 구축된 데이터베이스의 일부를 보여주고 있다.

무인 회전익기 데이터베이스는 Table 3과 같이 헬기(동축반전 포함), 킬트로터기, 덱트로터기, CRW(Canard Rotor Wing)기를 포함하여 총33개 기종의 데이터와 각 기종별로 엔진, 치수, 중량, 성능 등 총 18개 설계변수 데이터로 구성되어 있다.

동 연구에서 유도한 추세선 식은 헬리콥터에 대한 것이며, 이를 구하기 위해서 헬리콥터 데이터만을 활용하였다. 그리고 무인 회전익기의 경

Table 2. Part of Manned Rotorcraft Database

Country	Army	Service	Model	Year	Weight	Power	Speed	Altitude	Range	Price	...
USA	Army	UH-1H	1962	10,000	1,800	160	10,000	1,000	1,000	10,000	...
USA	Army	UH-60	1972	15,000	2,500	180	12,000	1,200	1,200	12,000	...
USA	Army	UH-60M	1992	18,000	3,000	200	14,000	1,400	1,400	14,000	...
USA	Army	UH-72	2002	20,000	3,500	220	16,000	1,600	1,600	16,000	...
USA	Army	UH-72A	2005	22,000	4,000	240	18,000	1,800	1,800	18,000	...

Table 3. Part of Unmanned Rotorcraft Database

Country	Army	Service	Model	Year	Weight	Power	Speed	Altitude	Range	Price	...
France	Army	Dragon	2001	1,000	100	100	1,000	100	1,000	1,000	...
Sweden	Army	Dragon	2001	1,000	100	100	1,000	100	1,000	1,000	...
Japan	Army	Dragon	2001	1,000	100	100	1,000	100	1,000	1,000	...
Japan	Army	Dragon	2001	1,000	100	100	1,000	100	1,000	1,000	...

우, 유인기의 무인 개량형(A-160, Robocopter, Vigilante, Firescout 등) 데이터는 회귀분석시 제외하였는데, 이는 그러한 헬리콥터가 유인 헬리콥터의 추세선을 따라가기 때문이다.

동 연구에서 추세선 식을 구하기 위하여 간단한 통계처리 기법인 선형회귀(Linear Regression) 법을 사용하였으며, 추세선 식의 계수는 최소자승법(Least Square Method)을 적용하여 구하였다.

선형회귀 식은 식(1)과 같다.

$$y = a + bx \tag{1}$$

여기서 각각의 계수 a, b는 식(2)와 같다.

$$b = \frac{\sum y_i x_i - n \sum x_i \sum y_i / n}{(\sum x_i)^2 - n \sum x_i^2 / n}$$

$$a = \frac{\sum y_i - b \sum x_i}{n} \tag{2}$$

추세선 식을 구하는 절차는 먼저 구축된 데이터베이스를 이용하여 산점도(Scatter Diagram)를 그리고, 각 축의 스케일을 변경해 가며 적절한 회귀모형을 찾는 것이다[5]. 각 축의 스케일을 선형 혹은 로그 스케일로 변경해 가며, 설계변수 간 관계가 가장 선형성을 갖는 경우에 변수변환법을 적용하여 적합한 식을 식(3) 중 선택하고, 식(1)과 (2)를 이용하여 각각의 계수를 구하였다. 여기서 상첨자는 실제 데이터베이스의 데이터를 의미한다.

$$y = 1/y' = a + bx \tag{3-a}$$

$$y = \log(y') = \log(a') + bx \tag{3-b}$$

$$y = \log(y') = \log(a') + b \log(x') \tag{3-c}$$

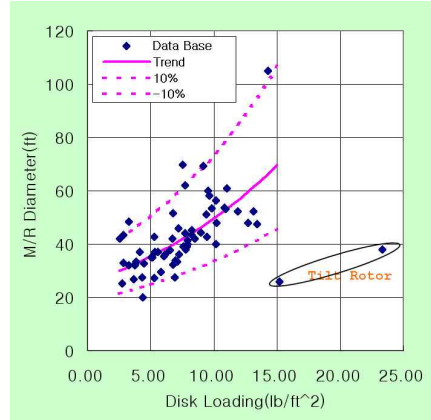
그리고, 추세선과의 편차를 보기 위해 10%, -10% 등의 선을 같이 도시하였으며, 그 의미는 y 값에 대한 것으로 y'이 y인 경우는 1.1y', 0.9y'이 각각에 해당되며, log(y')이 y인 경우는 y^{1.1}, y^{0.9}가 각각에 해당된다.

동 연구의 결과 그래프 들은 타 연구자의 비교용이성 제고를 위해 가능한 선형 스케일로 도시하였다.

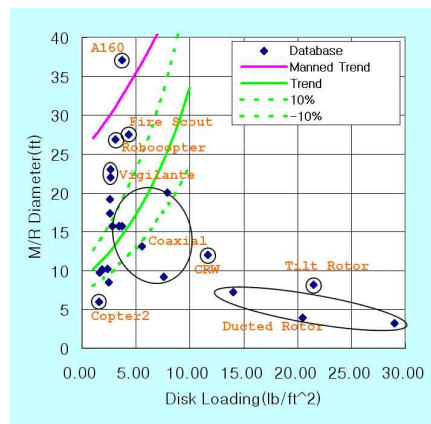
III. 유 · 무인 회전익기 비교 및 추세선 식

3.1 회전면 하중과 주로터 직경

유인 헬기의 경우 추세선은 식(4)와 같이 표현되며, Fig. 1(a)에서와 같이 대부분의 회전익기가



(a) Manned Rotorcraft



(b) Unmanned Rotorcraft

Fig. 1. Main Rotor Diameter vs. Disk Loading

±10% 정도의 변위 내에 위치함을 알 수 있다. 틸트로터기는 추세선 범위보다 훨씬 적은 로터 직경을 가지며 회전면 하중이 큰 것을 알 수 있다. 여기서 회전면 하중은 최대이륙중량을 주로터의 순면적(Projected Area)으로 나눈 값으로 회전익기 설계변수 중 핵심인 것이다.

$$D_m (ft) = 25.239 (10^{0.029398 DL_m}) \tag{4}$$

무인 회전익기는 Fig. 1(b)에 도시한 바와 같이 데이터들이 많이 흩어져 있으나, 유인헬기의 추세선을 따르는 데이터는 A-160, Robocopter, Fire Scout 등 유인기를 개조한 경우이고, 최초부터 무인헬기로 설계된 헬기는 주로터 직경이 유인헬기 추세선보다 작게 설계되며, 깃끝 속도도 작다. 이는 같은 회전면 하중에서 유인헬기보다 최대이륙중량이 작아지는 원인이 된다. 이는 동축반전헬기의 경우도 적용된다. 회전면 하중이 큰 덕트

로터거나 틸트로터기는 비행체 특성에 따라 고유의 영역을 가지는 것으로 나타난다. 무인 헬기의 추세선은 식(5)와 같이 표현된다.

$$D_m(ft) = 8.8542 (10^{0.057823 DL_m}) \quad (5)$$

3.2 회전면 하중과 최대이륙중량

유인 회전익기는 최대이륙중량(MTOW)이 1,300lb 가 최소로 Fig. 2(a)와 같이 회전면 하중에 대한 최대이륙중량이 지수함수적으로 증가함을 확인 할 수 있다. 추세선 식은 식(6)과 같이 표현되며, 대부분 헬기가 ±10%이내에 위치함을 알 수 있다. 싱크로터기인 Kmax는 +10% 추세선보다 2배 정도 위에 위치하였는데, 이는 두개의 주로터에 따라 회전면 하중이 작아지기 때문인 것으로 판단된다.

$$MTOW(lb) = 1197.263 (10^{0.121341 DL_m}) \quad (6)$$

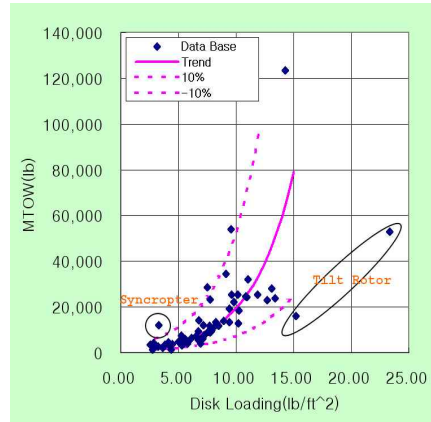
추세선 보다 위에 있는 헬기는 중량증가여유 (Weight Growth Margin)를 더 이상 갖기 힘든 것으로 판단되며, 추세선 아래 위치하는 헬기는 아직 중량증가여유를 갖고 있는 것으로 판단된다. 특히 BA609, V22 등 틸트로터기는 전통적 헬기 보다 훨씬 큰 회전면 하중을 가지면서 최대 이륙중량이 추세선보다 아래쪽으로 이동되어 있는 것을 확인할 수 있다.

무인 회전익기의 경우 Fig. 2(b)에서 보는 바와 같이 데이터가 많이 흩어져 있으나, 무인 헬기의 추세선은 식(7)로 표현되며, 덕트로터기, 틸트로터기는 서로 다른 고유의 영역에 위치함을 발견 할 수 있다.

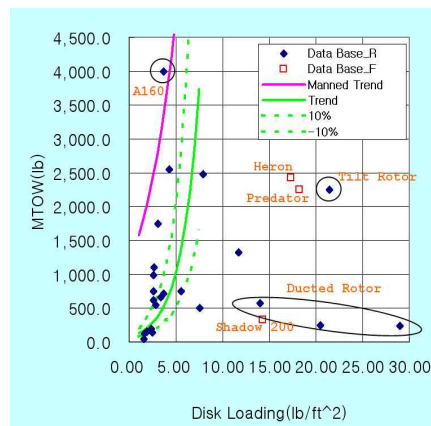
$$MTOW(lb) = 78.3357 (10^{0.223889 DL_m}) \quad (7)$$

무인 헬기의 경우 유인기에 비해 같은 회전면 하중에서 매우 낮은 최대이륙중량을 가짐을 알 수 있으며, 이는 로터가 작고 깃끝속도도 작아 작은 양력을 갖는 것을 반영하는 것이라고 판단 된다. 실용화된 무인 회전익기를 기준으로 볼 때, 44lb, 70lb급 각각 1대를 제외하고는 모두 120lb 이상의 최대이륙중량을 가지고 있다. 통상 취미용 RC헬기(30-50급)의 회전면 하중이 $0.5lb/ft^2$ 이고, 최대이륙중량이 6~10lb급 임을 고려할 때 무인 회전익기 임무 수행에 필요한 플랫폼 중량 및 크기를 가늠해 볼 수 있다.

Fig. 2(b)에는 참고로 대표적 무인 고정익기인 Heron(IAI), Shadow 200(AAI, RQ-7A), Predator (General Atomics, RQ-1)를 날개하중(Wing Loading)에 따라 함께 도시하여 무인 회전익기의



(a) Manned Rotorcraft



(b) Unmanned Rotorcraft

Fig. 2. Max. Take-Off Weight vs. Disk Loading

활용성을 비교하여 보았다. 이후 그래프에서도 정사각형 점은 무인 고정익기를 의미한다.

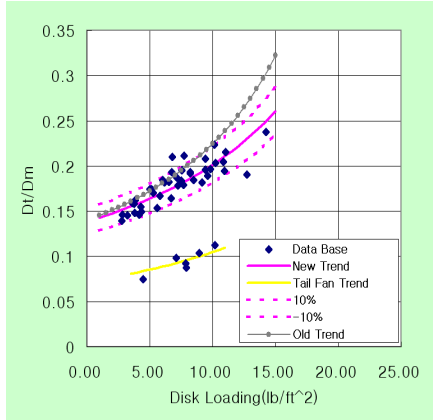
3.3 회전면 하중과 로터직경비

꼬리로터가 있는 회전익기에 대하여 주요 설계 변수인 로터직경비(꼬리로터 직경/주로터 직경)를 비교하면, 유인회전익기의 경우 전통적 꼬리로터 방식(CTR)과 덕트형 꼬리로터 방식(DTR, Tail-Fan)에 따라 명확히 영역이 갈라지며, 회전면 하중에 따른 추세선이 Fig. 3과 같이 명확히 보임을 알 수 있다.

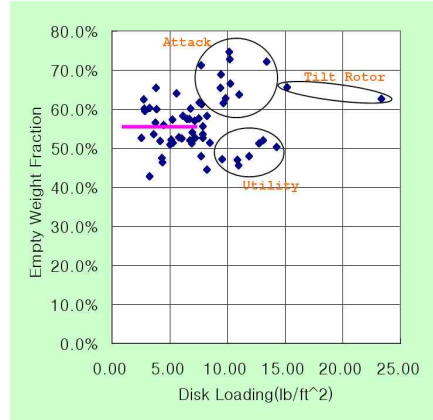
통상 Prouty[6]가 제안하고 HESCOMP[1] 등에서 사용되는 추세선 식은 식(8)과 같다.

$$\frac{D_t}{D_m})_{CTR} = 1 / (7.15 - 0.27 DL_m) \quad (8)$$

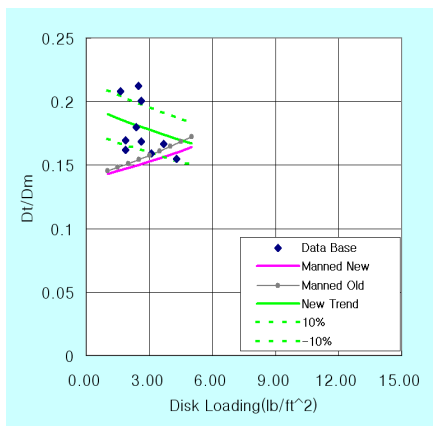
Fig. 3(a) 중 “Old Trend”로 표시된 식(8)의 추



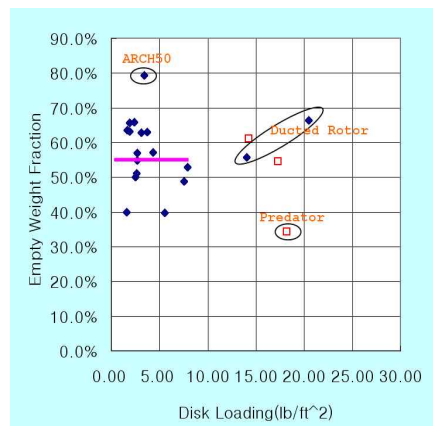
(a) Manned Rotorcraft



(a) Manned Rotorcraft



(b) Unmanned Rotorcraft



(b) Unmanned Rotorcraft

Fig. 3. Rotor Diameter Ratio vs. Disk Loading

Fig. 4. Empty Weight Fraction vs. Disk Loading

세션은 주로 '70년대 이전 헬기 데이터를 이용한 것으로 현재 추세를 과대예측하는 것으로 보이며 (예를 들면, 회전면 하중 10인 경우 12% 과대예측), 이는 꼬리로터의 공력성능 향상으로 최근에는 작은 크기로 충분한 요구추력을 발생시키는 것으로 판단된다. 새로운 추세선은 식(9)와 같이 표현된다.

$$\left(\frac{D_t}{D_m}\right)_{CTR} = 1 / (7.22 - 0.22563 DL_m) \quad (9)$$

테일팬 방식은 덕트에서 발생하는 추력을 고려하여 작은 직경을 적용하게 되고, 식(9)값에 52%를 적용한 추세선을 갖게 된다.

무인헬기의 경우도 추세선을 가지나 유인 헬기에 비해 같은 회전면 하중에서 볼 때 큰 값을 가짐을 알 수 있으며, 이는 방향제어(Directional Control)력을 유인헬기보다 크게 갖는 설계개념

이 적용 되었거나, 피치변위나 깃끝속도가 작기 때문이라고 판단된다. 또한 식(10)으로 표현되는 추세선 식도 회전면 하중이 커질수록 감소 추세를 가지는 것으로 나타났다.

$$\left(\frac{D_t}{D_m}\right)_{CTR} = 1 / (5.08 + 0.180539 DL_m) \quad (10)$$

통상 취미용 RC헬기(30-50급)의 회전면 하중 (0.5lb/ft²)에 비해 직경비가 0.18로 무인 헬기보다도 더 큼을 알 수 있다.

3.4 회전면 하중과 자체무게비

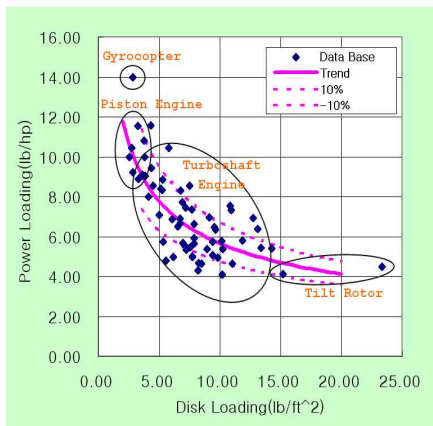
자체무게비(Empty Weight Fraction)는 자체무게를 최대이륙중량을 나눈 값으로 중량효율(Weight Efficiency)과도 직접 연계된 주요 설계 변수이다. Fig. 4(a)에서 보는 바와 같이 유인 회전익기의 경우 55%를 중심으로 45%에서 65% 범

위에 흩어져 있으며, 회전면 하중이 8부터 15까지는 2 그룹으로 나뉘는데, 공격형의 경우 기본 임무탑재 중량이 크기 때문에 60-75%범위를 기동형, 다목적인 경우 45-55%범위를 갖는 것을 알 수 있다. 틸트로터기의 경우는 대략 65%정도로 전통적 헬기 중 자체무게비가 큰 범주와 유사한 값을 가짐을 알 수 있다.

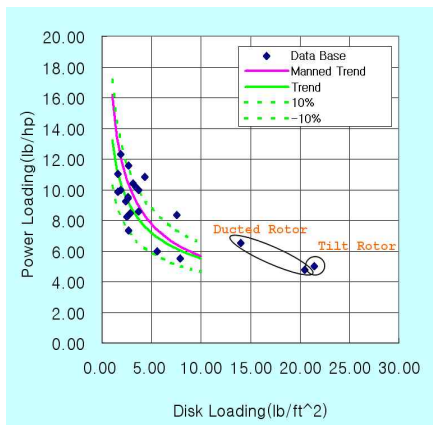
무인 회전익기의 경우는 Fig. 4(b)와 같이 유인기와 매우 유사한 분포를 가지는 것으로 나타났으며, ARCH-50의 경우는 과도하게 높게 나타났다. 무인 고정익기도 유사한 수준이지만, Predator는 34%로 장기체공(40시간)을 위한 여유가 큼을 알 수 있다.

3.5 회전면 하중과 동력하중

동력하중 값으로 최대이륙중량을 최대 연속 동력(Max. Continuous Power)으로 나눈 값(lb/hp)



(a) Manned Rotorcraft



(b) Unmanned Rotorcraft

Fig. 5. Power Loading vs. Disk Loading

을 사용하였다. 유인 회전익기의 경우 Fig. 5(a)와 같이 반비례하는 추세선이 명확히 관찰되며, 식(11)과 같이 표현된다. 동력하중은 비교적 데이터가 많이 흩어져 있는 것으로 보이는데 이는 엔진의 무게 대 성능에 따른 차이인 것으로 판단된다.

$$PL(lb/hp) = 16.1958 DL_m^{-0.45669} \tag{11}$$

피스톤 엔진을 사용하는 헬기는 매우 높은 동력하중 값을 가지며 터보샤프트 엔진의 경우는 상대적으로 낮은 동력하중 값을 가짐을 알 수 있다. 틸트로터기는 4-5 lb/hp 의 동력하중을 가지며, 저 회전면 하중에서 최고의 동력하중을 가진 비행체는 카터콥터사의 동력자이로형식의 CC1기이다[7].

$$PL(lb/hp) = 13.2540 DL_m^{-0.38053} \tag{12}$$

무인 회전익기의 경우도 Fig. 5(b)와 같이 반비례하는 추세선이 관찰되며, 식(12)와 같이 표현된다. 유인기와 비교적 유사한 경향을 가짐을 알 수 있다. 틸트로터기나 덕트로터기는 회전면 하중은 크지만 동력하중 값은 비교적 높음을 알 수 있다. 통상 취미용 RC헬기(30-50급)의 동력하중이 4.1 lb/hp 임을 고려할 때 RC헬기는 회전면 하중에 따라 동력하중이 매우 낮음을 알 수 있고, 로터가 매우 비효율적으로 동력을 많이 요구하거나, 피치변위 혹은 깃끝속도가 작거나, 양력여유가 매우 크다고 판단할 수 있다.

3.6 동력하중과 최대속도

유인 회전익기는 V_{ne} (Never Exceed Speed), 무인 회전익기는 V_{ne} 데이터가 없어 최대순항속도를 비교하였다. 유인헬기의 추세선은 식(13)과 같으며, 무인헬기는 식(14)와 같이 나타난다.

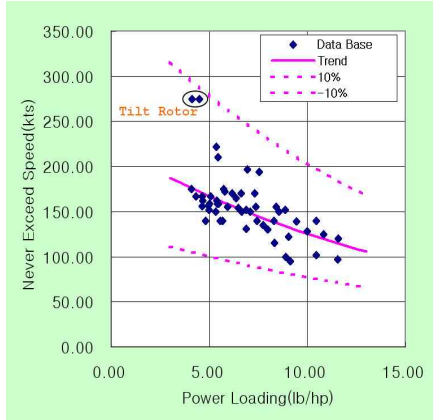
$$V_{ne}(kts) = 222.612 (10^{-0.0249 PL(lb/hp)}) \tag{13}$$

$$V_{max}(kts) = 96.485 (10^{-0.01935 PL(lb/hp)}) \tag{14}$$

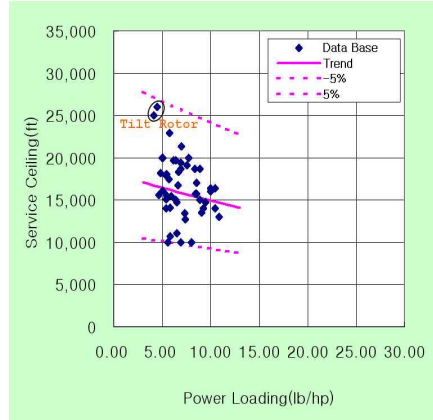
Fig. 6에서 보는 바와 같이 틸트로터기는 비행체 특성에 따라 추세선의 위쪽에 위치함을 알 수 있다. Fig. 6(b)는 무인 회전익기의 최대속도가 무인 고정익기와 유사한 수준임을 보여주며, 유인기의 무인 개량형은 유인헬기의 추세선에 근접함을 보여준다.

3.7 동력하중과 실용상승한도

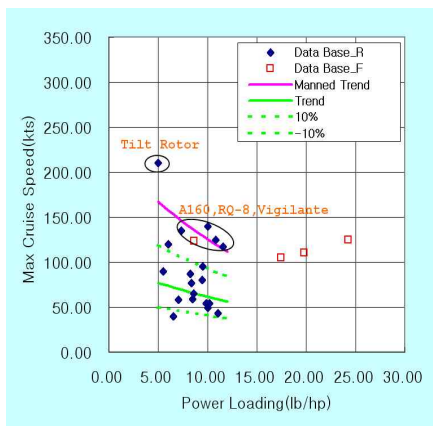
유인 회전익기의 경우 Fig. 7(a)에서 보여주는 바와 같이 10,000ft에서 20,000ft사이에서 흩어져 있으며, 틸트로터기는 25,000ft까지 올라간다. 피



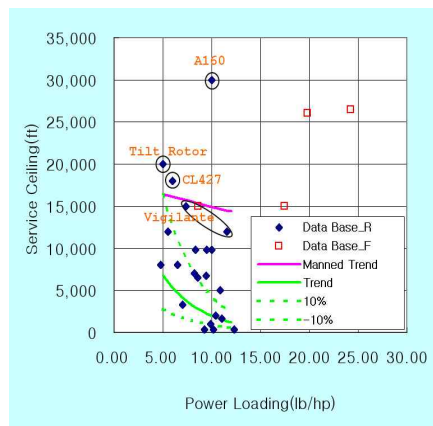
(a) Manned Rotorcraft



(a) Manned Rotorcraft



(b) Unmanned Rotorcraft



(b) Unmanned Rotorcraft

Fig. 6. Max. Speed vs. Power Loading

Fig. 7. Service Ceiling vs. Power Loading

스톤 엔진이나 터보샤프트 엔진에 따른 분석이나 단일로터 혹은 동축반전 로터에 따른 분석을 수행하였으나 별다른 특이사항은 발견하지 못했으며, 동력 하중이 높을수록 실용상승한도가 점점적으로 작아지는 추세를 발견했다. 유인 헬기의 추세선은 식(15)와 같다.

$$h_{service}(ft) = 18100.58 (10^{-0.00832PL(lb/hp)}) \quad (15)$$

무인 헬기는 Fig. 7(b)에서 보여주는 바와 같이 유인기에 비해 매우 낮은 실용상승한도를 가짐을 알 수 있으며, 유인기를 개조한 경우나, 동축반전형의 경우가 상대적으로 높은 상승한도를 가지며, 무인 고정익기는 상대적으로 높은 상승한도를 가짐을 알 수 있으며, 실용상승한도 30,000ft를 목표로 개발 중인 장기체공헬기 A-160은 유인헬기, 고정익기에 비해서도 매우 높은 상승한

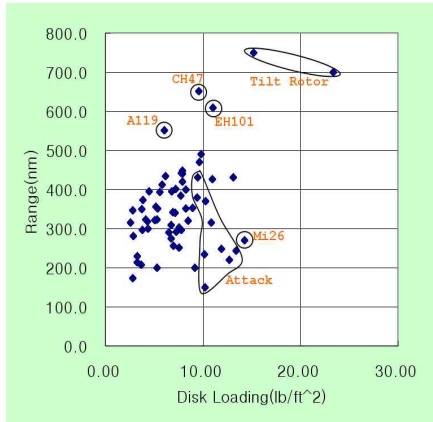
도를 가짐을 알 수 있다. 무인 헬기의 추세선은 식(16)과 같다.

$$h_{service}(ft) = 23217.67 (10^{-0.10665PL(lb/hp)}) \quad (16)$$

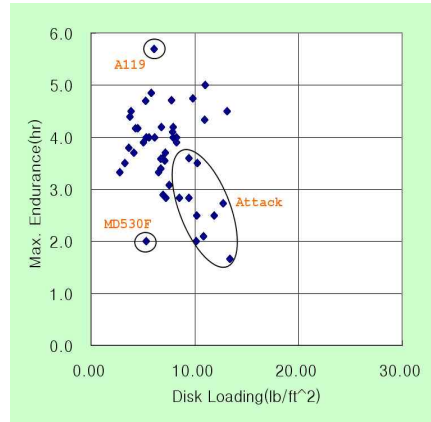
3.8 회전면 하중과 항속거리

유인 회전익기의 경우 해수면 고도에서의 항속거리를 Fig. 8(a)에 나타내었으며, 공격형 헬기는 비교적 작은 항속거리를 가지며, 대형 수송헬기는 큰 항속거리를 가지나, Mi-26는 비교적 작은 항속거리를 가짐을 알 수 있다. 틸트로터기는 고정익 모드로 순항함에 따라 헬기보다 더 큰 항속거리를 가짐을 알 수 있다.

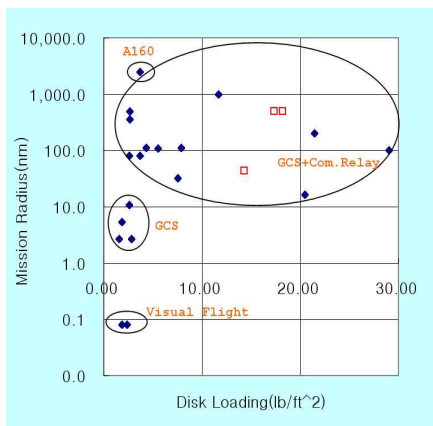
무인 회전익기의 경우는 항속거리 데이터가 없어 해수면 고도에서의 임무반경(Mission Radius)을 Fig. 8(b)에 나타내었다. 임무반경이 1nm이하인 경우는 시계비행 무선조종(Radio Control)



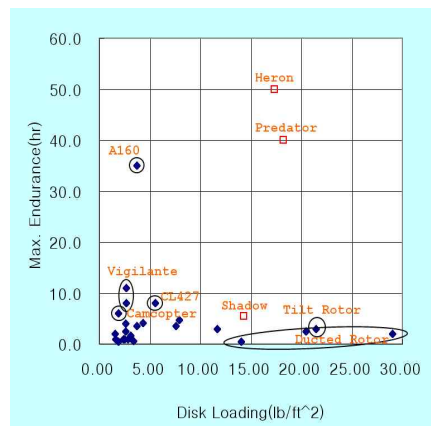
(a) Manned Rotorcraft



(a) Manned Rotorcraft



(b) Unmanned Rotorcraft



(b) Unmanned Rotorcraft

Fig. 8. Range vs. Disk Loading

Fig. 9. Max. Endurance vs. Disk Loading

기를 의미하며, 고도에 따른 LOS(Line of Sight)를 고려할 때 1~10nm의 경우는 지상조종시스템(GCS, Ground Control System)에 의한 무선조종 혹은 자동비행(Autonomous Flight)기를 의미하며, 10nm 이상의 임무반경을 갖는 경우는 GCS 뿐 만 아니라 통신중계시스템을 이용한 무인비행체를 의미하는 것으로 영역이 명확히 구분된다.

3.9 회전면 하중과 최대체공시간

유인 회전익기의 경우 Fig. 9(a)에서 보여주는 바와 같이 대부분의 기동형 헬기는 3시간에서 5시간사이에서 회전면 하중에 따라 점진적으로 체공시간이 증가하는 추세를 보이며, 공격형 헬기의 경우는 공허중량비가 커 연료를 많이 못 실으므로 체공시간이 상대적으로 적은 영역에 위치함을 알 수 있다.

무인 회전익기는 Fig. 9(b)에서 보여주는 바와

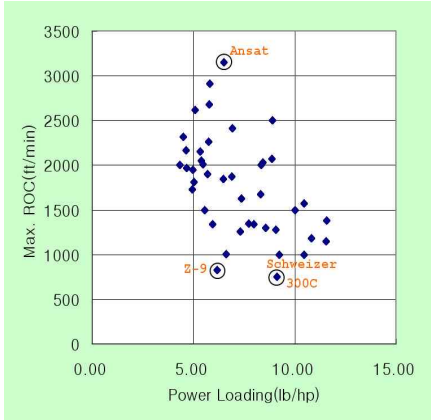
같이 유인 헬기를 개조한 경우가 일반적으로 체공시간이 긴 것으로 나타났고, 35시간의 체공시간을 목표로 개발 중인 장기체공헬기 A-160은 전통적 헬기 개념을 완전히 탈피한 것으로 판단된다.

3.10 최대상승율과 동력하중

해수면 고도, 표준대기조건에서의 최대상승율을 동력하중에 따라 Fig. 10에 도시하였다. 데이터베이스 산점도에 따라 특별한 경향을 단정하기는 어려우며, 유인 회전익기는 750ft/min에서 3200ft/min까지 분포함을 알 수 있으며, 무인 회전익기는 600ft/min에서 1300ft/min까지 분포하고 있음을 알 수 있다.

3.11 최대이륙중량과 로터 가로세로비

최대이륙중량에 따라서 주로터 및 꼬리로터



(a) Manned Rotorcraft

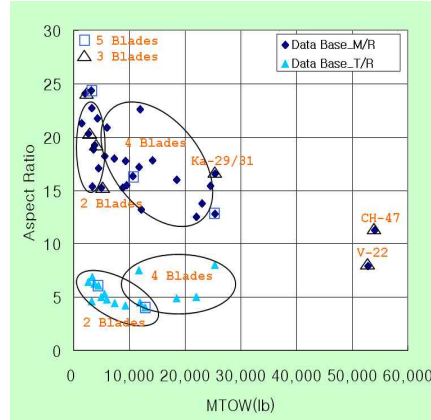
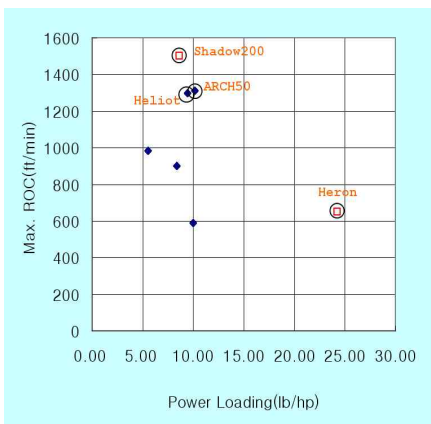


Fig. 11. Rotor Blade Aspect Ratio vs. MTOW of Manned Rotorcraft



(b) Unmanned Rotorcraft

Fig. 10. Max. Rate of Climb vs. Power Loading

블레이드의 가로세로비(로터반경/대표시위길이)를 블레이드 개수와 함께 Fig. 11에 도시하였다. 무인 회전익기는 데이터가 없어 유인 회전익기에 대해서만 도시하였다. 최대이륙중량과 블레이드 개수에 따라서 일정한 영역에 위치함을 알 수 있다. 최대이륙중량 5,000lb이하 헬기는 2개 블레이드, 5,000lb이상 헬기는 4개 블레이드를 가장 많이 사용하는 것으로 보이며, 3개 블레이드를 사용하는 기종 중 Ka-29/31은 동축반전형, CH-47은 탠덤형, V-22는 틸트로터형으로 실질적으로 6개의 주로터 블레이드를 사용한다. 블레이드 가로세로비는 중량이나 블레이드 수에 대해 관찰할 때 대체적인 경향만 존재함을 알 수 있다.

3.12 상관계수 및 결정계수

설계변수간 상관도와 유도된 추세선 식의 유의성을 정량적으로 살펴보기 위하여 식(3) 중 x ,

Table 4. Summary of Correlation(ρ) and Determination(R^2) Coefficients(Unit:%)

ITEMS	Manned		Unmanned	
	ρ	R^2	ρ	R^2
DL_m vs. D_m	69.2	47.9	55.2	30.5
DL_m vs. MTOW	87.2	76.1	75.3	56.7
DL_m vs. D_t/D_m	-85.7	73.5	19.8	3.9
DL_m vs. PL	-69.7	48.5	-85.3	72.8
PL vs. V_{max}	-63.7	40.6	50.9	25.9
PL vs. h_{serv}	-15.8	2.5	-52.5	27.6

y 변수에 대한 상관계수와 결정계수를 Table 4와 같이 계산하였다. 여기서 상관계수는 100% 혹은 -100%에 가까울수록 설계변수간의 선형적 관계가 크다는 것을 의미하며, 결정계수는 100%에 가까울수록 사용한 회귀모형의 유의성이 높아지는 것이다[5]. 결정계수의 경우 통계학적으로는 통상 70%이상인 경우 회귀모형의 유의성이 높다고 하며, 반응면 기법(RSM)에서는 90%이상인 경우 유의하다고 하나, 동 연구에서는 약40~50%이상의 경우는 산점도에서 보이듯이 공학적으로 의미있다고 판단한다.

Table 4의 계산결과를 보면 유인회전익기의 경우 동력하중 대 실용상승한도의 경우 데이터의 산포도가 높아 상관도도 매우 낮고, 유도된 추세선식의 유의성도 매우 낮았고, 동력하중 대 최대속도의 경우도 결정계수 값이 작은 경우에 해당된다. 무인회전익기의 경우는 회전면 하중 대 로터직경비의 경우 유효한 데이터 개수가 적으면서

상관성이 낮아 추세선식의 유의성이 매우 낮았으며, 다른 세가지 경우도 결정계수의 값이 20~30% 대로 작은 값을 보였으며, 이는 유효한 데이터 개수가 작는데 원인이 있는 것으로 판단된다.

동 연구에서 유도한 추세선 식의 실제 적용에 있어서 Table 4 결과에 기반한 공학적인 판단이 요구된다고 할 수 있다.

IV. 결 론

동 연구를 통하여 유·무인 회전익기의 초기 사이징에 활용할 각종 설계변수에 대한 데이터베이스를 구축하였고, 회귀 분석(Regression Analysis)을 통해 총 6종의 추세선(Trend Curve) 식을 유도하였으며, 총 10종의 유인 회전익기의 데이터베이스 산점도와 무인 회전익기 산점도와와의 비교를 통하여 각 회전익기 간 설계 주요변수별 정성적 특징을 비교 분석하였다. 본 연구를 통하여 다음과 같은 결론을 도출하였다.

- 동 연구에서 유도한 추세선 식의 실제 적용에 있어서 상관계수 및 결정계수 값을 고려하여 공학적인 판단이 요구된다고 할 수 있다.

- 동 연구에서 조사한 현용 회전익기의 주요 설계변수 변위는 회전익기 초기사이징 및 다분야 최적화 설계 등에 직접 적용 가능하다.

- 무인 회전익기는 유인기에 비해 주로터 직경과 최대이륙중량을 작게 설계한다. 회전면 하중에 따른 동력하중은 유사한 경향을 가지지만 동력하중에 따른 최대속도, 실용상승한도는 낮은 값을 가지는 것으로 판단할 때, 엔진 성능이 나쁘거나, 로터의 피치변위 및 깃끝 속도가 상대적으로 작아 작은 양력을 발생시키기 때문이라고 판단된다.

- 유인헬기의 로터직경비에 대하여 새로운 추세선식을 구하였으며, 테일팬 방식의 경우도 추세선을 구하였다.

- 무인 헬기는 유인기에 비해 꼬리로터 직경을 크게 설계하며, 이는 민첩한 방향 기동성 확보를 위하여, 피치변위나 깃끝속도가 작기 때문인 것

으로 판단된다. 한편 유인헬기와는 달리 회전면 하중이 커질수록 감소하는 추세임을 발견했다.

- 무인 회전익기의 자체무게비는 유인기와 유사한 수준을 가진다.

- 무인 회전익기는 자체무게비, 속도, 임무반경 등에서 무인 고정익기와 유사한 수준을 가지며, 이는 무인 비행체 수행 임무 분석에 따라 무인 회전익기가 장점을 가지는 임무영역 설정에 고려할 수 있다.

향후 동 연구를 통하여 구축된 데이터베이스를 지속적으로 보완할 계획이며, 동 연구에서 도출한 추세선 식 등은 사이징/성능 해석 코드 개발 및 유·무인 회전익기 다분야 최적화 설계를 위한 설계변수 변위 설정 등에 활용이 기대된다.

후 기

본 논문은 "무인기 성능향상 핵심기술 연구" 과제의 일환으로 수행된 결과이다.

참고문헌

- 1) Davis, S. et al., *User's Manual for HESCOMP; The Helicopter Sizing and Performance Computer Program*, 1974.
- 2) Jackson, P., *Jane's All the World's Aircraft 2002-2003*, Jane's Information Group Ltd., 2003
- 3) Munson, K., *Jane's Unmanned Aerial Vehicle and Targets*, Issue 16, Jane's Information Group Ltd., 2001.
- 4) 김승범, 황창진, 주 진, "무인헬기 개발동향 및 소요기술 분석", 한국항공우주학회 춘계학술 발표회 논문집, KSAS-05-1402, pp. 343~346, 2005.
- 5) 김우철 외, *현대통계학*, 영지문화사, 1982, pp. 214~266.
- 6) Prouty, R.W., *Helicopter Performance, Stability, and Control*, Reprint Edition, Krieger Publishing Co. Inc. 1990, p. 665.
- 7) <http://www.cartercopters.com/cctd.html>.