

통계적 기법을 적용한 헬기 형상설계 연구

A Study of Helicopter Initial Sizing using Statistical Methodology

김 준 모* 오 우 섭*
Kim, June-Mo Oh, Woo-Seop

ABSTRACT

This paper describes a study of a helicopter database for the sizing stage of a preliminary design process.

The database includes specifications and performance parameters for more than 150 conventional single rotor helicopters currently in market. Design parameters, including configuration and weight parameters, have been analyzed and trend curve equations(regression equations) are derived using the regression analysis method.

Finally, the applicability of this research result was verified whether the method is reliable for being adopted as a useful design tool in the early stage of a helicopter design process.

주요기술용어(주제어) : Helicopter(헬리콥터), Conceptual Design(개념설계), Sizing(사이징), Regression Analysis(회귀분석), Trend Curve Equation(추세식), Regression Equation(회귀방정식)

1. 서론

일반적으로 비용과 일정이 많이 소요되는 체계개발 사업은 기술적인 개발 위험도(Risk) 뿐만 아니라 일정, 비용 등의 사업적인 개발 위험도도 매우 높으며, 이러한 개발 위험도의 저감을 위하여 개발과정을 여러 단계로 구분하여 수행한다. 항공기 체계개발사업의 경우, 일반적으로 개념설계, 기본설계, 상세설계, 시제작 및 시험평가 등 크게 다섯 단계로 나누어 수행되며, 각 단계별로 설계검토 과정을 거쳐 다음단계로의 진행여부를 결정한다. 최근에는 일정과 비용

절감을 위해 부분적으로 개발단계를 통합(예 : 개념설계와 기본설계 단계의 통합 등)하여 수행하거나 가능한 분야에 대하여 여러 개발단계를 동시에 진행(Concurrent Engineering)하는 개발방법이 수행되기도 한다.

개념설계 단계는 개발단계의 첫 번째 단계로서 개발 요구도를 구체화하여 개발 형상과 방향을 결정짓는 단계이며, 후속 개발단계 및 양산단계, 운용비용에 큰 영향을 미치는 매우 중요한 개발단계이다. 그러나, 이러한 개념설계 단계의 중요성에도 불구하고 후속 단계들에 비해서 사용할 수 있는 자료나 도구들은 그리 많지 않은 것이 사실이다. 또한, 개념설계 단계에서 사용될 수 있는 자료나 도구들은 짧은 시간 내에 다양한 설계 대안에 대한 검토를 수행하여야하는 단계의 특성상 그 결과의 신뢰도가 낮지 않으면서도 사

† 2006년 7월 25일 접수~2007년 1월 12일 게재승인

* 국방과학연구소(ADD)

주저자 이메일 : fly2ocean@add.re.kr

용법이 비교적 단순하고 사용에 소요되는 비용과 시간도 적어야 한다.

이러한 조건을 충족시킬 수 있는 설계방안 중의 하나가 바로 현재 운용 중인 항공기들의 데이터를 활용한 추세분석 설계방법이다. 추세분석을 통한 설계방법은 기존 항공기의 자료 수집과 분류 및 정리에 많은 시간이 소요되나, 일단 데이터베이스가 구축되고 나면 이를 바탕으로 한 추세 분석에는 시간과 비용이 많이 소요되지 않을 뿐만 아니라 개발이 완료된 항공기들의 자료를 분석한 결과이기 때문에 신뢰도도 상대적으로 높다는 장점을 갖는다. 그러나, 추세 분석의 특성상 개발 대상 항공기 체계가 현재 운용 중인 항공기들의 형상과 현저한 차이가 있을 경우에는 효용성이 떨어지는 단점이 있다.

설계변수들에 대한 추세분석을 수행해 보면, 많은 설계변수들이 항공기 총중량(이륙중량)과 상관 정도가 높은 것으로 나타난다. 즉 항공기에 대한 대부분의 설계변수들은 항공기 총중량과 비례(또는 반비례)하는 특성을 보인다. 따라서 개념설계 초기 단계에서는 항공기 총중량의 예측이 가장 중요한 프로세스이다. 이러한 특성을 고려하면, 추세분석을 이용한 항공기 개념설계 단계는 개발 주체와 대상에 따라 수행절차가 조금씩 달라질 수 있지만, 대체로 그림 1과 같

은 절차에 따라 수행된다.

본 연구에서는 개념설계 단계 중에서 이륙총중량 예측 결과를 이용하여 헬리콥터 개략 형상을 설계하는 과정에 중점을 두었다. 이를 위하여 이륙총중량을 비롯한 몇 가지 설계 입력변수(요구도)를 이용해서 형상 설계변수들을 구할 수 있도록 추세 분석을 통해 도출된 추세식들을 정리하였다. 또한, 이러한 추세식을 이용하여 설계된 형상변수들을 기존 설계결과들과 비교하여 그 활용가능성을 확인하였다.

본 연구를 위해서 Jane's 연감^[1]이나 인터넷을 통해 공개된 자료 등을 활용하여 현재 운용 중이거나 운용했던 약 180여 헬리콥터 기종들에 대한 자료를 조사 및 정리하여 헬기 데이터베이스를 구축하였다. 본 연구에서는 이 중 연구의 대상인 단일 주로터 헬리콥터 약 150여 기종의 자료를 활용하였다.

또한 데이터베이스의 가용한 설계변수들에 대해서 Microsoft Excel 프로그램을 이용하여 분석을 수행하였고, 그에 대한 추세식을 도출하였다.

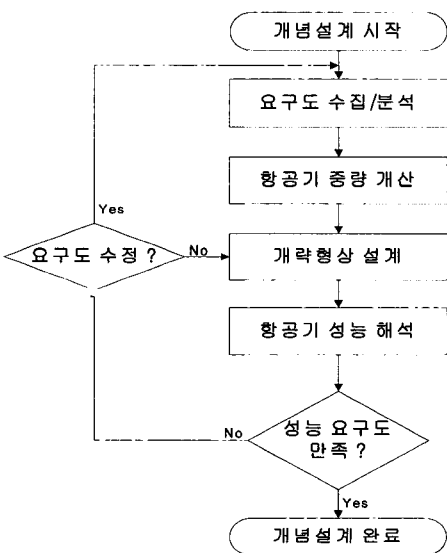
2. 분석 방법

본 연구에서는 통계자료 분석에 널리 사용되고 있는 다중회귀분석(Multiple Regression Analysis) 기법을 사용하였다. 다중회귀분석 기법은 통계 분석을 수행함에 있어서 두 개 이상의 독립변수가 하나의 종속변수를 설명(예측)한다는 가정에서 출발한다. 본 연구에서는 이러한 추세식을 다음과 같이 가정하고 분석을 수행하였다^[2].

$$Y = aX_1^\alpha X_2^\beta X_3^\gamma \dots \quad (1)$$

(Y : 종속변수, X : 독립변수,
a, α, β, γ, ... : 회귀계수)

위의 식과 같이 가정한 후, 최소자승법을 이용한 추세 분석을 수행하여 회귀계수를 구함으로써 추세식을 완성하였다. 이렇게 구해진 추세식들에 대하여 변수들 간의 관계들을 적절하게 예측하는 정도를 나타내는 계수가 상관계수(R)이다. 다중회귀분석에서의 상관계수는 다음과 같이 정의된다^[3].



[그림 1] 항공기 개념설계 단계 수행절차

$$R = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (\hat{y}_i - \bar{y})^2}{\sum_{i=1}^N (y_i - \bar{y})^2}} \quad (2)$$

(N : 표본 개수, \hat{y}_i : i번째 종속변수 예측값,
 y_i : i번째 데이터베이스값, \bar{y} : 데이터베이스 평균값)

따라서, 상관계수값은 항상 0과 1 사이에 존재하게 되며, 1과 가까울수록 상관정도가 높음을 나타낸다. 상관계수와 함께 상관정도를 설명해 주는 보조지표로 평균 편차율과 최대 편차율을 사용하였다.

여기서, 편차율은 다음과 같이 정의하였다^[2].

$$\varepsilon(\%) = \left| \frac{\text{예측값} - \text{데이터베이스값}}{\text{데이터베이스값}} \right| \times 100 \quad (3)$$

그리고, 추세식의 평균편차(ε_a)와 최대편차(ε_m)를 다음과 같이 각각 정의하였다^[2].

$$\text{평균 편차율 } \varepsilon_a = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \varepsilon_i \quad (4)$$

$$\text{최대 편차율 } \varepsilon_m = \max(\varepsilon_i) \quad (5)$$

여기서, ε_i 는 i번째 형상에 대해서 계산된 편차율이다.

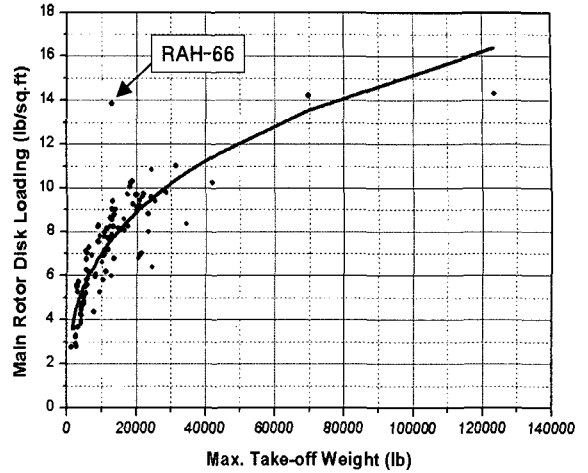
3. 데이터베이스 분석 및 추세식 산출

가. 주로터

1) 주로터 회전면 하중과 최대이륙중량

일반적으로, 주로터 직경은 제자리비행 및 수직상승 성능을 향상시키기 위해서는 커야 하고, 적은 중량, 비용 및 보관 용이성, 촘촘한 나무 숲 위를 저공비행하기 위해서는 작아야 한다^[4].

그림 2는 회전면 하중과 총중량의 관계를 나타내고 있다. 본 연구결과, 헬리콥터 회전면 하중은 3~15 lb/ft²의 범위 내에 있으며, 총중량이 증가함에 따라



[그림 2] 주로터 회전면 하중과 최대이륙중량

회전면 하중도 증가하는 경향을 나타내고 있다.

회전면 하중과 최대이륙중량의 상관관계는 다음과 같이 나타내어진다.

$$D_L = 0.2126 W_0^{0.3782} \quad (6)$$

($\varepsilon_a=13$, $\varepsilon_m=52$, $R=0.8644$)

여기서, D_L 은 로터 회전면 하중(psf)을 나타낸다. 최대 편차율 52%는 최대이륙중량 약 17,000lb의 RAH-66에 의해 발생하고 있다. 이로써 RAH-66을 개발할 때 일반적인 헬리콥터 로터 설계기술에 비해 진보적인 기술을 사용하여 상당히 큰 하중을 견딜 수 있도록 로터가 설계되었음을 알 수 있다.

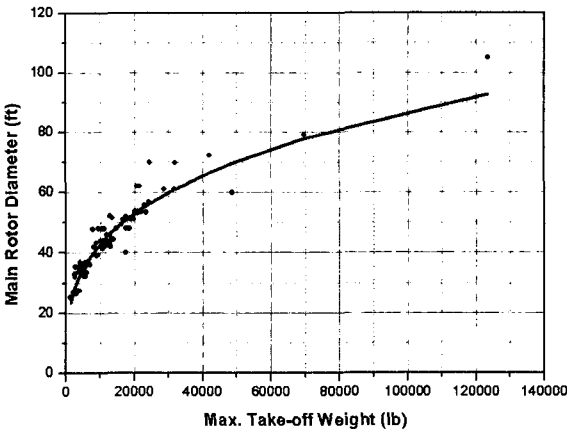
한편, 본 연구에서 주로터 직경과 총중량 사이의 상관관계는 다음과 같이 나타났다.

$$D = 2.489 W_0^{0.309} \quad (7)$$

($\varepsilon_a=6$, $\varepsilon_m=27$, $R=0.9455$)

여기서 D 는 주로터 직경(ft)을 나타내고, W_0 는 총중량(lb)을 나타낸다. 주로터 직경과 최대이륙중량은 그림 3과 같은 추세를 보여주고 있다.

위의 주로터 직경과 최대이륙중량의 상관관계에 최대속도를 포함하여 분석해 보면 다음과 같은 추세식이 얻어진다.



[그림 3] 주로터 직경과 최대이륙중량

$$D = 11.054 \frac{W_0^{0.338}}{V_m^{0.360}} \quad (8)$$

($\epsilon_a=5$, $\epsilon_m=18$, $R=0.9376$)

여기서, V_m 는 수평 최고속도(ft/sec)를 나타낸다.

이는 헬리콥터 주로터 직경은 제자리 비행 및 수직 비행 성능(W_0) 뿐만 아니라 전진비행 성능(V_m)을 고려하여 결정된다는 물리적 의미를 내포하고 있다.

주로터 직경(D)에 대해서 본 연구는 직경-총중량의 상관성이 높음을 잘 보여주고 있으며, 직경-총중량 및 최대속도의 상관성은 더 높게 나타났다.

2) 주로터 Solidity

주로터 Solidity는 주로터 회전면 면적 대비 로터 블레이드 면적 비율을 나타내며, 다음과 같이 정의된다.

$$\sigma = \frac{N_b c}{\pi R} \quad (9)$$

(N_b : 주로터 블레이드 개수,

c : 주로터 블레이드 시위길이, R : 주로터 반경)

주로터 Solidity는 로터로 전달되는 동력크기를 결정하는 중요한 변수다. 블레이드 중량과 비용을 낮추거나 제자리 비행 성능을 향상시키기 위해서는 총블레이드 면적이 작아야 하고, 전진 비행 성능을 향상

시키기 위해서는 총블레이드 면적이 커야 한다^[4].

분석 결과, 주로터 블레이드 시위길이(c)는 총중량 및 주로터 블레이드 개수와 다음과 같은 관계에 있음을 보여준다.

$$c = 0.0198 \frac{W_0^{0.556}}{N_b^{0.683}} \quad (10)$$

($\epsilon_a=9$, $\epsilon_m=26$, $R=0.9516$)

이는 주로터 블레이드 시위길이를 결정할 때, 헬리콥터 중량이 클수록 시위길이는 길어져서 블레이드당 면적이 커져야 하고, 블레이드 수가 많아지면 시위길이는 작아져서 블레이드당 면적이 작아져야 한다는 것을 의미한다.

3) 주로터 끝단 속도

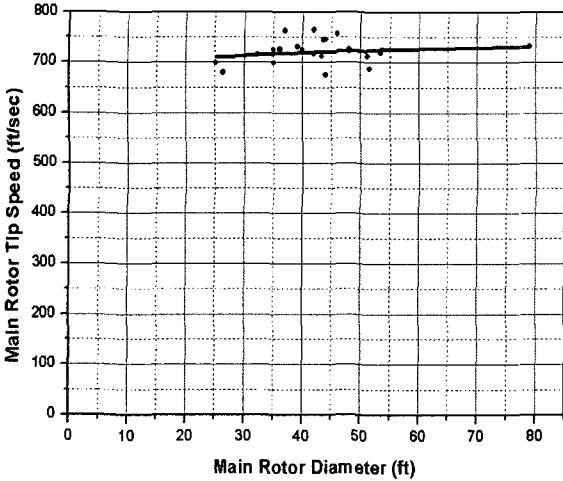
주로터 끝단 속도는 로터 및 동력전달 계통의 중량이 낮은 경우나, 전진비행시 블레이드가 후퇴하는 부분의 공력 특성을 향상시키기 위해서는 높아야 하고, 낮은 소음과 전진비행시 블레이드가 전진하는 부분의 공력 특성을 향상시키기 위해서는 낮아야 한다. 일반적으로 로터 끝단 속도가 775ft/sec 이상이 되면 견디기 힘든 소음이 발생하기 때문에 이를 상한값으로 고려한다. 반면, 하한값은 무동력 비행(Autorotation) 특성과 관련이 커서 비행 중 엔진 정지시 로터가 저장할 수 있는 운동에너지 필요량에 따라 정해진다. 이와 함께, 전진비행시 압축성 효과와 실속 효과도 고려되어야 하며 이에 따른 추가적인 한계값이 설정될 수도 있다^[4].

본 연구에서는 그림 4에서 보이는 바와 같이, 조사된 표본 개수도 작을 뿐만 아니라, 로터 직경에 대해서 로터 끝단 속도의 분포가 수직 방향으로 상대적으로 넓게 퍼져 있어서 그림으로 봐도 상관관계가 약한 것으로 파악되었다.

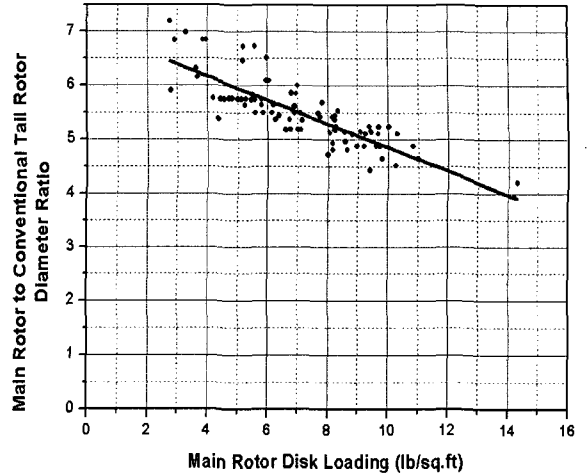
$$V^{tip} = 652 \cdot D^{0.026} \quad (11)$$

($\epsilon_a=2$, $\epsilon_m=7$, $R=0.1881$)

여기서, V_{tip} 은 로터 끝단 속도(ft/sec)를 의미한다.



[그림 4] 주로터 끝단 속도와 주로터 직경



[그림 5] 주로터/꼬리로터 직경비와 주로터 회전면 하중

그림에서 보는 바와 같이, 주로터 끝단 속도는 현재 확보한 자료 범위 내에서는 주로터 직경뿐만 아니라, 다른 설계변수와의 큰 상관관계를 가질 가능성이 작다는 것을 알 수 있다.

따라서, 주로터 끝단 속도는 추세식을 통한 결정보다는 앞서 언급했던 한계값 범위 내에서 개략적인 초기값을 설정한 후, 설계 성숙도가 높아짐에 따라 세부적인 값을 결정해 나가는 것이 바람직하다.

나. 꼬리로터

1) 꼬리로터 직경

일반적으로, 꼬리로터 직경은 반토크를 발생시키기 위한 동력을 줄이고, 방향 안정성과 조종성을 향상시키기 위해서는 커야 하고 중량을 줄이고, 무게중심이 뒤쪽으로 치우치는 것을 방지하기 위해서는 작아야 한다^[4]. 이러한 꼬리로터 직경에 대한 추세분석은 이미 Prouty^[5]가 아래의 식과 같이, 주로터 직경과 주로터 회전면 하중에 대해서 수행하였다.

$$\frac{D}{D_{TR}} = 7.15 - 0.27 D_L \quad (12)$$

여기서, D_{TR} 은 꼬리로터 직경(ft)을 나타낸다.

이에 대해 본 연구에서는 아래의 식과 같이 분석되었으며, 추세는 그림 5와 같이 나타났다.

$$\frac{D}{D_{TR}} = 7.06 - 0.22 D_L \quad (13)$$

($\epsilon_a=4, \epsilon_m=13, R=0.8345$)

이 관계식은 일반적인 형식의 꼬리로터를 기준으로 분석되었으며, Prouty 분석 결과와도 큰 차이가 없음을 알 수 있다.

위의 추세식도 주로터 회전면 하중이 많이 걸릴수록 주로터에 발생하는 토크값이 커져서 이를 상쇄시키기 위해서 꼬리 로터 직경이 커져야 한다는 물리적 의미를 내포하고 있다.

또한, 다음의 식과 같이 꼬리로터 직경과 총중량의 상관관계도 잘 수립되는 것으로 분석되었다.

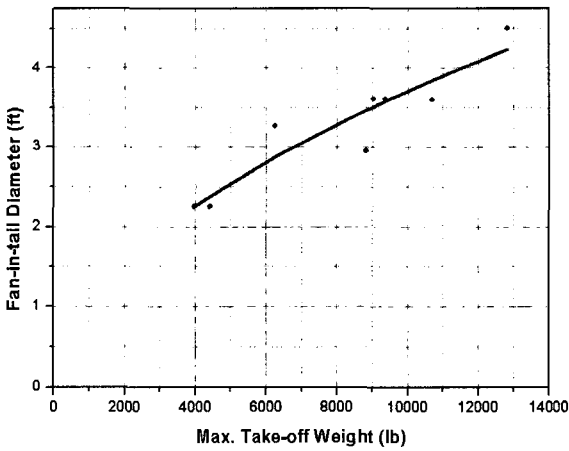
$$D_{TR} = 0.1799 W_0^{0.411} \quad (14)$$

($\epsilon_a=5, \epsilon_m=22, R=0.9784$)

한편, 최근에 낮은 소음과 안전성으로 인해서 많이 사용되고 있는 Fan-in-tail 형식의 꼬리로터 직경에 대한 상관분석 결과는 다음과 같다.

$$D_{TR}^F = 0.0254 W_0^{0.541} \quad (15)$$

($\epsilon_a=5, \epsilon_m=17, R=0.9364$)



[그림 6] Fan-in-tail 직경과 최대이륙중량

여기서, D_{TR}^F 는 Fan-in-tail 형식의 꼬리로터 직경(ft)을 나타낸다.

Fan-in-tail 형상의 꼬리 로터를 가진 헬리콥터 기종 수가 작은 관계로 작은 표본수에서 분석되었음에도 불구하고 그림 6과 같이 비교적 뚜렷한 추세를 보여주고 있다.

2) 꼬리로터 끝단 속도

꼬리로터는 주로터에 비해서 공기역학적 중요도가 낮으므로 꼬리로터 끝단 속도는 주로 소음과 중량 요구도에 따라 결정된다^[4].

연구 결과, 주로터 끝단속도와 주로터 직경 사이의 상관분석 결과와 마찬가지로 상관관계가 매우 약한 것으로 분석되었으며, 그림 7에서와 같이 꼬리로터 끝단 속도는 주로터 직경이 증가함에 따라서 약간씩 증가하는 데 그치고 있음을 보여주고 있다.

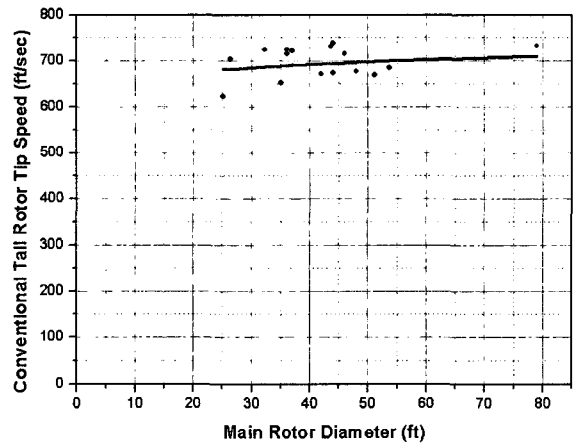
$$V_{TR}^{tip} = 604 \cdot D^{0.037} \quad (16)$$

($\epsilon_a=4$, $\epsilon_m=9$, $R=0.2120$)

여기서, V_{TR}^{tip} 은 꼬리로터 끝단 속도(ft/sec)를 의미한다.

3) 꼬리로터 Solidity

꼬리로터 Solidity를 결정하기 위해 가장 자주 사



[그림 7] 꼬리로터 끝단 속도와 주로터 직경

용되는 기준은 규정된 밀도 고도에서 헬리콥터가 최대동력으로 수직상승할 때 주로터에서 발생한 토크를 상쇄시킬 수 있는 능력이다^[5].

일반적인 형식의 꼬리로터에 대해서 꼬리로터 블레이드 개수와 꼬리로터 직경이 주어지면 꼬리로터 블레이드 시위길이는 다음과 같이 예측되는 것으로 분석되었다.

$$c_{TR} = 0.0118 \frac{W_0^{0.512}}{Nb_{TR}^{0.650}} \quad (17)$$

($\epsilon_a=8$, $\epsilon_m=22$, $R=0.9535$)

주로터 블레이드 시위길이에 대한 분석 결과와 유사한 경향의 추세식이 유도되었다.

다. 동체

동체설계와 관련된 변수들 즉, 동체길이, 폭, 높이 등은 헬리콥터 수행임무, 제작 및 운용 요구조건들과 제약조건들에 의해 결정된다. 본 연구 결과, 동체 길이(F_L), 로터 회전을 고려한 총동체 길이(F_L^{RT}), 총동체 높이(F_H^{RT}), 동체 폭(F_W)은 주로터 직경과 높은 상관관계를 나타내었다. 각각의 상관관계는 다음과 같다.

$$F_L = 0.914D^{1.016} \quad (18)$$

($\epsilon_a=5$, $\epsilon_m=19$, $R=0.9708$)

$$F_L^{RT} = 1.01D^{1.04} \quad (19)$$

($\epsilon_a=3$, $\epsilon_m=28$, $R=0.9808$)

$$F_H^{RT} = 0.474D^{0.890} \quad (20)$$

($\epsilon_a=8$, $\epsilon_m=33$, $R=0.9027$)

$$F_W = 0.311D^{0.901} \quad (21)$$

($\epsilon_a=22$, $\epsilon_m=189$, $R=0.6236$)

위 네 가지 추세식 중에서 동체 폭과 주로터 직경 사이의 관계가 가장 약하게 분석되었다. 이는 동체 폭이 다른 동체 크기 변수에 비해서 상대적으로 기종 별로 다양하다는 것을 의미한다.

라. 중량

1) 공허중량과 유용하중

본 연구에서는 중량을 다음과 같은 식으로 표현한다^[6,7].

$$W_0 = W_E + W_U \quad (22)$$

여기서, W_E 는 공허중량이고, W_U 는 유용하중이며, W_0 는 다시 다음과 같이 표현된다.

$$W_U = W_{PL} + W_F + W_C \quad (23)$$

여기서, W_{PL} 은 유상하중, W_F 는 연료중량, W_C 는 승무원 중량이다.

본 연구결과 공허중량(W_E)과 총중량(W_0)은 다음과 같은 상관관계를 나타내었다.

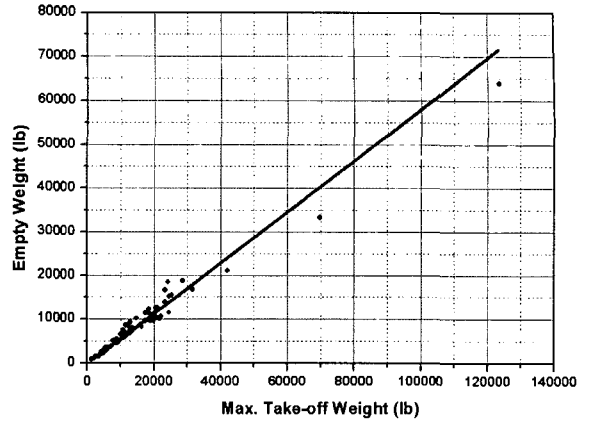
$$W_E = 0.4983 W_0^{1.0126} \quad (24)$$

($\epsilon_a=8$, $\epsilon_m=26$, $R=0.9908$)

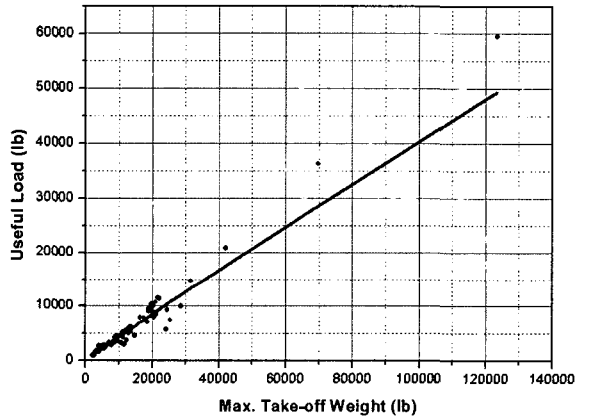
유용하중과 총중량에 대한 상관관계 분석 결과는 다음과 같다.

$$W_U = 0.6204 W_0^{0.96} \quad (25)$$

($\epsilon_a=11$, $\epsilon_m=80$, $R=0.9785$)



[그림 8] 공허중량과 최대이륙중량



[그림 9] 유용하중과 최대이륙하중

공허중량과 유용하중 모두 최대이륙중량과 아주 강한 상관관계를 나타낸다. 따라서, 공허중량이나, 유용하중을 알면 최대이륙중량을 개략적으로 예측할 수 있으며, 그 반대의 경우도 가능하다.

마. 연료

헬리콥터 연료량 예측은 보통 연료 소모율, 장착 출력값과 임무 시간으로 계산될 수 있다^[5]. 본 연구에서 연료량은 헬리콥터 총중량과 항속거리와 상관관계가 있는 것으로 다음과 같이 분석되었다.

$$W_F = 0.0021 W_0^{0.810} R^{0.732} \quad (26)$$

($\epsilon_a=10$, $\epsilon_m=42$, $R=0.9796$)

여기서, W_F 는 연료량(US gallon)이며, R 은 항속거리(nm)이다.

연료량에 대한 추세식도 총중량과 비행거리에 비례할 것이라는 일반적으로 직관할 수 있는 물리적 의미를 담고 있음을 알 수 있다.

바. 속도

헬리콥터 속도는 보통 등가평판면적(Equivalent Flat Plate Area)과 가용동력에 의해 계산된다^[4].

본 연구에서는 초과금지 속도(Never-exceed Speed)와 경제속도(Long Range Speed)가 최대속도와 각각 다음과 같은 상관분석 결과를 나타내었다.

$$V_{NE} = 1.0742 V_m^{1.0079} \quad (27)$$

($\epsilon_a=6$, $\epsilon_m=23$, $R=0.8587$)

$$V_{LR} = 2.1 V_m^{0.8339} \quad (28)$$

($\epsilon_a=4$, $\epsilon_m=16$, $R=0.9336$)

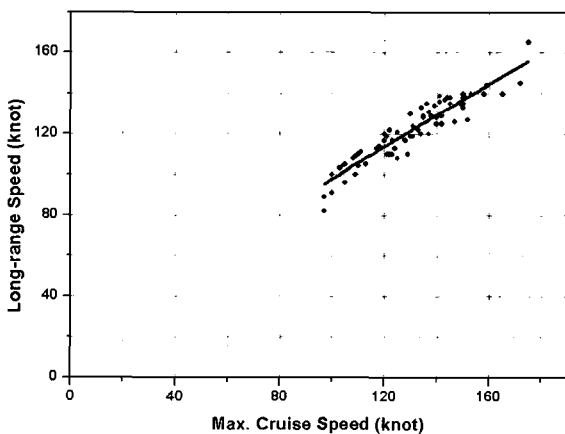
사. 엔진출력 및 동력전달장치

1) 이륙 총출력 및 전달동력 한계

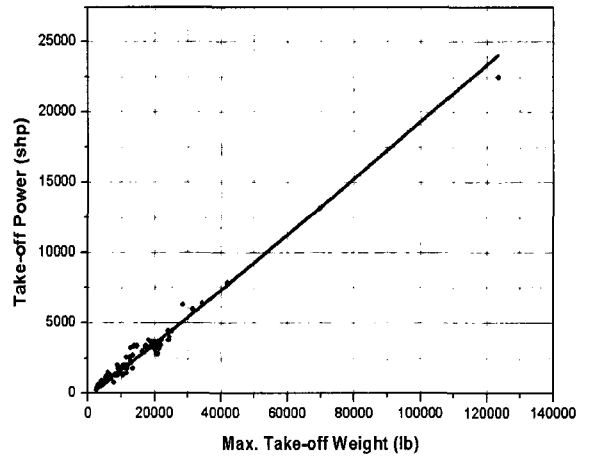
이륙 총출력과 총중량은 다음과 같은 상관관계가 성립하는 것으로 분석되었다.

$$P_{TO} = 0.1045 W_0^{1.0514} \quad (29)$$

($\epsilon_a=12$, $\epsilon_m=70$, $R=0.9773$)



[그림 10] 경제속도와 수평최대속도



[그림 11] 이륙출력과 최대이륙중량

여기서, P_{TO} 는 이륙 총출력(shp)을 의미한다.

또한, 동력전달장치의 이륙 전달동력 한계값도 총중량과 다음과 같은 상관관계를 가지는 것으로 분석되었다.

$$T_{TO} = 0.0415 W_0^{1.1290} \quad (30)$$

($\epsilon_a=9$, $\epsilon_m=44$, $R=0.9889$)

여기서, T_{TO} 는 동력전달장치 이륙 전달동력 한계값(shp)이다.

2) 최대연속 출력 및 전달동력 한계

최대연속 출력과 동력전달장치 최대연속 전달동력 한계값은 헬리콥터 최대속도에 큰 영향을 끼치는데 보유 데이터베이스의 상관분석 결과도 이러한 물리적 영향성을 반영하는 관계식이 수립되었다.

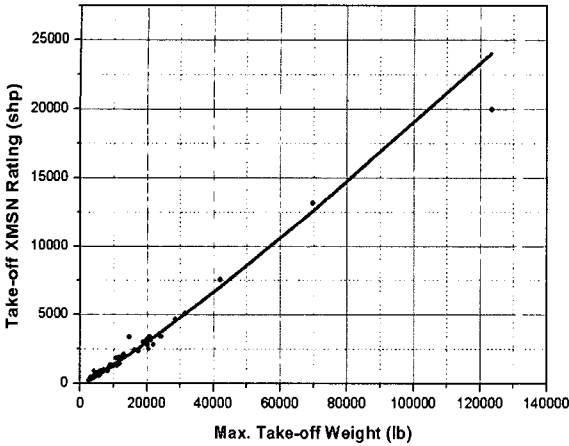
$$P_{MC} = 0.0375 W_0^{1.0005} V_m^{0.2827} \quad (31)$$

($\epsilon_a=12$, $\epsilon_m=74$, $R=0.9747$)

$$T_{MC} = 0.0046 W_0^{1.0400} V_m^{0.5903} \quad (32)$$

($\epsilon_a=7$, $\epsilon_m=22$, $R=0.9867$)

여기서, P_{MC} 와 T_{MC} 는 각각 최대연속 출력(shp)과 동력전달장치 최대연속 전달동력 한계값(shp)이다.



[그림 12] 이륙 동력전달한계 최대이륙중량

4. 추세식 검증

본 연구를 통해 분석된 추세식들의 유효성을 확인하기 위하여 기존에 수행된 헬기 개념설계 연구^[8~11] 결과와 추세식을 이용한 본 연구결과를 비교분석하였다. 비교분석은 최대이륙중량 15,000lb급 및 18,000lb급에 대해서 각각 주로터 블레이드 4개와 5개 설계 결과에 대해서 수행되었다. 본 논문에는 이 중에서 18,000lb급 주로터 블레이드 5개인 경우에 대한 비교분석 결과를 표 1에 기술하였으며, 다른 경우(예, 최대이륙중량 15,000lb급 및 주로터 블레이드 4개의 경우)에도 표 1의 결과와 큰 차이를 보이지 않았다.

이를 위하여 설계변수들을 편의상 형상, 중량, 성능의 세 분야로 나누었다. 형상 분야 변수로는 주/꼬리 로터 직경, 주/꼬리 로터 블레이드 시위, 주로터 회전면하중, 주/꼬리 로터 Solidity, 동체 길이, 동체 폭, 동체 높이 등이 포함되며, 중량 분야 변수로는 최대이륙중량, 공허중량, 유용하중, 연료량 등이 포함된다. 또한, 성능 분야 설계변수로는 초과금지속도, 경제속도, 최대수평속도, 엔진 및 동력전달장치 출력값 등이 포함된다.

형상분야는 회전면하중과 블레이드 시위를 제외하고 설계 결과가 평균 약 7% 정도 큰 값을 나타내었으며, 비교분석 대상 전체 경우에 대해서는 약 8%

[표 1] 최대이륙중량 18,000lb급 헬리콥터 설계 결과 비교(주로터 블레이드 5개)

설계 변수 항목		설계 결과		차이 ¹⁾ (%)	
		추세식	기존		
형상	주로터	직경(ft)	51.2	48	6.6
		회전면 하중(psf)	8.8	9.947	12.0
		블레이드 시위(ft)	1.5	1.65	7.2
		끝단 속도(ft/sec)	722.2	715	1.0
	꼬리 로터	직경(ft)	10.0	9.7	2.7
		블레이드 시위(ft)	0.72	0.709	2.0
		끝단 속도(ft/sec)	698.7	650	7.5
	동체	길이(ft)	49.8	44.92~47.08	5.7~10.8
		총길이(ft)	60.5	56.82~57.84	4.6~6.5
		총높이(ft)	15.7	14.025~16.12	2.4~12.2
		폭(ft)	8.4	7.42	12.9
	중량	공허중량(lb)	10,139.8	9,900	2.4
유용하중(lb)		7,546.3	8,100	6.8	
연료량 (US gallon)		- ²⁾	546.7	-	
성능	속도	수평최대속도 (knot)	140.2	163	14.0
		초과금지속도 (knot)	156.6	- ³⁾	-
		경제순항속도 (knot)	129.5	- ³⁾	-
	출력	이륙출력(shp)	3,138.7	2,705	16.0
		이륙 동력전달량 (shp)	2,673.3	2,674	0.0
		최대연속출력(shp)	2,743.6	2,494	10.0
		최대연속 동력전달량(shp)	2,267.1	2,292	1.1

1) 차이(%) = |(추세식을 이용한 설계결과) - (기존 설계결과)| ÷ (기존 설계결과) × 100
 2) 항속거리(Range) 미입력으로 계산 불가(식 26 참조)
 3) 기존 개념설계 수행시 미설계 항목임.

정도 큰 값을 나타내었다. 추세식을 이용한 설계결과 값이 기존 설계결과 값보다 큰 이유는 그림 3에서와 같이, 추세식을 이용한 설계에서 가장 큰 영향을 미치는 설계변수인 주로터 직경이 최대이륙중량 15,000~20,000lb 범위에서 주위에 분포하고 있는 데이터보다 약간 큰 값으로 결정되었기 때문이다. 따라서 주로터 직경과 반비례 관계에 있는 회전면하중과 블레이드 시위는 기존 설계 결과보다 작게 계산되었다.

중량 변수의 경우, 설계결과 기존 설계결과 값보다 평균 약 5%정도 크게 계산되었으며, 비교분석 대상 전체 경우에 대해서는 약 4%정도 큰 값으로 계산되었다. 원인은 앞서 기술한 형상변수 분야와 유사하게 해당 설계 범위에서의 데이터와 추세식 간의 편차에 따른 것으로 판단된다.

성능 분야의 경우는 기존 설계 결과와의 차이가 뚜렷한 경향을 보이지는 않지만, 속도의 경우에는 추세식을 이용한 설계결과 값이 기존 설계결과 값보다 작은 결과를 나타내었다. 이는 추세식을 이용하여 설계한 주로터 직경이 기존 설계결과 값보다 크기 때문으로 판단된다. 일반적으로 주로터 직경이 클수록 제자리비행과 자동회전하강(Autorotation) 성능 향상에 유리하고, 주로터 직경이 작을수록 고속진진비행과 기동에 유리한데^[5], 본 연구의 추세식들이 이러한 현상을 잘 반영하고 있다고 판단된다.

상기의 분야별 추세식을 이용한 설계결과들과 기존 설계결과들의 차이에 대한 경향을 분석하면 추세식을 이용한 설계결과들이 대체적으로 크게 나오며, 속도(평균 차이 13.3%)는 헬리콥터 구성품들의 총체적인 작동 결과 및 환경조건에 의해서 결정되는 성능 값으로서 주로터 직경과 최대이륙중량만으로 계산되는 간략화한 추세식을 이용한 계산에는 한계가 있다고 판단된다. 엔진/동력전달 출력값(평균 차이 9.3%)도 수평최대속도항을 이용해서 계산되기 때문에 차이를 발생시킨 것으로 판단된다.

이러한 몇 가지 차이에 대한 원인에도 불구하고 전체적으로 평균 차이가 약 8%를 나타냄으로써 본 연구를 통해 유도된 추세식의 개념설계 활용 가능성을 확인할 수 있었다.

5. 결론 및 향후계획

본 연구를 통해 산출된 추세식들을 분석하면, 주로터/꼬리로터 끝단 속도와 동체 폭 변수 등을 제외하고는 상관관계가 0.8 이상, 평균 편차율 10% 내외의 결과들을 확인할 수 있었다. 또한, 본 연구를 통해 얻어진 추세식을 이용한 개념설계 결과와 기존 개념설계 결과들에 대한 비교분석을 수행한 결과, 기존 설계결과인 군용 중형헬기 개념설계 결과와 비교하여 추세식을 이용한 설계결과가 평균 약 8% 정도 큰 경향을 나타내었다.

본 연구를 통해서 유도한 설계 추세식들은 개념설계 단계에서의 활용 가능성이 높은 것으로 확인되었으며, 향후 회전익 항공기 설계 시 유용한 설계도구로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

향후 본 연구를 통해서 드러난 일부 부족한 자료에 대한 보완과 함께, 구축된 헬리콥터 형상 데이터베이스를 계속해서 최신화해 나갈 예정이다. 또한 개념설계 단계의 절차들을 통합 전산화하여 개념설계 결과의 형상 모델링까지 가능한 ‘헬리콥터 통합 개념설계 프로그램’을 구성할 예정이다.

참 고 문 헌

- [1] Paul Jackson, Jane's All The World's Aircraft 2002-03, Jane's Publishing Company, LTD., 2002.
- [2] O. Rand, V. Khromov, "Helicopter Sizing by Statistics", American Helicopter Society 58th Annual Forum, Montreal, Canada, June 11~13, 2002.
- [3] 노부호, 민재형, 이근희, 통계학의 이해(제2판), 법문사, 2001.
- [4] Raymond W. Prouty, Military Helicopter Design Technology, Jane's Information Group, 1989.
- [5] Raymond W. Prouty, Helicopter Performance, Stability, and Control, Malabar, FL Krieger Publishing, 2002.

- [6] 김덕주, 김준모, 임종봉, “군용 헬기 중량예측에 관한 연구”, MADC-501-060628, 국방과학연구소, 2006.
- [7] 미 군사규격서 “MIL-STD-1374A(Weight and Balance Data Reporting Forms for Aircraft, Including Rotorcraft)”, 미 국방성, 1977.
- [8] 오우섭, 김준모, “KMH 로터 계통 개념설계 결과 (형상설계 및 국내 기술수준 조사)”, HSDC-501-031191, 국방과학연구소, 2003.
- [9] 박재영, 임종봉, “한국형 다목적헬기 외형설계(기동형)”, HSDC-401-031162C, 국방과학연구소, 2003.
- [10] 오우섭, 김준모, “한국형 다목적헬기 성능해석 연구”, MADC-501-050903, 국방과학연구소, 2005.
- [11] 김준모, “중형 헬리콥터 로터 시스템 개념설계 연구”, 한국군사과학기술학회지, 제8권 제3호, pp. 33~41, 2005. 9.