

파라미터 최적화를 이용한 소형 헬리콥터 기본 설계 기법 연구†

황경정* · 권정호* · Guo Caigen**

* 수송시스템공학부, ** 남경항공항천대학

<요 약>

헬리콥터 설계 과정에서 초기 외형 형상 및 치수 결정을 위한 적절한 기본 설계 변수값들의 결정 여부는 설계의 성패를 좌우한다. 그러나 이러한 기본 설계 변수들은 보통 변수 상호간 서로 상반되게 비행 성능에 영향을 주므로 설계 목적에 부합되는 최적의 설계 변수값을 결정하기가 쉽지 않다. 본 연구에서는 소형 헬리콥터의 주요 성능 분석 모델과 최적화 기법을 통하여 기본 설계 변수를 결정하는 과정을 고찰하였다. 그리고 유사 기종에 대한 실제 설계 데이터와 남경항공항천대학이 보유하고 있는 최적화 전산 프로그램을 활용하여 주어진 설계 요구 성능의 헬리콥터에 대한 기본 설계 변수값을 계산하고 외형 설계를 수행하였다.

A Study on Preliminary Design Technique for Small Helicopter Using Parameter Optimization †

Jung-Ho Kwon* · Kyung-Jung Hwang* · Guo Caigen**

* School of Transportation Systems Engineering

** Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(NUAA)

<Abstract>

A preliminary design method for multipurpose small helicopter using parameter

† 본 연구는 과학기술정책관리연구소에서 지원하는 한·중 과학기술협력 사업의 일환으로 수행된 연구내용 중 일부임을 밝힙니다.

optimization, was studied. The analytical models of design optimization was reviewed in terms of flight performances according to the design requirements. The computations of real preliminary design parameters were carried out in virtue of the in-house computer program for optimal design at NUAA and the determination of helicopter configuration and sizing was also performed in accordance with calculated results.

1. 서론

초기 설계 과정에서 적절한 기본 설계 변수값을 결정하지 못한다면 설계 요구 조건에 부합되는 헬리콥터를 최종적으로 설계하기가 어려워진다. 즉, 초기 설계 단계에서 결정하게 되는 기본 설계 변수는 헬리콥터의 전체 성능에 큰 영향을 주게 되므로 설계 요구 조건에 맞추어 주요 설계 변수를 선택하고 각 설계 변수가 설계 요구에 제시된 성능에 미치는 영향의 정도에 따라 적절한 설계치를 결정하는 것이 설계의 성공을 좌우하게 되므로 주요 설계 변수의 결정에 신중을 기해야 한다. 그러나 이러한 주요 설계 변수들은 상호 서로 영향을 주게 되므로 반복적인 시행 착오 계산을 통하여 최적의 설계치를 결정하기는 매우 어려운 일이다[1,2].

헬기의 주요 기본 설계 변수로는 설계 총중량 G , 회전면 하중 p , 동력 하중 q , 로터 실도 σ 그리고 로터 깃끝 속도 ΩR 등이 있으며 각각에 대하여 필요 동력과 비행 성능과의 관계를 고려하여 최적의 설계치를 결정하게 된다[3,4]. 본 연구에서는 파라미터 최적화 기법을 이용하여 헬리콥터 기본 설계 변수를 결정하는 알고리즘을 고찰하고 남경항공항천대학의 최적화 전산 프로그램을 활용하여 주어진 소형 헬기의 설계 요구 성능과 사양으로부터 기본 설계 변수값을 결정하고 외형 설계를 수행하였다.

2. 파라미터 최적화를 통한 설계 변수 결정

기본설계 단계에서 관련 파라미터의 최적화를 통하여 설계 변수값을 결정하기 위한 최적화의 분석 모형은 비행 성능 및 안정성, 엔진 동력, 중량 등의 요구 조건에 따라 설정되며 설계기준 및 요구 조건을 만족하는 최적 설계 방안을 기존의 최적화 기법을 통하여 얻게 된다. 이러한 최적화 계산 단계를 요약하면 다음 그림 1과 같다.

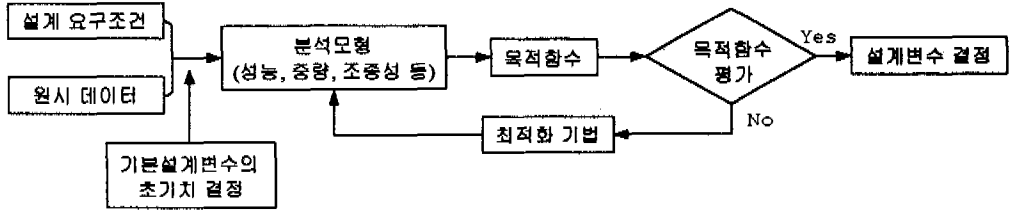


그림 1. 파라미터 최적화 절차개요

2.1 최적화의 수학적 모델

최적화 계산과 관련되는 설계 변수 벡터는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$X = [G, p, \Omega R, N, k, \dots, \sigma]^T \quad X \in R^n$$

여기서, G : 설계 총중량, p : 회전면 하중, ΩR : 깃끝 속도,

N : 엔진 동력, k : 로터 깃수, σ : 로터 실도

최적화를 통하여 설계 변수를 효율적으로 결정하기 위하여 대상 변수를 가능한 최소화 하는 것이 좋다. 따라서 목적 함수에 영향이 적은 변수는 상수로 간주하여 설계 변수 공간을 최소로 형성시키도록 한다. 그리고, 목적 함수, $F(X)$ 는 설계의 목표에 따라 다르게 설정될 수 있으며 여기서는 다음과 같이 정의되는 중량효율(Efficiency of Weight)을 목적 함수로 사용한다. 즉,

$$\bar{G} = \frac{(G - G_{em})}{G} = \frac{G_u}{G} = \frac{G_u + G_f}{G} \quad (1)$$

여기서 설계 총중량, G 는 다음 식으로 표현된다.

$$G = G_{em} + G_u = G_{em} + (G_f + G_u) \quad (2)$$

단, G_{em} : 공허중량(Empty Weight), G_f : 연료중량(Fuel Weight),

G_u : 유효중량(Useful Weight)

그리고 설계 기준이나 요구 성능 등을 다음과 같이 구속 조건의 식으로 표현할 수 있다. 즉,

$$g_i(X) \geq a_i \quad (i = 1, 2, \dots, m) \quad (3)$$

여기서 구속조건에 해당하는 비행성능 요구조건으로는 최대 속도, 제자리 비행 고도, 운

용 최대 고도, 최대 항속 거리, 최대 항속 시간, 최대 상승 속도 등이 있다. 즉, 여기서 최적화의 수학적 모델은 설계 변수 공간 R^n 내의 한 개의 벡터량 X 에 대해 주어진 조건 하에서 벡터량 X 가 목적 함수 $F(X)$ 를 최대화하는 설계 변수 X 를 구하는 것으로 다음과 같이 표현할 수가 있다.

$$\begin{aligned} & \text{maximize } F(X) \quad X \in R^n \\ & \text{subject to } g_i(X) \geq a_i \quad (i=1, 2, 3, \dots, m) \end{aligned} \quad (4)$$

2.2 최적화 방법

헬리콥터 주요 설계 변수의 목표면 특성에 따라 두 단계로 해석을 수행하게 되는데 우선 벌칙 함수를 사용하여 제약 조건이 있는 비선형 문제를 제약 조건이 없는 비선형 문제로 바꾼 다음 직접적인 최적화 기법을 사용하여 비제약 비선형 문제를 풀게 된다[5]. 제약 조건이 있는 비선형 문제를 제약조건이 없는 비선형 문제로 바꾸기 위해 다음과 같이 새로운 목적 함수를 구성하게 된다.

$$R(X, M) = F(X) + \sum_{k=1}^m M_k [g_k(X)] \quad (5)$$

여기서, $F(X)$ 는 원래의 목적 함수이고 $g_k(x)$ 는 구속 조건과 관계되는 벌칙항으로써 다음과 같이 설정한다. 즉,

- X 가 유용영역 내에 있을 때, $g_k(X) = 0$
- X 가 불용영역 내에 있을 때, $g_k(X) = \sum_{k=1}^m [1 + (Y_k - J_k)^2]$

여기서 Y_k 는 제 k 번의 성능 계산값, J_k 는 제 k 번의 성능 제약값, M_k 는 벌칙 인자를 각각 나타낸다. 그리고 직접적인 최적화 기법으로 구속이 없는 다차원 비선형 문제를 풀게 되는데 여러 가지 방법 중 헬기 설계 변수 최적화에 많이 사용하는 방법으로는 랜덤포인트법, 단순형법, Powell법 등이 사용된다[7].

2.3 분석 모형

헬기의 주요 기본 설계 변수 결정과 관련하여 엔진 분석, 구조 분석, 성능 분석과 경계성 분석등 여러 가지 분석 모형의 까다로운 해석 과정이 수반된다. 그러나 초기 설계 과정에서 설계 요구 조건의 우선 순위에 따라 되도록 분석 대상 범위를 주요 성능에 국한시켜 설계 변수를 최적화 함으로써 설계 방안을 결정하게 된다. 여기서는 다음의 네가지 성능과 목적 함수인 중량 효율을 분석하기 위하여 중량식에 대한 분석 모형을 고찰하기로 한다.

가. 최대 속도, V_{max} 의 결정

최대 속도는 엔진 동력과 깃의 실속 및 압축성에 좌우되게 된다. 최대 속도를 계산하는데 비행 성능, 엔진 출력, 기본 설계 파라미터(특히 고도)와 관련하여 다음 세 가지 경우를 고려할 수 있다. 즉,

- Case 1 : (그림 2(a) 참조) 엔진 출력, 깃 실속 및 압축성 한계에 의해 최대 속도가 결정되는 경우로 이때 엔진 동력을 최대로 활용하지 못할 수도 있다.
- Case 2 : (그림 2(b) 참조) 동력 한계 곡선, 실속 및 압축성 영향 곡선이 한 점에서 만나는 경우로써 이 점에서는 엔진 동력을 최대로 활용이 가능하다. 그러나, 기본 설계 변수가 서로 일치되지 않을 경우가 많으며 이때 추가적인 구속 조건이 필요하게 된다.
- Case 3 : (그림 2(c) 참조) 동력 한계 곡선과 실속 영향 곡선으로만 결정하는 경우로써 이 경우는 압축성 영향 곡선은 나머지 두 곡선보다 훨씬 높은 경우에 해당한다.

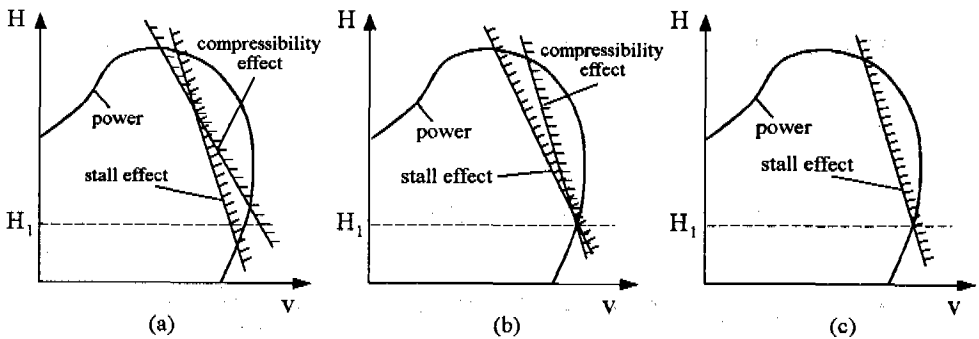


그림 2. 최대속도, V_{max} 결정의 세가지 경우

1) 동력 한계로 최대 속도 결정, V_1

주회터의 이용동력(available power), $N_a^{(H)}$ 는 다음 식으로 표현된다.

$$N_a^{(H)} = \zeta A_e N_e^{(0)} \tag{6}$$

단, A_e : 엔진의 고도 특성 계수 (해면 고도에서는 1)

$N_e^{(0)}$: 해면 고도에서의 엔진 정격 출력

ζ : 동력 전달 계수

동력 전달 계수, ξ 는 엔진 형식에 유관하며 로터 전진비, μ 의 함수로 나타난다. 그리고 수평 비행시의 단위 중량 당 필요 동력, $\bar{N}_r^{(H)}$ 은 다음 식과 같다. 즉,

$$\bar{N}_r^{(H)} = \bar{N}_1 + \bar{N}_2 + \bar{N}_3 \quad (7)$$

여기서 \bar{N}_1 는 유도동력, \bar{N}_2 는 형상저항동력, \bar{N}_3 는 각각 유해저항동력을 나타내며 이들로부터 계산된 필요 동력식은 다음과 같다.

$$\bar{N}_r^{(H)} = \frac{1}{150} \rho \pi R^2 (\Omega R)^3 \left[J \left(\frac{2P}{\rho (\Omega R)^2} \right)^2 \frac{1}{4x\mu} + \frac{k_p}{4} C_M \sigma + \bar{C}_x \mu^3 \right] \quad (8)$$

여기서, J 는 유도동력 보정계수, x 는 깃끝 손실계수

μ 는 로터 전진비 ($= \frac{V_1}{\Omega R}$), k_p 는 형상저항 보정계수

그리고 이용 동력과 필요 동력에 대한 구속 조건식을 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$N_a^{(H)} = \bar{N}_r^{(H)} \cdot G \quad (9)$$

그러므로 (6),(7)식을 식(9)에 대입하여 정리하면,

$$4\rho \frac{G}{P} \bar{C}_x V_1^4 - [600\xi A_e N_e^{(0)} - \rho \frac{G}{P} (\Omega R)^2 k_p C_M \sigma] V_1 + \frac{4JPG}{\rho x} = 0 \quad (10)$$

여기서, $J = J_0 (1 + 3\mu^2)$ 로 $J_0 \approx 1.05 \sim 1.10$ 의 값을 가지나 초기 설계 시에는 대개 $J_0 = 1.07$ 로 취하도록 한다. 그리고, $k_p = k_{p_0} (1 + 4.65\mu^2)$ 로 $k_{p_0} \approx 1.0 \sim 1.1$ 의 값을 가지나 초기 설계 시에는 대개 $k_{p_0} = 1.05$ 로 취하여 계산한다. 초기설계 시 취하는 계수값은 보통 로터깃의 비틀림 각이 $-8^\circ \sim -5^\circ$ 사이에서 유효하다. 그리고 위의 식에서 \bar{C}_x 는 유해항력 계수이며, 초기설계 단계에서는 대개 다음의 경험식[6]을 사용할 수 있다. 즉,

$$\bar{C}_x = \frac{0.00741 G^{2/3}}{\pi R^2} \quad (11)$$

그리고, C_M 은 70% 스펠에서의 깃 단면 형상 항력 계수로 익형에 따라 포물선 식으로 나타난다. 그리고 C_M 은 70% 스펠에서의 익형 양력 계수로서 다음 식으로 표현된다.

$$C_{y1} = \frac{6p}{\rho_0 \times k_T \Delta \sigma (\Omega R)^2} \quad (12)$$

단, $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$: 해면 대기밀도

$k_T = k_{T_0}(1 - \mu^2)$: 추력 수정 계수

여기서, $k_{T_0} \approx 0.95 \sim 0.98$ 로써 로터깃의 비틀림각이 $-8^\circ \sim -5^\circ$ 사이에서는 보통 초기 설계 시 $k_{T_0} = 0.96$ 을 취한다. 위에서 정의된 계수들을 사용하여 V_1 에 대한 고차방정식이 분법 또는 다른 방법을 사용하여 해를 구하게 된다.

2) 후진깃의 실속 한계로부터 최대 속도 결정, V_2

로터깃의 실속 조건을 다음과 같이 쓸 수가 있다.

$$C_{y7,270} \leq C_{y \max} \quad (13)$$

여기서 $C_{y7,270}$ = 후진깃의 70% 스펜에서의 익형양력계수

$C_{y \max}$ = 스펜방향의 최대 익형양력계수

그런데, $C_{y7,270} \approx C_{y1}(1 + 4\mu)$ 로 알려져 있고 앞의 (12)식으로부터 다음 식을 얻을 수 있다.

$$\mu = \frac{\rho_0 (\Omega R)^2 \times \sigma k_T C_{y \max}}{24P} - \frac{1}{4} \quad (14)$$

그런데, $\mu = \frac{V}{\Omega R}$ 이므로 후진깃의 실속 한계로부터 최대 속도는 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$V_2 = \frac{\rho_0 (\Omega R)^3 \times \sigma k_T C_{y \max}}{24P} - \frac{\Omega R}{4} \quad (15)$$

3) 전진깃의 압축성 한계로부터 최대 속도 결정, V_3

70% 스펜 위치에서 전진깃에 발생하는 최대 속도는 다음 식과 같이 표현할 수 있다.

$$V_{\max} = M_{1j} a - 0.7 \Omega R \quad (16)$$

여기서, M_{1j} 는 70% 깃스팬 위치에서의 익형 단면 임계 마하수로써 $C_{y7.90}$ 에 유관하며 $C_{y7.90}$ 는 다음 관계가 있다.

$$C_{y7.90} \approx (1 - 2.1\mu) C_{y\alpha} \quad (17)$$

그리고 익형 종류에 따라 M_{1j} 는 결정된다.

설계 과정에서 실제 계산 절차는 위의 세 경우에 대하여 각각 초기치, V_0 를 먼저 설정하고 반복계산을 통하여 각 경우의 최대 속도를 결정한다. 그리고 주어진 고도, H에서 위의 세 경우에 대해 각각 얻은 최대 속도 중 최소치를 최대 속도, V_{\max} 로 결정하게 된다.

나. 제자리 비행 고도, H

지면효과(Ground Effect)가 없는 상태에서의 최대 제자리 비행 고도, H_{OGE} 는 다음과 같이 고도에 따른 필요 동력과 이용 동력의 평형으로부터 얻게 된다. 즉, 동력 평형식은,

$$G \bar{N}_r = \zeta A_e N_e^{(0)} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} 75 \zeta A_e N_e^{(0)} &= \frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\Omega R)^3 (JG\mu + \frac{1}{4} k_p C_{xl} \sigma) \\ &= \frac{1}{2} GJ \sqrt{\frac{p}{x\Delta}} + \frac{1}{64} \frac{G}{p} (\Omega R)^3 k_p C_{xl} \sigma \Delta \end{aligned} \quad (19)$$

여기서 고도와 대기 밀도 사이의 관계식은,

$$\Delta = 1 - 0.021 \frac{H}{250} \quad (20)$$

이므로 위의 두 식으로부터 고도 H를 결정하게 된다. 이때 실제 계산 프로그램 상에서는 초기 고도를 가정하고 위의 조건에 따라 반복적으로 계산하여 필요 동력과 이용 동력 차이가 허용치 내에 있게 되는 고도를 H_{OGE} 로 취하게 된다. 그리고 지면 효과를 고려한 제자리 비행 고도, H_{IGE} 는 다음과 같이 구한다. 즉, 지면 효과가 없을 때의 로터 필요 동력 계수, m_k 는 다음 식으로 표현된다.

$$m_k = \frac{1}{4} \sigma k_p C_{xl} + \frac{J C_T^{3/2}}{2\sqrt{x}} \quad (21)$$

$$\text{단, } C_{xl} = \delta_0 + \delta_1 C_y + \delta_2 C_y^2$$

지면 효과를 고려할 때 추력이 일정한 조건에서 유도 동력과 형상 저항 동력계수는 감

소하게 되는데 이때 감소량은 로터 중심에서 지면까지의 거리, h 와 로터 반경, R 의 비에 좌우되는 것으로 알려지고 있다. 형상 저항 동력에 대한 지면 효과는 위의 식에서 두 번째 항에만 영향을 미치므로 제자리 비행시의 필요 동력 계수, m_k 는 영향 계수, Λ 를 써서 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$m_k = \frac{1}{4} \sigma k_p \delta_0 + \Lambda \left[\frac{1}{4} \sigma k_p (\delta_1 C_y + \delta_2 C_y^2) + \frac{J C_T^{3/2}}{2\sqrt{x}} \right] \quad (22)$$

단, Λ 는 지면 영향 계수로서 h/R 의 함수임.

여기서, $\frac{1}{4} \sigma k_p (\delta_1 C_y + \delta_2 C_y^2) + \frac{J C_T^{3/2}}{2\sqrt{x}} = \Delta m_{k_0}$ 로 두면

$$m_k = \frac{1}{4} \sigma k_p \delta_0 + \Lambda \Delta m_{k_0} \quad (23)$$

로 쓸 수 있다. 그러므로 $\zeta A_e N_e^{(0)} = f_N \cdot m_k$ 인 동력 평형 조건으로부터 고도가 결정된다.

다. 항속 성능의 결정

수평 비행시의 시간당 연료 소모율을 q_h , 그리고 수평 비행시의 단위 거리당 연료 소모율을 $q_{km} (= \frac{q_h}{V})$ 라면 최대 항속 성능은 다음과 같이 표현된다.

$$\text{- 최대항속시간} = \frac{G_{f,cr}}{(q_h)_{\min}} \quad (24)$$

$$\text{- 최대항속거리} = \frac{G_{f,cr}}{(q_{km})_{\min}} \quad (25)$$

여기서 $G_{f,cr}$ 는 순항 비행시 사용 가능 연료 소모량으로 다음과 같이 표현된다.

$$G_{f,cr} = G_{f,t} - \sum (\Delta G_{f,i}) \quad (26)$$

단, $G_{f,t}$: 총연료중량

$\Delta G_{f,i}$: 이륙, 제자리 비행, 상승 진입, 하강 및 착지 제자리 비행중의 소모 연료량

즉, 최대 항속 거리는 비행 속도, V 에 대한 필요 동력, N_r 곡선에서 $(\frac{N_r}{V})_{\min}$ 인 조건, 즉 최적 속도, V_{opt} 에 대한 항속거리이다. 이때 최대 항속 거리 식은,

$$L_{\max}^{(0)} = \frac{G_{f,cr}}{\left(C_e \frac{N_r}{\xi V}\right)} \quad (27)$$

단, C_e : 엔진 연료 소모율

또한 최대 항속 시간은 최고 경제 속도에 해당하는 항속시간으로써 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$t_{\max}^{(0)} = \frac{G_{f,cr}}{\left(C_e \frac{N_r}{\xi}\right)_{\min}} \quad (28)$$

주어진 고도에서 수평 비행시 필요 동력의 식은,

$$N_r = \frac{1}{75\xi} \left[\frac{JG_{bj}}{2\rho x V} + \frac{1}{2} \frac{G_{bj}}{\rho} \rho (\Omega R)^2 \frac{k_p}{4} C_{x\sigma} + \frac{1}{2} \rho \bar{C}_x + \frac{G_{bj}}{\rho} V^3 \right] \quad (29)$$

여기서, G_{bj} 는 평균 비행 중량으로써 다음과 같이 표현된다.

$$G_{bj} = G - \frac{1}{2} G_{f,cr} - (\Delta G_1) - (\Delta G_2) \quad (30)$$

단, G : 이륙 총중량

ΔG_1 : 상승 비행 연료 소모량

ΔG_2 : 제자리 비행 연료 소모량.

실제 계산 프로그램 상에서는 $V_{\max} \sim 0.5V_{\max}$ 사이를 구간 별로 나누어 각각의 V 에 대하여 반복적으로 N_r 을 계산하고 N_r, V, ξ 를 L_{\max}, t_{\max} 공식에 대입하여 얻어지는 값 중 최대치를 각각 $L_{\max}^{(0)}$ 와 $t_{\max}^{(0)}$ 로 취한다. 그러나 실제 설계에 적용하는 최대 항속 거리 또는 시간은 위에서 구한 최대값에 다음을 추가하여 결정한다.

$$L_{\max} = L_{\max}^{(0)} + \Delta L_1 + \Delta L_2 \quad (31)$$

여기서 $\Delta L_1, \Delta L_2$ 는 각각 이륙 후 상승하여 수평 비행 진입시까지의 수평 비행 거리와 수평 비행에서 벗어나 하강 착륙 상태까지의 수평 거리로써 대개 $\Delta L_1 + \Delta L_2 \approx 10 \sim 15 \text{ km}$ 로 취하여 계산한다. 또한,

$$t_{\max} = t_{\max}^{(0)} + \Delta t_1 + \Delta t_2 \quad (32)$$

여기서 $\Delta t_1, \Delta t_2$ 는 각각 이륙 후 상승하여 수평 비행 도달까지 및 수평 비행에서 하강하여 착륙할 때까지의 체공 시간으로 대개 $\Delta t_1 + \Delta t_2 \approx 6 \sim 8$ 분 정도로 취한다.

라. 최대 상승율, $V_{y_{\max}}$

우선 최대 속도 범위 내에서 순항 속도와 그때의 최소 필요 동력, $(N_r)_{\min}$ 을 계산한다. 그러므로 잉여 동력, ΔN 은 다음과 같다.

$$\Delta N = N_a - (N_r)_{\min} \quad (33)$$

그리고 이때 최대 상승율, $V_{y_{\max}}$ 은 다음 식으로 표현된다.

$$V_{y_{\max}} = k_{ps} 75 \frac{\Delta N}{G} \quad (34)$$

단, k_{ps} : 상승 보정 계수

따라서 (8), (29) 그리고 (33) 식으로부터 위의 식을 정리하면 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$V_{y_{\max}} = \sqrt{\frac{p}{\Delta}} \left(e_1 \frac{A_e}{a} \sqrt{\frac{\Delta}{p}} - e_2 \right) - e_3 10^{-3} \frac{D^3 n^3 \sigma}{p} \Delta \quad (m/sec) \quad (35)$$

여기서, n 은 로터 rpm 이고 e_1, e_2, e_3 는 상수값으로 $e_1 = 61, e_2 = 0.895, e_3 = 1.95$ 로 취한다. 이론적으로 최대 상승율이 0이 되는 조건에서 실용 상승 한도(Service Ceiling)를 얻게 되나 실제 계산에서는 보통 $V_{ym} \leq 0.5$ m/sec 일 때를 실용 상승 한도 결정의 기준으로 삼는다. 그러나 실용 상승 한도 결정을 위해 반복 계산을 하는 과정에서 실속 한계를 만족하는지 매번 확인할 필요가 있다.

마. 중량 관계식

설계 총중량은 다음 식으로 나타낼 수 있으며 각 구성 부품의 중량 근사식은 참고문헌 [6]에서 통계적 경험식으로 제시하고 있다.

$$G = G_u + G_{em} + G_f \quad (36)$$

여기서, G_u : 유상하중, G_{em} : 공허하중, G_f : 연료총중량

3. 소형 헬리콥터의 기본 설계 변수의 계산

앞에서 고찰한 파라미터 최적화를 통한 기본 설계 변수 결정 과정을 실제 헬리콥터 설계에 적용하기 위하여 다음 표 1에서 주어진 성능 요구 조건을 만족하는 소형 헬기에 대한 기본 설계 변수 계산을 수행하기로 한다.

표 1. 설계 대상 소형 헬기의 주요 성능 요구 조건

- Max. T-O weight (internal and external payload)	7700~8000 lb (3500~3600 kg)
- Max. speed at S/L	140 knots (260 km/h = 72 m/s)
- Max. forward rate of climb at S/L	2000 ft/min (609 m/min = 10.16 m/s)
- Hovering ceiling IGE OGE	9000 ft (2700 m) 8000 ft (2400 m)
- Service ceiling	15,000 ft (4570 m)
- Max. range at cruising speed (no reserves)	500~550 nm (930~1020 km)
- Endurance at S/L (Standard fuel , no reserves)	about 3.0 hrs
- Preferable Regulation to be applied	FAR
- Engine type	Turbomeca Arriel 1C1
- Crew(1) + Pass.(6~7)	
- S/L Temp.	15℃

3.1 초기 입력 설계 변수값의 결정

가. 중량계산

사용 엔진이 주어졌으므로 연료 소모율이 결정되었고 따라서 최근의 유사기종과 같이 유효 중량비가 0.48이 되도록 설계 총중량을 다음과 같이 결정한다. 즉,

$$G_{T0} = 8000 \text{ lb} \approx 3600 \text{ kg}$$

$$G_f = 2(3.0 \times G_{fc} + 0.5 \times G_{fb}) = 2(3.0 \times 160 + 0.5 \times 186) = 1146 \text{ kg} \quad (37)$$

여기서 G_{fc} 는 순항 상태에서 엔진 1대의 시간당 연료 소모율(최대 연속 출력 상태), 그리

고 G_{fto} 는 이륙 상태에서 엔진 1대의 시간당 연료 소모율을 나타낸다. 따라서

$$\begin{aligned} G_{use} &= 0.48G_{TO} - G_f = 0.48 \times 3600 - 1146 \cong 582 \text{ kg} \\ &= 1 \times 75 + 7 \times 70 + (\text{baggage}) \end{aligned} \quad (38)$$

나. 로터반경(R) 계산 ($H_{OGE} = 2400\text{m}$ 에서)

$$D = \frac{W^{3/2}}{37.25 \zeta \sqrt{\rho / \rho_o} \eta_o P_e^{(h)} \sqrt{\kappa}} \quad (39)$$

위 (39)식에 각각 다음의 데이터를 대입하여 계산한다.

$$\begin{aligned} G &= 3600 \text{ kg}, \quad \zeta = 0.84, \quad \sqrt{\rho / \rho_o} = 0.88831, \quad N_e^{(h)} = 420 \text{ kW} \times 2 \text{ 대} = 840 \text{ kW} = 1126 \text{ hp}, \\ \kappa &= 0.92 \text{ (보통 } \kappa = 0.90 \sim 0.94 \text{ 이므로 평균치를 취함)} \end{aligned}$$

여기에서 보통 $\eta_o = 0.6 \sim 0.7$ 이므로

$$\eta_o = 0.7 \text{ 일때 } D = 10.28 \text{ -----} > \therefore R = 5.14$$

$$\eta_o = 0.6 \text{ 일때 } D = 11.99 \text{ -----} > \therefore R = 6.0$$

따라서 위의 범위에서 안전성을 감안, R의 최대치를 취하여 $R = 6.0\text{m}$ 로 간주한다.

다. 로터 깃끝 속도(ΩR) 계산

일반적으로 전진비 μ 의 범위는 대략 0.28~0.32 정도이며 순항 속도, $V_m=200 \text{ km/h}$ 일 때 $\mu=0.3$ 이고 $V_m=240 \text{ km/h}$ 일 때 $\mu=0.32$ 로 대개 주어진다. 여기서의 최대 순항 속도 $V_m=260 \text{ km/h}$ 일 때 전진비의 범위 내에서 최대치인 $\mu=0.32$ 를 취하여도 초기치 결정에는 큰 오차를 가져오지 않을 것으로 예상할 수 있다. 전진비 μ 와 로터 깃끝 속도 ΩR 은 속도 V 가 고정되었을 때 서로 상반 관계에 놓이게 된다. 또한 깃끝 속도는 로터 실도 및 주요 성능에 영향을 미치게 되고 따라서 전진비는 깃끝 속도 및 최대속도와와의 관계를 고려하여 신중하게 결정되어야 한다. 위와 같은 조건으로부터,

$$\Omega R = \frac{V}{\mu} = \frac{260}{3.6 \times 0.32} \cong 226 \text{ m/s} \quad (40)$$

$$\text{또한 } \Omega R = \frac{2\pi n R}{60} \text{ 에서 분당 회전수, } n = \frac{30 \times \Omega R}{\pi R} = 360 \text{ rpm}$$

라. 로터 실도(solidity) 계산

다음의 로터 실도 계산식으로부터 아래의 관련 데이터를 대입하여 계산하면, 즉

$$\sigma = \frac{48p(1+4\mu)}{\Delta k_{T_0} \kappa (\Omega R)^2 (1-\mu^2) C_{y_{max}}} = 0.066 \quad (41)$$

$$p = \frac{W}{\pi R^2} = \frac{3600}{\pi \times 6.0^2} = 31.83 \text{ kg/m}^2 \quad (p : \text{disk loading}) \quad (42)$$

여기서, $\mu = 0.32$, $\Delta = \frac{\rho}{\rho_0} = 1$ (해면고도), $K_{T_0} = 0.96$ ($K_{T_0} = 0.95 \sim 0.98$, 통상 0.96)

$$\kappa = 0.92, \quad C_{y_{max}} = 1.26 \quad (\text{NACA0012 airfoil data})$$

마. 임계 마하수 계산

다음의 임계 마하수 계산식에 아래 관련 데이터를 대입하여 계산하면, 즉

$$C_{y_l} = \frac{48p}{\sigma \kappa (\Omega R)^2 \Delta k_T} \quad (43)$$

여기서, $\sigma = 0.066$, $p = 31.83 \text{ kg/m}^2$, $\kappa = 0.92$, $\Omega R = 226 \text{ m/s}$, $\mu = 0.32$

$$\Delta = \frac{\rho}{\rho_0} = 1 \text{ (해면고도)}, \quad k_T = k_{T_0}(1-\mu^2) = 0.8555 \quad (k_{T_0} = 0.96)$$

이상을 대입하여 정리하면 $C_{y_l} = 0.576$ 이 되고 따라서 $C_{y_{l,90}} = (1-2\mu)C_{y_l} = 0.2074$ 가 되므로 임계 마하수는 $M_{kp} = -0.30(C_{y_{l,90}})^2 - 0.14(C_{y_{l,90}}) + 0.73 = 0.6881$ 이 된다. 또한 최대 순항 속도 $V = 260 \text{ km/h}$ 에서의 마하수는,

$$M = \frac{V + 0.7\Omega R}{a} = 0.6777 \quad (44)$$

이므로 $M < M_{kp}$ 가 되어 설계 요구 조건을 만족하게 된다. 그리고 익형 단면 시위는 깃수, $k=4$ 이므로,

$$\sigma = \frac{kbR}{\pi R^2} = \frac{kb}{\pi R} \quad (45)$$

이고 따라서 $b = \frac{\sigma \pi R}{k} = \frac{0.0887 \times \pi \times 5.5}{4} = 0.311 \text{ m}$ 가 된다.

3.2 파라미터 최적화 계산

위에서 계산된 기본 설계 변수값을 초기 입력 자료로 하여 남경항공항천대학 헬기연구소의 파라미터 최적화 프로그램을 활용하여 설계 대상 소형 헬리콥터의 최적 설계 변수값을 계산하였다. 계산에 사용된 기본 설계 변수는 설계 총중량 G , 회전면하중 p , 깃끝 속도 ΩR , 로터 실도 σ 를 사용하였다. 또한 최적화 프로그램은 random point method와 simplex method가 동시에 사용되었으며 총 100번의 반복계산에 약 15분의 시간이 소요되었다.

다음 표 2는 최적화 계산 결과를 기본 설계 변수값 및 주요 성능 요구 조건과 비교하여 보여 주고 있다. 표에서 보듯이 엔진출력과 연료소모량이 일정한 경우에 성능계산결과 의 오차는 5%보다 작으며 유상하중은 4.81% 증가, 공허중량은 5.77% 감소, 유효하중비는 4.17% 증가하였다. 이 결과로부터 기본설계과정에서 파라미터 최적화 프로그램의 사용은 설계시간의 단축과 함께 성능요구조건을 만족시키면서 보다 향상되고 최적화된 헬리콥터 형상 치수값을 계산하는데 효율적이라 할 수 있다.

term		design requirement	Preliminary design parameter	the results of optimization
preliminary performance	P_d (kg/m ²)	25~35	31.83	29.4538
	W (kg)	3500~3900	3600	3520.37
	V_r (m/s)	200~250	226	227
	σ	0.045~0.09	0.066	0.06723
performance	V_m (m/s)	> 72	72.22	77.22
	L_m (km)	> 930	925	1287
	T_m (h)	> 3.0	3.0	6.0
	V_{ym} (m/s)	> 10	10.16	10.16
	H_s (m)	> 4500	4570	5086
	H_{OGE} (m)	> 2400	2400	2514
	H_{IGE} (m)	> 2700	2700	3347
	W_u (kg)		582	610
	W_{em} (kg)		1872	1764
	P_s (kw)		642	642
	W_f (kg)		1146	1146
	\bar{W}		0.48	0.5

표 2. 최적화 계산 결과

4. 외형 설계도 작성

위의 최적화 계산 결과로부터 설계 대상 헬기의 삼면도 작성에 필요한 기본 형상 치수를 요약하면 다음과 같다.

4.1 Rotor Data

Main Rotor	Data	Calculation of Main Rotor Data
R	6.17 (m)	
H	3.5 (m)	
k	4	
α_{rs}	4.5°	$= 35.3 \Delta C_x V^2 = 35.3 \times 1 \times 3.1 \times 10^{-5} \times \left(\frac{242}{3.6}\right)^2 = 0.074 \text{rad} \approx 4.5^\circ$
\bar{C}_x	0.01009	$= \frac{\Sigma \bar{C}_x S}{G} = \frac{0.01009 \times \pi R^2}{G} = \frac{0.01009 \times \pi \times 6.17^2}{3520 \times 9.8}$
C_x	3.5×10^{-5}	
R_c	1.23 (m)	$= 0.2R$
φ	4.5	$= 12^\circ \sim 15^\circ$
θ_z	14°	$= \theta_z + 15^\circ \geq 30^\circ$
θ	14°	
β	32°	
B	2.47 (m)	$B/R = 0.4 \sim 0.45 \therefore B = 0.4 \times 6.17$

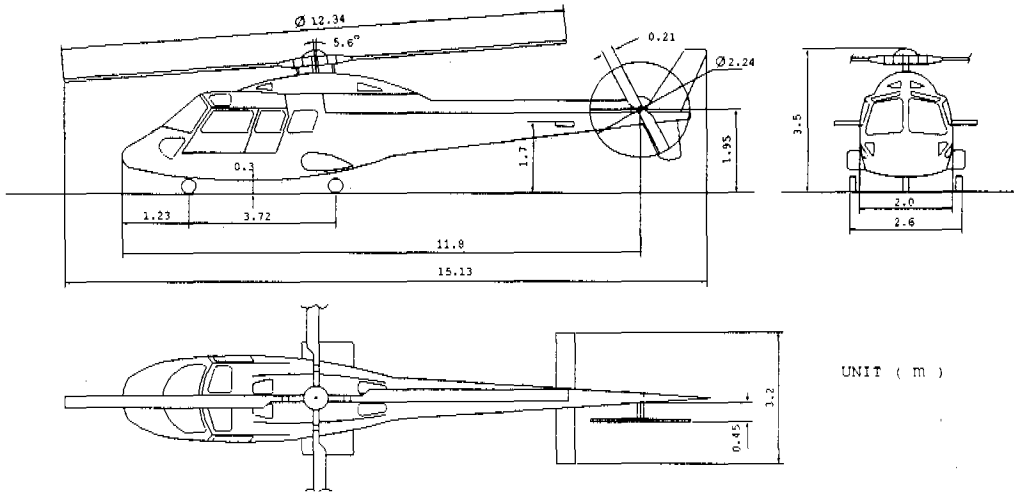
4.2 Tail Rotor Data

Tail Rotor	Data	Calculation of Tail Rotor Data
Type	push type	
$\frac{D_t}{D}$	$\frac{1}{5.57}$	$= \frac{1}{A_t - 0.00564p} = \frac{1}{7.2 - 0.00564 \times 29.45 \times 9.8}$
D_t	2.24 (m)	$= \frac{D}{5.57} = \frac{12.34}{5.57}$
S	0.424 (m)	$= S/r = 0.34 \sim 0.4 \therefore S = 0.4 \times 1.06 = 0.424$
L_{Rt}	7.49 (m)	$= R + R_t + \Delta L = 6.17 + 1.12 + 0.2 \quad (\Delta L = 0.15 \sim 0.25)$

4.3 Horizontal Tail

Horizontal Tail	Data	Calculation of Horizontal Tail Data
ℓ	5.55 (m)	$= (0.9 \sim 1.1)R = 0.9 \times 6.17$
S	2.6 (m)	$= 3.152 \times 10^{-3} \times G/\ell = 3.152 \times 10^{-3} \times 3520/4.26$

이상과 같이 주요 제원 및 형상과 치수에 대한 기본 설계 변수 결과를 이용하여 얻은 소형 헬리콥터의 외형 삼면도는 그림 3과 같다.



UNIT (m)

중 량 (kg)		엔 진	
기체중량	1859	형식	Turbomeca Arriel 1C1
최대이륙중량	3520	대수	2
연료중량	1146	최대이륙동력	1320 hp
		최대가용동력	1206 hp
주 로터 및 꼬리 로터 파라미터		주 로터	꼬리 로터
반경 (m)	R	6.17	1.12
시위 (m)	b	0.326	0.21
실도	σ	0.0672	0.1211
Blade 개수	k	4	2
깃끝속도 (m/s)	ΩR	227	207

그림 3. 기본 설계 결과 1차 삼면도와 주요 외형 치수

5. 결 론

일반적으로 항공기 설계단계는 크게 개념 및 예비설계, 기본설계, 상세설계의 세 단계로 구분할 수 있으며 이 중에서 특히 초기단계의 설계 결과는 전체 설계의 승패를 좌우하게 된다. 즉, 예비설계나 기본설계 과정에서 적절한 형상이나 치수가 결정되지 못한다면 상세 설계 과정에서 원활한 설계가 진행될 수 없고 많은 수정 및 보완설계가 요구되게 되고 심지어는 초기설계를 다시 해야하는 사태에 직면할 수가 있다. 이 경우 설계개발 일정의 차질과 더불어 많은 시간과 비용의 손실이 수반되게 된다. 특히 많은 기본설계 파라미터를 고려해야 하는 회전익 항공기의 경우 단시간에 설계 요구조건과 요구성능에 부합하는 외형과 치수를 효과적으로 결정하기란 대단히 어려운 작업이라고 할 수 있다. 따라서 파라미터 분석 또는 최적화를 통한 기본 설계 변수의 결정과 초기 형상과 치수 설계법은 매우 효율적인 방법이라고 할 수 있다.

참 고 문 헌

- [1] W. Johnson, "Helicopter Theory", Princeton University Press, 1981.
- [2] S. J. Davis, J. S. Wisniewski, "User Manual for HESCOMP, The Helicopter Sizing and Performance Computer Program", Boeing Vertol Report D210-10699-1, NASA CR-152018, Ames Research Center, Moffett Field Ca, 1973
- [3] R. W. Prouty, "Helicopter Performance, stability, and control", PWS Engineering Boston, USA.
- [4] Guo Caigen, Guo, Shilong, "Helicopter Preliminary Design", Aeronautical Industrial Publishing House, 1993(in Chinese)
- [5] J. S. Arora, "Introduction to Optimum Design", McGraw-Hill Co., 1994
- [6] 郭才根, 郭士友, "直升機總體設計", 航空工業出版社, 南京, 中國, 1993
- [7] W. H. Press, S. A. Teukolsky, "Numerical Recipes in Fortran", Cambridge, 1992.