

농용 무인헬리콥터의 가로균형을 위한 테일부 설계 및 추력 시험

구영모 배영환 석태수 신시균 박희진

Tail Rotor Design and Thrust Test for a Roll-balanced Agricultural Unmanned Helicopter

Y. M. Koo Y. Bae T. S. Seok S. K. Shin H. J. Park

Abstract

Aerial application using an unmanned agricultural helicopter would allow precise and timely spraying. The attitude of a helicopter depends on a number of dynamic variables for roll-balanced flight. Laterally tilting behavior of a helicopter is a physically intrinsic phenomenon while hovering and forwarding. In order to balance the fuselage, the rotor should be counter-tilted, resulting in the biased down-wash. The biased spraying toward right side causes uneven spray pattern.

In this study, a raised tail rotor system for the roll-balanced helicopter was studied. Thrust of the tail rotor system was measured and theoretically estimated for the fundamental database of the roll-balanced helicopter design. The estimated tail thrust and roll-moment would be used to design the raising height of tail rotor and roll balancing dynamics.

The unmanned agricultural helicopter required the tail rotor thrust of about 39.2 N (4.0 kgf) during hovering with a payload of 235.4 N (24 kgf). A raised tail rotor system would compensate for the physical tilt phenomena. A further attitude control system of helicopter would assist roll-balanced aerial spray application

Keywords : Unmanned Agricultural helicopter, Roll-balanced attitude, Tail rotor thrust, Anti-torque, Spray pattern

1. 서론

소형 무인 헬리콥터를 이용한 항공방제 기술은 효율적이며 안정된 생산과 농업 종사자의 작업환경을 개선하고 생력화하여 경쟁력을 갖출 수 있다(Koo et al., 2006a). 헬리콥터의 메인로터는 공기의 저항을 이기고 회전하기 때문에 메인로터의 회전과는 반대방향으로 기체가 회전하려는 반작용 토크가 존재한다. 이것을 반토크(anti-torque)라고 하는데, 이 토크를 상쇄시키도록 테일로터에 의해 평형토크를 발생시킨다. 테일 로터의 추력은 기체가 돌려고 하는 방향과는 반대로 작용하게 되고, 정지비행 상태는 반토크와 테일로터의 추력에 의한

토크가 평형되고 있는 상태이다. 실제로 반토크는 메인로터의 회전속도나 피치, 비행 시 조건에 의해서 항상 변하게 되므로, 조종시스템은 자이로의 반응에 따라 움직임을 감지하면서 기체의 자세를 제어하게 된다. 따라서 테일부는 조종 시스템과 관련하여 기체의 자세유지에 있어서 주된 역할을 한다(Shim, 1993).

농업분야에서 필요로 하는 UAV(unmanned aerial vehicle) 기술은 수직이착륙 회전익기를 대상으로 하고 있으며 일본 야마하의 Rmax 기종이 시초라고 볼 수 있다. 경북대학교(Koo et al., 2010)는 실용화 무인 회전익기를 개발하고 이를 이용한 농약살포에 대하여 연구한 바 있으나, 농업 전용의 헬

This research was conducted by a fund of IPET. The article was submitted for publication on 2010-08-16, reviewed on 2010-09-07 and approved by the editorial board of KSAM on 2010-09-29. The authors are Young Mo Koo, KSAM member, Professor, Dept. of Bio-industrial Machinery Engineering, Kyungpook National University, Daegu; Yeonghwan Bae, KSAM member, Professor, Dept. of Industrial Machinery Engineering, Suncheon National University, Suncheon, Jeonnam Province; Tae Su Seok, KSAM member, Shi Kyoon Shin, Researcher, Hansung T&I, Asan, Chungnam Province, and Hee Jin Park, Research Assistant, School of Electronics Engineering, Kyungpook National University, Daegu, Korea. Corresponding author: Y. Bae, Professor, Dept. of Industrial Machinery Engineering, Suncheon National University, Suncheon, Jeonnam Province, 504-742, Korea; Fax: +82-61-750-3260, E-mail: <yhbae@suncheon.ac.kr>.

리콥터로서의 요구사항을 만족시키기 위해서는 균평 기체의 개발이 추가적으로 요구되고 있다. 회전각기가 운동역학적 요소에 의해서 영향을 받을 때 여러 요인에 의해서 불균평한 비행을 하게 되면 한쪽으로 편류하게 되고, 다시 이를 바로 잡기 위하여 로터의 사이클릭 피치를 반대로 기울여 균형을 이루게 된다. 이러한 기울어짐 현상의 주된 원인은 테일로터의 추력 방향과 롤 모멘트에 의한 기체의 비틀림 때문이다 (Koo et al., 2006b). 이러한 기울어짐은 결과적으로 편중된 하향풍을 형성하고 농업용 헬리콥터에서는 균일한 살포에 방해가 되는 요소로 작용한다. 이러한 기울어짐 현상은 기체 자세제어의 방법으로는 해결할 수 없는 동역학적 문제를 근원적으로 내포하고 있다. Prouty(2002)는 거시적 유체유동의 역학을 통하여 주회전면에서의 양력과 반토크를 추정하였고, 이에 대한 테일로터의 요구 추력을 계산하였다. 또한, Gavrillets 등(2001)은 이를 소형 모형 헬리콥터에 적용하여 현실적으로 자세제어기 등에 적용하였다.

현재 농업 헬리콥터는 좌우 균평에 있어 이러한 동역학적 문제를 내포하고 있으며, 이는 불균일한(우측 과다) 살포 패턴과 초미량(ultra low volume, ULV) 살포기술의 적용 시에 비효율적인 방제효과를 초래할 수 있다. 이러한 기울임의 원인은 관형적 테일부 설계에 의한 우측으로 기우는 운동역학적 특성 때문이다. 이를 해결하기 위하여 테일부의 높이를 증가(거양)시킴으로써 롤 모멘트를 상쇄시키도록 하는데 (Leishman, 2002), 이러한 설계는 메인로터의 후류와의 공진 현상을 피할 수 있어야 하는 진동역학과 유체역학적 고려가 요구된다(Brown and Fletcher, 2007).

따라서 기체의 자세를 좌우로 균평되게 유지하기 위한 거양 테일부 설계의 기초자료로서 이론적인 동역학적 힘과 모멘트의 평형을 고찰하고 테일로터의 추력을 측정하고 검증할 필요가 있다. 본 연구에서는 유상하중 20 kg급 농업 균평 무인 헬리콥터를 개발하기 위하여 반토크를 상쇄하는 테일부의 추력을 측정하고 균평자세를 위한 거양테일부의 추력 및 모멘트 등 동적 데이터를 얻고자 하였다.

2. 테일로터의 역학과 설계

그림 1에 보인 바와 같이 헬리콥터는 여섯 자유도 중에서 surge(동체 세로방향 또는 전진방향의 병진운동, x), sway(동체 가로방향 또는 좌우방향의 병진운동, y), heave(동체 수직방향 또는 상하방향의 병진운동, z), roll(동체 좌우방향의 회전운동, ϕ), pitch(동체 수직방향의 회전운동, θ)의 다섯 좌표 운동의 조절이 메인로터에 의해 가능하다. 마지막 남은 자유도인 yaw(동체 전진방향의 회전운동, ψ)는 테일로터에 의해 조절 가능한데, 좌우방향으로 추력을 발생시켜 메인로터 축을 중심으로 하는 모멘트를 만들어 내게 된다(Gavrillets et

al., 2001). 각 방향의 힘(X, Y, Z)과 모멘트(R, M, N)는 각 구성요소(메인로터, 테일로터 및 동체 항)의 합으로 정의할 수 있으며, 본 연구에서 관심의 대상이 되는 주요 식들은 다음과 같다.

$$\Sigma Y = Y_m + Y_f + Y_t + mgs \sin \phi \cos \theta \tag{1}$$

$$\Sigma Z = Z_m + Z_f + mg \cos \phi \cos \theta \tag{2}$$

$$\Sigma R = R_m + R_t \tag{3}$$

$$\Sigma N = N_m + N_t \tag{4}$$

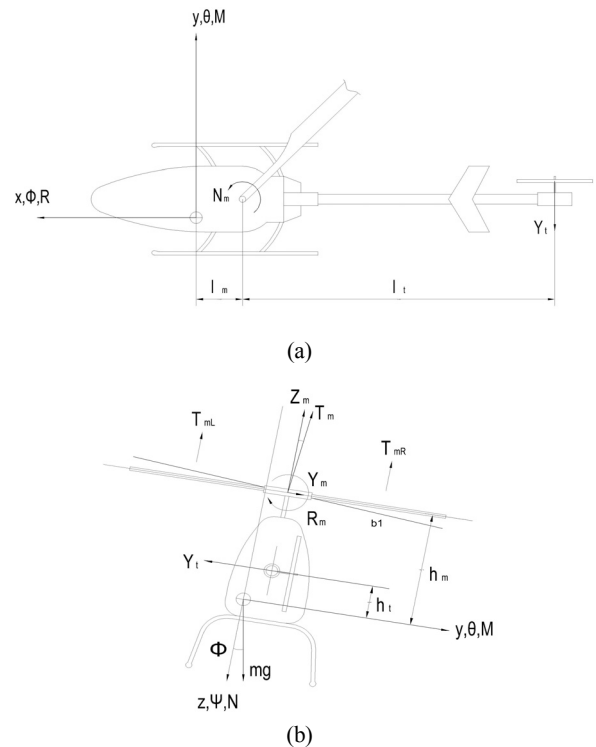


Fig. 1 Force balances on the fuselage of helicopter at (a) the top and (b) rear views while hovering.

여기서 ϕ, θ 는 각각 롤각(roll angle)과 피치각(pitch angle)을 나타내며, 하첨자 ($)_m, ()_t, ()_f$ 는 각각 메인로터, 테일로터, 동체를 의미하며 엔진으로부터 발생하는 토크는 무시하였다. 이러한 힘과 모멘트는 Newton-Euler 운동방정식(Prouty, 2002)에 의한 운동에 합력 및 모멘트로 영향을 미친다. 본 연구에서는 호버링 및 저속 비행 시의 가로균형을 대상으로 하였으므로 동체에 대한 항 ($)_f$ 는 평형식에서 제외하였다.

메인로터를 위에서 보았을 때 '시계방향으로 회전' 하는 농업 무인헬리콥터의 경우에 동체에 생기는 반토크(N_m)는 반시

계방향이므로 테일로터는 좌측으로 추력을 발생시켜야 하고 미는 형의 테일로터는 유체유동 저항을 최소로 할 수 있다.

테일로터는 다음 식 (5)에 표시한 요(yaw) 모멘트를 발생 시켜서 $\Sigma N = 0$ 으로 하여 헬리콥터가 요 방향에 대해 평형이 되도록 한다. 즉, $l_m \cong 0$ 에서 $N_m = Y_t l_t$ 로 표시된다.

$$\Sigma N = N_m - Y_t(l_t + l_m) \quad (5)$$

농용 헬리콥터는 이륙시(take-off)에 왼쪽으로 치우쳐 흐르는 경향을 보인다. 이는 테일 추력(Y_t)과 롤 모멘트(R_m) 때문인데, 이 순간 Y 방향의 힘의 평형은 다음 식과 같다. 여기서 피치각 $\phi \cong 0$ 이면 $\cos\phi = 1$ 로 둔다.

$$\Sigma Y = Y_m - Y_t + m g \sin\theta \cos\phi \quad (6)$$

Y_m 은 메인로터의 총양력 T_m 의 Y 방향 분력으로 메인로터 블레이드의 가로방향 플레핑(flapping)각(b_t)이 작으면 $Y_m \cong 0$ 이다. 따라서 기체를 왼쪽으로 움직이게 하는 힘은 $\Sigma Y = -Y_t - m g \sin\theta$ 와 같이 표현된다. 즉 테일로터의 추력(Y_t)과 자중($m g$)의 $\sin\theta$ 분력의 합이 기체를 편류하게 한다.

제자리 비행(hovering)의 경우 왼쪽으로 흐르는 ΣY 의 작용을 상쇄하기 위하여 cyclic pitch를 주어 기체가 오른쪽으로 기울게 하여 식 (7)과 같이 힘의 평형을 이루도록 한다. 이 때 기체의 평형을 이루기 위하여 블레이드는 가로방향 플레핑각을 갖게 된다.

$$\Sigma Y = Y_m - Y_t + m g \sin\theta = 0 \quad (7)$$

전진비행에서는 메인로터 추력의 가로평형($T_{mL} > T_{mR}$)이 깨져 $R_m > 0$ 이 되며, 이에 따라 구속(restrain) 조건에 의한 강성모멘트와 메인로터의 추력 T_m 은 롤 모멘트 $Y_m h_m - Z_m y_m$ 을 형성하고 이 두 롤 모멘트의 분면은 동체를 오른쪽으로 기울이는데 영향을 준다.

$$\Sigma R = R_m + Y_m h_m - Z_m y_m - Y_t h_t = 0 \quad (8)$$

중횡 방향의 조종 입력으로 세로(longitudinal) 및 가로(latitudinal) 플레핑각 a_1, b_1 을 도입하면, 메인로터의 추력과 플레핑 운동방정식으로부터 y, z 방향으로 작용하는 힘을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$Y_m = T_m \sin b_1 \approx T_m b_1 \quad (9)$$

$$Z_m = -T_m \cos a_1 \cos b_1 \approx -T_m \quad (10)$$

테일부가 무게중심 근처에 있는 관행적인 테일의 설계에서는 $y_m \cong 0, h_t \cong 0$ 에 가까우므로 식 (8)이 $\Sigma R = R_m + Y_m h_m$ 으로 되어 h_m 의 영향으로 기체가 한쪽으로 기울어 경향이 생기고 로터의 사이클릭 피치의 조절을 통해 가로 균형을 유지 하더라도 로터가 기울어 하향풍이 오른쪽으로 치우치게 된다. 그러나 그림 2와 같이 테일부를 메인로터 근처까지 올린 거양테일의 경우에는 테일로터로부터 발생하는 헬리콥터의 무게중심점에 작용하는 요 모멘트(N_t)와 롤 모멘트(R_t)를 식 (11), (12)와 같이 나타낼 수 있다. 식에서 l_t 는 중심점에서 테일로터까지의 수평 거리를, h_t 는 수직거리를 의미한다. 테일로터의 가장 큰 기능은 메인로터에서 발생한 반토크(N_m)를 요 모멘트(N_t)로 평형시키는 역할이며, 거양테일은 R_t 를 발생시켜 롤 방향 기울임을 감소시킨다.

$$N_t = -Y_t l_t \quad (11)$$

$$R_t = Y_t h_t \quad (12)$$

따라서 식 (13)과 같이 $R_m + Y_m h_m$ 의 영향을 $Y_t h_t$ 모멘트로 상쇄시킬 수 있다.

$$\Sigma R = R_m + Y_m h_m - Y_t h_t = 0 \quad (13)$$

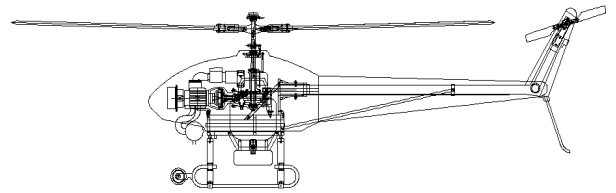


Fig. 2 Raised tail design for the compensation of roll moment which tends to tilt the fuselage laterally.

3. 재료 및 방법

가. 거양식 테일부

가로 방향 균평기체를 실현하기 위하여 테일로터를 메인로터의 위치까지 거양하여 설계하였다(Fig. 3). 테일로터의 동력은 모터에서 벨트 구동에 의해 테일로터 축의 풀리로 전달된다. 테일로터의 궤적은 메인로터와 200 mm의 간격을 두었고, 55°의 각도로 굴절된 테일붐을 거양하여 360 mm 길이로 연장된 위치에 로터 구동 풀리를 설치하였다. 테일로터의 피치는 러더 서보(rudder servo)에 의해 제어되며, 이는 받음각(angle of attack)을 조정하는 조종기와 연동되도록 설계하였다. 표 1과 그림 4에 실험에 사용된 테일로터의 제원을 보였

으며, 4,600 rpm에서 132.5 m/s의 테일로터 선속도는 메인 로터의 선속도 보다 저속이다(Jung, 2008).

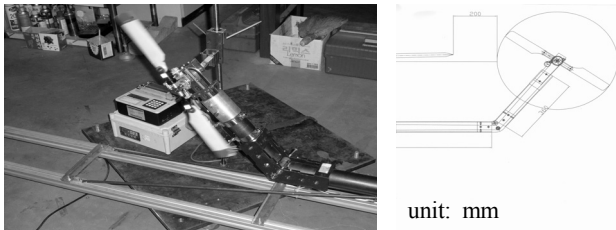


Fig. 3 Raised tail rotor for the roll-balanced agricultural helicopter.

Table 1 Specifications of the tail rotor used in the thrust evaluation

Specification (unit)	Symbol*	Input value
Blade length (m)	L_t	0.2
Chord length (m) tapered	c_t	0.045
Radius of tail rotor (m)	r_t	0.275
Tail blade tip velocity (m/s) @ 4,600 rpm	$(V_{tip})_t$	132.5
Rotating speed (rad/s)	Ω_t	481.7
Slope of lift curve	α_t	5.5
Solidity	σ_t	0.0926

*: The subscript ()_t indicates the symbols concerning tail rotor.

Airfoil of Tail Rotor

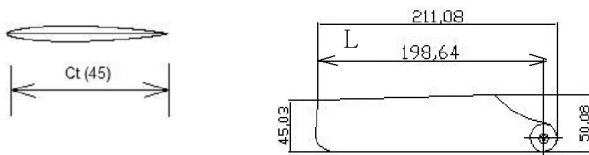


Fig. 4 A tail rotor used in the tail system and thrust test, where C_t =chord length and L_t =blade length,

나. 테일로터 구동 및 추력측정 장치

Leishman(2002)은 헬리콥터의 롤 모멘트는 기체를 기울게 하는 경향이 있음을 지적하였고, Brown과 Fletcher(2007)는 테일로터를 메인로터 높이 가까이 설치할 때 생기는 공기역학적인 영향에 대하여 우려를 나타내었다. 그러나 본 연구에서 목표로 하는 균형기체 농용헬리콥터 설계의 타당성을 검증하기 위하여 거양식 테일부를 제작하고 반토크와 추력을 측정하여 수식으로부터 계산한 이론적 추정치와 비교하였다.

그림 5에 나타난 추력측정 장치는 구동 모터, 거양 테일부 및 구조 레일부가 무게중심에서 피봇 베어링으로 지지되어 있어서 테일로터의 추력에 따라 자유로운 회전이 가능하도록 제작되었으며, 실험 상의 안전을 위하여 요의 회전각을 $\pm 5^\circ$ 로 제한하는 장치를 추가하였다. 추력의 측정은 테일로터 축

과 동축선 상에서 행하였다.

테일로터 시스템의 형식은 정상적인 운용에서 미는 형식 (pusher)으로 제작하여 유효추력의 장점을 살렸으며, 테일로터에 적은 하중이 걸리도록 하는 것은 토크의 보상과 단일 로터 헬리콥터의 방향제어에 있어서 효율적인 방법으로, 메인로터의 후류에 의한 공기역학적 간섭을 저감할 수 있도록 테일로터 위쪽의 회전방향이 헬리콥터의 후미 쪽을 향하도록 설계하였다(Koo and Seok, 2007).

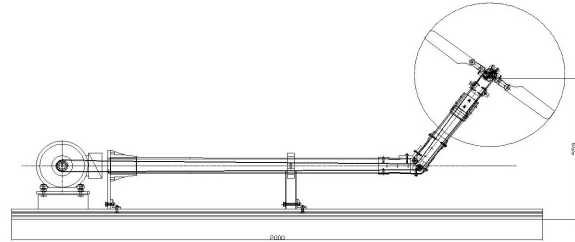


Fig. 5 Thrust measuring setup for a raised tail rotor system for an agricultural helicopter.

그림 6과 같이 구동장치는 4극 모터(3 PS, 1750 rpm)를 이용하였으며, 농용헬리콥터의 테일로터 회전속도(4600 rpm)와 같게 하기 위하여 기어비 1:2.7의 기어열을 구성하였다. 또한 메인로터 높이까지 테일로터를 위치시키기 위하여 굴절부에 롤러부를 장착하였다.

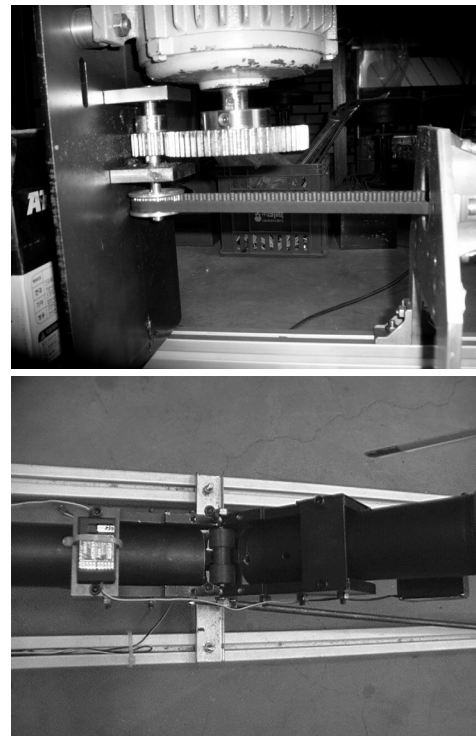


Fig. 6 A belt motor-drive for the raised tail rotor using a roller-bent.

그림 7에서와 같이 테일로터의 회전축과 동심 위치에 로드셀(Futek LSB300, Irvine, CA, USA)을 설치하여 압축 및 인장 하중을 측정하였으며, 데이터로거(21X, Campbell Scientific, Inc., Logan, UT, USA)와 디스플레이(L2001WM1, Laurel Inc., Costa Mesa, CA, USA)를 사용하여 자료를 수집하였다. 테일 블레이드의 받음각을 +방향으로 하면 미는 형식(pusher)의 정상상태로 작동하며, -방향에서는 끄는 형식(tractor)이 되어 인장의 추력이 발생한다. 테일로터의 추력은 받음각 $\pm 16^\circ$ 의 범위에서 측정하였다.

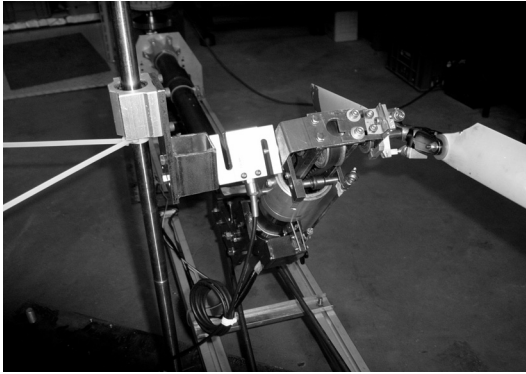


Fig. 7 A measuring apparatus of tail rotor thrust using a load-cell and linear bearing.

다. 메인로터의 양력과 반토크 추정식

앞에서 제시한 이론적인 메인로터 반토크의 계산과 이에 대응하는 테일로터의 추력을 계산하기 위하여 메인로터의 제원 및 작동 조건들을 제시하였다. 그림 8에 보인 메인블레이드의 길이가 1,378 mm이며 익형의 앞단과 끝단을 잇는 거리인 시위(chord)길이는 135 mm, 두께는 14.9 mm이었다. 메인로터에는 4도의 비틀림각을 주어서 로터 끝단으로부터 로터의 중심인 그림으로 들어가면서 각도가 증가하는데, 이는 선속도가 상대적으로 느린 중심에서 양력을 높이려는 의도에서 비롯되었다. 메인 로터 블레이드가 연결되는 허브의 구조는 고정형을 선택하였으며, 이는 가장 간단한 구조로서 로터 블레이드가 허브에 직접 장착된다. 이러한 로터시스템을 강성로터 시스템(rigid rotor system)이라고 하는데 플래핑 힌지를 따로 두지 않으므로 로터 블레이드의 유연한 강성에 의존하여 힘의 평형을 유지하게 된다. 이론적인 토크와 추력의 추정을 위하여 메인로터의 주요 제원을 표 2에 나타내었다(Jung, 2008).

메인로터는 헬리콥터의 운동에 있어서 가장 주된 요소로서 헬리콥터의 기동에 필요한 힘을 발생한다. 비행운동에 필요한 힘과 모멘트는 메인로터로부터 발생하므로 메인로터의 양력, 토크, 플래핑 운동에 대한 추정이 중요하다. 메인로터로부터 발생하는 양력은 헬리콥터가 비행운동을 하는데 필요한

힘을 발생시키게 되며 추력계수를 사용하면 식 (14)와 같이 나타낼 수 있다(Prouty, 2002).

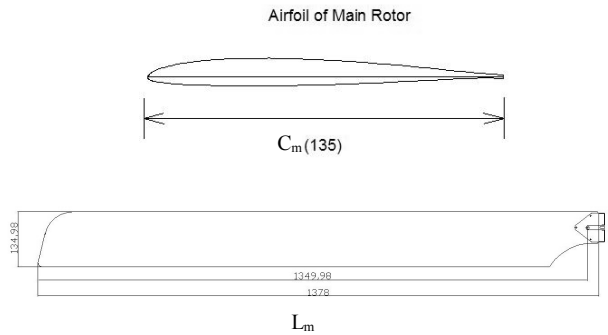


Fig. 8 The specifications of a main rotor for an agricultural unmanned helicopter which were used in the theoretical estimation of roll moment and tail thrust, where c_m =chord length and L_m =blade length.

Table 2 Specifications of the main rotor used for the analysis of anti-torque

Specification (unit)	Symbol*	Input value
Blade length (m)	L_m	1.378
Chord length (m)	c_m	0.135
Radius of main rotor (m)	r_m	1.57
Main blade tip velocity (m/s) @ 5,500 rpm	$(V_{tip})_m$	141.0
Rotating speed (rad/s)	Ω_m	90.0
Slope of lift curve	α_m	6.0
Solidity	σ_m	0.0527

*: The subscript ()_m indicates the symbols concerning main rotor.

$$T_m = C_T \rho (\Omega_m r_m)^2 \pi r_m^2 \quad (14)$$

여기서,

C_T : coefficient of thrust

ρ : density of air

Ω_m : rotational velocity of main rotor

r_m : radius of main rotor

추력계수(C_T)는 최적의 λ_0 를 식 (15), (16)을 이용한 반복 계산으로부터 구할 수 있고, 이를 이용해 식 (16)과 같이 정의한 추력계수를 구할 수 있다(Gavrillets et al., 2001).

$$\lambda_0 = \frac{C_T}{2 \sqrt{\mu^2 + (\lambda_0 - \mu_z)^2}} \quad (15)$$

$$C_T = \frac{a\sigma}{2} \left(\alpha \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu^2}{2} \right) + \frac{\mu_z - \lambda_0}{2} \right) \quad (16)$$

여기서,

$$\mu = \frac{\sqrt{(u - u_{wind})^2 + (v - v_{wind})^2}}{\Omega R} : \text{advance ratio (ratio of inflow to tip speed)}$$

$$\mu_z = \frac{w - w_{wind}}{\Omega R} : \mu \text{ of z-direction}$$

$$\sigma = \frac{2c}{\pi r} : \text{solidity}$$

c : chord length, m

Ω : rotational speed, rad/s

a : slope of lift curve, 1/rad ($=C_T/\alpha$)

α : angle of attack, rad ($=ATT$: deg)

u, v, w : helicopter speeds towards x, y, z directions

추력을 발생시키기 위해 로터를 회전시키면 토크가 발생하게 되는데, 이때 발생하는 반토크는 식 (17)과 같이 나타낼 수 있다(Gavrilets et al., 2001).

$$Q_m = N_m = C_Q \rho (\Omega r_m)^2 \pi r_m^3 \quad (17)$$

$$\text{여기서, } C_Q = C_T(\lambda_0 - \mu_z) + \frac{C_{D_0}\sigma}{8} \left(1 + \frac{7}{3}\mu^2\right)$$

C_{D_0} : profile drag coefficient of main rotor (0.008)

테일로터의 가장 큰 기능은 메인로터에서 발생한 토크를 감소시키는 역할이다. 본 연구에서 사용한 헬리콥터 모델의 경우에는 메인로터의 추력방향에 수직방향으로 추력을 발생하며 테일로터에서 추력이 발생하는 원리는 위의 식 (14)~

(16)과 같이 메인로터와 동일한 메커니즘으로 작용하게 되어 식 (18)로 테일로터의 추력을 직접 추정할 수 있다.

$$T_t = Y_t = C_{T_t} \rho (\Omega_t r_t)^2 \pi r_t^2 \quad (18)$$

$$\text{여기서, } C_{T_t} = \frac{a_t \rho}{2} \left(\alpha_t \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu_t^2}{2} \right) + \frac{\mu_{z_t} - \lambda_t}{2} \right)$$

4. 결과 및 고찰

가. 추력 실험치

Koo와 Seok(2007)의 실험에 의하면 +8° 정도의 테일로터 받음각에서 자중에 대한 호버링에서 반토크를 상쇄시킨 것으로 보고되었다. 이는 테일부의 평형을 위하여 약 26.5 N(2.7 kgf) 정도의 추력이 사용되었음을 시사하고 있으며, 받음각이 +8° 이상이 되면 테일부는 시계방향으로, 그 이하에서 반시계방향으로 요 모멘트를 받게 된다.

그림 9에 시작기 테일부의 추력시험 결과를 보였는데, 받음각 ±16°에 대하여 +58.9~-78.5 N의 추력이 발생하였다. 이는 본 헬리콥터의 반토크를 상쇄시키기에 충분한 크기라는 것을 알 수 있다.

나. 테일 추력 이론치와 비교

헬리콥터가 자중을 이기며 호버링 하는 상태에서의 추력을 추정하기 위하여 $u = v = w = 0$ 으로 가정하면 $\mu = \mu_z = 0$ 이 된다. 테일로터의 추력 T_t 는 그림 1에서 Y_t 와 동일하며 이는 식 (18)에 의하여 이론적으로 추정이 가능하다. 표 1과 3의 데이터를 사용하여 $\Omega_t = 481.7 \text{ rad/s}$, $(V_{tip})_t = 132.5 \text{ m/s}$ 의 조건에서 받음각 $\alpha_t = 0.1396 \text{ rad}(ATT=8^\circ)$ 를 사용하여 식

Table 3 Theoretical evaluation of tail rotor thrusts during hovering with a dead-weight of 568.1 N (58 kgf)

Notation	Parameter	Tail rotor	Main Rotor
α , radian	Angle of attack	0.1396	0.1221
ATT, deg		8	7<11> ¹⁾
α	Slop of lift curve	5.5	6.0
λ_0	Iteration factor	0.051	0.0398
C_T	Lift coefficient	5.3466×10^{-3}	3.17781×10^{-3}
T_m , N(kgf)	Main rotor thrust	-	568.1(58) ³⁾
C_Q	Torque coefficient	-	0.179177×10^{-3}
Y_t , N	Tail thrust	25.89 ²⁾	26.9
Y_t/T_m (%)	Ratio of thrusts	-	4.73

1) The number in the brackets indicates the ATT at the grip.

2) Estimation of tail rotor thrust equates directly Y_t .

3) Main rotor thrust (T_m) requires the tail rotor thrust (Y_t) for yaw balancing.

(15)와 (18)에서 적정의 $(\lambda_0)_t = 0.051$ 을 찾아내고 $(C_T)_t = 5.3466 \times 10^{-3}$ 을 얻을 수 있다. 따라서, 식 (18)에 의하여 $T_t = Y_t = 25.89 \text{ N}(2.64 \text{ kgf})$ 이 얻어진다. 이는 실험을 통해 측정된 평형상태 및 로터의 추력 $26.5 \text{ N}(2.7 \text{ kgf})$ 과 매우 근사한 값이다(Fig. 9).

이는 메인로터의 추력계수 $(C_T)_m$ 으로부터 반토오크(Q_m)의 이론치를 계산함으로써 두 접근방법을 비교할 수 있다. 표 2와 3의 데이터를 사용하여 $\Omega_m = 90 \text{ rad/s}$ ($V_{tip})_m = 141 \text{ m/s}$ 의 조건을 받음각 $\alpha_m = 0.1221$ (twisted outer ATT=7°)을 사용하여 식 (15)와 (16)에서 적정의 $(\lambda_0)_m = 0.0398$ 을 찾아내고 $(C_T)_m = 3.17781 \times 10^{-3}$ 을 얻을 수 있다. 따라서 식 (17)으로부터 반토크계수는 $(C_Q)_m = 0.179177 \times 10^{-3}$ 으로 계산되었다.

자중 약 $568.1 \text{ N}(58 \text{ kgf})$ 의 기체에 대한 호버링 상태에서의 테일로터의 추력과 메인로터의 양력으로부터 추정된 테일

로터의 요구 추력(Fig. 3) 및 실험에서 나타난 추력(Fig. 9)의 크기가 서로 일치하였음을 알 수 있었다.

기체의 유상하중이 증가하는 경우에 메인로터의 양력이 증가되고 따라서 상쇄해야 할 반토오크도 증가하여 테일로터가 발휘해야 할 추력 또한 증가한다. 표 4에는 총양력 $806.9 \text{ N}(82 \text{ kgf})$ 즉 유상하중 $235.4 \text{ N}(24 \text{ kgf})$ 에 대한 테일로터의 추력 추정과 메인로터의 양력으로부터 계산된 요구되는 반토오크 해석을 정리하였다.

표 1과 4의 데이터를 사용하여 $\Omega_t = 481.7 \text{ rad/s}$, $(V_{tip})_t = 132.47 \text{ m/s}$ 의 조건에서 받음각 $\alpha_t = 0.1920 \text{ rad}(ATT=11^\circ)$ 를 사용하여 적정의 $(\lambda_0)_t = 0.064$ 를 찾아내고 $(C_T)_t = 8.1472 \times 10^{-3}$ 을 얻을 수 있으며, $T_t = Y_t$ 로부터 $39.45 \text{ N}(4.02 \text{ kgf})$ 이 얻어진다. 이는 상기한 실험에서 약 11° 의 테일로터 받음각이 발휘하는 추력 $39.2 \text{ N}(4.0 \text{ kgf})$ 과 일치한다(Fig. 9).

다시 메인로터의 추력계수 $(C_T)_m$ 으로부터 반토오크(Q_m)의 추정치를 계산함으로써 메인로터에 대한 값을 비교할 수 있다. 표 2와 4의 데이터를 사용하여 $\Omega_m = 90 \text{ rad/s}$, $(V_{tip})_m = 141 \text{ m/s}$ 의 조건을 받음각 $\alpha_m = 0.1570$ (twisted outer, ATT=9°)을 사용하여 적정의 $(\lambda_0)_m = 0.0475$ 를 찾아내고 $(C_T)_m = 4.51375 \times 10^{-3}$ 을 얻을 수 있다. 따라서 반토크계수 $(C_Q)_m = 0.267103 \times 10^{-3}$ 로 계산되고 $Q_m = N_m = 74.98 \text{ N}\cdot\text{m}$ 으로 계산되어 테일로터 추력은 $Y_t = 40.1 \text{ N}$ 이 요구되었다. 메인로터의 추력과 테일로터의 반토오크 추력의 비율은 4.97%로 나타났다.

총양력 $806.9 \text{ N}(82 \text{ kgf})$, 즉, 유상하중 $235.4 \text{ N}(24 \text{ kgf})$ 에 대한 호버링 상태에서의 테일로터의 추력과 메인로터의 양력으로부터 추정된 테일로터의 추력요구 및 실험에서 나타난 추력의 크기가 서로 일치하였음을 표 4에 나타내었다. 이를 통하여 균형기체의 거양 테일부 설계에 필요한 거양높이 및 균형을 위한 롤모멘트의 범위를 얻을 수 있게 되었다.

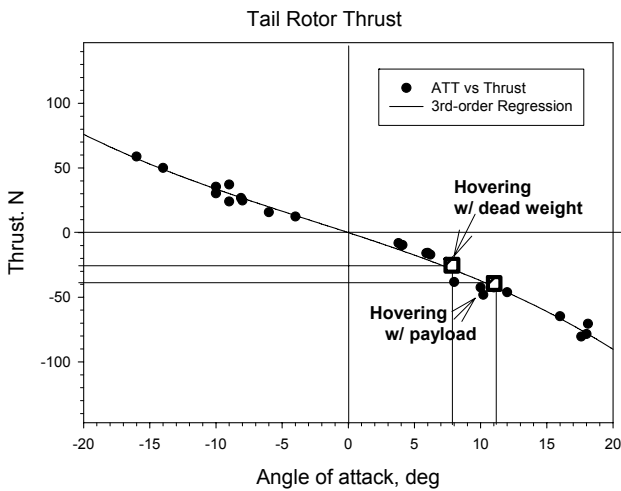


Fig. 9 Measured tail thrust for the ATT ranges of $\pm 18^\circ$.

Table 4 Theoretical evaluation of tail rotor thrusts during hovering with a payload of $235.4 \text{ N}(24 \text{ kgf})$ and a total lift of $806.9 \text{ N}(82 \text{ kgf})$

Notation	Parameter	Tail rotor	Main Rotor
α , radian	Angle of attack	0.1920	0.1570
ATT, deg		11	$9 < 13 >^{1)}$
α	Slop of lift curve	5.5	6.0
λ_0	Iteration factor	0.064	0.0475
C_T	Lift coefficient	8.1472×10^{-3}	4.513755×10^{-3}
T_m , N(kgf)	Main rotor thrust	-	$806.9(82)^3$
C_Q	Torque coefficient	-	0.267103×10^{-3}
Y_t , N	Tail thrust	$39.45^{2)}$	40.1
Y_t/T_m (%)	Ratio of thrusts	-	4.97

1) The number in the brackets indicates the ATT at the grip.

2) Estimation of tail rotor thrust equates directly Y_t .

3) Main rotor thrust (T_m) requires the tail rotor thrust (Y_t) for yaw balancing.

5. 요약 및 결론

소형 무인 헬리콥터를 이용한 항공방제 기술은 효율적이며 안정된 생산과 농업종사자의 작업환경을 개선하고 생력화할 수 있다. 회전익기는 균평한 비행을 하기 위하여 몇 가지 운동역학적 요소에 의해서 영향을 받으며 오른쪽으로 기울어져 비행을 하게 된다. 이는 궁극적으로 로터의 사이클릭 피치를 기울여 편중된 불균일 하향풍을 형성하게 된다. 현재 대부분의 농업 헬리콥터는 이러한 운동역학적 문제에서 자유롭지 못하며 이는 불균일한(우측 과다) 살포 패턴과 초미량 살포에 서는 심각한 비효율적인 방제효과를 초래할 수 있다.

본 연구에서는 균평기체의 거양 테일부를 설계하기 위한 기초자료로서 이론적인 운동역학적 힘과 모멘트의 평형을 고찰하고 테일로터의 추력을 측정하고 검증하였다. 농업용 무인 헬리콥터의 개발에 있어서 헬리콥터의 반토크를 상쇄하는 테일부의 동역학적인 고찰을 통하여 동역학적이며 근원적인 가로축 균평을 구현하기 위하여 거양된 테일부를 설계하고 추력을 측정하였으며, 그 결과를 요약하면 다음과 같다.

- (1) 반토크를 상쇄시키기 위하여 미는 형식의 테일 로터부를 채택하여 설계하였다.
- (2) 균평기체를 구현하기 위한 거양테일부의 굴절부를 벨트 구동으로 구현하였다.
- (3) 소형 농업 헬리콥터의 반토크의 범위와 추력의 범위를 확인함으로써 균평기체의 거양 테일부 설계에 필요한 거양높이 및 롤모멘트의 범위를 알 수 있게 되었다.
- (4) 메인로터의 양력과 해당 반토크를 상쇄하기 위한 테일 로터의 추력의 비는 4.5~5% 정도로 해석되었다.
- (5) 자중 상태(총양력 568.1 N, 58 kgf)에 대한 농업 균평 헬리콥터의 테일부에 로터추력 시험결과와 호버링을 위한 테일로터의 받음각을 확인하고, 이론적인 접근방법을 사용하여 반토크와 추력의 크기를 계산하여 비교한 바, 약 8°의 테일로터 받음각에서 25.89 N의 추력이 발생하며, 11°의 메인로터 그림각(외측에서 7°)에서 생기는 반토크는 50.3 N·m로 추정되었으며, 이를 통해 균평기체의 평형문제를 해석하였다.
- (6) 유상하중 235.4 N(총양력 806.9 N(82 kgf))에 대한 동일한 해석을 통하여 적정 반토크 추력의 크기와 반

토크의 크기를 추정할 수 있으며, 이를 통하여 균평기체의 거양 테일부 설계에 필요한 기초 자료를 확보할 수 있었다.

참고 문헌

1. Brown, R. E. and T. M. Fletcher. 2007. Modelling the interaction of helicopter main rotor and tail rotor wake. *The Aeronautical Journal*. 111(1124):637-644.
2. Gavrilits, V., B. Mettler and E. Feron. 2001. Nonlinear model for a small-size acrobatic Helicopter. AIAA Paper 2001-4333. Guidance, Navigation and control Conference and Exhibit. Montreal, Quebec, Canada.
3. Jung, H. K. 2008. CFD simulation of a rotor airfoil for an agricultural unmanned helicopter. Master's Thesis. Kyungpook National University. (In Korean)
4. Koo, Y. M., C. S. Lee, T. S. Seok, S. K. Shin, T. G. Kang, S. H. Kim and T. Y. Choi. 2006a. Aerial application using a small RF controlled helicopter (I) - status and cost analysis -. *Journal of Biosystems Engineering*. 31(2):95-101. (In Korean)
5. Koo, Y. M., T. S. Seok, S. K. Shin, C. S. Lee and T. G. Kang. 2006b. Aerial application using a small RF controlled helicopter (III) - lift test and rotor system -. *Journal of Biosystems Engineering*. 31(3):182-187. (In Korean)
6. Koo, Y. M. and T. S. Seok. 2007. Aerial application using a small RF controlled helicopter (V) - tail rotor system -. *Journal of Biosystems Engineering*. 32(4):230-236. (In Korean)
7. Koo, Y. M., T. S. Seok and S. K. Shin. 2010. SW05 rotor lift of an unmanned helicopter for precise ULV aerial application. *Journal of Biosystems Engineering*. 35(1):31-36. (In Korean)
8. Leishman, J. G. 2002. Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge University Press. New York, NY, USA.
9. Prouty, R. W. 2002. Helicopter performance, stability, and control. Krieger Pub. Co. Inc., Malabar, Florida, USA.
10. Shim, H. C. 1993. A study on the design of a hovering flight controller for a model helicopter. Master's Thesis. Seoul National University, Seoul, Korea. (In Korean)