

論文

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.1.1>

자동회전의 성능해석(1) : 해석 기법과 공력 테이블의 영향

김학윤*

Performance Analysis of Autorotation(1) : Analysis Method and the Effect of Aerodynamic table

Hak-Yoon Kim*

ABSTRACT

Performance analysis was performed for an autorotating rotor. For a given airspeed, shaft angle, and collective pitch, the steady state of autorotation was judged by using the transient simulation method(TSM), then the thrust, lift, and drag coefficient for that state were computed. Average thrust was calculated from the instantaneous thrusts, in which the TSM was used in blade thrust integration. The analysis method was applied to the model rotor that had been tested by wind tunnel. Some comparison between analysis and test was provided. Two types of two-dimensional airfoil aerodynamic data were utilized in analysis, and they were made by Navier-Stokes Solver in terms of Reynolds and Reynolds-Mach number. The quantitative difference of results using two data set was examined and compared.

초 록

자동회전하는 로터의 성능 해석이 수행되었다. 과도모사법에 의해 주어진 속도와 샤프트 각, 그리고 콜렉티브 피치 조건에서 정상 자동회전 상태를 판정한 후 정상 자동회전에 대한 추력계수와 양, 항력계수를 계산하는 방법을 연구하였다. BET 기반으로 적분된 순간추력으로부터 평균추력을 구하는 방법을 고찰하였다. 해석 기법을 풍동 실험된 로터에 적용하여 모델 로터를 해석한 후 실험 결과와 비교하였다. 해석에는 레이놀즈수 및 레이놀즈수-마하수의 함수로 Navier-Stokes 해석된 두 종류의 2차원 에어포일 공력 데이터를 사용하였고, 그 차이는 정량적으로 비교 분석되었다.

Key Words : Autorotation(자동회전), Transient Simulation Method(과도모사법), Performance analysis of autorotation(자동회전의 성능 해석)

1. 서 론

자동회전은 유체역학적으로 흥미로운 현상이기도 하지만, 자동회전이 이용되는 회전익 항공

기에 있어서 이를 해석적으로 예측하는 문제는 오랫동안 해결되지 못한 과제였다. 자동회전은 헬리콥터가 출현하기 이전에 오토자이로의 비행 실험과 풍동실험 등을 통해 연구되었고[1-5], 해석에 대한 연구가 수행되었으나[6-8], 1990년대 이후에 시도되었던 해석 기법[9-11]은 1930년대에 시도되었던 해석 기법과 크게 다르지 않아 예컨대, 주어진 변수조건(속도, 샤프트각, 피치)에서 로터가 돌 것인가 돌지 않을 것인가 또는 어떠한

† 2011년 10월 10일 접수 ~ 2011년 12월 23일 심사완료

* 정회원, 한서대학교 항공학부

교신저자, E-mail : heligyro@hanseo.ac.kr

충남 태안군 남면 신은리 산 105

거동을 보일 것인가는 예측하기 어려웠다.

전진비행 상태에서의 자동회전은 본질적으로 깃이 동역학과 유체역학적으로 주기적 상호작용을 하고 있는 현상인데, 자동회전을 해석하려면 이러한 본질성을 이해하여야 한다. 현대의 헬리콥터 이론은 로터의 회전 속도를 독립변수로 다루고 있고 이에 따라 일정한 전진비에서 깃에 발생하는 공기력을 간략 처리하여 해석을 진행한다. 그러나 정상 자동회전하는 로터는 플레핑 뿐만 아니라 회전 속도도 주기성을 가지고 있기 때문에 로터의 회전수나 전진비를 종속변수 취급해야 한다.

자동회전하는 로터의 해석에서 회전 속도나 전진비를 종속변수로 구해야 하는 이유는 자동회전을 제어하기 위한 제어 변수의 범위와 거동 특성이 밝혀져야 하기 때문이다. 고성능 자이로플레인이나 복합항공기(compound aircraft) 개념에서는[12, 13] 고속에서 로터가 자동회전 상태를 유지한다. 이 상태에서는 동력을 전진 추력으로만 사용할 수 있기 때문에 헬리콥터의 가장 큰 단점이 극복될 수 있다는 점이 오래 전부터 주목되어 왔다.

이에 따라, 자동회전하는 로터의 회전속도와 거동 특성을 주어진 변수만으로 해석적으로 구하기 위해 플레핑 방정식과 회전운동 방정식을 동시에 적분하면서 시간 전진시키는 과도모사법(Transient Simulation Method(TSM))이 제시되었다[14]. BET(Blade Element Theory)와 MT(Momentum Theory) 기반으로, inflow theory에 의해 유도 속도장을 계산하고 변화하는 로터의 회전속도에 부합하는 공기력 계산을 위해 깃의 에어포일을 2차원 Navier-Stokes 솔버로 해석하여 look-up table로 이용하는 TSM에서는 공력 테이블의 정밀성이 해석 결과를 크게 좌우하며 이는 [15]에서 검토되었다. 또한, 고속 자동회전 상태를 해석하기 위하여 압축성 Navier-Stokes 해석을 적용한 공력 테이블이 이용되었다[16, 17].

본 연구에서는 TSM의 최종 주기해(periodic solution)로부터 로터의 성능을 계산하는 방법이 제시된다. 순간 추력(instantaneous thrust)과 평균 추력(average thrust)의 관계를 논의하고 자동회전하는 로터의 양력 계수를 계산하는 오토자이로 초창기의 방식이 재검토된다. 성능 해석법은 타당성을 검증하기 위하여 Wheatley[18]의 실험 모델에 적용하여 해석한 후 실험 결과와 비교된다.

자동회전의 해석에는 두 가지의 공력 테이블

이 사용된다. 하나는 레이놀즈수와 받음각의 변화에 대해 Navier-Stokes 솔버로 해석된 look-up 테이블이며 또 하나는 레이놀즈수와 마하수, 그리고 받음각의 변화에 대해 Navier-Stokes 솔버로 해석된 look-up 테이블이다. 이는 Wheatley 실험 모델의 크기와 실험 속도 영역이 깃의 국부 공력 특성을 고려할 때 단순 레이놀즈수 효과 또는 레이놀즈수-마하수 효과를 단독 적용하기 어려운 혼재된 영역에 있기 때문이다. 따라서 본 연구에서는 각기 다른 공력 테이블을 적용하여 정상 자동회전 상태를 해석한 결과를 실험과 비교한다.

로터의 추력계수와 양력계수, 샵트각, 양항비 등은 Wheatley의 표현과 같이 전진비의 함수로 표시하고 정성성(qualitativity)과 정량성(quantitativity)을 고찰한다.

II. 본 론

2.1 순간추력과 평균추력

BET 기반으로 깃의 공기력을 계산할 때 장점은 0~360도 방향으로 속도벡터를 계산해 깃 요소의 양, 항력을 구할 수 있다는 점이다. Fig. 1은 깃 요소에 작용하는 속도 벡터와 각도, 그리고 힘 요소를 나타낸 것이다. 속도 V 와 피치각 θ_0 , 그리고 샵트각 α_s 만을 독립변수로 입력하여 해석이 진행되는데, TSM에서는 초기 회전수 Ω_{ini} 를 예상되는 로터의 주기적 회전수보다 높은 값으로 주어 과도 과정(transient process)이 시작된다. 그러면, 먼저 유입속도비와 전진비가 다음의 식에 따라 계산된다.

$$\lambda_s = (V \sin \alpha_s - v_i) / \Omega_{ini} R \quad (1)$$

$$\mu_s = V \cos \alpha_s / \Omega_{ini} R \quad (2)$$

여기서, 유도속도(induced velocity) v_i 는 첫 번째 계산에서는 모멘텀 이론으로 구한 값이 이용되고 Δt 에 의해 플레핑과 회전 방정식이 적분된 이후에는 유도흐름 이론에 의해 $v_i = v_i(r, \psi)$ 로 공급되게 된다. 이에 따라, 무차원 속도 u_{P_s} 와 u_{T_s} 가 먼저 구해지는데 이는,

$$u_{P_s} = \lambda_s \cos \beta_{ini} - \mu_s \cos \psi_{ini} \sin \beta_{ini} - (x - \xi) \beta_{ini} / \Omega_{ini} \quad (3)$$

$$u_{T_s} = [\xi + (x - \xi) \cos \beta_{ini}] + \mu_s \sin \psi_{ini} \quad (4)$$

ξ 는 무차원 힌지 옵션비 e/R 며 로터의 기하학적 특성값으로 주어진다. x 는 깃 요소의 위치, 첨자 ini 는 모두 초기값을 의미한다. ψ_{ini} 는 TSM이 시작될 때 깃의 방위각이며 $\beta_{ini} = \dot{\beta}_{ini} = 0$ 으로 주어진다. 과도 과정에서 플레핑각의 변화 과정이 잘 묘사됨이 [14]에서 보고되었다. 따라서 유입속도 (inflow velocity)와 유입각(inflow angle)이 다음과 같이 계산된다.

$$u = \sqrt{u_P^2 + u_T^2} \tag{5}$$

$$\phi = \tan^{-1}(u_P/u_T) \tag{6}$$

깃 요소의 레이놀즈수와 받음각은 다음과 같다.

$$Re_i = uc/\nu \tag{7}$$

$$\alpha_{r_i} = \theta_0 + \phi \tag{8}$$

첨자 i 는 깃 요소 번호며 (7)과 (8)의 값을 이용하여 look-up 테이블로부터 깃 요소의 2차원 양, 항력계수 c_l, c_d 값이 Lagrange interpolating polynomials의 linear version으로 내삽된다. 따라서, 깃 요소의 추력은,

$$dT_i = \frac{1}{2} \rho c \Omega^2 R^3 [u^2 c_l \cos \phi dx + u^2 c_d \sin \phi dx] \tag{9}$$

이러한 깃 요소의 추력을 모든 요소에 대하여 적분하고 b 개의 깃을 갖는 로터에 대하여 합산하면 로터의 순간 추력을 얻는다.

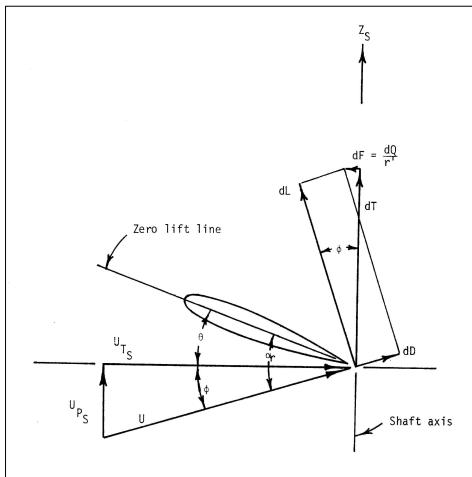


Fig. 1. Angles, velocities, and forces of blade element

$$T_{ins} = \frac{1}{2} \rho c \Omega^2 R^3 \sum_{n=1}^b \left[\int_{x_c}^B u^2 c_l \cos \phi dx + \int_{x_c}^{1.0} u^2 c_d \sin \phi dx \right]_{\psi + \frac{2\pi(n-1)}{b}} \tag{10}$$

여기서, 이 순간 추력이 로터의 추력인가 하는 문제가 제기된다. 만일, 로터의 깃이 하나 즉 $b=1$ 이라면 정상 자동회전 상태에서 깃은 1주기의 플레핑 운동과 함께 1주기의 회전 운동을 한다. 그것은 플레핑 방정식과 회전 방정식이 커플된 상미분 방정식이고 그 해는 주기해(periodic solution)이기 때문이다. 따라서 $b=1$ 일 때, 깃이 어떤 방위각에 위치하더라도 계산되는 추력이 같을 수는 없다. 깃은 가, 감속 회전운동을 하므로 전진 상태일 경우 $\psi=0^0$ 와 $\psi=90^0$ (구미식 방위각 기준)에서 추력 값은 다르다. 즉, 정상 자동회전 상태에서 깃의 추력은 1주기로 변하고 $b=n$ 이라면 n 주기로 변한다.

깃의 주기 운동을 풀기 위해서는 상기한 플레핑 방정식과 회전운동 방정식을 연속 적분해야 하는데 이는 다음과 같다.

$$I_h [\ddot{\beta} + \sin \beta \cos \beta \Omega^2] + Wd_{CM} [e \sin \beta \Omega^2 / g + \sin \alpha_s \sin \beta \cos \psi + \cos \beta \cos \alpha_s] = \frac{1}{2} \rho c \Omega^2 R^4 \left[\int_{x_c}^B u^2(x-\xi) c_l \cos \phi dx + \int_{x_c}^{1.0} u^2(x-\xi) c_d \sin \phi dx \right] \tag{11}$$

$$I_P \dot{\Omega} = \frac{1}{2} \rho c \Omega^2 R^4 \sum_{n=1}^b \left[\int_{x_c}^B u^2 c_l \sin \phi [\xi + (x-\xi) \cos \beta] dx - \int_{x_c}^{1.0} u^2 c_d \cos \phi [\xi + (x-\xi) \cos \beta] dx \right]_{\psi + \frac{2\pi(n-1)}{b}} \tag{12}$$

과도 모사는 정상 자동회전 상태의 준 평형 회전속도(quasi-static rotational velocity) Ω_{qs} 보다 높은 속도에서 모사가 시작된다. 즉, $\Omega_{ini} > \Omega_{qs}$ 이고 식 (11)과 (12)가 일정한 Δt 에 의해 연속 적분된다면,

$$\Omega_n = \Omega_{n-1} + \dot{\Omega}_{n-1} \Delta t \tag{13}$$

깃의 방위각은 다음과 같이 변한다.

$$\psi_n = \psi_{n-1} + \frac{1}{2} (\Omega_n + \Omega_{n-1}) \Delta t \tag{14}$$

회전(revolution)으로 바꾸면,

$$R_n = \psi_n / 2\pi \quad (15)$$

R_n 은 Δt 의 누적에 의해 실수로 증가하게 되는데, 적분이 수행될 때마다 이를 정수로 바꾼다면,

$$NR_n = \lfloor R_n \rfloor \quad (16)$$

$$\Gamma = NR_n - NR_{n-1} \quad (17)$$

한편, 적분 시간은 다음과 같이 누적된다.

$$t = \sum_{n=1}^{\infty} \Delta t_n \quad (18)$$

이제, 1주기 동안 계산된 순간 추력의 합을 구하기 위하여,

$$T_s = \sum_{\Gamma=0}^{\Gamma=1} T_{ins} \quad (19)$$

그러면 T_s 는 회전 속도가 변하는 과정이라도 것이 1주기 동안 적분된 횟수의 순간 추력 합이 된다. 또한, 1주기 동안의 적분 횟수를 N_t 로 놓으면,

$$N_t = (t_{\Gamma=1+} - t_{\Gamma=1-}) / \Delta t \quad (20)$$

여기서, $t_{\Gamma=1-}$ 와 $t_{\Gamma=1+}$ 는 각각 Γ 가 연 이어서 1이 되는 시간이다. 따라서 1주기 동안의 평균 추력 T_{ave} 는,

$$T_{ave} = T_s / N_t \quad (21)$$

(10)과 (21)식을 각각 $\rho\pi\Omega^2 R^4$ 로 나누면 순간 추력계수 $C_{T_{ms}}$ 와 평균 추력계수 $C_{T_{ave}}$ 를 얻는다. TSM에서 순간 추력계수는 유도 속도장(induced velocity field)을 업데이트 하는데 사용되며 평균 추력계수는 로터의 성능 변화를 관측하고 양, 항력 성분을 구하는데 사용된다.

2.2 추력의 양, 항 성분

앞 절에서 구한 로터의 추력은 Fig. 1의 Z_s 방향 즉, shaft axis 방향의 힘이다. shaft axis는 flight path에 대하여 α_s 의 각도만큼 후방으로 기울어져 있는데, 이 각도가 autogyro의 로터 디스크 받음각이다. 자동회전의 풍동실험[4, 5]와 초창기의 해석적인 접근에서는 로터의 회전면을 α_s 만큼의 받음각을 가진 날개로 보았다. 이러한 접근법에 따르면 로터의 회전면에서 발생하는 추력의 cos 성분은 양력이 되고 sin 성분은 항력

이 된다. 그러나 관절형 또는 시소형 힌지를 가진 로터는 전진 자동회전에서 플레핑 운동을 하므로 플레핑각의 변화에 의한 회전면의 기울어짐을 고려해야 한다.

힌지 읍셋에 의한 효과와 관절형 힌지와 시소형 힌지의 차이를 무시할 때, 전진 자동회전하는 로터는 $\psi=180^\circ$ 와 $\psi=0^\circ$ 위치에서 각각 최대 플레핑각 β_{max} 와 최소 플레핑각 β_{min} 이 발생한다. 즉, 추력은 플레핑각의 변화만큼 후방으로 더 기울어지게 되므로 양력 성분은 줄어들고 항력 성분은 늘어나는 효과를 주게 된다. TSM의 플레핑 방정식은 관절형 힌지를 가지는 로터에 대해 유도된 것이며 방정식을 풀어 얻는 플레핑각은 hub plane에 대한 각도로서 코닝각을 포함한다. 그리고 방정식의 적분 과정에서 플레핑각의 모든 정보를 얻을 수 있으므로 최종 정상 자동회전 상태에서 β_{max} 와 β_{min} 이 출력된다. 따라서 추력의 기울어지는 각도를 α_T 라 한다면,

$$\alpha_T = \alpha_s + \frac{\beta_{max} + \beta_{min}}{2} \quad (22)$$

따라서 로터의 양력과 항력은 각각,

$$L_R = T_{ave} \cos \alpha_T \quad (23)$$

$$D_R = T_{ave} \sin \alpha_T \quad (24)$$

Wheatley의 풍동 실험과 해석에서는 자동회전하는 로터의 양, 항력 계수를 다음과 같이 구하였다.

$$C_{LR} = 2L_R / \rho\pi (VR)^2 \quad (25)$$

$$C_{DR} = 2D_R / \rho\pi (VR)^2 \quad (26)$$

실험에서는 L_R 과 D_R 을 측정하여 계수를 구하지만 본 연구에서는 앞에 기술된 방법에 의해 해석적으로 계수를 계산한다.

2.3 2차원 공력 테이블

TSM에서는 변수의 조합 (V, α_s, θ_0)을 독립 변수로 주고 정상 자동회전에 적합한 조합을 찾아나가는 방법인데, 시간 전진법에 의해 로터 회전 속도의 변화를 추적한다. 이 과정에서 로터의 깃은 국부적으로 매우 다양한 공기 흐름에 접하게 된다. 고속에서는 전진 깃(advancing blade)의 깃 끝 부분이 압축성 흐름의 효과를 받게 되며 후진 깃(retreating blade)은 국부적으로 실속각 또는 후류에 접하게 된다. 그리고 깃 요소의 레이놀즈 수 역시 전진비에 따라 매우 큰 범위로 변한다.

이러한 변화는 깃의 추력을 계산하는데 있어 c_l 및 c_d 로 반영되는데, c_l 과 c_d 의 보간에는 $c_l, c_d = c_l, c_d(\alpha_r, Re)$ 또는 $c_l, c_d = c_l, c_d(\alpha_r, Re, M)$ 로 Navier-Stokes 솔버에 의해 해석된 테이블이 사용된다. 로터의 기하학적 특성 및 작동 속도의 범위에 따라 사용되어야 하는 테이블은 다르다. Niemi의 실험[19]를 해석한 문헌 [15]에서는 실험 모델의 크기가 작고 저속이었기 때문에 $c_l, c_d = c_l, c_d(\alpha_r, Re)$ 로 해석된 테이블이 사용되었으며, 고속 자동회전을 모사한 문헌 [16, 17]에서는 $c_l, c_d = c_l, c_d(\alpha_r, Re, M)$ 로 해석된 테이블이 사용되었다.

본 연구에서는 성능 해석 기법을 Wheatley의 실험 모델에 적용하였는데, 모델의 기하학적 형상과 관성 특성은 Table 1과 같다. 이 모델에 의한 문헌 [18]의 실험 속도 영역은 12.2~42.7 m/s (40~140 ft/s)인데, [19]의 실험 보다는 고속이지만 완전한 압축성 흐름 특성을 적용한 [16, 17]의 해석보다는 저속 실험이다. 따라서 본 해석에서는 두 세트의 공력 테이블이 사용되며 데이터 세트의 차이는 Table 2와 같다.

Table에서 보는 바와 같이 Re data set은 소형 모델의 저속 영역에서 유체역학적으로 문제가 되는 천이구역(transition range)을 면밀히 검토하여 해석되었고, Re-M data set은 대형 모델의 고속 영역에서 압축성 흐름(compressible flow)을 고려하여 해석되었다. 전진 자동회전 상태에 있는 로터는 고 전진비에서 후진깃(retreating blade)이천이구역의 영향을 많이 받으며 고속, 저 전진비

Table 1. Geometric and Inertia characteristics of test model by Wheatley

Parameter	Value
Diameter	3.05 m(10 ft)
Number of Blades	3
Chord	0.16 m(0.523 ft)
Solidity, σ	0.1
Airfoil Section	NACA 0012
Blade Pitch Angle	Variable
Blade Twist	None
Cut out Radius	0.19 m(0.625 ft)
Flapping Hinge Offset	0.029 m(0.094 ft)
Blade Weight Moment	11.19 N-m(8.25 ft-lb)
Blade Flapping Inertia	1.13 kg-m ² (0.836 slug-ft ²)
Polar Moment of Inertia	4.38 kg-m ² (3.20 slug-ft ²)
Lock number, γ	5.31
Tip Loss Factor, B	0.99

Table 2. Comparison between two data sets analyzed by Navier-Stokes solver

	Re data set	Re-M data set
Airfoil	NACA 0012	NACA 0012
Re range	$10^4 \leq Re \leq 10^7$	$6 \times 10^5 \leq Re \leq 7.2 \times 10^6$
AOA range	0 ~ 360 deg	0 ~ 360 deg
Mach range	-	0.1 ~ 1.2
Turbulence Model	$10^4 \leq Re \leq 10^6$: laminar, $10^6 \leq Re \leq 10^7$: $\kappa - \epsilon$	Spalart-Allmaras
Transition range	$1.6 \times 10^5 \leq Re \leq 2 \times 10^6$: interpolation	-

에서는 전진깃(advancing blade)이 압축성 흐름의 영향을 많이 받는다. Wheatley의 실험 모델은 전진비에 따라 두 영역을 모두 고려해야 하기 때문에 두 세트에 의한 자동회전 해석 결과를 전진비에 따라 고찰 할 필요가 있다.

2.4 성능해석

Wheatley의 실험 결과를 해석하기 위해 풍동 실험 문헌 [18]을 참조하면, 실험은 샤프트각과 피치, 풍속을 변화시키며 풍동 속에서 로터의 정상 자동회전 상태를 만든 후 양, 항력을 측정하여 추력계수와 양, 항력계수 및 양항비, 전진비를 계산하였다. 반면, TSM은 속도와 피치, 샤프트각의 정보를 주고 추력을 계산한 후 공력 성능과 전진비를 계산한다. 문헌은 풍속의 범위만 명시되어 있고 공력 성능에 관한 그래프는 전진비의 함수로 나타나 있기 때문에 그래프로부터 샤프트각의 범위와 피치가 그리고 풍속의 범위를 구한 후 이를 조합하여 TSM의 입력 변수로 사용하였다.

피치각(θ_0) 2도와 0도에 대하여 샤프트각(α_s)은 15도부터 1도까지 2도씩 감소시켰고 풍속은 12.2 m/s(40 ft/s)부터 42.7 m/s(140 ft/s)까지 3.1 m/s(10 ft/s)씩 증가시켰다. TSM은 이러한 변수의 조합 (V, α_s, θ_0)에서 정상 자동회전에 적합한 조합을 검출하고 그에 대한 성능을 계산한다. 정상 자동회전 판정 조건은 $-6^0 \leq \beta \leq 6^0$ 와 $\Delta RPM_{3s} < 0.1$ 이며 $\Delta t = 5 \times 10^{-4}$ s, 깃의 요소 수는 300이다.

2.4.1 알고리즘 검증

식 (1) ~ (21)에 의해 평균 추력 계수를 구하는

알고리즘을 검증하였다. $(V, \alpha_s, \theta_0) = (30.5 \text{ m/s}, 11 \text{ deg}, 0 \text{ deg})$, $\Omega_{ini} = 900 \text{ rpm}$ 에서 모사가 시작되었으며 $\Omega_{ins} = 890.1 \text{ rpm}$ 에서 정상 자동회전 상태에 도달하였다. Fig. 2에 보는 바와 같이 $C_{T_{ins}}$ 는 0.2s 이내에 주기적 평형 상태에 도달하며 이 때, $C_{T_{ave}}$ 는 주기 평균값으로 수렴하고 있다. $C_{T_{ins}}$ 이 주기값을 갖는 이유는 앞에서 언급하였듯이 Ω 가 주기값을 갖기 때문이다. 자동회전의 회전 속도가 준 평형 속도(quasi-static velocity)를 갖는다는 것은 문헌 [14, 15]에 언급되었다. 이것이 깃의 개수와 동일한 주기성을 갖는지 확인해 볼 필요가 있다. 깃의 개수와 동일한 주기를 갖는다면 로터 1회전에 대해서 3주기를 나타내야 한다. Fig. 3은 최종 평형 상태에서 1회전에 대한 $C_{T_{ins}}$ 와 $C_{T_{ave}}$ 를 나타낸 것이다. $C_{T_{ins}}$ 는 정확히 3주기를 나타내고 있으며 진폭이 매우 작기 때문에

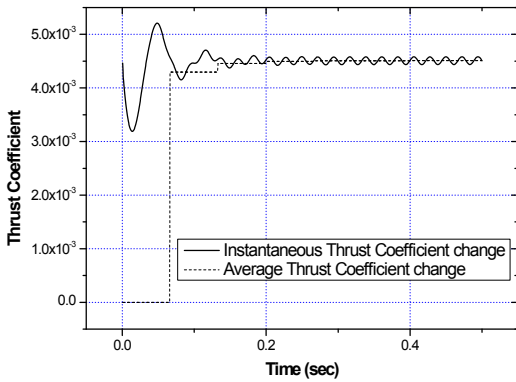


Fig. 2. Variation of instantaneous and average thrust coefficient

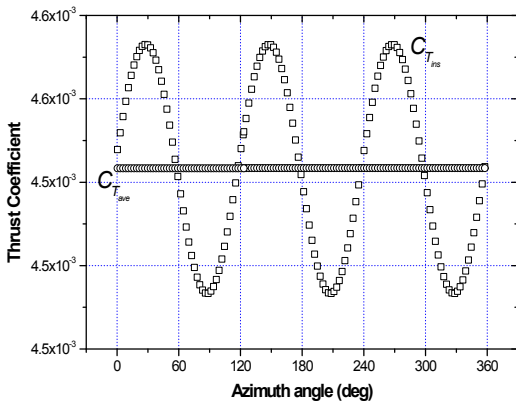


Fig. 3. Periodic variation of instantaneous thrust coefficient and average thrust coefficient

$C_{T_{ave}}$ 와 큰 차이는 없다고 판단할 수 있고 이론적으로 $b \rightarrow \infty$ 라면 $C_{T_{ins}} \rightarrow C_{T_{ave}}$ 가 되겠지만 blade interaction이 고려되지 않았기 때문에 이것이 유체역학적으로 의미를 갖는 것은 아니다.

2.4.2 추력계수

Wheatley의 실험을 해석한 결과를 검토함에 있어 2차원 공력 계수의 중요성은 앞에서 언급되었다. 압축성 흐름의 효과를 고찰하기 위해서는 모델 로터와 Re-M data set의 Re와 M 상호 관계를 비교해야 한다. 이는 Fig. 4에 나타냈는데, 모델 로터에서 계산된 Re와 M의 관계가 data set의 Re와 M의 상호 관계와 다름을 알 수 있다. 모델 로터는 $Re = 3 \times 10^6$ 일 때 $M \approx 0.8$ 을 갖지만 사용된 data set은 동일한 Re에서 $M \approx 0.5$ 로 해석되었다. 따라서 로터의 공력항 계산은 압축성 효과가 작게 반영된 것이다. 이것이 모델 로

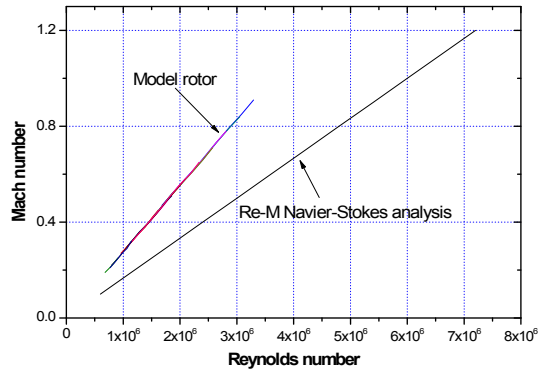


Fig. 4. Re-M difference between model rotor and analysis

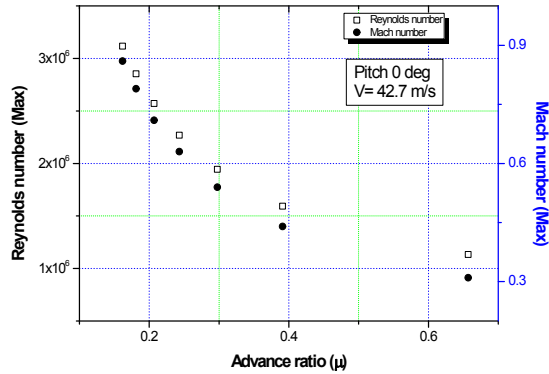


Fig. 5. Reynolds and Mach number in terms of advance ratio at the tip of advancing blade

터의 전진비에 따라 어떠한 영향을 주는지는 Fig. 5에 나타냈다.

Fig. 5는 $V = 42.7 \text{ m/s}$, $\theta_0 = 0 \text{ deg}$ 에서 Re-M data set을 이용하여 해석하고 정상 자동회전 상태를 판별한 후 깃 끝의 레이놀즈수와 마하수를 계산하여 전진비에 따라 나타낸 것으로, Re는 2×10^6 범위에서 변하지만 M은 0.3 ~ 0.9의 범위로 변하고 있는 것을 알 수 있다. M 값이 클 경우 압축성 흐름의 효과가 커지므로 전진깃 끝 요소에서의 c_d 값이 증가하고 로터의 반토크 (anti-torque)가 증가할 것이다. 그러므로 로터의 회전수는 감소하게 되는데, 해석된 결과는 Re-M data set을 이용하였고, 이 데이터와 실험 로터의 Re와 M 범위는 Fig. 4에 보는 바와 같이 차이가 있기 때문에 해석에서는 압축성 흐름의 효과가 적게 반영되었다는 것을 알 수 있다.

예를 들면, $\mu < 0.2$ 에서 $M \approx 0.9$ 인데, 이것은 더 작은 c_d 값이 반영된 결과이므로 이를 고려해 주어야 한다. 압축성 흐름의 효과가 더 반영된 c_d 값으로 계산되었다면 Ω 가 더 작은 값으로 출력되었을 것이고 μ 는 증가할 것이다. 즉, Fig. 5는 앞으로 보게 될 Re data set와 Re-M data set으로 해석한 결과들을 실험과 비교하는데 참고해야 한다.

두 가지 공력 데이터를 이용하여 실험을 해석한 결과의 일부를 Fig. 6과 Fig. 7에 나타냈다. Fig. 6은 $V = 42.7 \text{ m/s}$, $\theta_0 = 2 \text{ deg}$ 에서 TSM의 판정 조건에 따라 출력된 정상 자동회전 상태의 평균 추력계수를 실험과 비교한 것이고 Fig. 7은 동일 조건에서 θ_0 를 0 deg로 감소시킨 해석의 결과이다. Re data set으로 해석한 추력 계수는 Re-M data set으로 해석한 결과보다 높은 추력 계수를 나타내고 있고 해석 결과들은 전체적으로 실험보다 높은 값을 보여주고 있다. Re-data set이 실험 모델에 적합하게 해석된 것이라면 압축성 흐름의 효과가 해석에 더 반영되었을 것이고, 그러면 μ 는 증가하고 C_T 는 감소하여 실험 결과에 더 근접할 것이다. $\mu > 0.4$ 에서의 해석 결과가 작은 이유는 정상 자동회전의 판정 조건을 $-6^\circ \leq \beta \leq 6^\circ$ 로 준 이유이기도 하지만, 주어진 속도 영역이 실험과 다르기 때문이기도 하다. 전진비가 해석 결과로부터 얻어지는 것이라는 점을 상기한다면 속도에 따라 다른 전진비가 얻어질 수 있다는 점을 이해할 수 있다. 즉, 식 (2)에서 V가 증가한다고 Ω 가 비례적으로 증가하는 것은 아니라는 것이다. 로터의 유체역학적 상태가 다르기 때문이다.

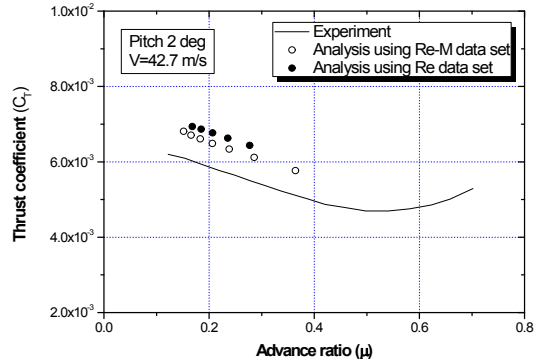


Fig. 6. Comparison experiment to the analyses using Re and Re-M data set at pitch 2 deg, various shaft angle

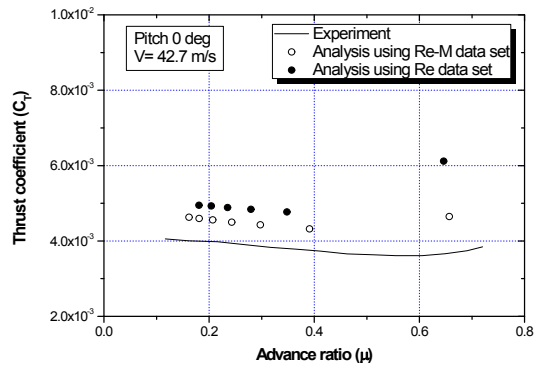


Fig. 7. Comparison experiment to the analyses using Re and Re-M data set at pitch 0 deg, various shaft angle

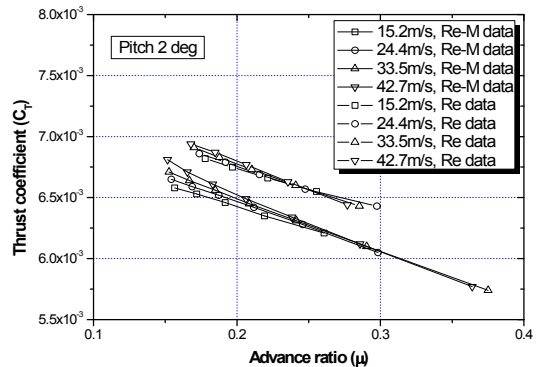


Fig. 8. Thrust coefficient variation in terms of advance ratio at various velocity

여러 가지 속도에서 추력 계수를 계산한 것을 Fig. 8에 모두 나타냈다. Re-M data set으로 해석한 추력 계수가 모두 Re data set으로 해석한 것

보다 작은 값을 나타내며, 속도에 따라 전진비와 추력 계수가 약간씩 다른 값으로 나타났다. Re-M data set의 마하수 영역이 실험 로터와 차이가 있기는 하지만 로터 해석에 있어서 압축성 흐름의 영향을 반드시 고려해야만 하는 이유를 보여준다.

2.4.3 양력계수와 양항비

추력 계수로부터 식 (22)~(26)에 따라 양력 계수와 양항비를 구하였다. Fig. 9와 10을 보면, 정성적으로는 해석 곡선이 실험 곡선을 잘 따라가고 있다. 그렇지만 Re data set과 Re-M data set에 의한 해석 결과의 차이는 추력 계수 곡선에서와 같이 정량적인 차이가 나타난다. 정량적인 차이는 동일한 전진비에서 살펴야 한다. 동일한 전진비에서의 간격 A, B, C 또는 A', B', C'를 보면, 전진비가 작은 영역에서 정량적인 차이도 크고 data set에 의한 차이도 있다. 특히 Re data set에 의한 해석 결과에서 실험과 정량적인 차이가 크다. Re-M data set에 의한 해석 결과가 실험과 더 근접하게 나타나 있는데, 에어포일 해석을 할 때 실험 로터와 마하수의 영역을 일치시킨다면 더 좋은 결과를 보여 줄 것이다.

공력 데이터에 따른 정량적인 차이에도 불구하고 전진비에 대한 양력 계수의 변화 곡선은 정성적으로 속도의 영향을 받지 않는 것 같다. Fig. 11은 Re data set과 Re-M data set으로 속도를 변화시키며 계산한 양력 계수를 전진비에 대하여 모두 나타낸 것이다. 모든 심볼이 특정한 곡선으로 집중되어 있는 것을 알 수 있다. 추력 계수 곡선과 비교하면, 양력 계수 곡선은 유체역학적 상이성에 대해 정성성(qualitativity)이 있다고 판단되며 이는 매우 흥미로운 결과다.

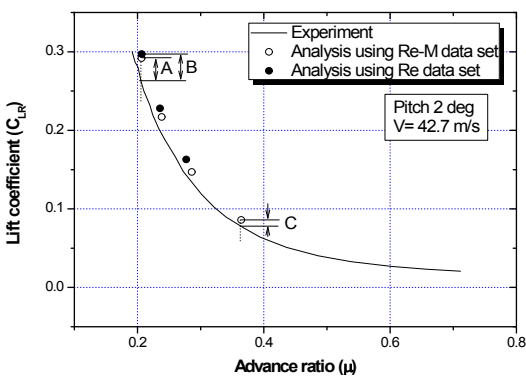


Fig. 9. Lift coefficient variation in terms of advance ratio at pitch 2 deg

정상 자동회전 상태에 대한 로터의 양항비를 조사하였다. 양항비는 식 (21)과 (22)에 따라 구해지며 $1/\tan\alpha_T$ 와 다름없다. 양항비 계산에서 로터의 플래핑각 변화가 고려된다는 점은 단순히 로터 회전면의 기울어짐만을 가지고 양항비를 계산하는 방식보다 정밀한 계산이라고 할 수 있지만 TSM 코드에서는 로터 허브에서 발생하는 항력이 고려되지 않았다.

Fig. 12와 13은 각각 $\theta_0 = 2$ 도와 0도에서 양항비의 변화를 실험과 비교한 것이다. 그림에서 보는 바와 같이 실험과 큰 차이를 보이고 있다. 이는 Wheatley의 실험에서는 로터 허브의 항력(D_H)이 반영되었기 때문이다. 로터 허브의 항력을 고려한다면 로터의 양항비는 $L_R/(D_R + D_H)$ 가 될 것이다. 그런데, 그림에서 전진비의 증가에 대해 양항비의 차이가 크게 벌어지는 이유는 저 전진비에서는 추력이 크므로 D_R 의 상대적인 값이 크고 전진비가 증가함에 따라 L_R 이 급감하며 따라서 D_H 에 더 종속되기 때문이다.

Fig. 14는 다양한 속도 영역에서 양항비의 변화를 나타낸 것인데, 공력 데이터에 따른 차이가 존재한다. Re-M data set으로 해석한 양항비가 Re data set으로 해석한 양항비보다 높게 나타나는 것이 해석에서 물리적인 타당성이 결여되었기 때문이 아니라는 것을 인식해야 한다. 압축성 흐름의 영향이 깃의 국부 항력계수를 증가시키기는 하지만 이는 로터의 거동 특성을 변화시키는 것이고 직접적으로 로터 전체의 양항비에 영향을 주는 것은 아니다. 고속 흐름에 있는 로터가 자동회전 할 때 로터의 회전속도 한계는 존재하지만[16] 양항비는 관련 없다.

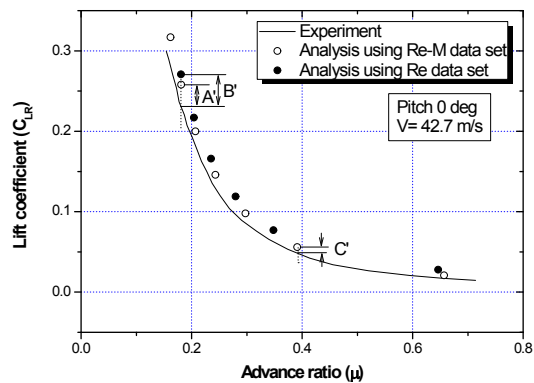


Fig. 10. Lift coefficient variation in terms of advance ratio at pitch 0 deg

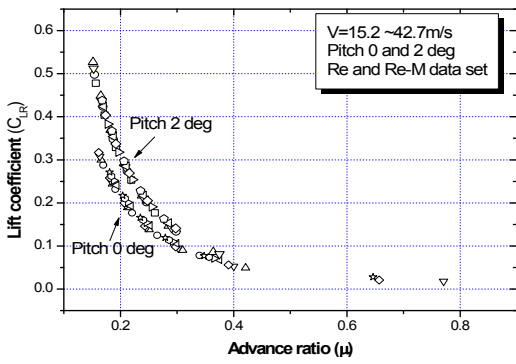


Fig. 11. Lift coefficient-advance ratio curve in terms of velocity and aerodynamic data

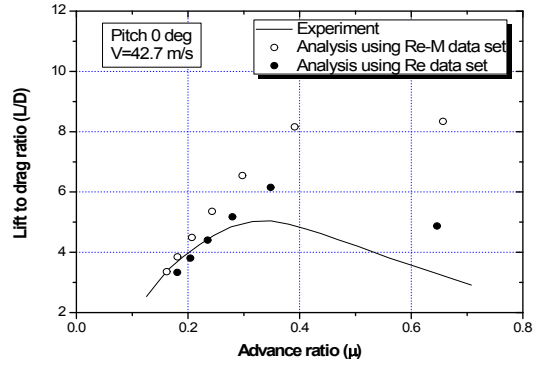


Fig. 13. Lift to drag ratio of rotor in terms of aerodynamic data and experiment at pitch 0 deg

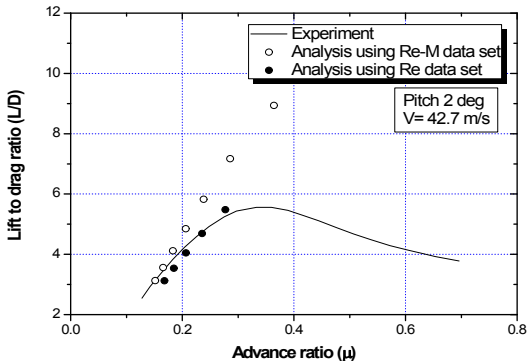


Fig. 12. Lift to drag ratio of rotor in terms of aerodynamic data and experiment at pitch 2 deg

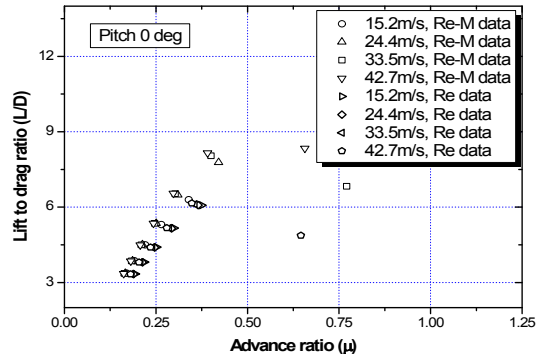


Fig. 14. Variation of lift to drag ratio at various wind speed

2.4.4 정량성(quantitativity)

본 연구는 해석적인 방법으로 자동회전하는 로터의 성능을 예측하는 기법을 다루는 것이므로 해석 결과와 실험의 차이점에 대해 정량적인 면을 더 고찰 할 필요가 있다. 자동회전의 해석은 주요 세 변수에 대해 수행되었다. 그리고 정상자동회전 상태에 대한 추력을 계산하여 양력 계수를 추출하였고 실험 곡선과 비교되었다. 사용되는 공력 데이터에 따라 다르기는 하지만 정성적으로는 실험 곡선을 잘 따라가고 있다. 그러나 Fig. 6~14의 결과로는 정량성을 판단하기 부족하기 때문에 샤프트각에 대한 정상 자동회전 상태를 실험과 비교하도록 한다. Wheatley는 실험에서 정상 자동회전 상태의 샤프트각(로터 디스크 받음각)을 전진비에 대한 그래프로 나타냈다. TSM에서도 샤프트각을 변화시키며 전진비를 계산하였기 때문에 이를 실험과 비교하면 정량성을

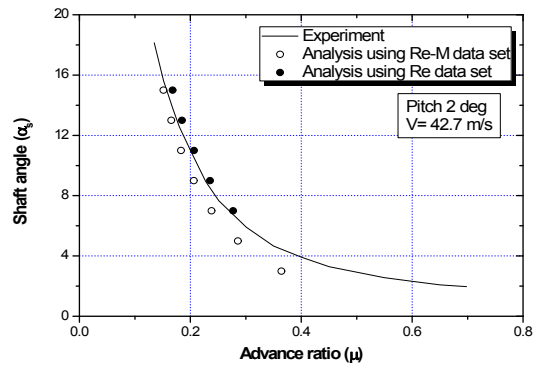


Fig. 15. Shaft angle vs. advance ratio at pitch 2 deg

판단하기 용이하다.

Fig. 15는 두 가지 공력 데이터로 계산하였을 때 산출된 전진비를 실험과 비교한 것이다. 샤프트

트각은 모두 입력 변수이기 때문에 산출된 전진비를 직접 비교하는 것이 가능하다. 그림에서는 Re data set으로 계산한 결과가 실험에 더 근접한 것으로 나타난다. 전진비는 로터의 토크 평형 상태에서 준평형 회전속도 Ω 와 관련 있으므로 데이터 세트에 따라 토크 평형이 어떻게 이루어졌는지를 고찰해 볼 수 있다.

Re data set으로 계산하면 전진비 끝 부근의 깃 요소에서 압축성 항력 증가가 반영되지 않는다. 이것은 로터의 토크를 증가시킬 것이므로 Ω 는 증가할 것이다. 그러면 전진비는 감소하게 되는데, 전진비가 실험과 유사하게 나왔다는 것은 반토크(anti-torque)가 상대적으로 증가하였다는 의미가 된다. Fig. 6과 9에 따르면 추력 계수와 양력 계수는 실험보다 크므로 추력의 양력 성분이 반 토크를 증가시키고 양력 계수도 증가시켰다는 것을 알 수 있다. Fig. 15의 Re-M data set 그래프에서 α_s 가 감소할수록 전진비가 실험보다 작게 나오는 이유는 Ω 가 더 높게 출력되었기 때문이다. 이는 사용된 데이터가 압축성 흐름의 영향이 작게 반영되었기 때문이 아니라 Re 영역이 잘 맞지 않기 때문인 것으로 판단된다. 앞에서 언급하였듯이, Re data set은 transition 영역을 주의 깊게 고찰한 후 에어포일이 해석된 것이고 Re-M data set은 압축성 흐름은 고려되었으나 transition 영역에 대한 고려가 미흡하다. Fig. 5를 참조하면, 전진비 0.2 이상에서 Re는 $10^6 \sim 2 \times 10^6$ 로 변하고 M은 0.6 미만이다. M보다는 Re의 transition 영역이 더 문제가 됨을 알 수 있다.

Fig. 16은 피치각 0도에 대한 결과이다. Re-M data set에 의한 결과가 실험에 좀 더 근접한 것으로 보이지만 전진비가 커질수록 오차가 벌어지고 있는 것은 Fig. 15와 같다. 깃의 각 요소에서

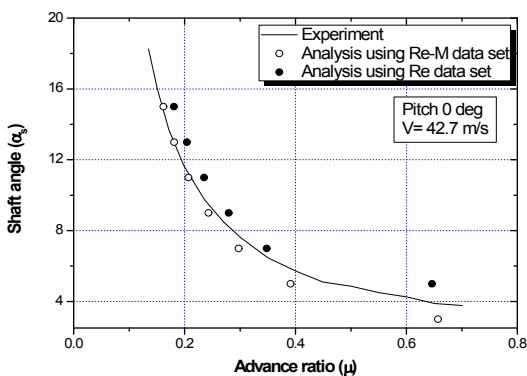


Fig. 16. Shaft angle vs. advance ratio at pitch 0 deg

Re와 M의 영역이 역시 중요한데, 사용된 공력 데이터 어느 것도 실험 모델을 완전히 만족시키지 못하고 있기 때문에 오차가 존재함은 타당하다고 할 수 있다. 공력 데이터 사용 문제를 정밀 분석하기 위해서는 로터 회전면에서의 요소 받음각, Re, M, c_l 과 c_d , 그리고 유도속도 분포 등을 종합적으로 고려해야 하는데 이는 본 논문의 범위를 벗어나므로 차후 연구 과제로 남겨둔다.

III. 결론

피치각과 샤프트각 그리고 속도를 입력 변수로 하여 정상 자동회전 상태를 찾는 과도모사법을 기반으로 로터의 주기적 평형 상태에서 성능을 해석하는 기법을 연구하였다. 변화하는 회전 속도에 대해 순간 추력을 계산하고 주기 평균을 구하면 로터의 추력을 계산할 수 있으며 이를 이용하여 로터의 양, 항 성능을 해석할 수 있음을 보였다. 해석 기법을 실험 로터에 적용하여 해석한 후 비교한 결과 정성적으로 실험과 잘 일치하였으며 해석에 사용되는 공력 데이터에 따라 정량적으로는 오차가 존재하였다. 전진비에 대한 양력 계수의 변화 곡선은 피치각에 따라 변하며 속도와 샤프트각에 대해서는 종속성이 약하다. 성능 해석의 정밀도는 사용되는 공력 데이터에 따라 달라지므로 깃의 에어포일을 해석할 때 깃의 형상 및 로터의 작동 레이놀즈수와 마하수, 그리고 천이 영역을 잘 일치시킴이 중요하다.

참고문헌

- 1) de la Cierva, J., "The Development of the Autogiro," Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol. 30, No. 181, pp. 8-29 (including discussion), 1926.
- 2) Glauert, H., "A General Theory of the Autogiro," Aeronautical Research Council, ARC R & M 1111, London, Nov. 1926.
- 3) Wheatley, J. B., "A Study of Autogiro Rotor-Blade Oscillations in the Plane of the Rotor Disk," NACA TN No. 581. 1936.
- 4) Wheatley, J. B. and Hood, M., "Full-Scale Wind-Tunnel Tests of a PCA-2 Autogiro Rotor," NACA TR No. 515. 1934.
- 5) Wheatley, J. B., "The Influence of Wing Setting on the Wing Load and Rotor Speed of a PCA-2 Autogiro as Determined in Flight,"

NACA TR No. 523. 1934.

6) Wheatley, J. B., "An Aerodynamic Analysis of the Autogiro Rotor with a Comparison Between Calculated and Experimental Results," NACA Report No. 487. 1934.

7) Wheatley, J. B. and Bioletti, C., "Analysis and Model Tests of Autogiro Jump Take-off," NACA TN No. 582. 1936.

8) Wheatley, J. B., "The Aerodynamic Analysis of the Gyroplane Rotating-Wing System." NACA TN No. 492. 1934.

9) McCormick, A., W., "A Numerical Analysis of Autogyro Performance," AIAA Paper 2002-5950, Nov. 2002.

10) Brindejone, A., Sirohi, J., and Chopra, I., "Design and Testing of an Autorotative Payload Delivery System" *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 52, No. 4, pp. 360-370, 2007.

11) Cuerva, A., Sanz-Andres, A., Meseguer, J., and Espino, J. L., "An Engineering Modification of the Blade Element Momentum Equation for Vertical Descent: An Autorotation Case Study," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 51, No. 4, pp. 349-354, 2006.

12) Hickey, D. H., "Full-Scale Wind-Tunnel Tests of the Longitudinal Stability and Control

Characteristics of the XV-1 Convertiplane in the Autorotating Flight Range," NACA RM A55K21a, 1956.

13) Hohenemser, K. H., "Aerodynamic Aspects of the Unloaded Rotor Convertible Helicopter," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 2, (1), pp. 147-174, Jan. 1957.

14) Kim, H. Y., Sheen, D. J., and Park, S. O., "Numerical Simulation of Autorotation in Forward Flight," *Journal of aircraft*, Vol. 46, No. 5, 2009, pp. 1642-1648.

15) 김학윤, 신동진, "자동회전의 비정상 수치 해법과 2차원 공력계수의 영향", *한국항공우주학회지*, 제 37권 2호, 2009. 2.

16) 김학윤, 최성욱, "자동회전의 트림 범위와 특성(1): 로터 스피드 한계와 피치 범위", *한국항공우주학회지*, 제 39권 6호, 2011. 6.

17) 김학윤, 최성욱, "자동회전의 트림 범위와 특성(2): 전진비 변화와 플레핑 특성", *한국항공우주학회지*, 제 39권 6호, 2011. 6.

18) Wheatley, J. B., and Bioletti, C., "Wind-Tunnel Tests of 10-Foot-Diameter Autogiro Rotors," NACA TR 552, 1936.

19) Niemi, E. E, JR., "A Method for Determining the Effects of Rapid Inflow Changes on the Dynamics of an Autorotating Rotor" Ph.D. Dissertation, Dept. of Mechanical and Aerospace Engineering, Univ. of Massachusetts Amherst, Massachusetts, U.S., Apr. 1974.