論文 DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.1.12

자동회전의 성능해석(2) : 고속 자동회전의 성능

김학윤*

Performance Analysis of Autorotation(2) : Performance of High Speed Autorotaion

Hak-Yoon Kim*

ABSTRACT

Performance variation of autorotating rotor was investigated. The shaft angle of the rotor is reduced while the flight velocity is increased. The BO-105 helicopter rotor blade was replaced by untwisted NACA 0012 airfoil and the rotor was simulated by using Transient Simulation Method(TSM) to judge the autorotation region for the variables. To simulate the compressibility effect at high speed flight, two-dimensional aerodynamic data was analyzed by compressible Navier-Stokes solver and Pitt/Peters inflow theory was adopted to simulate the induced velocity field. Thrust and lift coefficients, lift to drag ratio variations were investigated, also the lift and power were compared to those of BO-105 helicopter. Sharing lift and power between the autorotating rotor and wing was considered when the compound aircraft concept is introduced.

초 록

샤프트각이 감소하며 비행 속도가 증가하는 자동회전 상태의 로터에 대한 성능 변화를 해석하였다. BO-105 헬리콥터의 로터에 비틀림이 없는 NACA 0012 단면을 가지는 깃을 해석하였고 변수에 대한 자동회전의 영역을 구하기 위해 과도모사법(TSM)이 사용되었다. 고속 비행에서 압축성 효과를 모사하기 위해 압축성 Navier-Stokes 솔버로 해석된 2차원 공력 데이터가 사용되었으며 유도 속도장을 모사하기 위해 Pitt/Peters의 유도속도 이론이 사용되었다. TSM으로 구해진 정상 자동회전 상태에 대하여 추력계수와 양력계수, 양항비를 계산하였으며 로터의 양력과 동력을 구하여 BO-105 헬리콥터와 비교하였다. 복합 항공기의 개념을 도입할 때 자동회전하는 로터와 날개의 양력 및 동력 분담률을 고찰하였다.

Key Words : Autorotation(자동회전), Transient Simulation Method(과도모사법), Compound Aircraft(복합항공기)

Ⅰ. 서 론

회전익 항공기의 고속화, 고 효율화 문제를 해결하는 방법은 역사적으로 두 가지 개념의 항공기 연구로 수렴되어 왔는데, 하나는 이미 실용화된 틸트로터 항공기며[1~3], 또 하나는 고속 비행에서 로터를 무양력 자동회전 상태로 놓고 날개에 의한 양력으로 비행하는 복합 항공기 개념이다[4, 5]. 두 개념의 공통점은, 헬리콥터 고속화의 딜레마가 로터가 양력과 전진 추력을 동시에 부담하는 것이므로 이를 완전히 분리시키자는 것이다.

복합 항공기 XV-1의 개념은 이후 CarterCopter

† 2011년 10월 10일 접수 ~ 2011년 12월 23일 심사완료
* 정회원, 한서대학교 항공학부
교신저자, E-mail : heligyro@hanseo.ac.kr
충남 태안군 남면 신온리 산 105

사[6]에서 유사한 개념의 실험기를 개발하여 비행하면서 다시 주목되었으며 DARPA(Defense Advanced Research Projects Agency)의 지원 아래 Groen 항공사가 개발을 추진하였으나 무산된 바 있다[7]. 복합 항공기와 약간 다른 개념으로서, 동축 역회전식 로터를 채용하고 이를 회전시키거나 고속에서 자동회전 상태로 두고 엔진의 파워를 전진 추력으로만 사용하는 ABC (advancing blade concept) 개념이 Sikorsky에서 제안되었으며[8, 9, 10] 이것이 발전되어 Sikorsky X2[11]로 이어졌다. X2는 단일 엔진으로 로터와 프로펠러를 구동하며, 로터가 자동회전을 유지한다면 엔진을 추력으로만 사용할 수 있으므로 자동회전의 해석과 제어는 중요한 이슈다.

헬리콥터의 정교한 이론들[12]와 로터의 복잡한 유체역학적 측면을 물리적, 수학적으로 정밀 해석하는 CFD의 발전에도 불구하고 해석적으로 자동회전을 예측하기 어려웠던 이유는 본질적으로 자동회전은 로터의 회전이 종속 변수인데, 로터의 회전 운동 방정식을 고려하지 않고는 로터의 회전 속도를 종속 변수로 구할 수 없기 때문이다. 이에 따라, 플래핑 방정식과 회전운동 방정식을 동시 해석하는데, 에어포일을 2차원 Navier-Stokes 솔버로 해석하여 공력 데이터로 사용하면서 유도속도 이론을 병용하여 자동회전을 하이브리드 방식으로 해석하는 과도 모사법(TSM)이 개발되었다[13, 14].

TSM은 로터를 동역학-3차원 CFD 연계 해석하는 방법보다 물리, 수학적으로 불리하기는 하지만 컴퓨팅 파워를 최소화 하면서 자동회전이 가능한 변수의 조합을 구할 수 있고 이에 따라 자동회전의 특성을 연구할 수 있다는 장점이 있다. TSM은 유도속도 이론보다는 사용되는 2차원 공력 데이터의 영향을 많이 받으며 고속에서 자동회전의 거동 특성을 연구하기 위하여 2차원 compressible Navier-Stokes 솔버로 해석된 데이터에 의한 고속 자동회전에 대한 연구[15, 16]이 수행되었다.

본 논문에서는 자동회전의 성능을 연구한다. TSM으로 해석된 정상 자동회전 상태에서 성능을 해석하는 방법은 (1)편에 기술되었으며 본 논문에서는 성능 해석 기법을 적용하여 고속에서 자동회전하는 로터의 성능을 해석한다.

BO-105 헬리콥터와 유사한 로터에 대한 변수의 영역과 플래핑 거동 특성이 [15, 16]에서 연구되었고, 본 논문에서는 해석 된 자동회전의 영역에서 로터의 성능이 계산된다. 속도와 샤프트각의 변화에 따른 추력과 양력 계수가 피치각의 함수로 표현되며 양항비의 변화를 검토한다. 로터의 양력과 동력 변화를 살핌으로써 BO-105와 유사한 로터를 사용하는 오토자이로 방식의 비행 성능을 BO-105 헬리콥터의 성능과 비교한다. 또한 동일한 로터를 가지는 복합 항공기에 날개가 추가될 경우 양력과 동력의 분담 비율을 정량적으로 검토한다.

II. 본 론

2.1 추력 계수

해석에 사용된 BO-105 헬리콥터의 로터 특성은 table 1과 같다. BO-105 로터의 깃은 NACA 23012 에어포일을 가지지만 해석에서는 NACA 0012 에어포일로 대체되었고 비틀림은 주지 않았다. 로터의 극관성 모멘트 I_p 값은 플래핑 관성 모멘트 I_h로부터 추정되었다. I_p는 로터의 회전 방정식에 관여하는데 주로 로터의 가, 감속 특성에 영향을 준다. 자동회전의 평형 상태는 주로 I_h에 영향 받는다. 에어포일과 비틀림 효과 때문에 해석되는 로터의 성능이 BO-105 헬리콥터 로터와는 다르겠지만 성능 비교는 가능하다. 주로 비교 할 부분은 속도와 양력, 동력이며 해석 결과를 BO-105 헬리콥터와 비교하면 BO-105 헬리콥터가 자동회전 상태의 비행을 할 때 달성 가능한 속도 영역 및 필요 동력 등을 유추해 볼 수 있다. BO-105 헬리콥터의 성능은 table 2와 같다.

Table 1. Geometric and inertial characteristics of BO-105 helicopter

Parameter	Value
Diameter	9.8 m
Number of Blades	4
Chord	0.27 m
Solidity, σ	0.07
Airfoil Section	NACA 23012
Blade Pitch Angle	Variable
Blade Twist	None
Cut out Radius	0.74 m
Flapping Hinge Offset	0.37 m
Blade Weight Moment	567.2 m-N
Blade Flapping Moment of Inertia(I_h)	155.92 kg-m^2
Rotor Polar Moment of Inertia(Blade and Hub)(I_p)	779.6 kg-m^2
Lock number, γ	6.85
Tip Loss Factor, B	0.99

Fig. 1은 샤프트각 α_s= 15°에서 평균 추력 계수의 변화를 피치각에 대해 나타낸 것이다. 정상 자동회전의 판정 기준이 $|\beta| < 5^0$이므로 각 속도 라인의 양 끝은 $\beta \approx 5^0$ 또는 $\beta \approx -5^0$ 며 플래핑 각이 $\pm 5^0$를 초과하는 정상 자동회전 상태도 존재할 것이므로 실제 피치의 영역은 그림보다 넓어질 수 있다는 점을 주지하여야 한다. 그림에서 보는 바와 같이 각 속도 영역에서 추력 계수는 피치각에 비례한다. 이 샤프트각에서 추력 계수 5×10^{-3}을 유지하려면 속도 증가에 대해 피치각은 비례적으로 줄여야 할 것이다. 그러나, 주어진 샤프트각이 매우 크기 때문에 로터의 양항비는 열악할 것이 예상되고 따라서 큰 동력이 요구될 것이다. 이는 뒷장에서 살펴보도록 한다. 동력의 요구량을 줄이기 위해서는 샤프트각이 속도의 증가와 함께 감소되어야 한다.

Fig. 2는 샤프트각을 11°로 줄인 상태에서 추력 계수의 변화를 나타낸 것이다. 추력 계수는 전체적으로 감소하는데, 이는 주로 로터 회전면의 동압 감소 때문이라고 판단할 수 있다. 피치의 범위가 양의 방향으로 이동한 것에 유의하여야 하며 이는 속도와 샤프트각에 따라 피치 조절이 어렵다는 것을 의미한다. α_s= 7°에서의 추력 계수 변화를 나타낸 Fig. 3에서는 곡선의 모양이 변하고 있다. 그 징후는 Fig. 1에서부터 서서히 나타나는데, 추력 계수가 피치각에 반비례하는 구역이다. 이러한 추력 역전 구역은 샤프트각을 줄이면 더 두드러지게 나타난다. Fig. 4는 샤프트각 3°에서의 추력 계수 변화 곡선이다. 모든 속도 영역에서 추력 역전 구역이 나타나고 있다. 특정한 피치 영역에서 추력 계수는 α_s= 15°보다 높다. 그러나 추력 계수가 큰 것이 반드시 추력이 큰 것은 아니라는 점을 유념할 필요가 있다.

V = 54.9 m/s를 기준으로, α_s= 15°에서 C_T는 최대 $\approx 5\times10^{-3}$ 인데(Fig.1), α_s= 3°에서 C_T는 최대 $\approx 8\times10^{-3}$다(Fig.4). 샤프트각이 대폭 감소하였는데도 동일한 로터의 회전속도에서 추력 계수가 대폭 증가하였다면 획기적이거나 오류일 것이다. TSM의 계산 알고리즘은 헬리콥터 이론과 다르다. TSM에서는 C_T가 로터의 1회전에 대한 순간 추력의 평균을 $\rho\pi\Omega^2R^4$으로 나눠 출력되기 때문에 Ω가 작다면 C_T는 크게 출력 될 것이다. Ω는 종속 변수고 모든 점에서 동일하지 않다는 것을 인식해야 한다. α_s= 1°에서 추력 계수의 변화를

Table 2. General characteristics and performance of BO-105 helicopter

Parameter	Value
Empty weight	1,276 kg(2,813 lb)
Maximum take weight	2,500 kg(5,511 lb)
Powerplant	313 kw(420 shp)×2
Never exceed speed	270 km/h(145 knots)
Maximum speed	242 km/h(131 knots)
Cruise speed	204 km/h(110 knots)
Range	575 km(310 NM)
Ferry range	1,112 km(600 NM)
Service ceiling	5,180 m(17,000 ft)
Rate of climb	8 m/s(1,575 ft/min)

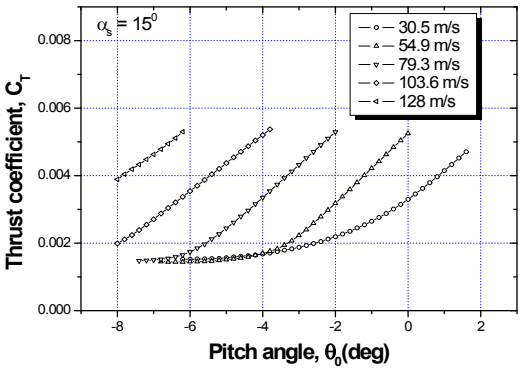

Fig. 1. Thrust coefficient variation in terms of airspeed at shaft angle 15 deg

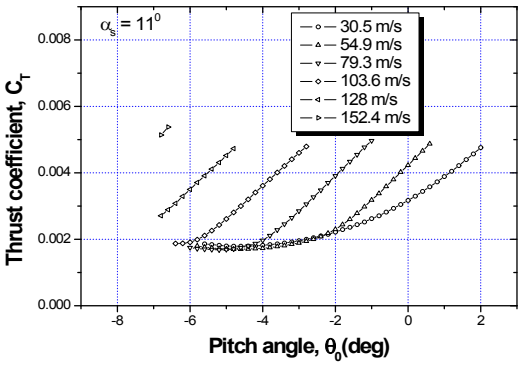

Fig. 2. Thrust coefficient variation in terms of airspeed at shaft angle 11 deg

나타낸 Fig. 5에서도 추력 역전 구역이 존재한다. 이러한 추력 역전 구역의 존재는 로터의 전진비와 관련이 있다. 고 전진비에서 로터의 추력 변화를 실험한 Jenkins[17, 18]에 따르면, 전진비 0.5 이상에서 피치각에 대해 추력 계수가 감소하는 추력 역전 구간이 나타난다. 그리고 본 계산에서 추력 역전이 나타나는 대부분의 영역은 고

전진비 구간이다[16]. 자동회전에서의 추력 계수는 동일한 회전 속도에 대한 값이 아니기 때문에 로터의 성능을 정량적으로 비교하기에는 부족하다. 자동회전에서는 추력 계수 보다는 양력 계수로 성능을 나타내는 것이 더 바람직하다. 이는 다음의 결과를 보면서 논한다.

2.2 양력 계수

TSM에서는 Ω가 적분을 통해 구해지고 추력이 계산된 후 추력의 성분으로 양, 항력 계수를 구한다. 양력 계수는 고전적인 오토자이로 이론으로 계산한다. 양력을 $\rho\pi(VR)^2$으로 나눠 얻어지기 때문에 Ω와 관련 없다. 자동회전은 전진비행하는 날개와 유사함으로 C_T보다는 더 직접적으로 로터의 성능 변화를 관측할 수 있다.

Fig. 6은 30. 5 m/s에서 샤프트각을 변화시키며 피치각의 변화에 따른 로터 양력 계수의 변화를 나타낸 것이다. 그림에서 보는 바와 같이 양력 계수는 피치각과 직접적인 비례 관계를 갖고 있으며 샤프트각이 증가함에 따라 일정한 비율로 양력 계수도 증가함을 알 수 있다. 거시적으로는, 샤프트각이 감소하면 로터 회전면이 받는 동압이 감소하고 이에 따라 로터가 동일 속도에서 에너지를 흡수하는 능력이 떨어지기 때문에 양력이 감소한다는 것으로 설명될 수 있다. 피치는 미시적으로 로터 깃의 자동회전력과 반자동회전력의 비율을 결정하므로 자동회전의 상태에 영향을 미친다. 샤프트각 감소에 따라 피치의 범위가 줄어드는 것에 주목해야 한다.

Fig. 7은 풍속을 67.1 m/s로 증가시킨 상태에서 양력 계수의 변화를 나타낸 것이다. Fig. 6과 마찬가지로 샤프트각의 증감 효과가 나타나고 있으며 풍속과 샤프트각이 모두 피치의 범위를 결정하고 있음을 알 수 있다. 오토자이로는 통상적으로 피치는 고정되어 있고 전진 추력에 의해 풍속을, 그리고 조종간의 조작에 의해 샤프트각을 조절한다. 만일 그림에서 피치를 $\theta_0=0^0$로 고정한다면 적어도 67.1 m/s(242 km/h)의 속도에서는

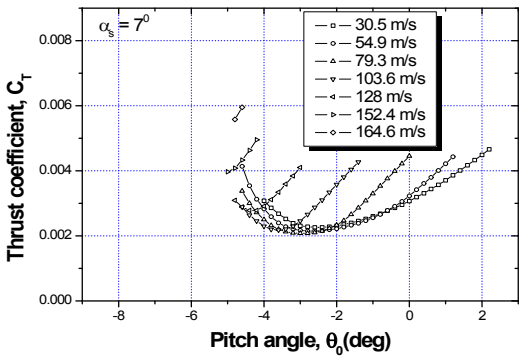

Fig. 3. Thrust coefficient variation in terms of airspeed at shaft angle 7 deg

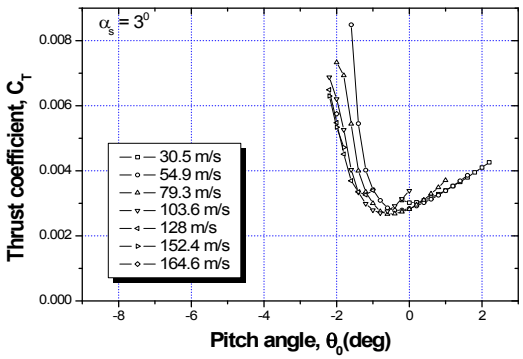

Fig. 4. Thrust coefficient variation in terms of airspeed at shaft angle 3 deg

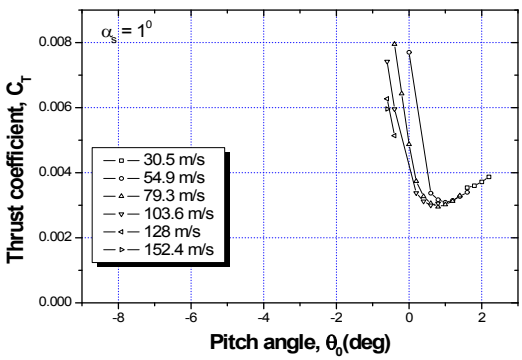

Fig. 5. Thrust coefficient variation in terms of airspeed at shaft angle 1 deg

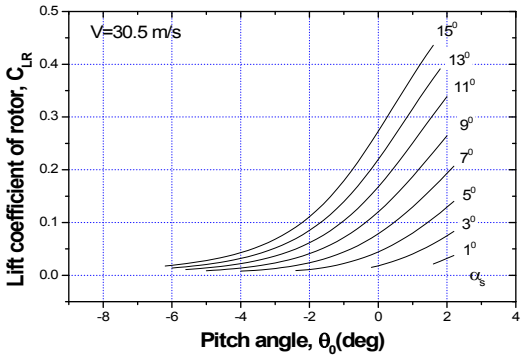

Fig. 6. Lift coefficient variation in terms of shaft angle at 30.5 m/s

샤프트각을 7^0 이내로 줄이는 것이 바람직 할 것이다. 왜냐하면, 곡선의 양 끝단 바깥은 플래핑 운동이 거세지는 구역을 의미하기 때문이다. 그러나 샤프트각을 감소시키면 양력 계수도 줄어들기 때문에 오토자이로는 침하할 것이고, 이에 따라 샤프트각은 조종간의 조작 여부에도 불구하고 다시 증가하게 된다(샤프트각은 로터 디스크의 받음각을 의미). 이는 오토자이로 제어의 딜레마이며 오토자이로가 전진 속도를 증가시키기 어려운 이유이기도 하다. 피치를 제어한다면 플래핑 거동을 일정한 범위로 유지시키면서 속도 증가에 대해 자동회전을 유지할 수 있겠지만 양력의 감소는 피할 방법이 없다.

자동회전의 이러한 현상은 1930년대의 많은 오토자이로 비행에서 이미 잘 알려져 있는데[19], 피치를 조절한다면 고속에서 양력의 부족에도 불구하고 자동회전을 유지시킬 수도 있다는 생각이 복합 항공기 개념의 출발점이다. 풍속을 128 m/s(460.8 km/h)로 증가시켰을 때 양력 계수 변화를 구한 것을 Fig. 8에 나타냈다. 피치의 범위를 보면, 오토자이로가 왜 피치 제어를 하지 못하고 있는지 알 수 있다. 피치의 범위는 풍속과 샤프트각의 변화에 대해 매우 가변적이어서 비행 실험으로 그 범위를 계측하기가 매우 위험하다. 양력 계수는 샤프트각이 커지더라도 과히 증가하지 않지만 피치의 범위는 예를 들어 $\alpha_s = 15^0$와 $\alpha_s = 1^0$에서 상당히 다르다. 자동회전에 있어서 피치와 샤프트각, 그리고 풍속 상호간의 관계를 규명해야 하는 이유가 여기에 있다. 고속 자동회전에서 샤프트각에 따른 양력 계수의 차이가 미미하다면 가능한 한 작은 샤프트각을 선택하는 것이 유리한데, 샤프트각은 곧 로터 디스크의 받음각이고 이는 자세에도 영향을 받기 때문에 예를 들어 복합 항공기가 고속에서 급격한 외란을 받았을 때 로터는 적절한 피치의 범위에서 크게 벗어날 수 있으므로 이를 조종사가 직접 제어하기 어려울 것이다.

Fig. 9는 V=164.6 m/s(592.6 km/h)에서의 결

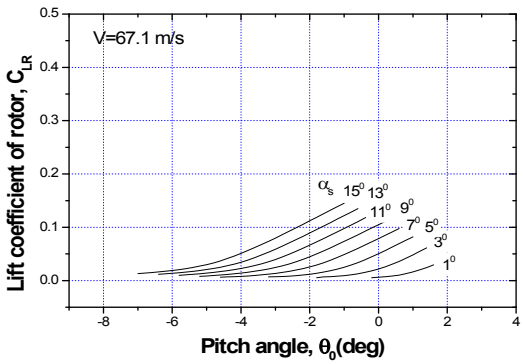

Fig. 7. Lift coefficient variation in terms of shaft angle at 67.1 m/s

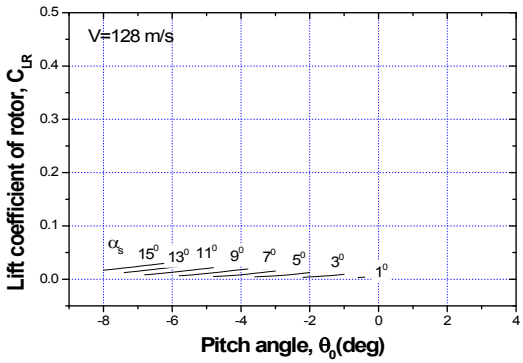

Fig. 8. Lift coefficient variation in terms of shaft angle at 128 m/s

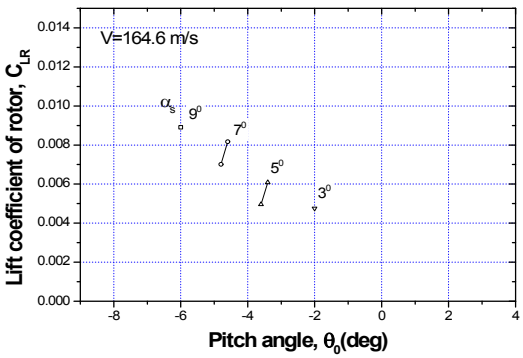

Fig. 9. Lift coefficient variation in terms of shaft angle at 164.6 m/s

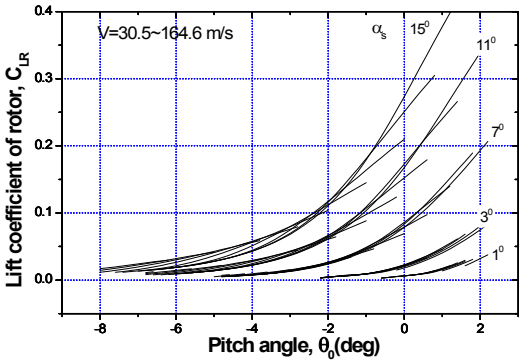

Fig. 10. Lift coefficient variation in terms of shaft angle at 30.5 ~ 164.6 m/s

과인데, 해석된 로터의 자동회전 한계 속도 영역이라고 할 수 있다. 양력 계수축의 스케일이 다른 그림과 다르기는 하지만 샤프트각은 이 풍속에서 1^0까지 줄이기 어렵다. 피치의 범위는 극한에 이르고 있어 고속에서 자동회전을 제어하는 것이 매우 난해한 과제라는 것을 알 수 있다.

Fig. 10은 풍속 30.5 ~ 164.6 m/s 범위에서 양력 계수의 변화를 샤프트각에 대해 모두 나타낸 것이다. 동일한 샤프트각에 대하여, 양력 계수 곡선은 비슷한 영역에 몰려 있지만 Fig. 6~9에 따르면 속도에 따라 피치의 범위는 다르다. 이 곡선의 의미는, 자동회전에서 양력 계수는 풍속과 샤프트각, 그리고 피치에 대한 근사적인 함수로 표현될 수도 있다는 것이며 양력 계수를 풍속과 샤프트각, 피치에 대한 근사적인 식으로 나타내는 문제는 차후 연구되어야 할 과제다.

2.3 양항비

양항비는 로터의 플래핑각 변화가 고려되므로 플래핑 특성에 따라 달라진다. 그리고 플래핑 특성은 피치의 영향을 강하게 받으므로 피치 범위에 대해서도 양항비가 최대가 되는 피치가 존재한다. Fig. 11은 풍속 30.5 m/s에서 양항비의 변화를 나타낸 것이다. 샤프트각은 로터의 양항비에 일차적인 영향을 주기 때문에 샤프트각이 작을수록 양항비도 커지게 된다. 각 샤프트각 곡선에서 양항비가 최대인 피치각은 플래핑각의 변화가 가장 작은 상태임을 의미한다. 이 결과에 따르면 로터는 자동회전 상태에서 샤프트각과 피치를 적절히 조절할 경우 10 이상의 양항비를 얻을 수 있다. 로터 허브의 항력이 계산되지 않았기 때문에 실제 양항비는 이보다 작을 것이다.

풍속이 67.1 m/s로 증가된 Fig. 12의 결과를 보면 양항비는 저 샤프트각에서 더 높일 수 있다. 그러나 샤프트각이 작아질수록 곡선이 뒤틀리는 것을 볼 수 있다. 이것은 속도에 대해 로터의 플래핑 거동 특성이 기묘하게 변화하는 현상[16]에 의해 나타나는 것이다. 풍속이 128 m/s로 증가된 Fig. 13에서는 그런 현상이 관측되지 않지만 동일한 샤프트각에서도 피치에 따라 양항비의 차이는 더 크다. 한계 속도인 V=164.6 m/s(592.6 km/h)에서 양항비는 오히려 줄어 들고 있다(Fig. 14). 따라서 날개에서와 마찬가지로 자동회전하는 로터에 있어서도 양항비가 최대가 되는 속도 영역이 존재한다. 해석된 결과대로라면 이 로터는 164.6 m/s(592.6 km/h)보다는 128 m/s(460.8 km/h)의 속도에서 더 좋은 효율을 나타낸다고 할 수 있다. 자동회전을 고속 회

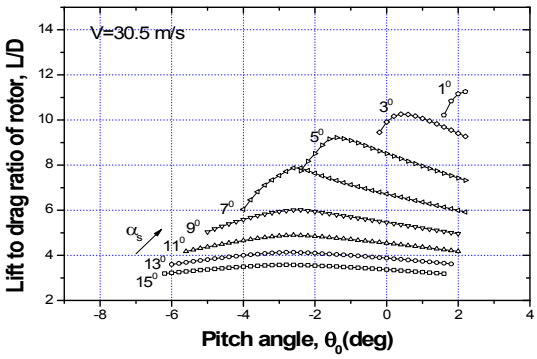

Fig. 11. Lift to drag ratio of rotor at autorotational pitch range, V=30.5 m/s

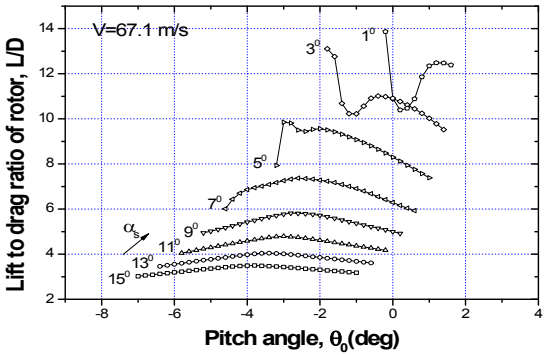

Fig. 12. Lift to drag ratio of rotor at autorotational pitch range, V=67.1 m/s

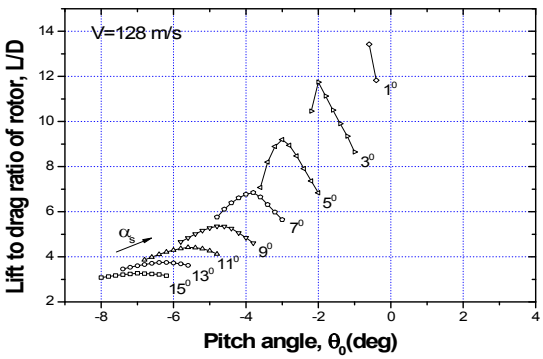

Fig. 13. Lift to drag ratio of rotor at autorotational pitch range, V=128 m/s

전익 항공기의 주요 양력 발생 수단으로 사용한다면 양항비가 최대가 되는 속도를 높이도록 로터를 설계하는 것이 설계 미션 중의 하나가 될 것이다. Fig. 15는 여러 가지 속도 영역에서 양항비의 변화를 샤프트각에 따라 모두 나타낸 것이다. 속도와 샤프트각에 따라 최대 양항비에 도달

하는 피치가 모두 다르다. 따라서 샤프트각과 피치를 비행 속도에 따라 정밀 제어하는 것은 복합 항공기 개발의 중요한 임무가 될 것으로 판단된다.

2.4 양력과 동력

TSM으로 로터의 양력 계수 변화를 조사하는 이유는 양력 발생과 변수의 상관관계를 연구하고자 함이고 로터의 양력과 동력은 해석 결과로부터 직접 계산이 가능하다. table. 1의 로터를 이용하여 자동회전 방식의 고속 비행을 수행할 때 table. 2의 헬리콥터와 비교하여 어떠한 성능을 발휘할 수 있으며 로터와 날개를 동시에 이용하는 복합 항공기라면 날개가 어느 정도의 양력을 부담해야 하는지, 그리고 필요 동력은 어느 정도인지 유추해 보고자 한다.

BO-105 헬리콥터의 최대 무게는 2,500 kg이다. 이를 기준으로 자동회전하는 로터의 양력 변화를 비교한다. Fig. 16은 샤프트각 15^0에서 속도에 따른 양력의 변화를 구한 것이다. 플래핑각의 변화를 $\pm 5^0$ 이내로 유지한다고 하면 최대 하중 상태로 ≈100 m/s(360 km/h) 내외의 속도를 낼 수 있다. 그러나 이 샤프트각은 고속에서 양항비가 열악하므로 로터의 동력은 크게 증가할 것이다. 이 때 동력 변화는 Fig. 17에 나타냈다. 이 동력을 잠시 논하자면, TSM으로 구한 동력은 로터의 유도 동력(induced power)과 깃 형상 동력(blade profile power)의 합이다. 왜냐하면, 깃의 유도속도는 깃 요소의 추력을 계산하는데 반영되었고 2차원 공력 테이블은 Navier-Stokes 솔버로 계산되어 점성 효과와 압축성 효과 등이 이미 반영되었기 때문이다. 따라서 헬리콥터의 세 가지 동력 요소 즉, 유도 동력과 깃 형상 동력 그리고 로터

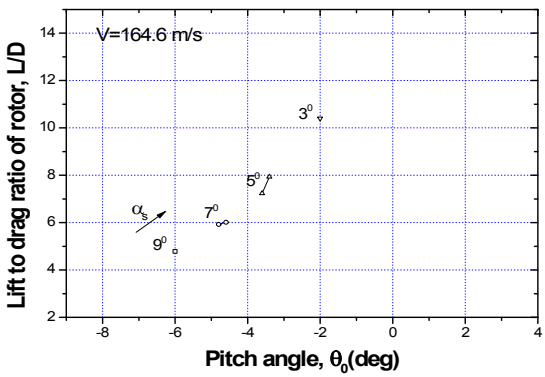

Fig. 14. Lift to drag ratio of rotor at autorotational pitch range, V=164.6 m/s

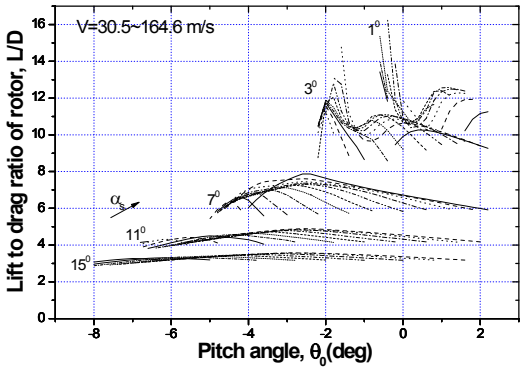

Fig. 15. Lift to drag ratio of rotor at various flight speed

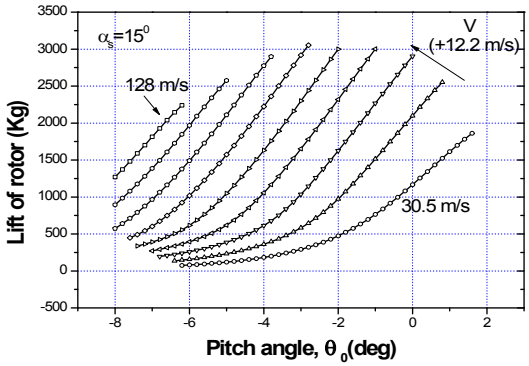

Fig. 16. Rotor lift at various flight speed and shaft angle 15 deg

허브와 동체 등에 발생되는 유해 동력(parasite power) 중 유해 동력만이 동력 계산에 반영되지 않았다. 이를 유심히 고려하면서 동력의 변화 양상을 관측하여야 한다.

샤프트각 15^0에서 속도 ≈100 m/s(360 km/h) 정도를 유지한다면 Fig. 17에서 로터만으로1,000 hp 이상을 소모하여야 한다. 따라서 360 km/h의 속도가 달성 가능한 속도 영역이기는 하지만 과도한 동력이 소모된다. 고속에서는 유해 동력이 항공기 전체 동력의 약 40%에 달하기 때문이다. 그리고 BO-105 헬리콥터의 동력은 840 Shp다. 따라서 더 작은 샤프트각에서 2,500 kg의 양력을 발생시킬 수 있는지 살펴봐야 한다.

Fig. 18은 샤프트각 11^0에서 양력의 변화 곡선이다. 이 샤프트각에서는 ≈90 m/s(324 km/h)까지 속도를 증가시킬 수 있음을 알 수 있다. 이 때 동력의 변화는 Fig. 19와 같다. 피치각을 ≈ -1^0로 유지한다면 동력은 ≈625 hp 부근으로 수렴한다. 달성 가능한 최대 속도가 샤프트각

15^0보다는 줄었지만 동력 사용량은 대폭 감소하였다. 유해 동력을 감안하더라도 이러한 동력과 최대 속도 사이의 관계는 BO-105 헬리콥터와 비교할 때 효율적이라고 판단된다. 왜냐하면 BO-105 헬리콥터의 최대 속도는 242 km/h(table 2)이기 때문이다. Houston은 자이로플레인 방식의 비행이 헬리콥터 방식의 비행보다 최대 속도를 30% 정도 더 낼 수 있다고 보고하였다[20]. 해석 방법은 다르지만 본 연구의 해석 결과도 비슷한 결론에 도달하였으므로 자동회전 방식의 비행은 주목되어야 한다.

양력 계수 변화 곡선에서 고찰하였듯이 고속에서 샤프트각이 감소될 때 피치 범위는 줄어들고 계수의 크기는 감소한다. 계수가 아닌 양력의 크기로 이를 확인하도록 한다. 샤프트각이 줄어들면 양력뿐만 아니라 항력도 감소하므로 필요 동력도 감소시킬 수 있지만 항공기의 무게를 유지할 정도의 양력이 필요하므로 날개가 부착되어야 할 것이다. 즉, 자동회전이 가능한 범위로 속도는 최대로 증가시키면서 샤프트각을 감소시켜 필요 동력을 감소시키고 날개에 의해 부족한 양력을 보충하는 복합 항공기의 개념이 도입된다.

Fig. 20은 샤프트각을 7^0로 줄였을 때 양력의 변화를 나타낸 것이다. 최대 하중 2,500 kg은 자동회전 영역의 바깥에 위치한다. 그림을 참조하면, 속도를 150 m/s(540 km/h) 이상으로 증가시킬 때 자동회전하는 로터는 1,000 kg 정도의 양력을 발생시키므로 1,500 kg의 무게를 지지하기 위한 양력을 발생시키기 위해 날개가 부착되어야 할 것이다. 이 때 로터에서 소모되는 필요 동력은 Fig. 21에 나타냈다. 300~400 hp의 동력이 로터에 의해 소모되므로 날개를 포함한 동체의 동력이 추가로 계산되면 최대 속도 540 km/h를 목표로 하는 복합 항공기가 설계될 수 있다. 이는 본 논문의 범위를 벗어나므로 더 이상 언급하지 않는다.

샤프트각을 극단적으로 줄이는 경우 양력과

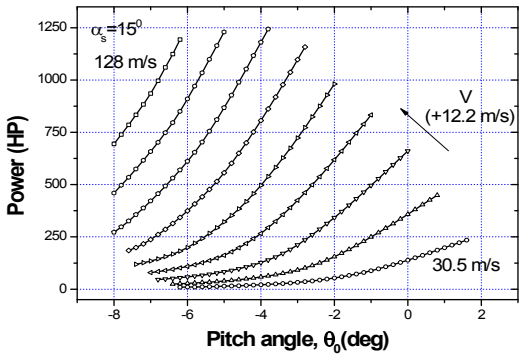

Fig. 17. Rotor power at various flight speed and shaft angle 15 deg

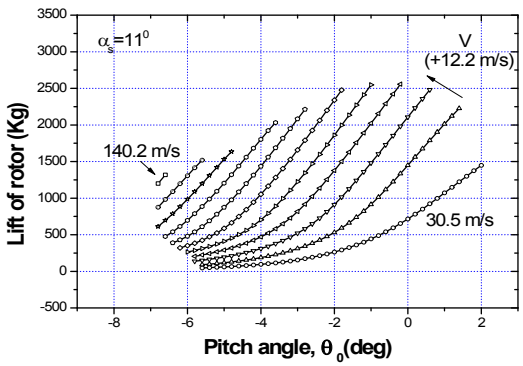

Fig. 18. Rotor lift at various flight speed and shaft angle 11 deg

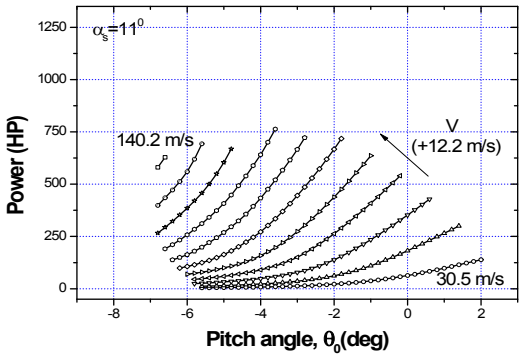

Fig. 19. Rotor power at various flight speed and shaft angle 11 deg

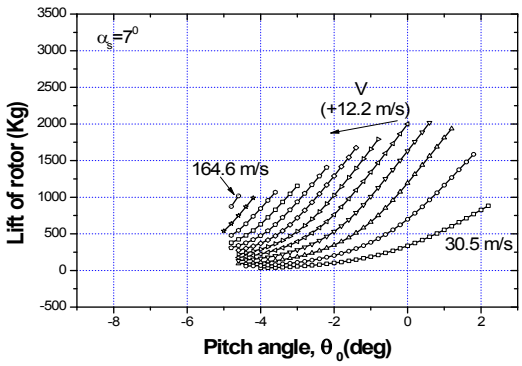

Fig. 20. Rotor lift at various flight speed and shaft angle 7 deg

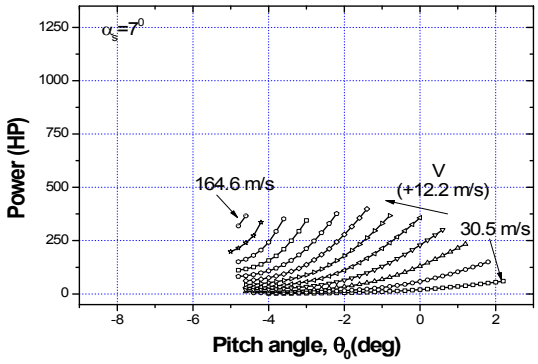

Fig. 21. Rotor power at various flight speed and shaft angle 7 deg

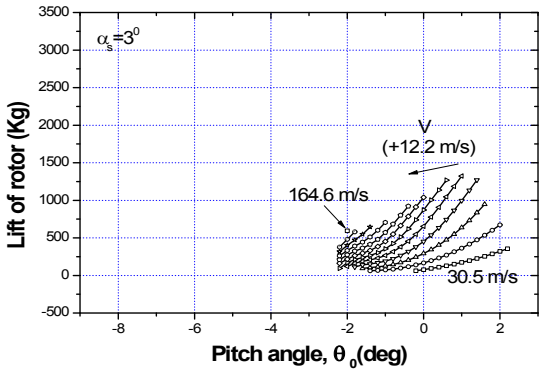

Fig. 22. Rotor lift at various flight speed and shaft angle 3 deg

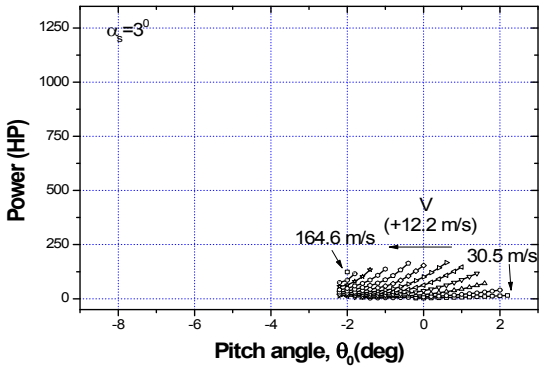

Fig. 23. Rotor power at various flight speed and shaft angle 3 deg

동력의 변화를 살펴본다. Fig. 22와 23은 샤프트각 3^{0}에서 양력 및 동력 변화 곡선이다. 고속 영역을 주로 점검하여야 한다. 이 샤프트각에서 양력은 ≈500 kg 발생하고 필요 동력은 ≈130 hp 으로 감소한다. 샤프트각을 자동회전의 극한 각도인 1^{0}로 감소시킬 경우(Fig. 24) 로터의 양력은 ≈250 kg으로 감소되지만 필요 동력은 100 hp 미만으로 감소된다(Fig. 25). 이 때 부족한 양력은 날개에서 보충되고 날개와 동체의 유해 동력은 크게 증가할 것이다. 1930년대의 오토자이로 비행 실험과 일부 풍동 실험을 토대로 고속에서 자동회전하는 무양력 로터(unloading rotor)와 날개를 실험하자는 것이 XV-1과 CarterCopter였으나 어느 것도 완전한 성공에 도달하지 못하였다. 본 연구는 경험적으로 예측된 그러한 비행 상황을 해석적인 방법으로 조사한데 의의가 있다.

이론적으로는 샤프트각을 극한 각도로 줄이는 것이 바람직하지만 해석 결과를 종합적으로 검토할 때 그것이 반드시 바람직하지는 않다. 앞에서 살펴보았듯이 양항비가 최대가 되는 샤프트각과 피치가 존재하기 때문이며 그 샤프트각이 극한 각도는 아니다. 그리고 최대 속도는 극한 샤프트각

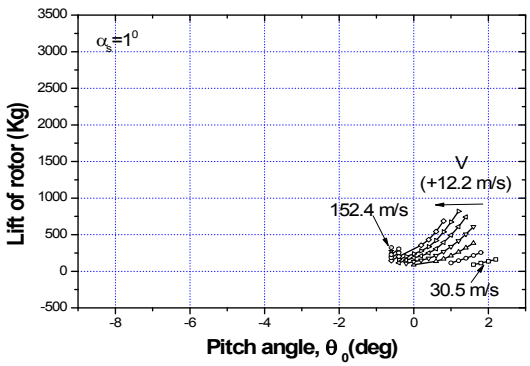

Fig. 24. Rotor lift at various flight speed and shaft angle 1 deg

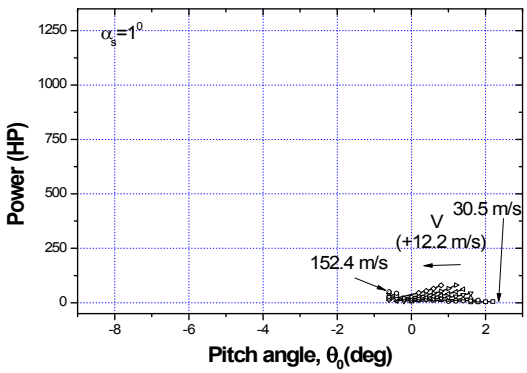

Fig. 25. Rotor power at various flight speed and shaft angle 1 deg

이상에서 얻어진다. 그러나 이러한 방식의 비행에서 가장 큰 문제는 샤프트각을 줄일 때 피치의 트림 범위가 매우 제한된다는 것이므로 복합 항공기를 실현하기 위해서는 로터를 제어하는 방법이 차후 반드시 연구되어야 한다.

III. 결 론

자동회전하는 로터의 비행 속도를 증가시키며 샤프트각을 감소시킬 때 성능 변화를 조사하였다. 로터의 추력 계수는 속도와 샤프트각 변화에 대하여 비선형적으로 변하나 양력 계수의 변화는 규칙성이 있으므로 자동회전에 있어서는 추력 계수보다는 오토자이로에 도입되었던 양력 계수의 개념을 도입하는 것이 바람직하다. 오토자이로 방식의 비행은 헬리콥터 방식의 비행보다 유사한 동력을 사용하면서 더 높은 속도를 낼 수 있다. 자동회전 영역에서 로터의 양항비가 최대가 되는 피치가 존재하며 샤프트각 감소에 따라 필요 동력은 감소하지만 로터의 양력도 감소하므로 오토자이로는 도달할 수 있는 속도의 한계가 있다. 부족한 양력을 보충하기 위한 날개가 도입되면 샤프트각을 더 감소시키며 고속을 달성할 수 있지만 자동회전 가능 영역은 속도 증가와 샤프트각 감소에 대해 점차 줄어들다 결국 사라지므로 복합 항공기의 최대 속도는 자동회전의 극한 속도에 좌우된다. 자동회전의 극단 영역에서 로터가 적절히 제어되면 필요 동력이 매우 작아지므로 효율적인 수직이착륙 항공기가 설계될 수 있다.

참고문헌

1) Talbot, P. D., "High speed rotorcraft - Comparison of leading concepts and technology needs," AHS, Annual Forum, 47th, phoenix, May 6-8, 1991, pp.1187~1212.

2) Rutherford, J. W., O'Rourke, M. J., Lovenguth, M. A., and Mitchell, C. A., "Conceptual assessment of two high-speed rotorcraft," Journal of Aircraft, Vol. 30, no. 2, Mar-Apr. 1993, pp 241~247.

3) Schroers, L. G., "Development of the XV-15 tiltrotor research aircraft - Lessons learned," National Technical Specialists' Meeting on Tactical V/STOL, New Bern, NC, Sept. 19-21, 1989, Proceedings (A90-38526 16-01). Alexandria, VA, American Helicopter Society, 1989, p. 48.

4) 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.

5) 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.

6) http://www.cartercopters.com

7) http://www.groenbros.com

8) Ruddell, A. J., "Advancing Blade Concept (ABC) Development," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 22, No. 1, pp.13-23, 1977.

9) Burgess, R. K., "Development of the ABC Rotor," 27th American Helicopter Society Annual National Forum, Washington D. C., May. 1971.

10) de Simone, G., Blauch, R. S., and Fisher, R. A., "The Impact of Missions on the Preliminary Design of an ABC Rotor," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 27, No. 3, pp. 32-42, 1982.

11) http://www.sikorsky.com

12) Johnson, W., Helicopter Theory, Dover Publications, Inc., NY, pp. 184-262, 1980.

13) 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.

14) 김학윤, 신동진, "자동회전의 비정상 수치해법과 2차원 공력계수의 영향", 한국항공우주학회지, 제 37권 2호, 2009. 2.

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

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

17) Jenkins, J. L., Jr., "Wind-Tunnel Investigation of a Lifting Rotor Operating at Tip-Speed Ratios from 0.65 to 1.45," NASA TN D-2628, Feb. 1965.

18) Sweet, G. E., and Jenkins, J. L., Jr., "Wind-Tunnel Measurements on a Lifting Rotor at High Thrust Coefficients and High

Tip-Speed Ratios," NASA TN D-2462, Sep. 1964.
19) Gablehouse, C., Helicopters and Autogiros, 1st ed., J. B. Lippincott Company, New York, 1967, Chap. 2.
20) Houston, S. S., "The Gyrodyne-A Forgotten High Performer?," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 52, No. 4, pp. 382-391, 2007.