論文

DOI:10.5139/JKSAS.2011.39.6.498

자동회전의 트림 범위와 특성(II): 전진비 변화와 플래핑 특성

김학윤*, 최성욱**

Trim Range and Characteristics of Autorotation(II):
Advance Ratio Variation and Flapping Characteristics

Hak-Yoon Kim* and Seong-Wook Choi**

ABSTRACT

The flapping characteristics and advance ratios at torque equilibrium state of autorotation were investigated when the airspeed, shaft angle, and pitch angle were varied. To simulate the airspeed increase, the aerodynamic data analyzed by using the compressible Navier-Stokes solver and Pitt/Peters inflow theory were used. Transient Simulation Method(TSM) was used to catch the torque equilibrium states. The maximum flapping angles at torque equilibrium state were correlated to the airspeed, shaft angle, and pitch angle. By comparing flapping behavior to the variation of advance ratio, the phenomenon that the extension of reverse flow area of retreating blade affects the characteristics of autorotation was qualitatively considered.

초 록

속도와 샤프트각 그리고 피치 변화에 따른 토크 평형상태의 자동회전에서 플래핑 거동 특성과 전진비의 변화를 조사하였다. 속도 증가에 따른 압축성 효과를 모사하기 위해 압축성 Navier-Stokes 솔버로 해석된 2차원 데이터를 Pitt/Peters 유도흐름 이론과 함께 사용하였고 토크 평형상태에 대한 세 변수의 조합을 찾기 위해 과도모사법(TSM)을 이용하였다. 토크 평형상태에서 최대 플래핑각을 속도, 샤프트각, 피치와의 관계로 나타내고 전진비 변화와 비교함으로써 후진깃의 역풍영역 확대가 로터의 자동회전 특성에 관여하는 현상을 정성적으로 고찰하였다.

Key Words : Autorotation(자동회전), Transient Simulation Method(과도모사법), Flapping characteristics(플래핑 특성), Inflow theory(유도흐름 이론), Torque equilibrium state(토크 평형상태)

1. 서 론

자동회전은 헬리콥터의 엔진 정지 시 비상 착륙의 수단으로 사용되고 있지만 자동회전 현상을

비행의 주요한 원리로 이용하는 오토자이로는 레저용 항공기로 명맥을 유지하고 있다. 자동회전을 고속 VTOL(vertical take off and landing) 항공기에 이용하자는 구상이 콤파운드 헬리콥터(또는 전환식 항공기)다. 이러한 개념의 항공기는 50 여 년 전에 이미 구상되어 실제 제작에 의한 비행실험까지 수행된 바 있었는데[1, 2], 고속 비행에서 자동회전하는 로터를 제어하는 문제가 해결되지 못하여 여러 가지 구조적인 장점이 있음에도 불구하고 심도 있는 연구와 개발이 지연되

† 2011년 1월 4일 접수 ~ 2011년 5월 23일 심사완료

* 정회원, 한서대학교 항공학부

교신저자, E-mail : heligyro@hanseo.ac.kr

충남 태안군 남면 신운리 산 105

** 정회원, 항공우주연구원 스마트 무인기 그룹

있었다.

콤파운드 항공기의 가장 큰 문제점은 고 전진비(high advance ratio) 상태에서 자동회전하는 로터를 제어하는 방법이다. 개념에 따르면, 로터를 이용하여 헬리콥터 방식으로 이륙한 후 로터는 자동회전 상태를 유지하는데, 전진 비행속도의 증가에 따라 로터의 받음각(샤프트각)은 점차 줄여나간다. 이는 로터의 양항비를 증가시키는 동시에 자동회전하는 로터로부터 발생하는 양력을 감소시키고 부족한 양력을 날개로부터 보충한다는 개념이다. 고속 비행조건에서는 대부분의 양력을 날개에 의해 얻고 로터는 거의 무양력 상태로 자동회전시킨다. 그러나, 이 때 로터를 적절히 제어하지 못하면 외부 교란에 의해 로터가 큰 발산 상태에 들어갈 수 있으므로 고 전진비에서 자동회전의 제어변수 영역을 예측하는 것은 콤파운드 항공기 개발에 있어서 중요한 문제다.

이 문제는 Floros 등에 의해 연구되었는데[3, 4], 플레핑 방정식을 로터의 토크가 0이 되는 조건에 의해 풀어 피치각을 구하는 고전적인 헬리콥터 다이나믹스 이론으로는 로터 제어의 포괄적인 변수의 범위를 구하는데 한계가 있었다. Schank[5]와 Rigsby[6] 등도 자동회전의 트림 문제를 연구하였으나 로터의 회전 자유도(degree of freedom of rotation)를 고려치 않았기 때문에 제어의 구체적인 변수 범위를 구하는 과업이 해결되지 않았다. 플레핑 방정식을 푸는 방법에서는 전진비가 독립변수(independent variable)로 들어가는데, 자동회전에 있어서는 전진비가 비행속도와 샤프트각, 그리고 피치각에 대한 종속변수(dependent variable)이기 때문에 같은 전진비라 하더라도 로터 깃은 다른 레이놀즈수와 마하수의 흐름을 받을 수 있고 따라서 플레핑 특성이 변할 수 있다.

로터 주위의 복잡한 유동 현상을 모사하기 위하여 전산유체에 의한 해석이 많이 시도되고 있지만[7, 8] 이러한 해석방법 역시 특정한 유동 조건에서 유용한 방법이고 플레핑 거동 특성, 특히 회전축의 자유도가 추가된 로터 해석에 있어서는 로터의 동역학 방정식과 연계 해석하여야 하기 때문에 더 많은 연구와 컴퓨터 파워가 필요한 일이다.

자동회전하는 로터 해석에 내재된 이러한 문제점들을 포괄적으로 고려하여 깃 요소이론(BEM)에 바탕을 두고 깃 요소의 2차원 공력계수를 look-up 테이블로 이용하면서 유도속도 이론(inflow theory)으로부터 유도 속도장을 업그레이드 해 주는 방식의 과도모사법(TSM)이 개발되었

다[9]. 이 방법은 로터의 공기력 계산을 전산유체의 3차원 해석 방법으로 접근하는 것 보다 물리적인 일관성 면에서 불리하기는 하지만 2차원 공력계수를 Navier-Stokes 솔버로 해석함으로 해서 다양한 전진비와 깃 요소의 받음각 상태에 따라 공력계수를 보다 엄밀한 값으로 제공해 줄 수 있기 때문에 광범위한 입력변수에 대한 로터의 거동특성을 효율적으로 조사할 수 있다는 장점이 있다.

본 연구에서는 TSM으로 푼 플레핑 방정식과 회전운동 방정식의 주기해(periodic solution)로부터 속도, 샤프트각, 피치각의 변화에 따른 자동회전하는 로터의 플레핑 거동 특성을 조사하였다. 자동회전 상태로 비행속도가 계속 증가해 나가면서 동시에 샤프트각이 감소할 때 전진비를 종속변수로 구하였으며 전진비 변화에 따라 후진깃의 역풍영역(reverse flow area) 변화를 플레핑 거동특성과 함께 정성적(qualitatively)으로 고찰하였다.

II. 본 론

2.1 주기해

로터의 회전에 적용되는 플레핑 방정식과 회전운동 방정식은 간략화 된 형태로 다음과 같다.

$$I_h [\ddot{\beta} + \sin\beta \cos\beta \Omega^2] + W d_{CM} [e \sin\beta \Omega^2 / g + \sin\alpha_s \sin\beta \cos\psi + \cos\beta \cos\alpha_s] = M_f \quad (1)$$

$$I_P \dot{\Omega} = T_a \quad (2)$$

여기서, M_f 와 T_a 는 각각 공력 플레핑 모멘트와 공력 토크며 BEM을 기반으로 하여 이 값들을 계산하는 방법은 (1)편에 기술되었다. 두 방정식은 회전하는 로터의 가, 감속 상태에 모두 적용되며 커플되어 있기 때문에 동시에 계산된다. 특정한 초기조건으로부터 시간전진(time marching)에 의해 두 방정식이 연속 계산되면 입력변수의 조합 (α_s , θ_0 , V)에 따라 로터는 가속 또는 감속하게 되는데, [9]에서 TSM의 초기조건을 검토한 바에 따르면 로터는 최종 평형속도보다 높은 초기 회전수로부터 모사가 시작되는 것이 중요하였다. 따라서, 그러한 초기 회전수로부터 로터는 감속을 시작하여 입력변수의 조합에 따라 로터는 평형 상태(equilibrium state)로 수렴할 수도 있고 플레핑 발산(flapping divergence)으로 향할 수도 있다. TSM은 이러한 과도과정으로부터 평형상태와 플레핑 발산 상태를 감지하여 정상 자동회전

(static autorotation)에 대한 변수의 조합을 판정하는 것이다.

자동회전의 평형상태에서 로터의 각 깃은 주기적인 플래핑 운동을 하며 로터의 회전속도 Ω 역시 주기적인 변화를 갖지만, 회전속도는 각 깃의 주기함수로 나타나므로 준 평형(quasi-static) 속도가 된다. 이러한 자동회전의 최종 평형상태에서의 주기해(periodic solution)는 [9]에서 고찰되었고, TSM은 결국 로터의 플래핑 방정식과 회전운동 방정식을 풀어 주기해를 구하는 해법이라는 것을 밝혔다. 이에 따라 자동회전의 주요 변수 (α_s , θ_0 , V)에 대한 방정식 (2)의 해인 Ω 의 변화를 깃 끝 마하수의 변화와 함께 (1)편에서 고찰하였으며 본 논문에서는 방정식 (1)의 해인 β 의 변화를 전진비 μ_s 의 변화와 함께 고찰한다.

2.2 종속변수로서의 전진비

자동회전의 평형상태에서 β 계산의 기준은 로터 회전면(rotor disc)이며, 이는 주기값이지만 $\beta_{\max} = \beta_{\max}(\alpha_s, \theta_0, V)$ 이기도 하다. 따라서, 각 평형상태에서 $\beta_{\max}$ 의 변화를 구하면 로터가 변수에 따라 어떠한 거동을 하는지 파악될 수 있다. 이를 전진비의 변화와 함께 나타내는 이유는 후진깃(retreating blade)의 깃 요소가 전진비에 따라 다양한 받음각 상태에 놓일 수 있기 때문이며 후진깃이 자동회전의 특성 변화를 주도하기 때문이다. 정지비행 상태 즉, $\mu_s=0$ 에서는 전진깃(advancing blade)과 후진깃이 공기역학적으로 회전 특성에 기여하는 것이 같다. 깃 요소에서 공기력의 일부는 회전 토크(rotating torque)를 발생시키며 이는 반회전 토크(anti-rotating torque)와 평형을 이룬다. 그렇지만 전진비가 증가함에 따라 후진깃은 깃의 뿌리 부분부터 역풍영역이 확대되며 역풍이 작용하는 깃의 요소는 깃 요소의 항력이 회전 토크를 발생시킨다.

헬리콥터의 로터 해석에 있어서는 전진비가 독립변수로 주어지고 통상 전진비 0.5 이내에서 플래핑 거동을 살핀다. 그리고 작은 전진비에서 역풍 영역은 간혹 해석을 단순화하기 위해 무시되기도 한다. 그러나 자동회전 상태로 전진 비행 속도가 증가된다 함은 헬리콥터와 달리 전진 추력이 로터로부터 분리된 상태이므로 전진비에 따른 토크 평형상태와 플래핑 거동 특성이 고찰되어야 한다. 전진비 0.5에서 후진깃의 역풍영역은 $R/2$ 까지 확대되며 깃 요소 항력의 회전토크 발생 기여도는 증가하게 된다. 전진비 1.0에서는 후진깃의 모든 요소가 역풍영역에 위치하며 이는 후진깃 요소의 모든 항력이 회전토크를 발생시키

는 상태가 된다는 점을 유념할 필요가 있다.

전진비 1 내외의 고 전진비 상태에서 로터가 자동회전을 유지할 수 있다는 것은 풍동 실험 결과에서도 보고되었고[10, 11], 이것이 자동회전하는 로터를 고속 VTOL 항공기에 응용하자는 콤파운드 헬리콥터 개념의 근거가 되었지만, 실제 로터의 고속 자동회전에 있어서는 압축성 흐름의 영향을 무시할 수 없으므로 전진깃의 끝에서 발생하는 압축성 항력에 의한 반회전 토크와 후진깃에서 발생하는 항력의 회전토크가 어떻게 평형을 이루고 이것이 플래핑 거동에 어떠한 영향을 미치는지는 밝혀지지 못했다.

TSM에서는 주어지는 변수의 조합 (α_s , θ_0 , V)로부터 얻어지는 자동회전의 평형상태에서 방정식 (2)로부터 준평형속도 Ω 가 구해지며, 이에 따라 $\mu_s = V \cos \alpha_s / \Omega R$ 이 종속변수로 구해진다. 그러면, 방정식 (1)로부터 $\beta_{\max}$ 가 출력되어 μ_s 와 $\beta_{\max}$ 의 상관관계를 살펴볼 수 있으며 종국적으로 (α_s , θ_0 , V)에 따라 플래핑 거동 특성이 변화해 나가는 것을 고찰할 수 있게 된다.

2.3 플래핑 특성변화

그림 1은 풍속을 109.7 km/h(100 ft/s)로 고정하고 샤프트각을 2°씩 줄이면서 피치각의 범위에

그림 1. $V=109.7 \text{ km/h}$ 에서 피치각에 따른 플래핑 각과 전진비의 변화

다른 정상 자동회전 상태의 $\beta_{\max}$ 변화를 μ_s 의 변화와 함께 나타낸 것이다. 정상 자동회전 상태의 판정을 $|\beta_{\max}| < 5^\circ$ 로 하였으므로 $|\beta_{\max}| > 5^\circ$ 인 자동회전은 정상상태가 아닌 것으로 간주되었다. 그러므로 실제 정상 자동회전의 피치각 범위는 그림에서 보는 것 보다 넓어질 것이다. 모든 샵트각에 대하여 $\theta_0 \approx 2^\circ$ 부근이 한계점으로 나타나 있다. 그러나 $|\beta_{\max}| > 5^\circ$ 인 자동회전 상태도 존재할 것이기 때문에 피치각의 양(positive)의 한계선은 2° 이상의 어떤 부근에 존재할 것이다.

특이한 것은, 플레핑각은 피치각의 감소에 따라 감소하다가 다시 증가하는 경향을 보인다는 것이다. 이러한 현상은 뒤에서도 다루겠지만 모든 속도의 영역에서 공통적으로 나타나고 있는데, 전진비행시 로터의 피치각과 플레핑각 변화가 비례적인 헬리콥터 로터의 거동 영역에서는 알려져 있지 않은 현상이다. 헬리콥터의 가용 피치 영역은 자동회전하는 로터의 피치 영역보다 매우 높는데, 그림 1에서는 전체적으로 비례 영역이 존재한다. 예를 들면, $\alpha_s = 15^\circ$ 에서 $\theta_0 > -2^\circ$ 구간은 선형 영역으로 볼 수 있고 이러한 선형 영역은 전 샵트각에서 공통적이다.

$\alpha_s = 15^\circ$ 에서 피치의 하한값 즉, $\theta_0 = -6.2^\circ$ 에서 $\beta_{\max}$ 가 $\approx 2.2^\circ$ 인 것은 후진각의 플레핑각이 -5° 를 초과하였다는 의미다. 대부분의 정상 자동회전에 대한 피치의 하한선은 같은 의미로 해석될 수 있다. 전진비행시 로터의 최대 플레핑각 발생 위치는 $\psi \approx 180^\circ$ 이고 최소 플레핑각 발생 위치는 $\psi \approx 0^\circ$ 이기 때문에(구미식 방위각의 정의), 피치의 상한선은 전진각의 플레핑각이 5° 를 초과하였다는 의미가 되고 피치의 하한선은 후진각의 플레핑각이 -5° 를 초과하였다는 의미가 된다.

샵트각의 감소에 따라 저피치에서 플레핑각 곡선이 떨어지는 것은 로터 회전면의 동압 감소 때문으로 해석된다. 동압 감소에 따라 로터의 회전속도도 계속 감소하므로 전진비는 전 피치각의 범위에서 피치각 감소에 따라 증가하는 것으로 나타났다. 전진비의 그래프에서 특성 변화를 파악하기 위하여 주의 깊게 보아야 할 부분은 $0.5 \approx \mu_s \approx 1.0$ 구간이다. 전술하였듯이 이 전진비의 구간에서는 역풍영역의 항력이 회전토크를 발생시키며 후진각의 받음각 분포도 $0^\circ \sim 180^\circ$ 까지 변할뿐더러 후진각의 요소들은 0양력 영역부터 실속영역까지 산재되어 있다.

피치각과 샵트각, 그리고 이에 따른 플레핑각과 전진비의 변화만을 고찰하면서 자동회전의

특성 변화를 온전히 설명하기는 어렵다. 거시적(macroscopic)인 관점에서 설명 가능한 부분도 있으나 일부 현상, 예컨대 '피치 감소에 따라 플레핑각이 감소하다가 다시 증가하는 현상' 등은 미시적(microscopic)인 관점에서 조사해야 할 필요성이 있다. 자동회전의 정상 상태에서 회전면에 대한 받음각 분포와 양, 항력계수 분포 등을 조사하면 특성 변화의 구조가 이해될 수 있을 것으로 생각되나 이는 본 연구의 범위를 벗어나므로 차후의 과제로 남겨둔다.

그림 2는 풍속을 197.5 km/h로 증가시킨 후 수치모사를 한 결과다. 매우 특이한 현상은 $1^\circ \leq \alpha_s \leq 7^\circ$ 구간에서 플레핑각 곡선이 심하게 뒤틀려져 있는 것인데, 이는 $\alpha_s > 7^\circ$ 의 구간에서 플레핑각 곡선이 일관성을 가지고 변하는 것과 비교하면 이례적인 것이다. 이러한 플레핑 거동이 실제 한다면 자동회전하는 로터를 제어하는데 심각한 문제가 발생할 수 있다. 왜냐하면, 자동회전하는 로터를 콤파운드 항공기에 응용하기 위해서는 속도의 증가와 함께 샵트각을 계속 줄여나가야 하는데, 저샵트각의 어떤 영역에서 플레핑 거동이 뒤틀린다면 항공기의 안정성을 심하게 훼손할 수 있기 때문이다. 자동회전하는 로터의 샵트각을 감소시키며 피치 입력에 의해 플레핑을

그림 2. $V=197.5$ km/h에서 피치각에 따른 플레핑각과 전진비의 변화

제어하면서 고속 비행을 실험한 카터콥터[12]가 저사프각의 비행실험을 포기한 것과 이 수치모사 결과 사이에 연관성이 있다고 생각되는데, 이는 집중적으로 더 연구가 되어야 할 부분이다.

플래핑 거동이 뒤틀리는 피치 구간에서 전진비가 1 내외인 점을 주목할 필요가 있다. 카터콥터는 최초로 전진비 1의 비행을 달성하였다고 보고되었는데, 카터콥터의 비행속도 영역과 로터의 특성이 본 수치모사를 한 로터의 특성 및 속도 영역과는 다르므로 비행실험과 본 수치모사 사이에 상관성이 있다고 보기는 어렵다. 그렇지만 수치모사와 비행실험에 있어서 유사한 결과가 도출되었다면 이는 주목되어야 한다.

플래핑각 곡선의 왜곡은 속도를 285.3 km/h로 주고 수치모사 한 그림 3에도 나타나 있다. 곡선은 $\alpha_s=7^\circ$ 로부터 모양이 변하기 시작하는 것으로 보이며 이는 197.5 km/h에서보다 낮은 사프각이다. 이때의 전진비 역시 1 내외의 영역임을 알 수 있다. 373.1 km/h인 그림 4에서는 플래핑각 곡선의 모양이 그림 2나 3과 약간 다른 양상으로 나타나 있다. 곡선의 왜곡은 상대적으로 작고, $\alpha_s=1^\circ$ 에서만 차이가 크다. 이때의 전진비는 1 이상이므로 플래핑각 곡선의 왜곡이 반드시 전진비 1 내외에서만 발생한다고 단정 지을 수는 없다.

그림 3. $V=285.3$ km/h에서 피치각에 따른 플래핑각과 전진비의 변화

그림 4. $V=373.1$ km/h에서 피치각에 따른 플래핑각과 전진비의 변화

그림 5. $V=460.9$ km/h에서 피치각에 따른 플래핑각과 전진비의 변화

그림 6. $V=592.5$ km/h에서 피치각에 따른 플레핑각과 전진비의 변화

이는 속도가 460.9 km/h인 그림 5에서도 확인할 수 있는데, 특별한 곡선의 왜곡은 눈에 띄지 않는다. 전진비는 모두 0.5 이상이며 전진비가 1 이상으로 증가하여도 플레핑각 곡선은 뒤틀리지 않고 있다. 각 샤프트각마다 피치의 범위가 확연히 구분된다는 특징이 있으며 플레핑각의 범위도 전반적으로 상승되어 있다.

592.5 km/h에서의 해석 결과인 그림 6에서는 플레핑각이 모두 $4^\circ < \beta_{\max} < 5^\circ$ 의 범위에 있고 전진비는 373.1 km/h나 460.9 km/h의 경우보다 덜 증가하였다. $|\beta_{\max}| > 5^\circ$ 인 정상 자동회전 상태가 존재한다면 구해진 결과보다 피치의 범위가 약간 넓겠지만 고속에서 피치의 범위가 축소된다는 것은 분명한 것으로 판단된다. 자동회전에 대한 허용 최대속도(allowable maximum velocity for autorotation)가 어느 샤프트각과 피치각에서, 그리고 얼마의 최대 플레핑각으로 달성될 것인가 하는 것은 학술적으로 흥미 있는 문제이기도 하지만, 그러한 극단적인 조건에서의 자동회전을 포함하여 자동회전의 가능 영역과 거동 특성을 완전히 이해한다면 자동회전을 제어할 수 있는 방법을 마련할 수 있다.

자동회전에 영향을 미치는 다른 변수들도 존재하는데 로터의 관성모멘트와 깃의 비틀림 및 형상 등이다. 이는 TSM으로 모사가 가능하지만 공탄성의 영향 등을 모사하기 위해서는 더 연구가 필요하다. 방정식의 해석에 사용되는 유도속도 이론에 따라 해석 결과의 오차가 발생할 수 있지만 공력항 계산은 2차원 공력계수 값 계산의 정밀성에 크게 좌우되며 이는 [9]에서 검토되었다. 따라서 본 연구에서는 압축성 Navier-Stokes 솔버로 해석된 공력 look-up 테이블을 사용하였기 때문에 정성적으로(qualitatively)는 해석 결과에서 나온 자동회전하는 로터의 플레핑 거동 특성이 의미 있는 것으로 받아들여질 수 있다.

거시적으로 고찰된 자동회전하는 로터의 플레핑 특성과 특이 현상은 미시적으로 더 연구되어야 하며 특히 압축성 흐름의 영향까지 고려된 풍동실험이나 비행실험은 한계가 있기 때문에 본 연구에서 도출된 특이 현상은 3차원 CFD의 방법 등으로 더 조사할 필요가 있다. 고 전진비에서 유도속도 분포를 예측할 수 있는 더욱 정밀한 유도속도 이론이 사용된다면 TSM은 자동회전의 영역과 특성을 조사하는데 매우 효율적이고 유용한 방법이며 이러한 방법을 3차원 CFD와 함께 이용하면 자동회전 특성 변화의 규칙성을 찾을 수 있을 것이다.

III. 결 론

샤프트각이 감소하며 전진비행 속도가 증가할 때 자동회전의 플레핑 특성이 변화하는 것을 전진비의 변화와 함께 조사하였다. 가용 피치의 범위에서 플레핑각은 피치각에 대해 비례하는 구간과 반비례하는 구간이 존재하며 특정한 샤프트각과 속도에서 플레핑각은 피치각에 대해 불규칙하게 변화한다. 속도가 증가하면 플레핑각은 모든 샤프트각에서 증가하며 가용 피치의 범위를 벗어나면 플레핑각이 급증하는 경향을 보인다. 전진비는 최대 2 이상으로 증가하나 속도가 증가한다고 전진비가 증가하는 것은 아니며 전진비가 최대가 되는 속도와 샤프트각의 구간이 있다. 최대 허용 속도에서 자동회전이 유지되는 극한 플레핑각(critical flapping angle)이 있을 것으로 예측된다.

참고문헌

- 1) 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.

2) 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.

3) Floros, M. W., and Johnson, W., "Performance Analysis of the Slowed-Rotor Compound Helicopter Configuration", American Helicopter Society 4th Decennial Specialists' Conference on Aeromechanics Proceedings, San Francisco, CA, Jan. 2004.

4) Floros, M. W., and Johnson, W., "Stability and Control Analysis of the Slowed-Rotor Compound Helicopter Configuration", Journal of the American Helicopter Society, Vol. 52, No. 3, pp. 239-253, 2007.

5) Schank, T., "Optimal Aeroelastic Trim for Rotorcraft with Constrained, Non-Unique Trim Solutions" Ph.D. Thesis, School of Aerospace Engineering, Georgia Tech, Atlanta, U.S., Apr. 2008.

6) Rigsby, J. M., "Stability and Control

Issues Associated with Lightly Loaded Rotors Autorotating at High Advance Ratios", Ph.D. Thesis, School of Aerospace Engineering, Georgia Tech, Atlanta, U.S., Oct. 2008.

7) Pahlke, K. and Chelli, E., "Calculation of Multibladed Rotors in Forward Flight Using a 3D Navier-Stokes Method", 26th European Rotorcraft Forum, The Hague (nl), 26-29/09. 2000.

8) Pomin, H. and Wagner, S., "Navier-Stokes Analysis of Helicopter Rotor Aerodynamics in Hover and Forward Flight", Journal of Aircraft, Vol. 39, No. 5, Sep-Oct. 2002.

9) 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.

10) Wheatley, J. B. and Bioletti, C., "Wind-Tunnel Tests of a 10-Foot-Diameter Gyroplane Rotor", NACA TR No. 536. 1935.

11) 김학윤, "Super STOL 수송기 개념에 의한 고관성 Pre&Autorotating 로터의 공력 특성에 관한 연구", 한국항공대학교 대학원 석사학위 논문, 2000년.

12) <http://www.cartercopters.com>