論文

고성능 회전익기의 개발동향과 자동회전의 해석기법

김학윤*, 신병준*

Developmental Trends of High Performance Rotorcraft and the Analytic Method of Autorotation

Hak-Yoon Kim*, Byung-jun Sheen*

ABSTRACT

Technical history of VTOL aircraft is examined from the early helicopter appearance to recent experimental rotorcraft in order to distinguish the core issues of those aircraft. Performance and technological challenges of some VTOL aircraft such as tilt rotor, convertiplane, gyroplane, and coaxial helicopter are discussed. As a new generation high performance rotorcraft, Sikorsky X2 is intensively investigated. Considering the developmental history of X2, the autorotational ability at high speed is recognized as a core technology. Analytic method of autorotation and some results are shown and presents research subjects related to the future Korean high performance rotorcraft.

Key Words : Sikorsky X2(시콜스키 X2), Compound helicopter(복합헬리콥터), Gyroplane(자이로플레인), Convertiplane(전환식 항공기), Autorotation(자동회전), Transient Simulation Method(과도모사법), High performance rotorcraft(고성능 회전익기)

1. 서 론

벨/보잉의 틸트 로터 항공기가 성공적으로 개발된 이후 벨과 경쟁 관계에 있는 시콜스키와 유로콥터 항공사는 최근 X2, X3라는 실험 항공기를 잇달아 개발하여 시험 비행을 하고 있다. 회전익 항공기의 장점과 고정익 항공기의 장점을 좀 더 완벽하게 결합시키고자 하는 이러한 수직이착륙 항공기(VTOL : Vertical Take Off and Landing aircraft)는 오랜 개발의 역사를 가지고 있으나, 헬리콥터와 고정익 항공기로 양분된 항공 운용 환경에 가려져 그 기술적 과제들이 어떤 역사적 배경을 가지고 있는지 간과되어 왔다.

주지하는 바와 같이 헬리콥터와 비행기는 각자의 독특한 장점으로 인하여 항공 운용 환경을

양분하고 있다. 헬리콥터는 수직 이, 착륙과 정지 비행이라는 고정익 항공기가 넘볼 수 없는 능력을 보유하고 있지만 통상 순항 비행 속도가 시속 300 km를 넘지 못하고 있으며 비행 효율에 있어서도 양항비는 6에 못 미치고 있다. 반면, 고정익 항공기는 비록 수직이착륙이나 정지비행의 성능이 없으나 운송용 항공기의 경우 순항속도가 헬리콥터의 3배에 달하며 양항비는 최대 20에 이르고 있다. 이러한 장, 단점 때문에 양대 항공기 개발의 주안점은 특수 목적(헬리콥터)과 비행 효율(고정익 항공기)에 있었다.

VTOL 항공기가 어느 정도의 성능을 보유하여야 두 부류 항공기의 장점이 결합되었다고 할 수 있느냐에 대해서는 이론의 여지가 있지만, Talbot 등은 VTOL 항공기 성능의 가이드라인으로서, 수직이착륙과 정지비행에서의 낮은 내리흐름 속도(downwash velocity) 및 기동성능, 최대 비행속도(maximum airspeed) 810 km/h(450 knot), 그리고 양항비 10 이상을 제시하였다[1].

헤리어와 같은 군용 전투기를 제외하고 현재까지 실용화 된 유일한 VTOL기인 틸트 로터 항

2014년 06월 16일 접수 ~ 2014년 09월 21일 심사완료
논문심사일 (2014.09.17, 1차)

* 한서대학교 대학원 항공시스템공학과

연락처, E-mail : heligyro@hanseo.ac.kr

충남 태안군 남면 신온리 산 105번지 본관 223호

fan 방식, 그리고 틸트 로터 항공기 순으로 효율이 좋다고 할 수 있다. 가장 효율이 좋은 방식은 헬리콥터와 같이 디스크 하중(disc loading)이 작고 직경이 큰 로터를 이용하는 방식이다.

Fig. 2 Specific Impulse

● Payload와 L/D ratio

이는 항공기의 하중에 비해 얼마나 많은 무게를 얼마나 높은 양항비로 실어 나를 수 있는지를 나타내는 값으로 Fig. 3과 같은데, 높은 L/D 값에 대해 낮은 GW/PL과 EW/GW의 값을 가져야 우수하다고 할 수 있다. 그림에서 보는 바와 같이 헬리콥터와 제트 운송기들은 큰 차이가 있다.

Fig. 3 Payload and L/D ratio

● Specific Range

이는 항공기의 무게와 동일한 무게에 상당하는 연료를 소모할 때 어느 정도의 거리를 이동할 수 있는지를 나타내는 그래프로, 속도가 높고 높

은 range를 가질수록 운송 효율이 좋은 운송체임을 의미한다(Fig. 4). 그림에서 보는 바와 같이 헬리콥터는 모든 운송체 중 가장 효율이 나쁘며, 틸트 로터 항공기가 이 부분에서 많은 향상이 되었기는 하나 운송용 여객기와는 여전히 큰 차이가 있음을 알 수 있다.

Fig. 4 Specific range and speed

● Productivity와 Price

Fig. 5는 항공기의 생산성과 가격을 비교한 것이다. 높은 생산성과 낮은 가격이 바람직한 것인데, 수십 년 동안 생산된 고정익 항공기와 헬리콥터의 이 값들을 비교한 그래프를 보면 헬리콥터는 고정익 항공기를 결코 따라갈 수 없다.

Fig. 5 Productivity and Price

위에서 살펴본 바와 같이 헬리콥터 방식의 VTOL은 specific impulse를 제외한 모든 부분에서 단점을 가지고 있는데, 로터를 이용하여 항공기의 무게를 지지하는 동시에 전진 비행속도를 얻는 헬리콥터의 근본 원리는 해결하기 매우 어려운 문제를 가지고 있다. 그것은, 전진 비행 속도가 증가할 때 나타나는 전진 깃 끝의 압축성 영향(compressibility effect)과 후진 깃뿌리 부분에서 확대되는 역풍영역(reverse flow area), 그리

고 후진 깃의 끝에서 나타나는 실속영역(stalled area)이다. 이들 문제는 로터 깃의 에어포일에 대한 개발을 통해 수십 년 동안 많은 연구가 있어 왔지만 추력과 양력 발생의 수단을 분리하지 않는 한 해결 불가능한 문제로 인식되었다.

2.2 고성능 회전익 항공기

2.2.1 동축 역회전식 회전익 항공기

역사적으로, 수직 이륙의 효율성과 안정성이 가장 좋은 로터를 이용하는 회전익 방식의 VTOL 항공기에 대한 개념과 기술적 방안이 검토되지 않았던 것은 아니다. Fig. 1에는 포함되어 있지 않지만 VTOL기에 대한 개념들이 제시되던 늦은 시기에 제시되었고 실제 비행실험까지 수행되었던 회전익 방식의 VTOL 항공기가 있었는데 그것은 시콜스키의 XH-59A다[4-6]. 시콜스키에서 1969년부터 개발되기 시작하여 1972년에 첫 시험 비행이 실시된 XH-59A는 일명 ABC (Advancing Blade Concept)라고 불린다.

이는 단일 로터를 이용하여 고속 비행을 할 때 후진 깃(retreating blade)에서 발생하는 실속과 역풍영역이 해결 불가능한 문제라면, 서로 반대 방향으로 회전하는 동축 역회전식 로터(counter rotating rotor)를 채용하여 전진 깃(advancing blade)의 추력만 이용하도록 하면 로터의 좌, 우에서 추력이 대칭적으로 발생되므로 불안정성이 해소될 것이라는 개념에 근거하고 있다. 그럼에도 불구하고, 고속에서 로터는 과도한 플레핑 거동에 의해 불안정성을 보일 것이므로 플레핑 힌지를 달지 않고 주기적으로 깃의 뿌리 부근에서 발생하는 굽힘 모멘트를 구조적으로 견디도록 설계하였다. 그리고 비행 속도를 증가시키기 위하여 로터를 회전시키는 동체 내부의 엔진과 아울러 외부에 2개의 제트 엔진을 설치하였다(Fig. 6).

Fig. 6 Sikorsky XH-59A

고속에서 로터를 자동회전(autorotation)시킬 수 있는지의 여부까지 포함하여 광범위하게 시험 비행이 실시된 XH-59A는 당시까지 회전익 항공기로서 최대 속도 기록인 518 km/h를 달성하였지만 플레핑 힌지가 없는 구조적인 문제 등, 여러 이유 때문에 더 이상의 연구는 진행되지 않았다.

2009년부터 공식적인 시험 비행이 실시되고 있는 시콜스키의 X2는 기술적으로 XH-59A의 연구 결과가 반영된 것이며 외형(Fig. 7)에서 보는 바와 같이 외부에 돌출된 제트 엔진이 제거된 대신 추진 프로펠러가 동체의 후미에 설치되고, XH-59A와 같이 동축 역회전식 로터가 채용된 것은 같다.

Fig. 7 Sikorsky X2

시콜스키 X2는 엔진/로터/추진체를 통합 조종하는 Fly-by-Wire 시스템과 이에 따라 전 비행 영역에서 로터의 회전수를 완벽히 조종하는 기술, 그리고 고 양항비를 가지는 리지드 로터블레이드, 저항력 허브 페어링, 액티브 진동 제어 기술 등이 적용된 것으로 알려져 있으나 구체적인 기술 내용은 공개되지 않고 있다.

수십 년 동안의 헬리콥터 개발을 통하여 무힌지 로터(hingeless rotor)는 이미 실용화되었기 때문에 플레핑 힌지가 없는 구조는 현 기술 수준에서 큰 문제가 되지 않으며 시콜스키는 전진비의 증가에 따라 사이클릭 피치를 자동적으로 변화시키는 회전 경사판(swash plate)을 이미 개발한 바 있다. 또한 후진 깃(retreating blade)에서 추력을 발생시키기 위한 연구도 수행하고 있다[7].

Fig. 7과 같이 X2는 단일 터보 샤프트 엔진을 채용하여 두 개의 로터를 구동하는 동시에 동체의 후미에 설치된 프로펠러를 구동하고 있는데, 이는 고 전진비(high advance ratio)에서 로터의 회전 속도와 비행속도, 그리고 로터의 회전수를

사이클릭 피치와 함께 정밀하게 조절하기 위한 불가피한 선택이다.

전진 비행속도 증가만을 고려한다면 Fig. 8과 같은 전환식 엔진(convertible engine)이 가장 합당한 대안이며 이러한 엔진은 이미 Pratt & Whitney에서 개발하여 F-35 전투기에 사용하고 있다. 이 엔진의 개념은 제트 엔진의 연소 가스에 포함된 열에너지를 자유 터빈(free turbine)을 구동하여 추마력으로 바꾸거나 또는 노즐을 통해 분사함으로써 터보샤프트 또는 터보팬 방식으로 모두 사용할 수도 있는 엔진이다. 기술적인 몇 가지 문제가 해결되면 중국적으로 이러한 엔진은 고성능 회전익 항공기에도 채용될 수 있다.

Fig. 8 F135 Convertible engine

2.2.2 콤파운드 및 전환식 항공기

콤파운드 항공기(compound aircraft) 또는 콤파운드 헬리콥터(compound helicopter)라고 불리는, 헬리콥터의 로터와 고정익을 함께 보유하고 있는 항공기는 개념적으로는 매우 단순하지만 실현성 면에서는 일찍이 VTOL 항공기의 개발 대상에서 제외된 항공기였다. 이, 착륙을 위해서는 로터를 이용하지만 고속 비행에서 로터에 발생하는 공력 불균형 문제를 해소하기 어려우므로 고속 비행에서는 로터를 자동회전 상태로 유지하고 날개에서 발생하는 양력에 주로 의존하여 비행하고자 개발된 항공기인데 그 시초는 Fig. 9에서 보는 바와 같은 XV-1이다[8]. 맥도넬 항공사에서 개발한 이 항공기는 1954년 첫 비행을 실시하였고 자동회전 비행 상태에서 손상을 입은 이후 1957년에 개발 계획이 취소되었다.

로터의 자동회전을 이용하는 이러한 방식의 항공기 개념은 오래 동안 간과되었는데, 1997년 미국의 카터콥터사는 Fig. 10에서 보는 바와 같

이 고관성 로터(high inertia rotor)를 채용한 자이로플레인의 개발과 시험 비행에 착수하였다. 고속 비행 조건에서 로터를 거의 무양력(unloading)으로 자동회전 시킨다는 것은 XV-1과 같으나 다른 점은 XV-1에서는 이, 착륙 시 로터에 동력을 공급하여(tip jet 방식) 수직 이, 착륙한다는 것이고, 카터콥터는 prerotation에 의한 점프 방식의 수직이륙을 하며 자동회전 상태로 수직 착륙한다는 것이다.

Fig. 9 McDonnell XV-1 convertiplane

Fig. 10 Cartercopter demonstrator

Fig. 11 High performance Gyroplane

2006년 미국의 Groen 항공사는 Georgia tech, NASA등과 협력하여 DARPA(Defense Advanced Research Projects Agency)의 지원을 받아 High performance Gyroplane 개발의 탐색 연구를 시작하였다. 이 개념은 XV-1과 매우 유사한데, 이, 착륙 시 로터는 tip-jet 방식으로 구동하여 수직

이, 착륙을 하며 고속 비행에서 로터는 자동회전 상태를 유지하고 주로 날개에 의한 양력으로 비행하는 것이다. 이 탐색 연구는 자동회전의 해석과 제어 문제 때문에 논란이 되었고 결국 개발 계획은 무산되었다.

2.3 Sikorsky X2의 자동회전

로터의 자동회전이 헬리콥터 비행에서 엔진 정지 시 비상수단으로 이용되는 현상이기는 하지만 이를 고속 비행에서 수행하는 것에 대해서는 오래 동안 논란이 되어왔다. 자동회전 현상에 대한 연구와 해석 문제는 헬리콥터의 역사만큼이나 오래 된 것이고, 헬리콥터 개발의 성공은 1922년 시에르바가 오토자이로를 발명한 것에 크게 힘입었다. 고속 비행 조건에서 로터를 자동회전시킬 때 얻을 수 있는 이점은 추진 장치를 전진에만 사용할 수 있다는 것인데, 이것은 설계적 관점에서 회전익 항공기의 구조를 매우 단순화시킬 수 있다.

그러나 자동회전에 대한 연구 결과는 많지 않기 때문에 자동회전을 이용하는 오토자이로가 헬리콥터 개발 이전에 발명된 것이므로 자동회전 현상은 완전히 이해된 것이라는 오해가 있어왔다. 자동회전을 지배하는 주요 변수는 샵트각과 피치각, 그리고 비행속도인데, 헬리콥터나 오토자이로는 큰 샵트각 상태에서 자동회전한다.

이와 같이 큰 샵트각 상태에서는 로터의 양항비가 매우 낮으나 샵트각을 줄이며 비행속도를 늘려 나가면 로터의 양항비가 증가하면서 로터는 자동회전 상태를 유지할 수도 있다는 것이 오래 전 풍동실험 등에서 예시되었다. XV-1이나 카터콥터는 이러한 가능성을 비행 실험을 통해 확인하고 연구하자는 것이었으나 어느 것도 계획된 고속 비행 실험을 완수하지 못하였다.

자동회전을 고속 비행에 이용하기 위해서는 그 현상을 예측할 수 있어야 하며 제어 가능하여야 한다. 로터에 있어서는 풍동실험의 결과를 스케일 업 된 로터에 적용하기가 어렵기 때문에 실제 설계 시 수치해석적인 방법을 이용하고 비행실험이 수반되어야 한다. 그러나 고 전진비 자동회전 상태에 대한 해석 기법은 알려진 것이 없어서 고속 자동회전 비행 실험은 무모한 것으로 인식되었다. 시콜스키 항공사는 전술한 바와 같은 XH-59A의 비행 실험에서 로터를 자동회전시키는 실험을 수행할 계획이었으나 이와 관련하여 발표된 논문에서는 구체적인 결과를 기술하지 않았다.

시콜스키 X2의 핵심적인 기술에 대해서는 단편적인 발표를 제외하고 알려진 것이 없으나 시험비행 후 발표된 논문[9]에 따르면 이 항공기가 고속 비행에서 로터가 자동회전 상태에 있다는 것을 알 수 있다. 이 논문에 수록된 비행기록 데이터 중 하나인 Fig. 12의 필요동력-이용동력 변화 그래프를 보면, 비행속도 증가에 따라 로터의 동력은 감소하고 프로펠러 동력은 증가하는 것을 알 수 있다. 적어도 175 KTS 이상의 속도에서는 로터 동력이 0에 근접하고 있다. 이에 대해, 논문에서는 디스크가 상대기류에 대해 노우즈 업 상태를 유지하고 피치 자세는 2-5도 정도 양의 각을 갖는 상태라 하였고, 대부분의 동력은 프로펠러 구동에 이용된다고 서술하였다. 이것은 피치 제어를 통하여 속도 증가 시 로터의 동력을 감소시키고 아울러 고속에서는 자동회전 상태를 유지한다는 것을 의미한다. 이로써 유추할 수 있는 핵심 기술은 자동회전의 해석기법, 비행 속도에 따라 로터와 프로펠러에 동력을 분할 전달하는 기술, 컬렉티브와 싸이클릭 피치 제어기술, 이를 통한 자동회전의 제어기술 등이다.

Fig. 12 Power required vs. Power available of X2

2.4 자동회전의 해석기법

헬리콥터 이론에서 자동회전을 해석하는 방법은 로터의 토크가 0이 되는 피치를 피치스윙의 방법으로 찾아나가는 것이다. 그러나 자동회전은 본질적으로 비정상 상태이므로 토크가 0이 되는 상태는 존재하지 않는다. 그러므로 플래핑 방정식을 피치스윙의 방법으로 풀면서 토크가 0에 가까워지는 피치를 찾는다면 전통적인 헬리콥터 해석 기법으로 제한적이거나 자동회전 상태를 예측할 수 있다. 그렇지만 이 기법은 로터의 회전속도가 입력변수이므로 근본적인 해석기법이 되지 못한다. 자동회전은 로터의 토크 평형 상태에서

회전속도를 예측할 수 있어야 하며 성능이 계산되어야 한다. 이에 따라 로터의 회전운동 방정식을 플레핑 방정식과 함께 해석하는 기법이 개발되었다[10].

이 기법에서는 다음의 두 방정식이 시간 적분된다.

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

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

깃 요소이론(BET)으로 유도된 두 방정식을 시간 전진 기법으로 연속 적분하면 주어지는 자동회전의 세 가지 변수인 샤프트각, 속도, 피치에 대해 토크 평형 상태를 얻을 수 있다.

세 변수의 조합에 따라 로터는 플레핑 발산으로 이어질 수 있고 주기적 토크 평형상태에 도달할 수도 있으므로 이것은 임의의 초기조건으로부터 두 방정식을 시간 전진기법으로 계산하여 주기적 평형 상태에 도달하는 변수의 조합을 찾아가는 방법이다. 이 기법의 장점은 로터 속도를 종속변수로 구할 수 있으며 플레핑 정보는 물론 로터의 성능도 계산할 수 있다는 것이다.

두 방정식의 주기해(periodic solution)를 구하는 이 기법으로 샤프트각이 감소되면서 전진비행속도가 증가하는 것을 시뮬레이션 하였으며[11, 12] 자동회전 상태에서 성능을 구하는 문제[13, 14]까지 연구되었다. 고속 자동회전의 시뮬레이션 목적은 전진속도 증가와 샤프트각 감소에 따라 자동회전이 가능한 영역을 포괄적으로 조사하기 위한 것이었으며 자동회전이 가능한 속도의 한계를 알고자 함이다. BO-105의 로터에 NACA 0012 에어포일의 깃을 가진 가상로터를 대상으로 한 이 시뮬레이션에서는 샤프트각 감소와 전진속도 증가 시 자동회전이 가능한 피치의 범위는 계속 축소되어 어떤 극한값에 수렴한다는 결과를 얻었으며 샤프트각 3도에 대한 속도와 피치각의 영역은 Fig. 13과 같이 나타났다.

과도모사법(Transient Simulation Method)으로

조사한 이 자동회전의 영역에서 알 수 있는 것은 속도 증가 시 피치는 매우 세밀하게 조절되어야 한다는 것이며 피치가 맞지 않을 경우 로터는 플레핑 발산으로 이어질 수 있다는 것이다. 592.5 km/h에서 $-5^\circ < \beta < 5^\circ$ 의 정상 자동회전 상태는 단 한 피치값에서 검출되었으므로 적어도 이 로터로는 500 km/h 내외의 속도가 자동회전 비행의 한계속도라고 판단할 수 있다.

Fig. 13 Solution group of autorotation determined at $-5^\circ < \beta < 5^\circ$

시콜스키 X2의 설계 속도가 250 KTS(463 Km/h)라는 점을 감안한다면 X2의 로터와 시콜스키의 연구진 역시 자동회전의 한계속도를 비슷한 영역에서 예측하였을 것이라고 유추할 수 있다. 해석기법의 문제와 함께 고속 자동회전 상태에서 플레핑 발산을 막는 트랜스미션과 피치제어 기술은 시콜스키 항공이 오랜 기간에 걸쳐 개발한 신기술이라 판단된다.

고 전진비, 저 샤프트각 상태에서 자동회전하는 로터를 해석적으로 예측하여 트림 범위를 구하는 것은 고성능 회전익 항공기 개발에 있어서 매우 중요한 과제다. [11~14]의 해석 결과에 따르면 자동회전이 가능한 콜렉티브 피치의 범위는 샤프트각과 속도에 대해 비선형적이다. 이러한 비선형적인 자동회전 현상으로부터 적절한 제어 방법을 찾기 위해서는 이미 개발된 자동회전 해석의 수학적 모델을 개선하는 연구와 함께 적절한 유도속도 이론 연구, 풍동실험 등이 수행되어야 한다. 이는 현재 시콜스키 X2에서 이용하고 있는 사이클릭 피치 제어 기술과 함께 장래 고성능 회전익 항공기의 핵심 기술이 될 것이다.

3. 결 론

본 연구에서는 수직이착륙 항공기 개발의 역사와 기술적 과제들을 살펴봤고 현재 연구 중이거나 실험중인 VTOL 항공기에 적용되고 있는 기술과 성능을 고찰하였다. 선진 항공사가 고성능 회전익 항공기 개발에 이용되는 기술들에 대한 공개를 절대적으로 자제하는 상황에서 단편적인 연구문헌으로부터 핵심 기술을 유추하였다. VTOL 항공기 개발의 방향은 이미 회전익기 형태가 되었으며 고속에서 로터를 자동회전 시키고 동력은 전진추력으로만 이용하는 방식으로 개발되고 있다. 이러한 이상적인 형태의 고성능 회전익 항공기 개발의 연구과제는 자동회전의 해석문제며 국내에서 개발된 해석기법은 차후 우리나라의 고성능 회전익 항공기 개발에 유용하게 사용될 수 있다. 해석 기법의 발전을 위하여 풍동실험 연구 등이 요구되고 트랜스미션 및 로터/추력 통합 제어기법의 연구가 수행되어야 한다. 전환식 엔진 역시 장래 고성능 회전익 항공기에 필수적으로 장착될 것이므로 이에 대한 기반기술 연구가 시작되어야 한다.

참고문헌

- 1) Talbot, P. D., Phillips, J. D., and Totah, J. J., "Selected Design Issues of Some High-Speed Rotorcraft Concepts," *Journal of Aircraft*, Vol. 30, No. 6, pp 864-871, Nov-Dec. 1993.
- 2) Stepniewski, W. Z., and Keys, C. N., *Rotary-Wing Aerodynamics*, Dover Publications, Inc., NY, pp. 5-6, 1984.
- 3) Harris, F. D. and Scully, M. P., "Rotorcraft Cost Too Much," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 43, No. 1, pp. 3-13, 1998.
- 4) Ruddell, A. J., "Advancing Blade Concept (ABC) Development," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 22, No. 1, pp.13-23, 1977.
- 5) Burgess, R. K., "Development of the ABC Rotor," 27th American Helicopter Society Annual National Forum, Washington D.C., May.1971.
- 6) 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.

7) Ashby, D., and Montoro, G. J., "An Investigation of the Reverse Velocity Rotor Concept and its Application to High Speed Rotorcraft," 2002 Biennial International Powered Lift Conference and Exhibit 6-7 November 2002, Williamsburg, Virginia.

8) 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.

9) Walsh, D., Weiner, S., Arifian, K., Lawrence, T., Wilson, M., Millott, T., and Blackwell, R., "High Airspeed Testing of the Sikorsky X2 Technology™ Demonstrator," the 67th Annual Forum of the American Helicopter Society International, Virginia Beach, VA, May 4, 2011.

10) 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.

11) 김학윤, 최성욱, "자동회전의 트림 범위와 특성(1): 로터 스피드 한계와 피치 범위", 한국항공우주학회지, 제 39권 6호, 2011. 6, pp. 487-497.

12) 김학윤, 최성욱, "자동회전의 트림 범위와 특성(2): 전진비 변화와 플레핑 특성", 한국항공우주학회지, 제 39권 6호, 2011. 6, pp. 498-504.

13) 김학윤, "자동회전의 성능해석(1) : 해석 기법과 공력 테이블의 영향" 한국항공우주학회지, 제 40권 1호, 2012. 1, pp. 1-11.

14) 김학윤, "자동회전의 성능해석(2) : 고속 자동회전의 성능" 한국항공우주학회지, 제 40권 1호, 2012. 1, pp. 12-22.