고속 비행 복합형 무인 회전익기의 강체 동축반전 로터의 성능 및 공력 하중 해석

권영민¹⁾ · 박재상^{*,1)}

¹⁾ 충남대학교 항공우주공학과

Performance and Airloads Analyses for a Rigid Coaxial Rotor of High-Speed Compound Unmanned Rotorcrafts

Young-Min Kwon¹⁾ · Jae-Sang Park^{*,1)}

¹⁾ Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Korea

(Received 15 March 2020 / Revised 3 June 2020 / Accepted 12 June 2020)

Abstract

This study investigates the performance and blade airloads for a rigid coaxial rotor of high-speed compound unmanned rotorcrafts. The present compound unmanned rotorcraft uses not only a rigid coaxial rotor, but also wings and propellers for high-speed flights. For the rigid coaxial rotor in this work, CAMRAD II, a rotorcraft comprehensive analysis code, is used to study the performance at a flight speed of up to 250 knots and blade section lift forces at 230 knots. As the flight speed increases, the rotor power decreases; however, the power of propellers increases to overcome the drag force of a rotorcraft in high-speed flight. The effective lift-to-drag ratio of a rotor has the maximum value of about 11.6 which is much higher than the value of the conventional helicopter. The blade section lift forces of the upper and lower rotors at 230 knots show the similar variation trends for one rotor revolution, and the impulses because of the aerodynamic interaction between both rotors are observed.

Key Words : Rigid Coaxial Rotor(강체 동축반전 로터), Lift-Offset, Compound Unmanned Rotorcraft(복합형 무인 회전익기), Performance(성능), Blade Airloads(블레이드 공력 하중)

1. 서론

헬리콥터는 제자리 비행 및 수직이착륙 비행의 장

점을 가지고 있는 반면, 일반 고정익 항공기에 비하여 느린 비행 속도의 단점을 가지고 있다. 이와 같은 문제점을 해결하기 위하여 로터 이외에 날개 및 보조 추력 장치를 함께 사용하는 복합형 회전익기(compound rotorcrafts)에 대한 연구가 최근에 적극적으로 수행되고 있다. 다양한 형상의 복합형 회전익기 중에 강체

* Corresponding author, E-mail: aerotor@cnu.ac.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

동축반전 로터(rigid coaxial rotor 혹은 lift-offset coaxial rotor)와 보조 추력 장치를 함께 사용하는 복합형 헬리콥터가 XH-59A 헬리콥터(Fig. 1(a))를 통하여 최초로 등장하였으며, 최고 비행 속도 250 knots를 기록한 X2 기술 시연기(X2 technology demonstrator, X2TD^[1], Fig. 1(b))의 핵심 기술을 기반으로 하여 개발 중에 있다(Fig. 1(c) 및 (d)). 강성이 매우 큰 블레이드를 사용하므로 강체 동축반전 로터로 불리며, Fig. 2에서 보듯이, 상/하 로터의 전진면(advancing side)에서만 양력을 발생시키므로, 후퇴면(retreating side)에서의 동적 실속(dynamic stall)을 겪지 않는다. 로터의 회전 속도를 적절히 감속시킨 뒤, 터보제트 엔진 혹은 프로펠러 등의 보조 추력 장치를 이용하여 200 knots 이상의 고속 비행이 가능하다. 또한, 로터 허브의 롤링 모멘트 트림(trim)이 자동적으로 만족되므로, 기존의 단일 로터를 사용하는 헬리콥터에 비하여 보다 우수한 공기역학적 성능을 발휘할 수 있다^[2].

Fig. 1. Various lift-offset compound helicopters

Fig. 2. Lift-offset of a rigid coaxial rotor

본 논문에서는 이와 같은 특징을 갖으며 가까운 미래의 전장에서 사용될 수 있는 강체 동축반전 로터를

이용한 5000 lb 급의 복합형 무인 회전익기(compound unmanned rotorcraft, Fig. 3)에 대하여 로터 성능 해석을 수행하며, 로터 허브의 진동이 가장 극심한 230 knots의 비행 속도에서의 상/하 로터 블레이드의 양력을 해석한다. 강체 동축반전 로터의 모델링 및 해석을 위하여 회전익기 통합 해석(rotorcraft comprehensive analysis) 코드인 CAMRAD II^[3]를 이용하며, 로터 블레이드의 구조 동역학은 비선형 탄성보로, 로터 블레이드의 비정상 공력 하중(unsteady aerodynamic loads)은 양력선 이론(lifting line theory)과 자유 후류(free wake) 모델을 함께 사용하여 나타내었다. 비행 속도에 대하여 가정된 lift-offset 값과 로터 회전 속도에 대하여 로터의 트림 해(trim solution)를 얻었으며, 이 후, 상/하 로터 사이의 공력 간섭 효과를 고려한 블레이드 단면의 양력을 보다 정교하게 살펴보기 위하여 Post-trim 기법을 이용하였다.

Fig. 3. High-speed compound unmanned rotorcraft

2. 연구 방법

2.1 강체 동축반전 로터 모델

본 논문의 복합형 무인 회전익기의 주요 특성을 Table 1에 정리하였다. 강체 동축반전 로터의 기하학적 특성인 블레이드 길이 방향으로의 시위(chord, c) 및 초기 비틀림각의 분포는 X2 기술 시연기의 설계 결과^[4]를 이용하였으며, 본 연구의 로터 에어포일의 분포 역시, X2 기술 시연기와 유사하도록 Fig. 4와 같이 가정하였다^[5]. 특히, 블레이드의 루트(root)와 안쪽 영역에서는 고속 비행 시, 로터 후퇴면에서의 항력 감소를 위하여 앞전과 뒷전에서 모두 뭉툭하면서 비교적 두꺼운 에어포일(double ended airfoil)인 DBLN526 에어포일을 사용하였다^[4].

Table 1. General properties of lift-offset rotor

Property	Value
Gross weight, GW	5133 lb
Number of blades per rotor, N_b	2
Rotor solidity(total), σ	0.1056
Rotor radius, R	10.36 ft
Rotor separation	1.177 ft
Nominal rotor tip speed, V_{tip}	790 ft/s
Main wing area	31.1 ft ²
Main wing span	16.74 ft
Propeller radius, $R_{Propeller}$	1.65 ft

Fig. 4. Airfoil section distribution

로터 회전 속도는 로터 전진면의 블레이드 끝단의 Mach Number의 값이 0.9가 넘지 않도록 비행 속도에 따라 적절히 감속되도록 Fig. 5와 같이 가정하였다. 강체 동축반전 로터의 Lift-offset의 값(LOS, Fig. 2)은 다음 식 (1)과 같이 정의되며^[2], X2 기술 시연기의 비행 시험 결과^[6]를 참조하여 다음 Fig. 6과 같이 비행 속도에 따라 변화되도록 설정하였다. 본 논문에서는 복합형 무인 회전익기의 전기체 모델을 이용하지 않고, 로터 단독(isolated rotor) 모델을 이용하며 로터 shaft의 피치각(pitch angle)은 고속 비행 시 로터 동력(power)의 값이 매우 작아지도록^[6] 2~4° 범위의 값으로 모델링하였다.

$$LOS = \frac{M_{roll}}{(T)(R)} \quad (1)$$

여기서 M_{roll} 및 T는 상/하 로터의 허브 롤링 모멘트와 추력(혹은 양력)을 각각 의미한다.

Fig. 5. Rotor rotational speed schedule

Fig. 6. Lateral lift-offset(LOS) schedule

2.2 CAMRAD II 모델링 및 해석 기법

복합형 무인 회전익기의 강체 동축반전 로터의 CAMRAD II 모델(Fig. 7)은 선행연구^[5]의 X2 기술 시연기의 강체 동축반전 로터의 모델을 기반으로 구축되었으며, 본 논문에서 사용된 해석 기법의 타당성은 선행연구^[2,5]에 비행 시험 등과의 검증을 통하여 정리되어 있다. 상/하 로터 블레이드는 로터 방위각(azimuthal angle, ψ) = 0°에서 교차된다. 로터 블레이드의 구조 동역학 모델링을 위하여 필요한 단면 구조 물성치를 선행연구^[5]와 마찬가지로 최초로 개발된 강체 동축반전

로터인 XH-59A 헬리콥터(Fig. 1(a))의 물성치^[7]에 대하여 Mach-scaling 법칙을 적용 후 적절히 수정하여 얻었다. 로터 블레이드는 비선형 탄성보 기반의 유한요소로 모델링되었으며, 피치혼, 피치링크, 및 스와시플레이트 등의 로터 조종 계통 역시 적절히 표현되었다. 로터 블레이드의 공기력은 비정상 공기력 이론에 의하여 여러 개의 공력 패널에서 계산되며, 이 때, 에어포일 단면의 양력, 항력, 및 피칭 모멘트 등의 공력계수는 선행연구^[5]에서 구축된 에어포일 데이터베이스(standard airfoil table)로부터 얻었다. 상/하 로터 사이의 공력 간섭 효과를 적절히 표현하기 위하여 CAMRAD II의 자유 후류(freewake) 모델을 이용하였다.

Fig. 7. CAMRAD II model of a rigid coaxial rotor

강체 동축반전 로터의 추력, 토크, 및 상/하 로터의 허브 롤링과 피칭 모멘트의 목표값을 만족시키도록 15° 간격의 로터 방위각을 이용하여 로터 트림 해석을 수행하였다^[2,5,8]. 트림 변수로는 상/하단 로터 각각의 콜렉티브 피치 조종각(θ_0)과 두 개의 싸이클릭 피치 조종각(θ_{1c} 및 θ_{1s})의 총 6개를 이용하였다(Table 2). 이 때, 강체 동축반전 로터 추력의 트림 목표값은 회전익기 중량(GW)에서 주 날개에서 발생하는 양력의 값을 제외한 값으로 가정하였으며, 형상 설계로부터 얻어진 로터와 주 날개의 양력 분배(lift sharing)의 결과를 이용하였다. 더불어, 상/하 로터 허브의 각각의 롤링 모멘트의 트림 목표값은 식 (1)과 Fig. 6을 이용하여 입력하였고, 로터 토크 및 피치 모멘트는 모두 0의 값으로 가정하였다(Table 3).

Table 2. Rotor trim variables

Each rotor	Collective pitch angle : θ_0
	Lateral cyclic pitch angle : θ_{1c}
	Longitudinal cyclic pitch angle : θ_{1s}

Table 3. Target values in rotor trim analyses

Coaxial rotor	Thrust : $T_{total} = GW - \text{Main wing lift}$ Torque : $M_z = 0$
Each rotor	Roll moment : $M_x = \pm(LOS) (T) (R)$ Pitch moment : $M_y = 0$

얻어진 트림 해를 고정시킨 후, 공력 간섭 효과에 의한 상/하 로터 블레이드 단면의 양력의 거동을 자세히 살펴보기 위하여 3.6° 간격의 방위각을 이용한 Post-trim 기법을 적용하였다. 로터 이외의 보조 추력 장치인 프로펠러의 동력($P_{propeller}$)은 다음의 식 (2)를 이용하여 예측하였다^[5,8].

$$P_{propeller} = (D_{total} V) / \eta \quad (2a)$$

$$D_{total} = D_{rotor} + D_{airframe} = D_{rotor} + q \left(\frac{D}{q} \right)_{airframe} \quad (2b)$$

$$\left(\frac{D}{q} \right)_{airframe} = 1.4 \left(\frac{GW}{1000} \right)^{\frac{2}{3}} \quad (2c)$$

여기서 D 는 항력(drag force), q 는 동압(dynamic pressure)이며, 프로펠러 효율 계수인 η 는 0.85로 가정하였다.

더불어, 로터 유효 양향비(rotor effective lift to drag ratio, L/D_e)와 로터 진동 지수(vibration index, VI)는 아래의 식 (3)과 (4)로 각각 정의된다. 로터 진동 지수의 정의 시, 로터 허브 진동 하중에 대하여 가장 지배적인 2/rev 진동 하중 성분을 이용하였다. 강체 동축반전 로터의 L/D_e 와 VI의 계산에 대한 보다 자세한 설명은 참고문헌^[2,5]에 주어져 있다.

$$\left(\frac{L}{D} \right)_e = \frac{L}{P_{coaxial} / V + X} \quad (3)$$

$$VI = \frac{\sqrt{(0.5F_{x_{2p}})^2 + (0.67F_{y_{2p}})^2 + F_{z_{2p}}^2}}{GW} + \frac{\sqrt{M_{x_{2p}}^2 + M_{y_{2p}}^2}}{(R)(GW)} \quad (4)$$

여기서, F 와 M 은 각각 로터 허브의 진동 하중의 힘과 모멘트이며, P_{coaxial} 과 X 는 강체 동축반전 로터의 동력과 항력을 각각 의미한다.

3. 연구 결과

3.1 블레이드 회전 고유 진동수

Fig. 8은 본 연구의 강체 동축반전 로터 블레이드의 회전 고유 진동수를 나타내는 Fan plot 해석 결과를 보여주며, 여기서 1/rev 혹은 1P는 무차원화된 로터 회전 진동수(속도)를 의미한다. 그림에서 보듯이, 로터 운용의 회전 속도 범위에서 1차 플랩(1F) 및 리드-래그(1L) 모드의 고유 진동수는 1~2/rev 사이에 적절히 위치하고 있으며, 저차 모드(6/rev 이하)에서 블레이드의 회전 고유 진동수와 nN_b/rev 의 진동수가 교차하지 않으므로 적절히 공진이 회피됨을 알 수 있다. 1차 비틀림 모드(1T)의 고유 진동수는 10/rev 이상의 매우 높은 값을 갖고 있다.

Fig. 8. Fan plot analysis

3.2 로터 성능 해석

Fig. 9는 고도 4000 ft 및 표준 대기 조건에서의 복합형 무인 회전익기의 동력(power) 해석 결과를 나타낸다. 그림에 주어져 있듯이, 전진 비행의 속도가 증가할수록 강체 동축반전 로터의 동력은 점점 감소하여 150 knots 이상에서는 거의 0에 가까운 값을 가지고 있다. 즉, 강체 동축반전 로터는 wind-milling 조건과 유사한 상태로 비행 중임을 알 수 있다. 반면 2개의 프로펠러의 동력은 비행 속도가 증가할수록 급격히 증가하고 있으며, 고속 비행 시에는 복합형 무인 회전익기의 항력을 이겨내기 위하여 회전익기의 대부분의 동력이 프로펠러의 구동에 사용되고 있음을 알 수 있다. 이와 유사한 결과는 X2 기술 시연기에 대한 선행 연구^{[5,6,8]}}에서도 확인된다.

Fig. 9. Powers of rotor and propellers

Fig. 10. Rotor effective lift-to-drag ratio

Fig. 11. Rotor lift and drag forces

다음 Fig. 10은 복합형 무인 회전익기의 강체 동축 반전 로터의 로터 유효 양향비(L/D_e)의 해석 결과를 보여준다. 비행 속도 200 knots에서 약 11.6의 최대값을 가지며, 이는 단일 주 로터를 사용하는 기존의 헬리콥터에 비하여 약 2배 정도 우수한 공기역학적 성능이다^[6]. 비행 속도에 따른 로터 양력 및 항력 크기의 변화를 Fig. 11에 나타내었다. Fig. 11(a)에 주어졌듯이, 강체 동축반전 로터의 양력은 비행 속도가 증가함에 따라 감소되나, 날개에 의한 양력은 이와 반대로 증가되며, 비행 속도 250 knots에서는 날개의 양력이 기체의 총 중량(GW)의 약 75 %를 담당함을 알 수 있다. 또한, 상/하 로터의 양력의 크기가 매우 유사함

을 확인할 수 있다. 로터 항력(Fig. 11(b))은 150 knots 이상에서 다소 완만하게 감소되나, 식 (2)를 이용하여 예측한 동체의 항력은 비행 속도에 따라 급격히 증가한다. 마지막으로 상/하 로터의 항력의 크기는 비행 속도 전 영역에서 상당히 비슷하게 예측되었다.

3.3 로터 허브 진동 해석

Fig. 12는 비행 속도에 대한 강체 동축반전 로터의 진동 지수(VI)를 보여준다. 비행 속도 150 knots 이상부터 로터 진동 지수가 급격히 증가하며 230 knots에서 로터의 진동이 최대가 됨을 알 수 있다. 최대 비행 속도 250 knots에서는 로터 진동이 다소 감소되는데 이는 Fig. 11에 주어졌 듯이, 로터 양력의 크기가 최소화되었기 때문으로 판단된다.

Fig. 12. Rotor vibration index

3.4 로터 블레이드 공력 하중 해석

비행 속도 230 knots(전진비 $\mu = 0.683$)에서의 로터 한 회전 동안 상/하 로터 블레이드 단면의 양력(section lift force)의 변화를 Fig. 13에 나타내었다. 여기서, 로터 방위각(ψ)은 상/하 로터의 각각의 회전 방향에 대하여 정의되며, 블레이드 단면의 양력은 Mach No.(M)와 양력 계수(C_l)를 이용하여 무차원화되었다. 그림에서 보듯이, 블레이드 안쪽($r = 24 \%R$), 중간(55 %R), 및 바깥쪽(86 %R) 위치에서의 상/하 로터 블레이드의 양력 변화는 모두 상당히 유사하게 예측되었다. 블레이드 안쪽 위치인 $r = 24 \%R$ 에서의 후퇴면($180^\circ \leq \psi$

Fig. 13. Blade section lift forces at $V = 230$ knots

$\leq 360^\circ$ 의 블레이드 양력은 역류(reverse flow) 현상을 나타내고 있다(Fig. 13(a)). 블레이드 중간 위치인 $r = 55\%$ (Fig. 13(b))와 바깥쪽 위치인 86% (Fig. 13(c))에서는 대부분의 양력이 전진면($0^\circ \leq \psi \leq 180^\circ$)에서 발생되고 있음을 보여주며, 이는 전술한 Lift-offset을 이용한 강제 동축반전 로터의 고유의 특성이다. 본 연구의 강제 동축반전 로터는 상/하 로터의 블레이드의 총 개수가 4개이므로, 로터 한 회전 동안, 상/하 로터 사이의 공력 간섭에 의한 총 4번의 양력의 임펄스(impulse) 거동이 90° 간격으로 발생할 수 있으나, Fig. 13(c)에서는 $\psi = 0, 90$, 및 180° 에서만 블레이드 양력의 하강 및 상승(down and up)의 임펄스 거동을 예측 하였으며, $\psi = 270^\circ$ 에서는 관찰되지 못하였다. 마지막으로 상/하 로터의 각각의 4사분면에서는 BVI(blade-vortex interaction)에 의한 양력의 진동 현상이 예측되었다.

Fig. 14. Rotor lift force($M^2 C_l$) distributions ($V = 230$ knots)

Fig. 14는 강체 동축반전 로터의 계산된 양력 분포를 로터 회전면에 나타내고 있으며, 그림에서 보듯이, 상/하 로터의 양력 분포가 거의 대칭이며, 대부분의 양력이 각각의 전진면에서 발생하는 Lift-offset 로터의 특징을 분명하게 확인할 수 있다. 마지막으로 각각의 전진면의 블레이드 바깥쪽 및 끝단 영역에서는 음의 양력(negative lift) 현상이 관찰된다.

4. 결 론

본 연구에서는 고속 비행 복합형 무인 회전익기의 강체 동축반전 로터에 대하여 로터 성능, 진동, 및 블레이드 공력 하중에 대하여 해석 연구를 회전익기 통합해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 수행하였다. 고속 비행 시, 로터 동력(power)은 0에 가까운 매우 작은 값인 반면, 회전익기의 항력을 이기기 위하여 보조 추력 장치인 프로펠러의 동력은 급격히 증가하였다. 로터 유효 양향비(L/D_e)는 기존 헬리콥터의 성능에 비하여 약 2배 정도 높은 값을 갖는 것으로 예측되었다. 비행 속도 230 knots에서의 상/하 로터 회전면의 양력(M^2C_l) 분포는 대칭으로 관찰되었으며, 상/하 로터의 전진면에서만 대부분의 양력이 발생되었다. 또한, 블레이드 길이 방향의 바깥쪽 위치(86 %R)에서는 상/하 로터 사이의 공력 간섭 효과로 인한 블레이드 단면 양력의 임펄스(impulse) 거동이 확인되었다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원으로 차세대 고속 복합형 무인 회전익기 특화연구실에서 수행되었습니다.

References

- [1] Anonymous, "Sikorsky to Showcase Coaxial Rotor Technology," Aviation Week and Space Technology, June 6, 2005.
- [2] J.-I. Go, D.-H. Kim, and J.-S. Park, "Performance and Vibration Analyses of Lift-Offset Helicopters," International Journal of Aerospace Engineering, Vol. 2017, Article ID 1865751, 2017.
- [3] W. Johnson, "CAMRAD II: Comprehensive Analytical Method of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics," Johnson Aeronautics, Palo alto, CA, USA, 2012.
- [4] A. Bagai, "Aerodynamic Design of the X2 Technology Demonstrator™ Main Rotor Blades," 64th American Helicopter Society International Annual Forum, 2008.
- [5] Y.-M. Kwon, J.-S. Park, S.-Y. Wie, H. J. Kang, and D.-H. Kim, "Aeromechanics Analyses of a Modern Lift-Offset Coaxial Rotor in High-Speed Forward Flight," International Journal of Aeronautical & Space Sciences, Accepted for Publication, 2020.
- [6] D. Walsh, S. Weiner, K. Arifian, T. Lawrence, M. Wilson, T. Millott, and R. Blackwell, "High Airspeed Testing of the Sikorsky X2 Technology™ Demonstrator," 67th American Helicopter Society International Annual Forum, 2011.
- [7] A. J. Ruddell, "Advancing Blade Concept(ABC) Technology Demonstrator," U. S. Army Research and Technology Laboratories, USAAVRADCOM-TR-81-D-5, April, 1981.
- [8] W. Johnson, A. M. Moodie, and H. Yeo, "Design and Performance of Lift-Offset Rotorcraft for Short-Haul Missions," The American Helicopter Society Future Vertical Lift Aircraft Design Conference, 2012.