論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(5), 359-367(2018)
DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.5.359
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

수직 하강 비행 조건에서의 쿼드콥터 주위의 유동장 계측

권민정*, 권기정**

Measurement of the Flow Field Around a Quadcopter in Vertical Descending Flight

Min-Jeong Kwon* and Ki-Jung Kwon**
Department of Aerospace System Engineering, Korea University of Science & Technology*,**
Aerodynamic Research Team, KARI(Korea Aerospace Research Institute)**

ABSTRACT

The vortex ring state that occurs during the descending flight of a rotorcraft generates a circulating flow like a donut near the rotating surface, and it often causes a rotorcraft fall due to loss of thrust. In this paper, we have physically identified the flow field in the vortex ring state of the quadcopter, one of the types of unmanned aerial vehicles. The descending flight of the quadcopter was simulated in a 1m subsonic wind tunnel of the Korea Aerospace Research Institute(KARI) and the Particle Image Velocimetry(PIV) was used for the flow field measurement. The induced velocity in the hovering state is estimated by using the momentum theory and the test was carried out in the range of descent rate at which the vortex ring condition could be caused. The development and the direction of the vortex ring were confirmed by the measurement of the flow field according to not only the descent rate but also propeller separation distance. In addition, the results of the study show the vortex ring state can be predicted sufficiently by measuring the flow velocity around the quadcopter.

초 록

회전익기가 하강 비행 시 발생하는 와류 고리 상태는 회전면 근처에 도넛 모양의 순환 유동을 발생시키며, 추력 상실로 인한 기체의 추락을 유발한다. 본 논문에서는 무인 비행체의 종류 중 하나인 쿼드콥터의 와류 고리 상태에서의 유동장을 물리적으로 규명하였다. 한국항공우주연구원 1m 아음속 풍동에서 쿼드콥터의 하강 비행을 모사했으며, 유동장 계측을 위해 입자 영상 유속계(PIV)를 이용했다. 정지 비행 상태의 유도 속도를 운동량이론을 이용하여 추정하고, 이를 통해 와류 고리 상태를 유발할 수 있는 하강 속도의 범위에서 시험을 수행하였다. 또한 하강률에 따른 유동장 계측뿐만 아니라 프로펠러 간의 간격을 달리 주어서도 와류 고리의 발달 및 진행방향을 확인하였다. 더불어 본 연구 결과는 쿼드콥터 주변의 유속 측정을 통해서도 와류 고리 상태를 예측할 수 있다는 것을 보여준다.

† Received : December 29, 2017 Revised : February 7, 2018 Accepted : March 6, 2018
** Corresponding author, E-mail : kjkwon@kari.re.kr

Key Words : Quadcopter(쿼드콥터), Vortex Ring State(와류 고리 상태), Descent Rate(하강률), Propeller Separation Distance(프로펠러 간 간격), Particle Image Velocimetry(입자 영상 유속계), Wind Tunnel Test(풍동 시험)

Ⅰ. 서 론

멀티로터형 무인 비행체는 수직 이 착륙과 정지 비행이 가능하고 조작이 간단하다는 점에서 인명 구조[1]나 화재 진압[2], 물품 배송, 영상 정보 취득 등에 활용되고 있다. 이러한 멀티로터형 무인 비행체 중 널리 쓰이는 형태가 프로펠러 4개로 운용되는 쿼드콥터형이다. 하지만 무인 비행체 수요가 증가함에도 불구하고 짧은 체공 시간 및 소음, 추락 등의 문제들은 아직까지 해결되지 못하고 있다. 특히 쿼드콥터와 같은 회전익기는 하강 속도가 프로펠러에 의해 유도되는 속도와 비슷할 때, 또는 프로펠러가 강한 상승류를 맞을 때 프로펠러의 근처에 비정상 및 난류의 특성이 강하게 나타나게 된다. 이때 회전면에서 순환하는 흐름은 마치 도넛 모양처럼 생성되는데 이를 와류 고리 상태(Vortex Ring State)라고 한다[3]. 이 상태에선 와류 고리의 구조가 비대칭적이고 불안정하며 이로 인해 진동을 유발하기 때문에 제어가 어려워진다. 이론적으론 더 높은 속도로 아래 방향으로 가속하거나 앞으로 전진 하면서 하강하면 와류 고리 상태로부터 빠져나올 수 있다는 CFD 연구 결과가 있다[4]. 하지만 이는 기체가 충분히 높은 고도에 있을 때나 가능하며 정지 비행을 할 때보다 두 배의 힘이 필요하여 실질적으로 와류 고리 상태를 극복하는 데는 어려움이 있다. 실제 헬리콥터 및 틸트로터가 와류 고리 상태를 극복하지 못해 추락한 사례들이 있다[5].

과거에는 비정상적 난류 특성을 갖는 와류 고리 상태를 수치적으로 예측하는 것이 복잡하여 주로 풍동 시험을 통해 연구했다. Fig. 1은 와류 고리 상태를 보여 주는 대표적인 유동 가시화 사진이다[6]. Wayne Johnson은 운동량 이론을 확장시켜 와류 고리 상태에서 로터의 평균 유입량을 계산할 수 있는 VRS 모델을 도입했으며 이 모델을 통해 단일 로터나 틸트로터가 와류 고리 상태에 빠졌을 때의 반응들을 설명했다. 또한 이 모델을 이용해 기체가 안정적으로 비행할 수 있는 경계지점 예측하여 실제 비행 데이터와 비교하였다[7]. 와류 고리 상태로 진입하는 경계 영역에 영향을 미치는 요인으론 받음각이나 하강속도[8], 로터나 기체의 공력적인 간섭[9], 블레이드 트위스트[10] 등이 있으며 이에 대한 선행 연구들이 수행되었다. 또한 본 논문에서 이용하려는 입자 영상 유속계(PIV)로 단일 로터에서의 정지 비행 상태 및 하강 속도에 따른 유동장을 계측한 연구들이 존재한다[11-13]. 하지만 단일 로터로 운용되는 고전적인 회전익기 형태의 유동장과 달리 쿼드콥터는 프로펠러가 4개가 있는 구조로서 프로펠러 간의 유동 간섭이 있기 때문에 기존과 다른 유동 특성을 보일 것으로 예상된다. 실제로 멀티로터간의 간격을 조절하여 유동 간섭에 어떠한 영향을 끼치는지에 대해 연구됐으며 로터 간의 최적의 거리를 찾는 연구들도 수행되었다[14-15]. 최근엔 소형 무인 비행체의 인기에 힘입어 국내에서도 풍동 시험을 통해 소형 멀티로터형 프로펠러의 와류 고리 상태에서의 추력의 변화를 관찰하였다[16].

그러나 와류 고리 상태에 대한 기존의 연구들은 대부분 단일 로터 및 틸트로터형의 추력 특성을 연구하는 데만 국한됐으며 유동장 계측 또한 단일 로터에서만 시행되었다. 이로 인해 하강률에 따라 쿼드콥터의 와류 고리 상태는 어떻게 발달하며 프로펠러 간의 간격이 와류 고리 상태의 유동장에 어떠한 영향을 미치는지에 대해 알려지지 않았다. 그러므로 와류 고리 상태에서의 쿼드콥터 주위의 유동장을 물리적으로 규명하고 이런 상태를 공기 역학적으로 예측하거나 늦출 수 있는 방안을 모색할 필요가 있다. 이와 관련해서 O. Westbrook-Netherton은 회전익기의 추력 구배 값의 급격한 변화 지점을 통해 와류 고리 상태를 예측 할 수 있다고 제안했다[17].

본 논문에서는 쿼드콥터의 전기체를 풍동 안에 설치하여 하강 비행 조건을 모사하고 하강률 및 프로펠러의 간격에 따른 와류 고리의 발달 및 진행 방향 등을 확인하였다. 또한 PIV데이터를 토대로 와류 고리 상태를 예측할 수 있는 방안을 모색하고자 한다.

II. 실험 장비 구성 및 방법

2.1 실험 시설과 장비

본 실험은 항공우주연구원 1m 아음속 풍동 실험실에서 수행되었다. 풍동 시험부의 길이, 높이, 폭은 2m, 0.75m, 1m이다. 풍속의 범위는 최소 약 1m/s 최대 약 110m/s까지 가동되며, 자유류 난류강도는 저속에서 약 0.12~0.13%이다.

본 연구에서 사용된 실험 모델은 Nine Eagles에서 제조된 Galaxy Visitor 6이다. 이 모델은 프로펠러 한 개의 반지름(R)이 80mm이고, 프로펠러 허브 사이의 간격이 170mm, 무게가 93.2g인 소형 쿼드콥터이다. 모델 표면을 비롯한 풍동 시험부는 무광 검정으로 도색하여 레이저 시트의 반사를 줄였다. 모델의 모습을 Fig. 2에 나타냈다. 유동장 계측 영역에는 프로펠러 B와 D가 촬영되도록 하였다. 프로펠러의 간격을 조절하여 실험한 경우는 프로펠러 조절 장치를 따로 이용하였으며 이는 본 논문의 Fig. 9에 따로 나타냈다.

쿼드콥터의 바닥면이 시험부 전방을 향하도록 풍동 안에 설치하여 하강하는 조건을 모사했다.

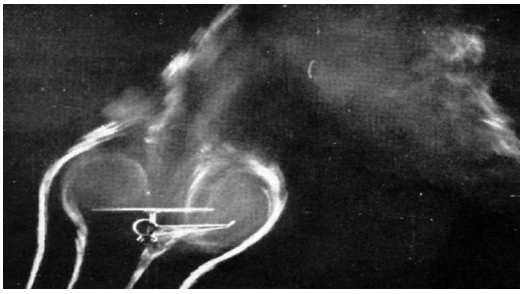


Fig. 1. Flow Visualization in Vortex Ring State(Dress, Ref.6)

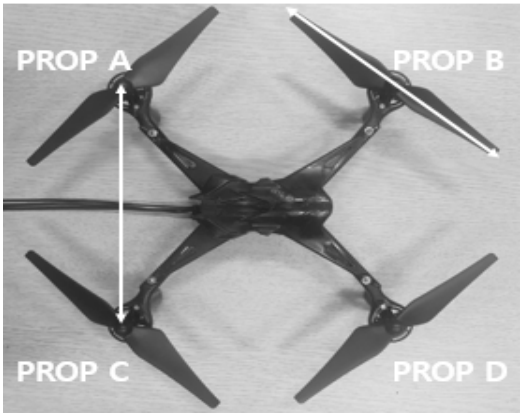


Fig. 2. Quadcopter Model

하강 속도(V_d)는 풍동 내 풍속을 의미하며 1.5~4m/s의 범위에서 0.2~0.5m/s씩 증가시켜 가며 실험했다. 하강 속도 값은 TPI-575 Hot-Wire로 측정했으며 풍속계 사양은 0.2~20m/s ±5% of reading ±3digits으로 저속 풍속을 측정하기에 적합하다.

각 프로펠러의 회전수를 측정하기 위해 Autonics의 BF5 Digital Fiber Optic Sensor을 이용했으며, 감도 설정을 빠르고 연속적으로 움직이는 검출 물체에 적합한 오토 튜닝 모드로 설정했다. 이 센서는 프로펠러의 아래쪽 면에 붙인 반사 테잎과 수직하게 쿼드콥터의 팔 부분에 각각 1개씩 설치했다. 광센서의 아날로그 신호를 받아서 회전수로 계산하기 위해 DAQ system은 National Instruments사의 NI USB-6251 16bit ADC Resolution을 사용했으며 소프트웨어도 또한 NI사의 LabView를 사용했다.

4개의 프로펠러의 회전수를 개별 제어하기 위해 아두이노 DC 모터 드라이버 L298N과 아두이노 메가를 이용했다.

2.2 PIV 구성 방법

측정 시스템의 개념은 Fig. 3에 나타냈으며, 설치된 PIV 시스템은 Fig. 4에 나타냈다.

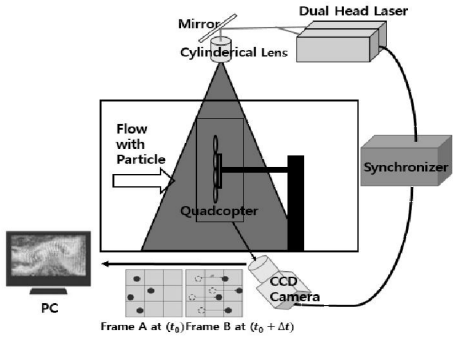


Fig. 3. Shematic of PIV Systems

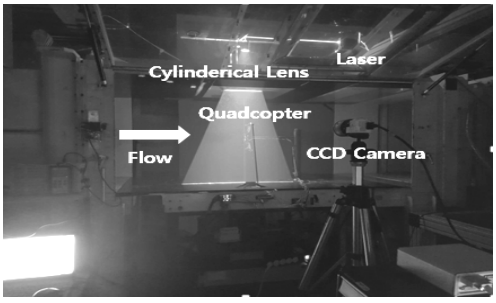


Fig. 4. Experimental Equipments Arrangements

측정 영역를 529×264.5mm(2048×1024pixels)으로 설정하여 쿼드콥터의 측면에서 본 두 개의 프로펠러가 전부 촬영되도록 했다. 단, 프로펠러 간격을 조절해가면서 한 실험의 경우는 두 프로펠러가 전부 촬영되도록 하기 위해 측정 영역을 572×286(mm)까지 늘려서 측정했다. PIV 데이터의 상호상관관계 분석을 위한 조사 구간(interrogation window)은 16×8(pixels)로 설정했다.

광원으로 사용된 레이저는 Quentel사의 Twins ULTRA Nd-Yag Double-Pulsed Laser로 최대 출력이 120mJ이다. 카메라는 Megaplus사의 ES4020 CCD 카메라를 사용했으며 Two-Frame PIV 기법으로 촬영해서 1초에 5쌍의 사진을 얻어낼 수 있었다. 이렇게 얻은 입자 영상을 조사 구간의 50% 오버랩으로 줄여가는 멀티패스 기법을 사용하여 속도 벡터를 얻었다. 최종적으로 총 40초간 찍은 200쌍의 이미지를 Batch 처리 하여 평균 데이터를 획득했다.

카메라와 레이저 사이의 시간 동기화를 위해 두 개의 레이저 중 한 개의 Flash Lamp 신호를 Trigger Signal로 설정하여 시간 동기화 장치의 기준 신호로 입력하였다. 또한 Q-Switch간의 간격인 Δt를 구하기 위해 유동의 속도, 측정 영역의 크기, 조사 구간의 크기를 고려하였으며 본 실험에선 프로펠러 간격이 커짐에 따라 측정 영역의 크기가 달라져 Δt를 207~222μs로 각각 달리 설정하였다.

추적 입자는 DEHS오일을 Laskin 노즐을 통해 1μm 크기로 생성시켰다. 추적 입자 생성기는 평균 유동장에 입자가 고르게 분포될 수 있도록 시험부 후방 확산부에 설치했다.

PIV 데이터 처리를 위해 PIVTEC사의 PIV VIEW2C 프로그램을 이용하였으며 처리된 데이터를 Tecplot Focus를 이용해 후처리하였다. 사용된 PIV 장비의 제원은 Table 1에 요약했다.

Table 1. Specification of the PIV System

Equipment	Specification
Laser	Quantel 120mJ Twins ULTRA Nd-Yag Double-Pulsed Laser
CCD Camera	Red Lake-KODAK ES4020 2048*2048 Resolution
Camera Lens	Nikkor 24-85mm 1:2.8D
Software	PivView2C
Particle	1μm avg. DEHS-Oil from Laskin Nozzle

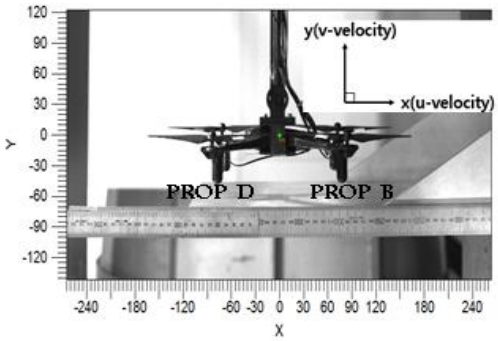


Fig. 5. Calibration Image with Physical Coordinates

2.3 Calibration 과정

하강률에 따른 와류 고리 상태의 유동장 계측 실험에서 얻은 Calibration Image를 반시계 방향으로 90°로 변환하여 Fig. 5에 좌표계와 함께 나타냈다. 쿼드콥터의 바닥 면을 풍동 내 바람이 불어오는 방향(+y방향)과 반대로 설치한 후 그 후 자를 세워 측정 영역의 길이 값을 얻었다. 측정 영역에 프로펠러 B와 D가 포함되도록 하였으며, 두 프로펠러의 중심의 중앙 점을 원점으로 선정하였다.

III. 하강률에 따른 쿼드콥터 주위의 유동장 계측

3.1 쿼드콥터를 구성하는 단일 프로펠러의 정지 비행 상태일 때의 유도 속도

본 논문에서 하강률은 하강 속도를 정지 비행 상태일 때의 유도 속도(V_h)로 나눈 무 차원 수를 의미한다. 하강률에 따른 와류 고리 상태를 고찰하기 위해선 쿼드콥터가 정지 비행 상태로 운용 될 때의 회전수를 추정하고 이때의 유도 속도를 숙지하고 있어야 한다. 이를 위해 쿼드콥터에서 한 개의 프로펠러만을 운용하며 후류를 측정하여 정지 비행 상태를 추정하고 유도속도를 구하였다. 구체적인 실험방법은 아래와 같다.

쿼드콥터의 무게를 정지 비행 상태일 때의 추력(T)이라고 가정하였다. 또한 정지 비행 상태일 때의 유도 속도는 후류 방향으로 프로펠러의 반지름(R)만큼 떨어진 거리에서 측정한 속도의 크기의 평균값이라고 하였다. 유도 속도로 추력을 계산하기 위해서 운동량 이론을 간단히 적용한 식(1)을 이용했다. 여기서 ρ는 표준 공기 밀도, A는 회전면의 면적이다.

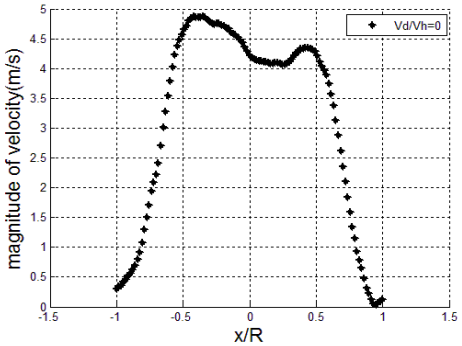


Fig. 6. Induced Velocity in Hovering

이를 통해 다양한 회전수에서의 추력을 계산하여 정지 비행 상태일 때의 회전수를 추정할 수 있었다. 본 실험을 통해 추정한 정지 비행 상태에서의 단일 프로펠러의 유도 속도의 크기 값은 Fig. 6과 같으며, 원점은 단일 프로펠러의 중심이며 x 방향 길이 값을 R로 나누어 무차원수로 표시했다. 이때 유도 속도의 크기(magnitude of velocity)는 $\sqrt{u^2+v^2}$이며 여기서 u는 x방향 속도 값이며, v는 y방향 속도 값이다. 평균 유도 속도의 크기는 3.17m/s이다.

또한 Fig. 6의 단일 프로펠러의 후류 속도의 크기 값이 단일 프로펠러의 중심인 원점을 기준으로 비대칭적인 분포를 보이는데 이는 쿼드콥터의 전기체를 풍동 안에 설치하여 한 개의 프로펠러만을 운용하며 실험했기 때문에 나타난 결과로 예상된다. 속도의 크기가 다소 크게 나온 프로펠러 부근(x/R<0)에 쿼드콥터의 몸체와 연결되는 구조물이 있어 후류의 진행 속도를 가속시켜 상대적으로 구조물이 없는 부분(x/R>0)보다 속도의 크기 값이 크게 나왔을 것으로 예상된다.

$$T = \rho A V_h^2 \quad (1)$$

3.2 하강률에 따른 쿼드콥터의 주위의 유동장 Contour 값

입자 영상 유속계로 측정한 하강률에 따른 유동장의 Contour값을 Fig. 7에 유선과 함께 나타냈다. 여기서 Color Contour값은 유속의 크기를 나타낸다.

정지 비행 상태인 Fig. 7(a)에선 관찰 되지 않았던 와류 고리가 하강률이 증가하면서 생성되고, 하강 속도 방향으로 올라가는 것을 확인할 수 있다. Fig. 7(d)일 때부터 와류 고리의 중심이 프로펠러의 양 끝 단에 나타났으며 이때 기체가 본격적으로 와류 고리 상태에 빠졌을 것으로 예상된다. 이후 그보다 하강률이 더 커진 Fig. 7(e,f)에선 프로펠러 끝단의 와류 유동이 회전면 상부로 더 이동했으며 측정 영역에서 전체의 와류 고리가 관찰되지 않는다. 이 상태에선 프로펠러 사이 간극에서 한 쪽 프로펠러로 치우쳐 와류 링이 발달한다. 이때 두 프로펠러의 회전수의 평균 표준 편차는 설정 회전수의 0.3% 정도 이며 40초간 200장의 사진을 평균했기 때문에 프로펠러 회전수의 차이가 간극에 불균형한 와류현상을 발생시켰다고 보기 어렵다. 다만 쿼드콥터의 위, 아래가 동일한 형상이 아닌 점, 지지대 및 배선의 노출로 인해 후류 방향에 장애물이 생겼다는 점 등을 고려해볼 때 이러한 점들이 프로펠러 간극에 불균형한 와류 링을 발달 시켰을 것으로 예상된다.

3.3 특정 구간에서의 하강률에 따른 쿼드콥터 주위의 유속 값 비교

회전면으로부터 y=±R만큼 떨어진 x구간에서 u, v값을 입자 영상 유속계로 측정하여 Fig. 8에 그래프로 나타냈다.

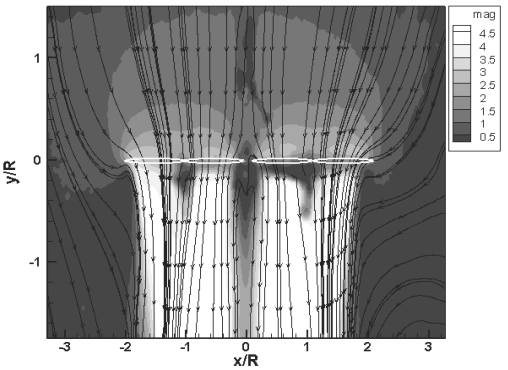
그래프를 통해 정상 상태로부터 와류 고리 상태로 넘어가는 경계 지점을 찾아보았다. 회전면의 상부에서 측정한 유속 데이터는 Fig. 8(a,b)이며, 하부에서 측정한 데이터는 Fig. 8(c,d)이다.

Figure 8(a)그래프에서 회전면 상부로 치우쳐 와류 고리가 발달 했을 것으로 예상되는 V_d/V_h =0.91~1.26에서 V_d/V_h=0~0.60 그래프와 확연히 다르게 u값의 방향이 바뀐 것을 확인할 수 있다.

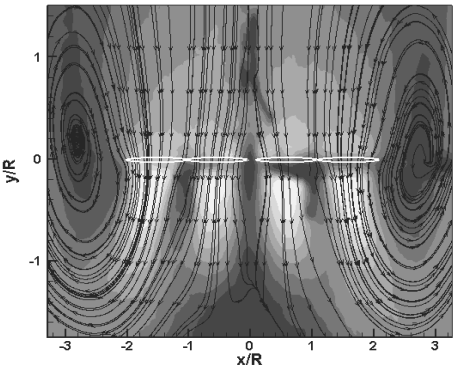
하강률이 증가하면 회전면의 하부에 압력이 높아져 회전면 상부에서 하부로 향하는 유속이 더 감소해야 하는데, Fig. 8(b)의 V_d/V_h=0.60일 때부터 이를 따르지 않으며, v값이 더 증가한 것을 볼 수 있다. 이는 V_d/V_h=0.60일 때부터 본격적으로 프로펠러의 끝 단 에서 고리 형태로 순환하는 유동이 생성되었기 때문이며, 이는 Fig. 7(c,d)의 회전면 상부의 Contour 값과 함께 보면 명확히 이해할 수 있다.

Figure 8(c)를 보면 본격적인 와류 고리 상태로 예상되는 V_d/V_h=0.60일 때부터 u값이 원점을 기준으로 서로 반대 방향으로 그 크기가 커진 것을 확인할 수 있다.

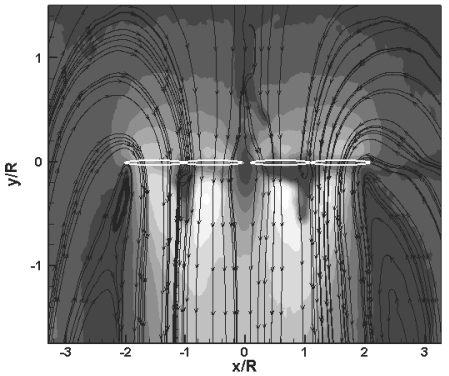
Figure 8(d)에서는 v값이 V_d/V_h=0.91~1.26에서 기존의 후류 그래프의 특성을 잃어버리며 더 이상 후류 방향으로 흐르지 않는 것을 확인할 수 있다.



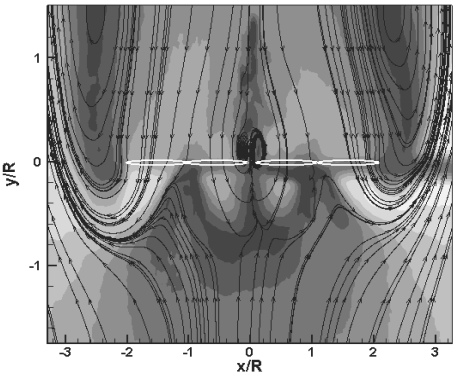
(a) V_d/V_h=0



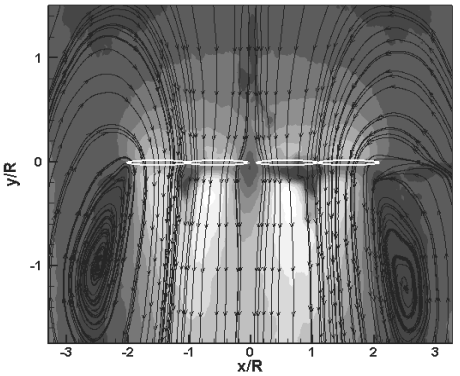
(d) V_d/V_h=0.60



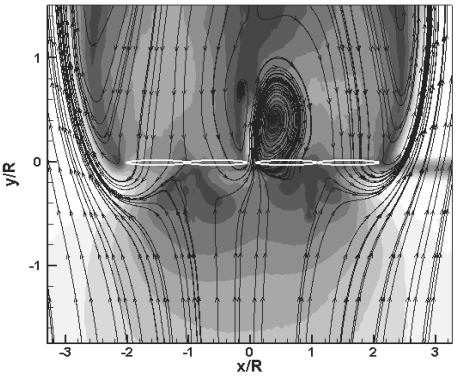
(b) V_d/V_h=0.47



(e) V_d/V_h=0.91

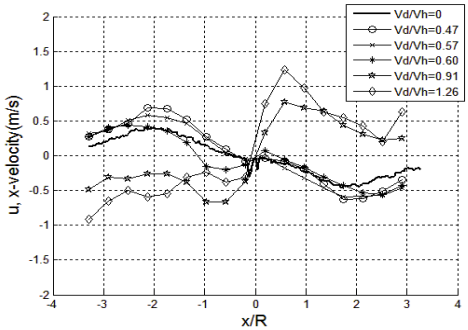


(c) V_d/V_h=0.57

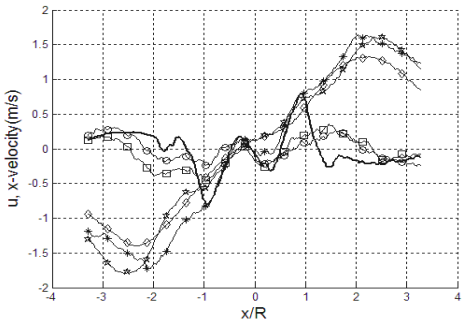


(f) V_d/V_h=1.26

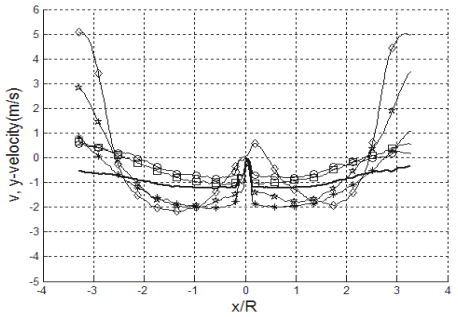
Fig. 7. Velocity Contour according to Descent Rate



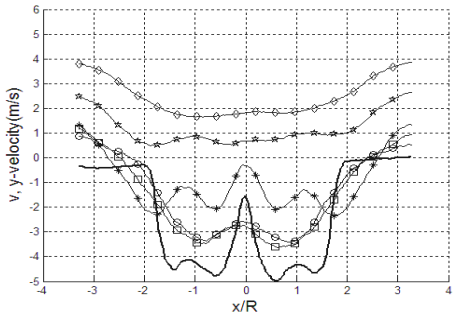
(a) u at y=+R



(c) u at y=-R



(b) v at y=+R



(d) v at y=-R

Fig. 8. Velocity Profile according to Descent Rate

Ⅳ. 프로펠러의 간격에 따른 와류 고리 상태

4.1 프로펠러 간격 조절 법 및 실험 조건

본 논문에서는 다음과 같이 프로펠러 간격 조절 장치를 통해 프로펠러 끝단 간의 간격을 조절하였다. 본 실험에서 하강률은 앞서 실험한 하강률에 따른 와류 고리 상태 계측 결과를 토대로 와류 고리가 본격적으로 나타나기 시작한 하강률 0.60으로 설정하고 프로펠러 끝단 간의 거리를 0.01R, 0.13R, 0.25R, 0.75R로 바꾸어서 실험했다.

4.2 하강률이 0.60일 때, 프로펠러 간격 변화에 따른 와류 고리 상태 비교

프로펠러 간의 간격이 0.01R인 경우는 와류 고리 상태에서 마치 단일 프로펠러로 운용되는 것처럼 프로펠러의 좌, 우측의 끝단에서만 와류 고리가 보이는 것을 확인할 수 있었다. 반면 프로펠러 간의 간격이 0.75R인 경우에는 프로펠러 간의 간극에도 와류 고리 현상이 명확하게 관찰되는 것을 확인할 수 있었다.

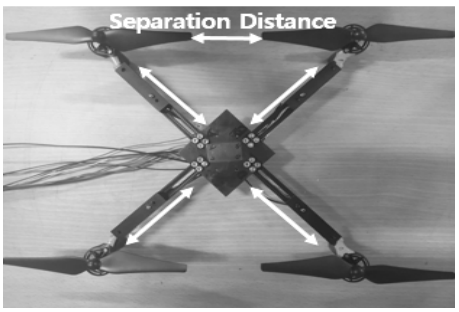
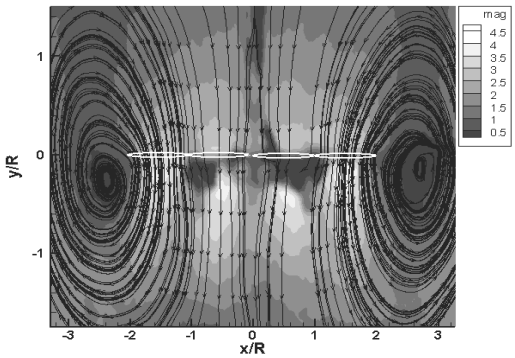
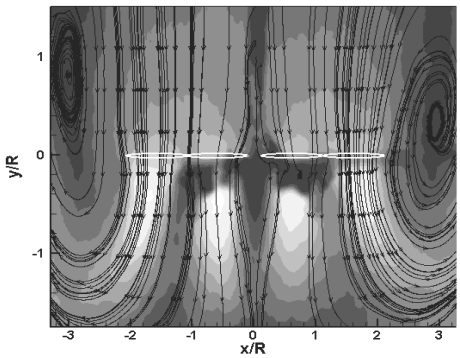


Fig. 9. Propeller Separation Distance Adjustment Device

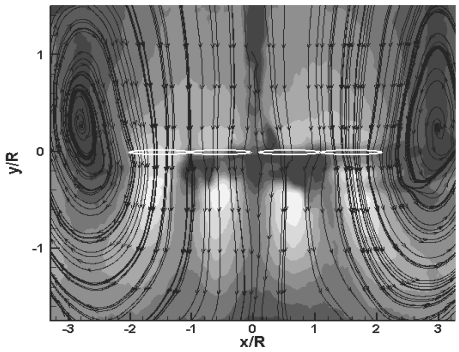
같은 하강률로 운용되더라도 프로펠러의 간 간격이 멀어질수록 좌, 우측의 끝단에 발달한 와류 고리가 회전면의 상부로 더 이동하며 Fig. 10(a)보다 Fig. 10(d)에서 마치 더 높은 하강률로 하강하는듯한 유동 특성을 보인다. 이는 프로펠러 간의 거리가 멀어질수록 프로펠러 간극에서 발생하는 와류 유동이 후류의 원활한 진행을 방해하여 와류 고리 상태에 더 빨리 진입하게 해서 발생되는 현상으로 예상된다.



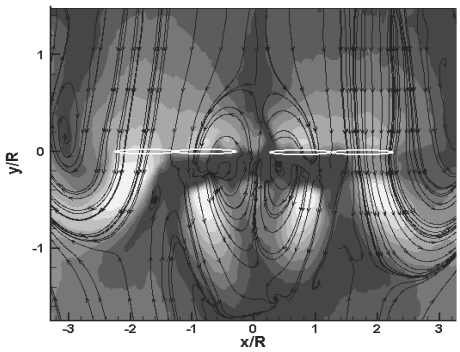
(a) separation distance=0.01R



(c) separation distance=0.25R



(b) separation distance=0.13R



(d) separation distance=0.75R

Fig. 10. Vortex Ring State according to Separation Distance with V_d/V_h=0.60

V. 결 론

본 논문에서는 쿼드콥터의 와류 고리 상태에서의 유동장을 물리적으로 규명하고자 하였다. 이를 위해 쿼드콥터의 전기체를 풍동 안에 설치하여 하강 비행을 모사하였다. 하강률과 프로펠러의 간격을 달리 주어 와류 고리 상태에서의 쿼드콥터 주위의 유동장을 입자 영상 유속계(PIV)를 통해 계측했다.

하강률에 따른 와류 고리 상태의 유동장 계측 실험을 통해 하강률에 따른 와류 고리의 이동 방향과 발달 정도 등을 확인할 수 있었다. 특히 하강률이 0.60일 때 양쪽 프로펠러 끝단에 타원 형태의 와류 고리가 본격적으로 발달하였으며, 이때 완전하게 와류 고리 상태에 도달했을 것으로 추정된다. 이후 이보다 하강률이 더 증가할 때, 와류 고리의 중심이 회전면 상부로 이동했으며 회전면 상부로 치우쳐진 타원 형태로 발달되는 것을 측정된 contour값을 보고 예상할 수 있었다. 또한 y=±R에서의 u, v값의 그래프를 보았을 때 와류 고리가 본격적으로 발달하기 시작한 상태 및 그 이후의 상태에서 유속의 변화가 확연히 나타났으므로 이를 통해 유속 측정을 통해서도 와류 고리 상태를 예측할 수 있다는 것을 확인했다.

또한 프로펠러간의 간격이 커질수록 와류 고리 상태에 더 빨리 진입하는 것으로 확인되며, 이는 넓어진 프로펠러 간 간극에서도 발달하는 와류 유동 때문으로 예상된다.

추후 쿼드콥터가 와류 고리 상태일 때의 추력 특성을 파악하고, PIV 데이터와 비교하는 것이 필요하다. 또한 와류 고리 상태는 수직 하강뿐만 아니라 수평으로 비행하면서 하강할 때도 발생하기 때문에 하강 각도에 따른 쿼드콥터 주위의 유동장 계측도 수행할 필요가 있다.

후 기

본 연구는 '고성능 저소음 공력 기술 개발' 연구 과제의 일부로써 수행되었으며, 이에 한국항공우주연구원의 지원에 감사드립니다.

References

1) Ryan, A., and Hedrick, J. K., "A Mode Switching Path Planner for UAV- Assisted Search and Rescue," *44th IEEE Conference on Decision and Control*, December 2005, pp. 1471~1476.

2) Casbeer, D. W., Kingston, D. B., Beard, R. W., McLain, T. W., Li, S. Ming., Mehra, R., "Cooperative Forest Fire Surveillance Using a Team of Small Unmanned Air Vehicles," *International Journal of Systems Science*, May 2006, pp. 351~360.

3) Taamallah, S., "A Qualitative Introduction to the Vortex-Ring-State, Autorotation and Optimal Autorotation," *36th European Rotorcraft Forum*, September 2010.

4) Dziubinski, A., Stalewski, W., "Vortex Ring Simulation Using Actuator Disc," *Proceedings 21st European Conference on Modeling and Simulation*, 2007.

5) Tucker, T., "Flying Through the Vortex," from http://www.rotorandwing.com/2015/09/01/flying-through-the-vortex/

6) Drees, J. M., Hendal, W. P., "The Field of Flow Through a Helicopter Rotor Obtained from Wind Tunnel Smoke Tests," *Journal of Aircraft Engineering*, Vol. 23(266), April. 1951, pp. 107~111.

7) Johnson, W., "Model for Vortex Ring Influence on Rotorcraft Flight Dynamics," *AHS 4th Decennial Specialist's Conference on Aeromechanics*, January 2004.

8) Stack, J., Caradonna, F. X., Savaş, Ö., "Flow Visualization and Extended Thrust Time Histories of Rotor Vortex Wakes in Descent," *AHS 4th Decennial Specialist's Conference on Aeromechanics*, January 2004.

9) Brown, R. E., and Aline, G. A., "Fuselage and Tail Rotor Interference Effects on Helicopter Wake Development in Descending Flight," *60th Annual Forum of the American Helicopter Society*, 2004.

10) Brown, R. E., Leishman, J. G., Newman, S. J., and Perry, F. J., "Blade Twist Effects on Rotor Behaviour in the Vortex Ring State," *European Rotorcraft Forum*, September 2002.

11) Heineck, J. T., Yamauchi, G. K., Wadcock, A. J., Lourenco, L., and Abrego, A. I., "Application of Three-Component PIV to a Hovering Rotor Wake," *American Helicopter Society 56th Annual Forum,* May 2000.

12) Green, R. B., Gillies, E. A., and Brown, R. E., "The Flow Field around a Rotor in Axial Descent," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol.534, January 2005, pp. 237~261.

13) Green, R. B., Gillies, E. A., Giuni, M., Hislop, J., and Savaş, Ö., "Observation of the Vortex Ring State," *European Rotorcraft Forum,* September 2014.

14) Yoon, S. K., Lee, H. C., and Pulliam, T. H., "Computational Analysis of Multi-Rotor Flows," *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2016.

15) Aleksandrov, D., Penkov, I., "Optimal Gap Distance between Rotors of Mini Quadrotor Helicopter," *8th International DAAAM Baltic Conference on Industrial Engineering,* April 2012, pp. 19~21.

16) Go, M. G., Choi, Y. H., Cho, S. W., and Ahn, J., "Wind Tunnel Tests and the Trust Characteristics of Propellers Operating in The Vortex Ring State," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Science Fall Conference,* November 2016.

17) Westbrook-Netherton, O., and Toomer, C. A., "An Investigation into Predicting Vortex Ring State in Rotary Aircraft," April 2014.