

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.39.3.210

NACA0015익형을 가지는 로터 깃 끝와류의 후류유동구조

손용준*, 김정현**, 한용운***

Wake Structure of Tip Vortex Generated
by a Model Rotor Blade of NACA0015 Airfoil Section

Yong Joon Sohn*, Jeong Hyun Kim** and Yong Oun Han***

ABSTRACT

Evolution of tip vortex generated by a model rotor blade which has a symmetric blade section has been investigated by use of the laser doppler anemometry. Swirl and axial velocity components of tip vortex were measured by the phase averaging technique within one revolution of a rotor blade. It was found that tip vortex becomes matured until 27 degrees and diffuses afterwards with diffusing rate becoming slower compared to the case of the asymmetric blade section, but the tip loss was expected to become more substantial. Swirl velocity components were well fit to $n=2$ model of Vatistas within measured wake ages, showing the self-similarity exists for the swirl velocity components. The axial components were followed with Gaussian profiles, but had much higher peak values than those of the symmetric blade section.

초 록

대칭익형 단면을 가지는 모형 깃 끝와류의 후류유동구조의 전개과정을 관찰하기 위하여 2차원 LDV 시스템을 이용하여 끝와류의 회전성분과 축성분을 상평균 기법으로 측정하였다. 비대칭익 로터 깃의 특징에 비하여 대칭익 로터깃의 끝와류는 27° 부근까지 성장 과정이 진행되어 다소 늦게 형성되었으며 그 이후부터 상대적으로 완만하게 확산모드가 진행되었다. 회전성분은 실험이 진행된 360° 까지 Vatistas의 $n=2$ 모델에 우수한 접근성을 보이면서 자기상사성을 갖는 것으로 관찰되었고 축방향성분은 비대칭익에 비하여 훨씬 강한 세기로 나타나면서 정규분포 성향을 나타내었다. 이들의 결과들은 대칭익의 경우 로터의 추력 발생면에서 끝단손실이 상대적으로 큰 것으로 확인이 되었다.

Key Words : Symmetric Rotor Blade(대칭익 로터깃), Tip Vortex(끝와류), Laser Doppler Anemometer(레이저 유속계), Phase Average(상평균), Wake Structure(후류 구조)

Nomenclature

 x_r, y_r, z_r : 로터 축 좌표계 [m] r, θ, z : 와류 좌표계

† 2011년 12월 20일 접수 ~ 2011년 3월 4일 심사완료

 R : 로터 반경 [m]

* 영남대학교 기계공학부 대학원

 r_c : 와류 반경 [m]

** 영남대학교 기계기술 연구소

 \bar{r} : 무차원화된 와류반경 (r/r_c)

*** 정희원, 영남대학교 기계공학부

 c : 블레이드 시위길이 (m)

교신저자, E-mail : yohan@yu.ac.kr

 U : 축방향 속도 (m/s)

경북 경산시 대동 214-1

U_{max}	: 최대 축방향 속도 (m/s)	그리스문자	
V_{θ}	: 회전방향 속도 (m/s)	ζ	: 후류시기 (deg)
$V_{\theta max}$: 최대회전방향 속도 (m/s)	Γ	: 순환값 (m^2/s)
V_{tip}	: 로터 깃끝 속도 (m/s)	Ω	: 로터의 회전주기(rad/s)
t	: 시간 [s]	v	: 공기의 동점성계수(m^2/s)
Re	: 레이놀즈수		

1. 서 론

고익의 항공기의 끝와류는 날개끝에서 발생한 후에 항공기의 후방에 전개되어 항공기에 직접적인 공력특성에 영향을 주지 않는다. 그러나, 헬리콥터와 같은 회전익항공기의 날개 끝에서 발생하는 끝와류(tip vortex)는 동체 또는 날개 회전면 주위에서 상당한 시간 동안 머물게 되므로 항공기의 안정성 및 소음 발생에 직접적인 원인을 제공하여 공기역학적으로 비우호적(unfavorable)인 문제점들을 야기 시킨다.

특히, 헬리콥터가 저속하강 비행할 때, 주로터(main rotor) 끝에서 발생한 끝와류의 궤적이 로터 회전면과 일치되는 경우에는 앞선 로터 깃 끝에서 발생한 나선형의 와류 궤적이 후속 깃에 의하여 파단(break-up)되는 현상이 발생하는데 이 경우 주기적 파단 소음과 동반된 진동이 발생하여 주로터에 불안정적 조종특성을 유발시키고 진술적으로 매우 불리한 소음원을 제공한다[1-4].

이론적으로, 끝와류는 한정된 길이를 가지는 3차원 날개의 특성으로서 깃 끝면(tip face) 주위에서 형성되는 단속된 압력차이가 깃 끝을 따라서 주위의 유동에 강한 회전을 제공하므로 회전익 끝의 궤적을 따라서 일정세기의 각운동량을 유지하는 나선형의 와필라멘트(vortex filament) 후류 구조를 유지한다. 따라서, 끝와류의 발생이 피할 수 없는 유동구조이므로 가능한 약한 끝와류를 발생하도록 하거나 발생된 와류의 확산을 가속시키는 전략이 필요하다[5-10].

끝와류는 깃 끝면을 따라서 강한 롤(roll)을 형성한 후에 뒷전을 떠나 일정한 후류거리에 도달할 때까지 계속 성장한다. 성장 후 상당한 거리 동안 확산된 후에 먼 하류에서 소산과정을 거쳐서 소멸되는 단계에서 그 세력을 잃게 된다. 일반적으로, 회전익 끝와류의 생성과 확산구조는 모형실험에서 측정이 가능하지만 소산 및 변형 과정은 매우 먼 후류시기(wake age; 깃 중심으로부터의 회전각도로 표현됨, 즉, 깃의 1회전은 후류시기가 360°로 표현)에서 이루어지므로 실험적 예측이 매우 어렵다. 확산구조에 대한 경우에

도 경험적으로 로터 깃이 2회전 이후의 후류구조를 실험적으로 얻는 것조차 매우 어려운 상황이므로 확산과정 중에서 나선 구조가 형클어지는 불안정적 나선 구조에 대한 실험적 예측은 사실상 어려운 것으로 알려져 있다. 이러한 실험적 난이도의 한계 때문에 수치적 예측결과 등이 발표되고 있지만 실험적으로 검증된 자료제시가 매우 어려운 형편임을 부인할 수 없는 상황이다 [11-13].

따라서, 본 연구에서는 제자리 비행하는 모형 로터 깃 장치를 구성하여 상평균(phase average) 기법을 활용한 레이저 유속측정 장비를 활용하여 끝와류의 생성과 확산 과정을 실험적으로 측정하여 로터 깃의 1회전 내에서 후류시기에 따른 끝와류의 전개 과정을 제시하여 향후, 먼 하류에서 전개될 변형과 소산에 대한 기초자료를 제시하고자 한다.

II. 실험조건

끝와류를 안정되게 발생시키기 위하여 Fig. 1과 같이 두 개의 직선 깃을 고정시킨 시소형 허브(teetering hub)를 사용하여 대칭적으로 고정된 모델 로터 시스템을 구성하였다. 장착된 깃의 단면은 NACA0015인 대칭익을 사용하였으며 시위와 깃의 길이가 각각, 0.05m, 0.45m인 직선깃을 사용하였다. 깃끝의 형상은 직선면으로 하여 강한 끝와류가 형성되도록 하였으며 허브장착을 위한 키파우트(cutout)크기는 회전 반경의 15%를 유지하였다. 각 깃들은 비틀림이 없는 피치각을 4°로 유지하여 강한 와류의 형성을 돕고 또한, 끝와류 거동에 대한 측정이 용이하도록 로터 회전면 하류로 이동시켜 깃의 간섭을 피하도록 구성하였다.

지면효과를 받지 않는 제자리 비행의 유동구조를 모사하기 위하여 로터깃들의 회전면을 수직면으로 구성하고 끝와류로 형성되는 후류경계가 수평방향으로 전개되도록 하였다. 로터의 회전동력은 5kW의 수중모터를 커플링으로 연결하여

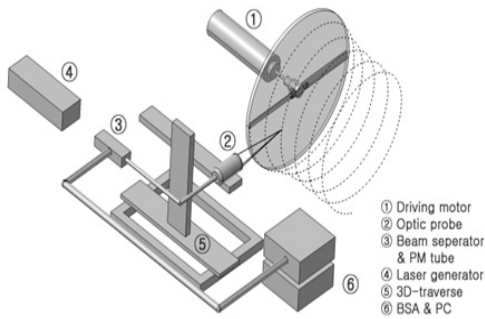


Fig. 1. Rotor disk plane and LDV system

공급되었으며 평균 10시간 이상의 연속시험을 위하여 모터 외벽에 수냉식 회로를 구성하여 냉각시켰다. 모터회전속도는 2100rpm (35Hz)을 유지하여 깃끝마하수, M_{tip} 가 0.29 ($Re=3.27 \times 10^5$)로 고정시켰다. 장시간 운전에 대한 미세 속도 교란을 방지하기 위하여 광학센서에 의한 회전속도를 피드백 회로를 구성하여 ± 3 rpm 이내 오차 범위에서 정격속도를 유지하였다.

실험은 후류시기에 따라서 생성되는 끝와류의 속도벡터를 측정하도록 구성되었다. 일정속도와 고정된 피치각에 의하여 발생된 와류는 깃회전면에서 발생된 하강유동을 따라서 나선형의 궤적을 이루며 이동한다. 즉, 와류의 궤적위치에 따라 후류시기가 변화한다. 따라서, 깃끝에서 일정거리(즉, 특정 후류시기)를 갖는 궤적에 수직한 한 단면에서 끝와류의 중심을 포함한 측정그리드를 구성하였다. 측정은 2차원 레이저 도플러 유속계를 로터 회전반경 바깥쪽에서 로터 중심방향으로 이동 시키면서 회전속도 성분을 상평균하여 측정함과 동시에, 같은 그리드에서 정지되어있는 공기유동을 깃이 회전함으로 유도한 끝와류의 축방향 성분을 역시 상평균하여 얻었다.

두 개의 속도 성분들을 측정하기 위하여 4W 급의 Ar-Ion 레이저 광원(Spectra-Physics)과 2차원 레이저속도계(Dantec)가 활용되었다. 파장이 각각 488, 412 μ m 인 녹색과 청색빔으로 분광된 빔들은 50cm의 초점거리로 집광되어 초점체적의 반경이 약 80 μ m 이내인 조건에서 후방산란(BSA) 장치를 사용하여 동시모드로 측정하였다. 또한, 측정점을 이동시키기 위하여 공간분해능 100 μ m 인 3차원 이송장치를 활용하여 Probe인 경통을 이동시켜 측정하였다.

레이저 간섭을 유도하기 위한 미세한 액적을 초점체적에 부유(seeding) 시키기 위하여 가열 및 압출방식에 의한 특수 제작된 미세알로일

(SAFEX社)을 사용하여 평균 직경 0.1 μ m 인 기화된 액적을 부유시켰다. 부유된 액적은 로터의 회전면 외곽에서 자연대류방식으로 끝와류 궤적에 유입되도록 하여 최대한 발생된 공기유동과 자연스럽게 합류하도록 하였다.

특정한 후류시기에서 끝와류를 측정하기 위하여 와류중심을 포함하는 측정격자를 구성하였다. 일반적으로, 단번에 측정격자를 구성하기 어렵기 때문에 약 3단계를 걸쳐서 조밀격자를 구성하여 완벽히 와류 중심이 격자 내에 포획된 후에 최종 격자를 와류 중심부근에서는 조밀하게 외곽부근에서는 성긴 격자를 선택하여 비균일하게 구성하여 측정하였다. 본 실험에서 사용된 레이저 속도계는 3600 bin의 각 분해능을 갖도록 구성되었으므로 10개의 bin에서 얻어진 상평균 값들을 재평균하여 후류시기를 1° 단위로 제시하여 속도값을 측정하였다.

III. 결과 및 토의

실험은 끝와류의 생성과정과 확산과정에 대한 와류 속도 벡터를 측정하여 회전성분과 축성분을 동시에 측정하여 분석하였다. 또한, 2개의 깃으로 구성되어있기 때문에 후류시기가 180° 이후에는 다른 깃의 영향을 받은 후가 되므로 반회전 이전의 자료와 이후의 자료의 대류 속도에 차이가 있는 것으로 밝혀졌다.

3.1 끝와류의 생성

끝와류는 깃의 직각 끝단면을 따라서 유동이 말려지기 때문에 깃 끝의 회전면 보다 위쪽에서 와류의 중심이 생성되는 것이 관찰되었다. 따라서, 완전히 와류의 세기가 최대가 될 때까지가 성장 단계로 가정된다. Fig. 2은 성장 단계까지의 끝와류의 회전속도 성분을 나타낸 것으로 본 연구에 사용된 로터 시스템의 경우 후류시기가 27° 부근까지가 성장단계인 것으로 관측되었다. 한편, 가로축을 로터 길이로 무차원화하여 1인 점이 로터 반경으로 판단해 보면, 후류시기가 진행될수록 점차 허브근처로 그 궤적이 이동됨을 통하여 로터가 유도한 후류경계의 수축과정(contraction)이 진행되고 있음을 알 수 있다.

대칭익 깃으로 얻어진 끝와류는 비슷한 조건의 비대칭익(NACA2415) 경우[17]에 비하여 와류의 성속도가 늦은 것으로 나타났다. 즉, 최대 와류세기가 17° 근방에서 관측된 것에 반하여 본 실험에서는 27° 근방에서 얻어졌는데 이는 비대칭익의 경우 끝단의 기하학적 형태가 뒷전 부분

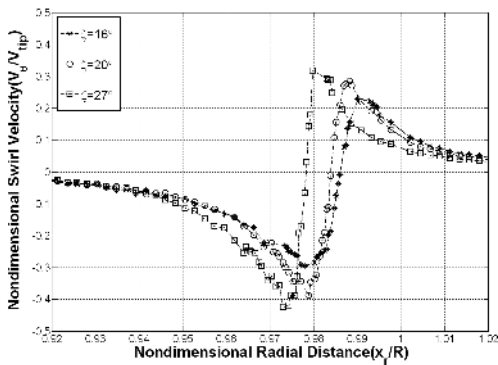


Fig. 2. Maturing process of tip vortex

에서 좀 더 강한 지역적 피치각을 갖기 때문인 것으로 관찰되므로 비대칭익의 끝와류가 더 일찍 확산과정으로 진행되는 이점이 있는 것으로 관찰된다.

3.2 확산특성 및 보존성

후류시기 27° 이후의 회전 성분들을 180° 이전까지 측정된 결과와 180° 이후 360° 까지 측정된 결과들을 Fig. 3에 도시하였다.

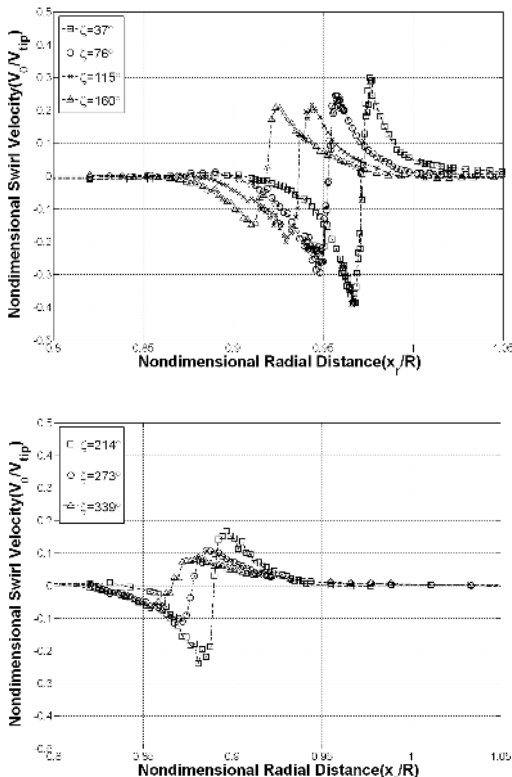


Fig. 3. Swirl velocity profiles

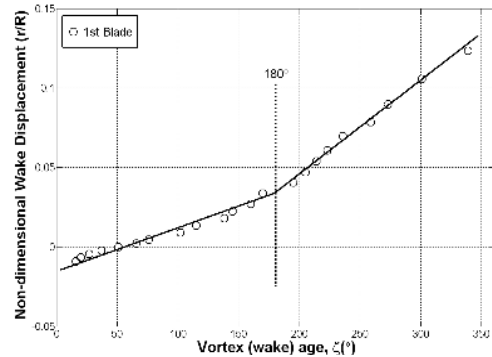


Fig. 4. Core movement and contraction of wake boundary

특기할 것은 180° 까지 회전성분의 최대값들이 단순감소를 보이다가 이후에 200° 근방에서 다시 한 번 상승한 후에 또다시 단순감소를 하는 추세를 보인다. 이 현상은 180° 근방에서 2번째 로터 깃에 의하여 가속된 유도속도에 의해 로터 후류 경계를 따라서 대류속도가 빨라지므로 증가된 전단력으로 공급된 회전성분의 각운동량 증가를 반영한 것으로 관측된다. 이러한 대류속도증가의 영향은 Fig. 4에서 제시된 것과 같이 와류 중심의 기울기가 180° 후에서 증가하는 것으로 증명된다.

얻어진 실험 자료들을 사용하여 끝와류의 확산 과정을 살펴보기 위하여 회전성분의 와선회량의 보존성을 살펴볼 필요가 있다. 이를 위하여, 와류 반경 내부에서는 비점성 강제와류의 특성을 나타내고 와류 반경 외부에서는 점차 점성소산과 난류 영역으로 전개되는 자유와류의 특징을 갖게 되는 것으로 알려져 있으므로 두 개의 성질을 단일식으로 표현한 Vatistas n=2 모델을 식(1)에 적용시켜 보았고 그 결과들이 Fig. 5에 제시되었다[15].

$$V_{\theta} = \frac{\Gamma}{2\pi r_c} \left[\frac{r}{(1+r^{2n})^{1/n}} \right] \quad (1)$$

나선형의 끝와류 궤적은 로터후류 경계의 내측과 외측에서 비대칭적 회전속도성분을 나타내는데 내반경이 외반경에 비해 작으므로 각운동량이 보존되는 전제하에 내부회전 속도 성분의 최대값이 Fig. 6과 같이 외부회전 속도 성분에 비교하여 더 크게 나타나나 후류시기가 진행됨에 따라 자기유도 속도성분의 감소로 인해 더 빨리 감소하는 것으로 나타났다. 그렇지만, n=2 모델을 적용할 경우 Fig. 5에서 관찰된 것과 같이 외부회전 속도와 내부회전 속도 실험 결과는 꽤 정확하게 일치되는 것을 볼 수 있다.

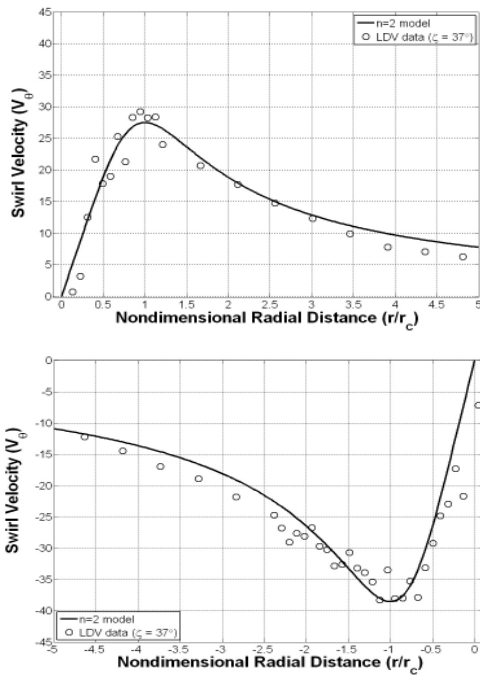


Fig. 5. Swirl velocity of peaks and model fit at 37° of wake age

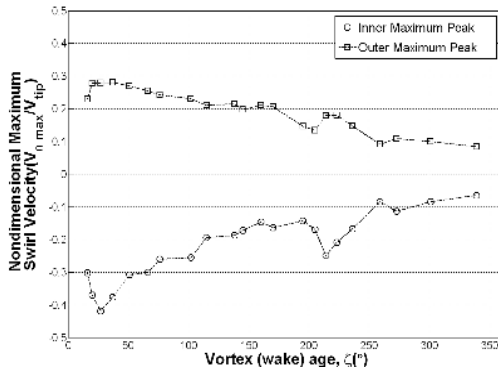


Fig. 6. Maximum swirl velocities

이러한 특징들은 Fig. 7에 제시된 것과 같이 각각 내외측의 최대 속도들에 의하여 무차원된 분포들을 모델에 적용시켰을 때, 180도 이전 및 이후에도 일치되는 것을 볼 수 있다.

위의 결과들에 의해서 관찰할 때, 로터의 1회 전 내에서는 끝와류 내외측에서 모두 비점성 와류를 이루며 전반적으로 2차원 합성와류의 특성이 보존됨을 알 수 있다. 따라서, 모델의 상사성이 유지되는 전제 하에 새로 보완된 회전성분의 최대값들을 이용하여 와류의 크기를 관찰하여 와류의 확산과정을 관찰할 수 있다. 즉, 와류크기

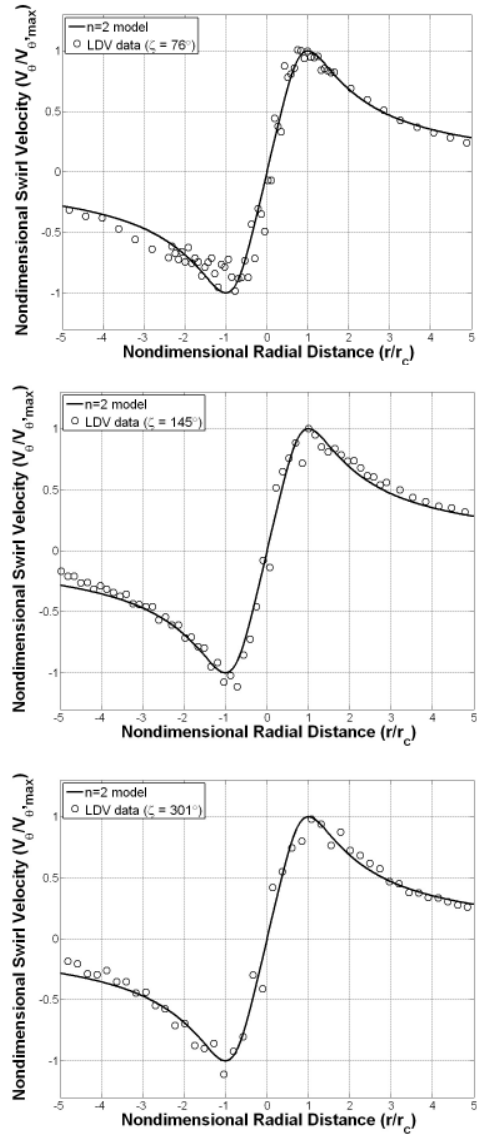


Fig. 7. Swirl velocities and model fits at 76°, 145° and 301° of wake ages

는 최대값들이 나타나는 와류반경들을 더하여 와류 직경으로 정의하면 평균한 값을 와류크기로 정의할 수 있다. 얻어진 평균 반경을 이용하여 식(2)과 같이 모델식[16]을 활용할 수 있다.

$$r_c = r_0 + 0.00855 \sqrt{\delta(\zeta/\Omega)} \quad (2)$$

여기서, δ 는 $\delta v = \text{일정}$, 한 관계로 정의된 공기의 동점성계수, ν 에 대한 실험값이며 ζ 는 후류 시기(rad), 0.00855 또한 실험상수이다. 기존에 발

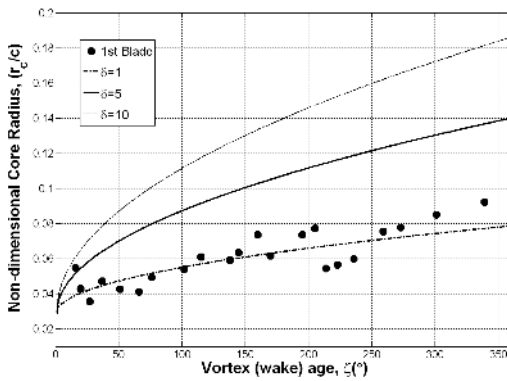


Fig. 8. Core growth rate

표된 다양한 경우에 대한 와류크기의 확산결과들을 식(2)에 적용한 결과와 본 연구 결과들을 Fig. 8에 도시하였다. 그림에서 보는 바와 같이 본 실험결과들은 $\delta=1$ 인 결과에 잘 일치되는 것으로 보인다. 이는 비대칭익들이 $\delta=5$ 인 곡선에 일치되는 결과를 보인 것에 비하여 대칭익 깃의 확산율이 더 작은 것으로 관찰된다. 이는 앞에서 살펴본 것과 같이 비대칭익이 캠버효과에 의한 강한 와류가 생성되는 데 반하여 대칭익의 경우 두께의 역할이 그대로 전달되어 끝와류가 형성되거나 그 확산성능은 작은 것으로 관측된다.

3.3 축방향성분의 특성

끝와류 중심 궤적을 따라서 나타나는 또 다른 속도벡터의 특징은 끝와류의 축방향속도 성분이다. 즉, 3차원 날개 끝에서는 깃끝 궤적에 수직인 방향의 강한 회전이 나타나므로 와류중심에 음압대가 형성되어 마치 깃 끝을 따라서 이동하는 축방향속도 성분이 발생한다. 실제로 허브에서 깃의 끝에 도달하기 전인 전체회전면에서는 부채꼴 형상의 와면(vortex sheet)이 형성되어 와류의 분산을 이루고 있지만 깃 끝에서는 와면이 단절되므로 마치 이동하는 깃 끝을 따라서 분사류 모양의 속도분포 형상이 유도된다. 이러한 분사류 형태의 끝와류 축방향 성분은 회전성분에서 관찰되지 않는 끝와류의 변형과 간섭현상을 간접적으로 알 수 있다. 역시, 180도 이전과 이후의 축방향 속도 성분들을 Fig. 9에 제시하였다.

언어진 축방향속도 성분의 최대값들은 역시 후류시기에 따라서 점차 감소하며 그 폭이 확대되어 전형적인 확산구조를 이루고 있으나 180도 이후에서도 상당한 속도 성분을 관찰할 수 있다.

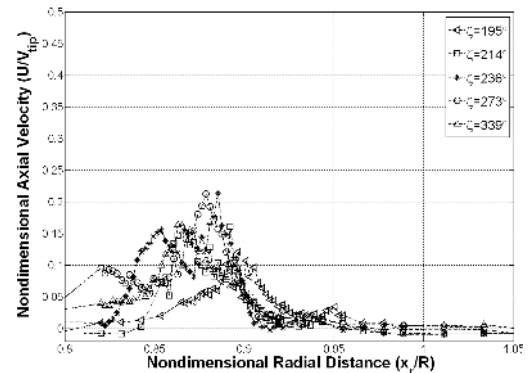
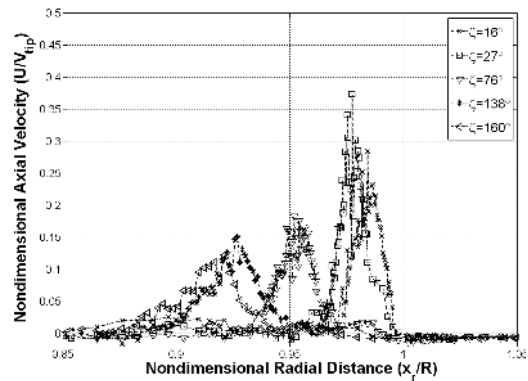


Fig. 9. Axial velocity profiles

이는 회전속도성분과 동일하게 2번째 로터 깃의 영향으로 보인다. 고정익의 축방향 속도 성분은 이상적으로 정규분포인 분사류동특징을 보이지만 나선형의 궤적을 따라서는 약간 허브쪽으로 치우친 정규분포를 갖게 됨을 알 수 있다. 따라서, 식(3)와 같이 정규분포 모델에 적용하므로 끝와류의 변형정도를 관찰 할 수 있다.

$$V_z = (A/t)\exp(-r^2/4vt) \quad (3)$$

Fig. 10은 축방향성분들을 식(3)의 정규분포 모델에 적용한 결과들로서 분사류형의 축방향 유동분포를 보이는 것을 알 수 있다. 특징적인 것은 회전성분에 비하여 축방향성분은 무차원 와류 반경의 3배 이내에서 정규분포 형태를 이루고 있는 것을 볼 수 있다. 이는 회전성분의 벡터분포가 상당히 광범위하게 분포되는 반면에 와류 중심의 강한 음압영역에 의하여 와류 반경방향으로 확대되지 못하는 것으로 관찰된다. 결국, 깃 내부에는 와면(vortex sheet)이 구성되어 2차원 날개주의 강제와류가 계속 형성되고 있는 반면에 후류 경계면에서 와류의 단속 상황이 축방향성분을 주도적으로 이끌고 있음을 알 수 있다. 한편, 180도

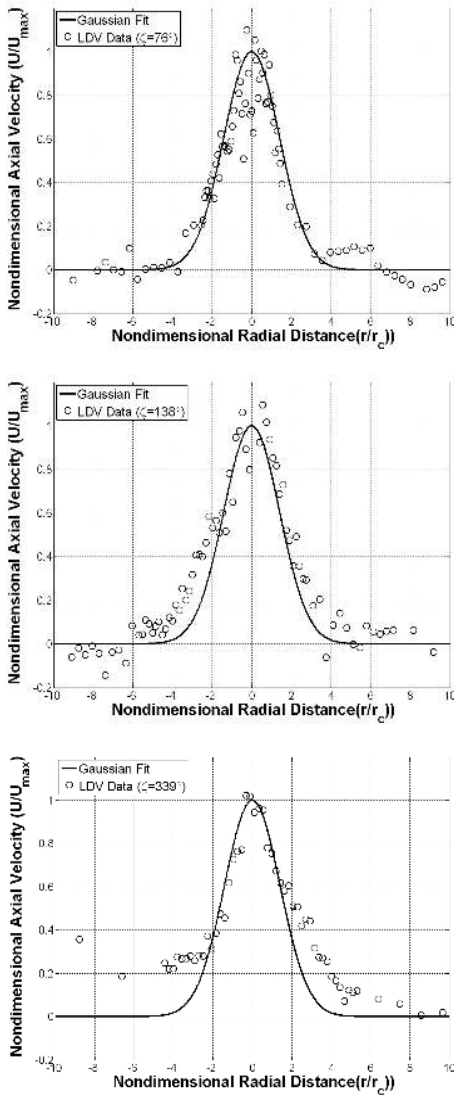


Fig. 10. Axial velocity and Gaussian fit at 76°, 138° and 339° of wake ages

이후의 축방향성분은 다른 것의 후류 영향을 받고 있음을 실험자료에서 보여준다. 따라서, 후류 간섭에 의한 영향은 축방향 성분으로 관찰할 필요가 있다. 이는 회전성분이 강한 와필라멘트를 구성하는데 반하여 상대적으로 허브축을 중심으로 한 또 다른 약한 선회성분이 존재함을 간접적으로 시사한다.

한편, 비대칭날개로 구성된 로터 끝와류의 경우와 비교해 보면 대칭날개 로터의 경우에 최대 값들이 월등하게 크게 관측이 되는데 이것은 비대칭익에 비하여 날개 끝 저항이 크게 나타나

로 끝단손실이 더 크게 나타나는 요인이 될 것으로 예측된다.

3.4 운동에너지의 전환

앞서 관측된 각 방향 속도성분들을 부분적인 후류 특성만을 제시하기 때문에 충분한 후류 구

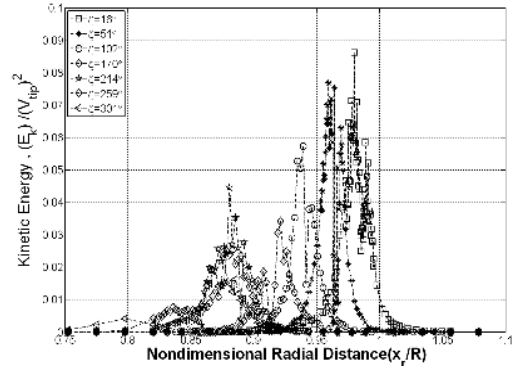


Fig. 11. Mean kinetic energy calculated by tip vortex velocities.

조의 전개 과정을 관측하는데 취약점이 감지된다. 따라서, 각 후류시기에서 측정된 속도성분들을 이용하여 근사적 축대칭 형상의 와류로 가정할 때, 공급된 운동에너지의 크기를 이용하여 후류구조의 전개특성을 관찰할 수 있다. 즉, 근사적 축대칭 와류로 가정하면 식(4)와 같은 평균운동 에너지를 계산할 수 있다.

$$E_k \approx \frac{1}{2} (V_r^2 + V_\theta^2 + V_z^2) \quad (4)$$

그러나, 다른 성분에 비하여 근사적 2차원 축대칭와류로 가정한다면 V_r 성분은 와류의 확장을 나타내는 성분으로서 2차원 축대칭으로 가정할 경우 근사적으로 무시할 수 있으므로 나머지 두 성분으로 계산된 운동에너지의 변화를 관찰할 수 있다. 그 결과는 Fig. 11에 제시하였다.

그림에서 보는 바와 같이 후류시기가 진행될수록 와류중심에 집중되었던 운동에너지는 와류 폭을 확장하면서 로터 깃의 1회전 내에 확산에너지로 전환되는 것을 관찰할 수 있다. 이들을 축대칭 형태의 운동에너지 함으로 표현하면 1회전 내에서는 거의 일정한 값을 보이는데 이는 아직 소산모드로 들어서지 않은 것으로 관찰된다.

IV. 결론

깃끝 마하수 0.29인 정상회전 조건에서 대칭익

단면을 가지는 로터깃의 끝와류를 2차원 LDV장비를 활용하여 1회전 동안 측정된 결과를 통하여 다음과 같은 특성들이 관찰되었다.

1) 비대칭익에 비하여 대칭익의 경우 확산과정에 늦게 나타나며 확산성능 또한 뒤떨어지는 것으로 관측되었다.

2) 나선형의 끝와류 궤적에 의하여 생성된 와류의 중심은 유도속도의 영향으로 인해 로터회전 중심 방향으로 치우친 형태로 나타났으며 각운동량이 보존되므로 내부반경에 의한 회전성분이 더 크게 관측되었다.

3) 조사된 후류시기 동안 회전성분은 Vatistas의 $n=2$ 의 모델에 우수한 접근성을 보이면서 자기상사가 유지되므로 와류중심은 비점성와류의 특성을 나타내었다.

4) 축방향 성분은 정규분포에 가까운 형태를 보였으며 극대값이 비대칭익에 비하여 월등히 크게 예측되므로 추력 발생 시에 로터의 끝단 손실이 비대칭익에 비하여 더 크게 나타날 것으로 예측된다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사드립니다(계약번호 UD100048JD).

참고문헌

1) Schmitz, F. H. *Rotor Noise, Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice*, Vol.1, NASA Reference Publication 1258, Aug. 1991, Chap.2.

2) Dawson, S., Hassan, A., Straub, F., and Tadghigi, H., "Blade -Mounted Flap Control of BVI Noise Reduction Proof- Control of Concept Test", *NASA Rept.* 195078, July 1995.

3) Crouse, G. L., Leishman, J. G., and Bi. N., "Theoretical and Experimental Study of Unsteady Rotor/Body Aerodynamic Interactions", *Journal of the Americal Helicopter Society*, Vol. 38, No. 1, 1992, pp. 55-64.

4) 위성용, 이덕주, "비정상 패널 및 시가전진 자유 후류를 이용한 BVI 비정상 로터 공력 해석," 한국항공우주학회지, 제37권, 제4호, pp. 329-335. 2009.

5) Han, Y. O., and Leishman, J. G., "Experimental Investigation of Helicopter Rotor Tip Vortex Alleviation Using a Slotted Tip Blade", *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 3, pp. 523-535, March 2004.

6) Berry, J. D., and Mineck, R. E., "wind Tunnel Test for an Articulated Helicopter Rotor Model with Several Tip Shapes", *NASA TM* 80080, Dec. 1980.

7) Smith, D. E., and Sigl, D., "Helicopter Rotor Tip Shapes for Reduced Blade Vortex Interaction-An Experimental Investigation", *AIAA Paper* 95-0192, Jan. 1995.

8) Martin, P. B., and Leishman, J. G., "Trailing Vortex Measurements in the Wake of a Hovering Rotor Blade with Various Tip Shapes", *Proceedings of the 58th Annual Forum of the American Helicopter Society International*, AHS Alexandria, VA.2002.

9) Tangler, J. L., "Experimental Investigation of the Subwing Tip and Its Vortex Structure", *NASA CR*-3058, Nov. 1978.

10) Marchman, J. F., and Uzel, J. N., "Effect of Several Wing Tip Modifications on a Trailing Vortex", *Journal of Aircraft*, Vol. 9, No. 9, 1972, pp. 684-686.

11) McAlister, K. W., Tung, C., and Heineck, J. T., "Devices that Alter the Tip Vortex of a Rotor", *NASA TM*2001-209625, Feb. 2001.

12) Ananthan, S., Leishman, J. G., and Ramasamy, M., "The Role of Filament Stretching in the Free-Vortex Modeling of Rotor Wakes", *Proceedings of 58th Annual Forum and Technology Display of AHS International*, Montreal Canada, June 11-13, 2002.

13) Yu. D. O., Jung, M. S., Kwon, O. J., and Yu, Y. H., "Predicting BVI Loadings and Wake Structure of the HART II Rotor Using Adaptive Unstructured Meshes", *International Journal of Aeronautical and Space Science*, Vol. 10, No. 2, pp. 95-105.

14) 이준배, 서진우, 이재원, 이관중, 오세중, "항상된 자유후류 기법을 이용한 비정상 로터-동체 상호작용 시뮬레이션", 한국항공우주학회지 제 38권, 제7호, pp. 629-636. 2010.

15) Vatistas, G. H., Kozel, V., and Mih, W. C., "Simpler Model for Concentrated Vortices", *Experiments in Fluids*, Vol. 24, No. 11, pp. 73-76.

16) Bagai, A., and Leishman, J. G., "A Study of Rotor Wake Development and Wake/Body Interactions in a Hover", *Journal of the Americal Helicopter Society*, Vol. 37, No. 4, 1992, pp. 48-57.

17) Han, Y. O., and Leishman, J. G., and Coyne, A. J., "Measurements of the Velocity and Turbulence Structure of a Rotor Tip Vortex", *AIAA Journal*, Vol. 35, No. 3, pp. 477-485. 1997.