

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(10), 761-769(2013)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.10.761

주로터 제자리 비행 시 익단 와류와 Counter-rotating Vortex의 수치적 관찰

전종혁*, 정인재**, 이덕주*

A Numerical Investigation of the Main Rotor Tip-vortex and Counter-rotating Vortex during Hovering Flight

Jonghyuk Jun*, In Jae Chung** and Duck Joo Lee*

Division of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology(KAIST)*
Agency for Defense Development(ADD)**

ABSTRACT

Effects of helicopter wakes on helicopter aerodynamics are serious, but the wake configuration is very complicated and hard to predict. The purpose of this study is the detailed observation of wake using numerical methods. Vortex lattice method and freewake method are used to track the vortices in the wake. In this paper, the wake configuration is observed during hovering flight.

In the case of hovering flight at the moderate thrust level, besides tip vortex, counter-rotating vortex can be observed at the inboard part of blade. When the vortices move downward, tip vortex and counter-rotating vortex get close and influence to each other. Therefore, vortices are highly distorted due to their own instability.

초 록

헬리콥터의 후류가 공기력에 미치는 영향은 매우 크다. 하지만 후류의 형상은 매우 복잡하며 예상하기 힘들다. 본 연구에서는 수치적인 방법을 통하여 후류를 자세히 관찰할 것이다. 후류에서의 와류를 자세히 관찰하기 위한 수치적 방법으로는 와류격자법과 자유 후류법을 사용하였다. 본 연구에서 제자리 비행에서의 후류 형상을 관찰하였다.

적절한 추력계수를 갖는 제자리 비행에서는 익단 와류 뿐 아니라 블레이드의 안쪽에서 발생하는 counter-rotating vortex도 관찰할 수 있다. 이러한 와류들이 아래로 내려가면서 익단 와류와 counter-rotating vortex가 서로 가까워지며 서로에게 영향을 끼치게 된다. 이에 따라 와류들은 자체적인 불안정성으로 인해 형상이 변한다.

Key Words : Hovering(제자리 비행), Tip Vortex(익단 와류), Counter-rotating Vortex, Wake Configuration(후류 형상)

1. 서 론

헬리콥터의 불안정성은 사고 증가에 직접적인 영향을 미치며 이는 심각한 인적, 물적 손실을

야기한다. Fig. 1은 미 육군에서 2002년부터 2012년까지 사고로 실추된 헬리콥터를 나타낸다.[1] 적과의 대치상황에서 48기의 헬리콥터를 실추한 것에 반해 적과의 대치상황이 아닐 때 179기의

† Received: March 7, 2013 Accepted: September 30, 2013

* Corresponding author, E-mail : djlee@kaist.ac.kr

http://journal.ksas.or.kr/

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

헬리콥터를 실추하였다는 것은 헬리콥터의 본질적인 불안정성에 의한 사고가 많다는 것을 간접적으로 말해준다. 그러므로 이러한 불안정성을 해소하여 사고율을 줄이는 것은 헬리콥터 산업의 발달을 위해 필수적으로 수반되어야 할 것이다. 이를 위해서는 헬리콥터에 작용하는 공력해석이 필수적으로 수반되어야 하며, 그 중 가장 큰 비중을 차지하는 주로터에 대해서는 더욱 정확한 해석이 요구된다.

주로터에 대한 해석은 주로터에 의한 후류에 관한 해석이 동반되어야 하는데 이는 후류에 의해 성능이 변화하고 강한 후류에 의해 동체의 진동과 조종성에까지 영향을 미치기 때문이다. 이렇듯 헬리콥터 후류에 관한 예측은 공력해석에 필수적이지만 강한 와류들이 가까운 거리에서 뭉쳐있는 형태로 복잡하게 나타나기 때문에 정확한 예측이 쉽지 않다.

복잡한 후류를 이해하기 위해 많은 연구가 진행되었다. Landgrebe[2] 는 로터의 익단 와류와 와류면의 거동을 실험적으로 확인하였다. 또한, Caradonna[3] 는 2블레이드 로터에서 익단 와류의 pairing 현상을 실험적으로 관찰하였다. 이와 같이 블레이드의 끝에서 발생하는 익단 와류 이외에도 블레이드 안쪽에서 발생하는 와류를 관찰한 실험도 수행되었다. Kim[4], Ghee[5] 은 블레이드 안쪽에서 익단 와류와 반대방향으로 회전하는 counter-rotating vortex를 관찰하였다. 후류에 관한 실험적인 연구 외에도, Na[6]는 정지비행시의 후류 모형 비교를, Jain[7], 정기훈[8] 은 익단 와류의 pairing 현상을 수치적으로 관찰하였다. Fig. 2는 익단 와류 이외에도 이와 반대방향의 회전을 갖는 counter-rotating vortex에 대한 실험적인 관찰이고 Fig. 3은 익단 와류의 pairing 현상을 수치적으로 관찰한 그림이다.

이와 같은 후류의 형상에 대한 연구 이외에도 후류의 거동의 특성을 파악하기 위한 vortex dynamics 측면에서의 연구도 진행되어 왔다. Widnall[9] 은 나선형태의 와류의 불안정성에 관한 연구를 하였으며, Crow[10]는 서로 반대방향의 와류 강도를 갖는 와류 쌍에서의 불안정성에 관한 연구를 하였다. 미세교란이 있는 와류쌍이 특정 파형으로 모양이 변형되는 불안정한 모습을 보이다 결국 난류유동이 되어 감쇠된다는 Crow의 불안정성 연구는 비행기 이륙 안전거리 추정 의 근간이 되었으며, 비행기 후류의 빠른 감쇠를 위한 연구의 기초자료로도 활용되고 있다.

본 논문에서는 제자리 비행에서의 로터의 후류를 와류격자법과 자유후류법을 사용하여 수치

적으로 관찰한다. 또한, 관찰한 와류형태와 관련된 불안정성 현상에 대해 예측해 본다.

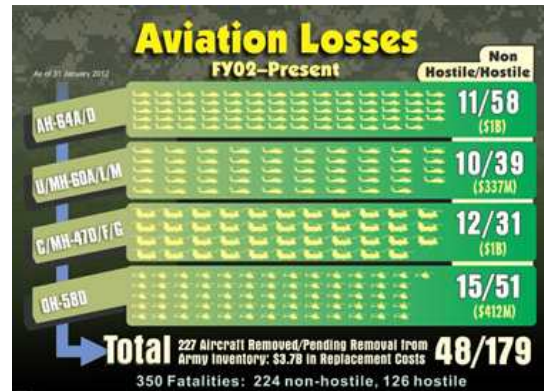


Fig. 1. Helicopter accidents in U.S. Army[1]

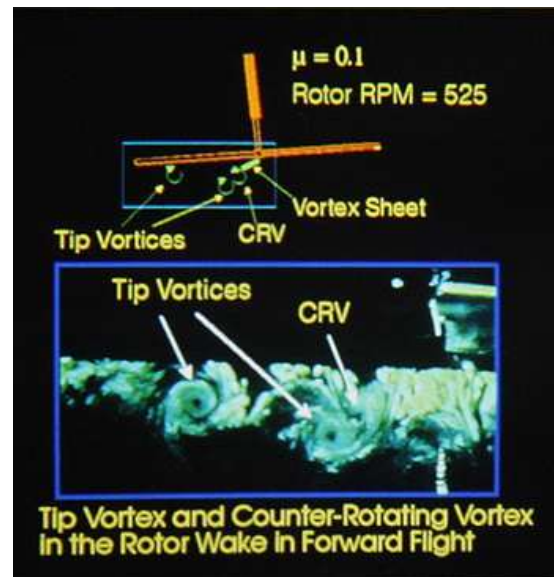


Fig. 2. Experimental observation of Counter-rotating vortex[4]

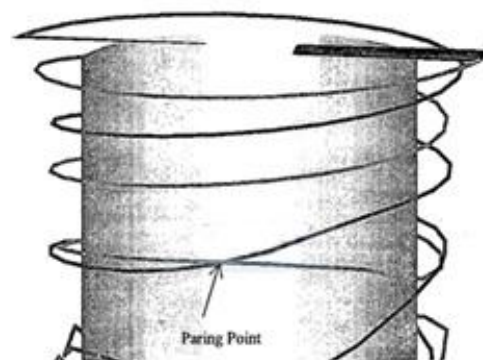


Fig. 3. Numerical analysis about Tip-vortex pairing[8]

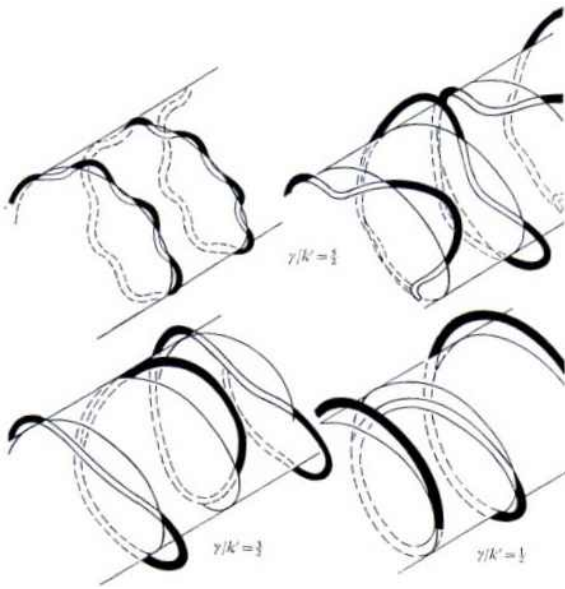


Fig. 4. Widnall instability mode shapes[9]

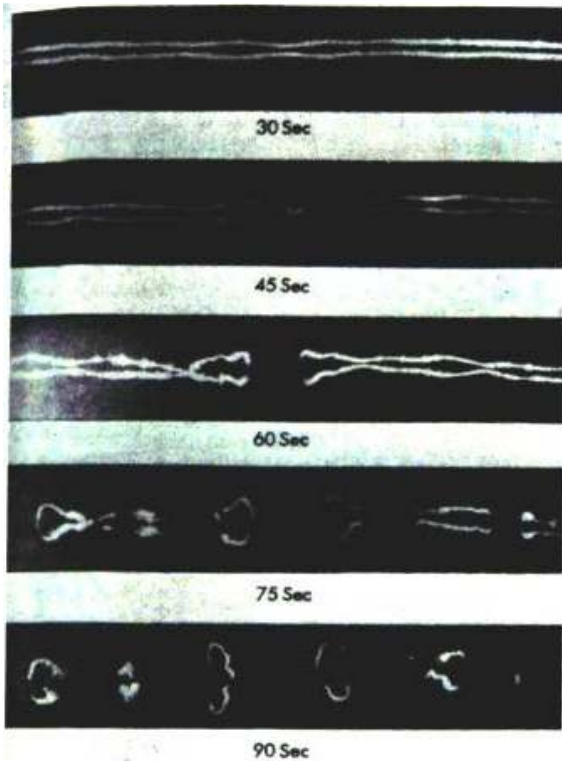


Fig. 5. Crow instability in the wake of an aircraft (B-77)[10]

II. 본 론

2.1 공력 해석 기법

2.1.1 와류격자법

입의의 형상의 3차원 물체 주위에서 물체와

후류를 제외한 영역은 특정 유동 조건 내에서 비압축성, 비점성, 비회전 유동 영역으로 가정할 수 있다. 이러한 가정 내에서 유동은 Laplace 방정식을 만족하는 포텐셜 유동이 되며, 포텐셜을 Φ 라 할 때, 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$\nabla^2 \Phi = 0 \tag{1}$$

포텐셜로부터 속도를 구하는 식은 다음과 같다.

$$\vec{V} = \nabla \Phi \tag{2}$$

그리고 경계 조건을 수식으로 표현하기 위해 속도 포텐셜을 Φ 라하고 물체 고정 좌표계에 대해서 식을 나타내면 다음과 같다.

$$(\nabla \Phi - \vec{V}_0 - \vec{\Omega} \times \vec{r} - \vec{V}_r) \cdot \vec{n} = 0 \tag{3}$$

$$\lim_{r \rightarrow \infty} \nabla \Phi = 0 \tag{4}$$

비압축성 유동의 경우 교란의 전파 속도가 무한대라고 할 수 있기 때문에 각 순간의 경계 조건 변화에 대한 영향이 그 순간 전체 유동장으로 전파된다. 그러므로 매 시간 간격마다 변화된 경계조건으로 식을 풀면 된다. 식(1)을 Green의 상반정리(Green's reciprocal theorem)를 이용하여 적분하면 용출(source)의 세기와 중첩(doublet)의 세기의 합으로 속도 포텐셜의 값을 나타낼 수 있다. 물체 표면의 한 지점에서 거리만큼 떨어진 위치 P점에서의 유동은 다음 식에 의해서 지배 받는다.

$$\begin{aligned} \Phi(\vec{x}, t) = & \frac{1}{4\pi} \int_{S_{Body+Wake}} \mu(s, t) \vec{n} \cdot \nabla \left(\frac{1}{r} \right) dS \\ & - \frac{1}{4\pi} \int_{S_{Body}} \sigma(s, t) \left(\frac{1}{r} \right) dS \end{aligned} \tag{5}$$

또한, 포텐셜을 미분함으로써 이 용출과 중첩의 분포에 의한 속도장을 계산한다.

$$\begin{aligned} \nabla \Phi(\vec{x}, t) = & \frac{1}{4\pi} \int_{S_{Body+Wake}} \mu(s, t) \nabla \left[\frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) \right] dS \\ & - \frac{1}{4\pi} \int_{S_{Body}} \sigma(s, t) \nabla \left(\frac{1}{r} \right) dS \end{aligned} \tag{6}$$

두께가 얇은 블레이드는 두께를 고려하지 않고 블레이드의 형상을 대표하는 면에 특이값을 분포시킴으로써 해석이 가능하다. 이러한 해석은

해의 정확도를 높일 수 있을 뿐만 아니라, 계산 시간을 크게 절약하는 장점을 갖는다. 위 식을 미분한 식에서 용출을 분포시키지 않고 중첩만을 분포시킨 후 이 식을 공간에 대해 미분함으로써 속도장을 계산 할 수 있고 물체의 경계조건 식을 적용한다. 여기서 근사화된 블레이드면에 분포하는 중첩은 같은 크기의 순환(circulation) 강도 Γ 를 갖는 와격자로 바꿀 수 있고, 이러한 방법을 와류 격자법(vortex lattice method)이라고 하는데, 그 유도 속도는 Biot-Savart 법칙을 이용하여 구할 수 있게 된다.

식(6)을 식(3) 경계조건에 대입하여 블레이드 표면의 미지의 순환강도를 선형방정식으로 나타내면,

$$\begin{pmatrix} A_{11} & \cdots & A_{1N} \\ \vdots & A_{ij} & \vdots \\ A_{N1} & \cdots & A_{NN} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_N \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ \vdots \\ RHS_N \end{pmatrix} \quad (7)$$

여기서,

$$A_{ij} = (\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w})_{ij} \cdot \vec{n}_i$$

$$RHS_i = (\vec{V}(t) - \vec{V}_w)_{ij} \cdot \vec{n}_i$$

$$i, j = 1, 2, \dots, N$$

$(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w})_{i,j}$ 는 j-번째 와격자에 의해서 i-번째 와격자의 조절점에 유도되는 속도성분이고, \vec{n}_i 는 i-번째 와격자의 수직벡터 성분이며, $\vec{V}(t)$ 는 물체 고정 좌표계에 대한 블레이드 운동속도와 자유흐름에 의한 속도의 제어점에서의 속도성분이고, \vec{V}_w 는 물체 고정 좌표계에 대한 후류의 영향으로 발생하는 제어점에서의 속도이다.

식(7)의 선형방정식을 품으로써 블레이드 표면의 미지의 순환강도를 계산할 수 있으며 계산된 순환강도를 통해 블레이드에 작용하는 공기력을 계산할 수 있다.

회전하는 로터는 비정상 상태이기 때문에 블레이드의 공기력은 비정상 Bernoulli 방정식을 이용하여 구한다. 비정상 Bernoulli 방정식을 이용하여 계산한 블레이드 윗면과 아랫면의 압력차이는 다음과 같다.

$$\Delta p_{ij} = \rho (\vec{V}(t) + \vec{V}_w) \cdot \vec{\tau}_i \frac{\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i-1,j}}{\Delta c_{ij}} + \rho (\vec{V}(t) + \vec{V}_w) \cdot \vec{\tau}_i \frac{\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i,j-1}}{\Delta b_{ij}} + \rho \frac{\partial \Gamma_{i,j}}{\partial t} \quad (8)$$

여기서 하첨자 i는 코드(chord)방향, j는 스패ן(span)방향을 가리키며, Δc_{ij} 는 코드방향 길이, Δb_{ij} 는 스패ן방향의 길이를 나타낸다. 따라서 이 와격자에 의하여 블레이드 몸체에 작용하는 하중은 다음과 같이 된다.

$$\Delta \vec{F} = -(\Delta p \Delta S)_{ij} \vec{n}_{ij} \quad (9)$$

여기서 ΔS 는 와격자의 넓이이다. 이 식으로부터 로터의 힘을 구할 수 있게 된다.

2.1.2 시간전진 자유후류법(Time-marching Freewake Method)

로터 주위의 속도장을 계산하기 위해서는 후류에 의한 유도속도를 계산해야 한다. 매 시간간격마다 블레이드에서 발생하는 후류를 와류성분으로 모사하고 그 유동의 유도속도를 이용하는 방법을 시간전진 자유후류법이라 한다. 와류성분은 와선(Vortex filament)으로 모사하며 이 와선에 의한 유도속도는 Biot-Savart Law를 통해 얻을 수 있다. 길이 $d\vec{l}$ 을 갖는 와선에 의하여 \vec{r} 떨어진 위치에서의 유도속도 $d\vec{V}$ 을 아래의 식을 통해 얻을 수 있다.

$$d\vec{V} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{d\vec{l} \times \vec{r}}{|\vec{r}|^3} \quad (10)$$

위 식에서 알 수 있듯이 $\vec{r}=0$ 인 경우 속도에 대한 특이성이 나타난다. 이러한 이유로 물리적인 가정을 통하여 회전중심 근처에서는 강체 회전하는 와류모델을 적용한다. 대표적인 와류모델에는 Scully 모델[11]과 Vatisas 모델[12] 등이 있다. 본 연구에서는 와선 부근에서 무한대의 유도속도가 계산되는 것을 피하기 위하여 Scully의 와류 모델을 적용한다. Scully의 와류 모델은 아래의 식과 같다.

$$v_\theta = \frac{\Gamma}{2\pi r_c} \frac{r/r_c}{(1+(r/r_c)^2)} \quad (11)$$

r_c : 와류 심(core)의 반경

후류의 곡선을 일반적인 직선으로 생각하여 해석할 수 있으나 곡선으로 매개화하여 후류 영향을 고려 할 수 있다. 일반적으로 3차 스플라인 곡선(cubic spline curve)를 생각 할 수 있으나, 스플라인 곡선은 완전한 원을 이룰 수 없으며, 접선방향 벡터가 비직관적인 값을 가질 수 있다. 또한 와선을 정의하는 점의 개수가 증가하는 경

우에 크기가 큰 삼각 대각행렬을 풀어야 하는 등 여러 문제점이 발생하게 된다. 이러한 이유로 매개혼합 함수(parabolic blending function)를 이용할 수 있다[13].

매개혼합함수 $C(\xi)$ 는 아래와 같다.

$$C(\xi) = (1 - \xi)p(r) + \xi q(s) \tag{12}$$

여기서 r, s, ξ 는 매개변수들이다. $p(r)$ 와 $q(s)$ 는 P_1, P_2, P_3 와 P_2, P_3, P_4 을 각각 지나는 매개 포물선(parametric parabola)이다. 일반화된 매개 혼합곡선은 위치 매개변수 r 과 s 가 코드 길이로 무차원화 되며, ξ 에 대한 선형 관계를 갖는다.

순환(circulation)강도 Γ 를 갖는 곡선으로 묘사되는 와선의 유도 속도는 Moore-Rosenhead 식에 의하여 아래와 같다. 위의 과정은 임의의 지점의 유도 속도뿐 아니라 와선 자체에 유도되는 유도속도를 얻을 수 있으므로 와선의 자체 움직임 모사에 적용될 수 있다.

$$\vec{V} = \frac{1}{4\pi} \int \frac{\vec{r}}{(|\vec{r}|^2 + \mu^2)^{3/2}} \times \Gamma \frac{\partial y(\xi, t)}{\partial \xi} d\xi \tag{13}$$

$y(\xi, t)$ 는 와선 상의 좌표이며, μ 는 와선의 특이성을 제거하기 위한 Rosenhead의 절삭(cut-off) 변수이다.

2.2 수치 방법의 검증 및 연구 결과

2.2.1 UH-60A 익단 와류 궤적 및 sectional Ct를 통한 수치적 방법의 검증

UH-60A에 대한 검증을 위해 알려져 있는 실험 조건에 대해 해석하여 비교해 보았다. 우선 UH-60A에 관한 실험으로는 1989년도 P.F. Lorber에 의해 수행된 실험이 있다[14]. 1:5.73의 비율로 축소된 UH-60A의 model rotor에 대하여 공력 측정 및 유동가시화에 관한 실험을 하였다.

Lorber는 이 실험을 통하여 특정 추력계수에 서의 sectional C_T 를 측정하고 익단 와류의 궤적을 추적하였다. 이에 본 연구에서 사용하는 와류 격자법과 자유후류법을 동일한 조건을 해석하여 실험치와 비교해 보았다.

기준이 되는 실험의 조건은 $C_T/\sigma=0.085$, $M_{Tip}=0.628$ 로 제자리 비행조건과 유사한 추력계수를 갖는 상황에 대하여 비교하였다. 블레이드의 와류격자는 코드 방향으로 19개 스패 방향으로 28개이며 시간전진 방법은 Runge-Kutta 4차를 사용하였다. 초반에 발생한 후류가 뒤쪽으로 빠져

안정화 된 이후의 추력을 보기 위해 12 바퀴 이후의 추력 및 sectional C_T 를 관찰하였으며 1바퀴를 36번의 시간간격으로 나누어 해석하였다. 실험의 조건인 $C_T/\sigma=0.085$ 를 만족시키기 위한 콜렉티브 피치는 8.6° 로 이는 실험에서의 콜렉티브 피치인 10.2° 와는 차이가 있지만 전산유체역학을 이용한 다른 해석 결과(Jung : 9.2° , Ahmad : 9°)와는 유사하다.

해석 결과를 살펴보면 Fig. 6, 7은 자유후류법을 통해 구한 익단 와류의 궤적과 실험에서의 익단 와류의 궤적을 비교한 것이다. 실험은 네모난 점으로 자유후류법을 통한 익단 와류의 위치는 실선으로 표시하였다. 다소간의 차이는 있지만 유사한 경향을 보이는 것을 확인할 수 있다.

Figure 8은 제자리 비행에서의 블레이드 스패 방향으로의 sectional C_T 를 보여준다. 동그란 점은 실험값이며 실선은 본 연구에서 사용한 와류 격자법과 자유후류법을 이용한 해석 결과를, 점선은 Jung 과 Ahmad의 해석 결과를 보여준다. 또한 Fig. 9는 sectional C_T 가 해석 바퀴수가 증가함에 따라 수렴하는 모습을 보여준다. Sectional C_T 그래프에서 익단 부근에서 추력이 상승하는 모습을 확인할 수 있는데, 이는 앞쪽

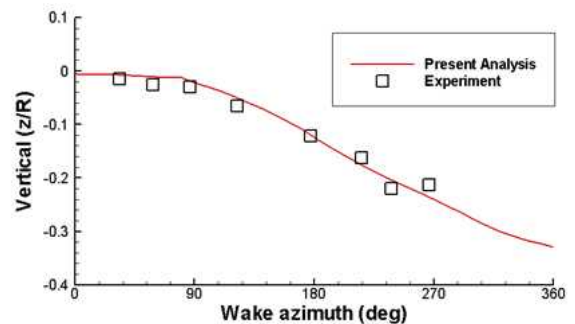


Fig. 6. Tip-vortex location of UH-60A model rotor (z/R)

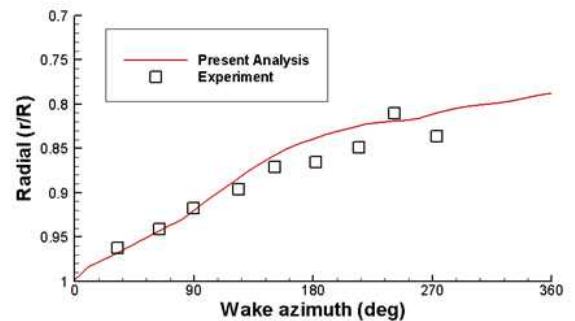


Fig. 7. Tip-vortex location of UH-60A model rotor (r/R)

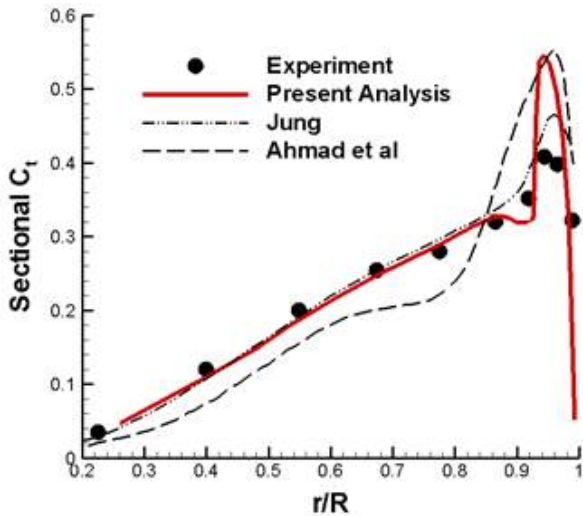


Fig. 8. Sectional C_T

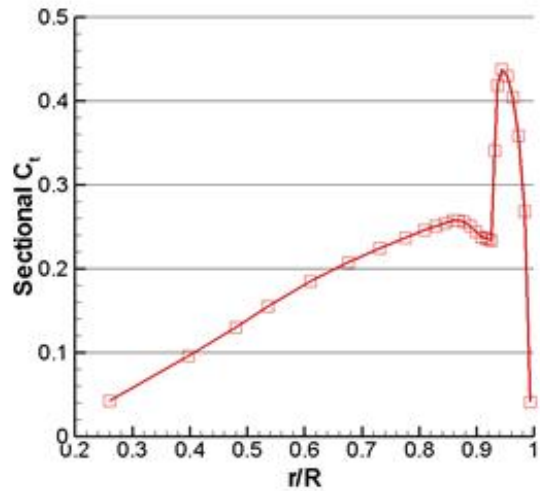


Fig. 10. Blade sectional C_T

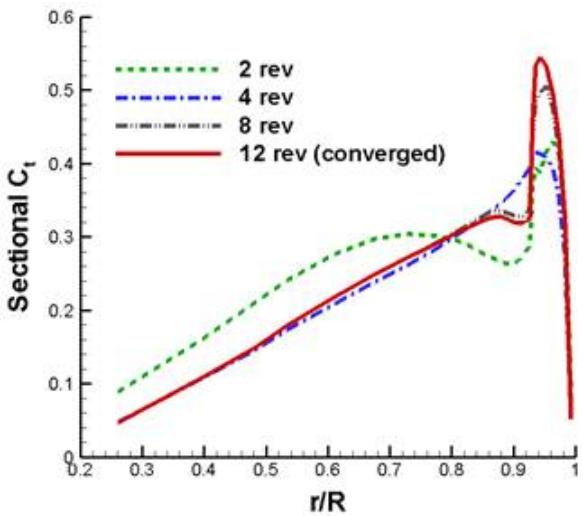


Fig. 9. Sectional C_T convergence during hovering flight

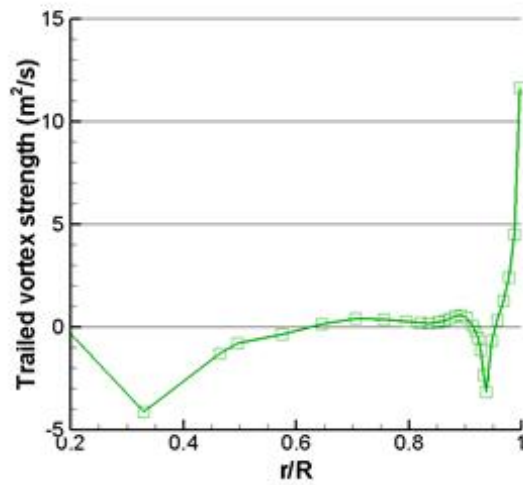


Fig. 11. Blade vortices strength

블레이드에서 발생한 후류가 뒤쪽 블레이드의 익단 부근에서 영향을 주기 때문이다.

2.2.2 제자리 비행 후류 형상

UH-60의 주로터는 twist와 sweep이 있는 4 블레이드 로터이다. 아래는 UH-60 주로터의 전체적인 모습과 블레이드의 와류격자를 나타낸다. 블레이드의 와류격자의 경우, 팁 부분뿐만 아니라 앞에서 발생한 와류가 근처로 지나가는 부분에도 클러스터링을 통해 많은 격자를 삽입하였다.

Figure 10, 11에서 sectional C_T 가 0.9 근처에서 급격한 변화를 보이는 것과 $r/R=0.95$ 부근에서 발생한 와류가 (-) 부호를 가지는 현상을 관찰하였다. 이는 앞에서 발생한 강한 익단 와류

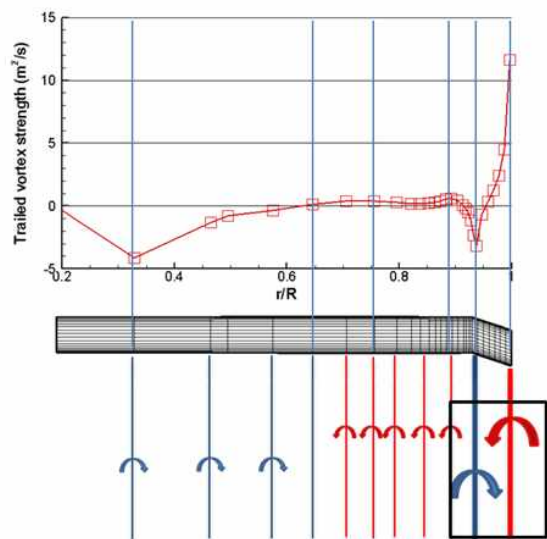


Fig. 12. Trailed vortices distribution

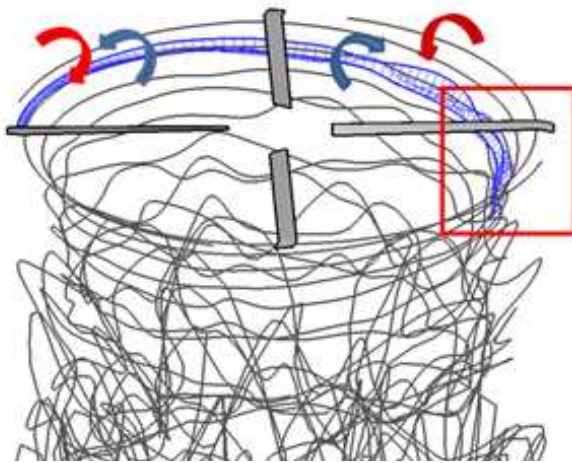


Fig. 13. tip-vortex and inboard vortex of UH-60 during hovering flight

가 블레이드 근처를 지나면서 sectional C_T 와 와류에 영향을 주었기 때문이다.

이러한 반대방향의 강도를 가지는 와류는 후류의 형상과 불안정성에 중요한 역할을 할 것으로 예상하여 이를 자세히 관찰해 보았다. 우선 후류의 형상에 반대방향의 와류를 함께 그려서 와류의 거동이 어떻게 나타나는 지 살펴보았다.

Figure 13은 블레이드에서 익단 와류와 반대방향의 와류가 어떤 형태로 발생되는지에 대한 이해를 돕기 위한 그림이다. Fig. 14는 각각의 케이스에 대한 익단와류와 counter vortex의 위치를 정성적으로 파악하기 위한 그림이다.

Figure 15에서 (a) ~ (g)까지 각 케이스에 대한 익단 와류와 counter vortex의 위치를 확인하였다. Wake age에 따른 z방향의 위치를 표현함으로써 두 와류의 움직임을 비교해 볼 수 있었다. 대부분의 경우, 두 와류가 서로 독립적으로 움직이는 모습을 보인 반면 (f) Blade 1 Tip - Blade 3 Counter에서는 360도 이후 익단 와류와 counter vortex가 유사한 궤적을 그리며 움직이는 모습을 확인할 수 있었다. 이때, counter vortex는 익단 와류가 반대의 강도를 가지고 있는 와류이므로 두 와류가 서로 영향을 줄 것으로 예상할 수 있다. Crow는 서로 반대되는 강도를 갖는 두 개의 직선 와류의 시간에 따른 변화를 와류의 불안정성을 분석함으로써 예측하였다. 본 연구에서 익단에서 반대의 강도를 갖는 두 개의 와류가 보이는 형태는 Crow가 제안한 불안정성이 나타나는 형태와 유사하다. 그에 따라 유사한 형태의 불안정성이 나타날 것으로 예상할 수 있다.

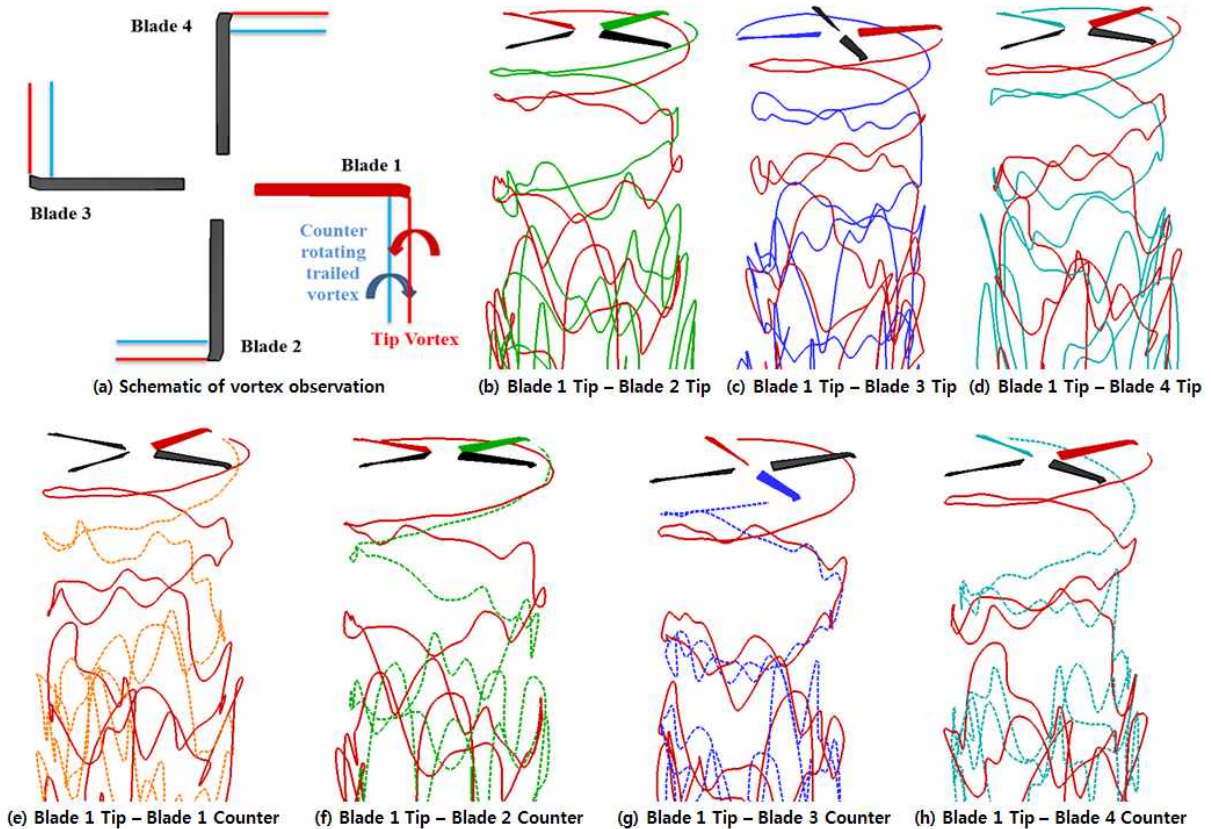


Fig. 14. Numerical investigation of blade tip-vortex

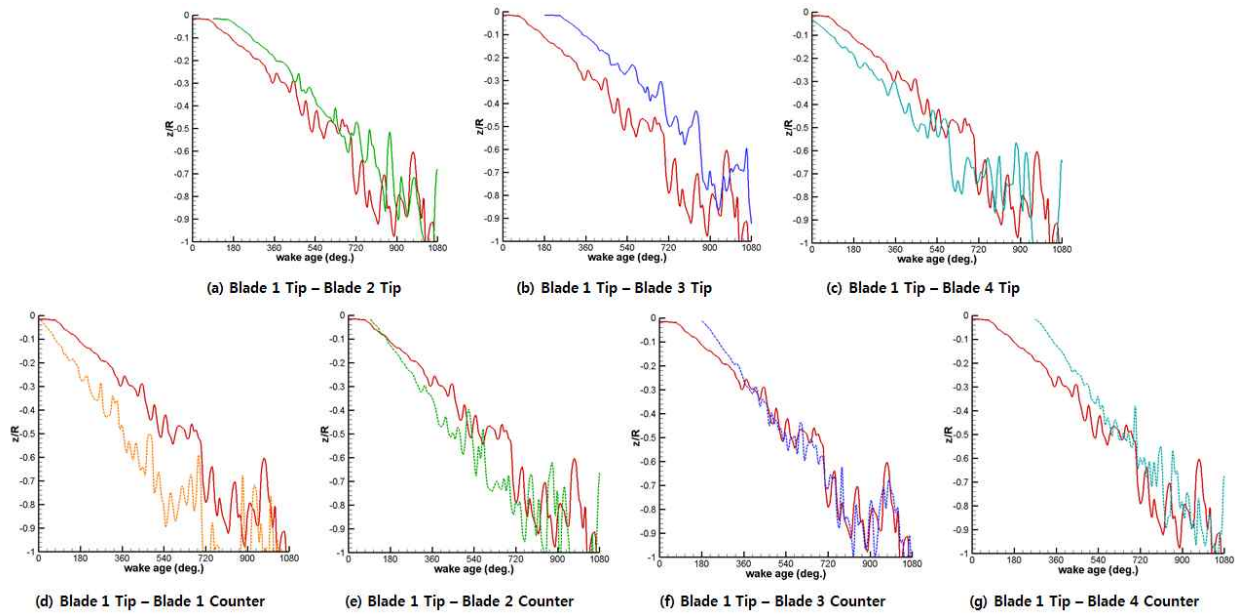


Fig. 15. Trajectories of blade tip-vortices and counter-rotating vortices

III. 결 론

본 연구에서는 UH-60A 주로터의 제자리 비행에서의 후류의 형상을 자세히 관찰하였다.

제자리 비행에서 후류의 형상을 자세히 관찰하기 위해 익단 와류와 블레이드 안쪽에서 발생한 counter-rotating vortex를 함께 관찰하였다. 4 블레이드 로터의 가장 특징적인 현상으로는 전방의 블레이드에서 발생한 익단 와류가 뒤쪽의 블레이드의 익단 부근을 지남으로 익단에서 추력 상승이 발생하는 것이다. 이로 인해 익단 부근에서는 익단 와류와 반대방향의 와류가 생성되는 현상을 수치적으로 관찰하였다. 이러한 반대방향의 와류는 비록 다른 종류의 로터이지만 Kim의 실험에서 확인할 수 있었는데, Kim의 GIT 전진 비행 실험에서 counter-rotating vortex가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 이는 UH-60A 로터에 대해서도 실험적으로 아직 관찰되지는 않았지만 반대방향 와류가 존재할 것으로 예상할 수 있다.

이러한 익단 와류 이외의 반대방향의 회전을 갖는 counter-rotating vortex의 존재는 후류의 불안정성에 영향을 줄 것으로 예상된다. Crow는 직선의 와류쌍이 반대방향의 와류강도를 가지고 있을 때, 서로의 와류에 영향을 주어 불안정해짐에 따라 직선의 와류 형태가 사인파 형태로 교란이 커지는 현상을 수학적으로 설명하였다. 이와 유사하게 블레이드에서의 익단 와류와 이와 반대되는 counter-rotating vortex가 상호작용을 통해

불안정해 질 것으로 예상된다. 이는 Crow instability에 기인한다. 따라서 강한 counter vortex를 발생시킴으로 인해 후류를 더욱 빠르게 불안정하게 만들 수 있을 것으로 예상된다.

이를 토대로 본 연구에서는 UH-60A 제자리 비행 시에 익단 와류와 counter-rotating vortex에 초점을 맞추어 후류를 관찰하였고, 그 결과 제자리 비행에서는 180도의 각도 차이를 갖는 두 개의 블레이드의 익단 와류와 counter vortex가 가까운 거리에서 유사한 움직임을 보이는 현상을 관찰하였다.

위에서 언급하였듯이 가까운 거리의 와류 쌍은 다른 와류들에 비해 상대적으로 강한 상호간의 영향으로 불안정한 모습을 보일 것으로 예상되며 이를 이용하여 헬리콥터 블레이드에서 강한 반대방향 와류를 발생시키면 후류를 더욱 빨리 불안정화시킬 수 있을 것이다. 이로 인해 난류로의 천이가 빠르게 일어나 와류의 강도를 약화시켜 후류의 영향을 줄일 수 있을 것으로 예상된다.

관찰된 결과를 토대로 새로운 현상을 예상해 볼 수 있다. 익단 와류 주변에 강한 counter vortex가 발생하면 와류는 불안정한 모습을 띄게 되며 이는 난류로의 천이를 가속화시킬 것이다. 난류에서는 vortex diffusion이 빠르게 일어나며 이는 후류에 의한 유입류 속도를 감소시켜 로터의 전체적인 성능향상에 영향을 줄 것으로 예상된다.

References

- 1) Barker, James T., "United States Army Aviation Safety," 1st Asian/Australian Rotorcraft Forum and Exhibition, Feb. 12-15, 2012, Busan, Korea.
- 2) Landgrebe, "The Wake Geometry of a Hovering Helicopter Rotor and Its Influence on Rotor Performance," 28th Annual National Forum of the American Helicopter Society, May 1972.
- 3) Caradonna, F.X., Hedley, E., Silva, M., Huang, S., Komerath, N., Reddy, U., Mahalingam, R., Funk, R., Ames, R., Darden, L., Villareal, L., Gregory, J., and Wong, O., "An Experimental Study of a Rotor in Axial Flight," AHS Specialists' Meeting on Aerodynamics and Aeroacoustics, AHS International, Alexandria, VA, Oct. 1997.
- 4) Kim, J.M., Komerath, N.M., Liou, S.G., "Vorticity Concentration at the Edge of the Inboard Vortex Sheet," Journal of the American Helicopter Society, Volume 39, Number 2, 1 April 1994, pp. 30-34(5)
- 5) Ghee T., Berry JD., Zori LAJ., Elliott JW., "Wake geometry measurements and analytical calculations on a small-scale rotor model," NASA TP 3584. 1995.
- 6) Na, S.W., Ryu, K.W. and Lee, D.J., "Comparison of the Helicopter Wake Modeling in Hovering Motion," The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Autumn Conference, 1992.11, pp.307~311.
- 7) Jain, R., Conlisk, A.T., "Interaction of Tip-Vortices in the Wake of a Two-Bladed Rotor in Axial Flight," American Helicopter Society 54th Annual Forum, Washington, DC, May 20-22, 1998.
- 8) Jung, K.H., Na, S.U., Jeon, W.H., Lee, D.J., "Numerical Prediction of Rotor Tip-Vortex Roll-Up in Axial Flights by Using a Time-Marching Free-Wake Method," KSAS International Journal Volume.1 Number.1, 2000.5, 1-12
- 9) Widnall, S.E., "The Stability of a Helical Vortex Filament," Journal of Fluid Mechanics, Vol.54, No.4, 1972, pp.641-663.
- 10) Crow, S.C., "Stability theory for a pair of trailing vortices," AIAA Journal, vol. 8, issue 12, pp. 2172-2179. 1970.
- 11) Johnson, W.J., "Helicopter Theory," Princeton University Press, 1980.
- 12) Vatistas, G. H., Kozel, V., and Mih, W. C., "A Simpler Model for Concentrated Vortices," Experiments in Fluids, Vol. 11, No. 1, 1991.
- 13) Ryu, K.W. and Lee, D.J., "Sound Radiation from Elliptic Vortex Rings: Evolution and Interaction," Journal of Sound and Vibration, 200, (3), 1997.
- 14) Lorber, P. F., Stauter, R. C., Landgrebe, A.J., "A Comprehensive Hover Test of the Airloads and Airflow of an Extensively Instrumented Model Helicopter Rotor," American Helicopter Society 45th Annual Forum, Boston, MA, May 1989.