

## 論文

## 전진 비행하는 탠덤로터의 간섭효과에 대한 수치적 연구

이재원\*, 오세종\*\*, 이관중\*\*, 김덕관\*\*\*

## Numerical Investigation on Interference Effects of Tandem Rotor in Forward Flight

Jaewon Lee\*, Sejong Oh\*\*, Kwanjung Yee\*\* and Deog-Kwan Kim\*\*\*

## ABSTRACT

The objective of this study is to investigate the interference effects due to tandem rotor's overlap in the forward flight. To resolve the instabilities caused by close proximity of the wake to the blade surface, the field velocity approach is implemented to the existing unsteady panel code coupled with a time-marching free wake model. The modified code is then used to investigate the effects of the selected parameters on the forward flight performance of the tandem rotor. The calculated results for rotor separation effect indicate that stagger( $d/D$ ) appears to have little effects on the forward flight performance at high advance ratio and the square of gap( $H/D$ ) is inversely proportional to overlap induced power factor. In addition, it is also shown that the overlap induced power factor increases to a certain extent and decrease back as the advance ratio increases.

## 초 록

본 논문에서는 전진 비행하는 탠덤로터의 로터 겹침에 의한 간섭효과에 대해 연구하였다. 기 개발된 시간전진 자유후류 모델이 고려된 비정상 패널 코드는 후류와 깃(blade)이 아주 근접한 경우에 불안정성이 발생하였다. 이를 제거하기 위해서 장속도기법을 적용하여 코드를 개선하였다. 개선된 코드를 이용하여 전진 비행하는 탠덤로터의 상호작용에 가장 큰 영향을 미치는 인자인 로터 간격과 전진비에 따른 파라메타 연구를 수행하였다. 공력성능의 비교를 통해 겹침유도동력계수는 일정한 전진비 이후에는 로터 사이의 수평 거리의 영향은 거의 받지 않으며, 수직 거리의 제곱에 반비례하는 것을 알 수 있었다. 또한 전진비가 증가함에 따라 겹침유도동력계수는 증가하다가 감소하는 경향을 보였다.

**Key Words** : Rotor Interference(로터상호간섭), Unsteady Panel Method(비정상 패널기법), Time-Marching Free-Wake(시간전진 자유후류), Tandem Rotor(탠덤로터), Rotor Overlap Effect(로터겹침효과), Field Velocity Approach(장속도기법)

## 1. 서 론

날개를 회전시켜 양력, 추력 및 제어력을 얻는 회전익 비행체에서는 깃(blade)에서 발생한 와류가 항공기 기체의 공력 미계수와 주위 유동장에 중대한 영향을 미치게 된다. 이것은 블레이드에

† 2009년 5월 6일 접수 ~ 2009년 6월 22일 심사완료

\* 정희원, 부산대학교 기계기술연구원

\*\* 정희원, 부산대학교 항공우주공학과  
교신저자, E-mail : daedalus@pusan.ac.kr  
부산광역시 금정구 장전동 산30번지

\*\*\* 정희원, 한국항공우주연구원

서 발생한 후류의 공력 특성에 대한 정확한 예측이 비행체의 비행 특성 및 안정성 해석의 핵심적 요소라는 것을 의미한다. 더구나 소형 수직 이착륙 비행체 등 회전익 비행체의 새로운 활용분야로 연구개발이 활발히 진행되고 있는 다중로터 시스템의 경우에는 각 로터 블레이드에서 발생한 후류들의 상호 간섭현상으로 인해 단일로터 시스템에 비해서 현저하게 복잡한 공력특성을 보인다. 다중로터 시스템 중의 하나인 탠덤로터의 경우에는 로터겹침효과(rotor overlap effect)에 의한 공력성능 감소 등의 문제로 인해 설계 및 운용에서 로터간의 간섭효과에 대한 깊은 이해가 반드시 선행되어야 한다.

탠덤로터의 공력특성에 대한 실험적인 연구로는 1950~60년대에 행해진 Dingeldein[1]과 Huston[2]의 연구가 있으며, 비교적 최근의 결과로는 1984년에 Stepniewski와 Keys[3]가 몇몇 실험결과를 합쳐서 정리한 것이 유일하다. 또한 Stepniewski와 Keys는 모멘텀 이론을 바탕으로 탠덤로터의 상호간섭효과를 설명하였고, 전진 비행시 뒤쪽 로터 유도동력(induced power)에 대한 앞쪽 로터의 간섭효과는 앞쪽 후류에서 뒤쪽 로터의 허브(hub) 중심까지의 수직거리와 반비례 관계를 가지고 있음을 실험결과를 통해 보여주고 있다[3]. 그러나 모멘텀 이론의 한계로 인하여 근접한 두 로터에서 생성된 후류사이의 상호작용이 무시되고, 로터의 수직거리(gap), 수평거리(stagger) 및 전진비(advance ratio) 등의 설계 요소별로 로터-로터 상호작용에 미치는 영향은 따로 고려되지 않았다.

수치적 연구의 경우에는 제자리 비행에서도 비정상 유동장의 특징을 가지고, 후류의 영향이 지배적인 탠덤로터 비행체의 특성 때문에 최근에도 후류의 영향이 비교적 잘 고려되는 자유후류 기법(free-wake method)과 포텐셜 기법(potential method) 기반의 연구들이 활발히 수행되고 있다. Bagai와 Leishman[4]은 자유후류기법을 이용하여 탠덤로터를 포함한 다중로터의 후류 형상을 예측하고, 동축반전로터(coaxial rotor) 실험결과를 이용하여 검증하였다. Griffiths와 Leishman[5]은 제자리 비행하는 탠덤로터의 상호간섭효과에 대한 연구를 수행하였다. 그러나 전진 비행시 발생하는 탠덤로터의 상호간섭효과에 대해서는 언급되지 않았다.

본 연구팀에서는 그동안 소형 다목적 다중로터 무인비행체(UAV) 개발[6,7]의 일환으로 다중로터 시스템의 공력해석에 대한 연구를 수행해왔다. 이전 연구에서는 수치적 확산이 작아서 후류

예측에 장점을 보이는 시간전진 자유후류(time-marching free-wake) 모델이 고려된 비정상 용출(source) 및 중첩(doublet) 패널 코드를 개발하여, 동축반전형로터 또는 탠덤로터와 같은 다중로터의 제자리비행과 전진비행에 대한 해석이 가능토록 하였다[8]. 또한 개발된 코드를 이용하여 제자리 비행시 탠덤로터에서 로터 겹침 효과에 따라 발생하는 공력성능의 변화와 동축반전로터의 후류 형상에 관한 연구를 수행하였다[9].

이런 선행연구들은 탠덤로터의 겹침효과에 대한 물리적이고 정성적인 설명을 제공하고 있으나, 여전히 설계변수들의 크기가 바뀔에 따라 전진 비행하는 탠덤로터의 로터-로터 상호작용 양상이 어떻게 변하는지에 대한 구체적, 정량적 연구가 부족한 실정이다. 따라서 본 논문은 로터간의 수직, 수평거리 및 전진비와 같은 설계변수가 전진 비행하는 탠덤로터의 공력성능에 미치는 영향을 자세히 연구하고, 탠덤로터 겹침에 대한 설계 가이드라인을 제공하는 것을 목적으로 한다. 이를 위해서 후류간의 상호작용이 잘 고려되는 자유후류 모델과 연계된 비정상 패널 코드를 이용하여 전진 비행하는 탠덤로터의 로터 겹침면적 변화에 따른 로터 상호간섭효과의 변화를 연구하였다.

기존 코드[8,9]를 이용하여 탠덤로터의 전진비행 해석을 수행할 경우에 후류와 아주 근접한 깃 패널의 중첩 계산 결과에서 불안정성(instability)이 발생하였다. 이런 불안정성 문제를 해결하기 위해서 장속도기법(field velocity approach)을 응용해 후류 형상의 불안정성 해소에 사용되는 와류핵모델(vortex core model)과 와류핵성장모델(vortex core growth model)이 유도속도(induced velocity) 계산뿐만 아니라 속도 포텐셜(velocity potential)을 계산할 때에도 고려되도록 하였다. 수정된 코드는 Dingeldein에 의해 수행되어진 실험결과[1]와 비교해 검증하였다. 개발된 코드를 이용하여 Dingeldein의 실험과 같은 형상 및 추력조건으로 설계변수의 크기 변화에 따른 파라메타 연구를 수행하고, 전진 비행하는 탠덤로터의 상호간섭효과에 각 요소가 미치는 영향을 비교해 보았다.

## II. 수치해석기법

### 2.1 자유후류기법을 이용한 용출 및 중첩 비정상 패널 기법

본 연구에서는 두께효과와 복잡한 형상을 고려하는데 장점이 있는 비정상 용출 및 중첩 패널

기법을 이용하였다. 패널을 형성하는 방법으로는 물체 표면의 네 개의 점을 이어 만든 사각 패널법을 이용하였으며, 용출( $\sigma$ ) 및 중첩( $\mu$ ) 강도는 각 패널에서 일정하다고 가정하였다. 이때  $N$ 개의 collocation point 각각에 대하여 Dirichlet 경계조건은 다음 식 (1)과 같이 표현된다.

$$\sum_{k=1}^N \frac{1}{4\pi} \int_{body\ panel} \mu \hat{\mathbf{n}} \cdot \nabla \left( \frac{1}{r} \right) dS + \sum_{k=1}^{N_c} \frac{1}{4\pi} \int_{wake\ panel} \mu \hat{\mathbf{n}} \cdot \nabla \left( \frac{1}{r} \right) dS - \sum_{k=1}^N \frac{1}{4\pi} \int_{body\ panel} \sigma \left( \frac{1}{r} \right) dS = 0 \quad (1)$$

후류의 유도속도 계산의 효율화를 위해서 후류의 중첩패널은 같은 강도의 포텐셜을 가지는 사각형 와류고리(vortex ring)로 대체되었다. 이때 와선(vortex line)에서 유도되는 속도는 Biot-Savart 식에 의해 계산된다. 그리고 와류 중심에서의 특이성 문제를 해결하기 위해서 Vatisas의 와류핵모델[10]을 사용하였다. Fig. 1에서처럼 와선에 의해 임의의 한 점에 유도되는 속도는 식 (2)와 같이 표현된다. 여기서  $r_c$ 는 와류핵의 반경을 의미하고,  $h$ 는 와선까지의 수직거리를 의미한다.  $n$ 은 임의의 정수를 의미하며,  $n=2$ 일 때 측정된 속도 형상과 가장 일치한다.

$$\vec{\mathbf{V}} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{h}{(r_c^{2n} + h^{2n})^{1/n}} (\cos\theta_1 - \cos\theta_2) \hat{\mathbf{e}} \quad (2)$$

점성에 의한 와류의 확산효과를 주기위해 식 (3)과 같은 Squire의 와류핵성장 모델[11]을 사용하였다. 깃끝 와류(tip vortex)는 초기에는 층류(laminar flow)의 성질을 현저하게 나타내지만, 와류가 발달함에 따라 난류(turbulent flow)로 변하게 된다[12]. 따라서, 층류에 대한 결과를 바탕으로 유도된 Lamb-Oseen 모델에 비해서, 난류에

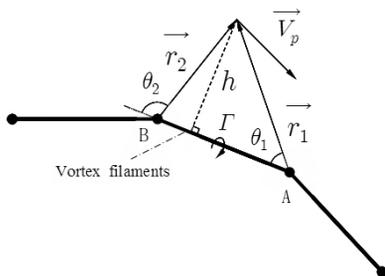


Fig. 1. Schematic of the induced velocity by a vortex line

대한 고려가 있는 Squire의 와류핵성장 모델이 실제 실험값에 더 가까운 결과를 얻을 수 있다 [12].

$$r_c(\zeta) = \sqrt{r_{initial}^2 + 4\alpha\delta\nu\zeta/\Omega} \quad (3)$$

식 (3)에서  $\alpha$ 는 Lamb-Oseen 상수로 1.25643이며,  $\delta$ 는 평균 유효 점성계수(average effective viscosity coefficient)이다. 또한  $\nu$ 는 동점성계수(kinematic viscosity coefficient)이고,  $\Omega$ 는 로터의 회전속도,  $\zeta$ 는 wake age를 나타낸다. 본 연구에서 초기 와류 핵의 반경( $r_{initial}$ )은 블레이드 시위의 10%로 두고 해석하였다.

Bagai와 Leishman은 블레이드에 아주 근접한 와류로부터 생성된 큰 유도속도가 원인인 갑작스런 받음각(angle of attack)의 변화를 회피하기 위해서 인공의 큰 와류핵 반경(artificial large vortex core radius)이 필요하다고 주장하였다 [13]. 본 논문에서는 깃끝 와류의 와류핵모델과 핵성장모델을 내부의 와선에도 적용시켜서 인공 와류핵과 같은 기능을 수행하도록 하였고, 이를 통해 안정적인 공력성능 예측이 가능하였다.

가장 최근에 생성된 후류의 중첩 강도는 Kutta 조건에 의해 뒷전의 윗면과 아랫면 중첩 강도의 차와 같게 하였다. 압력계수는 Bernoulli 식을 통해서 구해지며, 구해진 압력계수에 압축성 효과를 보정하기 위해 Karman-Tsien 법칙[14]을 적용하였다. 유동의 비선형 양상(nonlinear aspects)을 고려할 수 있도록 고안된 Karman-Tsien 법칙은 유동의 국소영역에서 일어나는 변화를 완전히 인지할 수 없는 선형이론(linear theory)에 기반해 도출된 Prandtl-Glauert 법칙에 비해서 좀 더 정확하다[14]고 알려져 있다.

## 2.2 장속도기법

일반적으로 식 (1)을 만족시키는 유일해를 구하기 위해 용출의 분포는 Neumann 경계조건에서 유도된 식 (4)를 이용하여 결정된다. 이는 용출의 크기가 collocation point에서의 kinematic velocity와 같다는 것을 의미한다.

$$\sigma = -\hat{\mathbf{n}} \cdot (\vec{\mathbf{V}}_0 + \vec{\mathbf{v}}_{rel} + \vec{\boldsymbol{\Omega}} \times \vec{\mathbf{r}}) \quad (4)$$

$\vec{\mathbf{V}}_0$ 는 동체고정좌표계(body-fixed coordinate)의 중심이 이동하는 속도이며,  $\vec{\boldsymbol{\Omega}}$ 는 동체고정좌표계의 회전률을 의미한다.  $\vec{\mathbf{v}}_{rel}$ 는 동체고정좌표계에 대한 상대운동속도이다.

그러나, 식 (1)과 (4)로부터 구해진 속도 포텐

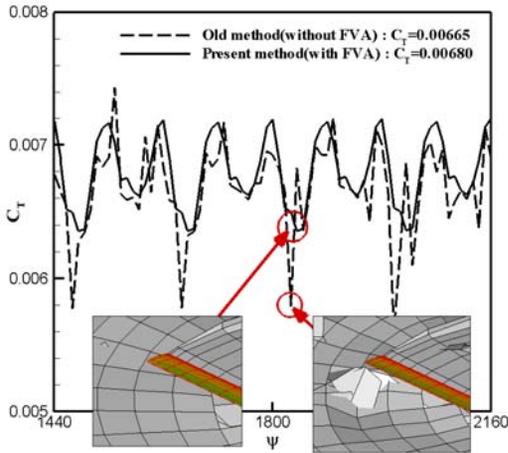


Fig. 2. Thrust coefficient history of tandem rotor with respect to analysis methods

설은 식 (2)를 통해 구해지는 유도속도와 달리 와류해모델과 와류해성장모델이 적용되지 않은 값이다. 이는 속도 포텐셜을 미분한 값과 속도 사이에 차이가 있음을 의미한다. 또한 계산하는 과정에서 와류패널이 깃 패널과 아주 가까이 위치하게 되면, 깃 패널의 중첩값에 불안정성이 발생하는 단점이 발견되었다. 이로 인해서 일정한 비행조건하에서 Fig. 2의 점선처럼 추력계수가 주기성을 보이지 않고 불안정한 양상을 보인다.

본 연구에서는 이런 불안정성 문제를 제거하기 위해서 장속도기법을 적용하였다. 장속도기법은 기존의 Euler, Navier-Stokes 코드를 이용한 로터 유동장 해석에서 후류의 효과를 후류모델들과 연계해서 고려할 때 사용되는 방법이다. 근접 유동장은 전산유체역학(CFD)을 사용하고 격자계 밖의 깃꼴 와류의 영향은 자유후류기법을 이용하여 공력하중 해석을 수행한다. 이때 깃꼴 와류로부터 생성된 유도속도를 CFD에 전달할 때 사용하는 것이 장속도기법이다[15]. 패널기법에 장속도기법을 응용하여 후류를 근방후류(near wake)와 원방후류(far wake)로 나누고, 원방후류에 의한 영향을 포텐셜 적분이 아닌 유도속도성분으로 치환하는 방법은 Gennaretti와 Bernardini[16]에 의해 깃-후류 충돌(BVI)시에 발생하는 불안정성 문제 해결을 위해 시도되었다.

장속도기법이 적용된 패널기법은 Fig. 3과 같이 후류를 근방후류와 원방후류로 나누고, 원방후류에 의한 유도속도를 식 (5)와 같은 장속도성분으로 치환한다. 그러면 Neumann 경계조건

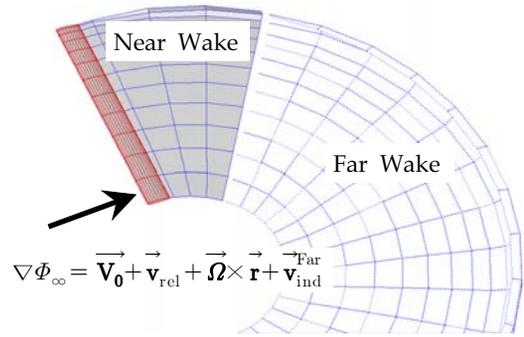


Fig. 3. Near wake and far wake

에 의한 식 (4)는 다음의 식 (6)으로 변경된다. 또한 식 (1)은 다음 식 (7)과 같이 정리된다.

$$\vec{v}_{ind}^{Far} = \sum_{k=1}^{N_{wake}^{Far}} \frac{1}{4\pi} \int_{wake\ panel} \mu \nabla \left[ \frac{\partial}{\partial n} \left( \frac{1}{r} \right) \right] ds \quad (5)$$

$$\sigma_{FVA} = -\hat{n} \cdot \left( \vec{V}_0 + \vec{v}_{rel} + \vec{\Omega} \times \vec{r} + \vec{v}_{ind}^{Far} \right) \quad (6)$$

$$\begin{aligned} & \sum_{k=1}^N \frac{1}{4\pi} \int_{body\ panel} \mu \hat{n} \cdot \nabla \left( \frac{1}{r} \right) dS \\ & + \sum_{k=1}^{N_{wake}^{Near}} \frac{1}{4\pi} \int_{wake\ panel} \mu \hat{n} \cdot \nabla \left( \frac{1}{r} \right) dS \\ & - \sum_{k=1}^N \frac{1}{4\pi} \int_{body\ panel} \sigma_{FVA} \left( \frac{1}{r} \right) dS = 0 \end{aligned} \quad (7)$$

원방후류로 설정할 수 있는 한계는 wake age 가 10°인 지점까지였다. 그보다 더 가까운 위치까지 원방후류로 설정하게 되면 추력이 너무 작게 계산되는 문제가 발생하였다. 따라서 본 연구에서는 식 (7)을 통해서 그 크기가 정해지는 가장 최근에 생성된 후류를 포함하여 wake age가 10도 이내인 후류를 근방후류 부분으로 지정하였다. 식 (6)과 (7)을 통해서 구해진 블레이드 패널 위의 속도 포텐셜은 와류해모델과 점성효과가 고려된 값이다. 수정된 식으로부터 얻은 추력계수는 Fig. 2에서의 실선과 같이 주기성을 보이며, 장속도기법을 이용하지 않았을 때에 비해 물리적으로 타당한 결과를 보이고 있다.

### 2.3 요구동력(Power) 예측기법

전진 비행하는 헬리콥터에서 전체동력(total power)은 유도동력, 형상동력(profile power), 그리고 유해동력(parasitic power)의 합으로 계산된다. 포텐셜 기반의 해석 기법은 점성에 의한 영향을 고려하지 못하므로 형상동력과 유해동력을 예측할 수 없다. 본 연구에서는 기존의 패널기법

코드들에서 동력 예측에 일반적으로 적용하는 2차원 익형 공력 데이터 테이블로부터 각 단면에서의 항력계수를 읽어 형상동력을 계산하는 table look-up 기법을 사용하였다. 2차원 익형 데이터는 실험을 통해 생성된 2차원 익형 데이터가 C81 포맷으로 제공되며, 양력, 항력, 피칭 모멘트 계수 값이 각 받음각( $\alpha$ )과 마하수( $M$ )에 따라 기록된다. 본 연구에서는 먼저 패널기법을 이용하여 블레이드 각 단면의 양력 계수 값을 계산하고, 그 다음 2차원 익형 데이터로부터 계산된 양력 계수와 마하수에 해당하는 받음각을 구한다. 이 때 구해진 받음각은 유입류(inflow)의 영향이 고려된 유효받음각(effective angle of attack)이다. 본 기법에서 후류에 의한 영향은 식 (7)의 두 번째 적분식을 통해 고려된다. 계산된 받음각과 마하수에서 쌍선형(bilinear) 보간법을 이용하여 스펠 방향의 각 2차원 익형 단면의 항력계수를 계산하고, 그 다음 스펠방향으로의 항력값을 적분해 형상동력을 구해낸다.

유해동력은 동체, 로터허브 등에서 발생하는 점성전단효과(viscous shear effects)와 유동박리(flow separation)에 의해서 발생하는 동력손실이다. 유해동력은 일반적으로 특정한 기준면적(reference area,  $S_{ref}$ )과 이 기준면적의 항력계수( $C_{D_r}$ )의 곱으로 나타나며, 유해동력계수는 다음 식 (8)과 같이 표현된다. 여기서  $A$ 는 로터회전면적이고,  $f$ 는 등가평판면적(equivalent flat plate area),  $\mu$ 는 전진비(advance ratio)이다.

$$C_{P_r} = \frac{1}{2} \left( \frac{S_{ref}}{A} \right) \mu^3 C_{D_r} = \frac{1}{2} \left( \frac{f}{A} \right) \mu^3 \quad (8)$$

### III. 해석결과

#### 3.1 탠덤로터 전진비행 검증

Dingeldein의 실험 결과[1]를 이용하여 전진비행하는 탠덤로터의 공력 성능 해석에 대한 검증을 수행하였다. Dingeldein의 실험에 사용된 탠덤로터는 직경이 4.572m이고, NACA0012 익형을 가진 비틀림각이 없는 직사각형 블레이드 2개로 이루어진 로터 두 쌍으로 구성되어 있다. 각 로터의 solidity는 0.054이며, 두 쌍의 로터 면 사이에 수직간격(gap)은 없고 수평간격(stagger)은 로터 직경의 3%이다. 동체의 유해항력을 고려하기 위해 실험에서와 같이 0.1858m<sup>2</sup>의 동체 등가평판면적(equivalent flat plate area)을 사용하여 전진비에 따른 동력의 변화를 측정하였다. 실험에서

Table 1. Rotor tip path plane angle

Advance ratio	$\alpha_{TPP} (^{\circ})$
0.075	-0.27
0.110	-0.58
0.145	-1.00
0.190	-1.72
0.240	-2.75
0.295	-4.15

는 먼저 앞쪽 로터만 설치된 상태로 추력계수를 0.0034로 고정하여 트림을 잡았다. 그 후에 뒤쪽 로터를 추가하고 추력계수가 2배가 되도록 설정하여 동력계수를 측정하였다. 탠덤로터 실험에서 앞쪽 로터의 제어입력은 단일로터 실험에서 사용된 값을 그대로 이용하고, 트림은 뒤쪽 로터의 제어입력만을 이용하여 조절하였다. 본 연구에서도 실험과 동일한 방법으로 트림 계산을 수행하였다. 또한 추진력이 유해항력의 크기만큼 발생하도록 식 (9)에 의해 로터 깃끝 회전면 받음각( rotor tip path plane angle,  $\alpha_{TPP}$ )을 정하였다. 해석에 사용된  $\alpha_{TPP}$ 는 Table 1과 같다.

$$\alpha_{TPP} = \sin^{-1} \left( \frac{D_f}{T} \right) = \sin^{-1} \left( \frac{f \mu^2}{2 C_{T A}} \right) \quad (9)$$

본 논문에서 각 블레이드의 격자는 시위방향으로 24개, 반경방향으로 12개를 사용하였다. 계산시 방위각(azimuth angle)의 간격은 10°도로 하여 수행하였다. 트림 계산 결과는 다음 Fig. 4와 같다. 앞쪽 로터에서 생성된 후류의 영향을 받는 뒤쪽 로터의 콜렉티브 각(collective pitch angle)이 상대적으로 큰 것을 볼 수 있다. 또한 전진비(advance ratio,  $\mu$ )가 0.075일 때 로터사이의 콜

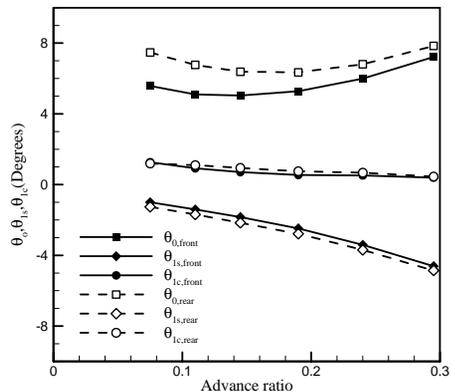


Fig. 4. Tandem rotor's control angles required for trim

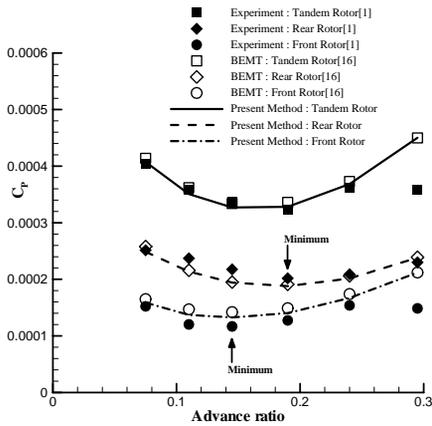


Fig. 5. Level-flight performance with tandem rotor

렉티브각 차이가 약  $1.9^\circ$ 였는데,  $\mu=0.295$ 에서는  $0.6^\circ$  차이로 줄어들었다. 이는 전진비가 증가할수록 앞쪽 후류에 의해 뒤쪽 로터가 받는 간섭효과가 줄어들고 있음을 간접적으로 보여주는 것이다. 전진비에 따른 탠덤로터 간섭효과의 변화는 뒤에서 자세히 다루겠다.

Fig. 5는 전진비에 따른 동력의 변화를 보여주고 있다. 본 연구에서는 형상동력이 table look-up을 통해 계산되기 때문에 사용된 2차원 익형의  $C_d$  데이터에 따라 성능해석 결과는 상당히 민감하게 달라진다. 본 연구에서는 참고문헌 [17]에 있는 표준 거칠기(standard roughness) 조건에서의 2차원 익형 공력데이터를 이용하였다. 이때의  $C_{d_0}$ 는 약 0.01로써, Leishman이 Blade Element Momentum Theory(BEMT)를 이용해서같은 Dingeldein 실험 케이스를 해석할 때 사용한  $C_{d_0}$ 값과 일치한다.

전진비가 0.295인 경우를 제외하고는 전반적으로 실험결과 및 BEMT의 결과와 유사한 경향을 잘 보여주고 있다. 더구나 Dingeldein이 탠덤로터의 특징으로 지적한 뒤쪽 로터에서는 앞쪽 로터보다 전진비가 큰 위치에 동력계수의 최저 지점이 나타나는 경향을 본 기법의 계산 결과가 잘 예측하고 있다. 본 기법과 BEMT의 결과가 앞쪽 로터의 경우에는 실험치보다 동력계수를 크게 예측하고, 뒤쪽 로터의 경우에는 전반적으로 동력계수를 작게 예측하고 있다. 하지만 그 둘의 합으로 구해지는 탠덤로터의 동력계수는 실험결과와 계산값이 잘 일치하고 있다.

### 3.2 로터 겹침에 따른 상호간섭효과

개발된 코드를 이용하여 전진 비행하는 탠덤 로터에서 로터 겹침에 따른 영향을 계산하였다.

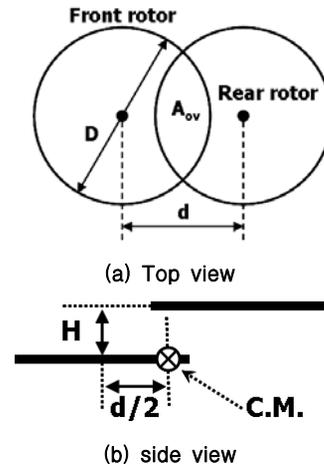


Fig. 6. Definitions of overlap area

계산에 사용된 로터의 형상은 Dingeldein 실험에서 쓰여진 로터형상을 그대로 이용하였으며, 겹침 면적과 간격에 대한 정의는 Fig. 6과 같다.

로터 겹침이 유입류(inflow)에 미치는 영향을 비교하기 위해서 유도동력의 변화를 살펴보았다. 겹침유도동력계수(overlap induced power factor,  $\kappa_{ov}$ )는 분리된 로터에서 생성되는 유도동력 합에 대한 겹침이 있는 로터에서 생성되는 유도동력 합의 비로 나타나는데, 다음 식 (10)과 같이 표현된다.

$$\kappa_{ov} = \frac{(P_i)_{tandem}}{2(P_i)_{single}} \quad (10)$$

선행연구[8,9]를 통해 제자리 비행의 경우에는 Fig. 7과 같이  $d/D$ 가 감소할수록  $\kappa_{ov}$ 는 증가하

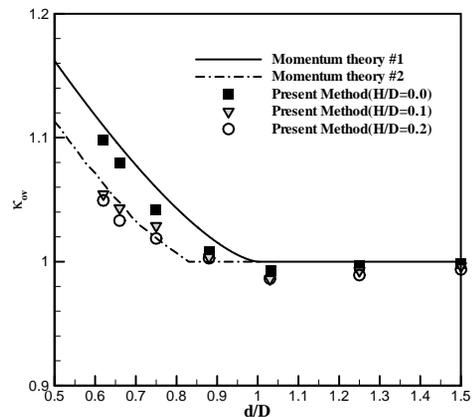


Fig. 7. Induced power factor vs.  $d/D$ : hovering mode

고, H/D가 증가하면  $\kappa_{ov}$ 는 감소하는 경향을 보임을 알 수 있었다. 또한 모멘텀 이론과 계산결과를 통해 아래쪽 로터가 위쪽 로터의 후류 수축(contraction)이 완전히 수렴한 위치 아래에 존재하면 H/D에 대한  $\kappa_{ov}$ 의 변화도 수렴하는 것을 알 수 있다. 제자리 비행에서는 위쪽 로터의 후류 수축이 완전히 수렴한 위치 밑에 아래쪽 로터가 위치하게 되면 상대편 후류의 영향을 받는 면적이 거의 변하지 않아서 H/D에 의한 영향도 수렴하게 되는 것이다.

반면, 전진 비행의 경우에는 앞쪽 로터에서 생성된 후류가 뒤쪽 로터의 회전면(rotor disc) 전체를 감싸며 아래쪽을 지나간다. 따라서 앞쪽 로터는 뒤쪽 로터의 영향을 거의 받지 않지만 뒤쪽 로터는 제자리 비행에 비해서 더 많은 영향을 받게 된다. Fig. 8은 단일로터와 탠덤로터의 앞, 뒤쪽 로터 위에서 측정된 유도유입률을 나타낸 것이다. 앞쪽 로터는 단일로터와 거의 유사한 것을 알 수 있다. 반면에 뒤쪽 로터는 단일로터에 비해서 상당히 증가된 유입률을 보여주고 있다. 또한 전진비와 로터에 따른 유도동력계수의 분포를 보여주는 Fig. 9를 통해 단일로터와 탠덤로터의 앞쪽 로터는 거의 같은 유도동력을 가짐을 알 수 있다. 따라서 탠덤로터의 상호간섭효과는 뒤쪽 로터의 유도동력이 증가하는 크기에 비례한다고 할 수 있다. 모멘텀 이론에 의하면 앞쪽 후류가 뒤쪽 로터에 미치는 상호작용은 앞쪽 후류에서 뒤쪽 로터 허브중심까지의 수직거리인  $h_{rr}$ 의 함수로 나타낼 수 있다[3].  $h_{rr}$ 은 wake skew angle( $\chi$ )과 로터사이의 거리(d/D, H/D)에 따라 결정되며, 모멘텀 이론에서  $\chi$ 은 전진비( $\mu$ )와 앞쪽 로터의 유입률에 의해 식 (11)과 같이 결정된다. Fig. 10은  $\chi$ 와  $h_{rr}$ 의 정의를 보여주고 있다.

$$\chi = \tan^{-1} \frac{\mu}{-\mu \sin \alpha_{TPP} + \lambda_i} \quad (11)$$

$$h_{rr} = \sqrt{d^2 + H^2} \sin \left( \frac{\pi}{2} - \chi + \tan^{-1} \left( \frac{H}{D} \right) \right) \quad (12)$$

참고문헌 [3]에 의하면 모멘텀 이론을 바탕으로  $h_{rr}$ 을 식 (12)와 같이 표현할 수 있다. 또한  $h_{rr}$ 이 감소할수록  $\kappa_{ov}$ 는 증가하며,  $h_{rr}$ 이 0일 때  $\kappa_{ov}$ 가 최대인 2.11을 가짐을 실험결과를 통해 보여주고 있다. 그러나 그 실험이  $h_{rr}$ 에 따른  $\kappa_{ov}$ 의 변화를 측정하기 위해서 앞쪽 로터의 추력,  $\alpha_{TPP}$  그리고 전진속도를 바꿔가며 수행되었기 때문에 같은 추력 조건에서 각 요소별로 로터-로터 상호작용에 미치는 영향은 연구가 부족한 실정이다.

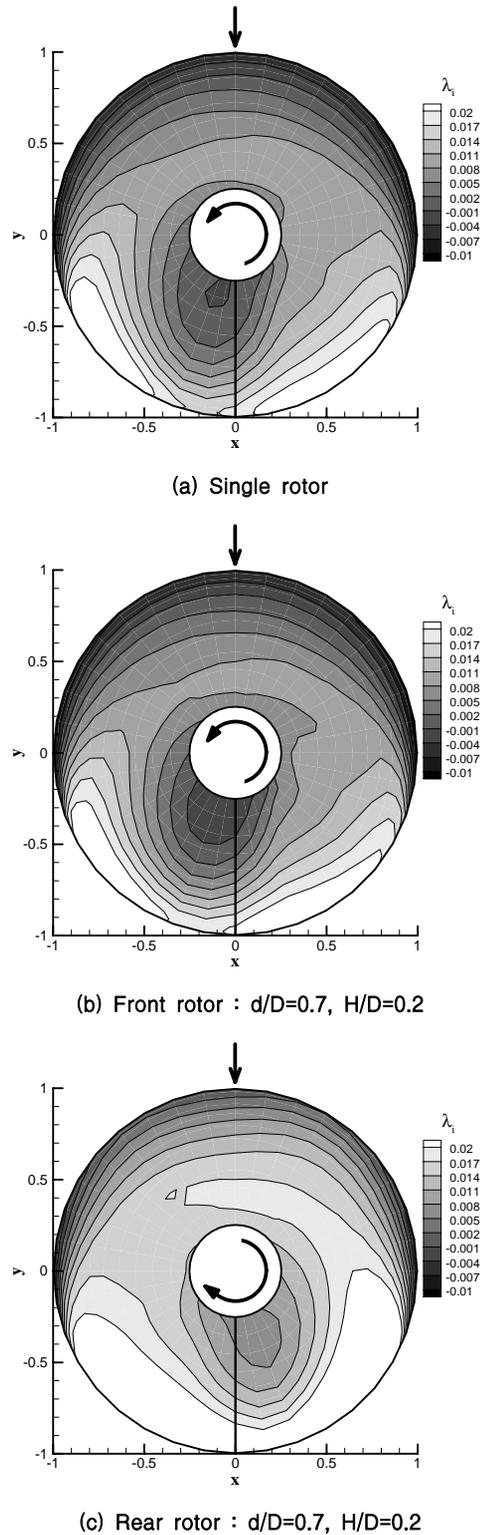


Fig. 8. Induced inflow ratio of single rotor and tandem rotor( $\mu=0.19$ )

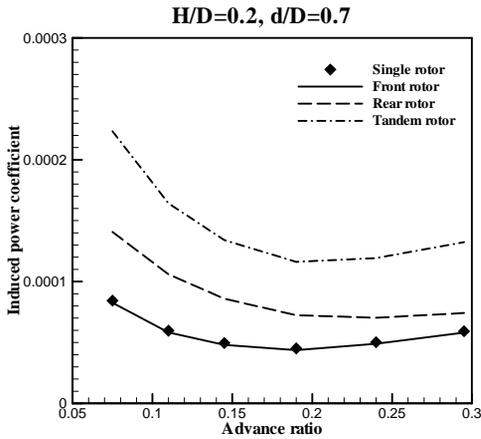


Fig. 9. Induced power coefficient vs. advance ratio

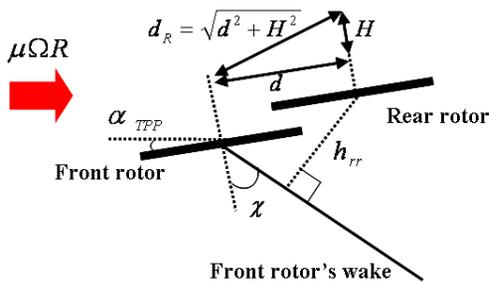


Fig. 10. Definitions of  $\chi$  and  $h_{rr}$

따라서 본 연구에서는 Dingeldein 실험과 같은 추력조건에서 로터간의 수평간격( $0.6 \leq d/D \leq 1.0$ )와 수직간격( $0.0 \leq H/D \leq 2.4$ ) 그리고 전진비( $0.075 \leq \mu \leq 0.3$ )에 따른 파라메타 연구를 통해  $\kappa_{ov}$ 를 계산하고, 로터 겹침에 따른 상호간섭효과의 특성을 비교해보았다.

### 3.3 로터간 수평간격에 따른 영향

모멘텀 이론에 의하면 전진 비행하는 로터면의 유도유입비(induced inflow ratio,  $\lambda_i$ )는 다음 식 (13)과 같이 표현된다. 식 (11)과 식 (13)으로부터 구해진 전진비에 따른  $\chi$ 는 Table 2와 같다.

$$\lambda_i = \sqrt{\frac{(\sqrt{\mu^4 + C_T^2} - \mu^2)}{2}} \quad (13)$$

식 (12)에 의하면 전진비와 H/D가 고정되었을 경우에  $h_{rr}$  변화에 영향을 미치는 유일한 요소는 d/D의 크기이다. d/D가 증가하면  $h_{rr}$ 도 증가하

Table 2. Wake skew angles

Advance ratio	$\chi$ (°)
0.075	61.72
0.110	74.29
0.145	79.95
0.190	82.94
0.240	83.90
0.295	83.64

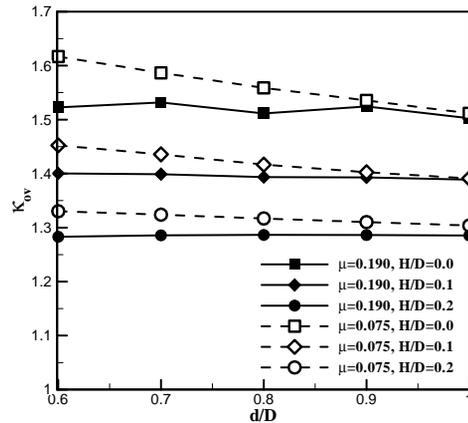


Fig. 11. Overlap induced power factor vs. d/D: forward flight mode

게 되고, 참고문헌 [3]에 의하면 이 경우에  $\kappa_{ov}$ 는 감소하게 된다. 이는 식 (2)에서 볼 수 있듯이 후류의 와선에서 생성되는 유도속도는 수직거리에 반비례하기 때문이다.

Fig. 11은 여러 전진비와 H/D 조건하에서 d/D의 변화에 따른  $\kappa_{ov}$ 의 계산결과를 보여주고 있다. 전진비가 0.075인 경우에는 d/D가 증가하면  $\kappa_{ov}$ 가 감소하는 경향을 보이는데, 이것은 앞에서 언급한 것과 같이 d/D의 증가가  $h_{rr}$ 의 증가를 가져오고 결과적으로 그 효과가  $\kappa_{ov}$ 의 감소로 나타난 것이다.

그러나 전진비가 0.19인 경우에는 H/D=0.0일 때 약간의 진동은 있으나 d/D에 따른  $\kappa_{ov}$ 의 변화량이 1% 미만으로 별다른 영향을 받지 않고 있다.  $\mu$ 가 0.19인 경우에 계산에서 얻어진  $\kappa_{ov}$ 가 d/D의 영향을 거의 받지 않는 이유는 다음과 같다. 로터면 전체에 일정한 유도속도가 들어온다고 가정하는 모멘텀 이론에서 식 (13)을 통해 계산되어지는 앞쪽 로터의  $\lambda_i$ 는 전진비가 0.19인 경우에는 약 0.0178 이다. 그러나 본 연구에서 자

유후류 모델을 이용해 구해진  $\lambda_i$ 의 분포는 Fig. 8(b)와 같이 대부분의 영역에서 0.0178보다 작은 값을 가진다. 참고문헌 [12]에서도 여러 inflow 모델과 실험결과를 비교하여, 전진 비행시 uniform inflow 모델이 자유후류나 실험결과에 비해  $\lambda_i$ 를 크게 예측하는 것을 보여준다. 따라서 자유후류 기법을 통해 예측된  $\lambda_i$ 가 식 (13)을 이용해서 계산된 값보다 작다는 것은 타당한 결과이다. 식 (11)에서  $\lambda_i$ 가 작아지면  $\chi$ 는 증가하게 된다. 즉,  $\mu$ 가 0.19일 경우에 자유후류 모델의  $\lambda_i$ 에 의한  $\chi$ 는 82.94° 보다 큰 값이 된다. 따라서  $\mu$ 가 0.19 이상인 경우에 계산 결과로부터 얻어지는  $\chi$ 는 90°에 가까운 값이 예상된다. 만약  $\chi$ 가 90°라고 가정하면, 식 (12)는 다음과 같이 정리된다. 이를 통해 높은 전진비에서  $h_{rr}$ 는 단지 H/D의 영향만을 받게 되고,  $\kappa_{ov}$ 는 d/D의 영향을 거의 받지 않게 된다는 것을 알 수 있다.

$$h_{rr} = \sqrt{d^2 + H^2} \sin\left(\tan^{-1}\left(\frac{H}{D}\right)\right) \quad (14)$$

$$= \sqrt{d^2 + H^2} \frac{H}{\sqrt{d^2 + H^2}} = H$$

위의 내용을 정리하면 일정한 전진비까지만 d/D와  $\kappa_{ov}$ 의 변화 사이에는 반비례 관계가 유지되고, 그 이후에는 d/D가  $\kappa_{ov}$ 의 변화에 끼치는 영향은 미미해진다. 그 원인은 전진속도 증가에 의한  $\lambda_i$  감소와 그에 따른 wake skew angle의 증가에 있다.

### 3.4 로터간 수직간격에 따른 영향

식 (2)와 같이 와선에 의해 임의의 한 점에 유도되는 속도는 거리의 제곱에 반비례하므로, d/D와 전진비가 고정되고 모멘텀 이론과 같이 후류 형상이 일정하다고 가정하면 유도속도는 H/D의 제곱에 반비례한다는 것을 알 수 있다. 식 (15)는 d/D=0.7인 경우의 계산 결과를 위의 가정을 통해 H/D만의 함수로 근사한 식이다. 이때 a는 전진비에 따른 계수를 의미한다.

$$\kappa_{ov} = \frac{a}{(H/D)^2 + 0.068} + 1.03 \quad (15)$$

Fig. 12는 여러 전진비에 대해서 d/D가 0.7인 경우에 H/D에 따른  $\kappa_{ov}$ 의 계산 결과와 근사식 (15)를 나타낸 그래프이다. Fig. 12는 전반적으로  $\kappa_{ov}$ 가 H/D의 제곱에 반비례하는 경향을 잘 보여주고 있다.

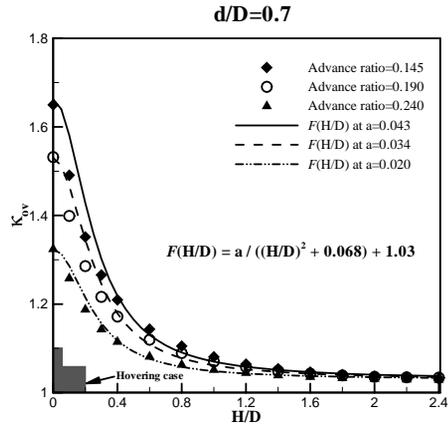


Fig. 12. Overlap induced power factor vs. H/D: forward flight mode

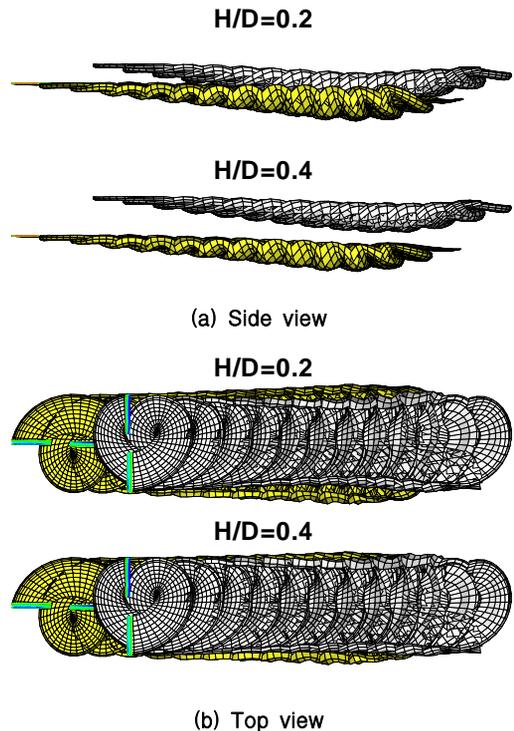


Fig. 13. Wake predictions for tandem rotors at various H/D( $\mu=0.19$ ,  $d/D=0.7$ )

H/D가 줄어들면 앞쪽 로터 후류와 뒤쪽 로터 후류 사이의 간격도 줄어들게 되어 후류-후류 상호작용이 커지게 된다. 따라서 이로 인한 후류 형상의 변화도 H/D가 줄어들수록 증가한다. Fig. 13은 전진비가 0.19이고 d/D가 0.7인 경우에 H/D가 0.2와 0.4인 텐덤로터의 후류 형상을

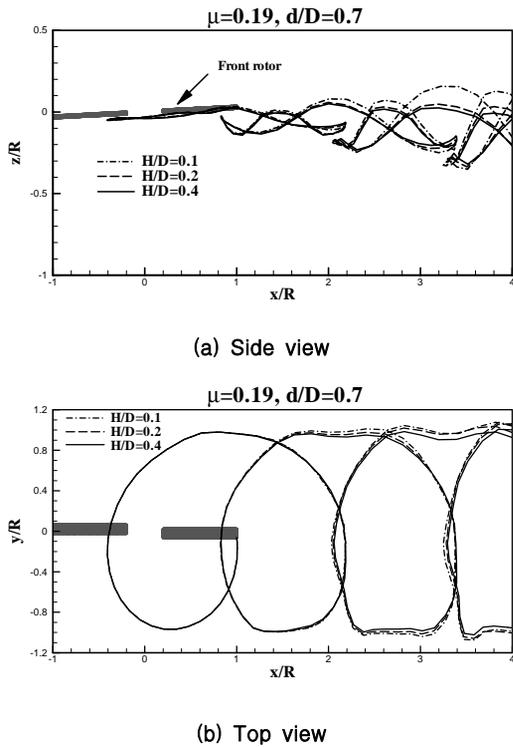


Fig. 14. Tip vortex trajectories of front rotor at various H/D( $\psi=0^\circ$ )

보여주고 있다. H/D가 작아지면 앞쪽 후류가 옆으로 벌어지며 뒤쪽 후류를 감싸는 형상을 가지게 된다. H/D가 감소할수록 앞쪽 로터의 후류 형상 변화가 증가하는 것을 Fig. 14를 통해 더 자세히 확인할 수 있다. Fig. 14에서는 H/D가 작은 경우에 깃끝 와류의 y/R 궤적이 옆으로 더 벌어지고, z/R 궤적은 상하로 더 크게 움직이는 것을 잘 보여주고 있다.

### 3.5 전진 속도에 따른 영향

일정한 로터 간격에서 전진비의 변화에 따른  $\kappa_{ov}$ 의 변화를 계산한 결과는 Fig. 15에 나타나 있다. Fig. 15에 의하면 전진비가 증가함에 따라  $\kappa_{ov}$ 는 전진비가 일정한 지점까지는 증가하다가 그 이후에 다시 감소하는 경향을 보인다. H/D에 관계없이 일반적으로 회전익기의 높은 전진비 기준이 되는  $\mu=0.1$  근처에서  $\kappa_{ov}$ 가 최고값을 보여주고 있다.

이런 전진 속도에 따른  $\kappa_{ov}$ 의 변화는 2가지 측면에서 고려될 수 있다.  $\kappa_{ov}$ 는 앞쪽 로터 후류의 영향으로 발생하는 뒤쪽 로터의 유도유입류 증가

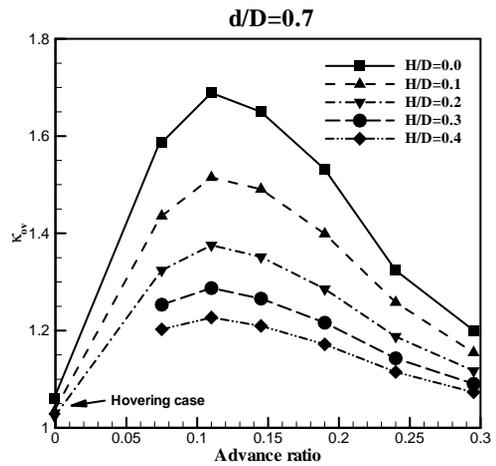


Fig. 15. Overlap induced power factor vs. advance ratio at various H/D

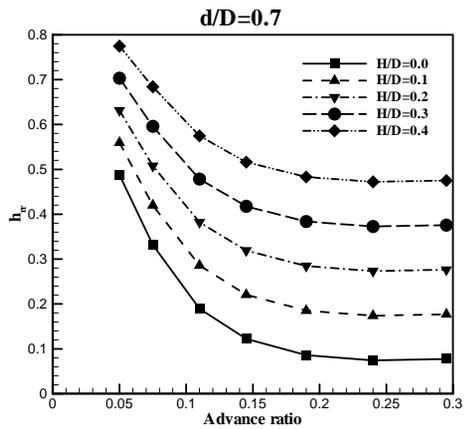


Fig. 16.  $h_{rr}$  vs.  $\mu$  at various H/D

량을 의미하는데, 이런 유도유입류 증가량은  $h_{rr}$ 와 뒤쪽 로터면 아래를 지나가는 깃끝 와선 (blade tip vortex line)의 조밀한 정도에 따라 결정된다. 식 (12)에 의하면 로터사이의 간격이 고정될 경우에  $h_{rr}$ 는  $\chi$ 만으로 결정되는데, 전진비가 증가하면  $\chi$ 는 증가하고  $h_{rr}$ 는 감소하는 관계가 발생한다.  $d/D=0.7$ 일 때, 여러 H/D에서의  $\mu$ 와 식 (12)를 통해서 구해진  $h_{rr}$ 의 관계는 Fig. 16에 그려져 있다. 또한 Fig. 17에서 볼 수 있듯이 전진비가 증가하면 뒤쪽 로터면 아래에 지나가는 깃끝 와선의 조밀한 정도는 감소하게 된다.

$\mu$ 가 0.11보다 작은 경우에는 전진비의 증가에 따라 로터면 아래를 지나가는 깃끝 와선의 조밀한 정도도 줄어들지만,  $h_{rr}$ 가 크게 감소하는 효

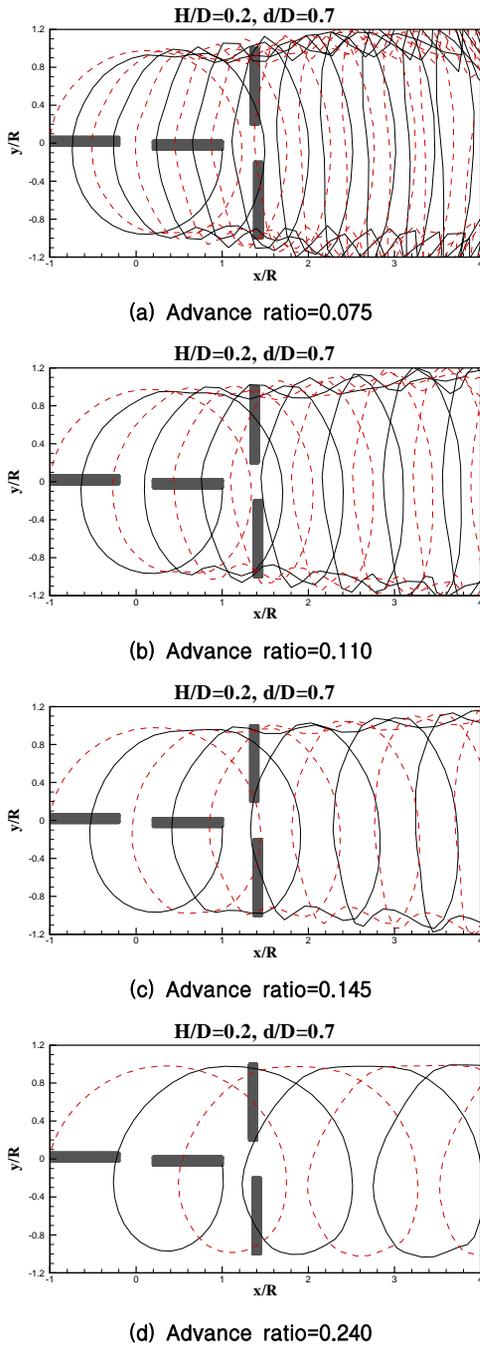


Fig. 17. Tip vortex trajectories of front rotor at various advance ratio

과가 지배적인 영향을 미쳐서 Fig. 15에서와 같이  $\kappa_{ov}$ 가 증가하는 경향을 가지게 된다. 반면에  $\mu$ 가 0.11보다 큰 영역에서는 Fig. 16에서 나타나 있는 것과 같이  $h_{rr}$ 가 수렴하게 된다. 따라서  $\mu$

가 커짐에 따라 뒤쪽 로터면 아래의 깃끝 와선의 조밀한 정도가 감소하는 것이 지배적인 영향을 끼치게 된다. 그로 인해  $\mu > 0.11$ 인 영역에서는  $\kappa_{ov}$ 가 감소하는 경향을 보이는 것이다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 텐덤로터의 겹침효과가 전진 비행 성능에 미치는 영향을 알기위해서 설계변수에 따른 파라메타 연구가 수행되었다. 기존에 개발해 보유하고 있는 시간전진 자유후류 패널 코드를 이용한 텐덤로터의 전진 비행 해석 과정에서, 후류와 깃이 아주 근접할 경우에 포텐셜 크기의 불안정성이 발생하였다. 이 문제를 해결하기 위해서 장속도기법을 적용하였다. 개발된 코드는 Dingeldein이 수행한 실험결과를 이용하여 검증되었고, 그 후에 각각의 설계변수가 텐덤로터의 전진비행 공력성능에 미치는 영향을 계산하였다. 텐덤로터의 상호간섭효과는  $\kappa_{ov}$ 를 이용하여 비교되었으며, 그 결과는 다음과 같다.

1. 일정한  $\mu$ 까지는  $d/D$ 와  $\kappa_{ov}$  사이에는 반비례관계가 유지된다. 그러나 그 영역을 넘어서면,  $d/D$ 의 변화가  $\kappa_{ov}$ 에 미치는 영향은 미미하게 된다.
2.  $\kappa_{ov}$ 는 전반적으로  $H/D$ 의 제곱에 반비례하는 경향을 보였다. 또한 이로부터  $\kappa_{ov}$ 와  $H/D$ 에 관한 관계식을 도출할 수 있었다.  $H/D$ 가 줄어들수록 앞쪽 로터 깃끝 와류의  $y/R$  궤적이 옆으로 더 벌어지고,  $z/R$  궤적은 상하로 더 크게 움직이는 것을 알 수 있었다.
3. 전진속도가 증가함에 따라  $\kappa_{ov}$ 은 증가하다가 감소하는 경향을 보였으며,  $\mu$ 가 0.1인 지점 근처에서  $\kappa_{ov}$ 가 최고값을 가졌다.

#### 후 기

이 논문은 부산대학교 자유과제 학술연구비(2년)에 의하여 연구되었음.

#### 참고문헌

1) Dingeldein, R. C., "Wind-tunnel Studies of the Performance of Multirotor Configurations", NACA TN 3236, Aug. 1954.

2) Huston, R. J., "Wind-tunnel Measurements of Performance, Blade Motions, and Blade Air Loads for Tandem-Rotor Configurations With and Without Overlap", NASA TN D-1971, Oct. 1963.

3) Stepniewski, W. Z. and Keys, C. N., *Rotary-Wing Aerodynamics*, Dover, 1984, pp. 188~190.

4) Bagai, A. and Leishman, J. G., "Free-Wake Analysis of Tandem, Tilt-Rotor and Coaxial Rotor Configurations", *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 41, No.3, 1996, pp. 196~207.

5) Griffiths, D. A., and Leishman, J. G., "A Study of Dual-Rotor Interference and Ground Effect Using a Free-Vortex Wake Model", *American Helicopter Society 58th Annual Forum*, Montreal, Canada, June 11-13, 2002.

6) 채상현, 백선우, 이상일, 김태우, 이준배, 이관중, 오세종, "동축 반전 로터 MAV 개발", *한국항공우주학회지*, 제35권 제10호, 2007.10, pp. 875~883.

7) 김상덕, 변영섭, 송준범, 이병언, 송우진, 김정, 강범수, "동축반전 헬리콥터형 소형 무인항공기 설계 및 제작", *한국항공우주학회지*, 제37권 제3호, 2009.03, pp. 293~300.

8) 박상규, 이재원, 이상일, 이관중, 오세종, "자유후류 기법을 이용한 다중로터 공력해석 프로그램의 개발 및 검증", *한국항공우주학회지*, 제35권 제10호, 2007.10, pp. 859~867.

9) Lee, J., Yee, K. and Oh, S., "Numerical Investigation of Dual Rotors Using a Time-Marching Free-Wake Method", *American*

*Montréal, Canada, April 29 - May 1, 2008.*

10) Vatistas, G. H., Kozel, V., and Mih, W., "A Simpler Model for Concentrated Vortices", *Experiments in Fluids*, Vol. 11, 1991, pp. 73~76.

11) Squire, H. B., "The Growth of a Vortex in Turbulent Flow", *Aeronautical Quarterly*, Vol. 16, Aug. 1965, pp. 302~306.

12) Leishman, J. G., *Principles of Helicopter Aerodynamics*, 2<sup>nd</sup> Edition, Cambridge University Press, 2006.

13) Bagai, A. and Leishman, J. G., "Rotor free-wake modeling using a relaxation technique-including comparisons with experimental data", *Proc. of the 50th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, D.C., USA, May 11-13, 1994.

14) Anderson, J. D., *Modern Compressible Flow With Historical Perspective*, 3rd Edition, McGraw Hill, 2003.

15) Datta, A., Sitaraman, J., Baeder, J. D. and Chopra, I., "Analysis Refinements for Prediction of Rotor vibratory Loads in High-Speed Forward Flight", *Proc. of American Helicopter Society 60th Annual Forum*, Baltimore, USA, June 7~10, 2004.

16) Gennaretti, M. and Bernardini, G., "Novel Boundary Integral Formulation for Blade-Vortex Interaction Aerodynamics of Helicopter Rotors", *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 6, 2007, pp. 1169~1176.

17) Abbott, I. H. and Doenhoff, A. E. V., *Theory of Wing Sections Including a Summary of Airfoil Data*, Dover Publications, Inc., 1959.