1590 大韓機械學會論文集 第 18 卷 第 6 號, pp. 1590~1597, 1994

〈論 文〉

주파수영역 패널기법을 사용한 유도무기형태 동체에 장착된 엇회전식 프롭팬의 공력해석

조 진 수*

(1993년 11월 12일 접수)

Aerodynamic Analysis of Counter-Rotating Propfans Around a Missile-Like-Body Using a Frequency Domain Panel Method

Jinsoo Cho

Key Words: Frequency Domain(주파수영역), 3-D Panel Method(3차원 패널방법), Steady/Unsteady Aerodynamic Analysis(정상/비정상 공력해석), Counter-Rotating Propfans(엇회전식 프롭팬)

Abstract

The aerodynamic analysis of a 6×6 counter-rotating propfan around a missile-like-body has been completed analytically using a frequency domain panel method. The present method requires Fourier transformation of flow field around the propfan in computing the velocities normal to the propfan lifting surfaces. The aerodynamic performance curve is determined by angle of attack and nonuniform inflow conditions. The inflow conditions result from the variations of missile flight speed, angle of attack, propfan location relative to control surfaces and control surface deflection angle. The two cases of propfan location relative to control surface, front and behind, are analyzed and the aerodynamic results are presented.

I. 서 론

현대 유도무기의 추진기관은 주로 로켓엔진이 사용되고 있으나 미국의 크루즈미사일(cruise missile)과 같이 터보제트엔진을 사용하는 유도무기도 있다. 바다속에서 사용되는 어뢰의 경우에는 동체 후미에 장착된 단회전식(single-rotation)스크류를 주로 사용하나, 본 연구에서 다루고 있는 엇회전식 프로펠러(CRP ; Counter Rotating Propeller)와 유사한 엇회전식 스크류를 사용하기도 한다. 아음속으로 비행하는 공중 유도무기의 경우 사정거리가 매우 중요시되는데 터보제트엔진을 엇회전식 터보프롭팬으로 대체할 수 있다면(Fig. 1 참조) 동일한 제원을 유지하면서 사정거리를 20~30% 증가시킬 수 있다. 이러한 새로운 추진장치의 개발을 위해서는 기초적인 공력모사(aerodynamic simulation)가 필수적이다.

엇회전식 프로펠러(CRP)는 1940년대부터 사용되기 시작했으나 학술적인 연구는 별로 활발하지 못했다. 1942년에 Biermann and Hartman[1]이 풍동시험을 통하여 전방 로터와 후방 로터의 동력 배분 등 많은 데이터를 얻었다. 최근에 오일쇼크 이후 터보제트엔진을 대체할 수 있는 프롭팬의 개발이 후 엇회전식 프롭팬에 대한 연구가 비교적 활발해졌다. Harrison과 Sullivan[2,3]은 레이저유속계

*정회원, 한양대학교 기계공학과

(LDV)를 사용하여 CRP주변의 비정상 유동장을 측정하였다. 이론적으로는 Lesieutre와 Sullivan[4,5]이 와류격자법(vortex lattice method)을 사용하여 얻은 준비정상해(quasisteady solution)에 Sears보정을 하는 기법으로 CRP를 해석하였으나 비정상 결과는 믿을 수 없다. Chen과 Williams[6]는 시간영역에서 3차원 포텐셜패널기법을 사용하여 비정상, 비압축성 해를 구했다. 또한 Cho[7]와 Cho와 Williams[8]는 주파수영역에서 3차원 패널방법을 사용하여 좋은 결과를 보여주고 있다. 이 외에도 Euler나 Navier-Stokes급의 전산코드를 사용한 해석도 보고되고 있으나 본 연구와는 직접 관계가 없기 때문에 언급하지 않는다.

본 연구에서는 Cho[7,8]가 개발한 CRP의 정상/비정상 공력해석용 주파수영역 3차원 패널전산기법을 사용하여 Fig. 1과 같이 유도무기에 가상적으로 엇회전식 프롭팬을 장착했을 경우 동체의 받음각과 비균일 흐름에 따른 프롭팬의 공력특성을 해석했다. 이 양력면 패널기법은 선형 압축성 공기역학을 기본으로 고정후류법을 이용하고 있으며 Williams와 Hwang[9]이 개발한 단회전 프로펠러(SRP; Single Rotation Propeller)의 비정상 공력해석용 양력면 패널기법을 기본으로 하고 있다. SRP가 등속회전하는 경우에는 블레이드의 하중을 1개의 주파수로 나타낼 수 있으나 CRP의 경우에는 전방 로터와 후방 로터 블레이드들이 상호작용하여 무한개의 주파수를 유발시킨다. 하지만 고주파수영역은 쉽게 감쇄되기 때문에 통상 앞, 뒤 로터가 상호작용한 공력해석결과를 다수의 조화계수(harmonic coefficient)로 나타낼 수 있게 된다. 이 기법에 대한 자세한 내용은 참고문헌[7,8]과 중복되기 때문에 설명하지 않기로 한다.

위에 언급한 비균일 흐름은 유도무기의 비행속도, 받음각, 조종면(control surface; fin)의 프롭팬에 대한 상대적 위치(프롭팬의 전방이나 후방), 조종면의 처짐각의 변화에서 기인한다. 본 논문은 프롭팬에 대해서 조종면이 전방과 후방에 위치한 경우를 모두 분석한 공력결과를 보여주고 있다. 본 연구는 프롭팬 블레이드와 동체나 허브와의 간섭은 연구목적이 아니고 주위 유동과의 상호작용에 의한 공력변화가 연구 목적이다.

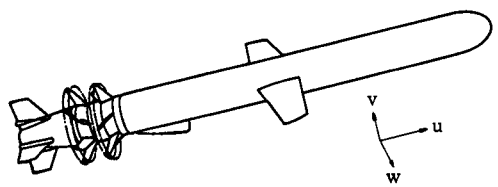

Fig. 1 An imaginary view of subsonic missile with a counter rotating propfan as an alternative power plant

2. 조종면에 대한 상대적 위치에 따른 유동 모델

엇회전식 프롭팬의 위치는 크게 조종면에 대해서 전방 혹은 후방에 위치할 수 있는데 이론적으로는 어느쪽에 위치해도 관계가 없다. 하지만 특히 조종면 뒤쪽에 위치할 경우 조종면의 처짐각에 따라 프롭팬 주위의 유동이 변하게 되고 이에 따른 프롭팬 브레이드의 공력변화가 중요 관심사가 된다.

2.1 조종면 전방에 위치하는 경우

조종면이 프롭팬 뒤에 있다고 가상하는 경우에 일단 조종면이 프롭팬에는 영향을 미치지 않는다고 가정한다. 이 경우 프롭팬에 의한 유동의 교란이 조종면에 미치는 영향이 연구되어야 할 것이다. 따라서 동체에 의한 유동의 교란은 무시하고 받음각을 갖고 있는 균일 유입흐름으로 간주한다. 즉, 이는 엇회전식 프롭팬의 전방, 후방 로터가 일정한 받음각을 받으며 회전하는 경우와 같다. 받음각은 2°에서 10°사이가 가정되었다.

2.2 조종면 후방에 위치하는 경우

조종면이 프롭팬 앞에 있는 경우에는 조종면의 처짐각에 의해 유동이 교란되어 비균일 흐름이 되어 프롭팬의 양력면들이 이 유동장내에서 회전하게 된다. 즉 프롭팬의 전, 후방 로터가 회전하는 부피를 충분히 포함하는 속도분포가 필요하게 된다. 본 연구에서는 현존하는 특정 유도무기가 조종면의 처짐각이 7°인 상태로 비행하는 경우를 Euler기법으로 전산모사하여 계산된 동체주변의 속도장 계산결과를 사용하였다. Fig. 2는 본 연구에 사용된 전산모사에 의한 속도분포중 조종면에서 7인치 떨어진 후방 단면의 속도 세성분의 등속선도이다.

사용된 CRP 공력해석용 3차원 패널기법의 입력변수로는 받음각 외에 마하수와 진행비(advance ratio, $J=\pi U/\Omega R_{tip}$; U=자유류속도, Ω=로터의 회전속도, R_{tip}=로터의 반경)로 이들의 범위는 다

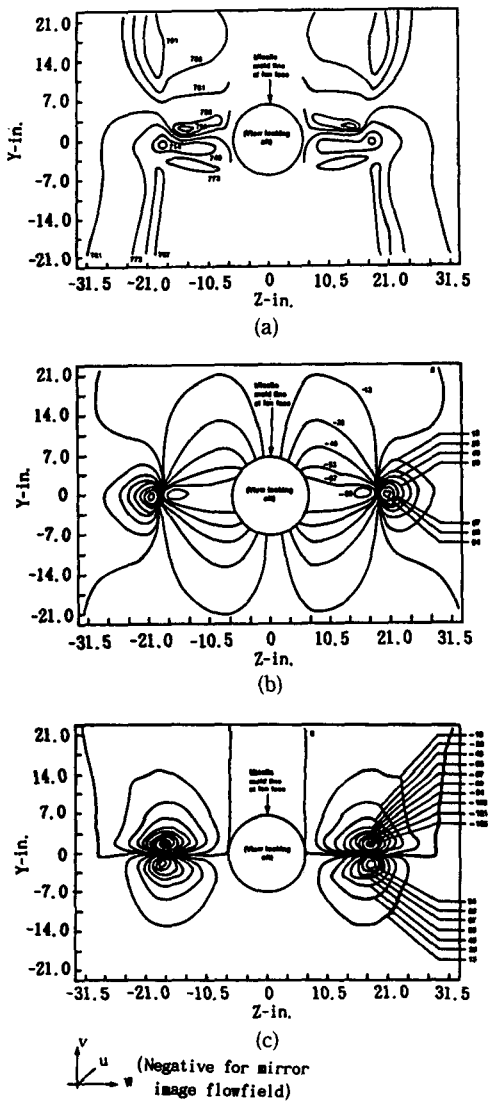

Fig. 2 Velocity components (unit=ft/sec), (a) u-comp, (b) v-comp, (c) w-comp, 7 inch downstream of a missile control fin trailing edge

음과 같다.

- 받음각 — 0°에서 10°사이
- 마하수 — 0.6, 0.65, 0.70
- 진행비 — 3.0, 3.12, 3.20

3. 이 론

3.1 주파수영역 3차원 패널기법

본 연구에 사용된 복소조화, 주파수영역 3차원 패널기법(multiple harmonic, frequency domain 3-D panel method)은 선형 압축성 양력면이론(linear compressible lifting surface theory)에 기초하고 있다. 이 선형기법은 천음속 충격파나 후류의 roll-up과 같은 비선형현상은 모델링하지 않으며 나선식 고정 후류모형을 사용하고 있다. 이 기법은 계산결과를 참고문헌[1]의 시험에 의한 공력 성능계수와 비교하고, 레이저유속계를 사용한 유동장 측정결과[2,3]와 비교하여 검증하였으며 시간 영역기법[6]과 비정상 공력하중을 비교하여 좋은 결과를 보여주고 있다. 본 연구의 기본이 되는 이론은 다음과 같다.

전, 후방 로터에 작용하는 주기적인 공력하중을 복수 조화계수들로 분해해서 조화계수의 크기(amplitude)를 반복계산으로 결정한다. 전, 후방 로터의 각 반복계산 단계는 독립된 단회전 로토의 주파수영역 계산이 되고 전, 후방 로터의 공력 상호작용은 한 양력면이 다른 양력면에 유도하는 속도장을 Fourier변환시켜 묘사할 수 있다. 즉,

$$V_F = A_{FF} \cdot \Delta P_F + A_{FR} \cdot \Delta P_R$$
$$V_R = A_{RF} \cdot \Delta P_F + A_{RR} \cdot \Delta P_R \quad (1)$$

으로 나타낼 수 있는데, 여기서, F=Front(전방), R=Rear(후방)을 뜻하며, V는 양력면(블레이드의 캠버면)의 순간적인 수직방향 속도(결국 올려흐름(upwash)이다), ΔP는 양력면의 윗면과 아랫면의 압력차, A는 공력 영향계수(AIC; Aerodynamic Influence Coefficient)로 결국 선형 적분공간/시간 operator이다. 여기에서, V_F와 V_R은 CRP가 놓여 있는 유동장에 의한 영향(U_i)과 상대방 로터와의 상호작용에 의한 영향(V_i)을 모두 합한 것이 된다. 즉,

$$V_\gamma = Ui_\gamma + Vi_\gamma (\gamma = F,\ R) \quad (2)$$

참고문헌[7,8]에서는 받음각이 없는 균일 유동장에서 회전하고 있는 경우만 계산하였으므로 Ui는 0에 해당된다. 주파수영역에서 Ui는 아래와 같이 Fourier함수로 나타낼 수 있다.

$$Ui_\gamma = \sum_{j=-\infty}^{\infty} \overline{Ui}_{\gamma j} e^{ij\omega_\gamma t} \quad (3)$$

$$\overline{Ui}_{\gamma j} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} Ui_\gamma(t)\, e^{-ij\omega_\gamma t} dt \ (\gamma = F,\ R) \quad (4)$$

여기서, ω_γ는 해당 양력면에 존재하는 조화주파수이다.

식(1)을 살펴보면 수직방향 속도가 주어졌을 경우 식(1)의 해(ΔP)는 전방 로터에 의한 공기역학

적 구동($V_R=0$)과 후방 로터에 의한 공기역학적 구동($V_F=0$)결과에 의한 합으로 나타낼 수 있음을 쉽게 알 수 있다. 공기역학적으로 구동한다는 것은 전, 후방 로터에 각각 존재하는 하중이 다른 로터에 공기역학적으로 하중을 유도한다는 것을 의미한다. 각 경우에 V_a는 주어진 주파수 ω_0와 블레이드 상호간의 위상각 지표(interblade phase index) m_0에 대한 단순조화(simple harmonic)함수이다. 따라서 구동로터(α)의 j번째 블레이드의 표면에 대한 수직방향 속도(실수부분을 의미한다)는 다음과 같다.

$$V_{aj}=\overline{V}_{aj}e^{i\omega_0 t-ijm_0\Delta\theta_a} \tag{5}$$

상호작용의 주기성에 의해 각 로터의 j번째 블레이드에 작용되는 공력하중은 다음과 같은 조화함수로 나타낼 수 있다.

$$\Delta P_{\alpha_j}=\sum_n P_{\alpha n}e^{i(\omega_0+nN_\beta\Omega_0)t-ij(nN_\beta+m_0)\Delta\theta_\alpha}$$
$$\Delta P_{\beta_j}=\sum_n P_{\beta n}e^{i[\omega_0+(nN_\alpha-m_0)\Omega_0]t-ij(nN_\alpha-m_0)\Delta\theta_\beta} \tag{6}$$

여기서, 첨자 α와 β는 상대적으로 구동로터와 피구동로터를 나타낸다(전방 로터구동 ; $\alpha=F$, $\beta=R$, 후방 로터구동 ; $\alpha=R$, $\beta=F$).

N_γ=로터γ의 블레이드수
$\Delta\theta_\gamma=2\pi/N_\gamma$=로터$\gamma$의 블레이드상호간의 각
Ω_γ=로터γ의 각속도
$\Omega_0=\Omega_\alpha-\Omega_\beta$

두 로터의 블레이드가 강체(rigid body)이고 블레이드수가 같다면 $\omega_0=m_0=0$이다. 만약 후방 로터가 회전하지 않고 있는 상태(고정익과 같아짐)라면 $\Omega_R=0$, $N_R=1$, $\omega_0=m_0=0$가 된다.
식(6)과 식(5)를 식(1)에 대입하여 조화계수들로 나누면 다음과 같다.

$$\bar{A}_{\alpha\alpha}(\omega_0+nN_\beta\Omega_0,\ nN_\beta+m_0)\cdot P_{\alpha n}=\overline{V}_{\alpha n}$$
$$\bar{A}_{\beta\beta}[\omega_0+(nN_\alpha-m_0)\Omega_0,\ nN_\alpha-m_0]\cdot P_{\beta n}=\overline{V}_{\beta n} \tag{7}$$

여기서, $\bar{A}(\omega,\ k)$는 주파수 ω와 블레이드상호간의 위상각 $k\Delta\theta$에 대한 단순조화 기준날개(reference blade) operator(독립된 단회전식 로터의 operator)이다. $\overline{V}$의 크기는 결국 한 양력면이 다른 양력면에 유도하는 속도장의 복소 조화함수의 크기가 된다.

구동로터의 각 조화하중 $P_{\alpha n}$은 구동로터 좌표계(θ_α)에서의 단순조화 속도장을 만든다. 즉,

$$u_{\alpha n}=U_{\alpha n}(\theta_\alpha)e^{i(\omega_0+nN_\beta\Omega_0)t} \tag{8}$$

여기서, 복소부분의 크기는 기준날개에 대한 적분으로 구한다.

$$U_{\alpha n}=\iint P_{\alpha n}(x_0)K_\alpha(x,\ x_0)\,dA_0 \tag{9}$$

여기서, x는 속도장의 공간좌표(field point), x_0는 기준날개 블레이드의 표면좌표이다.
로터 kernel K_α의 자세한 공식은 참고문헌[7]에 잘 나타나 있다.
식(8)의 속도장은 θ_α에 대한 Fourier함수로 전개하여 피구동로터의 좌표계($\theta_\beta=\theta_\alpha-\Omega_0 t$)로 변환한다.

$$u_{\alpha n}(\theta_\beta,\ t)=e^{i(\omega_0+nN_\beta\Omega_0)t}\sum_k[U_{\alpha nk}e^{ik\theta_\beta}]e^{ik\Omega_0 t} \tag{10}$$

여기서,

$$U_{\alpha nk}=\frac{1}{\Delta\theta_\alpha}\int_0^{\Delta\theta_\alpha}U_{\alpha n}(\theta_\alpha)e^{-ik\theta_\alpha}d\theta_\alpha$$
$$K=kN_\alpha-nN_\beta-m_0 \tag{11}$$

속도장 $U_{\alpha nk}e^{ik\theta_\beta}$는 피구동로터 주파수 $\omega_0+(kN_\alpha-m_0)\Omega_0$에 대응하므로 식(7)의 피구동로터 수직속도 $\overline{V}_{\beta_k}$는 다음식의 크기만큼 변화하게 된다.

$$\overline{V}_{\beta_k}=-n_\beta\cdot U_{\alpha nk}e^{ik\theta_\beta} \tag{12}$$

여기서, n_β는 피구동로터 캠버면에 수직인 단위방향벡터이다.

마찬가지로 피구동로터의 각 조화하중 $P_{\beta n}$는 피구동로터 좌표계(θ_β)에서 단순조화 속도장을 유도하게된다. 즉,

$$u_{\beta n}=U_{\beta n}(\theta_\beta)e^{i[\omega_0+(nN_\alpha-m_0)\Omega_0]t} \tag{13}$$

여기서, 복수부분 크기는 식(9)에서와 같이(단, $\alpha\Rightarrow\beta$) 기준블레이드에 대해 적분함으로써 구한다. 이 속도장도 θ_β에 대한 Fourier함수로 전개하여 구동로터의 좌표계($\theta_\alpha=\theta_\beta+\Omega_0 t$)로 변환한다.

$$u_{\beta n}(\theta_\alpha,\ t)=e^{i[\omega_0+(nN_\alpha-m_0)\Omega_0]t}\sum_k(U_{\beta nk}e^{ik\theta_\alpha})e^{-ik\Omega_0 t} \tag{14}$$

여기서, $K=kN_\beta-nN_\alpha-m_0$이고 크기 $U_{\beta nk}$는 식(11)(단 $\alpha\Rightarrow\beta$)로 계산된다. 속도장 $U_{\beta nk}e^{ik\theta_\alpha}$는 구동로터 주파수 $\omega_0+kN_\beta\Omega_0$에 대응하므로 식(7)의 구동로터 수직속도 $\overline{V}_{\alpha_k}$에 다음식의 크기만큼 변화하게 된다.

$$\Delta\bar{V}_{a_k} = -n_a \cdot U_{\beta nk} e^{iK\theta_a} \quad (15)$$

여기서, n_a는 구동로터 캠버면에 수직이다.

위의 이론을 전산화시켜 해를 구했으며 본 방법의 중요한 요소인 블레이드 표면의 수직방향 속도성분과 비정상 하중계산에 대해 구체적으로 설명하면 다음과 같다.

3.2 블레이드 표면의 수직방향 속도 계산

전, 후방 로터의 회전익이 회전하여 이루는 원형체적 내부에 세개의 속도성분(u, v, w)이 주어지면 양력면의 캠버면에 수직인 속도성분은 다음과 같이 결정되어 필요한 주파수대역으로 분류된다.

(1) 관성좌표계에서 각 로터의 기준블레이드 캠버면(Fig. 3) 제어점(control point)의 단위 법선벡터, $\vec{n_\gamma}$를 계산한다.

(2) 전, 후방 로터를 원통내에서 일정한 각도씩 회전시키면서 (1)에서 구한 전, 후방 기준 블레이드의 단위 법선벡터와 자유류 속도벡터와의 내적(inner product)을 실행하여 기준블레이드 캠버면에 수직인 속도성분을 구한다. 즉,

$$\overrightarrow{Ui_\gamma} = \vec{n_\gamma} \cdot \vec{U} \quad (16)$$

(3) 로터의 원주방향 각 위치(circumferential angular position)는 시간에 직접 비례하므로 (2)에서 계산된 수직방향 속도성분을 Fourier변환시키면 식(4)의 $\overline{Ui}$를 계산할 수 있고 이를 본 연구에서 사용한 CRP해석기법에 적용시키면 된다.

예를 들면, 유입흐름이 일정한 축방향 성분 u만 포함하는 경우에, 즉 직교좌표계에서 $v=w=0$이면, 블레이드 캠버면에 수직방향인 속도성분을 Fourier변환시킨 조화계수들은 "0"주파수(즉, 평균) 계수만 남게된다.

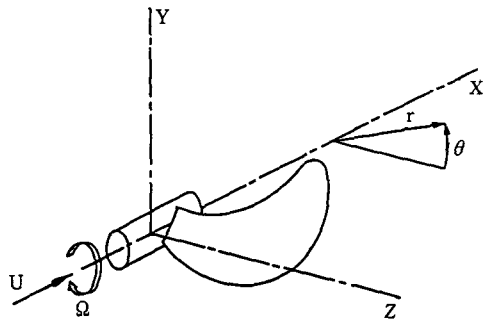

Fig. 3 Propfan reference blade coordinate system

3.3 받음각이 있는 유입흐름

이 문제는 축방향 속도성분 u와 수직 속도성분 v가 정상(steady)이며 $w=0$인 흐름으로 비균일 유입흐름해석의 특수한 경우에 해당된다. 두 속도성분 u와 v가 균일한 경우에는, 즉 $u=$const, $v=$const인 경우, 블레이드 캠버면의 수직방향 속도성분은 앞 절의 세 단계를 거치지 않고 수학적으로도 계산할 수 있다. $u=$const, $v=$const인 흐름장이 모사되어 입력되더라도 앞 절의 단계를 거치면 시간 평균 유속장(0 주파수)과 Yaw흐름(주기가 2π)인 경우인 2개의 주파수에 해당되는 수직방향 속도성분으로 표현된다.

3.4 반복법에 의한 비정상 하중계산

유입흐름에 의한 기준(reference) 블레이드 캠버면에 수직한 속도가 정해지면 비정상 하중은 전, 후방 로터가 각각 공기역학적으로 구동하는 계산결과를 연결함으로써 계산될 수 있다. 앞서 언급한 바와 같이 외부의 유입흐름에 의한 수직 속도성분(Ui)은 전, 후방 로터의 올려흐름(upwash) 계산시 다른 로터가 공기역학적으로 구동하여 발생된 유도속도(Vi)에 첨가된다. (식(2) 참조)

반복적 계산순서는 다음과 같다.

(1) 주어진 수직방향 속도(Ui)에 대한 공력 구동로터의 공력하중(aerodynamic load)을 계산한다. (식(2) 참조)

(2) 공력 구동로터의 하중에 의해 다른 공력 피구동로터에 유도되는 속도장(Vi)을 계산한다. (식(2) 참조)

(3) 위의 속도장을 Fourier변환시켜 주파수영역으로 바꾼후 피구동로터 속도장에 추가한다. (식(4), (5), (12), (7) 참조)

(4) 공력 피구동로터의 수직 속도의 각 조화계수(harmonic)에 해당되는 피구동로터의 유도하중을 계산한다. 즉 이는 식(1)에서 간섭항이 없는($A_{FR}=A_{RF}=0$) 독립된 로터의 해(isolated rotor solution)이다.

(5) 피구동로터의 각 하중 조화계수에 의해 구동로터에 유도되는 속도장을 계산한다. (식(15) 참조)

(6) 위의 속도장을 Fourier변환시켜 구동로터의 수직 속도에 포함되는 각 주파수에 따라 속도장에 추가시킨다. (식(7) 참조)

(7) 제1단계로 되돌아 가서 기준내로 수렴할 때까지 위의 과정을 반복한다.

4. 결 과

4.1 균일 정상유입흐름

균일 정상유입흐름이란 유도무기동체나 프롭팬이 초기 경계조건으로 받음각이 없고 동체 중심축에 평행한 균일한 정상흐름장내에 놓여있다는 것을 뜻한다.

먼저 본 연구에서 가상한 엇회전식 프롭팬의 성능변수중 추력계수(thrust coefficient, C_T)와 동력계수(power coefficient, C_P)를 본 연구에서 사용한 CRP 코드에 의한 계산결과와 로터의 원 제작회사인 Hamilton Standard에서 계산한 성능곡선과 비교했다. 이 두 결과는 Fig. 4에서와 같이 본 연구에 사용된 진행비의 범위에서 비교적 잘 일치하고 있다. 두 곡선의 기울기가 다른 이유는 해석방법이 상이하기 때문인데 Hamilton Standard는 간단한 Strip이론을 사용했기 때문인 것으로 보인다. 본 연구에 사용된 CRP 해석기법이 대략적인 결과만 제시할 수 있는 Strip theory 보다는 실험치에 더 근접하리라 생각된다.

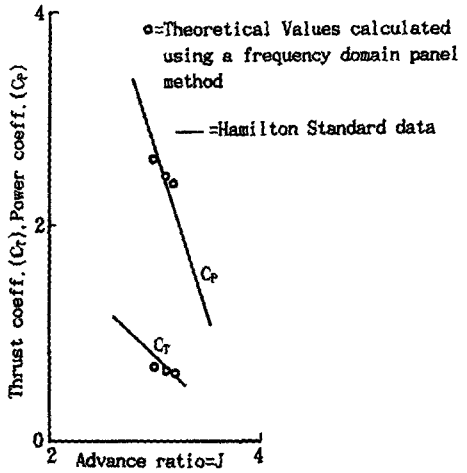

Fig. 4 Theoretical performance Curves for the 6×6-30.5 in. propfan

4.2 받음각이 있는 균일 정상유입흐름

받음각이 있는 균일 정상유입흐름이 프롭팬의 성능에 미치는 영향을 알아보기 위해서 유도무기동체가 유입흐름에 대한 2°와 10°의 받음각을 가정해서 계산했다. 이는 통상적인 아음속 유도무기가 받을 수 있는 Yaw 각도의 범위이다. 여기서 동체가 유입흐름에 미치는 영향은 무시했다. Fig. 5와 Fig. 6에 각각 전방 로터와 후방 로터의 기준 블레이드가 1회전시 나타나게 되는 추력계수 계산결과를 기준 블레이드의 위상각의 함수로 나타냈다. 이때의 마하수는 $M=0.65$, 진행비는 $J=3.2$를 가정했다. 진행비가 너무 작거나 비행속도가 너무 빨라서 로터의 끝(tip) 상대속도가 음속을 돌파하는 경우에는 본 연구에 사용한 패널기법이 아음속 끝 속도만 허용하므로 해석하지 않았다.

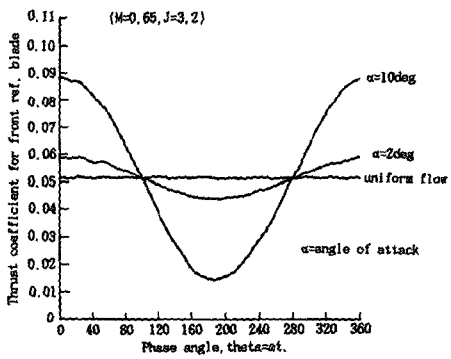

Fig. 5 Thrust coefficient for the front reference blade at 0, 2 and 10 deg angle of attack

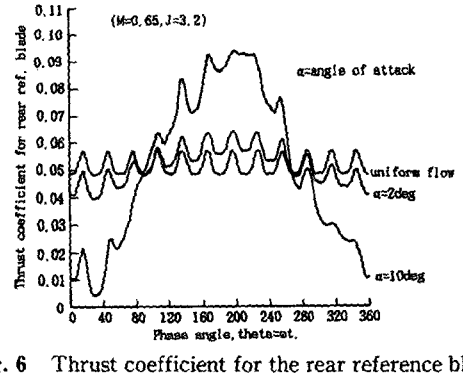

Fig. 6 Thrust coefficient for the rear reference blade at 0, 2 and 10 deg angle of attack

본 연구결과에 의하면 후방 로터가 전방 로터의 기준 블레이드에 미치는 영향이 거의 없다. 이는 Fig. 5의 곡선이 상당히 매끈한 결과로 나타나게 된다. 하지만 받음각은 기준 블레이드의 비정상 하중에 큰 영향이 있는 것을 쉽게 알 수 있다. 받음각이 10°인 경우에는 1회전 하는 경우 받음각이 0°인 경우에 비해 최고 ±70%의 하중변화가 있는 것을 알 수 있다. 이러한 주기적인 하중변화는 블레이드와 로터의 구조적 설계시 반드시 고려되어야 한다. Fig. 6의 곡선을 고찰해 보면 후방 로터의 기준 블레이드는 전방 경우와는 반대경향을 보이는

것을 알 수 있다. 6×6 CRP의 경우 블레이드가 총 12개이므로 30°의 위상 간격으로 전방 로터 후류가 후방 로터에 미치는 영향이 잘 나타나 있다. 후방 로터의 기준 블레이드가 받는 받음각의 영향은 전방 로터와 같은 장주기 하중변화와 장주기 변화에 대해 10%정도의 단주기 하중변화로 나타나고 있다. 이는 후방 로터가 전방 로터의 후류 속에서 작동하기 때문이다.

4.3 정상 비균일 유입흐름

비균일 유입흐름의 영향을 알아보기 위해서는 전산기법이나 실측에 의한 유도무기 주변의 흐름장 데이터가 필수적이다 본 연구에서는 실측에 의한 유동장 결과를 입수할 수 없기 때문에 2.2절에서 언급한 바와 같이 Euler코드를 이용해서 계산된 비균일 흐름장 등속선도를 사용했다. 프롭팬이 회전시 차지하는 부피 내부의 속도장만을 digitize시켜 컴퓨터에 저장한 후 이를 사용했다. Fig. 7(a), (b), (c)은 유동장의 속도성분을 알아보기 편리하게 Fig. 2의 결과를 다시 그린 그림이며 (d)는 이 속도장과 함께 사용하는 격자(grid)이다. Fig. 8은 Fig. 7의 속도장을 특정한 반지름 방향지점(r=const)을 따라 1회전 했을 경우의 속도성분을 다시 그린 것이다. 여기서, R_{tip}은 프롭팬의 반지름이다. 사용된 속도 자료는 정확한 실제의 설계를 위한 자료로는 약간 부족한 감이 있으나 본 연구 목적으로는 충분했다.

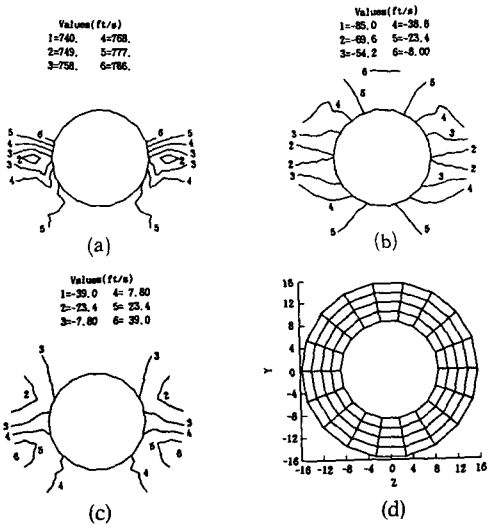

Fig. 7 Interpreted components (a) u-comp, (b) v-comp, (c) w-comp and inflow velocity computational grid(d)

Fig. 9와 Fig. 10은 위의 속도장하에서 전, 후방 로터의 기준 블레이드가 받는 하중곡선이다. 4.2절 경우와 마찬가지로 후방 로터가 전방 로터의 기준

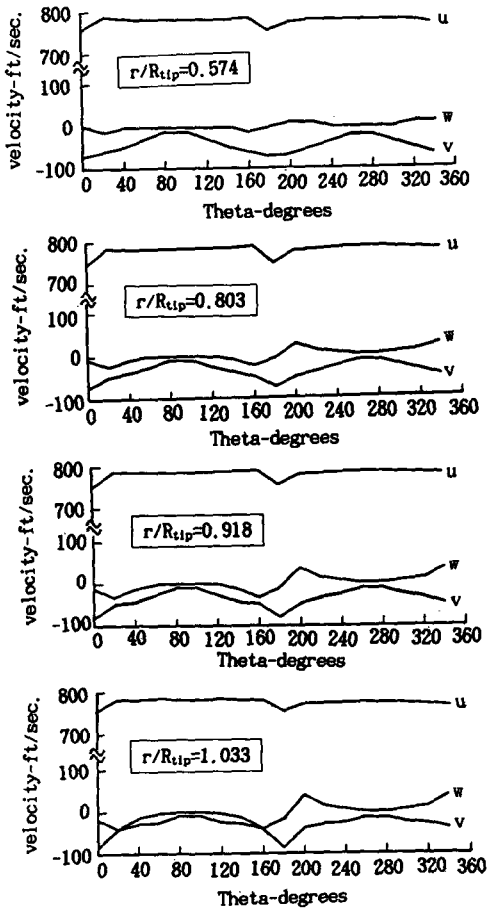

Fig. 8 u, v and w component of velocity

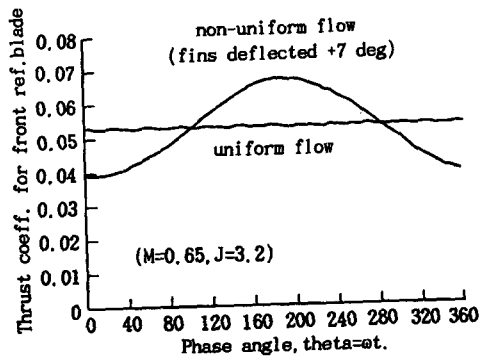

Fig. 9 Thrust coefficient for the front reference blade for uniform and nonuniform inflow

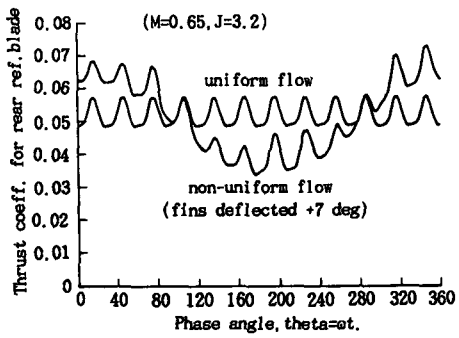

Fig. 10 Thrust coefficient for the rear reference blade for uniform and nonuniform inflow

블레이드에 미치는 공기역학적 영향은 거의 없다. 하지만 비균일 유입흐름이 기준 블레이드의 하중에 미치는 영향은 크다는 것을 알 수 있다. 또한 받음각에 의한 경우와는 위상차가 180°되는 것을 알 수 있다. 이는 본 연구에서 사용한 비균일 속도장을 계산한 비행조건이 내려흐름(downwash)속도 성분을 유발하는 데에 비해서 받음각은 큰 올려흐름(upwash)성분을 유발하기 때문이다. 역시 이 경우에도 후방 로터의 하중은 전방 로터 후류의 영향을 받는 것을 알 수 있는데 균일 정상유입흐름의 결과에 비해 최고 ±25%정도의 하중변화를 나타낸다.

5. 결 론

본 연구에서는 엇회전식 프롭팬을 장착한 가상적인 유도무기의 정상/비정상 공력특성을 해석할 수 있는 전산기법을 개발했다. 프롭팬주위의 속도분포가 주어졌을 경우 Fourier 변환을 통해서 이미 개발된 주파수영역 CRP 해석코드를 이용할 수 있는 기법이 연구되어 좋은 결과를 얻었다. 가상적인 형태에 대한 전산모사이므로 비교할 수 있는 결과가 없었으나 Strip theory를 사용한 공력 성능계수 결과와 잘 일치되고 있다.

받음각과 비균일 유입흐름에 대한 영향을 계산한 결과에 의하면 두 경우 모두 블레이드가 회전시 받는 하중에 변화가 크다는 것을 알 수 있다. 본 연구에서 가상한 경우에 프롭팬이 10°의 받음각을 받는 경우에는 받음각이 없는 경우에 비해 최대 ±70정도의 하중변화가 있고 비균일 흐름의 경우에는 균일 흐름경우에 비해 최대 ±25%의 하중변화가 예상됨을 알 수 있다.

본 연구에서 가상한 형태의 유도무기의 비행조건에 따라 동체 및 양력면 주위의 유동을 계산할 수 있는 전산모사 코드와 직접연계해서 사용할 수 있도록 연구를 지속하는 것이 바람직하다고 생각된다. 아울러 본 기법에 의한 계산결과를 확인 또는 비교할 수 있는 타기법이나 실험에 의한 결과가 필수적이다.

참고문헌

(1) Biermann, D. and Hartman, E. P., 1942, *Wind-Tunnel Tests of Four-and Six-Blade Single-and Dual-Rotating Tractor Propellers*, NACA Rept. 747.

(2) Harrison, G. L. and Sullivan, J. P., 1987, "Measurement of a Counter Rotation Proppeller Flowfield Using a Laser Doppler Velocimeter," *AIAA Paper* 87-0008, Jan.

(3) Harrison. G. L., 1987, *An Experimental Investigation of the Flow Field around a Counter-Rotating Propeller System Using a Laser Doppler Velocimeter,* Ph. D. Thesis, Purdue Univ., West Lafayette, IN.

(4) Lesieutre, D. J. and Sullivan, J. P., 1985, "The Analysis of Counter-Rotating Propeller Systems," *Society of Automotive Engineers, Warrendale. PA, SAE Paper* 8500869, April.

(5) Lesieutre, D. J. and Sullivan, J. P., 1986, "Unsteady Forces on Counter-Rotating Propeller Blades," *AIAA Paper* 86-1804, June.

(6) Chen, S. H. and Williams, M. H., 1987, "A Panel Method for Counter Rotating Propfans," *AIAA Paper* 87-1890, July.

(7) Cho, J., 1988, *Frequency Domain Aerodynamic Analysis of Interacting Rotating Systems,* Ph. D. Thesis, Purdue Univ., West Lafayette, IN.

(8) Cho, J. and Williams, M. H., 1990, "Counter Rotating Propeller Analysis using a Frequency Domain Panel Method," *The AIAA J. of Propulsion and Power,* July/Agust.

(9) Williams M. H. and Hwang, C., 1986, "Three Dimensional Unsteady Aerodynamics and Aeroelastic Response of Advanced Turboprops," *AIAA Paper* 86-0846, May.