

포텐셜 유동에 의한 프로펠러-WIG선의 상호작용 및 성능해석

전호환*, 김민규**

Analysis of Propeller-WIG Interaction and Performance in Potential Flow

H. H. Chun* and M. G. Kim**

요 약

프로펠러-WIG(Wing in Ground Effect)선의 상호작용 및 성능을 포텐셜 유동에 의해 해석하였다. 프로펠러는 보오텍스 격자법(VLM)을 사용하였고 WIG선은 포텐셜 기저 패널법을 사용하여 각 경계조건을 만족시키면서 반복계산을 통하여 상호작용 및 성능을 해석하였다. 자유수면은 강체로 가정하여 경상법을 사용하였다. 프로펠러-WIG의 상호작용 및 성능을 해석하기에 앞서 발표된 실험결과와 계산결과가 있는 MP101 프로펠러와 MR-21 타의 상호작용 및 성능해석을 수행하여 개발된 프로그램의 정도를 검증하였다. 프로펠러-WIG선의 상호작용해석은 프로펠러의 부착위치, 직경 및 회전수의 변화에 따른 비행고도 높이 변화에 대한 양력 및 피치모멘트를 계산하여 비교하였다. 날개 앞에 부착된 프로펠러는 WIG선의 양력을 급격히 향상시키며 정적안정성을 향상시킴을 알았다. 따라서 적절한 프로펠러의 크기, 부착위치 및 회전수의 선택이 PARWIG선의 성능향상을 위해 필수적임을 알았다.

*Keywords: Propeller-WIG Interaction (프로펠러-위그 상호작용), VLM(보오텍스 격자법), Panel Method(패널법), Lift(양력), Pitch(피치), Static Stability(정적 안정성)

Abstract

The interaction between forward mounted propeller and wing in ground effect, and its aerodynamic performance are analyzed by potential flow approximation. A Vortex Lattice Method(VLM) for the propeller analysis and a potential based panel method for the WIG are used together with an image method by assuming the free surface as a rigid wall. The interaction of propeller and wing in the proximity of the ground is taken into account by an iterative procedure where the boundary conditions are satisfied with the given convergence criteria. The program developed

접수일자: 2001년 1월 20일, 승인일자: 2001년 10월 9일

* 종신회원, 부산대학교 조선해양공학과 부교수, 기계기술연구소(E-mail: chunahh@hyowon.pusan.ac.kr)

** 학생회원, 부산대학교 조선해양공학과 석사과정(현재 현대선박해양연구소, E-mail: carriage@hhi.co.kr)

is first checked by comparing its numerical results with the experimental data and other numerical results for the propeller MP101 - rudder MR21 system. Then, the propeller-WIG interaction and its performance versus ground clearance are investigated by changing design parameters such as propeller position, diameter and speed of revolution. It is shown that the forward mounted propeller increases the lift forces of the wing and also enhances the height stability, depending on the design parameter. Therefore, the appropriate selection of the design parameter such as propeller diameter, revolution, the longitudinal and vertical position of propeller is necessary

1. 서론

러시아 WIG선의 개발과 기술이 서방세계에 알려진 후 100노트 이상을 달리는 WIG선이 차세대 초고속 해상 운송수단으로서 관심을 모으고 있으며 WIG선의 상업화에 대한 노력이 지속되고 있다. 최근 개최된 WIG선 국제 심포지움(Prandolini 1995,1996,1998, RINA 1997, Rozhdestvinsky 2000)들이 이를 잘 반영하고 있다. 국내에서도 연구가 진행되고 있고 연구 결과들이 발표되고 있다(Park/Chun 1998, Kim et al. 1997, Chun et al. 1999, Kim/Chun 1999, Chun et al. 2000)

WIG선은 순항시에는 지면효과에 의해 높은 양항비로 낮은 출력으로도 운항 할 수 있지만 이수시 hump저항을 넘기까지는 높은 추력을 필요로 하기 때문에 필요 이상의 큰 엔진을 장착해야 하고 이로 인한 구조무게의 증가로 효율이 감소하게 된다. 이에 대한 해결책의 하나로 날개 앞에 부착된 프로펠러의 후류 혹은 제트를 날개 아래면에 붙여넣고 이를 정체시킴으로써 날개 밑에서 발생하는 압력상승을 이용하여 날개의 고양력화를 달성하는 PAR(Power Augmented Ram)방식이 있다. 이러한 PARWIG는 이수시의 큰 hump저항을 줄임으로써 마력이 작은 엔진사용이 가능하다는 것 외에 착수시에 수면과의 충격완화와 수륙양용이 가능하다는 장점 등을 가지고 있어 지금까지 개발된 대부분의 WIG선들이 이착륙을 쉽게 할 수 있는 고양력 장치로 채택하고 있다(Chun et al. 2000).

최근 소련에서 상용으로 개발된 소형 WIG선인 VOLGA (Kirillovikh 1995) 및 AMPHISTAR (Sinitzyn /Maskalik 1996)는 모두 날개 앞에 부착된 프로펠러로 PAR를 이용하고 있고 hump저항을 크게 감소시키는 것으로 보고되고 있다.

이러한 전방프로펠러에 의한 PARWIG선은 이착륙 시 프로펠러의 부착각을 회전시켜 날개 아래면에 후류를 붙여넣게 되지만 순항시에는 프로펠러의 부착각이 거의 수직으로 되어 후류가 날개 위 면으로 통과되어 WIG선의 공력학 특성이 크게 변한다.

본 논문의 목적은 순항시 이러한 프로펠러-WIG의 상호작용 및 공력특성을 조사하는 것이다. 프로펠러-WIG의 상호작용 및 성능을 예측하기 위해서 프로펠러에는 Kerwin/Lee(1978)가 제안한 미지의 집중 보텍스를 분포시켜 해석한 보텍스 격자법을 사용하였고 WIG에 대해서는 포텐셜 기저 패널법을 사용하였다.

보텍스격자법에 의한 프로펠러 성능해석은 Paik et al.(2000)에 의해 검증된 프로그램을 사용하고 WIG선의 성능해석은 Park/Chun(1998)에 의해 광범위한 풍동실험결과와 검증된 프로그램을 사용하였다. 자유수면을 강체벽으로 다루어서 경상법을 사용하여 지면효과를 고려하였다. 프로펠러 후류는 선형 모델링을 사용하고 프로펠러에서 WIG로의 유기속도를 구하고 다시 WIG에서 프로펠러로의 유기속도를 구하는 반복계산을 통해 프로펠러와 수면(여기서는 지면)위를 비행하는 WIG선의 동유체력을 계산하였다. 이러한 개념은 상반회전 프로펠러 해석 (Paik et al.

2000)이나 프로펠러-타(rudder)의 상호작용해석 (Tamashima et al. 1993, Han et al. 1999)에 널리 사용되고 있다.

프로펠러-WIG의 상호작용 및 성능을 해석하기 위해 앞서 발표된 실험결과와 계산결과가 있는 MP101 프로펠러와 MR-21 타의 상호작용 및 성능해석을 수행하여 개발된 프로그램의 정도를 검증하였다.

프로펠러 - WIG선의 상호작용해석은 프로펠러의 부착위치, 직경 및 회전수의 변화에 따른 비행 고도 높이 변화에 대한 양력 및 피치모멘트를 계산하여 비교하였다. 날개 앞에 부착된 프로펠러는 WIG선의 양력을 급격히 향상시키며 정적안정성을 향상시킴을 알았다. 따라서 적절한 프로펠러의 크기, 부착위치 및 회전수의 선택이 PARWIG선의 성능향상을 위해 필수적임을 알았다.

2. 지배방정식 및 경계조건

프로펠러는 날개 전방에 부착되어 있고 회전수 n 으로 회전하면서 WIG와 같이 일정한 전진 속도 V_1 로 전진하는 유동중에 있다고 생각한다. 유체를 비점성 및 비압축성, 유동은 비회전성으로 가정한다. 이러한 가정하에서 유체 영역에서 질량 보존의 법칙이 성립되어야 하므로, 지배 방정식은 교란 속도 포텐셜 ϕ 를 사용하여 라플라스 (Laplace) 방정식을 도입한다.

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

날개의 표면은 S_B . 날개 하류영역에서의 반류면과 무한원방에서의 경계를 각각 S_W, S_∞ 로 하면 지배 방정식 (1)을 만족하기 위해 각 경계면에서의 경계조건은 다음과 같다.

- 무한원방에서의 교란 속도에 대한 조건 :

$$\nabla \phi \rightarrow 0, \text{ as } S_\infty \rightarrow \infty \tag{2}$$

- 물체 표면 조건 :

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = -\vec{U}_\infty \cdot \vec{n}, \text{ on } S_B \tag{3}$$

여기서, \vec{n} 은 물체 표면에서의 단위 법선을 나타내며, 유체장을 향할 때를 양으로 정의한다. 프

로펠러로의 유입속도 \vec{U}_∞ 는 다음과 같이 표현되며, $\vec{\Omega}$ 는 회전 각속도이다.

$$\vec{U}_\infty = \vec{V}_A + \vec{\Omega} \times \vec{r} \tag{4}$$

- 날개 후연에서의 Kutta 조건 :

$$|\nabla \phi| < \infty \tag{5}$$

- 후연 반류면에서의 운동학적 경계조건 :

$$\begin{aligned} (\vec{V} - \vec{V}') \cdot \vec{n} &= 0 \\ p' &= p, \text{ on } S_W \end{aligned} \tag{6}$$

여기서 상위첨자 +, -는 반류면의 상, 하면을 나타낸다.

3. 적분 방정식

날개표면(S_B)에 다이폴 및 소오스의 특이점들을 분포하고 뒷날 반류면(S_W)에 다이폴을 분포하면 Green정리로부터 임의의 제어점 $\vec{p}(x, y, z)$ 에서의 섭동포텐셜은 다음으로 된다.

$$\begin{aligned} \phi(\vec{p}) &= \int_{S_B} \{-\phi(\vec{q})\} \frac{\partial G}{\partial n_q} dS + \int_{S_B} \frac{\partial \phi(\vec{q})}{\partial n_q} G dS \\ &+ \int_{S_W} \{-\Delta \phi_W\} \frac{\partial G}{\partial n_q} dS \end{aligned} \tag{7}$$

여기서, 경상법을 사용할 경우

$$G = -\frac{1}{4\pi} \left(\frac{1}{r(\vec{p}; \vec{q})} + \frac{1}{r'(\vec{p}; \vec{q}')} \right) \tag{8}$$

$$r(\vec{p}; \vec{q}) = \sqrt{(x-x')^2 + (y-y')^2 + (z-z')^2}$$

$$r'(\vec{p}; \vec{q}') = \sqrt{(x-x')^2 + (y-y')^2 + (z+z')^2}$$

$\vec{p}(x, y, z)$ = 계산점의 좌표

$\vec{q}(x', y', z')$ = 특이점의 좌표

위(7)식은 포텐셜 기저법의 기본이 되는 적분 방정식이다. 우변의 첫 번째 항은 다이폴 항이고 $\phi(\vec{q})$ 는 다이폴 강도이며, 두 번째 적분 항은 소오스 분포 항으로서 $\partial \phi / \partial n_q$ 는 소오스의 강도(σ)이다.

포텐셜 점프는 Kutta조건으로부터 정의되며 본 논문에서는 Lee(1987)가 제안한 다음의 압력 Kutta 조건식을 사용하였다.

$$\begin{aligned} (\Delta \phi)_W &= \phi'_{T.E.} - \phi_{T.E.} + \vec{V}_\infty \cdot \vec{r}_{T.E.} \\ &+ K \Delta C_{pT.E.} \end{aligned} \tag{9}$$

여기서, $\vec{r}_{T,E}$ 는 날개 뒷날의 패널들의 제어점 사이의 거리 벡터이고 K 는 날개 뒷날에서의 압력 차이인 $\Delta C_{p,T,E}$ 를 0이 되도록 하는 수정 상수이다.

프로펠러에서는 보텍스적자법을 사용함으로 보텍스와 다이폴 분포사이의 관계식을 이용하여 임의점에서의 속도는 다음으로 계산된다(Lee 1987)

$$\nabla_{\beta}\phi = \int_{S_B} \vec{\gamma} \times \nabla_{\beta}G dS + \int_{S_B} \sigma \nabla_{\beta}G dS + \int_{S_w} (-\Delta\phi_w) \nabla_{\beta} \frac{\partial G}{\partial n_q} dS \quad (10)$$

Biot-Savart법칙을 사용하여 전개하면 유기속도는 다음으로 된다(Paik 2000).

$$\nabla\phi = \frac{1}{4\pi} \int_{\Omega(\vec{\xi}_b + \vec{\xi}_w)} \gamma \frac{d\vec{\xi} \times \vec{R}}{|\vec{R}|^3} - \frac{1}{4\pi} \int_{\vec{\xi}_b} \sigma \nabla \left(\frac{1}{R} \right) d\xi \quad (11)$$

4. 수치계산법

프로펠러에 분포된 보텍스강도는 식(11)로 구해진 속도를 프로펠러 경계조건인 식(3)에 대입함으로써 구할 수 있다.

WIG의 해석에서는 식(7)의 소오스 강도는 날개의 표면 경계조건으로부터 이는 값이기 때문에 다이폴 강도 ϕ 에 대한 제2종 Fredholm 적분방정식으로 되어서 날개표면 제어점들에 적용되면 선형대수방정식을 구할 수 있고 이로부터 ϕ 를 구할 수 있다.

프로펠러-WIG의 상호작용을 고려한 수치해석은 상반회전 프로펠러의 성능해석에 적용된 반복기법을 사용한다(Paik et al, 2000). Fig.1에 프로펠러-WIG의 상호작용 해석을 위한 흐름도를 보여주고 있다. 프로펠러에서 WIG로의 유기속도를 구하고 다시 WIG에서 프로펠러에의 유기속도를 구한다. 프로펠러에서의 유기속도는 원주방향으로 평균하는 개념을 사용하였다. 즉 프로펠러-WIG를 동시에 계산하는 대신에 상호작용은 기지의 값으로 가정하고 전방 프로펠러와 후방 WIG의 경계치 문제를 교대로 반복 계산하였다.

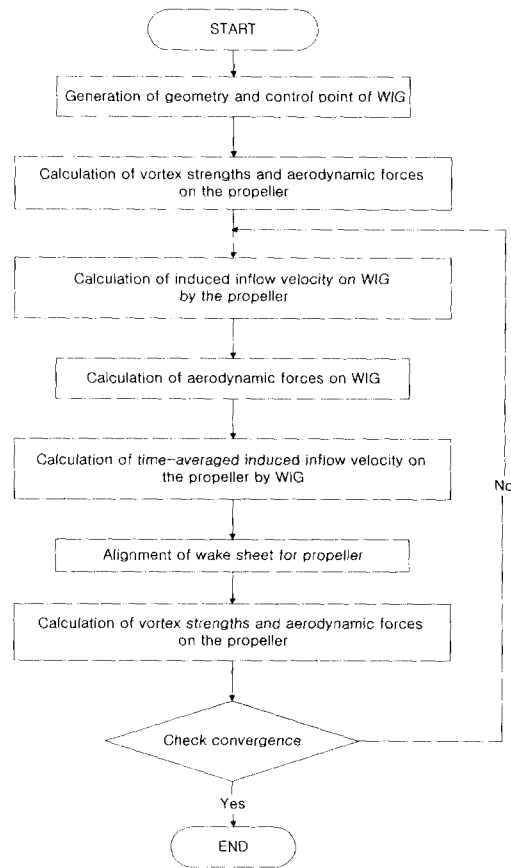


Fig.1 Flow chart of iterative scheme of propeller-WIG interaction calculation

또한 유체력계산에 있어서 프로펠러에서는 힘과 모멘트를 프로펠러 회전수 n 과 직경 D 를 사용해서 무차원하여 추력 및 토크 계수를 구한다.

$$K_T = \frac{-F_x}{\rho n^2 D^4}, \quad K_Q = \frac{M_x}{\rho n^2 D^5} \quad (12)$$

여기서 ρ 는 물의 밀도이고 추력계수와 토크 계수를 이용하여 프로펠러 효율은 다음과 같이 정의한다.

$$\eta_o = \frac{J K_T}{2\pi K_Q} \quad (13)$$

여기서 $J = V/nD$ 이며 전진계수이다.

수치적 타당성을 위한 타에서의 유체력은 다음과 같이 무차원하였다.

$$K_{FX} = \frac{F_X}{\rho n^2 D^4}, \quad K_{FZ} = \frac{F_Z}{\rho n^2 D^4} \quad (14)$$

날개에서는 압력계수 C_p 로부터 양력계수는 다음식에 의해 계산된다.

$$C_L = -\frac{1}{S} \iint_{S_H} C_p n_z ds \quad (15)$$

여기서, $S = \text{코드(chord)} \times \text{스팬(span)}$ 이다.

5. 수치계산 결과

5.1 프로펠러-타 상호작용 및 성능해석

프로펠러-WIG의 상호작용 및 성능을 해석하기에 앞서 발표된 실험결과와 계산결과가 있는 MP101 프로펠러와 MR-21 타의 상호작용 및 성능해석을 수행하여 개발된 프로그램의 정도를 먼저 검증해 본다. MP101 프로펠러는 날개수 $Z=4$ 이고 전개면적비 $A_E/A_0=0.55$, 스쿠각이 0° 이고 직경 $D=0.22m$ 이다. MR-21타는 코드(c)가 $0.16m$, A.R.=1.5인 NACA0015 단면을 가진다. 프로펠러면의 격자수는 충분한 수렴성을 검증한후 코드방향, 스펜방향 각각 15개로 하였으며 후류면의 모형은 Greeley/Kerwin (1982)가 제안한 반경수축 모형을 사용하였다. Fig.2는 프로펠러의 단독성능을 계산하여 Tamashima et al.(1993)의 실험결과와 비교하여 보여준다. 두 결과가 비교적 잘 일치하고 있음을 볼 수 있고 최대효율이 $J=0.65$ 부근에서 나타나고 있음을 알 수 있다.

반경수축 후류모형은 프로펠러 작용에 의해 프로펠러 면을 지나는 유관에서 축방향 유속이 가속되면서 유관의 반경이 줄어드는 물리적 현상을 재현 한 것으로서 보통 비선형(혹은 devised) 후류 모형이라고 부른다. 본 논문에서는 후류수축각(wake contraction angle)은 20° , 팁(날개 끝) 후류 최종 반경비는 0.87을 사용하였다. 반면에 선형후류(linear wake)는 뒷날에서 무한하류까지 프로펠러의 기하학 피치비를 그대로 일정하게 유지하고 반경좌표도 프로펠러의 것과 같은 모델링이다. 선형후류는 하중이 작은 프로펠러의 경우에만 유효하고 실제 프로펠러의 성능추정에는

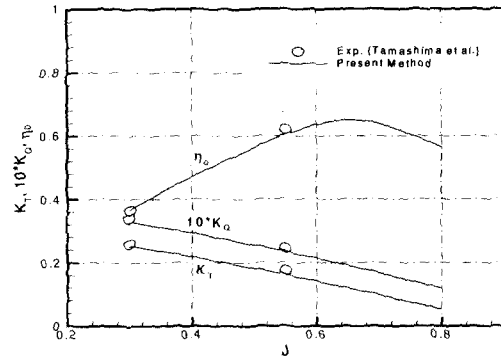


Fig.2 Comparison of performance of MP101 propeller in open water

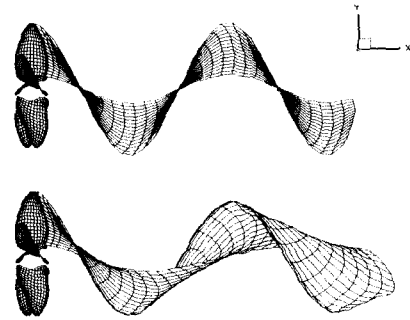


Fig.3 Side view of the linear and nonlinear(devised) wake models

적절하지 않다고 알려져 있고, 개발된 프로그램의 검증용으로 사용되고 있다. 이러한 두 모델링을 Fig.3에 보여주고 있다. 두 모델링을 사용하여 MP 101 프로펠러의 단독성능을 계산하여 Fig.4에 보여주고 있다. 앞에서 언급한바 대로 전진계수가 클 경우 두 계산 결과가 거의 일치하지만 전진계수가 작아질수록 차이가 증가하고 있다. 따라서 실험결과와 비교를 보인 Fig.2의 결과는 비선형후류를 사용한 것이며 당연히 실험결과와 잘 일치하고 있다.

본 논문의 목적은 공기 중에서 항해하는 프로펠러-WIG의 상호작용 및 성능해석의 검증이기 때문에 선박 프로펠러에 사용되는 비선형후류 모델링을 사용하지 않고 다음에서 토론히게 될 프로펠

러-WIG선의 해석에는 선형후류 모델링을 사용하였다. 그러나 보다 엄밀한 계산결과를 위해서는 지면효과를 받는 WIG선에 적합한 후류모델의 개발과 사용이 바람직하다고 본다.

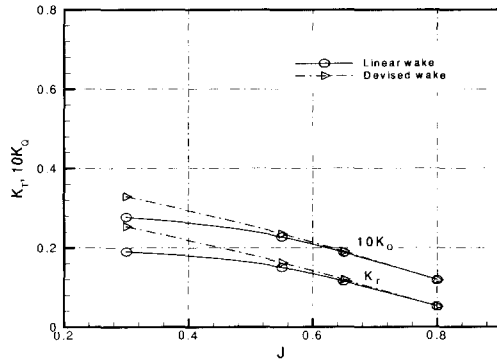


Fig.4 Comparison of MP101 propeller open water performance by the linear and devised wake models

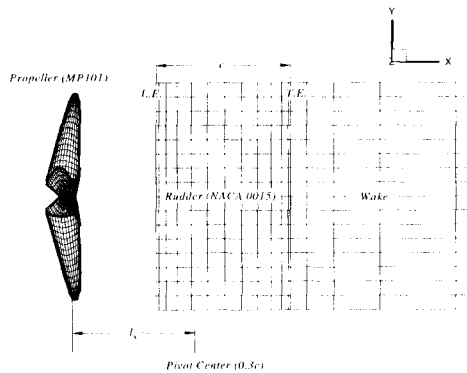


Fig.5 Coordinate system for propeller and rudder interaction calculation

Fig.5는 프로펠러-타의 격자모습을 보여주고 있는데 모든 계산은 그림에서 보듯이 종방향 거리 $l_x=0.518D$ 에서 계산하여 비교하였다. 여기에서 종방향 거리 (l_x)는 프로펠러에서 타의 피봇센터 ($0.3c$)까지의 거리이다. Fig.6은 타 각도(δ_R)에 따라 프로펠러의 성능을 계산하여 Tamashima et al.(1993)의 실험결과와 비교하여 보여주고

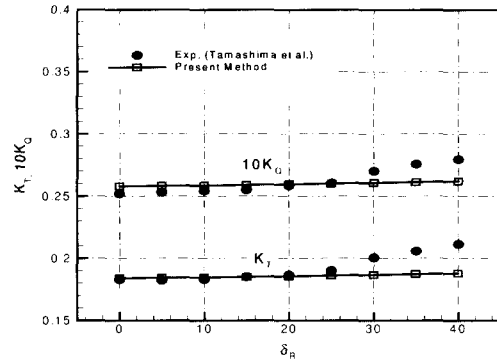


Fig.6 Comparison of propeller performance with δ_R (MP101/MR-21, $J=0.55$, $l_x=0.518D$)

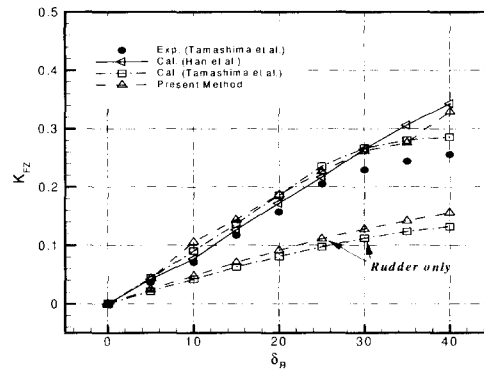


Fig.7 Comparison of K_{FZ} acting on rudder (MP101/MR-21, $J=0.55$, $l_x=0.518D$)

있는데 큰 타각을 제외하고는 두 결과가 잘 일치하고 있다. Fig.7은 타에 작용하는 힘(K_{FZ})을 계산하여 실험결과 및 Tamashima et al.과 Han et al.(1999)의 계산결과들과 상호 비교하여 보여주고 있다. 3가지 계산결과들은 서로 비슷한 결과를 주고 있다. 실험결과와의 비교에서는 전체적으로 계산결과와 잘 일치함을 볼 수 있으나 δ_R 이 30° 이상일 경우에는 차이를 보이는 데 이는 타의 큰 받음각으로 인해 실속이 발생하거나 또한 큰 받음각에서의 유동해석은 이상유체 및 포텐셜 유동의 해석 한계로 생각된다. $\delta_R=35^\circ$ 까지는 현재의 계산결과가 Tamashima et al.의 결과와

일치하다 40° 에서는 Han et al. 의 계산결과를 따라가는 것은 큰 타각에서 후류 모델링의 차이에 따라 수치계산 값이 다소 다를 수 있음을 보여주고 있다. 또한 그림에서는 프로펠러 없이 타만의 유체력을 계산하여 Tamashima et al.의 계산값과 비교하였는데 그 경향은 비슷하고 타 앞에 프로펠러가 있을 경우가 프로펠러 없이 타만 있을 경우보다 K_{pz} 가 두 배정도 증가함을 알 수 있고 이는 프로펠러-타의 상호작용에 의한 간섭효과는 상당히 큼을 이야기 해주고 있다.

수중에서의 프로펠러-타 상호작용해석은 공기중에서의 프로펠러-날개의 상호작용해석과 일치하기 때문에 지금까지의 실험결과 및 다른 계산결과와의 비교를 통해 개발된 프로그램의 유용성과 정도를 확인 할 수 있다고 본다.

5.2 프로펠러-WIG 상호작용 및 성능해석

Fig.8은 프로펠러와 WIG 격자 및 패널요소를 보여주고 있다. MP101프로펠러와 5.1절에서 언급한 바와 같이 선형후류를 사용하였다. Fig.9에서 보듯이 WIG선의 주익의 단면은 NACA6409, A.R.=1.5, 끝단판(endplate)은 뒷날에서 0.05 c의 높이를 가지면서 해면과 평행하게 부착된 형태이고 받음각(α)은 4° 로서 순항시의 경우로 고정하였다. 여기에서 h 는 지면으로부터 날개의 끝단판 하부까지의 비행고도를 나타내고 프로펠러의 위치는 날개의 앞날(leading edge)에서의 프로펠러 중심까지의 수평거리를 X_p , 수직거리를 Z_p 로 정의하였다. 본 논문에서는 프로펠러의 부착위치 (X_p, Z_p), 직경 (D) 및 전진계수 (J)를 변화시키면서 여러 가지 비행고도의 변화에 대한 공력특성을 조사해 본다.

10명 정도의 승객을 태우고 150 km/h의 순항 속도, $c=6m$, A.R.=1.5의 주익에 대해, 2 m 직경과 2000 rpm의 회전속도의 프로펠러를 가지고 운항하는 WIG선을 설계한다고 가정할 경우 전진계수 값은 다음으로 된다.

$$J = \frac{V_A}{nD} = \frac{150km/hr}{2000rpm \times 2.0m} = 0.625$$

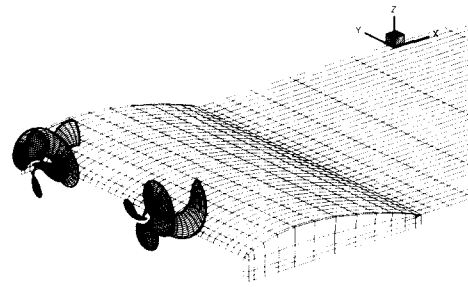


Fig.8 Panel arrangement for the propeller and WIG

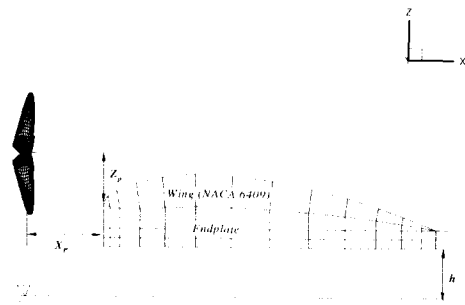


Fig.9 Coordinate system of propeller and WIG

Fig.2에서 $J=0.65$ 정도에서 최대효율이 나타나므로 $J=0.65$ 를 중심으로 두가지 변화0.55와 0.80, 즉 3가지 전진계수변화에 대하여 계산을 수행하였고 프로펠러의 수평거리(X_p)를 1.5 m를 중심으로 세가지 경우(1.2, 1.5, 1.8 m), 수직거리(Z_p)를 0.8 m를 중심으로 네가지 경우(0.6, 0.8, 1.0, 1.2 m), 마지막으로 프로펠러 직경을 2.0 m를 중심으로 세가지 경우(1.8, 2.0, 2.2 m)에 대해서 WIG의 순항고도를 변화시켜가며 계산을 수행하였다. 여기서 설계조건인 표준조건은 $J=0.65, D=2.0m, X_p=1.5m, Z_p=0.8m$ 이다.

Fig.10은 프로펠러가 있는 경우와 없는 경우의 날개 위면에서 유속 분포를 보여주고 있다. 무차원 비행고도 $h/c=0.3$ 이고 프로펠러가 부착된 경우는 표준조건인 경우이다. 프로펠러가 없는 경우

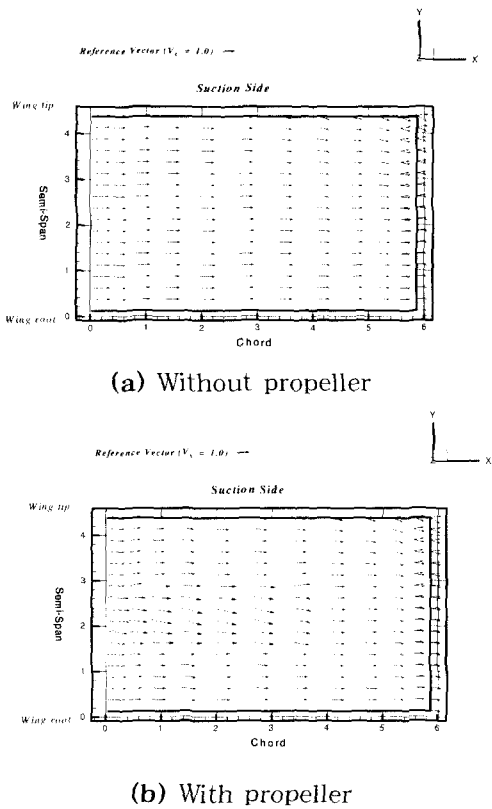


Fig.10 Velocity distribution on WIG ($\alpha=4^\circ$, $h/c=0.3$, $J=0.65$, $D=2.0\text{ m}$, $X_p=1.5\text{ m}$, $Z_p=0.8\text{ m}$)

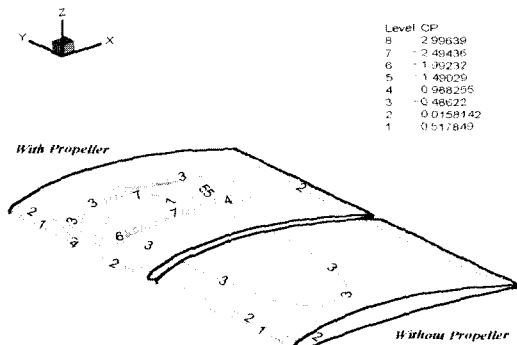


Fig.11 Comparison of the pressure distribution on wing surface with and without the propellers ($\alpha=4^\circ$, $h/c=0.3$, $J=0.65$, $D=2.0\text{ m}$, $X_p=1.5\text{ m}$, $Z_p=0.8\text{ m}$)

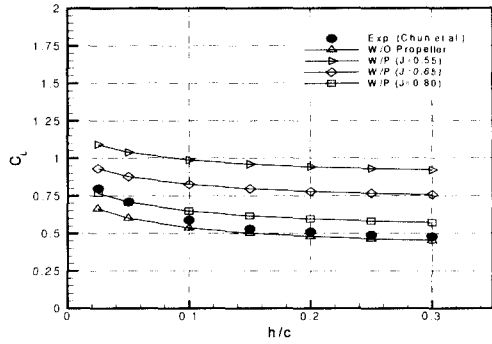
와 비교해서 프로펠러가 있을 때 후류의 영향을 받는 윗면의 유속이 큰 것을 알 수 있고 Fig.11은 이러한 날개 유속의 증가로 인해 후류가 집중되는 부분에서 큰 압력의 변화를 보여주고 있으며 이로 인하여 양력이 증가함을 알 수 있다.

Fig.12는 프로펠러 전진계수에 따른 양력 및 압력중심(X_{cp})의 변화를 보여주고 있다. Chun et al.(1996)의 실험값은 프로펠러가 없는 경우의 고도변화에 따른 양력계수의 값으로서 본 계산 결과의 타당성을 검증하기 위해 보였다.

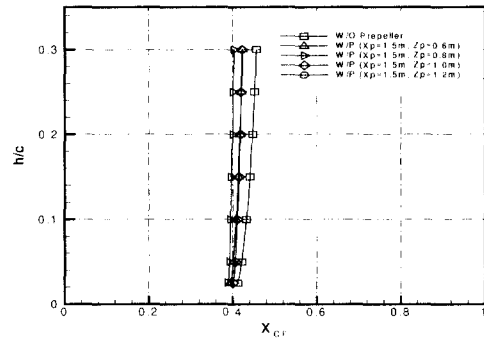
$h/c=0.05$ 이하의 극히 낮은 고도를 제외하고는 계산값과 실험값이 비교적 잘 일치하고 있다. 프로펠러가 부착된 경우는 전진계수가 낮을수록 양력이 커지고 압력중심이 전방으로 이동하는 것을 알 수 있다. 같은 전진속도(V_A)에 대해서 전진계수가 낮아진다는 것은 즉 프로펠러의 회전수가 증가하여 후류의 유속이 증가하여 양력이 커짐을 알 수 있고 양력의 증가와 같은 양상으로 전진비가 낮아짐에 따라 압력중심이 앞으로 이동함을 알 수 있다. 압력중심의 변화에서 주목할 것은 프로펠러가 있을 경우 고도변화에 따른 압력중심의 변화가 프로펠러가 없을 경우와 비교하여 작다는 것이다.

WIG의 경우, 일반 항공기의 설계에서와는 달리 고도에 따라서 피치 모멘트가 큰 변화를 일으킨다는 점에 주의해야한다. 그러므로 WIG의 설계시에는 가능한 고도에 따른 압력중심의 변화를 줄이는 방법을 택해야 하며 압력중심의 이동이 적을 경우 더 큰 안정성을 가지기 때문에 프로펠러의 후류는 안정성을 증가시키는 경향이 있다고 생각된다.

Fig.13은 수평거리(X_p)를 1.5 m로 고정시키고 수직거리(Z_p)를 변화시키면서 양력과 압력중심을 살펴보았다. Z_p 가 0.8 m일 경우에 양력이 가장 크게 나왔으며 이보다 위, 아래인 0.6 m, 1.0 m에서 다음으로 크게 나왔고 조금 더 위로 벗어난 1.2 m일 경우에는 프로펠러의 영향을 거의 받지 않아 양력의 변화는 거의 없는 것으로 보인다. 압력중심의 변화도 양력의 변화와 같은 양상으로 움직임을 알 수 있다.

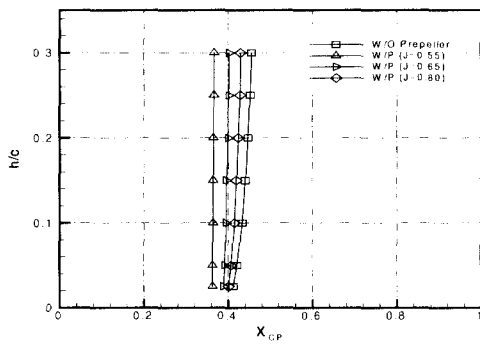


(a)



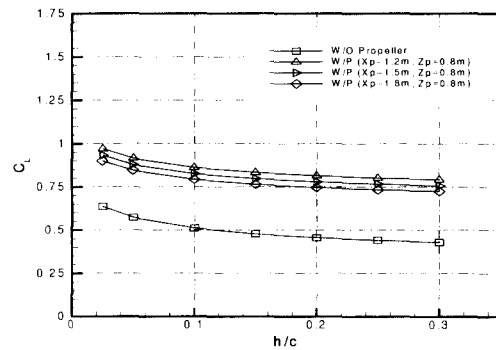
(b)

Fig.13 Effect of Z_p on C_L and X_{cp}
($J=0.65, D=2.0 m$)

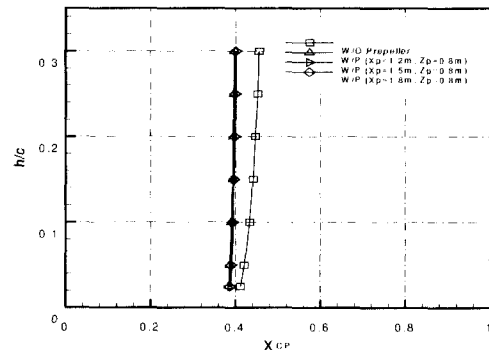


(b)

Fig.12 Effect of advance coefficient on C_L and X_{cp} ($J=0.65, D=2.0 m, X_p=1.5m, Z_p=0.8m$)

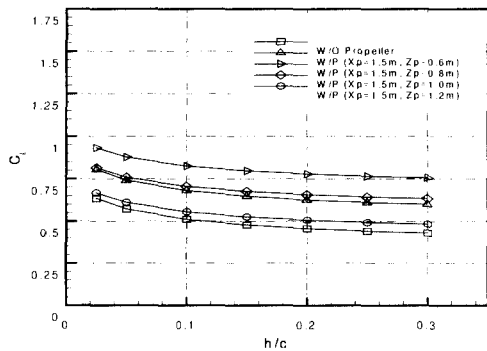


(a)

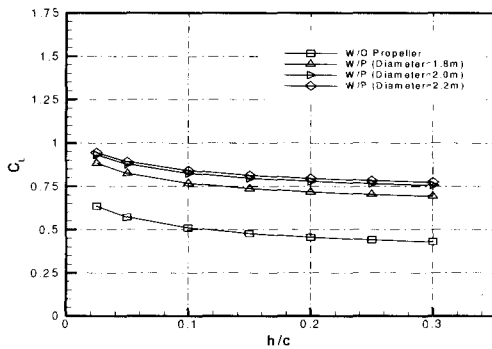


(b)

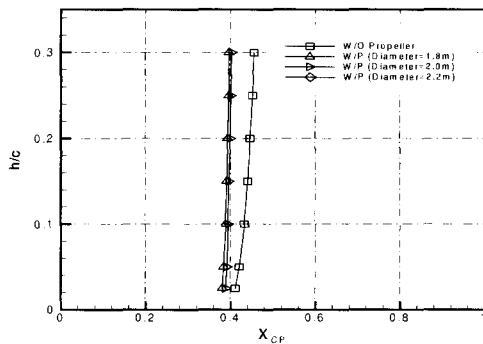
Fig.14 Effect of X_p on C_L and X_{cp}
($J=0.65, D=2.0 m$)



(a)



(a)



(b)

Fig.15 Effect of propeller diameter on C_L and X_{cp} ($J=0.65$, $X_p=1.5m$, $Z_p=0.8m$)

Fig.14는 Z_p 를 $0.8m$ 로 고정시키고 X_p 를 바꾸어 가며 그 영향을 보았다. 날개 앞날에 프로펠러가 가까이 있을수록 양력이 크게 나왔으나 그 차이는 크지 않으며 압력중심 또한 비슷한 경향을 보이고 있다.

Fig.15는 $X_p=1.5m$, $Z_p=0.8m$ 으로 위치를 고정시키고 프로펠러 직경의 변화에 따라 공력 특성을 보았다. 프로펠러의 직경이 커질수록 양력이 크게 나왔으나 실제 WIG는 수면 가까이 날아가기 때문에 수면과의 접촉을 생각해서 적절한 프로펠러 직경의 선택이 요구된다.

지금까지의 결과에서 볼 수 있듯이 프로펠러의

수직방향의 위치변화에 따른 공력 특성의 변화가 가장 현저하기 때문에 수직방향의 적절한 위치 선택이 WIG선의 성능향상에 필수적임을 알 수 있었다. 수치계산에서 표준조건인 $X_p=1.5m$, $Z_p=0.8m$, 직경은 $2m$ 가 현재의 WIG선에는 적절함을 알 수 있었고 고도변화에 따른 압력중심의 변화도 적음을 알 수 있었다.

6. 결론

본 연구의 내용을 요약하면 다음과 같다.

1. 개발된 프로그램의 검증은 수중에서의 프로펠러-타의 상호작용 및 성능을 계산하여 발표된 실험결과 및 계산 결과와의 비교를 통하여 본 방법의 정확성과 타당성 간접적으로 수행하였다.

2. 프로펠러-WIG의 상호작용 및 성능 해석을 통하여, 순항속도가 일정한 경우에 전진계수가 낮을수록 (즉 프로펠러 회전수가 높을수록) WIG에 더 큰 영향을 주었다. 프로펠러와 WIG의 수직, 수평거리, 프로펠러 직경의 변화에 따른 WIG의 공력 특성은 프로펠러의 수직방향의 위치변화에 따른 공력 특성의 변화가 가장 현저하기 때문에 수직방향의 적절한 위치 선택이 필요함을 알 수 있었다. 이와 같은 결과로부터 WIG순항 시에 프로펠러를 가동함으로써 양력의 증가와 압력중심이 고도에 따라 적은 변화를 보여줌으로써 안정성 향상을 가져옴을 알 수 있었다.

3. 개발된 프로그램은 순항시 PARWIG혹은 WIG선의 성능을 적절히 추정할 수 있다고 생각되며 초기 설계 시 프로펠러의 위치, 크기 및 회전수 결정에 효과적으로 사용될 수 있다고 본다.

4. PARWIG는 이착륙시 프로펠러 축의 방향을 바꾸어 후류를 날개와 수면사이에 붙여넣어 고양력을 얻는다. 이러한 해석을 위해서는 경사진 프로펠러에 대해서 지면효과를 고려한 후류 모형생성이 필요하나 쉬운 일은 아니라고 본다. 앞으로 이에 대한 연구와 프로펠러-WIG선의 후류모형 생성에 대한 추가적인 실험적 및 수치적 연구가 필요하다고 본다.

참 고 문 헌

- Chun, H.H., Chang, J.H., Paik, K.J., Shin, M.S. 2000 "Wind Tunnel Test on the Aerodynamic Characteristics of a PARWIG", J. of the Society of Naval Architects of Korea, Vol.37, No.3, pp.57-68 (in Korean)
- Chun, H.H., Chung, J.H., Chung, K.H., Chang, J.H., Chang, S.I., 1996 "Experimental Investigations on Wing in Ground Effect" Proc. of 3rd Korea-Japan Joint Workshop on Ship and Marine Hydrodynamics, Daejeon, Korea, pp. 358-369
- Chun, H.H., Chang, C.H., Paik, K.J. 1999 "Longitudinal Stability of a Wing in Ground Effect Craft", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol.36, No.3, pp. 60-70 (in Korean)
- Greeley, D.S., Kerwin, J.E., 1982 "Numerical Methods for Propeller Design and Analysis in Steady Flow," Trans. SNAME, Vol.90, pp.415-453
- Han, J.M., Kong, D.S., Kim, Y.G., Lew, J.M., 1999 "Analysis of Propeller-Rudder Interaction With Rudder Angle", Proc. of the Annual Autumn Meeting, SNAK, pp. 206-209 (in Korean)
- Kerwin, J.E. & Lee, C.S., 1978 "Prediction of Steady and Unsteady Marine Propeller Performance by Numerical Lifting-Surface Theory," Trans. SNAME, Vol.86, pp.218-253
- Kim, H.J., Chun, H.H. 1999 "Design of 2-Dimensional WIG Section by a Nonlinear Optimization Method", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol.36, No.3, pp. 50-59 (in Korean)
- Kim, S.K., Suh, S.B., Lee, D.H., Kim K.E. 1997 "Wind Tunnel Test Study on the Wings of WIG Ship", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 34, No. 1, pp. 60-67 (in Korean)
- Kirillovikh V.N., Nov. 1995 "Russian ekranoplans", Proc. of Workshop on 21C Flying Ships, Sydney Australia, pp.71-117
- Lee, J.T., 1987 "A Potential based Panel Method for the Analysis of Marine Propellers in Steady Flow", Ph.D. Thesis, Dept of Ocean Engineering, MIT, USA, 150pp
- Paik K.J. 2000 "The Analysis of Performance of Marine propeller by the Panel Methods", MSc Thesis, Dept of NAOE, Pusan National University, Korea, p.102 (in Korean)
- Paik K.J., Suh S. B., Chun H.H., 2000 "Analysis of Contra-Rotating Propellers in Steady Flow by a Vortex Lattice Method ", J. of Ocean Engineering and Technology, Vol. 14, No.2, pp.36-43 (in Korean)
- Park, I.R., Chun, H.H. 1998 "Analysis of Steady and Unsteady Performance for 3-D Surface Effect Wing", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol.35, No.3, pp.14-25 (in Korean)
- Prandolini L.J. 1996 Proc. of Workshop on 21C Flying Ships, edited by Prandolini L.J., Sydney Australia, 244p.
- Prandolini L.J., 1996 Proc. of Workshop on Ekranoplans Very Fast Craft, edited by Prandolini L.J., Sydney Australia 300p.
- Prandolini L.J., 1998 Proc. of Workshop on WISE up to Ekranoplans GEMs, edited by Prandolini L.J., Sydney Australia 1998, 273p.
- RINA, 1997 Proc. of Int. Conference on

- WIG Effect Craft, Royal Institute of Naval Architects, London, U.K.
- Rozhdestvensky K.V. 2000, Proc. of GEM 2000, International Conference on Ground Effect Machines, Edited by Rozhdestvensky K.V., Saint-Petersburg Russia
 - Sinitsyn D. & Maskalik A., Dec. 1996 "The Ekranoplan is a New Type High Speed water Transport which can be Used in All Seasons", Proc. of Workshop on Ekranoplans Very Fast Craft, Sydney Australia, pp.152-162
 - Tamashima, M., Matsui, S., Yang, J., Mori, K., and Yamazaki, R., 1993 "The Method for Predicting the Performance of Propeller-Rudder System with Rudder Angle and Its Application to the Rudder Design," Trans. of the West-Japan Society of Naval Architects, Vol. 86, pp. 53-76



〈 전 호 환 〉



〈 김 민 규 〉