

---

 論 文
 

---

大韓造船學會論文集  
 第34卷第4號 1997年 11月  
 Journal of the Society of  
 Naval Architects of Korea  
 Vol. 34, No. 4, November 1997

## 패널법에 의한 물 분사 추진장치의 성능해석

문일성\*, 이창섭\*\*, 송인행\*, 김기섭\*

### Prediction of Performance of Waterjet Propulsors by Surface Panel Method

by

Il-Sung Moon\*, Chang-Sup Lee\*\*, In-Haeng Song\* and Ki-Sup Kim\*

#### 요 약

본 논문에서는 물분사추진기의 성능해석을 위하여 포텐셜을 기저로 한 패널법을 정립하였다. 문제를 수치적으로 표현하기 위하여 임펠러와 고정날개의 날개표면, 그리고 허브와 덕트표면에 법선 다이폴과 쌍극자를 분포하였으며 임펠러와 고정날개에서 방출되는 후연반류면에는 법선다이폴을 분포하였다. 경계면 단립조건을 만족하기 위하여 덕트의 입구면과 출구면에는 다이폴과 쌍극자를 분포하였으며, 운동학적 경계조건을 만족하기 위하여 경계면에서의 법선방향의 속도가 영이라는 비침투 조건을 사용하였다. 입구면에서의 전유량이 주어지면 연속방정식을 만족하도록 출구면에서의 쌍극자의 세기가 결정된다. 물체표면을 사각형의 패널로 이산화 하였으며, 적분방정식에 경계조건을 적용함으로써 주어진 형상에 대하여 유일한 해를 구 할 수 있다. 체계적인 수치시험을 통하여 본 연구에서 개발한 수치해석방법이 안정적임을 확인하였고 프로그램의 검증을 위하여 물분사 추진기와 유사한 축류송풍기의 형상에 대하여 수치검증을 하였다. 또한, 실제적인 적용을 위하여 선박해양공학센터(KRISO)에서 실험한 물분사추진장치의 실험결과와 비교, 도시 하였다.

#### Abstract

This paper describes a potential-based panel method formulated for the prediction of the steady performance of a waterjet propulsor. The method employs normal dipoles and sources distributed on the solid surfaces such as the impeller/stator blades, hub and duct, and normal dipoles in the shed wakes trailing the impeller and stator to represent the potential flow

---

발 표 : 1996년도 대한조선학회 추계연구발표회('96. 11. 8)

접수일자 : 1996년 12월 23일, 재접수일자 : 1997년 7월 18일

\*정회원, 한국기계연구원 선박해양공학센터

\*\*정회원, 충남대학교 선박해양공학과

around the waterjet propulsor. To define a closed boundary surface, the inlet and outlet open boundary surfaces are introduced where the sources and dipoles are distributed.

The kinematic boundary condition on the solid boundary surface is satisfied by requiring that the normal component of the total velocity should vanish. On the inlet surface, the total inflow flux into the duct is specified, and on the outlet surface the conservation of mass principle is applied to evaluate the source strength. The solid surfaces are discretized into a set of quadrilateral panel elements and the strengths of sources and dipoles are assumed constant at each panel. Applying this approximation to the boundary conditions leads to a set of simultaneous equations.

Systematic numerical tests show that the present numerical method is fast and stable. In order to validate the present method, sample computations are carried out first for the case of a conventional axial flow fan which has a similar geometry as the waterjet propulsor, and then for the case of a waterjet propulsor on which experiments are carried out at KRISO (Korea Research Institute of Ships and Ocean Engineering).

## 1. 서언

비공동 프로펠러를 사용하는 선박의 경우, 선박의 속도가 30-40노트에 다다르면 과도한 캐비테이션 발생에 의하여 부식 또는 실속등의 심각한 문제에 접할 수 있다. 이러한 문제를 해결하기위한 하나의 방안으로 초기에 과도한 캐비테이션을 발생시키지만 날개뒷날 하류까지 공동을 연장시켜 캐비테이션에 의한 손상을 감소 시키는 것으로써 날개 단면모양을 썸기형태로한 초월공동 프로펠러가 있다. 다른방법으로는 프로펠러 주위의 압력을 높혀줌으로써 캐비테이션의 발생을 지연시키는 방법으로 물분사추진장치를 들수 있다.

선박에 사용되는 물분사추진기는 물을 가속시키는 장치로써 물분사추진장치의 입구면과 출구면을 통과하는 유동의 모멘텀 차이에 의하여 추진력을 발생 시킨다. 따라서 물분사추진기의 성능평가를 위하여는 입구면과 출구면에서의 속도를 정확히 예측하는것이 필요하며 수치해석과 실험을 통한 물분사추진기의 성능평가는 고효율의 물분사추진기를 개발하기 위하여 절실히 필요하다.

전통적으로 물분사추진기의 설계는 모형실험과 실선적용을 통하여 채택되어온 펌프설계이론에 의존하여 왔으며, 날개요소이론을 이용한 성능해석

방법이 널리 사용되어 왔다. 물분사추진기의 기본 이론과 역사적 배경은 Allison[1]에 의해 정리되었으며 Turton[2]은 펌프설계이론에 대하여 자세히 설명하고 있다. 현재까지 완전한 3차원 형상과 덕트를 고려한 해석은 무척 드문 실정이다. 따라서 본 연구에서는 물분사추진장치의 유체역학적 성능을 평가하기 위한 수치 프로그램을 개발하였으며 실험결과와 비교 검증 하였다. 본 연구에서 채택한 패널법을 사용하여 수치프로그램을 개발하는데에는 여러가지 어려움이 산재하여 있다. 첫째로 임펠러와 고정날개, 덕트는 복잡한 기하학적 형상을 갖고 있다. 또한, 일반적으로 임펠러와 덕트의 간격은 임펠러 반경의 1-2%에 불과하기 때문에 수치해석상 특이현상이 발생하기 쉽다. 이와같은 기하학적 문제에 더하여 임펠러의 후연반류와 고정날개의 간섭은 수치 프로그램을 개발하는데 큰 어려움을 준다.

수치 프로그램을 위하여 Morino[3]에 의하여 제안되고 Lee[4]와 Kim등[5]에 의하여 프로펠러의 단독성능 해석에 성공적으로 적용된 바 있는 포텐셜을 기저로 한 패널법을 사용하였다. 무한유체장에서 작동하는 일반적인 프로펠러의 단독성능 해석과는 달리 물분사추진장치의 임펠러는 입구면과 출구면을 제외하면 제한된 덕트내에서 작동하기 때문에 입구면과 출구면에 경계조건을 부과할 필

요가 있다.

## 2. 경계치 문제의 정식화

### 2.1. 기본가정

물분사추진기의 임펠러가 축대칭인 원주형 덕트 안에서 일정한 회전속도  $n$ 을 가지고 회전하며 고정날개는 덕트에 고정되어 임펠러의 후류에 위치한다고 가정하자. 덕트 입구면에서의 유입속도  $V_i$ 는 균일류로 가정하면 입구면에 유입되는 전유량  $Q_i$ 와 입구면의 면적  $A_i$ 에 의하여 결정된다. 즉,

$$V_i = Q_i / A_i, \quad (1)$$

출구면에서의 속도 또한 균일류라고 가정하면 출구면에서의 속도  $V_j$ 는 다음과 같이 표현 된다. 즉,

$$V_j = V_i A_i / A_j, \quad (2)$$

여기서,  $A_j$ 는 출구면의 면적이다.

임펠러와 고정날개의 날개와 후연반류면에서 점성의 영향은 미소하다고 가정한다. 따라서 임펠러와 고정날개는 비점성, 비압축성인 유체의 비회전성 유동장에서 작동한다.

### 2.2. 기준 좌표계

물분사추진기의 성능해석에 적합한 임펠러 날개에 고정된 우수 직교좌표계를 채택하였으며 Fig. 1에 도시 하였다.

임펠러의 축 중심에 x축을 위치시키고, 하류방향을 양으로 한다. x좌표의 원점의 위치는 원칙적으로 임의로 선정될 수 있으나 임펠러 평면과 일치되도록 한다. y축은 축에서 수직인 반경방향 거리를 잡고, 원점은 축 중심에 잡는다. y축도 x축 주위의 임의의 각 위치에 놓을 수 있으나, 편의상 임펠러 기준선과 일치시킨다. z축은 나머지 두축과 우수좌표계를 형성하도록 정의한다. 원통 좌표계를 통상적인 방식으로 정의하여, 하류 쪽을 향하여 y축으로 부터 시계 방향으로 회전하는 각

$\theta$ 를 택하고, 반경 좌표를  $r$ 이라 할 때 다음 관계식을 얻는다.

$$\theta = \tan^{-1} \frac{z}{y} \quad (3)$$

$$r = \sqrt{y^2 + z^2} \quad (4)$$

임펠러는 하류를 향할 때 반시계 방향으로 회전한다.

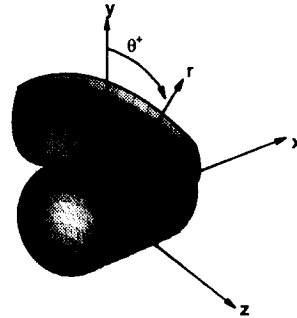


Fig. 1 Coordinate system

### 2.3. 지배방정식 및 경계조건

섭동속도  $\vec{v}$ 는 이상유동장에서 정의되는 섭동속도 포텐셜  $\phi$ 를 사용하여  $\vec{v} = \nabla \phi$ 로 표현 될 수 있으며 전 유체 영역에서 질량 보존의 법칙이 성립하여야 하므로 지배 방정식으로 Laplace 방정식을 얻는다. 즉,

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (5)$$

식(5)에 다음과 같은 경계 조건을 부과함으로써 물분사추진장치 주위의 유동은 유일하게 정의된다.

- 1) 임펠러 및 고정날개, 덕트 표면에서의 비침투 조건:

$$\hat{n} \cdot \vec{V} = \hat{n} \cdot \vec{U}_r + \frac{\partial \phi}{\partial n} = 0 \quad (6)$$

여기서,  $\hat{n}$ 은 물체 표면에서의 단위 법선 벡터이며 유체영역을 향할때 양으로 정의된다. 또한  $\vec{U}_r$ 은 유입 유동 속도로, 임펠러

에 고정된 좌표계에서 반경  $\vec{r}$  및 선속  $\vec{V}_s$  와 임펠러의 회전 각속도  $\vec{\Omega}$  로 부터 다음과 같이 표현된다.

$$\vec{U}_r(r) = \begin{cases} \vec{V}_s(r) - \vec{\Omega} \times \vec{x} & \text{for impeller} \\ \vec{V}_s(r) & \text{for stators} \end{cases} \quad (7)$$

2) 임펠러 및 고정날개의 뒷날에서의 Kutta 조건:

$$|\nabla\phi|_{T.E.} < \infty \quad (8)$$

3) 후류면에서의 운동학적 경계조건:

$$\Delta \frac{\partial \phi}{\partial n} = (\hat{n} \cdot \nabla \phi)^+ - (\hat{n} \cdot \nabla \phi)^- = 0 \quad (9)$$

여기서 상첨자 +와 -는 각각 반류면의 위, 아래를 나타낸다.

4) 후류면에서의 역학적 경계 조건:

$$\Delta p = p^+ - p^- = 0 \quad (10)$$

5) 덕트 입구면  $S^{R^+}$ 에서의 경계조건:

$$\hat{n} \cdot \vec{V}_i = \hat{n} \cdot \vec{V}_s + \frac{\partial \phi}{\partial n} = \frac{Q_i}{A_i} \quad (11)$$

6) 덕트 출구면  $S^{R^-}$ 에서의 경계조건:

$$\int_{S^{R^+}} \hat{n} \cdot \vec{V}_i dS + \int_{S^{R^-}} \hat{n} \cdot \vec{V}_j dS = 0 \quad (12)$$

### 3. 적분방정식

물체경계면에 범선다이폴과 쏘오스를 분포하고 후연 반류면에 다이폴을 분포하면 Green정리로 부터 임의의 제어점  $\vec{p}$ 에서의 섭동속도 포텐셜을 다음과 같은 적분방정식으로 표현 할 수 있다.

$$\begin{aligned} \phi(\vec{p}) = & \int_{S^a} -\phi(\vec{q}) \frac{\partial}{\partial n_q} G(\vec{p}, \vec{q}) dS \\ & + \int_{S^a} \frac{\partial \phi(\vec{q})}{\partial n_q} G(\vec{p}, \vec{q}) dS \\ & + \int_{S^b} -\phi(\vec{q}) \frac{\partial}{\partial n_q} G(\vec{p}, \vec{q}) dS \\ & + \int_{S^b} \frac{\partial \phi(\vec{q})}{\partial n_q} G(\vec{p}, \vec{q}) dS \quad (13) \\ & + \int_{S^c} -\phi(\vec{q}) \frac{\partial}{\partial n_q} G(\vec{p}, \vec{q}) dS \\ & + \int_{S^c} \frac{\partial \phi(\vec{q})}{\partial n_q} G(\vec{p}, \vec{q}) dS \\ & + \int_{S^w} -\Delta \phi_w \frac{\partial}{\partial n_q} G(\vec{p}, \vec{q}) dS \end{aligned}$$

여기서  $G(\vec{p}, \vec{q})$ 는 Green함수를 나타내며  $\vec{p}, \vec{q}$ 는 각각 제어점과 특이점을 나타낸다. 또한, 윗첨자 B,W는 각각 물체경계면과 후연반류면을 나타내며 아래첨자 w도 반류면을 나타낸다. 경계 조건(11)로 부터 입구면에서의 쏘오스의 세기는 영이 된다. 또한 내부유동의 경우 입구면의 한점에서 포텐셜을 0으로 가정 할 수 있다. 이것을 확장하면 입구면 전체에 적용가능한데 이것은 입구면에서의 횡방향 유기속도 성분이 없다는 것을 나타낸다. 따라서 식(13)을 다시 쓰면 다음과 같이 표현된다. 즉,

$$\begin{aligned} \phi(\vec{p}) = & \int_{S^a} -\phi(\vec{q}) \frac{\partial}{\partial n_q} G(\vec{p}, \vec{q}) dS \\ & + \int_{S^a} \frac{\partial \phi(\vec{q})}{\partial n_q} G(\vec{p}, \vec{q}) dS \\ & + \int_{S^b} -\phi(\vec{q}) \frac{\partial}{\partial n_q} G(\vec{p}, \vec{q}) dS \quad (14) \\ & + \int_{S^b} \frac{\partial \phi(\vec{q})}{\partial n_q} G(\vec{p}, \vec{q}) dS \\ & + \int_{S^w} -\Delta \phi_w \frac{\partial}{\partial n_q} G(\vec{p}, \vec{q}) dS \end{aligned}$$

### 4. 패널법에 의한 수치해석

#### 4.1. 임펠러와 고정날개, 덕트의 이산화

수치해석을 위하여 임펠러와 고정날개, 덕트의 표면을 사각형 패널로 이산화 하였으며 Fig. 2에

도시 하였다.

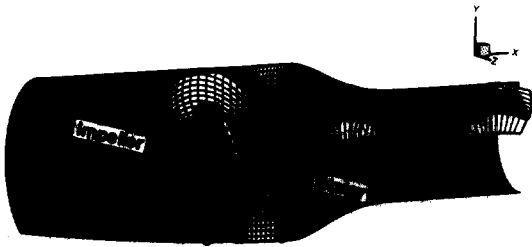


Fig. 2 Quadrilateral panel representation of impeller blades, stator blades, hub and duct

임펠러와 고정날개의 앞날부근은 다른 부분에 비하여 유동이 급격히 변하는 곳이다. 따라서 코오드 방향으로 Cosine 분할법을 사용하면, 날개의 앞날과 뒷날 부근에 상대적으로 더 많은 수의 패널이 배치되어 이 부근에서 급격히 변화하는 유동 현상을 좀 더 정확하게 표현하는 것이 가능하다. 반경방향으로의 분할은 통상적으로 Half-Cosine 공식을 사용하여 날개끝에 좀 더 많은 패널이 배열되도록 분할 하여왔다. 이것은 일반적인 프로펠러의 경우 날개끝의 코오드길이가 거의 0에 가깝고 무한 유체장에서 작동할때 효과적으로 적용되어 왔다. 하지만 물분사추진기의 경우 임펠러 날개끝의 코오드 길이가 길고, 덕트가 바로 인접하여 위치하고 있으므로 오히려 수치적으로 불안정한 해를 주게된다. 또한 고정날개의 경우 덕트표면에 부착되기 때문에 임펠러와 동일한 문제에 봉착하게 된다. 따라서 본 연구에서는 반경방향으로 등간격분할을 사용하였다.

본 연구에서는 허브의 정확한 형상보다는 이상화한 형상을 사용하였다. 본 연구에서는 임펠러의 허브비를 그대로 유지하면서 상, 하류에 타원형 단면을 가정하고, 축을 중심으로 회전하여 허브의 형상을 얻었다. 허브표면을 이산화하기 위하여는 날개뿌리 부근에서의 패널이 날개부분의 패널과

매끈하게 연결되도록 한다. 즉, 이웃하는 날개 사이에서 축방향으로는 날개의 Cosine 분할과 일치하고 원주방향으로는 NTH 개의 스트립으로 나누어지도록 한다. 스트립의 폭은 날개 두께가 코드 방향으로 일정하지 않으므로 축방향으로 변하게 된다. 날개의 상류에서는 임펠러 허브에서의 피치를 따라 유선방향으로 패널이 형성되도록 하였으며, 하류에서는 날개의 뿌리부분에서 방출되는 후류면과 허브 패널을 일치하고 그 하류에서는 박리되어 일정한 반경을 유지하도록 하였다.

덕트는 축대칭인 상태에서 임펠러 날개를 둘러싸고 있다고 하자. 기존의 덕트-프로펠러에서 사용하였던 덕트의 기하학적 형상과는 달리 물분사 추진기에서의 덕트의 형상은 하나의 면으로 구성된다. 또한 기존의 물분사추진기의 형상과 가깝게 하기 위하여 노즐형상을 출구와 입구면의 면적의 비로써 형상화 하였으며 편의상 덕트의 단면은 원형으로 하였다. 본 연구에서는 정확한 덕트의 형상을 표현하기보다는 덕트와 임펠러의 상호 영향에 대해 더욱 치중하였기 때문에 덕트의 형상은 미해군 연구소가 보유한 Large Cavitation Channel의 수축부형상 제작시 사용한 5차식으로 표현하였다. 즉,

$$\frac{y}{y_0} = A\left(\frac{L-x}{L}\right)^3 + B\left(\frac{L-x}{L}\right)^4 + C\left(\frac{L-x}{L}\right)^5 \quad (15)$$

여기서,  $A = 10x_i(4x_i - 3)/D$ ,  $B = -2A + 5$ ,  $C = A - 4$ , 그리고  $D = 10x_i^2 - 12x_i + 3$  이며  $x_i$ 는 수축부 출구로부터 변곡점까지의 거리이며  $y$ 는 덕트의 반경이다. 또한 물분사추진기를 해석하는 데 있어서 무한상류에서 유입되는 유입유동을 나타내기 위하여 덕트의 길이를 충분히 길게 하였다. 덕트 표면에 분포된 특이점과 임펠러에 분포된 특이점과의 상호영향을 해석하는 데 있어서 덕트 표면의 이산화는 해의 정확성에 기여하는 바가 크다. 특히 덕트표면에 분포된 다이폴에 의하여 임펠러 또는 다른 제어점의 위치에서 유기되는 섭동속도를 구하는데 있어서 특이점과 제어점의 위치가 밀접할 경우, 유기속도 계산시 특이 현상의 발생으로 수치해석시 난해한 점이 있다. 이러한

현상을 제거하기 위하여 덕트표면을 임펠러의 피치와 일치시켜 나선형으로 하였다. 나선형으로 이산화하는 경우에 덕트 표면의 상류 부분은 허브의 피치를 따라 이산화하였으며 임펠러 부분, 즉 덕트 표면과 임펠러가 서로 마주보는 부분은 임펠러와 같이 분할하였다. 또한 임펠러의 하류 부분은 임펠러의 후류면의 피치를 따라 정렬하였다.

4.2. 임펠러와 고정날개 후연반류의 이산화

후류면의 기하학적 형상은 날개에 유기되는 속도계산의 정확도에 큰 영향을 끼친다. 임펠러의 하중이 작은 경우에는 후류를 교란되지 않은 유입각  $\beta_w(r)$ 이나 양력선 이론으로 얻은 유체 역학적 피치각  $\beta_l(r)$ 을 가진 순수한 나선면으로 표현하는 것이 널리 알려져 있다. 본 연구에서는 덕트와의 상호관계를 고려하여 후연반류를 단순한 모형인 선형 후류면을 사용하였다. 선형 후류면 모형은 날개의 뒷날에서부터 무한하류까지 동일한 피치를 유지하며 후연 보오텍스면이 형성된다는 가정에 의한 모형으로, 임펠러에 작용하는 하중이 아주 적고 축방향으로 덕트의 단면적의 변화가 없을 경우에만 적절하고, 실제 임펠러의 성능추정에는 적절하지 않은 모형이지만, 가장 단순하다는 잇점이 있어 덕트와의 상호관계에서 오히려 안정적인 해를 얻을 수 있다. Fig. 3에 채택한 선형 후류면과 덕트의 형상을 비교 도시하였다.

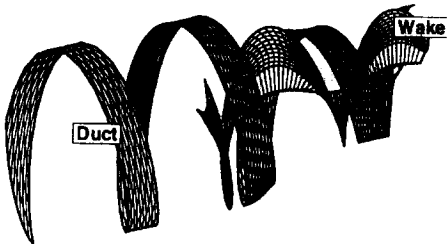


Fig. 3 Linear wake and duct geometry

고정날개의 후연 반류면은 임펠러에 비해 중요하지 않으므로 고정날개의 뒷날로 부터 축 방향으로 직선으로 형성되도록 구성 하였다.

4.3. 수치해석

효율적인 계산을 위하여 임펠러와 고정날개의 경계치 문제를 각각 분리하여 해석하였다. 즉, 임펠러와 고정날개의 상호작용을 해석하기 위하여 임펠러의 경계치 문제를 먼저 계산하여 임펠러에서의 다이폴과 소오스의 세기를 구한다음, 임펠러에 의해 고정날개에 유기 되는 속도를 계산 하였다. 유기속도를 계산한 후에 고정날개의 경계치 문제를 해석 하였다. 이러한 방법은 수렴할때 까지 반복계산을 하여야 하지만 본 연구에서는 계산 시간이 오래 걸리는 것을 감안 하여 한번의 계산만을 시도하였다.

4.4. 적분방정식의 이산화

적분방정식(14)를  $i$ 번째 제어점에 대하여 적용하면 다음과 같이 이산화한 형식으로 표현 할 수 있다. 즉,

$$\begin{aligned} \phi_{i(D)} + \sum_{j=1}^{N^B} \phi_j \int_{S_j} \frac{\partial G}{\partial n} dS & - \sum_{j=1}^{N^B} \left( \frac{\partial \phi}{\partial n} \right)_{j, S_j} \int_{S_j} G dS \\ + \sum_{j_r=1}^{N^R} \phi_{j_r} \int_{S_{j_r}} \frac{\partial G}{\partial n} dS & - \sum_{j_r=1}^{N^R} \left( \frac{\partial \phi}{\partial n} \right)_{j_r, S_{j_r}} \int_{S_{j_r}} G dS \\ + \sum_{j_w=1}^{N^W} (\Delta \phi_{T.E.})_{j_w} \int_{S_{j_w}} \frac{\partial G}{\partial n} dS & = 0 \end{aligned} \tag{16}$$

여기서  $N^B$ 는 임펠러와 고정날개 그리고 덕트에 있는 패널수,  $N^W$ 는 반류면에서의 패널수를 나타낸다. 또한,  $N^R$ 는 출구면의 패널수를 의미한다.

출구면 조건(12)와 동력학적 경계조건(6)으로 알 수 있는 법선방향의 유량  $(\partial \phi / \partial n)$  으로부터 식

(16)을 다시 정리하여 미지항과 기지항으로 정리하면 식(17)과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned}
 & \phi_{i(p)} + \sum_{j=1}^{N^B} \phi_j \int_{S^B} \frac{\partial G}{\partial n} dS \\
 & + \Delta\phi_{W.T.E.} \sum_{j=1}^{N^W} \int_{S^W} \frac{\partial G}{\partial n} dS \\
 & + \sum_{j=1}^{N^R} \phi_j \int_{S^R} \frac{\partial G}{\partial n} dS \quad (17) \\
 & = \sum_{j=1}^{N^B} \left( \frac{\partial \phi}{\partial n} \right)_j \int_{S^B} G dS \\
 & + \sum_{j=1}^{N^R} \left( \frac{\partial \phi}{\partial n} \right)_j \int_{S^R} G dS
 \end{aligned}$$

식(17)에 Kutta조건을 적용하면 총 미지항의 개수는  $N=N^B+N^R$ 이다. 따라서 식(17)은 유일한 해를 얻을수 있는 방정식이 되며 식(17)을 풀면 각 제어점에서의 섭동속도포텐셜을 구할 수 있다. 구하여진 포텐셜로부터 미분을 취하여 속도를 구하고, 여기에 베르누이 방정식을 적용하여 각각의 제어점에서의 압력을 구 할 수 있다. 이렇게 하여 구한 압력을 전체의 면적에 대하여 적분하여 각각의 성분별로 나누면 수두계수와 토크 계수

를 얻을 수 있다.

### 5. 물분사추진기 실험

#### 5.1. 실험장치 및 실험방법

물분사추진장치의 성능시험은 근본적으로 프로펠러의 단독시험 방법과 유사하다. 본 연구에서 해석한 물분사추진기의 실험장치를 Fig. 4에 도시하였다.

계측장비로는 일반적으로 프로펠러에 사용하였던 동력계를 사용하였다. 실험장치의 기준면에 장착된 동력계의 최대용량은 3000 rpm, 토크  $\pm 40Nm$ , 추력 70N (Kempf & Remmers Ltd, R46-IV Dynamometer)이다. 물분사추진기에 장착된 임펠러와 고정날개의 기본제원을 Table 1에 나타내었으며 임펠러와 덕트의 간극은 1mm로 하였다.

물분사추진장치의 성능해석을 위하여 다음과 같은 펌프성능해석시에 사용하는 무차원 변수를 도입하였다.

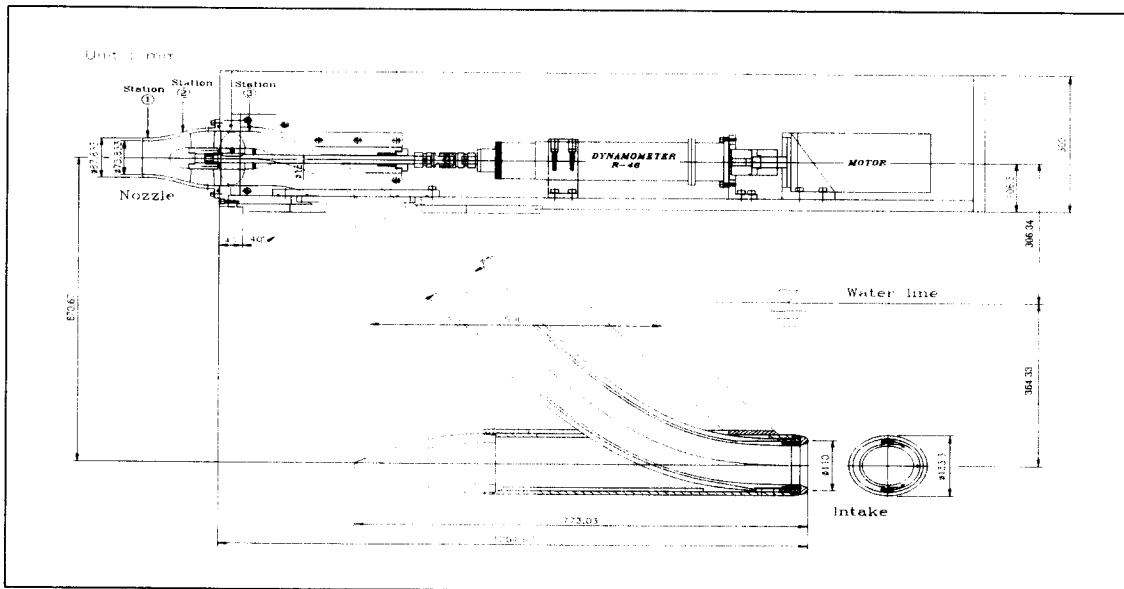


Fig. 4 Detail drawing of test equipment

유량계수(Flow rate coefficient):  $J_Q = \frac{Q_i}{nD^3}$

수두계수(Head coefficient):  $K_H = \frac{gH}{n^2 D^2}$

토크 계수(Torque coefficient):  $K_Q = \frac{Q_t}{\rho n^2 D^5}$

Table 1 Principal particulars of impeller and stator for KRISO waterjet propulsor.

Items	Impeller	Stator
Diam.(m)	0.118	0.120
$A_E/A_C$	1.175	0.730
Skew(deg)	10.740	9.584
Section	NACA66	NACA66
No. of blades	4	5
$(P/D)_{mean}$	0.972	8.916
Hub ratio	0.400	0.393

여기서 D는 임펠러의 지름, g는 중력가속도,  $\rho$ 는 밀도, H는 임펠러를 통과하는 유동의 수두증가,  $Q_t$ 는 임펠러의 토크를 나타낸다. 따라서, 임펠러 효율은 다음과 같다. 즉,

$$\eta_b = \frac{\rho g Q_i H}{2\pi n Q_t} = \frac{J_Q}{2\pi} \frac{K_H}{K_Q} \quad (18)$$

## 6. 예제 계산

### 6.1. Airborne fan

물분사추진장치의 실험자료는 거의 전무한 실정이며 형상자료 또한 극히 적다. 따라서 본 연구에서 개발한 수치 프로그램을 검증하기 위하여 실험자료가 비교적 많고 물분사추진기와 형상이 비슷한 공기송풍기에 대하여 검증을 시도하였다. 공기송풍기는 물분사추진기와 그형상이 매우 흡사하고 작동원리 또한 유사하므로 본 연구에서 개발한 프

로그램을 검증하기에 적절하다. 검증용으로 Eck[7]에 기술되어 있는 날개수 4개의 송풍기를 선택하였으며 Fig. 5와 Table 2에 형상을 나타내었다.

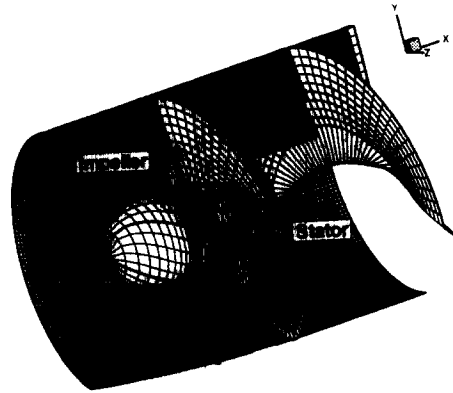


Fig. 5 Quadrilateral panel representation of impeller/stator blades, hub and the duct of the fan

Table 2 Principal particulars of the fan designed by Eck

No. of Blades:	4
Diameter:	600 mm
Hub ratio:	0.333

r/R	Pitch	Rake	Skew	Chord	Camber	Thick
0.333	1155.102	0.00	0.00	66.0	2.872	6.87
0.458	895.849	0.00	0.00	57.0	2.651	5.87
0.583	731.126	0.00	0.00	51.0	2.126	4.87
0.708	546.560	0.00	0.00	46.0	1.804	3.87
0.833	469.972	0.00	0.00	43.0	1.625	2.87
1.000	380.759	0.00	0.00	41.0	1.464	1.87

Fig. 5에 의하면 짧은 코오드길이를 제외하면 물분사추진기와 매우 유사함을 알 수 있다.

채택된 공기송풍기의 압력분포와 하중분포를 Fig. 6과 Fig.7에 도시하였다.



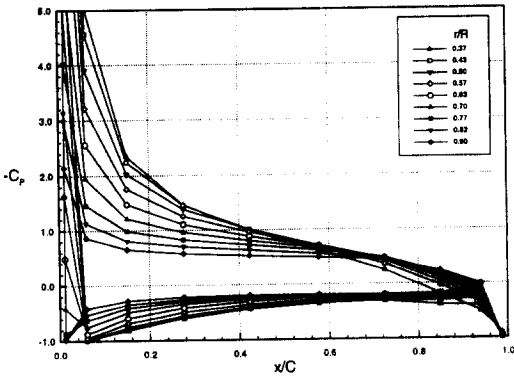


Fig. 6 Pressure distribution on impeller blades of the fan

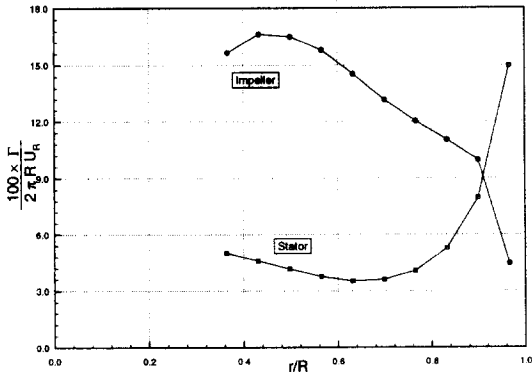


Fig. 7 Circulation distribution on impeller and stator blades of the fan

두 개의 그림으로부터 허브에 의한 영향을 알 수 있다. 따라서 물분사추진기와 같이 허브비가 매우 큰 경우 허브의 형상을 고려하여 문제해석을 하여야 한다. 현재 계산된 허브의 형상은 실제의 모습과 다소 차이가 있지만 유체역학적 거동을 관찰하기에 적절한 형상이라고 본다. 고정날개의 경우 일반적인 프로펠러와 다른 하중분포를 보이고 있는 것을 고려하면 현재 채택한 고정날개는 적절하지 않은 피치를 가짐을 알 수 있다.

Fig. 8에는 각각의 유량계수에 따른 수두계수와 토크계수를 도시하였다.

Eck에 의하여 실험이 수행된 공기송풍기는 제

작기준선에 대하여 피치를 변화 할 수 있는 가변익이었으며 피치의 변화에 따른 실험결과를 제시하였다.

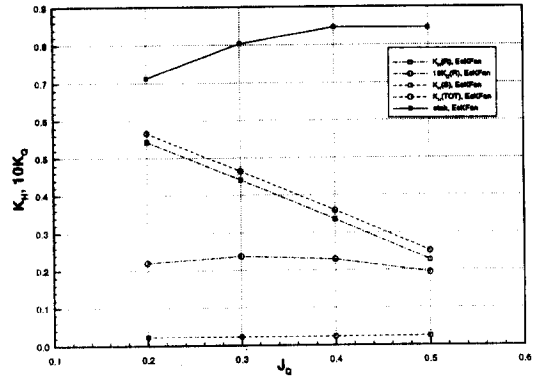


Fig. 8 Openwater characteristics curve of the fan

본 연구에서 채택한 날개의 형상은 변화각이 0인 최초의 형상이며 계산결과를 Fig. 9에 ●로 표시하였다.

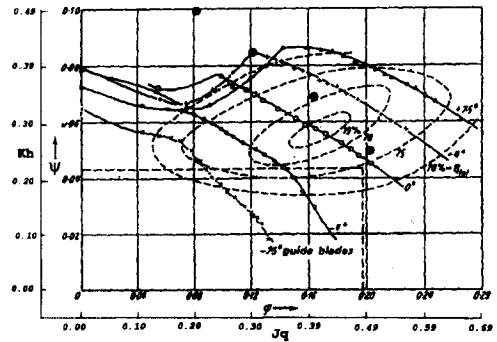


Fig. 9 Performance characteristics map of the fan, reproduced from Eck

Eck에 의하여 수행된 실험은 고정날개가 있는 경우이며 계산에 사용된 고정날개의 경우 정확한 형상을 표현하지 못하였다. Fig. 9에서 나타난 차이에겐 고정날개에 기인한 것으로 판단된다.

### 6.2. 물분사추진기

물분사 추진기의 임펠러와 고정날개의 제원은 Table 1에 나타내었으며 덕트의 입구면과 출구면의 면적비는 2.55로 하였다. Fig. 2는 물분사 추진기를 사각형 패널로 이산화한 모습으로 임펠러와 고정날개 덕트의 형상을 나타내고 있다. 수치계산은 임펠러를 먼저 해석하고 고정날개를 계산하는 방법을 택하였지만 이해를 돕기 위하여 Fig. 2에 형상을 함께 도시 하였다. 예제 계산은 임펠러와 고정날개 모두 코오드 방향으로 20개, 반경방향으로 10개의 패널로 이산화 하였으며 덕트는 축방향과 원주방향으로 각각 120, 32개로 이산화 하였다. 이러한 분할방법은 가급적 모든 패널이 비슷한 크기를 가지며 또한 정사각형의 모습을 갖추도록 노력한 것이다. 패널법에 의한 수치해석 방법은 패널의 형상에 따라 수렴성에 영향이 있고 또한 본 연구에서 채택한 형상처럼 상호작용에 주의하여야 하는 경우에는 각각의 패널형상이 매우 중요한 변수가 된다. Fig. 10과 11에 임펠러와 고정날개의 압력 분포를 도시 하였다.

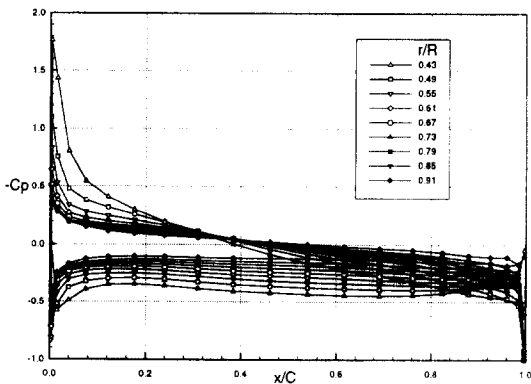


Fig. 10 Pressure distribution on impeller blades of KRISO waterjet propulsor

임펠러와 고정날개 모두 허브의 영향을 보이고 있으며 고정날개의 경우 임펠러보다 완만한 압력 분포를 보여주고 있다. Fig. 12에 임펠러와 고정날개의 하중 분포를 도시 하였다.

임펠러의 하중분포는 고정날개에 비해 상당히

큰 부분을 차지하고 있다. Fig. 13에 물분사 추진기의 성능곡선을 도시하였다.

실험값과 임펠러만의 성능은 큰 차이를 보이고 있다. 이것은 계산에 사용한 형상은 침수부의 형

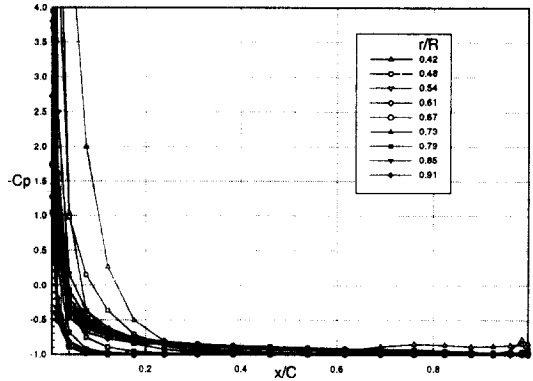


Fig. 11 Pressure distribution on stator blades of KRISO waterjet propulsor

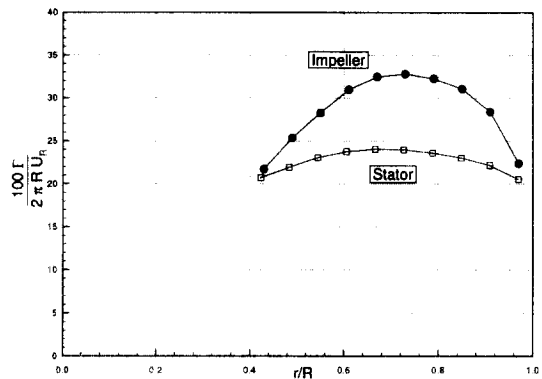


Fig. 12 Circulation distribution on impeller and stator blades of KRISO waterjet propulsor.

상을 내포하지 않았고 더욱이 침수부는 유동이 긴 덕트를 지나면서 점성의 영향이 커지는 부분이다. 따라서 실험치와 동일유량을 입력으로하여 수치해석하였기 때문에 좀더 적은 수두계수를 보여주고있다. 고정날개는 임펠러에서 후류로 손실된 에너지를 흡수하는 장치이다. Fig. 13에는 고정날개에 의한 수두계수의 증가분이 임펠러의 수두계

수에 대하여 약14%임을 알 수 있다. 즉, 임펠러가 잃어버린 수두계수의 14%를 흡수한 것이다. 따라서, 물분사추진기의 설계시 고정날개의 설계가 매우 중요함을 알 수 있다.

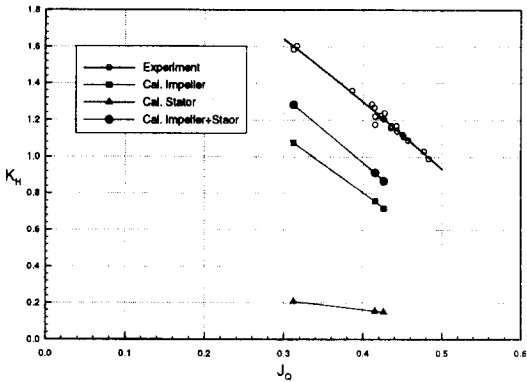


Fig. 13 Openwater characteristics of KRISO waterjet

## 7. 결론

물분사추진장치의 성능해석을 위하여 포텐셜을 기저로 한 패널법을 정식화 하였다. 본 연구에서 채택한 방법은 기존에 펌프해석에 사용하는 방법과는 달리 3차원 형상을 정확하게 고려하여 해석하였으며 임펠러와 고정날개, 덕트의 상호작용의 해석을 시도하였다. 본 연구에서 개발된 수치방법이 안정적임을 보였으며 공기송풍기의 형상에 대하여 검증함으로써 타당성을 입증하였다.

KRISO의 예인수조에서 실험한 실험결과와 비교하여 실험과의 차이에 대하여 고찰 하였으며 고정날개와 임펠러의 상호작용을 해석하여 고정날개의 영향을 규명하였다.

본 연구에서 개발된 프로그램은 날개수 4개의 경우 CRAY YMP2(16 GFLOPS) 슈퍼컴퓨터에서 약1시간이 소요되므로 계산시간 단축을 위한 노력이 필요하다.

점성의 영향과 침수부의 형상에 의한 영향을 규명하기 위하여 연구가 계속 되어야 한다.

## 참 고 문 헌

- [1] Allison, J., "Marine waterjet propulsion," SNAME Transaction, Vol. 101, 1993, pp. 275-335.
- [2] Turton, R. K., "Rotodynamic Pump Design," Cambridge University Press, 1994, 193p.
- [3] Morino, L. and Kuo, C.-C., "Subsonic potential aerodynamic for complex configurations: a general theory," AIAA Journal, Vol. 12, No. 2, 1974, pp. 191-197.
- [4] Lee, J.-T., "A potential based panel method for the analysis of marine propellers in steady flow," PhD Thesis, M.I.T., 1987, 150p.
- [5] Kim, Y.-G., Lee, J.-T., Lee, C.-S. & Suh, J.-C., "Prediction of steady performance of a propeller by using a potential-based panel method," J. of Soc. of Naval Arch. of Korea(SNAK), Vol. 30, No. 1, 1993, pp. 73-86.
- [6] Suh, J.-C., Lee, J.-T. & Suh, S.-B., "A bilinear source and doublet distribution over a planar panel and its applications to surface panel method," Proc., 19th Symposium on Naval Hydrodynamics, Office of Naval Research, Seoul, Korea, 1992, pp. 837-847
- [7] Eck, B., "Fans: Design and Operation of Centrifugal, Axial-Flow and Cross-Flow Fans," Pergamon Press, 1961, 592p.
- [8] Verbeek, R., "Application of waterjets in high-speed craft," Hydrodynamics: Computations, Model Tests and Reality, Elsevier Science Publishers, 1992.