

# 선박의 타 주위 유동 및 분사효과에 관한 수치적 연구

박제준\*, 이승희\*\*

## A Numerical Study on the Flow around a Rudder using Blowing Effect

Je-Jun Park\*, Seung-Hee Lee\*\*

A Numerical simulation on the flow around a Rudder with blowing is performed by Finite Volume Method. The governing equations are three dimensional incompressible Navier-Stokes equation and Continuity equation. Flow field around a finite Rudder including tip vortex is simulated and the change of the lift force by blowing is analyzed.

### 1. 서 론

선박에 사용되는 타(rudder)는 배의 조정 성능에 큰 관련이 있으며 운항 및 입항 시에 높은 양력을 필요로 하는 제어장치이다. 선박은 타의 각도를 변화시켜 타 형상의 대칭축에 수직인 방향으로 얻어지는 양력에 의해 선회하며 영각에 비례하여 양력이 증가하지만, 큰 타각은 오히려 저항의 증가를 초래하며 타에 의해 얻어지는 양력의 크기는 제한되어 있으므로 특히 저속 비대선의 경우 기존 타의 성능을 향상시켜 더 높은 양력을 얻을 수 있는 장치의 필요성이 대두되었다. 제어판과 날개의 양·항력을 조정하는 방법은 그 단면의 형상을 변화시키거나 특정 부분에서의 분사(blowing), 또는 흡입(suction)을 이용하여 circulation을 증가시키는 방법, 그리고 플랩(flap)과 같은 부가물을 붙이는 방법 등이 사용된다. 본 연구에서는 Coanda 효과에 근거하여 타의 뒷 표면에서 분사를 이용하여 좀 더 높은 양력을 얻고자 하였다. 지배 방정식으로는 3차원 비압축성 Navier-Stokes 방정식과 연속방정식을 사용하였고, 유한 체적법 (Finite Volume Method) 과 SIMPLEC(Semi-Implicit Pressure Linked Equation Consistent)법에

의해 수치적으로 해석하였으며, 이때 H-H 형의 물체 적합 격자계를 사용하였다.

## 1.1 Coanda 효과

영국의 Henry Coanda(J. Aircraft vol12, no.5, MAY 1975)가 발견한 현상으로 물체 표면 부근에 분사된 얇은 제트 층에 의하여 양력이 증가하는 현상을 말한다. 항공분야에서는 STOL(Short Take Off and Landing)등에 실용화되었으며, fig. 1은 기본 개념을, fig. 2는 일반 날개의 뒷날이 원형으로 변형되는 Coanda 효과의 응용 예를 나타낸다.

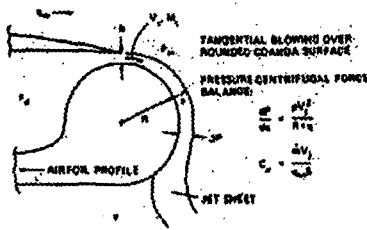


fig. 1 Basic circulation control concept

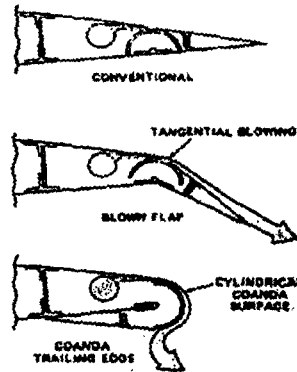


fig. 2 Circulation control wing modes of operation.

## 2. 본 론

### 2.1 수치적 방법

솔릿에서 물체 표면에 접선 방향으로 분사된 제트(jet)에 의한 Coanda 효과는 주로 난류 영역에서 나타나므로 지배 방정식으로는 유한 체적법에 의한 RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) 방정식과 연속방정식을 사용하였다. 난류 모형으로는  $k-\epsilon$  난류 모델을 사용하였으며, 압력과 속도의 연성은 SIMPLEC(Semi Implicit Pressure Linked Equation Consistent)법에 의한 SIP(Strongly Implicit Procedure)을 사용하여 해석하였고, 각 격자의 중앙에 속도와 압력 등의 물리량이 위치한 H-H 형의 비교차 격자계(98×40×60)를 사용하였으며 타의 형상 및 경계 조건을 표현하기 위해 물체 표면에서 Slit 개념을 고려하였다. 특히 대류항(convection)과 확산항(diffusion)등의 근사에 주변점들과의 합리적인 연

성을 위해 다음과 같은 Deferred correction법을 사용하였다.

$$F_e = F_e^L + \beta(F_e^H - F_e^L)^{old}$$

여기서,  $F_e$  : convection ,or diffusion at cell face ( e : eastside face )

L : lower-order scheme ( upwind )

H : higher-order scheme ( central ) approximation

$\beta$ 는 고차와 저차 근사의 blending factor로 1이면 고차 0이면 저차 근사가 되며, 본 계산에서는 0.8을 사용하였다.

## 2.2 타의 형상 및 계산 조건

타의 단면은 날개 단면으로 널리 사용되는 NACA0012와 NACA0015 단면, 그리고 뒷날이 원형으로 변형된 CC(circulation control)foil 단면을 사용하였으며 분사의 각도와 테이퍼 비의 영향을 고려하지 않기 위하여 테이퍼 비 및 타의 길이 방향 길이를 1로 하였다. 또한 타의 코오드 길이를 1로 무차원화 하였다. 원래 항공 분야에서 사용되어지는 Coanda Foil 또는 Circulation Control Foil의 경우는 fig. 2와 같이 뒷날이 원형으로 변형되어 더욱 높은 양력을 얻을 수 있게 되어 있지만 선박의 타는 좌,우 어느 방향으로나 양력을 얻을 수 있어야 하기 때문에 fig. 4와 같이 뒷날이 직선인 형상과 완전히 원형(CCfoil)인 두가지 형상으로 계산을 수행하였다. 전자의 경우 슬롯의 위치는 코오드의 80%에 후자는 90%에 위치하며 분사되는 유량은 아래의 식을 이용하여 table 1과 같다.

$$C_\mu = \frac{\dot{m}V_j}{\frac{1}{2}\rho_\infty AV_\infty^2}$$

여기서,  $C_\mu$ ; blowing momentum coeff.  $\dot{m}$  ; blowing mass flux

$V_j$  ; blowing jet velocity  $\rho_\infty, V_\infty$  ; reference density and velocity

## 2.3 경계 조건

fig. 5와 같이 H-H 형의 격자계로 a는 inflow, b는 outflow 조건을, 그리고 나머지 경계에서는 모두 대칭 조건을 사용하였다. 그리고, slot을 제외한 타의 표면에서는 no-slip 조건을 만족하며 기준 압력점은 a 경계면에 위치한다. slot에서의 분사 조건으로 속도는 slot의 면적을 고려한 유량과 분사 모멘텀 계수에 따라 제트 속도를 정의하고 압력은 주변 점들로부터 외삽하였다.

### 3. 결과

Fig. 6,7은 case A의 계산 결과이다. 난류 영역이므로 타의 표면에는 상대적으로 얇은 경계층이 나타나며 압력과 속도의 분포가 정성적으로 잘 계산되어진 것으로 미루어 볼 때 계산 조직 및 Slit 방법의 유효함을 알 수 있다. 타의 길이가 깊이 방향으로 유한하므로 fig. 12에는 타의 끝 부분에서 생기는 tip vortex가 나타나고 있으며 이 현상으로 2차원 foil의 경우보다 양력이 감소하고 있다. case E의 경우에는 슬롯에서 분사된 제트가 Coanda 효과에 의해 뒷 표면을 따라 진행하지만 이로 인한 양력의 증가는 크게 나타나지 않았다. 입사각이 있는 case E, F의 경우에도 분사를 이용하여 얻을 수 있는 양력의 증가는 미미한 것으로 나타났다. 또, 분사 모멘텀 계수를 증가시켜도 유사한 결과를 얻었다. 그러나 case G와 같이 뒷날을 원형으로 변형시킨 타에서는 분사에 의한 양력의 증가가 매우 큰 것으로 나타났다. fig. 11에 보인 바와 같이 유동이 원형의 뒷날을 따라 박리되지 않고 반대면까지 진행되었다. fig. 12,13은 각각 case D와 G에 대한 streamline으로 분사에 의해 유선이 반대쪽으로 상당히 처짐을 볼 수 있다. 각 경우에 대한 양력 계수는 fig. 14에 보이고 있으며, fig. 15에는 길이 방향으로의 표면 압력 분포를 보이고 있다.

table 1

case	Rn	aoa	$C_L$	section geometry
A	2800000	0	0.0	NACA0012
B	2800000	0	0.04	NACA0012
C	2800000	0	0.08	NACA0015
D	2800000	6	0.0	NACA0012
E	2800000	6	0.04	NACA0012
F	2800000	6	0.08	NACA0012
G	2800000	0	0.08	12%CCfoil

### 4. 결론

3차원 타 주위의 유동 해석 및 양력 계산 결과를 통해 본 연구에 사용된 계산 조직의 유효함을 검증하였다. 뒷날이 날카로운 일반 날개 형상단면을 갖는 타에서는 미리 예상한 바와 같이 분사효과에 따른 양력의 증가치는 매우 미소하였다. 그러나 뒷날을 원형으로 변형시킨 타의 경우 Coanda 효과에 의해 양력이 증가됨을 알 수 있었다. 앞으로 플랩(flap)을 갖는 형상 및 수중익과 같은 선체 부가물에서의 분사 효과에 대한 해석을 요한다.



fig. 3 NACA0015 and 12%CCfoil section Rudder

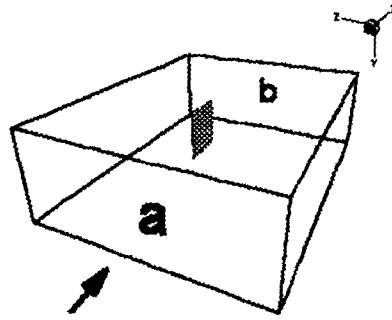


fig. 5 Grid topology

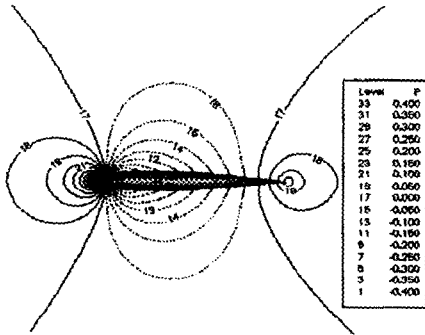


fig. 6 Pressure contour (case A)

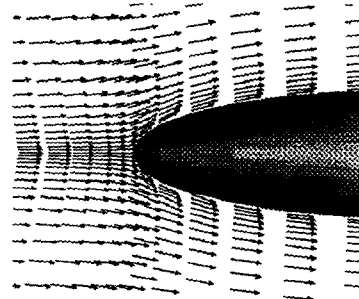


fig. 7 Velocity vectors a leading edge ( case A )

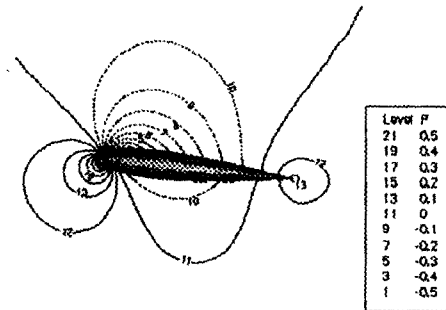


fig. 8 Pressure contour (case D)

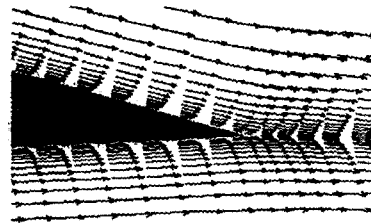


fig. 9 Velocity vectors a trailing edge ( case D )

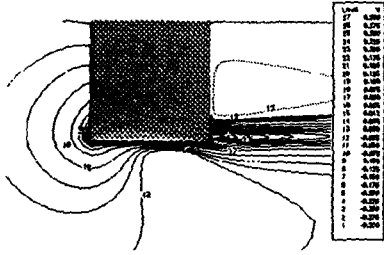


fig. 10 V-contour (case D)



fig. 11 Streamline (case G)

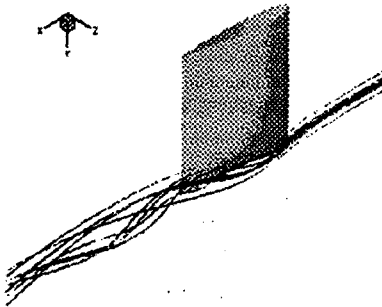


fig.12 3D streamline  
(case D)

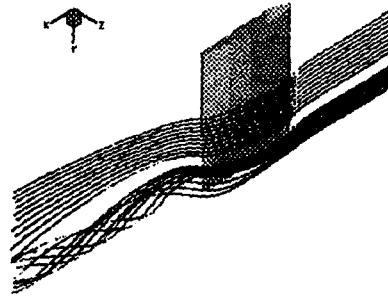


fig.13 3D streamline  
(case G)

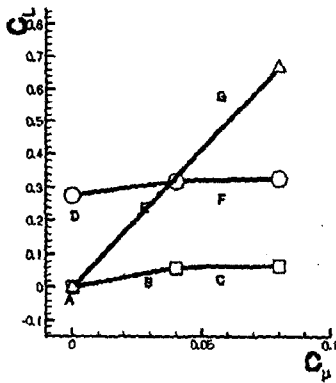


fig.13 Lift coeff. vs.  
momentum coeff.

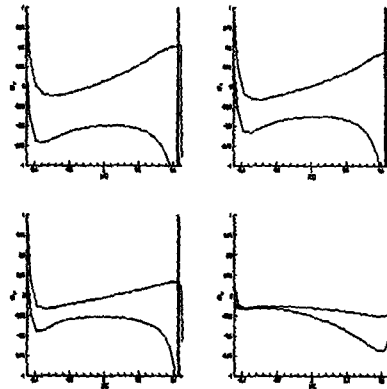


fig. 14 Pressure coeff.  
( $J=3, 7, 11, 20$ ) (case G)