

## DSMC법을 이용한 터보분자펌프 다단 익렬의 2차원 유동장 해석

Analysis of two-dimensional flow fields in the multi-stage  
turbomolecular pump using the DSMC method

황 영 규\*, 허 중 식\*\*, 박 종 윤\*\*\*  
Y. K. Hwang, J. S. Heo, C. Y. Park

**Key words:** Turbomolecular pump(터보분자펌프), Molecular transition flow(분자천이유동), Direct simulation Monte Carlo method(DSMC법), Compression ratio(압축비), Knudsen number(누센수)

### ABSTRACT

The performance of a turbomolecular pump(TMP) in both molecular and transition flow regions is predicted by the numerical solutions of the Boltzmann equation obtained by the direct simulation Monte Carlo method. The compression characteristics of the TMP are investigated for a wide range of the Knudsen number( $Kn$ ). The maximum compression ratios strongly depend on  $Kn$  in transition region, while do they weakly on  $Kn$  in free molecular flow region. The present numerical results of the single blade row in both molecular and transition regions are used to predict the overall performance of a TMP, which has three kinds of blade with 24-rows.

#### 기 호 설 명

<p><math>A</math> : 면적 [<math>m^2</math>]</p> <p><math>c</math> : 분자속도 [<math>m/s</math>]</p> <p><math>C_0</math> : 무차원 속도비(<math>= U/\sqrt{2RT}</math>)</p> <p><math>f</math> : 속도분포함수(velocity distribution function)</p> <p><math>F</math> : 분자속(molecular number flux)</p> <p><math>h</math> : 날개길이 [<math>m</math>]</p> <p><math>K</math> : 압축비</p> <p><math>Kn</math> : Knudsen number(<math>= \lambda/L</math>)</p>	<p><math>L</math> : 특성길이 [<math>m</math>]</p> <p><math>L_b</math> : 날개의 입구와 출구간의 거리 [<math>m</math>]</p> <p><math>m</math> : 질량</p> <p><math>N</math> : 분자수</p> <p><math>P</math> : 압력 [<math>Pa</math>]</p> <p><math>s</math> : 날개 사이의 거리(피치) [<math>m</math>] 무차원 속도비(<math>= u/\sqrt{2RT}</math>)</p> <p><math>S_0</math> : <math>s/h</math></p> <p><math>t_s</math> : 샘플링시간 [<math>sec</math>]</p> <p><math>u</math> : 분자들의 평균속도 [<math>m/s</math>]</p> <p><math>U</math> : 날개의 원주방향속도 [<math>m/s</math>]</p> <p><math>w</math> : 펌핑효율</p>
--	--

\* 정회원, 성균관대학교 기계공학부

\*\* 성균관대학교 기계설계학과 대학원

\*\*\* 성균관대학교 물리학과

## 그리스문자

- $\alpha$  : 날개각도 [°]  
 $\lambda$  : 평균자유경로(mean free path) [m]  
 $\sigma$  : 충돌단면적(collision cross section)

## 하첨자

- 1 : 입구  
 2 : 출구  
 max : 최대

## 1. 서 론

진공기술의 비약적인 발전추세에 따라 진공산업은 전기, 전자, 화학, 기계 등의 일반산업분야를 비롯하여 반도체, 소재산업 및 핵융합, 가속기와 같은 연구장비 등 그 응용이 매우 광범위해지고 있다. 특히 반도체 분야의 경우 반도체기술의 발전은 진공기술로부터 비롯되었다고 할 수 있을 정도로 진공기술을 바탕으로 이루어졌다.

또한 반도체공정을 이용하는 파생기술의 하나인 미세가공기술은 진공기술의 발전에 힘입어 그 응용영역을 마이크로머신과 같은 최첨단 기술분야에까지 넓혀 가고 있는 실정이다.

과학 및 각종 산업 분야에서의 이와 같은 진공이용의 증가와 더불어 오염물질이 전혀 없는 깨끗한 진공공간의 필요성이 부각되고 있으며, 고진공·고청정 공간을 생성하기 위한 펌프들 중 최근 반도체산업 및 핵융합을 중심으로 많이 이용되고 있는 것이 터보분자펌프(turbomolecular pump, TMP)이다.

TMP는 최대진공도가 대략  $10^{-10}$  Torr이며, 기름을 이용하지 않기 때문에 깨끗한 진공상태를 생성할 수 있다. 또한 부대설비와 대체설비 등이 거의 필요가 없고, 작동 후 짧은 시간 내에 정상적인 작동속도를 얻을 수 있기 때문에 특히 반도체산업에 많이 이용되고 있다.<sup>(1-3)</sup>

TMP는 기체분자간의 상호충돌이 없는 자유분자유동(free molecular flow)영역에서는 매우 효율적인 반면 펌프의 후단압력(backing pressure)이  $10^{-3}$  Torr 이상이 되는 분자천이영역(molecular transition region)에서는 압축비와 펌핑속도가 급격히 감소하게 된다.

현재까지의 모든 TMP에 관한 연구는 자유분자유동을 대상으로 하였으며,<sup>(4-16)</sup> 이러한 천이영역에서의 성능해석은 Sawada<sup>(17)</sup>가 Schaeztle의 relaxation법을 이용하여 이론적으로 처음 해석하였으나 이 방법은  $Kn(= \lambda/L)$ 이 1보다 작은 경우에 있어서는 해석이 불가능하였으며, 적분법을 수정하여  $Kn$ 이 1보다 작은 경우에 대하여 근사적으로 해석하였다. 또한 해석시 TMP 날개의 통로에서 분자의 수밀도(number density)는  $Kn$ 에 관계없이 일정하고, 각각의 분자들은 충돌 후에 날개의 입구 및 출구로 똑같이 이동한다는 가정을 하였다.<sup>(18)</sup> 이는  $Kn$ 이 작아져서 압축비가 거의 1이 되는 경우에는 타당하지만  $Kn$ 이 커질 경우에는 매우 불합리한 가정이 된다.

이를 보완하기 위하여 황영규와 허중식<sup>(19)</sup>은 천이영역에서 DSMC(direct simulation Monte Carlo)법을 이용하여 TMP 1열에 대한 유동장을 해석하였으며, 후단압력에 따른 배기특성의 변화를 고찰하였다.

기존의 연구들은 모두 TMP 1열에 대한 해석만을 취급하고 있다. 그러나, 실제의 TMP는 20열 이상의 다단으로 구성되어 있기 때문에 TMP의 성능해석을 위해서는 1열에 대한 기존의 해석결과들만으로는 매우 불충분하다. 따라서, 정확한 해석을 위해서는 TMP의 전체 단을 대상으로 하여 유동장을 계산해야 하지만 이는 계산상 매우 비효율적이라 판단되며, 보다 간단한 성능예측방법이 요구된다.

본 연구에서는 우선 1열에 대하여 TMP의 작동압력에 따른 압축비 및 펌핑속도를 계산하였으며, 이러한 결과들을 다단 익렬에 적용시켜 이론적으로 설계된 24열을 갖는 TMP의 압축특성을 예측하였고 그 타당성에 대하여 논의하였다. 또한, 3단을 대상으로 DSMC법을 이용하여 날개 내부의 속도분포 및 밀도분포를 계산하였으며, 로터와 스테이터 사이의 간극이 TMP의 배기성능에 미치는 영향을 고찰하였다.

## 2. 수치해석방법

Fig. 1은 해석하고자 하는 TMP 날개를 원주방향으로 펼친 2차원 해석모델을 나타낸 것이다. 그림에서  $s$ 는 날개와 날개 사이의 거리,  $h$ 는 날개의 길이,  $\alpha$ 는 날개의 각도,  $t$ 는 날개의 두께,

$C_0$ 는 날개의 원주방향속도( $U$ )를 기체분자속도( $\sqrt{2RT}$ )로 나눈 무차원속도를 각각 나타낸다. 기체분자들은 입구측에서 유입하여  $x$  방향으로 압축·배기하게 된다.

일반적으로 TMP는 20열(blade row) 정도로 구성되며 로터와 스테이터가 1단을 이루게 된다. 각 단에서의 로터와 스테이터는 같은 구조로 되어 있으며, 단지 설치하는 방향만 반대로 되어 있을 뿐이다(Fig. 1 참조). 본 연구에서는 우선 Fig. 1의 한 개의 로터에 대하여 배출압력의 변화에 따른 유동장의 특성 및 배기특성을 해석하였으며, 이를 확장하여 1단 및 2단, 3단의 구조에 대해서도 해석하였다.

본 연구에서 다루고자 하는 분자천이영역에서의 유동은 식(1)과 같은 Boltzmann 방정식에 의해 지배된다.<sup>(20)</sup>

$$\frac{\partial(nf)}{\partial t} + c \cdot \frac{\partial(nf)}{\partial r} + \frac{F}{m} \cdot \frac{\partial(nf)}{\partial c} = \int_{-\infty}^{\infty} \int_0^{4\pi} n^2 (f^* f_1 - ff_1) c \sigma d\Omega dc_1 \quad (1)$$

여기서,  $f$ 는 속도분포함수,  $n$ 은 단위체적당 분자수인 수밀도,  $c(c_x, c_y, c_z)$ 는 속도,  $r(x, y, z)$ 은 공간좌표,  $F$ 는 외력,  $m$ 은 질량,  $c_r$ 은 충돌분자간의 상대속도,  $\sigma$ 는 충돌단면적을 각각 나타낸다. 그리고 상첨자 \*는 충돌 후의 상태, 하첨자 1은 충돌쌍을 나타낸다.

기체의 희박도에 따라 구분되는 유동영역의 전체에 적용 가능한 지배방정식인 Boltzmann 방정식은 식(1)과 같이 비선형의 적분·미분형 방정식

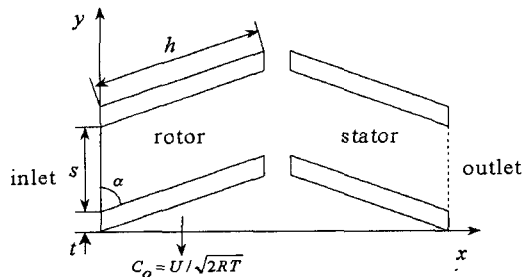


Fig. 1 TMP blade rows.

으로서 해석적인 해는 극히 단순한 문제에만 존재하며, 식(1) 우변항의 적분형으로 표현된 충돌항을 적절히 묘사하기가 어렵고, 독립변수로서 분자속도  $c$ 가 추가되기 때문에 기존의 수치적 방법(FDM, FEM 등)도 많은 문제점을 가지고 있다. 따라서 Boltzmann 방정식의 직접적인 풀이가 아닌 분자들의 운동을 모사하는 방법이 희박기체유동장 해석에 이용되기 시작하였으며, 본 연구에서는 Bird<sup>(20)</sup>에 의해 개발된 DSMC(direct simulation Monte Carlo)법을 이용하여 해석하고자 한다.

DSMC법은 기체유동을 모사하기 위하여 실제 유동에 존재하는 많은 수의 입자들을 대표하는 가상의 모사입자를 추적하게 된다. 계산영역에서 시간의 흐름에 따라 모사입자들이 이동하고 서로 충돌하며, 경계면과 상호 작용한 후 최종적으로 모사입자들의 미시적인 물리량들을 통계적으로 처리하여 전체유동장의 거시적 물리량들을 계산하게 된다. DSMC법의 계산과정을 간략히 요약하면 다음과 같다.

- (1) 계산영역에 대한 격자계를 구성한다.
- (2) 유동장 내에서 모사입자들을 생성하며, 각 입자들에게 임의적인 초기위치와 속도를 부여한다.
- (3) 미소시간  $\Delta t$  동안 분자들 각각은 그 속도성분에 의해 새로운 위치로 이동한다. 또한 격자계의 경계면과 충돌을 겪게 되며, 계산영역 내로 입·출구를 통하여 분자들의 유입이 이루어진다.
- (4) 적절한 분자모델과 충돌기법을 이용하여 분자간 충돌을 계산한다.
- (5) 정상상태에 도달되면 거시적 물리량들을 구하기 위한 샘플링을 시작한다.

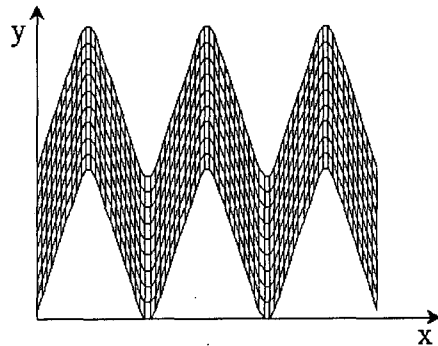


Fig. 2 Computational cells.

(6) 시간을  $\Delta t$  만큼 증가시키고 과정 (3)-(5)를 반복하여 단계 (5)에서 구한 거시적 물리량들이 일정한 값으로 수렴하게 되면 계산을 종료한다.

유동장을 해석하기 위하여 TMP의 날개 사이를 Fig. 2와 같이 분할하였으며, 3단에 대한 격자계를 나타내었다. 계산 초기에 분자들을 유동장 내의 셀에 균일하게 분포시켰으며, Maxwell 속도분포로부터 분자의 초기속도를 구하였다.

입구와 출구의 경계면을 가로지르는 분자들의 평균속도  $u_1$  및  $u_2$ 는 계산 초기에는 적당한 값으로 가정하였다. 계산이 진행되는 동안 새로운 평균속도를 계산하여 유입되는 분자들의 속도를 다음 식(2)로부터 샘플링하여 구하였다.<sup>(20)</sup>

$$f(c) = \frac{c_x}{2\pi(RT)^2 K(s_1)} \times \exp\left[-\frac{(c_x - u_1)^2 + (c_y - C_0 - u_2)^2 + c_z^2}{2RT}\right] \quad (2)$$

여기서,  $c_x$ ,  $c_y$ ,  $c_z$ 는 분자의 속도를 나타내며, 함수  $K(s_1)$ 은 다음과 같이 정의된다.

$$K(s_1) = \exp(-s_1^2) + \sqrt{\pi} s_1 [1.0 + \operatorname{erf}(s_1)] \quad (3)$$

여기서,  $\operatorname{erf}$ 는 에리함수,  $s_1 (= u_1/\sqrt{2RT})$ 은 무차원속도를 각각 나타낸다.

시간  $\Delta t$  동안 기체분자는 주어진 속도로 운동하여 이웃한 벽면과의 충돌, 분자간의 충돌 및 입·출구를 통한 유입, 유출이 이루어진다. 계산이 진행되는 동안 입구의 경계면을 가로지르는 분자들의 number flux  $F_1$ 은 다음 식에 의해 계산된다.<sup>(20)</sup>

$$F_1 = n\sqrt{\frac{RT}{2\pi}} K(s_1) \quad (4)$$

따라서, 시간간격  $\Delta t$  동안 유입되는 총 분자수는 다음 식(5)에 의하여 계산할 수 있다.

$$N_1 = F_1 \cdot A_1 \cdot \Delta t = N_0 \cdot K(s_1) \cdot \operatorname{Kn} \cdot \Delta t / \sqrt{4\pi} \quad (5)$$

여기서,  $A_1$ 은 입구의 면적,  $N_0$ 는 입구측의 분자수를 각각 나타낸다. 한편, 출구에서 유입되는 분자수는 다음 식(6)에 의하여 계산하였다.

$$N_2 = \frac{P_2}{P_1} \frac{A_2}{A_1} N_0 K(-s_2) \cdot \operatorname{Kn} \cdot \Delta t / \sqrt{4\pi} \quad (6)$$

여기서,  $A_2$ 는 출구의 면적,  $P_1$ 과  $P_2$ 는 입·출구의 압력,  $s_2 (= u_2/\sqrt{2RT})$ 는 무차원속도를 각각 나타낸다.

정상상태의 판정기준으로서는 입구측에서 유입된 분자 중 샘플링시간( $t_s$ ) 동안 출구로 빠져나가는 분자수를  $N_{12}$ , 출구측에서 유입된 분자 중 입구로 되돌아오는 분자수를  $N_{21}$ , 입구측으로 유입된 총 분자수를  $N_1$ 이라고 할 때, 다음 식(7)로 정의되는 펌핑효율  $w$ 가 오차범위(0.1%)에 도달하는 순간으로 택하였다.

$$w = \frac{N_{12} - N_{21}}{(t_s / \Delta t) N_1} \quad (7)$$

### 3. 결과 및 고찰

#### 3.1 날개통로 내의 압축비 변화

계산이 진행됨에 따라서 기체분자들은 계산영역으로 경계면을 통해 유입되며, 시간의 흐름에 따라 점차적으로 정상상태에 도달하게 된다. 계산 초기에는 분자들의 갯수가 계속해서 증가하게 되며, 정상상태에 도달되면 어느 수준으로 일정하게 된다.

출구압력이 각각  $10^{-3}$ , 0.1, 0.5 Pa일 때 로터 1열에 대한 날개의 통로를 따른 압축비의 변화를 Fig. 3에 나타내었다. 이 때 날개의 각도  $\alpha=20^\circ$ ,  $s=10$  mm,  $h=20$  mm,  $C_0=0.3$ 이며, 그림에서  $L_b$ 는 날개의 입구와 출구간의 거리를 나타낸다. 압력상승이 통로를 따라 점차적으로 증가하고 있으며, 압축비에 미치는 출구압력의 영향을 뚜렷이 볼 수 있다. 출구압력이  $10^{-3}$  Pa에서 0.5 Pa로 증가할 때 압축비는 약 19% 감소하게 된다.

1단(로터+스테이터)에서 출구압력이 각각 0.1, 0.2, 1.0 Pa일 때 날개의 통로를 따른 압축비의 변

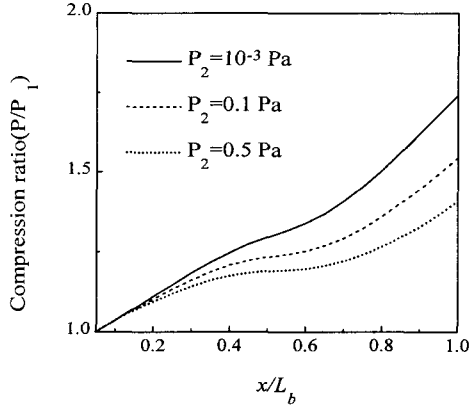


Fig. 3 Compression ratio along the single blade passage for  $\alpha=20^\circ$ ,  $C_o=0.3$ , and  $S_o=0.5$  under the various outlet pressure.

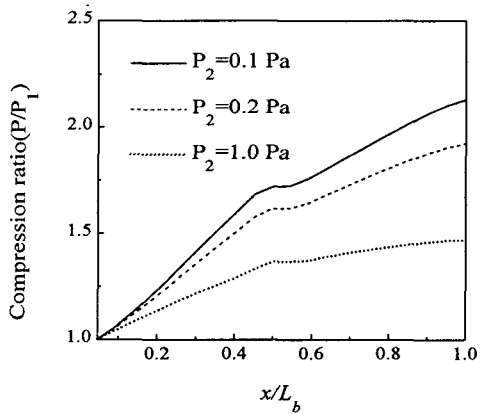


Fig. 4 Compression ratio along the one-stage for  $\alpha=20^\circ$ ,  $C_o=0.3$ , and  $S_o=1.0$  under the various outlet pressure.

화를 Fig. 4에 나타내었다. 이 때  $\alpha=20^\circ$ ,  $s=h=10$  mm,  $C_o=0.3$ 이다. 출구압력이 0.1 Pa에서 1.0 Pa로 증가할 때 압축비가 약 31% 감소함을 볼 수 있다. 그림에서 보듯이 기체분자는 거의 대부분 로터에서 압축되는 것을 볼 수 있다. 또한 출구압력이 상승함에 따라 스테이터의 압축비는 현저하게 감소함을 알 수 있다.

로터와 스테이터 사이의 간극에서는 누설유동(leakage flow)에 의해 압력이 거의 일정하게 된다. 일반적으로 압축비에 대한 실험값은 이론치보다 매우 작게 측정되며, 이는 TMP 내의 많은 부

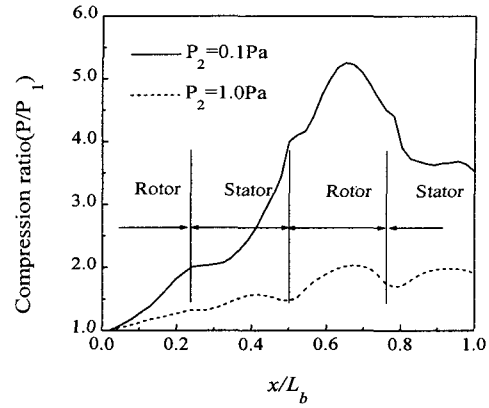


Fig. 5 Compression ratio along the two-stages for  $\alpha=20^\circ$ ,  $C_o=0.3$ , and  $S_o=1.0$  under the outlet pressure of 0.1 and 1.0 Pa.

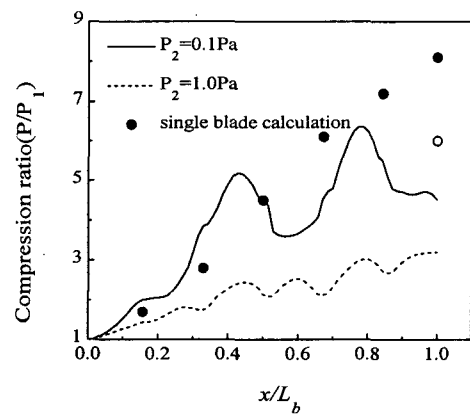


Fig. 6 Compression ratio along the three-stages for  $\alpha=20^\circ$ ,  $C_o=0.3$ , and  $S_o=1.0$  under the outlet pressure of 0.1 and 1.0 Pa.

분에서의 누설유동에 기인된다. Fig. 4에서 볼 수 있듯이 로터와 스테이터 사이의 간극에서 압축특성은 떨어지게 되며, 출구압력이 상승할수록 이 영향은 줄어들게 된다.

Fig. 5는 2단에서 출구압력이 각각 0.1, 1.0 Pa 일 때 날개의 통로를 따른 압축비의 변화를 나타낸 것이다.

이 때  $\alpha=20^\circ$ ,  $s=h=10$  mm,  $C_o=0.3$ 이다. 출구압력이 0.1 Pa인 경우 1단에서의 스테이터 출구의 압축비는 일정하게 되는 경향이 있으나(Fig. 4 참조), 2단인 경우 1단 스테이터 출구의 압축비는

다음 단의 로터에 의해 증가하는 경향을 보여주고 있다. 출구압력이 1.0 Pa인 경우에는 압축비가 1단 스테이터 출구에서 약간 감소하다가 다음 단의 로터에 의해 증가하는 것을 볼 수 있다.

Fig. 6은 3단에서 출구압력이 각각 0.1, 1.0 Pa일 때 날개의 통로를 따른 압축비의 변화를 나타낸 것이다. 이 때  $\alpha=20^\circ$ ,  $s=h=10$  mm,  $C_0=0.3$ 이다. Fig. 5에서도 보았듯이 스테이터가 로터와 로터 사이에 위치하게 되면 크기는 같고 방향은 반대인 로터처럼 작용하게 된다. 그림에서 보듯이 스테이터에서의 압력상승은 로터에서의 압력상승과 비슷해진다. 전체적인 압축비 곡선의 경향은 Fig. 5의 2단인 경우와 유사하다.

그림에서 ●으로 표시한 것은 1열로 계산했을 때 각 열이 끝나는 부분(열과 열 사이의 간극부분)에서의 압축비이다. 예상되는 바와 같이 1열로 계산한 값의 최종 압축비가 3단을 동시에 DSMC 계산한 것보다 크게 나타나고 있다. 1열의 계산인 경우에는 날개의 입구와 출구측 기체분자들의 속도분포가 Maxwell 분포라고 가정하여 계산하였으나, 3단의 계산인 경우에는 열과 열 사이에서 Maxwell 분포라는 경계조건 없이 유동을 해석하였기 때문에 이상적으로 계산된 값보다는 작게 예측된 것이라 볼 수 있다.

한편, 그림에서 ○으로 표시한 것은 3단+로터의 결과를 나타낸다. 즉 3단의 마지막 스테이터가 TMP의 출구에 접해 있는 것이 아니라 다음 열의 로터와 접해있는 경우이다. 결과적으로 1열로 계산한 경우 근사적으로 성능예측이 가능함을 보여주고 있다.

### 3.2 날개통로 내의 속도 및 밀도분포

출구압력  $P_2=0.5$  Pa,  $\alpha=20^\circ$ ,  $s=10$  mm,  $h=20$  mm,  $C_0=0.3$ 일 때의 로터 1열에 대한 속도분포와 밀도분포를 Fig. 7에 나타내었다.

자유분자유동의 이론에 따르면 입구측에서 유입한 분자들은 대부분 윗 날개와 충돌하여 출구측으로 통과하게 되지만, 반대로 출구에서 유입된 분자들은 윗 날개에 의해 대부분 막혀진다. 즉 입구에서 출구로 통과할 확률(transmission probability)은 출구에서 입구로 통과할 확률보다 더 커지게 되며, 결국 기체분자의 효과적인 배기가 이루어지게 되는 것이다.

따라서 밀도는 출구측으로 갈수록 증가하게 된다. 그림에서 보듯이 본 연구에서 수행한 DSMC 결과는 이러한 현상을 반영하고 있으며, 분자들은 입구측에서는 거의 존재하지 않고 출구측의 날개 윗 부분에서 대부분 존재함으로써 수밀도가 높게 나타남을 볼 수 있다.

출구압력  $P_2=1.0$  Pa,  $\alpha=20^\circ$ ,  $s=h=10$  mm,  $C_0=0.3$ 일 때의 1단에 대한 속도분포와 밀도분포를 Fig. 8에 나타내었다. 간극부분에서 누설유동이 존재함을 볼 수 있으며, 밀도분포가 간극부분에서 매끄럽게 이어짐을 확인할 수 있다.

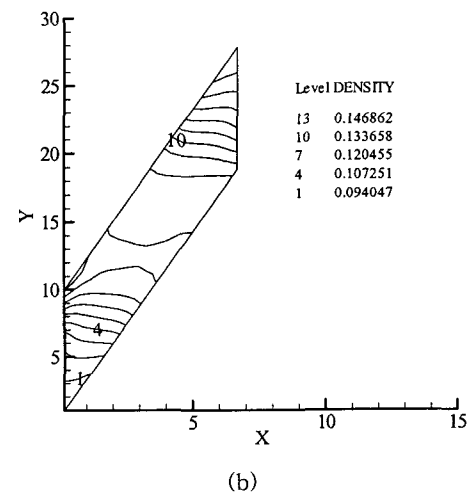
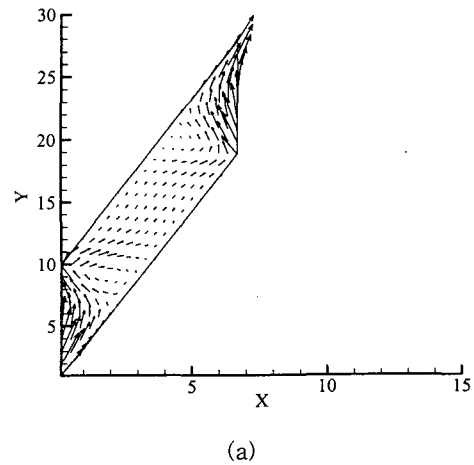


Fig. 7 (a) Vector and (b) density distributions along the single blade passage for  $\alpha=20^\circ$ ,  $C_0=0.3$ , and  $S_0=0.5$ .

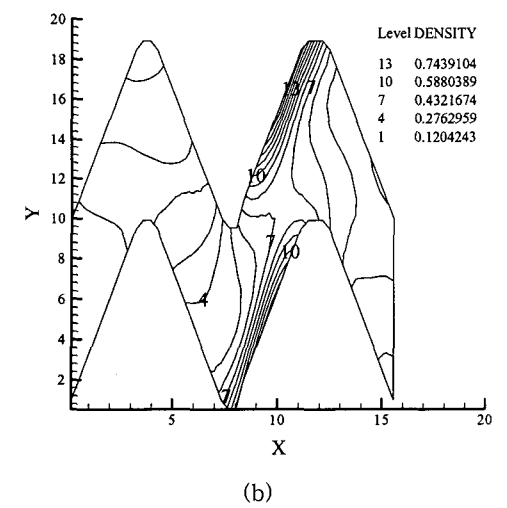
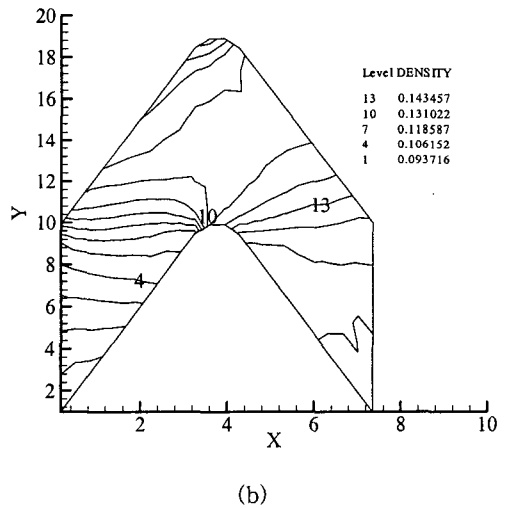
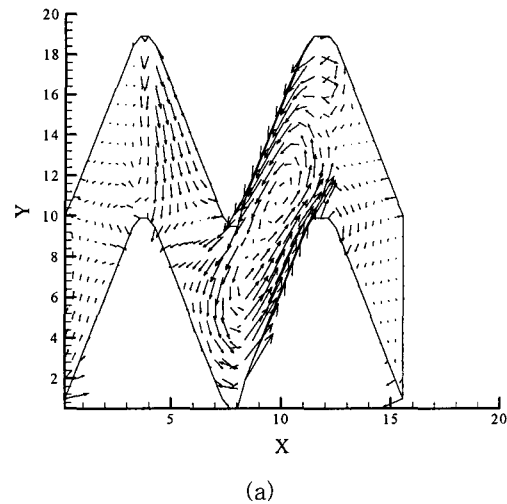
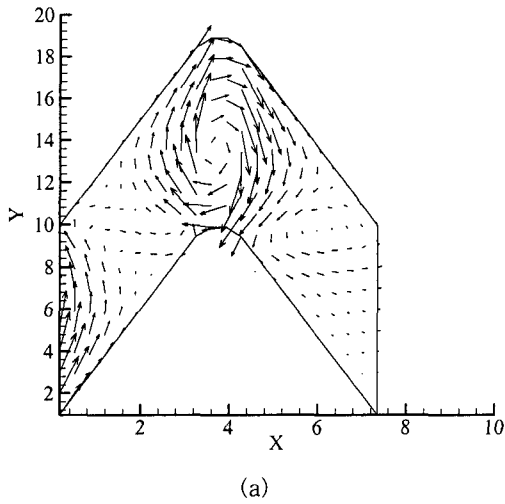


Fig. 8 (a) Vector and (b) density distributions along the one-stage for  $\alpha=20^\circ$ ,  $C_o=0.3$ , and  $S_o=1.0$ .

Fig. 9 (a) Vector and (b) density distributions along the two-stages for  $\alpha=20^\circ$ ,  $C_o=0.3$ , and  $S_o=1.0$ .

2단에 대한 속도분포와 밀도분포를 출구압력  $P_2=1.0$  Pa,  $\alpha=20^\circ$ ,  $s=h=10$  mm,  $C_o=0.3$ 에 대하여 Fig. 9에 나타내었다. 속도분포로부터 2단의 로터부분에서 순환하는 와(vortex)의 형태를 볼 수 있다.

출구압력  $P_2=1.0$  Pa,  $\alpha=20^\circ$ ,  $s=h=10$  mm,  $C_o=0.3$ 일 때의 3단에 대한 속도분포와 밀도분포를 Fig. 10에 나타내었다. Fig. 9의 2단인 경우와 유사하게 1단을 제외한 각 단의 로터부분에서 순환유동이 나타남을 볼 수 있다.

이러한 순환유동에 의하여 배기성능은 저하하게 되며, Fig. 5에서와 같이 2단의 스테이터에서 충분한 압력상승이 이루어지지 않고 압축비가 오히려 급격하게 저하되는 현상이 초래된다.

### 3.3 최대압축비 및 최대편핑속도

TMP 날개 사이의 기체유동이 등온상태(isother-

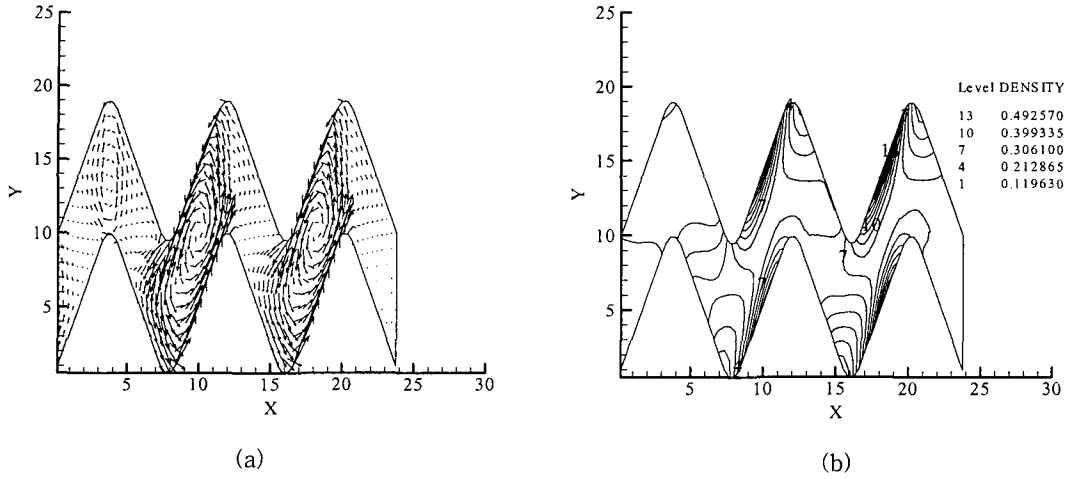


Fig. 10 (a) Vector and (b) density distributions along the three-stages for  $\alpha=20^\circ$ ,  $C_o=0.3$ , and  $S_o=1.0$ .

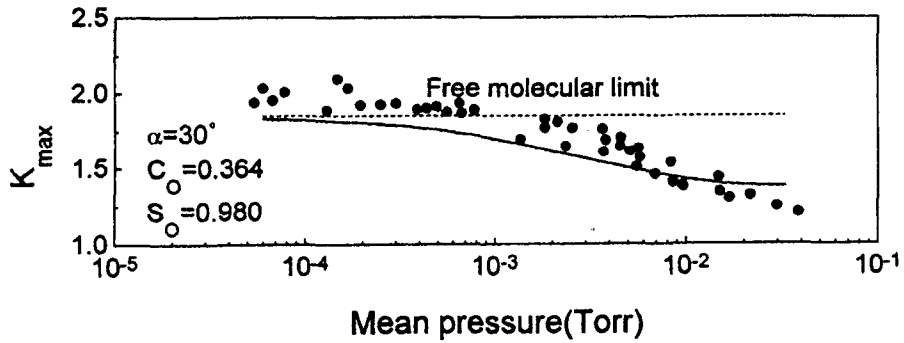


Fig. 11 Comparison of maximum compression ratio between present numerical results and experimental data of Sawada.<sup>(18)</sup>

mal state)에 놓여 있다고 가정하면, 기체의 상태 방정식은  $P = nkT$  ( $k$ : Boltzmann 상수)이므로 다음 식(8)이 성립한다.

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{n_2}{n_1} = \frac{N_{outlet}}{N_{inlet}} \quad (8)$$

여기서,  $n_1$ 과  $n_2$ 는 각각 유동이 정상상태에 도달된 후 입구와 출구에서의 분자의 수밀도를 나타내며,  $N_{inlet}$ 은 입구측에 존재하는 분자수,  $N_{outlet}$ 은 출구측에 존재하는 분자수를 각각 의미한다.

따라서, 최대압축비  $K_{max}$ 는 식(7)로 정의되는 펌핑 효율  $w=0$ 일 때(즉, 펌프 내로 흘러가는 기체 분자들의 유량이 없을 때) 다음 식(9)와 같이 쓸 수 있다.

$$K_{max} |_{w=0} = \frac{P_2}{P_1} = \frac{N_{outlet}}{N_{inlet}} \quad (9)$$

최대압축비  $K_{max}$ 에 대해서 본 연구에서 수행한 DSMC 수치해석 결과와 Sawada<sup>(18)</sup>의 실험결과를 Fig. 11에 서로 비교하였으며, 실험결과와 잘 일



치함을 볼 수 있다.

그림에서 점선은 자유분자유동의 이론에 의해 계산된 값( $K_{max} = 1.851$ )을 나타내며, 평균압력은 입구와 출구압력의 평균값( $= (P_1 + P_2)/2$ ),  $S_0$ 는  $s/h$ 를 각각 의미한다. 그림에서 보듯이 압력이 상승함에 따라 압축비는 감소함을 볼 수 있다.

입구압력과 출구압력이 같은 조건에서의 최대 펌핑효율  $w_{max}$ 를 Fig. 12에 나타내었다. 압력이 낮을수록  $w_{max}$ 는 커지고, 자유분자유동의 값( $w_{max} = 0.225$ )에 점차적으로 접근함을 볼 수 있다.

이러한  $K_{max}$ 와  $w_{max}$ 의 경향은 Fig. 13과 14에서도 볼 수 있다. 그림에서 보듯이 분자천이영역에서는  $K_{max}$ 와  $w_{max}$ 가 Kn에 크게 영향을 받는다. 반면, 자유분자유동에서는 Kn의 영향이 나타나지 않는다. 분자천이영역에서의 이러한 현상은 다음과 같이 설명할 수 있다. 즉, 분자천이영역에서는 압력이 상승함에 따라 분자들간의 충돌횟수가 잦아져 날개 사이를 통과하는 분자수가 감소하기 때문이며, 결과적으로 배기성능이 저하하게 된다.

자유분자유동일 때 TMP 내의 기체유동은 후단압력에 영향을 받지 않는다. 그러나 후단압력이 상승하게 되면 TMP의 출구측 유동은 더 이상 자유분자유동이 아니다. 그러므로 기체유동 혹은 기체분자의 통과확률은 출구로부터 역류하는 분자들 혹은 후단압력에 영향을 받게 된다.

### 3.4 다단 TMP

무차원속도  $C_0$ 가 0.3일 때 후단압력의 변화에 따른 압축비의 변화를 Fig. 15에 나타내었다. 보통 상용화된 TMP는 3~4종류의 날개로 구성되어 있다. 본 연구에서는 24열과 3종류의 날개를 갖는 이론적인 TMP(case 1, 2, 3)를 설계하였으며, 날개구성은 Table 1과 같다. 여기서 각도  $\alpha$ 와  $S_0$ 는 임의적으로 상용 TMP의 경우와 유사한 값으로 택하였다. 일반적으로 고진공축(즉, 펌프의 입구부분)의 날개는 무작위적으로 운동하고 있는 분자들을 효과적으로 날개의 사이로 끌어들이어 출구측으로 보내기 위해 보통 날개각도를  $40^\circ$  정도로 크게 설계한다. 그리고 출구측(즉, 후단펌프축)의 날개는 압축비를 크게 하기 위하여 출구측의 분자들이 고진공축으로 역류(backstreaming)하지 못하도록 날개각도를 작게( $15^\circ \sim 18^\circ$ ) 한다.

본 연구에서는 1열에 대한 앞의 DSMC 결과들을 이용하여 근사적으로 압축비를 예측하였다. 즉, Table 1에 제시한 각각의 날개들에 대하여 출구압력에 따른 압축비를 계산한 후 이 결과를 커브피팅(curve fitting) 하면 압축비 곡선의 방정식들을 얻게 된다. 그 다음 Fig. 15에서와 같이 고정된 후단압력 10 Pa에 대하여 마지막 24열의 날개에서의 입구압력을 방정식으로부터 계산한다. 계산된 24열의 입구압력을 23열의 출구압력으로 하여 23열 날개의 입구압력을 다시 계산한다. 이와 같은 방법으로 입구측 첫번째 열의 입구압력을 최종적으로 얻을 수 있다.

3가지 날개구성에 대한 각각의 case에 대한 자유분자유동일 때의 최대압축비는 약  $5 \times 10^5$ 이다. 그러나 후단압력이 낮아질수록 자유분자유동의 값에 접근해야 하지만 그림에서 보듯이 본 연구의 해석결과는 더 크게 압축비가 예측되고 있다. 이것은 마지막 24열이 본 연구에서와 같이 스테이터일 경우 Kruger와 Shapiro<sup>(21)</sup>가 행했던 수정을 본 연구에서는 포함시키지 않았기 때문이라고 판단된다. 또한 근사적으로 1열의 계산결과들을 이용했기 때문에 이와 같은 차이가 발생된다고 사료된다.

다단의 TMP에 대한 성능을 정확히 예측하기 위해서는 전체 열에 대하여 DSMC법을 적용시켜야 할 것이다. 그러나 통상 TMP가 10단 이상으로 구성되어 있기 때문에 DSMC법을 적용시킨다

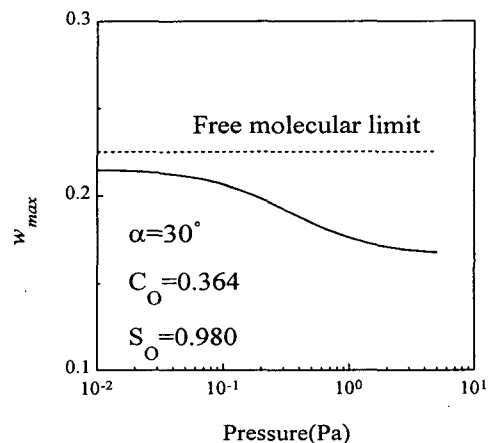


Fig. 12 Maximum pumping speed for single blade row.

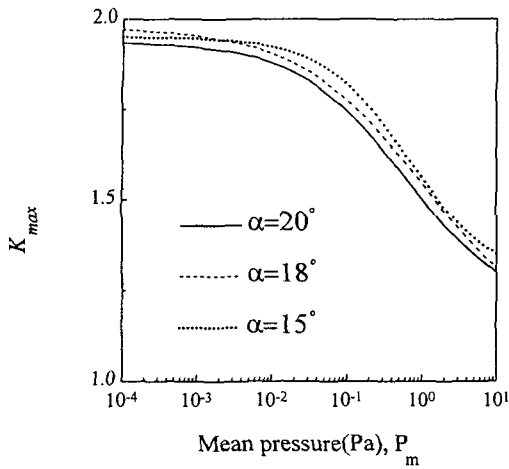


Fig. 13 Maximum compression ratio of single blade row at  $C_o=0.3$  and  $S_o=0.5$  for various blade angle  $\alpha=20^\circ$ ,  $18^\circ$ , and  $15^\circ$ .

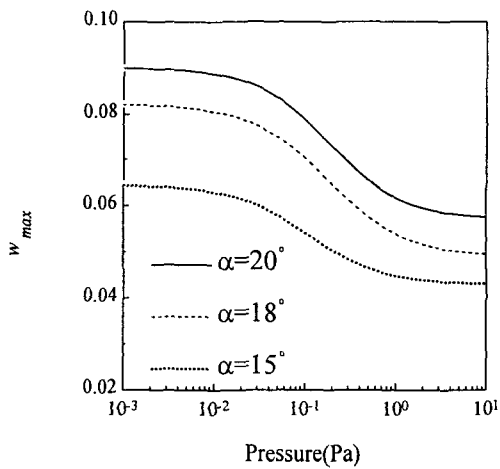


Fig. 14 Maximum pumping speed of single blade row at  $C_o=0.3$  and  $S_o=0.5$  for various blade angle  $\alpha=20^\circ$ ,  $18^\circ$ , and  $15^\circ$ .

는 것은 계산상 매우 비효율적이다. 따라서, 만일 1열로 계산한 결과가 근사적으로 타당하다면 이 방법은 매우 유용할 것이다. Fig. 15에서와 같이 후단압력이 낮아질수록 자유분자유동의 값보다 크게 압축비가 예측되고는 있으나, 압축비가  $10^5$  정도의 큰 값이라는 것을 감안한다면 위에서 언

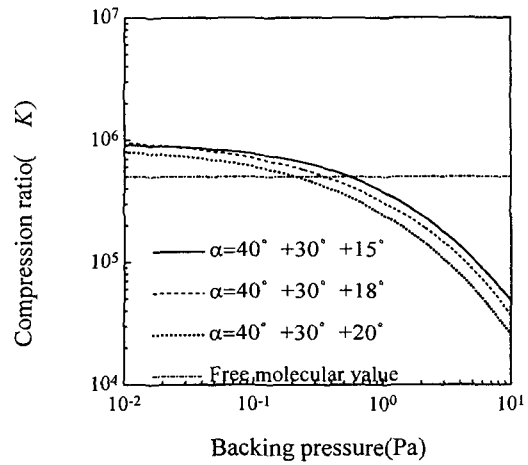


Fig. 15 Variation of the compression ratio with backing pressure.

Table 1 Specification of the multi-stage TMP

blade row	1~4	5~14	15~24		
			case 1	case 2	case 3
$\alpha$ ( $^\circ$ )	40	30	20	18	15
$S_o$	1.0	1.0	0.5		

급한 바와 같이 1열의 결과를 이용함으로써 TMP의 성능을 예측하는 것은 타당하다고 판단된다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 TMP의 회전날개 주위에 형성되는 분자천이유동을 DSMC법을 이용하여 해석하였으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 자유분자유동일 때 TMP 내의 기체유동은 후단압력에 영향을 받지 않지만 작동압력이 상승하여 분자천이영역에 놓이게 되는 경우에는 압력이 상승함에 따라 압축비가 급격하게 감소하였다.

(2) TMP 다단을 이루는 각 로터부분에서는 순환하는 와류의 형태를 볼 수 있었으며, 이러한 순환유동에 의하여 이웃한 스테이터에서 충분한 압력상승이 이루어지지 않고 압축비가 오히려 감소하였다.

(3) 기체분자는 거의 대부분 로터에서 압축되며, 출구압력이 상승함에 따라 스테이터에서의 압축비는 현저하게 감소하였다. 또한, 로터와 스테

이터 사이의 간극에서는 누설유동에 의해 압력이 거의 일정하게 됨을 알 수 있었다.

(4) 1열에 대한 성능해석 결과를 이용함으로써 TMP 다단 익렬의 성능을 예측할 수 있음을 보여 주었다.

### 후 기

본 논문은 1997년도 한국학술진흥재단의 자유공모과제(1997-001-E00023) 연구비에 의하여 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

### 참고문헌

- Hablarian, M. H., 1990, High-vacuum technology(A Practical Guide), Marcel Dekker, Inc.
- Hucknall, D. J., 1991, Vacuum technology and applications, Butterworth-Heinemann.
- O'Hanlon, J. F., 1989, A user's guide to vacuum technology, John Wiley & Sons, Inc.
- Tu, J. Y. and Yang, N. H., 1987, Theoretical studies of the modern turbomolecular pump, Vacuum, Vol. 37, No. 11/12, pp. 831-837.
- Tu, J. Y., Yang, N. H., Pang, S. J. and Zu, Y., 1988, A further exploration of an important factor affecting the pumping performance of turbomolecular pumps, J. Vac. Sci. Technol. A, Vol. 6, No. 4, pp. 2535-2540.
- Sawada, T., Taniguchi, O. and Suzuki, M., 1968, The axial flow molecular pump, Trans. JSME, Vol. 34, No. 260, pp. 708-716.
- Sawada, T., Suzuki, M. and Taniguchi, O., 1971, The axial flow molecular pump, Bull. JSME, Vol. 14, No. 67, pp. 48-57.
- Sawada, T. and Taniguchi, O., 1973, The axial flow molecular pump, Bull. JSME, Vol. 16, No. 92, pp. 312-318.
- Sekiya, S. and Kitora, Y., 1990, Study of the performance of turbomolecular pumps: 1st report, The Performance of Finite Height Blades, Trans. JSME, Vol. 56, No. 525, pp. 1400-1407.
- Sekiya, S. and Kitora, Y., 1991, Study of the performance of turbomolecular pumps: 2nd report, The Analysis of Performance in the Multiple Stages, Trans. JSME, Vol. 57, No. 534, pp. 581-588.
- Iida, S. and Kimura, O., 1974, On performance improvement of axial-flow molecular pump, Proc. 6th International Vacuum Congress, pp. 9-12.
- Antoniou, A. G., Valamontes, S. E. and Panos, C. N., 1995, The turbomolecular pump in molecular state, Vacuum, Vol. 46, No. 7, pp. 709-715.
- Katsimichas, S., Goddard, A. J. H., Lewington, R. and De Oliveira, C. R. E., 1995, General geometry calculations of one-stage molecular flow transmission probability for turbomolecular pumps, J. Vac. Sci. Technol. A, Vol. 13, No. 6, pp. 2954-2961.
- Schneider, T. N., Katsimichas, S., De Oliveira, C. R. E. and Goddard, A. J. H., 1997, Analysis of three-dimensional single stage and two-dimensional multistage models of flows in turbomolecular pumps, Vacuum, Vol. 48, No. 5, pp. 449-453.
- Schneider, T. N., Katsimichas, S., De Oliveira, C. R. E. and Goddard, A. J. H., 1998, Empirical and numerical calculations in two dimensions for predicting the performance of a single stage turbomolecular pump, J. Vac. Sci. Technol. A, Vol. 16, No. 1, pp. 175-180.
- Chandran M. and Krishna Murthy, M. V., 1997, A markov chain model for a turbomolecular pump-theory and experiments, Vacuum, Vol. 48, No. 11, pp. 899-911.
- Sawada, T., 1973, The axial flow molecular pump, Bull. JSME, Vol. 16, No. 96, pp. 993-1001.
- Sawada, T., 1979, Performance of a turbomolecular pump in the transition and slip flow regimes, Bull. JSME, Vol. 22, No. 165, pp. 362-369.

19. 황영규, 허중식, 1996, 천이영역에서 터보분자 펌프의 성능해석, 공기조화 냉동공학회 동계 학술대회논문집, pp. 275-279.
20. Bird, G. A., 1994, Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows, Clarendon Press, Oxford.
21. Kruger, C. H. and Shapiro, A. H., 1961, In rarefied gas dynamics, edited by L. Talbot(Academic Press, New York), pp. 117-140.