

## 천음속 에어포일 유동에서 비평형 응축이 Force Coefficients 에 미치는 영향<sup>§</sup>

전흥균\*\* · 최승민\* · 강희보\* · 권영두\* · 권순범\*<sup>†</sup>

\* 경북대학교 기계공학부, \*\* 대구보건대학교 소방안전관리과

### Effect of Non-Equilibrium Condensation on Force Coefficients in Transonic Airfoil Flow

Heung Kyun Jeon<sup>\*\*</sup>, Seung Min Choi<sup>\*</sup>, Hui Bo Kang<sup>\*</sup>, Young Doo Kwon<sup>\*</sup> and Soon Bum Kwon<sup>\*<sup>†</sup></sup>

\* School of Mechanical Engineering, Kyungpook Nat'l Univ.

\*\* Dept. of Fire Safety Management, Daegu Health College

(Received May 15, 2014 ; Revised September 26, 2014 ; Accepted September 30, 2014)

**Key Words:** Transonic(천음속), Moist air(습공기), Attack Angle(받음각), Non-equilibrium Condensation(비평형 응축), Supersonic Bubble(초음속 영역), Force Coefficients, TVD Scheme

**초록:** 본 연구는 NACA0012 천음속 에어포일 유동에 있어서 비평형 응축이 Force 계수(압력, 양력 및 항력계수)에 미치는 영향을 TVD 수치해석을 통하여 연구하였다. 정체점 온도 298 K, 받음각  $\alpha=3^\circ$ 인 경우, 주류 마하수 0.78~0.81에서는 정체점 상대습도의 증가함에 따라 양력은 단순 감소한다. 반면 Lift force break 마하수 영역의 주류 마하수에서는 정체점 상대습도의 증가에 따라 양력은 오히려 증가한다. 받음각  $\alpha=3^\circ$ , 정체점 상대습도가 0%인 경우, 주류 마하수의 증가에 따라 항력은 급격하게 증가하지만, 응축의 영향이 큰 60%인 경우에는 주류 마하수의 증가에 조금 증가할 뿐이다. 동일한 주류 마하수인 경우 비평형 응축에 따른 전 항력의 감소는 받음각과 정체점 상대습도가 증가할수록 크게 된다. 응축이 없는  $\Phi_0=0\%$ 인 경우는 주류 마하수가 크고 받음각이 클수록 Wave drag은 크게 되나 응축의 영향이 비교적 큰  $\Phi_0=50\%$  이상인 경우는 오히려 Wave drag이 작아지는 것으로 나타났다. 한편, 정체점 상대습도가 낮고, 주류 마하수가 클수록 충격과 직전의 최대 마하수는 커지는 것으로 나타났다.

**Abstract:** The present study investigated the effects of non-equilibrium condensation with the angle of attack on the coefficients of pressure, lift, and drag in the transonic 2-D flow of NACA0012 by numerical analysis of the total variation diminishing (TVD) scheme. At  $T_0=298$  K and  $\alpha=3^\circ$ , the lift coefficients for  $M_\infty=0.78$  and 0.81 decreased monotonically with increasing  $\Phi_0$ . In contrast, for  $M_\infty$  corresponding to the Mach number of the force break,  $C_L$  increased with  $\Phi_0$ . For  $\alpha=3^\circ$  and  $\Phi_0=0\%$ ,  $C_D$  increased markedly as  $M_\infty$  increased. However, at  $\Phi_0=60\%$  and  $\alpha=3^\circ$ , which corresponded to the case of the condensation having a large influence,  $C_D$  increased slightly as  $M_\infty$  increased. The decrease in profile drag by non-equilibrium condensation grew as the angle of attack and stagnation relative humidity increased for the same free stream transonic Mach number. At  $\Phi_0=0\%$ , the coefficient of the wave drag increased with the attack angle and free stream Mach number. When  $\Phi_0 > 50\%$ , the coefficient of the wave drag decreased as  $\alpha$  and  $M_\infty$  increased. Lowering  $\Phi_0$  and increasing  $M_\infty$  increased the maximum Mach number.

- 기호설명 -

AR : 종횡 비

c : 에어포일 길이  
D : 항력  
 $C_D$  : 항력 계수  
 $C_L$  : 양력 계수  
 $C_P$  : 압력 계수  
 $D_C$  : 응축 항력

§ 이 논문은 2014년도 대한기계학회 유체공학부문 춘계학술대회(2014. 5. 15.-16., 부산 해운대 한화콘도) 발표논문임.

† Corresponding Author, sbkwon@knu.ac.kr

© 2014 The Korean Society of Mechanical Engineers

$D_p$	: 압력 항력
$D_v$	: 점성 항력
$D_w$	: Wave drag
$D_t$	: 전항력
$D_{t0}$	: 응축이 없는 경우 전항력
$\alpha$	: 받음각
$\Phi$	: 상대습도
$\omega_0$	: 정체점 비습도
$g$	: 액상질량비
$\mu$	: 점성계수

## 1. 서론

최근 산업의 급격한 발전은 유체기계, 비행체 및 유체를 전달하는 각종 시스템 등에서 고속화, 고압화 및 고효율화를 요구하게 되었다. 이러한 요구는 응축성 기체를 사용하는 유체기계 혹은 응축성 기체 속을 고속으로 비행하는 비행체 등에서의 작동 유체와 에어포일 혹은 비행체 사이의 상대적인 속도는 천음속으로 되며, 국소적으로 초음속 영역이 존재하여 유동은 필연적으로 비평형 과정의 응축이 동반되게 된다. 이와 같은 비평형 과정의 응축이 동반되는 유동은 증기터빈 익렬 유동, 습공기를 작동유체로 하는 공기 압축기 익렬 유동 및 습공기 속을 천음속으로 비행하는 비행체 주위 유동 등에서 흔히 볼 수 있다.<sup>(1-3)</sup> 이러한 비평형 과정의 응축과 관련된 유동을 Prandtl, L.이 최초로 발표한 이래<sup>(4)</sup> 비평형 응축 자체의 물리학에 관한 많은 연구와 응축이 동반되는 초음속 유동에 대한 많은 연구가 이루어져 왔다.<sup>(5)</sup>

예로서 응축성 기체인 습공기 속을 비행익이 천음속으로 비행하면 에어포일 주위의 유동은 국소적으로 초음속 영역이 존재하고, 이 국소 초음속의 마하수가 어느 임계값을 넘게 되면 습공기 속의 수증기가 비평형 과정으로 응축하게 된다.<sup>(6)</sup>

한편 응축성 기체를 사용하는 유체기계 혹은 응축성 기체중을 천음속으로 비행하는 물체 주위에서 응축이 일어나면 응축의 결과로 방출된 잠열이 주위 유동을 가열하기 때문에 유동은 응축이 일어나지 않는 경우와 확연히 다르게 된다.<sup>(7)</sup> 즉, 유체기계의 Input/Output 동력과 비행시스템의 유효거리 등에 관련된 압력, 양력 및 항력계수의 공기역학적 특성에 상당한 변화가 발생할 것으로 예견된다.

이상과 관련, 본 연구에서는 NACA0012 에어포일이 응축성 기체인 습공기 중을 천음속으로 비행하는 경우, 에어포일의 받음각, 주류 마하수

및 정체점 상대습도의 변화에 따른 에어포일의 항력, 양력 및 압력계수에 미치는 비평형 응축의 영향을 수치해석을 통하여 구명하는 것을 연구의 목적으로 하였다. 본 연구에서 사용한 수치해석은 앞선 다수의 연구 논문<sup>(8,9)</sup>에서 이미 검증된 TVD (Total variation diminishing) 유한 차분법이다.

## 2. 수치해석

본 연구에서는 비평형 과정의 응축을 수반하는 정상상태 압축성 유동 해석을 위하여 2-D Navier-Stokes 방정식과 액적(Droplet) 성장과 관련된 방정식을 포함하는 핵 생성률 방정식<sup>(10)</sup>을 지배 방정식으로 사용하였다.

본 수치해석에서는 다음과 같은 가정을 사용하였다. 먼저 액적과 액적 주변 기체와의 속도 차이는 무시할 수 있을 만큼 적고, 유동장에서의 액적 분포는 균일하다고 가정하였다. 또 습공기를 구성하는 각 성분들은 열적(Thermally) 및 열량적(Calorically)으로 완전하며, 액적 내의 온도 구배는 무시할 수 있을 정도로 액적 직경을 극히 작다고 가정하였다. 열적응계수(Thermal accommodation coefficient)와 응축계수(Condensation coefficient)는 1로 하였다.<sup>(11)</sup> 혼합물인 습공기의 경우 단상 유동(Single phase flow)의 경우와 같이 각각의 성분에 대해 질량, 운동량 및 에너지 보존 법칙을 적용하였다.

한편, 난류응력을 구하기 위해 Baldwin-Lomax 모델을 사용하였으며 Terminating shock wave를 Capturing하기 위해 충격파의 강도가 가장 클 경우 충격파가 정재 할 만한 위치와 에어포일 벽면의 경계층이 형성되는 위치에는 격자를 조밀화 시켰다. 난류 경계층인 경우 에어포일 벽 근방의 속도 분포는 점성저층(Viscous sub-layer), 천이영역(Buffer layer) 및 난류층(Turbulent layer)으로 된 3층 모델로 가정하여 구하였다. 예로서 에어포일 표면 근방의 점성 저층에서는 y방향으로 3점 정도의 절점을 위치시켰다. 각 층에 대한 속도분포를 식 (1)에 나타내었다.<sup>(12)</sup>

$$\text{Viscous sub-layer : } 0 \leq y^+ \leq 5, \quad u^+ = y^+$$

$$\text{Buffer layer : } 0 \leq y^+ \leq 30, \quad u^+ = 5.0 \ln y^+ - 3.05 \quad (1)$$

$$\text{Outer turbulent layer : } 30 \leq y^+, \quad u^+ = \frac{1}{0.41} \ln y^+ + 5.0$$

한편, 작동유체인 습공기의 점성계수  $\mu$ 는 Sutherland's eq.을 사용하여 구했다. 정체점을 기준으로 한 경우 Sutherland's eq.은 식 (2)와 같다.

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{3}{2}} \frac{T_0+110.6}{T+110.6} \quad (2)$$

응축 액적의 밀도는 Dohrmann U가 제시한 식<sup>(13)</sup>을 사용하여 구하였다.

Fig. 1은 본 연구의 대상이 된 유동장과 경계 조건을 나타낸 그림이다. 그림의 하반부에는 메쉬 시스템을, 위 상반부에는 항력과 관련된 유동을 도식적으로 나타내었다.

격자는 유동 특성이 급격하게 변화 될 것으로 예상되는 에어포일 전·후연(Leading and trailing edges) 및 표면 근방 영역에 격자를 밀집시켰다. 계산의 빠른 수렴을 위해 격자가 날카롭게 되지 않도록 하였다. 또한, 입구와 상하부 면은 자유 유동 조건(Free stream condition)을 적용하였으며, 각 경계면에서의 유동 상태량이 가능한 균일하게 되도록 각 경계면의 위치를 에어포일 전연(Leading edge)로부터 유동 방향으로 에어포일 길이(Chord length)의 5배, 수직방향으로는 4배로 하였다. 본 연구에서의 최적 격자수로는 약 27,000 (150x181)개로 됨을 확인하였다.

응축이 없는 경우 에어포일에 작용하는 전항력(Profile drag)은 점성항력(Viscous drag), 압력항력(Pressure drag) 및 충격파에 의해 야기되는 항력(Wave drag)으로 구성된다. 본 연구에서는 수치해석의 결과로부터 구한 에어포일 벽면 압력과 벽면 형상으로부터 압력 항력을 구하였고, 점성 항력은 에어포일 표면에서의 속도 구배와 표면 온도를 이용하여 구한 점성 계수를 이용하여 구하였다. 또한, 충격파에 의해 야기되는 Wave

항력은 Pai, S. I.에 의해 제안 된 방법을 사용하여 계산하였다.<sup>(14)</sup>

한편, 비평형 과정의 응축이 수반되는 유동의 경우, 에어포일에 작용하는 전항력은 응축 과정 자체의 비 가역성과 응축에 따른 잠열 방출의 영향 때문에 응축의 영향이 전항력에 필연적으로 개입된다고 생각할 수 있다. 응축 자체의 비 가역성 및 주위 유체와 액적 사이의 에너지 교환 등과 관련된 전항력에 미치는 비평형 과정의 응축에 기인되는 항력을 구하는 과정을 요약하면 다음과 같다. 우선, 주어진 주류 마하수와 정체점 상태에 대해, 비평형 응축이 없는 유동( $\Phi_0=0\%$ )에 관하여 수치해석을 수행하고, 이 수치해석 결과를 이용하여 점성, 압력 및 Wave 항력을 구하고 이 3종류의 항력을 합하여 전항력을 구한다. 응축이 없는 경우에 대한 각 항력을 기호  $D_{v0}$ ,  $D_{p0}$ ,  $D_{w0}$  및  $D_{t0}$ 로 나타낸다. 다음, 동일한 유동장, 주류 마하수 및 정체점 상대습도를 제외한 나머지 정체점 상태량이 응축이 없는 경우와 동일한 조건에 대해 수치해석을 다시 수행한다. 이 수치해석의 결과부터 각각의 항력을 계산하며 그 때의 항력은 기호  $D_v$ ,  $D_p$ ,  $D_w$  및  $D_t$ 로 첨자 o를 없이 나타낸다. 이로부터 응축에 기인되는 항력은 식 (3)과 같이 나타낼 수 있다.

$$D_c = D_t - D_{t0} = (D_p - D_{p0}) + (D_v - D_{v0}) + (D_w - D_{w0}) \quad (3)$$

한편, 비평형 응축 항력에 기인되는 항력 계수를 응축 항력 계수( $C_{Dc}$ )로 나타내기로 한다.

### 3. 결과 및 고찰

Fig. 2는 주류 마하수와 받음각이 각각  $M_\infty=0.80$ ,  $\alpha=3^\circ$  일 때 정체점 상대습도가 압력계수에 미치는 영향을 나타낸 그림이다. 그림에서 점선은 마하수 1에 대응하는 압력 계수를 나타낸다. 그림에서 보이는 바와 같이 정체점 상대습도에 관계없이 에어포일 하부영역에서는 아음속인 관계로 응축이 일어나지 않아 압력계수는 거의 동일하게 됨을 보이고 있다. 그러나 에어포일 상부 영역에서는  $\Phi_0=0\%$ 인 경우, 에어포일 전연 직후부터 초음속으로 된 후  $x/c=0.35$ 에서 최대가 되고 Terminating 충격파에 의해 아음속으로 급감함을 보인다. 이 경우 에어포일의 약 40%에 걸쳐 초음속으로 됨을 나타내었다. 그러나 정체점 상대습도  $\Phi_0=60\%$ 인 경우는 비평형 응축의 영향으로 인해 에어포일 상부의 초음속 유동 영역이  $\Delta x/c=0.33$ 으로 약 15% 줄어들었고

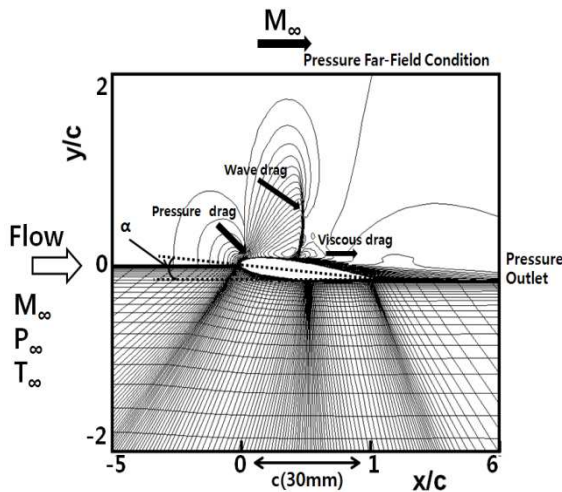


Fig. 1 Computational domains with boundary conditions

충격과 직전의 마하수도 낮게 나타났다. 에어포일 상하부의 압력계수  $C_p$  곡선으로 둘러싸여져 있는 면적은 상대습도  $\phi_0$ 의 증가에 따라 감소하는 것으로부터 양력계수  $C_L$ 은  $\phi_0$ 의 증가와 더불어 감소하게 된다. 양력계수  $C_L$ 의 감소는 공기 압축기 등과 같은 유체기계에서는 토출 압력의 감소로 이어질 것으로 판단된다.

Fig. 3은  $\alpha=3^\circ$ 의 경우, 주류 마하수의 변화에 따른 양력계수  $C_L$ 의 변화를 정체점 상대습도  $\phi_0$ 를 파라미터로 하여 나타낸 그림이다.

정체점 상대습도가  $\phi_0=0\%$ 의 경우, 주류 마하수에 따른  $C_L$ 의 변화는 상대적으로 낮은 천음속에서는 주류 마하수의 증가에 따라 약간 증가하다가 주류 마하수  $M_\infty=0.76$ 에서 양력계수는 최대값 0.266에 도달하고 그 이후에는 급격하게 감소하며, 주류 마하수  $M_\infty=0.85$ 에 대한 양력계수는 0.08로  $M_\infty=0.76$ 의 약 30%이다.  $\phi_0=0\%$ 에 대한 이러한 주류 마하수에 따른 양력계수 분포는 Shapiro, A. H.의 결과와 거의 같은 결과이다.<sup>(15)</sup>

이는 낮은 주류 마하수 영역에서는 주류 마하수가 크게 될수록 충격파가 에어포일의 뒤로 이동하여, 즉 주류 마하수가 클수록 에어포일 상부벽 영역에서의 초음속 영역이 넓게 되기 때문이며, 주류 마하수가 0.76이상에 대해  $C_L$ 이 급감하는 것은 Shock stall에 의해 기인되었다고 판단된다.<sup>(15)</sup>

그러나, 비평형 과정의 응축의 영향이 상대적으로 큰  $\phi_0=60\%$ 의 경우는, 주류 마하수 증가에 따른 에어포일 윗면에서의 유동 가속에 따른 압력저하 효과와 비평형 응축에 의한 감속에 따른 압력증가 효과가 합하여진 결과 응축이 없는 경우,  $M_\infty=0.76$  이상에서 보인 양력계수의 급격한 감소는 나타나지 않고 소폭으로 감소함을 보여준다.

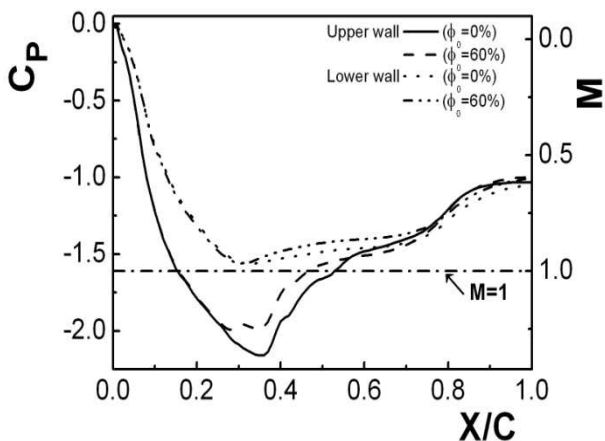


Fig. 2 Effect of non-equilibrium condensation on  $C_p$  with  $\phi_0$  for  $\alpha=3^\circ$  and  $M_\infty=0.81$

결론적으로 비평형 과정의 응축에 의해 Shock stall 현상이 상당히 완화되었다고 판단된다.

Fig. 4는 받음각  $\alpha=3^\circ$ 로 동일한 경우 주류 마하수와 정체점 상대습도  $\phi_0$ 가 양력계수  $C_L$ 에 미치는 영향을 나타낸 그림이다.

정체점 상대습도와 받음각  $\alpha=3^\circ$ 로 같은 경우, 3 종류의 주류 마하수에 따른 양력계수는  $M_\infty=0.78$ 에 대한 양력계수가 가장 큰 것으로 나타났다. 이는 동일한  $\alpha$ 와  $\phi_0$ 인 경우,  $M_\infty$ 가 증가할수록 Lambda형 충격파의 위치가 에어포일의 Trailing edge 쪽으로 이동하고 Shock stall의 강도를 강화시키기 때문이며, 동일한  $\alpha$ 와  $M_\infty$ 인 경우는  $\phi_0$ 가 높을수록 응축에 의한 감속 효과가 크게 되어  $C_L$ 은 감소한다.  $\alpha=3^\circ$ 와  $\phi_0=0\%$ 인 경우 NACA0012 에어포일에 대해  $C_L$ 가 최대가 되는  $M_\infty=0.76$ 은 Shapiro, A. H.가 구한  $M_\infty$ 와 동일한 결과이다. 천음속 에어포일 유동의 경우, 일반적으로 비평형 응축은 Shock stall의 강도를 감소시키므로 양력계수  $C_L$ 은  $\phi_0$ 의 증가에 따라 감소한다. 반면,  $M_\infty=0.83$ 의 경우는 정체점 상대습도의 증가에 따라 양력계수는 오히려 증가하는 것으로 나타났다. 이는 NACA0012의 경우 주류 마하수  $M_\infty=0.83$ 이 Lift force divergence Mach number보다 크기 때문이다.<sup>(15)</sup>

Fig. 5는 응축이 없는 경우, 받음각을 파라미터로 하여 주류 마하수의 변화에 따른 양력계수의 변화를 나타낸 그림이다. 받음각에 관계없이 주류 마하수의 증가와 더불어 양력계수는 증가하는 것으로 나타났다. 이는 주류 마하수가 클수록 에어포일 면에 작용하는 점성 항력이 커지고, 에어포일 면에 작용하는 압력 구배가 크게 되어 에어포일 후연 직전부에 존재하는 역압 구배에 의해 경계층의 두께가 급증하여 양력증가를 유발하는 것과 주류 마하수가 증가함에 따른 충격파의 강도

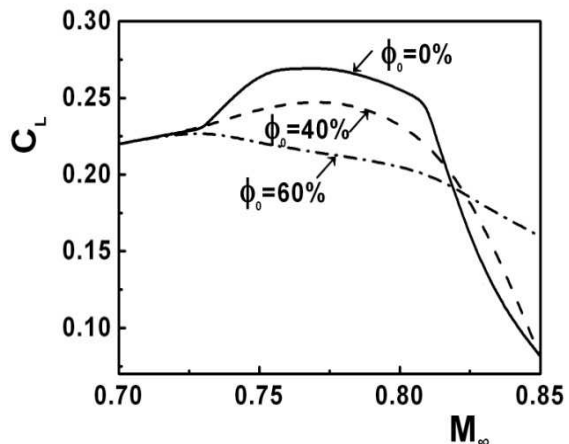


Fig. 3 Effect of  $M_\infty$  on  $C_L$  with  $\phi_0$  for  $\alpha=3^\circ$

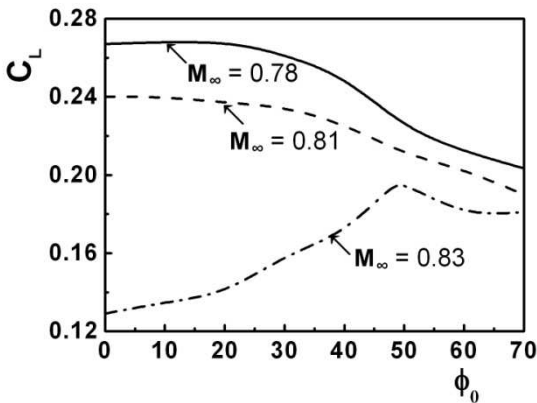


Fig. 4 Effect of  $\Phi_0$  on  $C_L$  with  $M_\infty$  for  $\alpha=3^\circ$

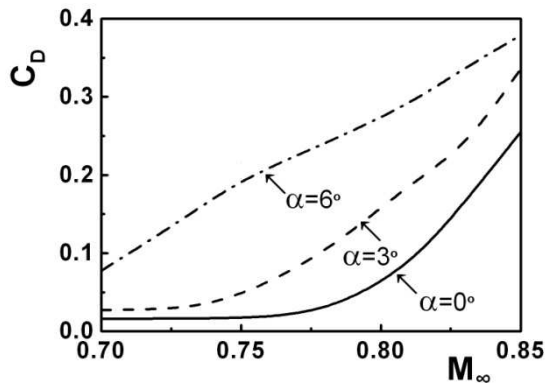


Fig. 5 Effect of  $\alpha$  on  $C_D$  with  $M_\infty$  for  $\Phi_0=0\%$

증가에 의한 Wave drag의 증가 때문이다. 또한, 정체점 상대습도와 주류 마하수가 같은 경우, 받음각이 클수록 Shock stall은 더 강해지고 항력은 증가한다. 받음각  $3^\circ$ 와  $0^\circ$ 인 경우를 비교해 보면, 받음각  $3^\circ$ 에 대한 항력계수가 더 낮은 주류 마하수에서 급격히 증가하는 것을 알 수 있다.

Fig. 6은 받음각  $\alpha=3^\circ$ , 정체점 온도 298 K, 주류 마하수 0.81인 경우, 비평형 응축이 Shock stall에 미치는 영향을 알아보기 위해 나타낸 Iso-Mach number( $\Delta M=0.01$ ) plot이다.

예상한 바와 같이 정체점 상대습도  $\Phi_0$ 가 증가함에 따라 비평형 응축으로 인한 주변 초음속 유동으로의 잠열 방출에 따른 감속효과 때문에 Supersonic bubble의 크기가 작게 되고 충격파 직전의 최대 마하수도 감소함을 알 수 있다. 정체점 상대습도가 클수록 에어포일 표면으로부터 삼중점 (Triple point)까지의 높이(충격파의 수직 길이)는 더 짧아지는 것으로부터 Shock stall의 강도도 더 크게 감소된다고 할 수 있다. 결론적으로 정체점 상대습도가 클수록 충격파와 경계층 사이의 간섭이 약해지고, 충격파의 정재 위치는 상류로 이동

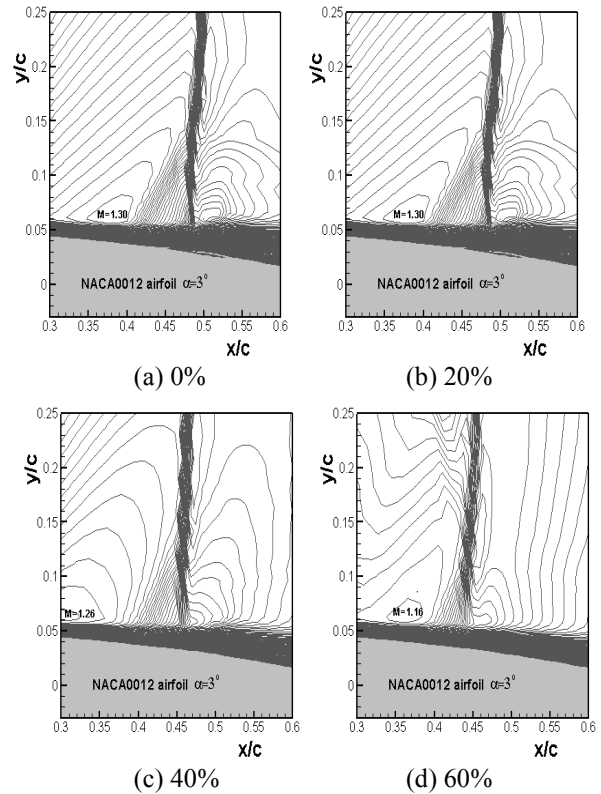


Fig. 6 Plots of iso-Mach number for  $\alpha=3^\circ$ ,  $M_\infty=0.81$  and  $T_0=298\text{ K}(\Delta M=0.01)$

하며, 충격파 직전의 최대 마하수는 작아지므로 Shock stall은 약해지고 Wave drag은 감소한다.

받음각  $\alpha=6^\circ$ 인 경우에 대해, 정체점 상대습도  $\Phi_0$ 를 파라메타로 한 경우 주류 마하수에 따른 항력계수의 변화를 Fig. 7에 나타내었다. 그림에서 보이는 바와 같이 동일한 받음각과 주류 마하수인 경우, 정체점 상대습도가 클수록 응축에 의한 감속 효과가 크게 되어 Wave drag이 적어지고 최대 두께 이후의 국소 마하수 감소에 따른 압력 증가 때문에 항력계수는 작아진다. 이러한 결과는 천음속으로 운전되는 유체기계에서 Input power의 감소를 초래할 것으로 예견된다. 예로서, 주류 마하수  $M_\infty=0.85$ 인 경우, 정체점 상대습도  $\Phi_0$ 가 60%에 대한 항력계수는 0%에 대한 항력계수의 29%로 크게 감소하게 된다. 이로부터  $M_\infty$ 와  $\alpha$ 가 동일한 경우, 응축성 기체를 작동유체로 사용하는 천음속 유체기계에 있어서는 정체점 상대습도가 높을수록 양력계수도 작아지고 그에 따라 Total pressure 또한 낮아질 것으로 판단된다. 예견한 바와 같이, 받음각과 주류 마하수가 동일한 경우, 정체점 상대습도가 높을수록 에어포일 표면부터 삼중점까지의 거리는 짧아져 Shock stall강도가 약화될 것으로 예

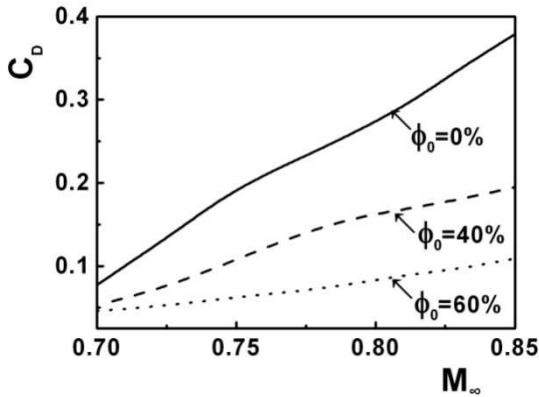


Fig. 7 Effect of  $\Phi_0$  on  $C_D$  with  $M_\infty$  for  $\alpha=6^\circ$

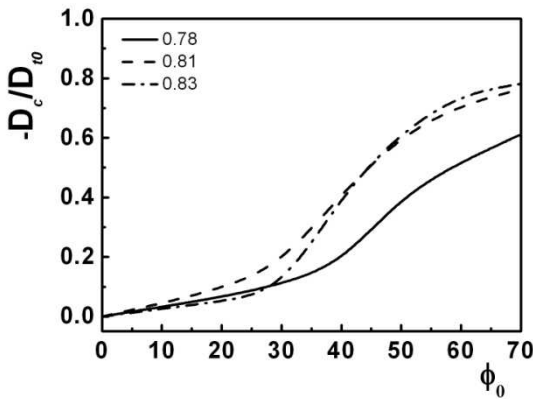


Fig. 8 Effect of  $\Phi_0$  on condensation drag reduction with  $M_\infty$  for  $\alpha=3^\circ$

견된다. 비평형 응축에 따른 항력의 감쇠 효과에 관계없이 항력계수는 주류 마하수 증가와 함께 증가하는 것으로 나타났다.

Fig. 8은 받음각  $\alpha=3^\circ$ 이고, 주류 마하수를 파라메타로 한 경우  $\Phi_0$ 의 변화에 따른 전항력에 대한 Condensation drag 감소비를 나타낸 그림이다.

그림에 보이는 바와 같이, 동일한 주류 마하수에 대해 비평형 응축이 Shock stall과 직접적인 관계가 있는 Terminating 충격파 강도를 감쇠시키고 최대 두께 이후의 마하수를 감속시키는 결과 정체점 상대습도가 크게 될수록 응축에 의한 항력 감소는 크게 되는 것으로 나타났다. 또,  $\alpha$ 와  $\Phi_0$ 가 동일한 경우,  $M_\infty$ 가 높을수록 정체점 비습도(Specific humidity)에 가까운 액상의 질량비  $g$ (Liquid mass fraction)만큼 응축이 비 가역적으로 급격히 일어나 응축에 의한 항력 감소는 크게 되는 것으로 나타났다.

이를 확인하기 위해 정체점 상대습도 60%, 온도 298 K, 받음각  $\alpha=3^\circ$ 인 경우, 에어포일 상부벽 1.5 mm 위치에 있어서 주류 마하수의 변화에 따른 액상질량비  $g$  분포를 Fig. 9에 나타내었다.

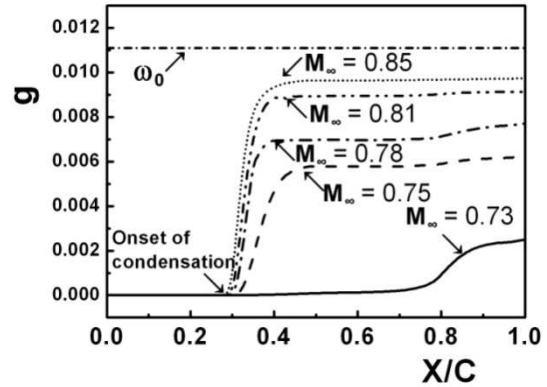


Fig. 9 Distribution of  $g$  along 1.5mm over upper surface for  $\Phi_0=0\%$ ,  $\alpha=3^\circ$  and  $T_0=298$  K

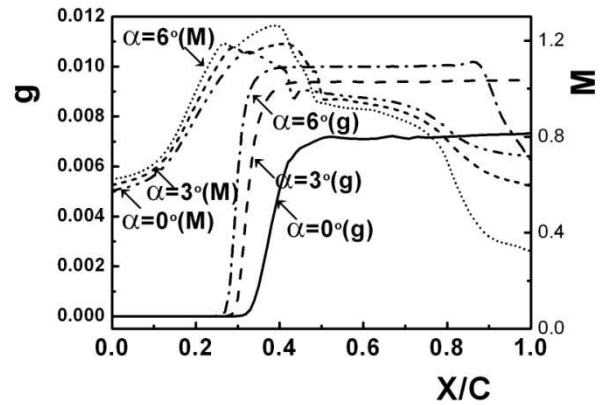


Fig. 10 Distributions of  $g$  and  $M$  at 1.5mm over upper surface of airfoil for  $\Phi_0=60\%$ ,  $M_\infty=0.83$  and  $T_0=298$  K

그림 중  $\omega_0$ 는 정체점 비습도를 의미한다. 그림에서 나타난 바와 같이 주류 마하수가 크게 될수록 응축 시작점(Onset of condensation)은 에어포일의 전연에 가깝고, 액상의 증가율이 크며  $g$  또한  $\omega_0$ 에 근접함을 보이고 있다.

Fig. 10은 정체점 상대습도 60%, 온도 298 K, 주류 마하수  $M_\infty=0.83$ 일 때 에어포일 상부로부터 1.5 mm 위치에서의 액상질량비  $g$  및 국소 마하수에 미치는 받음각의 영향을 나타낸 그림이다.

그림에서 보이는 바와 같이 받음각이 클수록 비평형 응축의 시작점은 에어포일의 전연쪽에 더 가깝게 되고 비평형 응축영역 또한 좁아지며 액상질량비  $g$ 가  $\omega_0$ 에 가깝게 된다. 충격파 직전의 최대 국소 마하수 또한  $\alpha=6^\circ$ 인 경우가 약 1.26정도로 가장 큰 것으로 나타났다.

#### 4. 결론

비평형 응축을 수반하는 천음속( $M_\infty=0.70\sim 0.85$ ) 에어포일 유동(NACA0012)에서, Force coefficients에

비평형 응축이 미치는 영향을 연구한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 동일한  $\alpha$ 와  $M_\infty$ 인 경우, 최대 양력계수  $C_{Lmax}$ 의 값은 정체점 상대습도  $\Phi_0$ 가 높을수록 작아진다.

(2) 비평형 응축은 Shock stall의 강도를 감소시키기 때문에 정체점 상대습도의 증가에 따라 양력 계수는 감소하지만, Lift divergence Mach number 이상인  $M_\infty=0.83$ 인 경우는 오히려 양력 계수는 증가한다.

(3) 받음각  $6^\circ$ , 주류 마하수 0.85, 정체점 상대 습도 60%인 경우, 항력계수는 0%인 경우의 29% 정도로 줄어든다.

(4) 주류 마하수의 증가에 따라 비평형 응축 시작점은 에어포일의 전연에 가깝게 되고,  $M_\infty=0.85$ 인 경우 액상의 질량비  $g$ 는 비습도  $\omega$ 의 약 90%에 이른다.

#### 참고문헌

#### (References)

- (1) Kwon, S. B. and Ahn, H. J., 2001, "Supersonic Moist Air Flow with Condensation in a Wavy Wall Channel," *KSME International Journal*, Vol. 15, No. 4, pp. 492~499.
- (2) Kwon, S. B., Lee, S. J., Shin, S. Y. and Kim, S. H., 2009, "A Study on the Flow with Non-Equilibrium Condensation in a Minimum Length Nozzle," *JMST*, Vol. 23, pp. 1736~1742.
- (3) Baek, S. C., Kwon, S. B., Kim, H. D., Setoguchi, T. and Matsuo, S., 2006, "Study of Moderately Under-expanded Moist Air Jets," *AIAA*, Vol. 44, No. 7, pp. 1624~1627.
- (4) Wegener, P. P., 1975, "Gas Dynamics of Expansion Flows with Condensation and Homogeneous Nucleation of Water Vapor," *Acta Mechanica*, Vol. 21, pp. 165~213.
- (5) Orina, R. A. and Lundquist, B. E., 1963, "Emendations to Nucleation Theory and Homogeneous Nucleation of Water from the Vapor," *J. Chem. Phys.*, Vol. 38, p. 2082.
- (6) Matsuo, S., Kawagoe, S., Setoguchi, T., Sonoda, K. and Kwon, S. B., 1984, "Effect of Homogeneous Condensation of Steam on Flow Field in Supersonic Nozzle," *Proc. of 14th Int. Symp. on Rarefied Gas Dyn. Jul. Tsukuba, Japan*.
- (7) Schnerr, G. H., 1993, "Transonic Aerodynamics including Strong Effects from Heat Addition," *Computers fluids*, Vol. 22, No.2-3, pp. 103~116.
- (8) Kim, I. W., Alam, M. M. A., Lee, S. J., Kwon, Y. D. and Kwon, S. B., 2012, "The Effect of Non-equilibrium Condensation on the Drag Coefficient in a Transonic Airfoil Flow," *Journal of Thermal Science*, Vol. 21, No. 6, pp. 518~524.
- (9) Choi, S. M., Kim, J. S., Kwon, Y. D. and Kwon, S. B., 2013, "The Effect of Non-equilibrium Condensation on the Coefficients of Force with the Angle of Attack in the Transonic Airfoil Flow of NACA0012," *JMST*, Vol. 27, No. 6, pp. 1671~1676.
- (10) Frenkel, J., 1946, *Kinetic theory of liquids*, Dover Pub.Inc., New York.
- (11) Baek, S. C., Kwon, S. B. and Kim, H. D., 2004, "Passive Prandtl-Meyer Expansion Flow with Homogeneous Condensation," *KSME International Journal*, Vol. 18, No. 3 pp. 407~418.
- (12) Cengel, Y. A. and Cimbala, J. M. 2010, *Fluid mechanics*, 2nd ed. McGraw Hill, New York, p. 356.
- (13) Dohrmann, U., 1989, "Ein numerisches Verfahren zur Berechnung Stationärer Transonischer Strömungen mit Energiezufuhr durch Homogene Kondensation," *Univ. Karlsruhe, Dr. of Eng. Dissertation*, p. 19.
- (14) Pai, S. I. and Luo, S., 1991, *Theoretical and Computational Dynamics of a Compressible Flow*, Sci. Press, Beijing, p. 299.
- (15) Shapiro, A. H., 1953, *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow Vol. I*, Ronald Press Co., New York, pp. 379~384.