<학술논문> DOI http://dx.doi.org/10.3795/KSME-B.2014.38.3.219 ISSN 1226-4881(Print)
2288-5234(Online)

비평형 응축이 충격파 진동에 미치는 영향에 관한 수치 해석적 연구

전흥균** · 김인원* · 권영두* · 권순범*†
* 경북대학교 기계공학부, ** 보건대학교 소방안전관리과

A Numerical Study of the Effect of Non-equilibrium Condensation on the Oscillation of Shock Wave in a Transonic Airfoil Flow

Heung Kyun Jeon**, In Won Kim*, Young Doo Kwon* and Soon Bum Kwon*†
* Dept. of Mechanical Engineering, Kyungpook Nat'l Univ.,
** Fire Safety Management Dept., Daegu Health College

(Received October 23, 2013 ; Revised January 20, 2014 ; Accepted January 27, 2014)

Key Words: Non-equilibrium Condensation(비평형응축), Transonic(천음속), Oscillation(진동), Shock Wave(충격파), Moist Air(습공기), Drag Coefficient(항력계수)

초록: 본 연구에서는 NACA0012/14/15 천음속 에어포일 유동에서 비평형 응축이 충격파 진동에 미치는 영향을 TVD 수치해석을 통하여 연구하였다. 주류 마하수 0.81-0.90에 대해, 정체점 상대습도 및 에어포일의 기하학적 형상이 유동 특성에 미치는 영향이 구명되었다. 받음각 α=0°, 정체점 온도(288K) 및 주류 마하수가 0.87인 경우, 정체점 상대습도의 증가는 Terminating Shock의 충격파 강도를 약화시킨다. 정체점 상대습도가 30%인 경우 961Hz이던 충격파의 진동수가 60%일 때는 912Hz로 약 5% 감소한다. 정체점 상대습도가 동일한 경우는 주류 마하수가 클수록 충격파의 진동수 및 이동거리는 크게 된다. 또, 진동의 한 주기에 대해 항력계수의 변화도 구명되었다. 정체점 상대습도가 높을수록 최대 항력 계수는 작고, 항력계수의 변화폭 또한 감소한다. 한편 에어포일의 최대 두께가 두꺼울수록 초음속 영역의 크기는 증가하며 충격파의 진동수 및 이동거리도 증가한다.

Abstract: In this study, to find the characteristics of the oscillation of a terminating shock wave in a transonic airfoil flow with non-equilibrium condensation, a NACA00-12,14,15 airfoil flow with non-equilibrium condensation is investigated through numerical analysis of TVD scheme. Transonic free stream Mach number of 0.81-0.90 with the variation of stagnation relative humidity and airfoil thickness is tested. For the free stream Mach number 0.87 and attack angle of α=0°, the increase in stagnation relative humidity attenuates the strength of the terminating shock wave and inactivates the oscillation of the terminating shock wave. For the case of M_∞=0.87 and ϕ_0=60%, the decreasing rate in the frequency of the shock oscillation caused by non-equilibrium condensation to that of ϕ_0=30% amounts to 5%. Also, as the stagnation relative humidity gets larger, the maximum coefficient of drag and the difference between the maximum and minimum in C_D become smaller. On the other hand, as the thickness of the airfoil gets larger, the supersonic bubble size becomes bigger and the oscillation of the shock wave becomes higher.

1. 서 론

Prandtl 에 의해 최초로 비평형 과정의 응축과 관련된 유동 현상이 발표된 이래[1] 비평형 응축 자체와 응축이 동반되는 초음속 유동에 대한 많은 연구가 이루어져 왔다.

이와 같은 비평형 과정의 응축이 동반되는 유동은 증기터빈 익렬 유동, 습 공기를 작동유체로 하

† Corresponding Author, sbkwon@knu.ac.kr
© 2014 The Korean Society of Mechanical Engineers

는 공기 압축기 익렬 및 습 공기를 사용하는 초음속 풍동 유동 등이 있다. 응축성 기체인 습 공기를 사용하는 공기 압축기 익렬 유동의 경우 비평형 과정의 응축이 시작되는 마하수는 대략 1.2정도인 천음속으로 알려져 있다.[2] 한편, 비평형 과정의 응축이 초음속 유동에서 일어나면 응축성 기체의 증발 시 사용되었던 잠열이 주위 초음속 유동으로 방출되므로 유동은 감속이 동반되게 된다. 천음속 에어포일을 통해 응축성 기체가 유동하게 되면 에어포일 최대 두께 위치보다 보다 조금 상류부터 하류 임의의 위치에 걸쳐서는 초음속 영역(Supersonic Bubble)으로 되고 이 초음속은 Terminating Shock Wave에 의해 아음속으로 감속된다. 이러한 경우 Terminating Shock Wave의 강도는 주류마하수가 크면 클수록 강하게 되고, 에어포일 면 상 충격파가 위치하는 곳에서의 에어포일 두께 변화율이 커 유동 박리가 일어나기 쉬운 경우에는 에어포일 표면의 경계층과 충격파가 간섭하여 충격파의 진동이 유발되기도 한다. 진동의 양상은 주류의 마하수가 크면 클수록 충격파의 강도가 크게 되어 강화되고 주류의 마하수가 일정한 경우에는 정체점 상대습도가 높으면 높을수록 응축에 의한 잠열 방출량이 많게 되어 진동수 및 진폭은 오히려 줄어 들 것으로 예견된다. 이상과 같은 충격파의 진동은 불규칙적인 압력 변동을 동반하므로 소음 및 구조물의 진동의 원인이 될 뿐만 아니라 Buffeting, 고 사이클 피로파괴(High Cycle Fatigue Failure) 등의 문제가 일으키기도 한다. Weitao H.[3] 등은 Turbine Cascade에서 충격파와 경계층의 상호작용을 Large Eddy Simulation을 이용하여 수치해석적으로 연구하였다. 충격파와 경계층의 간섭은 배면(背面)의 하류에서 압력 변동을 야기 시키며 그 최댓값은 국소 평균 압력의 약 2% 정도임을 밝힌 바 있다. Cagliostro D.J.[4]는 초음속 노즐 유동에 있어서 비평형 과정의 응축에 의해 주위 초음속 유동이 가열되는 경우 유동은 정체점 상대습도가 어느 임계치보다 크게 되면 진동함을 밝힌 바 있다. 즉, 비평형 과정의 응축이 응축 충격파에 영향을 받는 경우에 대해 응축 충격파의 진동을 연구하였다. 이상과 관련 본 연구에서는 응축을 수반하는 천음속 에어포일 유동에 있어서 Terminating Shock Wave와 에어포일 벽면 경계층이 간섭하여 충격파가 진동하는 경우 비평형 과정의 응축과 에어포일의 기하학적 형상이 충격파 진동의 특성에 미치는 영향 즉, 진동수, 이동거리 및 항력계수에 미치는 영향을 수치해석을 통하여 구명하는 것을 연구의 목적으로 하였다.

2. 수치해석

본 연구에 사용된 수치해석에서의 지배방정식은 액적 성장방정식과 2차원 압축성 Navier-Stokes 방정식이며, Second-Order Fractional Time Step의 Third-Order MUSCL Type TVD Finite Difference Scheme이다.[5] 본 수치계산에서는 액적의 직경은 너무 작기 때문에 액적과 주위 기체 사이의 속도 차이는 없으며, 액적은 균일하게 분포되어 있고, 액적이 차지하는 체적은 무시할 수 있을 정도로 적으며 액적 내부에는 온도 구배가 존재하지 않는다는 가정 등을 사용하였다.[6] (지배 방정식 및 액적 성장 방정식과 관련된 제 내용은 참고문헌 (5)를 이용하기 바람). 비평형 과정의 응축 시 발생되는 잠열은 Schnerr H.G.[7]가 제시한 식 (1)을 사용하여 구하였다.

$$L(T) = L_0 + L_1 T \ [J/kg] \tag{1}$$

$$L_0 = 3105913.39 \ [J/kg]$$
$$L_1 = -2212.97 \ [J/kg]$$

단위 시간 및 단위 체적 당 생성되는 핵 생성률은 Frenkel J.[8]가 제시한 식 (2)를 사용하였으며, 비평형 응축의 경우 핵 생성률에 절대적인 영향을 미치는 액적의 표면 장력은 무한 평면 액적에 대한 표면 장력 σ_∞ 와 표면장력 계수 ζ를 사용하여 구하였다.[9]

$$I = \frac{1}{\rho_l}\left(\frac{p_v}{kT}\right)^2 \sqrt{\frac{2\sigma M_v}{N_A \pi}}\, exp\left(\frac{-4\pi\sigma r_c^2}{3kT}\right) \tag{2}$$

$$\sigma(T) = \zeta \sigma_\infty(T) \tag{3}$$

$$\sigma_\infty(T) = \begin{cases} [76.1 + 0.155\times(273.15 - T)] \\ \times 10^{-3}\ [N/m] \\ \text{for } T \geq 249.37\,K \end{cases}$$
$$\begin{cases} [(1.1313 - 3.7091\times10^{-3}\times T)\times10^{-4} \\ - 5.6464]\times10^{-6}\ [N/m] \\ \text{for } T < 249.37\,K \end{cases}$$

본 연구에서 사용한 표면 장력 계수 ζ는 1이다.[10] 난류응력을 구하기 위해 Baldwin-Lomax 모델[11]을 사용하였으며 Terminating Shock Wave를 Capturing 하기 위해 충격파의 강도가 가장 클 경우 충격파가 정재 할 만한 위치와 에어포일 벽면

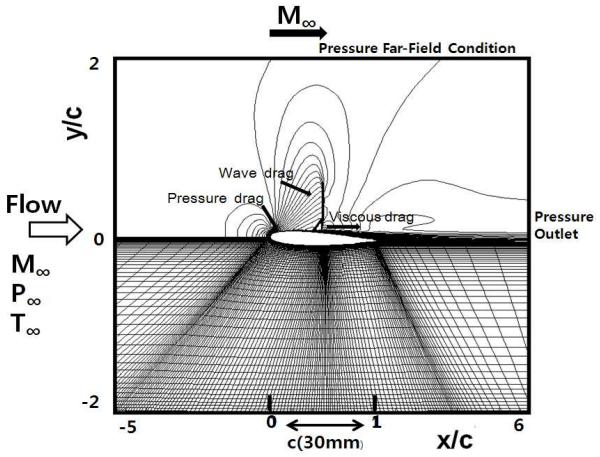


Fig. 1 Calculation mesh system and boundary conditions

의 경계층이 형성 되는 위치에는 격자를 조밀화 시켰다. 난류 경계층인 경우 에어포일 근방의 속도 분포는 점성저층(Viscous sub-layer), 천이영역(Buffer layer) 및 난류층(Turbulent layer)으로 된 3층 모델로 가정하여 구하였다. 예로서 에어포일 표면 근방의 점성저층에서는 y 방향으로 10점 정도의 절점을 위치시켰다. 한편, 작동 유체인 습공기의 점성 계수 μ는 Sutherland's Law를 사용하여 구하였다. 정체점을 기준으로 한 경우 Sutherland Equation은 식 (4)와 같다. 여기서 T는 Kelvin 온도이다.

$$\frac{\mu}{\mu_0}=\left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{3}{2}}\frac{T_0+110.6}{T+110.6} \tag{4}$$

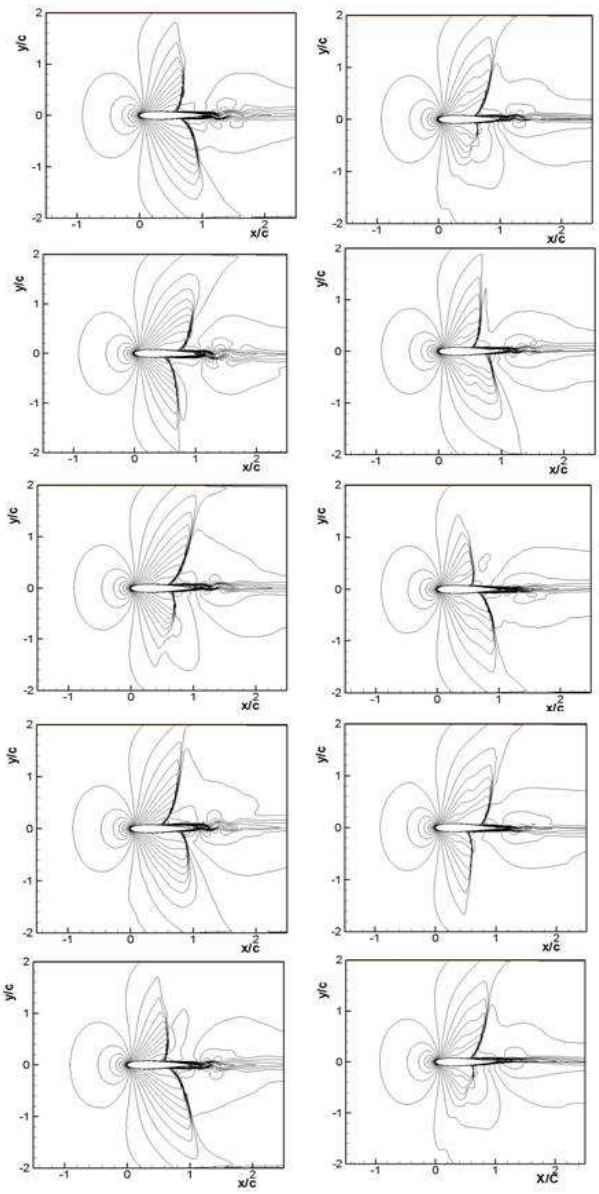
응축 액적의 밀도는 Dohrmann U.[12]가 제시한 식 (5)를 사용하여 구하였다.

$$\rho_l(T)=(A_0+A_1T+A_2T^2+A_3T^3+A_4T^4 + A_5T^5)/(1+B_0T) \text{ for } T\geq 0[^\circ C] \tag{5}$$

$$\rho_l(T)= A_6+A_7T+A_8T^2 \text{ for } T<0[^\circ C]$$

위 식에서 사용된 T는 ^oC이고 각 계수는 다음과 같다.

A0=999.8396	A5=-393.2952×10-12
A1=18.224944	A6=999.84
A2=-7.92221×10-3	A7=0.086
A3=-55.44846×10-6	A8=-0.0108
A4=149.7562×10-9	B0=18.159725×10-3



(a) $\phi_0 = 30\%$ (b) $\phi_0 = 60\%$

Fig. 2 Effect of stagnation relative humidity on the oscillation of terminating shock wave ($M_\infty = 0.87$ and $T_0 = 288K$)

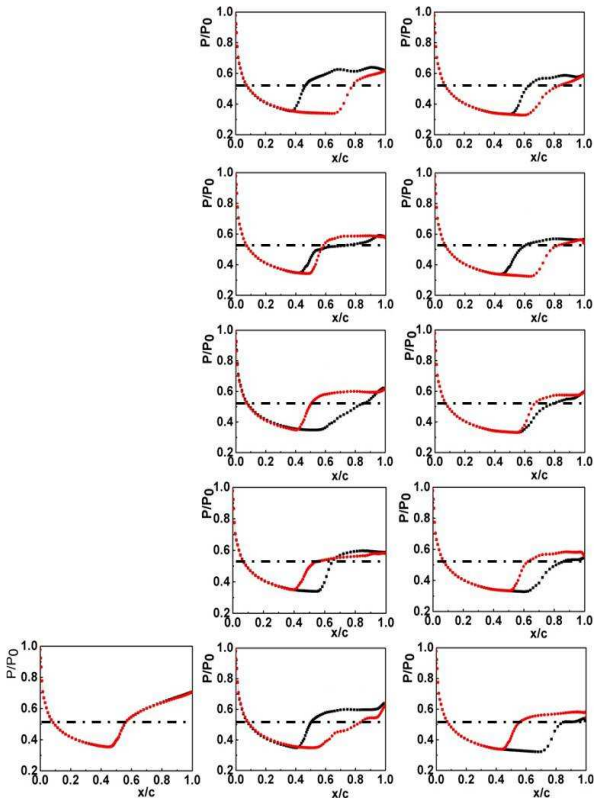
Fig. 1은 본 연구의 대상이 된 유동장과 경계조건을 나타낸 그림이다. 본 수치해석에서 사용된 격자는 사각(Quadrilateral Type)격자이며, 격자수는 약 28,000개 이며, 에어포일의 설치에 따른 에어포일 상하부 자유 경계면에서의 유선의 곡면화 영향을 최소화 하기 위해 H/c=4.0으로 하였다.

본 연구에 사용된 에어포일 길이(Chord Length)는 c=25mm이다. 사용한 수치해석의 유효성은 이전의 연구 논문[13,14]에서 실험과의 비교를 통해

이미 검증한 바, 참고 하기 바람.

3. 결과 및 고찰

Fig. 2는 NACA0015, 정체점 온도 $T_0 = 288K$, 압력 $p_0 = 101.3\,kpa$(a), 주류 마하수 $M_\infty = 0.87$ 및 레이놀즈 수 $R_{e\infty} = 6.56\times10^5$인 경우 정체점 상대습도의 변화에 따른 terminating shock wave의 진동을 한주기에 걸쳐 등 간격 시간으로 Iso-Mach number plot($\triangle M = 0.05$)을 나타 낸 그림이다. 정체점 상대습도가 30% 및 60% 인 경우 주기는 각각 $1.04\times10^{-3}s$과 $1.10\times10^{-3}s$로 나타났다. 그림에 나타난 바와 같이 정체점, 상대습도가 60%인 경우가 비평형 과정의 응축이 활발하게 일어나 잠열(latent heat)의 방출에 따른 감속이 크게 되어 충격파의 강도가 약화되고 에어포일 벽면 경계층과의 간섭이 약화되어 30%인 경우 진동수가 961Hz 이던 것이 912Hz로 약 5% 감소되는 것으로 나타났다. 또, 충격파의 이동거리도 Δx= 12.8mm에서 12.2mm로 짧게 나타났다. Fig. 3은 NACA0015에



(a) $M_\infty = 0.81$ (b) $M_\infty = 0.84$ (c) $M_\infty = 0.87$

Fig. 3 Effect of free stream Mach number on the oscillation of terminating shock wave ($T_0 = 288K$ and $\phi_0 = 30\%$)

대해 동일한 정체점 상대습도 30%($T_0 = 288K$)인 경우 주류의 마하수가 충격파의 진동에 미치는 영향을 한 주기에 걸쳐 나타낸 에어포일 벽면 압력분포를 나타낸 그림이다. 그림 중 일 점 쇄선은 마하수 1에 대응되는 압력을 의미한다.

붉은 점선으로 나타낸 압력 분포는 충격파가 에어포일 전연(leading edge)으로 이동하는 경우의 압력 분포, 검은 점선은 전연 쪽으로 이동한 충격파가 후연(trailing edge)으로 이동 할 때의 압력 분포이다. 이 경우 특이한 것은 주류 마하수가 0.81미만에서는 Terminating shock wave의 진동이 일어나지 않는 것으로 나타났다. 이는 충격파의 진동이 충격파와 에어포일 벽면 경계층과의 간섭에 의해 야기되는 바 주류의 마하수가 M_∞ = 0.81로 비교적 낮아 충격파 직전의 마하수가 낮아 충격파 강도가 약하게 되었기 때문으로 판단된다. 주류 마하수 0.81과 0.87에 대한 충격파 직전의 최대 마하수는 1.30 과 1.37로 나타났다. 한편 압력 분포에서 압력이 동일하게 되는 두 점 사이의 거리로 나타나는 충격파의 이동거리(Excursion Length)는 정체점 상대습도가 동일한 경우 주류 마하수가 클수록 길어지고 초음속 영역의 크기(Supersonic Bubble Size)도 크게 된다.

$M_\infty = 0.84$에 대해 ϕ_0가 0%, 30% 및 60%인 경우 terminating shock wave의 excursion pattern과 strength $(\triangle p/p_1)_{\max}$의 관계를 Fig. 4에 나타내었다. 여기서 p_1 및 Δp은 충격파 직전의 압력 및 충격파를 통한 압력 변화 값이다. $(\triangle p/p_1)_{\max}$는 충격파가 진동하는 경우 각 진동 위치에서 구한 충격파 강도 중 최댓값을 의미한다. 동일한 주류 마하수인 경우에는 정체점 상대습도가 클수록 비평형 과정의 응축에 의한 감속 효과가 크게 되어 충격파의 강도가 약해지고 그에 따라 Excursion 거리도 짧아지는 것으로 나타났다.

특히, 정체점 상대습도가 60%인 경우에는 진동이 일어나지 않는 것으로 나타났다. 주류 마하수 $M_\infty = 0.84$이고 ϕ_o가 0 및 30%인 경우 충격파 이동 거리는 20.5 및 18.6mm로 나타났다. 한편 비평형 과정의 응축이 초음속 유동에서 일어나면 초음속 유동은 감속되어 충격파의 강도가 약화되므로 ϕ_o가 낮을수록 충격파 직전의 p_1은 낮아지고 Δp는 크게 되므로 $(\triangle p/p_1)_{\max}$는 크게 된다.

또, 충격파가 에어포일 전연으로 이동할 때가

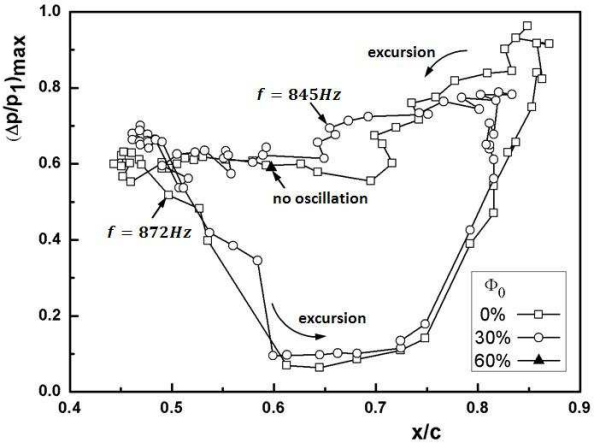


Fig. 4 Effect of non-equilibrium condensation on strength and excursion pattern of terminating shock wave($M_\infty = 0.84$)

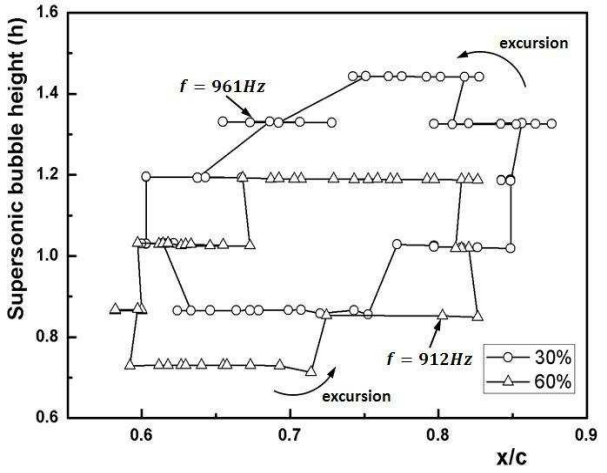


Fig. 5 Effect of non-equilibrium condensation on the supersonic bubble size ($M_\infty = 0.87$)

에어포일 후연으로 이동할 때보다 충격파에 상대적인 유입 기류의 마하수가 크게 되므로 $(\triangle p/p_1)_{\max}$또한 크게 된다. 충격파의 진동이 충격파에 상대적인 기류의 마하수에 미치는 기여를 계산하면 다음과 같다. 충격파의 진동수가 872Hz, 이동거리 20.5mm 인 $\phi_o = 0\%$ 경우, 충격파가 에어포일 전연으로 이동하는 평균 속도는 17.8m/s로 되며 이를 진동 에어포일 면상의 최소 음속에 대한 마하수로 환산하면 0.054로 되어 충격파의 이동 방향에 따라 $(\triangle p/p_1)_{\max}$의 값이 크게 바뀌게 됨을 알 수 있다. 에어포일 주위 국소 마하수가 작게 되어 충격파의 진동이 약화되는 x/c=0.45 근방에서는 충격파와 벽면 경계층과의 간섭 또한 약화되어 충격파의 이동 속도도 작고 충격파의 이동 방향에 관계없이 최대 충격파 강도도 거의 변하지 않는 것으로 나타났다.

Fig. 5은 비평형 과정의 응축이 최대 Supersonic Bubble Height에 미치는 효과를 나타낸 것이다. Supersonic Bubble Height는 Terminating Shock Wave가 임의의 위치에 있을 때 Camber Line으로부터 Supersonic Bubble 최대 높이로 정의하였다. 비평형 과정의 응축이 활발하게 일어날 것으로 예견되는 60%인 경우가 응축이 상대적으로 약할 것으로 예상되는 30%인 경우에 비해 비평형 응축에 의한 가열 효과 더욱 크기 때문에 충격파의 강도가 약화 되고 Supersonic Bubble Height 즉, 초음속 영역 최대 높이도 낮게 되며, 그에 따라 충격파의 이동거리도 짧아지게 되는 것으로 나타났다. 그림 중 f는 충격파의 진동수를 나타내고, ϕ_o가 30%인 경우 961Hz, 60%인 경우는 912Hz로 나타났다. 이는 상술한 바와 같이 비평형 과정의 응축에 의해 방출되는 잠열이 주위 유동을 감속시키기 때문으로 판단된다.

Fig. 6은 정체점 온도 $T_0 = 288K$이고 주류 마하수 $M_\infty = 0.87$, $\phi_0 = 30\%$인 경우 시간에 따른 항력계수의 변화를 한 주기에 걸쳐 나타낸 그림이다. 항력 계수를 구하는 절차를 요약하면 다음과 같다. 먼저 수치해석으로 구한 에어포일 표면에서의 압력분포, 속도분포, 정압을 이용하여 압력 및 점성에 의한 항력 계수 $C_{D,p}$, $C_{D,v}$를 구하고, 다음 Pai S.I.[15]가 제안한 방법을 이용하여 충격파에 의해 야기되는 항력 계수(wave drag coefficient) $C_{D,w}$를 구한다. 총 항력계수 $C_{D,t}$는 $C_{D,p}$, $C_{D,v}$ 그리고 $C_{D,w}$의 합 으로 나타내었다.

그림에서 알 수 있는 바와 같이 점성 및 압력에 기인되는 항력은 충격파에 의한 항력보다 매우 적은 것으로 나타났다. 또 점성 및 압력에 기인되는 항력은 충격파의 진동과 관계없이 거의 일정하게 나타났다.[16]

전 항력에 대한 각 항력의 기여는 대략 1.6%, 12.4% 및 86%로 나타났다. 이상의 결과로부터 전 항력 중 충격파에 의한 항력이 86%정도이므로 전 항력을 제어하기 위해서는 충격파의 강도를 줄이는 것이 필수적이라는 것을 알 수 있다.

동일한 정체점 온도와 주류 마하수에 경우 정체점 상대습도 $\phi_0 = 60\%$일 때, 한 주기 동안 항력계수의 변화를 Fig. 7에 나타내었다. 예견한 바와 같이 $\phi_0 = 60\%$인 경우 Fig. 6의 $\phi_0 = 30\%$인

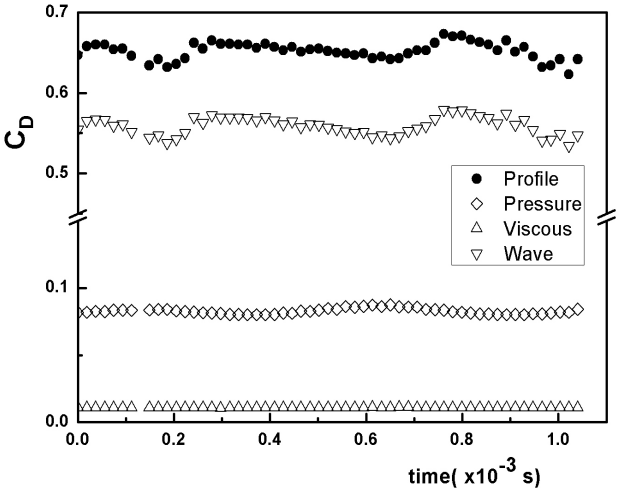


Fig. 6 Distribution of coefficient of drag with time for $M_\infty = 0.87,\ \phi_0 = 30\%$

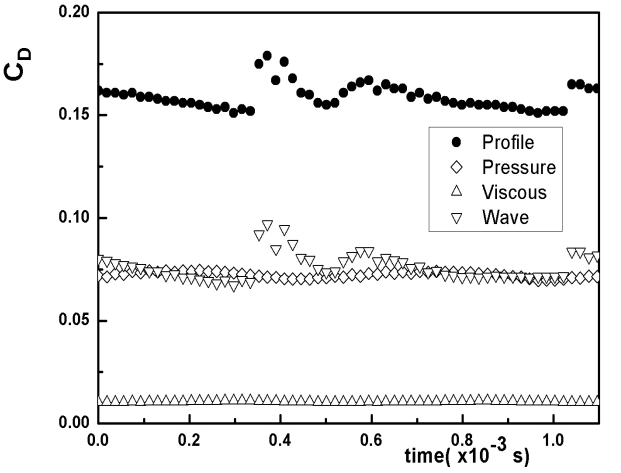


Fig. 7 Distribution of coefficient of drag with time for $M_\infty = 0.87,\ \phi_0 = 60\%$

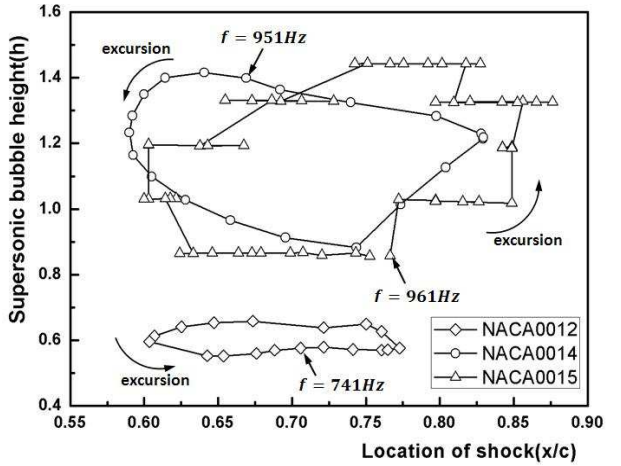


Fig. 8 Effect of thickness of airfoils on supersonic bubble height and location of shock for $M_\infty = 0.87,\ \phi_0 = 30\%$

경우보다 전 항력계수가 전체적으로 더 작은 것을 알 수 있다. 정체점 상대습도 ϕ_o가 30 및 60% 인 경우 최대 전 항력 계수 $C_{D,t}$는 각각 0.67, 0.18로 나타났다.

한편, shock stall[17]에 직접적으로 관계되는 충격파 직전의 최대 마하수는 ϕ_o가 30 및 60%인 경우 각각 1.35, 1.28로 약 5 % 감소하였다. 또한 충격파 진동과 관련 전 항력계수의 변화량도 0.05에서 0.025로 50% 정도 감소하는 것으로 나타났다. 한편, 점성 및 압력에 기인되는 항력계수는 정체점 상대습도의 변화와는 거의 무관한 것으로 나타났다.

Fig. 8에 주류 마하수 $M_\infty = 0.87$, 정체점 온도 $T_0 = 288K$ 그리고 정체점 상대습도 $\phi_0 = 30\%$인 경우 에어포일 두께(NACA00-12,14,15)에 따른 초음속영역의 높이와 충격파의 발생 위치 관계를 한 주기에 걸쳐 나타내었다. 그림에 보이는 바와 같이 에어포일 두께가 두꺼울수록 충격파의 진동 횟수가 많고, excursion 거리는 크고 초음속 영역의 크기도 크게 된다. 초음속 영역의 크기 변화량 또한 크게 된다. 이는 에어포일 두께변화율이 클수록 충격파와 경계층의 간섭에 의해 shock stall 현상이 강화되기 때문으로 판단된다. 본 연구의 경우, 충격파의 이동거리는 NACA0012에서 10.5mm, NACA0014의 경우 12.0mm, NACA0015일 때에는 13.8mm로 나타났다. 본 연구에 사용한 NACA00-12～15의 경우, $M_\infty = 0.87$일 때 에어포일 전연으로의 충격파의 이동 상한은 $x/c = 0.6$정도인 것으로 나타났다.

4. 결 론

NACA00-12,14,15 에어포일이 응축성 기체인 습공기 중을 천음속으로 비행하는 경우 발생하는 비평형 응축이 충격파의 진동 및 항력계수 등의 유동 특성에 미치는 영향을 연구한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 주류 마하수가 동일한 경우 정체점 상대습도가 높을수록 초음속 영역의 크기가 작아지고 충격파 강도는 약해지며 $M_\infty = 0.87$이고 ϕ_0가 30% 및 60% 일 때 충격파의 진동수는 각각 961Hz, 912Hz로 약 5% 감소한다.

(2) 정체점 상대습도가 동일한 경우 주류 마하수가 클수록 초음속 영역의 크기는 커지고 진동수는 증가하며 충격파 이동거리는 커진다.

(3) 비평형 과정의 응축은 항력계수를 줄이고 항력계수의 변화량을 줄이는 효과가 있다. $M_\infty = 0.87$이고 ϕ_0가 30% 및 60%인 경우 전 항력계수는 0.67에서 0.18로 감소하고 충격파 진동에 따른 항력계수의 변화량은 0.05에서 0.025로 50% 줄어든다.

(4) 캠버가 零인 에어포일의 경우, 에어포일 두께가 두꺼울수록 충격파 진동수 및 이동거리는 증가한다.

후 기

이 논문은 2013년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임.(2013-023266)

참고문헌
(References)

(1) Wegener P. P., 1975, "Gas Dynamics of Expansion Flows with Condensation, and Homo geneous Nucleation of Water Vapor," *Acta Mechanica*, 21, pp. 165~213.

(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, No. 6, pp. 1736~1742.

(3) Weitao, H., Weiyang, Q. and Hualing, L., 2001, “Shock-wave/Boundary-layer Interaction in a Transonic Turbine Cascade,” *Proc. IMechE Part G: J. Aerosp. Eng.*, Vol. 225 No. 1, pp. 77~85

(4) Cagliostro, D. J., 1972, "Periodic Compressible Nozzle Flow Caused by Heat Addition due to Condensation," Ph.D. Thesis, Yale Univ.

(5) Yee H. C., 1989 “A Class of High Resolution Explicit and Implicit Shock-capturing Methods,” NASA, TM-89464.

(6) Lothe, J. and Pound, G. M., 1968, “Condensation of Clusters in Nucleation and the Classical Phase Integral,” *J. Chemi. Phys.*, Vol. 48, No. 4, pp. 466~477.

(7) Schnerr, G. H. and Dohrmann, U., 1990, “Transonic Flow Around Airfoils with Relaxation and Energy Supply by Homogeneous Condensation,” *AIAA J.*, Vol. 28, No. 7, pp. 1187~1193.

(8) Frenkel, J., 1946, “Kinetic Theory of Liquids,” Dover Publications INC., NewYork, p. 415

(9) Mills, A. F. and Seban, R. A., 1967, "The Condensation Coefficient of Water," *Int. J. Heat and Mass Transfer*, Vol. 10, pp. 1815~1827.

(10) Orinai, R. A. and Sundquist, B. E., 1963, "Emendation to Nucleation Theory and the Homogeneous Nucleation of Water from Vapour," *J. Chem. Phys.* Vol. 38, pp. 2082~2089.

(11) Baldwin, B. S. and Lomax, H., 1978, "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows,” *AIAA J.,* pp. 78~257.

(12) Dohrmann, U., 1989, “Ein Numerisches Verfahren zur Berechnung Statiänarer Transonischer Strömungen mit Energiezufuhr Durch Homogene Kondensation,” Uni. Karlsruhe, Dr. of Eng. Dissertation, p. 19.

(13) 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.

(14) 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.

(15) Pai, S. I. and Luo, S., *Theoretical and Computational Dynamics of a Compressible Flow*, Sci. Press, Beijing, p. 299.

(16) Shapiro A. H., *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*, Vol. 1,” The Ronald Press, New York, p. 379.

(17) Shapiro, A. H., *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow,* Vol. 2,” The Ronald Press Co., NewYork, p. 866.