

충격파관 내 천음속 익형 유동의 가시화

김명수[†] · 장호근* · 권진경* · 김병지** · 권순범***

Visualization of Transonic Airfoil Flows in a Shock Tube

Myung-Su Kim, Ho-Keun Jang, Jin-Kyung Kwon, Byung-Ji Kim, Soon-Bum Kwon

Abstract

The experiments for NACA airfoils are conducted as the preliminary study for the aerodynamic characteristics of the transonic airfoil flow in the shock tube. The test section configurations were designed to use shock tube as simple and less costly experimental facility generating transonic flow at relatively high Reynolds numbers. Experiments at hot gas Mach numbers of 0.80, 0.82 and 0.84, Reynolds numbers of about 1.2×10^6 on airfoil chord length and angle of attack of 0° and 2° were carried out by means of shadowgraph visualization method and static pressure measurements. Visualization results were compared with the corresponding results from the conventional transonic wind tunnel tests. The results of study showed that present shock tube facility is useful to study the proper performance characteristics in transonic Mach number range.

Key Words : Shock tube(충격파관), Shock wave(충격파), Transonic flow(천음속 유동)

1. 서론

충격파의 전파, 반사, 회절 등의 연구에 주로 이용되는 충격파관(shock tube)은 광범위한 레이놀즈수의 고속 유동을 얻기가 용이하며 운용비가 저렴하므로 일반 풍동에 비해 매우 경제적으로 고레이놀즈수의 풍동 실험이 가능하다.^{[1][2]} 여기에는 몇 가지 제약이 따르는데 먼저 실험유동의 지속시간이 매우 짧다는 점과 충격파관 사이즈의 제약에 따른 벽면효과가 크다는 점이다.

[†] 책임저자의 소속 : 경북대학교 대학원 기계공학과
E-mail : myzuk6@hanmail.net

* 경북대학교 대학원 기계공학과

** 카톨릭상지대학 자동차과

*** 경북대학교 기계공학과

본 연구에서는 충격파관이 간헐식 천음속 풍동으로 사용되기 위한 설계 파라메타를 실험적 연구를 통해 확인하고 이에 따라 설계, 제작된 충격파관을 사용하여 천음속 익형에 대한 공력실험을 실시, 기존의 풍동실험 결과와 비교하였다. 충격파관의 시동 과정과 다양한 열기류 마하수, 영각에 대해 익형 유동을 가시화하여 시동 특성과 마하수, 영각이 익형 상의 충격파 거동에 미치는 영향을 조사하였다.

2. 실험장치

본 연구에서 사용된 파막식 충격파관과 테스트 섹션 구성을 Fig. 1에 나타냈다. 충격파관의 고압부는 내경 100mm, 길이 1.5m의 원형관이고, 저압부는 $60 \times 60 \text{mm}^2$ 의 정방형 단면으로 파막위치에서 익형까지의 거리는 5.6m이다. 구동기체와

실험기체는 모두 건공기이다. 벽면 효과를 감소시키기 위해 slotted-wall 로 덮혀진 플래넘 챔버가 테스트섹션의 상, 하부 벽에 설치되어 있으며 각 부의 치수는 Cook et al.^[3] 의 결과를 참고하였다. 익형의 상류 40mm 지점 측벽에 설치한 압력센서를 통해 설계 유동을 얻기 위한 최적의 플래넘 챔버 치수가 결정되었으며 익형의 상류 660mm, 760 mm 의 위치에 설치한 두개의 스트레인 게이지 타입 압력센서에 의해 충격파 마하수, 열기류 마하수, 단발광원의 지연회로 시간 등이 계산되었다. 본 충격파관에서 이론적인 열기류 지속시간은 단순 충격파 이론에 의하면 $M_2=0.82$ 에서 7msec 이다. 그러나 실제 실험의 경우 익형 주위의 복잡한 비정상 반사현상에 의해 약 2.6 msec 정도로 감소함을 확인하였다.

실험은 NACA 0010, 0012, 0015 에 대해 열기류 마하수를 각각 $M_2=0.80, 0.82, 0.84$ 로, 영각을 $\alpha=0^\circ, 2^\circ$ 로 바꾸어 수행하였으며 각각의 유동은 새도우그래프(shadowgraph) 방법을 통해 가시화하였다.

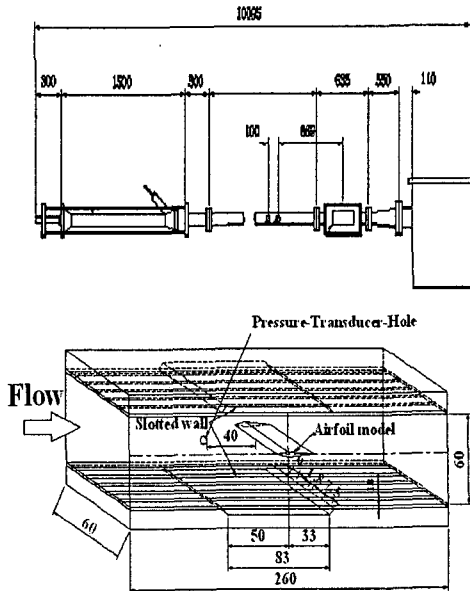


Fig.1 Schematics of shock tube and test section

3. 실험 결과 및 고찰

천음속 풍동으로 사용된 충격파관의 시동과정을 Fig.2 에 나타냈다. 익형은 NACA 0012 이며 열기류 마하수 $M_2=0.82$, 영각 $\alpha=0^\circ$, 익현길이 기준 레이놀즈수 $Re_c=1.2 \times 10^6$ 정도이다. 시간 t 는 경과 시간으로 $t=0$ 는 입사 충격파가 익형의 리딩 에지에 도달 했을 때를 의미한다. Fig. 2 (a)는 거

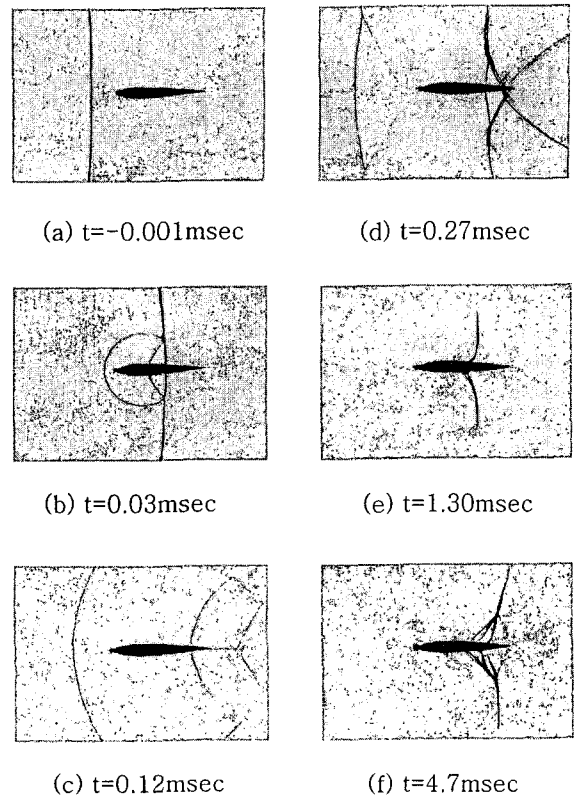


Fig. 2 Starting process of shock tube ($M_2=0.82, \alpha=0^\circ, Re_c=1.2 \times 10^6$)

의 수직의 입사충격파가 익형에 도달하기 직전의 사진이며 Fig. 2(b)는 입사 충격파가 리딩에지를 지난 후 마하 반사(Mach reflection)를 하는 사진이다. 3 중점(triple point) 밑에는 미끄럼 면(slip line)이 전방으로 경사져 있음을 볼 수 있다. 원호형 반사파는 Fig. 2 (c)에서와 같이 익형 상류로 계속 성장, 전파하게 되며 익 선단 상류 40mm 지점의 측벽에 설치된 압력센서에 의해 그 강도가 측정된다. Slotted wall 밑에 설치된 플래넘 챔버는 입사한 후 반사하는 반사파의 강도가 최소가 되도록 설계되었으며 이때의 열기류 마하수를 설계 마하수로 하였다. Fig.2(d)는 입사 충격파의 전파에 따라 유기된 기류에 의해 익 후연 근방에는 lambda 형의 충격파가 발생되고 후연에서는 trailing edge shock 이 비 정상적으로 발생된다. 이후 약 1msec 가 경과하면 익형 주위에 Fig. 2(e)에 보이는 바와 같이 열기류 마하수가 임계마하수를 초과하게 되어 terminating shock 이 동반된 정상유동이 발생하며 이는 약 2.6msec 동안 지속된다. 정상 열기류 유동이 끝남에 따라 Fig. 2(f)와 같이 정상 충격파 분포는 소멸하게 된다.

Fig. 3 는 $\alpha=0^\circ$ 에 대해 열기류 마하수가 변하는 경우 익 표면에 발생한 정상 충격파 양상을 기존 연구에서 천음속 풍동을 사용해 구한 충격파

양상과 비교하기 위하여 나타낸 그림이다. Fig. 3 (a-1)~(a-3)은 NACA 0010 에 대해 열기류 마하수를 0.80, 0.82, 0.84 로 변화한 경우의 결과이다. 열기류 마하수가 증가할수록 충격파의 위치는 익하류로 이동함을 볼 수 있다. 이와 같은 경향은 NACA 0012 에 대한 실험 결과인 Fig. 3(b-1)~(b-3)와 NACA 0015 에 대한 결과인 Fig. 3(c-1)~(c-3)에서도 동일하게 나타난다.

Fig. 4 에는 본 실험에서 NACA 0012 에 대해 얻은 충격파 분포를 거의 유사한 유동조건에 대해 천음속 풍동 실험에서 얻은 충격파 분포^[3]와 비교한 결과를 나타냈다. 충격파의 분포는 $M_2=0.82$, 0.84 의 경우 상당히 잘 일치함을 볼 수 있으며 이는 본 실험에 적용된 테스트섹션에 의해 충격파 관 내에서 지속시간이 매우 짧지만 균일한 설계유동을 만들어 낼 수 있음을 의미한다. Terminating shock 은 익형에 대해 거의 수직의 형태를 보이고 있으며 열기류 마하수의 증가에 따라 익 하류 방향으로 이동함을 볼 수 있다. 참고로 NACA 0012 와 유사한 리딩에지에서 익현장 길이 30% 위치에 12%의 최대두께를 가지는 이중쌍기 익형에 대한 실험 결과를 closed symbol 로 나타내었다. 이중

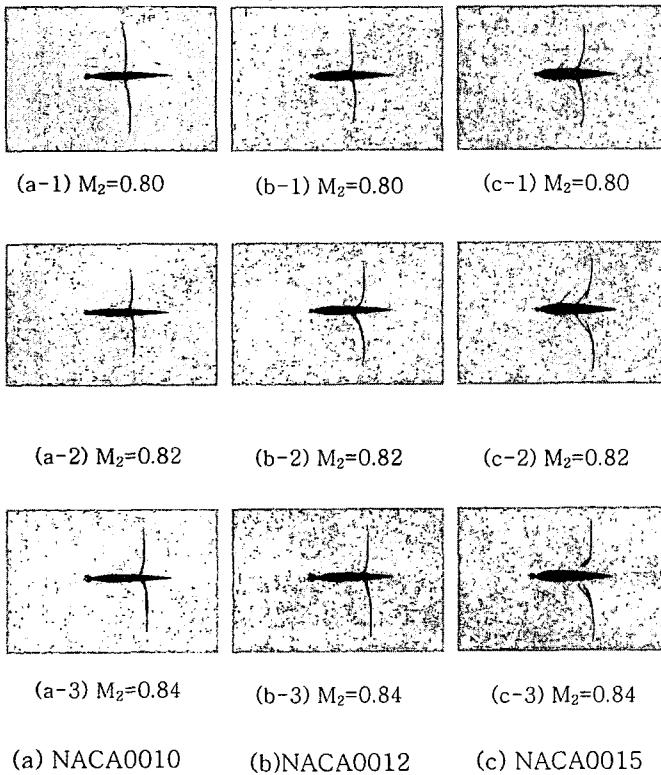


Fig.3 Shock wave profiles on airfoils of NACA0012($Re_c = 1.2 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$)

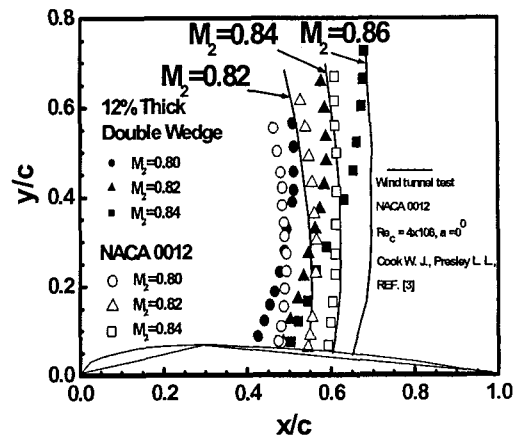
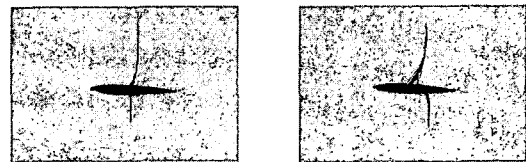


Fig. 4 Comparison of shock wave profiles between the results by wind tunnel and shock tube tests



(a) $M_2=0.80$ (b) $M_2=0.82$
Shock wave profiles on airfoils
($Re_c = 1.2 \times 10^6$, $\alpha = 2^\circ$)

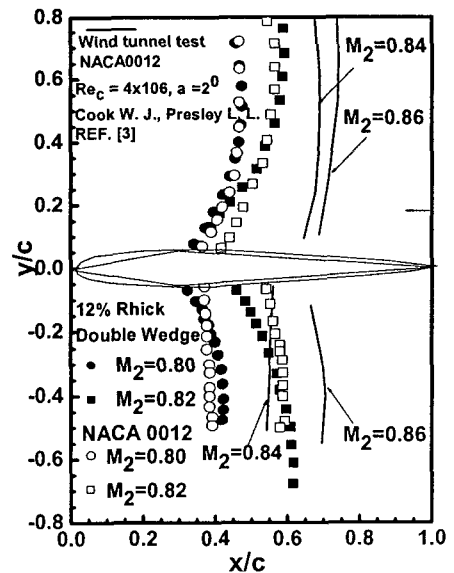


Fig. 5 Comparison of shock wave profiles between the results by wind tunnel and shock tube tests
($Re_c = 1.2 \times 10^6$, $\alpha = 2^\circ$, NACA0012)

뿔기 익형의 경우 최대두께의 모서리에서 팽창파가 발생하고 이 팽창파가 terminating shock 와 간섭하게 되며 충격파는 하류방향으로 기울어진 형태로 나타남을 확인할 수 있었다.

Fig. 5 에는 $\alpha = 2^\circ$ 의 비대칭 유동에 대한 실험 결과를 나타냈다. 익형은 NACA 0012 이며 열기류 마하수는 0.80, 0.82 이다. 열기류 마하수에 관계 없이 익 상부 기류의 마하수가 하부 기류의 마하수보다 크게 된 결과 supersonic bubble 의 영역도 익 상부 쪽이 더 크고 terminating shock 이 정재하는 위치도 더 익 후연에 위치함을 보이고 있다. 이중뿔기 익형에 대한 실험 결과도 달린기호로 나타냈으며 NACA 0012 익형에 대한 결과와 유사한 경향을 보인다.

4. 결 론

충격파관을 이용한 천음속 익형 유동에 대한 공력 실험을 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 충격파관을 이용하여 비교적 높은 레이놀즈 수를 가지는 정확한 천음속 익형유동을 얻을

수 있다.

2. 본 실험 장치와 실험 조건인 경우 실험시간은 이론적 열기류 지속시간의 약 30%정도 임을 확인하였다.
3. 익 표면의 충격파 위치는 열기류 마하수가 증가할수록 익 후연으로 이동한다.

참 고 문 헌

- 1) Takehumi I. and Mastuo K., " Mechanics of Shock Wave" , 1st edition, Corona, 1st edition, pp 150-231
- 2) Cook W. J., Presley L. L. and Chapman G. T., " Shock Tube as a Device for Testing Transonic Airfoils at High Reynolds Number" , AIAA J. Vol. 17, No. 7, (1979), pp 714 -721
- 3) Cook W. J., Presley L. L. and Chapman G. T., " Test Section Configuration for Aerodynamic Testing in Shock" , Shock Tube and Waves, The Magens Press, (1980), pp 127-136