

論文

충격파관 내 천음속 날개 유동에 관한 실험적 연구

이동원*, 권진경**, 김태욱**, 김병지***, 권순범****

An Experimental Study on Transonic Airfoil Flows in a Shock Tube

Dongwon LEE*, Jinkyung KWON**, Taewook KIM**, Byungji KIM*** and Soonbum KWON****

ABSTRACT

An experimental study of the transonic flows over NACA and double wedge airfoils was conducted with a shock tube. The configuration of test section with a slotted wall and chamber was designed and tested to minimize wall and reflected shock wave effects and use the shock tube as simple and less costly wind tunnel generating the relatively high Reynolds numbers transonic flow. Transonic airfoil flows at hot gas Mach numbers of 0.80~0.84, Reynolds number of about 1.2×10^6 on airfoil chord length and angles of attack of 0° and 2° were visualized with the shadowgraph method. The shock wave profiles on the airfoils were compared with the corresponding results from the conventional transonic wind tunnel tests. The experimental results showed that present shock tube exhibited the proper performance characteristics as transonic wind tunnel for tested Mach number range and airfoils.

초 록

충격파관을 이용하여 NACA와 이중쐐기 날개 주변의 천음속 유동에 대한 실험적 연구가 수행되었다. 벽면효과와 반사충격파의 영향을 최소화하기 위해 슬릿벽과 챔버를 가지는 실험부가 설계되었으며 이를 통해 충격파관을 비교적 높은 레이놀즈수의 천음속 유동을 발생시키는 간단하고 경제적인 풍동장치로 이용하고자 하였다. 열기류 마하수 0.80~0.84, 레이놀즈수 약 1.2×10^6 받음각 0° 와 2° 의 유동 조건에서의 천음속 날개 유동은 새도우그래프법에 의해 가시화되었다. 날개 주변의 충격파 분포는 기존의 일반 천음속 풍동 실험의 결과와 비교되었다. 실험결과는 본 실험에 사용된 충격파관은 실험 마하수 범위와 날개에 대해 천음속 풍동으로서의 유효한 성능 특성을 나타내었다.

Key Words : Double wedge airfoil(이중쐐기 날개), Hot gas duration time(열기류 지속 시간), Shock tube(충격파관), Transonic airfoil(천음속 날개)

I. 서 론

충격파관은 충격파의 전파, 반사, 회절 등의 충격파 거동에 관한 연구나 고온물리학 등에서 주로 사용되는 기체 역학적 실험 장치이다⁽¹⁾. 또한 충격파관의 초기 압력비에 따른 열기류의 변화를 이용하여 다양한 레이놀즈수와 유속의 유동을 비교적 저렴한 운용비로 간단히 얻을 수 있다⁽²⁾⁽³⁾. 최근에는 스크램제트 엔진 연구에 필수적인

† 2005년 9월 27일 접수 ~ 2005년 1월 4일 심사완료

* 정회원, 경북대학교 대학원 기계공학과

** 정회원, 상주대학교 기계공학과

*** 정회원, 가톨릭상지대학 자동차·모터스포츠과

**** 정회원, 경북대학교 기계공학부

연락처, E-mail, sbkwon@mail.knu.ac.kr

대구시 북구 산격3동 1370번지

고엔탈피의 극초음속 유동을 얻기 위해 반사형 충격파관과 노즐을 혼용한 충격파터널이 극초음속 풍동으로 사용되고 있다⁽⁴⁾⁽⁵⁾.

상기와 같은 이유로 충격파관이 경제적인 유동 실험 장치로 사용되어 질 수 있으나 여기에는 몇 가지 기본적 제약이 따른다. 먼저 충격파관내 열기류는 그 지속 시간이 매우 짧으므로 유동 측정이 풍동에 비해 어렵다는 점이다. 또한 입사충격파가 열기류에 앞서 실험부내를 통과하므로 모형 설치시 반사충격파가 발생하게 되며 충격파관 크기의 제약에 의해 실험부에서 벽면 효과가 풍동에 비해 크게 된다는 점이다.

따라서 본 연구에서는 비반사형 충격파관을 풍동 실험 장치로 사용하기 위해 벽면 효과와 반사충격파를 고려한 실험부를 설계하였다. 실험부에서의 압력 측정을 통해 최적의 설계 파라미터를 선택하였으며 유동 가시화의 결과를 기존의 풍동을 통한 실험 결과와 비교하여 최종적으로 충격파관의 풍동 장치로의 적용 타당성을 확인하였다. 본 연구에서는 충격파관의 시동 기체와 시험 기체로 공기를 사용하였으므로 초기 압력비에 따른 열기류 마하수의 제약을 고려하여 천음속 유동에서 NACA와 이중췌기 날개의 주위 유동을 대상으로 실험을 실시하였으며 부가적으로 충격파관의 시동 특성과 열기류 마하수, 받음각의 변화에 따른 날개 주위의 충격파 분포의 변화를 가시화 하였다

II. 실험 장치

본 연구에 사용된 과막식 비반사형 충격파관의 개략도와 충격파선도를 Fig. 1에 나타내었다. 충격파관의 고압부는 내경 100mm, 길이 1.5m의 원형관이며 저압부는 60X60mm²의 정방형 관으로 대기압 상태이다. 시동 기체와 시험 기체는

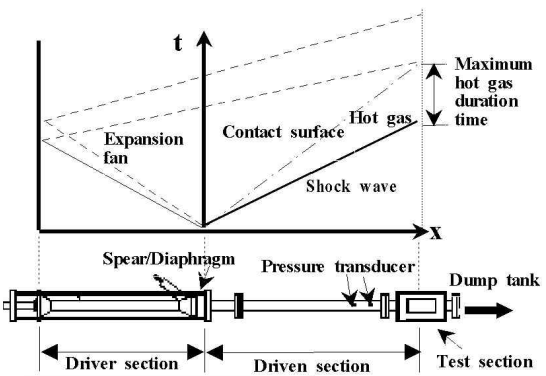


Fig. 1. Schematics of shock tube and wave motion

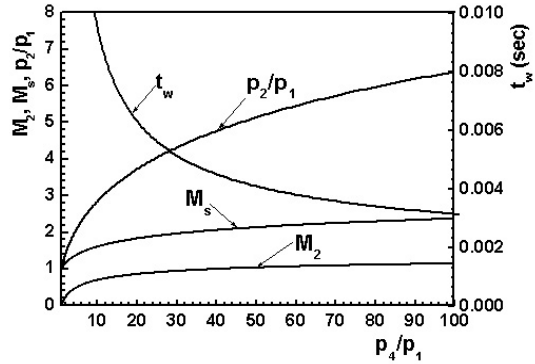


Fig. 2. Calculation results by the simple shock theory

모두 건공기이며 실험부에서 유동은 새도우그래프법으로 가시화 되었다.

충격파선도에서 보듯 충격파관내는 격막의 파막과 동시에 저압부로 충격파와 접촉면이 전파하며 고압부로는 팽창파가 전파한 후 반사하게 된다. 이때 실험부에서 열기류는 입사충격파가 실험부를 통과한 후 접촉면이 도달할 때까지 지속되며 반사 팽창파의 파두와 접촉면이 만나는 위치에 의해 결정된다. 일반적으로 고, 저압실의 길이가 길수록, 초기 압력비가 작을수록 열기류 지속 시간은 길어진다. 단순 충격파 이론⁽¹⁾을 적용하였을 때 1.5m의 고압부를 가지는 본 충격파관에서 열기류 마하수 0.8을 기준으로 접촉면과 반사 팽창파 파두가 만나는 위치는 격막에서부터 하류 5.6m의 위치이므로 실험에서는 이 위치에 날개를 설치하였으며 이때 이론적으로 7.3msec의 최대 열기류 지속 시간이 얻어진다. 그러나 실제의 경우 시동 과정에서 발생하는 날개 주위의 복잡한 비정상 충격파 반사와 관내 경계층 효과 등에 의해 실험 시간은 더욱 감소하게 될 것이다.

Fig. 2에 단순 충격파 이론에 근거하여 계산한 이론적인 충격파 마하수(M_s), 열기류 마하수(M_2), 충격파 강도(p_2/p_1), 열기류 지속 시간(t_w)을 초기 압력비(p_4/p_1)에 대해 나타내었다.

Fig. 3에는 날개가 설치된 실험부의 개략도를 나타냈다. 벽면 효과를 감소시키기 위해 아음속 또는 천음속 영역의 풍동 실험에서 선호되는 슬랫벽으로 덮힌 챔버가 날개의 상, 하부 벽면에 설치되었다. 챔버는 날개의 최대두께 위치를 기준으로 상류 50mm, 하류 33mm로 확장되며 실험부에 대한 날개의 상대적 크기 등은 Cook et al⁽⁶⁾의 설계를 참고로 하였다. 날개의 앞전 40mm 지점의 측벽에 설치한 압력 센서를 통해 설계 유동을 얻기 위한 최적의 챔버 높이가 결정

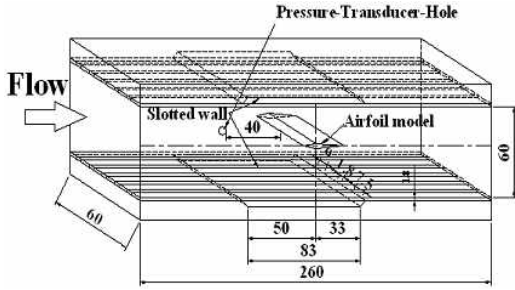


Fig. 3. Schematic of test section

Table 1. Double wedge and NACA airfoils

| Thickness | Airfoil | Double wedge airfoil | NACA airfoil |
|-----------|---------|----------------------|--------------|
| 0010 | | | |
| 0012 | | | |
| 0015 | | | |

되었으며 날개 상류 660mm와 760mm 위치의 저압실 상부 벽에 설치된 두 개의 압력 센서를 통해 충격파 마하수, 열기류 마하수와 단발광원의 격발에 필요한 지연회로 시간 등이 계산되었다. 실험에는 Table 1에 나타난 것과 같이 날개 길이 30mm의 NACA 0010, 0012 및 0015와 이에 대응하는 앞전으로부터 30% 날개 길이 위치에 정점을 가지는 날개 두께비 10%, 12% 및 15%의 이중쐐기 날개가 사용되었다. 열기류 마하수를 $M_2=0.80, 0.82$ 및 0.84 가 되도록 초기 압력비를 조절하고 날개의 받음각은 각각 $\alpha=0^\circ, 2^\circ$ 로 바뀌가며 실험을 수행하였다.

열기류 마하수 $M_2=0.80$ 인 경우, 날개 길이를 기준으로 한 열기류의 레이놀즈수는 약 $Re_c=1.2 \times 10^6$ 으로 이는 저온 풍동 등과 같이 부가 장치가 없는 일반 간헐식 대기 분출 풍동으로 동일 마하수의 유동을 만들었을 때보다 약 1.8배 정도 높게 되며 따라서 상대적으로 높은 레이놀즈수의 유동 실험이 가능하다.

III. 실험 결과 및 고찰

Fig. 4에는 충격파관의 시동 과정을 나타냈다. 날개 상, 하부에는 챔버의 높이가 0mm에 해당하도록 슬랏벽 대신 평면벽을 부착하였으며 날개는 NACA 0012, 열기류 마하수 $M_2=0.82$, 받음각 $\alpha=0^\circ$, 레이놀즈수 Re_c 는 약 1.2×10^6 이다. 그림의 시간 t 는 경과 시간으로 $t=0\text{sec}$ 는 입사 충격파가 날개의 앞전에 도달한 순간을 의미한다. Fig. 4

(a)는 입사충격파가 날개에 도달하기 직전의 사진이며 Fig. 4(b)는 입사충격파가 날개의 앞전에 서부터 마하반사하며 진행되는 사진으로 반사충격파와 삼중점, 미끄럼면을 확인할 수 있다. 원호형의 반사충격파는 소산되지 않으며 시간의 경과와 더불어 Fig. 4(c)와 같이 아음속의 상류로 계속 성장, 전파하며 날개의 앞전 40mm 상류 지점에 설치된 압력 센서에 의해 그 강도가 측정된다. 반사충격파에 의해 유동은 가압되며 설계 유동과는 다른 왜곡된 유동을 나타내게 된다. Fig. 4(d)에서는 반사충격파가 충격파관 상, 하부 벽에서 마하반사 형태로 계속 전파하며 날개 표면과 뒷전에서는 복잡한 충격파가 발생함을 보여주고 있다. 이로부터 약 1msec가 경과하면 Fig. 4(e)와 같이 날개 주위에 정상 유동이 시작되며 열기류 마하수가 날개의 임계 마하수를 초과하게 되어 날개 표면에 초음속 영역과 수직형에 가까운 충격파가 발생한다. 충격파의 위치와 형상은 수 msec의 정상 상태를 유지하며 이후 고압단에서 반사한 팽창파가 도달하게 되어 Fig. 4(f)와 같이 정상 열기류 유동이 소멸하게 된다. 위에서 보듯 반사충격파와 벽면 효과에 의해 날개에 도달하는 열기류는 왜곡되게 되며 이는 슬랏벽으로 덮힌 챔버를 통해 개선되어야 한다.

따라서 $\alpha=0^\circ$ 일 때 12% 이중쐐기 날개를 기준으로 $M_2=0.82$ 의 설계 열기류를 얻기 위해 실험

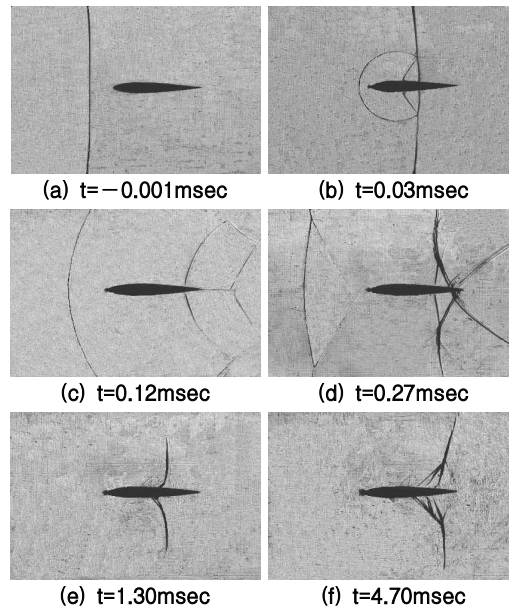


Fig. 4. Starting process of shock tube (NACA0012, $M_2=0.82, \alpha=0^\circ, Re_c=1.2 \times 10^6$)

부의 챔버 높이 h_c 를 다양하게 변화 시켜가며 날개 앞전 40mm 상류에 위치한 압력 센서로 압력을 측정하였다.

Fig. 5에는 그 중 평면벽을 설치한 경우와 슬랏벽 하부의 챔버 높이를 1.3mm, 2.6mm로 한 경우의 측정 결과를 나타내었다. P_1 은 대기압, P_2 는 초기 입사 충격파 배후의 압력이다. 가장 위의 커브가 평면벽의 경우로 입사충격파가 통과함과 동시에 충격파 배후의 압력이 기록되며 입사충격파가 날개 앞전을 통과한 약 0.4msec 후 날개에서 마하 반사한 반사충격파가 기록된다. 이때의 열기류는 반사충격파에 의해 다시 가압되어 왜곡되며 약 1.3msec 후 정상 유동이 발생함을 알 수 있다. 중간 커브는 챔버 높이 $h_c=1.3mm$ 의

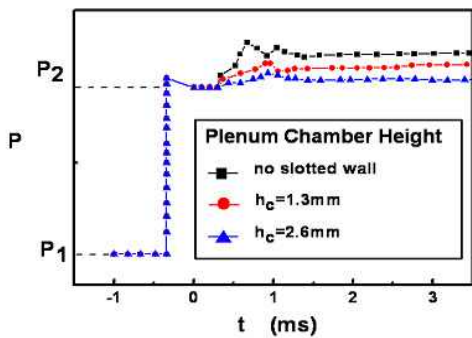


Fig. 5. Wall pressure transducer records (12% double wedge airfoil, $M_2=0.82$, $\alpha=0^\circ$)

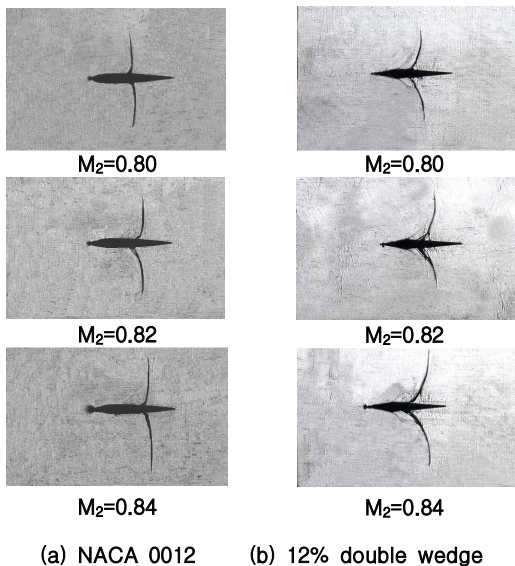


Fig. 6. Shock wave profiles on airfoils ($\alpha=0^\circ$, $Re_c=1.2 \times 10^6$)

경우로 평면벽의 경우에 비해 반사충격파의 강도는 약하나 여전히 반사충격파에 의한 열기류의 왜곡은 존재한다. 이는 챔버의 용적이 작아서 챔버로 유입, 유출되는 기류가 충분하지 못하여 챔버와 슬랏벽에 의한 유동 조절효과가 제한되었으며 반사충격파의 강도 역시 충분히 감소되지 못한 결과로 판단된다. 반사충격파의 강도는 $h_c=2.6mm$ 일 때 최소가 되며 정상상태의 열기류의 압력은 초기 입사충격파 배후의 압력 P_2 와 거의 동일하게 나타났다.

따라서 이때 최적의 설계 열기류가 얻어졌다고 볼 수 있으며 Fig. 4와 동일한 가시화과정과 위의 압력 데이터를 통해 확인된 실제 열기류의 지속 시간은 약 3msec 정도로 나타났으며 이는 단순 충격파 이론에 의해 계산한 7msec보다 상당히 짧아지게 되었다. 동일한 열기류 마하수와 받음각의 조건에서 NACA 0012에 대한 압력 데이터도 Fig. 5의 이중쐐기 날개의 결과와 거의 동일하게 $h_c=2.6mm$ 일 때 최적의 설계 열기류가 얻어짐을 확인하였다. 압력 측정 결과를 토대로 $h_c=2.6mm$ 의 챔버를 적용하여 NACA 0012와 12% 두께 이중쐐기 날개에 대해 $M_2=0.80, 0.82$

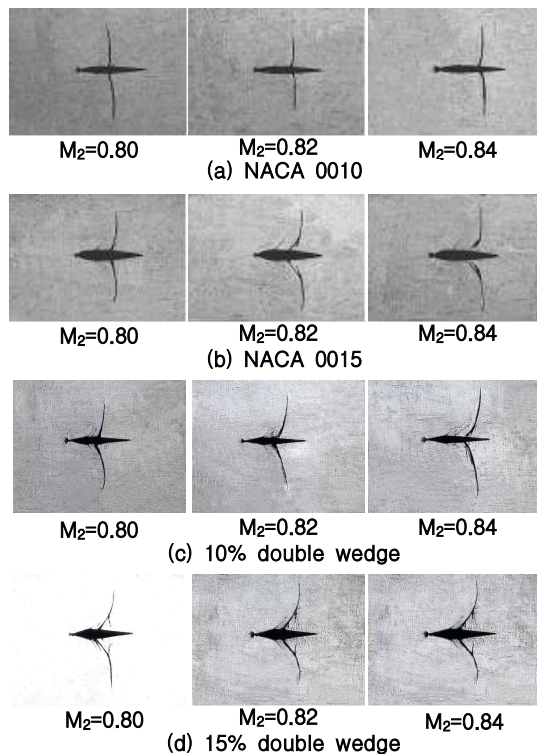


Fig. 7. Shock wave profiles on airfoils ($\alpha=0^\circ$, $Re_c=1.2 \times 10^6$)

및 0.84와 $\alpha=0^\circ$ 의 조건으로 실험을 수행하였다.

Fig. 6에 정상 열기류 상태의 날개 유동에 대한 새도우그래프 사진을 나타냈다. Fig. 6(a)은 NACA 0012에 대한 결과로 열기류 마하수가 증가할수록 날개 표면의 충격파 위치는 하류로 후퇴하여 초음속 영역이 확대됨을 볼 수 있다. 이와 같은 경향은 12% 두께 이중췌기 날개에 대한 결과인 Fig. 6(b)에서도 동일하게 나타난다. 이중췌기 날개의 경우 최대 두께의 정점에서 가속에 의한 팽창파가 발생하여 충격파와 간섭하며 이에 의해 충격파의 형상은 NACA 0012 상의 충격파에 비해 궁형으로 휘어져 있음을 볼 수 있다. 또한 정점의 하류에서 경계층의 박리가 발생하며, 날개 표면 근처의 충격파가 분지충격파의 형태를 나타내고 있다.

Fig. 7에는 $M_2=0.80, 0.82, 0.84$ 와 $\alpha=0^\circ$ 의 조건에서 NACA 0010, 0015와 10%, 15% 두께 이중췌기 날개에 대한 실험 결과를 나타냈다. 동일한 날개에서 열기류 마하수가 증가할수록 충격파는 하류로 후퇴함을 볼 수 있다. Fig. 7(a),(b)와 Fig. 6(a)로부터 NACA 날개의 경우 동일한 열기류 마하수에서 두께비가 증가할수록 유동의 팽창이 급격히 일어나므로 초음속 영역이 확대되며 충격파의 위치가 하류로 이동함을 볼 수 있다. 특히 NACA 0015의 경우 $M_2=0.82, 0.84$ 의 경우 경계층 박리와 날개 표면의 충격파가 분지됨을 볼 수 있다. 이중췌기 날개 역시 동일 마하수에서 날개 두께비의 증가와 더불어 충격파의 위치는 하류로 이동함을 볼 수 있다. 날개 두께비가 증가할수록 정점에서의 발생하는 팽창파와 충격파의 간섭은 심해지며 박리 영역의 확대와 분지충격파의 삼중점 위치가 위쪽으로 이동한다.

슬랫벽과 챔버를 실험부에 부착한 충격파관을 천음속 풍동으로 적용한 이상의 실험에서 충격파관내의 열기류가 균일한 설계 유동을 나타내는가를 검증하기 위해 Fig. 6의 본 실험 결과와 기존의 천음속 풍동 실험의 결과⁽⁶⁾를 비교하였으며 그 결과를 Fig. 8에 나타내었다. 그림의 실선은 풍동 실험 결과로 $Re=4.0 \times 10^6, M_2=0.82, 0.84, 0.86$ 의 유동 조건에서 NACA 0012 상의 충격파 분포를 나타낸다. NACA 0012 상의 충격파 위치와 형상은 $M_2=0.82, 0.84$ 의 경우 본 실험의 결과와 풍동실험의 결과가 상당히 잘 일치함을 볼 수 있다. 이는 챔버 높이 $h_c=2.6\text{mm}$ 의 실험부 설계를 적용한 충격파관이 열기류 지속 시간이 약 3msec로 매우 짧음에도 불구하고 $M_2=0.82, 0.84$ 의 유동 조건에서 천음속 풍동과 유사한 설계 유동을 만들어 낼 수 있음을 의미한다. 12% 두께

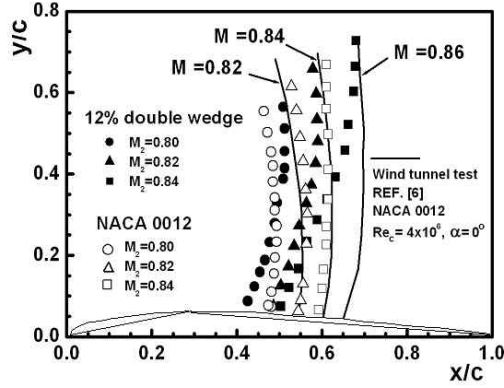


Fig. 8. Comparison of shock wave profiles between the results by present and wind tunnel tests

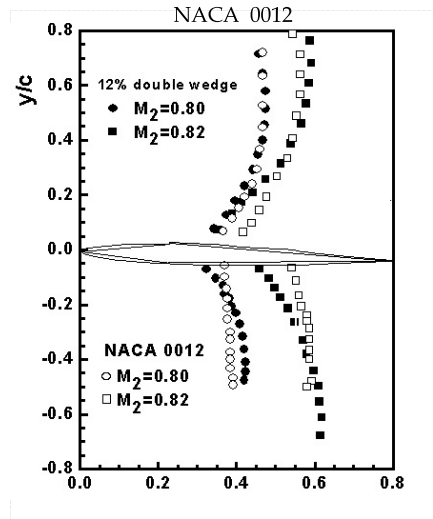
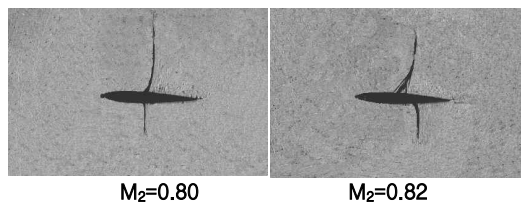


Fig. 9. Effect of attack angle on shock wave profile

이중췌기 날개의 경우 충격파의 위치는 풍동실험의 결과와 유사하나 충격파 형상은 팽창파와의 간섭에 의해 수직형이 아닌 궁형으로 나타난다.

Fig. 9는 비대칭 유동에 대한 실험 결과로써, 날개는 NACA 0012와 12% 두께 이중췌기 날개며 $\alpha=2^\circ, M_2=0.80, 0.82$ 의 조건이다. 열기류 마하수의 증가에 따라 날개 상, 하부의 충격파는 하

류로 이동하며 이중썩기 날개의 경우 NACA 날개 보다 더 강한 궁형의 형상을 나타내었다. $M_2=0.80$ 의 경우 받음각에 의해 날개 상부의 팽창이 하부보다 급격히 일어남에 따라 초음속 영역이 상부에서 더 크게 발달하며 $\alpha=0^\circ$ 의 상, 하대칭 충격파 분포와는 달리 날개 상부의 충격파는 하류로, 하부의 충격파는 상류로 이동한 것으로 나타났다. $M_2=0.82$ 의 경우 초음속 영역은 상부에서 더 크게 나타났으나 충격파 위치는 $M_2=0.80$ 의 경우와 달리 상부 충격파가 더 상류에 위치한다.

IV. 결 론

슬랫벽과 챔버를 부착한 실험부를 가지는 충격파관을 이용하여 천음속 날개 유동에 대한 실험을 실시하였다.

실험부에서 벽면 효과와 시동 과정에서의 반사충격파의 영향은 슬랫벽과 챔버를 통한 유동 조절효과에 의해 최소화 되었으며, 기존의 천음속 풍동실험을 통해 얻어진 결과와 비교해 본 결과 충격파관내에서 풍동 유동에 근사한 비교적 높은 레이놀즈수의 천음속 유동을 얻을 수 있음을 확인하였다.

실제 실험 가능한 열기류의 정상류 지속 시간은 이론적인 지속 시간의 약 40% 정도임을 알 수 있었다.

참고문헌

- 1) Takehumi I. and Mastuo K., "Mechanics of Shock Wave", 1st edition, Corona, pp. 150-231.
- 2) Amemiya T., Yamaguchi Y., Sekimoto K. and Yamaguchi S., 1992, "An Experimental study with a shock tube", Proc. Western Division Meeting of Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, pp. 29-32.
- 3) Cook W. J., Presley L. L. and Chapman G. T., 1979, "Shock Tube as a Device for Testing Transonic Airfoils at High Reynolds Number", AIAA J. Vol. 17, No. 7, pp 714 -721.
- 4) Rogers R. C. and Shih A. T., 2001, "Scramjet Test in a Shock Tunnel at Flight Mach 7, 10, and 15 Conditions", AIAA paper 2001-3241.
- 5) Erdos J. I., Bakos R. J., Castrogiovanni A., and Rogers, R. C., 1997, "Dual Mode Shock Expansion/Reflected-Shock Tunnel", AIAA paper 97-0560.
- 6) Cook W. J., Presley L. L. and Chapman G. T., 1980, "Test Section Configuration for Aerodynamic Testing in Shock tube", Shock Tube and Waves, The Magens Press, pp. 127-136.