



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 50(11), 747-754(2022)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.11.747>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

경사충격파 박리유동 제어를 위한 초음속 진동제트 분출위치의 영향성 연구

박상훈¹, 이 열²

A Study of the Influence of the Injection Location of Supersonic Sweeping Jet for the Control of Shock-Induced Separation

Sang-Hoon Park¹ and Yeol Lee²Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Goyang, Republic of Korea¹School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Goyang, Republic of Korea²

ABSTRACT

An experimental study was carried out to control a shock-induced boundary layer separation by utilizing the supersonic sweeping jet from the fluidic oscillator. High-speed schlieren, surface flow visualization, wall pressure measurement and precise Pitot tube measurement were applied to observe the influences of the location and the supply pressure of the fluidic oscillator on the characteristics of the oblique-shock-induced boundary layer separation. The characteristics of the separation control by the present supersonic fluidic oscillator was quantitatively analyzed by comparing with a conventional control method utilizing an air-jet vortex generator.

초 록

유체진동기에서 분출되는 초음속 진동제트를 이용하여 충격파에 의한 경계층 박리유동을 제어하는 실험적 연구가 이루어졌다. 유체진동기의 위치와 제어압력의 변화가 경사충격파에 의하여 발생하는 경계층 박리유동의 특성에 미치는 영향이 관찰되었고, 이를 위하여 고속 슐리렌, 표면유동가시화, 벽압력 측정, 그리고 정밀 피토포 측정 기법이 적용되었다. 본 연구의 초음속 진동제트의 박리유동 제어 특성은 공기제트 와류를 이용한 기존 제어기법과 정량적으로 비교 분석되었다.

Key Words : Boundary-Layer Control(경계층 제어), Shock Wave(충격파), Fluidic Oscillator(유체진동기), Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions(충격파와 경계층 상호작용)

1. 서 론

고속 비행체에서 발생하는 충격파와 이로 인한 경계층 박리현상은 대부분 비행체의 항력 증가, 국소 열전달 상승 그리고 구조적 문제 등을 발생시킨다[1]. 이러한 충격파에 의한 경계층 박리현상을 제어하기 위하여 과거 소형 램프[2]나 베인[3]을 이용한 피동적 제어기법부터, 정상제트(steady jet)의 분출이나 흡입[4-6]을 이용하는

능동적 제어기법이 활용되었고, 최근 들어 플라즈마[7] 등을 이용한 제어기술 등이 시도되고 있다. 과거에 시도된 대부분의 경계층 박리제어 기술은 제어장치에서 형성된 와류쌍의 후방 발달구조에 기반을 두고 있다.

최근 관심의 대상이 되고 있는 초음속 유체진동기는 진동기 출구에서 발생하는 고속의 진동제트가 진동기 출구 후방으로 보다 제어된 와류쌍 구조를 만들어내고, 이로 해서 정상제트 분출을 이용하는 기존 박리제어 기술

† Received : April 27, 2022 Revised : August 4, 2022 Accepted : August 29, 2022

¹ Postdoc Researcher, ² Professor

² Corresponding author, E-mail : ylee@kau.ac.kr

© 2022 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

보다 우수하다는 연구결과가 제시된 바 있다[8-12]. 국내에서도 소형 유체진동기에서 분출되는 초음속 진동제를 이용하여 충격파에 의한 경계층 박리유동을 제어하고 그 제어특성을 정량적으로 규명하는 기초 연구가 이루어진 바 있다[13].

초음속 풍동의 시험부에서 충격파가 발생하면 저운동량이 형성되는 시험부 모서리 경계층에서 강한 박리현상이 필연적으로 나타난다. 이러한 시험부 모서리 박리유동은 풍동 시험부 중심부까지 그 영향을 미쳐 시험부에 원치 않는 3차원 유동효과가 나타날 수 있다는 연구가 최근 발표되고 있다[14,15]. 이러한 시험부 모서리 효과는 특히 시험부 크기가 작은 초음속 풍동 실험에서 적지 않은 오류의 근원이 될 수 있다. 이런 모서리 효과의 악영향은 시험부 모서리에 필렛(fillet)을 설치하여 일부 저감시킬 수 있으나[13,16], 보다 근원적으로 적절한 범위에서 시험부의 크기가 확장되어야 한다.

충격파와 경계층의 상호작용으로 나타나는 박리거품 상류에 설치되는 제어장치의 위치 또한 후방 박리유동 제어특성에 적지 않은 영향을 미친다. 과거 연구결과에 의하면 일반적으로 제어장치와 박리거품 전단과의 사이 거리가 짧을수록 제어효과가 커진다고 보고되고 있으나[3,17], 이러한 결과 또한 각각의 제어장치의 종류에 따라 달라질 수 있다[2].

본 연구에서는 당해기관에서 기 수행된 연구[13]를 확장 개선하였다. 즉, 기존 연구에 사용된 초음속 풍동 시험부 너비를 50% 크게 설계 제작하고 추가 최적화된 형상의 필렛을 시험부에 설치하여 초음속 시험부에서 나타날 수 있는 3차원 모서리 효과를 최소화 하였다. 또한 기존의 쐐기각 10도 충격파 발생기의 쐐기각을 7도로 줄여 발생하는 경사충격파 강도와 이에 따른 3차원 모서리 효과를 추가로 완화시켰다. 아울러 박리거품과 유체진동기 출구의 사이거리 변화에 따른 후방 박리거품의 제어 특성 변화를 관찰하고, 이에 따른 유체진동기의 최적 설치위치를 도출하였다. 본 연구의 초음속 진동제의 박리유동 제어 특성은 공기제트 후방 와류를 이용한 기존 제어기법(Air-Jet Vortex Generator, AJVG)과 정량적으로 비교 분석되었다.

II. 실험장치 및 방법

2.1 초음속 풍동 시험부

경사충격파에 의하여 발생하는 경계층 박리유동을 모사하기 위해 토출형 초음속 풍동(마하수 2.4, 단위 길이당 레이놀즈수 약 $3.7 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$)을 사용하였다. 시험부 유동의 정체압(P_0)과 정체온도(T_0)는 각각 300 kPa ($\pm 1.3\%$), 290 K ($\pm 1.5 \text{ K}$)로 측정되어 실험이 진행되는 동안 거의 변화가 없었다.

다음 Fig. 1에 초음속 풍동 시험부의 개략도가 나타나 있다. 시험부 상단에 설치된 쐐기각 7도인 충격파 발생

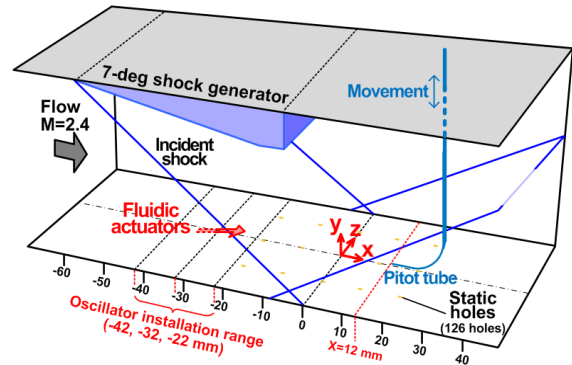


Fig. 1. Schematic diagram of the test section

기에서 입사충격파(incident shock)가 발생되고 해당 충격파가 시험부 하단에 닿는 지점을 유동방향 위치의 기준점($x=0$)으로 정하였다. 총 126개 정압공과 압력계(PSI9116, Measurements Specialties)를 이용하여 박리유동 하단면에서의 벽압력(P_s) 분포가 측정되었다. 박리거품 후방 $x=12 \text{ mm}$ 위치에는 정밀 피토투관이 설치되어 시험부 폭방향 세 위치(시험부 중심축인 $z=0$ 과 $z=3 \text{ mm}$, 6 mm)에서 y -방향 피토투압 분포가 측정되었고, 이를 이용하여 박리거품 후방 경계층의 마하수와 속도, 그리고 유동의 전압회복도 등이 평가되었다. 시험부 내부 모서리 필렛 적용 방법과 솔리덴, 표면유동가시화, 피토투관 측정 등 연구에 사용된 시험장치에 대한 상세한 설명은 기수행된 연구논문[13]에 제시되어 있다.

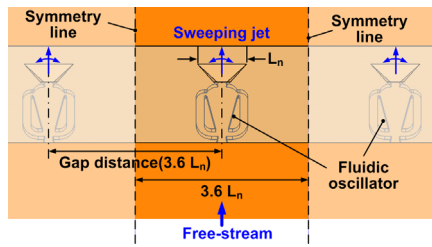
2.2 유체진동기와 AJVG

시험부 바닥에 설치되는 소형 유체진동기와 AJVG 등 제어장치는 블록 형태로 제작되어 시험부 내에서 쉽게 교체가 가능하도록 설계되었다. 다음 Fig. 2에는 연구에 응용된 유체진동기와 AJVG의 설치 구조가 제시되어 있다. 소형 유체진동기의 내부형상은 과거 연구[9]에서 사용된 형상과 동일하며, 이때 내부형상 상세정보는 참고문헌 [13]에 제시되어 있다. 시험부 바닥과 연결된 진동기 최종 출구노즐은 25도 피치각을 가지며, 이때 사다리꼴 형상의 폭방향 길이(L_n)는 8.4 mm이다. 유체진동기의 초음속 진동제는 음압측정(FFT)을 통하여 약 3.1 kHz의 진동수를 나타내고 있음이 관찰되었으며, 초음속 분출 조건에서 진동기로 유입되는 공기 압력의 영향은 거의 받지 않음이 확인되었다[18].

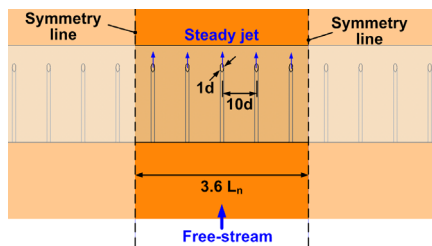
유체진동기 제어특성의 대조군 역할을 하는 AJVG 제어기술은 제트 압력을 쉽게 조절할 수 있고, 추가적인 벽면 냉각효과 등으로 그동안 관련 분야에서 많이 응용되었던 고전적인 제어기법이다. 본 연구에서 응용한 AJVG 제어장치는 25도 피치각을 갖는 직경(d) 0.6 mm 구멍 다섯 개가 시험부 폭방향으로 배열되도록 설계하였다. 각 제트 노즐의 사이거리는 6 mm로 노즐 출구직경의 10배에 해당한다. 이때 다섯 개 노즐 출구의 총 단면적은 유체진동기의 노즐목 단면적과 동일하므로(모두 마하수 1.0), 두 제어장치의 분출유량은 동일한 제어압력에서 서로 같다.

본 연구에서 유체진동기는 단독으로 설치되어 실험에 응용되나, 유체진동기를 포함한 본 연구의 제어장치는 폭방향으로 배열된(array) 구조로 사용되는 것이 일반적이다. 따라서 Fig. 2에 제시된 바와 같이 실제 시험부 바닥에 설치된 AJVG 블록 좌우에 가상(imaginary)의 배열구조를 더하고, 이를 다시 가상의 유체진동기 배열구조와 비교하면 본 연구의 가상 유체진동기 배열 간격은 약 $3.6L_n$ 으로 평가된다. 이 배열 간격은 과거 저속유동 조건에서 응용된 유체진동기의 배열간격[19]의 약 두 배에 해당된다.

유체진동기 출구위치(x_{act}) 변화가 후방 박리거품에 미치는 영향을 비교하기 위하여 세 가지 서로 다른 위치($x_{act} = -22 \text{ mm}, -32 \text{ mm}, -42 \text{ mm}$)에 대한 실험이 진행되었고, 해당 위치는 시험부로 유입되는 유동의 특징 위치($x = -4.7 \text{ mm}$)에서 측정된 경계층두께(δ_{∞})의 비율로 평가하면 각각 약 $7\delta_{\infty}, 10\delta_{\infty}, 13\delta_{\infty}$ 에 해당된다.



(a) the fluidic oscillator



(b) AJVG

Fig. 2. Imaginary array of the oscillator and AJVG

진동기에 공급되는 공기의 전압(P_j)은 150 kPa ~ 300 kPa 범위에서 변화되는 조건에서 실험이 이루어졌으나, 가장 제어효과가 두드러지는 $P_j = 300 \text{ kPa}$ 의 결과를 중심으로 그 결과를 서술한다.

III. 실험결과 및 고찰

3.1 시험부 전방유동의 경계층 특성

시험부 상단에 충격파 발생기가 설치되지 않은 조건에서, 시험부 전방 중심축 $x = -4.7 \text{ mm}$ 에서 나타나는 경계층의 y -방향 피토포압 분포가 측정되었다. 측정된 피토포압과 Sun과 Childs의 압축성 난류경계층 이론에 따른 곡선적합[20]과 Musker의 모델[21]을 이용하여 비압축성[24] 경계층 특성값이 도출되었다. 그 결과 시험부 중심축($z = 0$)에서 측정된 마하수 2.4 자유유동의 경계층두께(δ_{∞})는 3.2 mm, 배제두께(δ^*_{∞})는 0.34 mm, 운동량두께(θ_{∞})는 0.26 mm, 형상계수(H_{∞})는 1.29로 얻어져 완전발달된 전형적인 난류경계층[22]이 형성되고 있음이 확인되었다.

3.2 유동가시화 결과 비교

다음 Fig. 3에서는 유체진동기와 AJVG에 공급되는 공기의 전압이 모두 300 kPa일 때 얻어진 유동가시화(솔리렌과 kerosene-lampblack tracing) 결과가 제어장치가 없는 비제어 조건(no control)과 비교되어 있다. 솔리렌 영상의 하단부는 시험부 바닥에 설치된 필렛에 의해 가려져 있고, 표면유동가시화 결과에서는 시험부 하단 측면에 자리한 필렛 부분은 제시된 영상에서 제외하였다.

우선 비제어 조건(Fig. 3(a)와 3(e))의 경우 충격파에 의한 박리버블의 시작점은 약 $x = -5 \text{ mm}$ 이며 박리버블 안에서 약한 재순환 유동이 시험부 중심축을 사이로 대칭적으로 형성되고 있음을 알 수 있다. 이러한 박리거품의 구조는 확장된 시험부 설계와 필렛의 설치로 3차원 모서리 효과 영역이 많이 줄어든 준 2차원 구조를 보이

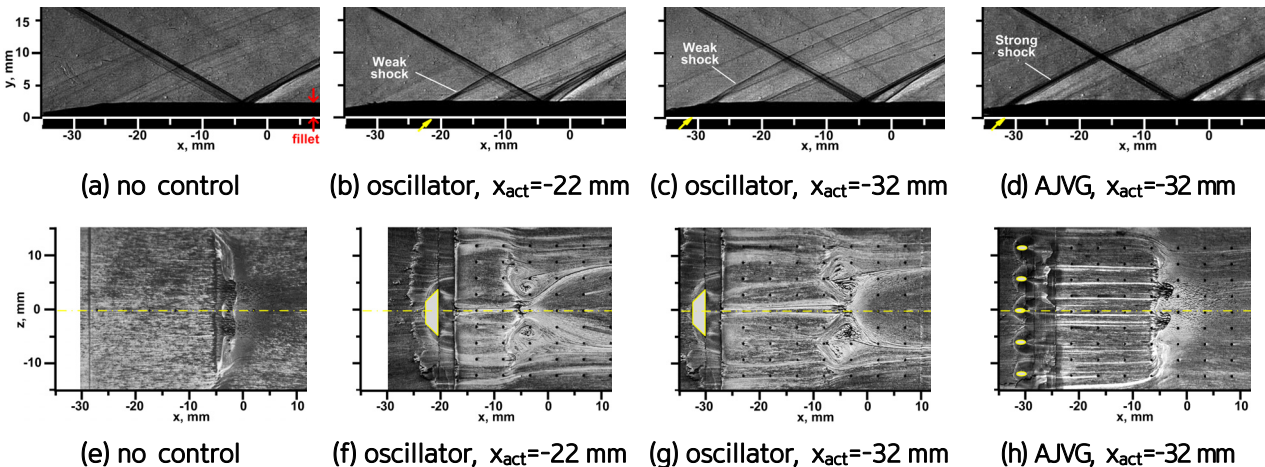


Fig. 3. Flow visualization for various control conditions ($P_j = 300 \text{ kPa}$)

며 기존 연구[13]에서 관찰된 박리거품의 구조와는 큰 차이를 보이고 있다. 그림에 제시된 솔리덴 영상에서, 유체진동기 제어 경우 반사충격과의 미세한 시험부 폭방향 변화가 관찰되는 것 이외에는 비제어 또는 AJVG 제어의 충격과 구조와 큰 차이를 보이지 않는다. 이는 시험부 하단 모서리에 설치된 필렛 때문에 시험부 바닥면에서의 상세 유동구조가 솔리덴에서 관찰되지 못한 한계이기도 하다.

그러나 표면유동가시화 결과에서는 해당 제어기법 차이가 뚜렷이 나타나고 있다. 먼저 Fig. 3(f)처럼 유체진동기 출구가 박리거품과 가까운 $x_{act} = -22$ mm에 위치할 때는 박리거품 안에서 강한 와류쌍이 발생하고 이때 와류

쌍의 회전방향은 비제어 조건에서 관찰된 경우와 반대로 나타난다. 진동기 출구가 박리거품에서 더 떨어진 $x_{act} = -32$ mm 조건에서는(Fig. 3(g)) 박리거품 안에서 발생하는 와류쌍의 구조가 약간 커지면서 박리거품의 전연이 보다 더 주름져(rippled) 나타나고 있다. 이때 진동제트의 박리거품에 미치는 폭방향 영역은 좀 더 확대되고 있다.

한편 $x_{act} = -32$ mm인 AJVG의 제어조건에서 관찰된 표면유동가시화 결과(Fig. 3(h))를 보면 비제어 조건(Fig. 3(e))과 큰 차이를 보이지 않는 준 이차원 구조를 가지며, AJVG 노즐 출구 후방에서 발생한 유동방향 와류는 박리거품 내부에 별다른 영향을 미치지 않고 있다. 이는 뒤에서 설명되는 AJVG 제어 후방의 상향류 구조에 의해 박리거품 바닥면까지 영향성이 미약하다는 추론과 관련이 있다. 일반적으로 제어유동 경우에는 박리거품의 종방향 길이가 비제어 경우에 비하여 약간 작아진다는 과거 연구결과[13,23]는 본 연구의 경우처럼 상대적으로 약한 충격과 조건에서는 확인되지 않고 있다. 박리거품의 폭방향 변화의 차이 이외에 유체진동기 제어와 AJVG 제어 사이의 큰 차이점은 Figs. 3(b)와 3(d)에서 제시된 솔리덴 영상에서 보듯 AJVG 노즐 출구에서 형성되는 충격과가 유체진동기의 경우보다 매우 강하게 형성된다는 점이다. 이를 통해 AJVG 제어장치에 의한 박리거품 상류의 강한 충격과 형성은 박리거품 후방의 전압 회복도에 좋지 않은 영향을 미칠 수 있다는 추정이 가능하다.

3.3 표면압력 분포

제어장치 차이에 따른 박리거품 하단 시험부 바닥표면에서 나타나는 무차원 압력(P_s/P_0) 변화가 다음 Fig. 4에 제시되어 있다. 표면압력 측정점은 Fig. 4(a)에 점으로 표시된 바와 같이 종방향 5 mm 간격, 횡방향 3 mm 간격으로 설치된 총 126개의 위치에서 관찰되었다. 비제어 조건(Fig. 4(a))에서 표면압력은 비점성 충격과가 바닥면에 닿는 점($x=0$) 전방부터 천천히 상승하여 박리된 경계층 재부착점 근처($x=10$ mm)에서 최대가 되어 이후 천천히 감소하고 있다. 유체진동기가 $x_{act} = -22$ mm에 설치되면 박리거품 전단에서의 압력은 더 급하게 상승하고 중심축 근처에서 국소적인 고압력 영역이 나타난다. 분출 위치가 $x_{act} = -32$ mm로 박리거품에서 더 멀어지면 박리거품 아래 국소적 고압영역이 커지면서 그 영향을 받는 영역이 종방향으로 더 길어진다. 이런 표면압력 증가는 박리거품 전단에 형성되는 박리충격파(separation shock)의 영향으로, 제어제트가 분출되는 조건에서 비제어 조건의 경우보다 더 강하게 나타난다. 유체진동기 제어제트 분출위치를 $x_{act} = -42$ mm로 더 전방에 위치할 경우 이러한 표면압력 증가 특성은 약화되고 횡방향 영향성은 약간 확장되고 있다. 분출위치 $x_{act} = -32$ mm인 AJVG 제어의 경우(Fig. 4(e)) 충격과 후방 표면압력은 소폭 증가되지만 비제어 유동구조와 유사한 이차원 구조를 보여 해당 제어효과는 유체진동기와 비교하여 약한 것으로 판단된다.

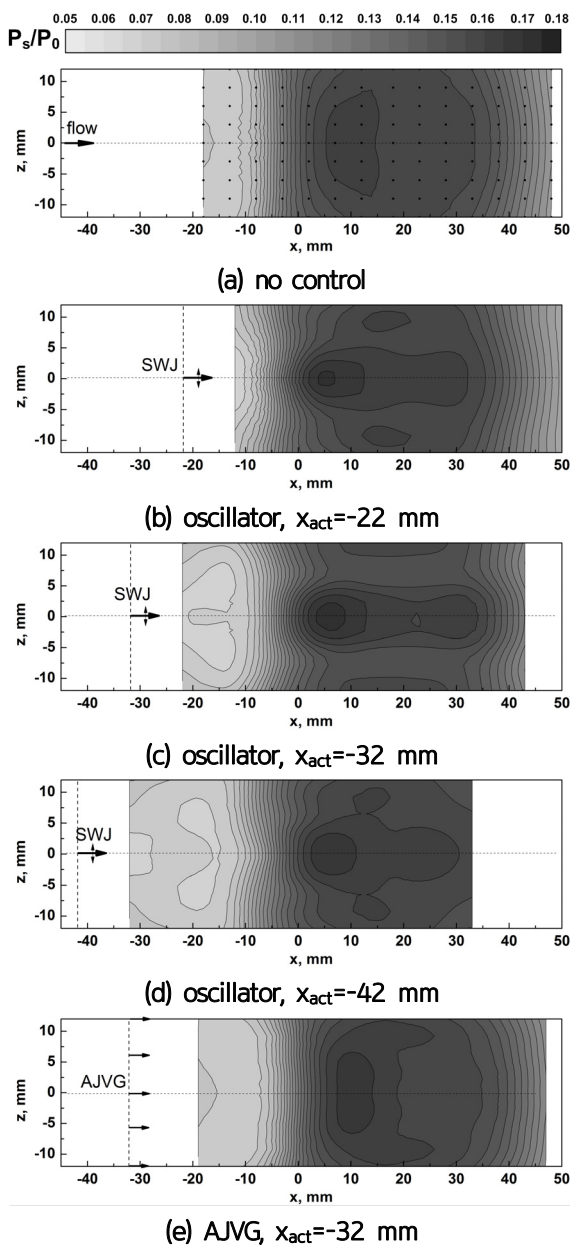


Fig. 4. Comparison of the wall pressures ($P_j=300$ kPa)

3.4 박리거품 후방 경계층 특성 변화

다음 Fig. 5에는 유체진동기 설치위치 변화에 따라 정밀 피토관 측정으로 평가된 박리거품 후방($x=12$ mm) 경계층 내부 마하수 분포가 세 가지 폭방향 위치($z=0, 3$ mm, 6 mm)에 대하여 비교되어 있다. 유체진동기가 박리거품 전방으로 가장 멀리 위치한 경우에는($x_{act}=-42$ mm), 그 제어효과가 매우 작아 해당 그림에 포함하지 않았다. 제시된 Fig. 5에서 우선 비제어 조건인 박리거품 후방 경계층 특성은 폭 방향으로 변화하지 않는 이차원 구조

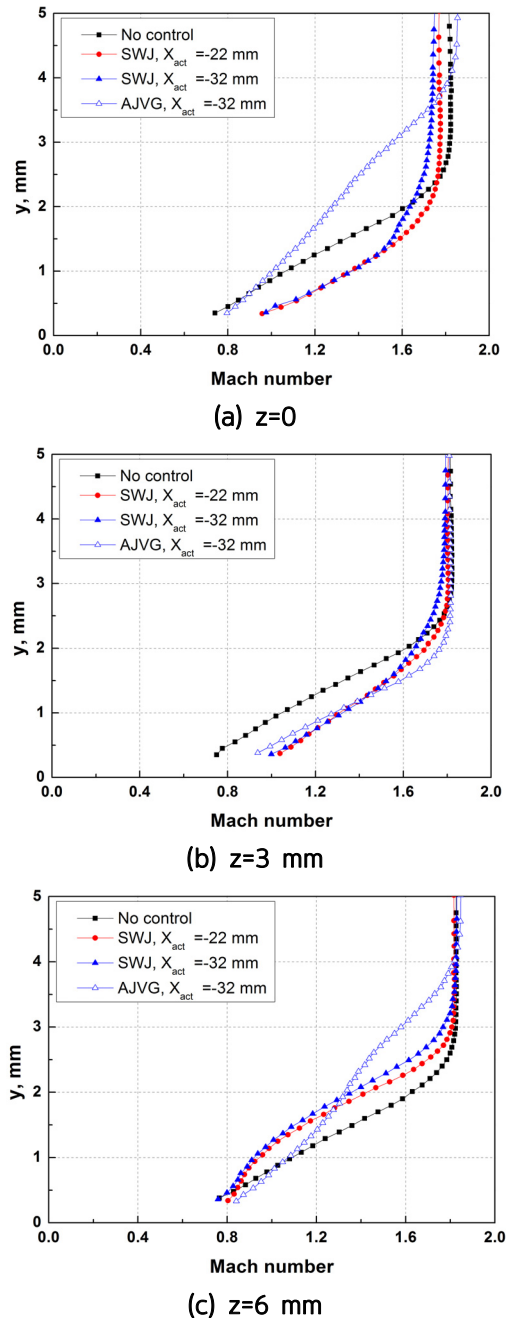


Fig. 5. Comparison of Mach number profiles ($P_j=300$ kPa)

를 보이고 있다. 유체진동기의 진동제트(Sweeping Jet, SWJ) 제어의 경우 후방 중심축 근처 영역($z=0, 3$ mm)에서는 진동기의 위치와 상관없이 후방 경계층의 두께 감소와 내부 마하수 증가가 관찰되어 진동제트에 의하여 경계층 특성이 향상되고 있음이 관찰된다. 그러나 중심축에서 벗어난 $z=6$ mm 위치에서는(Fig. 5(c)) 유체진동기 제어가 비제어 경우보다 경계층 두께 증가와 마하수 감소 등 오히려 경계층 특성 저하를 나타내고 있다.

한편 $x_{act}=-32$ mm 위치의 AJVG 제어는 후방 폭 방향 위치에 따라 흥미로운 변화를 보여주고 있다. 즉 $z=0$ 과 $z=6$ mm에서 관찰되는 후방 경계층 구조는 거의 동일하며, 이때 경계층 두께는 증가하고 내부 마하수는 감소하여 경계층 특성의 저하가 관찰되고 있으나, $z=3$ mm에서는 이와 반대되는 현상을 관찰할 수 있다. 이러한 후방 경계층의 유동구조는 6 mm 사이거리를 갖는 현재 AJVG의 배열구조와 직접 관계되며, 이러한 특성은 폭방향으로 주기적인 구조를 가지리라 예상할 수 있다.

이를 구체적으로 살펴보기 위하여 앞서 $x=12$ mm에서 얻어진 피토압과 시험부 바닥면에서 측정된 정압 측정을 통하여 그 위치에서의 회복전압(recovery total pressure, P_{02})을 평가하고, 이를 시험부 전방 유입유동의 전압(P_0)에 대한 비로 나타낸 후 그 분포를 $y-z$ 평면($x=12$ mm)에 등고선 형태로 나타낸 후, 그 결과를 다음 Fig. 6에 시험부 중심선($z=0$)을 기준으로 거울 이미지(mirror image)로 제시하였다. 우선 Fig. 6(a)에 제시된 비제어 경우는 폭 방향으로 균일한 회복전압 분포를 보이고 있다. 다음 Figs. 6(b)와 6(c)에 제시된 유체진동기 제어의 경우, 경계층 상부의 비교적 높은 회복전압 영역을 시험부 중심 하부로 전달하는 약한 이차유동, 즉 하향류(downwash) 구조를 보이며, 이로 인하여 중심축 하부에서의 전압회복이 소폭 개선되고 있다. 이러한 경계층 내의 회복전압 분포는 베인형 와류발생기를 이용한 과거 피동제어 연구[24]에서 얻어진 결과와 매우 유사하다. 그에 반하여 Fig. 6(d)에 제시된 AJVG 제어의 경우 중심축 하부에서 형성되는 저운동량 영역이 위로 확장되는 것을 볼 수 있다. 이는 중심축 근처에서 유체진동기 제어의 경우와는 반대되는 이차유동, 즉 상향류(upwash)를 만들어내는 와류쌍 구조를 추정할 수 있다. 또한 이와 같은 와류쌍은 중심축 바로 좌우 옆으로 다시 하향류 특성을 갖는 이차유동을 만들어 내고 있다. 노즐에서 과소팽창되는 제트가 고속의 자유유동과 상호작용하는 유동에 관한 과거 많은 연구에서도, 제트 출구에서 멀리 떨어진 하류에서 이와 같은 상향류를 만드는 와류쌍을 관찰한 바 있다(참고문헌 [25]의 Fig. 11 참고). 유체진동기와 AJVG 모두 동일한 위치에서 동일한 분출각(25도)으로 제어제트가 분출되지만 하류에서 나타나는 이러한 이차유동 구조의 차이에 의하여 박리거품 후방의 경계층 특성이 영향을 받는 것으로 판단된다.

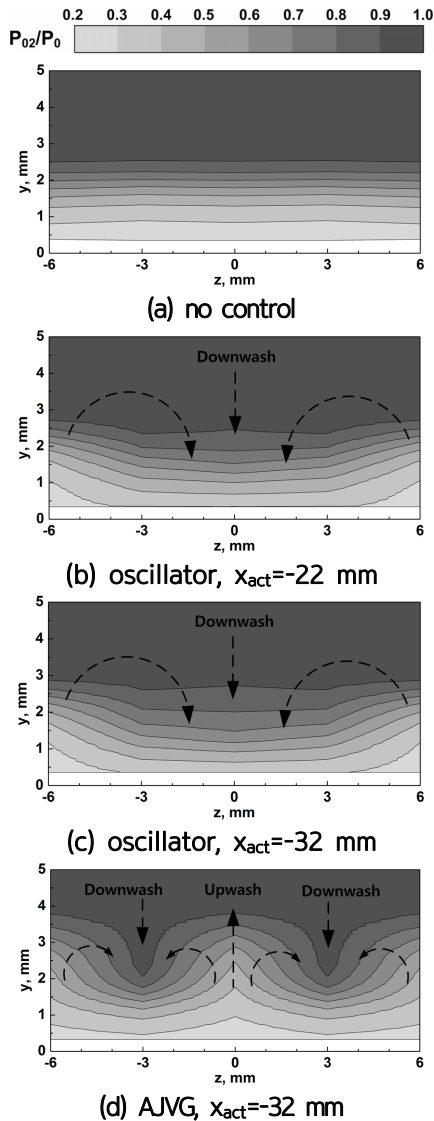


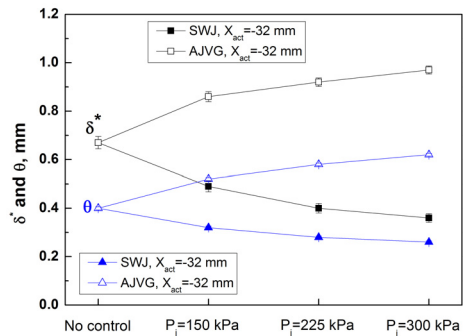
Fig. 6. Boundary-layer stagnation pressure ratio ($P_j=300$ kPa)

3.5 경계층 특성값과 전압회복도

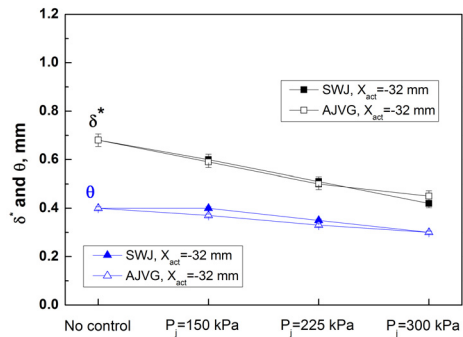
서로 다른 제어방법 적용에 따른 박리거품 후방($x=12$ mm) 경계층 특성값(경계층두께, 배제두께, 운동량두께, 형상계수 등)이 평가되었다. 해당 특성값은 비압축성 식으로 계산되었고[24], 최종적으로 평가된 특성값이 다음 Fig. 7에 비교되어 있다. 이때 $z=6$ mm에서 진동제트 제어의 경우 측정된 경계층 마하수 분포가 로그법칙 이론에서 약간 벗어나 그 결과는 제시하지 않았다. 과거 영국 Babinsky 연구그룹에서는 실험적(이산적) 경계층 속도분포를 이용하여 얻어진 경계층 특성값의 불확도를 매우 자세하게 정리한 바 있다[26]. 본 연구에서는 해당 논문을 참고하여 경계층 내의 측정점 개수를 이용한 경계층 특성값의 불확도를 정량적으로 평가하였고(참고문헌 [26]의 Fig. 14 참고), 그 결과 배제두께는 최대 5%, 운동량 두께는 최대 2%, 형상계수는 최대 7% 이내로 도출되었다.

Figure 7에 나타난 바와 같이 유체진동기 제어의 경우 분출되는 제트의 압력(P_j)이 증가할수록 배제두께와 운동량두께가 감소하고 이는 최종 형상계수의 감소로 이어짐이 확인되었다. 이때 진동제트 출구가 충격과 박리거품에 더 가까운 경우($x_{act}=-22$ mm)보다 약간 더 멀리 위치할 때($x_{act}=-32$ mm)의 박리거품 후방 경계층 특성이 소폭 개선되는 것으로 나타났다. 한편 AJVG의 경우, 앞서 Fig. 5에서 확인된 바와 같이 중심축 선상에서 추정되는 이차유동(상향류)에 의하여 $z=0$ 에서는 배제두께와 운동량두께는 모두 유체진동기 제어조건보다 크게 나타나고 그 결과로 형상계수도 더 크게 평가되고 있다. 또한 제트 분출압력이 커질수록 해당 특성값들은 모두 증가하고 있다. 아울러 전반적으로 유사한 유동조건에서 충격과 강도가 더 강했던 기존의 연구결과[13]와 비교하여 현재처럼 충격과 강도가 더 약한 조건에서 유체진동기의 제어효과는 더 높게 평가되었다.

그러나 배열된 구조의 AJVG 노즐과 노즐 사이 위치에서는($z=3$ mm) AJVG 경계층 특성값은 동일 위치의 진동제트 결과와 거의 같으며, $z=0$ 에서 측정된 진동제트 결과와 비교할 때 소폭 높은 값을 보인다. 추가하여, 두 제어장치가 경계층 특성의 향상을 발생시킨 지점(진동제트의 $z=0$, AJVG의 $z=3$ mm)에서의 형상계수는 모두 약 1.4로 측정되어 두 제어장치 간에 차이는 없었으나, 비제어 상태의 결과인 약 1.7과 비교해 약 18%의 향상이 확인되었다.



(a) $z=0$



(b) $z=3$ mm

Fig. 7. Boundary layer parameters ($x=12$ mm)

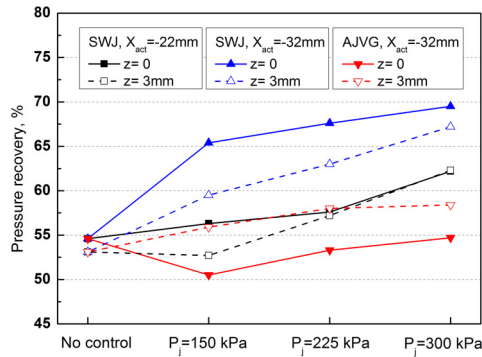


Fig. 8. Total pressure recovery

Figure 8에는 충격과 박리유동 후방의 경계층 특성을 전압 회복도[27]로 평가하여 나타내었다. 이는 정밀 피토포관 측정으로 평가된 피토포압으로 해당 위치에서 평가된 회복전압(P_{02})을 경계층 두께까지 적분한 후, 해당 두께까지의 시험부 전방유동 전압(P_0) 적분결과에 대한 비율(%)로 표현하였다. 참고로 비점성 계산을 통한 해당 위치에서의 전압회복도는 약 98.6%로 평가된다. 비제어 조건에서 박리유동 후방 경계층의 전압 회복도는 약 55% 정도로, $z=3$ mm에서는 약 53%로 관찰되었다. 제어의 경우 진동제트의 분출위치 변화에 따라 전압회복도에 차이가 있다. 앞서 Fig. 6에서 $x_{act}=-32$ mm 조건이 $x_{act}=-22$ mm 조건보다 경계층 내의 압력비가 소폭 높은 것으로 관찰되었는데, 유사한 결과가 전압회복도에서도 관찰되고 있다. 즉, $x_{act}=-32$ mm 조건이 $z=3$ mm 포함해 모든 공급전압 조건에서 더 높은 전압 회복도를 보이며, 가장 높은 압력으로 분출되는 진동제트의 경우 최대 약 70%의 전압회복도를 보이며 이는 기존 연구결과[13]에서 관찰된 최대 63%보다 크다. 또한 진동제트에 의한 경계층 내의 전압회복도는 AJVG와 비교해 우월성이 확인된다. $z=3$ mm에서는 AJVG의 제어성능이 우수함이 확인되었지만 해당 조건의 전압 회복도는 진동제트의 제어에서의($z=0$) 경우와 비교해 약 12%p의 차이가 보여 전압회복도 측면에서 두 제어장치의 성능차이가 확연히 관찰되고 있다.

IV. 결 론

시험부 모서리 효과가 경감된 마하수 2.4 초음속 풍동을 이용하여 췌기각 7도의 충격과 발생기를 통해 형성된 충격과 박리유동 제어에 관한 실험적 연구가 수행되었다. 초음속 유체진동기를 이용한 진동제트의 분출위치를 변화시키며 이에 따른 경계층 제어 효과를 관찰하였고, 기존 정상제트를 활용하는 AJVG 제어기법과의 정량적인 성능 비교가 수행되어 다음과 같은 주요 결론이 얻어졌다.

(1) 기존 제어기술인 AJVG 장치 출구에서는 유체진동기의 경우보다 강한 충격파가 형성되고 이는 박리유동 후

방에서의 전압회복도에 좋지 않은 영향을 미칠 수 있다.

(2) 유체진동기 진동제트의 특정 분출위치에서 경계층 특성 개선의 효과가 상대적으로 우수한 최적 설치위치가 존재한다.

(3) 유체진동기 출구 후방에서 형성되는 와류쌍은 후방 하향류에 기여하는 이차유동을 발생시켜 박리유동 후방 경계층 특성값 개선을 유도한다. 반면 AJVG 제어는 제트출구 후방으로 상향류에 기여하는 이차유동을 발생시키고 이러한 구조는 폭방향으로 주기적으로 나타나며, 이에 따라 박리유동 후방 경계층 특성값의 개선에 큰 영향을 미치지 못한다.

후 기

이 성과는 정부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2021R1F1A106016911)

References

- Gaitonde, D. V., "Progress in Shock Wave/Boundary Layer Interactions," *43rd Fluid Dynamics Conferences*, June 2013, AIAA 2013-2607.
- Babinsky, H., Li, Y. and Pitt Ford, C. W., "Microramp Control of Supersonic Oblique Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions," *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 3, 2009, pp. 668~675.
- Verma, S. B. and Manisankar, C., "Control of Incident Shock-Induced Separation Using Vane Type Vortex-Generating Devices," *AIAA Journal*, Vol. 56, No. 4, 2018, pp. 1600~1615.
- Souverein, L. J. and Debieve, J. F., "Effect of Air Jet Vortex Generators on a Shock Wave Boundary Layer Interaction," *Experiments in Fluids*, Vol. 49, No. 5, 2010, pp. 1053~1064.
- Chidambaranathan, M. and Verma, S., "Control of Incident Shock-induced Boundary-layer Separation using Steady Micro-jet Actuators at $M=3.5$," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 233, No. 4, 2018, pp. 1284~1306.
- Verma, S. B. and Manisankar, C., "Control of Compression-Ramp-Induced Interaction with Steady Microjets," *AIAA Journal*, Vol. 57, No. 7, 2019, pp. 2892~2904.
- Green, B. R., Clemens, N. T., Magari, P. and Micka, D., "Control of Mean Separation in Shock Boundary Layer Interaction using Pulsed Plasma Jets," *Shock waves*, Vol. 25, No. 5, 2015, pp. 495~505.
- Otto, C., Philipp, T., Jesse, C. L. and Woszidlo, R., "Comparison Between Fluidic Oscillators and

- Steady Jets for Separation Control,” *AIAA Journal*, Vol. 57, No. 12, 2019, pp. 5220~5229.
- 9) Koklu, M. and Owens, L., “Comparison of Sweeping Jet Actuators with Different Flow-Control Techniques for Flow-Separation Control,” *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 3, 2017, pp. 848~860.
- 10) Woszidlo, R., Ostermann, F. and Schmidt, H. J., “Fundamental Properties of Fluidic Oscillators for Flow Control Applications,” *AIAA Journal*, Vol. 57, No. 3, 2019, pp. 978~992.
- 11) Aram, S. and DeJong, A., “Numerical Comparison Between Steady and Sweeping Jets for Active Flow Control Applications,” *5th Joint US-European Fluids Engineering Division Summer Meeting*, July 2018, FEDSM-2018-83083.
- 12) Lin, J. C., *et al.*, “Testing of High-Lift Common Research Model with Integrated Active Flow Control,” *Journal of Aircraft*, Vol. 57, No. 6, 2020, pp. 1121~1133.
- 13) Park, S. H. and Lee, Y., “Experimental Investigation of Flow Control of Shock-Induced Separation Using the Supersonic Sweeping Jet,” *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers B*, Vol. 45, No. 6, 2021, pp. 341~350.
- 14) Burton, D. M. and Babinsky, H., “Corner Separation Effects for Normal Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions in Rectangular Channels,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 707, 2012, pp. 287~306.
- 15) Xiang, X. and Babinsky, H., “Corner Effects for Oblique Shock Wave Turbulent Boundary Layer Interaction in Rectangular Channel,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 862, 2019, pp. 1060~1083.
- 16) Hirt, S. M., “Experimental Study of Fillets to Reduce Corner Effects in an Oblique Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction,” *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, January 2015, AIAA 2015-1239.
- 17) Zhang, Y., Tan, H., Du, M. and Wang, D., “Control of Shock/Boundary-Layer Interaction for Hypersonic Inlets by Highly Swept Microramps,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No. 1, 2015, pp. 133~143.
- 18) Park, S. H., Kang, M. J. and Lee, Y., “Experimental Investigation of the Characteristics of a Supersonic Fluidic Oscillator with Feedback Channels,” *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers B*, Vol. 42, No. 8, 2018, pp. 541~549.
- 19) Jones, G. S., Milholen, W. E., Fell, J. S., Webb, S. R. and Cagle, C. M., “Using Computational Fluid Dynamics and Experiments to Design Sweeping Jets for High Reynolds Number Cruise Configurations,” *8th AIAA Flow Control Conference*, June 2016, AIAA 2016-3311.
- 20) Sun, C. C. and Childs, M. E., “A Modified Wall Wake Velocity Profile for Turbulent Compressible Boundary Layers,” *Journal of Aircraft*, Vol. 10, No. 6, 1973, pp. 381~383.
- 21) Musker, A. J., “Explicit Expression for the Smooth Wall Velocity Distribution in a Turbulent Boundary Layer,” *AIAA Journal*, Vol. 17, No. 6, 1979, pp. 655~657.
- 22) Fernholz, H. H. and Finley, P. J., “A Critical Commentary on Mean Flow Data for Two-Dimensional Compressible Turbulent Boundary Layers,” *AGARDograph Rept. 253*, 1980.
- 23) Jana, T., Thillaikumar, T. and Kaushik, M., “Microvortex Generator Controlled Shock-Boundary Layer Interactions in Hypersonic Intake,” *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 34, No. 2, 2021, p. 04020120
- 24) Titchener, N. and Babinsky, H., “Shock Wave/Boundary-Layer Interaction Control Using a Combination of Vortex Generators and Bleed,” *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 5, 2013, pp. 1221~1233.
- 25) Sun, M. and Hu, Z., “Formation of Surface Trailing Counter-rotating Vortex Pairs Downstream of a Sonic Jet in a Supersonic Cross-flow,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 850, 2018, pp. 551~583.
- 26) Titchener, N., Colliss, S. and Babinsky, H., “On the Calculation of Boundary-layer Parameters from Discrete Data,” *Experiments in Fluids*, Vol. 56, Issue 8, 2015.
- 27) Titchener, N., “An Experimental Investigation of Flow Control for Supersonic Inlets,” PhD Thesis, University of Cambridge, February 2013.