

충격파와 경계층 간섭유동 제어에서 오일막을 이용한 유동가시화

이 열†

Flow Visualization Using Thin Oil-Film in the Flow Control of Shock Wave/Turbulent Boundary-Layer Interactions

Yeol Lee†

Abstract

An experimental research has been carried out for flow control of the shock wave/turbulent boundary-layer interaction utilizing aeroelastic mesoflaps. Various shapes and thicknesses of the mesoflap are tested to achieve different deflections of the flap, and all the results are compared to the solid-wall reference case without flow-control mechanism. Quantitative variation of skin friction has been measured downstream of the interactions using the laser interferometer skin friction meter, and qualitative skin friction distribution has been obtained by observing the interference fringe pattern on the oil-film surface. A strong spanwise variation in the fringe patterns with a narrow region of separation near the centerline is noticed to form behind the shock structure, which phenomenon is presumed partially related to three-dimensional flow structures associated with both the sidewalls and the bottom test surface. The effect of the shape of the cavity is also observed and it is noticed that the shape of the cavity is not negligible.

Key Words : 충격파/경계층 간섭 (Shock Wave/Boundary-Layer Interaction), 전단응력측정 (Skin Friction Measurement), Flow Visualization(유동가시화), Interference Fringe (간섭무늬)

1. 서 론

충격파와 경계층의 간섭현상은 유체공학, 특히 압축성 유동에 관한 연구에서 근본적인 문제로 다루어져 왔다. 이러한 간섭현상은 충격파가 강할 경우 일반적으로 경계층의 박리 (separation) 현상을 동반하고, 이로 인한 압력, 표면전단응력, 열전달의 증가현상이 나타난다. Settles⁽¹⁾ 등은 이러한 간섭현상에 관한 여러 실험결과를 자세히 정리한 바 있다. 최근 이러한 간섭유동을 제어하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다. 그 동안의 연구 결과에서, 충격파 발생지점 하부에 작은 공동부 (cavity)를 만들고 그 위에 슬롯 (slot) 판이나 다공판 (porous plate)을 설치하여 발생하는

충격파를 강도를 약화시키고 경계층의 박리 강도를 완화시킬 수 있음이 확인된 바 있다.^{[2]-[3]} 그러나 이러한 슬롯이나 다공판을 응용한 유동제어는 비설계 조건에서 오히려 유동에 역효과를 유발시킬 수 있는 단점이 있다. 최근 미국의 일리노이 대학에서 공동부 상부에 기존의 슬롯이나 다공판 대신에 탄성이 강한 플랩을 설치한 간섭유동 제어방식을 소개한 바 있다.^{[4]-[5]} 이러한 플랩은 초음속 운전시에는 충격파와 경계층의 간섭강도를 약화시키고 그 후방에서 나타나는 전압의 회복정도를 증가시키며, 디자인 조건이 아닌 아음속 운전시에는 원래의 위치로 돌아가 플랩 상부의 평행 유동에 아무런 영향을 미치지 않도록 설계되었다. 사용된 플랩의 형상과 그 두께가 바뀌어 짐에 따라 플랩의 휘어지는 정도가 달라지고 아울러 그 상부에서 형성되는 간섭유동의 형태도 달라질 수 있다. 본 연구에서는 이러한 새로운 플랩에 의하여 형성되는 충격파와 경계층 간섭유동에 대한 이

† 한국항공대학교 항공우주기계공학부
E-mail : ylee@mail.hankong.ac.kr

해를 높이기 위하여 간섭후방에서 나타나는 전단응력의 정성적 분포를 관찰하여 보았다. 간섭유동으로 인하여 후방에서 나타나는 복잡한 3 차원 유동의 특징을, 얇은 두께의 실리콘 오일 막 표면에서 빛의 간섭현상으로 인하여 나타나는 간섭 줄무늬 (interference fringe)의 간격을 서로 비교하여 봄으로써 간섭 후방유동에 관한 정성적인 분석이 이루어 졌다

2. 실험장치 및 방법

2.1 초음속풍동 과 플랩

본 연구에서 사용한 초음속 풍동 시험부의 단면적은 50 mm x 50 mm 이며 여기에서 자유유동의 마하수는 1.4 이다. 시험부에서의 전압은 조건에 따라 140 ~ 220 kPa 의 범위에 있으며 이때 단위 길이 당 레이놀즈수는 $2 \times 10^7 \sim 3 \times 10^7$ 로 나타난다. 시험부에서의 전온 (total temperature)는 모든 실험의 경우 300k 로 나타났으며 실험이 진행되는 동안 거의 변하지 않았다. 아울러 충격파와의 간섭 전 난류 경계층의 두께는 2.6 mm 이다. 사용된 플랩은 nitinol, 혹은 알루미늄으로 제작되었고 크기 57 mm x 51 mm 의 사각 판에 네 개에서 여섯 개의 다양한 형상의 플랩이 유동방향으로 설치되었다. 다양한 두께 (0.13 mm ~ 0.25 mm)의 플랩이 실험에 사용되었고, 이러한 플랩의 두께 변화가 공동부 내부의 유동순환과 그리고 그것과 연결된 전체적인 간섭유동에 미치는 영향을 평가하였다.

2.2 전단응력분포 관찰

간섭유동 후방에서 나타나는 정량적 표면전단응력 측정에는 He-Ne 레이저를 이용한 레이저 간섭계 (Laser Interferometry Skin Friction Meter, LISF)가 직접 제작되어 사용되었다. 이 장치는 측정부위에 놓여진 실리콘 오일 막이 유동의 전단력으로 시간에 따라 차차 얇아지는 정도를 레이저의 간섭원리를 이용한 것으로 표면전단응력을 비침입적 (non-intrusive)인 방법으로 정확히 측정할 수 있으며, 자세한 실험결과는 참고문헌 (5)에 잘 나타나 있다.

간섭유동 후방 임의 영역에서 나타나는 표면전단응력의 분포를 정성적으로 알아보기 위하여 앞서 LISF 측정에서 사용되었던 동일한 실리콘 오일 (Dow Corning, Fluids 200, kinematic viscosity=500cs) 표면의 간섭무늬 변화를 관찰하여 보았다. 실험의 과정은 먼저 간섭유동 후방의 원하는 위치 표면에 테이프를 유동의 폭 방향으로 붙인 후 그 위에 실리콘 오일을 바른다. 이후 얇은 플라스틱 판으로 오일을 테이프 밖 유동 하부

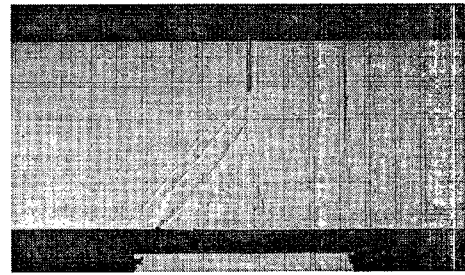


Fig. 1 Shadowgraph⁽⁴⁾ of flow control using the aeroelastic mesoflap (conventional 6-flap, 102 μm -thick).

방향으로 밀어낸다. 이러한 과정은 관찰영역 전반에 걸쳐 균일하고 얇은 두께의 초기 오일 막을 형성시키며, 이후 부착시킨 테이프를 거두어 내면 뚜렷한 오일 막의 전연 (leading edge)이 나타나게 된다. 이후 풍동을 가동시키면 (약 150 초) 유동의 영향 (shear flow)으로 오일 막의 불균일한 두께 분포가 나타나고, 이는 위에서 비추어지는 백색광선에 의하여 오일 막 표면의 간섭무늬로 나타나게 된다. 각 위치마다 달라지는 간섭무늬의 간격은 그 위치에서의 전단응력과 직접적인 관계가 있으며, 이러한 간섭무늬의 형상으로 임의 영역의 전단응력분포를 손쉽게 확인해 볼 수 있다. 아울러 시간에 따른 이러한 간섭영상의 변화에 관한 정보를 이용하여 정량적인 전단응력의 분포를 얻어낼 수도 있다.⁽⁶⁾

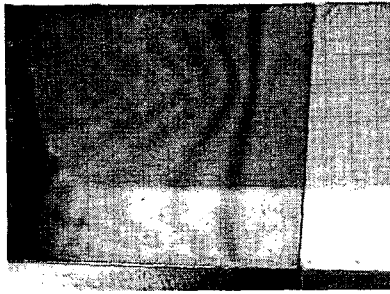
3. 결과 및 고찰

3.1 Shadowgraph

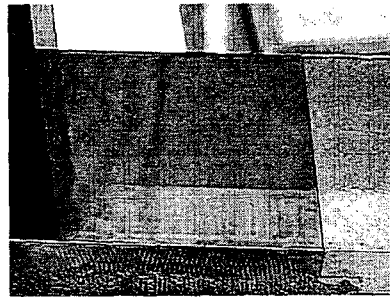
Fig. 1 에는 플랩이 설치된 경우 나타나는 충격파와 경계층의 변형된 간섭유동이 나타나 있다. 플랩을 통한 공동부내의 순환유동으로 인하여 유동 전방에 여러 개의 경사충격파가 생기고 이것이 후방에서 나타나는 충격파 (rear shock)와 연결되는 전형적인 λ -형태의 구조를 보이고 있다. 이러한 경사충격파의 형성으로 인하여 보다 높은 후방압력 회복이 나타날 수 있음을 알 수 있다.

3.2 유동제어에 따른 간섭무늬 비교

다음 Fig. 2 에는 플랩이 설치되지 않은 일반 평판 위에서 충격파와 경계층의 간섭유동이 있는 경우, 후방에서 나타나는 오일 막의 간섭무늬가 나타나 있다. 그림에서 간섭무늬는 폭방향 중심축에 대하여 대칭에 가까우나, 중심축 근방에서 상대적으로 작은 전단응력 영역이 나타나고 있음을 알 수 있다. 이는 간섭유동 후방에서 형성된



a) Oil leading edge at 6.4 mm from cavity edge



b) Oil leading edge at 25.4 mm from cavity edge

Fig. 2 Overall fringe pattern for the solid-wall reference case.

박리유동의 영향이며, 이러한 영향은 관찰영역이 좀 더 후방으로 이동된 경우 (Fig. 2b) 점차 약화돼, 간섭무늬의 폭 방향 변화가 적고 거의 균일유동이 형성되어 있음을 알 수 있다.

다음 Fig. 3에서는 플랩을 이용한 유동제어의 경우에 나타나는 오일 막의 간섭영상을 보여 주고 있다. 그림에서 사용한 플랩은 S-자형 (두께=152 μm)이며, Fig. 2의 경우와 마찬가지로 두 개의 관찰영역에서 얻어진 영상이 나타나 있다. 플랩을 사용한 경우에 앞서 제시된 평판 위에서의 경우와 다른 유동이 형성되고 있음을 알 수 있다. 즉, 간섭영상의 폭 방향 변화가 보다 커지며, 특히 중심 축 양쪽에서 형성되는 전단응력 정점의 크기가 상대적으로 커짐을 관찰할 수 있다. 중심 축 근방에서는 오일 막이 거의 움직이고 있지 않음이 관찰되며, 이로서 플랩을 이용한 유동제어의 경우 간섭유동 후방에서 형성되는 박리유동이 후방으로 얇은 쪽으로 더 길게 나타나고 있음을 알 수 있다.

다음 Fig. 4는 기존의 연구^{(2), (3)}에서 사용되었던 다공판을 이용한 유동제어의 경우를 보여주고 있다. 간섭영상의 전체적인 경향은 다른 경우들과 비교하여 큰 차이를 보여주고 있지 않으나, 줄무늬의 작은 이차 정점 (secondary peaks)들이 관찰되고 있다. 이러한 이차 정점들의 위치는 전



a) Oil leading edge at 6.4 mm from cavity edge



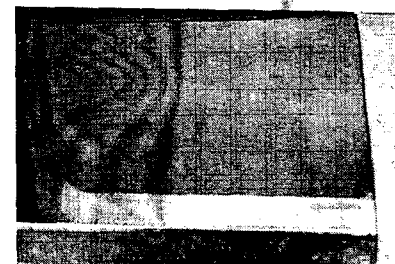
b) Oil leading edge at 25.4 mm from cavity edge

Fig. 3 Overall fringe pattern for S-shaped mesoflap (4 flaps, 152 μm -thick).

방 다공판의 구멍의 위치와 일치하고 있음을 알 수 있고, 이는 다공판 구멍에서 나오는 분출유동의 영향으로 해석될 수 있다.

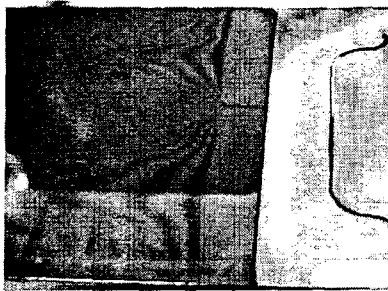


a) Oil leading edge at 6.4 mm from cavity edge

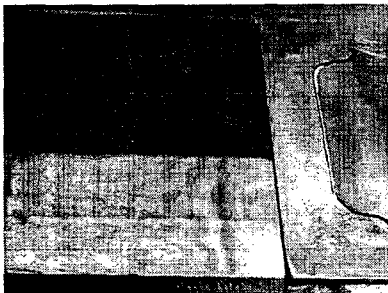


b) Oil leading edge at 25.4 mm from cavity edge

Fig. 4 Overall fringe pattern for the macro-porous plate.



a) cavity in rectangular form



b) cavity in elliptical form

Fig. 5 Comparison of overall fringe pattern for rectangular cavity between for elliptical cavity.

3.3 공동부 형상변화의 영향

직육면체 형상으로 설계된 간섭유동 하부 공동부의 형상은 그 곳의 순환유동 그리고 이것과 관련된 상부 간섭유동에 직접적인 영향을 미치게 된다. 이에 공동부의 형상이 변화되었을 때 나타나는 간섭영상의 변화가 관찰되었다. 다음 Fig. 5는 152 μm 두께의 S-형 플랩을 사용할 때, 직육면체 형상의 기존 공동부의 경우 (Fig. 5a)와 타원형태의 새로운 공동부의 경우 (Fig. 5b) 각각 나타나는 오일 막 표면의 간섭영상을 비교하고 있다.

Fig. 5에서 나타난 바와 같이 공동부의 형상 변화에 따른 영향이 작지 않음을 알 수 있다. 즉, 보다 부드러운 공동부내 순환유동을 유도할 것으로 기대되는 타원형 공동부의 경우에 후방에 나타나는 간섭무늬의 폭 방향 변화가 좀 더 둔화되어 있는 것을 알 수 있다. 아울러 중심 축 양쪽에서 강하게 나타났던 간섭무늬의 정점은 여러 개의 이차 정점들로 나뉘어 나타나 있어, 타원형 공동부가 보다 균일한 후방유동을 만들어 낼 수 있음을 알 수 있다.

4. 결 론

충격파와 경계층의 간섭유동 후방에서 나타나는 전단응력 분포를 오일 막의 두께 차이로 나타나는 간섭 줄무늬 영상을 이용하여 정성적으로 관찰하여 보았다. 플랩을 이용한 유동제어의 경우 간섭유동 후방에 얇은 폭의 긴 박리유동이 형성되며, 플랩 밑의 공동부의 형상이 순환유동과 상부 간섭유동에 미치는 영향이 작지 않음을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 미국 일리노이대학 공기역학실험실에서 이루어졌으며 관계자 여러분들에게 감사드립니다.

참 고 문 헌

- 1) Settles, G. S., and Dolling, D. S., 1986, " Swept Shock Wave/Boundary-Layer Interactions," *Tactical Missile Aerodynamics*, edited by M. Hemsch and J. Nielsen, Vol. 104, AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, New York, pp. 297-379.
- 2) Raghunathan, S. and Mabey, D., 1987, " Passive Shock-Wave/Boundary-Layer Control on a Wall-Mounted Model," *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 2, pp. 275-278.
- 3) Bur, R., Delery, J., Corbel, B., Soulevant, D., and Soares, R., 1998, " A Basic Experimental Investigation of Passive Control Applied to a Transonic Interaction," *Aerospace Science Technology*, Vol. 1, pp. 61-73.
- 4) Hafenrichter, E., S., Lee, Y., McIlwain, S., Dutton, C., and Loth, E., 2001, " Experiments on Normal Shock/Boundary Layer Interaction Control Using Aeroelastic Mesoflaps," AIAA Paper 2001-0156, 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV.
- 5) Lee, Y., Hafenrichter, E. S., Jaiman, R. K., Orphanides, M. J., Dutton, C., and Loth, E., 2002, " Skin Friction Measurements in Normal Shock Wave/Turbulent Boundary-Layer Interaction Control with Aeroelastic Mesoflaps," AIAA Paper 2002-0979, 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV.
- 6) Naughton, J., W., and Ackman, M., 1996, " Surface Interferometric Skin-Friction Measurement Technique," AIAA Paper 96-2183.