

## S-자형 플랩을 이용한 충격파와 경계층 간섭현상 제어에 관한 연구

이 열\*

### Control of Shock Wave/Boundary-Layer Interactions Using S-Shaped Mesoflaps

Yeol Lee\*

**Keywords :** Shock Wave/Boundary-Layer Interactions, Skin Friction Measurements, Oil Flow Visualization.

#### Abstract

New S-shaped aeroelastic mesoflaps are utilized to control normal shock/boundary-layer interactions. New generation of the mesoflaps is designed for a better rigidity and a good flow uniformity across the interactions. Major advantages of the mesoflap system can be a better total pressure recovery downstream of the interactions due to the lambda shock structure over the flap system, and a rehabilitation of the thickened boundary layer due to bleeding through a cavity underneath the flap system. Skin friction has been measured downstream of the interactions, using the laser interferometer skin friction (LISF) meter, which optically detects the rate of thinning of an oil film applied to the test surface. Various flap-thicknesses of the S-shaped mesoflap arrays are tested, and the results are compared to the solid-wall reference case. Overall, not much difference in the level of skin friction is noticed for the S-shaped flap arrays of various thicknesses, and its level is lower than the skin friction downstream of the solid-wall interaction

#### 1. 서론

천이음속 익형 표면에 나타나는 충격파와 경계층의 간섭현상은 일반적으로 익형의 양항력 감소를 유발하게 되는데, 이러한 간섭의 강도를 줄이기 위하여 충격파 발생지점의 익형 표면에 작은 공동부(cavity)를 만들고 그 위에 슬롯(slot) 판이나 다공판(porous plate)을 설치하여, 발생하는 수직충격파를 강도를 약화시키고 익형에 작용하는 항력을 줄이기 위한 여러 연구가 있어 왔다[1]-[2]. 또한 충격파와 경계층의 간섭유동 후방에서 나타나는 전압의 감소는 엔진입구와 같은 내부유동에서 매우 중요한 문제이기도 하다. 따라서 위와 유사한 슬롯판이 비행체 엔진입구에서 나타나는 간섭강도를 약화시키는데 사용될 수 있다. 최근 미국의 일리노이 대학에서 공동부 상부에 기존의 슬롯이나 다공판 대신에 탄성이 강한 플랩을 설치한 제어방식이 연구된 바 있다[3]-[4]. 이러한 플랩은 초음속 운전시 충격파와 경계층의 간섭현상을 약화시키고 그 후방에서 나타나는 전압의 회복정도를 증가시키며, 디자인 조건이 아닌 아음속 운전시에는 원래의 위치로 돌아가 플랩상부의 평행유동에 아무런 영향을 미치지 않도록 설계되었다. 여러 가지 플랩의 형상이 시도되는 가운데, 새로운 S-자형 플랩을 이용한 제어가 제안되고 있다. 본 연구에서는 이러한 새로운 플랩에 의하여 형성되는 충격파와 경계층 간섭유동에 대한

이해를 높이기 위하여 간섭후방에서 나타나는 전단응력의 분포를 측정하여 보았다. 실험에서 얻어진 전단응력 분포는 후방유동의 경계층 발달구조를 규명하는데 쓰일 수 있으며 아울러 앞서의 연구 결과들에서 확실하게 규명되지 않았던 천이음속 익형의 마찰항력 연구에 좋은 추가자료가 될 수 있다.

#### 2. 실험장치 및 방법

본 연구에서 사용한 초음속 풍동 시험부의 단면적은 50 mm x 50 mm 이며 여기에서 마하수는 1.4 이다. 시험부에서의 전압은 조건에 따라 140 ~ 220 kPa 이며 이때 단위 길이당 레이놀즈수는  $2 \times 10^7 \sim 3 \times 10^7$  의 범위에 있다. 아울러 충격파와의 간섭 전단류 경계층의 두께는 2.6 mm 이다. 사용된 S-자형 플랩은 알루미늄으로 제작되었고 크기 57 mm x 51 mm 의 사각 판에 네 개의 플랩이 유동방향으로 설치되어 있다. 다음 Fig. 1 은 사용된 S-자형 플랩의 형상을 보여주고 있다. 다양한 두께(각각 0.13, 0.15, 0.20, 0.25 mm)의 플랩이 실험에 사용되었고, 이로 인한 공동부 내부의 유동순환도 달라져 전체적인 간섭유동 구조가 달라지는 영향을 평가하였다.

표면전단응력 측정에는 He-Ne 레이저를 이용한 레이저간섭계(Laser Interferometry Skin Friction Meter, LISF)가 직접 제작되어 사용되었다. 이 장치는 측정부위에 놓여진 실리콘 오일막이 유동의 전단력으로 시간에 따라 차차 얇아지는 정도를 레이저의 간섭원리를 이용한 것으로 표면전단응력을 비침입적(non-intrusive)인 방법으로 정확히 측정

\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부,  
ylee@mail.hangkong.ac.kr

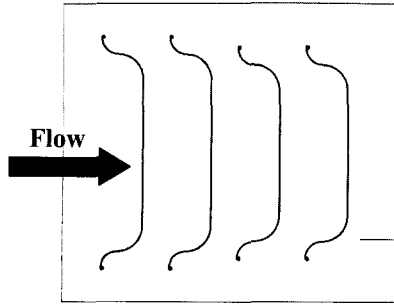


Fig. 1 Top view of S-shaped flap.  
(length = 57.2mm, width =50.8 mm)

할 수 있으며 압축성 유동까지 그 적용범위가 넓다 [5]. 사용된 레이저 간섭계의 측정오차는 동일한 조건에서 LDV 를 이용한 경계층 내의 속도분포 측정을 통하여 얻어진 전단응력 결과와 비교되어 서로 10% 이내에서 일치함을 보이고 있음이 확인되었다[4].

### 3. 결과 및 고찰

다음 Fig. 2에는 간섭현상 제어장치가 없는 시험부 평판 위에 수직충격파가 형성되고 난류경계층과 간섭할 때 후방 표면전단응력 ( $C_f$ ) 변화가 서로 다른 플랩 두께 (각각 0.13, 0.15, 0.20, 0.25 mm)를 갖는 S-자형 플랩이 설치된 경우에 나타나는 간섭유동 후방 전단응력 변화와 비교되고 있다.

Fig. 2에서 우선 제어장치가 설치되지 않은 경우 (solid-wall), 표면전단응력이 간섭에 의한 유동박리가 재부착된 이후부터 하류쪽으로 거의 선형적으로 증가하고 있는 것을 알 수 있다. 유동박리와 재부착 후 표면전단응력이 선형적으로 증가하는 경향은 S-자형 플랩의 경우도 마찬가지임을 알 수 있다. 아울러 서로 다른 S-자형 플랩 두께에 의한 후방유동의 표면전단응력 분포의 차이는 크지 않음을 알 수 있다. 전체적으로 S-자형 모든 플랩의 경우에 측정된 표면전단응력의 크기는 플랩을 이용한 제어장치가 없는 평판유동에 비하여 작게 나타나고 있다. 이때 S-자형 플랩 중에서 0.20 mm의 두께의 플랩 경우가 상대적으로 낮은 전단응력을 보이고, 0.15 mm 두께의 플랩 경우가 약간 높은 전단응력 분포를 보이고 있으나, 그 차이는 측정오차범위 안에 있다. S-자형 플랩 경우에 나타난 낮은 전단응력은 동일한 조건에서 얻어진 다공판 (macro-porous plate)의 간섭유동 경우와 큰 차이를 보이고 있지 않음이 확인되었다. 이러한 결과는 플랩으로 인하여 형성된 간섭유동으로 인하여 후방 경계층의 재부착 및 재발달이 지연되는 효과 때문으로 판단된다.

### 4. 결론

플랩의 강도를 증가시키고 보다 균일한 유동을 유도하기 위한 새로운 S-자형 플랩을 이용한

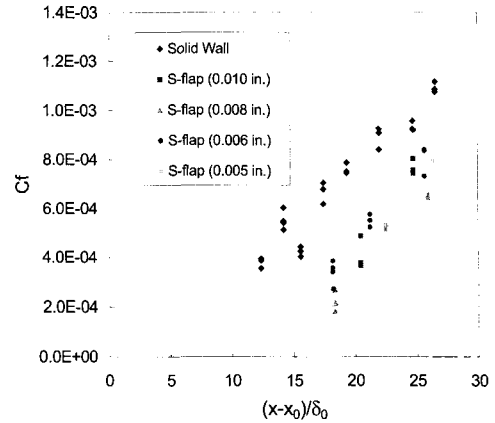


Fig. 2 Variation of skin friction for S-shaped mesoflaps.

충격파와 경계층 간섭현상 제어유동 후방에서 나타나는 표면전단응력의 분포를 측정하였다. S-자형 플랩의 경우 표면전단응력 분포는 제어기능이 없는 평판의 경우보다 작게 나타났으며, 이러한 결과는 플랩의 설치로 인하여 간섭유동 후방에 박리유동이 지연되는 것으로 해석될 수 있으며, 이러한 후방의 낮은 표면전단응력은 천이음속 영역의 익형의 항력 감소에 응용될 수 있음을 보이고 있다.

### 참고문헌

- [1] Raghunathan, S. and Mabey, D., "Passive Shock-Wave/Boundary-Layer Control on a Wall-Mounted Model," *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 2, pp. 275-278, Feb. 1987.
- [2] Bur, R., Delery, J., Corbel, B., Soulevant, D., and Soares, R., "A Basic Experimental Investigation of Passive Control Applied to a Transonic Interaction," *Aerospace Science Technology*, Vol. 1, pp. 61-73, 1998.
- [3] Hafenrichter, E. S., Lee, Y., McIlwain, S., Dutton, C., and Loth, E., "Experiments on Normal Shock/Boundary Layer Interaction Control Using Aeroelastic Mesoflaps," AIAA 2001-0156, 39<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, January 2001.
- [4] Lee, Y., Hafenrichter, E. S., Jaiman, R. K., Orphanides, M. J., Dutton, C., and Loth, E., "Skin Friction Measurements in Normal Shock Wave/Turbulent Boundary-Layer Interaction Control with Aeroelastic Mesoflaps," AIAA 2002-0979, 40<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, January 2002.
- [5] Garrison, T. J., "The Interaction Between Crossing-Shock Waves and a Turbulent Boundary-Layer," Ph.D. Thesis, The Pennsylvania State University, August 1994.