

형상기억합금이 적용된 플랩 시스템의 설계 및 해석

윤성호*(금오공대 기계공학과)

Scott R. White, Eric Loth (일리노이 주립대 항공우주공학과)

Design and Analysis of Flap System with Shape Memory Alloy

Sungho Yoon(School of Mech. Eng. KNUT)

Scott R. White(Dept. of Aero.&Astro. Eng. UIUC), Eric Loth(Dept. of Aero.&Astro. Eng. UIUC)

ABSTRACT

In this study, the flow control system with shape memory alloy in jet engine inlet was suggested to adjust the shock boundary layer interaction for supersonic flight system. It consisted of the flap with shape memory alloy, spar with steel, and fixing device with aluminum alloy. The advantages of itself are a simple configuration, a passive air circulation by using the flap deflection due to pressure difference, and no need to be required the auxiliary devices. Finite element analysis was conducted to predict the thermo-mechanical behavior of the flap system with shape memory alloy. The user-defined subroutine UMAT was implemented with ABAQUS to accommodate the thermo-mechanical constitutive relation of shape memory alloy.

Key Words : Flow control system (유동조절장치), Shape memory alloy (형상기억합금), Finite element analysis (유한요소해석), Thermo-mechanical constitutive relation (열적/기계적 구성 방정식)

1. 서론

초음속 비행체의 경우 제트엔진 흡입부 내에는 수직 충격파 또는 경사 충격파가 형성되고 충격파의 전면과 후면에는 압력차가 커진다. 이때 충격파의 위치는 제트엔진의 흡입부 형상에 따라 결정되며 충격파의 전면은 상대적으로 압력이 낮아진다. 또한 충격파의 후면은 상대적으로 높은 압력이 형성되고 큰 역압력 구배가 발생한다. 이러한 경우 충격파의 후면에 형성된 경계층에는 박리 현상이 초래되고 공기의 흐름은 매우 불안정해진다.

초음속 비행체의 개발과 더불어 충격파 후면에 형성되는 경계층에서의 공기 흐름을 안정시키고 충격파와 경계층 간의 상호작용을 조절하여 경계층에서의 박리 현상을 방지하기 위한 많은 관심이 쏟아졌다. 특히 충격파와 경계층 사이의 상호작용을 조절함으로써 제트엔진의 흡입부 효율을 향상시키려는 시도가 행해져 왔다[1,2].

충격파와 경계층 간의 상호작용을 조절하기 위한 기존의 방법은 충격파의 후면을 따라 형성된 두꺼워진 경계층을 부가적인 배출장치를 장착하여 강제

적으로 공기의 일부를 외부로 방출시키는 방법이다 [3]. 이는 충격파 후면에서 있는 낮은 모멘텀을 갖는 공기를 강제적으로 외부로 방출시켜 경계층의 박리 현상을 억제할 수 있기 때문에 초음속 비행체에 성공적으로 적용되었다. 그러나 부가적인 배출 장치의 장착으로 인해 흡입부의 무게와 크기가 커지고 주어진 성능을 얻기 위해서는 배출장치를 통해 방출된 공기의 양도 보충해 주어야 하기 때문에 제트엔진 흡입부의 면적과 추력을 증가시켜야 한다는 단점이 있다.

최근에는 충격파의 발생 부위에 구멍이 뚫린 덮개로 덮여 있는 빈 공간을 만들어 주어 흡입부 내의 압력차로 공기의 흐름을 조절하려는 시도들이 행해진 바 있다[4,5]. 이는 충격파 후면에 형성된 상대적으로 높은 압력의 공기를 상대적으로 낮은 압력을 가진 빈 공간 속으로 들어 가게 하고 충격파의 전면에 형성된 상대적으로 낮은 압력의 공기는 상대적으로 높은 압력을 가진 빈 공간 속에서 흘러 나오게 하여 공기를 자연스럽게 순환시켜 주는 방법이다.

본 연구에서는 제트엔진의 효율을 높이기 위해

유동조절장치인 플랩 시스템을 제시하고 유한요소 해석으로 이들의 기계적 거동을 조사하였다. 특히 플랩의 열적/기계적 거동을 조사하기 위해 형상기억합금의 구성방정식을 정식화한 사용자 부프로그램을 Abaqus 6.2에 접목하였다.

2. 플랩 시스템의 형상

플랩 시스템은 형상기억합금으로 된 플랩, 강으로 된 스파, 알루미늄으로 된 고정장치로 구성되어 있다. 이는 충격파가 발생하는 부위의 빈 공간 위에 장착되어 충격파의 전면과 후면에서의 상대적인 압력차에 의해 플랩을 변형시킨다. 변형된 플랩은 공기를 공급하거나 방출시키는 역할을 하며 스파는 플랩과 플랩 사이를 보강시켜 주는 보강재로 사용되고 고정장치는 플랩 시스템을 충격파의 발생 부위에 고정시켜 준다.

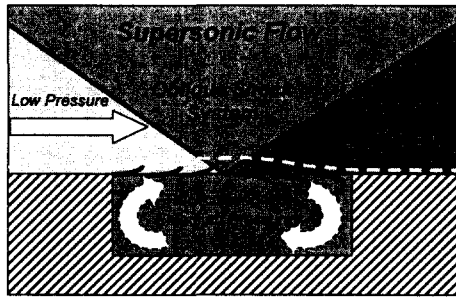


Fig. 1 Flap system with shape memory alloy for flow control in jet engine inlet.

그림 1에는 플랩 시스템의 구동에 대한 원리가 나타나 있다. 제트엔진 흡입부 내의 흐름이 아음속인 경우에는 흡입부 내에는 충격파가 생기지 않을 뿐 아니라 흡입부 내와 빈 공간에서의 압력차도 거의 없기 때문에 공기 흐름도 매우 안정적이다. 그러나 제트엔진 흡입부 내의 공기 흐름이 초음속인 경우에는 흡입부 내에는 충격파가 형성되고 충격파의 후면에는 심한 역압력 구배가 생기고 경계층이 박리되는 현상이 발생한다. 따라서 충격파의 후면에는 빈 공간 속보다 상대적으로 압력이 높아 공기가 빈 공간 속으로 유입되어 충격파의 후면에서의 경계층 박리를 억제시켜 공기 흐름을 안정화시킨다. 충격파의 전면에는 빈 공간 속보다 상대적으로 압력이 낮아 공기가 빈 공간 속에서 빠져 나와 충격파의 후면에서 방출된 공기의 양을 보충해 주는 역할을 한다.

그림 2에는 플랩 시스템에 적용된 플랩의 개략적인 형상이 나타나 있으며 두께가 0.19mm인 얇은

NITINOL 형상기억합금의 판재로 되어 있다. 플랩 시스템에서의 스파는 플랩과 플랩 사이를 보강하기 위해 강으로 제작하였으며 고정장치는 알루미늄 합금의 판재로 되어 있다. 이와 같은 플랩 시스템은 성능 평가를 위한 풍동장치와 볼트에 의해 체결되도록 하였다.

본 연구에서는 충격파가 플랩 시스템의 중앙부에 생기고 문제의 단순화를 위해 충격파의 전면과 후면에는 플랩의 길이 방향으로 균일한 압력이 분포된다고 가정하였다. 플랩은 기하학적 형상 및 사용재료의 가공성을 고려하여 방전가공으로 제작하였다. 플랩 시스템에 적용한 알루미늄 합금과 강의 재료상수는 문헌에서 제시된 값을 인용하였으며 형상기억합금의 경우는 DSC를 통해 측정된 상변환 개시온도 및 종료온도, 그리고 DMA를 통해 측정된 오스테나이트 상과 마르텐사이트 상의 탄성계수 그리고 응력영향계수 등을 적용하였다.

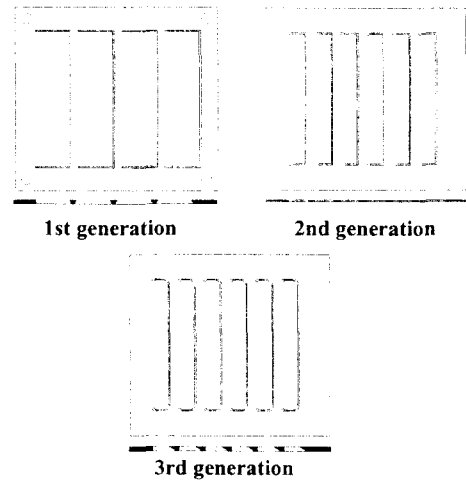


Fig. 2 Several configurations of flap system with shape memory alloy.

3. 유한요소 모델링

플랩 시스템의 기계적 거동을 조사하기 위해 유한요소해석을 수행하였다. 유한요소해석을 위해서는 재료 및 기하학적 비선형성이 매우 큰 문제에 대해서도 비교적 안정된 수렴 해를 제공해주는 ABAQUS 6.2를 사용하였다. 특히 abaqus에는 형상기억합금의 열적/기계적 거동을 묘사할 수 있는 구성방정식을 정식화한 사용자 정의 부프로그램인 UMAT을 접목할 수 있다.

그림 3에는 플랩의 열적/기계적 거동을 조사하기 위한 유한요소 모델링이 나타나 있다. 이때 사

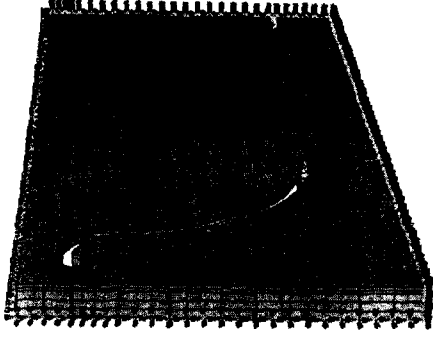


Fig. 3 Finite element model with appropriate boundary conditions.

용한 요소는 20 절점을 가진 3 차원 입방체 요소이며 플랩의 굽힘 거동을 묘사하기 위해 감소적분법이 적용된 C3D20R 을 적용하였다. 플랩 시스템의 기하학적 형상과 작용하중의 대칭성을 고려하여 플랩 시스템의 1/2 를 모델링하였으며 플랩은 두께 방향을 따라 두 층을 갖도록 배열하였다. 이때 사용한 요소는 1286 개, 절점은 7435 개, 그리고 적분점은 10288 개이다. 플랩의 윗면에는 13.36×10^4 Pa 의 분포하중을 작용하였으며 플랩의 폭 방향을 따른 대칭면에서는 폭 방향으로의 변위를 구속시켰다.

4. 형상기억합금의 구성방정식

형상기억합금의 열적/기계적 거동을 예측하기 위해서는 변형률과 온도의 증분에 따른 응력 텐서와 마르텐사이트 체적율의 증분에 대한 정보가 필요하다. 형상기억합금 내에서의 전체 변형률 ϵ_{ij} 는 응력 σ_{ij} , 유효 컴플라이언스 텐서 S_{ijkl} , 열팽창계수 α_{ij} , 온도 T , 그리고 변환된 변형률 ϵ'_{ij} 에 의해 식(1)과 같이 표현된다.

$$\epsilon_{ij} = S_{ijkl}\sigma_{ij} + \alpha_{ij}(T - T_0) + \epsilon'_{ij} \quad (1)$$

유효 강성 텐서 C_{ijkl} 는 유효 컴플라이언스 텐서 S_{ijkl} 와 $C_{ijkl} = (S_{ijkl})^{-1}$ 의 관계가 있으며 열팽창계수 텐서 α_{ij} 는 마르텐사이트 체적율 ξ 에 대해 식(2)와 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} C_{ijkl} &= C_{ijkl}^A + \xi(C_{ijkl}^M - C_{ijkl}^A) \\ \alpha_{ij} &= \alpha_{ij}^A + \xi(\alpha_{ij}^M - \alpha_{ij}^A) \end{aligned} \quad (2)$$

변환된 변형률과 마르텐사이트 체적율과의 관계

는 변환 텐서 Λ_{ij} 에 의해 식(3)과 같이 나타나며 변환 텐서는 식(4)와 같이 표현된다.

$$\epsilon'_{ij} = \Lambda_{ij} \xi \quad (3)$$

$$\Lambda_{ij} = \begin{cases} \frac{3}{2} H(\bar{\sigma})^{-1} \sigma'_{ij} & \xi > 0 \\ H(\bar{\epsilon}')^{-1} \epsilon'_{ij} & \xi < 0 \end{cases} \quad (4)$$

여기에서 H 는 최대 변환된 변형율을 나타내며 $\bar{\sigma}$, σ'_{ij} , $\bar{\epsilon}'$ 는 식(5)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \bar{\sigma} &= \sqrt{\frac{3}{2} \sigma'_{ij} \sigma'_{ij}} \\ \sigma'_{ij} &= \sigma_{ij} - \frac{1}{3} \sigma_{kk} \delta_{ij} \\ \bar{\epsilon}' &= \sqrt{\frac{3}{2} \epsilon'_{ij} \epsilon'_{ij}} \end{aligned} \quad (5)$$

열동력학적 힘 π 에 의해 표현되는 변환면 방정식은 마르텐사이트 변환과 이의 역변환 시작점을 결정하며 식(6)과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \pi &= \sigma_{ij} \Lambda_{ij} + \frac{1}{2} \Delta S_{ijkl} \sigma_{ij} \sigma_{kl} + \Delta \alpha_{ij} \sigma_{ij} (T - T_0) \\ &+ \rho \Delta c \left[(T - T_0) - T \ln \left(\frac{T}{T_0} \right) \right] + \rho \Delta s_0 T - \frac{\partial f}{\partial \xi} \\ &- \rho \Delta u_0 = \pm Y^* \end{aligned} \quad (6)$$

이때 Δ 는 마르텐사이트 상과 오스테나이트 상 사이의 물리량 차이, c 는 비열, s_0 는 비엔트로피, u_0 는 비내부 에너지, 우측 항에서의 + 기호는 마르텐사이트 상변환, - 기호는 역변환을 의미한다.

마르텐사이트 변환과 역변환에 대한 변환된 변형률 텐서의 증분은 식(7)에 의해 표현된다.

$$\Delta \epsilon'_{n+1}{}^{(k)} = \Delta \xi_{n+1}{}^{(k)} \Lambda_{n+1}{}^{(k)} \quad (7)$$

만약 예측된 해가 상변환 조건을 만족하지 않는 경우 변형률 텐서와 마르텐사이트 체적율은 식(8)과 식(9)에 의해 수정되어야 하고 return mapping 알고리즘 등의 적절한 수치적 기법을 적용하여 상변환 조건을 만족하는 해를 구해야 한다.

$$\epsilon'_{n+1}{}^{(k+1)} = \epsilon'_{n+1}{}^{(k)} + \Delta \epsilon'_{n+1}{}^{(k)} \quad (8)$$

$$\xi_{n+1}{}^{(k+1)} = \xi_{n+1}{}^{(k)} + \Delta \xi_{n+1}{}^{(k)} \quad (9)$$

5. 결과 및 고찰

그림 4 에는 플랩 시스템에 형성된 작용하중에 따른 플랩 중앙부에서의 변위 선도가 나타나 있다. 여기에서 보면 작용하중이 낮은 경우 오스테나이트 상으로 되어 있는 형상기억합금은 작용하중에 의한 상변환이 유발되지 않고 초기의 오스테나이트 상을 그대로 유지한다. 플랩은 오스테나이트 상에 의해 영향을 받으며 선형적인 거동을 나타낸다. 그러나 작용하중의 65~70%에 도달하게 되면 초기의 오스테나이트 상은 점차 응력 야기 마르텐사이트 상으로 변하기 시작하며 작용하중의 증가에 따라 거동은 점차 비선형적으로 된다.

그림 5 에는 플랩의 윗면에 13.36×10^4 Pa의 균일한 분포하중이 작용되고 있는 경우 플랩에 형성된 마르텐사이트 체적율의 분포가 나타나 있다. 이때 크기가 0 인 경우는 오스테나이트 상을 나타내고 1 인 경우는 마르텐사이트 상을 나타낸다. 일반적으로 작용하중이 낮은 경우 플랩에는 초기의 오스테나이트 상이 지배적으로 되어 응력 야기 마르텐사이트 상은 생기지 않지만 작용하중이 점차 증가하는 경우 스파에 의해 지지되고 있는 플랩의 고정단 부위에는 응력 야기 마르텐사이트 상이 플랩의 힌지 부위를 따라 넓은 영역에 걸쳐 분포된다. 이때 응력 야기 마르텐사이트 상은 소성 힌지와 같은 역할을 하여 작용하중의 조그만 증가에도 쉽게 변형된다.

4. 결론

본 연구에서는 충격파와 경계층 간의 상호작용을 받는 공기의 흐름을 조절하기 위한 유동조절장

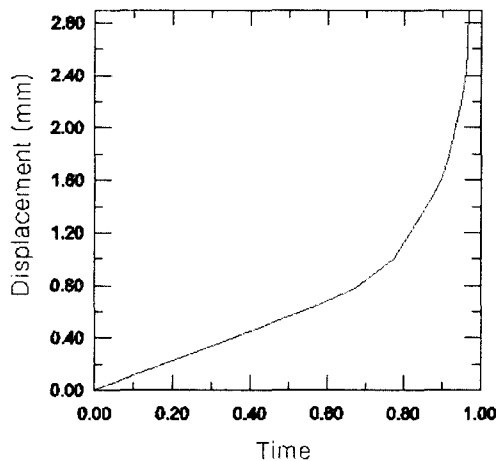


Fig. 4 Displacement traces of flap system with shape memory alloy.

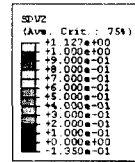


Fig. 5 Distribution of martensite volume fraction in flap system with shape memory alloy.

치를 제시하였다. 이는 형상기억합금으로 된 플랩, 강으로 된 스파, 알루미늄으로 된 고정장치로 구성되어 있다. 형상기억합금으로 된 플랩의 열적/기계적 거동은 형상기억합금의 구성방정식을 정식화한 사용자 부프로그램 UMAT 이 접목된 ABAQUS 6.2 를 이용하여 조사하였다. 본 연구에서 제시된 유동조절장치는 비교적 단순한 형상으로 되어 있고 부수적인 장치들을 필요로 하지 않는 장점을 가지고 있다. 또한 플랩에서 배출된 공기를 재흡입시킬 수 있기 때문에 제트엔진의 효율을 높일 수 있다.

참고문헌

1. E.L. Goldsmith and J. Seddon, ed., "Practical Intake Aerodynamic Design," AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, D.C., 1993.
2. M.C. Gridley and S.H. Walker, "Advanced Aero-Engine Concepts and Controls," AGARD Conference Proceedings 572, 86th Symposium, Seattle, WA, 1996.
3. M.K. Fukuda, W.R. Hingst, and E. Reshotko, "Bleed Effects on Shock/Boundary-Layer Interactions in Supersonic Mixed Compression Inlets," Journal of Aircraft, Vol. 14, No. 2, 1977, pp. 151-156.
4. R. Bur, J. Delery, B. Corbel, D. Soulevant, and R. Soares, "A Basic Experimental Investigation of Passive Control Applied to a Transonic Interaction," Aerospace Science and Technology, No. 1, 1998, pp. 61-73.
5. S. Raghunathan, "Passive Control of Shock-Boundary Layer Interaction," Progress in Aerospace Science, Vol. 25, 1988, pp.271-296.