

항공우주분야의 진동제어 연구동향

김 유 단

(서울대학교 항공우주공학과)

1. 머리 말

1980년대 이르러서 인공위성은 통신위성, 탐사위성, 우주망원경, GPS 위성 등 그 역할이 전문화되고 다양해지고 있다. 이에 따라 인공위성의 안테나, 태양전지판 등의 구조물이 대형화되고 복잡해지는 추세에 있다. 발사경비의 절감을 위하여 위성체의 무게를 줄여야 하는 필요성이 절실했으며 이에 따라 얇고 가벼운 재료를 사용하게 되었다. 또한, 우주에서의 항구적이고 효율적인 연구수행을 위하여 러시아의 미르(Mir)에 이어서 새로운 국제우주정거장의 건설을 위한 연구가 계속적으로 수행되고 있다. 이미 조립이 시작되었지만 장기간에 걸쳐서 완성이 될 그림 1과 같은 거대한 국제우주정거장의 경우 모든 재료를 지구상에서 우주발사체에 의해 운반되어야 하므로 가능한 경량구조로 설계해야만 한다. 이와 같은 우주구조물의 경량화는 필연적으로 구조적 강성의 감소를 가져오게 됨으로 인공위성이나 우주정거장과 같은 우주비행체는 더욱 유연해질 수밖에 없다. 유연한 구조물로 이루어진 우주비행체가 주어진 임무를 성공적으로 수행할 수 있도록 하기 위해서 우주비행체를 구성하고 있는 유연구조물의 형태, 사용될 각종 감지기와 작동기의 최적 위치, 우주정거장의 경우 초기 조립시 구조진동과 자세제어문제, 우주왕복선이 우주정거장에 도착할 때의 진동문제, 외란에 의한 불필요한 진동의 억제 및 정확한 자세유지, 위성발사체 발사시 페어링 내부의 위성 전자장비를 보호

하기 위한 소음억제, 우주 로봇 팔의 진동제어 등이 중요한 우주분야 진동제어의 연구과제로 등장하게 되었다.

항공분야의 경우 항공기 날개에 작용하는 공기력과 날개 구조의 상호작용에 의해 발생하는 플러터 특성이 항공기 구조설계에 매우 중요한 사항이다. 플러터 문제를 해결하기 위해서 전통적으로 사용한 방법은 항공기 구조설계시 운용속도에서 플러터가 발생하지 않도록 항공기를 설계하는 수동적 개념의 접근 방법이었다. 최근에 이르러서는 능동적인 제어시스템을 적용하여 플러터의 발생을 억제하고자 하는 연구가 활발히 수행되고 있다. 또한, 헬리콥터의 블레이드에서 발생하는 공력소음을 억제하거나, 항공기 외부의 엔진 등에서 발생하는 소음이 동체를 통해 객실로 전파되는 것을 억제하기 위한 소음제어에 관

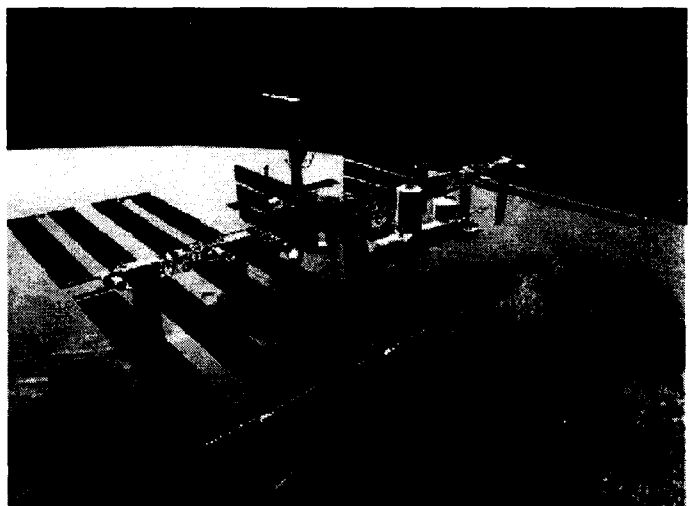


그림 1 완성된 형태의 국제우주정거장 상상도

한 연구도 중요 관심사로 부각되고 있다. 한편, 압전재료, 형상기억합금, 그리고 전기유동 유체와 같은 신소재를 사용하여 구조물에 발생하는 진동을 억제하고자 하는 지능구조물에 대한 연구도 활발히 수행되어, 현재 실용화를 위한 연구에 박차를 가하고 있다.

이와 같이 항공기나 위성과 같은 구조물 본체는 공기력, 열 효과 등과 상호작용에 의해 구조물에 불필요한 진동을 발생시키고, 발생한 진동은 주어진 임무를 성공적으로 수행하는데 상당한 방해요인으로 작용하게 된다. 이러한 진동을 수동적으로 억제하고자 하는 접근방법이 전통적으로 사용되어 왔으나, 지난 10여년 동안 능동적인 방법으로 진동억제를 수행하는 제어시스템을 설계하고자 하는 연구가 항공우주시스템의 다양한 분야에서 활발히 수행되어 왔다. 본 글에서는 이와 같은 항공우주 분야에서의 진동제어에 관련된 연구동향을 대략적으로 살펴보고자 한다.

본 글은 거대 우주유연구조물의 능동진동 제어 기술과 관련된 연구를 개괄적으로 서술한 논문⁽¹⁾과 미국항공우주학회(AIAA)에서 발행되는 Aerospace America의 매년 12월호에 정리되는 항공우주공학 전분야에서의 연구동향 중에서 최근 몇년동안의 진동제어와 관련된 부분 등^(2,3), 그리고 지능구조물과 관련하여 한국항공우주학회지의 특집으로 다룬 내용 등을^(4,5,6) 주된 참고문헌으로 사용하였다.

2. 본 론

2.1 우주비행체 진동제어

유연한 구조물을 포함하고 있는 인공위성과 같은 우주비행체는 임무수행을 위해 정확한 자세제어를 필요로 하는데, 태양풍과 같은 외부교란과 추력기 사용시의 반력 등에 의해 구조물의 진동이 유발된다. 그러나 공력감쇠가 존재하지 않는 우주환경의 경우 우주비행체에 발생한 진동이 오랜 기간 동안 잔류되므로, 진동감쇠 개선을 위한 제어시스템의 설계가 임무수행 및 안정성을 위해서 매우 중요하다. 초기 및 구세대의 인공위성과 같은 우주비행체는 부착된 유연한 구조물이 몇 개 되지 않으므로, 자세제어시스템을 설계하기

위해서는 전통적으로 강체모델을 기반으로 하여 단일입출력 시스템에 사용되는 고전제어기법을 순차적으로 적용하였다.

그러나 1958년 미국 최초의 인공위성인 익스플로러 1호는 가늘고 긴 안테나에 의해 에너지가 손실됨에 따라 불안정해지는 현상을 일으켰고, 1963년 OGO 3호는 제어시스템과 유연한 붐과의 상호작용으로 위성체에 과도한 진동이 발생하였다. 1973년 마리너 10호의 경우 작동기인 추력기와 감지기인 자이로 사이에 유연한 판이 있었는데, 이로 인해 불안정한 회전이 유발되었다. 1982년 랜드셋 위성은 태양에 대한 지구그늘로 들어갔다 가 나옴에 따라 열진동이 유발되고 이에 따라 0.1도 정도의 진동을 발생시켰다. 그리고 1984년 LEASAT 위성은 예상하지 못했던 액체연료 진동에 따른 모드에 의해 궤도이전에 불안정성을 보여주었다. 이와 같은 지난 20여년간의 경험은 유연구조 특성이 그다지 크지 않은 구세대 우주비행체도 구조와 제어시스템의 상호영향을 반드시 고려해야 한다는 것을 시사하고 있다.

구조시스템과 제어시스템의 이러한 경향은 우주비행체가 대형화 되고, 거대한 안테나, 태양전지판 등의 큰 구조물을 장착하게 됨에 따라 더욱 두드러지게 되었다.(그림 2 참고)



그림 2 유연한 구조를 갖는 인공위성

이에 따라 지난 10여년 동안 다양한 감지기와 작동기를 이용하여 다입력/다출력 시스템을 고려한 보다 진보된 제어시스템 개발에 대한 연구를 활성화시키게 되었으며, "거대 우주구조물(LSS: Large Space Structure)의 능동제어"라고 불리는 독자적인 기술영역을 출현하게 하는데 큰 역할을 담당하였다.

유연한 우주구조물의 진동억제를 위해 진보된 제어시스템을 설계해야 하는 이유는 요구되는 제어시스템 대역폭(bandwidth)과 고려해야 하는 외란의 주파수 대역 내에 여러 개의 구조모드가 존재한다는 점 때문이다. 이러한 특성은 외란환경, 구조물의 유연성 정도, 요구되는 성능사양 등에 따라서 변화된다. 예를 들면, 거대한 무선 주파수 시스템은 유연성이 큰 구조물로 이루어져 있기 때문에, 비록 성능이 요구하는 제어시스템 대역폭이 그다지 크지 않아도 제어 대역폭 내에 많은 구조모드를 포함하게 된다. 반면에, 상대적으로 복잡하고 강성이 큰 구조물로 이루어진 발전된 형태의 견고한 반사경이나 광학 시스템의 경우에는 구조모드의 주파수가 비교적 낮은 값에 있음에도 불구하고, 시스템에 요구되는 지향 정확도에 대한 오차범위 기준이 상당히 높기 때문에 많은 구조모드를 포함하는 제어시스템의 대역폭이 요구된다. 따라서 제어시스템의 대역폭을 어느 정도로 선택해야 하는가, 그리고 어느 주파수까지의 구조모드를 고려할 것인가 등에 대한 사항은 주어진 시스템의 특성에 따라 적절히 고려하여야 한다.

거대 우주구조물의 능동제어는 크게 세가지 임무와 관련된 성능을 고려한 연구가 수행되어 왔다고 할 수 있다. 이들은 지시된 표적으로 빨리 지향하는 임무(rapid reorientation), 가속하고 있는 표적을 추적하는 임무(tracking), 그리고 계속되는 외란 환경에서도 주어진 기하학적인 형상을 유지하는 임무(maintenance of geometric precision) 등이다. 위의 첫번째 임무는 위성이 자세를 변화하여 지구상 또는 우주상의 관찰지점으로 자세를 바꾸기 위한 임무에 해당하고, 두번째 임무는 지구상 또는 우주상에서 움직이는 물체를 추적하며 관찰하기 위한 임무에 관련된다. 그리고 세번째 임무는 정상적인 상

태나 자세변환 직후에 정적인 변형 또는 동적인 변형(진동)이 허용되는 오차범위 내에 있어서 임무를 원활하게 수행하기 위한 사항에 해당한다. 이와 같은 임무와 관련된 성능을 개선하기 위한 제어시스템 설계를 위해서 다양한 해석 및 설계기법에 대한 연구가 수행되어 왔다. 즉, 수학적 모델링이나 시스템 식별(identification), 그리고 시스템 차수축약(model order reduction)과 같은 모델링 관련 연구, 표적 재지향 및 추적기동이나 선회기동에 관련된 연구, 그리고 진동제어에 관련된 연구가 가장 활발하게 수행되었다고 하겠다. 이 세가지 연구는 독립적으로 보이지만 실제적으로는 매우 밀접한 관계에 놓여 있다. 특히, 거대 우주구조물의 경우 정확히 모델링된 시스템은 수백개의 구조모드를 포함하고 있게 되므로, 시스템의 차수가 너무 커져서 진동제어를 수행하기 위한 제어기 설계가 불가능하게 되고 이에 따라 시스템 차수를 축소해야 한다. 그러나 시스템 식별이 잘못되거나 축약된 시스템을 이용하여 제어를 설계하였을 경우, 무시된 구조모드가 센서에 의해 감지되고 이에 따라 작동기에 의해 그 모드가 가진다면 능동제어에 의해서 오히려 시스템이 불안정해지는, 스피로버(spillover) 현상이 발생할 수도 있다. 또한, 표적 재지향 임무를 수행한 후 또는 움직이는 목표를 추적하고 있을 때 구조물이 진동하고 있다면 원하는 임무수행을 원활히 수행할 수가 없으므로, 표적 재지향 또는 목표물 추적 제어시스템을 설계할 때에도 진동제어에 대한 문제를 동시에 고려해야 한다.

모델링 연구

모델링 관련 연구에서는 모달 테스트(modal testing), 시스템 식별기법, 모델차수 축약기법과 관련하여 많은 연구들이 수행되어 왔다. 모달 테스트와 관련해서는 우주구조물의 특성을 가장 잘 나타내게 하기 위한 가진입력의 최적화, 우주구조물의 많은 관절에 존재하는 비선형성을 고려한 테스트 기법, 우주환경은 실제로는 미소중력(microgravity)이 작용하는데 1-g가 작용하고 있는 지상시험으로 우주에 올라간 비행체의 특성을 어떻게 해석하는가 등에 대한 연구, 실제 우주에서 임무수행중인 우주비행체를 이용한 on-orbit 테스트 기법

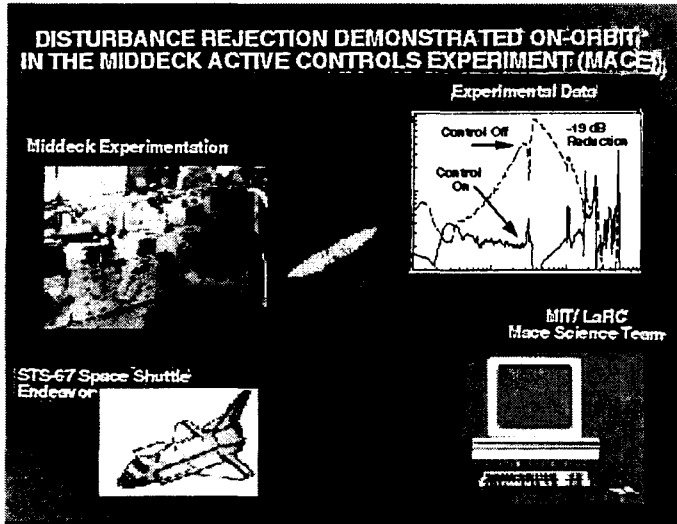


그림 3 궤도상에서의 능동제어 실험

(그림 3 참고) 연구 등에 관련된 다양하고 매우 어려운 주제들에 대한 연구가 수행되고 있다.

시스템 식별기법은 최대공산추정법이나 확장칼만필터와 같이 일반적인 시스템에 많이 사용되는 식별기법과는 달리, 모달 테스트 결과를 이용하되 유연구조물이라는 특성을 충분히 고려한 시스템 식별기법을 개발하고자 하는 연구가 활발히 수행되었다. 지난 10여 년간의 연구 결과, NASA Langley 연구소에서 거대 우주구조물의 식별에 유용한 ERA(eigensystem realization algorithm) 기법을 개발된 바 있다. 모델의 차수 축약기법으로는 고주파 모드를 축약하는 modal truncation 기법, 가제어성(controllability) 및 가관측성(observability)을 고려한 balanced realization 기법, 각 요소의 기여도를 고려하여 축약하는 component cost analysis 등 다양한 방법들이 제안되어 있으며, 주어진 시스템, 수행해야 하는 임무, 제어기 설계사양 등을 고려하여 설계자가 선택하여야 한다.

선회기동 연구

거대한 유연 우주비행체의 경우 빠른 자세 변환과 같은 기동 후에 정밀지향이나 부구조물의 형상제어가 수반되어야 한다. 이러한 임무를 수행할 경우 비행체의 이동운동이나 회전운동과 같은 강제운동과 비행체를 이루고 있는 구조물의 진동운동의 연성(coupling) 때문에 제어시스템 설계가 용이하지 않다. 특히,

위성체의 대각 선회기동(large angle slewing maneuver)과 같은 경우에는 비선형 운동방정식을 고려해야 하므로 선회기동과 진동제어를 동시에 고려한 제어시스템 설계가 매우 어렵다. 예를 들면, 인공위성이 다음 임무를 원활히 수행하기 위해서, 임무수행시간 또는 에너지를 최소로 사용하며 자세를 변환하기 위해서는 최적제어이론을 적용하여 제어시스템을 설계할 수 있는데, 이때 얻은 제어입력의 형태는 일반적으로 입력의 최대값과 최소값, 제어입력이 없는 상태로 급격히 변환되는 비선형 제어 형태를 취하게 된다. 이와 같은 제어입력의 형태는 유연한 특성을 갖는 우주비행체의 고주파 구조모드를 가진시키는 결과를 가져오고, 결국 발생하는 진동 때문에 정밀한 임무수행에 방해가 된다. 따라서 구조모드를 가급적 가진하지 않고 선회기동을 수행하는 입력을 설계하는 방법에 대해서 많은 연구들이 수행되어 왔다. 부드러운 제어입력을 가지며, 고주파 구조모드를 가진하지 않고, 안정적인 선회기동을 수행하기 위한 제어입력을 설계하기 위해서 다양한 매개변수를 이용해서 제어입력을 설계하는 방법이 소개되었다. 또한, 구조모드를 가진하지 않고 선회기동을 수행하는 설계된 기준궤적을 모델링 오차나 외란이 존재하는 상황에서도 잘 추종하기 위해서 르야프노프 안정성이론을 이용한 추종제어기 설계기법에 관련된 연구도 중요 연구과제로 주목을 받았다.

진동제어 연구

거대한 유연 우주비행체의 진동제어를 위한 제어시스템 설계와 관련된 연구로는 시간영역에서의 잔여진동 RMS(root mean square)오차나 주파수 영역에서의 외란억제와 관련된 지수 등을 성능지수로 정의하여 다양한 방법을 이용하여 최적제어기를 설계하는 연구들이 수행되어 왔다. 그러나 설계된 제어기를 실제 적용하기 위해서는 하드웨어가 갖는 제한조건 때문에 그 성능을 제대로 발휘할 수 없는 경우가 많다. 따라서 제어기 설계시에 다양한 구속조건을 고려하여야 한다. 이러한 구속조건으로는 한정된 감지기의 해상도, 정확도 및 잡음, 한정된 작동기의 대역폭이나 제한된 제어력, 모델링 정확도의 한계, 그리고 우주환경에 대해서 품질이 인증된

프로세서 계산능력 등을 들 수 있다. 이와 같은 구속조건을 만족시키며 원하는 성능지수를 최적화시키는 제어를 설계하여야 실제 적용에 무리가 없게 된다.

우주비행체의 진동제어를 위해서 초기에 많이 사용된 기법은 LQG 제어기법이었다. 그러나 LQG 제어기는 대형 우주구조물의 경우 모델링이 불확실할 경우 강건성이 떨어져 실제 적용시에 불안정해질 수 있는 가능성이 크고, 시스템 차수가 큼에 따라 실시간으로 적용하기에는 계산적인 측면에서 무리가 있다. 결국, 우주구조물 제어기 설계에 있어서 가장 중요하게 고려되어야만 하는 사항은 시스템 외부 및 내부의 변화에 대해서도 안정성과 성능이 유지되어야 한다는 강건성과 설계된 제어시스템을 실시간으로 적용할 때 무리가 가지 않을 정도의 시스템 구조를 가져야 한다는 단순성으로 요약되어질 수 있다.

우주유연구조물의 제어기 설계기법 중에서 강건성과 관련하여 많은 주목을 받았던 제어기 설계 개념은 HAC/LAC(high authority control/low authority control)이다. HAC 기법은 제어기 설계시 주어진 임무를 수행하는데 있어서 원하는 성능을 만족시키는데 우선권을 두고 설계하는 제어기 설계기법으로 일반적으로 큰 제어이득을 얻게 되고, 많은 제어에너지 또는 큰 제어입력을 사용하게 된다. HAC 제어기법의 예를 들면, 성능에 중요한 영향을 미치는 모드들을 모두 포함한 시스템을 대상으로 설계된 LQG(Linear Quadratic Gaussian) 제어가 그 범주에 든다. HAC 제어기는 설계에 사용된 모델에 포함되지 않은 모드들을 불안정하게 하는 스펙트럼 오버 현상을 항상 고려해야 하는 단점이 있다. 반면, LAC 제어기법은 수동적인 구조 감쇠효과를 전기적으로 모사하는 제어를 설계하여, 구조물의 진동으로 발생하는 에너지를 분산시키므로 진동을 억제한다는 개념으로 제어를 설계하는 것이다. LAC 제어기는 작동기와 감지기가 동일한 위치에 장착되어 있을 경우에(collocated), 양한정 이득 행렬(positive definite gain matrix)을 이용해서 되먹임 시킬 경우 안정성을 보장하는 제어를 설계할 수 있다는 점에서 매우 간편하게 설계할 수 있다. 거대 우주유연구조물

과 같이 시스템의 차수가 커서 제어기 설계시에 모델의 차수축약이 불가피한 시스템의 경우, LAC 제어를 사용할 경우 모델이 불확실함에도 불구하고 안정성이 보장된다는 면에서 매우 강건한 특성을 가지고 있다. LAC 제어기는 HAC 제어기에 비해 제어력이 작게 들고, 성능 보다는 안정성에 중점을 둔 제어기 개념이라고 이해할 수 있다. 그러나 작동기와 감지기의 고주파 동특성에 의해서 위상에 이동이 발생할 경우 폐회로 시스템이 불안정해질 수 있으므로, 작동기와 감지기의 주파수 반응과 대역폭에 요구되는 사양이 매우 엄격하다.

그 밖에 고려되는 모드를 각각 독립적으로 제어하는 IMSC(independent modal space control)와 같은 제어기 설계기법, 고려되지 않는 모드를 감지하거나 가진하지 않도록 제어를 설계하여 스펙트럼 오버가 발생할 확률을 최소화시킨 MESS(model error sensitivity suppression) 제어기법에 대한 연구 등도 다양하게 수행되고 있다. 그러나 이 두 기법은 모두 제어하고자 하는 모드수와 동수의 또는 더 많은 수의 작동기 및 감지기가 요구된다는 단점을 가지고 있으므로 실제 응용에 한계를 갖는다고 할 수 있다. 거대 우주유연 비행체와 같이 모델링 오차가 큰 시스템이나, 우주와 같이 외부의 환경 변화가 큰 환경에서 작동하는 시스템과 같이 내/외부 변화에 대해서 강건한 제어시스템을 설계하기 위한 강건제어이론의 적용에 대한 다양한 연구도 활발히 수행되고 있다.

2.2 지능구조물 연구

항공우주 분야의 시스템은 발사 및 운용시의 비용 절감을 위해 가능한 한 경량 구조물로 제작되어 진다. 이러한 이유로 최근 들어 기존의 금속재료에 비해서 비강성과 비강도가 뛰어난 복합재료와 같은 신소재를 개발하고, 이렇게 개발된 재료를 항공기 및 인공위성에 적용시키고자 하는 연구가 활발히 진행 중이다. 신소재를 개발하려는 노력이 급속, 재료공학분야에서 추구하고 있는 연구과제의 하나라고 한다면, 개발된 재료를 항공우주 시스템에 응용하는 것이 항공우주분야에서 진행되고 있는 연구라고 하겠다. 비행환경

이나 우주환경과 같은 극한 외부 환경조건에 의해서 항공우주 시스템에 발생된 진동을 신속하게 감쇠시켜 임무수행을 원활히 수행할 수 있도록 강건한 성능을 갖는 시스템을 설계하고 제어하는 것은 매우 중요하다. 이러한 목적을 달성하기 위해서 사용된 기존의 방법들은 제작 초기에 미리 외란을 예측하여 특정한 조건하에서 공진 현상을 피하고 또한 감쇠효과를 증진시키는 특성을 갖도록 설계되기 때문에, 제작 후에는 그 특성이 고정되어 주파수 및 크기가 변화는 외란에는 능동적으로 대처할 수 없는 수동적 특성을 갖게 된다. 따라서 내부의 하중조건 변화 또는 외부의 환경조건 변화 등에 매우 민감하게 되어, 구조물과 연계된 시스템에 갑작스런 대형 파괴를 초래할 수 있다.

이러한 단점을 극복하고 보다 향상된 성능을 얻기 위해 80년대 중반 이후로 기존의 금속이나 복합재료 구조물에 연속 또는 분포형의 감지기나 센서를 접합 혹은 삽입하여 구조물 자체가 예측하기 힘든 외란 및 내란에 대해 지능적으로 유효 적절히 대처할 수 있는 기능을 보유하는 지능재료(smart material) 및 지능구조물(smart, intelligent, or adaptive structure)에 대한 연구가 태동되었다. 지능구조물이란 생명체와 같이 주변환경을 감지하고 주변환경의 변화에 적응하여 구조물 스스로 안정성을 확보하고 주어진 임무를 수행해 나가는 구조를 일컫는다. 이상적인 지능구조물의 예를 들자면, 비행기의 날개에 넓게 분포된 감지기가 비행기에 탑재된 주 컴퓨터 및 보조 컴퓨터들과 긴밀한 상호 연계하에, 매 순간마다 압력 등을 측정하고, 만일 균열과 같은 파손이 감지된다면 이를 최적의 방법으로 치유할 수 있는 능력까지 갖는 것으로 설명되어질 수 있을 것이다. 이러한 것은 인간의 뼈, 근육, 피부 등이 대뇌 및 신경계와 더불어 내외의 손상에 적절히 대응하는 것과 같은 개념으로 볼 수 있다.

지능구조물은 일반적으로 구조에 고도로 분포된 작동기와 감지기를 가지며 신경계 및 판단계를 가지고 있어 각기 생물체의 근육부, 감지부, 신경망, 두뇌계의 역할을 유기적으로 수행한다. 따라서 지능구조물 개념을 진동제어에 적용할 경우 구조물에 포함된 감지기에

서 진동을 감지하고, 하드웨어나 소프트웨어로 구현된 제어 알고리즘에서 판단을 수행하며, 작동기의 동작으로 인해 진동을 제어하게 될 것이다. 이와 같이 비행체의 구조물 또는 표면에 장착된 작동기에 의해 동적하중을 경감시키면, 구조물의 수명을 연장시키고 유지보수 시간이 단축되어 결국 경제적인 면에서 이득을 보게 된다. 이러한 지능구조물을 제작하기 위해서는 구조물에 고도로 분포될 수 있는 감지기와 작동기가 필수적이다. 최근 많은 연구가 되는 감지기로는 주로 압전재료(piezoelectric material), 광섬유(optical fiber), 반도체 센서 등이 있고, 작동기로는 주로 압전재료, 전기유동(electro-rheological: ER)유체, 자기유동(magneto-rheological: MR)유체, 형상기억합금(shape memory alloy) 등이 사용되고 있다.

지능구조물을 이용한 연구는 크게 비정상(unsteady) 외력에 의한 주구조물의 진동을 경감시키는 진동억제에 대한 연구와 구조물을 통해서 전파되는 소음에너지의 전달을 경감시키는 소음제어에 대한 연구가 가장 활발하게 수행되고 있다. 진동제어의 경우 회전익 항공기의 블레이드, 항공기 날개, 엔진 노즐(nozzle), 엔진 공기 흡입구, 거대한 전개(deployable) 형태의 정밀 우주시스템, 그리고 초소형 우주비행체가 주된 연구 대상이다. 지능재료를 이용하여 항공기 날개의 제어면의 형상을 변화시키거나, 항공기 날개 자체 또는 헬리콥터의 블레이드를 비틀어서, 또는 날개의 양력면을 지나가는 유체의 조건을 변화시킴으로, 항력은 줄이고 양력은 조절이 가능하게 하는 항공기 조종성(handling quality) 개선 효과를 얻을 수 있고, 항공기 날개의 플러터(flutter)나 buffet 제어를 포함한 진동억제 효과, 소음이나 진동의 경감효과, 그리고 비행체의 건강상태를 계속적으로 모니터링할 수 있는 특성, 극심한 우주환경에서도 정밀도에 관한 요구사항을 만족시킬 수 있는 강건한 우주시스템 등의 효과를 얻을 수 있게 된다.

지능구조물의 감지기의 역할로는 구조물에 걸리는 strain, 피로, 충격에 의한 손상, 진동, 파괴 또는 층분리(delamination)와 같은 것을 감지하거나, 비행중 날개에 부착되는 얼음

의 무게가 너무 무겁다든지, 수송기가 이륙시 탑재물이 균형 있게 배치되지 않아 날개에 걸리는 하중이 비대칭이라는 것을 결정하는 데 사용될 수 있다. 이러한 목적하에 현재 광섬유를 이용한 연구가 활발하게 진행되고 있다. 예를 들면, 날개내부의 부식이나 파괴를 검사하기 위해서 날개의 외피를 모두 벗겨내야 하는데, 이 과정을 피하기 위한 방안으로 광섬유를 복합재 날개의 앞전내부에 삽입하여 파괴를 감지하는 연구가 수행되고 있다. 광섬유는 직경이 약 125 마이크론 정도로 날개내부에 삽입시키기에 적절한 크기이며, 강도가 뛰어나고 전자장비와 간섭하지 않는 좋은 특성을 갖고 있다. 또한 광섬유는 한번에 여러 개의 신호를 송신할 수 있으므로 감지기로서 사용하는 동시에 비행제어에도 이용할 수 있다. 그 밖에 구조물을 통해서 전달되는 소음신호를 감지하여 정상시의 반응과 비교함으로써 구조물에 균열이 생기거나 전파되는 것을 측정할 수 있는 능력을 갖는 감지기가 개발 중이다.

지능구조물의 우주분야 응용

태양전지판을 펼치는 형태의 인공위성이나 우주정거장과 같은 유연한 우주구조물의 경우, 그 크기는 10~100 m가 됨에 반하여, 구조물을 건축하거나 유지하기 위한 정밀도는 10 nm에서 수십 마이크로 미터를 요구하게 된다. 이러한 정밀도는 임무수행 중인 10년에서 30년 동안, 넓은 온도분포와 같은 다양한 우주환경하에서도 유지되어야 한다. 특히, 궤도유지나 자세제어를 위해서 추진기를 작동시키는 경우와 지구중력의 불균일한 분포, 태양과 달의 인력, 태양풍과 같은 외란에 의해 우주구조물이 진동하게 되는데 이를 효과적으로 억제할 작동기가 필요하게 된다.

현재 선진국에서는 이와 같은 요구를 효율적으로 수행할 수 있는 작동기의 개발에 대한 연구가 수행중이다. 예를 들면 임무중 구조물의 변형을 보정하거나 불필요한 진동을 억제하는데 사용될 수 있는 작동기의 개발에 대한 연구가 활발히 수행되고 있으며, 압전재료를 사용한 연구가 주류를 이루고 있다. 압전재료의 경우, 작동기와 센서를 분산시켜서 사용하고(distributed), 동시 운용시킴으로(co-located) 좋은 성능을 얻을 수 있게 된

다. 지난 수년간 지능구조물을 이용한 연구 결과 10 nm 정밀도의 path length 제어와 정적변형에 대한 수 마이크론 수준의 제어, 수 nm 수준으로 운용될 수 있는 수동적 댐퍼(damper), 마이크론 변이 수준의 능동 댐핑에 관한 연구결과가 발표된 바 있다. 그 밖에도 다양한 형태와 크기의 우주구조물에 대해 실험을 수행하고 있는데, 우주에서 사용될 대형 거울 뒤편에 수 많은 소형 작동기를 설치하여 거울면의 정적변형에 대한 오차를 수정하는 연구가 수행되고 있다. 최근에는 복합재료 거울 구조 뒷면에 압전재료를 사용한 작동기를 부착시켜 구조물의 변형에 대한 오차를 성공적으로 교정하였다. 이와 같이 압전재료를 사용한 작동기는 우주망원경이나 인공위성의 거울, 안테나의 정밀지향을 위한 구조물의 진동을 효과적이고 능동적으로 억제하는데 사용될 뿐만 아니라, 거대한 유연구구조물이 극심한 우주환경에 의한 형상변화에 대한 정적변형을 교정하는 데에도 사용될 수가 있으며, 더 나아가 운용 중에 구조물의 기하학적인 모양이나 특성변화를 줌으로 새로운 임무를 수행할 수 있도록 변형 시킬 수도 있다. 미래의 완성된 작동기의 형태는 압전재료와 함께 소형의 동력공급장치, 그리고 초소형 "칩" 내부에 제어회로를 저장시켜 우주구조물에 통합시킴으로 능동적/수동적으로 작동하게 될 것으로 추측된다.

지능구조물의 항공분야 응용

항공분야에서는 가벼워지고 유연해진 항공기 날개구조가 각종 불안정성, 특히 플러터나 돌풍(gust)에 대한 반응 감소를 위해 제어이론을 응용한 억제시스템에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있다. 통상 항공기 날개의 설계에 적용되는 기술적 방법은 복합재료를 적용할 때 발생할 지 모르는 정적, 동적 불안정 현상을 복합재 적층각을 적절히 조절함으로써 수동적으로 억제하거나, 혹은 서보(servo)에 의해 작동하는 제어면을 이용하여 능동적으로 불안정 현상을 억제하기 위해 제어시스템을 설계하는 것이었다.

최근에는 지능구조물을 이용하여 형상을 변화시키거나 공력하중(aerodynamic load)을 직접 제어하고자 하는 연구들이 수행되고 있다. 형상적응 구조물의 경우, 날개를 휘게

소 특 집 : 진 동 제 어

하고(warping), 날개의 시위(camber) 형상이나 조종면을 변형시키거나, 변화하는 강성을 갖는 구조물 등에 대한 연구를 포함하고 있다. 능동 공력하중제어는 구조물 내부에 장착된 지능 작동기를 이용하여, 날개 단면의 형상을 변화시키고, 결국 날개의 양력특성을 효과적으로 변화시키도록 하는 연구를 포함한다. 또한, 항공기의 주날개로부터 분리되어 전파되는 와류(vortex)가 수직꼬리 날개를 치면서 발생하는 buffeting을 효과적으로 경감시키기 위해서 압전재료를 이용하거나(그림 4 참고), 항공기 후방동체의 외피에 압전

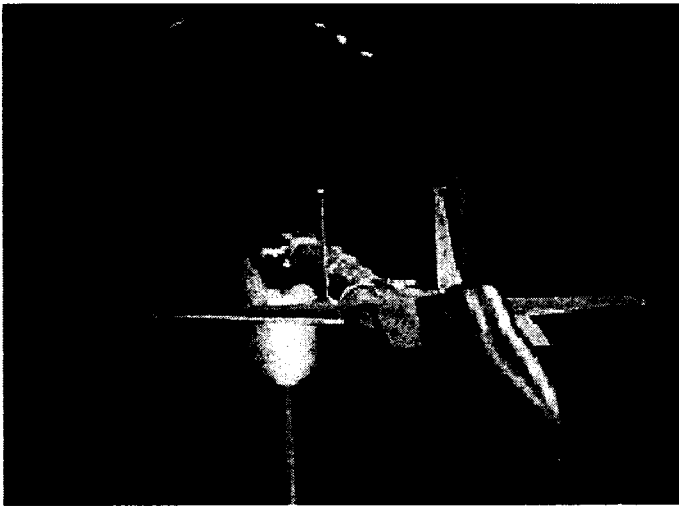


그림 4 수직꼬리날개에 압전재료를 장착하고 buffet에 의한 진동을 능동적으로 억제하기 위해 풍동실험을 하는 장면

VIBRO-ACOUSTICS TEST ARTICLES

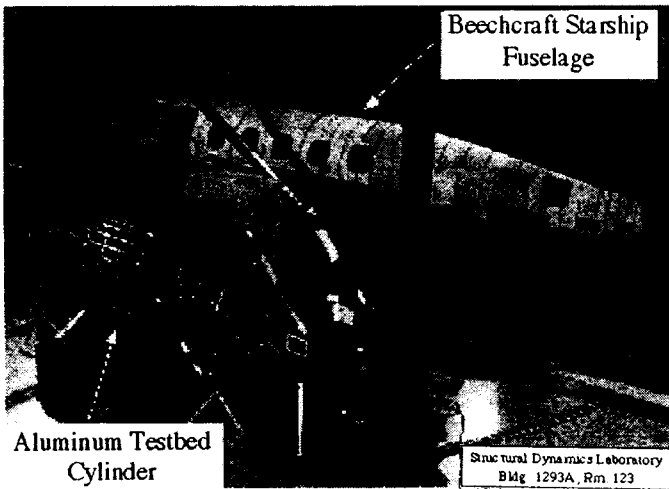


그림 5 객실소음억제를 위해 동체구조의 이용

작동기를 장착하여 실제 비행을 수행하며 공력하중을 경감시키는 연구 등이 있다.

항공기 동체 외피에 압전재료를 부착시켜 객실의 진동과 소음을 경감시키는 연구도 수행되고 있으며(그림 5 참고), 엔진의 동적 불균형에 의한 소음을 제거하기 위해서도 응용하고 있다. 헬리콥터의 경우 로터 블레이드에 압전재료를 이용한 작동기를 설치하여, 블레이드를 비틀므로 진동하중과 소음을 감소시키며 공력 효율을 증가시킬 수 있다는 연구 결과가 보고되었다.

지능구조물 연구는 새롭게 등장한 첨단분야로써, 진동제어 및 소음제어에 관련한 다양한 응용성으로 미루어 볼 때 매우 매력적인 분야이다. 그러나 실제적으로 상품화되기 위해서는 많은 문제점을 해결하여야 한다. 작동기의 경우, 보다 가볍고 신뢰성이 있는 재료의 개발에 대한 연구가 필수적이라고 할 수 있다. 세라믹 압전재료는 부서지기 쉬운 단점을 가지고 있어 좀더 가혹한 환경에도 내구성이 있어야 할 것이고, 항공기의 큰 날개의 공력 하중을 변화시킬 수 있을 정도로 제어력이 충분히 커져야 한다. ER 유체의 경우 자체 내구성 문제로 고온에서 효과가 떨어지며, 장기간 사용할 때 마모된다는 점, 고체입자의 침전에 따라 초기상태 불안정 등이 해결해야 할 문제들이다. 형상기억합금의 경우 제어력은 크나 동적특성이 느리다는 단점이 있다. 감지기 기술 분야에서는 다양한 형태의 요구조건을 만족시키며, 외부 환경조건에 강건한 감지기의 개발이 요구된다. 그리고 능동제어기를 실제로 구현하기 위해서는 구조물에 감지기 및 작동기를 보다 쉽게 삽입하거나 결합하는 기법에 대한 기술, 마이크로프로세서를 포함한 제어시스템의 장착, 상호간 인터페이스 등의 기술 발전이 요구되며, 보다 효율적인 시스템의 성능 특성을 실현할 수 있는 설계 매카니즘 연구도 필요하다.

3. 맺 음 말

본 글에서는 항공우주분야에서의 진동제어에 대한 연구동향을 살펴보았다. 항공우주분야의 진동제어는 유연한 태양전지판을 갖는 인공위성이나 우주정거장 같은 유연성이 큰

구조물을 갖는 우주비행체의 진동을 능동적으로 억제하기 위한 제어시스템을 설계하기 위해서 연구가 시작되었다고 해도 과언이 아니다. 이러한 연구를 수행하며 개발된 다양한 제어시스템 설계기법들은 항공기 날개에 발생하는 플러터를 능동적으로 억제하거나, 헬리콥터의 블레이드나 항공기 엔진에서 발생하는 공력소음을 억제하기 위해서 응용되기 시작하였다.

최근에 들어서 항공우주분야에서의 유연구조물 진동제어에 대한 연구는 제어 및 구조 설계 기술의 동시통합 설계기술(controls and structures interaction technology: (CSI)로 초점이 맞추어지고 있다. 일반적으로 항공기, 인공위성 등 복잡한 정밀기계를 설계하는 과정에서는 요구되는 임무수행시 견디어 낼 수 있을 정도의 강성을 지닐 수 있도록 구조설계가 선행되고, 이후 만족스러운 임무수행이 가능하도록 제어기설계가 이루어져 왔다. 즉, 구조설계 과정에서는 최소한의 구조적 강성을 보유하는 한도 내에서 경량화시키기 위한 최적화 과정을 거치게 되고, 다음 단계로 주어진 시스템에 대해서 주어진 임무를 성공적으로 수행할 수 있는 최적의 제어기를 설계하였다. 그러나 대형화한 항공우주시스템은 경량화라는 일종의 구속조건에 의해 과거 사용되던 것보다 구조적으로 강성이 저하되고, 이에 따라 내부 시스템의 진동이나 외부의 충격에 의해 쉽게 진동이 유발되기 때문에, 상대적으로 정확도와 같은 성능의 저하가 발생하게 되었다. 결국 제어기 설계시 이와 같은 구조물의 진동효과도 고려하여야 하는 주요 과제가 되었으며, 이러한 특성은 항공우주시스템을 이루고 있는 구조시스템과 제어시스템의 상호 상관관계가 증대되었음을 의미하는 것이다. 구조설계 및 제어기설계 과정을 서로 분리하여 최적화하는 전형적인 설계 방법에 대응하여, 성능과 경량화라는 전체적인 관점에서 두가지 과정을 동시에 통합하여 최적화하는 것이 구조/제어 동시통합 설계 기술의 목적이 된다. 이러한 새로운 개념을 사용하여 구조 및 제어변수, 그리고 성능지수를 동시에 고려한 통합 최적설계 결과, 대형 항공우주시스템에 발생하는 각종 불필요한 진동을 성공적으로 억제할 수 있었으며, 우주망

원경과 위성에 장착되어 있는 천문 간섭관측기의 정밀 지향제어 특성이 더욱 향상되고 있다.

새로운 분야로서 압전재료나 형상기억합금과 같은 특수한 성질을 가진 재료를 이용하여 항공기, 발사체, 인공위성과 같은 항공우주시스템의 진동 및 소음을 억제하는 시스템을 구성하고자 하는 지능구조물 연구는 항공우주 선진국의 경우 이미 초기 연구단계를 벗어나서 실용화를 위해 박차를 가하고 있는 실정이다. 지능구조물 연구는 주로 항공우주분야에서 활발히 수행되고 있으나, 진동제어에 관련된 다양한 분야로 기술이 파급될 수 있으며 실용화되었을 경우 부가가치가 매우 높다고 판단된다. 이러한 지능구조물에 관련된 연구의 경우 우리나라에서 수행되고 있는 기초연구의 수준도 상당히 높은 것으로 알려져 있으며, 따라서 현재 확보되어 있는 연구결과를 실용화 할 수 있도록 연구자들의 많은 노력과 지원이 요구된다고 사료된다.

참 고 문 헌

- (1) D.C. Hyland, J.L. Junkins, and R.W. Longman, 1993, "Active Control Technology for Large Space Structures," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 16, No. 5, pp. 801~821.
- (2) The Year in Review, *Aerospace America*, No. 12, 1991-1998.
- (3) A.K. Noor, S.L. Venneri, D.B. Paul, and J.C.I. Chang, 1997, "New Structures for New Aerospace Systems," *Aerospace America*, No. 11, pp. 26~31.
- (4) 이 인, 한재홍, 1997, "압전재료를 이용한 스마트 구조물의 진동제어에 관한 연구 동향," *한국항공우주학회지*, 제 25 권, 제 3 호, pp. 168~176.
- (5) 최승복, 1997, "ER 유체를 이용한 스마트 구조물 시스템," *한국항공우주학회지*, 제 25 권, 제 3 호, pp. 177~184.
- (6) 남창호, 1993, "복합재 날개의 플러터 억제를 위한 Aeroservoelastic Tailoring," *한국항공우주학회지*, 제 21 권, 제 6 호, pp. 1~12.