

항공기의 공탄성 제어를 위한 압전재료의 응용

남 창 호 · 이 근 명
(한국항공대학교 항공기계공학과)

1. 머리 말

항공 우주 산업에서의 구조물 경량화를 위한 복합재료의 적용은 설계 단계에서 기존의 설계 방법에도 다른 하나의 설계 변수로 대두되었다. 중량의 증가 없이도 구조물의 변형 혹은 진동모드 등을 원하는 방향으로 유도하기 위해서 복합재료의 방향 특성을 이용하여 수동적으로 제어하였으며 이를 elastic tailoring이라 일컬어져 왔다. 최근 공학에서는 기계 또는 구조물에 인간의 기능을 모방하여 그 기능을 향상시키고, 원하는 동작을 원활히 수행하며 외란에 대한 안정적인 작동을 유지하기 위한 연구가 진행되고 있는데, 지능 로봇, 지능 빌딩, 지능 구조물 등의 연구들이 그 예들이며 이 추세는 급속히 확산되고 있다.

새로운 소재 기술인 압전재료(piezoelectric material)를 구조물 설계에 적용하여 대형 우주 구조물의 진동 혹은 모양 제어에 사용하거나 더 나아가서 항공기 설계에 적용하여 항공기의 divergence, flutter 혹은 돌풍(gust)에 대한 응답 감소 등 공력 탄성학적 불안정성을 억제하는 새로운 방법을 제시하고 있다.⁽¹⁾ 가해지는 전압에 비례해서 변형을 일으키는 압전재료는 구조물의 적절한 위치에 부착되어 수축 또는 팽창을 유발, 발생된 변위 에너지를 모구조물에서 제어력으로 작용시켜, 설계자가 원하는 반응을 얻고자 하는데 응용되고 있으며, 기존의 구조물 제어를 위한 유압 작동 시스템을 이 압전재료로 대체 사용할 수 있다는 점에서 선진국에서 연구의 관심사로 집중적인 재원의 투자가 이루어지는 분야로 대두하였다.

항공기 날개의 플러터는 항공기의 유연한 날개의 변형과 비정상 공기력이 상호 관련되어 발생하는 동적 불안정 현상으로 이는 설계시 고려하여 운용속도 영역 내에서 발생하지 않도록 하여야 하며, 이를 방

지하기 위해 구조물 보강, mass balancing, 그리고 날개의 형상 변화 등 수동적인 방법을 주로 사용하였다. 그러나 이로 인한 중량 증가, 성능 저하 등의 단점이 있으며, 복합재료를 응용하여 공력 탄성학적 정적, 동적 불안정 현상을 복합재 적층각을 적절히 조절함으로써 중량의 증가없이도 수동적으로 억제할 수 있었다. 전기 전자 공업의 발달로 인하여 항공기 기동이 주목적인 플랩이나 에일러론과 같은 기존의 유압 작동 조종면을 공탄성 제어에 능동적으로 활용이 가능해졌고, 이를 위해서 많은 이론적 및 실험적 연구가 수행되었다.

다양한 신소재의 개발은 공탄성 제어를 위한 새로운 시스템의 등장을 예고하고 있다. 새로운 시스템이란 구조물에 인간의 기능을 모방하여 그 기능을 향상시키고, 원하는 동작을 원활히 수행하며 외란에 대한 안정적인 작동을 유지하도록 하는 지능 시스템을 의미하며, 항공 우주 분야에 있어서 이러한 연구의 가장 대표적인 예는 압전재료의 응용을 들 수 있는데, 새로운 소재 기술인 압전재료를 구조물 설계에 적용하여 구조물의 진동 제어, 자세 및 형상 제어에 사용하거나, 더 나아가서 유연한 항공기 주날개 설계에 적용하여 항공기의 divergence, 플러터 혹은 수직 꼬리날개에서의 gust로 인한 발생하는 균열 방지 등 공력 탄성학적 불안정 현상 억제에 활용하기 위한 연구들이 진행되고 있다. 압전재료를 적절히 사용하면 항공기 날개에서 발생하는 불안정한 공탄성 현상을 날개를 직접 변형시켜서 양력 변화를 유발하여 제어할 수 있는데, 이는 첫째는 압전재료를 코드(chord)방향으로 길게 배치함으로써 캠버(camber)의 변화를 주어 조절하는 방법과, 둘째는 압전재료를 탄성축(elastic axis)에 대해 45° 방향으로 배치해서 날개의 비틀림을 유발, 받음각(angle of attack)을 변화시켜 조절하는 방법에 의해 가능하다.

기존의 조종면(control surface)을 작동 시키는 유압 작동기에 비해 압전 작동기는 고주파에서도 작동

할 수 있으며, 날개 구조 제어를 위한 작동기의 역할 뿐만이 아니라 감지기로서의 역할도 수행할 수 있는 "self-sensing actuator"로 이용할 수 있다. 감지기에 의해 측정된 출력을 동일한 위치에 부착된 작동기의 제어 입력으로 사용하게 될 경우, 제어가 설계시 고려되지 않은 높은 주파수의 구조 모드들을 안정하게 유지시키므로, 잔여 모드들로 인해서 폐회로 시스템이 불안정해지는 spillover 현상을 고려하지 않아도 되는데, self-sensing actuator는 이러한 장점을 가지게 된다. 하지만 압전재료를 작동기로 사용하려면 우선 재료의 강성도(stiffness)와 가할 수 있는 전압 한계, 압전 상수 등을 고려하여 충분한 제어력을 낼 수 있는 재질을 선택하여야 한다. 지금까지 사용 재료 중에서 polymer는 매우 높은 전압을 가할 수는 있으나 강성도가 낮고, 압전 상수도

낮다. 반면에 세라믹은 강성도가 높아서 작동기로서 사용이 유리하지만 깨지기 쉽다는 단점이 있으며 이와 같은 단점을 보완한 상용 모델은 나와 있다. 국내에서는 아직까지 초보적인 연구가 진행되고 있으며 실제 모델에 이용한 실험적인 연구보다는 이론적인 연구가 행해지고 있다. 본 해설은 항공기의 성능 및 안정성 향상을 위해 압전재료를 응용한 연구예와 flutter 억제 시스템에 활용하기 위해 행해지고 있는 실험적 연구에 관하여 지금까지의 내용과 향후 계획, 문제점 등에 대하여 설명하고자 한다.

2. 압전재료의 항공기에의 응용 예

2.1 지능 날개(Smart Wing) 개발

Northrop Grumman사에서는 신소재를 항공기 설

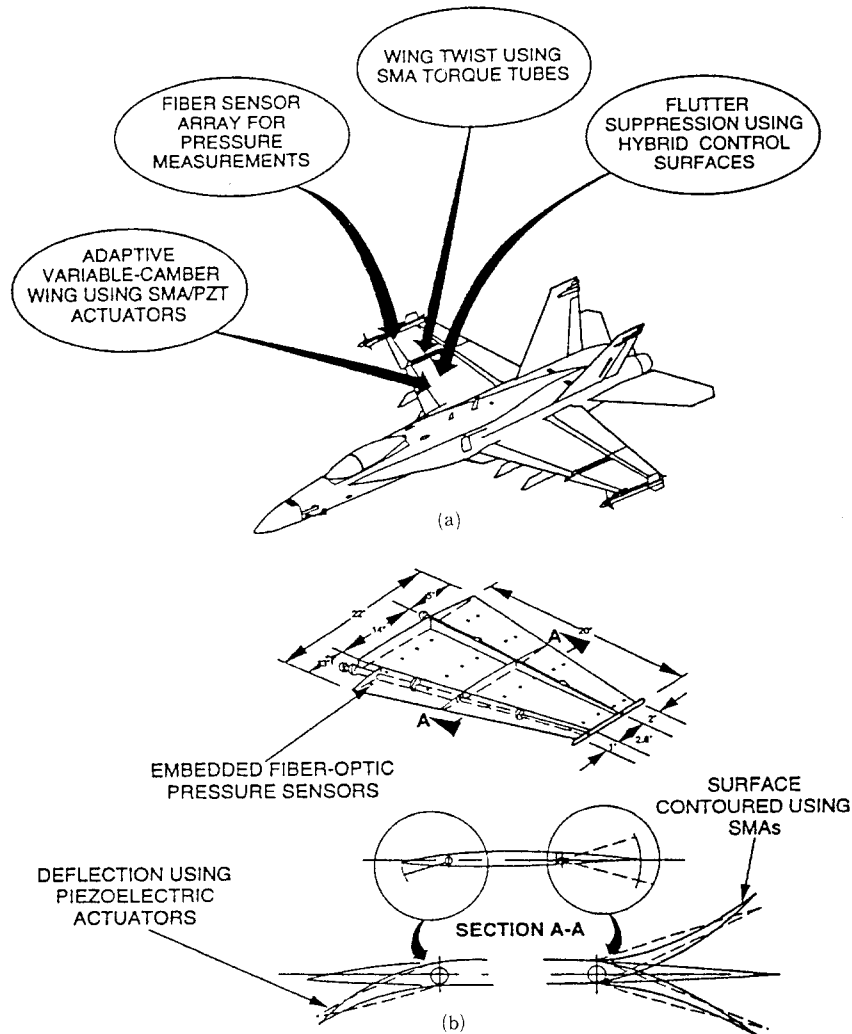


그림 1 (a) 지능 날개 개념, (b) 지능 날개 설계의 특징

계에 적용하여 항공기의 성능을 향상시키기 위해 “smart materials and structures-smart wing”이라는 연구가 ARPA(Advanced Research Project Agency)의 지원으로 진행 중이다⁽²⁾. 압전재료의 특성을 사용 적응 날개(adaptive wing)를 개발하고자 하는 것이 연구의 목표이며, 이를 위해 1단계로 F/A-18 항공기 날개의 1/10 모델을 사용해 실제 실험을 할 계획이고, 더 나아가 2단계에서는 full-scale model에 응용할 계획으로 있다. 적응 날개의 기본적인 개념은 고성능의 전투기에 적용하기 위해 통합 sensing/actuation system을 개발하는 것을 주 목표로 하고 있으며, 이를 위하여 그림 1(a), (b)와 같은 지능 구조물을 장착할 계획이다. 1/10 모델에 적용시키고자 하는 새로운 기술은 (1) 각 비행 조건에 따라 최소의 항력과 최대 양항비(lift drag ratio)를

얻기 위해 압전작동기를 장착, (2) 양력을 증가시키기 위해 날개 길이 방향으로의 비틀림(twist)를 제어하기 위한 SMA(shape memory alloy) torque tube 장착, (3) 실시간 제어를 위한 fiber sensor를 이용한 동압 측정, (4) 압전 작동기와 기존의 조종면을 동시에 사용한 능동적 플러터 억제(active flutter suppression) 시스템 설계 등을 고려하고 있다[그림 1(a), (b) 참조].

이와 같은 ASW(adaptive smart wing)는 기 연구 과제였던 MAW(mission adaptive wing), AFW(active flexible wing)에 관한 연구보다는 보다 진보된 기술을 적용한 혁신적인 연구라 볼 수 있으나 Table 1에 요약된 것처럼 실용화를 위해서는 아직 해결해야 할 많은 문제점이 있다.

표 1 지능 날개의 기술적 이점 및 문제점

Technologies	Payoffs	Risks/Issues
1. Twist adaptive wing design	<ul style="list-style-type: none"> • Provides high lift — Short takeoff and landing — Short runways — Short decks — Increased payloads (Passengers/Weapons) 	<ul style="list-style-type: none"> • Limited torque actuation by SMA • Fatigue life not well established • Low cost material processing yet to be proven
2. Adaptive LE & TE control surfaces	<ul style="list-style-type: none"> • Provides optimal L/D Ratio at multiple Flight conditions — Enhanced maneuver capabilities • Provides minimum drag for multiple cruise conditions — Increased range — Decreased operating cost 	<ul style="list-style-type: none"> • All of the above • Required actuation rates for maneuver (up to ~10 Hz) may be difficult to achieve • Thermal management needs to be addressed
3. Distributed fiberoptic sensors for pressure measurements	<ul style="list-style-type: none"> • Improved flight control system stability margins • Redundancy for operation of damaged aircraft 	<ul style="list-style-type: none"> • Multiplexing, fabrication and data processing of large array of sensors are yet to be demonstrated
4. Active flutter suppression and load alleviation	<ul style="list-style-type: none"> • Enlarged flight envelope • Improved ride quality • Improved maneuverability — Roll rate, pitch-rate, sustained g levels 	<ul style="list-style-type: none"> • Hybrid SAM/piezoelectric actuators with high actuation rates (50~100 Hz) and higher power need to be developed
“Smart wing” desing incorporating 1 thru 4	<ul style="list-style-type: none"> • All of the above • Reduced structural weight • May reduce need for variable sweep wing 	<ul style="list-style-type: none"> • Severe A/C operating environment • Optimal integration of above technologies

2.2 Flutter Suppression을 위한 압전 작동기의 이용

Heeg는 압전재료를 작동기로 이용하여 플러터 억제를 위한 시스템을 설계하고 이를 풍동실험을 통해 가장 먼저 확인하였다^(3,4). 간단한 보형 날개 모델을 제작하였고 플러터 억제를 위해 날개의 경계 제어를 할 수 있도록 모델을 그림 2처럼 제작하였다. 그림 3에서 처럼 개회로 시스템은 약 580 in/sec(주파수 9.4Hz)에서 플러터가 발생하였고, 압전작동기를 이용하여 플러터 속도를 697 in/sec(주파수 9.7Hz)로 약 20% 증가시켰다. 그림 4는 속도 575 in/sec에서 개회로 및 폐회로의 변위 (strain) 출력을 나타내고 있다. 그림 5에 그의 이론 및 실험적 해석 결과가 있는데 두 결과가 매우 잘 일치하고 있음을 보여 준다. 연구에 사용된 모델의 경우, 실제 날개의 형상을 변화하여 플러터를 억제한 것은 아니고 활용 가능성 면에서는 문제가 있지만, 처음 풍동실험을 행

하였으며 압전재료의 적용 가능성을 확인했다는 점에서 주목할 만하다. 이 결과를 토대로 현재 실제 날개 모델을 이용해서 에일러론(aileron)과 압전 작

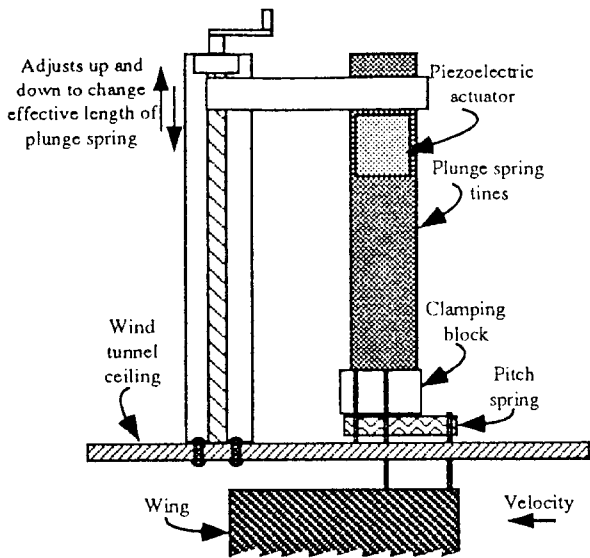


그림 2 풍동 날개 모델

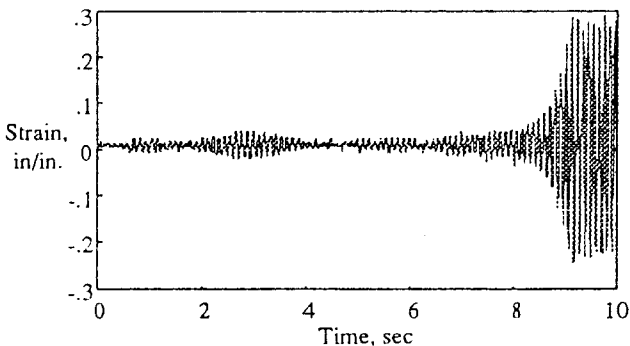


그림 3 개회로 플러터 해석 결과(플러터 속도 580 in/sec)

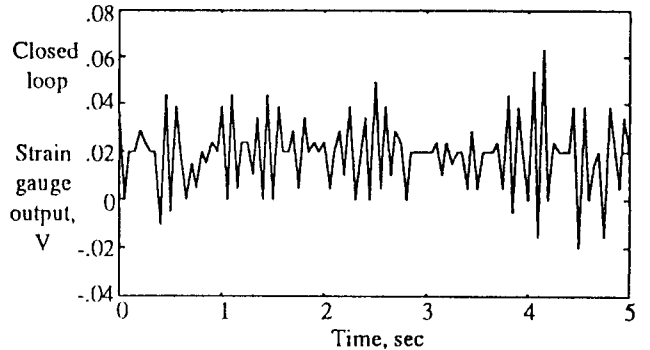
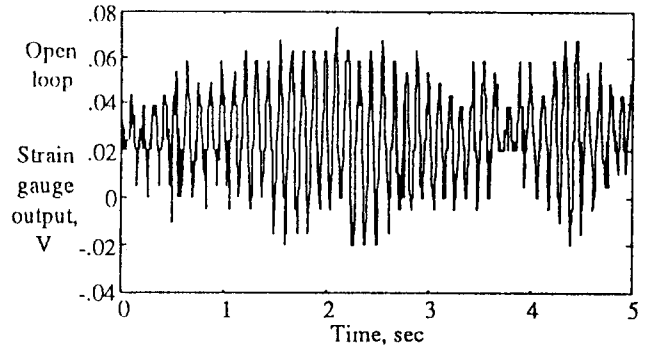


그림 4 속도 575 in/sec에서의 외란에 대한 개회로 및 폐회로 변위 응답

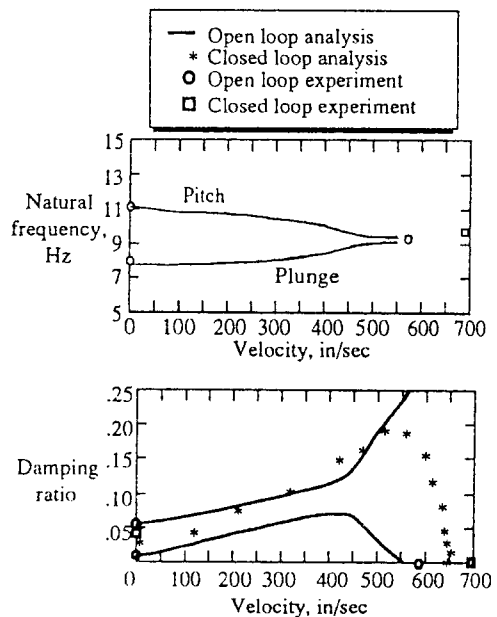


그림 5 이론적 및 실험적 플러터 속도 해석 결과

동기를 동시에 사용한 플러터 실험을 실시하고 있다.

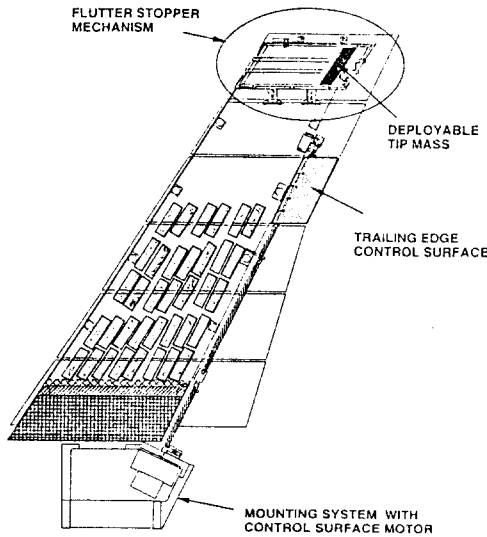
그림 6(a)는 실제 날개 모델에서 압전 작동기의 능력을 조사하기 위해 제작된 PARTI(piezoelectric aeroelastic response tailoring investigation) 모델을 보여주고 있다^(5,6). PARTI 모델은 그 길이가 5 feet, 1/4 시위에서의 후퇴각이 30인 여객기형 날개 형태이다. 주 구조물은 알루미늄 honeycomb 심재에 탄소섬유 복합재료 [20/20/0]s 적층판을 접착시켰으며, 유리 섬유로 제작된 익형을 총 6개 부착하여 날개 외형을 구성하였다[그림 6(b) 참조]. 공탄성 제어를 위해 총 72개의 압전재료를 윗면과 아랫면 같은 위치에, 스패의 13%에서 66%까지 부착하였고, 위 아래 서로 반대 방향의 전위를 가해서 발생하는 굽힘 모멘트를 제어력으로 사용하였다. 전체 날개 면적의 63%를 압전재료로 덮었고, 제어를 위해 압

전재료에 가해지는 최고 전압은 200 volts였다. 플러터를 억제하기 위해 압전작동기와 병행하여 조종면도 사용하였는데 그림 6(a)에서 처럼 부착되어 있으며, 그 크기는 시위와 길이의 각 20%이다. 실험 도중 플러터에 의해 모델의 파괴를 방지하기 위하여, flutter stopper를 그림 6(a)처럼 날개 끝에 장착, 플러터가 발생할때 tip mass를 날개의 무게 중심 위치로 평행 이동시켜 약 30% 정도 플러터 속도를 증가시켜 모델이 안전하도록 설계하였다.

총 72개의 압전 작동기를 개별적으로 작동시키기에는 제어기 설계, 제어력 크기 등의 문제점이 있어서 전체 15개의 그룹으로 분류하였고, 이를 다시 진동모드를 기준으로 5개의 supergroup으로 분류해 작동기로 사용하였다. 감지기로는 그림 7에 표시된 것처럼 4개의 가속도 감지기와 10개의 스트레인 게이지를 부착하여 사용하였다. 지상 진동실험 결과는 그림 8에 표시되어 있는데, 처음 4개의 진동주파수의 이론치와의 차이가 3% 내로 거의 일치하고 있음을 보여주고 있다⁽⁷⁾.

다양한 제어기법을 사용하여 계속 실험을 수행하고 있으며 지금까지의 결과 중 대표적인 것을 보면 다음과 같다.

DETAILED SKETCH OF THE PARTI WIND TUNNEL MODEL



Fiberglass Aerodynamic Shells

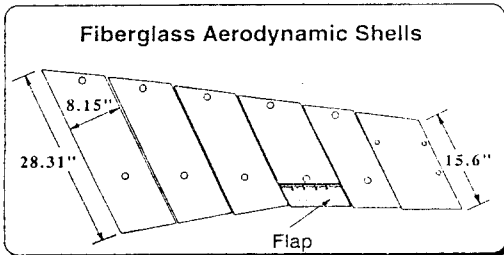


그림 6 (a) PARTI 풍동 날개 모델 (b) 유리섬유 공력 외피

CONTROL LAW

- * Single Input, Single Output
- * 6 State LQG Design
- * Low Pass Filter at 50 Hz
- * High Pass Filter at 0.01 Hz
- * Sensor : Strain Gage 8
- * Actuators : All 15 Piezos

위의 같은 제어이론을 사용하고 모든 압전 작동기

APPROXIMATE LOCATION OF ACTUATORS AND SENSORS ON THE PARTI MODEL

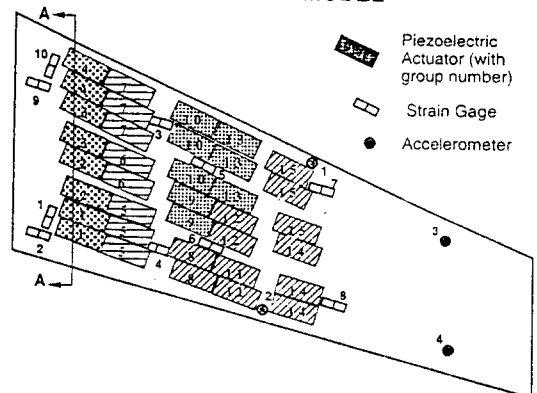


그림 7 PZT 그룹, 스트레인 게이지, 가속도 센서의 위치

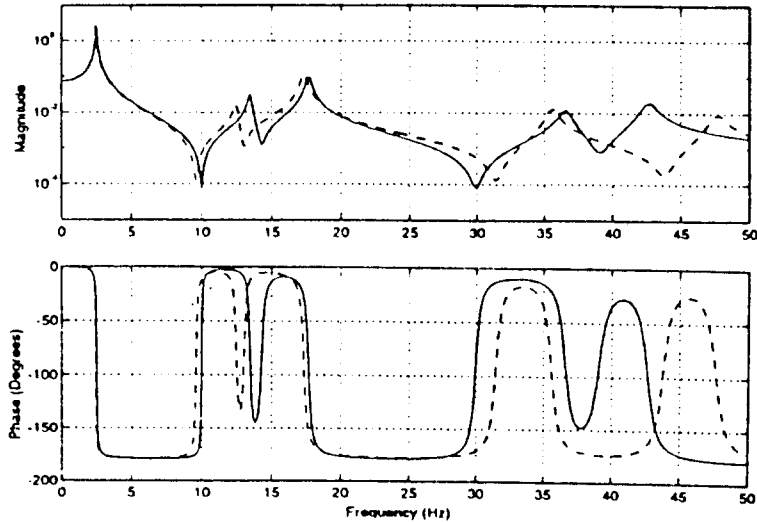


그림 8 이론적 및 실험적 주파수 응답

를 하나의 작동기로, 그리고 8번 스트레인 게이지를 (그림 7 참조) 감지기로 사용하였다. 이 모델은 개회로에서의 플러터가 약 76psf에서 발생하였다. 그림 9는 60psf의 속도에서 스트레인 게이지의 반응의 PSD(power spectral density)를 개회로, 폐회로 각 경우에 대하여 표시하고 있다. 폐회로에서의 최고치가 개회로에 비하여 약 75%, RMS(root mean square) 값이 개회로에 비하여 약 70% 정도로 나타나고 있다. 그림 10에 속도 변화에 따른 반응의 PSD를 표시하고 있는데, 속도가 증가함에 따라 처음 2개의 진동모드가 서로 접근하고 있으며 플러터 발생 속도 부근에서 하나의 모드로 합해지고 있음을 보여주고 있다. 그림 11은 실험을 통해 얻은 개회로 및 폐회로에서의 속도에 따른 진동주파수의 변화를 각각 나타내고 있는데, 그림 10과 비교할 때 같은 경향을 보여주고 있다. 폐회로에서의 플러터 발생 속도는 약 86psf로 개회로 플러터 속도보다 약 12% 증가하였다. 지금까지의 결과로 부터 압전재료를 플러터 억제를 위한 작동기로 활용할 수 있다는 가능성은 보여 주고 있지만, 실제 사용된 power를 추정하는 문제와 효율적으로 제어하기 위한 압전재료의 위치를 선정하는 문제등 앞으로 해결해야 할 문제는 아직 많으며, 향후 연구과제로 새로운 제어기법인 neural network 기법을 사용한 설계도 계획하고 있다(그림 12 참조).

2.3 F/A-18 항공기의 Gust Load Alleviation

현대의 고성능 전투기는 매우 큰 받음각에서 기동할 수 있는 능력을 가지고 있는데, 이로 인해 후면

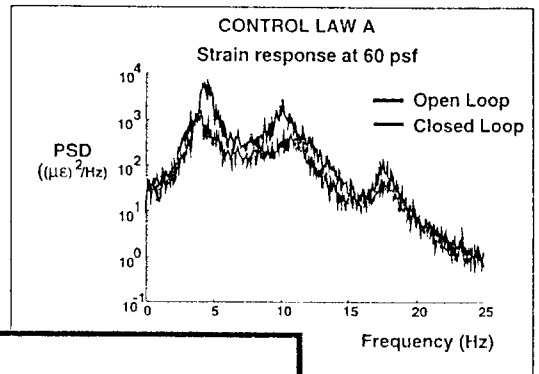


그림 9 속도 80 psf에서 개회로 및 폐회로에서의 응답 비교

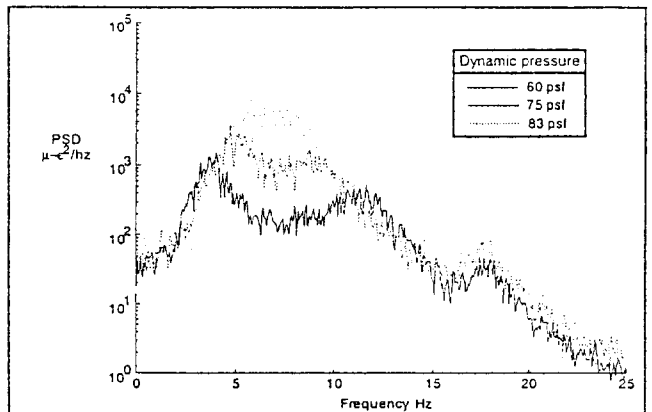


그림 10 속도변화에 따른 폐회로 시스템의 파워 스펙트럼 변화

FLUTTER RESULTS: OPEN LOOP AND CLOSED LOOP

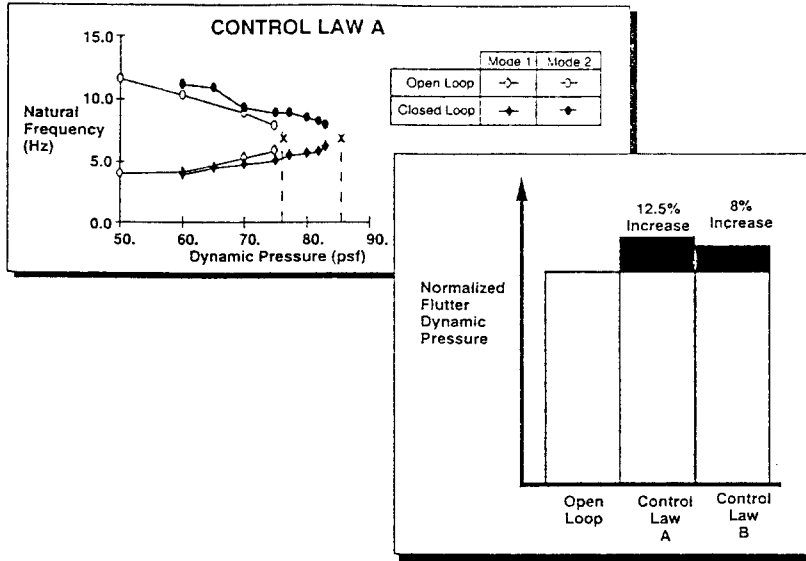


그림 11 개회로 및 폐회로에서의 진동 주파수 변화

PLAN FOR AEROELASTIC RESEARCH USING SMART STRUCTURES CONCEPTS

Aeroelastic Response Tailoring with Distributed Piezoelectric Actuators

Buffet Load Alleviation

Wing Shaping

- Transonic Drag Reduction - Purdue University
- Aeroelastic Wing Shaping - ARPA

TEST DEMONSTRATIONS

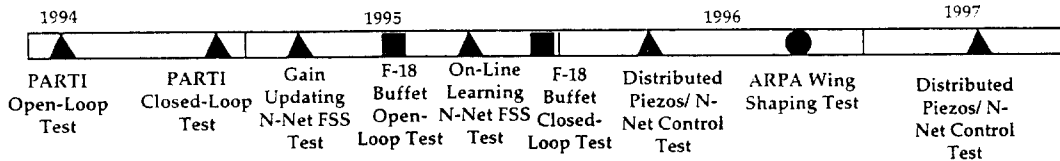


그림 12 PARTI 프로그램의 향후 계획

에 큰 비정상공기력, 즉 buffet loads가 발생하여 수직꼬리 날개 (vertical tail) 구조가 영향을 받는다. 현재 F/A-18 항공기의 경우 이와같은 현상 때문에 꼬리날개가 손상을 입거나 그 수명이 단축될 수 있으며, 최근 압전재료를 이용한 공탄성 제어를 함으로써 buffet에 의해 발생하는 진동 현상을 억제하기 위한 연구가 진행 중이다.⁽⁸⁾ 시스템 개발과정에서 발생하는 추가 중량에 대한 제한을 두고 있으며, 압전

작동기의 power 유지/보수 비용 및 제어시스템의 신뢰도 등을 조사하는 연구가 진행되고 있다. 압전재 시스템의 요구성능은 아래 표시된 바와 같이 총중량이 20 lbs, 를 넘지 못하고 시스템이 기존의 꼬리날개 내부에 장착할 수 있어야 한다는 조건이 있다. 그리고 가할수 있는 최고 전압은 200 Volts, 사용할 수 있는 최고 power는 엔진 power의 1%로 제한하고 있다.

Functional Requirement

Performance	
Bandwidth	1 to 100 Hz
Disturbance Rejection	50% RMS reduction in strain
Damping	Mode 1~60%, Mode 2~20%
Robustness	TBD(5% freq., 2% damp)
Load Level	
Max. Strain	TBD(1%)
Max. Load	TBD(0.078 PSI RMS pressure)
Operating Specs.	
Max. Voltage	<200 Volts
Max. Power	TBD(<1% of engine power)
Processor Req.	Commercially available card or chip
Operating Temperature Range	-67 F to 185 F (-55 C to 85 C)
Physical Specs.	
Max. Added Weight	<25 lbs.
Geometric Constraints	Must fit within tail skin aerodynamic surface and internal structure.

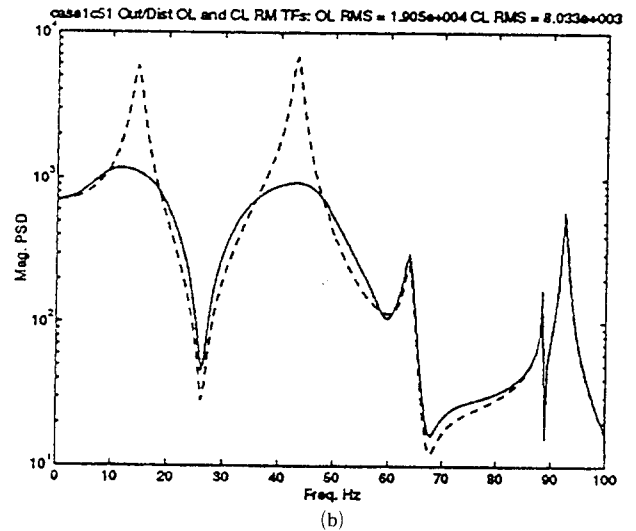
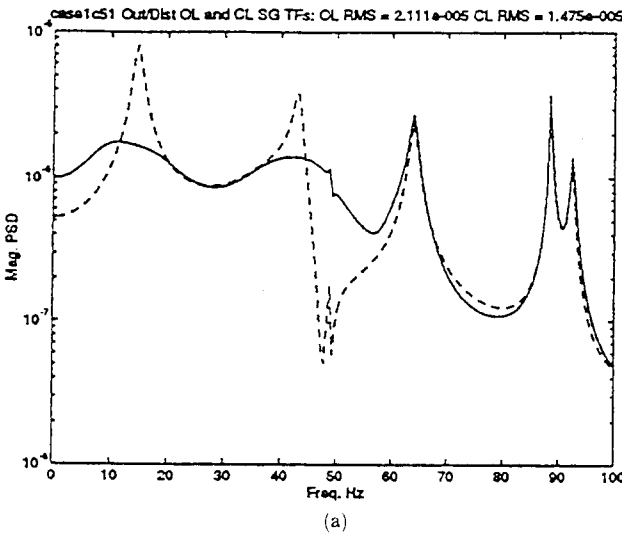


그림 13 (a) 변위 파워 스펙트럼 (b) 날개 뿌리에서의 모멘트 파워 스펙트럼

그림 13은 제어시스템의 설계 결과를 보여 주고 있다. 그림 13(a), (b)에 개회로, 폐회로에서의 변위(strain)의 PSD와 날개 뿌리에서의 모멘트 PSD를 각각 표시하고 있다. 압전재를 사용한 제어시스템을 설계하여 약 30%의 변위 RMS 감소와 약 58%의 모멘트 RMS의 감소 효과가 있는 것으로 나타났고, Power 및 전압에 대한 요구 사항도 충족되었으며, 시스템의 장착으로 인한 중량은 약 8% 증가할 것으로 예측하고 있다. 축소 모델을 사용하여 실제

실험을 실시할 계획이지만 압전재료의 실제 적용 가능성을 보여주는 또 하나의 예이다.

3. 맺음 말

지금까지의 항공기 날개에 공력 탄성학적 제어를 위해 압전재료를 작동기로 사용하는 연구는 아직은 완전하지 못하지만 실용화 가능성을 조사하기 위해 집중적인 투자가 행해지고 있다. 본 글에서 언급된

예 외에도 압전재를 이용 날개의 익형을 능동적으로 조절함으로써 천음속에서의 저항을 줄이기 위한 연구(transonic drag reduction with piezos), 압전재료 작동하는 제어면을 부착하여 헬리콥터 블레이드의 진동을 제어하기 위한 실험적 연구, 항공기 외부 장착물에 의해 발생하는 불안정성을 제어하기 위한 압전작동기를 사용한 pylon decoupler 설계 등 다양한 분야에서 연구가 되고 있다.

하지만 아직까지는 제어에 필요한 충분한 제어력을 얻는 문제, 주 구조물과 압전재료의 강성도의 차이, 가용한 압전재의 실용화, 내구성 문제 등 항공기에의 응용을 위한 새로운 재료의 개발이 요구되고 있다. 그리고 사용에 필요한 전력을 공급하는 문제는 지상에서 작동되는 시스템과는 달리 항공기에서는 해결해야 될 큰 문제점이며, 이에 대한 연구가 요구되고 있으며, 실용 가능성이 보일 경우 재료의 내구성, 제어 성능, 번개 등 외력에 대한 손상 예측 등 광범위한 연구가 이어질 것으로 예측된다. 참고 문헌 (1)의 저자는 압전재료의 항공기에의 적용과 관련된 연구에 대하여 다음과 같은 언급을 하였다. "If we do our research properly and eliminate the theoretically impossible, then what remains is opportunity."

참 고 문 헌

(1) Weisshaar, T., "Aeroservoelastic Control Concept with Active Materials," Aeroelasticity and Fluid Structure Interaction Problems, at the 1994 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Chicago, 1994.
 (2) Kudva, J., Appa, K., Van Way 1C., Lockyer, A., "Adaptive Smart Wing Design for Military Air-

craft: Requirements, Concepts and Payoffs," Proceedings, Smart Structures and Materials 1995: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, 1995, SPIE 2447.
 (3) Heeg, J., "Analytical and Experimental Investigation of Flutter Suppression by Piezoelectric Actuation," NASA TP-3241, 1993.
 (4) Heeg, J., Miller, J., Doggett, R., "Attenuation of Empennage Buffet Response through Active Control of Damping Using Piezoelectric Material," NASA TM-107736, 1993.
 (5) Heeg, J., McGowan, A., Crawley, E., Lin, C., "The Piezoelectric Aeroelastic Response Tailoring investigation: A Status Report," Proceedings, Smart Structures and Materials 1995: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, 1995, SPIE 2447.
 (6) Heeg, J., McGowan, A., Crawley, E., Lin, C., "Piezoelectric Aeroelastic Response Tailoring investigation: Results from Active Controls Testing," 10th Symposium on Structural Dynamics and Control, 1995.
 (7) Reich, G., van Schoor, M., Lin, C., Crawley, E., "An Active Aeroelastic Wing Model for Vibration and Flutter Suppression," AIAA Paper No. 95-1193-CP.
 (8) Lazarus, K., Saarmaa, E., Agnes, G., "An Active Smart Material System for Buffet Load Alleviation," Proceedings, Smart Structures and Materials 1995: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, 1995, SPIE 2447.