

# 평판 구조물의 공탄성 안정성 향상

## Improvement in the Aeroelastic Stability of a Plate Structure

김도형\* (한국항공우주연구원), 한재홍, 이 인 (한국과학기술원)

### 1. 서 론

비행체 구조물은 비행 시 공기력과 구조물의 상호작용으로 인한 공력탄성학적(aeroelastic) 현상에 직면하게 된다. 플러터(flutter), 다이버전스(divergence), 돌풍(gust) 응답, 그리고 정적하중 재분포 등의 공탄성 현상들은 구조물의 안정성 및 제어 성능과 직접 연관되므로 설계 시 많은 고려가 필요하다. 공탄성 현상에 대한 연구는 구조물이 비행 중 파괴에 이를 수 있는 상황을 미리 방지하는 데 초점을 두며, 또한 비행 시 여러 상황에서 구조물과 공기력의 상호작용을 이해함으로써 비행 성능을 높이는 데도 중점을 둔다<sup>(1)</sup>. 공탄성 현상에 대한 해석은 활발하게 수행되고 있으나, 실험적 연구는 어려움과 위험성이 크고 충분한 시험 시설을 갖추지 못하여 해석에 비해 많은 연구가 수행되지 못하고 있다. 또한 실제 실험에서는 해석에서 고려하지 않은 비선형 특성이 나타나므로, 안정성 경계를 쉽게 판별하기 어려운 경우가 많다. 이러한 공탄성 불안정성에 대한 측정과 억제는 구조물의 파괴를 방지하고 승객의 안전을 확보하기 위해 필수적이다.

최근 공탄성 거동을 변화시키고자 능동 제어 기법이 적용되어 왔고, 그 중 주된 분야로 플러터(flutter) 억제를 들 수 있다. 일반적으로 스포일러(spoiler), 플랩(flap)과 같은 조종면(control surface)을 이용하여 보조적인 양력과 모멘트를 발생시킨다. 이러한 조종면과 능동 제어 기법을 이용한 플러터 억제 연구가 다수 수행되었고, 스마트 재료 및 구조 기술이 플러터 억제 분야에 활발하게 적용되고 있다<sup>(2,3)</sup>.

본 연구에서는 스마트 구조를 이루는 기능성 재료 중 광섬유와 압전 세라믹을 감지기와 작동

기로 활용하여 복합재 평판 구조물의 플러터 측정과 제어 실험을 수행하였고, 이를 통해 플러터 안정성 경계를 증가시킬 수 있음을 확인하였다.

### 2. 패치형 패브리-페롯 간섭계

광섬유는 가볍고 직경이 작아서 복합재료와 같은 적층 구조물에 삽입이 용이하고 구조물에 인간의 신경과 같이 분포형 감지 네트워크를 구성할 수 있어 구조물의 건전성 모니터링에 적합하며, 파손, 변형률, 하중, 압력, 온도 등을 모니터링 하는 분야에 활발히 활용되고 있다. 여러 가지 형태의 광섬유 감지기 중에서도 간섭 현상을 이용한 감지기는 변형률에 대한 분해능이 탁월하여 미소 변형의 측정에 용이하지만, 간섭계의 특성으로 인하여, 비선형 특성을 가지고 있다. 이를 해결하기 위한 감지기법의 변화나 신호처리에 관한 연구들이 수행되었으나 이러한 기법들은 실시간으로 구조물의 동특성을 감지하기에는 많은 한계점이 있고, 제한된 범위 내에서 활용 가능하다.

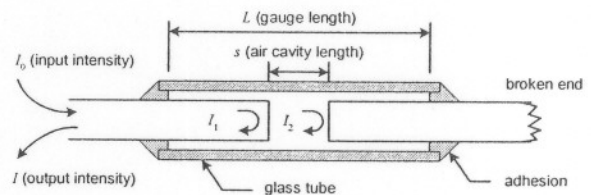


Fig. 1 Schematic diagram of EFPI.

본 연구에서는 Fig. 1과 같은 외인성 패브리-페롯 간섭계(extrinsic Fabry-Perot interferometer, EFPI)를 압전 세라믹에 접착한 패치형 감지기를 구성하여 실시간 진동의 측정에 활용하였다. EFPI

에 대한 상세한 설명은 참고문헌 (4)에서 찾아볼 수 있다. 일반적으로 EFPI의 출력 광강도,  $I$  는 다음과 같은 정현파 함수로 나타낼 수 있다:

$$I = A + B \cos \phi \quad (1)$$

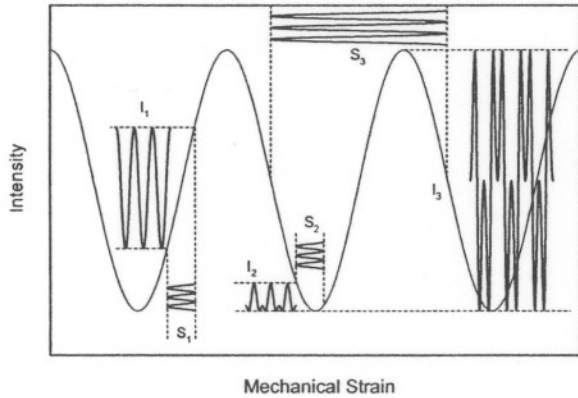


Fig. 2 Relationship between output intensities and strain variations.

EFPI를 비롯한 간섭형 광섬유 감지기의 경우 Fig. 2와 같이 출력 광강도와 기계적 변형은 비선형적인 관계를 가진다.  $S_1$ 은 기계적인 변형을 의미하고 이에 대한 광강도 신호는  $I_1$ 과 같이 나타나게 된다.  $S_2$ 는  $S_1$ 과 같은 크기의 변형으로 초기 위상으로 인하여,  $I_2$ 와 같이 왜곡된 응답을 나타내고 있다. 또한  $S_3$ 와  $I_3$ 는 기계적인 변형량이 큰 경우에 나타나는 비선형 현상을 나타내고 있다. 따라서 기존의 EFPI 광섬유 감지기의 경우에는 미소 진동이나 저주파 진동의 경우에만 사용이 가능하여 많은 제약이 있었다.

EFPI를 이용한 변형률의 측정은 간극  $s$ 의 변화를 측정함으로써 계산될 수 있고, 광학적 위상  $\phi$  와 간극  $s$ 는 다음과 같은 관계를 가진다.

$$\phi = 2ks \quad (2)$$

즉, 출력 광강도의 광학적 위상 변화로 변형을 측정하게 되고, 식 (1)에서  $A$ 와  $B$ 가 상수일 경우, 광학적 위상  $\phi$  는 다음과 같이 계산될 수 있다.

$$\phi = \cos^{-1} \left( \frac{I-A}{B} \right) \quad (3)$$

미소 변형의 경우 위 식을 사용해도 무방하나, 진폭이 증가하고 EFPI 신호의 왜곡이 생기는 경우 연속적인 변형 및 진동의 감지가 어렵다. 이 때 매시간 스텝의 위상 변화를 구하여 누적하는 방법을 적용할 수 있고, 이를 위해서는 불연속 지점에서의 방향성 정보를 필요로 하게 된다. 이러한 변형의 방향성 정보를 얻기 위해서, EFPI와 방향성 정보를 줄 수 있는 기존의 감지 재료와의 혼합을 고려할 수 있고, 본 논문에서는 작동기로도 사용이 가능한 압전 재료를 사용하였다; 압전 재료와의 결합으로 구성되는 패치형 EFPI는 압전 재료의 이력 현상과 EFPI의 간섭형 비선형 특성을 상호 보완해줄 수 있고, 감지작동기(sensoriactuator)로 확장이 가능하다. 결과적으로 EFPI 광강도 신호와 변형률 변화에 관한 정보를 이용한 실시간 진동의 감지는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\phi_n = \phi_{n-1} + \text{sign}(\dot{\epsilon}) \times \left| \cos^{-1} \left( \frac{I_n - A}{B} \right) - \cos^{-1} \left( \frac{I_{n-1} - A}{B} \right) \right| \quad (4)$$

여기서  $\phi_n (= 2ks_n)$  는  $n$ 번째 스텝의 광학적 위상을 의미한다. 이상의 과정에서 발생할 수 있는 오차는 고주파 통과 필터를 이용하여 제거한다.

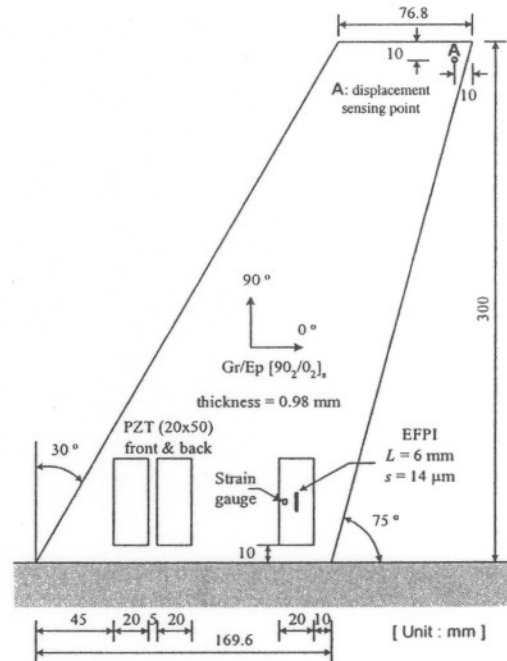


Fig. 3 Wind tunnel test model.

### 3. 시편제작 및 실험방법

풍동 실험을 위해 ㈜한국화이바 사의 CU-125 NS 탄소섬유/에폭시(graphite/epoxy) 프리프레그(prepreg)를 사용하여  $[90_2/0_2]_s$ 의 평판형 시편을 제작하였다. 네 개의 압전 세라믹 작동기(C-82, Fuji Ceramics)와 한 개의 패치형 EFPI(L = 6 mm, s = 14  $\mu$ m)를 Fig. 3과 같이 부착하였다.

풍동 실험은 한국과학기술원 항공우주공학과 의 아음속풍동을 사용하였고, 개략도는 Fig. 4와 같다. 진동의 측정에는 패치형 EFPI 센서, 스트레인 게이지, 레이저 변위계를 사용하였다. 신호처리와 제어기 구현은 DSP보드를 사용하였고, 생성된 제어 입력은 고전압앰프를 통해 증폭한 후 압전 작동기에 추가하였다.

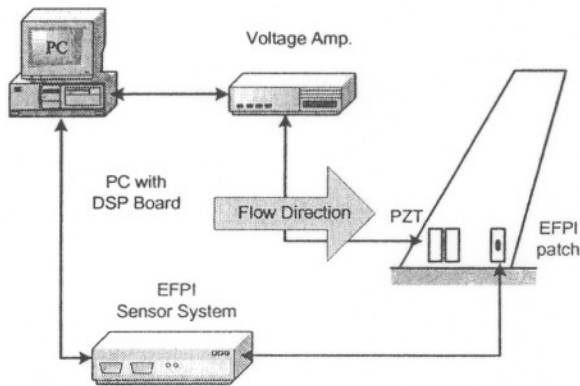


Fig. 4 Experimental setup for flutter suppression.

### 4. 실험 결과 및 토의

우선 풍동실험에 앞서 모드해석을 수행하였다. Table 1은 모드해석 결과를 나타내고 있는데, 모달 테스트 결과는 전체적으로 NASTRAN을 이용한 해석 결과에 부합한다.

다음으로 NASTRAN을 이용한 공탄성 해석을 수행하였고, V-g plot과 V-f plot은 각각 Fig. 5, Fig. 6과 같다. 풍속의 증가에 따라 두 번째 모드(비틀림 모드)가 불안정해지고, 안정성 경계인 플러터 속도는  $V_F = 33.5$  m/s 임을 살펴볼 수 있다.

Table 1 Modal frequencies of the test model.

Mode No.	Modal frequencies (Hz)		
	Experiment (plate w/ front PZTs)	Experiment (plate w/ all PZTs)	MSC/NASTRAN
1	11.91	12.16	11.93
2	48.64	49.14	48.46
3	84.31	84.86	83.03
4	120.16	119.77	128.16

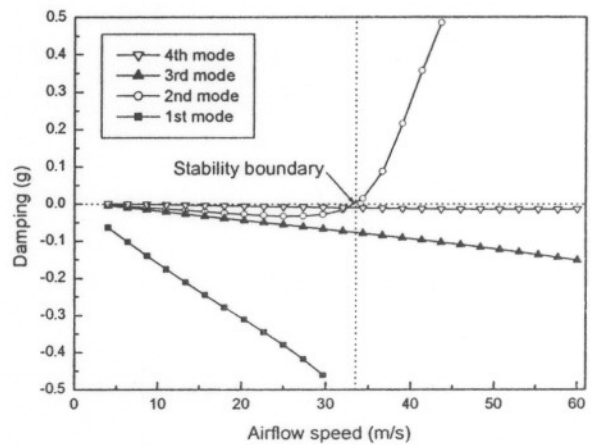


Fig. 5 V-g plot of the test model.

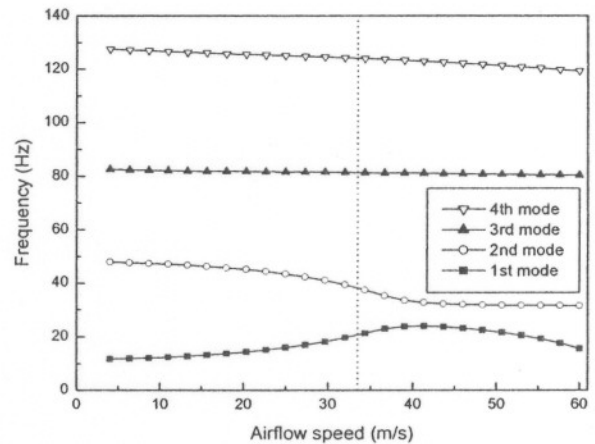


Fig. 6 V-f plot of the test model.

테스트 모델을 풍동에 장착하고, 풍속의 증가에 따른 진동 에너지 변화를 살펴보았다. 저속 영역에서는 공력 감쇠가 지배적인 영역으로 시스템이 안정한 상태를 유지한다. Fig. 7에서 살펴볼 수 있듯이, 풍속이 약 33 m/s를 넘어서면서 제한 주기 진동(limit cycle oscillation)이 발

생하고, 풍속의 증가에 따라 플러터 모드의 진동 에너지 또한 증가한다.

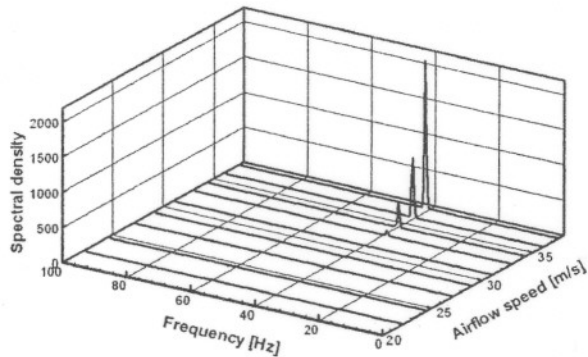


Fig. 7 Spectral density vs. airflow speed.

공탄성 시스템의 특징 중 하나는 Fig. 6에서 살펴본 바와 같이 풍속에 따른 시스템 변화이다. 시스템의 동적 특성 변화를 쉽게 살펴볼 수 있는 것이 고유 진동수의 변화이고 이러한 현상은 실험에서도 살펴볼 수 있고, 풍속에 따른 진동수 변화는 Fig. 8과 같다. 플러터 속도 이전에서는 실험 결과와 해석 결과는 동일한 경향을 보이지만, 플러터 경계 이후에는 진동수 변화의 경향성이 달라진다. 이는 공탄성 해석은 선형 모델에 대해 이루어지지만, 실제 현상은 많은 비선형 요인을 포함하고 있음을 나타낸다.

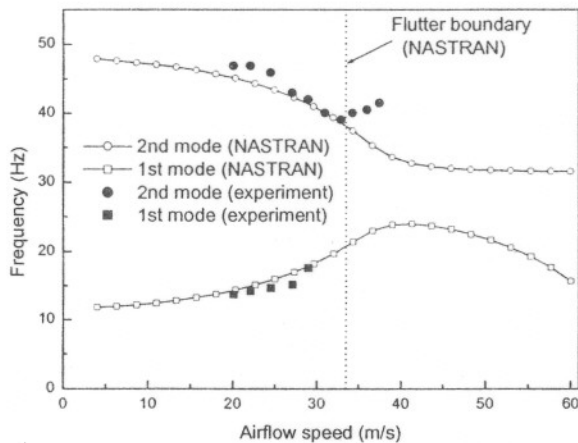


Fig. 8 The first and the second modal frequencies of the model.

앞서 언급한 바와 같이 저속 영역에서는 제어 기법을 적용하지 않더라도 공탄성 시스템은 안

정하므로, 제어 실험은 플러터 속도에 근접한 31 m/s부터 수행 하였다. 공탄성 시스템은 제어 기 설계를 위한 모델링이 어렵고 풍속에 따라 시스템 특성이 변하고 비선형성을 지니므로, 이를 제어하기 위해서는 적응성(adaptiveness)과 강건성(robustness)을 고려하여야 한다. 이러한 제어 기법의 적용 이전에 패치형 센서와 압전 세라믹 작동기의 유용성을 살펴보기 위해 간단한 구조와 우수한 성능을 나타내는 PPF(Positive Position Feedback) 제어를 적용하였다. 플러터 속도에서의 시스템 변수에 맞추어 제어를 설계하였고, 실험을 수행하였다.

Fig. 9와 Fig. 10에서 살펴볼 수 있듯이 플러터 속도 근처에서 발생하는 제한 주기 진동은 현저히 감소하게 된다. 제어기 작동 중에 풍속을 증가 시키면 제어 효과는 감소하면서 제한 주기 진동은 다시 발생하게 된다.

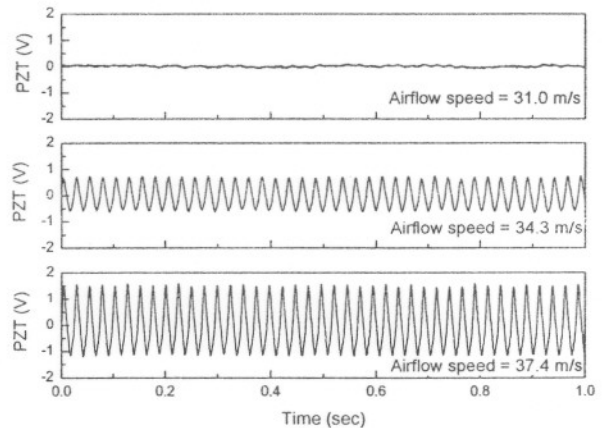


Fig. 9 Uncontrolled time history.

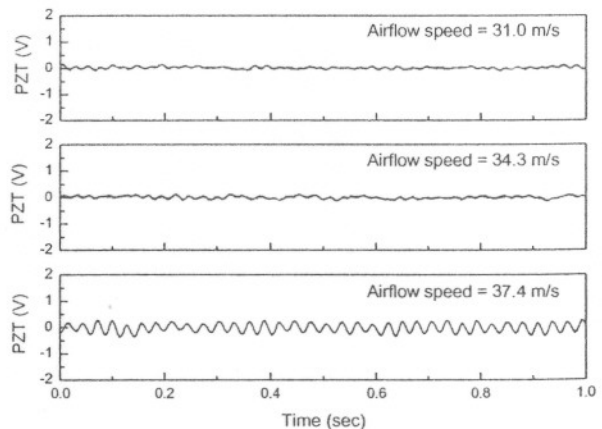


Fig. 10 Controlled time history.

제어기 사용에 따른 플러터 안정성의 증가 정도를 살펴보기 위해 제어 전.후의 신호에 대한 RMS(root-mean-square) 값을 살펴보면 Fig. 11과 같다. 이를 통해 풍속 37 m/s부터 다시 진동이 발생하여 RMS 값이 증가함을 살펴볼 수 있고, 플러터 속도는 33 m/s에서 10 % 이상 증가하였음을 살펴볼 수 있다.

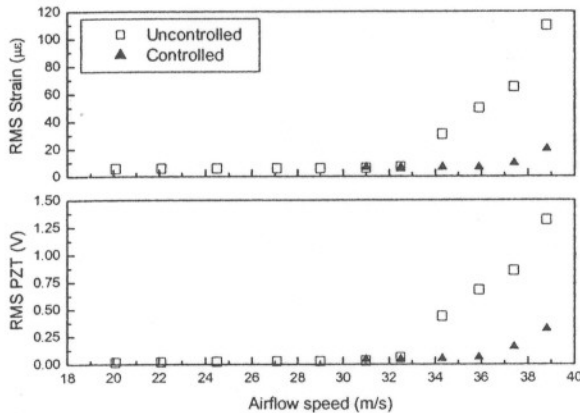


Fig. 10 Control results (RMS value).

## 5. 결 론

본 연구에서는 스마트 구조 기술을 적용하여 복합재료 평판 구조물에 대한 플러터 실험을 수행 하였다. 간접형 광섬유 센서의 비선형성을 극복하고 사용 가능 범위를 확대하기 위해 패치형 센서를 구성 하였고, 이를 플러터 제어에 적용하였다. 광섬유 센서와 압전 세라믹 작동기를 사용하여 평판 구조물의 플러터 안정성 경계를 10 % 이상 증가 시킬 수 있었다.

## 후 기

본 연구는 2000년도 과학기술부 국가지정연구실사업(2000-N-NL-01-C-250)의 지원으로 수행된 연구결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

## 참고 문헌

1. 배재성, 김종윤, 양승만, 이 인, " 평판 날개의 아음속 플러터 실험 및 해석 ", 한국항공우주학회지, 제 30권, 제5호, 2002, pp.56-61.

2. Heeg, J., "Analytical and Experimental Investigation of Flutter Suppression by Piezoelectric Actuation," NASA TP-3241, February 1993

3. Kim, D.-H., Chang, Y.-H., Han, J.-H. and Lee, I., "Active Control of Flow-Induced Vibration Using Piezoelectric Actuation and Neural-Networks," The 32nd International Congress and Exposition on Noise Control Engineering (inter-noise2003), Jeju, Korea, August 25-28, 2003.

4. Kim, D.-H., Han J. H., Yang S. M., Kim, D. H., Lee, I., Kim C. G. and Hong C. S., "Optimal Vibration Control of a Plate Using Optical Fiber Sensor and PZT Actuator," *Smart Materials and Structures*, Vol.12, No.4, 2003, pp.507-513.

## 구조역학 및 응용(1)

• 평판 구조물의 공탄성 안정성 향상 ..... 393 김도형*(KARI), 한재홍, 이 인(KAIST)	393
• 스마트무인기 로터시스템 구조동역학 특성 예비분석 ..... 398 이명규*, 김도형, 기영중, 김덕관, 홍단비(KARI)	398
• 축소형 차세대 블레이드(NRSB-1)의 공력탄성학적 안정성시험에 관한 연구 ..... 402 송근웅*, 김준호, 김덕관, 이 욱(KARI)	402
• 항공기 지상진동시험을 위한 소형 공압현가장치 개발 ..... 406 조창민*, 변관화, 박찬익(ADD)	406
• 3차원 구조해석을 고려한 연료전지 공기판의 유동해석과 실험 ..... 410 한오현*, 박정선(항공대)	410
• 선형 대수를 이용한 날개 하중 분포 방법 연구 ..... 414 배효길*, 김성만, 박재성, 김영익(KAI), 김승호(KARI), 이광영(공군 향사단)	414
• ARGON을 이용한 비행하중해석 과정 소개 ..... 418 신정우*, 채동철, 김성찬, 황인희(KARI)	418
• 전기체 구조시험의 피크하중 해소방안 개발 ..... 422 김성찬*, 김성준, 황인희(KARI)	422
• 컴퓨팅 그리드 환경 최적구조설계 모듈 개발 및 응용 연구 ..... 426 박진우*, 박시형, 김승조(서울대)	426
• 사출성형법으로 제작된 MWNT/PMMA 복합재의 물성에 관한 연구 ..... 430 이원준*, 이상의, 김천곤(KAIST)	430
• 경사기능재료의 크리프 해석 ..... 434 임종빈*, 윤동영, 박정선(항공대)	434
• 능동작동기로써의 전도성 형상기억폴리머에 관한 기초연구 ..... 438 백일현*, 구남서, 윤광준, 조재환, 정용채(건국대)	438
• 등가물성을 이용한 탄소나노튜브의 유한요소해석 ..... 443 김정택*, 현석정, 김 철(경북대)	443
• VLM을 이용한 스마트 무인기 로터 조종시스템 구성부품의 예비 하중 분석 ..... 447 심정욱*, 이명규, 이정훈, 김승범(KARI)	447
• 테일팬 성능시험장치 개발 ..... 452 김준호*, 송근웅, 이 욱(KARI)	452
• 사이클로이드 블레이드 시스템을 장착한 무인 수직이착륙 비행체 사이클로콥터 ..... 456 윤철용*, 박일경(KARI), 김승조(서울대)	456
• 1kW급 소형 풍력발전용 블레이드의 공력 및 구조시험에 관한 연구 ..... 460 공창덕, 방조혁*, 오경원(조선대)	460
• 축소 로터 시험장치 구동부 개조 ..... 464 이 욱*, 김준호, 송근웅(KARI)	464



**2004년도**

**춘계 학술발표회 논문집**

Proceedings of the 2004 KSAS Spring Conference



**일시 : 2004년 4월16일(금)~17일(토)**

**장소 : 용평리조트**

주최 : 사단법인 한국항공우주학회

후원 : 한국과학기술단체총연합회

삼 성 테 크 윈 ( 주 )

L G 이 노 텍 ( 주 )