

# 천음속에서 유격이 있는 조종날개에 대한 비선형 공탄성 해석

## Nonlinear Aeroelastic Analysis of a Control surface with Freeplay in the Transonic Regions

박영근\*, 유재한, 권혁준, 이 인, 한재홍(KAIST), 배재성(한국에너지기술연구원)

### 1. 서 론

과거 오랜 기간동안 비행체에 대한 고전적인 공탄성 해석은 구조 및 공기역학적인 측면에서 선형으로 가정하여 해석을 수행하였다. 그러나 실제 비행체 구조물의 경우 유격, 마찰 및 히스테리시스와 같은 구조적 비선형성을 포함하고 있으며 천음속 영역에서 운용되는 비행체의 경우 충격과 발생으로 인해 공기역학적 측면에서 강한 비선형성을 포함하게 된다. 실제 이러한 비선형성들은 비행체에 제한주기운동(Limit Cycle Oscillation, LCO)이나 천음속 강하(transonic dip)와 같은 구조 동력학적 특성 저하 현상을 유발한다.

특히 비행체 조종면은 힌지 부위의 마모나 제작공차 등에 의해 유격이 불가피하게 발생하며, 이러한 유격은 일부 항공기에서 비행 중 발생한 진동과 밀접한 관계가 있는 것으로 보고되고 있다[1]. 미국 방성에서 비행체 구조 설계와 관련하여 발행된 안내서인 JSSG-2006[2]에 따르면, 비행체의 공탄성 특성 저하를 고려하여 조종면의 유격 크기를 제한하고 있다. 특히 날개 전체가 조종면인 경우 요구된 유격의 크기는  $0.034^\circ$  (peak to peak 기준)이며 가장 엄격한 기준치를 요구하고 있다. 그러나 실제 상세 설계에서 이러한 요구 조건을 만족시키기는 매우 어렵기 때문에 해석, 지상 및 비행 시험으로 비행체에 대한 안전성을 입증하여야 한다.

구조 비선형성인 유격과 관련하여 많은 연구들이 수행되었다. Laurenson과 Trn은 기술함수 기법을 도입하여 유격이 있는 2차원 익형 모델에 대한 공탄성 해석을 수행하였다. 이를 통해 선형 플러터 속도 아래에서 제한 주기 진동이 일어날 수 있음을 제시하였다[3]. Kim과 Lee는 유격이 있는 2차원 익형에 탄성을 고려한 비선형 공탄성 해석을 수행

하였다[4]. Bae와 Lee는 비정상 공기력으로 패널 기법을 적용하여 조종면 유격이 있는 날개에 대한 주파수 및 시간영역의 비선형 공탄성 해석을 수행하였다[5]. 그러나 이들 연구의 대부분은 2차원 익형모델이거나 아음속 영역에 한정되어 있다. 또한 공기력 비선형성과 관련하여 Bendiksen과 Kousen은 Euler 방정식을 이용하여 천음속 영역에서 2차원 익형 모델에 대한 공탄성 해석을 수행하였다. 해석 결과에서 천음속 영역에서 비선형 공기력에 의해 제한주기 진동이 발생할 수 있음을 보였다[6]. Edwards는 항공기 날개에 대해 점성 효과를 고려할 수 있는 CAP-TSDV 코드를 사용하여 천음속 공탄성 해석을 수행하였다. 충격파에 의해 유발된 유동박리 때문에 플러터 속도 아래에서 제한주기진동이 발생할 수 있음을 제시하였다[7].

본 연구에서는 천음속에서 충격파에 의한 공기역학적 비선형 및 유격에 의한 구조적 비선형을 고려할 수 있는 기법을 개발하였다. 비선형 구조 모델에 모드 접근법을 적용하기 위하여 가상 질량법이 사용되었다. 또한 천음속 영역에서의 비정상 공기력 계산을 위하여 Transonic Small Disturbance (TSD) 방정식이 적용되었다. 그리고 운동 방정식에 비정상 공기력을 연계하여 시간에 대한 수치 적분을 수행하는 연계 시간 적분법이 적용되었다. 해석 모델로써 조종면 회전축에 유격이 있는 3차원 조종 날개를 선정하여 천음속 영역에 대한 비선형 공탄성 해석을 수행하였다. 유격 및 초기 교란의 크기 변화에 따른 공탄성 응답 특성 변화를 제시하였다.

아음속 영역과 달리 천음속 영역에서는 날개 표면에 충격파가 발생되어 공기력 측면에서 강한 비선형성이 존재한다. 이러한 공기력 비선형성은 구조 비선형성인 유격과 연동되어 플러터

특성에 영향을 미칠 수 있다. 본 논문에서는 천음속 영역인 마하수 0.9에서의 공탄성 해석 결과를 아음속 영역인 마하수 0.5에서의 해석 결과와 비교하여 이러한 영향성을 분석하였다.

## 2. 비선형 공탄성 방정식 및 수치 기법

구조 비선형성을 고려한 공탄성 운동 방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + \{R(u)\} = \{F(t, u, \dot{u})\} \quad (1)$$

여기서,  $[M]$ 은 질량 행렬,  $[C]$ 은 감쇠 행렬,  $\{R(u)\}$ 는 구조 비선형성을 포함한 탄성 복원력 벡터이고,  $\{u\}$ 는 변위 벡터, 그리고  $\{F\}$ 는 공기력에 의한 외력 벡터이다. 이때 비선형 탄성 복원력  $\{R(u)\}$ 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\{R(u)\} = [K]\{u\} + \{f(\alpha)\} \quad (2)$$

$[K]$ 는 선형 강성 행렬이고,  $\{f(\alpha)\}$ 는 구조 비선형 요소에 의한 복원력 벡터로써 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$f(\alpha) = \begin{cases} K_\alpha(\alpha - s) & , \alpha > s \\ 0 & , -s \leq \alpha \leq s \\ K_\alpha(\alpha + s) & , \alpha < -s \end{cases} \quad (3)$$

여기서,  $K_\alpha$ ,  $a$ ,  $s$ 는 각각 유격이 있는 노드에서의 선형 스프링 강성 및 회전 변위, 유격의 크기를 나타낸다.

일반적으로 공탄성 해석은 효율적인 계산을 위해 제한된 수의 낮은 진동수 모드를 이용한 모드 접근법을 적용한다. 그러나 유격이 있는 비행체 날개의 경우 변위에 따라 강성이 변하므로 일반적인 모드 접근법을 적용할 수 없다. 이러한 문제를 해결할 수 있는 방안으로 Karpel은 가상 질량법을 제시하였다[8]. 유격을 가진 3차원 날개에 대한 가상 질량법 적용 방법은 Ref.[9]에 기술되어 있다. 변위 벡터  $\{u\}$ 는 가상 질량법을 통해 구한 모달 행렬  $[\phi_b]$ 와 모드좌표계에서 변위 벡터  $\{q\}$ 의 선형 조합으로 다음과 같이 표현된다.

$$\{u(t)\} = [\phi_b]\{q(t)\} \quad (4)$$

공탄성 운동방정식은 위 식에 의해 모드 좌표계로 변환되어 다음과 같이 표현된다.

$$[GM]\{\ddot{q}\} + [GC]\{\dot{q}\} + \{GR(u)\} = \{Q(t, q, \dot{q})\} \quad (5)$$

여기서,  $[GM]$ 과  $[GC]$ 는 각각 일반화된 질량 및 감쇠 행렬이다. 또한  $[GR]$ 은 일반화된 탄성 복원력으로  $[\phi_b]^T[K][\phi_b]\{q\} - [\phi_b]^T\{f(a)\}$ 로 표현된다.  $\{Q\}$ 는 일반화된 공기력 벡터이며, TSD 방정식을 통해 구해진 날개표면에서의 압력 분포를 적분하여 다음과 같이 구해 질 수 있다.

$$\{Q\} = [\phi_b]^T \frac{1}{2} \rho U^2 \iint_S \Delta C_p dS \quad (6)$$

여기서,  $\rho$ ,  $U$ ,  $\Delta C_p$ ,  $S$ 는 각각 자유흐름에 대한 밀도 및 속도, 날개면적을 나타낸다. 본 연구에서 활용된 TSD 방정식에 관한 이론 및 구현 방법은 Ref.[10-11] 자세히 기술되어 있다. 일반화된 모드 좌표계에서 공탄성 운동 방정식을 2차원 상태 방정식으로 변환한 후 5차의 Runge-Kutta 수치 적분법을 적용하여 시간적분을 수행하였다.

## 3. 해석결과 및 검토

Fig.1은 해석 모델인 조종날개에 대한 형상을 보여주고 있다.  $K_\alpha$ 는 100 Nm/rad이고, 날개 두께는 2 mm이며, 공기력 계산을 위해 4% biconvex airfoil이 적용되었다.

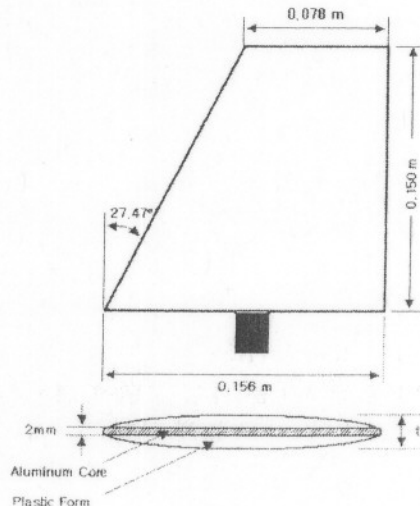


Fig. 1. Geometric configuration of the control fin model.

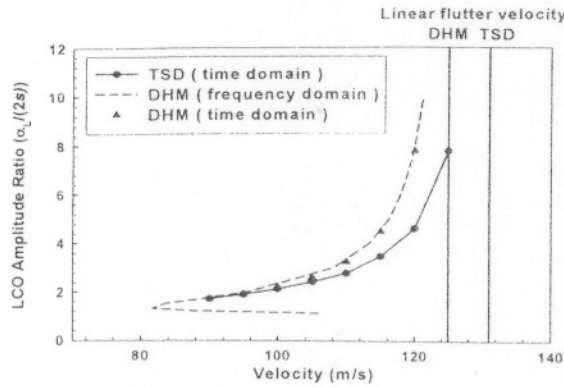


Fig. 2. LCO amplitude ratio versus velocity of the model with freeplay (initial pitch angle ratio = 4,  $M = 0.5$ ).

Fig.2는 아음속 영역인 마하수 0.5 에서 유격 각도가  $0.1^\circ$  이고 초기 피치 각도가  $0.4^\circ$  일 때 해면 고도를 기준으로 속도 변화에 따른 LCO 진폭비를 보여주고 있다. 여기서, 초기 피치 각도는 피치 축에 대한 회전 강체 모드의 회전 변위이며 초기 진폭비는 초기 피치 각도( $\alpha_0$ )에 대한 유격 각도( $s$ )의 비로 정의된다. 또한 LCO 진폭비는  $a_L/(2 \cdot s)$ 로 정의되며  $a_L$ 은 LCO 진폭에 따른 회전축에서의 피치 각도이다. 개발된 시스템의 검증을 위해 아음속 영역에 대한 해석 결과는 비정상 공기력으로 패널 기법 중 하나인 doublet hybrid method (DHM)을 적용한 주파수 및 시간 영역 공탄성 결과와 비교되었다. DHM을 이용하는 주파수 영역 해석은 기술함수 기법과 V-g 방법을 이용하였으며, 시간 영역에서는 비정상 공기력을 시간 영역으로 근사하여 시간 적분을 통해 해석을 수행하였다. 이러한 방법의 이론적 배경 및 구현 방법은 Ref.[5]에 자세히 기술되어 있다. 유격이 없는 선형 구조 날개에 대하여 TSD 방정식을 사용하여 공탄성 해석을 수행한 경우 선형 플러터 속도는 130.9 m/s 로, DHM을 사용한 경우는 125.4 m/s로 예측되었다. Fig.2에서 유격이 있는 비선형 구조 날개의 경우 선형 플러터 속도 아래 넓은 속도 범위에서 LCO가 발생하였다. 발생한 LCO의 진폭은 속도 증가할수록 지수적으로 증가하여 선형 플러터 속도에서 발산하였다. TSD 와 DHM에 의해 계산된 선형 플러터 속도 차이를 감안할 때 두 결과의 LCO 발생속도 및 진폭경향성은 매우 유사하였다.

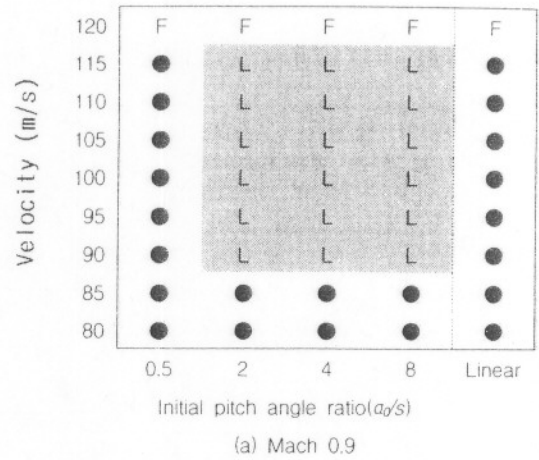
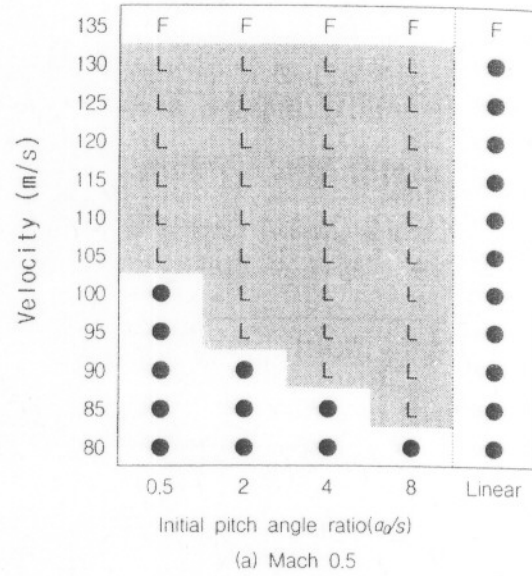


Fig 3. The parameter maps for the various initial amplitude ratios :  $s=0.1^\circ$  ; (a) Mach 0.5 (b) Mach 0.9 (F, Flutter; L, LCO; ●, damped stable motion).

Fig.3은 마하수 0.5와 0.9에서 초기 진폭비 변화에 따른 공탄성 해석 결과를 보여주고 있다. 유격 각도를  $0.1^\circ$  로 고정하고 회전축에 대한 초기 피치 각도를  $0.05^\circ, 0.2^\circ, 0.4^\circ, 0.8^\circ$  로 증가시키며 해석을 수행하였다. 두 마하수 모두 유격이 있는 비선형 플러터 속도와 유격이 없는 선형 플러터 속도는 거의 일치하였으며, 초기 진폭비에 관계없이 비선형 플러터 속도는 일정하였다. 또한 비선형 플러터 속도 아래 넓은 속도 범위에서 LCO가 발생하였다. 마하수 0.5의 경우 초기 진폭비가 증가함에 따라 LCO가 발

생하기 시작하는 속도는 감소하여 LCO가 발생하는 속도 범위는 증가되었다. 반면 마하수 0.9에서는 초기진폭비가 1 보다 작은 경우 즉 초기 피치 각도가 유격 범위 이내인 경우 LCO는 발생하지 않았다. 초기진폭비의 값이 1 보다 큰 경우 LCO가 발생하는 속도 범위는 급격히 증가하였으며 초기 진폭비 증가와 함께 일정한 속도 폭을 유지하였다. 이는 마하수 0.5에서의 해석 결과와 비교하여 LCO가 발생하는 속도 범위는 감소되었으며, 초기 가진 변화에 따른 영향은 감소한 것을 알 수 있다.

Fig.4는  $s=0.1^\circ$ 이고, 초기 진폭비가 4일 때 마하수 0.9에서 속도 80, 85 및 115 m/s에 대한 시간응답을 보여 주고 있다. 속도 80 m/s에서는 안정된 감쇠 진동이 발생하였고, 85 m/s에서는 작은 진폭의 LCO가 발생하였으며, 속도 증가에 따라 105 m/s에서 보다 큰 진폭의 LCO가 발생하였다.

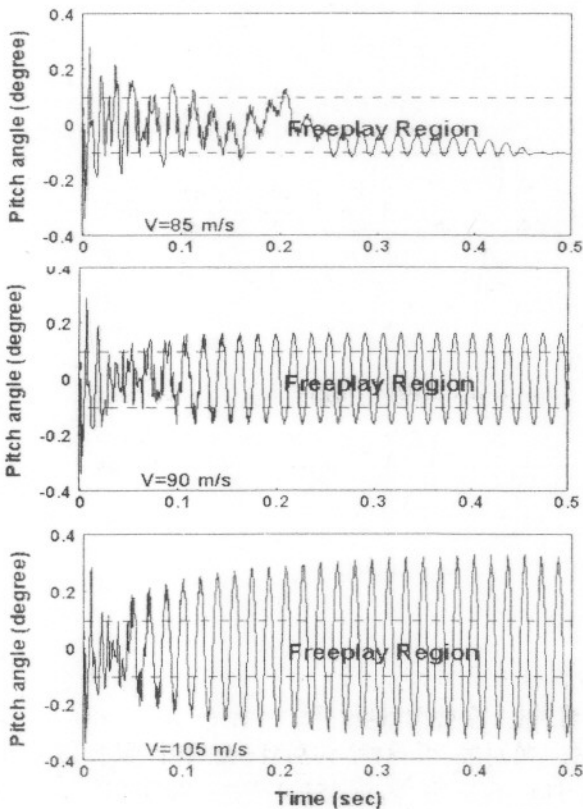
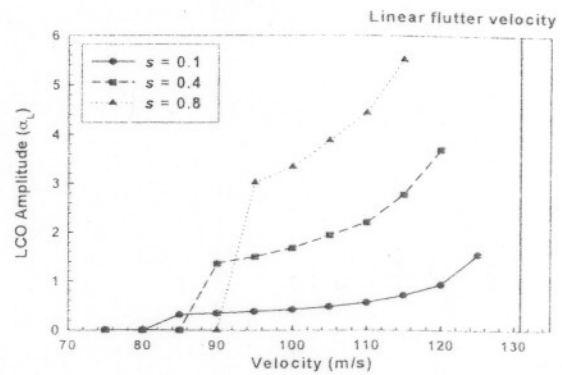


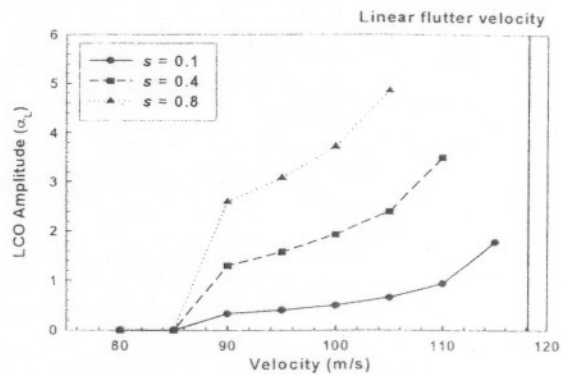
Fig. 4. Comparison of aeroelastic responses of freeplay (Mach 0.9,  $s=0.1^\circ$ ,  $\alpha/s=4$ ).

Fig.5는 마하수 0.5와 0.9에서 유격 크기 변화에 따른 공탄성 해석 결과를 보여주고 있다. 초

기 피치 각도를  $1.6^\circ$ 로 고정하고 유격 크기를  $0.1^\circ$ ,  $0.4^\circ$ ,  $0.8^\circ$ 로 증가시키며 해석을 수행하였다. 마하수 0.5와 0.9에서 유격의 크기가 증가함에 따라 LCO의 진폭은 선형적으로 증가하였으며, 비선형 플러터 속도는 선형 플러터 속도 아래로 감소하였다. 또한 비선형 플러터 속도 아래 넓은 속도 범위에서 LCO가 발생하였다. 마하수 0.5의 경우 유격 크기가 증가함에 따라 LCO가 발생하기 시작하는 속도는 증가하여 LCO가 발생하는 속도 범위는 감소하였다. 반면 마하수 0.9의 경우 유격 크기가 증가함에 따라 LCO가 발생하기 시작하는 속도는 일정하였다.



(a)  $M = 0.5$



(b)  $M = 0.9$

Fig. 5. LCO amplitude versus velocity of the model with freeplay at Mach 0.9 (initial pitch angle =  $1.6^\circ$ )

#### 4. 결론

본 연구에서는 천음속 영역에서 발생하는 충격 파에 의한 공기역학적 비선형 및 유격에 의한 구조적 비선형을 고려할 수 있는 기법을 개발하여 3차

원 조종 날개에 대해 비선형 공탄성 해석을 수행하였다. 본 모델의 경우 천음속 영역에서는 아음속 영역과 비교하여 LCO가 발생하는 속도 범위는 감소하였으며 초기 가진 변화에 따른 영향도 감소하였다. 또한 아음속 및 천음속 영역에서 유격 크기가 증가할수록 LCO의 진폭이 선형적으로 증가하고, 선형플러터 속도와 비교하여 비선형 플러터 속도가 감소하는 공탄성 특성 저하 현상이 발생하였다.

### 후 기

본 연구는 국방과학연구소 및 서울대학교 비행체특화연구센터의 연구비 지원에 의한 연구결과입니다.

### 참고문헌

- [1] Lee, B. H. K., and Tron, A., "Effects of Structural Nonlinearities on Flutter Characteristics of the CF-18 Aircraft," *Journal of Aircraft*, Vol. 26, No. 8, 1989, p.781-786.
- [2] JSSG-2006, "Department of Defense Joint Service Guide(Aircraft Structures)", 30 October, 1998, p. 341-343.
- [3] Laurenson, R.M., Trn, R.M., "Flutter Analysis of Missile Control Surfaces Containing Structural Nonlinearities", *AIAA J*, Vol. 18, No. 10, 1980, p. 1245-1251.
- [4] Kim, S.H., Lee, I., "Aeroelastic Analysis of a Flexible Airfoil with a Freeplay Nonlinearity", *J. of Sound and Vibration*, Vol. 193, No. 193, 1996, p. 823-846
- [5] Bae, J.S., Yang, S.M., and Lee, I., "Linear and Nonlinear Aeroelastic Analysis of a Fighter-Type Wing with Control Surface", *J. of Aircraft*, Vol. 39, No. 4, 2002, p. 697-708
- [6] Kousen, K.A, Bendiksen, O.O., "Nonlinear Aspects of the Transonic Aeroelastic Problem", *AIAA/ASME/ASCE/AHS 29th Struct., Struct. Dyna. and Mat. Conference*, 1988, p. 760-769.
- [7] Edwards, J.W., "Calculated Viscous and Scale Effects on Transonic Aeroelasticity." R-822, AGARD, Paper 1. March, 1998
- [8] Karpel, M. and Wieseman, C.D., "Modal

Coordinates for Aeroelastic Analysis with Large Local Structural Variation", *J. of Aircraft*, Vol. 31, No. 2, 1994, p. 396-400

[9] Lee, I. and Kim, S.H., "Aeroelastic Analysis of a Flexible Control Surface with Structural Nonlinearity", *J. of Aircraft*, Vol. 32, No. 4, 1995, p. 868-874

[10] Kim, D. H. and Lee, I., "Transonic and Low-Supersonic Aerodynamic Analysis of a Wing with Underpylon/Store", *Journal of Aircraft*, Vol.37, No. 1, 2000, p. 189-192.

[11] Yoo, J. H., Kim, D.H. and Lee, I., "Angle-of-Attack Effect on the Transonic /Supersonic Aeroelasticity of Wing-Box Model", *J. of Aircraft*, Vol. 39, No. 5, 2002, p. 906-908.



# 2004

## 추계학술발표회 논문집 (I)

Proceedings of the 2004 KSAS Fall Conference

인공위성 체계  
유도 제어  
구조역학및 응용

일시 : 2004년 11월18일(목)~19일(금)

장소 : 서울교육문화회관

주최 : 사단 한국 항공 우주 학회

후원 : 한국과학기술단체총연합회  
(주)인텔코리아

• 틸트로터 항공기 로터모듈 시뮬레이션 .....	382
최형식*, 이장호, 김유신, 유창선(KARI), 박범진(충남대)	
• 관성항법장치용 AF 변환기의 오차 분석 .....	386
조현철*, 김정용, 노용래, 김상원, 최형돈(KARI)	
• 관성항법시스템의 AF 변환기 교정시험 개요 .....	390
김정용*, 조현철, 김상원, 노용래(KARI)	
• 분산형 필터 구성을 위한 Unscented Kalman Filter의 확장 .....	394
천세범*, 이은성, 이영재, 강태삼, 지규인(건국대)	
• 무인항공기용 고도계 차분과 DGPS를 이용한 고도 측정 .....	399
유 호*, 천세범, 이영재, 강태삼, 지규인(건국대)	
• GPS반송파를 이용한 자세 결정에서 기저선 적용에 따른 성공률 변화 분석 .....	403
권철범*, 천세범, 이은성, 이영재, 강태삼, 지규인(건국대)	
• 퍼지제어기를 이용한 무인 헬리콥터의 고도제어에 관한연구 .....	407
성기준*, 김종권, 조겸래, 이대우(부산대)	
• 모형 헬리콥터의 동역학적 모델링 및 시뮬레이션 .....	411
최현규*, 이 환, 이상기(조선대)	
• 비올 검사를 통한 반송파 DGPS의 성능 검증 .....	417
신용설*, 박찬국(서울대), 이형근(한국항공대), 김성백(한국전자통신연구원)	

## 구조역학 및 응용(1)

• 유도탄 조종날개 혼합동강성 실험 보정결과를 이용한 플러터 특성연구 .....	421
신영석*, 양해석, 황철규, 이열화(ADD)	
• 부분공간 시스템 식별 기법을 이용한 플러터 비행시험 데이터 분석 .....	425
백승길*, 강상남, 한지훈(KAI)	
• 3차원 구조모델링을 고려한 터보펌프의 회전체 동역학 해석 .....	429
전성민*, 광현덕, 윤석환, 이관호, 김진한(KARI)	
• 차세대 허브시스템(NRSH)의 공력탄성학적 안정성에 관한 시험적 연구 .....	434
송근용*, 김준호, 이 욱, 심정욱, 김해동(KARI)	
• 신경회로망을 이용한 고차조화 제어기법 연구 .....	438
박현전*, 박범진, 홍창호(충남대)	
• 천음속에서 유격이 있는 조종날개에 대한 비선형 공탄성 해석 .....	442
박영근*, 유재한, 권혁준, 이 인, 한재홍(KAIST), 배재성(한국에너지기술연구원)	
• Efficient Nonlinear Aeroelastic Computation of 2-DOF Airfoil Using Combined CFD/Analytical Approach .....	447
Dong-Hyun Kim*(GyeongSang National Univ.), Piergiovanni Marzocca(Clarkson Univ.), In Lee(KAIST) Liviu Librescu(Virginia Polytechnic Institute and State Univ.)	
• 항공기 스킨-스트링거 판넬에 대한 불안정성 해석 프로그램 개발 .....	453
김호현*(KAI), 정효식, 박찬우(경상대)	