

## 받음각 효과를 고려한 유격이 있는 날개의 공탄성 해석

# Aeroelastic Analysis of a Wing with Freeplay Considering Effects of Angle-of-Attack

김 종 윤\*  
Kim, Jong-Yun

유 재 한\*  
Yoo, Jae-Han

박 영 근\*\*  
Park, Young-Keun

이 인\*\*\*  
Lee, In

### ABSTRACT

The freeplay, one of the concentrated structural nonlinearities, is inevitable for control surfaces of a real air vehicle due to normal wear of components and manufacturing mismatches. Also aerodynamic nonlinearities caused by a shock wave occur in transonic region. In practice, these nonlinearities induce the limit cycle oscillation (LCO) and decrease the transonic flutter speed.

In this study, the fictitious mass method is used to apply a modal approach to nonlinear structural models due to freeplay. The transonic small-disturbance (TSD) equation is used to calculate unsteady aerodynamic forces in transonic region. Nonlinear aeroelastic time responses are predicted by the coupled time integration method (CTIM). This method was also applied to a 3D all-movable control wing to investigate its nonlinear aeroelastic responses. The angle of attack effect on the LCO characteristics has been found to be closely related with the initial pitching moment.

### 1. 서 론

과거 오랜 기간동안 비행체에 대한 고전적인 공탄성 해석은 구조 및 공기역학적인 측면에서 선형으로 가정하여 수행되었다. 그러나 실제 비행체 조종면의 경우 유격과 같은 구조적 비선형성이 불가피하게 존재하게 되고, 천음속 영역에서 운용되는 비행체의 경우 충격파 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. 또한 비행체는 순항 중 원하는 양력 및 모멘트 분포를 얻기 위하여 날개에 받음각을 가지게 되며, 그 받음각은 천음속 영역에서 플러터 경계에 큰 영향을 미칠 수 있다.

최근 구조 비선형성인 유격과 관련하여 많은 연구들이 수행되었다. Bae와 Yang, Lee는 비정상 공기력으로 패널 기법을 적용하여 조종면 유격이 있는 날개에 대한 주파수 및 시간 영역의 비선형 공탄성 해석을 수행하였다.<sup>(1)</sup> 공기력 비선형성과 관련하여 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 발생될 수 있음을 제시하였다.<sup>(2)</sup> 받음각 효과와 관련하여 Yoo는 천음속

\* 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공 박사과정

\*\* 국방과학연구소 선임연구원

\*\*\* 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공 교수

및 초음속 영역에서 천음속 미소교란 (Transonic Small-Disturbance, TSD) 공기력 이론을 이용하여 초기 받음각이 공탄성 특성에 미치는 영향에 대하여 연구하였다.<sup>(3)</sup> Kholodar과 Dowell은 조종면에 유격이 있는 2차원 익형 모델에 대하여 아음속 영역에서 받음각을 변화시키며 공탄성 해석을 수행하였다.<sup>(4)</sup> 받음각이 작을 경우 넓은 속도 영역에서 LCO 및 혼돈 거동이 발생하였으며 받음각이 증가함에 따라 정적 평형 상태로 수렴되었다.

본 연구에서는 유격이 있는 3차원 조종 날개에 대하여 아음속 및 천음속 영역에서 초기 받음각과 마하수 변화에 따른 공탄성 응답 특성 변화를 제시하였다. 비선형 구조 모델에 모드 접근법을 적용하기 위하여 가상 질량법이 사용되었으며 천음속 영역에서의 비정상 공기력 계산을 위하여 TSD 방정식이 사용되었다. 그리고 운동 방정식에 비정상 공기력을 연계하여 시간에 대한 수치 적분을 수행하는 연계 시간 적분법 (Coupled Time Integration Method, CTIM)이 사용되었다.

## 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,  $[C]$ 는 감쇠 행렬,  $\{R(u)\}$ 는 구조 비선형을 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.

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

여기서,  $K_a$ ,  $a$ ,  $s$ 는 각각 유격이 있는 점에서의 선형 스프링 강성 및 회전 변위, 유격의 크기를 나타낸다.

일반적으로 공탄성 해석은 효율적인 계산을 위해 제한된 수의 저차 모드들을 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 Karpel과 Wieseman은 가상 질량법을 제시하였다.<sup>(5)</sup> 유격을 가진 3차원 날개에 대한 가상 질량법 적용 방법은 참고문헌 6.에 기술되어 있다. 변위 벡터  $\{u\}$ 는 가상 질량법을 통해 구한 모달 행렬  $[\phi_b]$ 와 모드 좌표계에서의 변위 벡터  $\{q\}$ 의 선형 조합으로 다음과 같이 표현된다.

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

공탄성 운동 방정식은 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 행렬과 감쇠 행렬이다. 또한  $[GR]$ 은 일반화된 탄성 복원력으로

$[\phi_b]^T [K] [\phi_b] (q) - [\phi_b]^T (f(\alpha))$ 로 표현된다.  $\{Q\}$ 는 일반화된 공기력 벡터이며, TSD 방정식을 통해 구해진 날개 표면에서의 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, 아랫면과 윗면의 압력계수 차, 날개면적을 나타낸다. 본 연구에서 활용된 TSD 방정식에 관한 이론 및 구현 방법은 참고문헌 7.에 자세히 기술되어 있다. 일반화된 모드 좌표계에서 공탄성 운동 방정식을 2차원 상태 방정식으로 변환한 후 5차의 Runge-Kutta 수치 적분법을 적용하여 시간 적분을 수행하였다.

### 3. 해석 결과 및 검토

Fig.1은 해석 모델인 조종날개에 대한 형상을 보여주고 있다. 날개의 구조 두께는 2 mm이며, 공기력 계산을 위해 4% 양볼록 익형(biconvex airfoil)이 적용되었다. Fig.2는 조종날개의 피치(pitch) 축에 존재하는 유격 비선형을 보여주고 있다. 본 연구의 해석 모델의 경우,  $K_\alpha$ 는 100 Nm/rad이고,  $s$ 는  $0.1^\circ$ 이다.

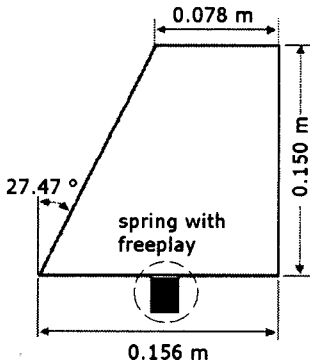


Fig. 1 Geometric configuration of the control surface model.

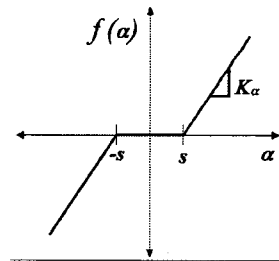


Fig. 2 Restoring moment for pitch angle  $\alpha$  with a symmetric freeplay.

Fig.3은 마하수가 0.50, 0.85, 0.90, 0.95인 경우  $2^\circ$ 의 받음각에 의해 발생된 날개 윗면과 아랫면에서의 압력 분포 차를 50% 스패น(span) 위치에서 보여 주고 있다. 이러한 압력분포 차는 피치 축에 모멘트를 유발하여 회전 변위가 발생된다. Fig.4는 유격 각도가  $0.1^\circ$ 이고 해면 고도에서 속도가 115 m/s일 때, 받음각,  $2^\circ$ 일 때, 날개가 변형된 후 정적 평형 상태에서 피치 축에 대한 회전 변위를 보여주고 있다. 여기서 피치 변위는 유격 각도에 의해 무차원화 되었다. 그림에서 알 수 있듯이 마하수 0.50에서 마하수 0.93까지의 영역은 받음각에 의해 날개가 들리는 방향으로 모멘트가 발생하여 날개는 받음각이 증가하는 방향으로 변형된다. 마하수 0.50에서 충격파가 발생하기 전인 마하수 0.85까지 마하수가 증가하면 피치 모멘트가 증가하여 피치 축에 대한 변형은 점차 증가한다. 마하수 0.90에서 날개 표면에 발생한 충격파는 마하수가 증가함에 따라 날개 표면을 따라 날개 뒷전 방향으로 이동하며 날개를 내리는 방향으로 모멘트를 발생시킨다. 이러한 영향으로 마하수 0.90부터 피치 모멘트는 점차 감소하여 마하수 0.94 부근에서 0이 되고 마하수 0.95에서 음수 값이 되어 피치 축에 대한 변위는 받음각이 감소하는 방향으로 변하게 된다. 이처럼 조종날개에 초기 받음각이 있을 경우 피치 축에 유격 각도 이상의 초기 회전 변위를 갖게 된다. 초기 변위는 Fig.2에서 볼 수 있는 바와 같이 피치

축에 존재하는 초기 하중과 비례하며, 이는 유격에 의한 공탄성 특성을 변화시키는 요인이 된다.

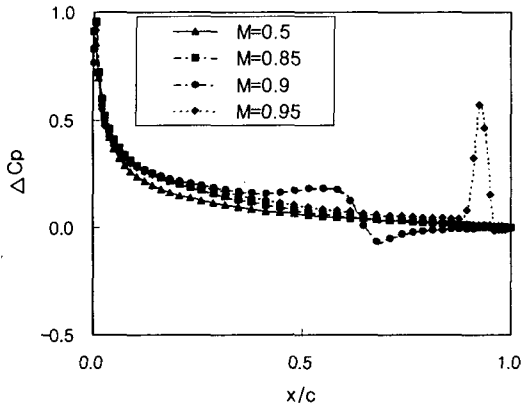


Fig. 3 Steady pressure coefficient differences at the mid-span station of the undeformed wing.

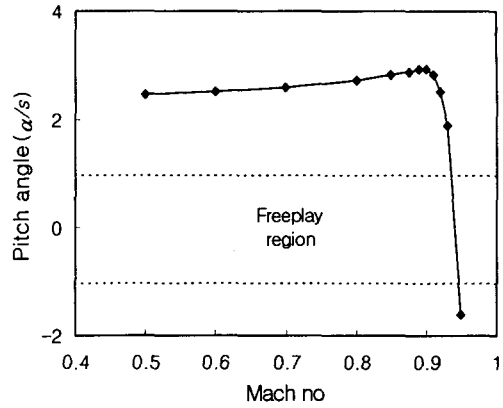


Fig. 4 Pitch angle vs. Mach number of the deformed wing.

Fig.5는 마하수 0.50, 0.90, 0.94와 0.95에서 0°와 2°의 받음각에 대하여 유격이 있는 날개의 속도에 따른 피치 각 진폭 응답을 보여 주고 있다. 이때 피치 응답은 평형 응답 상태에서 피치 축의 최대/최소 피치 변위 값을 의미한다. 즉, 임의의 속도에서 응답이 LCO인 경우 피치 응답 값은 LCO 진폭의 두 꼭지점에 대한 피치 축에서의 피치 각을 의미한다. 또한, 응답 특성이 안정된 감쇠 진동인 경우 피치 응답 값은 1개 값만 주어진다. 초기 조건으로 피치 축에 대한 회전 강제 모드를 사용하였으며, 초기 피치 축 회전 변위는 1.6°이다.

Fig.5 a)는 마하수 0.50에서의 해석 결과이다. 받음각이 0°와 2°인 경우 선형 플러터 속도는 130.8 m/s이며 받음각에 따른 선형 플러터 속도의 차이는 매우 작다. 선형 플러터 속도는 유격이 없는 모델에 대한 플러터 속도를 의미하며 비선형 플러터 속도는 유격이 있는 모델에 대한 플러터 속도를 의미한다. 유격이 존재하는 경우 비선형 플러터 속도 이하에서 LCO가 발생된다. 받음각이 0°인 경우,  $V = 80$  m/s 이하에서 안정된 감쇠 진동이 발생하여 정적 평형상태로 수렴된다. 이때 날개는 비록 상하 대칭이지만 유격으로 인해 유격 각도만큼 편향되어 정적 평형상태가 된다. LCO는  $V = 80 \sim 85$  m/s에서 발생하였으며, 속도가 증가할수록 LCO의 진폭은 지속적으로 증가하여 선형 플러터 속도 부근에서 발산하였다. 반면, 받음각이 2°인 경우  $V = 110$  m/s 이하에서는 안정된 감쇠 진동을 보이며  $V = 115 \sim 120$  m/s에서 LCO가 발생하였다. 받음각이 2°인 경우, LCO가 발생하는 속도 범위는 받음각이 0°인 경우와 비교하여 크게 감소되었다. 이는 받음각으로 인하여 피치 축에 초기 하중이 존재하여 유격으로 인한 영향이 감소되어 LCO가 발생하는 속도 범위가 감소되었기 때문이다.

Fig.5 b)는 마하수 0.90에서의 해석 결과이다. 마하수 0.90에서는 날개 표면에 충격파가 발생하기 시작하며 초기 받음각에 의해 큰 피치 각 변위가 발생한다. 받음각이 0°와 2°인 경우 선형 플러터 속도는 각각 118.3 m/s 와 117.1m/s이다. 아음속 영역과 달리 받음각 변화에 따라 선형 플러터 속도가 변화되었다. 받음각 0°인 경우  $V = 85$  m/s 이하 속도에서는 정적 평형 상태로 수렴되었고  $V = 85 \sim 90$  m/s에서 LCO가 발생하였다. 반면 받음각이 2°인 경우 피치 축에서 초기 하중의 크기가 커서 유격에 의한 영향성이 크게 감소되었으며 LCO 발생 없이 선형 플러터 속도 바로 아래 속도까지 감쇠 진동 후 발산하였다. 이는 마하수 0.90일 때, 초기 받음각에 의해 피치 축에 가장 큰 초기 하중이 발생되어 유격의 영향이 크게 감소되어 LCO가 발생하지 않기 때문이다.

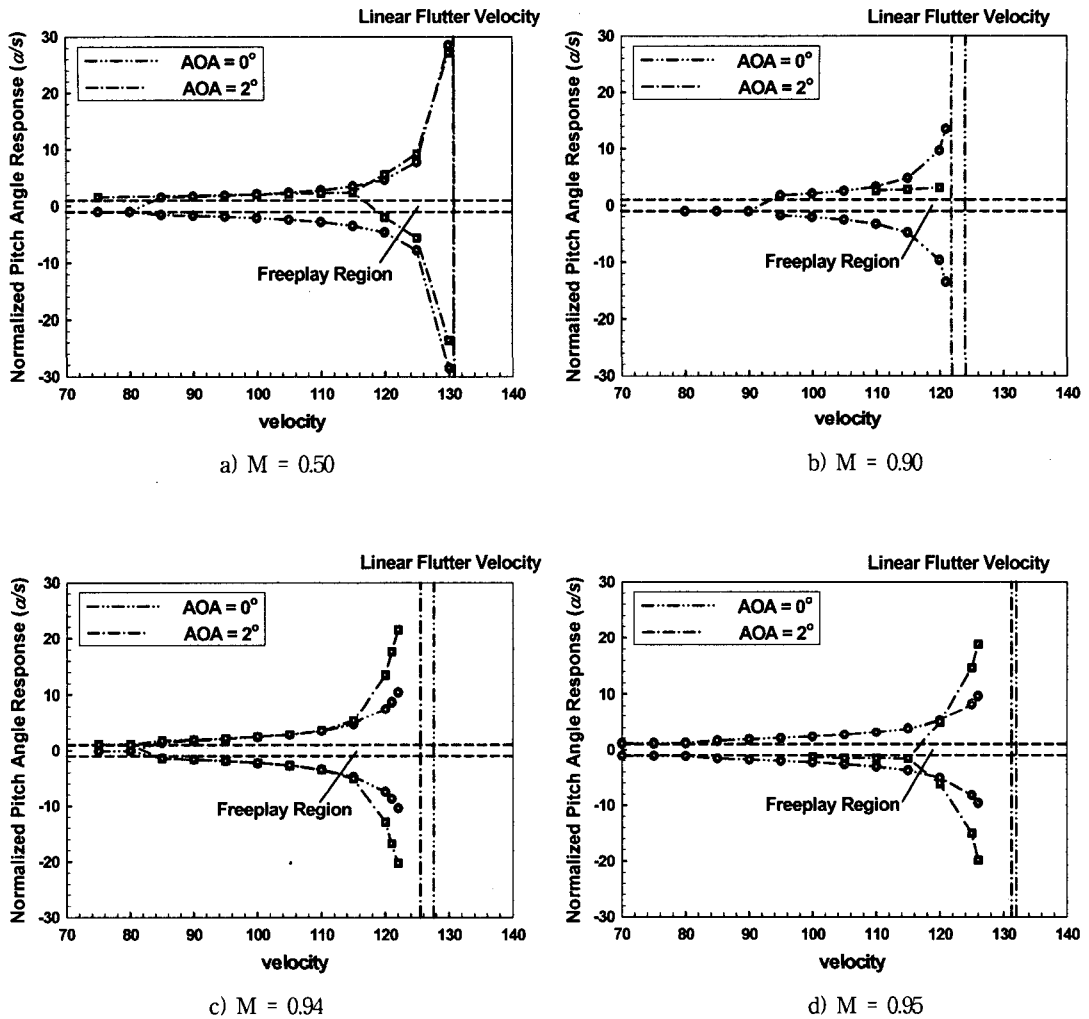


Fig. 5 LCO amplitudes versus velocities of the model.

Fig.5 c)는 마하수 0.94에서의 해석 결과이다. 받음각이  $0^\circ$ 인 경우, 선형 플러터 속도는 127.6 m/s이고 받음각이  $2^\circ$ 인 경우는 125.5m/s이다. 유격이 있고 받음각이  $0^\circ$ 와  $2^\circ$ 인 경우,  $V = 80$  m/s이하 속도에서는 정적 평형 상태로 수렴되었고  $V = 80 \sim 85$  m/s에서 LCO가 발생하였으며 유격의 영향으로 선형 플러터 속도보다 적은  $V = 123$  m/s 부근에서 발산하였다. 앞의 두 경우와 비교하여 받음각에 의한 영향은 거의 없는 것을 알 수 있다. 이는 앞에서 언급한 바와 같이 받음각이  $2^\circ$ 인 경우, 피치 축에서 초기 하중은 0에 가까워 받음각이  $0^\circ$ 인 경우와 같이 유격의 영향을 크게 받기 때문이다.

Fig.5 d)는 마하수 0.95에서의 해석 결과이다. 받음각이  $0^\circ$ 와  $2^\circ$ 인 경우 선형 플러터 속도는 각각 132.0 m/s와 131.4 m/s이다. 마하수 0.90, 0.94의 경우와 같이 받음각에 의해 선형 플러터 속도가 조금 감소하였다. 또한, 마하수 0.95에서 비선형 플러터 속도는 선형 플러터 속도와 비교하여 감소하였다. 받음각이  $0^\circ$ 인 경우

$V = 80$  m/s 이하 속도에서는 정적 평형 상태로 수렴되지 않고 유격 범위와 거의 동일한 진폭의 낮은 주파수의 진동이 지속되었다.  $V = 80 \sim 85$  m/s에서 LCO가 발생하여 선형 플러터 속도보다 조금 적은  $V = 127$  m/s 부근에서 발산하였다. 받음각이  $2^\circ$ 인 경우,  $V = 115$  m/s 이하의 속도에서는 정적 평형 상태로 수렴되었으며, 피치 축 변위는 마하수 0.50, 0.90에서와는 달리 받음각이 감소하는 방향으로 변형되었다. 받음각이  $2^\circ$  일 때, 받음각이  $0^\circ$ 인 경우와 비교하여 LCO가 발생하는 속도 범위가 크게 감소되었다. 이는 마하수 0.50의 경우와 유사하며 앞서 설명한 피치 축에서의 초기 하중과 유격과의 관계에 의해 설명될 수 있다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 유격이 있는 조종날개에 대하여 아음속 및 천음속 영역에서 초기 받음각에 따른 공탄성 응답 특성을 살펴보았다. 받음각이 있는 경우 아음속 영역과 비교하여 천음속 영역에서 선형 플러터 속도는 다소 감소하였다. 유격을 고려한 비선형 플러터 해석 결과는 피치 축에 가해진 초기 하중이 증가하면 유격의 영향이 감소되어 LCO가 발생하는 속도 범위는 감소하였고, 초기 하중이 감소하면 LCO가 발생하는 속도 범위는 증가하였다. 천음속 영역에서는 충격파에 의해 초기 하중이 크게 감소되어 받음각 효과가 사라져 유격의 영향이 지배적인 LCO가 발생하였다.

#### 후 기

본 연구는 2005년도 과학기술부의 국가지정연구실사업 및 서울대학교 비행체특화연구센터의 연구비 지원에 의해 수행된 연구결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

#### 참고 문헌

1. Bae, J.S., Yang, S.M., and Lee, I., "Linear and Nonlinear Aeroelastic Analysis of Fighter-Type Wing with Control Surface," *Journal of Aircraft*, Vol.39, No.4, 2002, pp.697~708
2. Edwards, J.W., "Calculated Viscous and Scale Effects on Transonic Aeroelasticity," R-822, AGARD, Paper 1, March, 1998
3. Yoo, J.H., Kim, D.H. and Lee, I., "Angle-of-Attack Effect on Transonic/Supersonic Aeroelasticity of Wing-Box Model," *Journal of Aircraft*, Vol.39, No.5, 2002, pp.906~908
4. Kholodar, D.B. and Dowell, E.H., "Behavior of Airfoil with Control Surface Freeplay for Nonzero Angles of Attack," *AIAA Journal*, Vol.37, No.5, 1999, pp.651~653
5. Karpel, M. and Wieseman, C.D., "Modal Coordinates for Aeroelastic Analysis with Large Local Structural Variations," *Journal of Aircraft*, Vol.31, No.2, 1994, pp.396~403
6. Lee, I. and Kim, S.H., "Aeroelastic Analysis of a Flexible Control Surface with Structural Nonlinearity," *Journal of Aircraft*, Vol.32, No.4, 1995, pp.868~874
7. 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, pp.189~192