論文

기총 폭발 하중에 대한 모델 수립과 구조 해석에 관한 연구

김대관*, 한재흥*, 장재호**

A Study on Model Establishment and Structural Analysis for Gun Blast Load

Dae-Kwan Kim*, Jae-Hung Han* and Jae-Ho Jang**

ABSTRACT

A mathematical model, GUNBLAST, of blast waves emitted from a gun muzzle is established, and structural response analyses for the blast load are performed. The blast wave can be divided into two kinds of waves, free field and reflected blast waves. In this research, the free field blast wave model is established by the use of a scaling approach, and the reflected blast wave is calculated by using the oblique shock theory and computational fluid dynamic calculation. GUNBLAST is applied to two kinds of structural models. To investigate the effect of the muzzle distance from a structural surface, the blast waves on a plate for various muzzle distances are compared to uniform loads. Moreover, the transient response analysis of an aircraft wing model with a 12.7mm gun is carried out by using MSC/NASTRAN. From the results, it can be shown that the blast wave can cause broad random vibration and high frequency damage to equipments mounted in the aircraft.

초 록

총구로부터 방출되는 폭발파에 대한 수학적 모델(GUNBLAST)을 수립하였으며, 폭발하중에 대한 구조 응답 해석을 수행하였다. 폭발파는 자유영역 폭발파와 반사 폭발파로 구분되어질 수 있다. 본 연구에서는 스케일 기법을 이용하여 자유영역 폭발파 모델을 수립하였으며, 경사 충격파 이론과 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics) 계산을 통하여 반사 충격파를 계산하였다. GUNBLAST는 두 가지의 구조 모델에 적용되었으며 구조 표면으로부터의 총구거리 변화에 따른 폭발파 특성을 파악하기 위하여 평판에 대한 적용을 통하여 균일하중조건과의 비교를 수행하였다. 또한 MSC/NASTRAN을 이용하여 12.7mm 기총을 장착한 비행기 날개 모델의 과도 응답 해석을 수행하였다. 결과적으로 이러한 폭발파는 랜덤진동과 항공기에 탑재된 장비에 고주파의 손상을 일으킬 수 있음을 확인하였다.

Key Words : Gun Blast Wave(기총 폭발파), Scaling Approach(스케일 기법), Mach Reflection(마하 반사), Transient Response Analysis(천이 응답 해석)

† 2005 년 3월 16일 접수 ~ 2005 년 4월 28일 심사완료
* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과
연락저자, E-mail : jaehunghan@kaist.ac.kr
대전광역시 유성구 구성동 373-1번지
** 정회원, 한국항공우주산업

Ⅰ. 서 론

최근 몇 년 동안 공격형 헬기 및 비행체의 전투력 향상을 위해 연발식 자동 기총을 탑재한 기총 파드 시스템(gun pod system) 등과 같은 종

합적 무기 시스템들이 장착되어지고 있다. 이러한 기총의 사격시에는 총구로부터 반복적으로 방사되는 폭발파에 의한 진동과 기총 메커니즘(mechanism)에 의한 기계적 진동(반탄력, 탄약운동) 등이 유발되어 진다. 특히, 반복적인 기총 폭발파에 의한 진동현상은 비행체의 심한 동적 환경(flutter, turbulence, buffet, 엔진, 무장 발사 등) 중의 하나로 고려되어진다. 이러한 진동현상은 정상 비행시의 진동 수준보다 매우 큰 진폭 및 가속도를 발생시키게 되며, 전기계통의 일시적인 혼선 및 파괴, 유압계통의 기능 장애, 구조적 피로 및 파괴나 불안정 공탄성 응답현상 등을 발생시킬 수 있다[1]. 따라서 탑재장비를 포함한 항공기 주요 계통과 구조물들은 이러한 진동 가진원들로부터 안전성이 입증될 수 있어야 한다.

군용 항공기에 장착된 기총 발사에 의해 유발되는 진동해석에 관한 문헌 및 데이터는 그 연구사례가 매우 미흡하고 군사적 기밀성 등으로 관련 자료가 매우 부족한 실정이다. McCathy[2]는 AH-64D Apache 공격형 헬기의 배면에 장착된 30mm Chain Gun의 총구로부터 사격시에 유발되는 압력파에 대한 Extended Forward Avionics Bay(EFAB) 구조표면의 시간응답과 변형율을 MSC/NASTRAN을 이용하여 해석하였으며, 측정된 변형율과의 비교를 수행하였다. Moretti[3]는 등각사상(conformal mapping)을 포함한 새로운 계산기법을 이용하여 총탄이 총신을 완전히 빠져나갈 때까지 기총 발사에 의해 유발되는 압력파 후방의 유동장을 해석하였다. Turkmen[4]은 최근에 항공우주 산업에 많이 사용되고 있는 원통형 곡률을 갖는 패널 구조물의 돌풍 하중에 대한 동적응답 해석을 연구하였다. Fansler[5]는 Friedlander Waveform을 이용한 기총폭발 압력파의 에너지 유출에 따른 특성 소산 시간에 대하여 연구를 수행하였다. Heaps[6] 등은 자유영역에서의 총구폭발 스케일 기법(scaling technique)을 기반으로 최대 유도 과압력(peak incident overpressure), 폭발파 도착시간(blast wave time of arrival) 그리고 양압력 지속시간(positive phase duration)에 대한 등고선 맵(contour map)을 산출하는 컴퓨터 코드를 개발하였으며, 구조표면에 대한 폭발파의 반사에 대하여 코드를 확장하였다. Ishii[7] 등은 펄스 젯(pulse jet)의 흐름 특성을 예측하기 위하여 Euler 방정식을 이용한 수치해석 결과와 실험 결과를 비교하였다.

본 연구에서는 CFD 해석과 참고문헌[6]의 스케일 기법을 이용하여 기총 발사시에 총구로부터 방출되는 압력 펄스의 특징을 고찰하여 기총특성과 발사조건에 따른 기총 폭발파 모델을 제시하였으며 참고문헌[6]의 실험결과와의 검증을 수행하였다. 또한 수립된 기총 폭발파 모델을 평판구조에 적용하여 구조 표면으로부터의 총구 거리에 대한 효과를 고찰하였으며, 비행기 날개 구조에 적용하여 MSC/NSTRAN을 이용한 과도 응답(transient response) 해석을 수행하였다.

II. 기총 폭발파 모델 수립

2.1 기총 폭발파 모델(GUNBLAST)

기총 발사에 따른 총구로부터 방사되는 폭발파는 일종의 압력파로서 총구와 구조표면 사이의 자유영역(free field)에서 전파되는 유도 압력파(incident pressure wave)와 구조표면에서 반사되는 반사 압력파(reflected pressure wave)로 크게 나눌 수 있다. 또한 반사 압력파는 유도 압력파의 크기(peak pressure)와 유도각(incident angle)에 따라서 정규반사(regular reflection)와 마하반사(mach reflection) 압력파로 나눌 수 있다.

본 연구에서는 유도 압력파를 모델링하기 위하여 Friedlander Waveform[5]과 Heaps[6] 등이 제시한 스케일 기법을 적용하였고, 정규반사 압력파를 고려하기 위하여 경사충격파이론(oblique shock theory)[8]을 사용하였으며 마하반사 압력파를 해석하기 위하여 Fluent를 이용한 CFD 해석을 수행하였다.

2.1.1 유도 압력파 모델링

일반적으로 기총으로부터 방출되어 자유영역으로 전파되는 유도 압력파는 시간이 지날수록 반경방향으로 팽창하게 되며 최대 크기는 줄어들게 된다. 이러한 유도 압력파는 Friedlander Waveform으로 표현되어질 수 있으며, 그림 1은 자유영역의 임의의 고정위치에서 시간에 따른 유도 과잉압력파(incident overpressure wave)의 시간이력(time history)을 보이고 있다. 과잉압력파의 Friedlander Waveform은 식(1)과 같다.

$$(P-P_\infty)/P_\infty = \bar{P}\left[1-(t-t_a)/\tau\right]e^{-(t-t_a)/\tau} \qquad (1)$$

여기서, P_∞, $\bar{P}$, t_a, τ는 각각 주변압(ambient pressure), 최대 유도 과잉압력(peak incident overpressure), 폭발파 도착시간(arrival time) 그리고 양압력 지속시간(positive phase duration)을 의미한다.

총구로부터 방사된 유도 압력파는 발사시간으

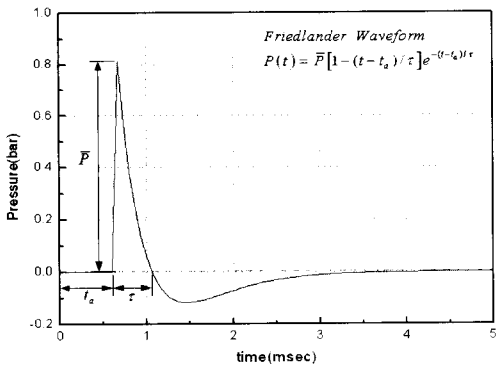

그림 1. Friedlander Waveform

로부터 t_a 이후에 도착하여 임펄스 형태의 양의 압력으로 τ 동안 유지되고 이후에 음의 압력으로 존재하며 시간에 따라 감소하게 된다.

식(1)의 Friedlander Waveform을 이용하여 정확한 유도 압력파를 모델링하기 위해서는 자유영역의 임의의 위치에 대하여 독립적인 $\bar{P}$, t_a, τ가 계산되어져야 한다. 이와 같은 세 가지 변수들은 총기특성과 발사조건에 따라서 변화된다. 그러나 기존의 기총 폭발에 관한 연구들[4,5]에서는 폭발파를 균일한 압력파로 가정하여 Friedlander Waveform을 적용하였다. 따라서 이러한 가정으로는 실질적인 압력파를 모델링 할 수 없으며, 특히 총구와 근접해 질수록 이러한 가정은 더욱 더 성립되기 어렵다. 따라서 본 연구에서는 실질적인 압력파 모델링을 위하여 참고문헌[6]에서 제시한 스케일 기법을 이용하여 식 (1)의 변수들을 계산하였으며 각 변수들은 다음과 같이 표현된다.

$$\bar{P} = 2.4Z \tag{2}$$

$$t_a = \frac{r}{a_\infty} f(Z) - \frac{l'}{a_\infty}(0.94\cos\theta + 9.24) \tag{3}$$

$$\tau = \left(l'/a_\infty\right)\left[1 + 0.13\left(r/l'\right)\right] \tag{4}$$

$$l' = l\left[\mu\cos\theta + \left(1-\mu^2\sin^2\theta\right)^{1/2}\right] \tag{5}$$

$$Z = \left(r/l'\right)^{-1.1} \tag{6}$$

$$f(Z) = 1 + 10Z - \left(Z^2/1.2\right) + \left(Z^3/2.3\right) - \left(Z^4/3.4\right) + \left(Z^5/4.5\right) - \left(Z^6/5.6\right) \tag{7}$$

총구 출구 유동이 아음속인 경우 $(V_p < a_m)$

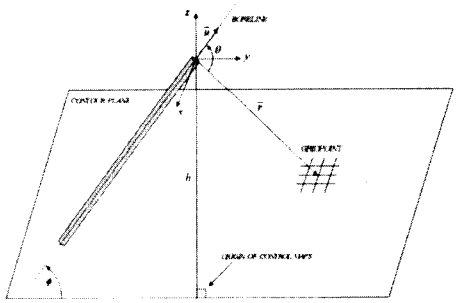

그림 2. 총기 발사조건 형상

$$I = D\left\{\frac{(8.62\times10^{-3})P_m a_m}{(\gamma-1)P_\infty a_\infty}\left[1+\frac{\gamma(\gamma-1)}{2}\right]\times\left[\frac{2}{\gamma+1}\left(1+\frac{\gamma-1}{2}\frac{V_p}{a_m}\right)\right]^{\frac{3\gamma-1}{\gamma-1}}\right\}^{1/2} \tag{8}$$

출구 유동이 초음속인 경우 $(V_p > a_m)$

$$I = (9.28\times10^{-2})D\left[\frac{P_m V_p}{(\gamma-1)P_\infty a_\infty}\left(1+\frac{\gamma(\gamma-1)V_p^2}{2a_\infty^2}\right)\right] \tag{9}$$

여기서 a_∞, P_∞, μ, D, a_m, P_m, V_p, γ는 총기 특성에 관한 변수들이며, 각각 주변음속(ambient sound pressure), 주변압, 운동량 지수(momentum index), 총구 직경, 총구 음속, 총구 압력, 탄환 발사 속도, 비열비를 의미한다. 식 (2)~(9)의 유도과정 및 총기 특성 변수들의 자세한 내용은 참고문헌 [6]을 통하여 확인할 수 있다. 또한 r, θ는 기총 발사조건에 관한 변수들이며 이러한 발사조건 변수들은 그림 2와 같이 기총 발사조건 형상에 의해 결정되어진다.

그림 2는 임의의 방향으로 지향된 기총의 발사조건과 자유영역의 가상 등고선 평면(contour plane)을 보이고 있다. 여기서 $\bar{r}$, $\bar{u}$, θ, ϕ, h는 각각 총구로부터 격자점까지의 거리벡터, 총구의 단위벡터, 거리벡터와 총구단위벡터와의 사잇각, 그리고 총구와 등고선 평면의 수직거리를 의미한다. 좌표축의 원점은 총구에 위치하며 $y-z$평면은 등고선 평면과 수직을 이루고, 등고선 평면에 존재하는 임의의 격자점(grid point)과 총구와의 상대적 위치는 $\bar{r}$과 θ에 의하여 결정된다.

따라서 식 (1)을 이용하여 유도 압력파 모델을 수립하기 위해서는 적용되는 기총의 정확한 총기 특성들과 자유영역 내에서 원하는 위치에 해당하는 독립적인 발사조건이 결정되어야 한다.

2.1.2 반사 압력파 모델링

총구로부터 방사된 유도 압력파는 자유공간을

통하여 확장되며 구조표면에서 반사가 이루어진다. 반사 압력파는 유도 압력파의 동일한 t_a와 τ를 가지며 크기가 변화하게 된다. 압력파의 반사는 유도 압력파의 크기와 유도각에 따라서 크게 정규반사와 마하반사로 나눌 수 있다. 정규반사는 작은 유도각내에서 발생하며 경사충격파 이론[8]을 통하여 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{P_R}{P_I}=\frac{2\gamma}{\gamma+1}\left(M_2^2\sin^2\theta_2-1\right)+1 \tag{10}$$

여기서 P_R, P_I, γ, M_2, θ_2는 각각 반사 압력파 크기, 유도 압력파 크기, 비열비, 유도 압력파 내의 마하수(march number), 반사각을 의미한다.

정규반사 유도각 이상의 영역에서 발생하는 마하반사에 대해서는 경사충격파 이론의 적용이 불가능하며 직접적인 측정 또는 유동장의 해석이 필요하다. 본 연구에서는 마하반사를 구하기 위하여 그림 3과 같이 Fluent를 이용한 유동장 해석을 수행하였다. 해석 유동장은 압력입구조건(pressure inlet condition)이며 유동장 내부에 있는 반사대(reflecting block)의 반사각은 중심점을 기준으로 변화된다. 유체의 비열비가 클수록 마하반사의 최대 압력크기가 커지므로 보수적인 결과를 얻기 위하여 해석 유동장의 비열비 $\gamma=1.4$로 가정하였다. 해석은 $2\sim60psi$의 유도 과잉압력영역과 $0\sim90^\circ$의 유도각 영역에 대하여 수행되었다.

유도 압력파의 유도각(α_I)과 압력파 크기(P_I)에 따른 반사 압력파의 크기(P_R)는 그림 4와 같이 정규반사 영역에 대한 표현식 식(10)과 마하반사 영역에 대한 다음과 같은 3차와 1차 적합(cubic and linear fits)식들의 조합으로 표현될 수 있다.

$$\text{3차: } P_y(\alpha_x)=A_0+A_1\alpha_x+A_2\alpha_x^2+A_3\alpha_x^3 \tag{11}$$

$$\text{1차: } P_y(\alpha_x)=B_0+B_1\alpha_x \tag{12}$$

여기서 6개의 미지수를 결정하기위해서는 식(10)으로부터 구할 수 있는 3차 적합식의 시작점 A의 위치와 기울기, 1차 적합식의 끝점($P_y(\alpha_{x_0})=1$), 그리고 1차 접합식의 시작점 B의 위치를 알아야 한다. 따라서 해석 결과로부터 유도 과잉압력과 유도각에 따른 B점의 위치를 그림 5와 같이 지수 함수(exponential function)로 표현 하였다. 여기서 반사압력계수(reflected pressure coefficient)는 다음과 같다.

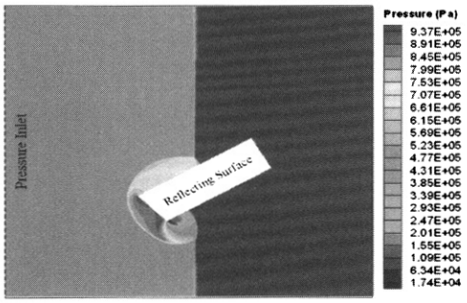

그림 3. 반사 압력파 (유도각: 60°, 유도 과잉압력: $50psi$)

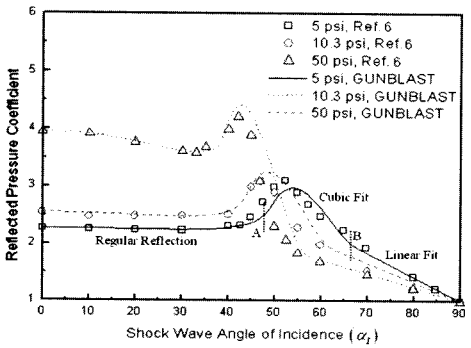

그림 4. 유도각에 따른 반사 압력파의 실험결과 및 GUNBLAST 예측

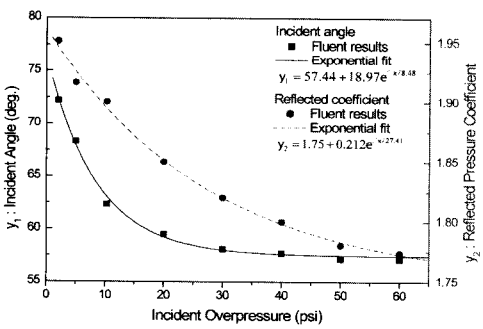

그림 5. 유도 과잉압력과 유도각에 대한 1차 접합식의 시작위치 B

$$C_{P_R}=(P_R-P_\infty)/(P_I-P_\infty) \tag{13}$$

식(3),(4),(10)~(12)와 MATLAB을 이용하여 기총 폭발파에 대한 모델(GUNBLAST)를 수립하였으며, 그림 4에서와 같이 GUNBLAST의 예측 결과와 참고문헌[6]의 실험결과가 잘 일치함을 확인할 수 있다.

III. 기총 폭발파 모델 검증

수립된 기총 폭발파 모델 GUNBLAST를 검증하기 위하여 참고문헌[6]의 30mm 자동기총(auto chain gun)에 대한 실험결과와의 비교를 수행하였다. 계산에 사용된 총기 특성 및 발사 조건은 표 1과 같다.

표 1. 총기 특성 및 발사 조건 (30mm gun)

a_m	920 m/s
V_p	780 m/s
ϕ	0.0 deg
h	0.26 m
D	30 mm
P_m/P_∞	330
γ	1.24
μ	0.78

그림 6은 GUNBLAST로 예측된 유도 압력파의 시간에 따른 압력형상을 보이고 있다. 시간에 따라서 최대 크기는 줄어들며 표면적의 증가를 확인할 수 있다. 또한 총구의 전방영역이 보다 큰 압력하중에 놓이는 뚜렷한 방향 의존성을 보이고 있다.

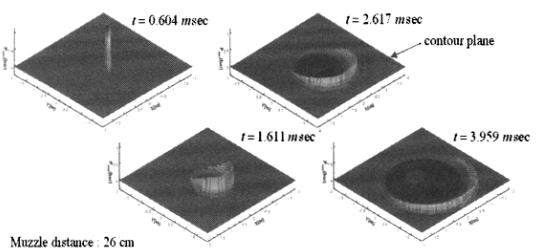

그림 6. GUNBLAST로 예측된 유도 압력파의 시간이력 (30mm gun)

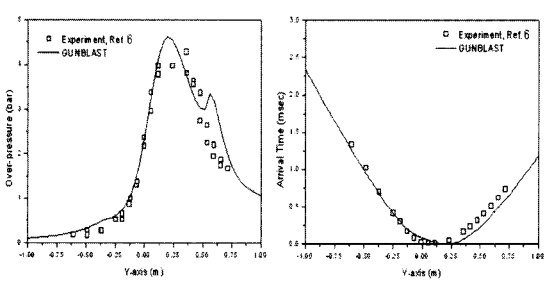

그림 7. 반사파 과잉압력과 폭발파 도착시간에 대한 GUNBLAT와 실험결과 비교

그림 7에서는 총구 방향에 대하여 반사 압력파의 과잉압력과 도착시간에 대한 예측 및 참고문헌[6]의 실험결과를 보이고 있으며, 두 결과가 잘 일치함을 확인할 수 있다.

IV. 구조해석을 위한 GUNBLAST 적용

4.1 평판구조에 대한 적용

수립된 폭발파 모델 GUNBLAST의 첫 번째 적용으로서 구조표면으로부터의 총구거리에 대한 모델링 특성을 파악하기 위하여 복합재 평판에 대한 폭발파 하중을 계산하여 균일하중과의 오차를 비교하였다. 해석에 사용된 평판의 형상과 기총 발사 조건은 그림 8과 같으며 12.7mm 기총에 대하여 최대 10m의 총구거리에 대한 해석을 수행하였다. 또한 그림 8은 GUNBLAST로 예측된 20cm의 총구거리에 대한 반사 폭발파 크기를 보이고 있다. 그림 9는 예측된 폭발파와 균일 하중

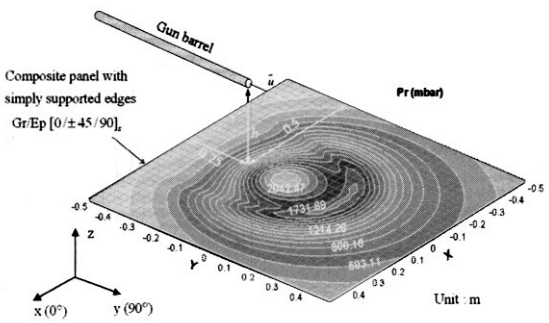

그림 8. GUNBLAST로 예측된 반사 폭발파의 크기 (12.7mm gun, h=20cm)

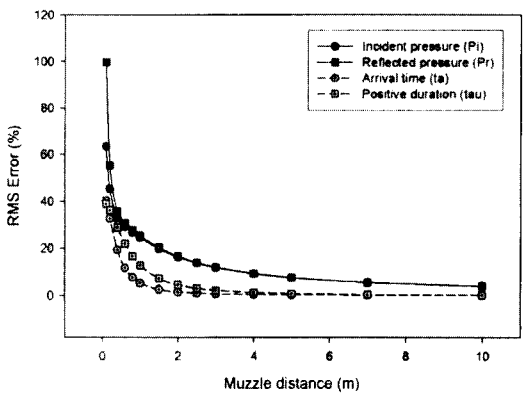

그림 9. 총구거리에 따른 반사 폭발파와 균일 하중과의 RMS 오차

에 대한 각 변수들(P_I, P_R, t_a, τ)의 정규화된 RMS 오차(normalized rms error)를 보이고 있다. 정규화 RMS 오차의 정의는 식(14)와 같으며 각각의 총구거리에 대한 균일 하중의 변수들은 GUNBLAST로 예측된 폭발파 변수들의 평판에 대한 평균값들을 이용하였다.

$$\varepsilon[\hat{\phi}] = \sqrt{E\left[\left(\hat{\phi}-\phi\right)^2\right]} \Big/ \phi \qquad (14)$$

여기서 $\hat{\phi}$는 평균값($E[\phi]$)을 의미한다.

그림 9의 결과를 통하여 특정 총구거리(~4m) 이하의 영역에서 균일 하중조건의 가정은 합당하지 않으며, 폭발파의 강한 방향 의존성을 고려한 실질적인 모델수립이 필요함을 확인할 수 있다.

4.2 항공기 날개의 천이응답

GUNBLAST의 두 번째 적용으로서 그림 10(a)와 같이 외부 연료탱크와 기총을 장착한 비행체 날개에 대한 천이응답 해석을 NASTRAN을 이용하여 수행하였다. 날개 하단(root)의 길이는 1.9m이며 구조조건을 적용하였다. 날개 폭(span)의 길이는 4.8m이며 외부 장착물은 날개 하단을 기준으로 연료탱크와 12.7mm 총구 직경의 기총이 장착되었다. 장착된 기총에 대해서 17Hz의 발사율(firing rate)을 가정하였다. 그림 10(b)는 날개하단에 부과된 반사 압력파의 최대 크기를 보이고 있다.

천이응답 해석은 1발과 50발 연속발사에 대하여 수행하였다. 그림 11은 연속적인 기총 발사에 따른 날개 끝단(tip)의 수직 변위를 보이고 있으며, 그림 12는 날개 끝단의 수직방향에 대한 가속도 PSD(power spectral density)결과를 보이고

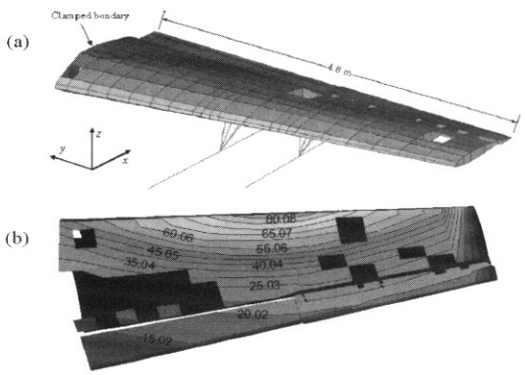

그림 10. (a) 날개 구조형상, (b) 날개 밑면에 부과된 반사 압력파 크기 (mbar)

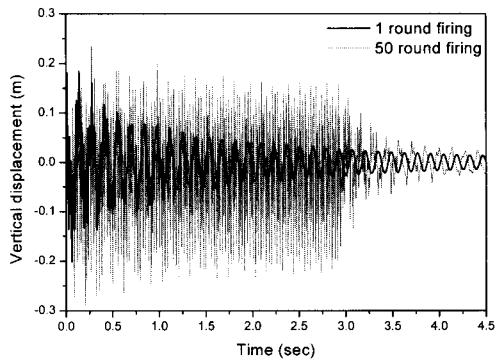

그림 11. 연속적 기총 발사에 따른 날개 끝단의 수직 변위

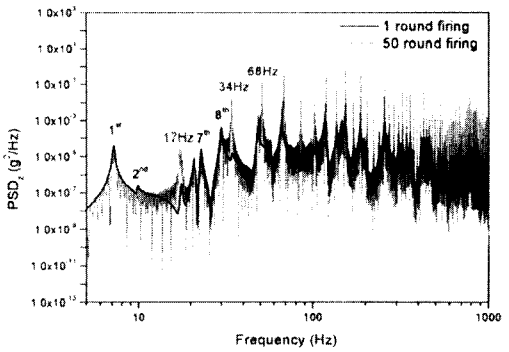

그림 12. 연속적 기총 발사에 따른 날개 끝단의 가속도 파워 스펙트럴 밀도

있다. 이러한 결과를 통하여 연속적인 기총발사에 따른 항공기 날개의 응답은 1발 발사에 대한 응답에 비하여 큰 변위와 가속도를 유발시킴을 확인할 수 있다. 특히 연속적 기총 폭발파 하중에 의해 유발되는 구조 진동은 구조물의 고유 모우드(natural model)를 가진하는 넓은 주파수 영역의 랜덤(random) 진동과 기총 발사율(17Hz)의 조화가진(harmonic excitation)의 조합으로 이루어지며, 고주파수 영역에 대하여 매우 큰 진동원인으로 작용할 수 있음을 확인할 수 있다. 따라서 기총발사에 따른 항공기 구조 및 내부에 장착된 장비에 유발되는 진동 수준을 정확히 예측하고 이를 설계에 반영하기 위해서는 장착될 기총에 대한 정확한 기총폭발파 모델 수립이 필요하다.

V. 결 론

항공기의 기총 발사에 의해 유발되는 폭발파 특성을 고찰하였으며, 기총 폭발파 모델을 수립

하였다. Friedlander Waveform과 스케일 기법을 이용하여 유도 압력파를 모델링 하였으며, 경사 충격파이론과 Fluent를 이용한 유동장 해석을 통하여 반사 압력파를 모델링 하여 실험결과와의 검증을 수행하였다. 수립된 폭발파 모델은 평판 및 항공기 날개의 구조해석에 적용되었으며 폭발파에 의해 유발되는 진동은 구조뿐만 아니라 항공기에 탑재된 장비에 고주파수 영역의 피해를 유발 시킬 수 있음을 확인하였다.

본 연구에서 수립된 기총 폭발파 모델 GUNBLAST는 기총 발사에 따른 항공기 구조 및 내부에 장착된 장비에 유발되는 진동에 대한 영향도 예측과 건전성 평가에 유용한 수단으로 활용될 수 있을 것이다.

참고문헌

1) Gunfire Vibration, Aircraft, *MIL-STD-810E*, 14 July 1989.

2) McCarthy, D. K., "Analysis and Test of Gun Blast Resistant Composite Structure", Boeing Company.

3) Moretti, G., "A Numerical Analysis of Muzzle Blast Precursor Flow", *Computers and Fluids*, Vol. 10, No. 1, 1982, pp. 51-86.

4) Turkmen, H. S., "Structural Response of Laminated Composite Shells Subjected to Blast loading: Comparison of Experimental and Theoretical Methods", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 249, No. 4, 2002, pp. 663-678.

5) Fansler, K. S., "Dependence of Free-Field Impulse on the Decay Time of Energy Efflux for a Jet Flow", *The Shock and Vibration Bulletin*, Bulletin 56, 1986, pp. 203-212.

6) Heaps, C. W., Fansler, K. S., and Schmidt, E. M., "Computer Implementation of a Muzzle Blast Prediction Technique", *The Shock and Vibration Bulletin*, Bulletin 56, 1986, pp. 213-229.

7) Ishii, R., Fujimoto, H., Hatta, N., and Umeda, Y., "Experimental and Numerical Analysis of Circular Pulse Jets", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 392, 1999, pp. 129-153.

8) Liepmann, H. W, "Elements of Gasdynamics", J. Wiley, New York, 1957.