

철갑탄 피격에 의한 군용 항공기 구조재료의 손상설계에 관한 연구

A Study on the Damage Design of Military Aircraft Structure Material
by Armor Piercing Bullet Hit

허 장 욱* 현 영 진**
Jangwook, Hur Youngjin, Hyun

Abstract

Database for the damage reference by armor piercing bullet test was established for both tube and plate specimens having a range of thickness. As the inclined angles of hit are increasing, it has been found that penetration damage diameter tends to increase accordingly in both specimen of the tube and plate, and such penetration damage diameter on the rear side becomes bigger than those on the front side. The tube specimen showed that the damage becomes bigger when central areas rather than the peripheral were hit. Through the plate test, it also has been found that the penetration ballistic limit for Al alloy is about 25.4mm and that of stainless steel about 12.7mm. From the fatigue analysis results using the database for damage reference, it has been identified whether the safety requirements of military aircraft could be met.

Keywords : Ballistic Damage Tolerance Design, Penetration Damage Diameter, Hit Incidence Angle, Minor's Rule, Total Damage, Reduction Factor, Safe Life, Armor Piercing Bullet

1. 서론

군용 항공기의 위협요소로는 적의 미사일과 철갑탄을 들 수 있으며, 이들로부터 생존성을 확보하기 위해 많은 연구가 이루어지고 있다. 이중 미사일에 대해서는 유도센서에 대한 chaff, flare, IRCM 등 능동방호 장

비가 적용되고 있으나, 철갑탄의 경우 무유도 방식으로 능동방호가 곤란하여 피탄 위험부위의 두께보강 등 내탄환 손상설계 개념 적용이 유일한 대응책으로 강구되고 있다.

이와 같이 피탄을 고려한 내탄환 손상설계는 항공기의 생존성과 직결되기 때문에 매우 중요하다. 그러나 대부분의 항공 선진국에서 이와 관련된 정보를 비공개로 취급하기 때문에 신규로 군용 항공기를 개발하기 위해서는 이 분야의 많은 연구가 수반되어야 한다.

즉, 과거의 전투경험을 토대로 예상되는 적의 위협을 검토하고, 항공기의 기체 구조에서 어느 부위가 적

† 2010년 6월 25일 접수~2010년 9월 17일 게재승인
* 방위사업청(Defense Acquisition Program Administration)
** 한국항공우주산업(Korea Aerospace Industries)
책임저자 : 허장욱(hhjw88@hanmail.net)

의 위협으로부터 취약한가 하는 생존성 분석이 기본적으로 요구된다^{1~3)}.

생존성 분석 결과를 바탕으로 취약부위에 대한 내탄환 손상 시험 및 해석을 수행하고, 그 결과를 설계에 반영함으로써 항공기 기체구조의 생존성을 확보하게 되는 것이다.

내탄환 손상에 대한 기준 및 요구도는 기존의 구조 설계 기준이나 군사규격에서 극히 제한적으로 다루어지고 있어 이를 해석적 도구로 정량화하여 적용하기 위해서는 상당한 어려움이 있다^{4~6)}.

따라서 본 연구에서는 군용 항공기의 기체구조 구성품에 대한 생존성 요구도 만족을 위한 방법으로, 피탄시험을 통해 내탄환 손상설계 기초데이터를 획득하고, 이를 내탄환 설계에 적용하는 절차와 사례를 제시하고자 한다.

2. 시험방법

가. 시험편과 치구 가공

시험편은 Fig. 1에 나타난 바와 같이 tube와 plate의 2가지 형상이 사용되었으며, 시험편의 관통 손상직경을 통계적으로 결정하기 위해 각각의 시험편에 대해 수차례씩 피탄시험을 실시하였다. 피탄시험에 사용된 시험편의 직경, 두께, 피탄 경사각 등을 Table 1, 2에 나타내었다.

특히, tube 형상의 시험편은 시험편의 중앙부분(center)과 가장자리(edge)를 관통하는 경우의 손상 유형을 확인하기 위해 0°의 피탄 경사각에 대해서만 시험을 실시하였다.

시험에 사용된 시험편 고정치구의 형상을 Fig. 2에

나타내었다. 시험편 고정치구는 피탄시 발생하는 강한 충격으로부터 시험편의 이탈을 방지하고, 사전에 계획된 피탄 경사각(0°, 30°, 60°)를 유지하며, 시험편을 견고하게 지지할 수 있도록 제작하였다.

Table 1. Tube specimens of firing test

diameter, D(mm)	thickness, t(mm)	hit incidence angle, Θ (°)	number of rounds	
			Al alloy (70 series)	stainless steel (PH13 series)
39.0	2.7	0	24	-
	3.5		20	-
50.0	4.0	0	-	13
Total			44	13

Table 2. Plate specimens of firing test

thickness, t(mm)	hit incidence angle, Θ (°)	number of rounds	
		Al alloy (70 series)	stainless steel (PH13 series)
3.2	0	5	-
	30	5	-
	60	5	-
12.7	0	5	2
	30	5	2
	60	5	2
25.4	0	5	2
	30	5	2
	60	5	2
Total		45	12

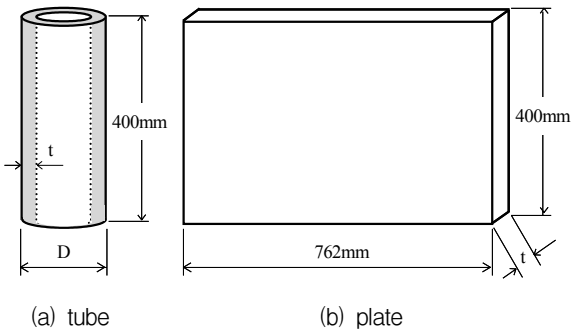


Fig. 1. Specimen configurations

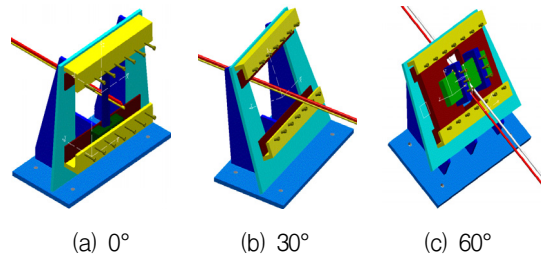


Fig. 2. Schematic diagram of the fixtures used for the specimen set up

나. 피탄시험

피탄시험은 국내 전문기관의 시험장을 이용하여 수행하였으며, 탄환은 철갑탄이 사용되었다. 시험에 적용된 피탄시험 개념도를 Fig. 3에 나타내었다.

시험에 사용된 기관총은 7.62mm cal. 50이며, 탄환의 표적 충돌속도를 측정하기 위해 표적 전방에 2m 간격으로 센서(photo screen)를 설치하고, universal counter (5335A)를 이용하였으며, 고속카메라(15,000frame/sec)를 사용하여 탄환 충돌시 거동을 관찰하였다.

아울러, 표적 전방에서 탄환의 길이방향 비행궤적의 각도 편차로 정의되는 요각(yaw angle)을 측정하였으며, 시험결과의 신뢰성을 확보하기 위해 측정된 요각이 허용범위인 5°를 초과하지 않음을 예비시험을 통하여 사전에 확인한 후 본 시험을 실시하였다^[6].

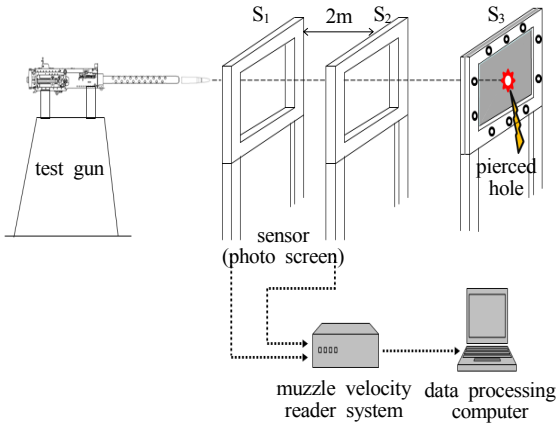


Fig. 3. Layout of the firing test

3. 시험결과 및 고찰

고속카메라를 사용하여 촬영한 Al 합금 tube의 피탄 장면을 Fig. 4에 나타내었다. 측정된 표적 충돌속도는 약 520m/s이었으며, Fig. 4(a)는 탄환이 tube의 전면부와 후면부에 직선 궤적을 나타내면서 중앙을 관통한 사진이고, Fig. 4(b)는 탄환이 고속카메라 방향 tube의 가장자리를 관통한 사진으로 명암차이에 의해 상하로 이등분된 것처럼 보이고 있다.

피탄시험후 tube 전면부와 후면부의 사진을 Fig. 5에 나타내었다. Al 합금 시험편의 경우 낮은 기계적 강도 특성에 기인하여 후면부가 찢어진 듯한 모습을 보이고 있으나, 상대적으로 높은 기계적 강도 특성을 보유



(a) tube center



(b) tube edge

Fig. 4. Photographs of the center and edge hit tube (15,000frame/sec)

type	front side		rear side	
	center	edge	center	edge
Al alloy D ₁ : 39mm, t ₁ : 3.5mm				
stainless steel D ₂ : 50mm, t ₂ : 4.0mm				

Fig. 5. Photographs of front and rear side to the tube specimens

Table 3. The results of penetration damage diameter to the tube specimens

material	thick, t(mm)	shape	front side		rear side		number of testing
			average	standard deviation	average	standard deviation	
Al alloy	2.7	center	17.7	0.9	20.9	4.2	18
		edge	15.5	8.5	21.9	2.3	6
Al alloy	3.5	center	18.8	1.3	22.6	4.1	16
		edge	16.8	5.4	25.7	3.0	4
stainless steel	4.0	center	14.8	1.8	14.3	0.7	3
		edge	13.9	3.8	15.1	0.7	3

한 스테인리스강의 경우 후면부가 깨끗한 모습을 나타내고 있다.

피탄시험후 tube 전면부와 후면부 관통 손상직경의 측정결과를 Table 3에 나타내었다. Al 합금의 2.7mm

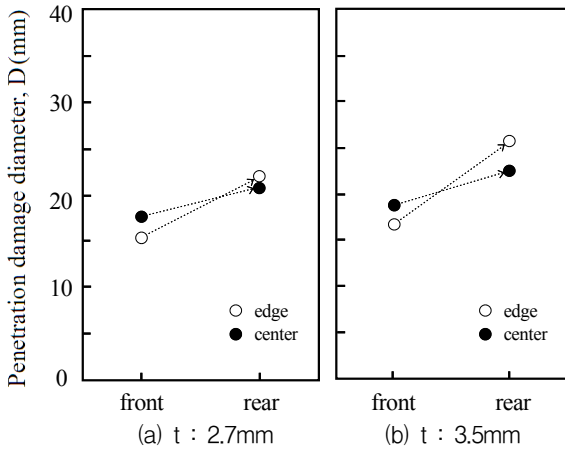


Fig. 6. Relation between tube thickness and penetration damage diameter of Al alloy tube

두께와 3.5mm 두께 tube의 최대 관통손상 직경은 각각 21.9mm와 25.7mm이고, 스테인리스강의 4mm 두께 tube의 최대 관통손상 직경은 15.1mm이다.

또한, Al 합금의 관통손상 직경과 tube 두께의 관계를 Fig. 6에 나타내었다. tube 두께가 2.7mm와 3.5mm인 시험편 모두에서 관통 손상직경은 후면부가 전면부보다 크다. 아울러, 전면부에서는 중앙이 가장자리보다 관통 손상직경이 크나, 후면부에서는 가장자리가 중앙보다 관통 손상직경이 크고, tube 두께가 3.5mm인 시험편이 2.7mm인 시험편 보다 후면부의 관통 손상직경이 다소 증가하는 경향을 보이고 있다.

이러한 현상은 총열의 강선효과로 인해 탄환의 비행간 발생한 회전에 기인한 것으로 판단된다. 특히, 모서리 부분에서는 전면부 관통직후 탄환 회전의 불규칙성 증가로 인해 후면부 관통직경이 커진 것으로 보인다.

피탄시험 후 plate 전면부와 후면부의 형상을 Fig. 7에 나타내었다. 피탄 경사각이 0°의 경우 Al 합금의 25.4mm 두께 plate와 스테인리스강의 12.7mm 두께 plate에 탄환이 박히거나 관통하였으며, 피탄 경사각이 30°이상의 경우에는 동일한 두께의 plate 표면에서 탄환이 튕겨나갔다.

Al 합금 plate 시험편을 대상으로 피탄 경사각과 관통 손상직경의 관계를 Table 4에 나타내었다. Al 합금의 3.2mm, 12.7mm, 25.4mm 두께 plate의 최대 관통 손상직경은 각각 37.8mm, 47mm, 65.4mm이고, 스테인리스강의 12.7mm 두께 plate의 최대 관통 손상직경은 15.6mm이다.

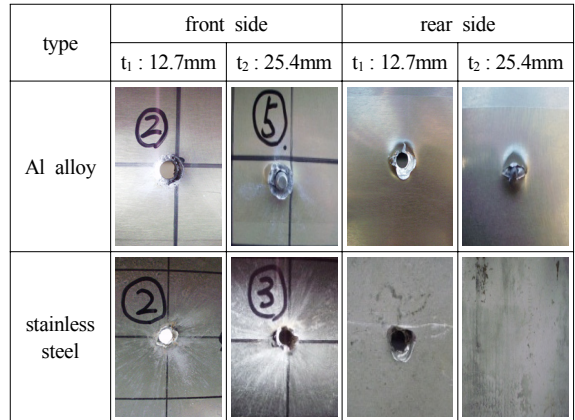


Fig. 7. Photographs of front and rear side to the plate specimens

Table 4. The results of penetration damage diameter to the plate specimens

material	thick, t(mm)	hit incidence angle, $\theta(^{\circ})$	front side		rear side		number of testing
			average	standard deviation	average	standard deviation	
Al alloy	3.2	0	12.7	0.5	13.8	1.0	5
		30	18.3	1.0	19.0	1.0	5
		60	37.8	1.7	30.9	1.4	5
	12.7	0	11.1	0.3	13.4	1.5	5
		30	13.0	2.2	14.1	4.8	5
		60	47.0	10.1	-	-	5
	25.4	0	11.0	0.4	-	-	2
		30	18.4	2.4	-	-	2
		60	65.4	6.4	-	-	2
stainless steel	12.7	0	10.4	0.4	15.6	0.7	2
		30	-	-	-	-	2
		60	-	-	-	-	2

또한, Al 합금의 관통 손상직경과 피탄 경사각의 관계를 Fig. 8에 나타내었다. 피탄 경사각이 커짐에 따라 관통 손상직경이 증가하였으며, 후면부의 관통 손상직경이 전면부보다 크다.

이는 판재의 경사각으로 인해 발생하는 관통직경의 기하학적 형상을 주요 요인으로 고려할 수 있다. 즉, 0° 관통시 관통직경을 D_0 라 하면, θ° 경사진 판재에 동일 직경의 탄환이 관통될 때, 이론적 직경은 기하학적으로 $D_{\theta} = D_0/\cos\theta$ 로 된다. 또한, 피탄 경사각이 커

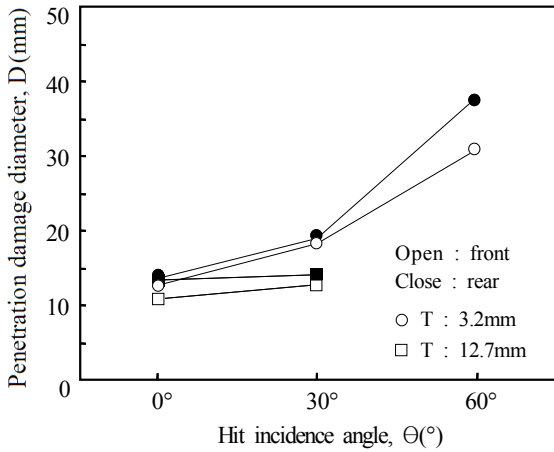


Fig. 8. Relation between penetration damage diameter and hit incidence angle of Al alloy plate

질수록 탄환의 관통상태가 불안정하여 관통 손상직경에 대한 표준편차가 증가하였다.

아울러, 두께가 12.7mm인 시험편보다 3.2mm인 시험편의 관통 손상직경이 약간 더 크며, 피탄 경사각이 증가함에 따라 관통 손상직경에 대한 두께의 영향이 두드러지게 나타났다. 피탄 경사각이 60°의 경우에는 12.7mm의 두께에 대해 관통하지 못하였기 때문에 데이터를 표시할 수 없었다.

4. 내탄환 손상 설계적용

가. 내탄환 손상 설계절차

일반적인 내탄환 손상설계를 위한 개념도를 Fig. 9에 나타내었다. 항공기 안전에 크게 영향을 주는 분야를 중심으로 피탄에 취약한 대상품목과 형상을 선정하고, 피탄시험을 통해 손상 DB를 구축하며, 이를 이용하여 구조물 형상 및 크기를 정의하는데, 이 때 요구도를 충족하는 수준까지 반복 해석을 통하여 내탄환 손상 설계(sizing)을 최종 완료하였다.

여기서, 설계 적용을 위한 손상 DB는 부품별 손상 유형 및 크기로서 3절의 시험결과 분석을 통하여 획득하였다.

이러한 내탄환 손상 설계적용은 적의 기관총 공격으로 인한 피탄시 항공기 안전에 위협을 주는 품목을 대상으로 수행하게 되며, 한 예로서 Fig. 10에 나타난 엔진 지지구조물을 들 수 있다.

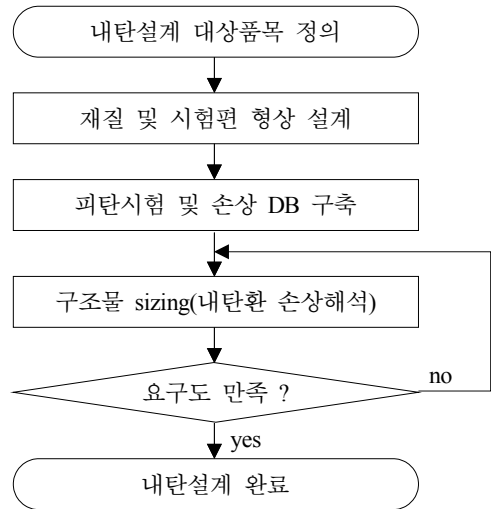


Fig. 9. Block diagram of the ballistic damage tolerance design

나. 적용모델 및 응력해석

엔진 지지구조물은 Fig. 10에 나타난 바와 같이 엔진의 좌, 우측과 끝 부분의 3점지지로 되어 있다. 그러나 엔진 끝 부분은 외부에 노출이 되지 않기 때문에 엔진 좌, 우측에 설치된 지지구조물에 대해서만 내탄환 손상설계가 요구된다.

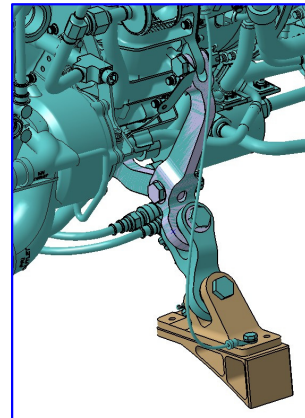


Fig. 10. Configuration of engine support structure

내탄환 손상 해석시 탄도손상 해석에 고려된 손상크기는 Table 5에 나타난 것처럼 엔진 지지구조물과 유사한 두께와 물리적 특성을 보유한 12.7mm 두께의 스테인리스강 plate의 피탄 경사각 0°에 대한 시험결과(Table 4)를 이용하였다.

Table 5. Damage of engine support structure

material	penetration damage diameter, D(mm)	hit incidence angle(°)
stainless steel	15.6	0

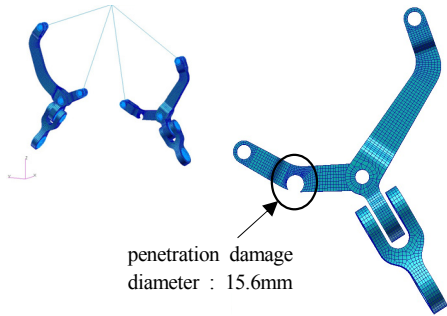


Fig. 11. Modelling of engine support structure with ballistic damage

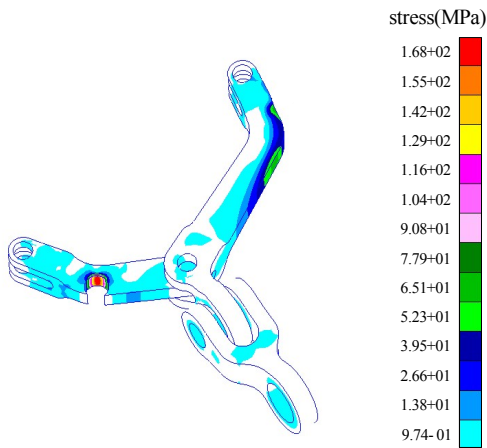


Fig. 12. The stress analysis result of engine support structure with ballistic damage.

3차원 FEM 해석은 Fig. 11에 표시한 것처럼, 군용 항공기의 안전성 측면에서 엔진 지지구조물 응력집중 부분의 edge에 탄도손상이 위치한 보수적인 조건을 적용하여 피로해석과 탄도손상 허용설계를 수행하였으며, NASTRAN 프로그램의 CHEXA, CBUSH, RBE2 모델을 사용하였다.

여기서 엔진 지지구조물의 설계하중은 static load와 dynamic load의 스펙트럼으로 구분되며, 대부분의 하중 스펙트럼은 엔진 지지구조물에 압축하중으로 작용

한다.

FEM 해석결과 얻어진 응력분포를 Fig. 12에 나타내었다. 피탄으로 인한 손상부위에 168MPa의 최대 인장응력이 발생하였으며, 피탄부위를 제외한 다른 부분에서는 90.8MPa 이하의 인장응력이 분포되어 있다. 이는 엔진 지지구조물의 인장강도(1,137MPa) 보다 매우 낮은 응력을 나타내고 있음을 알 수 있다.

다. 피로해석과 내탄환 손상 설계

군용 항공기 핵심부품의 안전성은 적으로부터 피탄 후 기지까지 안전 복귀를 위해 필요한 최소 비행시간 (required life time)의 충족여부로 판단하게 되며, 핵심부품의 재료특성을 나타내는 피로수명 곡선(S-N curve)을 이용하여 확인할 수 있다.

즉, static load와 dynamic load로 부터 equivalent stress를 산출하고, S-N curve를 이용하면 Minor's rule로부터 total damage(D)는 식 (1)과 같이 계산이 가능하다.

$$D = \sum D_i = \sum \frac{n_i}{N_i} = \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \frac{n_1}{N_1} + \dots \quad (1)$$

여기서, n_i 는 i 번째 응력수준에서의 cycle 횟수, N_i 는 i 번째 응력수준에서 파괴시의 cycle 횟수, n_i / N_i 는 i 번째 응력수준에서의 damage 비율을 나타낸다. 따라서 안전수명(T)은 식 (1)과 요구수명으로부터 식 (2)와 같이 계산할 수 있다.

$$T = \frac{1}{D} \times \text{Required Life Time} \quad (2)$$

엔진 지지구조물에 대한 S-N curve(실선)와 안전율을 고려한 Working S-N curve(점선)를 Fig. 13에 나타내었다.

일반적으로 항공기 구조물의 피로수명 예측을 위한 Working S-N curve는 시험횟수와 신뢰수준 등을 고려하여 Mean S-N curve의 약 1/2~1/3에 해당하는 감소계수(reduction factor)를 적용한다^[7,8].

Fig. 13에서 ▲ 표시는 해당되는 cycle을 가진 각각의 피로하중들에 의한 등가응력(equivalent stress)을 나타내고 있으며, 이들 등가응력이 Working S-N curve의 피로한도 보다 매우 작아 해당 부품의 안전수명은 요구도를 충족하는 것으로 평가되었다.

이러한 피로해석 결과로부터 내탄환 손상에 따른 군

용 항공기 핵심부품의 안전성을 확인하였으며, 그 결과를 내탄환 손상설계에 적용하였다.

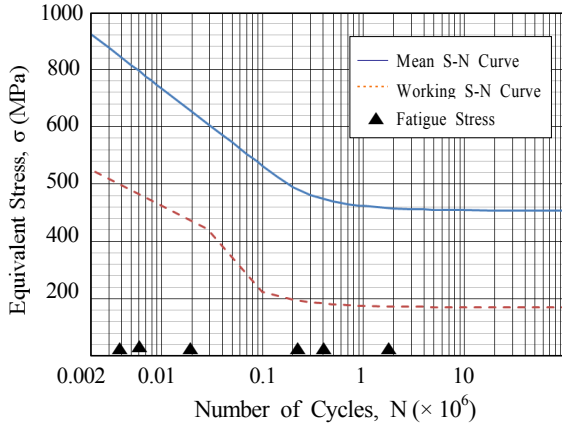


Fig. 13. Relation between damage distribution and each fatigue loads.

5. 결론

군용 항공기의 손상설계 개념 정립을 위해 철갑탄 피격에 의한 손상유형 연구 및 설계적용을 검토하였다. 얻어진 결과를 요약하면 다음과 같다.

- (1) Tube 시험편 전면부의 관통 손상직경은 중앙이 가장자리보다 크나, 후면부에서는 중앙이 가장자리보다 작다.
- (2) Al 합금의 2.7mm와 3.5mm 두께 tube의 최대 관통 손상직경은 각각 21.9mm와 25.7mm이고, 스테인리스강의 4.0mm 두께 tube의 최대 관통 손상직경은 15.1mm 이다.
- (3) Plate 시험편의 피탄 경사각이 증가할수록 관통 손

상직경이 증대되었으며, 관통 손상직경은 전면부보다 후면부가 더 크다.

- (4) Al 합금의 3.2mm, 12.7mm, 25.4mm 두께 plate의 최대 관통 손상직경은 각각 37.8mm, 47.0mm, 65.4 mm이고, 스테인리스강의 12.7mm 두께 plate의 관통 손상직경은 15.6mm이다.
- (5) 피탄시험을 통해 손상 DB를 구축하였으며, 이를 이용한 피로해석 결과로부터 군용 항공기의 생존성 요구도 충족여부를 확인할 수 있었다.

Reference

- [1] John G. Avery, Design Manual for Impact Damage Tolerant Aircraft Structure, AGARD-AG-238, 1981.
- [2] J. E. Jensen, The Ballistic Damage Characteristics and Damage Tolerance of Wing Structural Elements, Damage Tolerance in Aircraft Structures, ASTM, pp. 215~229, 1970.
- [3] D. F. Haskell., "Damage Tolerance of Semi-monocoque Aircraft", Specialists Meeting on Impact Damage Tolerance of Structures, AGARD-CP-186, 1976.
- [4] MIL-HDBK-336-1, Survivability, Aircraft, Nonnuclear, General Criteria, Vol.1, 1982.
- [5] MIL-HDBK-336-2, Survivability, Aircraft, Nonnuclear, Airframe, Vol.2, 1983.
- [6] MIL-STD-662F, V₅₀ Ballistic Test for Armor, Department of Defense Test Method Standard, 1997.
- [7] J. A. Bannantine, J. Comer, J. Handrock, Fundamentals of Metal Fatigue Analysis, Prentice Hall, pp. 6~15, 1990.
- [8] MIL-HDBK-5H, Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structure, 1998.