

## Original Article

https://doi.org/10.12985/ksaa.2019.27.2.009  
ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

## 복합재 박막 구조물의 압축강도 예측

김성준\*, 이동건\*

## Predicting the Compressive Strength of Thin-walled Composite Structure

Sung Joon Kim\*, Donggeon Lee\*

## ABSTRACT

The initial buckling of thin walled structures does not result in immediate failure. This post buckling capability is used to achieve light weight design, and final failure of thin walled structure is called crippling. To predict the failure load, empirical methods are often used for thin walled structures in design stage. But empirical method accuracy depend on geometry. In this study, experimental, empirical and numerical study of the crippling behavior of I-section beam made of carbon-epoxy are performed. The progressive failure analysis model to simulate the crippling failure is evaluated using the test results. In this study, commercial software LS-DYNA is utilized to compute the collapse load of composite specimen. Six kinds of specimens were tested in axial compression where correlation between analytical and experimental results has performed. From the results, we have partially conclude that the flange width-to-thickness ratio is found to influence the accuracy of empirical and numerical method.

**Key Words** : Composite(복합재료), Crippling(크리플링), Thin walled structure(박막구조), Effective width(유효 폭)

## 1. 서 론

항공기 구조물은 압축하중을 효과적으로 지지하기 위해 여러 가지 형상의 박막(Thin-walled) 구조물을 보강재로 사용한다. 박막 구조물의 좌굴거동은 길이의 함수이다. 즉 길이가 긴 경우 구조물은 단면의 형상은 유지되면서 좌굴이 되는 전체좌굴(Global buckling)이 발생하고 길이가 짧으면 모서리 부분은 단면이 유지되고 자유단 등에 국부좌굴이 발생한다. 박막 구조물이 압축하중을 받게 되면

플랜지(Flange)와 웹(Web)에서 국부좌굴(Local buckling)이 발생한다. Fig. 1은 여러 가지 단면 형상에 대한 국부좌굴 형상을 보여준다.



Fig 1. Form of local buckling of various section

Fig. 1에서 보듯이 단면의 일부 즉 자유단 및 모서리 부분 사이가 먼저 국부좌굴이 발생하게 된다. 국부좌굴 후 모서리 부분의 응력은 증가하고 국부좌굴이 생긴 부분은 응력이 증가하지 않거나 감소한다. 즉 박막 구조물은 좌굴이 발

Received : 05. Jun. 2019. Revised : 18. Jun. 2019.

Accepted : 25. Jun. 2019

\* 한국항공우주연구원

연락처 E-mail : yaelin@kari.re.kr

연락처 주소 : 대전광역시 유성구 과학로 169-84

생해도 파손이 발생하기 전까지 하중을 감당할 수 있다[1]. Fig. 2에서 보듯이 국부적인 좌굴 후 구조물의 전체적인 강성은 감소하게 되지만 최종파단 하중( $P_{cc}$ )은 국부좌굴하중( $P_{cr}$ ) 보다 크다. 국부 좌굴 후 최종파단 하중사이에서 구조물의 강성 저하는 기하학적 비선형과 재료 비선형 및 파손 때문에 발생 한다. 구조물의 파손 시 모서리는 소성영역을 초과하거나 파손이 되고 단면의 형상은 뒤틀리게 된다. 박막 구조의 이러한 손상형태를 크리플링(Crippling)이라고 한다. 압축을 받는 박막 복합재료 구조물의 압축강도는 국부좌굴과 좌굴 후 거동에 의해 결정 된다. 좌굴 후 거동은 초기 좌굴이 발생한 후 구조물의 파단 될 때까지의 범위이다. 좌굴 후 거동 중에는 변형이 커지고 최종적으로 큰 변형률이 재료의 파손을 발생시킨다.

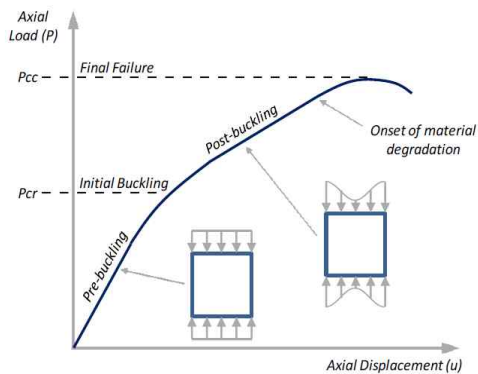


Fig 2. Typical load displacement behavior of a thin plate

압축하중을 받는 세미모노코크 구조물(Semi-monocoque structure)의 파손은 좌굴 후 거동과 국부적인 좌굴 및 재료파손에 영향을 받는다[2]. 항공기 구조물의 경량화를 위해 많이 사용되는 보강된 판(Stiffened panel)은 보강재 사이의 판이 좌굴 되어도 파손이 되기 전까지 하중을 감당할 수 있다. 현재 보강된 판의 파단하중을 예측하기 위한 이론적인 연구가 금속재 구조물에 대하여 많이 수행되었다[3]. 보강된 판넬의 좌굴 후 거동과 응력/변형률 분포는 복잡하고 비선형이며, 최종 파단하중은 보강재의 크리플링 강도와 연관되어 있다. 본 연구에서는 복합재 박막 구조물의 크

리플링 강도를 실험, 실험식 및 수치해석적인 방법을 이용하여 검토하였다.

## II. 크리플링 강도 평가

### 2.1 실험식을 이용한 강도평가

MIL-HDBK-17에서는 복합재 크리플링 강도에 대한 실험식을 제공하고 있다[4]. Fig. 3은 no edge free 경계조건에 대한 선도이고, Fig. 4는 one edge free 경계조건에 대한 선도이다. No edge free의 경우 실험데이터를 최소자승법(Least square method)을 이용하면 식(1)로 표현 된다. 여기서  $F_{cc}$ 는 적층판의 크리플링 강도,  $t$ 는 두께,  $b$ 는 폭 그리고  $F_{cu}$ 는 적층판의 압축 강도이다. 식(2)는 예비설계 시 적용하도록 제안한 식이다.

$$\frac{F_{cc}}{F_{cu}} = 14.92(b/t)^{-1.124} \quad (1)$$

$$\frac{F_{cc}}{F_{cu}} = 11.00(b/t)^{-1.124} \quad (2)$$

사이징(sizing)을 수행하는 경우 식(1)을 적용하고 압축강도는 B-basis 물성을 적용한다. 만약 B-basis 물성이 없는 경우에는 식(2)를 적용한다. 이 경우  $F_{cu}$ 는 평균값을 사용한다. Table 1은 T700G/2510의 적층판 압축강도이다[5]. 적층판의 구성비는 0% /  $\pm 45\%$  / 90%로 표현된다. 임의의 구성비에 대한 적층판의 강도는 최소자승법을 이용하여 구한다. Table 1에서 B-basis 압축강도는 평균값의 76% 수준이다.

Table 1. T700G/2510 laminate properties

Property	Layup	50/40/10		25/50/25		10/80/10	
		B-basis	Mean	B-basis	Mean	B-basis	Mean
$F_{cu}$	MPa	542.6	710.2	419.2	548.8	276.5	362.0
$E$	GPa	-	66.95	-	44.33	-	29.23
$\epsilon_{cu}$	$\mu$	8104.6		9456.4		9459.5	

One edge free의 경우 식(3)~(4)로 표현된다.

$$\frac{F_{cc}}{F_{cu}} = 2.151(b/t)^{-0.717} \quad (3)$$

$$\frac{F_{cc}}{F_{cu}} = 1.63(b/t)^{-0.717} \quad (4)$$

Table 2는 최소자승법으로 구한 식과 예비설계 시에 적용하도록 제안된 식의 결과 값을 비교한 것이다. 해석결과 최소자승법과 예비설계 시에 적용하는 선도의 비는 73.7% ~ 75.8%로 복합재 압축강도의 평균 강도와 B-basis 물성의 비와 유사함을 알 수 있다.

Table 2. Comparison of crippling strength between least square fit and preliminary design curve

Type	Least square fit Equation	Preliminary design Equation	Preliminary design / Least square fit (%)
No edge free	0.711	0.524	73.7
One edge free	0.309	0.234	75.8

임의의 형상을 갖는 보강재의 크리플링 강도는 식(5)를 이용하여 계산한다. 막 구조의 보강재의 각 구성요소에 대한 크리플링 강도를 적용하여 계산한다.

$$F_{cc_{st}} = \frac{\sum_{i=1}^N F_{cc_i} b_i t_i}{\sum_{i=1}^N b_i t_i} \quad (5)$$

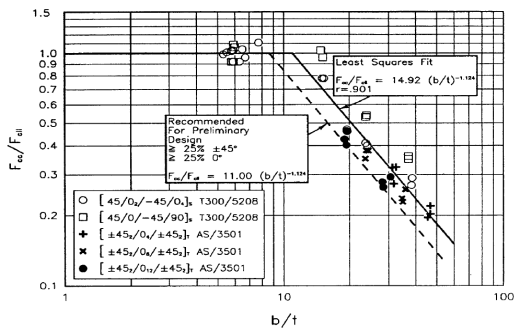


Fig 3. Normalized crippling data for the no edge free case [4]

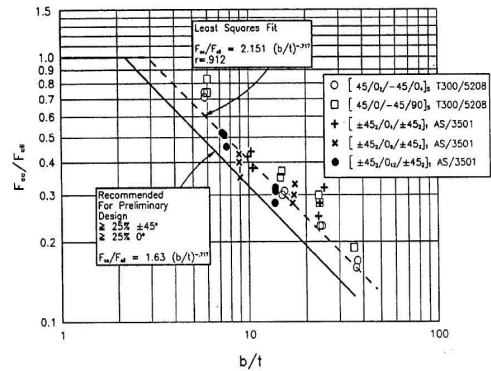


Fig 4. Normalized crippling data for the one edge free case [4]

## 2.2 수치해석을 이용한 강도평가

복합재 보강재의 크리플링 현상과 최종 파단 해석을 위하여 상용 프로그램인 LS-Dyna를 사용하였다. 파손 해석은 Fig. 5의 절차를 사용하였다.

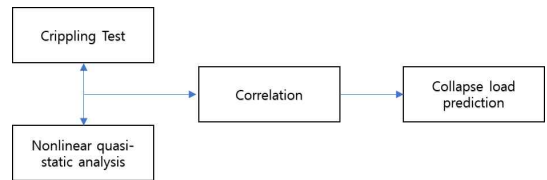


Fig 5. Crippling analysis procedure

크리플링 해석을 위한 유한요소 모델의 적절성 및 정확성을 확보하기 위해 수치해석 기법을 검토하였다. 구조물의 파손해석을 수행하는 경우 수치해석 기법 중 내연적인 방법(Implicit scheme)과 외연적인 방법(Explicit scheme) 모두 적용 가능하다. 내연적인 방법은 외연적인 방법보다 시간증분을 크게 할 수 있으므로 계산시간이 외연적인 방법보다 효율적이다. 하지만 파손 등 비선형성이 커지는 경우 계산결과가 수렴하지 못하고 발산하게 된다. 외연적인 방법은 해석결과에 노이즈(Noise)가 많은 단점이 있지만 여러 가지 수치해석 방법을 이용하여 계산 시간을 줄일 수 있으며 최종 파단하중을 좀 더 정확하게 예측할 수 있으므로 본 연구에서는 외연적인 방법을 이용하여 해석을 수행하였다. 크리플

링에 의한 파손해석은 식(6)의 동적 평형식을 이용한 준정해석(Quasi-static analysis) 적용하였다.

$$M\ddot{x} + c\dot{x} + Kx = f(t) \quad (6)$$

해석 시 유한요소의 크기와 하중부가속도 등이 해석결과에 영향을 준다. 유한요소의 크기가 클수록 파손하중은 다소 크게 나타나고, 해석 시 하중부가 속도를 크게 하면 노이즈가 많이 생기고 파손하중이 크게 평가된다. 또한 실제와는 다르게 국부적인 파손이 나타나게 된다[6]. 본 연구에서는 라미나 수준(lamina-level)의 파손 기준을 이용한 수치해석 모델을 이용하여 복합재 구조물의 크리플링 강도를 평가하였다. 강성 및 강도저하 모델을 이용하여 파손이 발생하는 경우 재료물성을 감소시켰다. 본 논문에서는 상용 프로그램인 LS-DYNA의 점진적 파손 모델(Material model 54/55)을 이용하여 해석을 수행하였다. 재료 모델은 식(7) ~ (10)을 적용하여 각 파손의 종류에 따라 강성을 제거한다[7].

Tensile fiber mode,  $\sigma_{11} \geq 0$ ;

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right) - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (7)$$

$$E_1 = E_2 = G_{12} = \nu_{21} = \nu_{12} = 0$$

Compressive fiber mode,  $\sigma_{11} \leq 0$ ;

$$e_c^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (8)$$

$$E_1 = \nu_{21} = \nu_{12} = 0$$

Tensile matrix mode,  $\sigma_{22} \geq 0$ ;

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right) - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (9)$$

$$E_2 = \nu_{21} = 0 \rightarrow G_{12} = 0$$

Compressive matrix mode,  $\sigma_{22} \leq 0$ ;

$$e_d^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S_c}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_c}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (10)$$

$$E_2 = \nu_{21} = \nu_{12} = 0 \rightarrow G_{12} = 0$$

## 2.3 크리플링 시험

크리플링 강도의 특성을 분석하기 위해 실험을 수행하였다. 시편은 T800급 탄소 복합재료인 H3055 프리프레그(Prepreg)를 이용하여 제작하였다. Table 3은 라미나(Lamina)의 재료물성이다. 개략적인 모델의 형상과 치수는 Fig. 6과 Table 4와 같다. Figs. 7~12는 Table 4의 시편에 대한 하중-변위 선도이다. Figs. 13~14는 시편의 길이와 두께의 비( $L/t$ )와 좌굴강도의 관계를 보여준다. Fig. 13은 A1~A3의 실험결과이고, Fig. 14는 B1~B3에 대한 실험결과이다.  $L/t$ 가 커질수록 좌굴강도가 작아지는 것을 알 수 있다.

Table 3. Material properties of CFRP lamina

Properties	Values
$E_1$ (GPa)	146.1
$E_2$ (GPa)	7.7
$G_{12}$ (GPa)	3.6
$\nu_{12}$	0.355
$\sigma_{1t}$ (MPa)	2551.8
$\sigma_{1c}$ (MPa)	945.2
$\sigma_{2t}$ (MPa)	36.7
$\sigma_{2c}$ (MPa)	156.1

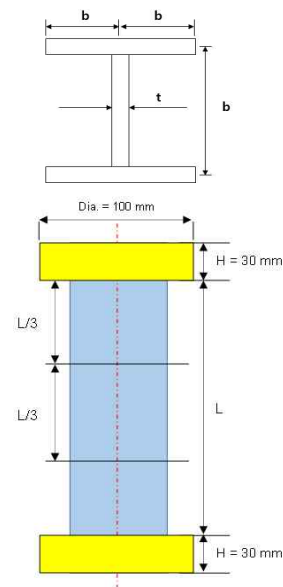
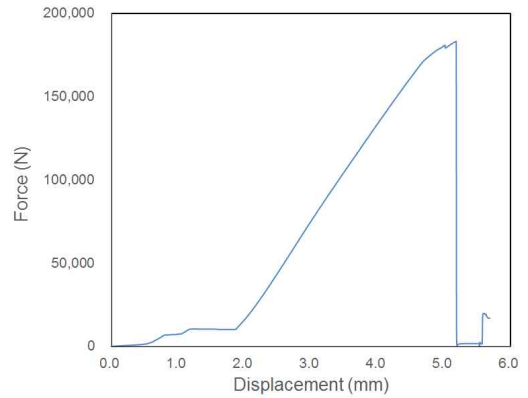


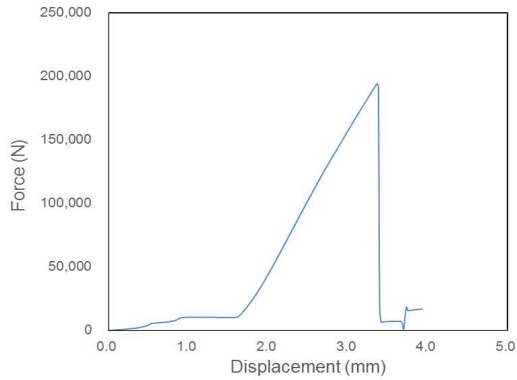
Fig 6. Specimen configuration and size

**Table 4. Layup pattern and dimension**

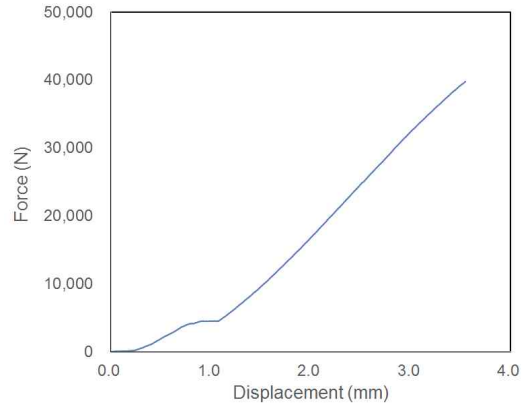
Specimen	Layup	t(mm)	b(mm)	L(mm)
A1	[45/-45/0/90] <sub>2s</sub>	1.472	30.0	100.0
A2	[45/-45/0/90] <sub>2s</sub>	1.472	30.0	200.0
A3	[45/-45/0/90] <sub>2s</sub>	1.472	30.0	300.0
B1	[45/-45/0/90] <sub>4s</sub>	2.944	30.0	100.0
B2	[45/-45/0/90] <sub>4s</sub>	2.944	30.0	200.0
B3	[45/-45/0/90] <sub>4s</sub>	2.944	30.0	300.0



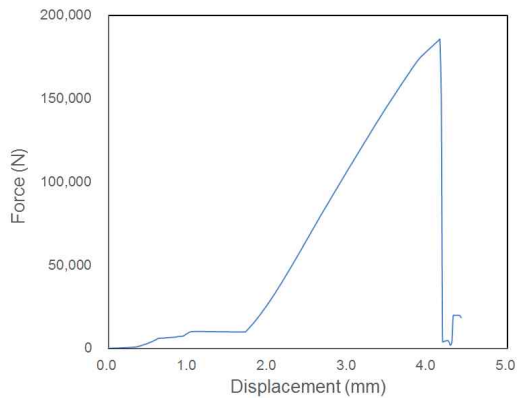
**Fig 9. Force-displacement curve for A3 specimen**



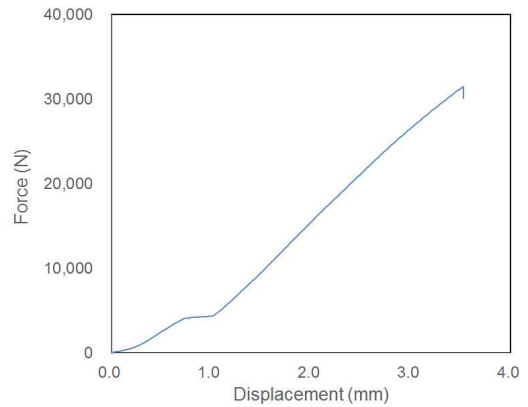
**Fig 7. Force-displacement curve for A1 specimen**



**Fig 10. Force-displacement curve for B1 specimen**



**Fig 8. Force-displacement curve for A2 specimen**



**Fig 11. Force-displacement curve for B2 specimen**

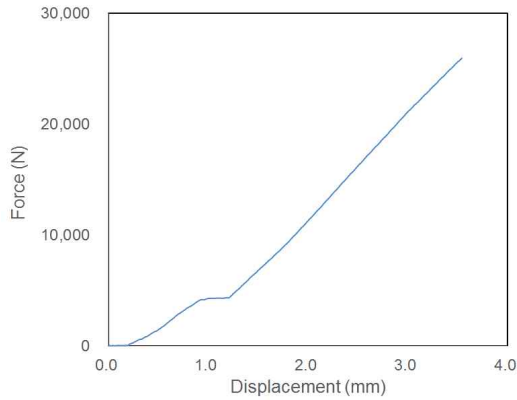


Fig 12. Force-displacement curve for B3 specimen

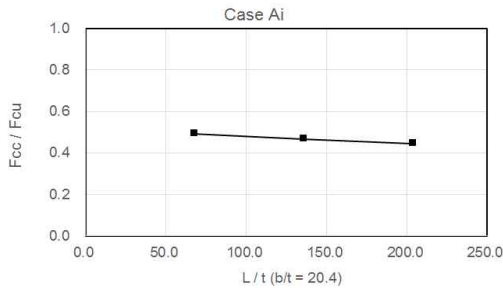


Fig 13. Crippling strength v.s. L/t for A1~A3 specimens

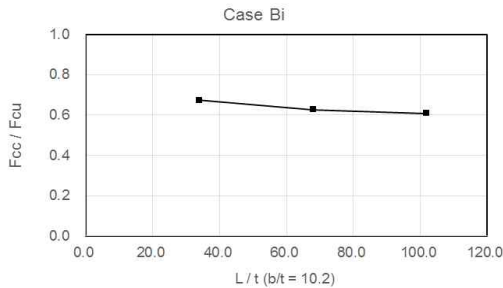


Fig 14. Crippling strength v.s. L/t for B1~B3 specimens

### III. 결과 분석

#### 3.1 실험식과 실험결과 비교

Figs. 15~16은 실험식과 실험결과를 비교한 것이다. 실험식은 유인기에 적용하기 위해 개발된 것으로 실험데이터가 비교적 두꺼운 경우에 대하

여 최소자승법을 이용하여 구한 식이다. 따라서 시편의 두께가 얇을수록 실험결과와 차이가 난다. 즉  $b/t$ 가 클수록 실험식과 실험결과의 오차가 커진다.  $L/t$ 가 클수록 실험식과 일치하는 것은 좌굴의 형태가 국부좌굴에서 보의 전체적인 좌굴 (Euler's buckling)로 전환되기 때문이다.

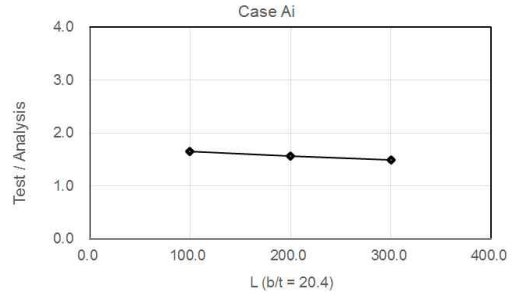


Fig 15. Comparison of crippling strength between test and empirical equation for A1~A3 specimens

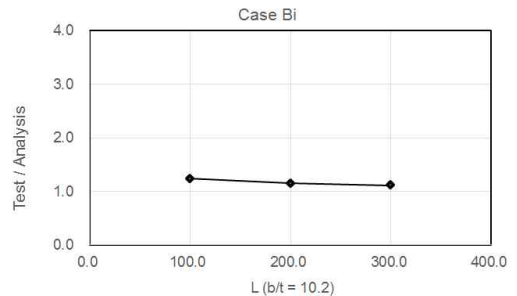


Fig 16. Comparison of crippling strength between test and empirical equation for B1~B3 specimens

#### 3.2 실험식과 수치해석결과 비교

Fig. 17은 실험과 수치해석 모델의 파손모드를 비교한 것이다. 두 결과 모두 단면과 평행하게 파손되는 것을 알 수 있다. Table 5는 실험결과와 수치해석 결과를 비교한 것이다. 실험식은 비교적 두꺼운 시편의 실험결과를 이용하여 크리플링 강도를 예측하도록 개발된 식이다. 본 논문에서는 박막의 복합재 구조물의 크리플링 강도를 정확하게 예측할 수 있는 방법으로 수치해석적인 방법을 적용하였다. 따라서 실험식보다 실험결과와 잘 일치하는 결과를 보여준다.

**Table 5. Summary of test and numerical analysis results**

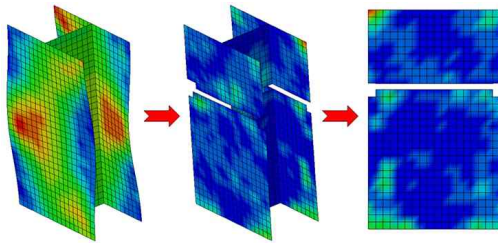
Specimen	b/t	Test (N)	Numerical (N)	Test / Numerical
A1	20.4	72,482	66,686	1.09
A2	20.4	68,721	61,068	1.13
A3	20.4	65,534	57,688	1.14
B1	10.2	198,545	212,750	0.93
B2	10.2	184,449	183,097	1.01
B3	10.2	178,998	173,640	1.03

수행하였다. 실험식을 이용한 크리플링 강도 예측은 해석 방법이 용이하지만 박막구조물의 해석 시에는 정확도가 다소 떨어짐을 알 수 있다. 수치해석적인 방법은 실험식에 비하여 정확한 예측이 가능하나 계산시간이 많이 소요된다. 구조물의 초기 사이징을 수행하는 경우에는 실험식을 이용하여 간단하게 해석을 수행하고 설계를 확정하는 단계에서는 수치해석적인 방법을 적용하는 것이 적절한 방법이라고 판단된다. 본 연구의 결과는 경량 무인기 등 복합재 박막 구조물이 많이 적용되는 구조물의 강도 평가 시 적용이 가능하다고 판단된다.

## 참고문헌

- [1] ZP. Bazant and L. Cedolin, *Stability of structures. elastic, inelastic, fracture and damage theories*, Oxford University Press, 2010
- [2] D. L. Bonanni, E. R. Johnson and J. H. Sarnes, "Local crippling of thin-walled graphite-epoxy stiffeners," *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 29, 1991, pp. 1951-1959
- [3] T. Von Karman, and E. Sechler, "The strength of thin plates in compression," *ASTM Appl Mech Trans*, Vol. 54, 1932, pp. 53~57
- [4] MIL-HDBK-17H, *Composite Materials Handbook*
- [5] AGATE-WP3.3-033051-135, A-basis and B-basis design allowables for epoxy - based prepreg
- [6] P. Natario, N. Silvestre and D. Cammtim, "Web crippling failure using quasi-static FE models," *Thin-Walled Structures*, Vol. 84, 2014, pp. 34~49
- [7] P. Feraboli, B. Wade, F. Deleo, M. Rassian, M. Higgins and A. Byar, "LS-DYNA MAT54 modeling of the axial crushing of a composite tape," *Composites: Part A*, Vol. 42, 2011, pp. 1809~1825

(a) Failure mode of test



(b) Failure mode of numerical model

**Fig 17. Comparison of failure mode between test and numerical model**

## IV. 결 론

본 연구에서는 항공기 구조물에 많이 사용되는 복합재 박막 구조물의 크리플링 강도를 평가하는 방안을 검토하였다. 구조물의 사이징 시 많이 사용하는 실험식과 수치해석적인 방법을 검토하였고 제안된 방법의 검증을 위한 실험을