

Stiffened panel 안정성에 대한 실험적 고찰

Experimental Investigation on the Stability of the Stiffened Panel

*김상민¹, #허용학², 김동진², 황돈영³, 김경남³, 안현모³, 이영호³, 엄승민³,

*S. M. Kim¹, #Y. H. Huh(yhhuh@kriss.re.kr)², D. J. Kim², D. Y. Hoang³, G. N. Kim³, H. M. Ahn³, Y. H. Lee³, S. M. Uhm³

¹ 금오공과대학교 기계공학과, ² 한국표준과학연구원, ³ 대한항공

Key words : Buckling, Stiffened panel, Stringer, Crippling

1. 서론

항공기 동체를 포함한 항공기 구조물의 설계 개발에서는 경량화와 함께 내구성이 중요한 이슈가 된다. 이러한 설계 목적을 이루기 위해서 동체 구조물을 스트링어(stringer)로 스킨을 보강한 패널(stiffened panel)이 많이 사용을 한다.

스트링어로 보강한 stiffened panel은 항공기 동체를 따라 전달되는 패널의 면내 수직하중을 지지하게 되며, 이 압축 하중이 증가하여 임계 하중에 도달하게 되면 전체 혹은 국부적인 좌굴(buckling)이 발생하게 된다. 이때 부분좌굴이 발생하지 않는 모서리 영역에 과도한 압축하중이 걸리게 되어 국부적인 손상을 촉진시키게 된다. 이로 인해 구조물의 전체적인 하중 지지능력이 현저히 감소되며 전체좌굴이 발생하지 않더라도, 재료의 압축강도보다 훨씬 낮은 응력 수준에서 치명적 파손이 발생하게 되는 크리플링(crippling)이 일어날 수 있다.[1]

본 연구에서는 스트링어로 보강된 패널의 다양한 스트링어의 배열에 따른 안전성을 실험적으로 고찰하였다. 스트링어의 기하학적 배치에 따라 국부 좌굴과 크리플링 발생 임계 하중을 실험적으로 측정하고 이를 해석 예측식과 비교하였다.

2. 시험 방법

2.1 시험편

본 시험에서는 0.813 mm인 스킨에 다양한 기하학적 위치에 배치되는 스트링어가 부착된 패널을 사용하였으며, 그 형상은 Fig. 1 과 같다. 스트링어는 Fig. 1에서 보여준 바와 같이 프레임(Frame)과 패널의 주부재로서 횡방향 힘을 지지하는 횡부재 역할을 한다. 시험편은 프레임과 스트링어 간의 거리를 변화한 5종류의 시험편을 사용하였으며, 그 제원은 Table 1 과 같다. 시험편의 제원은 두께(t), 길이(w), 스트링어의 간격(b), 프레임간의 간격(d), 시편 전체의 길이(L)로 구분하였다. 재료는 Aluminium 2024-T42를 사용하여 리벳이음으로 체결하였다. 본 연구에 사용한 시험편의 스트링어는 Z형의 단면 형상을 가지고 있다.

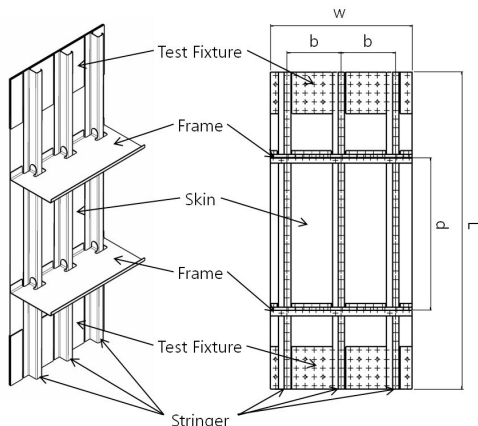


Fig. 1 Configuration of test piece

2.2 시험방법

스트링어의 압축시험을 위하여 MTS810을 사용하여 압축하중을 가하였으며, 변위계로 시험을 수행하였다. 스트링어로 보강된 스킨에 압축하중을 전달하기 위하여 시험편 양단의 스킨

에는 시험 치구를 부착하여 압축하중이 스킨을 통해 전달되도록 하였다.

Table 1 Dimension of the skin and stringers of the stiffened panels

ID. of Specimen	skin		Stringer			Length L (mm)
	t (mm)	w (mm)	t (mm)	b (mm)	d (mm)	
F_0	0.813	354	0.813	135	380	790
F-1	0.813	230	0.813	75.6	240	650
F-2	0.813	230	0.813	75.6	320	730
F-3	0.813	230	0.813	75.6	380	790
F-4	0.813	230	0.813	75.6	415	825
F-5	0.813	230	0.813	75.6	440	850

스킨과 스트링어에 압축 하중이 작용에 의한 변형을 측정하기 위하여 변형률 게이지와 변위게이지를 설치하였다. 스트레인 게이지는 스트링어의 상부 플랜지 (No. 1,3,7) 웹(web)부 (No. 2,5,7), 스킨과 결합된 하부플랜지 (No. 3,6,9) 그리고 스킨 (No. 10,11)에 11개 위치에 부착하였다. 변위게이지는 압축좌굴시험 동안 시험편의 면의 변형을 측정하여 스트링어와 스킨의 좌굴 하중과 크리플링 하중을 감지할 수 있도록 LVDT 를 스킨 (No. 10, 11)의 외면에 각각 설치하고 시험편의 좌우측방향의 변위를 확인하기 위해 스트링어 (No. 6)에 장착하였다. 시험동안 하중과 방향변위, 스트레인 및 변위 정보는 DAQ(System5000)을 이용하여 동기화하여 측정하였다.

3. 시험결과 및 토의

3.1 압축 시험

일정 변위 속도로 제어 압축하중을 부하한 스트링어로 보강된 패널에서 압축 하중과 각 부위 부착한 게이지에서의 데이터를 획득하였다. 각 위치에서의 압축 변형과 하중의 선도를 얻을 수 있으며 Fig. 2는 시험편 F_0에서 얻어진 선도의 예를 나타낸다.

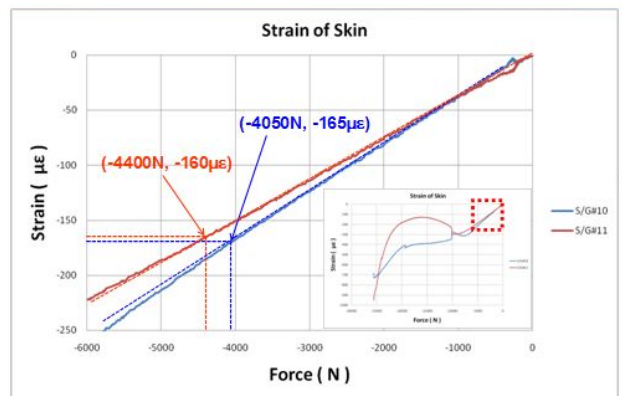


Fig. 2 Example of the compressive load-strain curve obtained from compressive test

Fig.2에서 보여준 바와 같은 선도로부터 좌굴 및 크리플링의 임계하중을 실험적으로 결정하였으며, 이는 각 선도의 직선에서

벗어난 점으로 정의하였다. 압축 하중이 부가됨에 따라 Fig.2와 같은 부하 초기에는 선형적인 변형과 하중 관계를 보이다가 임계하중을 초과한 후 비선형적인 선도를 나타낸다. 이후 시험편은 Fig.3과 같은 완전 좌굴된 변형 형태를 보이게 된다.

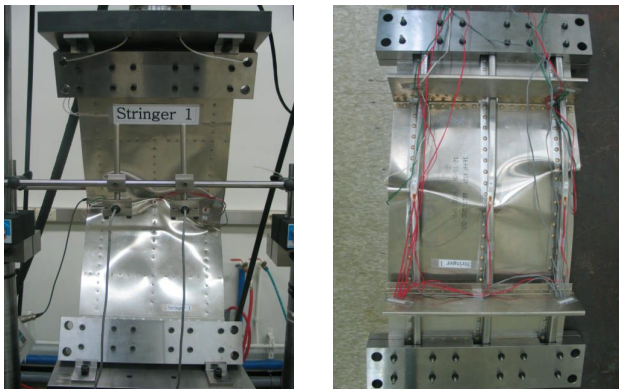


Fig. 5 An example of the deformed specimen after compressive test

3.2 스킨 좌굴 측정

스트링어로 보강된 패널의 압축 하중에 대한 스킨 부의 좌굴의 측정은 Fig.2에서 보여준 실험적 관계로부터 결정하였으며, Table 2는 각 시험편에서 결정된 임계값을 각각 나타낸다. 이 실험적인 값과 해석 식(1)과 비교하였으며, 그 식은 다음과 같다. 여기서 해석 식을 계산하기 위한 경계조건은 단순지지이며 k_c 는 4이다.

$$F_{ccr} = \frac{k_c \cdot \pi^2 \cdot E_t}{12(1-u^2)} \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (1)$$

$$E_t = \frac{1}{\frac{1}{E_c} + \frac{0.002 \cdot n}{F_{cy}} \cdot \left(\frac{F_{ccr}}{F_{cy}}\right)^{n-1}} \quad (2)$$

여기서 k_c 는 좌굴 계수, u 는 수정 좌굴계수($u \approx 0.3$), E 는 탄성계수 이고 F_{cy} 는 항복 강도로 본 실험재료에서는 290 MPa를 이용하였다. Table 2에 나타난 바와 같이 실험에서 얻어진 좌굴 임계 응력은 해석치와 최소 0.4%와 최대 26%의 차이를 보이고 있다.

Table 2 Comparison of bucking stress from experiment and analysis for skin

ID. of Specimen	Theory value (MPa)	Experiment value (MPa)			Diff (%)
		#10	#11	Average	
F_0	9.87	12.17	11.80	11.98	17.6
F_0		14.02	12.91	13.47	26.7
F_1	31.48	36.89	30.99	33.94	7.2
F_2		33.20	35.41	34.30	8.2
F_3		27.30	28.40	27.85	13.0
F_4		24.35	25.82	25.08	25.5
F_5		29.51	33.20	31.35	0.4

3.3 스트링어 좌굴 측정

스트링어에서의 좌굴도 Fig. 2에서 보여준 실험 관계 선도로부터 결정하였으며, 각 시험편에 대한 실험 결과는 Table 3 과 같이 정리하였다. 스트링어의 좌굴 실험 측정치는 해석(3)과 비교하였으며, 본 연구에서 사용한 관계식은 다음과 같다.

$$P_E = \frac{\pi^2 EI}{L^2} \quad (3)$$

여기서 P_E 는 Euler 좌굴 하중, E 는 탄성계수, I 는 컬럼(column) 단면의 최소 면적 모멘트, L 은 컬럼 길이, $L' = \frac{L}{\sqrt{c}}$

은 유효 컬럼 길이 그리고 c 는 컬럼 끝 고정계수($c=1.87$)를 각각 의미한다. Table 3에서는 식 (3)에 의하여 각 시험편에 대한

임계값을 계산하여 표기하였다.

시험에서 얻어진 임계값은 식(3)에서 얻어진 해석 값에 비해 작게 나타나고 있으며, 최대 34.30 MPa, 최소 25.08 MPa의 차이를 보이고 있다. F-1, 4, 5 에서는 실험에서 얻어진 좌굴 임계치와 식(3)에 의한 해석 값과 매우 잘 일치하고 있으나, F_0, 2, 3 에서는 실험값은 해석 값에 비해 30%이상 차이를 보이고 있다.

Table 3 Comparison of bucking stress from experiment and analysis for stringer

ID. of Specimen	Theory value (MPa)	Experiment value (MPa)				Diff (%)
		# 3	# 6	# 9	Average	
F_0	282.7	151.7	230.4	188.9	190.3	32.7
F_0	282.7	208.9	333.6	49.6	197.4	30.2
F_1	282.7	580.9	166.5	138.6	295.3	4.5
F_2	241.2	80.1	213.4	163.8	152.4	36.8
F_3	201.0	55.9	146.7	167.3	123.3	38.6
F_4	182.2	100.3	140.8	312.3	184.5	1.3
F_5	170.2	132.4	126.9	232.2	163.8	3.7

3.4 스트링어 크리플링 측정

Table 4는 실험으로 얻어진 스트링어의 크리플링 응력을 정리하였으며, 이를 해석 식과 비교하였다. 스트링어의 크리플링 해석 예측 치는 다음과 같은 관계식(4)을 사용하였다.

$$F_c = \frac{\sum b_n t_n F_{ccn}}{\sum b_n t_n} \quad (4)$$

크리플링 하중을 계산하기 위해서 스트링어 단면을 4부분으로 나누어 면적과 크리플링 응력을 구하였다.

스트링어의 위치에 따라 크리플링 임계값은 각각 다르게 측정되고 있으며, 부분적으로 해석식 값과 비교적 잘 일치하는 부분도 있다. Table 4에는 이들 실험값의 값의 평균치와 해석 값을 비교하였으며, 최대 38% 차이를 나타내고 있다.

Table 4 Comparison of crippling stress from experiment and analysis for stringer

ID. of Specimen	Theory value (MPa)	Experiment value (MPa)				Diff (%)
		# 3	# 6	# 9	Average	
F_0	233.66	252.6	217.6	184.4	218.2	6.6
F_0	233.66	169.6	251.1	96.0	172.2	26.3
F_1	242.03	266.2	136.2	199.5	200.6	17.1
F_2	242.03	109.9	256.7	151.8	172.8	28.6
F_3	242.03	222.0	127.5	197.5	182.4	24.6
F_4	242.03	215.2	120.0	226.0	187.0	22.7
F_5	242.03	168.1	90.3	191.7	150.0	38.0

4. 결론

본 연구에서는 항공 구조물로 많이 사용하는 스트링어 보강된 패널의 압축 하중에 대한 안전성을 실험적으로 평가하였다. 다양한 스트링어의 배열에 의한 보강 패널의 좌굴과 크리플링 임계값을 실험적으로 측정하였으며, 이를 해석 값과 비교하였다. 본 실험 결과는 보강된 패널의 허용 좌굴의 평가와 예측에 사용될 수 있을 것으로 기대한다.

참고문헌

- 최상민, 권진희 "Z-단면 Graphite/Epoxy 스트링어의 크리플링 실험", 한국 복합재료학회지, 제14권3호, pp.32-41, 2001
- E.F.Bruhn "Analysis and Design of Flight Vehicle Structures" pp.C5.1-C7.27
- Michael Chun-Yung Niu "Airframe Stress Analysis and Sizing" pp.394~450, 1999
- A.ROTHWELL "An experimental investigation of the post-buckled efficiency of Z-section stringer-skin panels", Aeronautical Journal, pp.29~33