

## Article

## 소형 무인기 구조 안전계수

김성준\*, 이승규\*, 김태욱\*

### Structural safety factor for small unmanned aircraft

Sung-Joon Kim\*, Seung-gyu Lee\*, Tae-Uk Kim\*

#### ABSTRACT

Manned aircraft structural design is based on structural safety factor of 1.5, and this safety factor is equivalent to a probability of failure of between  $10^{-2}$  and  $10^{-3}$ . The target failure probability of FARs is between  $10^{-6}$  and  $10^{-9}$  per flight according to aircraft type. NATO released STANAG 4703 to established the airworthiness requirements for small UAV which is less than 150kg. STANAG 4703 requires the Target Level of Safety according to MTOW. The requirements of failure probability for small UAV is between  $10^{-4}$  and  $10^{-5}$ . In this paper, requirements of airworthiness certification for small UAV were investigated and the relationship of safety factors to the probability of structural failure is analyzed to reduce measure of safety factor and structural weight of unmanned aircraft.

Key words : Factor of safety(안전 계수), Unmanned Aerial Vehicle(UAV; 무인기), Probability of structural failure(구조물의 파손확률), Target Level of Safety(목표안전수준)

#### 1. 서론

항공기 구조설계 요구조건은 유인 민간 항공기를 중심으로 개발되었으며 무인기의 경우도 유인기에서 개발된 설계 기준을 준용하고 있다. 감항 인증(Airworthiness certification)을 목적으로 무인기를 분류하는 경우 중량을 기준으로 하는 것이 일반적이다[1]. 소형무인기를 개발하는 경우에 감항 인증을 유인기의 기준을 적용하는 것은 목표안전 수준이나 설계 요구도가 과도할 수 있다. 구조 안전 계수는 예상한 하중보다 클 가능성, 해석 모델의 불확실성, 설계 및 제작의 부정확성 및 재료 물성의 통계적 변화량을 고려하기 위해 사용된다[2]. 구조물에 적용하는 안전계수 1.5는 이론적인 분석을 통하여

유도된 것이 아니고 임의적인 방법으로 결정되었다. 따라서 수정되기 또한 어렵다. 안전 계수 1.5가 적용된 이유는 당시 항공기에 가장 많이 적용되는 재료인 17ST 알루미늄 합금의 극한 인장 응력과 항복 응력의 비가 약 1.5이고, 적용의 단순함 때문이었다[3]. FAR(Federal Aviation Regulation) 25.305에서는 제한하중은 영구변형이 없어야 하고 극한하중은 파손되지 않아야 한다고 기술하고 있다[4]. 그러므로 17ST 알루미늄 합금의 경우 구조 및 강도해석 시 극한하중 상태에서 구조물이 파손되지 않음을 입증하면 제한 하중 상태의 요구조건이 자동으로 만족된다. 현재 유인 항공기 구조물의 설계에 사용하고 있는 구조설계 안전 계수(Factor of safety)는 1930년대에 미국 민간 인증 요구조건에서 도입되었고 현재까지 변하지 않고 적용되고 있다. 1920년대에는 안전계수를 2.0을 사용하였으나 해석 기술 발달 및 비행시험 데이터가 축적됨에 따라 1.5로 적용하게 되었고 현재도 이 값을 적용하고 있다[5]. 미국의 군사규격인 JSSG(Joint Service Specification

Received : 28. Apr. 2017. Revised : 15. Jun. 2017.

Accepted : 25. Jun. 2017

\* 한국항공우주연구원

연락처, E-mail : yaelin@kari.re.kr

대전광역시 유성구 과학로 169-84

Guide)에서는 유인기는 구조 안전계수를 1.5를 적용하고 무인기는 1.25를 사용하되 구조물의 파손이 인명피해나 착륙장치의 파손을 발생시키는 경우 1.5를 적용하도록 하고 있다[6]. 다른 비행체인 미사일(Missile)의 경우는 구조안전계수를 1.25를 적용하고 유인 발사체는 1.4를 사용한다. 미사일과 유인발사체의 구조안전계수는 항공기에 비해 많은 현장의 데이터를 참고하여 결정되었으므로 항공기에 비하여 비교적 완결성이 높다고 평가된다. 현재 대부분의 감항 증명이 필요한 무인기의 경우 유인기와 동일하게 1.5를 적용하고 있다. 본 연구에서는 최대 이륙 중량(Maximum Take Off Weight)이 50 kg 이하인 소형 무인기에 대한 안전 계수의 적용방안을 제시하고자 한다. 이를 위하여 목표안전수준에 대한 감항규정 분석과 구조안전계수와 파손확률 관계를 해석하였다.

## II. 본 론

### 2.1 무인기 목표파손확률 요구조건

FAR(Federal Aviation Regulation) 23.1309에서는 항공기 시스템의 파손확률을 정의하였는데 파손확률 요구조건은 항공기의 종류에 따라서 1회 비행에 대하여  $10^{-6} \sim 10^{-9}$ 이며 관련요구조건은 Table 1과 같다[7].

무인기 시스템에 대한 파손확률에 대해서 북대서양조약기구(NATO)<sup>1)</sup>는 최대이륙중량 150 kg 이상의 군용무인기에 대한 감항인증 요구도는 STANAG 4671에 150kg 미만의 경우 STANAG 4703에 제시

Table 1. Comparison of catastrophic failure probability for manned aircraft

Regulation	Probability of catastrophic failure [1/*Fh]
FAR-23	
Class I	$< 10^{-6}$
Class II	$< 10^{-7}$
Class III	$< 10^{-8}$
Class IV	$< 10^{-9}$
FAR-25	$< 10^{-9}$

\*Fh : Flight hour

Table 2. Comparison of catastrophic failure probability for unmanned aircraft

Regulation	Probability of catastrophic failure [1/Fh]
STANAG 4671	$< 10^{-6}$
STANAG 4703	
MTOW <sup>2)</sup> < 15kg	$< 10^{-4}$
15 ≤ MTOW < 150kg	0.0015 / MTOW

하였는데 전체적인 무인기 시스템에 대한 파손확률 요구조건은 Table 2와 같다[8~9]. 비행체의 무게가 50kg인 경우 요구되는 파손확률은 1회 비행 시에  $3 \times 10^{-5}$ 이며 이 값은 유인 항공기의 파손확률 요구조건의 30 ~ 30,000배이다. 이러한 점을 고려한다면 무인기 시스템의 설계 요구조건은 유인기에 비하여 완화시키는 것이 타당하다.

### 2.2 안전계수와 파손확률의 관계

항공기 구조물의 파손확률에 영향을 주는 요소로는 안전 계수(Factor of safety), 재료의 설계 허용치, 보수적인 설계 하중 및 인증시험 등이 있는데, 구조 안전 계수 1.5는 파손 확률이  $10^{-2}$ 와  $10^{-3}$  사이의 값과 등가이다[10]. 본 연구에서는 구조 설계 안전계수와 구조물의 파손 확률의 연관 관계를 검토하였다.

#### 2.2.1 안전계수와 신뢰성의 상관관계

Elishakoff는 안전계수와 신뢰성과의 상관관계를 여러 가지 확률 분포에 대하여 검토하였다[11]. 본 연구에서는 구조물의 작용 응력과 파단 강도를 정규 분포로 가정하여 안전계수와 신뢰성의 상관관계를 해석하였다. 작용응력과 재료의 파단강도는 식(1~2)로 표현할 수 있다.

$$f(s) = \frac{1}{\sigma(s)\sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{s-\mu(s)}{\sigma(s)}\right)^2\right] \quad (1)$$

$$f(S) = \frac{1}{\sigma(S)\sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{S-\mu(S)}{\sigma(S)}\right)^2\right] \quad (2)$$

여기서

$s$  = 작용응력,  $S$  = 파단강도

$\mu(s)$  = 작용응력의 평균

1) NATO: North Atlantic Treaty Organization

2) MTOW: Maximum Take Off Weight

$\mu(S)$  = 파단강도의 평균  
 $\sigma(s)$  = 작용응력의 표준 편차  
 $\sigma(S)$  = 파단강도의 표준 편차

여기에서 안전 여유라는 새로운 확률 변수(Random variable)  $M$ 을 식(3)과 같이 정의하였다.

$$M = S - s \tag{3}$$

식 (3)으로부터 평균과 표준편차의 정규 변수(Normal variable)는 식(4)와 (5)로 표현된다.

$$\mu(M) = \mu(S) - \mu(s) \tag{4}$$

$$\sigma_M = \sqrt{\sigma(s)^2 + \sigma(S)^2} \tag{5}$$

그러므로 구조물의 신뢰성은 식(6)으로 구해진다.

$$R = \int_0^\infty \frac{1}{\sigma_M \sqrt{2\pi}} \exp\left[-\left(\frac{t - \mu(M)}{\sigma_M}\right)^2\right] dt \tag{6}$$

식(6)의 적분을 수행하기 위하여 새로운 변수  $z$ 를 식(7)로 정의하면 식(6)은 식(8)이 된다.

$$z = \frac{t - \mu(M)}{\sigma_M} \tag{7}$$

$$R = 1 - \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{\frac{\mu(M)}{\sigma_M}} \exp(-z^2/2) dz \tag{8}$$

$$= 1 - \Phi\left(-\frac{\mu(S) - \mu(s)}{\sqrt{\sigma(s)^2 + \sigma(S)^2}}\right)$$

작용응력과 파단강도에 대한 변동계수(Coefficient of variation)와 안전계수(SF)는 아래와 같이 정의된다.

$$\nu_s = \frac{\sigma(s)}{\mu(s)} \tag{9}$$

$$\nu_S = \frac{\sigma(S)}{\mu(S)} \tag{10}$$

$$SF = \frac{\mu(S)}{\mu(s)} \tag{11}$$

그러면 식(8)은 식(12)가 된다.

$$R = 1 - \Phi\left(-\frac{SF - 1}{\sqrt{\nu_s^2 + \nu_S^2 \times SF^2}}\right) \tag{11}$$

위식에서 보듯이 구조물의 신뢰성은 안전계수와 작용응력 및 파단응력의 변동계수와 직접적으로 연관되어 있다.

### 2.2.2 재료물성의 영향

복합재 구조물의 경우 제작 방법에 따른 구조물의 신뢰성 영향을 검토하기 위하여 2 가지 제작공정을 고려하였다. 즉 오토클레이브 성형(Autoclave curing)과 오븐 (Oven curing) 성형으로 시편을 제작하고 시험을 수행하여 B-basis 강도 값을 구하였다. 본 연구에서는 T800급 탄소섬유 복합재료인 H3055 프리프레그(Prepreg)를 사용하였다. Table 3은 H3055의 재료물성이다.

Fig. 1은 한국항공우주연구원에서 개발 중인 고고도 장기체공무인기의 날개구조이다. 전방과 후방의

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

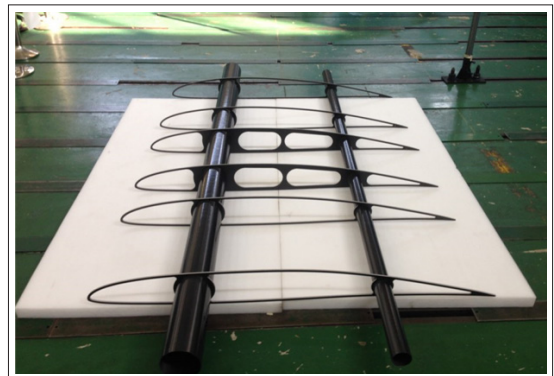


Fig. 1. Prototype of wing

원형단면 스파가 날개에 작용하는 모든 하중을 감당한다. 구조해석 및 사이징 결과, 원형스파의 최소안전 여유(Margin of safety)는 섬유방향의 압축파손과 관련된다.

따라서 본 논문에서는 파단강도를 섬유방향의 압축강도로 선정하였다. Table 4는 각 공정으로부터 제작한 시편을 이용하여 수행한 압축시험 결과이다. Table 5는 각 공정에 대한 정규분포 통계 값을 비교한 것이다. 이를 통하여 진공성형으로 제작한 시편의 변동계수가 오토클레이브 성형보다 큰 것을 알 수 있다.

2.2.3 신뢰성 해석 결과 검토

구조물에 작용하는 작용응력의 변동계수와 안전계수가 구조물의 신뢰도에 주는 영향을 해석하였다. Figs. 2~5는 작용응력의 변동계수가 5 ~ 20% 인 경우 신뢰성과 안전계수의 관계를 보여 준다. 변동계수가 커질수록 파손확률이 증가하는 것을 알 수 있다. Fig. 6은 변동계수가 15%인 경우에 식(12)로 계산한 결과와 선형으로 가정한 결과를 비교한 것이다. 선형으로 가정한 결과가 보수적인 결과를 주는 것을 알 수 있다. 안전계수가 1.3인 경우 신뢰성 값은 0.8로 신뢰성이 20%로 감소하는 것을 알 수 있다. 안전계수를 1.3으로 적용한 경우에 추가적으로 증가하는 파손확률의 값은 앞에서 언급한 50 kg급 무인기에서 요구되는 파손확률 보다 매우 작으므로 무인기 구조

물의 건전성에 영향을 주지 않는다.

2.2.4 안전계수와 중량의 상관관계

안전 계수와 날개 중량의 관계는 식(13)로 추산할 수 있다[10].

$$W = W_0 (SF/1.5)^{0.604} \tag{5}$$

여기서  $W_0$ 는 초기 중량이다. 안전 여유가 1.3인 경우  $W = 0.92 W_0$ 가 되므로 8%정도의 중량이 감소된다. 50kg급 무인기의 경우 목표 파손확률을 만족

Table 3. Results of compression test

No. of specimen	Compression strength [MPa]	
	Autoclave curing	Oven curing
1	996.6	793.4
2	943.2	729.5
3	959.8	696.3
4	1027.9	621.1
5	859.4	767.0

Table 4. Comparison of normal distribution statics

Normal distribution statics	Autoclave curing	Oven curing
Mean	945.2	721.0
Standard deviation	64.4	67.1
Coefficient of variation (%)	6.82	9.30
B-basis	751.4	493.0

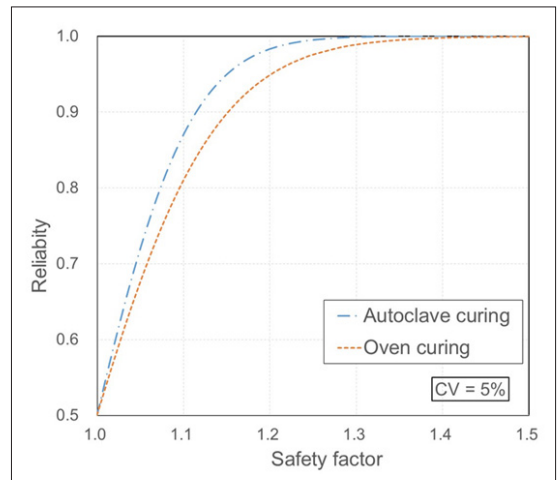


Fig. 2. Reliability versus safety factor when CV of applied stress is 5%

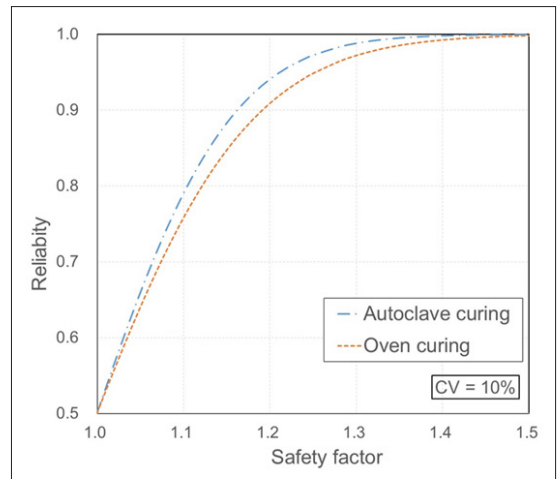


Fig. 3. Reliability versus safety factor when CV of applied stress is 10%

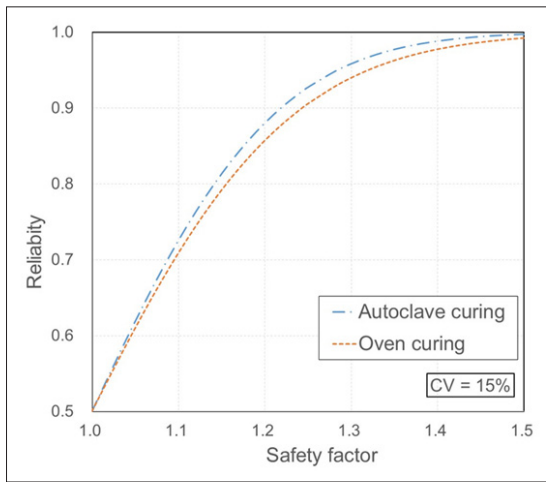


Fig. 4. Reliability versus safety factor when CV of applied stress is 15%

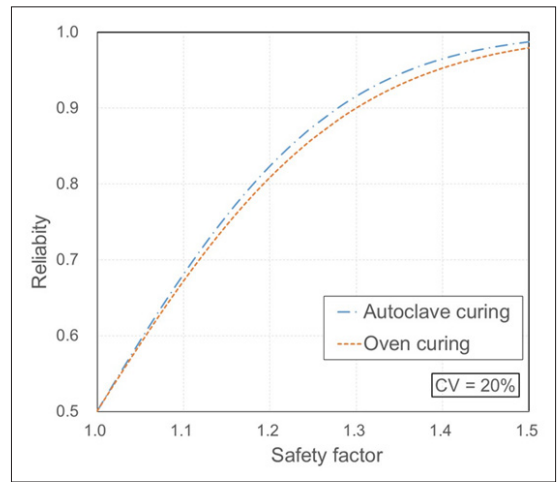


Fig. 5. Reliability versus safety factor when CV of applied stress is 20%

시키면서 중량을 절감할 수 있음을 알 수 있다.

### III. 결론

본 연구에서는 소형 무인기의 구조 안전계수를 설정하기 위하여 유인기와 무인기의 감항인증 요구조건을 검토하였다. 참고문헌을 검토한 결과, 유인기에 비하여 무인기의 신뢰도 및 목표 파손확률 요구 수준은 낮음을 알 수 있었다. 50kg급의 무인기의 경우 STANAG 4703에서 요구하는 신뢰도 요구조건은 1회 비행 시의 파손확률이  $3 \times 10^{-5}$ 로 유인기의 요구조건인  $10^{-6} \sim 10^{-9}$ 보다 매우 높음을 알 수 있다. 확률적인 방법을 이용하여 구조 안전계수와 신뢰성의 상관관계를 검토하였다. 복합재의 제작 방법에 따라 재료물성의 분산계수가 변하고 구조물의 파손확률에도 영향을 미치는 것을 확인하였으며 구조안전계수를 1.3으로 감소시켜도 소형무인기의 목표파손요구수준을 충족시킴을 알 수 있다. 즉 소형무인기의 경우 유인기에서 적용하고 있는 안전계수 1.5보다 작은 값을 적용하여도 요구되는 무인기 구조물의 파손확률을 만족시켰으며 또한 구조안전계수를 감소시킴으로서 8% 정도의 중량이 감소될 수 있음을 알 수 있었다. 본 연구의 내용은 향후 무인기 구조물의 설계 요구조건 설정 시 유용하게 참고할 수 있을 것으로 판단된다.

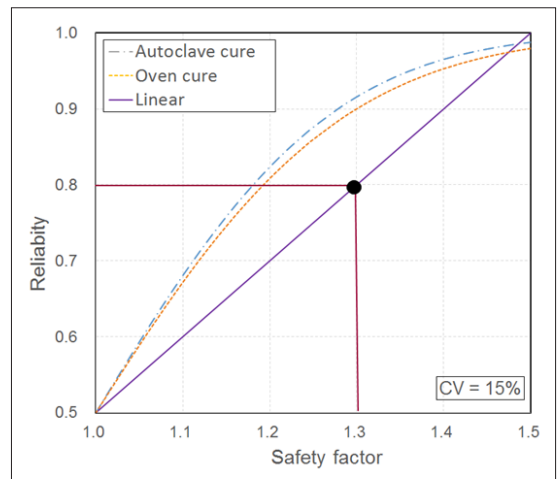


Fig. 6. Comparison of reliability when factor of safety is 1.3

### 후기

본 연구는 기초기술연구회 "경량구조 및 구조안전성 향상기술 연구" 사업 수행결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

### Reference

1) J. Lim, Y. Kim, B. Choi and J. Ko, "Analysis

- for unmanned aerial airthiness certification criteria," Journal of the korean society for aviation and aeronautics, Vol. 22, No. 4, 2014, pp. 65~74
- 2) N. Lee, B. Jeon and Y. Chang, "Target level of safety analysis in airworthiness certification for military UAV," Journal of the korean society for aeronautical and space science, Vol. 41, No. 10, 2013, pp. 840-848
  - 3) F. R. Shanley, "Historical note on the 1.5 factor of safety for aircraft structures", Journal of the aerospace sciences, Vol. 29, No. 2 (1962), pp. 243-244
  - 4) FAR Part-25, Airworthiness standards: Transport category airplanes
  - 5) E. M. George and C. J. Schmid, " Factor of safety - USAF design practice " Technical Report AFFDL-TR-78-8, April 1978
  - 6) Joint service specification guide, Aircraft structures, 2006
  - 7) AC 23.1309-1E, System safety analysis and assessment for PART 23 airplanes, 2011
  - 8) STANAG 4671, Unmanned aerial vehicles airworthiness requirements, 2009
  - 9) STANAG 4703, Light Unmanned aircraft system airworthiness requirements, 2011
  - 10) M. N. George, "The aircraft structural factor of safety", North Atlantic Treaty Organization, Report 154, 1957
  - 11) I. Elishakoff, "Interrelation between safety factor and reliability", NASA, CR 2001-211309, 2001