

경량 복합재료 무인기 구조물 설계 허용치 설정 방안 연구

김성준^{1,†} · 박상욱¹ · 김태욱¹¹한국항공우주연구원

Study for Determining Design Allowable Values of Light Weight Composite Unmanned Aircraft Structures

Sung Joon Kim^{1,†}, Sang Wook Park¹ and Tae Uk Kim¹¹Korea Aerospace Research Institute

Abstract

The development of effective design allowable values for unmanned composite aircraft is an issue of paramount concern for the industry. The application of conventional manned aircraft structural certification methods to unmanned aircraft such as prototype and technology demonstrators, can lead to excessively long development time and costs. In this paper, the determining method of composite structure design allowable values for light composite unmanned aircraft is presented to reduce to the structural weight. This paper seeks to show the applicability of composite B-basis material values as a design allowable of light composite unmanned aircraft structures. A review of different civil and UAV targets failure probability is given. From the results, the researchers can know that the requirements of light composite unmanned aircraft design allowable should be alleviated, compared to manned composite aircrafts.

초 록

복합재 무인기의 설계 허용치를 개발은 산업계에 가장 중요한 관심사이다. 전통적인 유인항공기 구조물의 인증방법을 시제기나 기술 시현기에 적용하는 것은 과도하게 긴 개발 시간과 비용을 발생시킨다. 본 논문에서는 경량 복합재 무인기의 구조중량의 줄이기 위한 설계 허용치 설정 방법을 제안하였다. 본 논문에서는 B-basis 복합재 재료물성의 설계허용치 적용 가능성을 검토하였다. 또한 여러 가지 민항기와 무인기의 목표 파손확률을 검토하여 제시하였다. 결과로부터, 경량 복합재료 무인기의 설계 허용치 요구조건은 유인 복합재료 항공기에 비하여 완화되어야 하는 것을 알 수 있다.

Key Words : Composite(복합재), Design allowable(설계 허용치), Structural weight(구조 중량), Unmanned light aircraft(경량 무인기), Target failure probability(목표 파손 확률)

1. 서 론

최근 항공기의 주요 구조물에 복합재료를 적용하여 경량화를 추진하고 있다. 이러한 경향은 복합재료가 비강도가 높고 피로하중에 잘 견디며, 적층각을 적절

하게 조합함으로써 다양한 형태의 외부하중에 대처할 수 있기 때문이다. 그러나 복합재료는 운용 환경조건에서 정적 및 피로강도 등의 물성저하를 겪는다. 이를 위하여 복합재 구조물이 노출되는 환경조건을 정의하고 평가하여야 하며, 설계/해석 시 적용될 설계 허용치를 구하여야 한다. 구조설계 시 적용하는 설계 허용치는 프로젝트의 요구조건, 특정한 시편의 실험결과로부터 구한 재료의 허용치, 구조물의 특성을 대표하는 구성품의 시험결과 및 구조설계 관련 경험 등을 이용하

Received: June. 23, 2017 Revised: Aug. 03, 2017 Accepted: Aug. 04, 2017

† Corresponding Author

Tel: +82-43-841-5838, E-mail: enok2695@ut.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

여 결정한다[1]. 항공기 구조설계 요구조건은 유인 민간 항공기를 중심으로 개발되었다. 무인기의 경우 유인기에서 개발된 설계 기준을 준용하여 사용되고 있다. 감항 인증(Airworthiness certification) 기준을 목적으로 무인기를 분류하는 경우 중량을 기준으로 하는 것이 일반적이다. 유럽과 호주에서는 150 kg의 중량을 무인항공기에 대한 감항 유무의 기준점으로 설정하였다. 현재 150kg 이상의 무인기에 대해서만 감항 인증 기준이 존재한다[2]. 150kg 이하의 시제기나 시험기 등의 무인기를 개발하는 경우에 감항 인증 기준을 적용하는 것은 목표안전 수준이나 설계 요구도가 과도하게 적용될 수 있다. Fig. 1은 항공우주연구원에서 개발 중인 비행체(Quad tilt propeller aircraft)의 개념 설계 형상이다. 비행체의 중량은 약 50 kg를 목표로 하고 있다. 본 연구에서는 150 kg 이하의 경량 무인기에 적용하기 위한 설계 허용치설정 방안을 검토하고자 한다.

2. 본 론

2.1 재료 허용치

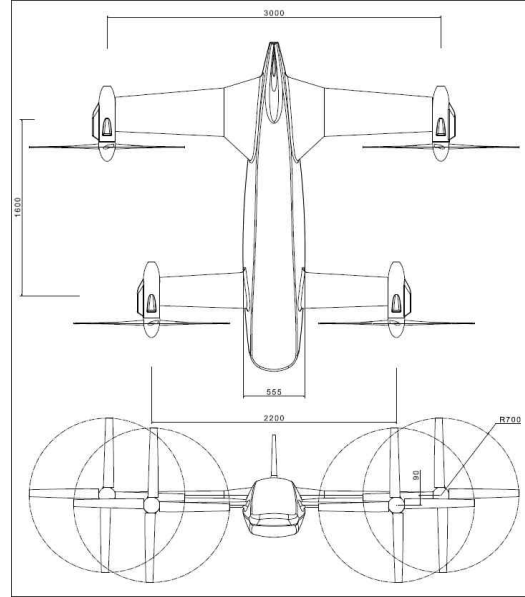


Fig. 1 Conceptual design for quad tilt aircraft

복합재의 재료 허용치에 영향을 주는 환경조건은 크게 온도, 습도 및 충격 손상 등이다. 온도와 습도환경은 모재(Matrix)의 강도에 큰 영향을 준다.

Table 1 T700G/2510 lamina mechanical properties [3]

Mechanical properties	Unit	CTD	RTD	ETD	ETW	CTD/RTD	ETD/RTD	ETW/RTD
E11t	Gpa	127.0	124.8	122.1	121.6	102%	98%	97%
E11c	Gpa	114.6	112.7	118.5	117.1	102%	105%	104%
E22t	Gpa	9.1	8.4	7.5	6.3	108%	89%	75%
E22c	Gpa	14.1	10.1	8.5	8.0	139%	84%	78%
G12s	Gpa	5.2	4.2	3.5	3.1	123%	83%	74%
Nu12s	-	0.35	0.3	0.3	0.3	113%	100%	105%
F11t	Mpa	1451.9	1881.6	1909.7	1951.2	77%	101%	104%
F11c	Mpa	1203.9	1275.0	1240.3	1080.6	94%	97%	85%
F22t	Mpa	44.1	42.8	37.8	22.7	103%	88%	53%
F22c	Mpa	252.3	180.3	134.1	105.7	140%	74%	59%
F11s	Mpa	148.6	145.5	120.7	89.6	102%	83%	62%

재료의 허용치는 물성의 분산(Scatter)을 고려하여 통계처리를 하여 사용하고, 강성계수(Modulus)는 인장과 압축 강성계수의 평균 값을 사용한다. 정적강도는 부정정 구조는 B-basis를 사용하고 정정구조는 A-basis를 사용한다. 통계처리 방법은 와이블 분포식(Weibull distribution), 정규 분포식 (Normal distribution), 로그 정규 분포식(Log normal distribution) 등이 있다. 많은 경우 와이블 분포가 보수적인 결과를 준다. 여러 가지 온도 및 습도조건에서 시험된 결과는 단순한 선형 회귀(regression)방법과 와이블 해석을 이용하여 통계처리를 한다[2]. Table 1은 T700G/2510 탄소 섬유 복합재에 대한 온도와 습도의 영향을 실험한 결과이다. RTD(room temperature dry)조건은 23.8℃/dry이고, ETD(elevated temperature dry)는 82.2℃/dry 그리고 ETW(elevated temperature wet)은 82.2℃/wet 조건이다. Table 1의 물성치를 검토하면 CTD 조건에서는 섬유방향 인장강도가 23% 감소하고, ETW 조건에서는 섬유방향 압축강도가 15% 감소한다. 섬유방향과 수직인 모재의 강도는 ETW조건에서 40 ~ 50% 정도 감소한다. 시험결과로부터 ETW 조건은 모재의 강도에 큰 영향을 주는 것을 알 수 있다. Fig. 2는 T700G/2510의 라미나(lamia) 강도와 알루미늄 7075-T76의 정적강도를 비교한 것이고, Fig. 3은 비강도(specific strength)를 비교한 것이다. 섬유방향의 강도는 알루미늄보다 매우 우수하지만 섬유의 수직방향의 강도는 낮은 것을 알 수 있다.

2.2 적층판의 설계허용치

설계 허용치는 재료허용치와 설계 경험 및 복잡한 수준의 시편시험 결과를 이용하여 결정한다. 복합재 구조물의 경우 충격 손상에 의해 압축강도가 많이 저하된다. 따라서 항공기 개발 시 복합재를 적용하는 경우 충격 손상에 의한 강도저하를 설계 허용치에 반영하여 구조물의 설계/해석 시에 적용한다. MIL-HDBK-17H에서는 복합재의 강도해석 시 open hole강도와 CAI(compression after impact)강도 중 보수적인 값을 사용하도록 하고 있다[4]. Open hole 강도는 시편의 형상이나 시험방법 등이 표준화되어 있다. CAI 강도는 구성품수준의 시험값을 적용한다. 시

험편에 부과되어야 하는 충격에너지는 개별 항공기의 운용조건 및 설계/제작 및 검사방법에 따라 달라진다 [4]. 일반적으로 복합재 항공기의 설계 허용 변형률은 3000 ~ 5000 $\mu\epsilon$ 의 값을 사용한다[1]. Table 2~3은 T700G/2510의 적층판 수준의 강도 및 변형률을 비교한 것이다. Table 2는 hole이 없는 적층판의 강도 및 변형률이고, Table 3은 open hole의 강도 및 변형률이다. Fig. 4는 open hole 시편의 형상이다. Open hole의 강도는 hole이 없는 경우와 비교하여 강도 및 허용 변형률이 50% 정도 감소함을 알 수 있다. 적층판의 적층 패턴은 [0 % / \pm 45 % / 90 %]로 구성된다.

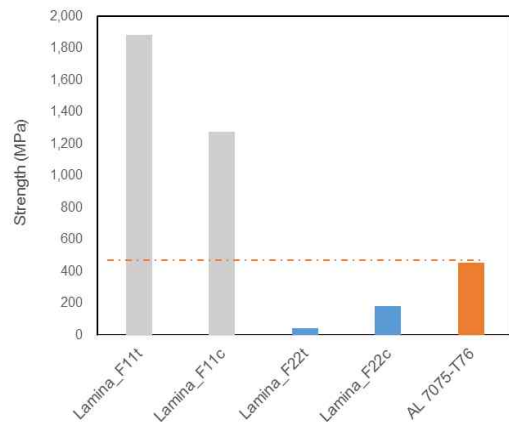


Fig. 2 Comparison of strength between lamina and AL7075-T76

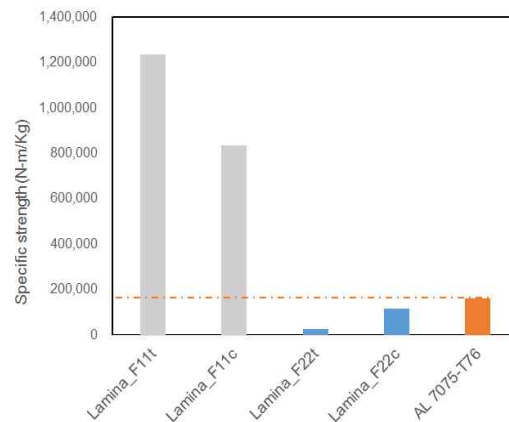


Fig. 3 Comparison of specific strength between lamina and AL7075-T76

Figure 5는 알루미늄 7075-T76과 T700G/2510 적

층판의 구성비에 따른 강도를 비교한 것이고, Fig. 6은 비강도(Specific strength)를 비교한 것이다. 알루미늄 7075-T의 인장강도는 455.0 MPa이고, 밀도는 2.8 g/cm^3 이다. Fig. 7은 적층판의 구성비에 따른 open hole의 강도와 알루미늄 7075-T76를 비교한 것이고, Fig. 8은 비강도를 비교한 것이다. Open hole의 비강도는 적층패턴에 따라 알루미늄의 비강도와 비교했을 경우 크거나 같아진다. 따라서 하중성분에 따라 적층판의 구성을 적절히 설계하는 경우 알루미늄 대비 중량을 절감할 수 있음을 알 수 있다.

Table 2 Strength and allowable strain for no hole laminates [3]

Layup pattern	Strength (Mpa)	Strain(μ)
Ten_50/40/10	855.0	12,181
Ten_25/50/20	533.0	11,560
Ten_10/80/10	290.3	9,758
Com_50/40/10	542.6	7,731
Com_25/50/20	419.2	9,093
Com_10/80/10	276.5	9,294

Ten : Tensile strength, Com : Compressive strength

Table 3 Strength and allowable strain for open hole laminates [3]

Layup pattern	Strength (Mpa)	Strain (μ)
Ten_50/40/10	-	-
Ten_25/50/20	279.9	6,072
Ten_10/80/10	213.1	7,162
Com_50/40/10	268.9	3,831
Com_25/50/20	215.8	4,681
Com_10/80/10	182.7	6,142

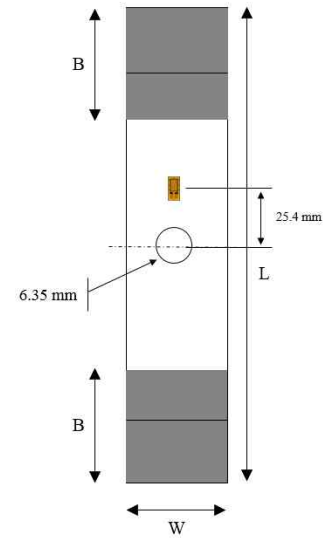


Fig. 4 Open hole specimen

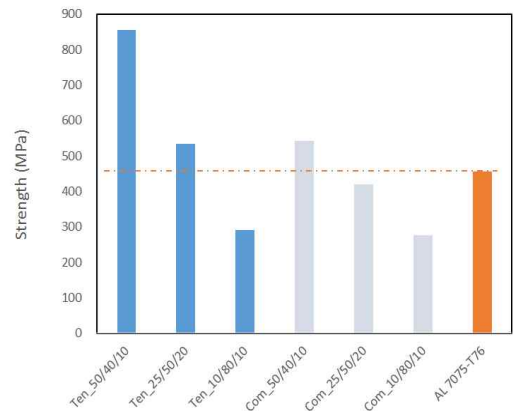


Fig. 5 Comparison of static strength between no hole laminates and AL7075-T76

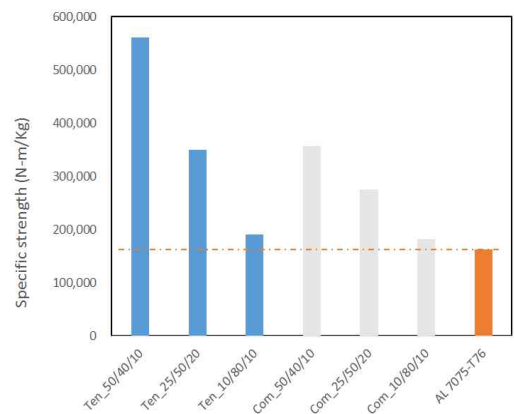


Fig. 6 Comparison of static specific strength between no hole laminates and AL7075-T76

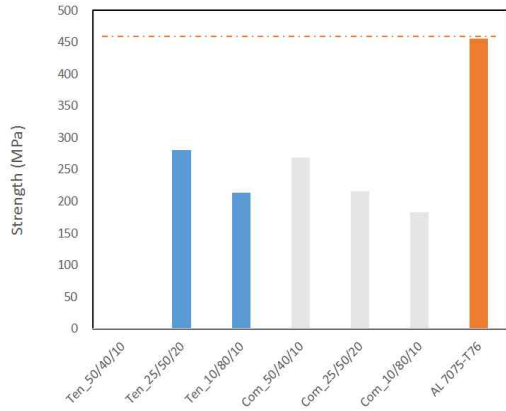


Fig. 7 Comparison of static specific strength between open hole laminates and AL7075-T76

2.3 무인기 파손확률 요구조건

유인 항공기의 경우 FAR(Federal Aviation Regulation)에서는 시스템의 파손확률 입증을 요구한다. 항공기의 파손확률 요구조건을 Table 4에 정리 하였다. 1회 비행 시의 파손 확률 요구조건은 $10^{-6} \sim 10^{-9}$ 이다[5]. 군용 무인기에 대한 파손확률 요구조건은 STANAG 4671과 STANAG 4703에 명시되어 있다. 북대서양조약기구(NATO)는 최대이륙중량 150 kg 이상에 대한 감항인증 요구도 STANAG 4671과 150kg 미만의 감항인증 요구도 STANAG 4703을 제정하였다[6~7].

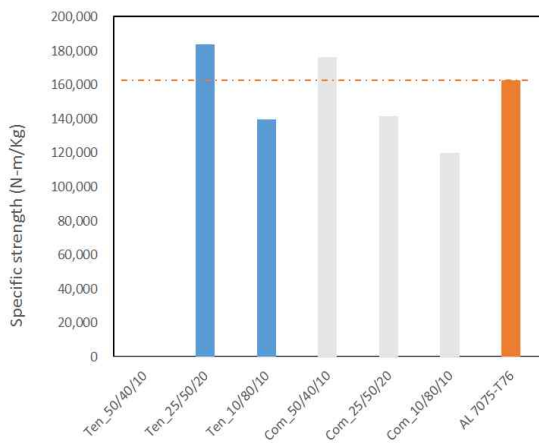


Fig. 8 Comparison of specific static specific strength between open hole laminates and AL7075-T76

Table 4 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	$< 10^{-9}$

*Fh : Flight hour

Table 5에 무인기 시스템에 대한 파손확률 요구조건은 정리하였다. 비행체의 무게가 50kg인 경우 요구되는 파손확률은 1회 비행 시 3×10^{-5} 이다. 이 값은 유인 항공기의 파손확률 요구조건의 30 ~ 30,000배이다. 그러므로 구조를 포함한 시스템 설계요구조건을 유인 항공기에 비하여 완화시킬 수 있는 가능성이 있다.

Table 5 Comparison of catastrophic failure probability for unmanned aircraft

Regulation	Probability of catastrophic failure [1/Fh]
STANAG 4671	$< 10^{-6}$
STANAG 4703	
MTOW < 15kg	$< 10^{-4}$
$15 \leq \text{MTOW} < 150\text{kg}$	$0.0015 / \text{MTOW}$

2.4 무인기 설계 허용치 고찰

AEP-83에는 중량 150 kg 이하 그리고 충격에너지 66 J이하의 고정익 복합재 무인기에 대한 감항인증(airworthiness) 요구조건에 대해 설명되어있다[8]. Table 6에서 보듯이 주요부재(principal structural element)의 경우 허용 변형률이 $2600 \sim 3000 \mu\epsilon$ 정도이다. 이 값은 Table 1의 온도 및 습도를 고려한 B-basis 압축 허용변형율의 20% 수준이다. 온도, 습도가 소재의 물성에 큰 영향을 미치고 CAI 강도가 소재 파손과 큰 관련이 있으므로 허용 설계 압축 변형률

이 매우 낮게 설정된다.

Table 6 Damage tolerance strain allowable for light unmanned aircraft

Type	Damage tolerance strain($\mu\epsilon$)	
	Sandwich skin Full laminates with thickness < 2mm	Full laminates with thickness >2mm
Tension	5000	5000
Compression	2600	3000
Shear	5200	6000

감항 인증을 목표로 비행체를 개발하는 경우 각 시스템이 어느 정도 성숙되어있는 기술을 적용하므로 중량 및 안전성이 예측가능하다. 신개념 비행체를 개발하는 경우 각 시스템(추진, 조종 및 세부계통)의 기술의 완성도 및 신뢰도가 높지 않다. 인증을 목표로 하지 않는 시험기나 기술 시험기의 경우 손상허용 요구조건을 구조설계 요구조건에 적용하면 경량 비행체를 제작하기 어렵다. 장기 체공무인기 등의 경우 비행체 중량이 매우 낮게 요구되므로 손상허용을 고려한 설계 허용치를 적용하기는 한계가 있다. 항공우주연구원에서 개발 예정인 소형 무인기의 경우 부품의 수가 많지 않고, 운용 시간이 길지 않으므로 구조물의 손상을 용이하게 발견할 수 있는 기술을 개발하여 손상허용 설계 허용치를 적용하지 않으려 한다. 유사한 예로 유럽의 경비행기 규정에는 손상허용 요구사항은 없고 재료의 설계허용치를 부정정 구조는 B-basis를 사용하고 정정구조는 A-basis를 사용하도록 하며, 온도 및 습도의 영향을 고려하도록 명시하고 있다[9]. 미국의 경량 스포츠 항공기 규정에는 피로 및 손상허용 요구조건이 없다[10]. 여객기의 경우 1회 비행 시의 파손확률은 10^{-8} 수준이다[11]. 구조물의 파손확률에 영향을 주는 주요 항목은 안전 계수(Factor of safety), 설계 허용치, 설계 하중, 인증시험 및 유지보수 방법 등이 있다. 각 항목 중에 명시적으로 파손확률이 알려진 것으로는 구조물의 안전 계수와 설계 허용치이다. 구조 안전 계수 1.5는 파손 확률이 10^{-2} 와 10^{-3} 사이의 값과 등가

이고, 설계 허용치 A-basis의 파손확률은 10^{-2} 이다. Table 7에 각 항목 별 파손확률을 정리하였다.

Table 7 Safety measures

Safety factor (1.5)	A-basis property	- Design load - Structural test - Etc	Possibility of structural failure
$10^{-2} \sim 10^{-3}$	10^{-2}	$10^{-2} \sim 10^{-3}$	10^{-8}

재료 물성을 B-basis를 적용하는 경우 파손확률은 10^{-1} 이 되므로 다른 항목을 동일 수준으로 유지하는 경우 항공기 구조물의 파손확률은 10^{-7} 이 된다. 이 파손확률은 앞서 언급한 무인기의 파손확률 보다 매우 낮은 수치이다.

3. 결 론

신개념 경량 복합재 비행체 개발 시 복합재 설계허용치의 설정방안에 대하여 검토하였다. 무인기의 파손확률 요구조건과 경량비행기의 설계 요구조건 및 무인기의 개발 목적 등을 고려하여 복합재 설계 허용치를 경비행기에서 적용하는 수준으로 결정하였다. 이는 앞서 언급한 것과 같이 전체 시스템의 개발 수준을 고려하여 결정한 것이다. 본 연구에서는 50 kg이하의 복합재 기술 시험기 개발 시 설계 허용치는 온도와 습도를 고려한 B-basis 재료 물성 설계 허용치로 설정하였다. B-basis를 설계허용치로 설정하는 경우 Figure 6에서 보듯이 재료의 비강도가 알루미늄에 비하여 10% ~ 300% 정도 증가하므로 비행체 구조물의 중량을 줄일 수 있다고 판단된다. 본 연구의 결과는 향후 경량 무인기의 개발 시에 적용이 가능하다고 판단된다.

후 기

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

References

- [1] J. Suh, J. Park and J. Lee. "Qualification of composite materials for small aircraft", *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 5, No. 1, pp. 17 - 23, 2011
- [2] J. Choi, "A study on the certification system of the unmanned aircraft," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 6, No. 1, pp. 19 - 25, 2012
- [3] AGATE-WP3.3-033051-135, A-basis and B-basis design allowables for epoxy - based prepreg
- [4] MIL-HDBK-17H, Composite Materials Handbook
- [5] AC 23.1309-1E, System safety analysis and assessment for PART 23 airplanes, 2011
- [6] STANAG 4671, Unmanned aerial vehicles airworthiness requirements, 2009
- [7] STANAG 4703, Light Unmanned aircraft system airworthiness requirements, 2011
- [8] Allied engineering publication AEP-83, Light unmanned aircraft systems airworthiness requirements
- [9] CS-VLA, Certification Specifications for Very Light Aeroplanes
- [10] ASTM-F2245-12d, Standard specification for design and performance of a light sport airplane
- [11] E. Acar, A. Kale, R. T. Haftka and W. J. Stroud, "Structural safety measures for airplanes" *Journal of aircraft*, Vol. 43, No. 1, pp. 30-38, 2006