

Article

항공기 피로수명 입증방법 연구

김성준*, 김태욱**

Study on aircraft fatigue life substantiation method

Sung Joon Kim*, Tae-Uk Kim**

ABSTRACT

This paper reviews and summarizes overall fatigue substantiation method of aircraft. The fatigue substantiation method has been studied using the related regulation and examples of industry application. And the comparisons of fatigue substantiation procedure between safe-life and damage tolerance design have been performed. Fatigue substantiation methods have wide variability depend on design methodology and type of aircraft such as fixed wing and rotorcraft. In this study, fatigue substantiation methodologies have been reviewed using analysis and test methods.

Key Words : Fatigue substantiation(피로 입증), Fixed wing(고정익), Rotorcraft(회전익), Damage tolerance (손상허용), Safe life(안전 수명)

1. 서 론

항공기의 피로수명 입증 방법은 항공기의 종류와 설계 방법에 따라 차이가 난다. 항공기의 피로수명 입증방법을 검토하는 주체는 크게 항공기 제작사, 항공기 운행사 및 감항당국(Airworthiness authority)이다. 본질적으로 항공기 인증 시 발생하는 문제는 경제적인 요소(Economy)와 안전(Safety)이다. 항공기 운행사는 낮은 직접운용비용(Direct operation cost)을 원한다. 이는 최소의 유지비용, 단순한 검사, 긴 검사 주기 및 단순한 수리 방법 등을 요구한다. 동시에 충분한 정적 및 피로강도를 유지해야 한다. 항공기 제작사는 이러한 요구조건을 만족시킬 수 있으나, 중량 증가 및 설계/제작 비용이 증가되고 판매가가격이 높아진다. 여기에 항공기 제작사 및 운행사간의 경쟁과 감항규정의 구속조건에

의해 항공기의 설계 및 감항인증(Airworthiness certification)은 어려워진다[1]. 피로수명 입증방법은 고정익과 회전익이 다소 차이가 난다. 최근 개발된 소형 고정익 인증기인 나라온과 다목적 헬기인 수리온의 경우 개발 엔지니어 들이 피로 입증 방법을 수립하기 위하여 많은 협의를 하였으며 해외 피로해석 전문가를 초빙하여 사안 별로 결정하였다. 하지만 해외전문가 또한 개인 경험한 해외 항공기 개발사의 피로입증 방법을 제공하였지만 인증 방법에 대한 전체적인 조망은 제시하지 않았다. 본 연구에서는 규정을 근거로 고정익과 회전익 항공기의 피로 입증 방법 및 절차를 검토하고 제안하였다. 안전 수명(Safe life) 설계는 구조물의 손상을 허용하지 않는 방법으로 설계 수명 내에서 균열 등의 손상이 발생하지 않아야 한다. 손상허용 안전 수명(Flaw tolerant safe life) 설계는 초기의 손상에 대해 균열 진전을 허용하지 않는 방법과 균열진전을 허용되 설계 수명 내에서 임계균열 길이까지 성장하지 않고 잔류강도가 요구조건을 만족됨을 보이는 방법이 있다[2]. 금속재 구조물은 초기균열을 가정하여 입증하고, 복합재 구조물은 충격 및 인위적인 손상을 구조물에 적용하여 설계 수명 내에서 손상이 진전하지 않음을 입증한다.

Received : 3. Mar. 2016. Revised : 20. Mar. 2016.

Accepted : 25. Mar. 2016

* 한국항공우주연구원 항공기술연구소

** 한국항공우주연구원 항공기술연구소

연락처, E-mail : yaelin@kari.re.kr

대전시 유성구 과학로 169-84

2. 본론

본 절에서는 고정익과 회전익을 구분하여 피로 수명을 입증하는 방법을 검토하였다. 관련 규정과 항공사별 적용 예를 해석과 실험적인 부분에서 비교하였다. 항공기의 경우 관련 규정은 전투기의 경우 미국 군사규격(Military Specification)과 영국의 DEF STAN(Defence Standard)이 있고, 민간 항공기는 FAR(Federal Aviation Regulation)과 유럽의 JAR(Joint Aviation Regulation) 등이 있다.

2.1 고정익 피로수명 입증

고정익에 대한 피로수명입증은 손상허용(Damage tolerance)과 안전-수명(Safe-life) 입증 방법이 있다. 이와는 별도로 구조물의 경제 수명을 입증하는 요구조건도 있다[3~4]. MIL-STD-1530A는 내구성(Durability)과 손상허용 입증을 요구하고 있다[5]. 내구성 시험은 MIL-A-8866에 의거하여 수행한다. 내구수명은 항공기의 경제수명(Economic life)을 의미하는 것으로 구조물이 균열 등의 손상에 저항하는 능력을 의미한다. 미 해군은 0.25 mm의 균열이 발생한 경우 파손으로 판단한다[6]. 실험결과를 이용하여 경제수명을 설정하는 경우 균열이 검출된 수명을 분산계수(Scatter factor)로 나누어 계산한다. 식(1)은 시험 결과로부터 안전수명을 계산하는 방법이다. 손상허용 입증시험은 구조물에 초기 균열을 모사한 후 설계 수명 내에서 구조물의 잔류강도가 입증되어야 한다[7].

$$\text{Safe Life} = \text{Mean life} \div \text{Scatter factor} \quad (1)$$

AC 25.571에서는 구조물의 피로입증은 시편과 구성품 시험을 이용한 해석적인 방법으로 입증가능하다고 하지만 대부분의 항공기 개발사는 구조물의 경제수명을 입증하기 위해 전기체 피로시험을 수행한다고 설명하고 있다. FAR 25에서는 손상허용설계가 실용적이지 않는 경우 안전수명설계를 허용한다. 이 경우 적절한 안전-수명(Safe life) 분산계수를 적용하도록 하여야 한다. AC23-13A에서는 안전-수명 설계 시 적용하는 분산계수를 전기체의 경우 Eq. 2를 적용하도록 하고 있다. 여기서 Z_p 는 안전수명에 대한 정의된 확률의 정규분포 변량, σ 는 피로수명에 대한 표

준편차이고 n_s 는 피로시험을 수행한 시편의 수이다. 일반적으로 Z_p 는 3.511을 적용한다. 이 값은 항공기가 설계수명에 도달할 때 까지 균열이 발생하지 않을 확률이 99.9777%인 경우이다. 알루미늄으로 제작된 항공기의 경우 표준편차를 0.14로 적용하므로 시험체의 수량에 따른 분산계수는 식(2)에 의하여 Table 1과 같다[7].

$$\text{Scatter Factor} = 10^{Z_p \sigma \sqrt{\frac{n_s + 1}{n_s}}} \quad (2)$$

Table 1 Full scale scatter factor for use Safe-Life structures [7]

Number of test specimens	Required scatter factor
1	4.96
2	4.00
3	3.70
4	3.54

2.1.1 전기체 피로시험

규정에서 정의하는 전기체 피로시험은 안전-수명을 입증하는 것이 아니고 경제수명을 입증하는 시험이다. 그러므로 Table 1의 안전-수명 설계 시 사용하는 분산계수를 적용하지 않아도 된다. 경제-수명 입증을 위해 전기체 피로시험을 수행하는 경우 MIL-A-8866C에서는 2.0 ~ 4.0 사이의 분산계수를 적용하도록 하고 있다. 많은 경우 전기체 피로시험 시 분산계수를 2.0을 적용한다. 이는 많은 항공기가 오랜 시간 동안 개발되어 축적된 피로시험 결과로부터 시편의 수가 매우 많다고 볼 수 있으며, 현재 규정 상 대부분의 항공기가 손상허용 설계요구조건에 따라 설계되고 일정한 검사가 수행되기 때문이다[8].

2.1.2 해석적인 방법을 통한 수명입증

피로수명을 평가하는 방법은 균열 발생수명을 해석하는 접근방법과 균열 성장수명을 해석하여 잔류강도를 예측하는 방법이 있다[2].

1) 균열 발생수명 해석

균열 발생수명을 해석하기 위해서는 아래의 사항을 고려하여야 한다.

a. 선형 누적손상 가설(Linear Cumulative Damage Rule)

균열 생성수명은 Palmgren-Miner의 선형 누적손상이론을 사용한다. 균열발생은 식(3)이 만족할 때 발생한다[7].

$$\sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} = 1.0 = \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \dots + \frac{n_k}{N_k} \quad (3)$$

여기서 $\frac{n_k}{N_k}$ 를 되풀이 수 비(Cycle ratio)라 하며, 이 되풀이 수의 합이 누적손상을 나타낸다. 누적손상가설은 하중 변동에 따른 응력간의 간섭 효과와 변동하중하의 피로한도 이하의 응력이 피로손상에 미치는 영향을 고려하지 못하는 문제점이 있다. 여러 가지 하중 상태에서 실험을 수행하면 Eq. 3의 값이 0.5 ~ 2.0 사이에서 파손이 발생한다[7].

b. 응력-수명 선도(S-N curve)

많은 경우 S-N 선도는 MMPDS [9] 등의 데이터를 이용한다. 이 데이터는 재료의 조성이나 표면처리, 하중상태 및 응력집중 계수(Stress concentration factor, K_t) 등이 실제 구조물과 차이가 나므로 직접 사용할 수 없다. 따라서 S-N 선도를 조정하여 적용해야 한다[10].

c. 피로 notch 계수(Fatigue notch factor)

응력 집중이 발생하는 곳의 피로수명은 식(4)의 피로 notch 계수(Fatigue notch factor, K_f)를 이용하여 정의한다. notch계수는 응력집중계수보다 항상 작거나 같다[10].

$$K_f = \frac{S_e^{(Notched)}}{S_e^{(unnotched)}} \quad (4)$$

여기서 S_e (Unnotched)는 notch가 없는 경우의 피로한도이고, S_e (Notched)는 notch가 있는 경우의 피로한도이다. 두 값은 식(5)의 관계 식으로 설명된다[10].

$$q = \frac{K_f - 1}{K_t - 1} = \frac{1}{1 + a_p/\rho} \quad (5)$$

여기서 ρ 는 notch의 반경이고 a_p 는 재료상수 이다. FAR 25에서는 균열 발생 수명을 평가하는 경우 적절한 분산계수를 적용해야한다고 명시하고 있다. 해석적인 방법으로 균열 발생수명을 예측하는 경우 경제수명을 예측하는 경우와 안전-수명을 예측하는 경우에 따라 해석하는 방법이 다르다. 경제수명(Economic life)을 예측하는 경우 S-N 선도는 평균값을 적용하고, 선형 누적가

설에 분산계수를 적용한다. 개발사에 따라 적용하는 방법은 다르지만 대략 3.0 ~ 4.0 정도의 분산계수를 사용한다. 안전-수명(Safe life)을 예측하는 경우는 응력-수명 선도와 선형 누적가설 모두에 분산계수를 적용한다. Fig. 1은 평균 응력-수명 선도로부터 분산계수가 적용된 안전 선도를 구하는 방법을 설명한다. Fig. 1에서 life factor는 응력-수명 선도에서 기울기가 급격한 구간에 적용되는 분산계수이고, stress factor는 기울기가 완만한 구간에 적용되는 분산계수이다[11]. 착륙장치 및 엔진마운트는 대표적인 안전 수명 설계 구성품이다[12]. 안전-수명 해석의 경우 응력-수명 선도에 분산계수가 적용되지만 선형 누적가설에도 분산계수를 적용한다.

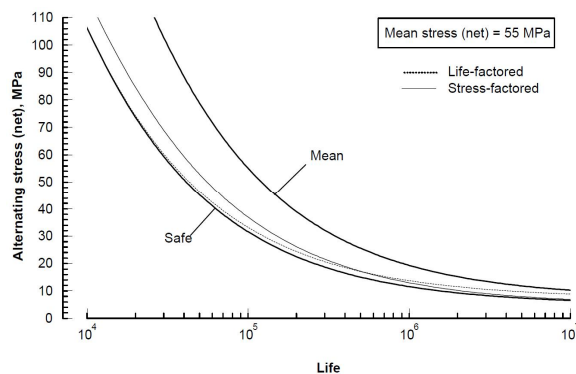


Fig. 1 Safe and mean S-N curve [11]

적용되는 분산계수는 작용하중의 산출 방법에 따라 차이가 난다. 즉 작용하중을 보수적으로 적용하는 경우는 선형 누적가설의 분산계수가 작아진다.

2) 균열 진전수명 해석

균열 성장해석은 Paris의 관계식 이후 하중비의 영향을 고려한 Walker[13]의 관계식 등 많은 연구가 수행되었다. 즉 하중 비(Stress ratio)를 고려한 식을 적분하여 균열길이를 계산한다. 변동하중에 의한 간섭효과(Interference effect)는 균열 성장에 큰 영향을 준다. 특히 과하중(Over load) 이후의 성장률의 감소는 수명에 많은 영향을 준다. 이러한 영향을 모사하기 위한 균열성장 모델이 Willenborg[14] 등에 의하여 제시되었고 이것은 유효 응력강도 계수의 개념으로 잘 설명되어지고 있다. Willenborg의 모델을 Forman의 식에 적용한 식(6)의 관계식이 많이 사용되고 있다[2].

$$\frac{da}{dN} = \frac{C(\Delta K_{eff})^n}{[(1-R_{eff})K_c - \Delta K_{eff}]}$$
 (6)

여기서,

C, n : 재료상수

R_{eff} : $K_{min,eff}/K_{max,eff}$

K_c : 파괴 인성치

균열진전 해석을 수행하는 경우에도 분산계수를 적용한다. 일반적으로 균열 발생 수명해석 보다는 적은 분산계수를 적용한다. 개발사에 따라 약간의 차이가 있으나 대략 2.0을 적용한다. 균열 성장해석 결과는 검사주기 설정 시에도 사용된다.

2.1.3 복합재 구조물에 대한 손상허용 및 피로수명 입증

1) 해석 방법

복합재 구조물의 손상허용 해석은 균열진전해석을 수행하지 않고, 적층판(Laminate) 수준의 open hole(OHT, OHC) B-basis 정적강도 설계허용치와 부구성품(Sub-component) 수준의 CAI(Compression After Impact) 강도를 이용하여 사이징을 수행한다[16].

2) 시험 평가

복합재는 금속재료에 비하여 낮은 피로분산계수(Fatigue scatter factor : α_L)를 갖는다고 알려져 있다. 대략적으로 금속재료는 $\alpha_L^m = 7.5$, 복합재는 $\alpha_L^c = 1.25$ 를 갖는다. 복합재 구조물을 전기체 피로시험을 통하여 금속재와 동일수준의 신뢰성(Reliability)을 갖기 위해서는 낮은 피로분산계수 때문에 피로시험 기간이 길어진다. 오랜 시간동안 피로시험을 수행하는 것은 실제로 어려움으로 하중을 증가시켜 금속재 시험과 유사한 확실성을 갖게 한다. 이를 위하여 하중증가계수(Load enhancement factor)를 구하여 사용한다. 복합재 구조물의 피로관련 손상허용 요구조건은 Fig. 2에 설명되어 있다. AC20-107B에서는 예상되는 손상이 피로시험 중에 진전되지 말아야 하며 남아야하고(No growth), Fig. 2에서 요구하는 잔류강도를 유지해야할 것을 요구하고 있다[15].

2.2 회전익 피로수명 입증

설계 및 입증 시 고정익 항공기와 회전익항공기의 가장 큰 차이는 회전익의 복잡한 동적 구성품

에 있다. 회전익은 오히려 엔진 시스템과 더 많은 유사성을 가지고 있다[16]. 회전익 항공기의 피로수명 평가는 FAR 27/29[17, 18]와 AC 27/29[19, 20]에 제시되어 있다. 전체적으로 Fig. 2의 입증방법과 같다. 회전익 항공기는 크게 기체(Airframe), 로터 시스템(Rotor system) 및 구동 시스템(Drive system)으로 분류된다. 각 구성품의 피로입증 방법은 다소 차이가 난다. 본 연구에서는 기체와 로터시스템에 대한 입증 방법을 고찰하려한다.

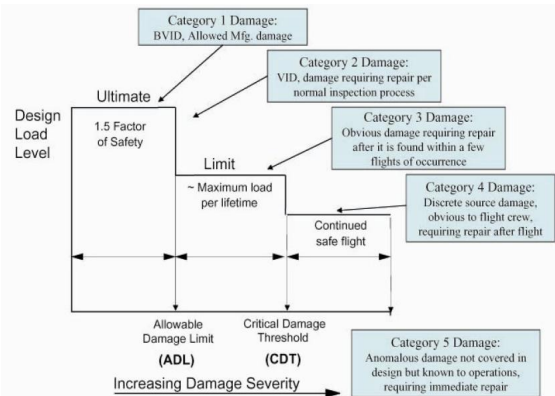


Fig. 2 Schematic diagram showing design load levels versus categories of damage severity

2.2.1 기체

회전익 항공기 기체는 고정익 항공기 기체와 입증방법이 유사하다. 다만 테일 붐(Tail boom), 파일런(Pylon) 지지구조 등 일부 구성품을 피로 중요 부위로 간주하여 안전-수명 설계 방법을 적용한다.

2.2.2 로터 시스템

민수용 또는 군용 회전익항공기의 로터 구성품에 대한 피로시험은 1950년대부터 안전-수명 개념을 통해 수행되었다. 특히 복합재 블레이드의 경우 S-N 선도와 하중 스펙트럼(Load spectrum)의 조합에 의한 누적 손상평가를 통해 매우 신뢰도가 높은 피로수명을 예측할 수 있었다. 그러나 안전수명 개념만으로는 제작과정에서 발생하는 결함(Flaw or defect)이나 운용 중 발생할 수 있는 충격손상에 의한 강도저하 현상들을 적합하게 평가할 수 없는 한계가 있으며, 이러한 불확실성을 극복하기 위해 보수적인 설계가 적용함으로써 구조적인 최적화가 어렵게 된다. 따라서 1980년대 이후 FAA (Federal Aviation Administration)에 의해 민수용 회전익 항공기의 복합재 구성품

에 대한 피로 평가 시 결합과 충격손상의 영향을 함께 고려해야 하는 필요성이 대두 되었으며, 이를 통해 내결함 안전수명 입증(Flaw tolerant safe life evaluation) 및 파손안전 입증(Fail safe evaluation)의 요구도가 감항인증규정에 반영되어 현재까지 적용되고 있다[21].

1) 안전-수명 평가

복합재 로터 블레이드의 안전 수명 입증 방법은 Fig. 3에 개략적인 설명이 되어 있다. 수명을 계산하기 위한 응력-수명 선도는 시편 및 구성품의 실험 결과가 필요하다. 응력-수명 선도의 형태는 시편(Coupon)의 실험결과로부터 구한다. 많은 경우 Weibull 이 제안한 식(7)을 사용한다 [22].

$$S = S_{\infty} + (S_u - S_{\infty})e^{-\alpha(\log N)^{\beta}} \quad (7)$$

여기서 S_{∞} , S_u , α 그리고 β 는 실험결과로부터 구한다.

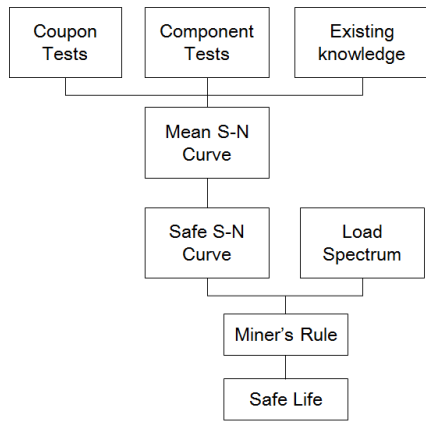


Fig. 3 The safe life approach to fatigue design

Fig. 4에서 보듯이 응력-수명 선도는 여러 하중 수준의 실험결과로부터 표준 선도(Standard curve)를 구한다. 안전-수명 선도는 2.1.2절에서 설명한 life factor와 stress factor를 이용하여 구한다.

2) 손상허용 입증

로터 블레이드의 피로시험을 수행하기 위한 방법으로 블레이드가 운용되는 조건을 고려하여 예측된 하중 스펙트럼이나 실제 비행시험을 토대로 생성된 하중스펙트럼을 이용하여 요구되는 수명

에 해당하는 시간동안 블레이드 시편에 시험하중을 부가하여 피로파괴가 발생하지 않음을 입증하는 수명시험법 (Life test method)이 있으며, 일정진폭의 시험하중을 부가하여 블레이드 시편의 피로파괴를 유발함으로써 피로수명곡선을 획득하여 피로수명을 평가하는 응력-수명 방법(S-N method)이 있다. 수명 시험법을 이용하여 손상허용 입증을 위해서는 로터에 손상을 부가하고 수명에 해당하는 시간 동안 손상이 진행되지 않음(No growth)을 보여야 한다. 응력-수명 방법을 이용하여 입증을 하는 경우는 응력-수명 선도를 개발 할 때 Fig. 5와 같이 손상의 효과를 고려해야 한다. 개발 초기에는 구성품 수준의 응력-수명 선도를 확보할 수 없으므로 피로해석 시 시편 수준에서 구한 응력-수명 선도를 사용하고, 추후 구성품 수준의 응력-수명 곡선이 구하여 해석 결과를 검증한다.

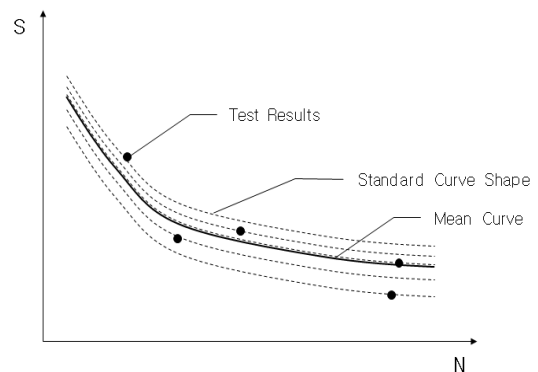


Fig. 4 Derivation of the mean curve

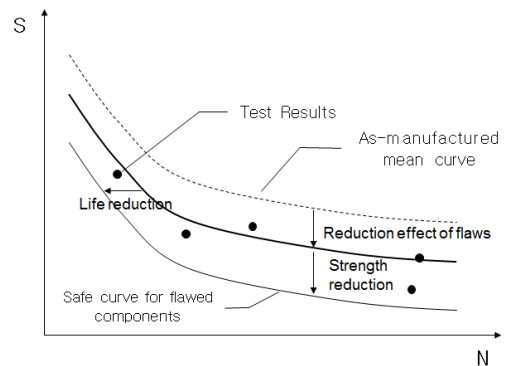


Fig. 5 S-N curve for flawed components

3. 결 론

본 논문에서는 고정익 항공기와 회전익 항공기 및 설계 방법에 따른 피로수명을 입증하는 방법과 절차에 대하여 검토하였다. 크게 안전 수명과 손상허용 입증방법에 대하여 설명하였으며 피로수명 입증을 위한 해석과 실험 방법에 대해서도 설명하였다. 검토된 피로입증 방법은 향후 개발될 유인기급 항공에 적용가능하다. 추후 무인항공기의 피로해석 입증 절차 및 방법에 대한 연구를 수행할 계획이다.

본 연구는 기초기술연구회 "경량구조 및 구조 안전성 향상기술 연구" 사업 수행결과의 일부입니다.

Reference

- Schijve, J., "Fatigue damage in aircraft structures, not wanted, but tolerated?", *International Journal of Fatigue*, Vol. 31, pp. 998~1011, 2009.
- 송지호, "변동하중하의 피로파괴," *대한기계공학회지*, 제 30권, 제2호, 1990
- FAR Part-25, Airworthiness standards: Transport category airplanes
- AC 25.571, Damage tolerance and fatigue evaluation of structure
- MIL-STD-1530A, Aircraft structural integrity program, Airplanes requirements
- Hoffman M. E, 2000, Hoffman P. C., "Corrosion and fatigue research - structural issues and relevance to naval aviation," *International Journal of Fatigue*, Vol. 23, pp. 1~10, 2001.
- AC 23-13A, Fatigue, fail-safe, and damage tolerance evaluation of metallic structure for part 23 airplanes
- MIL_A-8866, Airplane Strength and Rigidity Ground Test
- MMPDS-04, Metallic Material Design Data Acceptable to Government Procuring or Certification Agencies
- Ralphi, I. S., Ali, F., Robert, R. S. and Henry, O. F. "Metal Fatigue in Engineering," John Wiley & Sons, Inc., 2001.
- DEF STAN 00-970, Part 1 Section 3, Leaflet 35, Fatigue, Safe-life substantiation
- 이무형, 박일경, 김성준, 안석민, "소형 항공기 엔진 마운트 구조물의 피로 건전성 평가," *한국항공운항학회지*, 제 19권 제 4호, pp. 58~66, 2011.
- Walker, E. K., "The effect of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7075-T6", *ASTM-STP*, pp. 462, 1970.
- Willenborg, J., Engle, R. M. and Woof, H. A., "A crack growth retardation model using an effective stress concept," *AFFDL-TM-71-1-FBR*, 1971.
- AC 20-107B, Composite aircraft structure
- MIL-HDBK-17, Composite materials handbook
- FAR Part-27, Airworthiness standards: Normal category rotorcraft
- FAR Part-29, Airworthiness standards: Transport category rotorcraft
- AC-27-1B, Certification of normal category rotorcraft
- AC-29-2C, Certification of transport category rotorcraft
- Kee, Y. J., Kim, S. H., Lee, H. C., Han, J. H. and Jeoung, J. K., "Application of Flaw Tolerance Methodologies to Helicopter Rotor Blade Fatigue Life Evaluation," *KSAS Spring Conference*, pp. 169 ~ 174, 2011.
- Helicopter fatigue design guide, Advisory group for aerospace research and development, NATO, AGARDograph AGARD-AG-292, November 1983.