# 항공기 동체 내부 프레임 균열 발생 원인 규명 및 개선 방안 연구

## 김세운 국방기술품질원

# A Study on Cause and Improvement of Cracks in the Frame inside Aircraft Body

## Se-Un Kim Defense Agency for Technology and Quality

**요 약** 본 연구는 군용 항공기 내부에 장착된 전기 장치들의 커넥터를 고정하는 프레임에서 발생한 결함에 대하여 분석 하였다. 해당 결함은 운용 중인 항공기 00대 중 00대에서 발생하여 대부분의 기체에서 균열로서 나타났으며, 균열 발생 원인을 찾기 위해 파단면 분석을 수행하였다. 분석 결과 프레임 하부 접촉면에서 초기 균열이 발생했고 이 후 반복 하중 으로 인해 균열이 진전되어 최종 파단으로 이어진 것을 확인하였다. 균열에 대한 원인 분석을 위해 항공기 운용도 분석을 수행하여 항공기 운용 시간과 수직 가속도 발생 빈도를 조사하여 종류별 항공기의 균열 발생률과의 상관 관계를 확인했 다. 이를 통해 항공기 운용 시간과 관계없이 기동 수준이 높은 항공기에서 균열이 대부분 발생했음을 알 수 있었다. 또한 추가적으로 전산유체역학(CFD: Computational Fluid Dynamics, 이하 CFD)를 활용한 공력 해석을 통해 프레임에 작용하는 하중 위치가 프레임 양 끝에 집중되는 것을 알 수 있었다. 이러한 결과를 토대로 프레임 양 끝에 집중되는 하중을 분산시키고 구조 건전성을 확보하기 위해 파스너(Fastener)를 확장하고 보강판을 덧대어 개선하였다. 개선한 프 레임의 구조적인 안정성 확인을 위해 정적 해석을 수행하여 구조 건전성이 충족하는 것을 확인했으며, N-S선도를 이용 하여 프레임이 무한 수명을 가지는 것을 확인하였다.

**Abstract** This study analyzed the defects in the frame fixing the connectors of electrical devices installed inside military aircraft. This defect occurred in 00 out of 00 aircraft in operation and appeared as a crack in most airframes. The crack progressed due to repeated loads, leading to eventual fracture. The causes of the cracks were analyzed by conducting an aircraft operability analysis to investigate the aircraft operating time and the frequency of vertical acceleration to confirm the correlation with the crack occurrence rate of the aircraft. The results confirmed that most of the cracks occurred in aircraft with high maneuverability regardless of the operating time. In addition, aerodynamic analysis using CFD showed that the load acting on the frame was concentrated at both ends of the frame. Based on these results, the fasteners were expanded, and reinforcement plates were added to distribute the load concentrated at both ends of the frame and secure structural stability. The structural stability of the improved frame was confirmed by conducting a static analysis, and the N-S diagram was used to confirm that the frame has an infinite lifespan.

Keywords : Crack, Stress, Fatigue Limit, Strake, Computational Fluid Dynamics

# 1. 서론

#### 1.1 서론

항공기 기동 중 발생하는 변칙적인 진동은 내부 구조 물에 하중을 주고 지속적으로 누적된다.

이에 따라 항공기의 기동은 여러 하중조건하에서 운용 되면서 비행 운용 시간이 증가할수록 피로하중 등에 의 한 균열 발생 및 진전과 강도 저하 등의 문제는 필연적으 로 발생하게 된다.

이러한 문제는 인명사고와 안전문제에 직결되어 있기 때문에 구조물 건전성 및 피로 하중에 의한 구조 결함, 파괴 등의 문제들은 오래전부터 중요하게 여겨져 왔다.

구조물의 피로 하중 등에 의한 균열 성장에 따른

구조적 안전성 문제는 1950년대 최초로 제기 되었으며, 이를 해결하기 위한 방법은 1959년 미 공군으로부터 육군주둔 및 시설계획(ASIP: Aircraft Structural Integrity Program)을 활용한 안전성 향상 방안이 제시되었다[1].

이에 대해 Kachanov (1958)가 균열에 대한 역학적 인 접근을 토대로 Janson and Hult (1977) 등에 의해 연속체결함역학(Continuum Damage Mechanics)이 라는 학문으로 균열에 대한 역학이 탄생했다[2].

이 후 균열에 대한 학문은 전자계산기와 컴퓨터 등 계 산 방법에 대한 발전과 효율적인 수치해석법이 등장하면 서 균열에 대한 효과적인 개선 방안이 등장해왔으며, 진 보된 기계설계 기술을 통해 지속적으로 발전해 나갈 것 으로 보인다.

이러하듯 구조물에서 하중으로 인해 발생하는 미세균 열은 하중을 반복적으로 받음에 따라 점차 대형균열로 발전해가며 구조물에 파손을 일으키는 원인이 된다.

즉, 항공기 구조물의 건전성 및 강건성을 향상시키기 위해서는 균열 발생 가능성 또는 발생 시기를 지연 시켜 균열 성장을 최소화 하여야하며, 이를 위해서는 적절한 구조 배치와 피로나 균열성장 저항이 큰 재료를 선택함 으로서 균열 발생 가능성을 낮출 수 있으며[3,4], 피로설 계를 통한 최적화로 구조 수명관리로 항공기의 구조 안 정성을 증가 시킬 수 있다.

항공기의 수명은 구조의 안정성에만 영향을 미치는 것 이 아니라 운용 시 발생하는 경제적 비용과도 밀접하기 때문에 지속적인 관리가 필요하다[5].

이를 위해 기술자료 최신화를 통해 수명관리를 수행하 는데 MIL-STD-1430에서 임무 복잡도 및 운용 정도의 안정화를 평가하여 수명관리 필요성을 매년 최신화 하는 주기를 5년 미만으로 권고하고 있다[6].

#### 1.2 구조물 내 균열 발생 개선 사례

이러한 균열에 의한 결함을 해결한 사례로 착륙 시 발 생하는 하중에 의한 항공기 주륜착륙장치의 균열에 대한 개선 연구를 들 수 있다.

해당 연구에서는 주륜착륙장치에 발생한 균열을 분석 하기 위해 파단면을 분석하고 구조 해석을 수행하여 피 스톤 핀에서 균열이 발생하는 것을 확인했다.

또한 이·착륙 하중 시험과 체결 토크 시험을 통해 동 적 및 정적 하중을 직접 산출하여 균열이 발생한 피스톤 핀의 소성 변셩 발생 토크 값을 찾아냈다.

이를 통해 산출한 토크 값을 응력으로 환산하여 피로 수명 해석을 통해 피스톤 핀의 강도와 수명을 확인하고 개선 형상의 최적의 토크 값을 산출하여 적용하였다[7].

본 연구에서는 군용 항공기 동체 내부의 전자 장치 연 결을 위한 커넥터를 고정하는 프레임(frame)의 균열에 대해 앞선 사례와 달리 공력 해석과 항공기 기동 수준을 분석하여 원인을 규명하고 정적 해석을 통해 균열 발생 위치와 작용하는 응력을 도출했으며, 이에 대한 개선 형 상을 제시하여 공력을 활용한 수치해석기법으로 해석한 결과를 토대로 피로 수명 해석의 결과를 S-N 곡선을 통 해 개선 형상이 무한 수명을 가지는 것을 분석하고 피로 파괴에 대한 구조 건전성을 확인하였다.

## 2. 본론

## 2.1 품목 형상 및 결함 현상

#### 2.1.1 프레임 형상

군용 항공기에 장착되는 전자기기 장치의 전기 커넥터 (connector)를 고정하기 위한 프레임은 Fig. 1과 같다.



Fig. 1. Configuration of Frame

640

프레임은 브라켓 역할과 항공기 동체 구조물로 동시에 사용하기 위한 통합된 구조물로서 주익의 스트레이크 (strake)에 위치하며 군용 항공기 체계에 따라 프레임의 형태가 다르다.

프레임은 동체에 리벳(rivet)으로 고정되며, Fig. 2와 같이 첫 번째 프레임(F1)은 2개의 커넥터가 장착되고 두 번째 프레임(F2)는 4개의 커넥터가 장착된다.



Fig. 2. Shape of Frame 1, 2 (a) 2 Electro Connector, (b) 4 Electronic Connector

## 2.1.2 결함 현상

프레임에 발생한 결함은 항공기 정비 중에 발견되었으 며, Fig. 3과 같이 프레임 끝단에 균열이 발생했음을 확 인 할 수 있다. 결함 현상은 운용 중인 군용 항공기 00대 중 00대에서 발생했으며, 운용하는 대부분의 기체에서 균열이 발생했다.



Fig. 3. Shape of Crack

초기 결함 현상을 해결하기 위해 Fig. 4와 같이 균열 이 발생한 부품과 동일한 부품을 교체하여 구조물을 보 강했으나 동일 결함 현상이 반복되었다.



Fig. 4. Structural Strengthening

이러한 결함 현상에 대해 항공기의 기동, 진동 등으로 발생하는 하중이 프레임에 지속적으로 가해지면서 균열 이 발생 할 수 있다고 판단되어 결함의 근본적인 원인에 대한 규명을 수행 하였다.

또한, 결함 원인 분석과 균열 발생 형상의 개선에 대한 프로세스는 Fig. 5와 같다.



Fig. 5. Process of The Analysis and Improvement of The Cause of Aircraft Defects

## 2.2 균열 발생 원인 분석

### 2.2.1 균열 부위 파단면 분석

프레임에 발생한 균열의 형태를 분석하기 위해 균열 부분 단면에 대해 파단면 분석을 수행하였다.

Fig. 6과 같이 프레임 하부 접촉면에서 균열이 시작되 어 이 후 하중이 프레임에 반복적으로 가중됨에 따라 균 열이 진전되어 최종 파단으로 이어진 것을 볼 수 있다. 이를 통해 반복적으로 작용하는 하중에 의한 피로 파 괴(fatigue fracture)가 발생했음을 알 수 있다.



Fig. 6. Result of Crack Analysis

### 2.2.2 항공기 운용도 분석

항공기 운용과 균열 원인의 연관성 확인을 위해 항공 기 기동 수준과 비행시간을 분석하였다.

Fig. 7은 군용 항공기 기종별 수직 가속도 발생 횟수 로 항공기 기동 수준에 대해 나타낸 그래프다.

가로축은 수직 가속도의 크기로 +와-는 각각 항공기 의 가속과 감속을 의미하며, 세로축은 1000시간 당 항공 기의 수직 가속도 발생 횟수를 나타낸다.

또한 Peak와 Valley는 각각 항공기의 수직과 하강 기 동을 나타낸다.



Fig. 7. Number of Vertical Accelerations by Aircraft Type

기동 분석 결과, 항공기B가 수직 가속도의 크기 별로 발생하는 횟수가 타 항공기에 비해 많은 것을 확인 할 수 있으며, B의 급격한 기동 수준이 전체 항공기 중 가장 높 다는 것을 확인 할 수 있다.

또한 Table 1은 항공기 기종 별로 균열 발생까지의 운용 시간과 균열 발생률을 나타낸 표이며, 이를 통해 B 항공기가 균열 발견까지 평균 비행시간이 가장 짧은 것 을 볼 수 있다.

Table 1. Crack Generation Status by Aircraft Type

Туре	А	В	С	D
Flight Time Taken until Cracking Occurs (Hr)	1,384	476	1,174	925
Crack Incidence Rate (%)	81.6	54.5	100	40

Table 2는 항공기의 운용시간과 평균 운용시간을 나 타낸 표로서 균열 발생 비행시간과 달리 C 항공기의 운 용 시간이 B보다 긴 반면 전체 항공기 운용 시간 중 가장 높은 A보다 낮은 운용 시간임에도 불구하고 균열 발생률 이 높은 것을 확인 할 수 있다.

따라서 수직 가속도의 발생 횟수가 많을수록 균열이 발생하는데 걸리는 시간이 짧아지는 것을 확인 할 수 있 으며, 균열이 발생하는데 있어 항공기 운용 시간은 연관 성이 낮고 기동 수준이 균열 발생에 영향을 미치는 것을 알 수 있다.

Tab	le 2	. Cracl	Generation	Status	by	Aircraft	Type
-----	------	---------	------------	--------	----	----------	------

Туре	А	В	С	D
Aircraft Operating Hour (Hr)	91,620	9,408	26,472	36,331
Avg. Aircraft Operating Hour(Hr)	1,870	855	1,203	606
Crack Incidence Rate (%)	81.6	54.5	100	40

#### 2.2.3 공력 상세 해석

항공기에 작용하는 하중은 항공기 전체를 감싸고 있는 스킨(skin)에 가해진다.

따라서 결함 현상은 프레임이 스트레이크 하부에 부착 됨에 따라 하부 스킨에서 가해지는 하중에 의한 것으로 볼 수 있다.

또한 이러한 하중이 프레임에 분포 압력으로 작용하게 되며, 결과적으로 균열 부위에는 집중적인 하중이 발생한 것으로 보인다.

이러한 요인에 대한 정확한 분석을 위해 프레임과 스 트레이크 하부의 스킨을 MSC Software사의 Patran을 이용해 모델링하여 Nastran을 이용한 CFD를 통해 공력 해석을 수행하였다.

본 연구에서 다루는 프레임은 항공기에 설계 형상에 따라 프레임의 형상 또한 달라진다.

동일한 형상을 가진 항공기는 각각 A, B와 C, D 볼 수 있다. 따라서 프레임 F1은 A, B 항공기에 설치되고 프 레임 F2는 C, D 항공기에 설치된다.

이를 통해 공력 해석은 2가지의 프레임 형상에 대해 수행하였으며, Fig. 8과 Fig. 9를 통해 프레임에 작용하 는 공력에 의한 하중 분포를 나타내었다.



Fig. 8. Result of CFD about F1



Fig. 9. Result of CFD about F2

해석 결과, F1, F2 프레임 양쪽 끝단에 응력이 집중되 는 것을 볼 수 있다.

이는 프레임이 전반적으로 하중의 영향을 적게 받는 하부 스킨의 중앙 부분에 고정되어 있기 때문에 상대적 으로 프레임 양쪽 끝단에 더 높은 하중이 집중되는 것으 로 볼 수 있다.

따라서, 프레임에 양 끝단에 집중되는 하중을 분산시 킴으로서 균열을 방지 할 수 있는 구조로 개선해야 한다.

#### 2.3 형상 변경 및 개선

하중에 의한 균열은 재질이나 형상 변경을 통해 방지 할 수 있다.

재질을 변경 할 경우 재질에 따라 구조 강도가 다르고 항공기 운용 중 진동과 기동 방식에 따라 프레임에 작용 하는 하중이 유동적으로 바뀌기 때문에 재질 선정에 있 어 어려움이 있다.

따라서 형상 변경을 통해 프레임에 작용하는 하중을 분산시킴으로서 결함을 개선하고자 하였으며, 변경된 형 상은 Fig. 10과 같다.



Fig. 10. Result of CFD about F2

Fig. 10에서 Frame 1과 Frame 2의 왼쪽은 기존 형 상이며, 오른쪽은 개선된 형상을 나타낸다.

개선된 프레임 형상은 양 끝단에 집중되는 하중을 분 산하기 위해 프레임의 양 끝단에 패스너(fastener)를 추 가하고 프레임 중앙에 보강구조(stiffener)를 설치하여 하중에 충분히 견딜 수 있도록 하였다.

또한, 보강판과 커넥터의 간섭을 막기 위해 원판 (radius block)을 추가하였다.

#### 2.4 개선 형상 구조 건전성 확인

프레임 결함 방지를 위해 개선 형상의 구조적 건전성 분석을 수행하였다.

#### 2.4.1 공력 상세 해석

기존에 발생한 결함의 원인은 프레임 양 끝단에 작용 하는 집중 하중 때문이므로 유한요소해석을 활용한 정적 해석을 수행하여 기존 형상 대비 개선 형상의 구조 건전 성을 비교하였다.

유한요소해석을 위한 비행 조건을 설정하기 위해 프레 임 하부 스킨에 가해지는 가장 큰 하중을 찾기 위해 Fig. 11과 같이 하중 분포 분석을 수행하였다.

이를 통해 Table 3과 같이 7가지의 높은 하중이 발생 하는 조건을 확인했으며, 이 중 가장 높은 하중을 발생시 키는 Case 4.(고도 50ft, 마하 0.6, 받음각 15°, 리딩 엣 지 플랩(LEF) 20°)를 활용하여 정적해석을 수행하였다.



Fig. 11. Result of CFD Analaysis in Strake Lower Skin

Load Case	Altitude (ft)	Mach	AOA (deg)	LEF (deg)
Case 1	50	0.9	5	-0.917
Case 2	50	0.9	-2	-2
Case 3	50	1.1	5	-2
Case 4	50	0.6	15	20
Case 5	50	0.3	15	20
Case 6	50	0.6	5	5
Case 7	50	0.3	5	5

Table 3. CFD Analysis Load Conditions Summary

정적해석은 유한요소해석으로 Fig. 12와 같이 개선 전 의 형상인 F1과 개선 형상 F2에 대하여 Patran으로 모 델링(modeling)하고 Nastran을 이용하여 해석하였다.



Fig. 12. Frame Detail Design FEM

정적해석을 통해 기존 형상과 개선 형상에 작용하는 응력 *fb*를 산출하며 이에 대한 산출식은 Eq. (1)과 같다.

$$fb = 6M_x/(4D \times 2t) + F_x/(3D \times t) \tag{1}$$

여기서 D는 패스너의 길이, t는 프레임의 두께를 나타내 고  $F_x$ 와  $M_x$ 는 프레임에 작용하는 하중을 의미한다.

또한 산출된 응력은 프레임의 구조 건전성을 확인하기 위한 안전계수(M.S.: Margin of Safety, 이하 M.S.)를 계산하는데 사용되며, M.S.의 식은 Eq. (2)와 같다.

$$M.S. = Fbu/fb - 1 \tag{2}$$

위 식에서 *Fbu*는 프레임의 허용응력을 의미하며, M.S. > 0 일 때 구조 건전성을 만족한다.

이를 통해 계산한 결과, 기존 형상과 개선된 형성에 작 용하는 응력과 구조 건전성에 대한 M.S.는 Table 4와 Table 5로 나타내었다.

Table 4.	The Strength	Analysis	Results	Summary	of
	Origin				

No.	Туре	Part	Ultimate Bending Stress (psi)	Strength M.S.
1	A D	Skin	-45,527	+ 0.33
2	А, Б	Frame1	103,867	- 0.15
3	C D	Skin	-47,581	+ 0.38
4	С, D	Frame2	104,137	- 0.15
Allowable Stress (psi)		88,795	5	

Table 5. The Strength Analysis Results Summary of Advanced

No.	Туре	Part	Ultimate Bending Stress (psi)	Strength M.S.
1	A D	Skin	7,184	+ 2.37
2	А, D	Frame1	24,332	+ 2.75
3	C D	Skin	-9,491	+ 2.33
4	С, D	Frame2	24,838	+ 2.68
Allowable Stress (psi)		123,480	0	

Table 4에서 나타난 것과 같이 기존 형상의 허용응력 보다 큰 굽힘 응력이 작용하는 것을 확인 할 수 있다. 또 한, 구조 강도에 대한 최소 M.S.가 -0.15로 산출되었다.

반면에 개선된 형상의 허용응력보다 굽힘 응력이 더 낮고 최소 M.S.는 +2.33으로 확인 할 수 있다.

이에 따라 기존 형상의 정적 강도는 M.S.를 확보하지 못해 만족하지 못했으나 개선 형상은 허용응력 대비 충 분한 M.S.를 확보하여 정적 강도를 충족하는 것을 확인 할 수 있었다.

#### 2.4.2 수명 해석

균열 부위에 대한 수명 확인을 위해 MIL-HDBK-5J 에 제시된 S-N 선도를 활용하여 수명 해석을 수행하였 다[8].

프레임은 AL2024-T3을 사용하여 설계되었다. 따라 서 해당 재질의 S-N 곡선인 Fig. 13을 통해 피로 한도 (fatigue limit)가 18 ksi 이하 일 때 설계 부분이 무한 수명이 확보됨을 알 수 있다.

따라서 개선된 프레임의 무한 수명 조건에 대한 충족 여부를 확인하기 위해 S-N 선도의 피로 한도와 Case 4 를 사용하여 측정한 정적 해석 결과에 대한 데이터를 Table 6과 같이 나타내었다.

No.	Туре	Part	Fatigue Limit (psi)	Maximum Bending Limit Stress (psi)	M.S.
1	A D	Skin	18.000	4,789	+ 2.76
2	А, Б	Frame1	18,000	16,221	+ 0.11
3	C D	Skin	18.000	6,327	+ 1.84
4	С, D	Frame2	18,000	16,559	+ 0.09

Table 6. Allowable-Fatigue Limit of AL2024-T3



Fig. 13. Fatigue Limit in S-N curves for AL2024-T3

이를 통해 Table 6에서 나타난 개선된 프레임의 최대 한계 굽힘 응력인 16,559psi가 S-N 선도 상의 피로 한 도 18,000psi보다 작고 최소 M.S.가 +0.09로 산출됨으 로서 프레임이 무한 수명을 확보 할 수 있도록 설계된 것 을 알 수 있다.

# 3. 결론

본 연구는 항공기 동체 내부에서 발생한 프레임의 구 조 결함에 대한 원인 분석과 개선 방안을 제시하였다. 또 한 개선된 형상의 정적 해석을 통해 구조 건전성 만족 여 부에 대해 확인하였다.

특히, 동체 내부에 장착된 프레임에서 발생한 균열은 항공기 기종 별 운용시간과 균열 발생률의 비교를 통해 운용시간과 균열 발생은 상관관계가 적고 항공기 기동에 의해 발생하는 수직가속도가 균열 발생에 더 큰 영향을 주었다.

또한 공력 해석을 통해 운용 시 발생하는 하중분포를 통해 정적 해석을 수행하여 프레임의 양 끝단에 가장 큰 응력이 작용하여 균열이 발생한 것을 알 수 있었다.

이를 통해 끝단에 집중되는 하중의 분산을 위하여 프

레임 형상을 변경하고 보강판 등을 설치하여 하중 분산 및 구조 건전성을 향상시키고자 설계 변경을 수행했다. 이러한 개선 형상의 구조 건전성 충족 여부와 하중 분 산 효과를 확인하기 위해 CFD를 활용하였으며, 최대 하 중 조건을 통해 기존 형상과 개선 형상에 작용하는 하중 의 크기를 비교하고 정적 해석을 수행함으로서 M.S.를 통해 개선 형상의 구조 건전성을 확인했다.

이 후 프레임 재질의 N-S 선도를 사용하여 프레임의 수명 해석을 통해 개선 형상이 가지는 수명을 확인하였 으며, 아래 Table 7과 같이 나타내었다.

Table 7. Summary of Existing and Improved Geometry

No.	Design	Repair
Ultimate Bending Stress (psi)	103,867	24,332
Strength M.S.	- 0.15	+ 2.75
Load Form	Concentrated	Distributed
Lifespan	Limit	Infinite

이를 통해 향후 타 구조물에서 발생하는 결함에 대한 원인 분석과 개선에 활용한다면 항공기 품질 및 수명 향 상에 기여할 수 있을 것이다.

## References

- [1] K. W. Kang, S. K. Koh, D. S. Choi, T. S. Kim, "Fatigue Life and Stress Spectrum of Wing Structure of Aircraft" *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers - A*, Vol. 34, No 9., pp. 1185~1191, Sep. 2010 DOI: https://doi.org/10.3795/KSME-A.2010.34.9.1185
- [2] H K. Kim, S. J. Kim, W. D. Kim, "A Study on the Prediction of Failure and Degree of Damage of Aircraft Structures by the Repeated Load and the Overload," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 15, No. 4., pp. 39~52, Dec. 1987

- [3] J. H. Kwon., "Method for Damage Tolerance Design of Aircraft Structures (I)," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 15, No. 1., pp. 64~75, Mar. 1987
- [4] J. H. Kwon., "Method for Damage Tolerance Design of Aircraft Structures (III)," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 15, No. 3., pp. 79~93, Sep. 1987
- [5] H. J. Choi. S. J. Park, "A Study on the Life Management and Improvement of Vulnerable Parts of Aircraft Structures," *Journal of the Korea Academia-Industrial coperation Society*, Vol. 21, No. 7., pp. 638~644, Jul. 2020 DOI: https://doi.org/10.5762/KAIS.2020.21.7.638
- [6] MIL-STD-1430, "SPECTACLES, INDUSTRIAL", Washington D.C., U.S.A., Feb. 1969
- [7] M. U. Jang, Y. W. Lee, Y. J. Seo, S. Y. Ji, "The Study on Improvement about Structural Integrity of Main Landing Gear for Rotorcraft," *Journal of the Korea Academia-Industrial coperation Society*, Vol. 20, No. 10., pp. 459~467, Oct. 2019 DOI: https://doi.org/10.5762/KAIS.2019.20.10.459
- [8] MIL-HBDK-5J, "METALLIC MATERIALS AND ELEMENTS FOR AEROSPACE VEHICLE STRUCTURES". Washington D.C., U.S.A., Jan. 2003

김 세 운(Se-Un Kim)

[정회원]



- 2015년 2월 : 충남대학교 항공우 주공학과 (공학사)
- 2017년 2월 : 충남대학교 항공우
  주공학과 (공학석사)
- 2017년 9월 ~ 현재 : 국방기술품 질원 연구원

〈관심분야〉 항공우주공학, 공기역학, 공력소음, 공력수치해석