

동체 착륙 방식의 소형 고정익 무인항공기 구조 취약점 분석

정성록*, 강주환
국방기술품질원 항공센터 항공 2팀

The study on structural vulnerability analysis of small fixed wing UAV with hard landing

Seong-rok Jeong*, Ju-hwan Kang
The 2nd Team of Aeronautical Center, Defence Agency for Technology and Quality

요약 본 연구에서는 동체착륙 방식의 소형 고정익 무인항공기의 구조적 취약점 분석 및 품질 개선에 대한 연구를 실시하였다. 소형 고정익 무인항공기는 일반 비행체와는 달리 활주로를 사용하지 않는 투척이륙과 동체착륙 방식을 많이 사용한다. 이러한 방식은 좁은 공간에서 이륙, 착륙이 가능하여 운용적으로 많은 장점이 있다. 하지만, 동체착륙은 비행체 구조에 강한 충격이 발생하여 작은 설계 오류로 심각한 파손을 발생시킬 수 있다. 본 연구 대상인 비행체 또한 착륙과정에서 특정 부위에 지속적인 파손이 발생하였다. 이러한 현상의 정확한 원인분석을 위해 파손이 발생한 부위를 3D 구조 해석프로그램(ABAQUS)을 활용하여 구조 해석을 실시하여 정확한 위치를 파악하였고 구조해석에 정확성을 높이기 위해 시편 시험을 통해 재료의 물성치 정보를 획득하였다. 해석 결과 구조적 취약점을 확인하여 개선을 진행하였고 품질이 향상된 구조물을 운용 중 최대 충격량의 1.5배의 더 높은 수준의 실제 충격시험을 통해 검증함으로써 연구의 타당성을 입증하였다.

Abstract In this paper, the structural weakness analysis and quality improvement of small fixed wing UAV of the hard landing type were studied. Unlike conventional aircraft, small UAV does not use runways because of its small size. Instead, small UAV use hand launch takeoff and hard landings. This type has many operational advantages because it can take off and land in a narrow space. But, the hard landing has a strong impact on the structure of the UAV and can cause serious damage. In order to analyze the exact cause of this phenomenon, the structural analysis was carried out using the 3D structural analysis program (ABAQUS) to identify the location of the fracture. And to improve the accuracy of the structural analysis, properties of the material were obtained through specimen test. As a result of the analysis, structural weaknesses were identified and improved. Thus, the validity of the study was verified by demonstrating the quality of enhanced structure through a real impact test at a higher level of 1.5 times the maximum impact during operation.

Keywords : Small Unmanned Aerial Vehicle, Hard Landing, Structural Analysis, Quality Improvement, ABAQUS

1. 서론

무인항공기(UAV; unmanned aerial vehicle)는 조

종사가 비행체에 직접 탑승하지 않고 지상에서 원격으로 통제 또는 자율항법장치 등으로 독립적, 자율적으로 지정된 임무를 수행할 수 있도록 개발된 항공체계를 의미한다.

*Corresponding Author : Seong-rok Jeong(Defence Agency for Technology and Quality)
email: sungrok@dtaq.re.kr

Received April 26, 2019

Accepted July 5, 2019

Revised May 29, 2019

Published July 31, 2019

무인항공기의 분류는 각 나라마다 기준에 차이가 있으며 세계적으로 정해진 국제 표준은 아직 존재하지 않는다. 주로 운용 고도, 비행체 무게, 탑재 장비의 종류 등과 같은 비행체의 특징으로 무인항공기를 분류하며 주/야간 영상감지기, 합성개구레이더(SAR: synthetic aperture radar)등과 같은 감시/정찰 장비를 탑재하여 지형, 지물을 정찰하는 비행체를 정찰용 무인항공기라 지칭한다. 정찰용 무인항공기는 무게에 따라 다시 분류할 수 있는데 그 중 2kg이상 25kg미만을 소형 무인항공기로 분류한다 [1]. 소형 정찰용 고정익 무인항공기는 크기가 작고 무게가 가벼워 구성 및 이동이 간단하며 협소한 지형에서의 운용도 충분히 가능하다. 이러한 장점을 활용하기 위해 소형 고정익 무인항공기 운용방식은 대다수가 투척이륙, 동체착륙 방식으로 간단한 이착륙이 가능하도록 설계하여 활용성을 극대화 한다.

이처럼 활용성이 높은 소형 고정익 무인항공기는 다양한 분야에서의 수요증가로 연구가 활발히 진행되고 있다. 소형 무인항공기의 장점을 활용하기 위한 정밀 자동 착륙에 대한 연구[2], 소형 전기동력무인기 미익부 구조 건전성 평가[3], 소형 무인항공기 특징인 낮은 레이놀즈 영역에서의 비행역학 특성연구[4], 소형 무인항공기의 설계 및 제작에 관한연구[5], 고고도 장기체공 무인기 동체 및 미익부 구조해석[6], 소형 무인항공기 구조 안전계수 연구[7], 복합재료 제작되는 무인항공기 연구[8] 등 다양한 분야에서 활용하기 위한 연구가 진행되고 있다.

이러한 소형 무인항공기의 장점을 활용하기 위해서는 동체 착륙 방식을 많이 사용하지만, 이러한 운용방식은 구조적인 단점도 존재 한다. 동체 착륙 방식은 강한 착지 충격 발생에 대비하여 에어백 활용, 충격 흡수 고무 장착 등 충격을 최소화 할 수 있는 설계를 채택하여 동체의 충격을 최소화하기 위해 노력하지만 예상치 못한 설계 결함, 제작 결함에 의해 비행체에 심각한 파손이 발생하여 비행이 불가능한 문제가 발생할 수 있다. 본 연구 대상인 소형 고정익 무인항공기도 에어백을 활용한 동체 착륙 후 동체와 연결하여 러더(Rudder)와 엘리베이터(Elevator)를 지지하는 붐대(Tail boom)가 파손되는 사고가 지속적으로 발생하는 문제점이 있었다.

본 연구에서는 동체 착륙에서 발생하는 구조적 파손의 원인 분석 및 개선을 위한 연구를 Fig. 1과 같은 프로세스를 통해 수행하였다. 먼저 파손이 발생한 붐대의 재질인 복합재료에 대하여 정확한 물성치를 획득하기 위해 ASTM을 기준으로 인장시험을 수행하였다. 또한, 비행체의 정확한 운용 환경을 분석하기 위해 비행을 통해 획득

한 비행데이터와 시편 시험 결과 획득한 물성치를 기반으로 3D 구조 해석프로그램인 ABAQUS를 사용하여 붐대의 유한요소 해석을 실시하여 파손을 유발하는 취약점을 분석하였다. 이후 취약점을 보완한 구조물을 재해석하여 구조적 안전성을 입증하였으며 추가적으로 설계 보완한 형상으로 충격 테스트를 실시하여 연구의 적절성을 검증하였다.

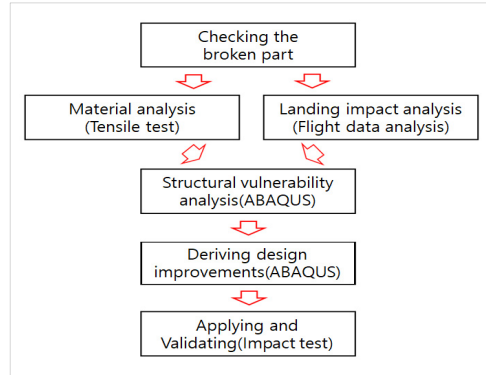


Fig. 1. Analysis process

2. 본론

본 연구의 대상인 비행체의 구성은 Fig. 2와 같으며 총 7개의 부분으로 나뉘어져 있다. 비행을 위해서는 7개의 부분을 조립하여 비행을 실시한다. 분석 대상은 비행체의 부분 중 러더와 엘리베이터를 동체와 연결 및 지지하기 위한 붐대이며 Fig. 3과 같다.

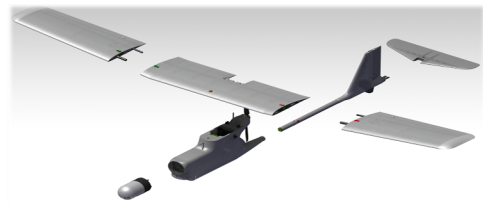


Fig. 2. Small UAV composition



Fig. 3. Tail boom

Table 1. Small UAV specification

| Specification | Value |
|-------------------------|---------------------|
| Weight | 3.5 kg |
| Length × width × height | 1.4 × 1.8 × 0.2 (m) |
| Take off type | Hand launch |
| Landing type | Airbag |

2.1 재료 시편 시험

붐대는 총 3종류의 카본(Carbon) 및 글래스(Glass)로 구성된 섬유를 레진(Resin)으로 상온 경화하여 제작하였으며 적층각은 [90/90/90]으로 각 1ply씩 총 3ply로 적층하여 제작되었다.(Table 2) 파손에 대한 정확한 수치를 분석하기 위해 동일한 제작방식으로 시편을 제작하여 인장시험을 실시하였다.

Table 2. Tail boom material

| Fabric | Resin |
|---------------------|-------|
| Glass fabric CR 108 | YD115 |
| Carbon fabric #1114 | |
| Glass fabric S-7 | |

인장 시험의 기준은 ASTM D3039로 수행하였으며 시험결과는 Table 3과 같다. 각 10개의 시편으로 인장 시험 결과 최대하중은 평균 2.56 kN에서 파단이 발생하였으며 평균 인장강도는 397.50 MPa를 가진다.

Table 3. Tensile test average

| Specimen | Max load(kN) | Tensile strength(MPa) |
|----------|--------------|-----------------------|
| 1 | 2.46 | 383.94 |
| 2 | 2.49 | 379.41 |
| 3 | 2.28 | 354.12 |
| 4 | 2.71 | 420.72 |
| 5 | 2.75 | 416.46 |
| 6 | 2.62 | 411.00 |
| 7 | 2.62 | 423.94 |
| 8 | 2.65 | 404.47 |
| 9 | 2.34 | 366.50 |
| 10 | 2.65 | 414.40 |

물성치 확인 결과 현재 비행체에 사용된 복합재료는 일반적인 항공 산업에 사용되는 고품질 복합재료가 아닌 RC비행체와 같은 곳에 주로 사용하는 저가의 복합재료임을 확인하였다.

2.2 비행체 최대 충격 분석

비행체가 받는 최대 충격을 확인하기 위해 실제 비행을 통해 기록된 비행데이터를 분석하였다. 비행체에 탑재된 가속도 센서를 활용하여 측정하였으며 비행데이터의 정확성을 높이기 위해 총 10대의 비행체로 비행 시험을 실시하여 데이터를 추출하였다. 비행체 착륙에는 에어백을 활용하여 좁은 지형에도 착륙이 가능하도록 설계되어 있으며, 기록된 비행데이터 분석 결과 비행체가 받는 최대 충격은 착륙 중 발생하는 것으로 분석(Fig. 4)되었다. 에어백이 지면에 닿는 순간 Z방향으로 가장 큰 충격이 비행체에 가해지게 된다. 이때의 Z방향은 비행체 heading 방향으로 X방향으로 기준하였을 때 heading방향과 지면으로 수직인 방향이다. 대부분 일정한 높이에서 에어백이 전개되도록 설계되어 있어 충격의 수준은 비슷하지만, 비행체마다 착지 충격의 차이는 발생하는 것을 볼 수 있다.

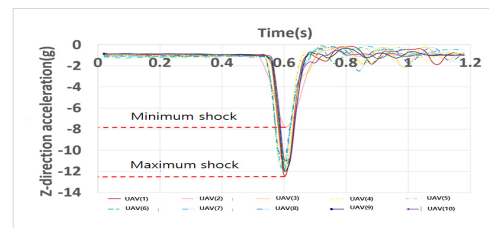


Fig. 4. Z-direction acceleration data

가장 강한 충격은 12.38 g, 최소 충격은 7.73 g, 평균 착륙 충격은 11.25 g인 것으로 분석되었다.

2.3 붐대 구조해석

2.1절과 2.2절에서 획득한 데이터를 활용하여 붐대 구조의 취약점 분석을 위해 구조해석을 실시하였다. 유한요소 해석을 위해 ABAQUS를 활용하였으며 붐대 구조해석은 Fig. 5와 같이 실제 비행체와 동일한 치수의 붐대를 디자인하여 수행하였다. 해석을 위한 정보는 Table 4와 같다.

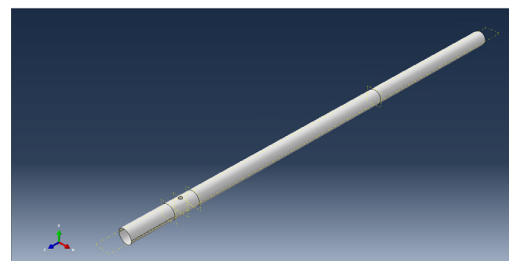


Fig. 5. Tail boom

Table 4. Analysis data

| Total node | Element type |
|------------|--------------|
| 52400 | S4R |

구조해석에는 2.2절에서 분석한 착지충격 값인 7.73 g~12.38 g로 적용하여 붐대에 발생하는 응력을 분석(Fig. 6)하였다. 해석 결과 착지 충격 시 가장 많은 충격을 받는 부위는 비행체 동체와 후방동체를 연결하여 고정하기 위한 고정 못을 설치한 홀(hole)에서 발생하는 것으로 확인되었으며, 착지 충격에 따른 응력 발생의 크기는 Table 5와 같이 정리하였다.

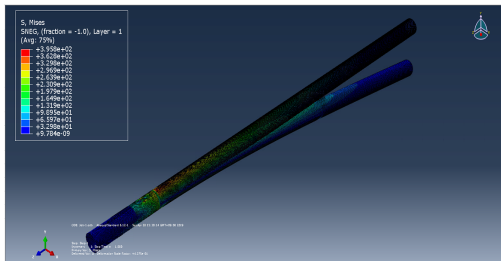


Fig. 6. Tail boom analysis result

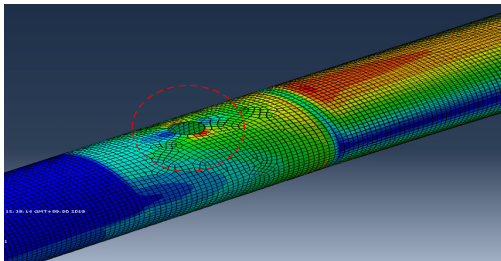


Fig. 7. Quality vulnerability

Table 5. 3D Structural analysis result

| Landing load (g) | Max. Stress (MPa) |
|------------------|-------------------|
| 7.73 | 296.94 |
| 11.25 | 432.15 |
| 12.38 | 475.56 |

2.4 설계 개선 및 검증

붐대 구조 해석 결과 붐대의 특정 위치에 있는 홀에서 집중응력이 발생하여 파손이 일어나는 것으로 분석이 되었다. 이 부위는(Fig. 8) 비행체의 동체 부분과 후방붐대

를 고정하기 위한 고정 못을 설치하기 위한 곳으로 실제로 파손이 일어난 위치와 동일하다.

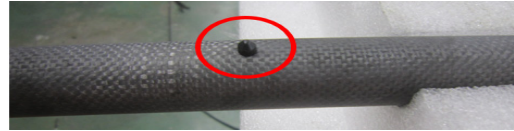


Fig. 8. Tail boom fix nail

2.3절의 유한요소 해석과 시편 시험 결과를 비교하여 취약점을 분석한 결과는 Table 6과 같다.

Table 6. Comparison of analysis results

| Landing load (g) | Max. Stress (MPa) | Average tensile strength (MPa) | Possibility of breakage |
|------------------|-------------------|--------------------------------|-------------------------|
| 7.73 | 296.94 | 397.50 | Low |
| 11.25 | 432.15 | | High |
| 12.38 | 475.56 | | High |

착륙 중 최소 수준인 7.73 g로 비행체가 충격을 받을 경우 발생하는 응력은 296.94 MPa로 파손의 가능성이 낮지만 평균 착륙 충격인 11.25 g 이상의 충격에는 파손이 발생할 가능성이 높은 것으로 분석된다.

2.4.1 품질 개선 및 구조 해석

2.1절~2.3절의 분석 결과 착지 충격으로 인해 홀에서 발생하는 응력이 붐대 재질의 인장강도보다 높아 파손이 발생하는 것으로 분석되었다. 파손을 방지하기 위한 품질 개선을 검토하였으며 홀의 위치를 이동하는 경우 비행체의 동체 내부의 장비와 구조적 간섭이 발생하여 조정이 불가하였다. 또한, 구조물 변경을 수행할 경우 전체적인 비행체의 무게중심 재설계 등 많은 설계 변경이 필요한 것으로 판단하여 홀이 있는 부위에 보강재(Fig. 9)를 추가하여 두께만을 증가하여 발생하는 응력을 감소시키는 방식으로 품질 개선을 수행하였다.



Fig. 9. Complement design

보강재의 두께를 결정하기 위해 추가적인 구조해석을 실시하였으며 설계 보완 목표는 실제 운용에서 받을 수 있는 최대 충격량의 약 1.5배인 20 g의 충격에 파손이 발생하지 않는 수준으로 설정 하였다. 두께에 따른 홀에서의 응력은 Table 7과 같다.

Table 7. Complement design

| Addition material thick (mm) | Max. Stress at hole (MPa) | Average tensile strength (MPa) | Possibility of breakage |
|------------------------------|---------------------------|--------------------------------|-------------------------|
| 0.2 | 582.95 | 397.50 | High |
| 0.4 | 462.55 | | High |
| 0.6 | 382.70 | | Low |

최소 공정이 가능한 두께인 0.2 mm 단위로 두께를 증가시켜 20 g의 충격에도 손상 발생이 적은 수준을 구조해석을 통해 분석하였다. 해석 결과 보강재의 두께가 0.2 ~ 0.4 mm에서는 20 g의 충격에 파손이 발생할 가능성이 있는 것으로 예측된다. 파손을 방지하기 위해서는 보강재의 두께는 0.6 mm이상으로 설계해야 평균 인장 강도보다 낮은 응력이 발생하는 것으로 분석된다.

2.4.2 개선 붐대 검증 충격 시험

구조해석을 통해 0.6 mm로 두께를 보강한 붐대를 총 5개의 시료로 제작, 충격시험을 실시하여 설계 보완의 타당성을 검증하였다.



Fig. 10. Z-direction shock test

충격 가속도 시험은 Fig. 11과 Fig. 12와 같은 조건으로 수행하였다. 가로와 세로축은 각각 시간과 충격을 나타낸다. 붉은색 실선은 허용치(±4 g)이며 시험장비는 설정한 허용치 내에서 충격을 인가할 수 있도록 구동한다. 설정한 충격가속도는 20 g이며 지속시간 11 ms조건으로 시험하였을 경우 실제 최대 충격은 Fig. 11과 같이 20.962 g로 가해졌다. 동일한 충격가속도(20 g), 지속시

간 18 ms의 조건일 때는 실제 최대 충격은 Fig. 12와 같이 20.212 g가 가해졌으며 각각 400회 반복 시험을 수행하였다.

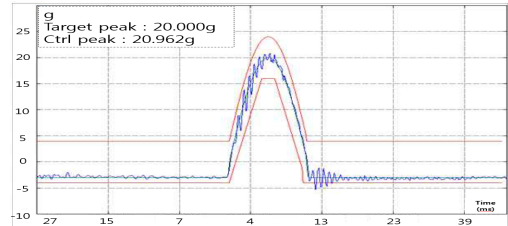


Fig. 11. shock profile (20 g, 11 ms)

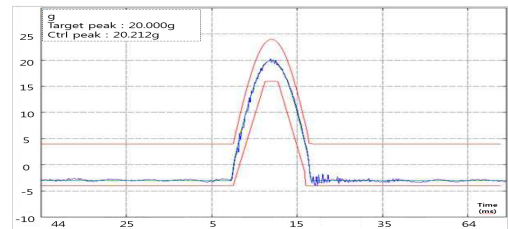


Fig. 12. shock profile (20 g, 18 ms)

2가지 각기 다른 조건에서의 충격 시험 결과 붐대 파손은 발생하지 않았으며(Fig. 13) 이러한 결과를 보았을 때 설계보완이 타당하게 이루어졌음을 알 수 있다.



Fig. 13. specimen after shock test

3. 결론

본 연구에서는 동체착륙 방식의 소형 고정익 무인항공기가 착륙에서 발생하는 구조적 파손의 원인을 분석하고 개선을 위한 연구를 실시하였다. 비행체의 파손의 원인을 분석하기 위해서는 비행 중 가장 큰 힘이 발생하는 상황의 분석이 필요하였으며 본 연구에서는 상황 분석을 위해 비행데이터를 활용하였다. 비행데이터 확인 결과 3.5

kg급의 비행체의 에어백 착륙은 최대 충격 12.38 g이며 평균적으로 11.25 g의 충격이 발생하는 것을 확인할 수 있다.

유한요소 해석을 수행하기 위해서는 재료의 물성치가 필요한데, 소형 무인기는 항공분야에서 통상 많이 알려진 복합재료가 아닌 RC모델과 같은 일반적인 비행체에 사용하는 복합재료를 사용하여 정확한 물성치 정보가 없다. 그러므로 정확한 분석을 위해서는 현재 비행체와 동일한 재료를 활용하여 시편시험을 할 필요가 있으며 본 연구에서도 시편시험을 통해 재료의 물성치를 획득하였다.

이후, 발생한 충격이 비행체 어느 정도의 영향을 주는 지를 알아보기 위해 유한요소 해석을 실시하였으며 해석 결과 동체와 꼬리날개를 연결하기 위한 볼대의 작은 구멍에 응력이 집중되어 파손이 발생할 가능성이 높은 것으로 분석되어 설계 보안을 진행하였다.

여러 보완 방법 중 설계 보완 효과가 가장 높다고 판단한 보강재를 추가하는 방법으로 목표한 수준인 20 g의 조건에서 구조해석을 수행하여 필요한 보강재의 두께를 분석하였다. 분석 결과를 볼대에 적용 결과 최대 충격의 약 1.5배인 20 g의 충격시험에서도 파손이 발생하지 않는 것을 확인하여 연구의 적절성을 검증하였다.

References

- [1] Korean agency for technology and standards, Technical Report, KS W 9000, Korea, pp.1-8 Available From : <http://www.ks.or.kr>
- [2] Jong-Woo Kim, Seok-Wun Ha, Yong-Ho Moon, "A Study on Automatic Precision Landing for Small UAV's Industrial Application", *The Society of Convergence for Small and Medium Business*, Vol 7, No. 3, pp. 27-36, 2017
DOI: <https://doi.org/10.22156/CS4SMB.2017.7.3.027>
- [3] Muhyoung Lee, Illkyung Park, Sungjoon Kim, Sukmin Ahn, "Study on Evaluation of Structural Integrity for Small Aircraft Tail", *Journal of Aerospace system engineering*, Vol. 6, No. 2 pp. 28-34, 2012
DOI: <http://dx.doi.org/10.20910/JASE.2012.6.2.028>
- [4] G.K. Ananda, P.P. Sukumar, M.S. Selig, "Measured aerodynamic characteristics of wings at low Reynolds numbers", *Aerospace Science and Technology* Vol. 42, pp. 392-406, 2015
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.11.016>
- [5] Janghyen Jo, Byungjun Hwang, "The study on designing and making small unmanned aerial vehicle robot", *Journal of Korean Society of mechanical technology* Vol. 12 No. 3, pp. 109-115, 2010

DOI: <https://doi.org/10.17958/ksmt.12.3.201009.109>

- [6] Hyun-gi Kim, Sung Joon Kim, Sung Chan Kim, Jeong-Woo Shin, Seunggyu Lee, Sang-Wook Park, Tae-Uk Ki, "Structural Analysis of Fuselage and Empennage of High Altitude Long Endurance UAV", *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, Vol. 24, No. 4, pp. 35-43, 2016
DOI: <http://dx.doi.org/10.12985/ksaa.2016.24.4.035>
- [7] Sung-Joon Kim, Seung-gyu Lee, Tae-Uk Kim, "Structural safety factor for small unmanned aircraft", *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, Vol. 25, No. 2, pp. 12-17, 2017
DOI: <http://dx.doi.org/10.12985/ksaa.2017.25.2.012>
- [8] Dong min Kim, Myung kyu Hur, "Manufacturing of All Composite Unmanned Aerial Vehicle", *Journal of the Korean Society for Composite Materials*, Vol. 15, No. 6, pp. 24-29, 2002 Available From : <http://www.ndsl.kr/ndsl/search/detail/article/articleSearchResultDetail.do?cn=JAKO200211921474739>

정 성 록(Seong-rok Jeong)

[정회원]



- 2014년 8월 : 부산대학교 항공우주공학과 (항공우주공학 석사)
- 2014년 12월 ~ 현재 : 국방기술품절원 연구원

<관심분야>

항공우주, 재료

강 주 환(Ju-hwan Kang)

[정회원]



- 2013년 2월 : 한국과학기술원 전기전자과 (전기전자 학사)
- 2013년 3월 ~ 2016년 7월: 현대중공업
- 2016년 8월 ~ 현재 : 국방기술품절원 연구원

<관심분야>

항공우주, 전기전자