

MUM-T 탑재 안테나 소형화/경량화를 위한 소요제원 최적화 설계 방안

이준경*¹, 여수철*², 흥권기*³, 이영진*⁴, 김학준*⁵, 이대홍*⁶, 서정원*⁷, 송두식*⁸, 박준식*⁹, 김회준*¹⁰

The Optimized Design Method of Required Specification for the Downsizing/Lightweight of MUM-T Mounted Antenna

Jun-Kyeong Lee*¹, Su-Cheol Yeo*², Kwon-Ki Hong*³, Young-Jin Lee*⁴, Hack-Joon Kim*⁵, Dae-Hong Lee*⁶, Jung-Won Seo*⁷, Du-Sik Song*⁸, Jun-Sik Park*⁹, and Hoi-Jun Kim*¹⁰

이 논문은 2022년 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술진흥연구소의 지원을 받아 수행된 연구임(KRIT-CT-22-061)

요약

최근 유·무인복합체계(MUM-T) 기술의 중요성이 강조되고 있는 군에서는 안정적인 데이터링크를 제공하면서 항공기에 탑재가 용이한 소형화 및 경량화된 안테나의 필요성이 증가하고 있다. 이를 위해서는 시스템 설계에서 합리적인 분석을 통해 불필요한 마진을 최소화하는 소요제원 최적화가 필수적이다. 본 논문에서는 안테나의 소요제원을 최적화하기 위해 시스템의 링크버짓 및 타겟 플랫폼의 기동특성을 고려하여 기계적 측면에서 안테나 구동부에 소요되는 구동제원과 전자기적 측면에서 안테나 방사체에 소요되는 3dB 빔폭제원을 획득하는 방법을 제안한다. 아울러, 이를 토대로 현재 개발 중인 제품과 이전에 개발이 완료된 유사 제품의 제원 비교를 통해 소형화율 및 경량화율을 산출하여 최적화 수준을 평가한다.

Abstract

In the military, where the importance of Manned-Unmanned Teaming(MUM-T) technology has recently been emphasized, the need for a downsizing and lightweight antenna that can be easily mounted on aircraft while providing stable data-link is increasing. To meet this demand, it is essential to optimize the required specifications by minimizing unnecessary margins through reasonable analysis at the system design. In order to optimize the required specifications of the antenna, this paper proposes a method of obtaining the driving specifications required for the antenna drive unit from the mechanical viewpoint and the 3dB beam width specification required for the antenna radiator from the electromagnetic viewpoint in consideration of the system link budget and the movement characteristics of the target platform. In addition, the level of optimization is evaluated by calculating the downsizing rate and the lightening rate through comparison of the specifications of the product that is currently under development based on the proposed method and the similar product that was previously developed.

Keywords

MUM-T, antenna, required specifications, downsizing, lightweight

* 한화시스템 데이터링크2팀(*¹⁰ 교신저자)
- ORCID¹: <https://orcid.org/0009-0007-7823-9117>
- ORCID²: <https://orcid.org/0009-0006-2869-2442>
- ORCID³: <https://orcid.org/0009-0003-0580-0912>
- ORCID⁴: <https://orcid.org/0009-0004-9439-7850>
- ORCID⁵: <https://orcid.org/0000-0002-6809-3114>
- ORCID⁶: <https://orcid.org/0009-0005-1132-4187>
- ORCID⁷: <https://orcid.org/0009-0003-7396-3609>

- ORCID⁸: <https://orcid.org/0009-0007-0826-8326>
- ORCID⁹: <https://orcid.org/0000-0002-7217-0944>
- ORCID¹⁰: <https://orcid.org/0009-0009-5919-4966>

• Received: Jul. 26, 2024, Revised: Aug. 06, 2024, Accepted: Aug. 09, 2024
• Corresponding Author: Hoi-Jun Kim
Dept. of Datalink 2 Team, Hanwha Systems, 188, Pangyoeyeok-Ro, Bundang-gu, Seongnam-si, Gyeonggi-Do Republic of Korea
Tel.: +82-31-8091-7420, Email: hoijun.kim@hanwha.com

1. 서 론

최근 로봇 및 AI에 대한 인기가 높아지면서 관련 기술에 대한 발전속도가 가속화되고 있다. 이에 대해 로봇 및 AI가 인간을 대신할 것이라 우려를 표하는 사람들도 있지만, 모라벡의 역설을 통해 인간과 로봇/AI가 협력관계가 될 수 있다는 기대감이 생겼다[1]. 이러한 배경으로부터 현대에 유무인복합체계(MUM-T, Manned Unmanned Teaming)라는 기술이 등장하였다. MUM-T는 쉽게말해 유인기(인간)와 무인기가 함께 팀을 이뤄 임무를 수행하는 것으로써, 특히 군사적으로는 전투 효율성 극대화 및 인명피해 최소화를 위해 유인 체계와 무인 체계 간 상호 협력하는 체계를 일컫는다[2][3]. 이는 현대에서 저출산으로 인한 인구수 감소가 치명적인 전력공백으로 이어지는 군에서 중요한 해결책으로 인식되었다[4].

MUM-T 기술을 위해서는 무엇보다 유·무인 간 통신하는 데이터링크 시스템의 안정성이 필수적이다. 이를 위해선 설계 초기부터 유·무인기 플랫폼의 기동특성 및 운용개념을 고려하여 데이터링크 장비의 소요제원을 명확히 분석 및 도출하는 것이 중요하다. 또한, 항공 플랫폼에 탑재되는 데이터링크 장비인 경우에는 소형화/경량화도 빼놓을 수 없는 주요한 요소이다. 이는 항전장비의 소형화/경량화가 레이더유효단면적(RCS, Radar Cross Section) 감소, 항속거리 증가 등 항공기 성능 향상에 영향을 미칠 수 있기 때문이다[5]. 결국, 플랫폼 특성 분석을 바탕으로 소형화/경량화를 위해 불필요한 마진을 최소화하여 소요제원을 최적화하는 것이 필요하다.

본 논문에서는 위에서 언급한 MUM-T 운용개념과 소형화/경량화를 고려하여 유인기에 탑재되는 안테나의 소요제원을 최적화하는 방안에 대해 논하고자 한다.

II. 관련 연구

2.1 시스템 설계목표 및 설계조건

현재 데이터링크 시스템의 안테나 소요제원은 시중에 출시되어있는 제품 등의 제원을 벤치마킹하여 선정되는게 대부분이다. 이는 불필요한 마진이 발생

하여 시스템의 크기는 거대해지고 타겟 플랫폼에는 탑재 불가능한 경우도 종종 발생하고 있다. 이를 해결하기 위해 설계 초기부터 타겟 플랫폼을 선정하여 제원조건을 명확히하고, 이를 토대로 불필요한 마진을 최소화하여 유인기에 탑재되는 안테나의 소요제원을 최적화하는 것을 본 연구의 시스템 설계 목표로 삼는다.

시스템 설계조건은 다음과 같이 설정하였다. 먼저, MUM-T 운용개념으로서 유인기는 소형무장헬기(이하 LAH, Light Armed Helicopter)를, 무인기는 중고도 정찰무인기(이하 MUAV, Middle altitude UAV)를 타겟 플랫폼으로 선정하였다. LAH는 육군, MUAV는 공군 장비로서 함께 운용할 경우는 희박하지만, MUAV의 제원이 현재 가장 고사양이므로 설계기준으로 설정하였다. 다음으로, 유인기로부터 무인기 운용통제 레벨은 LOI(Level Of Interoperability) 4을 기준으로 하여, 공중에서 비행 및 임무장비 통제는 가능하지만, 이착륙제어는 불가능한 조건을 가정하였다.[6] 마지막으로, 데이터링크 시스템의 설계기준이 되는 링크버짓을 표 1과 같이 설정한다. 이를 바탕으로 유인기(LAH)에 탑재되는 MUM-T 안테나 시스템을 개발대상으로 삼아 기계적 및 전자기계 측면에서 소요제원 최적화 설계를 진행한다.

표 1에서 중요한 것은 유인기 안테나의 이득이 21 dBi 이상이어야 한다는 것이다.

표 1. 시스템 링크버짓

Table 1. System link budget

Item	Group	Primary datalink
		Downlink type 1
Distance (km)		40
Bit rate (Mbps class)		22
Bandwidth (MHz)		28.80
Transmit output power (dBm)		36.5
Transmission cable loss (dB)		2.5
Unmanned vehicle antenna gain (dBi)		21
Manned vehicle antenna gain (dBi)		21
Path loss (dB)		147.96
Receiving cable loss (dB)		0.35
Atmospheric/Rainfall loss (dB)		8.95
Noise figure (dB)		6.5
SNR (dB)		4
Receive sensitivity (dBm)		-87.41
Link margin (dB)		6.18

시스템 단위에서 합의된 링크버짓 수치는 반드시 설계 시 지켜야하는 규격으로서, 이 수치를 미달할 경우 전체적인 통신성능에 문제가 발생할 수 있다.

아울러, 유사체계의 데이터링크 탑재 안테나에 대한 제원표를 표 2에 제시하였다. 이는 개발장비의 최적화 결과를 수치로 평가하기 위한 레퍼런스로서 활용될 예정이다.

표 2. 유사체계 탑재 안테나 제원
Table 2. Specifications of mounted antenna with a similar system

Item		Group	REF
Common specifications	Product number		U***0751
	Manufacturer		Hanwha systems
	Size		Ø100×275
	Weight		2.7 kgf under
Mechanical specifications	Rotation type		2 axis
	Rotation range	Azimuth	360° (Continuous)
		Elevation	-5° ~ +85°
	Maximum angular velocity	Azimuth	120 deg/s over
		Elevation	30 deg/s over
	Maximum angular acceleration	Azimuth	N/A
Elevation		N/A	
Electro-magnetic specifications	Frequency		Ku-band
	Gain		21 dBi over
	Polarization		Vertical
	3dB beamwidth	Azimuth	12.5° over
		Elevation	6.5° over

III. 안테나 소요제원 최적화 설계

3.1 안테나 기계적 소요제원 최적화 방안

안테나의 기계적 소요제원에 대한 최적화를 진행하기 위해 구동부 관점에서 살펴보았다. 안테나 구동부의 핵심 기능은 상대 안테나와 일직선에 놓여 서로 바라볼 수 있도록 정렬하는 것이다. 이를 위해서는 개발장비인 자국 안테나가 탑재된 플랫폼(LAH)과 대국 안테나가 탑재된 플랫폼(MUAV)의 기동특성을 고려하여야 한다. 이후, 편의를 위해 유인기(LAH)에 탑재된 안테나를 자국 안테나, 무인기(MUAV)에 탑재된 안테나를 대국 안테나로 지칭한다. 두 플랫폼에 대한 기동제원은 표 3으로 제시하였다[7][8]. 표 3에서 조사 불가능한 수치는 N/A 처리 및 일부 추정치를 적용하였다.

표 3. 타겟 플랫폼 기동제원
Table 3. Target platform movement specifications

Item		Group	Manned platform	Unmanned platform
Model name			LAH (symbol H)	MUAV (symbol U)
Maximum velocity			242 km/h	360 km/h
Maximum altitude			4.6 km	13 km
Maximum climb rate			8.9 m/s	N/A
Maximum descent rate			N/A	34.2 m/s (Estimate)
Posture tilt range	Roll		N/A	-20° ~ +20° (Estimate)
	Pitch		N/A	-20° ~ +20° (Estimate)
	Yaw		-180° ~ +180° (Continuous)	-180° ~ +180° (Continuous)

최적화된 구동부 소요제원을 도출하기 위해, 역으로 LOS 정렬이 유지된다고 가정한다. 또한, 구동부에 가장 큰 부하가 적용되는 Worst Case를 설계 기준으로 고려한다. 여기서, 표 3의 타겟 플랫폼 기동제원과 무인기 운용통제 레벨이 LOI 4인 점을 고려하면, Worst Case Layout을 그림 1와 같이 제시할 수 있다.

그림 1에서 분석 편의를 위해 방위각과 고각 평면으로 각각 분리하여 생각하면 그림 2, 3와 같이 제시할 수 있다.

※ Assume that all vehicle move constant velocity at full speed

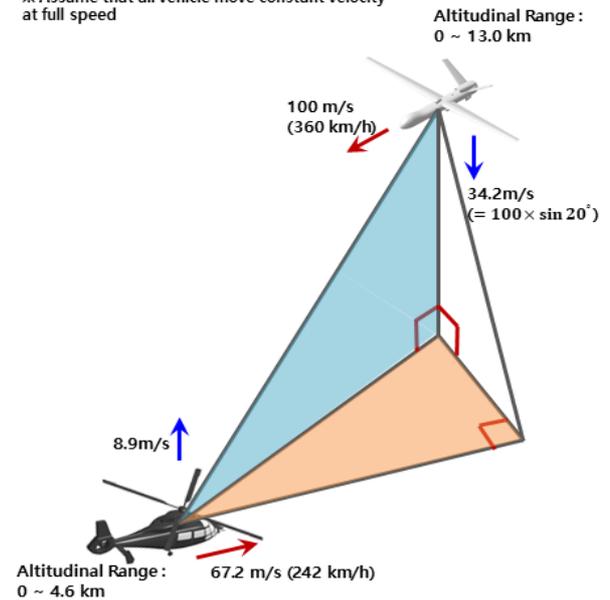


그림 1. 타겟 플랫폼 기동제원 고려한 극한상황 배치도
Fig. 1. Worst case layout considering movement specifications of target platform

그림 2, 3의 방위각 평면과 고각 평면의 레이아웃은 서로 독립적이며 별개의 상황이라 정의한다. 또한, 두 기체는 최대 속도로 등속도 운동하며 수평 거리로는 40km, 수직 거리로는 13km부터 감소되는 상황을 가정한다. 이로부터 각 플랫폼의 위치 좌표는 식 (1) ~ (4)와 같이 제시할 수 있다. 이후, 수식에서 H는 LAH, U는 MUAV를 의미하며, Az는 방위각, El은 고각 방향을 의미한다.

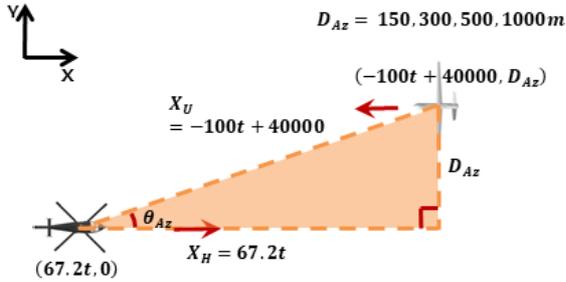


그림 2. 방위각 평면의 극한상황 배치도
Fig. 2. Worst case layout of azimuth plane

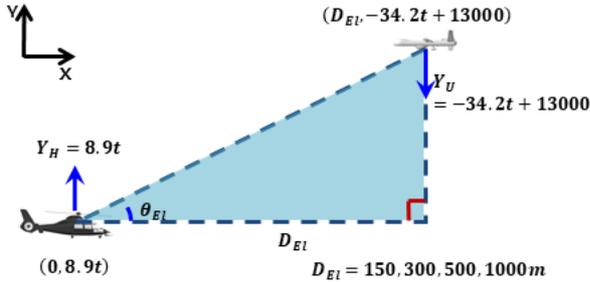


그림 3. 고각 평면의 극한상황 배치도
Fig. 3. Worst case layout of elevation plane

< 방위각 평면 >

$$H_{Az}(X, Y) = (67.2t, 0) \quad (1)$$

$$U_{Az}(X, Y) = (-100t + 40000, D_{Az}) \quad (2)$$

< 고각 평면 >

$$H_{El}(X, Y) = (0, 8.9t) \quad (3)$$

$$U_{El}(X, Y) = (D_{El}, -34.2t + 13000) \quad (4)$$

식 (1), (2)는 방위각 평면에서 각각 유인기(LAH)와 무인기(MUAV)의 위치좌표를 나타내며, 식 (3), (4)는 고각 평면에서 유인기와 무인기의 위치좌표를 나타낸다.

이제 위 좌표로부터 유인기(LAH)에 탑재된 자국 안테나에 소요되는 각도를 삼각함수를 이용하여 산출하고, 이 값을 미분함으로써 각속도와 각가속도를 식 (5) ~ (12)와 같이 얻을 수 있다.

< 방위각 평면 >

$$\cos \theta_{Az} = \frac{-100t + 40000 - 67.2t}{\sqrt{(-100t + 40000 - 67.2t)^2 + D_{Az}^2}} \quad (5)$$

$$= \frac{-167.2t + 40000}{\sqrt{(-167.2t + 40000)^2 + D_{Az}^2}}$$

$$\theta_{Az} = \cos^{-1} \frac{-167.2t + 40000}{\sqrt{(-167.2t + 40000)^2 + D_{Az}^2}} \quad (6)$$

$$\frac{d}{dt} \theta_{Az} = \omega_{Az} = \frac{167.2 \times D_{Az}}{(-167.2t + 40000)^2 + D_{Az}^2} \quad (7)$$

$$\frac{d^2}{dt^2} \theta_{Az} = \alpha_{Az} \quad (8)$$

$$= \frac{-2 \times 167.2^2 \times D_{Az} (167.2t - 40000)}{[(-167.2t + 40000)^2 + D_{Az}^2]^2}$$

< 고각 평면 >

$$\tan \theta_{El} = \frac{(-34.2t + 13000) - 8.9t}{D_{El}} = \frac{-43.1t + 13000}{D_{El}} \quad (9)$$

$$\theta_{El} = \tan^{-1} \frac{-43.1t + 13000}{D_{El}} \quad (10)$$

$$\frac{d}{dt} \theta_{El} = \omega_{El} = \frac{-43.1t \times D_{El}}{(-43.1t + 13000)^2 + D_{El}^2} \quad (11)$$

$$\frac{d^2}{dt^2} \theta_{El} = \alpha_{El} = \frac{2 \times 43.1^2 \times D_{El} (43.1t - 13000)}{[(-43.1t + 13000)^2 + D_{El}^2]^2} \quad (12)$$

식 (5)는 그림 2에서 도출되어 식 (6)으로 정리되고, 식 (9)는 그림 3에서 도출되어 식 (10)으로 정리된다. 또한, 식 (6), (7), (8)은 각각 방위각 평면에서 각도, 각속도, 각가속도를 나타내며, 식 (10), (11), (12)는 각각 고각 평면에서 각도, 각속도, 각가속도를 나타낸다. 수식 기호의 의미는 그림 2, 3에 표시된 것을 참고한다.

다음으로 위 수식의 그래프를 Matlab SW를 사용하여 그리면 그림 4, 5과 같은 결과를 얻을 수 있다. 이때, 거리값(D_{Az} , D_{El})은 상수로서 150m, 300m, 500m, 1000m를 각각 적용하여 그래프를 그린다.

그림 4, 5에서 공통적으로 가장 위에 있는 그래프는 각각 두 기체의 수평거리와 수직거리 그래프이며, 그 밑으로 각각 방위각 및 고각 평면에서의 각도, 각속도, 각가속도 그래프를 나타낸다.

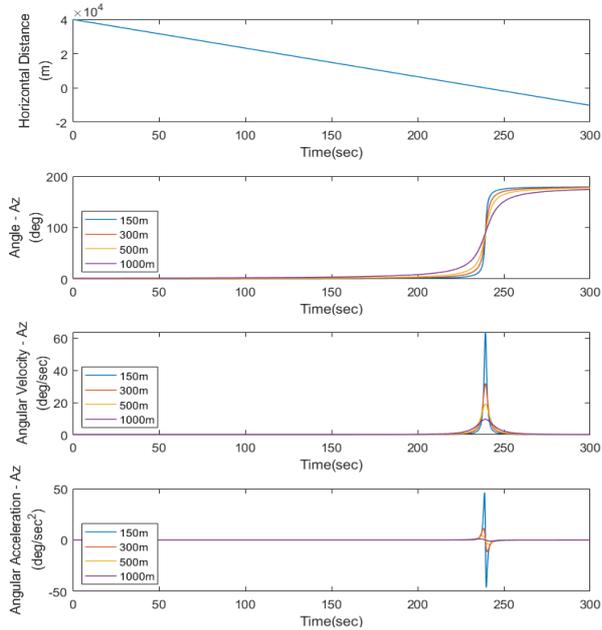


그림 4. 방위각 평면의 회전구동 그래프
Fig. 4. Rotation driving graph of azimuth plane

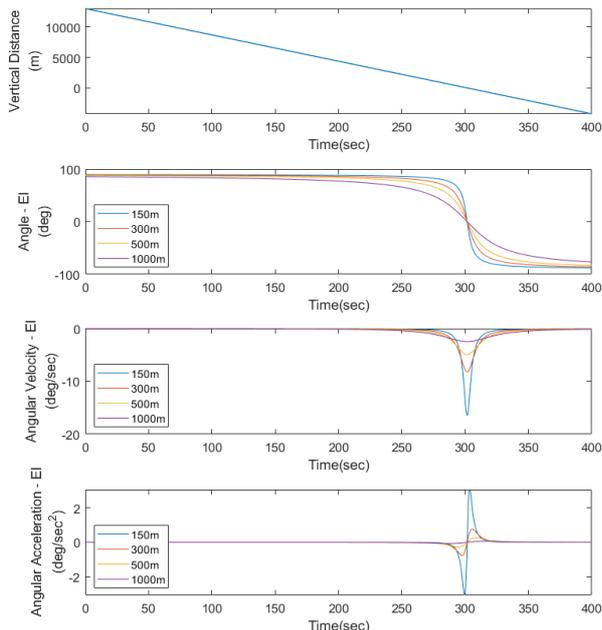


그림 5. 고각 평면의 회전구동 그래프
Fig. 5. Rotation driving graph of elevation plane

좀 더 자세히 살펴보면 아래와 같은 사실을 알 수 있다. 먼저, 간격 거리(D_{Az} , D_{El})가 짧을수록 소요되는 각속도 및 각가속도가 더 높아지며, 이는 모터의 부하가 높아짐을 의미한다. 따라서, 운용개념을 고려하여 적절한 간격 거리를 선정하는 것이 중요하다. 다음으로, 두 기체가 서로 마주쳐 지나갈 때 (Horizontal/Vertical Distance = 0일 때), 가장 큰 각속도와 각가속도가 필요하다. 이는 두 기체가 마주치는 순간 모터에 가장 큰 부하가 발생함을 의미한다.

결과적으로, 간격 거리가 제일 짧은 150m에서 두 기체가 서로 마주쳐 지나갈 때가 Worst Case이며, 이 순간을 기준으로 그림 4, 5에서 소요되는 구동제원 수치를 찾아보면 표 4와 같다.

표 4. 그래프 상 최대 각속도, 최대 각가속도 값
Table 4. Maximum values of angular velocity and angular acceleration on the graph

Direction	Required driving specifications	
	Maximum angular velocity	Maximum angular acceleration
Azimuth	63.9 °/s	46.2 °/s ²
Elevation	16.5 °/s	3.1 °/s ²

설계 편의상 목표 구동제원은 표 5와 같이 설정할 수 있다.

표 5. 목표 구동제원
Table 5. Target drive specifications

Direction	Target driving specifications	
	Maximum angular velocity	Maximum angular acceleration
Azimuth	65.0 °/s over	50.0 °/s ² over
Elevation	20.0 °/s over	5.0 °/s ² over

위 절차를 통해 획득한 각속도 및 각가속도 소요제원은 최적화된 모터를 선정하는데 활용되어 소형화/경량화에 기여하게 된다.

분석 과정에서 최소 간격거리를 150m로 설정한 근거는 “군용항공기 운용 등에 관한 훈령 제2장 제4조 3항”의 내용이며, 방위각 방향과 고각 방향을 별도로 나누어 고려한 것은 국제민간항공기구 (ICAO)의 규정 중 수직 및 수평 최소거리 조항에 근거하였다.

3.2 안테나 전자기적 소요제원 최적화 방안

안테나의 전자기적 소요제원에 대한 최적화를 진행하기 위해 방사체 관점에서 살펴보았다. 먼저, 표 1에서 살펴본 링크버킷으로부터 안테나 이득은 21 dBi 이상을 만족해야하므로, 방사체 이득도 21 dBi 이상을 설계규격으로 삼는다. 다음으로, 방사체의 소요 빔폭을 고려하기 위해 유인기에 탑재된 자국 안테나와 무인기에 탑재된 대국 안테나 간 일직선 정렬을 보상하는 방향으로 설계를 진행한다. 빔폭이란 용어는 안테나의 Boresight 최대 이득점에서 3dB 가 감소된 위치까지의 각도 범위를 의미한다.(또는 3dB 빔폭)

지구상에서 두 안테나가 서로 마주보게 하는 추적방법으로는 GNSS 좌표에 기반한 추적기술과, 실제 입사되는 RF신호를 처리하여 방향을 탐지하는 모노펄스 추적기술이 있다.[9] 후자는 추가로 소요되는 장비가 많아 무겁기 때문에 지상안테나에 주로 사용되며, 소형화/경량화가 중요한 항공기에 탑재되는 안테나에는 전자가 적용된다. 따라서, 본 글에서는 GNSS 추적기술이 탑재된 두 소형 안테나를 기준으로 삼는다.

3.2.1 GNSS 추적기술 기반 3dB 빔폭 소요제원 계산

GNSS 추적기술을 지닌 두 안테나 간 기구적 정렬을 방해하는 요인으로는 크게 세 가지로, GNSS 센서 좌표의 오차거리, 유/무인기 IMU 센서의 자세 오차각, 그리고 안테나 구동오차각이 있다. 위 세가지 오차값이 명확한 상태에서 안테나 설계를 시작하면 좋겠지만, 현실적으로 그러지 못하는 상황이 많다. 따라서, 본 논문에서는 표 6에 기재되어 있는 일반적인 값으로 가정하였다. 이후, 편의를 위해 GNSS 센서 좌표를 GPS로 특정하여 설명한다.

표 6를 살펴보면, 기본적으로 무인기의 GPS 및 IMU의 정확도 성능이 유인기보다 상대적으로 우수하다. 이는 원격 조종을 위해 무인기의 정확한 위치 및 자세값이 필요하기 때문이다. 또한, GPS의 특성상 고도의 정확도가 위도 및 경도에 비해 떨어지기 때문에 GPS 오차거리에서 고각(수직)의 정확도는 방위각(수평)의 정확도보다 훨씬 밀둔다[10].

표 6. 유/무인기의 일반적인 오차값

Table 6. Typical error values of manned/unmanned vehicle

Group		Manned vehicle (symbol)	Unmanned vehicle (symbol)
GPS error	Azimuth	About 2.0m ($G_{H,Az}$)	About 1.0m ($G_{U,Az}$)
	Elevation	About 10.0m ($G_{H,E}$)	About 5.0m ($G_{U,E}$)
IMU error	Roll	0.5° under ($I_{H,R}$)	0.3° under ($I_{U,R}$)
	Pitch	0.5° under ($I_{H,P}$)	0.3° under ($I_{U,P}$)
	Yaw	1.0° under ($I_{H,Y}$)	0.6° under ($I_{U,Y}$)
Antenna rotation error	Azimuth	0.1° under ($A_{H,Az}$)	0.1° under ($A_{U,Az}$)
	Elevation	0.1° under ($A_{H,E}$)	0.1° under ($A_{U,E}$)

먼저, GPS 오차거리에 의한 비정렬을 보상하기 위한 소요 빔폭을 계산한다. 앞에서 유/무인기의 방위각/고각 평면에서 최소 간격거리를 150m로 선택한 것을 동일 적용한다. 유/무인기의 GPS 오차거리에 따른 CEP(Circular Error Probable) 를 각각 직경 (2G)m의 구체로 표현하고 이상적인 정렬직선을 기준선으로 그렸을 때, 이로인한 최대 오차각은 그림 6, 7과 같이 θ_{EAz} 와 ϕ_{EAz} 으로 나타낼 수 있다.

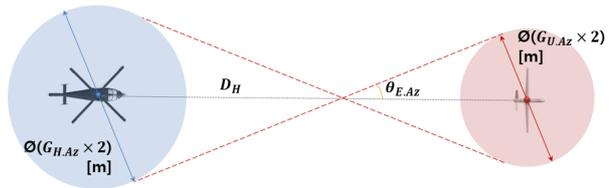


그림 6. GPS 오차거리에 의한 최대 오차각(방위각 평면)
Fig. 6. Maximum error angle due to GPS error (Azimuth plane)

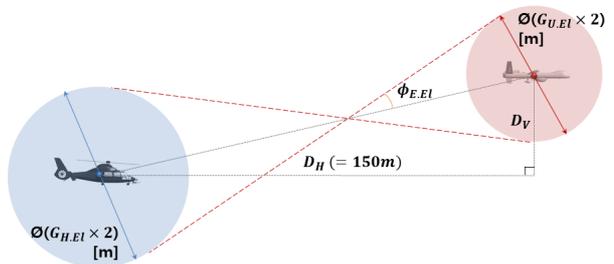


그림 7. GPS 오차거리에 의한 최대 오차각(고각 평면)
Fig. 7. Maximum error angle due to GPS error (Elevation plane)

그림 6, 7에서 최대 오차각(θ_{EAz} , ϕ_{EAz})을 산출하기 위한 수식은 아래와 같다.

< 방위각 평면 >

$$\sin \theta_{EAz} = \frac{G_{HAz} + G_{UAz}}{D_H} \quad (13)$$

$$\theta_{EAz} = \sin^{-1} \frac{G_{HAz} + G_{UAz}}{D_H} = \sin^{-1} \frac{2+1}{D_H} \quad (14)$$

< 고각 평면 >

$$\sin \phi_{EB} = \frac{G_{HEB} + G_{UEB}}{\sqrt{D_H^2 + D_V^2}} \quad (15)$$

$$\phi_{EB} = \sin^{-1} \frac{G_{HEB} + G_{UEB}}{\sqrt{D_H^2 + D_V^2}} = \sin^{-1} \frac{10+5}{\sqrt{150^2 + D_V^2}} \quad (16)$$

위 식에서 표 6를 참고하여 변수를 상수로 입력하고, 고각 평면에서 D_H 는 앞서 가정한 최소 간격 거리 150m를 입력하였다.

식 14로부터 방위각 평면에서 유/무인기 사이 수평거리(D_H)를 X축으로 하고 최대 오차각(θ_{EAz})을 Y축으로 한 그래프는 그림 8이며, 식 16으로부터 고각 평면에서 유/무인기 사이 수직거리(D_V)를 X축으로 하고 최대 오차각(ϕ_{EB})을 Y축으로 한 그래프는 그림 9과 같다.

그림 8에서 D_H 가 150m일 경우에 방위각 최대 오차각은 1.15deg.이고, 그림 9에서 D_V 가 150m일 경우에 고각 최대오차각은 4.05deg.이다

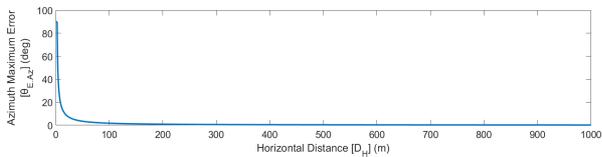


그림 8. 수평거리(D_H)에 따른 방위각 최대 오차각(θ_{EAz})
Fig. 8. Azimuth maximum error angle according to horizontal distance

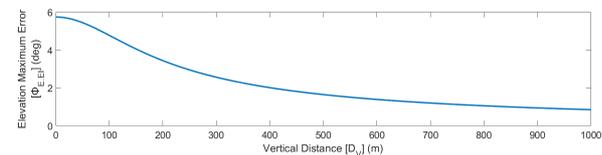


그림 9. 수직거리(D_V)에 따른 고각 최대 오차각(ϕ_{EB})
Fig. 9. Elevation maximum error angle according to vertical distance

다음으로 그림 8, 9에서 유/무인기 자세오차각 및 안테나 구동오차를 반영하여 최종 소요빔폭을 계산한다. 방위각 방향에서는 방위각 최대 오차각에서 유/무인기의 Yaw 오차각과 안테나 방위각 구동오차를 더하고, 고각 방향에서는 고각 최대 오차각에서 유/무인기의 Pitch 오차각과 안테나 고각 구동오차를 더한다. 표 6의 변수명을 사용한 최종 수식은 아래와 같다.

< 방위각 평면 >

$$\theta'_{HEAz} = \theta_{EAz} + I_{HY} \quad (17)$$

$$\theta''_{HEAz} = \theta'_{HEAz} + A_{HAz} = \theta_{EAz} + I_{HY} + A_{HAz} \quad (18)$$

< 고각 평면 >

$$\phi'_{HEB} = \phi_{EB} + I_{HP} \quad (19)$$

$$\phi''_{HEB} = \phi'_{HEB} + A_{HEB} = \phi_{EB} + I_{HP} + A_{HEB} \quad (20)$$

표 6의 수치를 참고하여 식 14, 16, 17 ~ 20로부터 $D_H=D_V=150m$ 일 때의 최대 오차각을 정리하면 표 7과 같다.

그림 6, 7에서 최대 오차각으로 지향한 경우를 Shifting 하여 이상적인 안테나 정렬과 비교해보면 3dB 빔폭의 절반 안에 최대 오차각이 포함되어야 하는 것을 알 수 있다. 따라서, 안테나 방사체의 소요 3dB 빔폭은 GPS/IMU/안테나구동 오차를 모두 반영한 최대 오차각의 2배이며, 표 7에서 나타낸 바와 같이 방위각 방향 4.49° 이상, 고각 방향 9.31° 이상이라고 말할 수 있다. 하지만, 마지막으로 안테나 제작 단계의 한계도 고려하여 최종 소요 빔폭을 결정해야 한다.

표 7. GNSS 추적기술 기준 최대 오차각

Table 7. Maximum error angle based on GNSS tracking technology

Group	Maximum error angle ($D_H = D_V = 150m$)			Required 3dB beamwidth
	[GPS] error	[GPS+IMU] error	[GPS+IMU+ Ant.] error	
Azimuth	1.15° (θ_{EAz})	2.15° (θ'_{HEAz})	2.25° (θ''_{HEAz})	4.49°
Elevation	4.05° (ϕ_{EB})	4.55° (ϕ'_{HEB})	4.65° (ϕ''_{HEB})	9.31°

3.2.2 방사체 제작 기반 3dB 빔폭 소요제원 계산

유인기(LAH)에 탑재되는 안테나의 방사체는 소형화/경량화를 위해 Patch Array 타입을 적용한다. 이때, 단일소자의 정수배 배열을 따라 빔폭이 표 8과 같이 단계적으로 변한다.

표 8에서 이득은 표 1의 링크버킷으로부터 선정된 설계규격으로서 21 dBi 이상으로 모두 동일한 조건이고, 배열에 따라 크기 및 빔폭이 변화된다. 여기서, 배열 선정 시 고려해야 할 조건은 총 3가지로 3dB 빔폭, 소형화, 경량화 부분이다.

표 8. 소자 배열 구조에 따른 Patch array 안테나 제원
Table 8. Patch array antenna specifications according to element arrangement structure

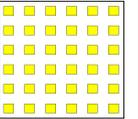
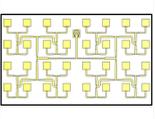
Group Item		Case 1	Case 2	Case 3
Example shape				
Array structure		6 × 6	4 × 8	2 × 16
Size		110mm × 110mm	80mm × 140mm	50mm × 270mm
Gain		21 dBi over	21 dBi over	21 dBi over
3dB beam width	Az.	8° over	6.5° over	3° over
	El.	8° over	12.5° over	24° over

표 7에서 GNSS 추적기술 기반 최대 오차각을 통해 소요되는 3dB 빔폭을 계산한 결과는 방위각 방향으로 4.49° 이상, 고각 방향으로 9.31° 이상이였다. 이로부터 고각 방향의 빔폭이 방위각보다 더 넓어야함을 알 수 있다. 이를 기반으로 표 8에서 가장 합리적인 선택은 Case 2의 빔폭이다.

또한, 소형화 측면에서 방사체의 크기는 외부 레이돔 크기에 관련이 있으며, 이는 비행체의 항력에 영향을 미친다. 레이돔 내부에서 방위각 0 ~ 360° (Con.), 고각 -5 ~ 85° 범위로 안테나 구동 시 필요 공간을 최소화하고, 레이돔의 단면적을 줄여 항력을 최소화하기 위해서는 면적이 제일 작은 Case 2의 방사체 크기가 적절하다고 판단된다.

아울러, 배열 개수로부터 중량을 추정하면 Case 2, 3가 1보다 가벼운 것을 확인할 수 있다. 따라서,

Case 2의 방사체가 경량화 측면에서도 유리하다.

결국, 위에서 살펴본 3가지 측면에서 최종적으로 Case 2로 선정하는 것이 합리적이다. 덧붙여, 구동부에서 구조적으로 방위각/고각 모터를 고려하면 고각 모터의 중량이 방위각 모터의 부하로 적용되기 때문에 고각 모터는 상대적으로 소형이며 용량이 작다. 이점을 보상하기 위해 고각(수직) 빔폭이 방위각(수평) 빔폭보다 상대적으로 큰 것이 유리하다.

정리하자면, 최종 MUM-T 지향성 안테나의 3dB 빔폭의 소요제원은 수평 6.5도 이상, 수직 12.5도 이상으로 선정할 수 있다.

3.3 안테나 소요제원 최적화 결과 평가

위 절차로부터 산출된 기계적/전자기적 소요제원으로 현재 개발 중인 제품(이하 PAU)과, 앞서 제시했던 레퍼런스 제품의 제원 비교 결과를 표 9와 같이 정리하였다.

표 9에서 PAU를 REF와 비교하면 기계적 제원 부분에서는 최대 각속도가 방위각 방향으로 45.8% 감소, 고각 방향으로 33.0% 감소하였다. 전자기 제원 부분에서는 이득 및 빔폭이 동일하였다.

표 9. 유사체계 탑재안테나 제원 비교
Table 9. Comparison of specifications of mounted antennas with a similar system

Group Item		REF	PAU	
Common spec.	Product number	U***0751	HMJT21000	
	Manufacturer	Hanwha systems	Hanwha systems	
	Size	Ø193 × 275	Ø170 × 160	
	Weight	2.7 kgf under	2.3 kgf under	
Mechanical spec.	Rotations type	2 axis	2 axis	
	Rotation range	Az.	360° (Con.)	360° (Con.)
		El.	-5° ~ +85°	-5° ~ +85°
	Maximum angular velocity	Az.	120 deg/s over	65 deg/s over
		El.	30 deg/s over	20 deg/s over
	Maximum angular acceleration	Az.	N/A	50 deg/s ² over
El.		N/A	5 deg/s ² over	
Electromagnetic spec.	Frequency	Ku-band	Ku-band	
	Gain	21 dBi over	21 dBi over	
	Polarization	Vertical	Vertical	
	3dB beamwidth	Az.	12.5° over	12.5° over
		El.	6.5° over	6.5° over

이를 바탕으로 기계적 제원 부분에서 감소된 소요제원을 토대로 REF의 모터보다 더 낮은 사양의 모터를 선정할 수 있었다. 이러한 최적화를 통해 부피는 48.8% 감소, 중량은 14.8% 감소라는 유의미한 소형화/경량화 수준을 달성할 수 있었다.

결과적으로, 안테나의 기계적/전자기적 소요제원을 MUM-T 운용상황 및 타겟 플랫폼을 고려하여 선택과 집중을 통해 최적화함으로써 불필요한 마진을 감소시키고 소형화/경량화를 실현시킬 수 있었다. 물론, 개발품인 PAU는 상세설계 단계이지만, 현재에서도 이론적으로 소형화/경량화 수준을 확인할 수 있던 사실은 추후 결과도 기대해볼 만함을 방증한다.

IV. 결 론

본 논문에서는 MUM-T 운용개념과 플랫폼의 기동특성을 고려하여 지향성 안테나 시스템의 소요제원을 이론적으로 산출해내는 방안을 제안하였다. 이 과정에서 구동부의 기계적 제원과 방사체의 전자기적 제원 측면으로 소요제원을 산출하였으며, 이를 토대로 개발 중인 개발품과 기존 개발된 제품과의 비교를 통해 소형화/경량화 수준도 확인하였다. 결론적으로 본 연구를 통해 기존의 안테나 제원으로부터 소요제원을 최적화하였고, 이로부터 소형화/경량화를 달성할 수 있었다.

기존의 시중에 출시된 안테나의 사양들을 벤치마킹하여 소요제원을 선정했던 고전적인 방법에서, 운용개념을 고려하여 안테나 시스템의 소요제원을 이론적으로 산출하는 방안을 고안하고 최적화에 기여했다는 점에서 본 연구의 의의를 찾을 수 있다. 하지만, 조사 불가능한 수치에 대해서는 추정치를 사용하였기에 어느 정도 오차가 있을 수 있다는 점과, 현재 개발품의 제작이 완료되지 않아 실제 비교 실험을 하지 못한 점을 한계로 볼 수 있다. 따라서, 이들 한계점을 극복하기 위한 연구를 본 논문의 향후 과제로 한다.

References

[1] J. K. Han, "Future Robots to Become 'Conflict

Solvers' in Human Society", The Dong-A Daily News, <https://www.donga.com/news/article/all/20220516/113410879/1> [accessed: Apr. 05, 2024]

[2] Y. C. Roh and J. W. Rhee, "Analysis of airborne manned-unmanned teaming technology trends and development directions", Proc. of KAIC Conference, Jeju, Korea, pp. 732-733, Jun. 2023.

[3] J. R. Hwang, "A Study on the Development of the Command and Control System for the Implementation of the Navy's MUMT", Proc. of KIIT Conference, Jeju, Korea, pp. 95, Nov. 2023.

[4] I. T. Shin, D. W. Kim, M. G. Kim, and I. J. Yoo, "A Study on Development Plan of Defense Aerial MUM-T System based on Technology Level Assessment", Journal of KAIC, Vol. 24, No. 4, pp. 560-566, Apr. 2023. <https://doi.org/10.5762/KAIS.2023.24.4.560>.

[5] M. S. Han, J. K. Ryu, and S. K. Hong, "A Study on the RCS Analysis and Reduction Method of Unmanned Surface Vehicle", Journal of KIIECT, Vol. 12, No. 4, pp. 425-433, Dec. 2019. <http://dx.doi.org/10.17661/jkiiect.2019.12.4.425>.

[6] H. J. Kim, C. B. Yoon, S. W. Hong, W. S. Lee, I. D. Yoo, and S. H. Jo, "Application of STANAG-4586 Ed. 4 based Standardization for Up-to-Dated Interoperability of Military UAV System", Journal of KSCI, Vol. 24, No. 6, pp. 99-107, Jun. 2019. <https://doi.org/10.9708/jksci.2019.24.06.099>.

[7] "LAH Main Spec", Korea Aerospace Industries, <https://www.koreaero.com/KO/Business/LAH.aspx> [accessed: Jun. 21, 2024]

[8] S. W. Choi, "Korean Air unveils 'KUS-FS', a high-performance strategic unmanned aerial vehicle with a wingspan of more than 25m at the 2022 drone showcase", The AVING News, <https://kr.aving.net/news/articleView.html?idxno=1686034> [accessed: Jun. 21, 2024]

[9] A. H. Kelechi, M. H. Alsharif, D. A. Oluwole, P. Achimugu, O. Ubadike, J. Nebhen, A.

Aaron-Anthony, and P. Uthansakul, "The Recent Advancement in Unmanned Aerial Vehicle Tracking Antenna", Journal of MDPI Sensors, Vol. 21, No. 16, Aug. 2021. <https://doi.org/10.3390/s21165662>.

[10] P. A. Zandbergen and S. J. Barbeau, "Positional Accuracy of Assisted GPS Data from High-Sensitivity GPS-enabled Mobile Phones", Journal of Navigation, Vol. 64, No.3, pp. 381-399, Jul. 2011. <https://doi.org/10.1017/S0373463311000051>.

저자소개

이 준 경 (Jun-Kyeong Lee)



2016년 8월 : 성균관대학교
기계공학부(공학사)
2020년 3월 : (주)한화/방산 연구원
2020년 4월 ~ 현재 :
한화시스템(주) 선임연구원
관심분야 : 데이터링크 시스템
기계 설계

여 수 철 (Su-Cheol Yeo)



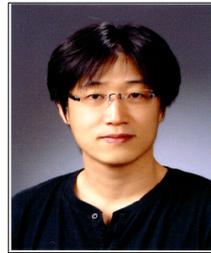
2008년 2월 : 동아대학교
전자공학과(공학사)
2010년 2월 : 동아대학교
전자공학과(공학석사)
2010년 1월 ~ 현재 :
한화시스템(주) 수석연구원
관심분야 : 데이터링크 안테나
시스템

홍 권 기 (Kwon-Ki Hong)



2006년 2월 : 한양대학교
전파공학과(공학사)
2008년 2월 : 한양대학교
전파공학과(공학석사)
2008년 1월 ~ 현재 :
한화시스템(주) 수석연구원
관심분야 : 데이터링크 시스템

이 영 진 (Young-Jin Lee)



2000년 2월 : 한양대학교
전기/전자공학과(공학사)
2003년 2월 : 한양대학교
전기/전자공학과(공학석사)
2010년 3월 ~ 현재 :
한화시스템(주) 수석연구원
관심분야 : 신호처리 및
통신시스템 설계

김 학 준 (Hack-Joon Kim)



2004년 2월 : 홍익대학교
컴퓨터공학과(공학사)
2020년 2월 : 연세대학교
국방융합공학협동과정과(공학석사)
2004년 1월 ~ 현재 :
한화시스템(주) 수석연구원
관심분야 : 공통/전술 데이터링크, UAS, 머신러닝

이 대 흥 (Dae-Hong Lee)



2006년 2월 : 성균관대학교
전자전기공학과(공학사)
2008년 2월 : 성균관대학교
전자전기컴퓨터공학과(공학석사)
2008년 10월 ~ 현재 :
한화시스템(주) 수석연구원
관심분야 : 전자공학, 통신공학, 군
통신

서 정 원 (Jung-Won Seo)



2007년 2월 : 경북대학교
전자전기공학부(공학사)
2009년 2월 : 경북대학교
전자전기컴퓨터공학부(공학석사)
2010년 1월 ~ 현재 :
(주)한화시스템 전문연구원
관심분야 : 초고주파 및
데이터링크 시스템 설계

송 두 식 (Du-Sik Song)



2006년 2월 : 순천향대학교
정보기술공학부(공학사)
2016년 8월 : (주)RFHIC
책임연구원
2016년 9월 ~ 현재 :
한화시스템(주) 전문연구원
관심분야 : SSPA, MUM-T,
RF송수신 설계

박 준 식 (Jun-Sik Park)



2014년 2월 : 전북대학교
전자·정보공학부(공학사)
2016년 2월 : 전북대학교 대학원
전자·정보공학부(공학석사)
2015년 12월 ~ 현재 :
한화시스템(주) 전문연구원
관심분야 : 데이터링크, 전자전,
레이다 신호처리

김 회 준 (Hoi-Jun Kim)



2001년 2월 : 전북대학교
정보통신공학과(공학사)
2003년 8월 : 전북대학교 대학원
정보통신공학과(공학석사)
2004년 3월 ~ 현재 :
(주)한화시스템 수석연구원
관심분야 : 데이터링크 시스템