J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 53(12), 1311-1322(2025)
DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2025.53.12.1311
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

차세대 수직이착륙기의 주요 구성 요소별 레이더 포착 면적 분석

황선재[1], 최수민[2], 이학진[3], 명노신[4]

Analysis of the Radar Cross Section of Major Components of Next-generation VTOL Aircraft

Seon Jae Hwang[1], Su Min Choi[2], Hakjin Lee[3], Rho Shin Myong[4]
School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Jinju, Republic of Korea

ABSTRACT

Coaxial rotorcraft and tiltrotor aircraft are attracting attention as the next-generation VTOL aircraft. In this study, the radar cross section (RCS) of the UH-60A, SB>1 Defiant, and V-280 Valor models were compared to analyze the survivability related to radar signals of VTOL aircraft. The RCS analysis was conducted using the PO(Physical Optics) method in the X-band region of 10 GHz. In order to identify the main RCS sources of the next-generation VTOL aircraft, the RCS of the SB>1 Defiant and V-280 Valor was analyzed by component. The results showed that the next-generation VTOL aircraft had an overall higher RCS than the existing VTOL aircraft. In particular, a small number of components were found to have a dominant effect on the overall RCS.

초 록

동축반전형 회전익기와 틸트로터 항공기는 차세대 수직이착륙기로 주목받고 있다. 본 연구에서는 수직이착륙기의 레이더 신호에 관련된 생존성을 분석하기 위해 UH-60A, SB>1 Defiant와 V-280 Valor 모델의 레이더 포착 면적(RCS)를 비교하였다. X-band 영역인 10 GHz에서 PO(Physical Optics) 기법을 사용하여 RCS에 대한 분석을 진행하였다. 차세대 수직이착륙기의 주요 RCS 요소를 확인하기 위해 SB>1 Defiant와 V-280 Valor의 RCS를 각 구성 요소별로 분석하였다. 그 결과, 기존 수직이착륙기에 비해 차세대 기체가 전반적으로 더 높은 RCS를 갖는 것으로 나타났다. 특히, 소수의 컴포넌트가 전체 RCS에 지배적인 영향을 미치는 것으로 나타났다.

Key Words : Next-generation VTOL Aircraft(차세대 수직이착륙기), Radar Cross Section(레이더 포착 면적), Physical Optics(물리 광학법)

Ⅰ. 서 론

중형 기동 수직이착륙기는 병력 이동, 물자 수송, 구조, 의료 지원, 근접 항공 지원 등 다양한 임무에 활용되고 있다. 대표적인 중형 기동 수직이착륙기인 UH-60 Black Hawk는 1979년부터 운용되었으며, 2030년부터 퇴역을 시작해 2040년경에는 운용이 종료될 것으로 예상된다. 미군에서는 이러한 UH-60 Black Hawk를 대체하기 위해 (Future Long-Range Assault Aircraft; FLRAA) 사업을 진행 중이다[1]. 유럽과 NATO도 ENGRT (European

† Received : May 6, 2025 Revised : August 7, 2025 Accepted : August 20, 2025
[1,2] Graduate Student, [3,4] Professor
[4] Corresponding author, E-mail : myong@gnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-1424-6728
© 2025 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Table 1. Rotorcraft losses and fatalities, 2001 to 2009 [2]

	Hostile Action	Non-Hostile	Non-Combat	All Class A Mishaps(Non-Hostile and Non-combat)	All Combat Losses(Hostile Action and Non Hostile)
Losses	70	157	148	305	227
Fatalities	145	219	132	351	364
Loss Rate(%)	18.67	41.87	39.47	81.34	60.54
Fatality Rate(%)	29.23	44.15	26.61	70.76	73.38

Next Generation Rotorcraft Technologies) 및 NGRC (Next Generation Rotorcraft Capability) 등의 프로젝트를 통해 소형 및 중형 차세대 수직이착륙기 개발을 추진 중이다. 차세대 수직이착륙기로 주목받고 있는 형상은 동축반전형 회전익기, 틸트로터 항공기, 복합형 회전익기가 있다. 이러한 차세대 수직이착륙기가 군사 임무에 투입될 경우, 생존성 확보가 필수적이다. 2001년부터 2009년까지 이어진 아프가니스탄 전쟁과 이라크 전쟁 동안 총 375대의 수직이착륙기가 손실되었고, 이로 인해 496명의 사망자가 발생하였다. Table 1에 나타난 바와 같이 전투 지역 내 손실률은 61%이며, 이 중 사망률은 73%에 달한다. 이를 보았을 때, 전투 지역에서 손실률 대비 사망률이 더 높은 것으로 나타났다. 이는 수송 및 기동 임무에서 승객 수의 증가, 다양한 작전 수행에 따른 위험 수용, 그리고 전투 위협에 지속적으로 노출된 점이 주요 원인임을 시사한다[2].

수직이착륙기의 생존성을 향상시키기 위해서는 IR (Infrared), RF(Radio Frequency), Noise 신호와 같은 다양한 형상신호로부터 적의 탐지를 회피하는 기술이 필요하다[3]. 수직이착륙기의 스텔스 기술의 주요 요소는 다음과 같다. 적외선 신호(IR)는 엔진 배기구에서 나오는 배기열에 의해서 탐지된다. 이를 줄이기 위해서는 배기열을 차폐시키거나 분산해야 한다. 소음은 회전익 블레이드(Rotor Blade)로 인해 크게 발생하며, 이를 저감하기 위해 블레이드 수를 증가시키거나 꼬리날개에 Fenestron을 적용하는 방법이 사용된다. 본 연구에서 다룰 레이더 신호(RF)를 줄이기 위해서는 레이더 포착 면적(Radar Cross Section; RCS)을 저감시켜야 한다. RCS를 줄이기 위해서는 레이더가 표면에 반사되어 안테나에 수신되지 않도록 기체 표면의 형상을 전파 반사 방향을 제어할 수 있도록 설계하거나, 레이더 흡수 물질(RAM, Radar Absorbing Material)을 적용하는 방식이 있다. 수직이착륙기의 RCS는 Fig. 1과 같이 Nose, Engine Inlets, Cabin, Vertical Stabilizer, Horizontal Stabilizer, Main Rotor 등의 부분에서 발생하는 것을 확인할 수 있다[3]

RCS는 수십에서 수백 km 거리에서도 탐지될 수 있으므로, 이를 줄이는 것은 탐지 거리를 감소시켜 침투 임무 수행 시 중요한 요소로 작용한다. 이에 더해 차세대

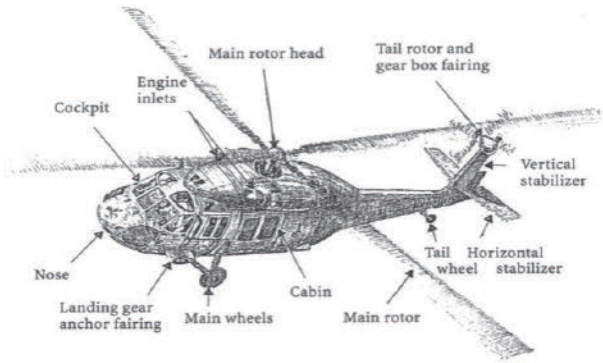

Fig. 1. Major part of rotorcraft detection by radar[3]

수직이착륙기는 더 긴 작전 반경과 고속 기동성을 확보해야 하며, 이는 더욱 복잡한 형상 및 다양한 기능성 부속품(틸트로터, 푸셔 프로펠러, 동축 반전 프로펠러 등)의 증가로 이어진다. 이러한 구조적 복잡성은 전체 RCS를 증가시킬 가능성이 있다. 따라서 차세대 수직이착륙기의 생존성을 확인하기 위해서는 전반적인 형상 변화가 RCS에 미치는 영향을 정량적으로 파악할 필요가 있다. 특히 고주파 영역에서 구성 요소별 미치는 영향을 분석함으로써, 향후 설계 과정에서 저피탐 형상 최적화의 기준을 제시할 수 있다. 현재 항공분야에서는 RCS를 줄이기 위해서 국내외로 많은 연구가 진행되고 있다.

Alves 등[4]은 X-band 대역(8GHz ~ 12GHz)에서 군용 수송 수직이착륙기에 레이더 흡수 다기능 복합재를 적용했을 때 RCS 저감 효과를 확인하였다. Yuan 등[5]은 저고도 침투시 레이더 탐지 효율성에 미치는 지상 클러터와 표적 산란 특성의 영향에 대해 연구하여 순항고도가 낮을수록 레이더 탐지가 어렵고 침투에 유리하다는 것을 확인하였다. Zhou 등[6-10]은 헬리콥터 레이더 단면에 대한 로터 동적 산란의 영향에 대해 연구하고, 동적 계산 방식에 따른 틸트로터 항공기의 RCS 특성을 분석하고 동적 변환법에 따른 동축반전형 회전익기의 전자기 산란 특성을 분석하였다. 또한 동적 분석 접근법에 따른 탠덤 헬리콥터의 RCS의 특성을 분석하였다. 그리고 Blade Pitch Angle에 따른 RCS에 대해서 분석하였다. Song 등[11]은 RL-GO 기법을 적용하여 X-47B 모델 UCAV 형상과 IR 저감 기법이 적용된 형상에 대해 RCS 해석을 수행하였다. Yang 등[12]은 PO 기법을 적용해 공력 성능과 RCS를 고려한 순항 유도탄의 최적 형상에 대해 연구하였다. Park 등[13]은 PO 기법을 이용하여 비행체의 RCS를 예측하고, 수직 꼬리날개를 비롯한 형상의 변형이 RCS에 미치는 영향을 확인하였다. Baek 등[14]은 대공포 레이더 주파수 영역인 10 GHz와 15 GHz 대역에서 수직이착륙기의 전방에서 무장을 적용했을 때 RCS가 증가하는 것을 확인하였다.

본 연구에서는 단일로터형 수직이착륙기인 UH-60A, 동축반전형 회전익기인 SB>1 Defiant와 틸트로터 항공기인 V-280 Valor 형상에 대한 RCS를 분석 및 비교하기

위해 PO 기법을 사용해 RCS 해석을 진행하였다. 그리고 동축반전형 회전익기, 틸트로터 항공기의 최대 RCS를 분석하기 위해서 SB>1 Defiant와 V-280 Valor의 구성 요소별 RCS 해석을 진행하였다. Coherent Sum과 전체 RCS를 비교하여 고주파수에서 구성 요소별 RCS 측정의 타당성을 부여하였다. 주파수는 군용에서 가장 많이 사용되는 X-band의 10 GHz에서 해석을 진행하였다.

II. RCS 해석

2.1 RCS 해석 기법 및 경계조건

레이더 포착 면적(RCS)은 레이더에서 송신한 전자파가 표적에 입사되는 입사 전기장 세기(E_i)와 표적에서 산란되어 레이더 방향으로 되돌아오는 산란 전기장 세기(E_s)의 비로 정의된다. R은 레이더와 표적 사이의 거리를 의미한다. RCS는 식 (1)과 같이 나타낸다[15].

$$\sigma(RCS)=\lim_{R\to\infty}4\pi R^2\frac{|E_s|^2}{|E_i|^2} \tag{1}$$

RCS를 해석하기 위해서 상용 소프트웨어인 Altair FEKO 2022.1.1를 사용하였다. FEKO는 헬리콥터와 같이 전기적으로 매우 큰 항공기 형상의 해석에 최적화된 고주파 해석 도구로, PO, LE-PO(Large Element Physical Optics), UTD(Uniform Theory of Diffraction) 등 다양한 수치기법과 RAM/복합재 처리 기능을 제공한다. 또한 다양한 편파 조건, 고도각/방위각별 RCS 분석 기능, 그리고 CATIA 형상 호환성을 제공하여 복잡한 형상에 대해 RCS 분석에 적합하다고 판단된다. 주파수는 군에서 가장 많이 사용되는 X-band의 10 GHz 고주파수를 사용하였고 해석 기법으로는 구조물의 크기와 계산 효율성을 고려하여 LE-PO 기법을 사용하였다. PO 기법은 고주파 영역에서 높은 정확도를 제공하지만, 모든 표면에 대해 세밀한 메시 분할이 필요하므로 계산 자원이 크게 요구된다. 반면 LE-PO 기법은 더 큰 면 요소를 사용하여 해석 시간이 절감되며, 평면판 근사 조건을 만족하는 형상에서는 동일 수준의 정확도를 가진다는 장점이 있다. LE-PO 기법은 주어진 입사장 및 경계조건에 의해 임의의 표면에 발생하는 Current에 대한 근사식을 이용하여 계산하는 방법이다. 물체가 완전 전기 도체(PEC)일 경우, 물리광학법(PO)에 의하면 물체 표면에서의 Current ($\overline{J_s}$)는 식 (2)와 같이 표현된다[16].

$$\overline{J_s}=\begin{cases}2\hat{n}\times\overline{H_i}, & \text{반사영역}\\ 0, & \text{그늘영역}\end{cases} \tag{2}$$

이때, $\hat{n}$은 표면의 법선벡터, $\overline{H_i}$는 입사되는 자기장(Incident Magnetic Field)을 나타낸다. 물체 표면에 발생하는 Current에 의한 산란 전기장은 식 (3)과 같이 표현할 수 있다[16].

$$\overline{E_s}=\frac{e^{-jkr_s}}{r_s}(\overline{E_{i,\phi}}\hat{\theta}_i-\overline{E_{i,\theta}}\hat{\phi}_i)\times\left(\frac{j}{\lambda}\right)\iint_S\hat{n}e^{jk(\hat{r}_i+\hat{r}_s)\cdot\bar{r}}ds \tag{3}$$

j는 복소 단위, k는 Wave 벡터($k=2\pi/\lambda$)를 의미한다. 입사되는 전기장이 아래의 식 (4)와 같을 때, 식 (3)에서 구해지는 산란 전기장과 입사 전기장을 사용하여 물체의 RCS를 식 (1)을 통해 계산할 수 있다[16].

$$\overline{E_i}=(E_{i,\theta}\hat{\theta}_i+\overline{E_{i,\phi}}\hat{\phi}_i)e^{-jk\hat{r}_i\cdot\bar{r}} \tag{4}$$

RCS의 단위는 식 (5)와 같이 m^2를 dBsm로 표현할 수 있다[17].

$$\text{RCS}[\text{dBsm}]=10\log_{10}(\text{RCS}[m^2]) \tag{5}$$

고주파수에서는 여러 산란 요소가 나타나게 되는데 크기가 크고 복잡한 비행체의 RCS에 대한 1차 근사(First-order Approximation)는 주요 반사 성분을 합산함으로써 얻을 수 있다. 이 경우 Component Buildup Method를 사용하여 전체 형상 RCS와 구성 요소별 RCS의 Coherent Sum을 통한 RCS Maximum을 비교할 수 있다. Coherent Sum은 아래와 같이 나타낼 수 있다[17].

$$\sigma_{\max}=[\sum_{m=1}^{M}\sqrt{\sigma_m}]^2 \tag{6}$$

해석 조건은 Table 2와 같이 선정하였다. 물체 표면은 완전 전기 도체(PEC)이고, 전파를 송신하는 안테나와 수신하는 안테나가 동일한 Mono-static Radar를 사용해 HH, VV 편파에 대해서 해석하였다. 저고도에서의 임무를 가정하여 방위각은 0° ~ 360°, 고도각 0°에 대해 1° 간격으로 해석을 수행하였다. Mesh를 생성할 때 Standard

Table 2. RCS analysis condition

Parameters	Conditions
Frequency	10 GHz
Surface Material	PEC
Radar Type	Mono-static Radar
Polarization	HH, VV
Azimuth Angle	0° ~ 360°
Elevation Angle	0°
Interval	1°

Mesh를 적용해 Local Mesh Size를 9λ/5 크기로 설정하였다. 생성된 Mesh의 수는 각각 UH-60A는 약 52만 개, SB>1 Defiant는 약 65만 개 그리고 V-280 Valor는 약 65만 개이다.

2.2 수직이착륙기 형상

본 연구에서는 현재 가장 많이 사용되고 있는 수직이착륙기의 대표적인 모델인 UH-60과 차세대 수직이착륙기로 주목받고 있는 동축반전형 회전익기의 대표적인 모델인 SB>1 Defiant와 틸트로터 항공기의 대표적인 모델인 V-280 Valor 형상을 모델링하였다. 형상은 모두 CATIA 프로그램을 사용하여 실제와 비슷한 크기로 제작하였다. 두 형상의 Engine Intake와 Exhaust Exit에 Engine Blade에 의해 RCS가 반사되어 나올 것을 가정하여 평판으로 막아 유사한 효과를 모사하였다. 하지만 평판으로 대체할 경우, 실제 Engine Blade가 반사하는 Radar에 비해 극단적으로 높은 값을 나타낼 수 있다. 본 연구에서는 Engine Intake와 Exhaust Exit에 있는 평판에서 10 GHz, 수직 방향 기준 절반 수준의 RCS 값이 계산될 수 있도록 레이더 흡수 물질(RAM; Radar Absorbing Material)을 적용하였다. 주파수 10 GHz에서 PO를 사용하여, 평판 수직에서 바라봤을 때, 절반 수준으로 감소할 수 있는 RAM의 물성치를 선정하였다[18]. 유전율(ϵ)은 7, 손실 탄젠트($\tan\delta$)는 0.4, 밀도(ρ)는 3000 kg/m^3 그리고 두께는 3 mm이다. 이를 1 m^2 평판에 대해 RAM 유무에 따른 RCS 해석을 진행하였다. 해석 결과는 Fig. 2에 나타냈다. 평판을 수직으로 바라봤을 때(0°) 41.46 dBsm에서 22.93 dBsm으로 줄어 약 45% 감소한 것을 확인할 수 있다.

Figure 3은 UH-60P의 초기 버전인 UH-60A 형상을 나타내고 Fig. 4는 SB>1 Defiant와 유사한 형상을 나타낸다. 그리고 Fig. 5는 V-280 Valor와 유사한 형상을 나타낸다. 추가적으로 V-280 Valor의 경우 순항 조건을 가정하여 틸트 각 0°에서의 형상을 사용하였다. 각각의 형상은 실제 동체의 전장 길이를 참고하여 각각 약 15.27 m, 16.6 m, 15.4 m로 선정하였다.

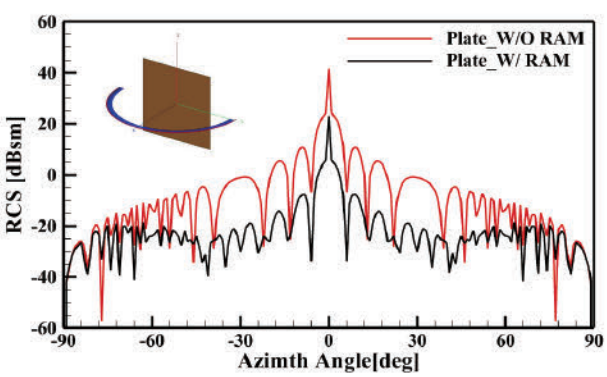

Fig. 2. Plate RCS with and without RAM

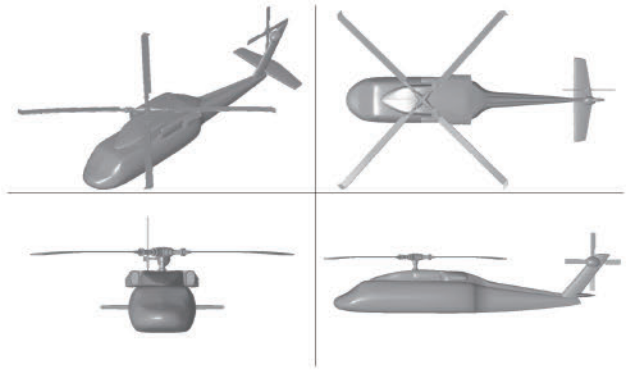

Fig. 3. UH-60A geometry

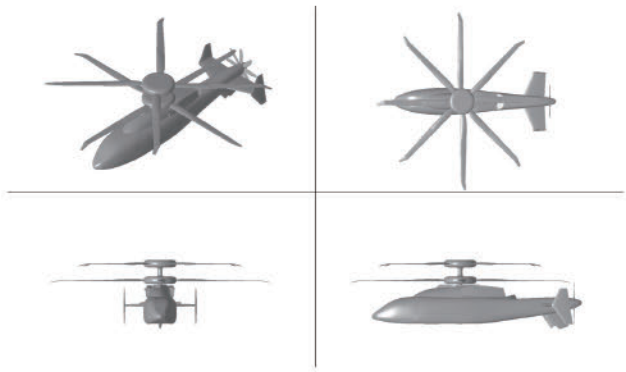

Fig. 4. SB>1 Defiant geometry

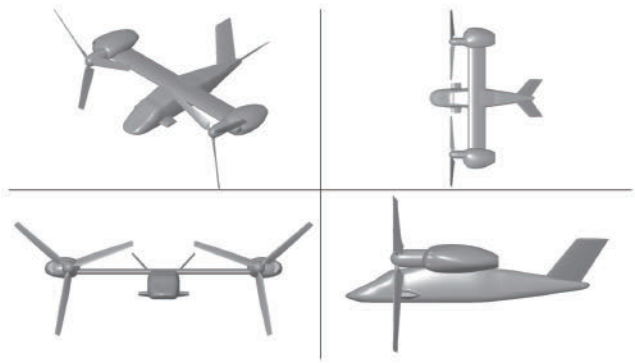

Fig. 5. V-280 Valor geometry

Ⅲ. RCS 전산 해석 결과

3.1 RCS 전산 해석자 검증

FEKO 상용 소프트웨어를 사용하기 전 본 연구에서 다루는 RCS 해석 기법인 LE-PO에 대한 검증을 위해 Boeing 707 스케일 모델 사용하여 고성능 정밀 해석 기법인 MLFMM(Multilevel Level Fast Multipole Method)과 고주파 근사 기반의 수치 해석 방법인 PO 해석을 수행하였다. Fig. 6은 해석에 사용된 Boeing 707 형상이다. 형상의 길이는 1.8 m로 0.03 m보다 훨씬 큰 물체이다. 해석 조건은 물체 표면은 완전 전기 도체(PEC)이고,

Fig. 6. Boeing 707 geometry

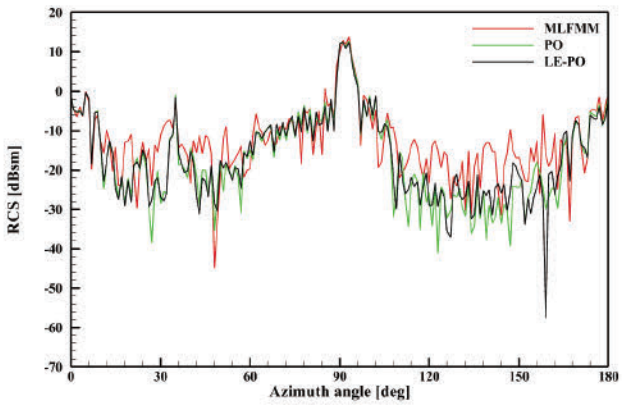

Fig. 7. RCS at 10 GHz simulated in FEKO with MLFMM, PO, and LE-PO

10 GHz에서 Mono-static Radar를 사용하여 HH 편파로 방위각 0°(전방)~180°(후방)에 대해서 LE-PO 기법을 사용하여 해석을 수행하였다.

Figure 7은 Boeing 707 스케일 형상에 대한 MLFMM, PO 그리고 LE-PO의 전산 해석 결과를 나타낸다. RCS 해석 결과 159°에서 LE-PO는 MLFMM, PO보다 낮은 값을 보였다. 이는 LE-PO 기법의 경우 고정확도 해석인 MLFMM 대비 Edge Diffraction에 대한 계산 정확도가 다소 낮기 때문으로 판단된다. 하지만 RCS Peak 및 방위각에 따른 경향성에서는 유사한 양상을 보인다. 본 논문에서는 RCS Peak 지점의 경우 우선적으로 감소해야 할 영역이기 때문에 LE-PO 기법이 고주파수에서 크기가 큰 물체($L/\lambda \gg 1$)에 대한 경향성 파악을 위한 해석에 대해 충분한 신뢰성을 가진다는 것을 확인할 수 있다.

3.2 전방위각(0° ~ 360°) RCS 특성 분석

Figures 8, 9는 각각 HH, VV 편파에서 UH-60A, SB>1 Defiant와 V-280 Valor의 RCS를 전방위각에 대해서 1° 간격으로 해석한 결과이고, 이를 전방(315° ~ 45°), 측면(45° ~ 135°, 225° ~ 315°), 후방(135° ~ 225°)으로 나누어서 분석하였다[19].

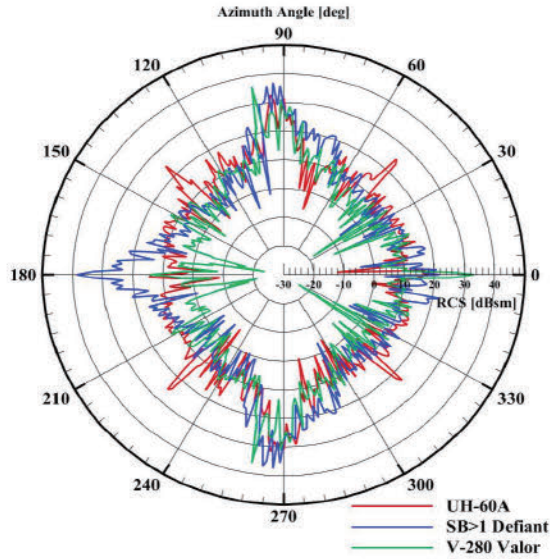

Fig. 8. RCS for HH-polarization in azimuth angle

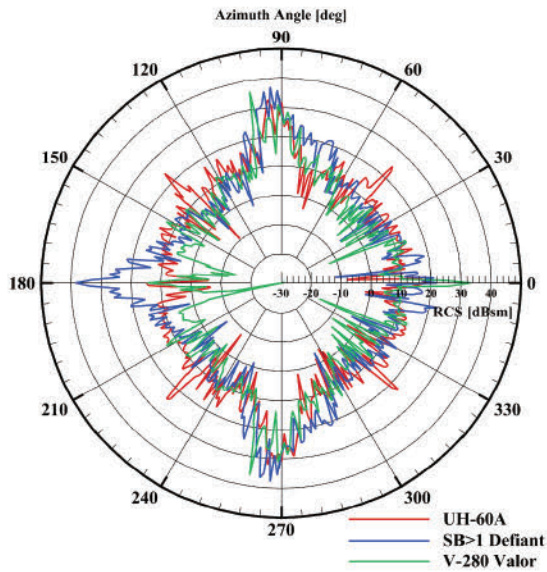

Fig. 9. RCS for VV-polarization in azimuth angle

평균 RCS는 산술 평균(Arithmetic Mean), 기하 평균(Geometric Mean)이 있다. 각각 식 (7)과 식 (8)과 같이 나타난다[20].

$$10\log_{10}\left(\frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}\sigma_k\right)[\mathrm{dBsm}] \tag{7}$$

$$\frac{1}{N}\left(10\log_{10}\sigma_1+10\log_{10}\sigma_2+\cdots+10\log_{10}\sigma_N\right)[\mathrm{dBsm}] \tag{8}$$

산술 평균은 큰 RCS 값에 상대적으로 더 큰 가중치가 부여되므로 일반적으로 기하 평균보다 높은 값을 갖는다. 반면 기하 평균은 작은 RCS 값에 더 비중을 두어 산술 평균보다 낮은 값을 나타내는 경향이 있다. 두 평

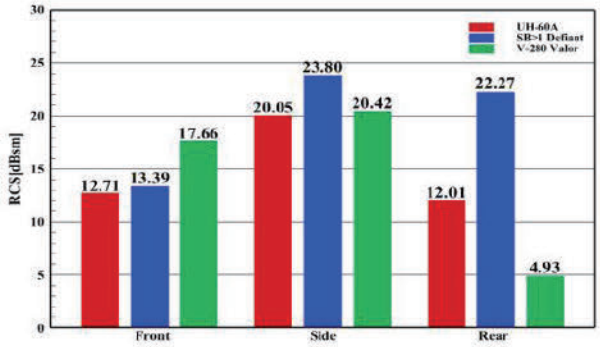

Fig. 10. Arithmetic mean RCS for HH-polarization in azimuth angle

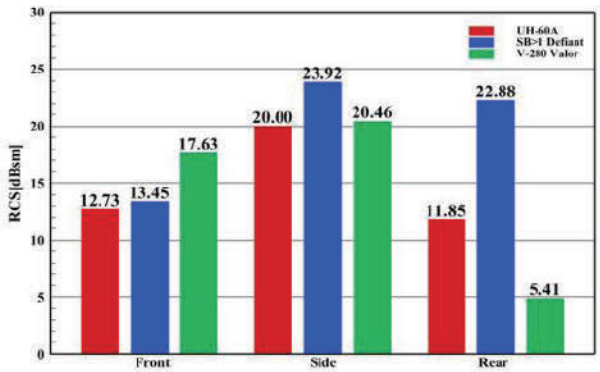

Fig. 11. Arithmetic mean RCS for VV-polarization in azimuth angle

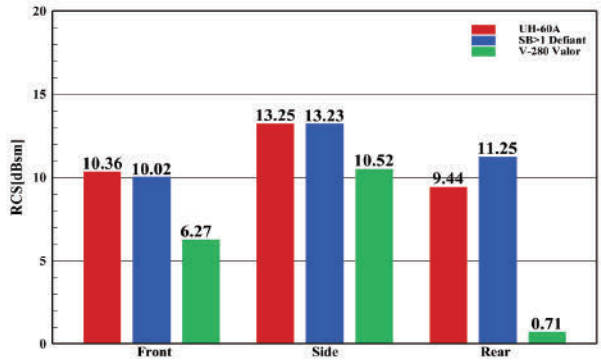

Fig. 12. Geometric mean RCS for HH-polarization in azimuth angle

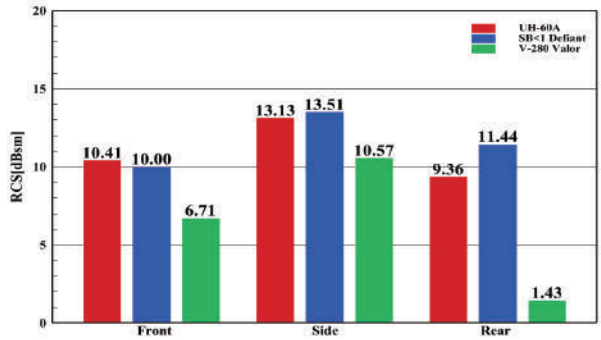

Fig. 13. Geometric mean RCS for VV-polarization in azimuth angle

균값 간의 차이가 크게 나타나게 되면, 특정 구간에서 큰 RCS 특성이 집중적으로 발생했음을 의미한다. 따라서 추후 RCS 저감 설계를 위해서는 산술 평균과 기하 평균을 동시에 분석하여 두 값 간의 차이를 최소화하는 방향으로 진행하는 것이 바람직하다[21]. Figs. 10, 11은 각각 HH, VV 편파에서 전방, 측면, 후방의 산술 평균 RCS를 나타내며, Figs. 12, 13은 각각 HH, VV 기하 평균 RCS를 보여준다. 산술 평균은 HH, VV 편파 모두 전방에서는 V-280 Valor가 가장 높게 나왔고, 측면, 후방에서는 SB>1 Defiant가 UH-60A, V-280 Valor보다 높은 RCS를 나타내는 것을 볼 수 있고, 기하 평균은 HH, VV 편파 모두 전방에서는 UH-60A가 가장 높고 측면에서는 HH 편파에서는 UH-60A, VV 편파에서는 SB>1 Defiant가 가장 높게 나왔다. 마지막으로 후방에서는 HH, VV 편파 모두 SB>1 Defiant가 가장 높은 값을 나타낸다. 다음은 산술 평균과 기하 평균의 차이 값이다. HH, VV 편파에서 UH-60은 전방에서 각각 2.35 dBsm, 2.32 dBsm. 측면에서 6.80 dBsm, 6.87 dBsm, 후방에서 SB>1 Defiant는 전방에서 2.57 dBsm, 2.49 dBsm, 측면에서 10.57 dBsm, 10.41 dBsm, 후방에서 11.02 dBsm, 11.44 dBsm이다. V-280 Valor는 전방에서 11.39 dBsm, 10.92 dBsm, 측면에서 9.90 dBsm, 9.91 dBsm, 후방에서 4.22 dBsm, 4.02 dBsm이다. 산술 평균과 기하 평균의 차이가 작을수록 데이터 값의 분산이 작다. 즉 차이가 크면 극단적으로 높은 RCS를 나타내는 지점이 존재하게 된다. UH-60A는 측면에서, SB>1 Defiant는 측면, 후방에서 V-280 Valor는 전방과 측면에서 극단적으로 높은 RCS를 나타내는 요소가 있다는 의미가 된다.

3.3 전방(315° ~ 45°) RCS 특성 분석

HH 편파에서 산술, 기하 평균 RCS를 봤을 때, UH-60A는 12.71 dBsm, 10.36 dBsm, 차이는 2.35 dBsm, SB>1 Defiant는 13.39 dBsm, 10.02 dBsm, 차이는 3.37 dBsm, V-280 Valor는 17.66 dBsm, 6.27 dBsm, 차이는 11.39 dBsm이다. VV 편파에서 UH-60A는 12.73 dBsm, 10.41 dBsm, 차이는 2.32 dBsm, SB>1 Defiant는 13.45 dBsm, 10.00 dBsm, 차이는 3.45 dBsm, V-280 Valor는 17.63 dBsm, 6.71 dBsm, 차이는 10.92 dBsm로 V-280 Valor가 가장 큰 평균 차이를 보였다. Figs. 8, 9를 봤을 때 UH-60A는 0°에서 높은 RCS를 나타낸다. 이는 엔진 내부 장치의 RCS 반사효과를 모사하기 위해 Engine Intake 안쪽에 두었던 평판에 의해서 나타난 것으로 판단된다. V-280 Valor는 산술 평균과 기하 평균의 차이값이 가장 크다. 이는 특정 방위각에서 극단적으로 높은 RCS 값을 가지는 컴포넌트가

Table 3. RCS peak point and mean RCS in azimuth angle

		전방			측면			후방		
	편파	최고점	산술 평균	기하 평균	최고점	산술 평균	기하 평균	최고점	산술 평균	기하 평균
UH-60A	HH	17.64(0°)	12.71	10.36	32.71(94°)	20.05	13.25	23.90(226°)	12.01	9.44
	VV	18.66(0°)	12.73	10.41	32.67(94°)	20.00	13.13	24.39(226°)	11.85	9.36
SB>1 Defaint	HH	21.65(-9°)	13.39	10.02	36.86(93°)	23.80	13.23	38.55(180°)	22.27	11.25
	VV	21.88(-9°)	13.45	10.00	37.01(93°)	23.92	13.51	38.41(180°)	22.88	11.44
V-280 Valor	HH	33.04(0°)	17.66	6.27	36.17(99°)	20.42	10.52	14.36(180°)	4.93	0.71
	VV	33.00(0°)	17.63	6.71	36.14(99°)	20.46	10.57	14.59(180°)	5.41	1.43

Unit: dBsm

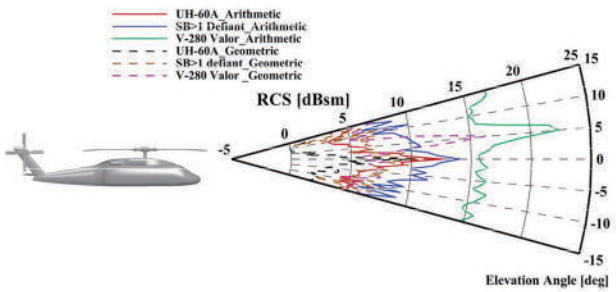

Fig. 14. Mean RCS of front for HH-polarization in elevation angle

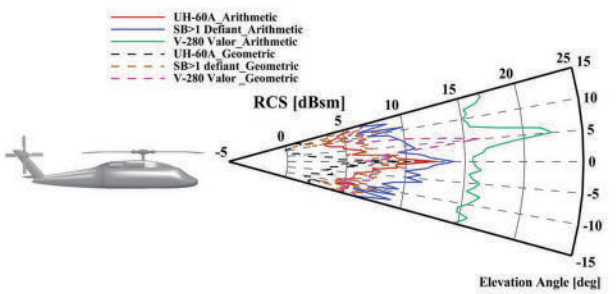

Fig. 15. Mean RCS of front for VV-polarization in elevation angle

존재한다는 의미이다. 0°에서 가장 높은 RCS를 내는데 이는 Wing Leading Edge에 의해서 높은 RCS가 나타나는 것으로 판단된다. SB>1 Defiant는 -9°에서 가장 높은 RCS를 나타내는 것을 확인할 수 있다. 이는 동체 뒤쪽에 달려있는 Pusher Propeller의 영향으로 나타나는 것으로 판단되는데 0°가 아닌 -9°에서 최고점이 측정되는 것은 Pusher Propeller가 동체에 의해 가려지는 부분이 생기고 이로 인해 -9°에서 보았을 때 가장 높은 RCS가 나타나는 것이다.

3.4 전방에서 고도각에 따른 RCS 결과

전방(315° ~ 45°)은 고도각 -15° ~ 15°에 대해서 추가적인 해석을 진행하였다. Figs. 14, 15는 각각 HH, VV 편파에서 전방에서 고도각에 따른 산술, 기하 평균 RCS를 나타낸 것이다. UH-60A는 HH, VV 편파 모두 0°에서 가장 큰 RCS를 나타내었다. Blade가 고도각 0°에서 많은 영향을 끼쳤을 것으로 판단된다. SB>1 Defiant는 HH, VV 편파 모두 0°에서 가장 큰 RCS가 나타난다. 또한 0°를 기준으로 대칭적인 경향성을 보인다. 이는 높은 고도각일 때 Hub & Mast Fairing의 영향으로, 낮은 고도각일 땐 Ventral Fin의 영향으로 인하여 대칭적인 경향성이 나타난다고 판단된다. V-280 Valor는 HH, VV 편파 모두 5°에서 가장 큰 RCS가 측정되었다. 이는 Blade가 위를 향하지 않고 정면을 향하고 있으며, Blade Pitch Angle에 따라서 전방에서 최대 RCS가 나타나는 고도각이 달라질 수 있다는 것을 의미한다. 그리고 다른 고도각에서는 큰 차이를 보이지 않고 평균 약 16 dBsm 정도의 RCS가 측정된다.

이는 다른 수직이착륙기 모델과는 다르게 Wing 형상이 적용되어 있어 방위각 0°에서의 높은 RCS가 전방 평균 RCS에서 큰 영향을 미치는 것으로 판단된다. HH, VV 편파에서 세 형상 모두 산술 평균 RCS와 기하 평균 RCS 값이 차이는 보이지만 비슷한 경향성을 보이는 것을 확인할 수 있다.

3.5 측면(45°~135°, 225° ~ 315°) RCS 특성 분석

HH 편파에서 산술, 기하 평균 RCS를 분석하면, UH-60A는 20.05 dBsm, 13.25 dBsm, 차이는 6.80 dBsm, SB>1 Defiant는 23.80 dBsm, 13.23 dBsm, 차이는 10.57 dBsm, V-280 Valor는 20.42 dBsm, 10.52 dBsm, 차이는 9.90 dBsm이다. VV 편파에서 UH-60A는 20.00 dBsm, 13.13 dBsm, 차이는 6.87 dBsm, SB>1 Defiant는 23.92 dBsm, 13.51 dBsm, 차이는 10.41 dBsm, V-280 Valor는 20.46 dBsm, 10.57 dBsm, 차이는 9.89 dBsm로 세 형상 모두 산술, 기하 평균의 차이가 크게 나타난 것을 확인할 수 있다. 이는 측면에서 RCS Peak를 나타내는 컴포넌트가 존재한다는 것을 뜻한다. HH, VV 편파 모두 UH-60A는 90°, 94°에서 최대 RCS를 나타내었다. 이는 Fuselage와 Rotor Blade의 영향으로 판단된다. SB>1 Defiant는 91°, 93°, 96°에서 높은 RCS를 나타내었다. 이는 Fuselage, Engine Cowling, Vertical Stabilizer, Ventral Fin에 의한 영향

으로 나타난다. V-280 Valor는 91°, 99°에서 최대 RCS가 나타나는데, 이는 Fuselage와 Tail Boom에 의한 영향으로 판단된다. 측면이 다른 방위각에 비해서 더 높은 평균 RCS가 측정됨을 확인할 수 있다.

3.6 후방(135° ~ 225°) RCS 특성 분석

HH 편파에서 UH-60A는 12.01 dBsm, 9.44 dBsm, 차이는 2.57 dBsm, SB>1 Defiant는 22.27 dBsm, 11.25 dBsm, 차이는 11.02 dBsm, V-280 Valor는 4.93 dBsm, 0.71 dBsm, 차이는 4.22 dBsm이다. VV 편파에서 UH-60A는 11.85 dBsm, 9.36 dBsm, 차이는 2.49 dBsm, SB>1 Defiant는 22.88 dBsm, 11.44 dBsm, 차이는 11.44 dBsm, V-280 Valor는 5.41 dBsm, 1.43 dBsm, 차이는 3.98 dBsm로 산술, 기하 평균값 차이가 HH, VV 편파 모두 SB>1 Defiant가 10 dBsm 이상으로 나타났다. SB>1 Defiant는 후방에서 큰 RCS 값을 가지는 컴포넌트가 존재한다. UH-60A는 227°에서 높은 RCS가 측정되고 SB>1 Defiant는 180°에서 가장 높은 RCS가 측정되는데 이는 Pusher Propeller의 영향으로 나타나는 것으로 판단된다. V-280 Valor는 180°에서 높은 RCS가 측정된다. 이는 엔진 출구에서 엔진 내부 장치에 의해 RCS가 반사되어 나올 것을 가정하여 막아둔 평판에 의해 높게 나타나는 것으로 판단된다.

3.7 동축반전형 회전익기 컴포넌트별 RCS 분석

SB>1 Defiant의 최대 RCS의 원인을 분석하기 위해서 컴포넌트별 형상을 나누어서 RCS를 해석하였다. 컴포넌트는 Fuselage, Engine Cowling, Horizontal & Vertical Stabilizer, Hub & Mast Fairing, Ventral Fin 총 5개로 나누었다. Fig. 16은 SB>1 Defiant를 컴포넌트별로 나눈 형상이다.

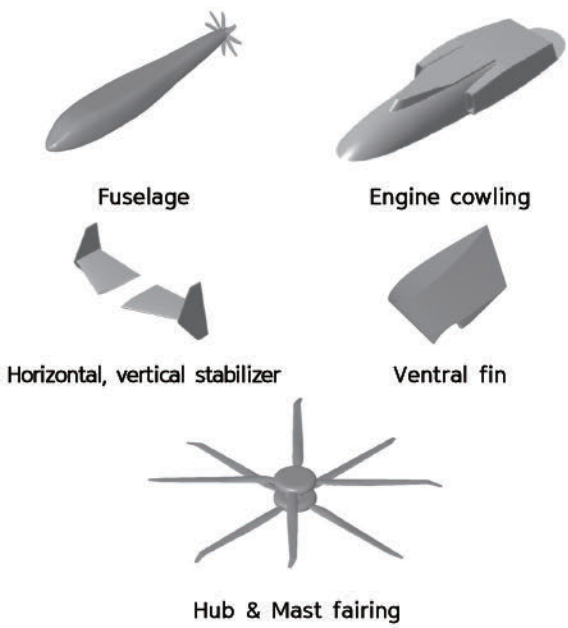

Fig. 16. Geometry for component of SB>1 Defiant

Figure 18은 넌트별 RCS 결과를 나타낸 그래프이다. 0°가 수직이착륙기의 전방, ±90°가 수직이착륙기의 측면, ±180°가 수직이착륙기의 후방이다. 전방(0° ~ 45°)은 -9°에서 동체 뒤에 있는 Pusher Propeller에 의해서, 24°에서 Horizontal Stabilizer의 Leading Edge에 의해 최대 RCS가 발생한다. 측면(45° ~ 135°)에선 90° 부근에서 Vertical Stabilizer, Fuselage, Ventral Fin, Mast Fairing에 의해서 높은 RCS가 측정된다. 후방(135° ~ 180°)에서는 180°에서 Pusher Propeller에 의해서 최대 RCS가 발생한다. 분홍 점선은 Mast Fairing의 영향으로 평균 약 12 dBsm로 평균 RCS에 많은 영향을 끼친다.

전체 RCS는 조금 더 정밀한 결과를 위해서 0.5° 간격으로 해석을 수행하였다. Fig. 19는 모든 컴포넌트를 합친 온전한 SB>1 Defiant의 RCS 그래프이다. Fig. 18에 나타났던 각 컴포넌트에서 높게 측정된 RCS가 전체 RCS 경향성에 지배적인 영향을 끼친 것을 확인할 수 있다. 또한 Nonoherent Sum과 비교하였을 때 경향성이 유사하게 나타나는 것을 확인할 수 있다.

3.8 틸트로터 항공기 컴포넌트별 RCS 분석

V-280 Valor의 최대 RCS의 원인을 분석하기 위해서 컴포넌트별 형상을 나누어서 RCS를 해석하였다. 컴포넌트는 임의로 Fuselage, V-tail Stabilizer, Wing & Engine Cowling 총 3개로 나누었다. Fig. 17은 V-280 Valor를 컴포넌트별로 나눈 형상이다.

V-280 Valor는 틸트로터 항공기이며 Rotor Blade의 회전축을 수직으로 두어 수직이착륙을 하고, 수평 상태에서는 고정익기처럼 고속 비행을 할 수 있다. 두 가지 비행 방식을 비교하기 위해 틸트 각을 0°, 90°로 두고 해석을 진행하였다. Fig. 20은 V-280 Valor의 컴포넌트별 RCS 결과를 나타낸 그래프이다. 0°가 수직이착륙기의 전방, ±90°가 수직이착륙기의 측면, ±180°가 수직이착륙기의 후방이다. 틸트 각 0°일 때, 전방(0° ~ 45°)은

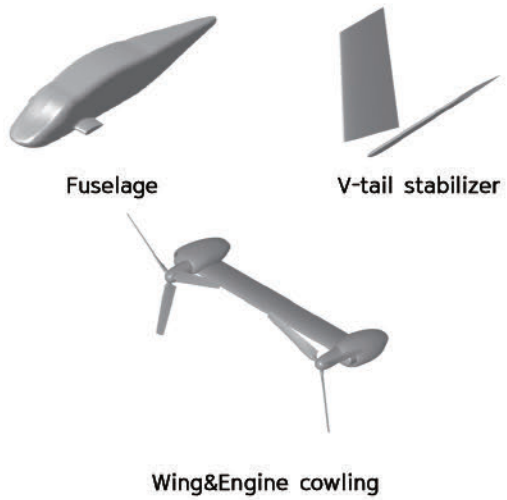

Fig. 17. Geometry for component of V-280 Valor

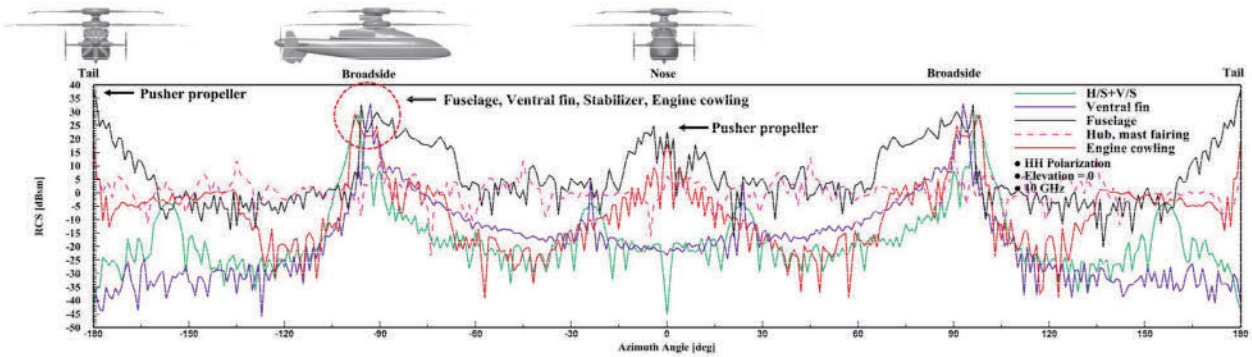

Fig. 18. RCS for component of SB>1 Defiant

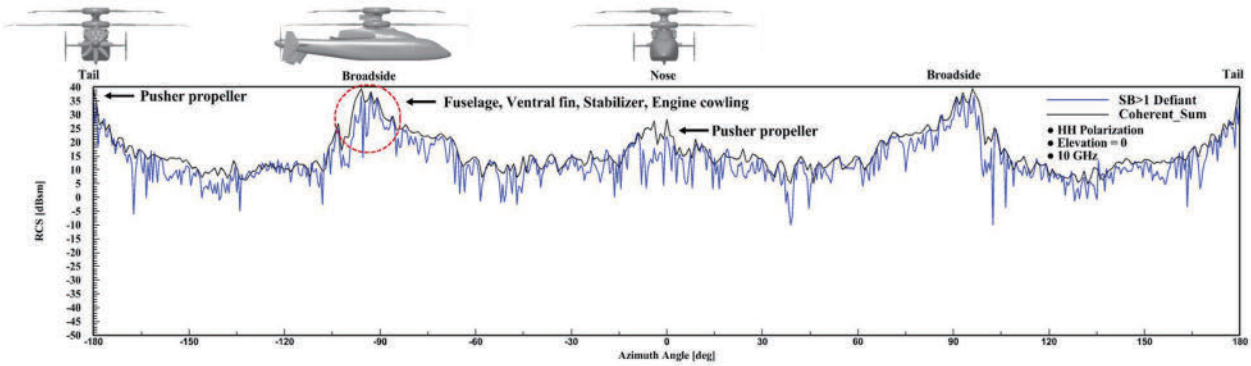

Fig. 19. RCS for component of SB>1 Defiant

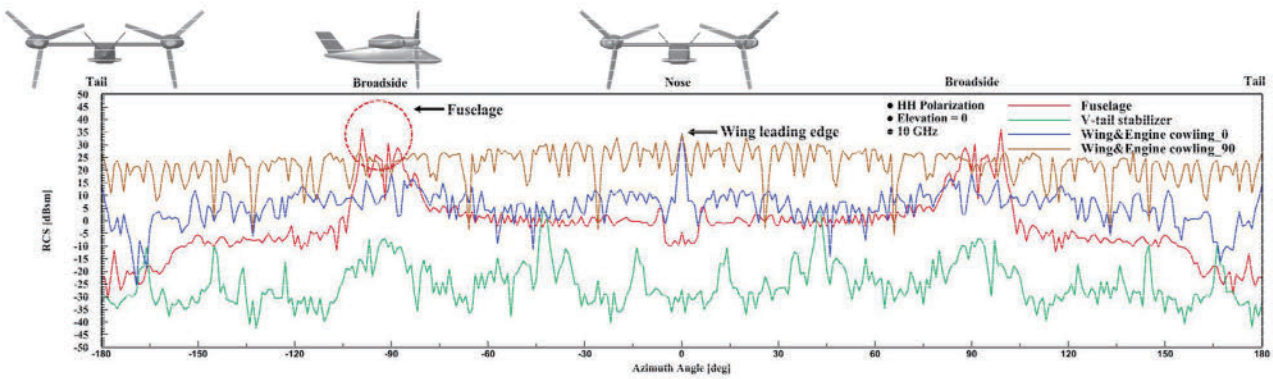

Fig. 20. RCS for component of V-280 Valor

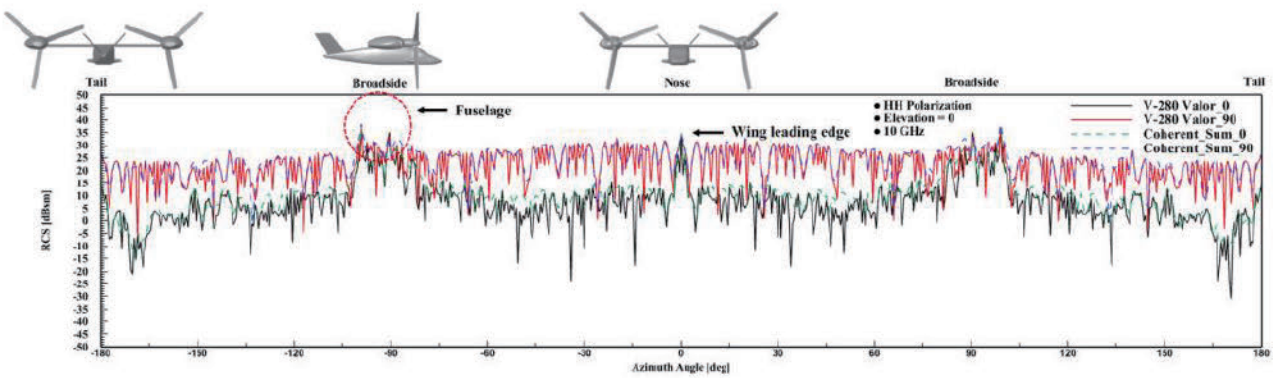

Fig. 21. RCS for V-280 Valor

0°에서 Wing Leading Edge에 의해서 최대 RCS가 발생한다. 측면(45° ~ 135°)에선 90° 부근에서 Fuselage에 의해서 높은 RCS가 측정된다. 특히, 99°에서 높은 RCS가 발생하는데 이는 동체 후방부 Tail Boom을 99°에서 바라보았을 때 수직을 이루고 있기 때문이다. 후방(135° ~ 180°)에서는 180°에서 Exhaust Exit에 의해서 최대 RCS가 발생한다.

전체 RCS는 조금 더 정밀한 결과를 위해서 0.5° 간격으로 해석을 수행하였다. Fig. 21은 모든 컴포넌트를 합친 온전한 V-280 Valor의 RCS 그래프이다. SB>1 Defiant와 마찬가지로 Fig. 20에 나타났던 각 컴포넌트에서 높게 측정된 RCS가 전체 RCS 경향성에 지배적인 영향을 끼친 것을 확인할 수 있고 Coherent Sum의 결과와 유사하게 RCS 값을 가지는 것을 확인할 수 있다. 결론적으로 고주파수 대역에서는 컴포넌트별 높게 나타나는 RCS를 줄이면 전체 RCS를 줄일 수 있다는 것을 확인할 수 있다.

Ⅳ. 결 론

본 연구에서는 현재 가장 많이 사용되고 있는 중형 기동 수직이착륙기인 UH-60A와 차세대 수직이착륙기로 주목받고 있는 동축반전형 회전익기의 대표적인 모델인 SB>1 Defiant, 틸트로터 항공기의 대표적인 모델인 V-280 Valor의 RCS를 분석 및 비교하였다. 또한 차세대 수직이착륙기의 최대 RCS를 파악하기 위해서 SB>1 Defiant, V-280 Valor의 컴포넌트별 RCS를 분석하였다.

전방은 HH, VV 편파 모두에서 V-280 Valor가 가장 높은 RCS를 보였고, 다음으로 SB>1 Defiant, UH-60A 순으로 나타났다. UH-60A와 V-280 Valor는 0°에서 가장 높은 RCS를 보였고 SB>1 Defiant는 -9°에서 가장 큰 RCS값을 보였다. 측면은 HH, VV 편파 모두에서 SB>1 Defiant가 가장 높게 나타났고, 다음으로 V-280 Valor, UH-60A 순이다. 측면은 다른 방위각에 비해 높은 RCS가 측정되었다. 세 형상 모두 측면에서 Fuselage가 높은 RCS에 큰 영향을 끼친 것을 확인하였다. 후방에선 UH-60A는 226°에서 높은 RCS가 측정되었고, SB>1 Defiant, V-280 Valor는 180°에서 가장 높은 RCS가 측정되었다.

최대 RCS를 확인하기 위해서 컴포넌트별 RCS 해석을 진행하였다. SB>1 Defiant의 경우 전방에서는 Engine Intake, Pusher Propeller에 의해, 측면은 Engine Cowling, Fuselage, Vertical Stabilizer, Ventral Fin에 의해, 후방은 Pusher Propeller에 의해 높은 RCS가 측정된 것을 확인하였다. V-280 Valor는 전방에서는 Wing Leading Edge에 의해, 측면은 Fuselage에 의해 높은 RCS가 측정되었다. 높은 RCS를 나타내는 컴포넌트가 전체 RCS에서 지배적인 영향을 끼치는 것을 확인하였다. 컴포넌트별 높은 RCS를 나타내는 원인을 해결하면 전체 RCS를 줄일 수 있다.

본 연구에서는 현재 잘 알려져 있는 UH-60A, SB>1 Defiant, V-280 Valor 수직이착륙기 형상에 대해 RCS 해석을 수행하여 최대 RCS를 파악하였다. 차세대 수직이착륙기로 주목받고 있는 SB>1 Defiant와 V-280 Valor는 현재 가장 많이 사용되고 있는 UH-60A에 비해 높은 RCS 값을 가지는 것을 확인하였다. 특히 측면에서 동체의 영향으로 큰 RCS 값을 나타났다. 그러므로 향후 저피탐 수직이착륙기 동체 형상을 설계할 때 공력뿐만 아니라 RCS를 고려한 통합 해석이 필요할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 2024년도 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술진흥연구소가 지원하는 국방 수직이착륙기 특화연구센터 사업의 일환으로 수행되었습니다(KRIT-CT-23-010).

References

1) KIMA, “U.S. Army's Future Vertical Lift (FVL),” *Korea Institute for Military Affairs News Letter,* No. 1035, 2021.

2) Mark, C. and Lindell, D., “Study on Rotorcraft Safety and Survivability,” *Proceedings of the American Helicopter Society,* Vol. 66, 2010, pp. 1~12.

3) Ball, R. E., *The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.

4) Alves, M. A., Folgueras, L. C., Martin, I. M., Silva, R. E. G. and Abreu, A. J., “The Radar Cross Section of a Military Transport Helicopter in the X-band,” *International Microwave and Optoelectronics Conference (Imoc),* 2017, pp. 1~4.

5) Yuan, J. C., Zhang, X. K. and Wang, S., “The Effect of Helicopter Low Altitude Cruise on the Efficiency of Radar Detection,” *Proceedings of the 2017 2nd International Conference on Mechatronics and Information Technology*, 2017, pp. 26~27.

6) Zhou, Z. and Huang, J., “Influence of Rotor Dynamic Scattering on Helicopter Radar Cross-Section,” *Sensors*, Vol. 20, No. 7, 2020, pp. 2097.

7) Zhou, Z. and Huang, J., “Study of RCS Characteristics of Tilt-Rotor Aircraft Based on Dynamic Calculation Approach,” *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 35, No. 4, 2022, pp. 426~437.

8) Zhou, Z. and Huang, J., "X-band Radar Cross-Section of Tandem Helicopter Based on Dynamic Analysis Approach," *Sensors*, Vol. 21, No. 1, 2021, pp. 271.

9) Zhou, Z. and Huang, J., "Numerical Investigations on Radar Cross-Section of Helicopter Rotor with Varying Blade Pitch," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 123, 2022, 107452.

10) Zhou, Z., Huang, J. and Wang, J., "Electromagnetic Scattering Characteristics of Coaxial H elicopter Based on Dynamic Transformation Method," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 34, No. 2, 2021, pp. 516~528.

11) Song, D. G., Yang, B. J. and Myong, R. S., "Effects of IR Reduction Design on RCS of UCAV," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 4, 2018, pp. 297~305.

12) Yang, B. J., Song, D. G., Kang, S. Y., Jo, J. H., Kim, B. K. and Myong, R. S., "An Optimal Aerodynamic and RCS Design of a Cruise Missile," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 47, No. 7, 2019, pp. 479~488.

13) Park, M. J., Lee, D. H. and Myong, R. S., "Radar Cross Section Prediction of a Flight Vehicle Using the Physical Optics," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, 2007, pp. 321~324.

14) Baek, S. T., Jang, M. U. and Myong, R. S., "RCS Analysis of an Armed Helicopter Configuration Using Physical Optics Method," *Proceeding of The Kore an Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, 2014, pp. 1104~1106.

15) Kwon, H. W., Hong, S. Y., Lee, K. K., Kim, J. C. and Na, I. C., "Analysis of Radar Cross Section for Advanced Naval Vessels," *Journal of the Korean Society of Marine Environment and Safety*, Vol. 20, No. 5, 2014, pp. 593~600.

16) Jang, M. U., Myong, R. S., Jang, I. M. and Jang, D. H., "A Hybrid RCS Analysis Code Based on Physical Optics and Geometrical Optics," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 11, 2014, pp. 958~967.

17) Knott, E. F., Shaeffer, J. F. and Tuley, M. T., *R adar Cross Section 2nd Edition*, SciTech Publishing, 2004, pp. 63~68.

18) Chan, K. K., Wong, S. and Riseborough, E., "Accurate Radar Cross Section Modeling of Jet Inlets & Engines," *NATO Symposium*, Vol. 16, 2004.

19) Touzopoulos, P., Boviatsis, D. and Zikidis, K.C., "Constructing a 3D Model of a Complex Object from 2D Images, for the Purpose of Estimating its Radar Cross Section," *Journal of Computations & Modelling*, Vol. 7, No. 1, 2017, pp. 15~28.

20) Shin, H. K., Lee, S. G., Park, D. M., Shin, J. W., Chung, M. S., Park, S. H. and Park, Y. B., "Analysis of Radar Cross Section of the Integrated Mast Module for Battleship," *The Journal of Korean Institute of Electromagnetic Engineering and Science*, Vol. 28, No. 7, 2017, pp. 584~587.

21) Ahn, B. J., "A Study on the Recent Analysis Method for the RCS Reduction for Naval Ships," *The Journal of Korean Institute of Electromagnetic Engineering and Science*, Vol. 23, No. 3, 2014, pp. 333~338.

22) Pienaar, C., Odendaal, J. W., Smit, J. C. and Cilliers, J. E., "RCS Validation of Asymptotic Techniques Using Measured Data an Electrically Large Complex Model Airframe," *ACES*, Vol. 32, No. 1, 2017, pp. 60~67.

23) Kim, Y. J. and Lim, S. J., "A Complaint about the Operation of an Attack Helicopter," *Korea Institute for Defense Analyses*, No. 1867, 2021, pp. 21~35.

24) Pruyn, R. R. and Windolph, G. W., "Survivability Tradeoff Considerations for Future Military Observation Helicopters," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 24, No. 2, 1979, pp. 4~9.

25) Shon, M. H., Jung, J., Lee. J. and Kwag, H. H., "Stealth Aircraft Technology and Future Air Warfare," *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 22, No. 1, 2019, pp. 81~92.

26) Shin, H. G., Lee, S. G., Park, D. M., Shin, J. W., Chung, M. S., Park, S. H. and Park, Y. B., "Analysis of Radar Cross Section of the Integrated Mast Module for Battleship," *The Journal of Korean Institute of Electromagnetic Engineering and Science*, Vol. 28, No. 7, 2017, pp. 584~587.

27) Myong, R. S. and Cho, T. H., "Development of a Computational Electromagnetics Code for Radar Cross Section Calculations of Flying Vehicles," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 33, No. 4, 2005, pp. 1~6.

28) Kim, M. G. and Park, S. H., "A Study on the Development Plan of Next Generation Rotary-Wing Aircraft Through Analysis of Technology Trends," *The Korean Academia-Industrial Cooperation Society*, Vol. 23, No. 9, 2022, pp. 544~550.

29) Jo, S. J., Park, B. G., Choi, S. M. and Myong, R. S., "RCS of Vehicles Flying in Formation with Changes in Distance and Configuration," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 52,

No. 10, 2024, pp. 825~834.

30) Ryu, S. H., Jo, S. J. and Myong, R. S., "Effects of Cross-sectional Shape on the Low Observability of Double Serpentine Nozzles," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 155-1, 2024, 109593.