

공랭식 안테나의 열적 안정성에 관한 연구

이주현*, 허재훈, 윤세진, 이정민, 윤민한
한화시스템

Study on Thermal Stability of Air-cooled Antenna

Ju-Hyun Lee*, Jae-Hun Heo, Se-Jin Yoon, Jung-Min Lee, Min-Han Yoon
Hanwhasystems, Korea

요약 최근 기술 발전에 따른 소형 고집적 전자 부품의 적용 확대로 전자장비의 열관리 문제가 대두되고 있다. 본 연구에서는 무인기 및 저가형 항공기, 지상 플랫폼에 장착될 수 있는 반도체 송수신 모듈이 배열형으로 배치된 안테나의 공랭식 냉각구조에 대한 열적 안정성을 연구하였다. 공랭식은 액냉식 구조에 비하여 높은 대류 열전달계수를 얻기는 어렵지만, 별도의 냉각장치가 불필요하여 제원 및 비용 측면에서 이점이 많다. 공랭식 안테나의 열적 안정성 분석을 위하여 다양한 냉각공기, 열적 조건에 대한 수치적 분석이 수행되었으며, 실제 안테나 제작 및 시험을 통하여 열적 안정성에 대한 분석 및 고찰을 수행하였다. 그 결과 공랭식 안테나의 충분한 열적 안정성을 확인하였으며, 다분기 유량 분배구조를 제작하는데, 적응제조의 유용성을 확인하였다.

Abstract Recent technological developments have led to the expansion of small, highly integrated electronic components, but thermal management problems in electronic equipment are emerging. This study analyzed the thermal stability of the air-cooled structure of an antenna with an array of semiconductor transmit and receive modules that can be mounted on unmanned aerial vehicles, low-cost aircraft, and ground platforms. Although it is difficult to obtain a high convective heat transfer coefficient in an air cooling system compared to a liquid cooling structure, it has many advantages in terms of specifications and cost because it does not require a separate cooling unit. The thermal stability of air-cooled antennae was analyzed numerically, using various cooling air and thermal conditions, and analysis and thermal stability experiments were conducted through actual antenna production and testing. The air-cooled antenna exhibited sufficient thermal stability, and the utility of additive manufacturing in producing multi-branch flow distribution structures was confirmed.

Keywords : Array Antenna, Air Cooling, Heat Exchange, Heatsink, Manifolds

1. 서론

최근 무기체계의 첨단 디지털화, 소형화 고성능화에 따라 레이더 시스템은 기계식 레이더(MSA: Mechanical Scanned Array, 이하 MSA)에서 능동 배열 위상 레이더(AESA: Active Electronically Scanned Array, 이하 AESA)로 급격히 대체되고 있는 추세이다. AESA는 MSA에 비하여 다수의 표적 및 고속 표적을 동시에 추적할 수

있는 장점이 있어, 이전에는 고성능 전투기용, 장거리용 레이더 등과 같은 High-End급을 중심으로 개발되었으나, 최근에는 무인시스템, 전자 등에 탑재되는 Middle-Low AESA 소요도 급격히 증가하고 있다. 반도체 기술의 발전으로 AESA에 적용되는 고출력 증폭기(High Power Amplifier, 이하 HPA) 및 Power Device 등은 점점 소형 고출력화 되고, SoC(System on Chip)와 같이 기능이 통합된 집적화된 부품 적용이 증가하고 있다. 이로 인

*Corresponding Author : Ju-Hyun Lee(Hanwhasystems, Korea)

email: juhyun.lee@hanwha.com

Received February 20, 2024

Accepted April 5, 2024

Revised March 14, 2024

Published April 30, 2024

해 부품에서 발생하는 열유속은 급격히 증가하였으며, 이를 안정적으로 냉각하기 위한 열관리 기술의 중요성은 MSA 개발 시 보다 커지고 있다. 전자장비에서 열로 발생하는 손상은 전체 손상 요인의 55% 이상[1]인 것으로 알려져 있으며, 부품 집적화, 고성능화로 인한 열적 문제의 발생은 향후 더 증가할 가능성이 높다.

KF-21 AESA나 F-22, F-35 등[2,3] 고성능 AESA는 고열유속의 송수신 부품 및 전력 부품 냉각을 위하여 비열이 크고, 높은 열전달 계수를 얻을 수 있는 액체 냉각 구조를 적용하였다. 액체 냉각 구조는 배열된 다수의 송수신 부품의 온도를 비교적 균일하게 유지하고, 안정적인 냉각을 할 수 있는 이점이 있지만, 별도의 액체 냉각 공급을 위한 냉각 구조가 필요하기 때문에 중량 증가 및 추가적인 냉각 장치를 위한 탑재 공간, 비용이 소요된다. High End급 AESA에 비하여 장거리 탐지, 다수의 표적 추적이 필요하지 않고 적은 수의 송수신 부품이 탑재되는 무인기, 헬기, 전차용 소형 저출력 AESA의 경우 총 발열량 및 열유속이 상대적으로 낮기 때문에 비용이나 제원 측면에서 액체 냉각 방식보다 저렴하고 구조가 단순한 공랭식 냉각 방식 적용을 고려할 필요가 있다. 공랭식의 경우, 수냉식 대비 별도 액체냉각장치가 필요하지 않고 유지보수 측면에서 강점을 갖는다. 하지만 액체보다 낮은 공기의 비열로 인해 낮은 열전달 계수를 갖기 때문에, 냉각 효율이 더 낮다는 단점을 갖는다.

따라서 공랭식의 경우, 액냉식 대비 적은 열유속에서도 급격하게 부품의 온도가 증가할 수 있기 때문에 플랫폼 냉각 공기 공급 조건에 따른 부품에서 발생하는 국부적 열유속의 빠른 확산 및 냉각핀에서 대류 열교환을 극대화하기 위한 냉각핀 최적화가 요구된다. 안테나에서 높은 압력강하 및 많은 유량의 소모는 탑재 플랫폼의 냉각 공기 공급장치 제원에 영향을 줄 수 있기 때문에, 많은 연구자들이 냉각 공기 공급 조건에 따른 냉각핀 최적화에 관한 연구를 수행해왔다. JY.Kim[4]은 공급되는 공기의 레이놀즈 수에 따른 안테나 송수신 모듈의 냉각 성능 변화에 관한 연구를 수행하였으며, JH.Lee[5]는 공랭식 안테나에서 압력과 온도를 목적함수로 두고 냉각핀의 기하학적 형상 최적화에 관한 연구를 수행하여 길이 방향의 송수신모듈 온도 편차를 최소화하기 위한 방안으로 Tapered Fin 형상을 제시하였다.

하지만 이러한 연구들은 수치적 해석 결과만 도출되었을 뿐, 유동 분배에 미치는 매니폴드 영향, 실제 냉각 유로를 지나며 발생하는 안테나 내부 공기 흐름에 따른 실험적 연구는 병행 제시되지 않았다. 공랭식에서 복잡한

공기 유동에 의한 열적 성능을 검증하는 것은 향후 체계 적용의 신뢰성을 보장하기 위하여 반드시 필요한 과정이다. 본 연구는 JH.Lee[5]가 제시한 핀 구조에 대한 열적 시험을 통하여 수치적 결과와 시험 결과를 비교 분석하여 체계 적용 가능성을 검증하고자 하였다.

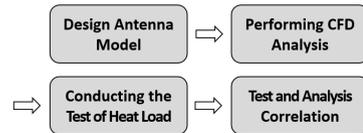


Fig. 1. Flow of the review report

본 연구의 구성 및 연구 진행 절차는 Fig. 1과 같으며 세부 연구 목표는 다음과 같다.

- 1) 냉각 공기 공급 조건에 따른 안테나의 열적 성능을 수치적 분석을 통해 제시한다.
- 2) 공랭식 안테나의 냉각 성능 검증 모델을 제작하고, 이를 시험하고 분석한다.
- 3) 공랭식 안테나의 체계 가능성을 검토하여 제시한다.

2. 본론

2.1 시험대상 및 연구방법

Fig. 2는 본 연구에 사용된 공랭식 안테나의 냉각 성능을 검증하기 위한 시험모델의 형상을 나타낸 것이다. 안테나 매니폴드는 ABS-M30 소재의 3D프린팅 제작되었으며, 내부 덕트 및 하우징은 AL6061 소재로 제작하였다. 시험 간 송수신 모듈 열부하 변동 및 냉각 공기 공급 조건에 대한 온도 성능을 분석하기 위해 송수신 모듈의 열부하는 열량 가변이 가능한 히터를 사용하여 모사하였다. 이러한 시험 모델을 이용한 검증 방법은 전자조립체가 동시 개발될 때 일정을 단축할 수 있고, 실제 전자 구성품을 탑재하여 시험할 때보다 다양한 열전달 경로의 데이터를 수집할 수 있어 유용한 방법이 된다.



Fig. 2. Subject of research (Antenna Array)

장비로 공급되는 냉각 공기는 하나의 공급 포트에 공급되며, 매니폴드에서 다채널로 분기되어 안테나 내부 방열핀이 부착된 덕트에 각각 공급된다. 송수신 모듈에서 발생하는 열은 송수신 모듈 하우징을 거쳐 덕트 내부의 방열핀까지 전도되고, 방열핀에서 냉각 공기와 대류 열교환 된다.

Table 1. Heat Value and cooling air supply conditions

Item		Value
Boundary conditions	Inlet temp.	20 °C
	Inlet flow rate	3.99 lb/min
		4.56 lb/min
		5.13 lb/min
		5.7 lb/min
Outside temp.	20 °C	
Total heat load		0.6 kW ~ 1.2 kW

Table 1은 본 연구에 적용한 발열 조건 및 냉각 공기 공급 조건을 나타낸 것이다. 안테나에서 발생하는 발열량은 운용 파형에 따라 변경되며, 탑재 플랫폼(항공, 지상, 해양 등)에 따라 냉각 공기의 공급 조건도 변경된다. 일반적인 중소형 체계 플랫폼의 공급 가능한 냉각 공기 조건을 가정하였으며 발열 조건 또한 안테나 크기 및 송신 조건을 고려하여 산정하였다. 냉각 공기 공급 온도는 20°C ± 1°C로 하였으며, 공급 유량이 냉각 성능에 미치는 영향을 비교 분석하기 위하여 공급 유량은 4 lb/min ~ 6 lb/min 범위로 정하여 시험하였다. 냉각핀의 기하학적 형상은 앞에서 언급하였듯이 JH.Lee[5]가 제시한 Tapered Fin 구조가 적용되었으며, 매니폴드를 거쳐 안테나 내부 덕트에 분배되는 유량은 각 덕트의 열부하 크기에 비례하여 분배되도록 하고, 각 덕트를 흐르는 유량은 기준치의 ±15% 이내를 만족하도록 유동 경로를 설계하였다.

안테나 제작 이전에 안테나 실제 구조와 시험 모델간의 열적 성능 상사성 및 온도, 압력강하, 유량 분배 등을 포함한 열성능 파라미터에 대하여 수치 해석기법을 이용한 분석을 수행하였으며, 안테나 열부하 및 냉각 공기 공급 조건 변경 등의 다양한 Case에 대한 시험을 수행하였다.

2.2 수치해석 모델

발열 부하 시험과 해석 모델의 비교 분석을 위한 수치

해석에 적용된 지배방정식은 연속방정식, 운동량 보존방정식이 있으며 시간에 따라 시스템의 상태가 변하지 않는 정상상태일 경우, Eq. (1)-(2)로 표현된다.

$$\rho \nabla \cdot \mathbf{u} + \mathbf{u} \cdot \nabla \rho = 0 \quad (1)$$

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u}) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{u} \quad (2)$$

여기서, ρ 는 밀도, \mathbf{u} 는 속도, μ 는 동점성계수, p 는 압력이 된다. 유체와 고체에 대한 에너지 방정식은 Eq. (3) - (4)와 같이 표현된다. 여기서 x, y, z 는 3차원 공간에서 방향을 나타낸다.

$$\nabla \cdot (\rho C_p T) = k \nabla^2 T \quad (3)$$

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} = 0 \quad (4)$$

여기서, C_p, T, k 는 각각 정압 비열, 온도, 열전도도가 된다. h, T_∞, T_f, q, A 를 열전달 계수, 냉각핀의 온도, 유체의 온도, 열전달, 면적이라 하면 핀 표면에서 대류 열교환은 Eq. (5)과 같이 표현된다.

$$q = hA(T_f - T_\infty) \quad (5)$$

압력강하량은 Eq. (6)으로 표현된다. 여기서 ΔP 는 압력강하, λ, l 는 관마찰손실계수, 관의 길이이며, D 는 수력학적 직경을 의미한다.

$$\Delta P \approx \lambda \frac{l}{D} \frac{\rho u^2}{2} \quad (6)$$

수치해석 모델링 및 계산은 열유동 CFD 해석 Tool인 Siemens 사의 FloEFD (ver 2205)을 이용하여 수행하였으며, 해석 모델과 격자 및 경계 조건은 Fig. 2에 나타내었다. 해석영역은 800 mm x 1,000 mm x 450 mm이며 적용 셀의 수는 3,711,866개가 사용되었다. 수치해석 시 $k-\epsilon$ 난류 모델을 적용하였으며 메시의 정확도 확인을 위하여 Fig. 3에 나타낸 바와 같이 nominal 냉각 공기 입구조건에서 메시수에 따른 덕트#8의 출구온도와 압력강하의 수렴성을 확인하였다.

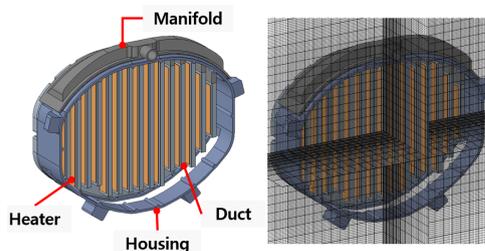


Fig. 2. Analysis Model

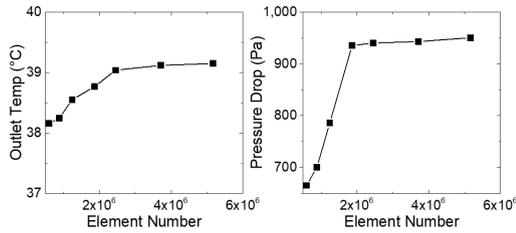


Fig. 3. Result of mesh sensitivity simulation

2.3 시험구성 및 방법

Fig. 4는 본 연구의 발열 부하 시험의 개략도를 나타낸다.

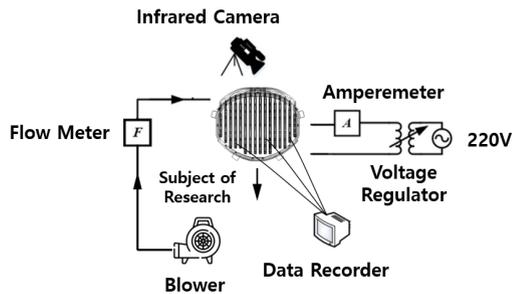


Fig. 4. Schematic of Heat Load Test

플랫폼의 냉각공기를 모사하기 위하여 블로어를 사용하였으며, 블로어에서 외부 덕트를 이용하여 안테나로 냉각공기를 공급하였다. 공급된 냉각공기는 안테나 내부 매니폴드와 안테나 내부 덕트를 거쳐 하부 공기 토출구를 통해 배출된다. 전체 냉각공기 공급 유량은 KIMO사의 KIMO 210 체적 유량계를 이용하여 측정 하였으며, 현대일렉트릭사의 N700E 인버터 주파수를 가변하여 공급되는 유량을 조절하였다. 안테나 내부 덕트 외부에는 송수신 모듈의 발열을 모사할 수 있는 주문형 히터를 덕트 좌, 우에 부착하였으며, 히터 발열은 외부에 설치한 가변 전압 조정기의 전압 조절을 통하여 모사하였다. 히터 외부에는 안테나의 송수신기 부품의 열전달 구조와 동일한 구조의 하우징이 적용되었으며, 발열량은 가변 전압 조정기 전시기에 표시된 전압값과 전류값을 이용하여 산정하였다.

Fig. 6는 본 연구에 사용된 안테나 냉각시험의 실험 구성을 나타낸 것이다. 각 위치별 온도를 측정하기 위하여 총 64개의 열전대를 Fig. 5에 표시된 위치에 부착하였으며, 열전대 사이 간격은 동일 간격이 유지되도록 부착하였다. 열전대 번호는 16개 덕트에 대하여 좌측에서 우측으로 방향으로 순차적으로 1에서 64까지 부여하였

으며, 16개의 덕트 번호는 좌측부터 #1에서 #16까지 부여하였다. 각 열전대의 온도 값은 코스텍사의 GL840 장비를 이용하여 수집하였으며, 시험간 위치별 온도 값 측정과 병행하여 공기 흐름 방향 및 덕트 위치별 온도 분포 경향을 가시화 분석하기 위하여 FLUKE사의 TI45FT-20 열화상 카메라를 이용하여 촬영하였다.

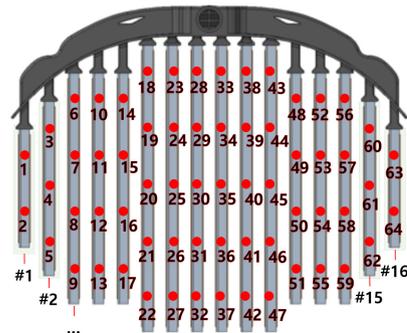


Fig. 5. Point of Duct Wall Temperature Measurement

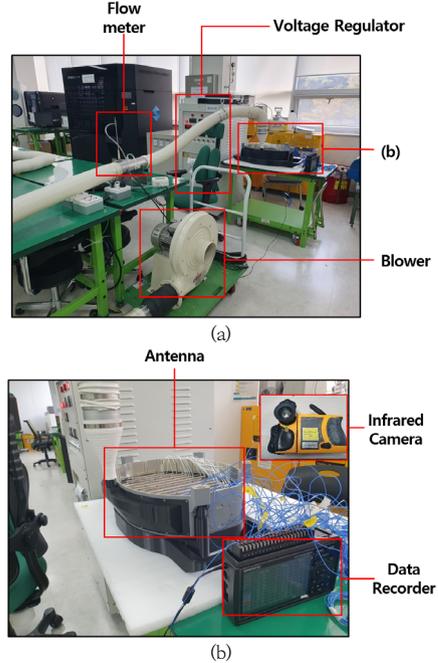


Fig. 6. Configuration of Test Equipment
(a) Total Configuration (b) Expanding on Specific Aspects

압력강하는 MIL-STD-2218[6]을 참조하여 Fig. 7에 제시된 방법을 이용하여 측정하였다. 측정 지점 전단은 덕트 직경 4배 이상, 측정지점 후단은 직경의 8배 이상의 길이를 충분히 확보하여 덕트내 유동 분포가 균일하게

유지된 상태에서 측정하였다. 측정은 KIMO사의 Afnor NF type 피토관을 이용하였으며, 동일 유량 조건에서 안테나가 포함되었을 때의 압력값(P_1)을 측정하고, 안테나가 포함되지 않았을 때 압력값(P_2)를 측정하여 P_1 과 P_2 의 차이값을 안테나의 압력 강하량(ΔP)으로 정의하였다. 압력 강하량 측정 계측 오차 영향을 최소화하기 위해, P_1 과 P_2 를 각 5 회 측정된 값의 평균값을 시험 결과값으로 사용하였다.

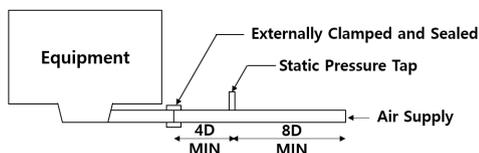


Fig. 7. Test configuration of pressure drop

2.4 해석 및 시험 결과

Table 1의 조건으로 발열량 및 공급 냉각유량 변경에 따른 수치해석 및 시험을 수행하였으며, 그 중 정적 운용 조건인 발열량 683.5W에서의 압력 및 온도 데이터를 분석한 결과를 세부적으로 제시하였다.

냉각 공기 공급온도와 관의 기하학적 형상이 공급유량에 따라 변하지 않기 때문에 압력 강하량은 Eq. (6)에서 속도에 제곱에 비례하게 되며, 유량 증가에 따라 지수적으로 증가하게 된다. Fig. 8은 공급 유량 변동에 따른 압력 강하량의 해석과 시험 결과를 나타낸 그래프이다. 해석과 시험값의 차이는 평균 5.6%이었으며, 유량증가에 따라 압력 강하량 차이가 증가하였고, 전 구간에서 시험값이 해석값보다 낮은 경향을 보였다. 해석과 시험값의

최대 차이는 유량 5.7lb/min에서 6.3%의 차이가 발생하였다. 실험값과 해석값의 차이는 해석에는 반영되지 않는 시험장치의 덕트 이음새, 안테나 내부 조립구조에서의 미세 누설, 해석 모델 단순화, 측정기의 오차 등에 의한 것으로 예상된다.

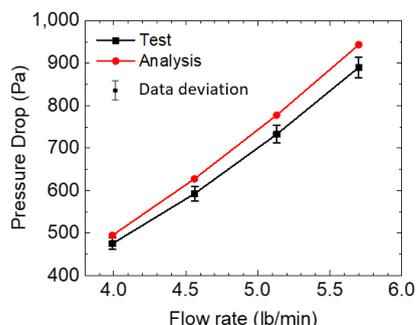


Fig. 8. Pressure drop comparison with analysis and test

Fig. 9와 Fig. 10은 안테나 온도 분포에 대한 해석 결과와 시험 결과를 비교한 것이다. Fig. 9에서 공급 유량이 감소함에 따라 덕트 내부의 열전달 계수는 감소하게 되어 안테나 덕트 벽 온도는 점점 증가하였다. Fig. 9(a)에서 안테나 중심 축을 기준으로 좌우에 배치된 #1~#8, #9~#16 덕트의 온도는 대칭인 경향을 보이지만, #3~#5, #6~#8, #9~#11, #12~#14의 덕트는 동일한 덕트임에도 불구하고, 온도 차이가 발생하였다. 이는 Fig. 11에 덕트별 유량 분배의 분포값에 나타난 것과 같이 안테나 상부에서 유량을 분배해주는 매니폴드에서 균등하게 유량 분배를 정확하게 해주지 못하기 때문에 각 채널로 유입되는 유량의 차이가 발생했기 때문이다. 공

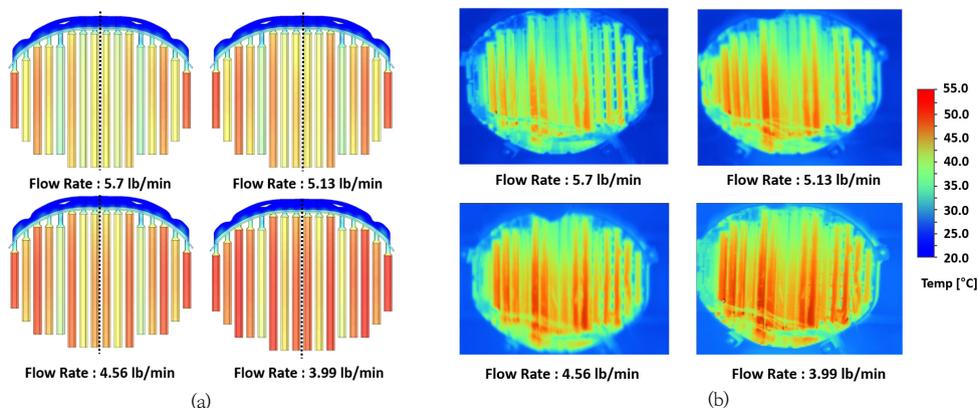


Fig. 9. Temperature contour with flow rate ((a) Analysis (b) Test)

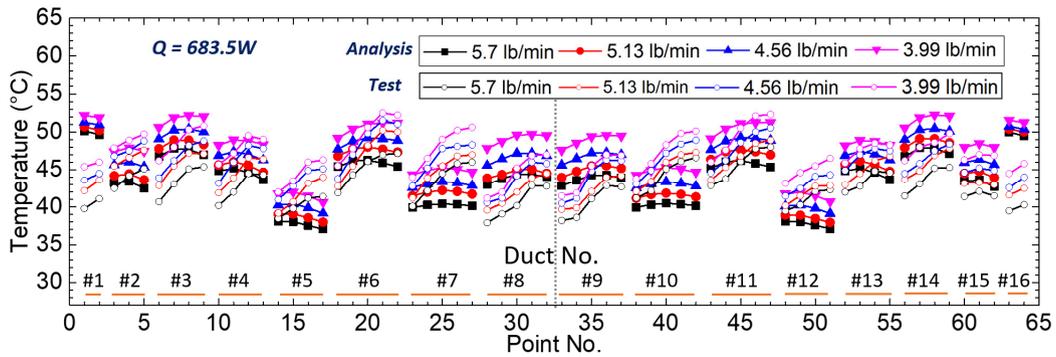


Fig. 10. Point of duct wall Temperature with flow rate (analysis and test comparison)

기의 경우 액체보다 점도, 밀도 등 여러 가지 물리적 특성에 의하여 상대적으로 균등한 유량 분배를 하기 어렵다. 이에 본 연구에서는 안테나의 동작 온도에 영향을 미치지 않는 범위 내에서 덕트의 길이 비에 따라 유량을 분배하고, 동일한 길이를 가지는 덕트 간의 유량 편차는 0.10 lb/min를 넘지 않는 범위 내에서 매니폴드를 설계를 수행하였다. 그 결과 #3~#5, #12~#14 덕트의 경우 0.10lb/min, #6~#11 덕트의 경우에는 0.05lb/min의 유량 편차가 발생할 것으로 예상하였다.

Table 2. Analysis and test comparative data of 64 measured temperature points according to flow rate

Flow rate (lb/min)	Average temp. 64 points		
	Test(°C)	Analysis(°C)	Difference(%)
5.7	42.8	43.7	2.03
5.13	44.4	44.8	0.98
4.56	45.8	46.2	0.97
3.99	47.6	48.0	0.84

Table 2 는 공급 유량에 대한 64개 온도 측정 포인트의 해석과 실험의 평균 온도값을 정리한 것이다. 해석과 실험값의 오차는 2.03°C 미만(평균 오차 1.21%, 외기온도 20°C 기준)으로 해석과 시험의 온도 평균값의 차이는 크지 않았다. 하지만, Fig. 10의 64개 데이터 포인트를 세부적으로 분석하면, 각 덕트의 온도 해석 값은 시험 온도 값에 비하여 입구와 토출부의 온도 편차가 상대적으로 작은 경향을 보인다. 이러한 경향은 Fig. 9(a)-(b)에서 시각적으로 확인할 수 있다.

또 하나의 특징은 안테나 중심을 기준으로 #1~#8, #9~#16의 해석 온도값과 시험 온도값이 대칭적인 경향을 보였으나, 해석값과 시험값 간의 패턴은 일치하지 않

는다는 점이다. 특히, #1(#16), #3(#14), #8(#9)는 해석 값보다 시험 온도값이 낮은 경향을 보였다.

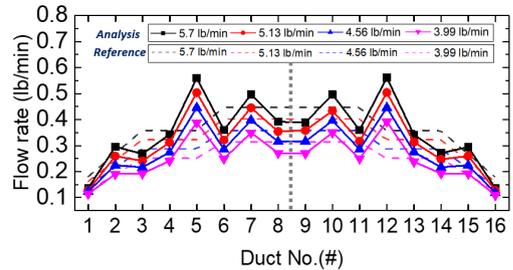


Fig. 11. Mass Flow Rate Distribution(Analysis)

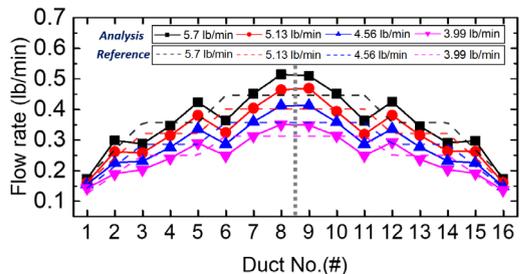


Fig. 12. Mass Flow Rate Distribution(Test)

이에 대한 원인분석을 위하여 각 덕트의 유량을 측정 한 결과를 Fig. 12에 나타내었다. Fig. 11-12를 비교하면, 측정값은 안테나 중앙부(#8-#9)와 끝부분(#1, #16)의 유량이 증가하였고, #5, #12의 유량은 감소하였다. 이로 인해 해석 값보다 상대적으로 각 덕트의 유량 분배 패턴은 개선되는 효과를 보였다. 안테나 중앙부와 끝부분의 유량 증가, 전반적인 유량패턴 변화로 #1(#16), #3(#14), #8(#9)에서 해석값보다 실험값의 온도가 낮아지는 현상이 발생하였다. 실제 유량 패턴의 차이가 발생

한 이유로 3D프린터로 제작된 매니폴드의 복잡한 구조와 제작 오차에 기인한 것으로 분석된다. 해석은 정확한 치수와 스무디한 표면 조건으로 수행되었지만, 제작된 매니폴드는 폭이 500mm의 대형 사이즈로 용융적층 모델링(Fused Deposition Modeling, 이하 FDM) 방식을 적용하였다. 내부 유로의 표면 조도는 적층 각도에 상이하며, 약 15~30 μm [7]수준으로 기계가공보다 5~10배 이상 높고, 1개의 입력 포트에서 16개의 출구 포트로 분기되는 복잡한 내부의 다분기 구조에서의 비드, 모서리 형상, 성형 오차 등이 존재했으며, 매니폴드의 비드, 모서리 형상을 일부를 연마하면 유량 분배 패턴이 변경되는 것이 확인되었다. 매니폴드 제작 오차는 안테나의 각 덕트로 냉각공기가 분기될 때의 유량 발달 및 분배 구조에 영향을 주고, 덕트 내부의 멀티 냉각핀으로 분할 유입되는 유량의 분배에 불균형 및 유동패턴에도 영향을 주어 덕트의 입구에서 출구사이의 온도 구배 증가에도 영향을 준 것으로 예상된다.

비록 해석과 시험간의 유량분포 및 온도값의 차이가 다소 발생하였으나, 3D프린터를 사용하여 복잡한 멀티 채널 매니폴드를 단기간내 제작할 수 있는 것은 적층제조 의 큰 이점으로 생각된다. 현재 매니폴드 제작 최적화 및 해석 correlation에 관한 연구는 지속 수행하고 있으며, 공랭식 안테나 모델 제작 시험을 통해 냉각 공기를 이용한 안테나의 충분한 열적 안정성을 확보할 수 있음을 확인하였다.

3. 결론

본 연구에서는 공랭식 안테나의 열적 안정성 검증을 위한 해석 및 방열 시험에 관한 연구가 수행되었다. 세부 결과를 요약하자면 다음과 같다.

- 1) 냉각공기 공급 조건에 따른 냉각 성능을 수치적으로 분석하였으며, 해당 모델의 제작/시험을 통한 데이터와 비교 분석 및 결과 고찰을 수행하였다.
- 2) 공랭식 안테나의 해석과 시험 결과 압력강하량의 경우, 5.6%의 오차 및 온도분포의 경우 평균 0.9°C의 차이를 확인하였으며 해당 차이에 대한 원인 및 관계에 대한 분석을 수행하였다.
- 3) High-End급 AESA에 비하여 상대적으로 낮은 열 유속인 Low-End급 AESA에서는 공랭 방식의 냉각구조로 충분한 열적 안정성을 확보할 수 있음을

확인하였다.

본 논문의 기대효과로 공랭 방식의 냉각구조에 대한 열적 안정성 검증을 통해, 향후 중소형 안테나 플랫폼에 공랭방식의 AESA를 탑재하여 열적 안정성을 확보할 수 있음을 확인하였다. 다분기 구조의 최적 유량 배분에 개선 가능성을 나타내었으며, 향후 위상 최적화 기법 등의 학습을 활용한 최적 설계 연구를 통해 본 논문의 신뢰성을 높일 수 있을 것이다.

References

- [1] Ziqiang He, Yunfei Yan, Zhien Zhang, "Thermal management and temperature uniformity enhancement of electronic devices by micro heat sinks: A review" *Energy*, Vol.216, 119223, Feb. 2021. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.119223>
- [2] Sprouse, J., "F-22 Environmental Control/Thermal Management Fluid Transport Optimization," SAE Technical Paper 2000-01-2266, 2000. DOI: <https://doi.org/10.4271/2000-01-2266>
- [3] Ganey, E and Koerner, M., "Power and Thermal Management for Future Aircraft," SAE Technical Paper 2013-01-2273, 2013. DOI: <https://doi.org/10.4271/2013-01-2273>
- [4] J. Y. Kim, G. M. Park, H. G. Kwon, D. J. Shin, "Numerical analysis of air cooling for transmit/receive modules of active electronically scanned array radar" *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineer-B*,46(11),593-601,10.3795/KSME-B.2022.46.11.593 DOI: <https://doi.org/10.3795/KSME-B.2022.46.11.593>
- [5] J. H. Lee, S. J. Yoon, J. M. Lee, J. H. Heo "A Study on the Optimization of Air-Cooled Flow Channels Shape for Cooling of Antenna Array-Type High-Power Module. *Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society*, 24(8), 598-606 DOI: <https://doi.org/10.5762/KAIS.2023.24.8.598>
- [6] MIL-STD-2218, MILITARY STANDARD: THERMAL DESIGN, ANALYSIS, AND TEST PROCEDURES FOR AIRBORNE ELECTRONIC EQUIPMENT (20 MAY 1992) [SUPERSEDING MIL-T-23103]
- [7] Asadollahi-Yazdi, E., Gardan, J. & Lafon, P. "Generic roughness meta-model in 3D printing by Fused Deposition Modeling." *Progress in Additive Manufacturing* 7 (2021): 399 - 410. DOI: <https://doi.org/10.1007/s40964-021-00237-8>

이 주 현(Ju-Hyun Lee)

[정회원]



- 2016년 2월 : 한양대학교 기계공학부 (기계공학사)
- 2015년 12월 ~ 현재 : 한화시스템 기계설계팀 선임연구원

<관심분야>
기계/재료, 국방과학

이 정 민(Jung-Min Lee)

[정회원]



- 2014년 2월 : 전북대학교 기계시스템공학부 (기계공학사)
- 2016년 2월 : 성균관대학교 기계공학과 (공학석사)
- 2016년 1월 ~ 7월 : SK하이닉스 장비기술팀 선임연구원
- 2016년 7월 ~ 현재 : 한화시스템 기계설계팀 전문연구원

<관심분야>
기계/재료, 국방과학

허 재 훈(Jae-Hun Heo)

[정회원]



- 2003년 2월 : 아주대학교 기계공학과 (기계공학사/전자공학사)
- 2022년 2월 : 성균관대학교 기계공학과 (기계공학석사)
- 2002년 11월 ~ 현재 : 한화시스템 기계설계팀 수석연구원

<관심분야>
기계/재료, 국방과학

윤 민 한(Min-Han Yoon)

[정회원]



- 2014년 2월 : 한서대학교 항공기계공학과 (공학사)
- 2014년 2월 ~ 2021년 2월 : (주)에이엠시스템 구조설계팀 과장
- 2021년 3월 ~ 현재 : 한화시스템 기계설계팀 선임연구원

<관심분야>
기계/재료, 국방과학

윤 세 진(Se-Jin Yoon)

[정회원]



- 2016년 2월 : 고려대학교 기계공학과 (기계공학사)
- 2015년 12월 ~ 현재 : 한화시스템 기계설계팀 전문연구원

<관심분야>
기계/재료, 국방과학