Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers
Vol. 23, No. 6, pp. 11-20, 2019

Research Paper DOI: https://doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.6.011

비행 시나리오에 따른 FSS 레이돔의 전파 투과 특성 변화 분석

김선휘[a] · 배형모[a] · 김지혁[a] · 이남규[a] · 남주영[a] · 박세진[a] · 조형희[a,*]

Analysis on Change in Electrical Transmission Characteristic about FSS Radome on Flight Scenario

Sunhwi Kim[a] · Hyung Mo Bae[a] · Jihyuk Kim[a] · Namkyu Lee[a] · Juyeong Nam[a] · Sehjin Park[a] · Hyung Hee Cho[a,*]

[a] *Department of Mechanical Engineering, Yonsei University, Korea*

[*] *Corresponding author. E-mail: hhcho@yonsei.ac.kr*

ABSTRACT

A Radome protects the radar from the external environment, and as a part of the stealth technology, a frequency-selective surface (FSS) was applied to the radome. Our study investigates the changes in the electrical transmission characteristics of the missile's FSS radome due to aerodynamic heating in various flight scenarios. Accordingly, we designed a FSS radome with a Jerusalem-cross(JSC) geometry and referred the missile flight scenario in the precedent research. Subsequently, electrical transmission characteristics affected by aerodynamic heating were numerically analyzed over time according to the position of radome. As a result, we found that the average transmission value maximally varies －14.3 dB compared to the initial bandwidth owing to changes in electrical transmission characteristics in flight scenarios.

초 록

레이돔은 레이더를 외부 환경으로부터 보호하는 역할을 하며, 스텔스 기술의 일환으로 주파수 선택 표면이 레이돔에 적용되고 있다. 본 연구에서는 Jerusalem-cross(JSC) 형상이 적용된 주파수 선택 표면 레이돔에 대해 비행 시나리오 상 공력가열로 인해 미사일의 FSS 레이돔의 전파 투과 특성의 변화를 다루었다. 이 내용을 바탕으로 공력가열에 따른 전파 투과 특성을 레이돔의 위치에 따라, 시간에 따라 수치 해석적으로 분석하였다. 수치 해석적 연구로 상용 프로그램 ANSYS Fluent 15.0과 COMSOL Multiphysics 5.2를 사용하였다. 비행 시나리오 상 전파 투과 특성의 변화로 초기 대역폭에 대한 평균 투과율 수치가 최대 －14.3 dB까지 변화하는 것을 확인할 수 있었다.

Key Words: Aerodynamic Heating(공력가열), FSS(주파수 선택 표면), Radome(레이돔), Electrical Transmission Characteristic(전파 투과 특성), Supersonic(초음속)

Nomenclature

C_p : constant pressure specific heat
f : frequency
f_{low} : lower frequency in bandwidth
f_{up} : upper frequency in bandwidth

Received 23 May 2019 / Revised 26 August 2019 / Accepted 3 September 2019
Copyright Ⓒ The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

k : thermal conductivity
L_{ogive} : length of radome along axis direction
M : mach number
R_{ogive} : radius of radome base
r : recovery factor
T : static temperature
T_{rec} : recovery temperature
u : velocity of x-direction
v : velocity of y-direction
x : position of x-direction
x_{ogive} : position of x-direction in radome
y : position of y-direction
y_{ogive} : position of y-direction in radome
γ : specific heat ratio
μ : viscosity
ρ : density
ρ_{ogive} : radius of arc in radome cross section
τ : transmission
$\bar{\tau}$: average transmission
Φ : viscous dissipation function.

1. 서 론

레이돔은 레이더와 돔의 합성어로 조류, 우박, 바람과 같은 외부 환경으로부터 레이더를 보호하는 역할을 한다[1]. 레이돔은 레이더를 보호하는 기계적 특성을 지니는 동시에 레이더의 전자기파 송수신이 용이하도록 전기적 특성을 지녀야 한다. 레이돔은 비행기, 미사일, 선박, 건물 등 다양한 부분에 사용되며, 운용 목적에 따라 레이돔의 구성 및 설계가 달라진다[1]. 앞서 언급한 기계적 특성과 전기적 특성이 레이돔을 설계하는 데 고려해야 하는 주요 요소이다. 이 두 가지 요소는 서로 Trade-off 관계에 있다[2].

특히 미사일, 비행기와 같은 비행체의 경우 군사용 목적으로 사용되며 스텔스 기술이 적용된다. 이러한 목적으로 비행체의 레이돔에 RCS (Radar Cross Section) 저감이 이루어지도록 설계를 하고 있으며 외부로부터 입사하는 전자기파를 다른 방향으로 반사가 이루어지도록 한다[3]. 레이돔의 경우, 레이더의 전자기파 송신 및 수신 목적상 레이더 운용 주파수 대역의 전자기파는 레이돔의 투과 성능이 높게 유지되어야 한다. 특정 주파수 대역의 전자기파를 투과시키기 위한 기술로 메타 물질 등의 적용이 가능하다. 그 중 레이돔의 역할을 고려했을 때, 표면에 적용가능한 FSS (Frequency Selective Surface) 기술이 레이돔 설계에 사용되고 있다[4].

미사일의 경우, 고속으로 비행하며 실제로 초음속 또는 극초음속으로 운용된다. 미사일이 고속으로 비행할 때, 레이돔 외벽과 유동 사이에서는 점성 소산 현상이 발생한다. 이로 인해 공력가열이 발생하며, Eq. 1에 표현된 바와 같이 공력가열에 의한 레이돔 벽면부의 온도 상승은 속도의 제곱에 비례한다[5].

$$T_{rec} = T[1+r\frac{\gamma-1}{2}M^2] \quad (1)$$

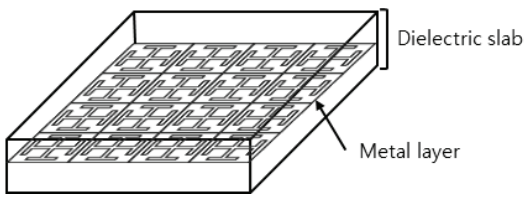

Fig. 1 Structure of FSS[6].

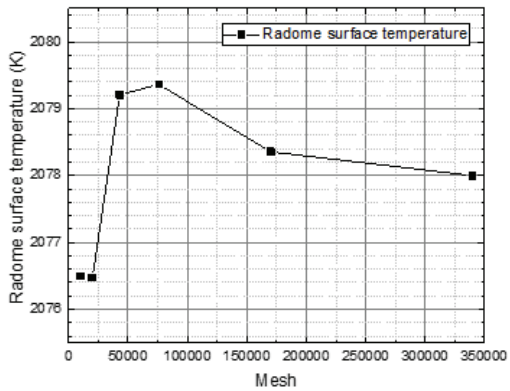

Fig. 2 Mesh test of numerical analysis of radome about aerodynamic heating.

미사일 레이돔의 소재로는 내열성 소재인 세라믹을 이용하며, 일반적으로 유전체의 특성을 지닌다. Fig. 1에서 보이는 바와 같이 FSS는 유전체 슬래브사이에 금속층이 위치한 상태로 구성되어 있다[6]. 공력 가열에 의해 레이돔 소재 특성이 변화하며, 실제로 1000°C 이상의 고온 조건에서 레이돔 소재는 Micro scale의 분자 단위에서 변형이 일어난다[6].

이러한 소재의 물성 변화는 레이돔 성능에 영향을 미치게 된다. 레이더 보호(기계적 특성)와 전파 투과 특성 유지(전기적 특성)라는 주된 성능에도 변화가 발생하게 된다[7].

레이돔의 특성 변화에 관한 연구는 지금까지 주로 기계적 관점에서만 진행되어왔으며, 주로 구조적 안정성에 관한 연구가 진행되었다[7]. 특히, 공력가열이 발생하는 조건에서 레이돔의 전자기 특성을 고려한 연구는 진행되지 않았다[3]. 본 연구에서는 공력가열에 따른 FSS 레이돔의 전파 투과 특성의 변화에 대한 분석을 수치해석적 접근 방법을 이용해 진행하고자 한다.

2. 수치 해석 방법 및 형상 설계

2.1 수치 해석 방법

공력가열에 따른 FSS 레이돔의 전파 투과 특성을 도출하기 위해 수치 해석적 방법을 이용했으며, 상용프로그램 ANSYS Fluent 15.0와 COMSOL Multiphysics 5.2를 사용하였다. R. Savelsberg[8]의 논문을 통해 알려져 있는 Dong-Feng 21 (DF-21) 비행 시나리오를 미사일 비행 조건으로 참고하였다.

비행 시나리오 상 시간에 따라 비행 조건이 변화하는 점을 고려하기 위해 Transient method를 적용했다. Full transient method를 적용하는 경우 수치 해석 비용이 크게 발생하므로, 이러한 문제를 해결하기 위해 Quasi-transient method를 사용하였다[9]. 도출한 레이돔의 온도를 반영하여 FSS 레이돔의 전파 투과 특성을 도출하였다[10].

ANSYS Fluent 15.0을 이용해 열유동 수치해석을 진행했다. 난류 모델은 $SST-k.\omega$. 모델

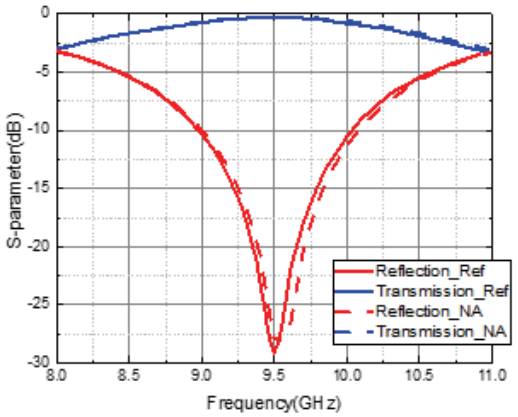

Fig. 3 Validation for electrical transmission of JSC in [3].

(Menter's Shear Stress Transport k-omega turbulence model)을 사용했으며, 격자는 Fig. 2에서 보는 바와 같이 170000 개 수준에서 수렴하는 경향을 보인다. Fig. 2에서의 격자 테스트는 공력 가열에 가장 큰 영향을 받는 레이돔의 노즈 팁 영역의 온도를 기준으로 수행하였다. COMSOL Multiphysics 5.2를 이용해 전파 투과 특성 수치해석을 진행하였다. Electromagnetic Module을 사용하였으며, 격자의 최대 크기는 1 mm 수준으로 형성하였다. Chandrika Sudhendra 등[3]이 제시한 Jerusalem cross (JSC) 패턴에 대한 투과율 데이터를 이용해 해석 모델의 검증을 진행하였다. Fig. 3의 'Reflection_Ref'와 'Transmission_Ref'은 Chandrika Sudhendra 등[3]의 데이터를 이용하였으며 참고한 선행 연구 결과와 본 연구에서의 수치해석 결과가 5% 이내에서 차이를 보이는 것을 확인할 수 있다.

2.2 경계 조건

R. Savelsberg[8]의 논문에 제시되어 있는 미사일(DF-21)의 궤적을 토대로 경계 조건을 설정하였다. 공력가열이 가장 크게 발생하는 영역에 대해 수치해석을 수행하기 위해 Boost phase 구간(0초~74초)을 비행 시나리오 조건으로 설정하였다. Fig. 4에서 보이는 바와 같이 미사일 발사 후 74 초 동안 Ma 5.5까지 가속한다.

공력 가열 수치 해석을 수행하기 위해 Fig. 5에 제시한 바와 같이 도메인의 경계 조건을 사용

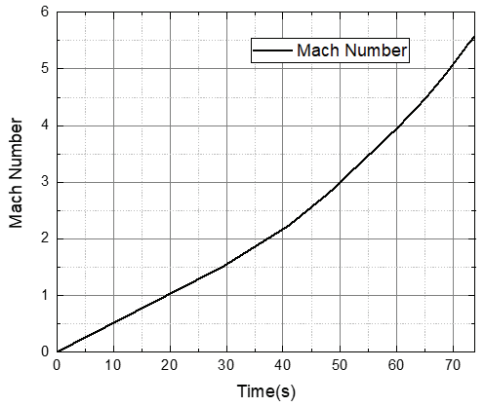

Fig. 4 Flight scenario of DF-21 for boost phase.

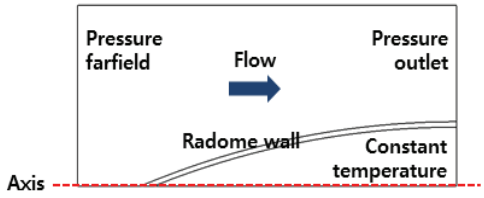

Fig. 5 Flow field domain and boundary condition.

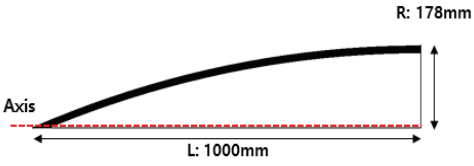

Fig. 6 Cross section of radome.

하였다. 레이돔 형상에 대해 2D Axis-symmetric 조건을 적용하였으며, 레이돔 외부 유동에 대해서 Pressure far field 조건으로 경계 조건을 설정하였다. Axis-symmetric 조건을적용하였으며, 레이돔 외부 유동에 대해서 Pressure far field 조건으로 Axis-symmetric 조 건을 적용하였으며, 레이돔 외부 유동에 대해서 Pressure far field 조건으로 경계 조건을 설정하였다. 레이돔의 외부 벽면에서 발생한 Heat dissipation이 레이돔 벽면부로 전도가 발생하는 경계 조건을 설정하였다. 레이돔의 Base 부분은 레이더 운용 온도에 맞게 일정하게 유지되므로, 300K으로 등온 조건을 설정하였다.

2.3 레이돔 형상 설계

미사일 레이돔의 형상은 Tangent ogive를 적용하였으며, 기존 연구[7]에서 적용된 바 있다. 미사일의 실제 형상을 모사하기 위해 레이돔의 축방향 길이를 1000 mm, 레이돔 베이스의 반지름 길이를 178 mm로 설정하였다[13]. Eqs. 2, 3에 표현된 바와 같이 레이돔의 축 방향 길이와 레이돔 Base의 반지름 길이에 의해 레이돔의 형상이 결정된다[11]. 이 수치 정보를 적용해 레이돔의 단면을 설계하면 Fig. 6과 같다.

$$y_{ogive} = \sqrt{\rho_{ogive}^2 - (L_{ogive} - x_{ogive})^2} + R_{ogvie} - \rho_{ogive} \quad (2)$$

$$\rho_{ogive} = \frac{R_{ogive}^2 + L_{ogive}^2}{2R_{ogive}} \quad (3)$$

레이돔의 축 방향 위치에 따른 전자기 성능을 고려하기 위해, 노즈 팁부터 베이스 위치까지 소재 구성을 동일하게 설정하였다.

2.4 FSS 구조 설계

미사일 내부 레이더의 경우, 군사용 목적으로 사용되며 주파수 운용 대역은 8.5 GHz~12.5 GHz로 X-band 대역이 사용된다. X-band 대역에서 투과 성능을 높이기 위해 공진 주파수를 10 GHz로 가정하였다.

레이돔의 구성 소재의 경우, 공력가열 발생에 대해 내열성을 지니고 있는 소재인 Beryllium oxide (BeO)를 적용했으며, 상온에서 유전율은 6.5이다[10]. FSS를 구성하고 있는 금속층의 소재는 구리를 사용하였다. 또한, 레이돔은 전파 투과 특성을 향상시키기 위해 특정 주파수 대역에 대해 이상적인 Band-pass filter의 특성을 띄도록 설계되어야 한다. 이러한 관점에서 FSS의 Roll-off 특성은 중요한 고려 요소이며, 금속층의 수가 증가할수록 Roll-off 특성이 우수해진다는 사실이 알려져 있다[4]. 본 연구에서는 Fig. 7에서 보이는 바와 같이 금속층을 이중으로 구성해 FSS 구조를 구성하였다.

FSS의 기하학적 패턴은 Fig. 8에서 보이는 바

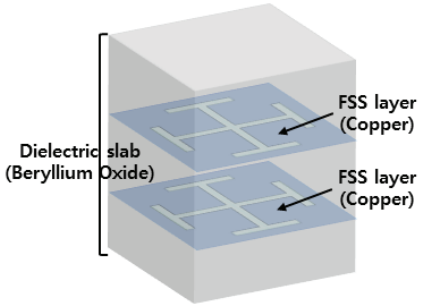

Fig. 7 FSS structure unit element

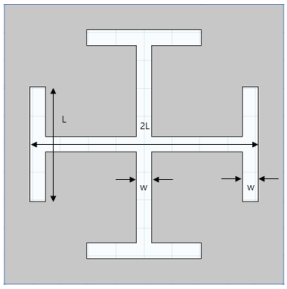

Fig. 8 JSC pattern in FSS.

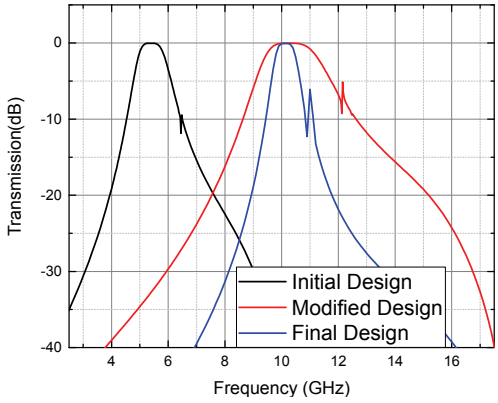

Fig. 9 FSS structure design process

와 같이 JSC를 적용하였는데, JSC 패턴은 90° 간격으로 형상이 반복되기 때문에 전자기파의 입사 방향의 영향을 적게 받는 패턴이다[4]. 본 연구에서는 기존의 문헌[3, 4, 6]을 참고하여 JSC의 기하학적 패턴을 설계하였다.

레이돔의 전기적 물성치, 금속층의 기하학적 패턴의 사이즈, 레이돔 두께 및 금속층 사이 간격 등의 요소들이 전파 투과 특성에 미치는 영

Table 1. Parameter length of JSC pattern.

Parameter	Length (mm)
L	1.64
w	0.024

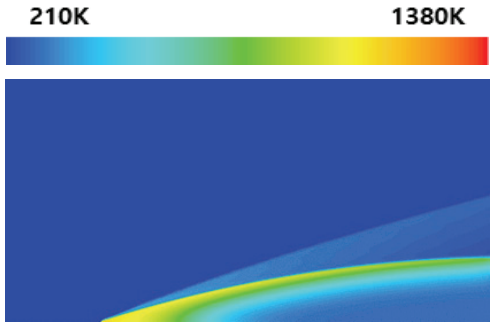

Fig. 10 Temperature contour for radome wall and fluid inside and outside of radome.

향이 복합적이기 때문에, 이들 사이에 일반화된 관계를 알기 힘들다[4]. 따라서 전파 투과 특성이 X-band 영역에 대해 대역폭이 1 GHz 이내가 되도록 Trial & Error 방법을 통해 FSS 구조 설계를 진행했다. Fig. 9에서 보이는 바와 같이 초기 설계에서 공진 주파수는 5.375 GHz(Ku-band)에서, 대역폭은 1.1 GHz 수준에서 형성되도록 설계하였다. 공진 주파수가 X-band에 포함되도록 수정한 결과, 공진 주파수는 10.25 GHz(X-band)에서, 대역폭은 1.525 GHz 수준에서 형성되도록 설계하였다. 최종 단계로 대역폭이 1 GHz 이내가 되도록 수정하여 공진 주파수는 10.2 GHz(X-band)에서, 대역폭은 0.825 GHz 수준에서 형성되도록 설계하였다. 이로 인해 결정된 FSS 구조의 형상 정보는 Table 1과 같다. 상온 조건에서 BeO의 전기적 물성치 (유전 상수, Loss Tangent)를 반영하여 결과를 도출했다[10].

3. 결과 및 고찰

3.1 비행 시나리오에 따른 레이돔 온도 도출

Fig. 10은 74 초일 때, 레이돔 벽면부, 레이돔

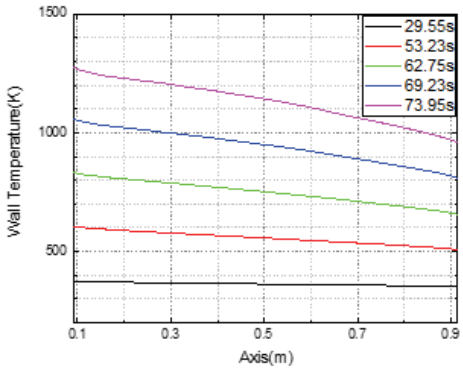

Fig. 11 Wall temperature along radome axis during flight.

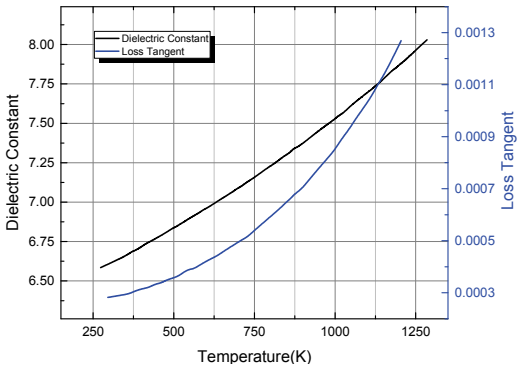

Fig. 12 Electrical property along temperature of BeO.

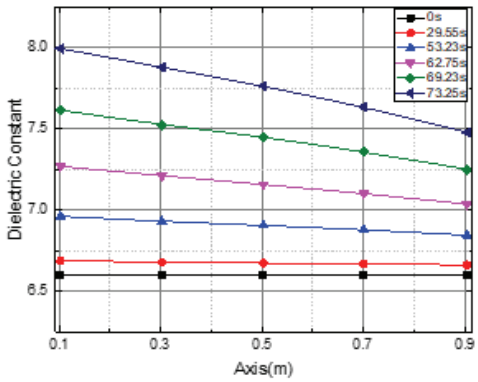

Fig. 13 Dielectric constant along radome axis during flight scenario.

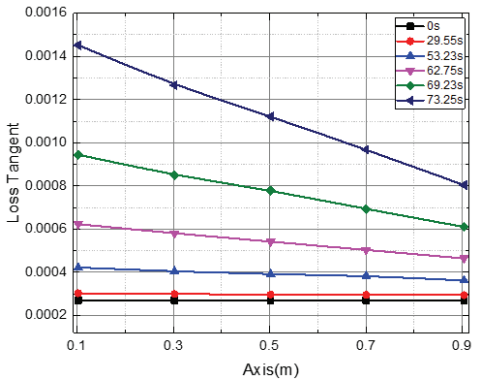

Fig. 14 Loss tangent along radome axis during flight scenario.

내부 공기와 레이돔 외부 유동에 대한 온도 컨투어이다. 레이돔 외벽에서 점성 소산으로 발생한 열이 레이돔 내부 Cavity 영역으로 전달되고 있다. 레이돔 벽면부의 온도와 레이돔 내부 Cavity 영역(내부 공기)까지 온도가 상승한다[9].

축 방향에 따라 레이돔 벽면부의 온도를 도출하여 시간에 따라 나타내면 Fig. 11과 같다. 레이돔의 온도는 점차 증가하는 경향을 보인다. 비행 속도가 증가함에 따라 레이돔의 벽면부 온도가 공력가열로 인해 증가한다. Fig. 12에서 보이는 바와 같이 레이돔 소재로 사용한 BeO는 온도에 따른 전기적 물성(유전상수, Loss tangent)이 변화하며, 서로 비례하는 경향을 보인다. 따라서 유동 및 전도 해석으로 부터 얻어지는 레이돔 벽면부 온도에 해당하는 BeO 물성(유전상수, Loss tangent)을 도출할 수 있다. 비행속도가 증가할수록 레이돔의 선단부와 후단부의 온도 상승 정도에 차이를 보인다. 레이돔 후단부보다 레이돔 선단부에서 온도 상승이 크게 일어난다는 사실을 확인할 수 있다. Figs. 13, 14에서 보이는 바와 같이, 이는 레이돔의 축 방향 위치에 따라 전기적 물성치가 변화하는 정도가 다르다는 것을 의미한다.

3.2 비행 시나리오에 따른 전파 투과 특성 변화

레이돔의 노즈로부터 떨어진 거리를 x라고 표기할 때, $x=0.1m$, $x=0.5m$, $x=0.9m$를 기준으로 공력가열에 따른 온도 변화를 시간에 따라 도출했다. 각 위치에서 전기적 물성치의 변화를 반영해 시간에 따른 FSS 레이돔의 전파 투과

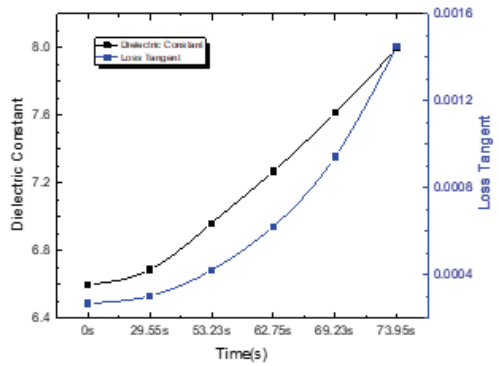

Fig. 15 Electrical property at $x=0.1m$ position during boost phase.

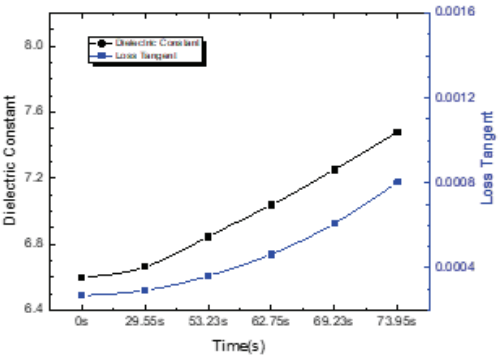

Fig. 16 Electrical property at $x=0.9m$ position during boost phase.

특성을 도출하였다.

$x=0.1m$ 부분은 온도 변화가 가장 큰 영역으로 초기 온도 288K으로부터 1300K까지 상승하는 경향을 보인다. 이에 따라 전기적 물성치도 변화하는데, 유전 상수는 Fig. 13에서 확인할 수 있듯이, 6.5에서 8.0까지 변화하며 Loss tangent는 Fig. 14에서 확인할 수 있듯이, 0.0002에서 0.00145까지 변화한다.

$x=0.9m$ 부분은 온도 변화가 가장 작은 영역으로 초기 온도 288K으로부터 950K까지 상승하는 경향을 보인다. 유전 상수는 Fig. 13에서 확인할 수 있듯이, 6.5에서 7.5까지 변화하며, Loss tangent는 Fig. 14에서 확인할 수 있듯이, 0.0002에서 0.0008까지 변화하는 사실을 확인 할 수 있다. 레이돔의 선단부인 $x=0.1m$ 위치와 레이돔

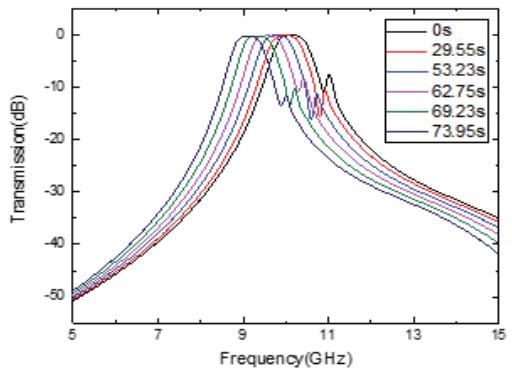

Fig. 17 Electrical transmission characteristic at $x=0.1m$ position during flight scenario.

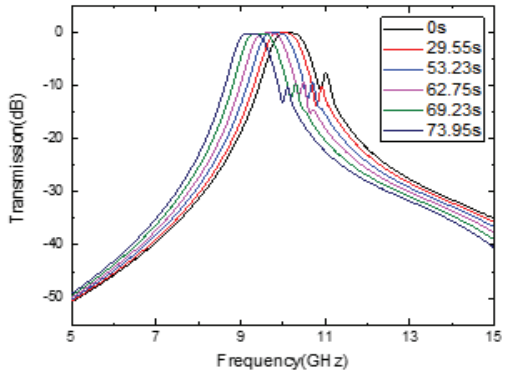

Fig. 18 Electrical transmission characteristic at $x=0.5m$ position during flight scenario.

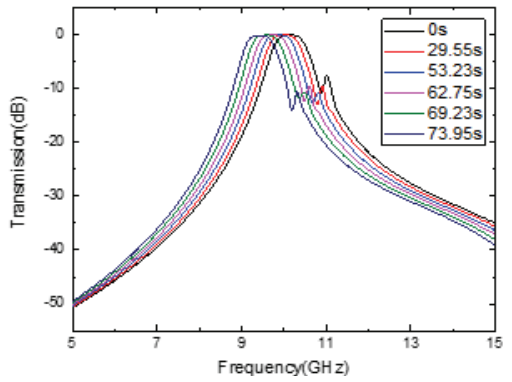

Fig. 19 Electrical transmission characteristic at $x=0.9m$ position during flight scenario.

의 후단부인 $x=0.9m$ 위치에 대해 각각 시간에 따른 레이돔의 전기적 물성치 변화의 추이를 나

타내면 Figs. 15, 16과 같다. $x=0.1m$ 위치와 $x=0.9m$ 위치 모두 전기적 물성이 변화하는 경향(유전 상수 값이 증가, Loss tangent 값이 증가)은 비슷하지만, 위치에 따른 전기적 물성치 변화 정도에 차이를 보이며, 단위 시간 당 전기적 물성의 변화량에도 차이를 보인다.

$x=0.1m$, $x=0.5m$, $x=0.9m$, 세 위치에 대한 전파 투과 특성의 변화 추이를 시간에 따라 나타내면 각각 Figs. 17, 18, 19와 같다. 비행 시나리오 상, 0초일 때 FSS 레이돔의 전파 투과특성은 상온 조건에서 도출한 Fig. 9와 같으며 $x=0.1m$, $x=0.5m$, $x=0.9m$, 세 위치에서 모두 동일하다. 레이돔에 점차 공력 가열이 발생하고, 레이돔의 위치에 따라 전파 투과 특성 변화 정도에 차이가 나타난다. 세 위치 중 $x=0.1m$ 위치에서 전파 투과 특성이 가장 크게 변화하고, $x=0.9m$ 위치에서 가장 적게 변화한다.

3.3 평균 투과율 변화를 이용한 분석

FSS 레이돔의 전파 투과 특성 변화의 정도를 정량화하여 표현하면 0 초일 때 전파 투과 특성을 기준으로 산정해, 이후 변화량에 대해 비교해 나타낼 수 있다. Fig. 9에서 대역폭은 9.7 GHz (f_{low})에서 10.5 GHz(f_{up}) 대역이다. Fig. 9의 대역폭에 대해 시간에 따른 평균 투과율 값을 고려할 수 있다. 이 값은 비행 초기 대역폭에 대한 평균 투과율 값이다. 이는 FSS 레이돔의 전파 투과율이 높게 유지 되어야 하는 주파수 대역에 대한 평균 투과율 값을 의미한다. 대역폭의 기준인 -3 dB가 전파 투과 특성 변화를 판단하는 하나의 척도가 될 수 있을 것이다. 평균 투과율 값은 주파수에 대한 함수로 나타낼 수 있으며 Eq. 4과 같다. (f_{low}, f_{up})는 상온 조건에서 대역폭에 해당하는 주파수를 의미한다.

$$\bar{\tau}=\frac{\int_{f_{low}}^{f_{up}}\tau(f)df}{f_{up}-f_{low}} \tag{4}$$

FSS 레이돔의 $x=0.1m$, $x=0.5m$, $x=0.9m$, 세 위치에서의 시간에 따른 평균 투과율($\bar{\tau}$) 값의 추이를 나타내면 각각 Figs. 20, 21, 22로 표현될 수 있다. 평균 투과율($\bar{\tau}$) 값이 -3 dB보다 낮아지는 시점은 $x=0.1m$, $x=0.5m$, $x=0.9m$, 세 위치에 대해 각각 50초, 54초, 58 초로 레이돔 선단부에서 후단부로 갈수록 늦어진다는 사실을 확인할 수 있다. 또한 74 초일 때의 평균 투과율($\bar{\tau}$) 값은 $x=0.1m$, $x=0.5m$, $x=0.9m$, 세 위치에 대해 각각 -14.3 dB, -11.8 dB, -8.7 dB로 레이돔 후단부에서 선단부로 갈수록 전파 투과 특성이 더 크게 변화한다는 사실을 확인할 수 있다.

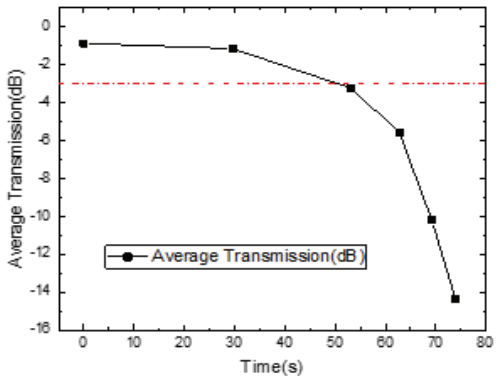

Fig. 20 Average transmission on initial bandwidth $x=0.1m$ position of radome during flight scenario.

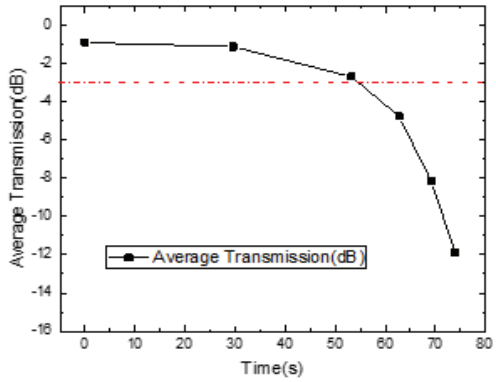

Fig. 21 Average transmission on initial bandwidth $x=0.5m$ position of radome during flight scenario.

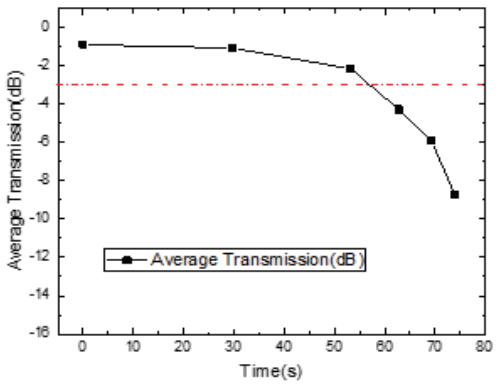

Fig. 22 Average transmission on initial bandwidth $x=0.9m$ position of radome during flight scenario.

4. 결 론

본 연구에서는 비행 시나리오 상 미사일의 공력가열에 의한 FSS 레이돔의 투과 특성 변화에 대한 분석을 수행하였다. 레이돔 형상은 Tangent ogive를 이용하고 FSS 구조는 BeO 내부에 JSC 패턴의 금속층이 이중으로 위치하도록 설계하였다. 미사일의 레이더가 X-band를 이용한다는 점을 고려하여 10.2 GHz에서 공진 주파수가 형성되며, 대역폭은 0.80 GHz가 되도록 FSS 구조를 설계하였다.

기존 문헌[8]에 제시된 DF-21의 비행 시나리오를 참고하여 특히 공력가열이 크게 발생하는 영역인 Boost phase 구간 (0 초~74 초)을 비행 조건으로 적용하였다. 비행 조건 동안 공력 가열에 의해 레이돔의 온도는 상승하며, 레이돔의 위치에 따라 온도 상승하는 정도가 다르게 나타났다. 레이돔의 Nose로부터 떨어진 거리를 x라고 할 때, $x=0.1m$, $x=0.5m$, $x=0.9m$, 세 지점에 대해 각각 비행 중 전파 투과 특성이 변화하는 양상을 도출하였다.

공력 가열로 인한 레이돔의 온도 상승에 의해 레이돔의 세 위치($x=0.1m$, $x=0.5m$, $x=0.9m$)에서 모두 유전상수와 Loss tangent의 값이 증가하는 경향을 보이며, 세 지점 중 $x=0.1m$ 위치에서 전파 투과 특성이 가장 크게 변화하고, $x=0.9m$ 위치에서 가장 적게 변화한다. 또한, 전파 투과 특성의 변화를 정량화하기 위하여 FSS 레이돔의 대역폭(dB)에 대한 평균 투과율 값을 도출하였다. 평균 투과율 값이 -3 dB보다 낮아지는 시점은 $x=0.1m$, $x=0.5m$, $x=0.9m$ 세 지점에 대해 각각 50초, 54초, 58초로 레이돔 선단부에서 후단부로 갈수록 늦어진다. 특히, 74초일 때의 평균 투과율($\bar{\tau}$) 값은 $x=0.1m$, $x=0.5m$, $x=0.9m$, 세 위치에 대해 각각 -14.3 dB, -11.8 dB, -8.7 dB로 레이돔 후단부에서 선단부로 갈수록 전파 투과 특성이 더 크게 변화하였다.

기존 FSS에 대한 연구는 전기적 관점에서만 분석이 이루어져 왔지만, 본 연구에서는 공력가열로 인해 레이돔의 온도 상승이라는 요소를 고려함으로써 기계적 환경을 고려한 FSS의 전파 투과 특성에 대한 분석을 진행하였다. 더 나아가 레이돔 노즈 팁의 실제 적용 소재를 반영했을 때, 전파 투과 특성에 변화에 관한 연구가 진행되어야 할 것이다. 이러한 연구 결과는 향후 공력 가열과 같은 기계적 환경을 고려한 다양한 FSS 기술 개발과 효과적인 레이돔 설계에 이용할 수 있을 것이다.

References

1. Kozakoff, D.J., *Analysis of Radome-enclosed Antennas*, 2nd ed, Artech House, Boston, M.A., U.S.A., Ch. 1, 1997.
2. Leggett., H., "Ceramic Broadband Radome," US4358772, 9 Nov. 1982.
3. Sudhendra, R., Madhu, A.R., Mahesh, A., and Pillai, AC.R., "FSS Radomes for Antenna RCS Reduction," *International Journal of Advances in Engineering & Technology*, Vol. 6, Issue 4, pp. 1464-1473, 2013.
4. Munk, B.A., *Frequency Selective Surfaces: Theory and Design*, 1st ed., Wiley, New

York, N.Y., U.S.A., Ch. 2, 2000.

5. Cengel, Y.A. and Boles M.A., *Thermodynamics: An Engineering Approach*, 7th ed., McGraw-Hill, New York, N.Y., U.S.A, Ch. 17, 2011.
6. Zhang, L.L., Zhang, J.H., Chen, X.L., Chen, H.W., and Yang, C.R., "Modified Silica Ceramic for Frequency Selective Surface Radome," *Journal of the Ceramic Society of Japan,* Vol. 123, Issue 1442, pp. 937-941, 2015.
7. Kouroupis, J.B., "Flight Capabilities of High-Speed-Missile Radome Materials," *Johns Hopkins APL Technical Digest*, Vol. 13, No. 3, pp. 386-392, No. 3, 1992.
8. Savelsberg, R., "The DF-21D Antiship Ballistic Missile, "*AIAA Modeling and Simulation Technologies (MST) Conference,*" Boston, M.A., U.S.A, AIAA 2013-4676, Aug. 2013.
9. Bae, H.M., Bae, J.Y., Lee, Y., Ham, H.C., and Cho, H.H., "A Study on Analytic Technique to Predict Transient Thermal Response of Aerodynamically Heated Body", *2015 Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference,* Gyeongju, Korea, pp. 309-312, Nov. 2015.
10. Cary, R.H.(ROYAL RADAR ESTABLISHMENT MALVERN), "*Avionic Radome Materials,*" ADA007956, 1974.
11. Chalia, S. and Bharti, M.K., "Mathematical Modeling of Ogive Forebodies and Nose Cones," *International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET),* Vol. 3, No. 3, pp. 744-747, 2016.
12. Marsden, J.E. and Hoffman, M.J., *Elementary Classical Analysis*. 2nd ed., W. H. Freeman & Co, Macmillan, U.S.A., Ch. 9, 1993.
13. Fleeman, E.L., *Tactical Missile Design*, 1st ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, U.S.A., 2001.