

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2011.39.7.652

항공기 후방동체 열유동장 및 IR 신호 예측 시스템

문혁*, 양영록**, 전수환*, 최성민***, 명노신****, 조태환****

Computation of Flowfield and Infrared Signature in Aircraft Exhaust System for IR Reduction Design

Hyuk Moon*, Young-Rok Yang**, Soo-Hwan Chun*, Seong-Man Choi***, Rho-Shin Myong**** and Tae-Hwan Cho****

ABSTRACT

A computational system to predict flowfield and infrared signature in aircraft exhaust system is developed. As the first step, a virtual mission profile is considered and an engine is selected through a performance analysis. Then a nozzle that meets the requirement of each mission is designed. The internal flow in the exhaustion nozzle at the maximum thrust is analyzed using a state-of-the-art CFD code. In addition, a system to combine information of the skin temperature distribution of the nozzle and after-body surface with an infrared prediction code is developed. Finally, qualitative results for the infrared signature reduction design are obtained by investigating the infrared signature level under various conditions.

초 록

항공기 IR(Infrared; 적외선) 피탐지성 감소 연구를 위해 후방동체 주위 열유동장과 IR 신호를 예측하는 시스템을 구축하였다. 아음속 무인전투기(UCAV)를 대상 항공기로 고려하여 가상 임무 설정 및 성능해석을 통해 가상 엔진을 선정하였다. 또한 각 임무를 만족시키는 노즐을 설계한 후, 고속 고온 열유동장 CFD 해석코드를 이용하여 최대 출력에서의 노즐 내부 유동을 해석하였다. 예측된 노즐 표면 및 후방 동체의 온도는 고체표면 복사 열교환 및 신호 예측코드와 연계시키는 시스템과 연동시켜 최종적으로 IR 신호를 계산하였다. IR 밴드 및 관찰 각도에 대한 IR 신호의 변화를 분석하여 IR 감소설계를 위한 정성적 정보를 도출하였다.

Key Words : Infrared Signature Prediction(적외선 신호 예측), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Unmanned Combat Air Vehicle(무인전투기)

1. 서 론

IR 신호를 발생시키는 요소들로는 엔진/노즐, 배기가스, 배기가스에 의한 가열부분, APU 배기가스 부분, 공력에 의한 표면 가열, 표면 방사, 방빙 및 제빙 장치, 그리고 태양 반사 등이 있다[1]. 이중 추진기관에서 방사되는 높은 수준의 IR 신호는 열 추적 탐지기(IR Seeker)의 좋은 표적이

† 2011년 5월 3일 접수 ~ 2011년 6월 20일 심사완료

* 정회원, 경상대학교 항공우주시스템공학과

** 정회원, 경상대학교 항공기부품기술연구소

*** 정회원, 전북대학교 항공우주공학과

**** 정회원, 경상대학교 항공우주시스템공학과 및 항공기부품기술연구소

교신저자, E-mail : myong@gnu.ac.kr

경남 진주시 가좌동 900

되기 때문에 적군이 채용하고 있는 열 추적 탐지기에 의한 탐지를 어렵게 하는 추진기관의 적외선 감소기술이 항공기 생존성 향상의 핵심 기술 중 하나가 된다[2]. 특히 아음속 항공기에서 IR 신호를 발생 시키는 주요 원인은 항공기의 고온부분이며, 엔진 후방동체는 가장 높은 온도를 발생하는 부분이라고 할 수 있다[3-5]. 따라서, 항공기 후방동체의 열유동장 및 IR 신호 예측 시스템 개발은 매우 중요하다고 할 수 있다.

이 분야에 대한 연구는 이미 다른 연구자들에 의해 많이 진행하고 있다. 특히 S. P. Mahulikar는 후기 연소(After-Burning)를 하지 않은 상태에서 배기가스에서 발생하는 IR 신호와 후방동체에서 발생하는 IR 신호를 LOWTRAN 대기전파 모델, Berger's 모델 등을 활용하여 예측하였고, 후방동체의 IR 신호가 배기가스에서 IR 신호보다 중요하다는 결과를 얻었다[6]. 또한, 배기가스에 의해 발생하는 IR 신호 세기를 파장에 따라 분석하는 연구도 수행하였다. 그 결과 배기가스에 의한 IR 신호는 3.24~4.18 μm 에서 최대가 됨을 확인하였고, 대기효과를 감안하였을 때 IR 신호는 8.20~11.80 μm 에서 최대값이 나타나는 것을 확인하였다[7]. 또한 항공기 후방동체의 적외선 신호 레벨을 예측하기 위하여, 형상계수(Shape Factor)를 이용한 에너지 방정식과 기체역학 방정식(Gasdynamic Equation)을 이용하여 외부공기의 흐름과 내부에 흐르는 높은 온도의 배기가스에 의한 노즐 동체 표면 온도변화에 대한 연구도 수행하였다. 그 결과 복사 차폐(Radiation Shield)의 길이, 비행 고도 및 마하수에 따른 후방동체 표면의 온도변화에 대한 결과를 얻었으며[8], 항공기 후방동체의 Solid Angle 변화에 따른 IR 신호 해석에 대해서도 연구하였다[9].

본 연구에서는 항공기 추진기관 IR 예측의 기초가 되는 항공기 후방동체 열유동장 및 IR 신호 예측 시스템을 구축하는 것이 주된 목표이다. 이를 위해 먼저 가상의 임무요구 조건(Mission Profile)을 설정하여 엔진성능을 해석을 수행하였고, 요구조건을 만족하는 수축노즐을 설계하였다. 다음으로 설계한 노즐에 대하여 엔진성능 해석에서 도출한 정보를 초기값으로 지정하였고, CFD 해석 코드인 FASTRAN을 이용하여 열 유동장 해석을 수행하였다. 마지막으로 노즐 및 후방동체의 표면 온도를 계산하여 후방동체의 IR 신호 해석을 수행하고, 파장 및 관찰각도에 따른 IR 신호를 예측하였다.

II. 가상 항공기 성능 분석 및 노즐 설계

UCAV 엔진 성능 해석을 위해서는 먼저 임무요구조건과 유상하중, 최고속도와 같은 성능요구조건을 설정하여 항공기의 RFP(Request For Proposal)를 선정한다. 그 후 RFP에 부합하는 제약조건을 설정하고 제약조건 해석을 수행하여 추력하중과 익면하중을 결정한다. 또한 각 임무에 대한 해석을 수행하여 항공기의 스케일을 결정하고, Parametric Cycle (이하 PaC) 해석과 Performance Cycle (이하 PeC) 해석을 통하여 설계점과 탈 설계점 해석을 수행하게 된다 [10,11]. 엔진 성능 해석으로 도출한 엔진 각 위치별 정보를 이용하여 수축노즐을 설계하며, 이 정보를 CFD 해석 시 초기조건으로 사용하게 된다.

2.1 엔진 선정 및 UCAV 성능 분석

엔진성능 해석을 위해 성능 해석을 수행할 가상의 UCAV 임무요구조건 및 성능요구조건을 설정하였다. 가상의 UCAV은 X-45C의 임무를 참고하여 설정하였으며, 이륙 후 가속 상승하여 아음속으로 순항이후 체공을 거치고, 다시 한 번 가속하여 최고 속력으로 순항 후 착륙하는 것으로 설정하였다. Fig. 1은 엔진성능 해석을 수행한 UCAV의 임무요구 조건을 나타낸다.

UCAV에 대한 성능요구조건으로 아래의 Table 1과 같이 적재하중, 이륙거리, 착륙거리, 최고 마하수 등을 설정하였다. 항공기의 RFP를 설정한 후 이를 만족시키는 제약 조건을 설정하여 해석을 수행한다.

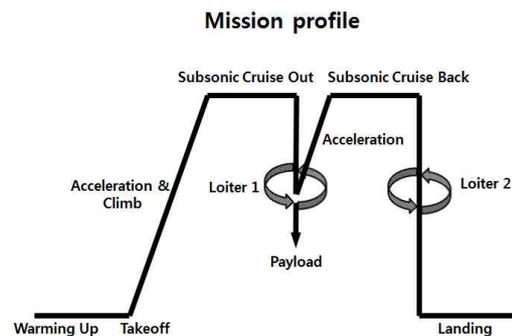


Fig. 1. UCAV mission profile

Table 1. Performance requirements of UCAV

ITEM	Requirement
Payload(weapon)	725.748kg
Takeoff/Landing Distance	1645.920m
Max. Mach Number	0.8M at 12192m
Acceleration	Mach 0→0.8 at sea level
Mission Radius	1000 Nm(1852Km)

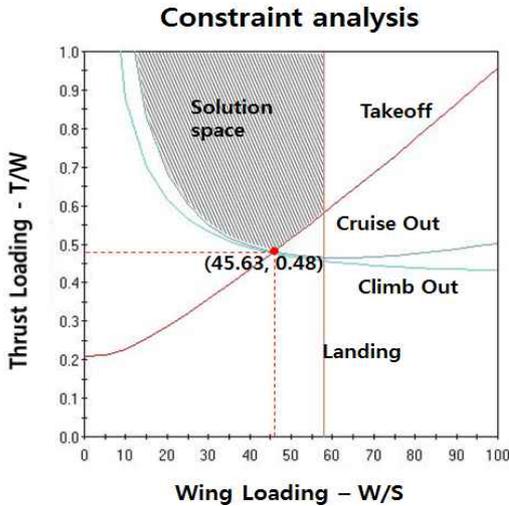


Fig. 2. Graph of thrust loading and wing loading

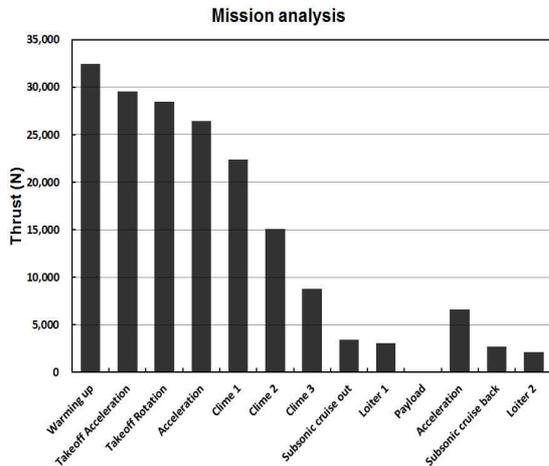


Fig. 3. Thrust level (N) of mission profile

아래의 Fig. 2는 제약조건 해석을 수행하여 도출한 결과로 Solution Space 내에서 추력 및 익면 하중의 최적 값을 나타낸다. 가상의 UCAV은 추력하중이 0.48, 익면하중이 45.63 psf 에서 최적의 값을 보여준다[11]. 다음으로 임무해석에서는 제약조건 해석에서 도출한 추력 및 익면 하중과 각 임무별 조건을 설정하여 해석을 수행한다.

임무해석 결과로 각 임무별 연료소비량, 추력, 항력, 임무시간, 임무거리 등을 도출 할 수 있으며, 이를 통하여 항공기의 최종 추력을 계산, 즉, 항공기의 크기를 결정하게 된다. 임무해석 결과 가상의 UCAV은 이륙 시 최고의 추력을 가지며, 약 32458N으로 나타났다[11]. 임무해석 수행 후 PaC 해석을 통하여 설계점을 해석하고, PeC 해석을 통하여 탈 설계점 해석을 수행한다. 이때 엔진의 위치별 질유량, 압력, 온도, 속도 등의 정

Table 2. Information at nozzle stations

Station Information	7	8
\dot{m} (kg/sec)	15.694	15.694
γ (specific heat ratio)	1.300	1.300
P_t (Pa)	112701	112701
T_t (K)	765.728	765.728
P (Pa)	99774	61508
T (K)	743.439	665.850
Mach	0.430	1.000

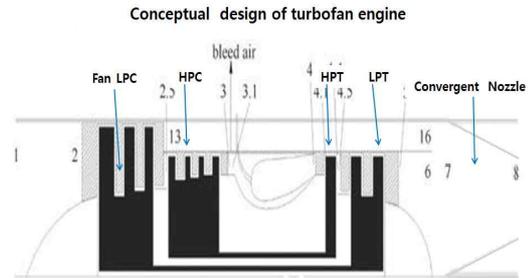


Fig. 4. Definition of engine stations

보를 알 수 있다. Table 2는 UCAV이 최고 추력을 가질 때 PaC 해석과 PeC 해석을 수행하여 도출한 노즐 부분의 정보이다. 이후 노즐 설계 및 노즐 후류 해석을 수행 시 입구 조건으로 사용 된다[11].

2.2 노즐 형상 설계

노즐 설계를 위해서는 먼저 식 (1)과 앞서 엔진 성능해석에서 획득한 결과 값을 이용하여 노즐 목 유량계수 (MFP, Mass Flow Parameter)를 계산한다.

$$MFP = \frac{\dot{m} \sqrt{T_t}}{A_8 P_t} = M \sqrt{\frac{\gamma g_c}{R}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma + 1}{2(1 - \gamma)}} \quad (1)$$

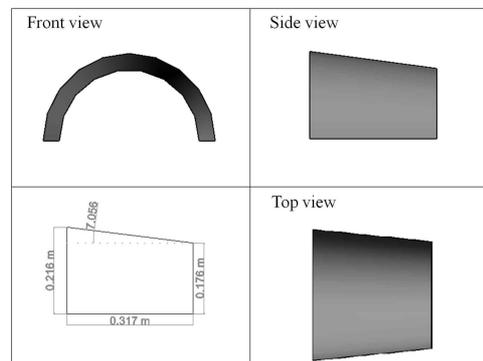


Fig. 5. Convergent nozzle design

노즐 목 유량계수를 계산한 다음, 노즐 목 면적 (A8)을 결정하고 최대 축소각(θ)을 결정하여 수축 노즐을 설계한다. Fig. 5는 설계한 수축노즐의 모습이다. 이와 같은 방법으로 설계한 노즐을 이용하여 각도 변화에 따른 IR 신호 해석을 수행하였다.

III. 후방동체 열유동장 및 IR 신호 예측 시스템

3.1 CFD를 이용한 노즐 내부 유동해석

UCAV의 벽면 위치별 온도를 알기위해 상용 CFD 해석 코드인 FASTRAN을 이용하여 유동장 해석을 수행하였다. FASTRAN은 프랑스 ESI사의 범용 고속기체 해석 프로그램으로 압축성 Navier-Stokes 방정식과 Cell 기반 유한체적법에 기초한다. 정렬 및 비정렬 격자 해석이 가능하며, 초음속 유동과 충격과 발생 유동해석에 많이 사용되는 해석 코드로, 노즐 유동 해석에 적합하다고 판단하여 본 연구에 사용하였다. 또한, IR 연구에 중요한 요소인 기체-고체로 이루어진 시스템의 대류, 전도, 복사를 포함한 열해석을 지원한다. 유동장 해석은 엔진 성능해석에서 최대추력이 발생한 이륙시 조건으로 수행하였으며, 조건은 Table 3과 같다.

IR 해석 시스템 구축이 본 연구의 일차적 관심사여서, 복잡한 노즐 형상 대신 동체가 단일 형상을 덮고 있는 형태의 간단한 형상을 고려하였다. 축대칭 노즐이므로 효율적 계산을 위해 2차원 형상의 1/2만을 모델링 하였고, 중심축의 경계조건을 축대칭 조건으로 설정하여 노즐의 해석 결과를 도출하였다. 해석 시 내부벽면과 외부벽면을 단열조건으로 가정하여 열전달 효과는 감

Table 3. Flight and nozzle entrance conditions

Flight condition	
Altitude(m)	12192
Temperature(K)	216.650
Pressure(Pa, N/m ²)	18823
Flight mach number	0.800
Nozzle inlet condition	
\dot{m} (kg/sec)	15.694
γ (specific heat ratio)	1.300
P_t (Pa)	112701
T_t (K)	765.728
P(Pa)	99774
T(K)	743.439
Mach	0.432

Table 4. CFD prediction result at the nozzle exit

ρ (kg/m ³)	1.183
P(Pa)	278768
V(m/s)	617.985
T(N)	31093

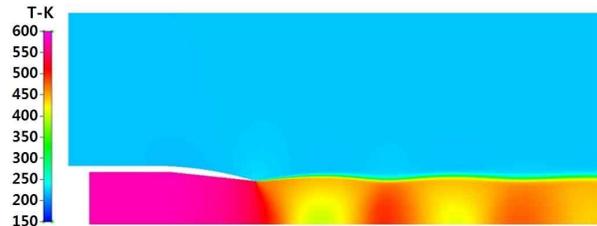


Fig. 6. Temperature contour

안하지 않았으며, 외부 벽면의 온도는 항공기 비행조건에 따른 공력가열에 영향을 받도록 설정하였다. 노즐 출구의 결과 값은 Table 4에 요약하였고, Fig. 6은 노즐의 온도 분포를 나타낸다.

위의 CFD 해석결과를 이용하여 노즐 벽면 위치별 온도 값을 도출하였다.

3.2 IR 신호 해석

IR 신호 해석을 위하여 미국에서 개발된 상용 IR 해석 코드인 RadTherm IR을 사용하였다. RadTherm IR은 유한차분법으로 비정상 상태의 3차원 열전도를 고려하여 표면온도를 계산하고 있으며, 이를 이용하여 적외선 신호를 예측할 수 있는 프로그램이다. 미 육군의 지상 차량 및 기타 표적용 표준 적외선 신호 해석용 코드로 이용되고 있으며, 적외선 신호 해석 결과로 해석 모델의 물리적 온도, 빛, 상당 온도(Apparent Temperature) 분포 계산이 가능하다. 또한, 전도, 대류, 복사가 모두 포함된 완전한 열 해석이 가능하다.

3.3 CFD 및 IR 예측 연계 시스템

항공기 후방동체의 열유동장 해석과 IR 신호 예측을 하기 위해서는 CAD, CFD 그리고 IR 해석 코드간의 연계가 필요하다. 이를 위해 본 연구에서는 설계한 노즐 형상을 격자생성 코드를 통하여 CFD 해석에 필요한 격자정보를 도출하였다. IR 예측 코드에서 생성한 격자파일을 읽어들이기 위해서 호환 가능한 형태로의 변환을 수행하였다. CFD 해석 상용코드에서는 생성한 격자에 경계조건과 초기조건을 부여한 후 항공기 후방동체의 유동장 해석을 수행하였다.

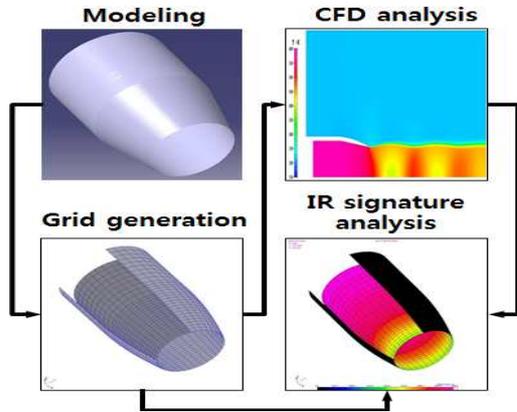


Fig. 7. Integrated system of CAD, CFD, IR prediction codes

유동장 해석으로 도출한 결과를 IR 예측 코드와 연계시키기 위해서는 Patran Neutral(*.neu, *.ntl) 파일 또는 Transient Convection Data(*.tcd) 파일 형태로의 변환이 필요하며, 이번 해석에서는 Patran Neutral(*.neu) 파일 형태로 변환하여 IR 신호 해석을 수행하였다. IR 예측 코드 내에서 격자를 생성하고 열 정보를 부여하는 것이 아닌 외부에서 생성한 격자와 CFD 해석 결과를 이용한 방식에서는 격자생성 상용코드로 생성한 격자 정보와 CFD 해석에 사용한 격자 정보가 일치하여야 하며, 그렇지 않을 경우 IR 예측 코드 내에서 격자정보를 일치시키는 과정을 거쳐야 한다. Fig. 7은 생성한 격자와 CFD 결과, IR 예측 코드간의 연계 과정을 보여준다.

IV. 가상 항공기 IR 신호 수준 예측

4.1 계산 조건 (표면 및 환경)

IR 해석을 위해 UCAV 후방동체의 재질로 가장 기본적인 재료인 430~900 °C 환경에 적합한 Stainless Steel을 선정하였다. 본 연구에서 엔진 성능해석 시 노즐내부의 최고 온도가 470.289 °C로 도출되었으므로 적용에 큰 무리가 없는 것으로 판단된다. 향후 항공기 동체에 많이 사용되는 Al 합금, Ti 합금 등으로 확장할 계획이다. 페인트는 일반적인 항공기 페인트 데이터와 유사한 진회색을 적용하였다. Fig. 8은 본 해석에 사용된 Stainless Steel의 파장에 따른 방사율을 나타낸 것이다.

RadTherm IR 코드에서 IR 해석을 수행할 경우 온도에 영향을 주는 환경조건에 대한 정보가 필요하다. 환경조건은 열전달 해석을 포함하지 않

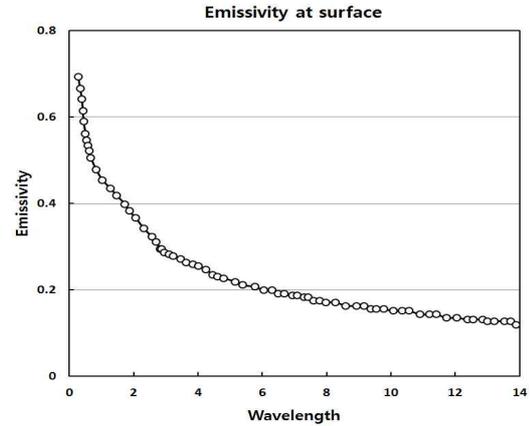


Fig. 8. Emissivity of stainless steel

Table 5. Weather conditions

Weather Model (RadTherm IR)	
Air Temperature	-1.752°C
Solar	94.700W/m ²
Wind	1.770m/s
Humid	75.382%
Cloud	31.200%
WindIR	167.430°

은 본 연구에서는 외부벽면의 온도 변화에 많은 영향을 주므로 반드시 설정하여 주어야 한다. 해석에 사용한 환경조건은 Table 5와 같다.

Solar는 태양 방사 조도, Wind는 바람의 속도, Humid는 습도의 백분율을 나타내며, Cloud는 구름의 정도를 0~10 범위로 나타낸 것이다. (0=Clear, 10=Total Overcast) WindIR은 북동쪽을 기준(0°)으로 한 바람의 방향을 나타낸다.

또한, RadTherm IR은 비정상상태의 3차원 열전도 계산을 하기 때문에 기상 입력 변수들을 계산 시간에 따라서 입력 한다. 이번 해석에서는 계산 시간으로 24시간을 설정하고 IR 신호 탐지기과 목표물 간의 거리는 6km로 부여하여 해석을 수행하였다.

4.2 노즐 표면 열해석 및 IR 신호 해석

표면 데이터와 환경 조건을 설정하고, CFD 결과로 도출한 노즐 위치별 온도 정보를 RadTherm IR 내에서 노즐의 각 위치에 알맞게 부여한 후 표면 열 해석을 수행하였다. Fig. 9는 노즐의 위치별 온도 분포를 나타내고 있다.

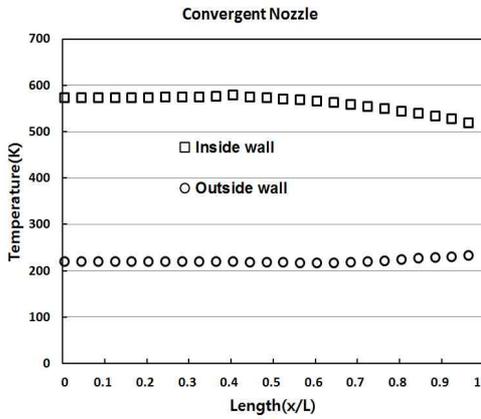


Fig. 9. Temperature at nozzle sites

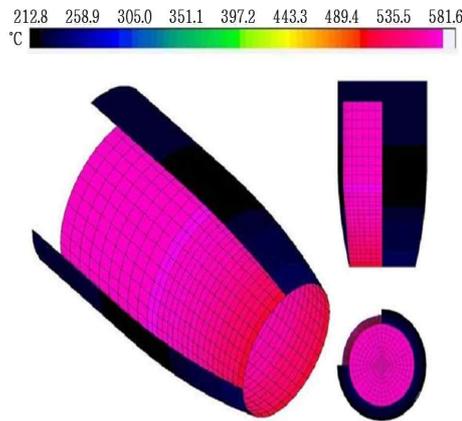


Fig. 10. Temperature distribution of convergent nozzle

여기서,

$$T_a = \left[\sum_{j=1}^N C_{ij} \left\{ (T_j + T'_j) - T_i \left(1 - \frac{2m_i C_p}{\Delta t \sum_{j=1}^N C_{ij}} \right) \right\} + 2Q_i \right]$$

$$T_b = \sum_{j=1}^N C_{ij} \left(1 + \frac{2m_i C_p}{\Delta t \sum_{j=1}^N C_{ij}} \right)$$

RadTherm IR에서 이용되는 표면온도 계산 방법은 식 (2)에 나타내었으며, 하첨자 i 는 i 번째 격자를 말하며, j 는 i 번째 격자에 인접한 격자이다. Q_i 는 태양복사에너지, C_{ij} 는 전도와 대류 열 전달이며, m_i 는 질량, C_p 는 비열, 그리고 Δt 는 계산 시간 간격을 말한다. Fig. 10은 열해석을 수행한 결과이다[12].

열해석을 수행한 후 해석된 표면온도를 토대로 하여 IR 신호를 계산한다. IR 신호의 이론 계산법은 다음과 같은데, 먼저 단위면적당 복사에너지를 계산하면 식 (3)과 같다.

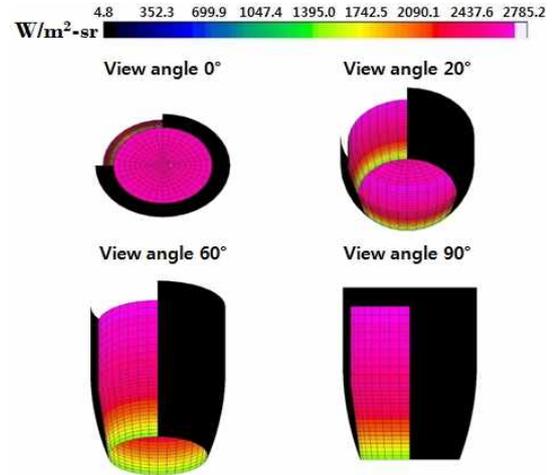


Fig. 11. IR signature analysis of convergent nozzle depending on change in angle

$$M_e = \epsilon \sigma T^4 \quad (W/cm^2) \quad (3)$$

여기서 ϵ 은 방사율을 의미하고, σ 는 복사상수로서 $5.67 \times 10^{-12} (J \cdot cm^{-2} \cdot K^{-4})$ 이며, T 는 절대온도를 의미한다. 또한 M_e 는 아래의 식 (4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$M_e = \int_0^\infty M_\lambda d\lambda \quad (4)$$

여기서,

$$M_\lambda = \frac{\epsilon_\lambda C_1}{\lambda^5 [\exp(C_2/\lambda T) - 1]}$$

$$C_1 = 3.742 \times 10^{-16} W/cm^2, C_2 = 14388 \mu m K$$

분광 복사 출력(Spectral Radiant Exitance, M_λ)을 이용하여 특정 파장에서 IR 신호(Radiance)는 파장간의 적분을 통해 구하여 진다. 이러한 IR 신호 계산법을 토대로 RadTherm IR을 이용하여 주요 IR seeker 파장대역 (3-5, 5-8, 8-12 μm)에서 노즐의 각도를 변화시키며 고체벽면에 의한 IR 신호 해석을 수행하였다. Fig. 11은 설계한 수축 노즐을 각도 변화에 따라 IR 신호 해석을 수행한 결과이다. RadTherm IR에서는 Radiance로 결과 값을 나타내기 때문에, 해석을 통하여 구한 Radiance 값에 격자의 넓이를 곱하여 IR Intensity로 변환하는 과정이 필요하다.

$$\text{Radiance}(W/m^2sr) \times \text{Pixel Size}(m^2) \times \text{Number of Pixel} = \text{Intensity}(W/sr) \quad (5)$$

4.3 IR 밴드 및 관찰 각도에 대한 IR 신호 분석

Fig. 12는 파장에 따른 수축노즐의 후방동체 표면 IR 값을 각도 변화에 따라서 나타낸 결과이다. 엔진 작동으로 가열된 후방동체 내부 벽면, 공력 가열과 태양의 방사 조도에 의한 후방동체 외부 벽면에서 발생하는 IR 신호가 모두 포함되었다. 3-5 μm , 5-8 μm , 그리고 8-12 μm 대역의 세 가지 파장으로 나누어 실시한 IR 신호 해석에서는 3-5 μm Band에서 IR 신호 강도가 가장 강하게 나타났다. 이는 항공기 후방동체 내부표면의 온도가 약 580K 정도로 Fig. 13의 그래프를 참고하여 유추해 본 결과, 3-5 μm Band에서 가장 큰 IR 신호가 발생함을 알 수 있다. 외부표면의 온

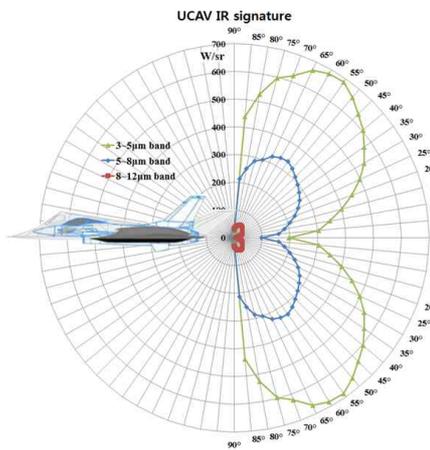


Fig. 12. IR signature level of convergent nozzle

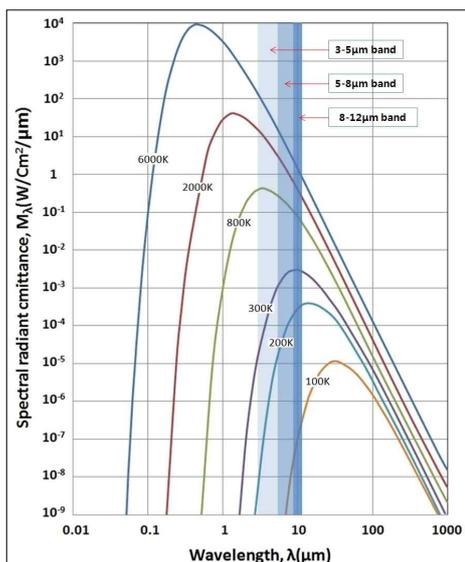


Fig. 13. Spectral radiant emittance for varying wavelength and temperature

도는 약 220K 정도로 8-12 μm Band에서 가장 큰 IR 신호를 발생하게 되나, 최대값이 내부온도의 IR 신호에 비해 상대적으로 작다는 것을 확인할 수 있었다.

각도에 따른 IR 신호 강도는 노즐 후방을 0도로 놓았을 때, 55도 부근에서 686.270W/sr 로 가장 강하게 나타나는 것을 확인할 수 있었다. 각도가 0도 일 때, 최고 Radiance 부분이 나타났지만, IR 신호(Intensity)는 Radiance의 세기와 각도 변화에 따라 달라지는 면적의 곱으로 표현되기 때문에, 보이는 면적이 상대적으로 큰 55도 부근에서 최대 신호가 발생한 것으로 판단한다.

V. 결론

본 연구에서 항공기 IR 피탐지성 감소 연구를 위해 필수적인 후방동체 주위 열유동장과 IR 신호를 예측하는 시스템을 구축하였다. 이론적 접근이 상대적으로 용이한 고체벽면에 의한 IR 신호 해석을 고려하였다. 시스템 구축을 위해 먼저 참고 UCAV 모델 X45C를 바탕으로 가상의 임무를 선정하여 엔진 성능분석을 수행하였으며, 이를 바탕으로 축소 노즐을 설계하였다. CFD를 이용하여 노즐 유동장 해석을 수행하였으며, 노즐의 위치별 온도 값을 도출하고, 이를 바탕으로 후방동체의 관찰각도 변화에 따른 IR 신호를 분석하였다. 이러한 방법을 통해 가상의 임무를 갖는 UCAV 후방동체의 열 유동장 및 IR 신호를 예측할 수 있었다. 차후 본 연구에서 개발한 시스템을 바탕으로 항공기 후방동체의 벽면 열전달과 플룸 IR을 고려한 열 유동장 및 IR 신호 예측, 유인전투기 문제로 확장할 예정이다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 국방 피탐지 감소기술 특화연구센터 사업의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) Ball, R. E., *The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design*, AIAA Education Series, 2nd Edition, 2003.
- 2) *Survivability/Vulnerability Information Analysis Center*, www.bahdayton.com/surviac/.
- 3) Rao, G. A. and Mahulikar, S. P.,

"Aircraft Powerplant and Plume Infrared Signature Modelling and Analysis", *AIAA 2005-221*, January 2005.

4) Rao, G. A. and Mahulikar, S. P., "Integrated Review of Stealth Technology and its Role in Airpower", *The Aeronautical Journal*, 2005, pp. 629-641.

5) Mahulikar, S. P., Prasad, H. S. S. and Rao, G. A., "Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 43, 2007, pp. 218-245.

6) Mahulikar, S. P., Rao, G. A., Sane, S. K. and Marathe, A.G., "Aircraft Plume Infrared Signature in Non-Afterburning Mode", *Journal of Thermophysics & Heat Transfer*, Vol. 19, No. 3, July-September 2005, pp. 413-415.

7) Rao, G. A. and Mahulikar, S. P., "Effect of Atmospheric Transmission and Radiance on Aircraft Infrared Signatures", *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 4, July-August 2005, pp. 1046-1054.

8) Mahulikar, S. P., Kolhe, P. S. and Rao, G. A., "Skin-Temperature Prediction of Aircraft Rear Fuselage with Multimode Thermal Model", *Journal of Thermodynamics and Heat Transfer*, Vol. 19, No. 1, January-March 2005, pp. 114-124

9) Mahulikar, S. P., Potnuru, S. K., and Kolhe, P. S., "Analytical Estimation of Solid Angle Subtended by Complex Well-Resolved Surfaces for Infrared Detection Studies", *Applied Optics*, Vol. 46, No. 22, August 2007, pp. 4991-4998.

10) 김윤희, 최성만, 장현수, "2D 추력편향 노즐 성능 및 유동 해석", *한국추진공학회 2009년도 추계학술대회 논문집*, 2009, pp. 483-486.

11) Mattingly, J.D., Heiser, W.H., and Pratt, D.T., *Aircraft Engine Design*, 2nd Edition, AIAA Education Series, 2002.

12) 최준혁, 이지선, 김정호, 이성호, 김태국, "대기온도 및 풍속 변화에 따른 함정의 적외선 신호 특성 분석", *한국군사과학기술학회지*, 제11권, 제5호, 2008, pp. 84-91.