

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(3), 204-212(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.3.204

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

무인항공기의 노즐 형상 변화가 Lock-on Range에 미치는 영향에 관한 연구

김민준*, 강동우**, 명노신***, 김원철****

Investigation of the Effects of UAV Nozzle Configurations on Aircraft Lock-on Range

Min-Jun Kim*, Dong-Woo Kang**, Rho-Shin Myong*** and Won-Cheol Kim****

Department of Aerospace and System Engineering and ReCAPT, Gyeongsang National University* , ** , ***

Agency for Defense Development****

ABSTRACT

The infrared lock-on range of target aircraft plays a critical role in determining the aircraft survivability. In this investigation, the effects of various UAV engine nozzle configurations on the aircraft lock-on range were theoretically analyzed. A virtual subsonic aircraft was proposed first, based on the mission requirement and the engine performance analysis, and convergent-type nozzles were then designed. After determining thermal flow field and nozzle surface temperature distribution with the CFD code, an additional analysis was conducted to predict the IR signature. Also, atmospheric transmissivity for various latitude and seasons was calculated, using the LOWTRAN code. Finally, the lock-on and lethal envelopes were calculated for different nozzle configurations, assuming the sensor threshold of the given IR guided missile. It was shown that the maximum 55.3% reduction in lock-on range is possible for deformed nozzles with the high aspect ratio.

초 록

표적 대상 항공기의 적외선 lock-on range는 항공기의 생존성을 결정하는데 있어 중요한 요소이다. 본 연구에서는 무인항공기의 엔진 노즐 형상이 lock-on range에 미치는 영향에 관한 이론적 연구를 수행하였다. 이를 위해 가상 아음속 항공기의 임무 요구조건과 엔진 성능분석을 통한 형상 변형노즐을 고려하였다. 먼저 열유동장과 노즐 표면 온도분포를 해석한 다음, 적외선 신호 해석을 수행하였다. 또한 대기전파 모델인 LOWTRAN 코드를 이용하여 고도와 계절변화에 따른 대기투과율을 계산하였다. IR 유도 미사일의 센서 특성값을 가정하여 여러 노즐형상에 대한 lock-on 및 lethal envelope 계산을 수행하였다. 높은 세장비를 갖는 변형노즐의 경우 최대 55.3%의 lock-on range 감소가 가능한 것으로 나타났다.

Key Words : Infrared Signature(적외선 신호), Atmospheric Transmissivity(대기 투과율)
Plume Flow Field(플룸 유동장), Lock-on Range(항공기 포착 거리)

† Received : August 6, 2014 Revised : January 23, 2015 Accepted : January 23, 2015

*** Corresponding author, E-mail : myong@gnu.ac.kr

I. 서 론

항공기로부터 방출되는 IR 신호는 대상 항공기를 탐색 및 탐지 그리고 추적하기 위한 좋은 수단이 된다. 특히 IR 유도 미사일은 항공기를 포착 및 추적을 위해 항공기 추진기관과 같은 고온부로부터 방출되는 IR 신호를 이용한다. 따라서 이러한 위협에 대처하기 위해 추진기관의 IR 신호 감소기술은 항공기 생존성 향상을 위해 필수적인 요소이다. 항공기에서 IR 신호를 발생시키는 요소들로는 엔진과 노즐, 배기 플룸(plume), 공력에 의한 표면 가열, 표면 방사, 그리고 태양 반사 등이 있다. 이 중 항공기 추진기관인 엔진 및 노즐 그리고 플룸에서 발생하는 높은 수준의 IR 신호는 열 추적 탐지기의 좋은 표적이 되기 때문에, 항공기 추진기관의 IR 감소 기술은 항공기 생존성 향상의 핵심기술 중 하나라고 할 수 있다.

항공기 IR 신호 감소에 관한 연구는 국내외의 다른 연구자들에 의해 다양하게 진행되었다. Thompson and Birk[1]에 의해 작성된 시험보고서에서는 IR suppressor 장착 유무에 대한 배기 가스의 적외선 신호 영향성을 보고하였다. Decher[2]는 노즐 출구 형상에 따른 플룸의 변화가 IR 신호 강도에 미치는 영향성을 분석하였다. Hunter[3]는 노즐 압력비 변화에 따른 노즐 내부 유동장 변화를 실험적으로 연구하였다. 이를 통하여 압력차에 따른 노즐에서의 충격파 변화에 대한 결과를 획득하였으며, 현재 이론적 연구의 검증자료로 널리 활용되고 있다. 그 외에도 Rao 및 Mahulikar[4]는 항공기 추진기관에서 발생하는 IR 신호를 LOWTRAN 대기전파 모델, Berger 모델 등을 활용하여 대기효과를 감안한 IR 신호를 예측하였다. 국내에서는 Go 등[5]이 비행조건에 따른 항공기 배기플룸의 IR 신호 특성에 대해 연구가 진행된 사례가 있다. 그 외에도 Kim 등[6]은 항공기 비행환경에 따른 플룸 IR 신호 영향성 연구를 수행한 바 있다. 하지만 지금까지의 논문에서는 주로 노즐특성 및 내부 조건 변화에 따른 플룸의 특성 변화에 초점을 맞추고 있으며, 노즐의 형상 변화에 따른 대상 항공기의 포착 범위 즉, lock-on range 영향성 분석에 대한 연구는 미흡한 편이다.

본 연구에서는 항공기 추진기관의 노즐형상에 따른 항공기 포착 범위인 lock-on range 영향성 분석을 위해 노즐 형상에 따른 열유동장 해석 및 IR 신호 영향성 분석을 Kang 등[7]의 연구 논문을 참고하여 수행한 다음 추가적으로 노즐 형상

변화에 따른 lock-on range 영향성에 대해 분석하였다. 먼저 대상 항공기로 가상의 아음속 무인 전투기를 선정하고, 각 임무 및 요구조건을 만족시키는 원형노즐을 설계하였다. 프랑스 Dassault사에서 개발중인 Neuron을 참고하여 원형노즐을 기본으로 노즐 출구 가로세로비 및 곡률을 변화시켜 형상변형 노즐을 설계하였다. 이를 바탕으로 CFD 기법을 이용하여 노즐형상에 따른 열유동장 해석을 수행하였다. 열유동장 해석결과를 바탕으로 Narrow-Band 모델 및 대기효과 계산 모델인 LOWTRAN을 이용하여 IR 탐지기에 도달하는 플룸 IR 신호를 계산하였다. 또한 대상 항공기의 lock-on range를 도출하기 위해 대기효과가 고려된 플룸 IR 신호, IR 유도 미사일의 특성값을 이용하여 형상 변형노즐에 대한 lock-on 및 lethal envelope 영향성을 분석하였다

II. 본 론

2. 노즐 형상 설계

2.1 가상 항공기 성능 분석 및 원형노즐 설계

노즐 및 플룸 열유동장 해석을 통한 항공기 후방동체에서의 열유동 특성을 분석하기 위해 추진계통에 대한 분석이 우선적으로 요구된다. 추진시스템에 대한 분석은 엔진 성능분석을 통한 노즐 입구의 초기조건 계산과 엔진 배기노즐 형상설계로 이루어진다. 엔진 성능에 있어 가장 중요한 사항은 엔진에 대한 요구조건을 결정하는 것인데, 이는 항공기의 목적에 따라 다양하다. 엔진 성능분석 과정을 Fig. 1에 나타내었다. 본 연구에서는 항공기 엔진 성능해석 프로그램인 AEDsys를 사용하였다.

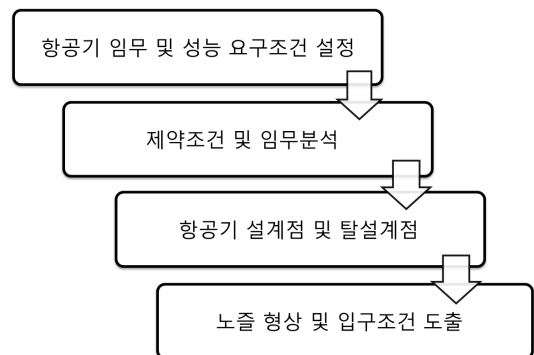


Fig. 1. Engine performance analysis procedure[7]

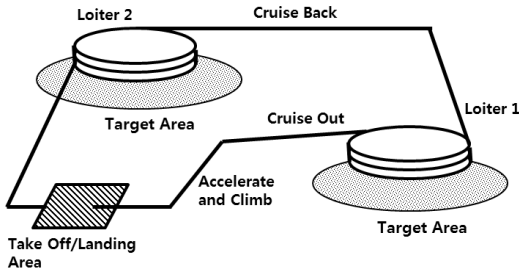


Fig. 2. Example of UAV mission profile[7]

프랑스 Dassault 사의 Neuron을 참고하여, 임무 및 성능 요구 조건을 설정하고, 임무분석을 통해 항공기 엔진의 최종 추력을 계산하였다. 이후 엔진 주요 요소에 대한 설계 값들을 결정하여 압력, 효율 질량유량에 등을 계산하였다. 이를 통해 비행고도 11,000 m에서 마하수가 0.8일 때의 요구조건을 만족시키는 배기노즐을 설계하였다.

항공기의 임무는 Fig. 2와 같이 이륙 후 아음속 순항 및 체공을 거쳐 최고 속력으로 순항한 뒤 착륙하는 것으로 설정하였다. 또한 대기 중의 화학종이 플룸 IR 신호에 미치는 영향을 고려하기 위해 외부공기는 N_2 78%, O_2 21%, 그리고 CO_2 1%로 가정하였다. 노즐 내부유동은 $C_{11}H_{22}$ 의 분자 구조를 갖는 제트 연료를 사용할 경우, 연료가 완전 연소한다는 가정하에 노즐 내부로 유입되는 유동은 몰분율 기준으로 N_2 74%, H_2O 13%, CO_2 13%로 가정하였다.

2.2 형상 변형 설계변수를 적용한 노즐 설계

항공기 후방동체에서의 플룸 IR 신호 감소를 위해 이전연구[7]를 바탕으로 프랑스 Dassault사에서 개발중인 Neuron을 참고하여 원형노즐에 대해 노즐 출구 가로세로비 및 곡률에 따라 다양한 형상노즐을 고려하였다. 먼저 곡률의 경우 Neuron의 노즐과 가장 유사한 곡선을 보이는 hyperbolic tangent 함수를 이용하여 4가지(소, 중소, 중대, 대)의 곡률을 도출하였다. 또한 노즐 출구 가로세로비 변화(AR2, AR6, AR10)를 통해 총 20가지의 형상변형 노즐을 설계하였다. 여기에서 AR는 aspect ratio를 나타낸다.

노즐의 단면적이 변하면 그 특성이 변하기 때문에 최대한 동일한 면적을 가지는 노즐을 이용하여 계산하였다. 이를 위해 원형노즐을 노즐 출구 방향으로 8등분하여 얻은 총 9개 세션의 단면적을 구해 형상 변형노즐에 동일하게 적용시켰다. 입구는 기존의 원형 노즐과 동일하게 원형으로 설정하고 노즐출구 부분은 원형노즐의 출구면

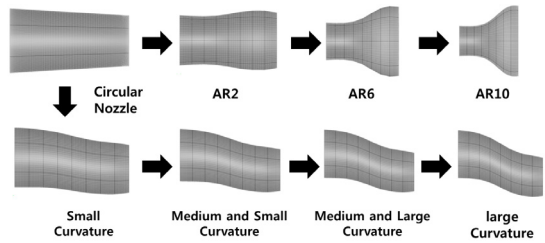


Fig. 3. Various nozzle configurations

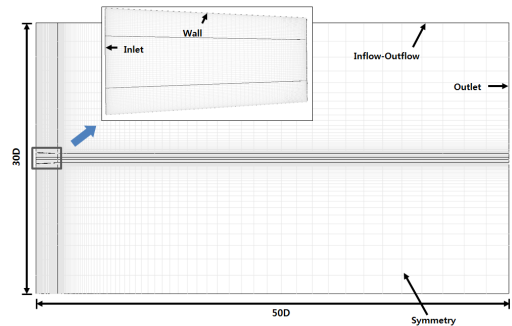


Fig. 4. Grid and numerical boundary conditions

적과 동일한 가로세로비가 적용된 타원 형상을 적용하였다. 앞의 계산 방법을 이용하여 설계된 형상 변형노즐을 Fig. 3에 나타내었다.

2.3 CFD 계산격자 및 경계조건

노즐 유동의 경우 고온기체와 충격파 등 수치적 계산이 복잡한 물리적 현상이 발생하여 격자 생성 및 해석에 많은 시간이 요구된다. 또한 전체 형상에 대해 노즐 내부 및 외부 유동까지 고려하여 CFD 해석을 수행하기 때문에 계산시간이 많이 소요된다. 외부유동장의 크기는 노즐입구 지름(D)를 기준으로 반경방향 30배 그리고 축방향 50배로 설정하였다. 또한, 항공기의 노즐벽면과 유동변화가 심한 플룸에서의 계산 정확성을 높이기 위해 온도, 압력 등의 변화가 큰 노즐 벽면 및 노즐 출구 그리고 플룸영역으로 격자를 밀집하였다.

열유동장 해석을 위한 경계조건은 Fig. 4와 같으며, 노즐 입구의 입력 조건은 엔진성능 분석 프로그램인 AEDsys를 통해 도출하였다. 노즐 벽면의 경우 열전달 문제로 인해 대부분 내열성의 재료를 사용하기 때문에, 노즐 벽면은 단열로 가정하고 해석을 수행하였다.

2.4 CFD 기법

노즐내부 및 외부의 효과적인 해석을 위해서는

문제의 조건에 적당한 수치해석 기법을 확보하는 것이 중요하다. 즉, 유동장 및 열전달을 해석하기 위해서는 Navier-Stokes 방정식, 에너지 방정식, 화학종(species) 방정식, 난류 방정식, 복사열전달 방정식을 고려하여야 한다. 또한 노즐 내부 및 외부, 플룸 유동장은 충격파 및 팽창파, 그리고 제트 경계면 등 해석이 난해한 영역이 존재하여 일반적으로 계산이 쉽지 않다. 따라서 노즐 내부 및 플룸 열유동장의 효과적인 해석을 위해 상용 프로그램인 CFD-FASTRAN[8]을 사용하였다. 주요 수치기법으로 밀도기반, 셀 기반 유한 체적법, 내재 시간 전진법을 사용하였다. 한편, 공간 이산화로 2차 풍상 차분법을 사용하였고, 차분법으로는 리만 근사해법에 기초한 Roe 기법을 사용하였다. 난류모델은 유사문제에 많이 사용되는 k-ε 모델을 사용하였으며, 유동장은 열적평형상태로 가정하였다. 화학종의 질량확산은 Fick 법칙에 따른 Schmidt 수를 사용하였다.

III. 결과 및 분석

3.1 열유동장 및 적외선 신호 해석

3.1.1 형상변형 노즐의 열유동장 해석

비행고도 11,000 m, 비행 마하수 0.8인 비행 상태에서 원형노즐과 형상 변형노즐의 열유동장에 관한 해석을 수행하였다. 열유동장 해석결과를 바탕으로 노즐입구에서의 대기압 및 노즐출구에서의 질량유량, 압력 및 속도를 이용하여 원형노즐 및 형상 변형노즐에 대해 추력을 계산하였다. 해석결과 노즐출구에서의 추력은 원형노즐 대비 형상 변형노즐에서 약 10.7%의 감소를 보였으며, 추력의 감소는 가로세로비가 크거나 곡률이 클수록 크게 나타났다. 이는 형상 변형노즐의 출구에서 압력이 노즐의 출구 가로세로비 및 곡률이 커짐에 따라 감소하기 때문에 추력이 감소하는 것으로 판단된다.

또한 형상 변형노즐 출구에서의 평균온도 및 최고온도가 원형노즐 대비 각각 40K (8.1%), 9K (1.8%) 감소한 것으로 나타났다. 이와 같은 결과는 형상 변형노즐의 플룸이 좌우로 넓게 형성되어 고온의 플룸이 저온의 외부 공기와 혼합되어 온도가 감소되는 것으로 판단된다.

3.1.2 노즐 형상에 따른 적외선 신호 해석

대상 항공기의 lock-on range는 항공기에서 방사되는 IR 신호에 비례하여 증가한다. 따라서 항공기의 피탐지성 분석에서 후방동체 및 플룸에서

발생하는 파장별 복사 신호 특성은 중요하다고 할 수 있다. 본 연구에서는 이전연구[7] 결과를 바탕으로 Narrow-Band 모델을 이용하여 플룸 IR 신호를 계산하였다. 계산에는 Grosshandler[9]의 RADCAL 코드를 사용하였다. 또한 관측자의 위치는 노즐 출구의 중심점에서 10 m 거리에 있다고 가정하였다.

원형노즐 및 형상 변형노즐에 대한 플룸 IR 신호 계산 결과 원형 노즐 보다 형상 변형노즐에서의 IR 신호 값이 낮게 나타났다. 관찰자가 동일한 위치에 있다고 가정할 때, 형상 변형노즐의 출구 가로세로비가 커질수록 최대 spectral intensity의 값이 감소하였다.

한편 모든 경우에서 약 4~4.5 μm 와 5.5~7.5 μm 밴드에서 spectral intensity가 다른 파장에 비해 IR 신호가 감소하는 것을 알 수 있는데, 이는 플룸 및 대기성분 중 CO₂의 고유진동수가 4~4.5 μm 밴드에 영향을 미치고, H₂O의 고유진동수가 5.5~7.5 μm 밴드에 큰 영향을 미치기 때문이다.

3.1.3 대기효과를 고려한 적외선 신호 분석

대기 중의 수증기나 미세 먼지 등에 의해 IR 신호가 영향을 받기 때문에 IR seeker와 같이 멀리 떨어져 있는 관측자 의한 플룸 IR 신호를 고려하는 것은 lock-on range 계산에 있어 중요하다. 이를 위해 대기전파 분석 모델인 LOWTRAN [10]을 이용하여 위도, 계절에 따라 대기투과율을 계산하였다. 먼저 전형적인 기후인 열대지방 기후로 대기모델로 설정하고, 고도는 약 11 km로 설정하였다. 이 때 IR seeker의 위치는 항공기의 노즐 출구와 같은 평면상에 위치에 있다고 가정하였다.

계산결과 위도 및 계절에 따른 대기투과율을 Fig. 5와 6에 나타내었다. 위도의 경우 고위도에서 저위도로 갈수록 대기투과율이 낮게 나타났다. 이는 고위도 보다 저위도 지방이 상대적으로 일사량이 많기 때문에 대기성분인 CO₂ 및 H₂O가 더 많이 밀집되어 IR 신호 흡수가 더 많이 일어나기 때문이다. 계절에 따른 대기투과율의 경우, 고위도에서 겨울 및 여름에 대한 대기 투과율을 나타냈다. 계산결과 고위도 지방에서 계절에 따른 대기투과율 차이는 5.5~7.5 μm 밴드영역을 제외하고 미미한 것으로 나타났다. 이는 저위도 및 중위도지방에서 고위도 지방으로 갈수록 수증기 및 불순물이 집중적으로 존재하는 대류권의 높이가 점차적으로 줄어들기 때문에 고위도 지방에서 계절에 따른 대기투과율의 변화가 적은 것으로 판단된다.

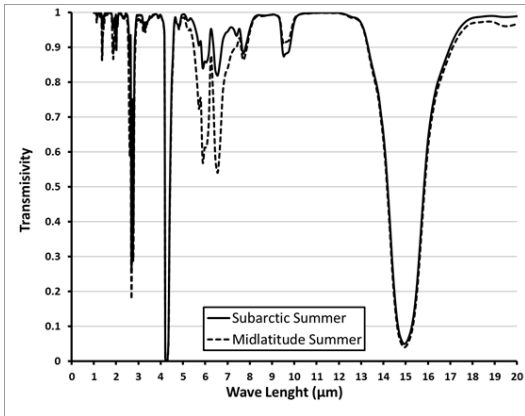


Fig. 5. Transmissivity at different latitudes

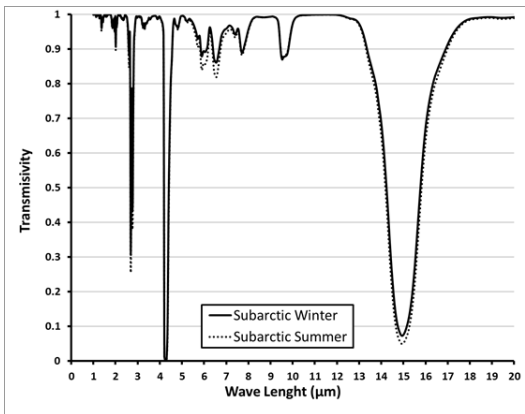


Fig. 6. Transmissivity for different seasons

LOWTRAN을 이용하여 계산한 대기투과율을 IR 신호에 적용하였다. 위도 및 계절에 대하여 대기투과율이 고려된 IR 신호 결과를 Fig. 7과 8에 나타내었다. 앞서 계산한 위도 및 계절에 대한 대기투과율 결과처럼 고위도에서 저위도로 갈수록 IR 신호가 감소했고, 고위도에서 겨울보다 여름 일 때 IR 신호감소가 더 많이 일어났다. 특히 4~4.5 μm, 5.5~7.5 μm 영역에서 IR 신호가 가장 많이 감소하는 것으로 나타났다. 이와 같은 결과는 IR 신호에 변화에 큰 영향을 주는 대기 중의 CO₂와 H₂O에 의해 IR 신호 흡수가 일어나기 때문이다.

3.2 Lock-on range 계산 및 분석

3.2.1 항공기 생존성 분석 및 lock-on range 주요 인자 분석

일반적으로 항공기는 높은 수준의 IR 신호를 방출하며 이는 IR 유도 미사일에 대해 많은 취약

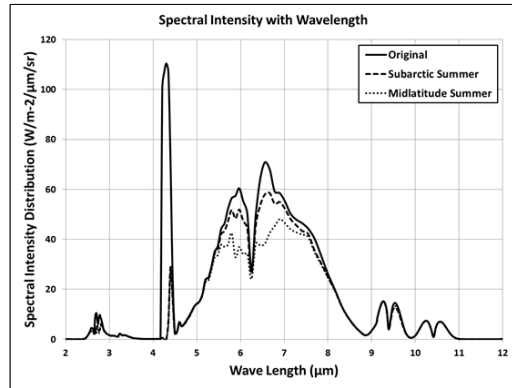


Fig. 7. Plume IR signature at different latitudes

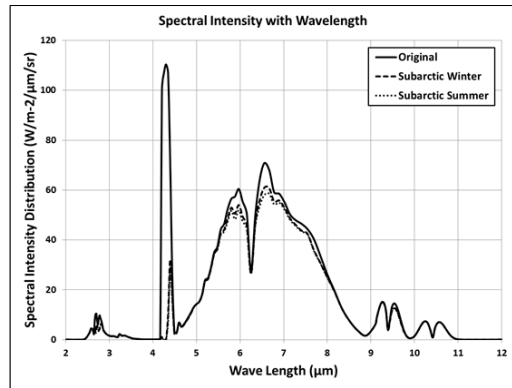


Fig. 8. Plume IR signature for different seasons

성을 가진다. 따라서 lock-on range는 IR 유도 미사일에 대한 항공기의 생존성 판단을 위한 평가기준이 된다. 특히 lock-on range는 대상 항공기의 IR 신호수준 및 대기투과율에 비례하며 다음과 같이 표현된다.

$$R_{Lo}^2 = \frac{I_c \times \eta_a}{S/N \times NEI} \quad (1)$$

여기에서는 I_c 는 대상 항공기로부터 방출되는 IR 신호를 말하며, η_a 는 대상 항공기와 관측자 사이의 대기투과율을 말한다. S/N 및 NEI는 IR 유도 미사일의 센서가 가지는 특성 값을 나타낸다. 항공기 피탐지성의 정량적 기본 모델은 Fig. 9와 같이 대상 항공기 주위의 lock-on envelope의 면적으로 정의할 수 있다. 이 때 항공기에서 방출되는 IR 신호가 모든 방향에 대해 일정하다고 가정할 때 lock-on envelope는 원의 형상을 나타낸다.

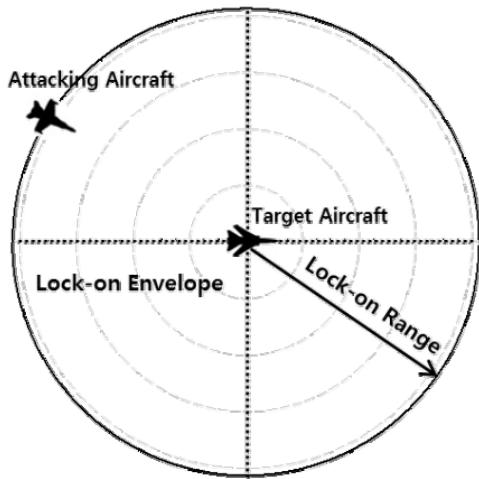


Fig. 9. The model of Lock-on range and envelope[11]

3.2.2 노즐 형상에 따른 lock-on range 계산

앞서 계산한 원형노즐 및 형상 변형노즐의 3~5 μm 파장영역대의 플룸 IR 신호 값을 이용하여 노즐 형상에 따른 lock-on range를 계산하였다. 여기서 대상 항공기로부터 방출되는 IR 신호는 등방성을 가지며, IR 유도 미사일 센서의 특성값인 S/N 및 NEI는 Hytönen[12] 논문에 의해 10, $2.5 \times 10^{-8} W/m^2/Sr$ 으로 설정하였다. 이때 항공기와 IR 유도 미사일은 같은 고도 평면상에 있다고 가정하였다. 그리고 대기투과율 η_a 은 항공기와 관측자 거리에 따라 그 값이 변화하므로 대수방정식 (1)을 반복기법을 통해 계산하였다.

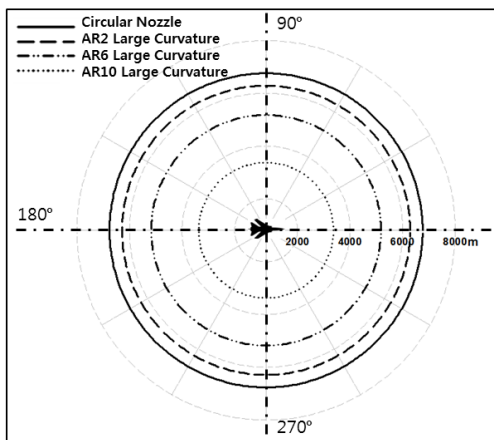


Fig. 10. Lock-on range of various nozzle shapes

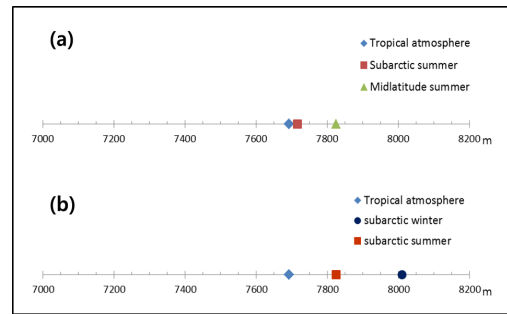


Fig. 11. Lock-on range at different latitude and season. (a) latitude (b) season

원형노즐 및 형상 변형노즐에 의한 대상 항공기의 lock-on range를 Fig. 10에 나타내었다. 계산결과 형상 변형노즐의 가로세로비가 증가함에 따라 lock-on range가 원형노즐 대비 약 3.4 km(55.4%) 감소한 것으로 나타났다. 이와 같은 결과는 형상 변형노즐의 가로세로비가 증가함에 따라 항공기에서 방출되는 3~5 μm 파장영역대의 플룸 IR 신호가 감소하고 이에 따라 lock-on range가 감소하기 때문이다.

3.2.3 대기 환경에 따른 lock-on range 계산

항공기 비행환경에 의한 lock-on range의 영향을 분석하기 위해 위도 및 계절에 따른 해석 결과를 Fig. 11에 나타냈다. 먼저 원형노즐의 플룸 IR 신호 기준으로 위도에 따른 lock-on range를 계산하였다. 계산결과 대상 항공기의 위도에 따른 lock-on range의 결과 값이 동일한 계절에서 고위도 및 중위도에서 유사한 것으로 나타났다. 앞서 계산한 대기환경에 의한 대기투과율 결과를 분석하면, 위도에 따라 5~8 μm에서 대기 투과율이 많이 차이가 나는 반면, 3~5 μm에는 변화가 거의 없는 것으로 나타났다. 따라서 대기환경에 따른 lock-on range를 계산할 때, 항공기 엔진 플룸으로부터 배출되는 3~5 μm 영역대의 중적외선을 중심으로 계산할 수 있었기 때문에 위도에 다른 lock-on range가 유사한 것으로 확인되었다. 또한 고위도에서 계절에 따른 lock-on range 경우에도 앞서 계산된 계절에 의한 대기투과율 계산에 의해서 대기투과율이 계산결과에 미치는 영향이 미미하여 계절에 따른 lock-on range가 유사한 것으로 나타났다.

3.3 Lethal envelope 계산 및 분석

3.3.1 Lethal envelope 예측 모델

Lock-on range는 항공기의 적외선 피탐지성을 판단하기 위한 기준으로 주로 사용된다. 하지만 항공기의 피탐지성에 미치는 원인을 다양하게 분

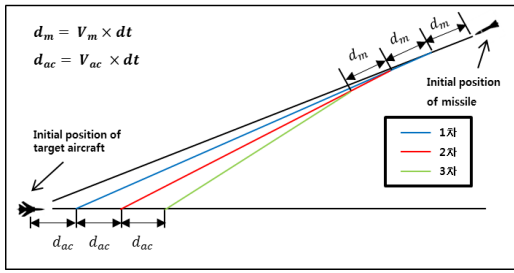


Fig. 12. Missile guidance logic[11]

석하기 위해서는 lock-on range만으로 불충분하다[13]. Lock-on range는 항공기 피탐지성에 영향을 주는 주요 파라미터들을 일부 포함하고 있지 않다. 대상항공기를 lock-on 후 미사일이 항공기를 격추하기 위한 파라미터인 대상 항공기 속도, 미사일 속도, 미사일 burnout range 등이 고려되어야 하는데, 전통적인 lock-on range 분석에는 이들이 포함되지 않는다.

항공기 피탐지성의 새로운 기준인 lethal envelope은 대상 항공기를 lock-on 후 미사일을 발사했을 경우, 높은 확률로 항공기를 격추할 수 있는 범위를 제시한다[11]. 따라서 lethal envelope는 lock-on range뿐만 아니라 위에서 언급한 대상항공기 속도, 미사일 속도, 그리고 미사일 유도 논리 등을 고려하기 때문에 항공기 피탐지성을 평가하는 보다 포괄적인 기준이 된다.

전통적인 공대공 전투에서 항공기는 IR 유도 미사일에 의해 공격을 받는다. 공격하는 항공기는 대상 항공기를 포착과 동시에 IR 유도 미사일을 발사하며 IR detector는 lock-on을 할 수 있을 만큼 충분한 IR 신호를 수신한다. 유도 미사일이 대상항공기를 타격하는 과정에 관한 계산 절차는 아래와 같이 요약될 수 있다.

- 1) 최초 대상 항공기 및 미사일의 위치를 계산한 후 각 위치를 기준으로 미사일과 항공기의 사이의 거리 및 각도를 계산한다.
- 2) 임의의 값 dt 를 정한 후 삼각함수를 이용하여 dt 만큼 움직인 미사일 거리 dm 과 항공기 거리인 dac 를 계산한다.
- 3) 다음으로 미사일의 최초 위치에서 dt 동안 움직인 거리를 제하여 dt 후의 미사일 위치를 구한다.
- 4) 미사일이 대상 항공기를 타격 할 때까지 위 과정을 반복한다.

이 때 미사일 및 대상 항공기의 속력은 일정하고, 미사일은 공대공 미사일이며 대상항공기와 같은 고도인 수평면에 있다고 가정할 수 있다.

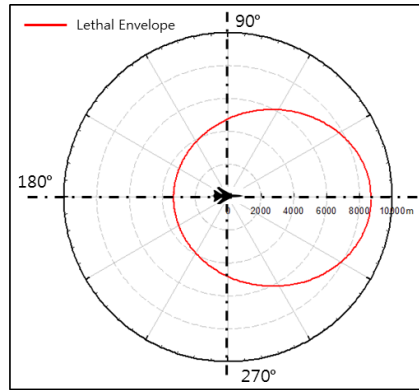


Fig. 13. Lethal envelope plot around target aircraft

대상 항공기와 미사일 사이의 최대 lethal range는 직선상에서 서로 반대방향으로 진행할 때 최대가 되며, 이 때 최대 lethal range는 다음과 같이 표현된다.

$$R_{\text{lethal, max}} = (1+m)R_{bo} + R_{bk}, \quad m = V_{ac} / V_m \quad (2)$$

여기에서 V_{ac} 는 대상 항공기 속도, V_m 는 미사일 속도, R_{bk} 는 blast kill, 그리고 R_{bo} 는 burnout range로 미사일이 보유한 연료로 도달할 수 있는 거리를 나타낸다.

위의 과정을 이용하여 대상항공기 주위 0-360° 위치에서의 lethal envelope을 Fig. 13에 나타냈다. 최초 미사일 위치가 0° 일 때 lethal envelope는 최대가 된다. 1-359°에서는 최대 lethal envelope 기준으로 미사일이 이동한 거리가 burnout range거리 보다 작아질 때까지 최대 lethal envelope를 10 m 씩 감소시킨다. 위 과정을 미사일이 대상 항공기를 타격할 때까지 반복하면 각 방위각에서의 lethal envelope를 계산할 수 있다. 이 경우 $R_{bo}=6000$ m, $R_{bk}=10$ m, $V_m=600$ m/s $V_{ac}=270$ m/s로 설정하였다.

3.3.2 대상 항공기의 노즐 형상 변화에 따른 lock-on envelope 및 lethal envelope

항공기에 대한 피탐지성 및 생존성을 분석하기 위해 원형노즐을 대상으로 앞서 계산한 lock-on envelope와 lethal envelope를 Fig. 14에 나타냈다. lock-on envelope와 lethal envelope이 겹치지 않는 부분인 B 지역은 미사일이 대상 항공기에 도달할 수 있지만, 항공기를 포착하지 못하기 때문에 격추가 불가능한 범위를 나타낸다.

이 지역은 green zone으로 대상 항공기가 미사일로부터 위협을 받지 않는다. 반면에 lock-on

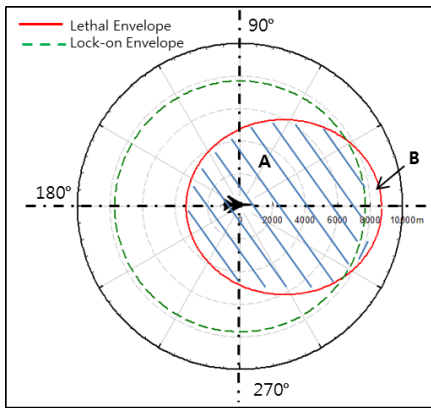


Fig. 14. Lock-on and lethal envelopes in case of circular nozzle

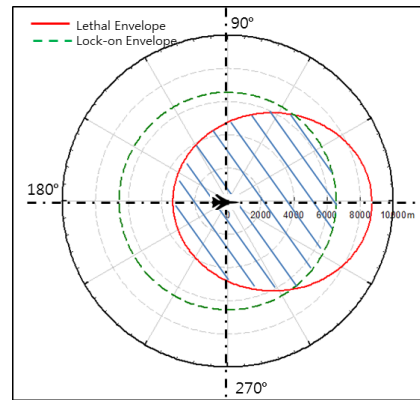
envelope와 lethal envelope가 겹치는 부분인 A 지역은 대상 항공기를 포착 후 미사일이 발사했을 경우 높을 확률로 대상 항공기를 격추할 수 범위를 나타낸다. 이 지역은 red zone으로서 대상 항공기는 추격 미사일로부터 위협을 받는다.

다음으로 형상 변형노즐에 따른 lock-on envelope 및 lethal envelope를 Fig. 15에 나타내었다. 계산결과 형상 변형노즐의 가로세로비가 증가함에 따라 lock-on envelope와 lethal envelope가 교차하는 면적인 red zone이 감소된다. 특히 가로세로비가 10인 경우에는 대상 항공기의 후면에서 lock-on envelope와 lethal envelope의 겹치지 않는 지역이 발생한다. 이 지역에서는 대상 항공기를 포착은 가능하지만, 미사일의 burnout range의 한계로 인해 대상 항공기를 격추할 수 없는 지역이 된다. 따라서 형상 변형노즐의 가로세로비가 증가함에 따라 대상 항공기가 미사일로부터 위협을 받는 면적인 red zone이 감소되어 항공기의 생존율이 향상되는 것으로 나타났다.

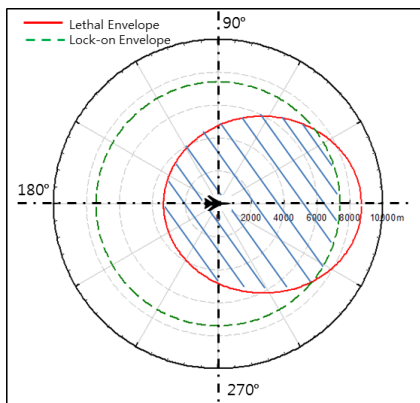
IV. 결 론

본 연구에서는 항공기 피탐지성 연구를 위하여 노즐형상 및 대기조건에 따른 IR 신호를 바탕으로 lock-on range 영향성을 분석하였다.

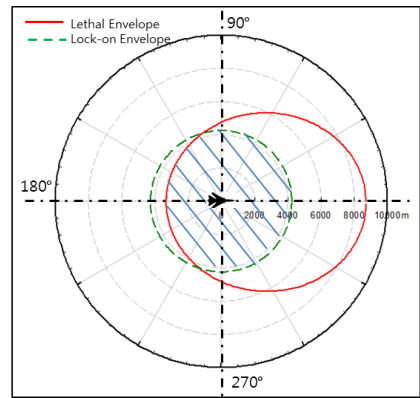
(1) 원형노즐 및 형상 변형노즐에 따른 열유동장해석을 먼저 수행하고, 열유동장 해석결과와 Narrow-Band 모델을 사용하여 플룸 IR 신호를 계산하였다. 형상 변형노즐에 대하여 spectral Intensity 분포를 분석한 결과, 형상 변형노즐의 출구 가로세로비가 커질수록 IR 신호 값이 낮은 것으로 확인되었다. 다음으로 LOWTRAN을 이



(b)



(a)



(c)

Fig. 15. Lock-on and lethal envelopes in case of various nozzle shapes (a) AR=2 (b) AR=6 (c) AR=10

용하여 위도 및 계절에 따른 대기투과율을 계산하고 그 결과를 이용하여 대기효과가 고려된 IR 신호를 분석하였다. 계산결과 위도가 낮을수록, 계절이 여름일 경우 대기투과율이 낮게 나타났다. 이는 저위도 지방이 상대적으로 일사량이 많

기 때문에 대기성분의 CO₂ 및 H₂O가 더 많이 밀집된다. 따라서 4~4.5 μm, 5.5~7.5 μm 영역에서 IR 신호 흡수가 더 많이 일어나는 것으로 확인되었다. 또한 고위도에서 계절의 경우에는 5.5~7.5 μm 밴드영역에서 IR 신호 흡수가 미세하게 일어난 것으로 나타났다. 이는 저위도에서 고위도 지방으로 갈수록 수증기 및 불순물이 집중적으로 존재하는 대류권의 높이가 점차적으로 줄어들어 계절에 따른 대기투과율의 변화가 적은 것으로 판단된다.

(2) 원형노즐 및 형상 변형노즐의 IR 신호를 바탕으로 노즐형상 및 대기환경에 따른 lock-on range를 계산하였다. 계산결과 형상 변형노즐에 따라 lock-on range가 최대 3.4 km(55.3%)가 감소한 것으로 나타났다. 이는 형상 변형노즐의 가로세로비가 증가함에 따라 플룸 IR 신호가 감소하기 때문에 lock-on range가 감소하는 것으로 확인되었다. 또한 대기환경의 경우 위도 및 계절에 따른 3~5 μm 파장영역대의 플룸 IR 신호에 대한 lock-on range 변화가 적은 것으로 확인하였다.

(3) 마지막으로 형상 변형노즐에 따른 lock-on envelope 및 lethal envelope를 계산하였다. 계산결과 형상 변형노즐의 가로세로비가 증가함에 따라 lock-on envelope와 lethal envelope이 교차하는 면적인 red zone이 감소되어 항공기의 생존율이 향상되는 것으로 나타났다. 이러한 과정을 통해 CFD 코드 및 Narrow-Band 모델을 통한 플룸 IR 신호계산, LOWTRAN 코드를 이용한 대기투과율 고려, 그리고 이를 바탕으로 대상항공기의 lock-on 및 lethal envelope를 도출함으로써 항공기 추진계통에 관련된 IR 피탐지성 및 생존성에 관한 분석 시스템을 구축하였다.

후 기

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

References

- 1) Thompson, J. and Birk, A. M., "Design of an Infrared Signature Suppressor for the Bell 205(UH-1H) Helicopter Part 1: Aerothermal Design," *11th CASI Propulsion Symposium*, 2010.
- 2) Decher, R., "Infrared Emissions from Turbofans with High Aspect Ratio Nozzle,"

Journal of Aircraft, Vol. 18, 1981, pp. 1025-1031.

- 3) Hunter, C. A., "Experimental Investigation of Separated Nozzle Flows," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 3, 2004, pp. 527-532.

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

- 5) Go, K. Y., Kim, M. Y. and Baek, S. W., "Effects of Flight Conditions on IR Signature from Aircraft Exhaust Plume," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 40, No. 8, 2012, pp. 688-694.

- 6) Kim, J. Y., Chun, S. H., Myong, R. S. and Kim, W. C., "Computational Investigation of the Effect of Various Flight Conditions on Plume Infrared Signature," *Journal of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 5, 2012, pp. 58-66.

- 7) Kang, D. W., Kim, J. Y., Myong, R. S. and Kim, W. C., "Computational Investigation of the Effect of UAV Engine Nozzle Configuration on Infrared Signature," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 41, No. 10, 2013, pp. 779-787.

- 8) CFD-FASTRAN, ESI, 2011.

- 9) Grosshandler, W. L., "RADCAL : A Narrow-Band Model for Radiation Calculations in a Combustion Environment," *National Technical Information Service*, TN 1402, 1993.

- 10) Kneizys, F. X., Shettle, E. P., Abreu, L. W., Chetwynd, J. H. and Anderson, G. P., "Lowtran-7 Computer Code User's Manual," Air Force Geophysics Laboratory, Hanscom AFB MA, AFGL-TR-88-0177, 1988.

- 11) Sonawane, H. R. and Mahulikar, S. P., "Infrared Signature Suppression and Susceptibility Studies of aircraft," Ph.D. Thesis, IIT Bombay, 2013.

- 12) Hytönen, H., "Utilization of Air-to-Air Missile Seeker Constrains in the Missile Evasion," *Project Report*, Helsinki University of Technology, 2004.

- 13) Rao, G. A. and Mahulikar, S. P., "New Criterion for Aircraft Susceptibility to Infrared Guided Missiles," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 9, No. 8, 2005, pp. 701-712.