

날아가는 섬광탄이 연료탱크 수평핀에 미치는 복사열전달 연구

정대한^{*,1)} · 강치행¹⁾ · 김시태¹⁾

¹⁾ 공군사관학교

An Investigation of Radiation Heat Transfer on The Horizontal Fin of An External Fuel Tank by Flame of a Flying Flare

Daehan Jung^{*,1)} · Chihang Kang¹⁾ · Sitae Kim¹⁾

¹⁾ Korea Air Force Academy

(Received 4 August 2013 / Revised 27 January 2014 / Accepted 21 February 2014)

ABSTRACT

In this paper, the effect of unsteady radiation on the horizontal fin of an external fuel tank by flame of a flying flare was analysed to see the temperature increase of the fin and the thermal impact on the fin. Radiation between two surfaces was calculated using the concept of radiation resistance of surface and space including radiation, irradiation and shape factor for two flying trajectories of a flare, maximum temperature of 2200 K, emissivity of 0.95, flying velocity of 30 m/s, and thermal surface area of 0.01 m².

The result shows that the temperature increase of the fin is 0.236 K, and the thermal effect on the fin is ignorable. And it was found that temperature is increased a little because small amount of heat energy can be radiated due to the short exposure time to the heat source.

Key Words : Flare(섬광탄), External Fuel Tank(외부 연료탱크), Radiation Heat Transfer(복사열전달), Diffuse Gray(확산회체), Shape Factor(형상계수), Heat Flow(열류), Radiant Intensity(복사강도)

1. 서론

대부분의 군용기는 적의 레이더 및 열추적 탐지를 회피하기 위해 Chaff/Flare를 장착, 운용하고 있다. 공군의 F-00 항공기도 Chaff/Flare를 운용(Fig. 1)하고 있으나 중앙 파일론에 150갤런 용량의 외부연료탱크를 장

착할 경우 발사된 섬광탄(flare)이 외부연료탱크 좌측 수평핀과 충돌할 수 있다. 실전에서는 Chaff/Flare 발사전 연료탱크를 분리, 투하할 수 있어 충돌을 사전에 예방할 수 있지만, 훈련 상황에서는 외부연료탱크의 투하가 현실적으로 어려워 Chaff/Flare와 외부연료탱크를 동시 운용할 수 있는 가능한 방안을 모색하게 되었다.

본 연구는 중앙 파일론에 150갤런 외부연료탱크를 장착할 경우 섬광탄(flare) 연소체의 고온 복사열에 의

* Corresponding author, E-mail: daehanj@afa.ac.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

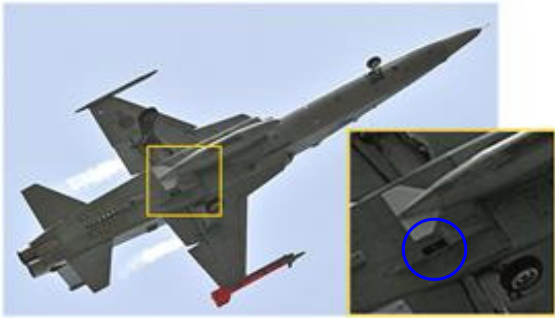


Fig. 1. Position of Chaff/Flare of F-00 Fighter

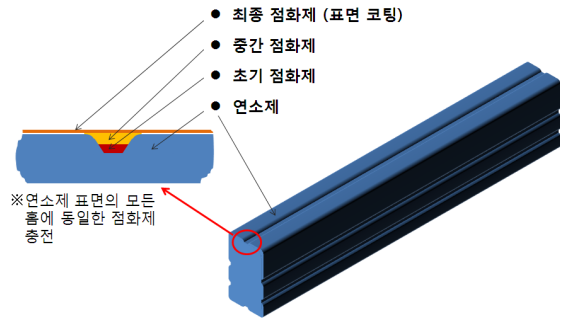
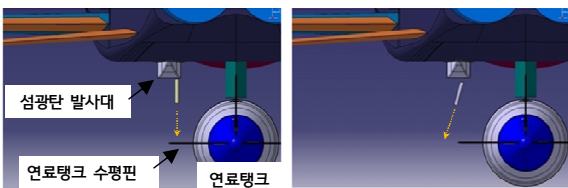


Fig. 3. The geometry of flare inside



(a) Downward discharging (b) Slanted discharging
Fig. 2. The direction of flare discharging for analysis

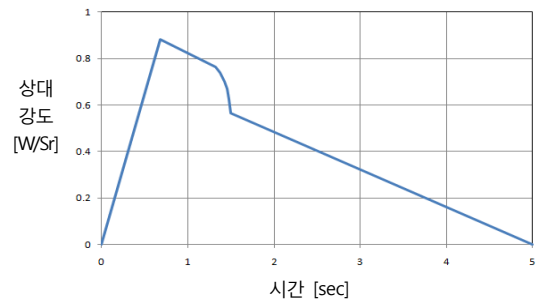


Fig. 4. Relative radiant intensity distribution of infrared flare

한 외부연료탱크 수평핀의 온도변화를 분석하고 이에 따른 외부연료탱크 수평핀의 열손상 여부를 예측하고자 한다. 발사체적은 현재 운용상태를 가정한 직하방향 사출조건(Fig. 2(a))과 수평핀과 충돌을 막기 위해 섬광탄 발사대(dispenser)의 발사각을 변경한 경사방향 사출조건(Fig. 2(b))의 두 가지 경로로 구분한다.

2. 열전달 해석 조건

2.1 적외선 섬광탄

섬광탄 KMJU-7B의 탄통(cartridge) 내부는 Fig. 3과 같이 연소제와 점화제로 구성되어 있으며, 전체 크기는 $0.162 \times 0.484 \times 0.213$ m 이다. 연소제에는 여러 개의 홈이 주위에 있으며, 홈에는 신속한 점화확산을 위한 초기점화제와 중간점화제가 충전되어 있고, 연소제와 점화제는 다시 최종점화제로 도포된 후 알루미늄 호일이 둘러싸고 있다. 점화는 신관작동을 통해 초기 점화제, 중간점화제, 최종점화제, 그리고 연소제 순으로 이루어진다. 연소제와 점화제에 대한 구성성분, 무게 등에 대한 제원은 생략하며, 이후 연소제라 함은 점화제가 덮인 연소제를 의미한다.

개발 당시 측정된 연소제의 주요 특성^[1]을 살펴보면,

적외선 상대강도(relative radiant intensity)는 점화된 후 약 0.7초 후에 최대값이 되고, 연소시간은 약 5초(Fig. 4), 최대온도는 2000~2200 K, 방사율(emissivity)은 0.95 이다.

연소제의 점화진행, 연소면적 등 점화 및 연소상태를 파악하기 위해 섬광탄 발사순간을 고속촬영하였다. 섬광탄 12발에 대한 분석결과, 연소는 Fig. 5(a)와 같이 탄통을 이탈할 때 연소제 뒤쪽, 즉 발화장치가 있는 곳부터 점화가 시작되고 연소가 진행되는 경우와 Fig. 5(b)와 같이 탄통을 이탈할 때 연소제 전후가 동시에 연소되는 경우 두 가지로 나타났다. Fig. 2와 Fig. 5를 살펴보면 Fig. 5(b)와 같이 화염이 크게 발달한 때(Fig. 5(b)에서 왼쪽과 위쪽의 두개 화염은 보호막에 비친 것임) 수평핀에 더 많은 열전달이 되어 열적 손상을 크게 줄 것이므로 열전달 분석은 Fig. 5(b)를 기준으로 하고자 한다. 길이방향에서 측정된 연소제 화염은 지름 약 0.3 m, 전면면적(frontal area)은 $A_f = 0.01$ m²이며, 화염 길이는 연소제의 두배 정도이다. 여기서 화염의 크기는 발사 시험장치의 제원을 이용하여 추정하였다.



(a) ignited from aft (b) ignited from front/aft
Fig. 5. Ignition pattern of flare after discharging

측정된 연소제의 발사속도는 30~60 m/s 범위이나 열전달량은 열원 노출시간에 비례하므로 섬광탄 발사대와 수평핀 사이의 거리(Fig. 2 참조) 0.415 m를 발사속도를 이용하여 노출시간으로 환산하면, 발사속도가 30 m/s일 때 0.014초로 가장 긴 노출시간이 되므로 이 속도를 기준으로 열전달량을 계산한다.

2.2 열전달 메커니즘 및 기하학적 조건

섬광탄 연소제에 의한 연료탱크 수평핀의 열전달 영향은 우선 Fig. 2와 같이 연소제가 수평핀을 향해 날아가는 궤적(직하발사)을 가정하여 분석하고, 이를 이용하여 연소제가 경사발사되는 경우에 대하여 비교, 분석하고자 한다. 영역은 연소제와 수평핀 사이이며, 연소제에서 수평핀으로 열전달은 Fig. 2에서와 같이 항공기 제원, 항공기 속도(또는 공기 속도), 온도 등을 고려하면 전도(conduction)나 대류(convection)보다는 복사(radiation)에 의한 열전달이 주된 메커니즘^[2,3]이므로 본 연구에서 열전달 분석은 복사열전달로 제한한다.

연료탱크 수평핀은 알루미늄 합금인 AZO31BOH24이며 비열은 1040 J/kg·K, 비중은 1.78, 가운데 부분의 두께는 0.078 m이며, 수평핀에는 방사율, $\epsilon_j = 0.85$ 인 페인트(camouflage green)^[4]가 칠해져 있다. 수평핀과 페인트의 온도는 300 K로 가정하였으며, 수평핀의 제원^[5]에 대한 설명은 생략한다.

연소제와 수평핀 표면은 모두 파장과 방향에 무관하게 복사가 일어나는 확산회체(diffuse gray)로 가정^[2]하고, 수평핀에서 바라본 연소제의 전면면적은 A_i , 수평핀의 임의 면적을 A_j 라 하면, 표면 A_i 에서 표면 A_j 로 전달된 총열류(total heat flow), q_{ij} [W]를 Fig. 6과 같이 표면복사저항과 공간복사저항을 이용한 등가열회로^[2]로 나타내면 다음과 같다.

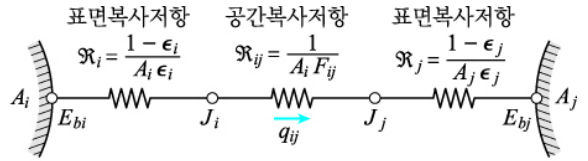


Fig. 6. Radiation between two surfaces^[2]

$$q_{ij} = \frac{E_{bi} - E_{bj}}{\frac{1 - \epsilon_i}{A_i \epsilon_i} + \frac{1}{A_i F_{ij}} + \frac{1 - \epsilon_j}{A_j \epsilon_j}} \text{ [W]} \quad (1)$$

여기서 F_{ij} 는 표면 A_i 를 떠난 열류 중 표면 A_j 에 도달한 에너지의 분율을 나타내는 형상계수(shape factor 또는 view factor)이며, E_{bi} 는 표면 A_i 에서 방사율 ϵ_i 로 방사하는 방사에너지를 E_{bj} 는 표면 A_j 에서 방사율 ϵ_j 로 방사하는 방사에너지를 의미한다. 여기서 수평핀의 표면, A_j 는 연소제 전면면적과 동일한 면적, 즉 $A_i = A_j$ 인 원으로 가정하였다.

3. 해석 및 결과

Fig. 7과 같이 동일축 위의 면적이 같은 두개의 확산회체 표면에 대한 형상계수^[2,3]는 다음과 같다.

$$F_{ij} = \frac{2 + \frac{L^2}{r_i^2} - \frac{L}{r_i} \sqrt{4 + \frac{L^2}{r_i^2}}}{2} \quad (2)$$

위 식에서 거리 L 이 시간의 함수이기 때문에 형상계수도 시간의 함수이며, 시간 $0 \leq t \leq 0.014$ 범위에 대한 형상계수 분포는 Fig. 8과 같다. 그림과 같이 연소제와 수평핀 사이의 형상계수는 시간에 따라 점진적으로 증가하기 때문에 수평핀에 전달된 복사량은 연소제의 위치를 고려하여 계산하여야 한다. 면적 $A_j (= A_i)$ 인 수평핀에 전달된 열류, q_{ij} [W]와 복사량 Q_{ij} [J]^[2,3]는 식 (1)과 (2), 그리고 연소제가 임의의 위치까지 날아가는데 걸리는 시간 Δt 를 이용하여 정리하면 다음과 같다.

$$q_{ij} = \frac{A_i \sigma (T_i^4 - T_j^4)}{\frac{1 - \epsilon_i}{\epsilon_i} + \frac{1}{F_{ij}} + \frac{1 - \epsilon_j}{\epsilon_j}} \quad (3)$$

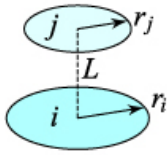


Fig. 7. The geometry of surfaces for shape factor^[2]

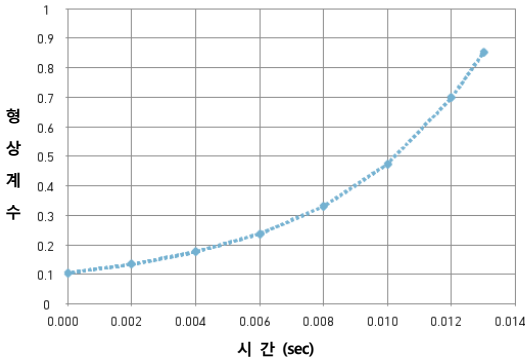


Fig. 8. The shape factor between flare and horizontal fin

$$Q_{ij} = \frac{\sigma(T_i^4 - T_j^4)\Delta t}{\frac{1-\epsilon_i}{A_i\epsilon_i} + \frac{1}{A_i F_{ij}} + \frac{1-\epsilon_j}{A_j\epsilon_j}} = \frac{A_i\sigma(T_i^4 - T_j^4)}{\frac{1-\epsilon_i}{\epsilon_i}\Delta t + \frac{1}{F_{ij}\Delta t} + \frac{1-\epsilon_j}{\epsilon_j}\Delta t} \quad (4)$$

위 식에서 사다리꼴 공식(trapezoidal rule)을 시간함수인 $F_{ij}\Delta t$ 에 적용한 후 복사량을 구하였다. 또한 연소제 초기속도 30 m/s에 대한 노출시간 0.014초, 연소제 방사율 0.95, 페인트 방사율 $0.4 \leq \epsilon_j \leq 0.9$ 을 대입하면 수평핀에 전달된 복사량은 Fig. 9와 같이 47~62 J이 된다. 수평핀 페인트의 방사율^[4]은 0.85이나 방사율 영향을 보기 위해 페인트 방사율 $0.4 \leq \epsilon_j \leq 0.9$ 의 범위에 대하여 분석하였다. 또한 불투명 고체에서의 복사는 표면 1 μm 이내의 깊이로 제한^[2]되므로 수평핀 페인트의 물성값을 이용하였다.

페인트 방사율이 증가할 때 복사량도 증가하는데 이는 식 (3), (4)에서와 같이 표면복사저항이 감소하기 때문이다. 페인트 방사율이 0.4에서 0.8로 증가할 때 복사량은 약 25 % 증가하며, 페인트 방사율이 0.85일 때 수평핀에 전달된 복사량은 $Q_{ij} = 60.44$ [J] 이다.

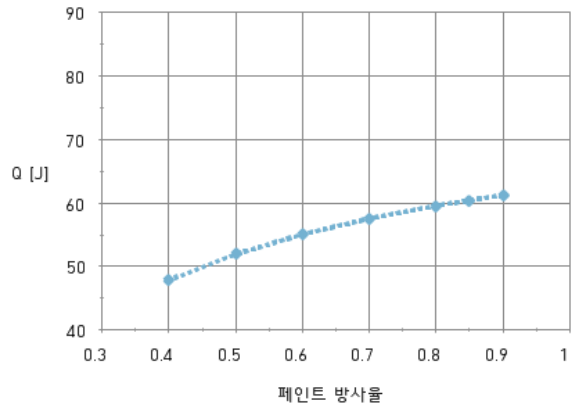


Fig. 9. Radiation heat transfer for emissivity of paint

복사로 인한 수평핀의 온도변화는 수평핀에 에너지 보존법칙을 적용하여 구할 수 있다. 임의의 체적을 가진 수평핀에 대한 에너지 보존법칙은 다음과 같다.

$$\Delta E + E_e = E_g \quad (5)$$

여기서 하첨자 e는 유출에너지를, g는 생성 또는 유입 에너지를 나타낸다. 면적 A_j , 두께 s인 수평핀에 Q_{ij} 의 에너지가 유입되므로 위의 식은 다음과 같이 된다.

$$Q_{ij} = \Delta E = \rho A_j s c \Delta T \quad (6)$$

여기서 ρ 는 밀도, c는 비열을 나타낸다. 수평핀의 온도변화를 살펴보기 위해 페인트와 수평핀이 같은 재질이라 하고 위 식을 온도로 표현하면 다음과 같다.

$$\Delta T = \frac{1}{\rho A s c} Q_{ij} \quad (7)$$

위 식에 값을 대입하면 Fig. 10과 같이 연소제가 수평핀에 접근하는 동안 수평핀은 복사에 의해 온도가 $0.187 \leq \Delta T(\text{K}) \leq 0.240$ 상승한다. 즉 페인트 방사율이 0.4에서 0.8로 증가할 때 온도는 0.05 K 상승하며, 페인트 방사율이 0.85일 때 0.236 K 올라간다. 이와 같이 온도상승이 작은 것은 열원인 연소제에 노출된 시간이 0.014 sec로 짧기 때문인 것으로 판단된다.

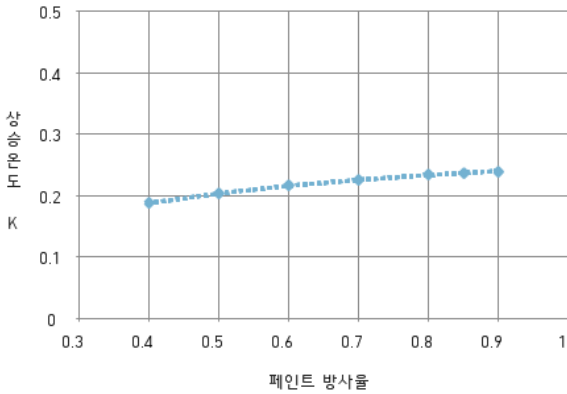


Fig. 10. The increase of temperature of the horizontal fin

위와 같이 직하발사의 경우 온도는 0.236 K 상승하게 되나 실제 조건에서는 온도가 더 작게 상승할 것이다. Fig. 4의 연소체의 적외선 상대강도^[1]를 보면, 상대강도가 최대인 최고온도 2200 K에 도달하는데 0.7초 정도 걸리나 연소체의 수평핀 도달시간 0.014초 동안 연소체는 최고온도에 도달하지 못한 상태이므로 연소온도는 2200 K 보다 낮을 것이다. 따라서 복사량은 최고온도에 영향을 많이 받기 때문에 최고온도 2200 K를 이용하여 구한 결과보다 더 낮을 것으로 판단된다.

섬광탄 발사에 대한 구조해석 결과^[5,6], 연소체가 연료탱크 수평핀과 충돌을 피하기 위해서는 적어도 13.5° 직하방향 바깥쪽으로 발사해야 한다. 따라서 연소체가 직하방향이 아닌 경사각도로 발사되는 경우 수평핀과 연소체 사이의 복사열전달 해석은 연소체의 투영면적(전면면적)의 변화, 연소체 운동궤적, 각도 변화 등을 추가로 고려하여야 한다.

Fig. 11과 같이 복사가 이루어지는 두 미소면적 dA_i , dA_j 가 길이 R 인 선분으로 연결되어 있고, 각 면적은 표면의 법선벡터 \mathbf{n}_i , \mathbf{n}_j 와 각각 ϕ_i , ϕ_j 의 각도를 이루고 있을 때 미소면적 dA_j 가 이루는 입체각(solid angle, 단위 : steradian) $d\omega$ ^[2]는 다음과 같다.

$$d\omega = \frac{dA'_j}{R^2} = \frac{dA_j \cos \phi_j}{R^2} \quad (8)$$

미소면적 dA_i 에서 입체각 $d\omega$ 인 고깔 내부로 방사되는 복사에너지(열류)는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

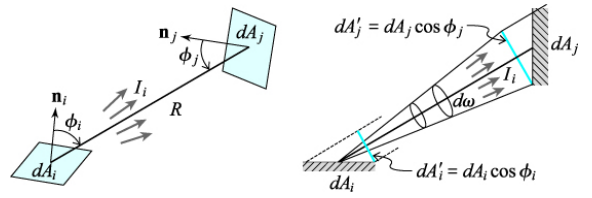


Fig. 11. Geometry for slanted surfaces^[2]

$$dq_{i \rightarrow j} = I_i dA'_i d\omega \quad (9)$$

여기서 dA'_i 는 복사방향으로 투영된 면적을 나타내며 $dA'_i = dA_i \cos \phi_i$ 이다. 그리고 I_i 는 단위입체각, 단위면적, 단위시간당의 복사강도(radiation intensity)를 의미하며 다음과 같이 정리된다.

$$dq_{i \rightarrow j} = I_i dA_i \cos \phi_i \frac{dA_j \cos \phi_j}{R^2} \quad (10)$$

따라서 표면 i 를 떠나 표면 j 에 도달하는 복사에너지는 다음과 같다.

$$q_{i \rightarrow j} = \int_{A_i} \int_{A_j} I_i \frac{\cos \phi_i \cos \phi_j}{R^2} dA_i dA_j \quad (11)$$

결과적으로 식 (11)은 수평핀과 마주보지 않고 날아가는 연소체에 의한 복사량을 계산하거나 상대적 크기를 비교할 수 있게 한다.

연소체가 경사발사되는 경우 Fig. 3과 12와 같이 연소체의 복사면적은 연소체의 옆면과 정면을 고려해야 한다. 연소체 옆면의 복사면적은 정면보다 약 1.2~1.4 배이나 연소체 전면부가 기여하는 복사를 포함하면 연소체 연소면적은 수직방향 발사 때의 약 2배 정도가 된다. Fig. 12와 같이 속도 v 로 날아가는 연소체와 수평핀 사이의 거리를 경사각 θ 를 이용하여 나타내면 거리 R 은 $R = (L - l \cos \theta)^2 + (l \sin \theta)^2$ 이며 $l = vt$ 이므로 연소체가 경사각 θ 로 발사된 경우 거리 R 인 곳에서 연소체와 수평핀 사이의 복사는 복사강도가 일정하다고 할 때 다음과 같다.

$$\begin{aligned} q_{i \rightarrow j} &= \int_{A_i} \int_{A_j} I_i \frac{\cos \phi_i \cos \phi_j}{R^2} dA_i dA_j \quad (12) \\ &= 2I_i A_i A_j \frac{\cos \phi_i \cos \phi_j}{(L - l \cos \theta)^2 + (l \sin \theta)^2} \\ &= I_i A_i A_j K_{ij} \end{aligned}$$

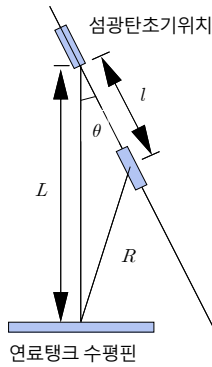


Fig. 12. Geometry for the slanted discharging

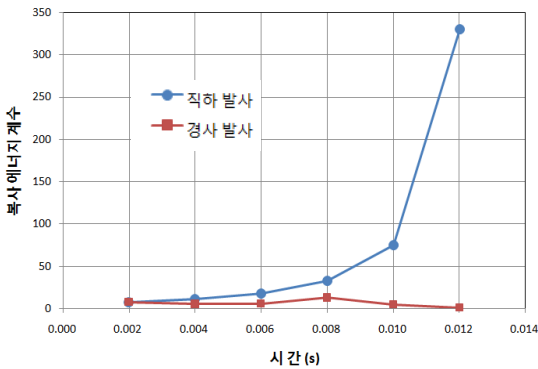


Fig. 13. The distribution of radiation energy factor

여기서 K_{ij} 는 두 표면 사이의 각도에 의한 복사량 변화를 비교하기 위한 일종의 복사에너지 계수이며, 식 (12)에서 복사에너지 강도 I_i , 면적 A_i , A_j 를 제외한 나머지 부분이 된다. 또한 상수 2는 경사발사로 인한 연소제의 증가된 복사면적을 의미하며, 경사각은 $\theta = 13.5^\circ$ 이고, $\phi_i = \tan^{-1}\left[\frac{l \sin\theta}{L-l \cos\theta}\right]$, $\phi_j = 90 - \theta - \phi_i$ 이다. 식 (12)에서 $\phi_i = 0$, $\phi_j = 0$ 일 때 Fig. 11과 12에서 $\theta = 0$ 가 되어 연소제가 직하발사되는 경우가 되나 복사면적을 고려한 상수 2는 달라진다.

Fig. 13은 식 (11)과 (12)를 이용하여 구한 직하발사와 경사발사 경우의 복사에너지 계수, K_{ij} 의 분포이다. 직하발사의 경우 복사에너지 계수는 시간이 지날수록 급격하게 증가하나 경사발사의 경우 초기에는 직하발사와 비슷하게 유지되나 크게 증가하지 않고 중간지점에 도달했을 때 최대값이 된 후 감소하고 있다. 그림과 같이 경사발사는 직하발사보다 전체적으로

복사열전달 계수, K_{ij} 가 낮기 때문에 수평면에 전달된 복사에너지도 직하발사보다 낮은 값을 갖게 된다. 결과적으로 연소제가 13.5° 경사발사되는 경우 수평면 온도는 직하발사 때 상승한 온도 $0.187 \leq \Delta T(K) \leq 0.240$ 보다 더 낮게 상승한다고 할 수 있다. 또한 상승한 온도차가 크지 않기 때문에 선평탄 연소제가 연료탱크 수평면에 미치는 열적 영향도 무시할 수준이라 할 수 있다.

4. 결론

분석대상인 항공기에서 선평탄을 직하방향으로 발사할 경우 연료탱크 수평면과 충돌하기 때문에 수평면의 형상을 변경하거나 경사방향으로 발사하여야 한다. 본 연구는 경사발사한 경우 고온의 선평탄 연소제에 의해 연료탱크 수평면이 받는 열적 변화를 파악하기 위한 것으로 직하발사에 대한 분석을 먼저하고 이를 기준으로 경사발사에 대한 영향을 비교하였다.

선평탄 연소제의 조건은 수평면에 복사가 최대한 이루어지도록 연소제의 초기 발사속도는 $30 \sim 60$ m/s 범위이나 열전달 노출시간이 최대인 30 m/s로, 연소온도는 2200 K 이하이나 일정온도 2200 K로, 방사율은 0.95로 그리고 연소제와 수평면의 표면은 파장과 방향에 무관한 확산회체로 가정하였다.

직하발사되는 경우 방사율 $0.4 \leq \epsilon_j \leq 0.8$ 범위에 대해 수평면 온도는 $0.187 \leq \Delta T(K) \leq 0.240$ 상승하였으나 연소제의 적외선 상대강도를 고려하여 연소제의 온도를 추정하면 최고온도 2200 K 보다 낮기 때문에 수평면의 온도상승은 $0.187 \leq \Delta T(K) \leq 0.240$ 보다 더 작을 것으로 판단되며, 온도상승으로 인한 수평면의 열적 영향은 무시할 정도이다. 온도상승이 작은 이유는 열원 노출시간이 0.014 sec로 짧기 때문으로 보인다.

경사발사 시 수평면의 온도변화는 직하발사의 복사에너지 계수와 비교하여 분석하였다. 복사에너지 계수를 비교한 결과 경사발사된 경우 직하발사보다 상대적으로 낮은 값을 나타내고 있어 온도는 직하발사된 경우보다 낮게 상승될 것으로 판단된다. 따라서 경사발사된 경우 연료탱크 수평면의 온도상승으로 인한 열적 영향은 직하발사의 경우와 마찬가지로 무시할 정도임을 알 수 있었다.

후 기

본 논문은 공군 군수사령부의 ‘F-OO 중양 연료탱크 장착 시 Chaff/Flare 운용방안 연구’ 과제의 지원을 받아 수행한 연구입니다.

References

- [1] KMJU-7B 개발보고서, 국방과학연구소, 1982.
- [2] 김찬중, 길잡이 열전달, 범한서적주식회사, 2008.

- [3] F. P. Incropera & D. P. DeWitt, Fundamentals of Heat and Mass Transfer, 4th Ed., John Wiley & Sons, 1996.
- [4] <http://www.zytemp.com/infrared/emissivity.asp>
- [5] 강치행 외, F-OO 중양 연료탱크 장착 시 Chaff/Flare 운용방안 연구, 최종보고서, 공군사관학교, 2011.
- [6] 강치행, 장영일, 권기범, 윤용인, “동체 중양에 연료탱크를 장착한 전투기의 섬광탄 운용 방안 연구,” 한국항공우주학회지, Vol. 40, No. 7, 2012.