

## 지상 정적 상태에서의 항공기내 연료온도변화에 대한 수치해석

김영준 · 김창녕\*

한국항공우주산업(주), \*경희대학교 기계 · 산업시스템공학부

### A Numerical Analysis on Transient Fuel Temperatures in a Military Aircraft under Non-operating Ground Static Condition

Yeong Jun Kim and Chang Nyung Kim\*

Korea Aerospace Industries Ltd.,

\*College of Mechanical-Industrial System Engineering, Kyung Hee University

#### 요 약

지상 정적 상태에 있는 항공기내 연료온도의 변화가 유한차분식에 의하여 해석되었다. 수정 Dufort-Frankel 기법의 explicit방법에 의해 수치계산이 수행되었다. 항공기는 지상 정적상태에서 1% hot day 대기조건에 따른 태양의 복사 및 바람의 속도와 함께 반복되는 일일주기의 공기온도에 노출되어 있다고 가정되었다. 항공기는 난류유동장내에 있는 것으로 가정되었다. 항공기 표면과 외부대기사이의 열전달을 계산하기 위하여 Eckert에 의해 제안된 평판위의 난류 열전달계수가 사용되었다. 본 해석에 사용한 지배방정식은 연료에 대한 에너지방정식이다. 본 해석으로부터, 주익탱크의 연료온도가 다른 탱크들 가운데 가장 높게 나타났다으며 온도변화율 또한 가장 크게 나타났다. 본 온도해석에 대한 결과는 여러 비행임무에 있어서 항공기내의 연료온도 변화 해석을 위한 초기치로서 사용될 수 있다. 또한, 본 해석방법은 항공기 열에너지 관리시스템의 해석 및 설계에 사용될 수 있다.

**Abstracts** — A numerical study was performed on the transient fuel temperatures of a military aircraft stationed under non-operating static condition. Numerical calculation was performed by an explicit method using modified Dufort-Frankel scheme. It was assumed that the non-operating aircraft is subjected to repeated daily cycles of air temperature with the solar radiation and wind speed corresponding to the 1% hot day ambient condition. And, the aircraft was assumed to be in turbulent flow. The convective heat transfer coefficient for turbulent flow on the flat plate suggested by Eckert was employed to calculate heat transfer between the aircraft surface and the ambience. The energy conservation equation on fuel was used as governing equation for this analysis. As a result of this analysis, the wing tank temperature showed the highest temperature and the largest rate of temperature changes among fuel tanks. The results of this analysis could be used as initial fuel temperatures for analysis of the transient fuel temperatures in various flight missions. Also, this analysis method could be used to analysis and design of an aircraft thermal energy management system.

#### 1. 서 론

현대 군용 및 상업용 항공기에서 연료는 외부공기와 함께 비행 시, 항공기 내부 및 엔진에서 발생하는 열을 냉각시키기 위한 열침체물(heat sink)로서의 중요한 기능을 수행한다<sup>1)</sup>. 항공기 내부에서, 열을 발생시키는 주요 시스템으로는 항공기의 기동과 관련된 유압시스템, 항공

기내의 각종 구성품에 전기를 공급하기 위한 전기시스템, 엔진의 동력을 항공기 운용에 필요한 시스템에 공급해 주기 위한 기어박스시스템 등이 있다<sup>1)</sup>.

지상 및 비행 운용시, 이러한 시스템들이 안전하게 운용되기 위한 요구온도 이하로 유지되지 않게 되면, 해당시스템은 치명적인 영향을 받게 되며, 항공기 안전에 직접적인 영향을 준다. 따라서, 이러한 시스템들에 의해

발생된 열을 냉각시키기 위해 연료와 외부공기가 항공기의 열침체물로서 사용된다. 그러나, 외부공기를 이용한 냉각은 항공기의 공력특성에 직접적인 영향을 주고, 저고도 고속비행이 장시간 유지될 경우, 공기에 의한 마찰열로 인하여 열침체물로서의 기능을 수행하지 못할 수도 있다. 따라서, 연료가 항공기 시스템 냉각을 위한 주요 열침체물로서 사용된다.

전투용 항공기는 그 목적에 따라 여러 임무를 수행한다. 비행조건에 따라 연료 및 외부공기의 온도가 변하게 되며, 이에 따라 항공기 시스템의 온도 또한 함께 변동하게 된다. 그러므로, 정상정지 상태에서부터 시동, 비행, 착륙에 이르는 전 영역에 대한 온도해석이 이루어져야 한다. 항공기 설계능력을 보유하고 있는 세계 여러 항공사에서 항공기의 열적안정성을 예측하기 위한 이러한 온도해석이 항공기설계 단계에 최적의 열에너지 관리시스템을 구축하는 데에 이용되고 있다. 그러나, 국내에서는 군용항공기 개발이 수행되지 않아 항공기 내의 연료 및 시스템 온도 해석이 시도되지 않았으며, 이에 대한 기초자료가 없는 실정이다. 이러한 관점에서, 본 해석은 연료를 이용한 항공기설계 시, 항공기의 열에너지 관리시스템을 구축하는 첫 단계로서의 의미를 가진다.

비행 시, 항공기 표면과 외부대기사이의 열전달은 항공기 속도로 인하여 대류열전달이 지배적이나, 태양 복사에 노출되어 있는 상태로 지상에 제류되어 있을 경우, 외부 공기유동에 의한 대류열전달 뿐만 아니라, 태양복사로 인한 복사열전달이 함께 고려되어야 한다. 이와 같은 이유로써, 항공기내 연료의 초기온도 결정을 위하여 태양복사의 영향 아래에서의 시간별 연료온도 변화가 먼저 수행되어야 한다.

본 해석에서는 항공기가 비행하기 전, 비운용 정적상태로 고온대기에 노출되어 있을 때, 연료탱크의 온도변화를 계산하였으며, 항공기 내에 밀폐되어 있는 공간에 존재하고 있는 공기의 온도변화에 대한 해석은 수행하지 않았다.

## 2. 해 석

### 2-1. 지배방정식 및 수치해석

본 해석에서 고려된 항공기 연료탱크 모델은 5개의 동체탱크와 2개의 주익탱크로 구성되어 있으며, 이것이 Fig. 1에 3차원 모델로 나타나 있다. 각 탱크별 온도계산에 사용된 지배방정식은 열역학 제1법칙에 근거한 에너지보존 방정식으로, 하나의 연료탱크를 중심으로 주위 연료탱크들과 외부대기 사이에서 이루어지는 에너지보존에 대한 열전달 메커니즘을 Fig. 2에 나타내었다.

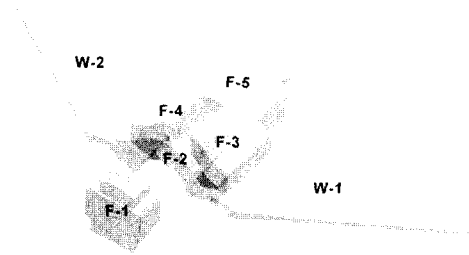


Fig. 1. Fuel tank model.

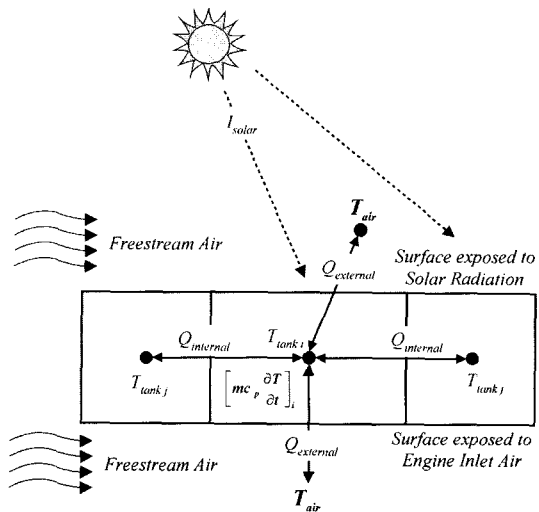


Fig. 2. Mechanism of heat transfer between the fuel tanks and ambient.

Fig. 2에서 보는 바와 같이, 탱크내 연료온도와 관련된 열전달 요인으로는, 외부대기와의 열전달, 탱크간 연료에 의해 공유된 격막을 통하여 이루어지는 열전달, 태양복사에 의한 열전달로써 탱크내 연료에 대한 에너지 보존식은 식 (1)와 같이 표현된다.

$$mc_p \frac{\partial T}{\partial t} = \dot{Q}_{external} + \dot{Q}_{internal} + \dot{Q}_{solar} \quad (1)$$

여기에서,  $m$ 은 질량,  $c_p$ 는 비열,  $T$ 는 온도,  $t$ 는 시간,  $\dot{Q}$ 는 열전달량을 나타낸다. 식 (1)의 우변항에 표현된 각각의 열전달량은 식 (2)~식 (4)로부터 구해진다.

$$\dot{Q}_{external} = U_a A_a (T_{air} - T_{fuel}) \quad (2)$$

$$\dot{Q}_{internal} = U_f A_f (T_{tank,j} - T_{tank,i}) \quad (3)$$

$$\dot{Q}_{solar} = I A_a \alpha - \sigma \epsilon A_a (T_{surface}^4 - T_{sky}^4) \quad (4)$$

$$U_a = \frac{1}{(1/h_a) + (1/h_f)} \quad (5)$$

$$U_f = \frac{1}{(2/h_f) + (L/k_{plate})} \quad (6)$$

식 (2)의  $U_a$ 는 외부공기와 탱크간의 총괄열전달계수로서 식 (5)에 의해 계산되며,  $h_a$ 는 외부공기와 탱크표면사이의 열전달계수를,  $A_a$ 는 탱크와 외부공기 사이에 열전달이 이루어지는 면적을 의미한다. 식 (3)에서  $A_f$ 는 탱크간 연료에 의해 공유된 면적을,  $U_f$ 는 인접 탱크사이간의 총괄열전달계수로서 식 (6)에 의해 계산된다.  $T_{tank, j}$ 는 인접탱크의 온도를  $T_{tank}$ 는 계산대상 탱크의 온도를,  $k_{plate}$ 는 격막의 열전도계수를 나타낸다. 격막의 재질은 알루미늄합금으로 가정하였으며, 대표길이(L)는 0.02 inch가 사용되었다. 태양복사에 의해 탱크표면에 가해지는 열전달량에 관한 식 (4)에서,  $I_s$ 는 태양의 복사강도를,  $\alpha$ 는 흡수율,  $\epsilon$ 는 방사율을 나타내고,  $T_{surface}$ 는 탱크표면의 온도를,  $T_{sky}$ 는 유효하늘온도(effective sky temperature)를 나타낸다.  $\sigma$ 는 Stefan-Boltzmann상수로서,  $0.17141 \times 10^{-8}$  Btu/hr-ft<sup>2</sup>-R<sup>4</sup>이다.

본 연구에서, 각 탱크의 연료온도는 다치원 열유동문제에 대한 과도(transient)해를 구하기 위하여 열저항-축전기 모델해석(Thermal resistor-capacitor parameter approach)에 기반을 둔, "lumped parameter"로 표현된 수정 Dufort-Frankel 식<sup>[2]</sup>이 수치계산에 사용되었다. 수치

해석을 위해 연료탱크를 비롯한 공기온도, 탱크의 표면은 노드로서 표현되고 노드와 노드사이의 노드간 열전달을 고려하기 위한 컨덕턴스-캐패시턴스 망으로 모델링된다. 본 해석을 위해 구성된 thermal network모델이 Fig. 3에 나타나 있다.

노드는 자체가 지니는 특성에 따라 확산노드, 산술노드, 경계노드의 3가지 종류로 분류된다. 확산노드(diffusion node)는 연료탱크와 같이 에너지가 저장되는 노드이고, 산술노드(arithmetic node)는 에너지가 저장되지 않는 노드이며, 경계노드(boundary node)는 외부대기 온도와 같이 에너지가 저장되지 않는 노드이면서 사용자에게 의하여 지정된 값이 주어지는 노드이다. 확산노드에는 주어진 체적의 질량 및 비열을 반영하기 위하여 온도와 열용량(thermal capacitance)이 함께 저장되는 반면, 산술노드와 경계노드들은 온도만이 저장된다<sup>[3]</sup>.

노드와 노드사이의 외부대기 및 태양복사로 인한 가열 및 냉각효과 뿐만 아니라 내부연료 사이의 온도차에 의한 열전달을 반영하기 위하여 컨덕턴스(conductance)로 연결되어 있으며, 이는 대류열전달일 경우 대류 열전달계수와 면적의 곱( $h_c \cdot A$ )으로, 전도열전달일 경우 전도 열전달계수와 면적의 곱을 길이로 나눈 값( $kA/L$ )으로, 복사열전달일 경우 표면 방사율과 면적과 관측계수 및 Stefan-Boltzmann상수의 곱( $\epsilon \cdot A \cdot F \cdot \sigma$ )으로 표현된다<sup>[3]</sup>.

수치계산을 위해 에너지보존식 (1)을 차분식으로 표현하면 식 (7)과 같다<sup>[2]</sup>.

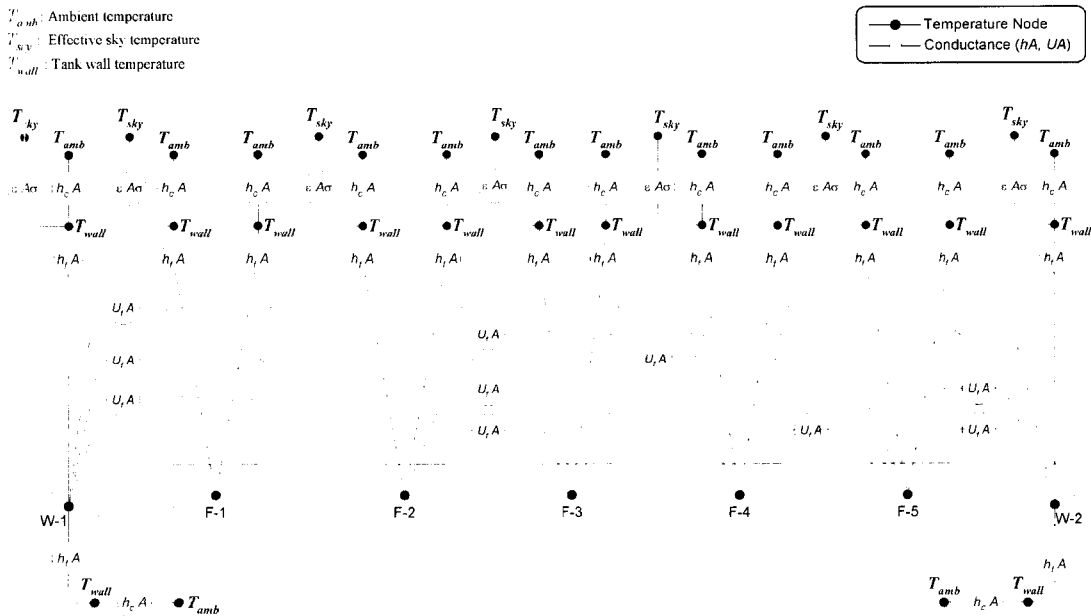


Fig. 3. Thermal network model including fuel tanks and ambience.

$$\left[1 + \frac{(\Delta t)(G_{ij})}{C_i}\right] T_i^{(n+1)} = T_i^{(n)} + \sum_{j=1}^I \frac{(\Delta t)(G_{ij})}{C_i} T_j^{(n)} - \sum_{j=1}^I \frac{\Delta t}{C_i} G_{ij} T_i^{(n-1)} \quad (7)$$

여기에서  $\Delta t$ 는 계산시간 간격을,  $I$ 는 확산노드의 총 개수를,  $G_{ij}$ 는 노드간 컨덕턴스를,  $C$ 는 노드의 열용량을,  $T^{(n)}$ 는 현재온도를,  $T^{(n+1)}$ 는 미지 온도를,  $T^{(n-1)}$ 는 과거온도를 나타내며, 하첨자  $i$ 는 온도가 계산되는 노드를,  $j$ 는 인접 노드를 의미한다.

본 해석의 안정성은 식 (8)에 의해 판별된다<sup>[2]</sup>. 해석을 위한 계산시간간격을 구하기 위하여 초기시간 값을 이용하여  $C_i/\sum G_{ij}$ 를 구한 후, 구해진 시간의 95%되는 시간이 계산시간간격으로 사용되었다<sup>[2]</sup>. 큰 초기시간치 사용으로 인한 해의 불안정성을 방지하기 위하여, 본 해석에서는 0.01시간이 초기시간 값으로 사용되었다.

$$\Delta t < \frac{C_i}{\sum G_{ij}} \quad (8)$$

**2-2. 대기조건 및 가정**

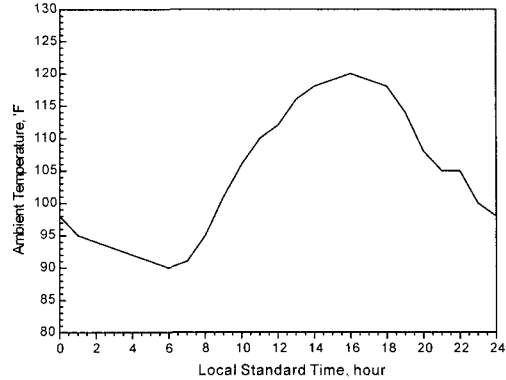
고온대기 조건으로 1% hot day<sup>[4]</sup>가 고려되었고, 연료로서 JP-8 항공유(aviation fuel)가 고려되었다. 각 연료탱크에 저장되어 있는 연료량은 Table 1과 같다. 1% hot day에서의 시간에 따른 공기온도 및 속도, 태양의 복사강도의 변화가 Fig. 4에 제시되어 있다.

또한, 본 해석에 있어 다음과 같은 가정이 사용되었다.

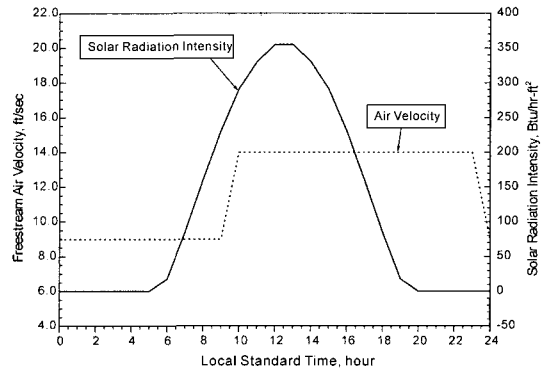
- 항공기는 최대의 태양복사열의 영향하에 계류되어 있다. 따라서, 일출에서부터 일몰에 이르기까지 태양복사에 노출되어 있는 항공기의 탱크표면은 항상 태양의 복사열을 직접 받는 것으로 하여 관측계수는 1로써 가정한다.
- 주 날개 하부면에 대한 태양의 복사강도는 태양복사를 직접 받는 상부면 복사강도의 40%로 가정한다.
- 연료탱크 내에는 연료에 의해 완전히 채워진 상태를 유지한다. 따라서, 연료의 열전달 면적은 최대가 되며, 탱크 내 공기는 존재하지 않는다.

**Table 1. Fuel quantities in tanks (lbs).**

Fuel tank	Fuel quantity
F-1	750
F-2	650
F-3	550
F-4	550
F-5	1,400
W-1	600
W-2	600



(a) Ambient air temperature



(b) Air velocity and solar radiation intensity

**Fig. 4. Variation of characteristics under 1% hot day.**

- 항공기 표면의 흡수율과 방사율은 0.8로 가정한다.
- 유효하늘온도는 추운날의 청명한 하늘상태에서의 -45.4°F에서, 따뜻한 날의 구름진 하늘 상태에서의 53.6 °F 까지 변화하는데<sup>[5]</sup>, 본 해석에서는 유효하늘온도를 40°F로 가정한다.
- 연료의 초기온도는 70°F이다.
- 외부공기는 항공기의 전방에서 후방쪽으로 흐르며, 측면유동은 고려하지 않는다.

**2-3. 열전달계수 및 열전달면적**

외부공기 온도와 항공기 표면사이에서의 열전달을 계산하기 위해 대류 열전달계수가 사용되었다. Eckert에 의해 제안된 평판위의 난류유동에 대한 관계식<sup>[6]</sup>이 사용되었으며, 이것이 식 (9)에 나타나 있다.

$$h = 0.037 \left(\frac{k}{x_c}\right) Pr^{1/3} Re_c^{0.8} \quad (9)$$

여기에서,  $k$ 는 공기의 열전도계수,  $Pr$ 는 공기의 Prandtl 수를,  $Re_c$ 는 특성길이에서의 Reynolds 수를 나타낸다.  $x_c$

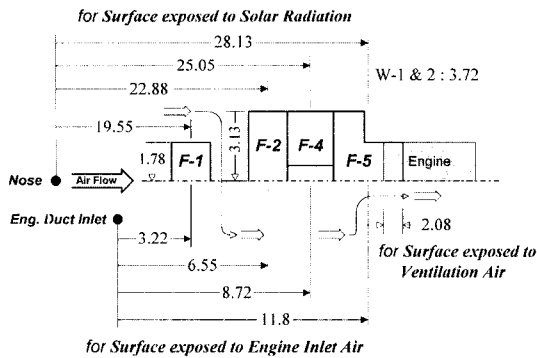


Fig. 5. Characteristic lengths (ft).

Table 2. Heat transfer area (ft<sup>2</sup>).

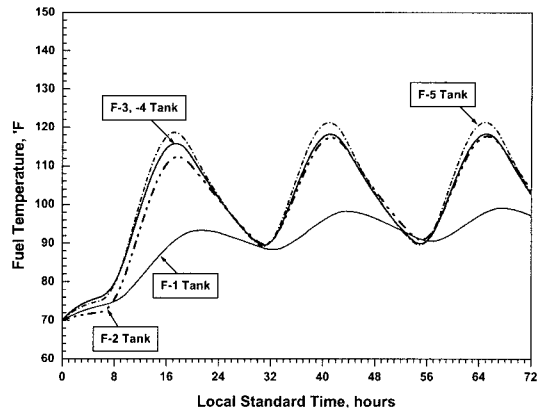
Tank	Area exposed to solar radiation	Area exposed to engine inlet air
F-1	0.847	6.906
F-2	9.411	7.003
F-3, -4	8.072	5.562
F-5	24.944	14.310
W-1, -2	46.950	0

는 외부공기와 탱크사이의 열전달계수를 계산하기 위해 적용된 대표길이로써 Fig. 5에 보였다.

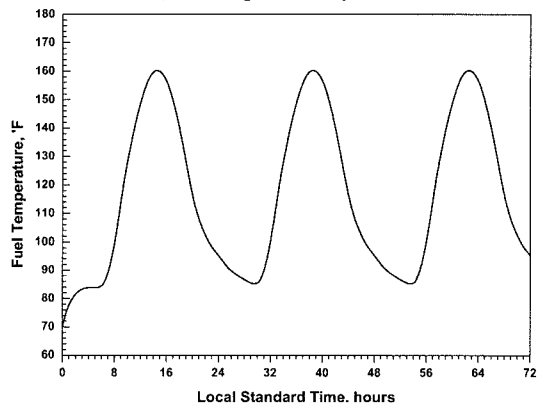
또한, 태양 및 외부대기에 노출된 면적을 통하여 외부대기와 탱크내 연료사이에서 열전달이 이루어지고, 탱크 간 연료에 의해 공유된 격막면을 통해서 연료간 열전달이 이루어진다. Fig. 1과 Fig. 5에 나타난 바와 같이, 모든 연료탱크가 태양복사 및 엔진입구 공기에 노출되어 있다. F-1 탱크와 F-2 탱크, F-5 탱크는 통풍공기에 노출되어 있는 면적을 가지고 있다. 아울러, F-1 탱크를 제외한 모든 탱크들은 탱크끼리 서로 접해 있기 때문에, 서로 접한 면적을 통해 열전달이 이루어진다. 이러한 열전달면적 가운데, 태양복사에 직접 영향을 받는 열전달면적과 엔진입구 공기에 노출되어 있는 열전달면적이 Table 2에 제시되어 있다.

### 3. 결과 및 검토

본 해석으로부터, 1% 고온대기 하에서 항공기를 비운행 정적상태로 72시간 동안 유지시켰을 때, 항공기내 연료온도들의 변화가 예측되었다. 동체탱크들의 온도 변화와 주 날개탱크 연료온도변화가 Fig. 6에 나타나 있다. Fig. 6에서 보듯이, F-1 탱크를 제외한 탱크들의 온도변화가 둘째날 동안에 거의 안정화됨을 알 수 있다. 각 탱크의 최고온도가 발생한 시간은 F-1 탱크의 경우



(a) Fuselage tank temperatures



(b) Wing tank temperature

Fig. 6. Variation of tank temperatures.

19시 30분경에, F-1 탱크를 제외한 동체탱크들은 17시 경에 나타났다. 그러나, 주 날개탱크의 최고온도는 14시 30분경에 도달하여, 동체탱크에 비해 2~3시간 전에 나타났다.

이는 다른 탱크와 비교할 때, 주 날개탱크의 면적이 현저히 커서, 외부대기 및 태양복사에 의한 열전달이 다른 동체탱크들에 비하여 활발하게 일어나기 때문이다. 각 탱크별로 예측된 최고온도는 Table 3에 제시되어 있다.

반면, Fig 6(a)에서 볼 수 있듯이 F-1 탱크의 연료온도는 다른 탱크들과 비교할 때, 최고온도 및 온도 변화

Table 3. Maximum temperatures.

Fuel tank	Max. temperature
F-1	99.2°F
F-2	118.3°F
F-3, -4	117.7°F
F-5	121.4°F
W-1, -2	160.3°F

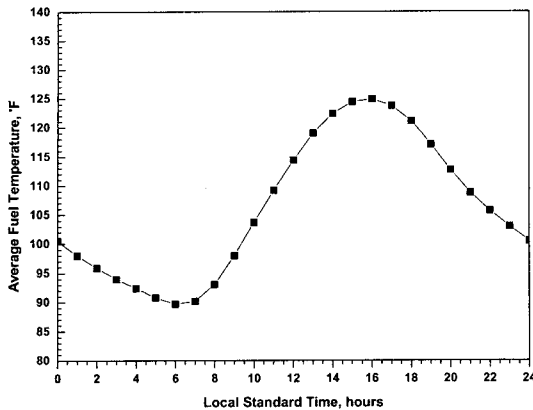


Fig. 7. Averaged tank temperature.

율이 가장 낮게 나타났다. 이는 다른 탱크에 비해 태양 복사에 노출된 면적이 매우 작은 반면, 엔진입구 공기 및 통풍공기에 노출된 면적이 크고, 또한 외부공기와 온도차가 작아서 외부공기로의 열전달이 작기 때문이다.

F-1 탱크를 제외한 동체연료 탱크들의 온도 변화는 서로 유사하게 나타났으며, 이 가운데 태양복사에 노출되어 있는 면적이 큰 F-5 탱크의 연료온도가 다른 탱크들의 온도보다 더 높게 나타났다. 또한, 태양복사에 노출되어 있는 면적이 F-2 탱크보다는 작지만, 저장되어 있는 연료량이 가장 작은 F-3, -4 탱크의 연료온도가 F-2 탱크보다 높은 온도를 나타내었다.

본 해석으로부터 계산된 각 탱크들의 온도결과를 바탕으로 구해진 총연료량에 대한 평균온도가 Fig. 7에 나타나 있다. Fig. 7에서 보듯이 전체 연료의 평균최고온도는 125°F로써, 16시에 나타났다.

#### 4. 결 론

본 해석에서 고려된 항공기 내의 연료온도는 비행에 앞서 탱크 내에 장착되는 모든 구성품들에 직접적인 영향을 주기 때문에 연료탱크 내에 장착되는 구성품들은 기본적으로 이러한 온도조건을 만족시킬 수 있게 설계 및 장착되어야 한다. 또한, 고려된 대기조건에서 비행 중인 항공기 내의 연료온도 해석을 위한 초기온도를 설정하는 데에 있어, 본 해석에서 고려된 연료온도 해석은 필수적이다.

본 연구에서는 비운행 정적상태로 고온대기에 장시간 노출되는 항공기 연료탱크 내의 연료온도 변화가 예측

되었다. Dufort-Frankel 식을 사용한 explicit 방법에 의하여 수치해석 되었다. 본 해석으로부터, 연료량이 적은 반면 태양복사에 노출되어 있는 열전달면적이 가장 넓은 주 날개탱크의 온도가 다른 연료탱크들의 온도보다 높게 나타났다. 또한 전체 연료의 평균온도는 16시에 최고치를 보였다.

그리고, 1% hot day 고온대기 조건하에 항공기가 비운행 정적상태로 계류되어 있을 때, 항공기내 탱크온도는 태양의 복사강도와 함께, 태양복사에 노출되어 있는 면적과 탱크내 저장되어 있는 연료량이 탱크온도 변화에 미치는 영향이 매우 크다는 것이 밝혀졌다. 또한, 열전달면적이 큰 주익탱크의 연료온도 변화가 동체탱크의 온도변화에 비해 크게 나타났으며, 각 탱크별 온도해석 결과로부터, 고온대기 하에서 항공기가 정적상태에 계류되어 있을 때, 연료탱크 내에 장착되는 구성품들이 필수적으로 견디어야 할 온도한계가 제시되었다.

실제 항공기와 외부대기 사이에서 이루어지는 열전달에 대한 정확한 열전달을 모델링하기는 매우 어렵고 복잡하기 때문에, 본 해석에는 여러 가정이 포함되어 있으나, 항공기 에너지공학 측면에서, 실제 대기조건 뿐만 아니라 고온 및 저온대기 조건하에서 항공기내의 연료온도 변화의 예측과 함께, 본 해석 방법 및 결과가 기본자료로서 사용될 수 있다. 따라서, 시험에 의해 이러한 가정값들에 대한 해석의 정밀도를 향상시킨다면 연료 열관리시스템을 포함한 항공기 에너지 관리시스템 설계 및 해석에 있어서, 시간과 비용을 절약함과 동시에 실제 비행하는 항공기 내의 온도해석을 위한 초기치로서 유용하게 사용될 수 있다.

#### 참고문헌

1. Moir, I. and Seabridge, A.G.: "Aircraft Systems", Longman Scientific & Technical, 59-152 (1992).
2. Network Analysis Inc.: "SINDA/G Library Reference Guide", 9-41 (1986).
3. Network Analysis Inc.: "SINDA/G User's Guide", 7-117 (1986).
4. DoD: "Global Climatic Data for Developing Military Products", MIL-HDBK-310, 2, 89 (1997).
5. 최인규, 조성환, 노승탁: "열전달", 보성문화사, 547-574 (1992).
6. Sadik Kakac and Yaman Yener: "Convective Heat Transfer", CRC Press, 236-238 (1994).