

항공기내 연료 및 오일온도 변화에 대한 수치해석적 연구

김영준[†] · 김창녕^{*} · 김철인^{**}
(2002년 2월 8일 접수, 2002년 6월 27일 심사완료)

A Numerical Analysis on Transient Temperatures of Fuel and Oil in a Military Aircraft

Yeong Jun Kim, Chang Nyung Kim and Chul Inn Kim

Key Words: Fuel Temperature(연료온도), Oil Temperature(오일온도), Finite Difference Method(유한차분식), Dufort-Frankel Scheme, Air Superiority, Fuel System(연료시스템), Military Aircraft(군용항공기), Hydraulic System(유압시스템), Lubricant System(윤활시스템)

Abstract

A transient analysis on temperatures of fuel and oil in hydraulic and lubrication systems in an aircraft was studied using the finite difference method. Numerical calculation was performed by an explicit method with modified Dufort-Frankel scheme. Among various missions, air superiority mission was considered as a mission model with 20% hot day ambient condition in subsonic region. The ambience of the aircraft was assumed as turbulent flow. Convective heat transfer coefficients were used in calculating heat transfer between the aircraft surface and the ambience. For an aircraft on the ground, an empirical equation represented as a function of free-stream air velocity was used. And the heat transfer coefficient for flat plate turbulent flow suggested by Eckert was employed for in-flight phases. The governing equations used in this analysis are the mass and energy conservation equations on fuel and oils. Here, analysis of fuel and oil temperature in the engine was not carried out. As a result of this analysis, the ground operation phase has shown the highest temperature and the largest rate of temperature increase among overall mission phases. Also, it is shown that fuel flow rate through fuel/oil heat exchanger plays an important role in temperature change of fuel and oil. This analysis could be an important part of studies to ensure thermal stability of the aircraft and can be applicable to thermal design of the aircraft fuel system.

기호설명

A : 탱크의 열전달면적 [ft^2]
C : 계산노드의 열용량($=\rho V c_p$)
 c_p : 비열 [$\text{Btu/lb}\cdot^\circ\text{F}$]
G : 노드간 컨덕턴스 ($=hA, \dot{m} \cdot c_p$)

h : 대류 열전달계수 [$\text{Btu/hr}\cdot\text{ft}^2\cdot^\circ\text{F}$]
 l : 확산노드의 총 갯수
 m : 질량 [lb]
 \dot{m} : 질량유량 [lb/hr]
 k : 열전도계수 [$\text{Btu/hr}\cdot\text{ft}\cdot^\circ\text{F}$]
 Q : 열전달량 [Btu/min]
 $T^{(n)}$: 현재 온도 [$^\circ\text{F}$]
 $T^{(n+1)}$: 미지 온도 [$^\circ\text{F}$]
 $T^{(n-1)}$: 과거 온도 [$^\circ\text{F}$]
 U : 총괄 열전달계수 [$\text{Btu/hr}\cdot\text{ft}^2\cdot^\circ\text{F}$]
 V_o : 자유유동속도 [ft/sec]

[†] 책임저자, 회원, 한국항공우주산업(주)
E-mail: mech93@koreaero.com
TEL: (055)851-1863 FAX: (055)851-1990
^{*} 회원, 경희대학교 기계산업시스템공학부
^{**} 국방과학연구소

x : 길이 [ft]
Pr : Prandtl 수
Re : Reynolds 수
wet : wetted by the fuel

하첨자

air : 공기
aw : 단열벽 (Adiabatic wall)
c : 특성치
eng. vent: 엔진통풍 (Engine ventilation)
external : 외부
flow : 유동
fuel : 연료
i : 온도가 계산되는 노드
internal : 내부
j : 인접 노드
s : 정지상태
source : 열원
tot : 전 (Total)
vent : 통풍 (Ventilation)

1. 서론

항공기 연료시스템의 주요한 목적은 엔진으로 연료를 원활하게 공급하는 데에 있다. 이러한 본질적인 목적 이외에 고성능 군용 제트 항공기 및 상업용 항공기에서, 연료는 비행하는 동안 항공기 내부 뿐만 아니라 엔진 내부에서 발생하는 열을 냉각시키기 위한 열침체물(heat sink)로서의 매우 중요한 기능을 수행한다.⁽¹⁾ 항공기 내부에서 열을 발생시키는 주요한 시스템으로는 하나의 시스템 고장이 발생하더라도 최소한의 항공기 기동을 보장하기 위해 서로 연결되어 있는 유압시스템 A, B와 전기를 발생시키기 위한 발전기, 엔진의 동력을 항공기시스템에 전달시켜 주기 위한 기어박스시스템 등이 있다.^(1,2) 이 시스템들은 closed loop system으로 구성되며 유압시스템 A, B는 유압유에 의해, 발전기 및 기어박스시스템은 윤활유에 의해 각 시스템이 냉각된다. 이러한 유압유와 윤활유의 온도가 해당 시스템을 안전하게 운용하기 위한 요구온도 이하로 유지되지 않으면, 시스템은 치명적인 영향을 받게 되며 비행안전에 심각한 문제가 발생하게 된다. 따라서, 각 시스템에서 발생된 열을 흡수한 고온의 유압유와

윤활유를 냉각시키기 위해 연료가 사용되며, 이를 위하여 연료/오일 열교환기(Fuel/Oil H/X)가 사용된다.

외부대기 또한 열침체물로 고려되지만, 저고도 고속비행이 상당기간 지속되는 경우, 단지 외부공기에 의해서는 이러한 오일시스템을 위한 열침체물로서의 기능을 수행할 수 없게 될 수 있다. 연료온도는 비행조건에 따라 변하게 되며 연료를 열침체물로 사용하는 시스템에 직접적인 영향을 미치게 된다. 따라서, 연료 열관리시스템은 연료시스템과 관련된 항공기내 유압시스템과 발전기 및 기어박스 윤활시스템과 같은 타 시스템들의 조건과 함께 동시에 해석이 수행되어야 한다.

항공기 설계능력을 보유하고 있는 세계 여러 항공사에서 항공기의 열적안정성을 예측하기 위한 이러한 온도해석이 최적의 열관리시스템을 구축하는 데에 이용되고 있다. 그러나, 국내에서는 군용항공기 개발이 수행되지 않아 항공기 내의 연료 및 오일온도 해석이 시도되지 않았으며, 이에 대한 기초자료가 없는 실정이다. 이러한 관점에서, 본 해석은 연료를 이용한 항공기 열관리시스템을 구축하는 첫 단계로서의 큰 의미를 가진다.

전투용 항공기는 그 목적에 따라 여러 임무를 수행한다. 본 논문에서는 전투용 항공기의 주요한 임무중의 하나인 air superiority 임무동안 항공기 내의 연료온도와 연료에 의해 냉각되는 유압 및 윤활유온도의 변화를 계산하였다. 본 논문에서는 각 연료탱크의 온도, 연료/오일 열교환기 입구 연료온도, 열교환기를 통해 냉각된 유압 및 윤활유온도, 고온의 오일들과의 열교환으로 인해 가열된 연료온도(열교환기 출구 연료온도 또는 엔진입구 연료온도)등이 집중적으로 해석되었다.

2. 해석

2.1 해석모델

본 해석에서 고려된 항공기 연료시스템 모델은 Fig. 1과 같다. 여기에 나타나 있는 연료탱크로는 5개의 동체탱크와 2개의 주익탱크 및 중앙의 외부 연료탱크가 있다. 5개의 동체탱크는 IT-1, IT-2, IT-3, IT-4, 그리고 IT-5탱크들이다. 외부 연료탱크를 제외한 모든 탱크들은 2개의 탱크그룹으로서 기능을 하기 위해 서로 연결되어 있다.

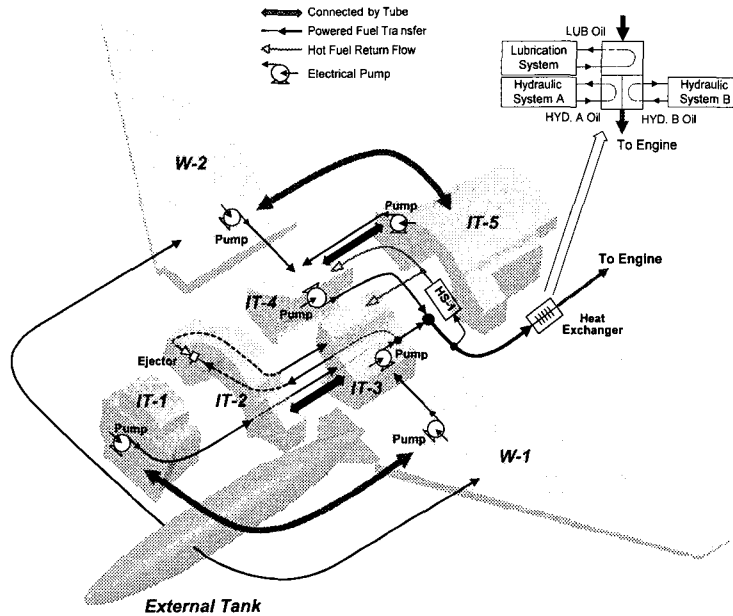


Fig. 1 Fuel system model

전방 탱크그룹은 IT-1, IT-2, IT-3와 W-1탱크로 구성되며, 후방 탱크그룹은 IT-4, IT-5와 W-2탱크들로 구성되어 있다.

본 해석에서는, 먼저 중앙의 외부 연료탱크의 연료가 주익 연료탱크를 통해 2개의 탱크그룹으로 이송되어 소모된 후, 두개의 탱크그룹의 연료가 소모되는 것으로 하였다. Fig. 2에서 보는 바와 같이, 우측에서 시작하여 좌측으로 진행함에 따라 탱크별 연료 소모가 이루어진다. 먼저 외부 연료탱크의 연료가 소모되기 시작하여, 총연료량 6,010 lbs에서 소진되고, 이 후 W-1 과 W-2탱크의 연료가 동시에 소모되기 시작한다. W-1과 W-2 탱크의 연료가 소진되면, IT-1탱크와 IT-5탱크의 연료가 함께 소모되기 시작한다. 총연료량 2,750 lbs에서 IT-1탱크의 연료가 소진되고, 이 후부터 IT-2탱크의 연료가 소모되기 시작한다. 또한, IT-5탱크의 연료가 소진되면 IT-4연료탱크의 연료가 소모되기 시작하며, IT-2탱크의 연료가 소진되면 마지막으로 IT-3탱크의 연료가 소모된다.

엔진연료는 집적탱크(reservoir; IT-3와 IT-4탱크)로부터 공급되며, 전방그룹과 후방그룹으로부터 공급되는 동일한 양의 연료를 사용한다. 본 해석에서 고려된 연료시스템은 2가지 방법에 의해 각

그룹의 집적탱크로 연료를 이송한다. 하나는 각 탱크간 서로 연결된 튜브에 의해, 다른 하나는 탱크내 장착된 펌프에 의해 연료를 이송한다. 탱크간 연료이송은 IT-1, IT-5, W-1 및 W-2탱크내에 있는 4개의 전기 이송펌프(transfer pump)가 Fig. 1에 제시되어 있다.⁽¹⁾

이송펌프 각각의 공급유량은 비행조건과 무관하게 10,000 lbs/hr로 항상 일정하며, 이 이송펌프에 의해 발생하는 열방출량은 400 watts로써 각 탱크의 열원으로서 작용한다. 집적탱크로 이송되는 연료량이 집적탱크 용량을 초과할 경우, 잉여연료는 튜브를 통하여 인접탱크로 회송(return)된다. 또한, IT-2탱크내에 있는 ejector는 IT-3탱크내에 있는 가압펌프(booster pump)로부터 2,400 lbs/hr의 연료를 공급받아, 가압펌프의 공급압력에 의해 1,600 lbs/hr로 IT-2탱크연료를 IT-3탱크로 공급해주며, 자체적인 열방출을 하지 않으므로 열원으로는 고려되지 않는다. 전방 및 후방 탱크그룹의 각 집적탱크로 이송된 연료는 집적탱크 내에 있는 가압펌프에 의해 엔진으로 공급된다.⁽¹⁾ 가압펌프의 연료 공급능력은 최대 40,000 lbs/hr이며, 엔진 연료요구량에 따라 변한다. 가압펌프에 의해 발생하는 열방출량은 1061.2 watts (최소

Table 1 Phases in an air superiority

Phase	Time(min)	Altitude(ft)	Mach
Ground	0~15	0.0	0.000
Taxing	15~20	0.0	0.000
Takeoff	20~21	0.0	0.454
Climb	21~23	20,000	0.600
Cruise	23~30	20,000	0.600
Loiter	30~40	5,000	0.495
Ingress	40~43	1,000	0.785
Combat	43~45	500	0.697
Egress	45~48	1,000	0.785
Climb	48~51	30,000	0.633
Cruise	51~60	30,000	0.627
Loiter	60~70	5,000	0.300
Approach	70~72	5,000	0.300
Landing	72~75	0.0	0.000
Ground	75~80	0.0	0.000

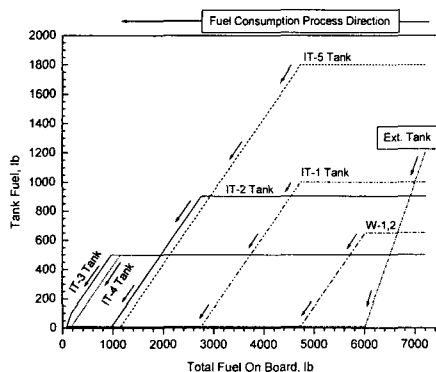


Fig. 2 Fuel consumption sequence

700 lbs/hr 유량 공급시)로부터 1406.7 watts (최대 유량 40,000 lbs/hr일 때)까지 선형적으로 증가한다고 가정하였다. 이 가압펌프들 또한, 각 집적탱크의 열원으로서 작용한다. 각 집적탱크내의 가압펌프로부터 공급된 연료는 독립적인 3개의 코어를 갖는 열교환기(H/X)로 흐르게 된다. 발전기 및 기어박스 순환시스템과 유압시스템 A, B를 순환하며 각 시스템 내에서 발생되는 열을 흡수한 고온의 순환유와 유압시스템 A, B의 유압유가 이 열교환기에서 연료에 의해 냉각되고, 다시 각각 순환시스템과 유압시스템으로 돌아간다. 이 때, 열교환기를 지나면서 순환유와 유압유의 열을 흡수한 연료가 엔진으로 공급되게 된다.

또한, 부수열원으로서 HS-1이 고려되었으며,

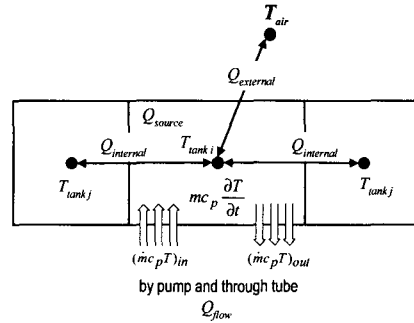


Fig. 4 Heat transfer mechanism based on the fuel tank

HS-1의 냉각을 위해 연료가 HS-1으로 공급된다. HS-1으로 공급되는 연료유량은 400 lbs/hr로 일정하며, HS-1으로부터 발생하는 열방출량은 200 watts로 계산되었다. HS-1을 지나면서 열을 흡수한 연료는 같은 양으로 분기되어, 각 탱크그룹의 집적탱크로 되돌아 간다.

Air superiority 임무⁽³⁾는 전투용 항공기의 대표적인 임무중의 하나로써, 본 연구에서 해석을 위한 비행임무 모델로 선택되었다. Air superiority 임무는 Table 1에 나타난 바와 같이 시동에서부터 착륙에 이르기까지 여러 비행 단계로 구성되어 있으며 비행특성 및 비행시간으로 각각 구분되어 있다.^(3,4)

2.2 지배방정식 및 수치해석

연료시스템 열해석에 사용되는 지배방정식은 연료 및 오일에 대한 질량 및 에너지 보존방정식이며, 연료탱크에서의 유동 및 열전달에 대한 기본적인 메카니즘을 Fig. 3에 보였다. Fig. 3에서 보는 바와 같이 탱크내 연료온도와 관련된 열전달 요인으로는 외부 대기와의 열전달, 탱크간 서로 접하고 있는 면적을 통해 이루어지는 내부 열전달, 펌프 및 튜브를 통해 이루어지는 연료유동에 의한 열전달 및 탱크내 열원에 의한 열발생들로서 탱크내 연료에 대한 질량보존식은 식 (1)과 같이, 에너지보존식은 식 (2)와 같이 표현된다.

질량보존방정식:

$$\sum \frac{\partial m}{\partial t} = 0 \quad (1)$$

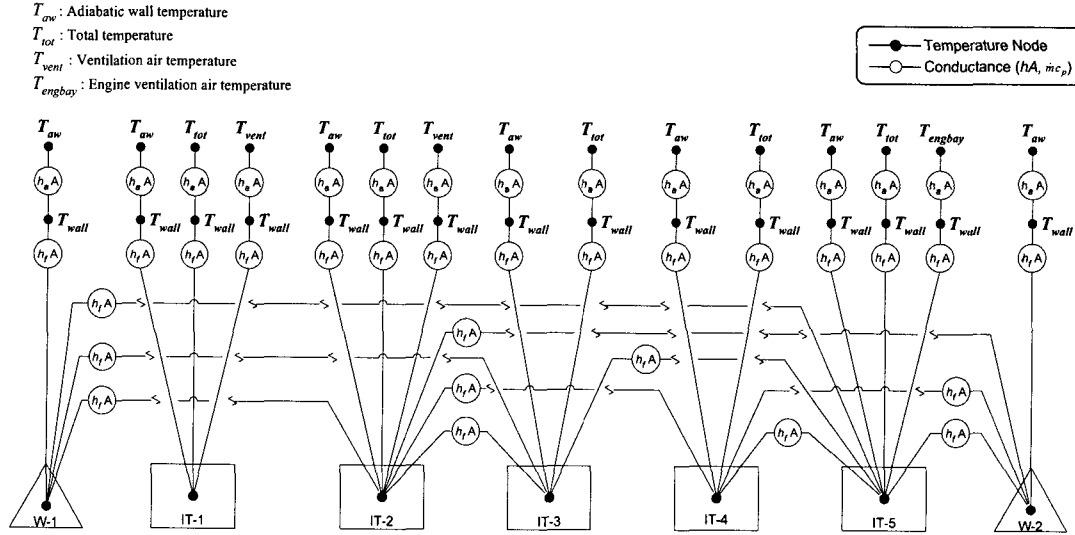


Fig. 4 Thermal network model involving each fuel tanks and characteristic ambient air

에너지보존 방정식:

$$\begin{aligned}
 mc_p \frac{\partial T_{fuel}}{\partial t} &= Q_{external} + Q_{internal} + Q_{flow} + Q_{source} \\
 &= UA(T_{air} - T_{fuel}) + h_f A(T_{tank\ i} - T_{tank\ j}) \\
 &\quad + \sum \dot{m} c_p T_{fuel} + Q_{source} \quad (2)
 \end{aligned}$$

본 연구에서, 연료 및 오일온도는 다차원 열유동 문제에 대한 과도(transient)해를 구하기 위하여 "lumped parameter"를 사용한 수정 Dufort-Frankel 식⁽⁵⁾이 수치계산에 사용되었다. Fig. 1에 보는 바와 같이, 본 해석에서 탱크 내 연료는 각 탱크 내에 장착된 펌프와 탱크간 서로 연결된 튜브에 의해 순환되고, 이러한 연료의 순환에 의하여 탱크별로 출입하는 연료가 탱크 내에서 잘 섞인다고 가정되었다. 수치해석을 위해, Fig. 1의 연료 및 오일시스템은 Fig. 4와 같이 여러 개의 노드와 노드사이의 열전달을 고려하기 위한 conductance-capacitance network⁽⁶⁾로 모델링 된다. Fig. 4는 연료탱크와 외부대기 사이의 열전달 및 탱크간 서로 접하고 있는 면적을 통해 이루어지는 내부 열전달 수치계산을 위한 thermal network 모델을 나타낸 것이다.

각 노드는 주어진 체적의 질량 및 비열을 반영하기 위해 열용량이 주어진다. 이 노드들은 연료탱크와 같이 에너지가 저장되는 확산노드(diffusion node), 에너지가 저장되지 않는 산술노드

(arithmetic node)와 외부 대기온도와 같이 에너지가 저장되지 않지만 지정된 값이 주어지는 경계노드(boundary node)로 나누어진다.⁽⁶⁾

노드와 노드사이는 외부 대기에 의한 가열 및 냉각효과 뿐만 아니라 내부 연료 및 오일유동에 의한 열 및 질량전달을 반영하기 위해 컨덕턴스로 연결되어 있으며, 이는 대류 열전달일 경우, 대류 열전달계수와 면적의 곱($h \cdot A$)으로 유체유동에 의한 열전달일 경우, 질량유량과 비열($\dot{m} \cdot c_p$)의 곱으로 표현된다.⁽⁶⁾

수치계산을 위해 식 (2)를 차분식으로 표현하면 식 (3)과 같다.⁽⁵⁾

$$\begin{aligned}
 \left[1 + \frac{(\Delta t)(G_{ij})}{C_i} \right] T_i^{(n+1)} &= T_i^{(n)} + \sum_{j=1}^n \frac{(\Delta t)(G_{ij})}{C_i} T_j^{(n)} \\
 &\quad - \sum_{j=1}^n \frac{\Delta t}{C_i} G_{ij} T_i^{(n-1)} + \frac{\Delta t}{C_i} Q_i \quad (3)
 \end{aligned}$$

본 해석에서는 0.005분, 0.01분 그리고, 0.02분이 계산시간간격(Δt)으로 고려되었다. 최적의 계산시간간격을 선택하기 위해, 비행초반인 10분과 비행후반인 70분에서의 전방탱크그룹의 집적탱크인 IT-3탱크 온도가 비교되었다. 계산시간간격을 0.01분으로 사용한 결과를 기준으로 비교하여 보았을 때, 0.005분 해석결과와의 온도차이는 두 시점에서 모두 +0.01°F의 결과를 보였으며, 계산시간간격을 0.02분으로 사용하였을 경우, 0.01분 해

석결과와의 온도차이는 비행초반 10분에서는 +0.01°F, 비행후반인 70분에서는 -0.01°F를 보였다. 따라서, 고려된 3가지 가운데 0.01분이 최적의 계산시간간격으로 선택되었다.

2.3 해석 조건

2.3.1 외부대기 및 초기조건

20% hot day⁽⁷⁾가 외부대기 조건으로 고려되었고, JP-8 aviation fuel, MIL-H-83282 fluid와 MIL-L-23699 fluid가 각각 연료, 유압유 및 윤활유로서 고려되었다. 지상정지 시, 태양에 의한 복사열전달의 효과는 해석에 직접적으로 고려되지 않았으나, 연료의 초기온도를 120°F, 오일의 초기온도를 150°F로 가정함으로써 간접적인 방법으로 복사열전달에 의한 연료 및 오일온도가 높아진 상황을 고려하였다. 각 연료탱크에 저장되어 있는 초기 연료량은 Fig. 2에 제시되었다. 또한, 본 해석에 있어 실제 현상을 정확히 모사하기 어려운 사항에 대하여 다음과 같은 가정이 사용되었다.

- 비행 중 항공기의 자세는 항상 변하기 때문에, 연료와 외부대기와의 열전달면적 또한 수시로 변하게 되나, 항공기는 항상 수평비행 한다고 가정되었다.
- 외부공기는 항공기 전방에서 후방쪽으로 흐르며 측면흐름은 고려하지 않았다.
- 연료탱크벽 및 튜브벽을 통한 전도열전달로 인한 온도 상승 및 하강은 미미하므로 전도 열저항은 무시되었다.
- 연료가 소모됨에 따라 연료탱크 내부에는 연료가 소모된 공간에 공기가 존재함으로써, 이 공기를 통한 외부대기와 연료사이에서 열전달이 가능하지만, 이것이 연료탱크 온도변화에 미치는 영향이 극히 작아서 무시되었다.

2.3.2 연료 및 오일유동량

본 해석에 사용된 air superiority 임무를 수행하는 동안 엔진의 연료요구량 및 각 시스템의 오일유동량은 계속 변동하게 된다. 변동의 주요요인은 엔진의 축마력과 관련되며, 이는 항공기의 기동과 임무 수행에 따라 각 시스템에서 요구하는 동력이 변하기 때문이며, 사용되는 엔진특성에 따라 좌우된다. Fig. 5는 본 해석 임무에 사용된,

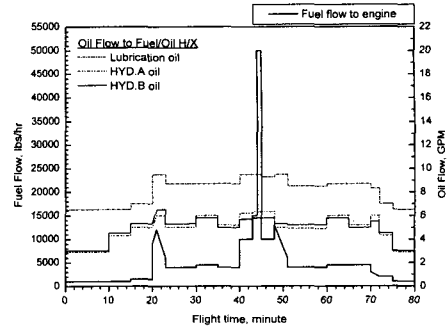


Fig. 5 Engine fuel flow rate and oil flow rate through H/X during the mission

엔진의 연료소모량 및 연료/오일 열교환기로 유입되는 유압유 및 윤활유의 유동량 변화를 나타낸 것이다. 여기에서 보는 바와 같이 지상운동 단계에서의 연료 및 오일유동량이 다른 단계보다 상당히 적은 반면, 전투기동 시(44-45분)에 엔진의 연료소모량이 가장 많으며, 이 때에는 엔진의 후 연소기(after burner)에서 까지 연료가 소모됨으로써 엔진의 최대 연료소모가 나타난다.

2.3.3 특성 공기온도 및 열전달계수

외부 공력학적 가열(aerodynamic heating)에 노출된 표면위의 공기온도로서 단열벽온도가, 엔진 입구공기(inlet air)에 노출되어 있는 표면 위의 특성 공기온도로서 정체온도가 사용되었다. 이외에, IT-1 탱크와 IT-2 탱크 사이의 통풍공기(ventilation air) 온도에는 정체온도가, IT-5 탱크와 엔진사이의 통풍공기 온도는 정체 온도보다 30°F 높다고 가정된 공기온도가 각각 외부공기와 탱크사이의 열전달을 계산하기 위한 특성 공기온도로 사용되었다. 이러한 특성 온도와 항공기 표면사이의 열전달을 계산하기 위해 대류 열전달계수가 고려되었다. 식 (4)는 항공기가 지상 정지상태에 있을 때 적용된 외부 자유유동속도의 함수로 표현된 경험식⁽⁸⁾으로, 이때 자유유동 속도(V_o)는 10 ft/sec로 가정되었다. 식 (5)는 Eckert에 의해 제안된 평판위의 난류유동에 대한 열전달계수를 나타낸 식⁽⁹⁾인데, 비행시에 적용된다.

$$h_s = 2.0 + 0.314 V_o \quad (4)$$

$$h_c = 0.037 \left(\frac{k}{x_c} \right) Pr^{1/3} Re_c^{4/5} \quad (5)$$

또한, 탱크간 열전달 및 탱크표면과 연료사이의 열전달을 고려하기 위하여, 연료의 열전달계수(h_f)는 40 Btu/hr-ft²-°F로 가정되었다.

각 탱크와 외부공기사이의 열전달계수를 계산하기 위해 특성길이가 고려되었다. 외부 공력학적 가열에 노출된 표면과 외부공기와의 열전달을 고려하기 위해 적용된 특성길이는 동체탱크의 경우, 항공기 전단(nose)으로부터 각 탱크의 중앙까

지의 거리를, 주익탱크의 경우, 탱크 중앙(mid span)의 중간길이를, 외부 연료탱크의 경우, 탱크의 중간길이를 특성길이로 택하였다. 엔진입구 공기에 노출되어 있는 표면과 외부공기와의 열전달을 고려하기 위해 적용된 특성길이는 엔진 공기흡입구로부터 각 탱크의 중간부분까지로 택하였다. 또한, 통풍공기에 노출되어 있는 IT-1 및 IT-2 탱크 표면과 외부공기와의 열전달을 고려하기 위해 적용된 특성길이는 통풍공기에 노출된 탱크의 중간길이를, 엔진 통풍공기에 노출되어 있는 IT-5 탱크 표면과 외부공기와의 열전달을 고려하기 위해 엔진과 마주한 부분의 탱크길이가 특성길이로 고려되었으며, 이들이 Table 2에 나타나 있다.

Table 2 Characteristic lengths (ft)

Tank	for T_{aw}	for T_{tot}	for T_{vent}	for $T_{eng,vent}$
IT-1	19.55	3.22	1.78	
IT-2	22.88	6.55	3.13	
IT-3 & -4	25.05	8.72		
IT-5	28.13	11.80		2.08
W-1 & -2	3.72			
Ext. Tank	6.92			

2.3.4 열전달면적

연료탱크 내 연료는 항공기가 비행함에 따라 감소하게 된다. 이에 따라 단열벽온도, 정체온도

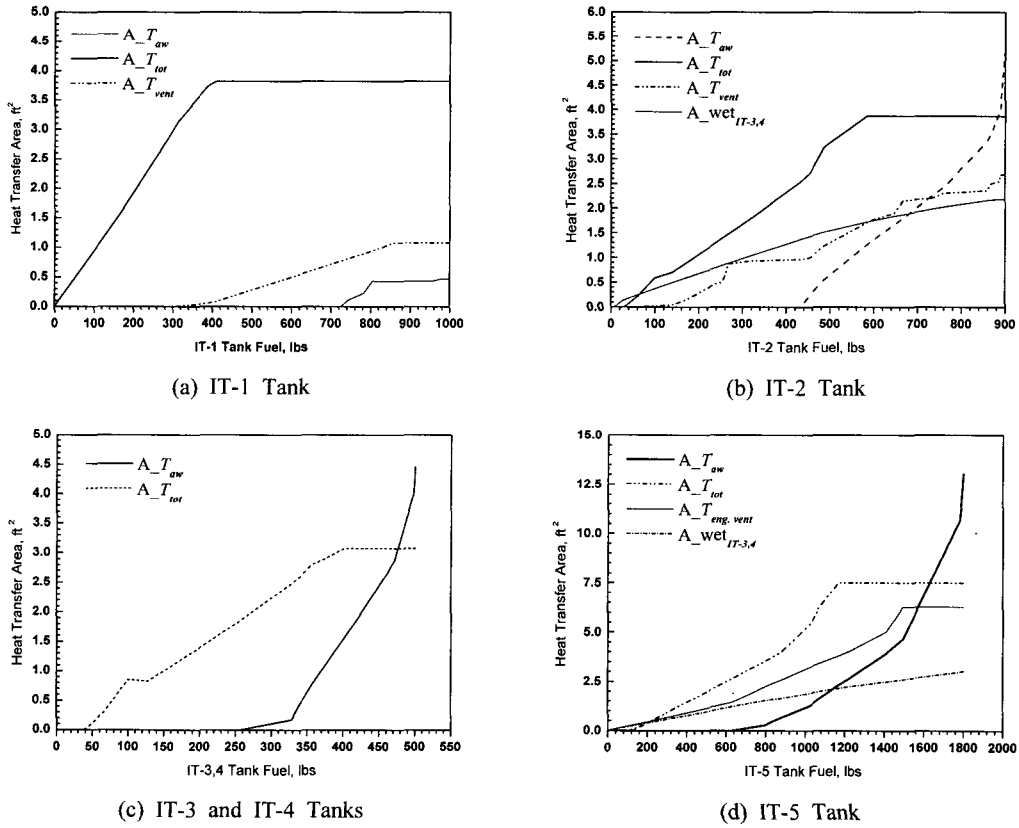


Fig. 6 Variation of heat transfer area each fuselage fuel tank

및 엔진 통풍공기 온도에 노출되어 있는 각 탱크의 열전달 면적 또한 감소하게 된다. 각 동체탱크의 연료량에 따른 이러한 열전달면적의 변화가 Fig. 6에 제시되어 있다. 각각의 동체탱크는 모두 단열벽온도 및 엔진입구 공기에 노출되어 있으며, 각 탱크의 연료가 우측에서 좌측으로 진행함에 따라 소모됨에 따라, 각 탱크의 열전달 면적이 감소된다.

아울러 서로 접하고 있는 연료탱크 사이의 중간 구조물(bulkhead 등)을 통한 열전달 면적의 변화가 함께 고려되었다. Fig. 1에 나타난 바와 같이, 해당되는 구조물은 IT-2 탱크와 IT-3, IT-4 탱크사이, IT-5 탱크와 IT-3, IT-4 탱크 사이, W-1 탱크와 IT-2, -3, -5 탱크 사이, 그리고 W-2 탱크와 IT-2, -4, -5 탱크 사이이다. 이 가운데 IT-2와 IT-3, IT-4 탱크 사이에 연료에 의해 공유된 구조물의 열전달면적 변화는 Fig. 6(b)에, IT-5 탱크와 IT-3, IT-4 탱크내 연료에 의해 공유된 구조물의 열전달면적 변화는 Fig. 6(d)에 나타내었다. Fig. 2의 연료소모 절차로부터, IT-2 탱크의 연료가 IT-3 탱크와 IT-4 탱크의 연료보다 먼저 소진되므로, IT-2 탱크의 연료가 소진되면 IT-2 탱크의 연료와 IT-3 및 IT-4 탱크의 연료 사이에 구조물을 통한 열전달은 발생하지 않게 된다. 마찬가지로 IT-5 탱크의 연료가 소진되면 IT-5 탱크의 연료와 IT-3 및 IT-4 탱크의 연료 사이에 구조물을 통한 열전달은 발생하지 않는다.

2.3.5 항공기 유압 및 윤활시스템 열발생량과 연료/오일 열교환기

본 해석에 고려된 임무를 수행하는 동안, 유압 시스템 A, B 및 윤활시스템에서 발생되어 유압유 및 윤활유에 의해 흡수되는 각 시스템 열발생량을 Fig. 7에 보였다. 항공기 유압시스템의 주요 열원은 유압펌프, 유압작동장치(actuator)이며 윤활시스템의 주요 열원은 항공기내 각종 전기장치에 동력을 공급해주기 위한 발전기 및 엔진의 동력을 유압펌프를 비롯한 다른 시스템에 전달해 주기 위한 기어박스로서, 각 시스템에서 발생되는 열발생량은 비행하는 동안 여러 조건에 따라 변동하게 된다. Fig. 7에 보는 바와 같이, 지상운동 단계에서 각 시스템 열발생량이 제일 낮게 나타나는 반면, 항공기 고 기동 및 많은 전자장비의 작동이 요구되는 전투모드단계에서 열발생량이

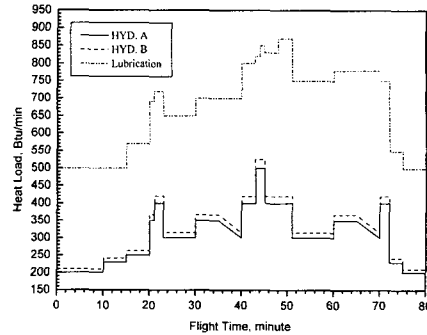


Fig. 7 Oil system heat loads imposed on fuel/oil heat exchanger

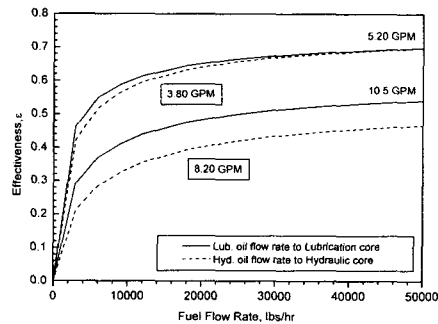
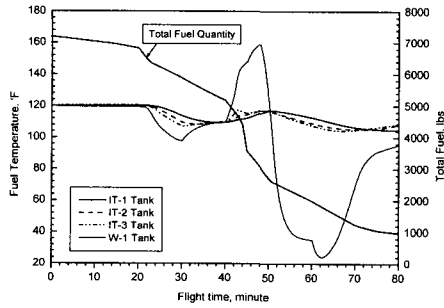


Fig. 8 Fuel/oil heat exchanger effectiveness

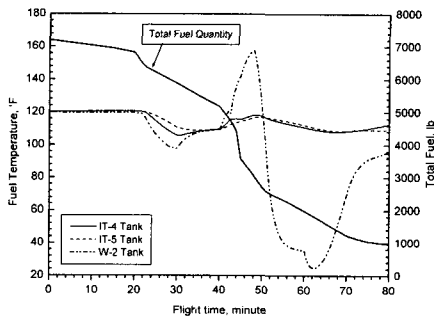
가장 높게 나타난다. Fig. 1에서 보는 바와 같이 각 오일시스템에서 발생한 열은 유압유 및 윤활유에 흡수되어 연료/오일 열교환기로 유입된다. 열교환기로 유입된 고온의 오일들은 연료에 의해 냉각되어 다시 각각의 시스템으로 귀환한다. 본 해석에 사용된 연료유량 및 오일유량에 따른 열교환기 유용도는 Fig. 8에 제시되어 있다.

3. 결과 및 검토

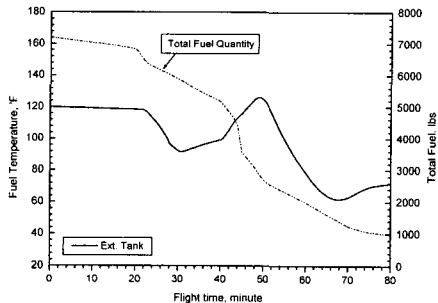
본 해석으로부터, air superiority 임무수행 동안 주요 연료 및 오일온도들의 변화가 예측되었다. 전방탱크 그룹인 IT-1, -2, -3 및 W-1 탱크들의 연료온도와 후방탱크 그룹인 IT-4, -5 및 W-2 탱크들의 연료온도, 그리고 외부연료탱크의 연료온도 변화가 각각 Fig. 9에 나타나 있다. 그림에서 보듯이 지상에서는 모든 연료탱크들의 온도가 118~121°F로, 외부대기와의 열전달이 미미하여 각 탱크에서의 시간에 따른 온도차이가 거의 나타나지 않는다. 이는 외부대기와의 열전달을 통한 연료



(a) Forward group fuel tank temperature



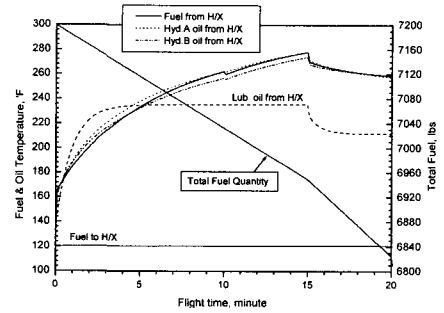
(b) Rearward group fuel tank temperature



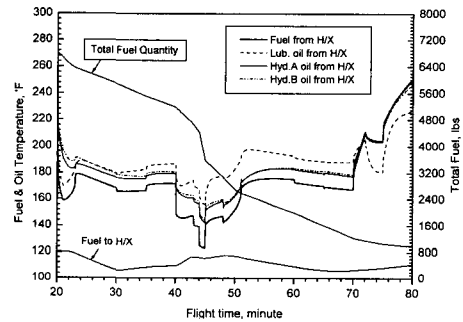
(c) External fuel tank temperature

Fig. 9 Fuel temperature variations in each tank during the mission

의 냉각효과를 기대하기 어렵다는 것을 의미한다. 그러나, 항공기가 비행을 시작하는 단계인 20분 이후부터, 외부대기와의 활발한 열전달로 인하여 시간에 따른 각 탱크의 온도변화가 현저하다. 특히, 주익탱크와 외부연료탱크의 온도가 동체연료탱크의 온도보다 각각 8°F, 13°F정도 낮은 온도를 나타낸다. 이는 동체탱크보다 상대적으로 훨씬 큰 열전달면적을 통해 고도변화에 따라 외부대기와의 대류 열전달이 매우 활발하게 일어나



(a) Temperature variations from start to 20 minutes



(b) Temperature variations after 20 minutes

Fig. 10 Fuel and oil temperature variations during the mission

고 있다는 것을 의미하는데, 이것을 그림으로부터 쉽게 알 수 있다. 이에 반해 동체 연료탱크들의 온도편차는 크지 않음을 볼 수 있는데, 이는 열전달면적이 주익탱크와 외부연료탱크의 면적보다 작을 뿐더러, 탱크간 서로 연결되어 있는 튜브를 통하여 연료가 서로 혼합되기 때문에 동체연료탱크들의 온도의 차가 작게 나타남을 보인다.

또한, 임무를 수행하는 동안의 중요 연료 및 오일온도 변화가 예측되었다. 항공기가 지상에서 운용되는 15분까지의 열교환기 입출구의 연료온도 및 열교환기 출구의 오일온도 변화와, 비행을 시작하여 착륙할 때까지의 온도변화가 Fig. 10(a), (b)에 각각 나타나 있다.

지상정지 시(임무시간 0~15분), 유회유를 제외한 엔진으로 공급되는 연료온도 및 열교환기에서 냉각되어 나가는 유압유의 온도들이 모두 급격히 상승하는 경향이 Fig. 10(a)에서 보인다. 열교환기의 유회냉각 코어는 열교환기 입구에 위치하고

있기 때문에 초기에 유허유 의 온도가 상승하지만, 연료의 유량 및 입구온도가 일정하므로 열교환기에서 냉각되어 나가는 유허유 온도는 3분 이후 정상상태를 유지하는 것을 볼 수 있다. 그러나, 유허냉각코어 후방에 위치한 유압유 냉각코어에서 냉각되는 유압유는 유허유 냉각코어를 지나면서 이미 온도가 높아진 연료에 의하여 냉각이 이루어지게 되며, 유입되는 연료량이 각각 반으로 나뉘어져 유압시스템 A, B오일을 냉각시키는 계 된다.

따라서, 연료에 의해 유압오일들이 충분히 냉각되지 않은 상태로 열교환기에서 각 유압시스템으로 돌아가게 되는 반면, 연료의 온도는 상승하게 된다. 충분히 냉각이 되지 않은 상태로 유압시스템으로 돌아간 유압유는 유압시스템 내에서 다시 열부하를 받아 오일온도는 더욱 상승하게 되고, 이렇게 높아진 오일온도가 열교환기로 유입되어 연료온도를 계속 상승시키는 작용을 하게 됨을 알 수 있다.

그러나, 이러한 경향은 Fig 10 (a) 및 (b) 에서 보는 바와 같이 비행이 시작되는 15분 이후부터 외부대기와의 대류 열전달로 인하여 연료탱크 온도가 낮아짐으로써, 열교환기로 유입되는 연료온도의 하강과 함께, 연료유량의 증가로 인한 열교환기 유용도가 높아져서 연료의 냉각능력이 향상됨으로 인하여 유허유 및 유압유 의 열교환기 출구온도가 상당히 떨어지게 된다. 반면, 전투비행 단계에서는 저고도에서 고속으로 비행함에도 불구하고 모든 온도들이 가장 낮게 나타남을 알 수 있다. 공력학적 가열(aerodynamic heating)에 의한 연료탱크 온도상승은 연료소모에 의해 연료와 접하는 탱크 열전달면적의 현저한 감소로 인하여 미미하나, 엔진 연료유량이 급격히 증가함으로써 열교환기와 관련된 연료 및 오일온도들이 모두 낮아짐을 볼 수 있다. 그러나, 다시 항공기의 속도와 고도가 낮아지는 착륙단계가 시작되는 72분부터 다시 모든 온도들이 상승함을 보이다가 지상정지 단계인 75분부터 80분까지는 Fig. 10 (a)의 지상정지 시에서와 같은 온도상승의 경향을 보인다.

4. 결 론

본 해석에서 고려된 연료/오일 열교환기 주변

에서의 연료온도 및 오일온도는 연료시스템 뿐만 아니라, 이와 관련된 엔진, 항공기 유압시스템, 전기 및 기어박스시스템에 직접적인 영향을 주기 때문에 연료시스템과 관련된 어느 한 시스템이라도 정상적인 작동이 불가능하게 되면 바로 항공기 안전에 막대한 영향을 미치게 된다. 따라서 항공기설계에 있어 효율적인 열관리를 위하여 연료(냉각)시스템 해석은 필수적이다.

본 연구에서는 air superiority 임무를 수행하는 동안, 항공기내 연료와 연료에 의해 냉각되는 오일들에 대한 온도변화 및 탱크내 연료온도 변화가 Dufort-Frankel 기법에 의해 수치해석 되었다. 본 해석으로부터 연료의 엔진유량 및 외부 자유유동 속도가 가장 작고, 대기온도가 가장 높은 지상정지 단계에서 모든 온도가 상승하는 경향이 나타났으나, 최대 연료유량이 나타나는 전투임무 단계에서 모든 온도들이 제일 낮은 결과를 보였다.

이들 결과로부터 항공기의 고도 및 속도는 물론, 연료탱크의 열전달면적과 함께 열교환기로 공급되는 연료유량 (엔진 연료유량)이 연료 및 오일의 온도에 미치는 영향이 매우 크다는 것을 알 수 있다. 또한, 열전달면적이 큰 외부연료탱크와 주익탱크의 연료온도 변화가 동체탱크의 온도변화에 비해 크게 나타났으며, 각 탱크별 온도해석 결과로부터, 연료탱크 내에 장착되는 구성품들이 견디어야 할 온도한계가 제시되었다.

실제 항공기의 상세한 부분에 대한 정확한 열전달을 모델링하기는 매우 어렵고 복잡하기 때문에, 본 해석에서는 많은 가정이 포함되어 있으나, 실제 항공기의 연료 열관리시스템을 설계함에 있어 중요한 기본자료로서 사용될 수 있다. 시험에 의해 이러한 가정값들에 대한 정밀도를 향상 시킨다면 차후 항공기설계에 있어서, 시간과 비용을 절약함과 동시에 최적의 연료 열관리시스템을 구축할 수 있을 것으로 판단된다.

참고문헌

- (1) Moir, I. and Seabridge, A. G., 1992, "Aircraft Systems," Longman Scientific & Technical, pp. 59~152.
- (2) Fielding, John P., 1999, "Introduction to Aircraft Design," Cambridge University Press, pp.

73~82.

- (3) Klaus Huenecke, 1994, *"Modern Combat Aircraft Design,"* Naval Institute Press, pp. 23~34.
- (4) Jan Roskam, 1997, *"Airplane Design,"* Part I, DAR Corp, pp. 60~67.
- (5) Network Analysis Inc, 1996, *"SINDA/G Library Reference Guide,"* pp. 39~40.
- (6) Network Analysis Inc., 1986, *"SINDA/G User's Guide,"* pp. 7~117.
- (7) DoD, 1997, *"Global Climatic Data for Developing Military Products,"* MIL-HDBK-310, p. 89.
- (8) SAE, 1989, *"SAE Aerospace Applied Thermodynamics Manual,"* AIR1168/3, p. 10.
- (9) Sadik Kakac and Yaman Yener, 1994, *"Convective Heat Transfer,"* CRC Press, pp 236~238.