論文

추가연료 공급 · 회송량에 따른 항공기내 연료온도 변화에 대한 수치해석적 연구

김영준*, 김창녕**, 김철인***

A Numerical Analysis on Transient Fuel Temperatures in a Military Aircraft with Additional Fuel Supplies and Return

Yeong Jun Kim*, Chang Nyung Kim** and Chul Inn Kim***

ABSTRACT

A transient analysis on fuel temperatures in an aircraft was studied using the finite difference method. Numerical calculation was performed by an explicit method of modified Dufort-Frankel scheme. Among various missions, close air support mission was considered with 20% hot day ambient condition in subsonic region. The aircraft was assumed to be in turbulent flow. The fuel system model with additional fuel supplies and return concept was considered. As a result of this analysis, the fuel tank temperatures have increased with the increase of the additional fuel supplies. In contrast to tank temperatures, the fuel temperature at the engine inlet has decreased with the increase of additional fuel supplies except in some in-flight phases having high engine fuel flow. From this analysis, the fuel system with the additional fuel supplies and return concept has been shown to be an effective method to decrease the engine inlet fuel temperature. Also, it has been shown that fuel flow rate through fuel/oil heat exchanger is a key factor influencing fuel temperature.

초 록

항공기내 연료온도의 변화가 유한차분식에 의하여 해석되었다. 항공기의 여러 임무 가운데 근접항공지원 임무가 20% hot day 외부대기 조건과 함께 아음속 영역에서 고려되었다. 수정 Dufort-Frankel기법의 explicit방법에 의해 수치계산이 수행되었다. 항공기는 난류유동장내에 있는 것으로 가정되었다. 추가 연료공급 · 회송 개념을 갖는 항공기 연료시스템 모델이 고려되었다. 본 해석의 결과로써, 추가연료 공급이 증가함에 따라 연료탱크의 온도는 상승함을 보인 반면, 엔진입구에서의 연료온도는 몇몇 비행단계 및 엔진 연료요구량이 많은 구간을 제외하고는 감소함을 보였다. 본 해석으로부터, 추가 연료공급 · 회송개념을 사용한 연료시스템이 엔진입구 연료온도를 낮추기 위한 효과적인 방법임이 나타났다. 또한, 연료/오일 열교환기로 흐르는 연료유동량이 연료온도 변화에 중요한 인자임이 밝혀졌다.

† 2002년 3월 12일 접수 ~ 2002년 11월 25일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주산업(주) T-50 세부계통팀
연락처자, E-mail : mech93@koreaaero.com

경남 사천시 사남면 유천리 802

** 정회원, 경희대학교 기계 · 산업시스템공학부

*** 정회원, 국방과학연구소

Key Words : Finite Difference Method(유한차분식), Close Air Support(근접항공지원), 20% Hot Day, Turbulent Flow(난류유동), Fuel System(연료시스템)

Nomenclature

A	: 탱크의 열전달면적 [ft^2]	Pr	: Prandtl 수
C_i	: 계산노드의 열용량($=\rho V c_p$)	Re	: Reynolds 수
c_p	: 비열 [$\text{Btu/lb}^\circ\text{F}$]		
G_{ij}	: 노드간 컨덕턴스 ($=hA, \dot{m} \cdot c_p$)	<Subscript>	
h	: 대류 열전달계수 [$\text{Btu/hr-ft}^2\text{-}^\circ\text{F}$]	air	: 공기
l	: 확산노드의 총 개수	aw	: 단열벽(Adiabatic wall)
m	: 질량 [lb]	c	: 특성치
$\dot{m}$	: 질량유량 [lb/hr]	$eng. vent$	: 엔진통풍(Engine ventilation)
k	: 열전도계수 [$\text{Btu/hr-ft}^\circ\text{F}$]	$external$	: 외부
$\dot{Q}$	: 열전달량, 열발생량 [Btu/min]	f	: 연료(Fuel)
Q	: 체적유량 [gal/min]	i	: 온도가 계산되는 노드
t	: 시간 [min]	in	: 입구(Inlet)
$T^{(n)}$	: 현재온도 [$^\circ\text{F}$]	$internal$	: 내부
$T^{(n+1)}$	: 미지온도 [$^\circ\text{F}$]	j	: 인접노드
$T^{(n-1)}$	: 과거온도 [$^\circ\text{F}$]	o	: 정체(Stagnation)
U	: 총괄 열전달계수 [$\text{Btu/hr-ft}^2\text{-}^\circ\text{F}$]	s	: 정지상태
V_o	: 자유유동속도 [ft/sec]	$wall$	: 탱크 벽
x	: 길이 [ft]		

1. 서 론

고성능 군용 제트 항공기 및 상업용 항공기에 서, 연료는 비행하는 동안 연료로서의 고유기능 뿐만 아니라, 외부대기와 함께 항공기 내부 및 엔진 내부에서 발생하는 열을 냉각시키기 위한 열침체물(heat sink)로서의 매우 중요한 기능을 수행한다[1].

항공기 내부에서 열을 발생시키는 주요한 시스템으로는 유압시스템, 발전기 및 기어박스시스템 등이 있다[1]. 유압시스템은 항공기의 기동과 관련된 시스템으로서, A, B 두 개의 시스템으로 이루어져 있으며, 하나의 시스템에 이상이 발생하더라도 최소한의 항공기 기동을 보장할 수 있게끔 서로 연결되어 구성되어 있다. 발전기는 항공기에 전력을 공급하기 위한 장비이며, 기어박스 시스템은 엔진의 동력을 항공기시스템에 전달시키는 역할을 수행한다. 유압시스템 A, B와, 발전기 및 기어박스시스템은 폐회로시스템(closed loop system)으로 구성되며, 유압시스템은 유압

유에 의해 발전기 및 기어박스시스템은 윤활유에 의해 각 시스템이 냉각된다[1].

이러한 연료 및 오일들의 온도가 엔진을 비롯한 항공기 시스템들을 안전하게 운용하기 위한 주어진 요구온도이하로 유지되지 않으면, 엔진을 비롯한 해당 시스템은 치명적인 영향을 받게 되며 비행안전에 있어 심각한 문제를 발생하게 된다. 항공기 유압시스템과 발전기 및 기어박스시스템에서 발생된 열을 흡수한 고온의 유압유와 윤활유를 냉각시키기 위해 연료가 사용되며, 고온의 오일들과 연료의 열교환장치로 연료/오일 열교환기(Fuel/Oil H/X)가 사용된다.

항공기가 비행하는 동안, 연료온도는 외부대기 조건과 함께 항공기 시스템들에 의해 방출되는 열량에 따라 변하기 때문에, 연료 열관리시스템은 연료시스템과 관련된 항공기내 유압시스템과 발전기 및 기어박스 윤활시스템과 같은 타 시스템들의 조건과 함께 동시에 해석이 수행되어야 한다.

엔진입구에서의 연료 요구온도 및 항공기 시스

탬 요구온도 조건에 따라, 연료를 이용한 여러 개념의 열관리시스템이 고려될 수 있다. 고려될 수 있는 여러 연료 열관리시스템 가운데, 본 해석에서는 엔진에서 소모되는 연료 이외에 추가연료를 열교환기로 공급하여, 항공기시스템 오일을 냉각시킨 후, 추가 공급된 연료를 다시 연료탱크로 귀환시키는 방식에 대해 고려하였다. 또한, 상업용 항공기에 비해 많은 수의 연료탱크를 갖는 전투용 항공기를 항공기모델로 선택하였다.

전투용 항공기는 그 목적에 따라 여러 임무를 수행한다. 본 해석에서는 전투용 항공기의 주요한 임무중의 하나인 근접 항공지원(close air support)임무[2] 동안 항공기내의 연료온도 변화를 계산하였다. 그러나, 일반적으로 엔진은 항공기 연료시스템과는 별도의 시스템으로 다루어지므로 엔진 내부에서의 연료온도 변화에 대한 해석은 수행되지 않았다.

본 연구에서는 열침체물로서 가장 중요한 역할을 담당하는 연료의 온도변화가 중점적으로 계산되었다. 이에 따라, 추가 공급된 연료량 변화에 따른 연료탱크의 온도 및 고온의 오일들과의 열교환으로 인해 가열된 연료온도(열교환기 출구 연료온도 또는 엔진입구 연료온도) 변화가 집중적으로 해석되었다.

II. 해 석

2.1 연료시스템 및 비행임무 모델

본 해석에서는 5개의 동체탱크와 2개의 주익 탱크 및 중앙의 외부 연료탱크로 구성되어 있는 연료시스템이 고려되었다. 5개의 동체탱크는 I-1, I-2, I-3, I-4, 그리고 I-5 탱크들이며, 각 탱크들에 대한 배열이 Fig. 1에 나타나 있다. 외부 연료탱크를 제외한 모든 탱크들은 2개의 탱크그룹으로서 기능을 하기 위해 서로 연결되어 있다. 전방 탱크그룹은 I-1, I-2, I-3와 W-1 탱크로 구성되며, 후방 탱크그룹은 I-4, I-5와 W-2 탱크들로 구성되어 있다.

본 해석에서는, 먼저 중앙의 외부 연료탱크의 연료가 주익 연료탱크를 통해 2개의 탱크그룹으로 이송되어 소모된 후, 두개의 탱크그룹의 연료가 소모되는 것으로 하였다. 탱크별 연료소모는 Fig. 2에 보는 바와 같이, 우측에서 시작하여 좌측으로 진행하면서 이루어진다. 먼저 외부 연료탱크의 연료가 W-1과 W-2 탱크로 이송됨으로써 소모되기 시작하여, 총연료량 6,010 lbs에서 소진되고, 이 후 W-1과 W-2 탱크의 연료가 동시에 소모되기 시작한다. W-1과 W-2 탱크의 연료가 소

Fig. 1. Fuel system model

Fig. 2. Fuel consumption sequence

진되면, I-1탱크와 I-5탱크의 연료가 함께 소모되기 시작한다. 총연료량 2,750 lbs에서 I-1탱크의 연료가 소진되고, 이후부터 I-2탱크의 연료가 소모되기 시작한다. 또한, I-5탱크의 연료가 소진되면 I-4연료탱크의 연료가 소모되기 시작하며, I-2탱크의 연료가 소진되면 마지막으로 I-3탱크의 연료가 소모된다.

엔진연료는 집적탱크(reservoir; I-3와 I-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 I-1, I-5, W-1 및 W-2탱크내에 있는 4개의 전기 이송펌프(transfer pump)에 의해 이루어진다[1]. 펌프의 연료이송량은 항공기의 상태에 따른 탱크간 압력차에 의해 변동하지만, 본 해석에서는 이러한 압력차에 따른 이송량 변화는 고려하지 않았다.

이송펌프 각각의 공급유량은 비행조건과 무관하게 10,000 lbs/hr로 항상 일정하며, 이 이송펌프에 의해 발생되는 열방출량은 22.75 Btu/min (400 watts)으로써 각 탱크의 열원으로서 작용한다. 집적탱크로 이송되는 연료량이 집적탱크 용량을 초과할 경우, 연속방정식에 의해 잉여연료는 탱크간 연결된 튜브를 통하여 인접탱크로 귀환(return) 된다. 또한, Fig. 1의 우측상단에 보인 바와 같이 I-2탱크 내에 있는 ejector는 I-3탱크에 있는 가압펌프(booster pump)로부터 2,400 lbs/hr의 연료를 공급받아, 가압펌프의 공급압력에 의해 1,600 lbs/hr로 I-2탱크내 연료를 흡입하여 I-3탱크로 공급해 주는 역할을 수행하며, 자체적인 열방출을 하지 않으므로 열원으로는 고려되지 않는다. 전방 및 후방 탱크그룹의 각 집적탱

Table 1. Phases in a close air support

Phase	Time (min)	Altitude (ft)	Mach Number	Engine Fuel Flow (lbs/hr)
Ground	0~15	0.0	0.000	1,000
Taxing	15~20	0.0	0.000	3,000
Takeoff	20~21	0.0	0.450	12,000
Climb	21~24	40,000	0.600	6,000
Cruise	24~36	40,000	0.600	4,000
Loiter	36~46	5,000	0.500	4,500
Ingress	46~48	1,000	0.800	10,000
Strafe	48~52	500	0.700	15,000
Egress	52~54	1,000	0.800	10,000
Climb	54~57	40,000	0.650	6,000
Cruise	57~70	40,000	0.650	4,000
Loiter	70~80	5,000	0.300	4,500
Landing	80~85	0.0	0.000	3,000
Ground	85~90	0.0	0.000	1,000

크로 이송된 연료는 집적탱크내에 있는 가압펌프에 의해 엔진으로 공급된다[1].

가압펌프에서 방출되는 연료 공급량은 엔진 연료요구량에 따라 변하며, 펌프의 연료공급 능력은 최대 40,000 lbs/hr이며, 가압펌프로부터 방출되는 열량은 60.4 Btu/min (1061.2 watts, 최소 700 lbs/hr 유량 공급시)로부터 80.0 Btu/min (1406.7 watts, 최대유량 40,000 lbs/hr일때)까지 선형적으로 증가한다고 가정하였다. 이 가압펌프들 또한, 이송펌프들과 마찬가지로, 각 집적탱크의 열원으로서 작용한다. 각 집적탱크내의 가압펌프로부터 공급된 연료(엔진연료+추가공급 연료)는 독립적인 3개의 코어를 갖는 열교환기(H/X)로 흐르게 된다. 발전기 및 기어박스 윤활시스템과 유압시스템 A, B를 순환하며 각 시스템 내에서 발생하는 열을 흡수한 고온의 윤활유와 유압시스템 A, B의 유압유가 이 열교환기에서 연료에 의해 냉각되고, 다시 각각 윤활시스템과 유압시스템으로 돌아간다. 이 때, 열교환기를 지나면서 윤활유와 유압유의 열을 흡수한 연료중, 엔진연료는 엔진으로 공급되고, 엔진연료외 추가 공급된 연료는 열교환기 출구와 엔진입구사이에서 같은 양으로 분기되어, 각 탱크그룹의 집적탱크로 되돌아 간다.

근접항공지원 임무[2]는 전투용 항공기의 대표적인 임무중의 하나로써, 본 연구에서 해석을 위

한 비행임무 모델로 선택되었다. 근접항공지원 임무는 Table 1에 나타난 바와 같이 시동에서부터 착륙에 이르기까지 여러 비행 단계로 구성되어 있으며 비행특성 및 비행시간으로 각각 구분되어 있다[2,3].

2.2 지배방정식 및 수치해석

연료시스템 열해석에 사용되는 지배방정식은 연료 및 오일에 대한 질량 및 에너지 보존방정식이며, 하나의 연료탱크를 중심으로 주위 연료탱크들과 외부 대기사이에서 이루어지는 질량 및 에너지보존에 대한 기본적인 메카니즘을 Fig. 3에 보였다. Fig. 3에서 보는 바와 같이 탱크내 연료온도에 관련된 열전달 요인으로는 외부 대기와 열전달, 탱크간 연료에 의해 공유된 구조물 면적을 통한 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. 탱크로의 연료 유출입 결과 탱크의 연료량이 초기연료량 미만으로 감소되는 경우, 해당 탱크내 연료에 대한 질량보존에 대한 식 (1)은 적용되지 않는다.

질량보존 방정식:

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

에너지보존 방정식:

$$\begin{aligned} \left(mc_p \frac{\partial T}{\partial t} \right)_i &= \dot{Q}_{external} + \dot{Q}_{internal} + \dot{Q}_{flow} + \dot{Q}_{source} \\ &= UA(T_{air} - T_i) + h_f A(T_i - T_j) \\ &\quad + (\sum \dot{m} c_p T)_j - (\sum \dot{m} c_p T)_i + \dot{Q}_{i, source} \end{aligned} \quad (2)$$

여기에서, T_i 는 온도가 계산되는 연료탱크의 평균 연료온도를, T_j 는 인접탱크의 평균 연료온도를 나타낸다.

본 연구에서, 연료온도는 다차원 열유동문제에 대한 과도(transient)해를 구하기 위하여 "lumped parameter" 유한차분식을 이용하여 해석되었으며, 수정 Dufort-Frankel식이 수치계산에 사용되었다. 수치해석을 위해, Fig. 1의 연료 및 오일시스템은 여러 개의 노드와 노드사이의 열전달을 고려하기 위한 컨덕턴스-캐패시턴스 network로 모델링 된다. Thermal network모델은 연료탱크와 외부대기 사이의 열전달 계산과 항공기 내부에서의 연료탱크간의 연료유동과 열교환기를 통

Fig. 3. Heat transfer mechanism based on the fuel tank

과하여 엔진으로 공급되는 연료의 최종온도 수치계산을 위해 구성된다. 이 가운데 항공기 내부에서의 연료탱크간의 연료유동과 열교환기를 통과하여 엔진으로 공급되는 연료의 최종온도 수치계산을 위한 thermal network 모델이 Fig. 4에 나타나 있다.

각 노드에는 주어진 체적의 질량 및 비열을 반영하기 위해 열용량(thermal capacitance)이 주어진다. 노드는 자체가 가지는 특성에 따라 확산노드, 산술노드 그리고, 경계노드의 3가지 종류들로 분류된다. 확산노드(diffusion node)노드는 연료탱크와 같이 에너지가 저장되는 노드이고, 산술노드(arithmetic node)는 에너지가 저장되지 않는 노드이며, 경계노드(boundary node)는 외부 대기온도와 같이 에너지가 저장되지 않으며 지정된 값이 주어지는 노드이다.

노드와 노드사이의 외부대기에 의한 가열 및 냉각효과 뿐만 아니라 내부 연료 및 오일유동에 의한 열 및 질량전달을 반영하기 위해 컨덕턴스로 연결되어 있으며, 이는 대류열전달일 경우, 대류 열전달계수와 면적의 곱($h \cdot A$)으로 유체유동에 의한 열전달일 경우, 질량유량과 비열의 곱($\dot{m} \cdot c_p$)으로 표현된다.

수치계산을 위해 에너지보존 방정식 (2)는 식 (3)과 같이 표현되며 explicit method에 의해 확산노드의 온도가 구해진다[4].

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

여기에서, Δt 는 계산시간 간격, $\dot{Q}_i$ 는 계산노드의 생성열 발생량을 나타낸다.

Fig. 4. Thermal network model including all the tanks and heat exchanger

2.3 해석 조건

현재 전 세계지역 중, 최 고온지역인 사하라사막에서 가장 높은 대기온도 분포를 보인 1개월(744시간) 동안에 측정된 온도를 바탕으로, 최고 온도의 발생빈도가 1개월 가운데 최소 20%시간(149시간) 발생된 고온대기 조건인 20% hot day[5]가 외부대기 조건으로 고려되었고, JP-8 aviation fuel, MIL-H-83282 유체와 MIL-L-23699 유체가 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 복사열

전달에 의한 연료 및 오일온도가 높아진 상황을 고려하였다. 초기 각 연료탱크에 저장되어 있는 연료량은 Table 2와 같다. 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 변하게 되나, 항공기는 항상 수평비행 한다.
- 연료탱크 및 튜브벽을 통한 전도열전달로 인한 온도 상승 및 하강은 미미하므로 전도열 저항은 무시된다.
- 연료가 소모됨에 따라 연료탱크 내부에는 연료가 소모된 공간에 공기가 존재함으로써, 이 공기를 통한 외부대기와 연료사이에서 열전달이 가능하지만, 이것이 연료탱크 온도변화에 미치는 영향이 극히 작아서 무시된다.

Table 2. Initial tank fuel quantities

Fuel Tank	Fuel Quantity (lbs)
I-1	1,000
I-2	900
I-3	500
I-4	500
I-5	1,800
W-1	650
W-2	650
External	1,200

2.3.1 특성 공기온도 및 열전달계수

외부 공력학적 가열(aerodynamic heating)에 노출된 표면위의 공기온도로서 단열벽(adiabatic wall)온도가, 엔진 입구공기(inlet air)에 노출되어 있는 표면 위의 특성 공기온도로서 정체(stagnation)온도가 사용되었다. 이외에, I-1탱크와 I-2탱크사이의 통풍공기(ventilation air) 온도에는 정체온도가, I-5탱크와 엔진사이의 통풍공기 온도

Fig. 5. Characteristic lengths (ft)

는 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[6]이며, 이 때 자유유동 속도(V_o)는 14 ft/sec로 가정되었다. 식 (5)는 Eckert에 의해 제안된 평판위의 난류유동에 대한 열전달계수를 나타낸 식[7]으로써, 비행 시에 적용된다.

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

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

각 탱크와 외부 공기사이의 열전달계수를 계산하기 위해 적용된 주요 특성길이가 Fig. 5에 나타나 있다.

2.3.3 항공기 유압 및 윤활시스템 오일 유동량 및 열발생량

본 해석에 적용된 근접항공지원 임무를 수행하는 동안 엔진의 연료요구량과 함께, 각 시스템의 오일 유동량과 열발생량은 계속 변동하게 된다. 변동의 주요요인은 엔진의 축마력과 관련되며, 이러한 엔진의 축마력은 각 시스템에서 요구하는 동력이 항공기의 기동과 임무 수행에 따라 변화하기 때문이며, 이는 곧 엔진의 연료요구량과 밀접한 관계를 가진다.

비행조건에 따라 유압시스템 A, B 및 윤활시스템 내에서 주요 열원의 구동으로 인하여, 열이 발생하게 된다. 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 기어박스로써, 각 시스템에서 발생하는 열발생량 및 오일유동량은 비행하는 동안 여러

조건에 따라 변동하게 된다.

따라서, 본 해석에서는 비행 중, 각 시스템의 오일 유동량 및 열발생량 변화를 고려하기 위해 엔진의 연료요구량(lbs/hr)에 대한 함수로 표현된 식을 사용하였다. 이 함수식은 Table 3에 보인 바와 같이, 엔진의 연료요구량(lbs/hr)이 1,000 lbs/hr와 15,000 lbs/hr일 때의 유동량을 바탕으로, 이 두 값을 지나는 멱함수 형태의 curve fitting한 관계식을 생성하였다. 식 (6), (7)은 오일 시스템 A, B의 오일 유동량을, 식 (8)은 발전기 및 기어박스시스템 냉각을 위한 윤활유의 유동량을 나타낸 것이다.

$$Q_{Hyd,A} = 0.400 \cdot (\text{Eng. flow})^{0.2865} \quad [\text{gal/min}] \quad (6)$$

$$Q_{Hyd,B} = 0.417 \cdot (\text{Eng. flow})^{0.2855} \quad [\text{gal/min}] \quad (7)$$

$$Q_{Lub} = 2.469 \cdot (\text{Eng. flow})^{0.1401} \quad [\text{gal/min}] \quad (8)$$

Table 3. Oil flow rate with engine fuel flow

Oil	Fuel	Flow rate (lbs/hr)	
		1,000	15,000
Flow rate (gpm)	$Q_{Hyd,A}$	2.9	6.3
	$Q_{Hyd,B}$	3.0	6.5
	Q_{Lub}	6.5	9.5

Table 4. Heat load with engine fuel flow

Oil	Fuel	Flow rate (lbs/hr)	
		1,000	15,000
Heat load (Btu/min)	$\dot{Q}_{Hyd,A}$	300.0	650.0
	$\dot{Q}_{Hyd,B}$	315.0	682.5
	$\dot{Q}_{Lub}$	500.0	850.0

유압시스템 A, B 및 윤활시스템 내에서 발생하는 열발생량에 대하여 엔진의 연료요구량 함수로 표현된 식은 아래와 같으며, Table 4에 제시된 엔진의 연료요구량(lbs/hr)이 1,000 lbs/hr와 15,000 lbs/hr일 때의 열발생량을 바탕으로, 이 두 값을 지나는 1차함수 관계식을 생성하였다. 식 (9), (10)은 유압시스템 A, B의 열발생량을, 식 (11)은 발전기 및 기어박스시스템에서 방출되는 열발생량을 나타낸 것이다.

$$\dot{Q}_{Hyd,A} = 275.0 + 0.025 \cdot (\text{Eng. flow}) \quad [\text{Btu/min}] \quad (9)$$

$$\dot{Q}_{Hyd,B} = 288.8 + 0.026 \cdot (\text{Eng. flow}) \quad [\text{Btu/min}] \quad (10)$$

$$\dot{Q}_{Lub} = 475.0 + 0.025 \cdot (\text{Eng. flow}) \quad [\text{Btu/min}] \quad (11)$$

(a) W-1 and W-2 tanks

(b) External tank

Fig. 6. Heat transfer area variation exposed to adiabatic wall temperature

Fig. 7. Heat transfer area between wing tank and fuselage tank

식 (6)~(11)에 보는 바와 같이, 엔진연료량이 가장 적은 지상운용 단계에서 각 시스템 오일유동량 및 열발생량이 제일 낮게 나타나는 반면,

(a) Lubrication core side effectiveness

(b) Hydraulic A & B core side effectiveness

Fig. 8. Fuel/oil heat exchanger effectiveness

항공기 고 기동 및 많은 전자장비의 작동으로 인하여 엔진연료량이 가장 많이 요구되는 폭격(strafe)단계에서 열발생량이 가장 높게 나타난다.

2.3.4 열전달면적 및 열교환기

연료탱크 내 연료는 항공기가 비행함에 따라 감소하게 된다. 이에 따라 단열벽온도, 정체온도 및 엔진 통풍공기 온도에 노출되어 있는 각 탱크의 열전달 면적 또한 감소하게 된다. 이 가운데, 동체탱크에 비해 열전달면적이 큰 주익탱크 및 외부연료 탱크의 단열벽온도에 노출된 열전달변화가 Fig. 6에 각각 제시되어 있다.

단열벽온도에 노출된 주익탱크의 열전달면적은 초기 주익탱크내 연료가 감소함과 동시에 열전달면적 또한 감소함을 보인다. 그러나, 주익연료량 360~490 lbs구간에서 면적변화가 일정한 상태로 유지됨을 볼 수 있는데, 이는 주익탱크 상부의 열전달면적이 490 lbs의 연료가 소모될 때까지 감소하지만, 490 lbs에서 360 lbs까지 연료가 소

Fig. 9. Rearward group tank temperatures

모될 때는 주익연료에 의해 주익탱크 하부의 열전달면적이 연료에 의해 점유되고 있으므로 인하여, 열전달 면적이 일정한 상태를 유지한다. 이후, 360 lbs이하로 연료가 소모되기 시작하면서 하부의 열전달면적 또한, 감소된다. 이에 비해, 외부연료탱크는 Fig. 1에 보인 바와 같은 형상을 가지며, 연료가 감소함에 따라 3차함수 형태로 열전달 면적이 감소한다.

또한, 서로 접하고 있는 연료탱크 사이의 중간

구조물(bulkhead 등)을 통한 열전달 면적의 변화가 함께 고려되었다. Fig. 1에 나타난 바와 같이, 해당되는 구조물은 I-2 탱크와 I-3, I-4 탱크사이, I-5 탱크와 I-3, I-4 탱크사이, W-1 탱크와 I-2, -3, -5 탱크사이, 그리고 W-2 탱크와 I-2, -4, -5 탱크사이 이다. 주익 연료탱크와 서로 접하고 있는 동체연료탱크사이에서 주익 연료량에 따른 열전달 면적변화가 Fig. 7에 나타나 있다. 그림에서 보는 바와 같이, 주익탱크의 연료량이 좌측으로 진행함에 따라 감소될 때, 주익탱크와 인접해 있는 각 동체탱크의 열전달면적 또한 감소된다. Fig. 7에서 알 수 있듯이 주익 연료량이 소진되면 주익탱크내의 연료와 동체탱크내의 연료가 서로 접하는 면적이 없으므로, 주익탱크와 동체탱크사이의 연료간 열전달이 발생하지 않는다.

각각의 연료탱크들로부터 집적탱크로 이송된 연료는 집적탱크내에 위치한 가압펌프에 의해 연료/오일 열교환기를 지나서 엔진으로 공급된다. Fig. 1에서 보는 바와 같이 항공기내 시스템에서 발생한 열은 유압유 및 윤활유에 흡수되어 연료/오일 열교환기로 유입되어, 연료에 의해 냉각된 후, 다시 각각의 시스템으로 귀환한다. 열교환기를 지나면서 고온의 오일들과 열교환으로 인해 가열된 연료가 엔진으로 공급된다. 열교환기로 유입되는 연료유량 및 오일유량에 따른 열교환기 effectiveness는 Fig. 8에 제시되어 있다.

III. 결과 및 검토

본 해석으로부터, 근접항공지원 임무수행 동안 엔진의 연료요구량에 추가 연료공급량에 따른 주요 연료온도들의 변화가 예측되었다. 엔진의 연료요구량만을 열교환기로 공급하였을 경우와 엔진의 연료요구량에 500, 1000, 1500, 2000 lbs/hr를 추가하여 열교환기로 공급하였을 경우에 대하여 주요 연료온도들의 계산이 수행되었다. 이에 따른 후방 탱크그룹의 IT-4, -5 및 W-2 탱크들의 연료온도변화가 Fig. 9에 나타나 있다.

그림에서 보듯이 엔진의 연료요구량만을 열교환기로 공급하였을 때, 탱크의 온도가 가장 낮게 나타난다. 반면, 엔진연료 요구량에 추가연료를 열교환기로 공급한 후, 추가연료를 각 탱크그룹의 집적탱크로 회송시켰을 경우, 회송되는 연료량이 많아질수록 탱크의 온도 또한 높게 나타남을 볼 수 있다. 그러나, I-5 탱크의 연료가 소모되기 전까지 I-5 탱크의 연료들이 회송되는 W-2 탱크들의 온도변화는 회송되는 연료유량에 거의 무관하게 온도변화가 나타나지 않는데, 이는 주날

Fig. 10. External tank temperatures

개의 넓은 열전달 면적을 통해 W-2탱크의 연료가 외부대기로 냉각이 되고 있음을 알 수 있다. 또한, 전체 연료량이 감소하면서 집적탱크의 온도는 회송되는 연료량이 많을 경우, 온도는 급격히 상승하는 경향을 나타내는데, 이는 각 탱크의 열전달면적이 연료가 소모되면서 작아져서, 외부대기로 냉각되지 않음과 동시에, 집적탱크로 회송되는 연료의 온도는 열교환기에서 고온의 오일들과의 열교환으로 인해 계속적으로 상승하기 때문이다.

반면, 외부연료탱크의 연료온도변화는 추가연료 공급량과는 무관하게 모든 경우에 있어, 동일한 온도를 나타내는데, 이는 외부 연료탱크로는 추가연료가 회송되지 않고, 주 날개탱크로만 연료를 공급하여 소진되기 때문이며, 이 결과가 Fig. 10에 나타나 있다.

또한, 비행임무를 수행하는 동안의 엔진입구에서의 연료온도 변화가 예측되었다. 항공기가 지상에서 운용되는 20분까지의 엔진입구 연료온도 변화는 Fig. 11 (a)에, 비행을 시작하여 착륙할 때까지의 온도변화는 Fig. 11 (b)에, 마지막으로 착륙 후, 5분 동안의 지상운용에 대한 온도변화가 Fig. 11 (c)에 각각 나타나 있다.

Fig. 11의 결과에서 알 수 있듯이, 엔진입구 연료온도 변화는 각 탱크의 온도변화와는 상반된 결과를 보여주고 있다. 추가연료 공급량이 증가함에 따라, 탱크온도는 상승하는 반면, 열교환기를 지나 엔진으로 공급되는 연료의 온도는 추가연료 공급량 증가에 따라 더욱 낮아짐을 보인다. 특히 항공기가 지상에 위치하고 있는 초기부터 20분까지와 85분 이후에 이 같은 현상이 뚜렷히 나타난다. 이 원인은 열교환기의 effectiveness를 보면 이해할 수 있다. 지상운용단계에서의 엔진의 연료요구량은 1,000 lbs/hr이며, 유효연료의 유동량은 6.5 gal/min이다. 이러한 경우, 열교환기

(a) Temperature variations from start to 20 minutes

(b) Temperature variations during flight

(c) Temperature variations after 85 minutes

Fig. 11. Engine inlet fuel temperature variations during the mission

로 유입되는 열용량률($\dot{m}c_p$)은 연료측 보다 유효유측이 크게 된다. 따라서, Fig. 8 (a)로부터 유효유 냉각코어의 effectiveness는 0.8로써 열교환량은 높아지지만, 연료의 유동량이 적음으로 인해 연료의 냉각능력이 고온의 유효유를 충분히 냉각시키지 못하게 됨과 아울러, 연료자체의 온

도는 급격히 상승하게 된다. 이와 같은 현상은 윤활유 냉각코어 후방에 위치한 유압유 냉각코어에서도 발생하게 되어 연료의 온도는 지속적으로 상승하는 결과를 나타낸다.

이에 반해, 추가연료를 열교환기로 공급하여 열교환기 출구와 엔진입구에서 집적탱크로 회송시킬 경우, 열교환기의 유용도는 엔진 연료 요구량 만을 공급하였을 경우보다 떨어지지만, 공급된 추가연료에 의해 고온의 오일들을 냉각시킬 수 있는 냉각능력이 추가공급량이 많아질수록 높아지게 됨으로써, 고온의 오일들의 열을 흡수하고 고온 연료의 온도는 오히려 점점 낮아지게 됨을 볼 수 있다. 특히 추가 연료공급량이 2,000 lbs/hr에 가까워질수록 연료온도는 빠르게 정상 상태에 도달하는 것을 Fig. 11 (a)로부터 알 수 있다.

대부분의 비행동안에도 추가연료의 공급량이 많아질 수록 엔진 입구에서의 연료온도는 점점 더 낮아지는 결과를 보인다. 그러나, 엔진의 연료 공급 요구량이 많은 46분에서부터 57분까지, 75분에서 85분까지의 비행동안 연료를 추가 공급하였을 때보다, 엔진의 연료요구량만을 열교환기로 공급하였을 경우에 엔진입구 연료온도가 가장 낮게 나타났다. 이는 엔진의 연료요구량이 클 경우, 추가적으로 연료를 더 공급하더라도 열교환기의 effectiveness 향상은 미미하여, 열교환기로 공급되는 연료의 온도가 엔진으로 공급되는 연료온도에 직접적인 영향을 주는 요인으로 작용하고 있다. 그러나, 다시 항공기가 지상에서 운용되는 85분부터는 Fig. 11(a)의 지상정지 시에서와 같은 온도경향을 보인다.

IV. 결 론

본 해석에서 고려된 주요 연료온도는 연료시스템 뿐만 아니라, 이와 관련된 엔진, 항공기 유압시스템, 전기 및 기어박스시스템들의 운용에 직접적인 영향을 주기 때문에 연료 열관리시스템 설계는 연료와 관련된 엔진, 항공기 유압시스템, 발전기 및 기어박스시스템을 정상적으로 유지하기 위하여 각 시스템의 온도요구조건을 만족시킬 수 있게 설계되어야 한다. 따라서, 이러한 온도요구조건을 모두 만족시킬 수 있는 열교환기 설계와 함께 열관리시스템의 설계가 동시에 이루어져야 한다.

항공기는 자체가 가지는 공간의 제약성과 활동영역의 특수성 때문에 연료시스템과 관련된 어느 한 시스템이라도 정상적인 작동이 불가능하게 되

면 바로 항공기 안전에 막대한 영향을 미치게 된다. 항공기내에서 연료가 열침체물로서의 제 기능을 수행하지 못하게 되면 항공기의 안전은 보장될 수 없다. 따라서 항공기설계에 있어 효율적인 열관리를 위하여 연료(냉각)시스템 해석은 필수적이다.

본 연구에서는 근접항공지원 임무를 수행하는 동안, 추가연료 공급량에 따른 탱크내 연료온도 변화와 고온의 오일들과의 열교환을 통해 엔진으로 공급되는 연료의 온도변화가 예측되었다. 아울러 추가로 공급된 연료를 열교환기와 엔진사이에서 집적탱크로 귀환시키는 방식이 고려되었다. Dufort-Frankel기법을 사용한 explicit방법에 의하여 수치해석이 수행되었다.

본 해석으로부터 엔진으로 공급되는 연료의 유량과 외부공기 자유유동 속도가 가장 작고, 대기온도가 가장 높은 지상정지 단계에서 추가연료 공급량을 증가시키에 따라 엔진으로 공급되는 연료온도는 낮아지는 경향을 나타낸 반면, 비행 중 엔진연료 요구량이 많을 때에는 추가연료를 공급하지 않은 경우에서 엔진으로 공급되는 연료온도가 가장 낮게 나타났다. 탱크내의 연료온도는 엔진의 연료요구량만을 공급하였을 경우에서 가장 낮게 나타났으며, 추가연료를 공급하여 귀환시키는 방법을 고려하였을 경우, 추가연료 공급량이 증가할수록 탱크내 연료온도 또한 높아지는 결과를 보였다.

이들 결과로부터 엔진 연료요구량에 추가연료를 열교환기로 공급하여 다시 집적탱크로 회송시키는 경우, 열교환기로 공급되는 연료의 온도보다는 연료유동량이 열교환기 출구의 온도에 더 큰 영향을 주는 주요한 요소임을 알 수 있다. 그러나, 열교환기 출구에서 집적탱크로 회송되는 연료로 인하여 회송량이 증가할수록 탱크내 연료온도는 높아지는 결과를 보였으며, 특히 연료가 집적탱크에만 남게 되는 비행 후반부에서 급격한 온도상승 경향을 나타내었다. 또한, 열전달면적이 큰 외부연료탱크와 주익탱크의 연료온도 변화가 동체탱크의 온도변화에 비해 크게 나타났으며, 탱크별 온도해석 결과로부터, 각각의 경우에 따른 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 본 해석의 방법론과 계산결과가 중요한 기본자료로서 사용될 수 있다. 항공기상에서 연료에 의한 냉각시스템을 구축하기 위한 여러 방식 가

운데 하나로써 본 해석이 고려되었지만 다른 방식을 이용한 열관리시스템을 고려할 경우에도 적용할 수 있다. 또한, 본 해석에서 고려된 가정값들에 대한 정밀도를 향상 시킨다면 차후 항공기 설계에 있어서, 시간과 비용을 절약함과 동시에 최적의 연료 열관리시스템을 구축할 수 있을 것으로 판단된다.

참고문헌

- 1) I. Moir, A and G. Seabridge, "Aircraft Systems", Longman Scientific & Technical, 1992, pp. 59~152
- 2) Klaus Huenecke, "Modern Combat Aircraft

Design", Naval Institute Press, 1994, pp. 23~34

- 3) Jan Roskam, "Airplane Design", Part I, DAR Corp, 1997, pp. 60~67

- 4) Network Analysis Inc, "SINDA/G Library Reference Guide", 1996, pp. 39~40

- 5) DoD, "Global Climatic Data for Developing Military Products", MIL-HDBK-310, 1997, p. 72, 89

- 6) SAE, "SAE Aerospace Applied Thermodynamics Manual", AIR1168/3, p. 10

- 7) Sadik Kakac and Yaman Yener, "Convective Heat Transfer", CRC Press, 1994, pp. 236~238

- 8) John P. Fielding, "Introduction to Aircraft Design", Cambridge University Press, 1999, pp. 73~82