

항공기 시스템 레벨 열관리 기술개발 동향

김영진¹⁾ · 손창민^{*,1)}

¹⁾ 부산대학교 기계공학부

The Trend of System Level Thermal Management Technology Development for Aero-Vehicles

Youngjin Kim¹⁾ · Changmin Son^{*,1)}

¹⁾ *Department of Mechanical Engineering, Pusan National University, Korea*

(Received 16 September 2015 / Revised 7 January 2016 / Accepted 15 January 2016)

ABSTRACT

Modern aircraft is facing the increase of power demands and thermal challenges. In accordance with the application of more electric technology and advanced mission requirement, aircraft system requires increase of power generation and it cause increase of internal heat generation. Simultaneously, restrictions have significantly been imposed to the thermal management system. Modern aircraft must maintain low radar observability and infra-red signature. In addition, new composite aircraft skins have reduced the amount of heat that can be rejected to the environment. The combination of these characteristics has increased the challenges faced by thermal management. In order to mitigate the thermal challenges, the concept of system level thermal management should be applied and new modeling and simulation tools need to be developed.

To develop and utilize system level thermal management technology, three key points are considered. Firstly, the performance changes of subsystems and components must be assessed at an integrated thermal system. It is because that each subsystem and component interacts with other subsystems or components and it can directly effects on overall system performance. Secondly, system level thermal management requirements and solutions must be evaluated early in conceptual design process as vehicle and propulsion system configuration decisions are being made. Finally, new component level thermal management technologies must focus on reducing heat generation and increasing the availability of heat sinks.

Key Words : System Level Thermal Management, Fuel Thermal Management System, Adaptive Power Thermal Management System, Heat Load, Modeling and Simulation

* Corresponding author, changmin.son@pusan.ac.kr

Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

1. 서론

최신 항공기는 증가되는 에너지와 열 문제에 직면하고 있다. 전자 장비의 활용이 증가하고, 항공기의 기능 및 임무 요구도가 복잡해짐에 따라 엔진 요구 추력이 증가하고, 이러한 조건하에서 항공기 내부의 전체 열 부하량은 증가되고 있다^[1]. 이러한 관점에서 항공기에서 발생하는 열 부하를 조절하기 위한 열관리시스템이 필요하고, 이는 항공기 및 엔진 성능과 상호 연관된다. 항공기의 기능 및 임무 요구도가 증가됨과 동시에 열관리 측면에서의 제약조건도 현저하게 증가하고 있다. 예를 들어, 최신 전투기는 레이더 감지 및 적외선 탐지가 쉽지 않게 설계되어야 하므로 냉각원 기능을 하는 램 에어(ram air)의 흡입구 면적은 열 효율성 감소를 감안하면서까지 크게 줄어들거나 제거 될 수 있다. 또한 새로운 복합재의 적용은 항공기 내부에서 발생하는 열원이 기체 표면을 통해 대기로 방출되는 양을 감소시킨다. 이러한 복합적인 요소들은 최신 항공기의 열관리시스템이 직면하고 있는 다양한 문제들을 증가시키고 있으며, 이러한 열관리시스템의 문제들을 해결하기 위해 새로운 모델링 및 시뮬레이션 도구(Modeling & Simulation tool)의 개발이 필요하게 되었다^[2].

일반적으로 기존의 항공기 개념설계 단계에서는 서브시스템 레벨에서의 설계가 이루어졌다. 추진계통, 전기/전자계통, 열관리시스템 등의 서브시스템들은 시스템 레벨 관점에서 다른 서브시스템과의 상호작용에 대한 고려 없이 최적화되었다. 항공기의 기능 및 임무는 점차 복잡해지고 여러 서브시스템의 기능이 상호 영향을 주는 통합시스템에는 서브시스템 사이의 상호작용에 의해 비선형 동작 및 시간 변화에 따른 특성이 존재한다. 서브시스템 간의 동적 비선형을 고려한다면 시스템 레벨에서의 최적화 설계가 반드시 필요하고, 서브시스템 사이의 상호작용을 충분히 고려한 시스템 레벨에서의 성능 분석은 미래 항공기 개발 시 항공기 전체의 효율과 성능개선을 가져올 수 있다. 이러한 시스템 레벨에서의 성능 최적화를 수행하기 위해서는 진보된 모델링 및 시뮬레이션, 통합 기술이 요구되고, 모델링 및 시뮬레이션 도구 개발을 통한 해석적인 연구는 이러한 개선된 성능의 정량화를 가능하게 한다^[3,4].

2. 개발동향

2.1 미국

미국 공군의 기술자문위원회(Scientific Advisory Board)는 2006년, 공군에서 운용중인 항공기의 열관리 기술을 개선하기 위한 기술적인 해결책을 마련하고자 이에 대한 연구 필요성을 제기하였다. 미국 공군 연구소(U.S. Air Force Research Laboratory)는 통합된 열관리 시스템 개발의 필요성을 인지하고, 2008년부터 최신 전투기, 무인기, 감시정찰 항공기 등의 열관리 문제를 다루기 위해 항공기 및 에너지 통합 기술인 INVENT(Integrated Vehicle & Energy Technology) 프로그램을 시작했다^[5]. 최신 전투기나 무인기 항공기 등은 기존 항공기에 비해 3~5배 이상의 열 부하를 발생시키고, 반대로 외부로의 열 배출은 극히 제한되고 있다^[6]. 증가된 열 부하는 최신 항공 전자장비, 증가된 임무시스템, 발전기, 기어박스, 환경제어장치 및 증가된 전기식 제어장치 등으로부터 발생되며, 이러한 열 부하는 다양한 경로를 통해 엔진으로 배출하는 것이 항공기의 추력 손실을 줄일 수 있는 가장 바람직한 방식이다. INVENT 프로그램에서의 핵심적인 요소는 모델링 및 시뮬레이션 도구의 개발이다. 이 프로그램은 검증된 실험 기반의 항공기 시스템 설계를 위해 엔진 및 항공기 기체 시험 연구결과 연계한 통합시스템 설비를 활용하여, 모델링 및 시뮬레이션을 통한 통합기술을 활용할 방안을 모색하고자 하였다. 이와 같은 복잡한 통합기술은 시스템 통합 시 하드웨어 기반의 접근방식에 의한 비용 및 위험성을 회피하기 위해 효율적인 모델링 및 시뮬레이션을 통한 해석적인 접근을 필요로 했다^[7].

INVENT는 사이클 기반의 통합시스템으로 운용 요구 조건에 따라 시스템 전체의 열 부하를 급격히 감소시킬 수 있는 잠재적인 활용방안을 추구한다. 필요한 동력의 공급과 효율적인 냉각능력은 INVENT 프로그램을 통한 시스템 운용의 핵심이다. 이러한 개념의 항공기를 EOA(Energy Optimized Aircraft)라고 하며, APTMS(Adaptive Power and Thermal Management System), REPS(Robust Electrical Power System) 그리고 HPEAS(High Performance Electric Actuation System) 등의 서브시스템으로 이루어지고 최종적으로 엔진 시스템과 통합된다(Fig. 1)^[6]. INVENT EOA의 목표는 구성품 또는 서브시스템 레벨에서의 최적화가 아닌 시스템 레벨에서 에너지 효율을 극대화 시키면서 높은 에너지 효율을 가지는 항공기 및 시스템을 개발하는 것이다. Fig.

2는 항공기 시스템 레벨에서 서브시스템과의 인터페이스에 대한 개략도를 보여주고 있다. 시스템 레벨 모델링을 위해서는 시스템의 운용 개념에 대한 이해와 시스템 레벨에서의 열 부하를 효율적으로 관리하고 복잡한 시스템을 통합할 수 있는 능력을 필요로 한다^[8].

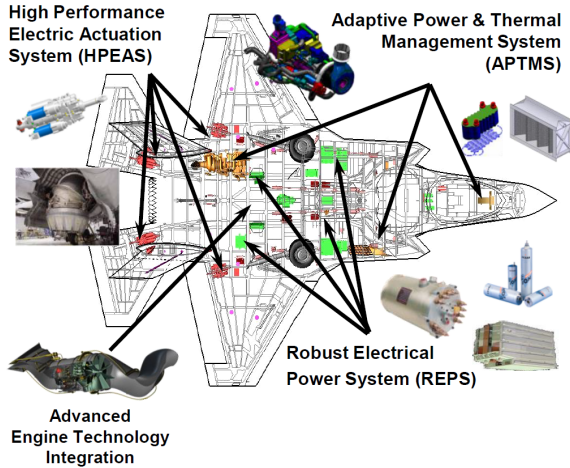


Fig. 1. Energy Optimized Aircraft via INVENT

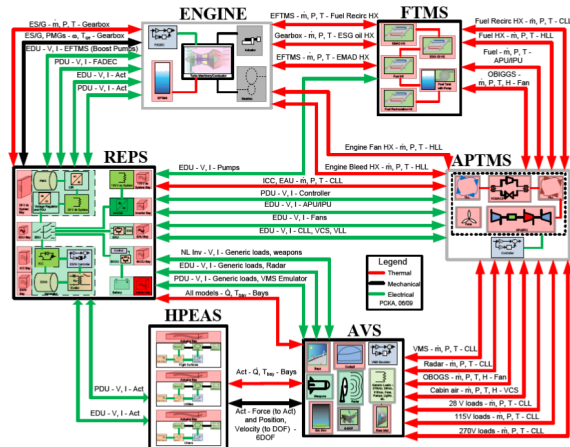


Fig. 2. Interface boundary between subsystems for the system level simulation

2.2 북대서양 조약기구(NATO)

NATO에서는 2010년 항공기, 육상장비, 해상장비에 대한 시스템 레벨 열관리의 설계 및 모델링과 관련하여 현재 직면하고 있는 문제점, 연구방향 및 정보를 공유하기 위한 전문가 회의를 개최하였다. 회의에서는 군용장비에서 열관리 문제로 인해 제한되는 작동능력

및 이를 완화하고 개선할 수 있는 새로운 열관리 기술에 대한 검토가 이루어졌다. 또한 정상상태 및 천이조건에서의 모델링 접근방법 및 이를 검증하는 방안에 대해서도 논의되었다. 2014년부터 2016년까지는 통합 시스템 열관리 모델의 검증방안을 수립하기 위한 중점적인 연구가 진행되고 있으며, 시험장치 개발을 통한 정상상태 및 천이조건에서의 모델링에 대한 검증 방안이 검토 될 예정이다. NATO 회원국 내에서 활용 가능한 열관리 모델링 및 시험능력을 식별하고, 모델링을 검증하기 위한 시험, 분석, 전산해석적인 접근방식 등을 비교 분석한다. 또한, 서브시스템 레벨에서 구성품 사이의 상호작용 및 구성품 모델에서 탈 설계점에서의 요구도를 정량화하기 위한 방법도 검토되고 있다^[9].

2.3 유럽

유럽에서는 2013년부터 Airbus 주관으로 8개국 32개 협력업체가 컨소시엄을 이루고 TOICA(Thermal Overall Integrated Conception of Aircraft) 프로그램을 통하여 열관리 시스템에 대한 연구가 진행되고 있다. 프로그램의 목표는 시스템 관점에서 항공기 전체의 열관리 개선 및 최적화 방법의 개발로써, 현재의 구성품 단위 열해석 기법을 항공기 체계설계에 반영될 수 있는 시스템 열관리 기법으로 변환하고, 아키텍처 설계 및 예비설계 단계에서 열 부하에 대한 제한적인 요소들을 통합하여 시스템의 운용환경을 개선하는 것이다. 냉각 기술, 장비의 통합 열관리, 동력장치, 기체 공력 가열에 대한 영향성, 시스템 최적화를 위한 열 및 에너지 관리, 냉각원 등 6개 분야의 기술들을 분석하여 항공기 성능을 개선시키는 노력을 하고 있다(Fig. 3)^[10].

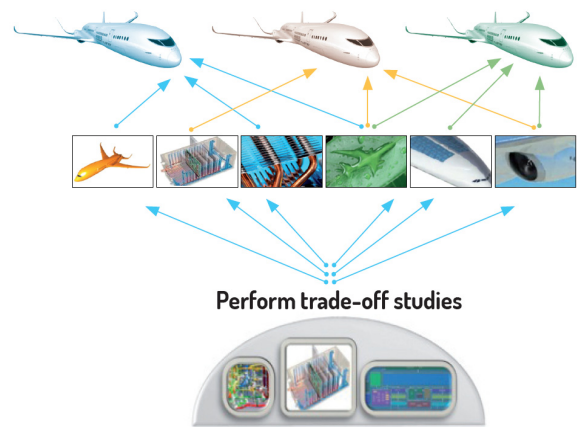


Fig. 3. Thermal design technology

3. 특허동향

3.1 국가별 출원 비중 및 동향

Fig. 4는 국가별 출원 비중 및 동향을 나타내는 것으로서, 가로축은 “출원연도”, 세로축은 “출원 건수”로 설정하여 나타내고, 좌측 상단 원형 그래프는 국가별 출원 건수 비중을 백분율로 나타내었다. 전체 출원 건의 동향 그래프는 1990년대 초 상승하였다가 1990년대 후반 감소하였으나 2000년 초반부터 다시 증가세를 보이고 있고, 한국은 출원 건 증가 구간이 1987년, 2006년으로 나타나고, 이 기간에 최대 출원 건수(2건)를 기록하였으나 전반적으로 미미한 출원 건수를 보이고 있다. 미국은 출원 건이 증감을 반복하다 2001년 이후로 꾸준히 증가하고, 2012년도에 최대 출원건수(11건)를 기록하였으며, 유럽은 출원 건 증가 구간이 2007년으로 나타나고, 이 기간에 최대 출원 건수(6건)를 기록하였으나, 전반적으로 다소 미미한 출원 건수를 보이고 있다.

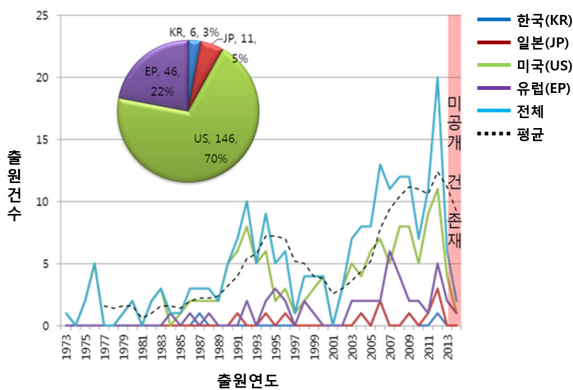


Fig. 4. Proportion and trend of patent applications for each country

3.2 전체 IPC 출원 동향

IPC(International Patent Classification)는 가장 범용되는 국제 특허 분류로서, 기능(Function)과 응용(Application) 위주의 관점을 혼합한 분류 체계를 가진다. Table 1에서는 IPC 기술분류코드 별 기술내용을 나타내고 있다.

Fig. 5는 IPC 분류별 출원 건수 비중 및 동향을 나타내는 것으로서, 가로축은 “출원연도”, 세로축은 “출원 건수”로 설정하여 나타내고, 좌측 상단 막대 그래프는 IPC 분류별 출원 건수 비중을 출원 건수로 나타

내었다. 전반적으로 IPC 분류별로 1990년대 초반과 2000년대 후반에 출원이 집중되는 경향을 보이고 있고, F02C(가스터빈 설비) 분류에 속하는 출원 건이 가장 많이 존재하는 것으로 나타나고, 2000년 중반 이후부터 증가세를 보인다. F64D(항공기의 장비) 분류는 F02C(가스터빈 설비) 분류와 전체적으로 비슷한 출원 동향을 보이고 있으나 그 출원 건수가 다소 부족하고, F02K(제트추진장비) 분류는 비교적 낮은 출원 건수를 나타내어 뚜렷한 출원 동향 파악이 어렵다고 판단된다.

Table 1. IPC technology classification codes

IPC 분류코드	기술내용
F02C	가스터빈 설비
B64D	항공기의 장비
F02K	제트추진장비
F01D	비용적형의 기계 또는 기관
F25B	냉동기계, 플랜트(Plants) 또는 시스템

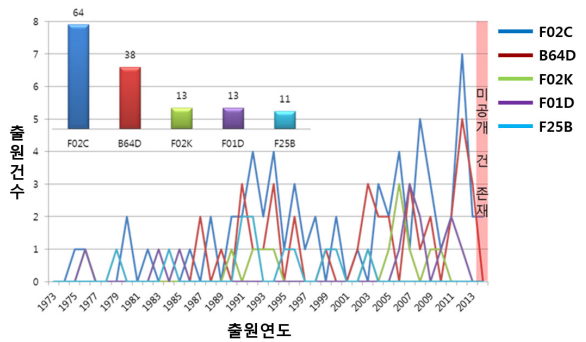


Fig. 5. Entire trend and proportion of patent applications according to the IPC

4. 시스템 레벨 열관리 모델 개발

시스템 레벨 열관리 모델은 여러 분야를 통합할 수 있는 모델링 및 시뮬레이션 환경에서 개발되었다. MATLAB/Simulink 또는 상용프로그램인 AMESim, NPSS 등을 활용하여 각 서브시스템 모델을 개발하고 또한 통합 모델을 개발하고 있다. 시스템은 AVS (Aircraft Vehicle System), PS(Power System), APTMS

(Adaptive Power and Thermal Management System), FTMS(Fuel Thermal Management System), HPEAS(High Power Electric Actuation System) 그리고 REPS(Robust Electrical Power System)와 같은 6개의 서브시스템으로 구성된다. Fig. 6은 시스템 레벨에서의 열관리 모델에 대한 아키텍처를 나타낸다. 각 서브시스템은 신호적인 명령 및 응답, 동력장치, 연료, 램 에어(ram air), 블리드 에어(bleed air), 냉각원의 흐름 등으로 상호 연관을 이루고 있다^[1,11].

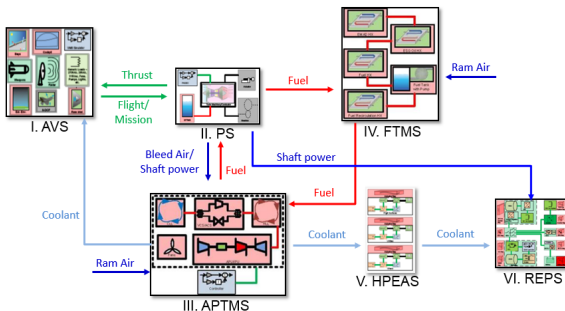


Fig. 6. Architecture of system level thermal management

각 서브시스템에 대한 자세한 설명은 다음 절에서 다루어진다.

4.1 Aircraft Vehicle System(AVS)

AVS 모델의 주요 기능은 항공기의 비행 정보를 다른 구성품 또는 서브시스템 모델에 제공하는 것이다. AVS 모델은 항공기에 작용하는 힘(중량, 항력, 추력, 양력 등) 뿐만 아니라 임무 프로파일 정보를 포함한다. 임무 프로파일은 임무에 따른 시간별 비행속도, 고도 등으로 구성된다. AVS 모델은 비행 요구도에 대한 필요한 추력을 계산하고, 이 추력을 엔진 모델에 전달한다. 또한 항공기 전체의 열 부하량을 계산하여 APTMS 모델에 제공한다.

AVS 모델에서 항공기의 물리적 모델링을 수행하는 방법에는 크게 두 가지로 구분된다. 첫 번째는 이동 및 회전축에 대한 6 자유도(6-DoF)를 활용한다. 6 자유도 모델은 항공기의 위치, 속도 및 방향을 제공하고, 항공기 비행 조건에 따른 주위 대기상태, 엔진 요구추력, 액추에이터 하중 제어 등의 데이터를 실시간으로 제공한다. 또한, 제공된 자료들을 임무 레벨에서의 정확한 성능해석 수단으로 활용하고, 조건별 비교연구를

가능하게 한다. 예를 들어, APTMS 서브시스템에서 증기압축 사이클이 적용된 모델과 공기압축 사이클이 적용된 두 모델 사이에서 동일한 조건의 램 에어(ram air)에 대한 항공기의 항력변화 결과의 비교검토가 가능하다. 둘째로는 단지 항력과 양력에 대한 정보만을 제공하는 모델로써 항공기의 위치, 속도 및 방향 등의 정보에 대해서는 고려하지 않는다^[2,3,11,12].

4.2 Propulsion System(PS)

엔진제어기는 AVS 모델로부터 속도 및 고도 조건과 요구 추력을 받아서 엔진 운용에 필요한 연료 요구량, 회전속도 등의 정보를 PS 모델로 보낸다. 그리고, PS 모델의 시뮬레이션을 통해 얻어진 추력 정보는 AVS 모델로 전송하고, 이때 REPS 모델의 전력 생성에 따른 추력 손실은 모델링에 반영되어야 한다. PS 모델은 연료 및 엔진오일의 열관리 수행을 위해 FTMS 및 APTMS와 상호작용을 한다^[3]. FTMS 및 APTMS 모델에 대한 자세한 설명은 다음 절에서 상세히 기술한다.

PS 모델의 열 및 공력모델은 엔진 특성을 모사하기 위해 사용된다. 공력 모델은 엔진 사이클에서 온도, 속도, 압력, 추력을 모사하고, 열관리 모델은 엔진 베어링 및 기어박스 등 엔진 각 구성품에서 연료로의 열전달 특성을 모사한다. 열관리 모델은 엔진의 온도, 압력, 연료량, 샤프트 속도 및 이에 대한 추력을 입력 조건으로 하고 오일, 연소기 입구에서의 연료 및 탱크로 회수되는 연료의 온도를 출력 값으로 한다. 공력 모델은 요구추력, 대기조건, 추출되는 동력, 블리드 에어(bleed air), 소모되는 연료량 등을 입력조건으로 하고, 이 때 엔진으로부터 추출되는 동력 값은 비행 임무별 전기 부하량과 비례하고, 블리드 에어(bleed air) 및 엔진으로 유입되는 열량은 APTMS와 상호작용을 한다^[1].

4.3 Fuel Thermal Management System(FTMS)

FTMS 모델은 발전기, 액추에이터, 엔진제어기, 엔진 오일, 오일펌프, 연료펌프 등으로부터의 연료로의 열전달 특성을 모사한다. 특히, 오일펌프 및 연료펌프는 시간 변화에 따른 열 부하를 모사하고, 엔진 오일은 엔진 상태변화에 따른 열 부하를 모사하기 위해 동적 모델을 적용한다^[2-3].

연료탱크 내부의 연료온도는 FTMS 모델의 초기 조건을 제시하고, 연료탱크와 외부조건 사이의 열전달 특성에 초점이 맞추어진다. 연료탱크 열전달 모델은 태양의 일사량, 복사열, 항공기 표면에서의 대류열전

달, 연료탱크 내부 표면에서의 전도에 의한 열전달 등을 포함한다. 연료펌프 효율에 따른 열 부하량은 펌프를 통과하는 연료의 온도 특성에 반영된다. FTMS 모델에서 다른 서브시스템은 시스템의 열관리를 위해 다양한 방법으로 연료를 냉각원으로 활용한다. 시스템을 통과하는 연료의 온도가 제한된 온도조건 이상으로 상승하여 냉각 기능에 문제가 생길 경우에는 연료탱크로부터 연소에 필요한 이상의 연료량 전송하여 시스템의 온도를 운용조건 범위 내에서 유지될 수 있도록 한다. 이 경우, 초과되는 연료는 순환 회로를 통해 연료탱크로 재순환시키는 방식으로 구성된다. 이와같이 FTMS 모델은 비행조건에 따른 연료탱크 내부의 온도 조건, 순환되는 연료량 등을 고려하여 연소기로 들어가는 연료량 및 연료 온도를 분석하는데 유용하게 활용된다. 연료를 냉각원으로 사용하는 모든 구성품 및 서브시스템과의 상호작용에 따라 다양한 결과들이 도출될 수 있기 때문에 이러한 결과들을 분석하여 최적의 조합을 구성해야 한다^{15,11}. 필요시 APTMS 모델도 연료를 냉각원으로 활용하기 위해 FTMS 모델과 연동시킨다(Fig. 7). 이 경우 FTMS 모델과 APTMS 모델의 열 교환을 위해 별도의 냉각제를 사용하기도 한다.

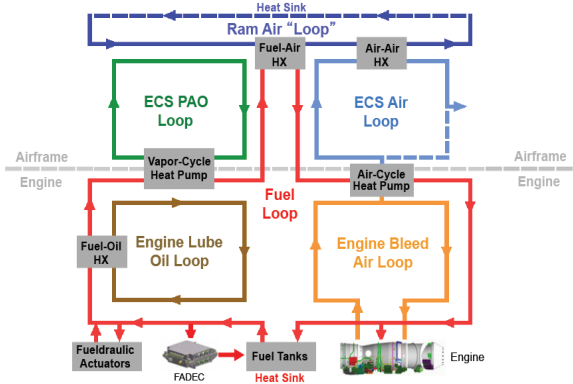


Fig. 7. Notional thermal management system (FTMS, APTMS)

4.4 Adaptive Power Thermal Management System (APTMS)

APTMS 모델은 항공전자 장비를 냉각할 수 있는 냉각원을 생성하는 모델로써, 공기압축 사이클 또는 증기압축 사이클을 적용한다. 추가적으로 PAO (polyalphaolefin) 등의 냉각제를 사용한 방식도 적용된다. APTMS 모델에서 발생하는 열 부하는 사이클을 통

해 최종적으로 엔진 팬 덕트에 위치한 열교환기에서 바이패스(bypass) 공기와의 열교환으로 외부에 배출된다. 또한, 열교환기의 용량을 초과하는 열 부하는 연료를 이용하는 FTMS 모델을 통해 배출된다^{2,3}.

공기압축 사이클은 터빈과 압축기로 이루어진 Air Cycle Machine를 이용하여 냉각원을 만드는 방식이며, 엔진 압축기로부터의 블리드 에어(bleed air)와 항공기 외부로부터의 램 에어(ram air)를 활용한다. 고온의 블리드 에어(bleed air)는 램 에어(ram air)와의 열교환을 통해 1차 냉각하고, 또한 Air Cycle Machine의 압축기를 지난 공기가 램 에어(ram air)와의 열교환을 통해 2차 냉각된다. 이 공기는 Air Cycle Machine의 터빈을 통과함으로써 요구하는 온도 조건으로 최종 냉각되고 전자 장비로 유입되어 온도조절 기능을 하게 된다¹³. 전자 장비의 냉각 방식으로는 냉각된 공기가 별도의 열교환 장치없이 직접 유입되어 냉각하는 직접 냉각 방식과 다른 냉매와의 열교환을 통해 냉각하는 간접 냉각 방식으로 나누어진다. 증기압축 사이클은 냉매의 특성을 이용하여 압축, 팽창 과정에서 이루어지는 냉매의 낮은 온도를 주 냉각원으로 활용하는 방식이다. 전자장비의 열 부하가 냉매로 전달되고 이는 외부로부터 유입되는 램 에어(ram air)와의 열교환을 통해 외부로 방출된다. 공기압축 사이클과는 다르게 간접 냉각 방식으로 열원을 냉각시키는데, 이 때에는 팬(fan)을 이용하여 냉각된 공기를 흘려보내거나 별도의 열교환기를 통해 전자 장비를 냉각하는 방식으로 구분된다. PAO 등의 냉각제는 펌프를 이용한 순환구조를 가지게 되고, 열교환기를 통해 전자장비의 열 부하를 PAO로 전달하고 이는 외부 열교환기 또는 FTMS 모델을 통해 배출하는 방식이다.

4.5 Robust Electrical Power Subsystem(REPS)

REPS 모델은 항공기의 모든 주요 구성품과의 전기적인 인터페이스를 모사한다. 이 모델은 발전기, 항공 전자 장비, 제어기, 모터 및 최신 전자식 무기로부터 발생하는 열 부하 등을 모두 포함한다. 이와 같은 구성품은 일정한 값의 전기적 효율을 가지는 것으로 가정하여 모델링한다^{3,14}.

시스템을 동작시키기 위해서는 전기적 부하가 발생되고 이때 많은 양의 전력을 필요로 한다. 구성품내에서의 모든 전기적인 손실은 열로 변환되는 것으로 가정한다. 발전기는 엔진 동력을 입력 조건으로 하고, 이에 대한 정보는 PS 모델로부터 제공받는다. 입력

조건으로부터 발전기의 전력량 및 열손실을 계산하고, 생성된 전력은 정류기로 보내진다. 이러한 전력은 나머지 구성품들이 요구 전력값에 도달할 때까지 지속적으로 흘러 들어간다^[15].

4.6 High Performance Electrical Actuation Subsystem(HPEAS)

최신 항공기에 적용되는 액추에이터의 작동은 기존의 기계식, 유압식 또는 공압식 방식에서 대부분 전기식으로 바뀌었다. 이로 인해 전자광선 무기체계에서 뿐만 아니라 항공전자 장비 또는 전력 공급장치를 포함한 액추에이터 등의 구성품에서도 전력 요구도가 상당 수준 이상으로 증가된다. HPEAS 모델은 전기적 동력장치를 이용한 비행제어 액추에이터를 모사하고 이때 부피가 크고 무거운 유압식 장치를 대신하여 전기-유압식 액추에이터 또는 전기-기계식 액추에이터가 적용된다. 모델링을 위해서는 장치의 성능 및 열관리 인터페이스가 정의되어야 한다^[16-18].

5. 결론

시스템 레벨에서의 열관리 기술을 개발하고 검증하기 위해서는 다음과 같은 세 가지 요소를 반드시 고려해야 한다.

첫째, 시스템 아키텍처는 모든 서브시스템 및 추진 시스템이 항공기 체계 성능과 밀접하게 연관되어 있으므로 서브시스템 또는 구성품 레벨에서의 요구도 및 성능 변화는 반드시 시스템 레벨의 통합된 상태에서 평가될 수 있도록 구성해야 한다. 또한, 기능적 측면에서 항공기 시스템 레벨에서의 상호 연관된 설계 구속 조건을 통합관리 하는 것이 필요하다. 예를 들어, 전자식 기능이 증가된 최신 항공기에서 환경제어장치에서의 열 부하는 전력을 생산하는 발전기 아키텍처의 영향을 많이 받고, 반면에 전기발전 부하에 따른 열관리는 위해서는 환경제어시스템의 특성에 크게 영향을 받는다. 이와 같이 상호 연관된 조건 하에서 시스템 레벨에서의 최적의 설계 방안을 도출하기 위해서는 구성품, 서브시스템, 시스템 레벨 순으로 반복된 성능확인을 통해 효율적인 설계를 수행하고 최종적으로 시스템 레벨에서의 성능평가를 수행한다.

둘째, 열관리의 요구조건 및 적용방안은 항공기 기체 및 추진 시스템의 형상 결정과 마찬가지로 개념설

계 단계에서 반드시 고려되어야 한다. 열관리 시스템은 기존의 항공기 체계 개발과정과 같이 설계과정 중 마지막 단계에서 도출되는 결과물이 아닌, 추진 시스템 및 항공기 체계 성능과 관련된 중요한 요소들이 결정되기 이전에 평가되어야 한다. 항공기의 부하 및 비행 시나리오가 확정되지 않은 설계 초기단계에서 열관리 시스템을 적용하기에는 여러 가지 어려운 점이 존재하고, 또한 개발단계에서 발생할 수 있는 항공기 부하량의 급격한 변화 및 증가량으로 인해 여유율을 반영하더라도 최적의 설계점을 도출해내는 것은 불가능하다. 그러므로 열관리 시스템은 일반적으로 초기 개념설계 단계에서 시스템 성능 및 요구조건 관점에서의 불확실성을 적용시킬 수 있어야 하고, 부하량 증가에 대한 시스템의 민감도도 식별해야 한다. 이를 통해, 개발 시스템에 대한 모든 요구조건이 충분히 정의되지 않고 요구 성능이 확정되지 않은 설계 단계에서도 열관리 시스템을 통해 영향성을 빠르게 식별할 수 있다.

마지막으로, 차세대 항공기의 열관리 문제점을 극복하기 위하여 구성품 레벨에서의 새로운 열관리 기술 개발이 요구된다. 성능 및 효율이 증가된 기술 및 구성품의 적용으로 열 부하를 감소시키고, 이를 통해 시스템의 운용 가능 온도를 높이며, 냉각원의 활용도를 증가시켜야 한다.

후 기

본 연구는 2015년도 산업통상자원부의 재원으로 한국에너지기술평가원(KETEP)의 에너지인력양성사업으로 지원받아 수행한 인력양성 성과(No. 20144030200570)이며, 미래창조과학부 해외기술정보사업의 지원에 의해 수행된 연구입니다.

References

- [1] Rory A. Roberts, Scott M. Eastbourn, "Generic Aircraft Thermal Tip-to-Tail Modeling and Simulation," AIAA 2011-5971, 47th AIAA/ASME/ SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, July, 2011.
- [2] Rory A. Roberts, Daniel D. Decker, "Control Architecture Study Focused on Energy Savings of an Aircraft Thermal Management System," GT2013-

- 95922, Proceedings of ASME Turbo Expo 2013, June, 2013.
- [3] Rory A. Roberts, Scott M. Eastbourn, "Vehicle Level Tip-to-Tail Modeling of an Aircraft," International Journal of Thermodynamics, Vol. 17, No. 2, pp. 107-115, 2014.
- [4] Mitch Wolff, "Hardware in the Loop - Aircraft Electric Laboratory," RTO-MP-AVT-178-23, Specialists' Meeting, 2010.
- [5] Werner J. A. Dahm "Future Requirements for Thermal Management: Applications and Challenges on the Horizon," Thermal Science & Materials Workshop, August, 2011.
- [6] Mitch Wolff, "INVENT "Tip-to-Tail" Energy/Engine/Power/Thermal Modeling, Simulation, & Analysis (MS&A)," 5th Annual Research Consortium for Multidisciplinary System Design Workshop, June, 2010.
- [7] Mark Bodie, Greg Russell, Kevin McCarthy, Eric Lucas, "Thermal Analysis of an Integrated Aircraft Model," AIAA 2010-288, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, January, 2010.
- [8] Eric A. Walters, Steve Iden, "INVENT Modeling, Simulation, Analysis and Optimization," AIAA 2010-287, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, January, 2010.
- [9] <https://www.cso.nato.int/abstracts>, NATO Science & Technology Organization Scientific Publications
- [10] <http://www.crescendo-fp7.eu/>, Collaborative and Robust Engineering using Simulation Capability Enabling Next Design Optimisation
- [11] Mitch Wolff, "Integrated Thermal/Power/Propulsion/Vehicle Modeling Issues Related to a More Electric Aircraft Architecture," RTO-MP-AVT-178-28, Specialists Meeting, 2010.
- [12] Mark Bodie, Mitch Wolff, "Robust Optimization of an Aircraft Power Thermal Management System," AIAA 2010-7086, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, July, 2010.
- [13] Youngjoon Yoo, Hyungju Lee, Seongki Min, Kiyoung Hwang, Jinshik Lim, "A Study on a Modeling and Simulation Program of an Environmental Control System with a Phase Change Heat Exchanger," AIAA 2011-6675, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, August, 2011.
- [14] Ricardo Gandolfi, Luiz Felipe Pellegrini, Silvio de Oliveira Jr., "More Electric Aircraft Analysis Using Exergy as a Design Comparison Tool," AIAA 2010-809, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, August, 2011.
- [15] Adam C. Maser, Elena Garcia, and Dimitri N. Mavris, "Thermal Management Modeling for Integrated Power Systems in a Transient, Multidisciplinary Environment," AIAA 2009-5505, 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, August, 2009.
- [16] Craig P. Lawson, James. M. Pointon, "Thermal Management of Electromechanical Actuation on an All-Electric Aircraft," ICAS 2008, 26th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2008.
- [17] David A. Woodburn, Thomas Wu, Louis Chow, Quinn Leland, Wendell Brokaw, Jared Bindl, Nicholas Rolinski, Lei Zhou, Yeong-Ren Lin, and Brett Jordan, "Dynamic Heat Generation Modeling of High Performance Electromechanical Actuator," AIAA 2010-290, 48th AIAA Aerospace Science Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, January, 2010.
- [18] Rui Zhou, Neil Garrigan, Kevin Leamy, Tom Tucker, "Modeling, Simulation and Preliminary Design Integration for Vehicle Level Energy Systems," RTO-MP-AVT-178-07, Specialists' Meeting, 2010.