

고출력 소형 항공기 추진용 전동기의 항공 운항 패턴을 고려한 열 특성 분석

김용태*, 이진규*, 이재평*, 정연환*, 허 윤*
(주) 삼현*

Thermal Analysis Considering Aircraft Flight Pattern of High-Power Electric Motor for Small Aircraft Propulsion

Yong-Tae Kim*, Jin-Gyu Lee*, Jae-Pyeong Ha*, Yeon-Hwan Jung*, Yoon Hur*
SAMHYUN*

Abstract - 세계적으로 석유 연료를 대체할 에너지원인 전기에너지에 대한 관심이 높아지고 있고, 전기자동차 뿐만 아니라 항공기에 사용할 고출력 전동기에 관한 연구 및 개발이 진행되고 있다. 고출력 밀도를 갖는 전동기의 경우 방열설계가 잘되어 있지 않으면, 발열로 인한 전동기의 성능과 내구성 및 수명이 단축되게 된다. 본 논문에서는 소형 항공기의 이륙, 상승, 순항구간에 요구되는 출력특성을 만족하도록 설계된 전동기에 대해, 항공 운항 Mission Profile의 출력 및 시간변동에 따른 온도 특성을 분석해 보았다.

1. 서 론

기존 항공기의 추진은 화석 연료를 연소시킴으로써 운항에 필요한 추력을 발생시키는 방식으로 이루어진다. 화석연료를 사용하는 항공기 엔진은 항공기의 비행 시 탄소(C)와 질소산화물(NOx)을 배출하여 지구 온난화를 가져오고, 오존층을 파괴하는 물론 저 고도 비행 시 항공기 엔진에서 발생하는 소음으로 인한 환경오염의 원인이 되고 있어, 최근 화석연료의 고갈과 환경오염의 증가로 기존 항공기의 연료를 대체하여 사용하기 위한 환경 친화적인 기술 적용의 필요성이 대두되고 있다.

이에 적합한 대안으로 고려되고 있는 방식이 바로 전기를 이용한 추진시스템이다. 전기추진시스템의 경우 연료전지, 배터리 등을 이용하여 전기를 발생시키고, 그 전기로 전동기를 구동시키는 방식을 사용이기 때문에, 비행 시 온실효과와 오존층파괴의 원인이 되는 탄소(C) 및 질소산화물(NOx)의 배출이 없고 소음이 적으며 복잡한 기계적 구조가 필요하지 않아 적용이 쉽다는 장점을 가지고 있다. 이러한 전기추진시스템을 항공기에 적용하기 위해서는 기존 항공기의 엔진과 연료 그리고 연료 공급을 제어하는 시스템을 대체할 전동기와 전기 발생장치 그리고 발생된 전기에너지와 전동기를 제어하기 위한 제어시스템 및 관련 보조기계를 필요로 하게 된다.[1, 2]

특히, 기존 항공기의 엔진을 대신하여 높은 출력밀도(Power density)를 갖는 전동기 개발이 요구된다. 이러한 전동기는 항공기의 프로펠러나 엔진의 팬을 구동시키는 역할을 하므로, 온도에 상당히 민감하고 과도한 온도상승에 따른 성능과 내구성 저하가 우려된다.

본 논문에서는 소형 항공기의 이륙, 상승, 순항구간에 요구되는 출력 특성을 만족하도록 설계된 전동기에 대해, 항공기 운항 Mission Profile의 출력 및 시간변동에 따른 온도 특성을 분석하였다.

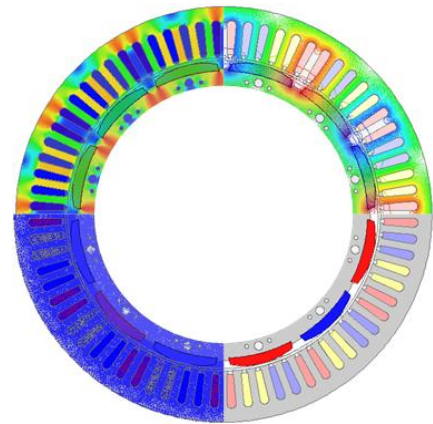
2. 항공 운항 패턴을 고려한 열 특성 분석

2.1 소형항공기 추진용 전동기 모델링

소형항공기 추진용 전동기의 제원을 표 1에 나타내었다. 연속출력 45kW, 최대출력 75kW급의 전동기로, 설계된 전동기의 형상을 그림 1에 나타내었다.

〈표 1〉 모델 제원

Item	Specification
Rated Output Power(kW)	45
Maximum Output Power(kW)	75
Input Voltage(Vdc)	260 ~ 408
Rated Current(Adc)	400
Maximum Efficiency	95%
Cooling System	Forced Air Cooling



〈그림 1〉 설계 모델 형상

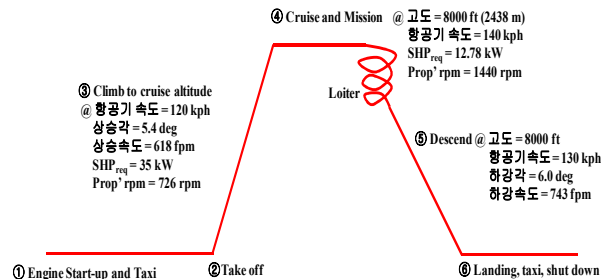
2.2 항공 운항 Mission Profile 분석

항공 운항 Mission Profile은 항공기 무게 및 형상을 기반으로 항공 상황에 따른 예상 출력 및 항공기 속도, 상승각을 계산한 결과로 그림 2에 나타내었다.

항공 운항 Mission Profile은 항공기의 이륙부터 착륙까지 각 상환별로 총 6구간으로 나뉘는데, 시동 및 활주(Engine Start-up), 이륙(Take off), 상승(Climb to cruise altitude), 순항(Mission), 하강(Descend), 착륙(Landing) 순서로 이루어진다. 항공기 이륙 구간에서 최대 출력이 요구되고 순항 구간에서 가장 많은 에너지가 요구된다.

각각의 구간별로 온도 상승을 예측해보면, 이륙 구간에서 시간변화에 따른 온도상승이 가장 높고, 상승 구간, 순항 구간 순으로 온도상승이 높을 것으로 판단된다. 그 외의 구간에서의 온도상승은 미미할 것으로 판단된다.

이러한 예측을 바탕으로 상용프로그램을 이용하여 전동기 형상 Data와 항공기 Mission Profile의 각 구간별로 손실 Data를 입력하여 발열에 대한 Transient 해석을 진행하였다.



1. $3.75kW \times \frac{2}{60}h = 0.13kWh$	4. $12.78kW \times \frac{30}{60}h = 6.39kWh$
2. $75kW \times \frac{1.5}{60}h = 1.88kWh$	5. $3.75kW \times \frac{5}{60}h = 0.31kWh$
3. $35kW \times \frac{5}{60}h = 2.92kWh$	6. $3.75kW \times \frac{2}{60}h = 0.13kWh$
Total: 8.15 kWh	

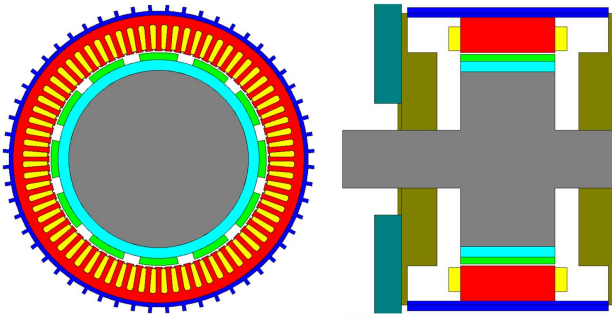
〈그림 2〉 항공 운항 Mission Profile

2.3 열해석 모델링

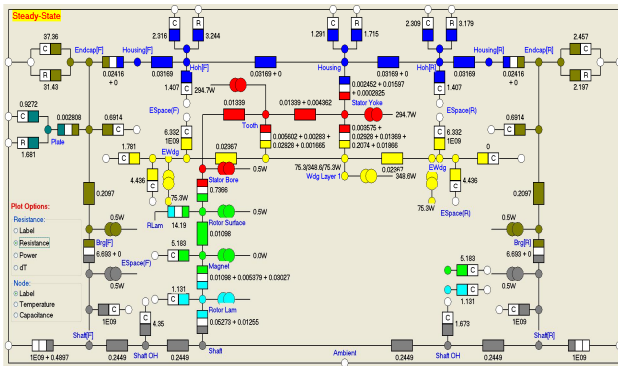
표 2는 전동기의 주요 치수 및 상세 치수를 나타내었다. 이 치수를 이용하여 면적비를 동일하게 적용, 열해석을 위해 전동기 형상을 등가화하여 열해석에 적용하였다. 등가화된 모델의 형상은 그림 3에 나타내었고, 이렇게 만들어진 해석 대상 전동기의 열등가 회로도도는 그림 4에 나타내었다.

〈표 2〉 전동기의 주요 치수

item	value
고정자 외경(mm)	243
고정자 내경(mm)	183
회전자 외경(mm)	180
회전자 내경(mm)	150
철심의 적층 길이(mm)	80
극수	12
고정자 슬롯수	72
슬롯당 도체수(turn)	84



〈그림 3〉 열해석 등가화 모델 형상



〈그림 4〉 해석 대상 전동기의 열 등가회로도

2.3 손실 계산

열해석을 진행하기 전, 손실을 계산해야 한다. 전동기에서 발생하는 손실은 크게 3가지로, 고정자 권선에서 발생하는 손실과 고정자 코어에서 발생하는 손실, 베어링 마찰손실 3가지로 분류하여 손실값을 산정하였다. 각각의 손실 계산에 사용된 수식은 (1), (2), (3)에 정리해 두었다.[3, 4]

$$W = 3I_s^2 R_s \quad (1)$$

(I_s : 고정자 권선 전류, R_s : 고정자 권선 저항)

$$W_i = W_h + W_e + W_a = k_h f B_m^n + k_e f^2 B_m^2 + k_a f^{1.5} B_m^{1.5} \quad (2)$$

(f : 인가되는 자계의 주파수, B_m : 자속밀도의 최대치, k_h : 히스테리시스 손실 계수, k_e : 와전류 손실 계수, k_a : 이상와전류 손실 계수)

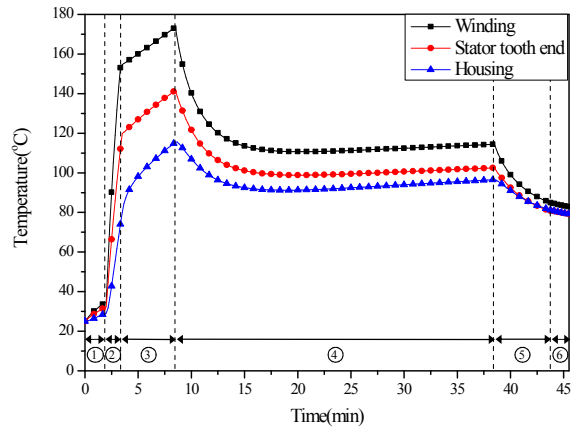
$$Q = (1.05 \times 10^{-4}) \times \frac{1}{2} \times \mu \times P \times d \times n \quad (3)$$

(Q : 베어링 손실량, μ : 마찰계수, P : 베어링 하중, d : 베어링 내경, n : 베어링 회전수)

2.4 열해석 계산 결과

항공 운항 Mission Profile에 따른 손실값을 시간변화에 따라 입력하고, 설계된 모델의 냉각방식을 적용하여 시간변화에 따른 열해석을 진행해 보았다. 각 Mission Profile에 대한 전동기 주요 부위의 시간변화에 따른 온도특성을 보기 위해, 온도상승이 가장 큰 Coil Winding 부분과 Stator Tooth End 그리고 Housing 부위를 설정하였다.

그림 5에서 보듯이, Mission Profile에서 가장 작은 출력을 사용하는 1, 5, 6번 구간에서는 전동기 각 부위의 온도 상승이 미미하였으나, 최대 출력구간인 2번 구간에서는 전동기 각 부위의 온도상승이 급격하게 발생하였다. 설계된 모델의 권선은 허용 온도사양이 200°C인 N종으로, 그림에서 보듯이 권선의 최고온도가 180°C이하로, 권선의 허용 온도사양을 넘지 않았다. 이는 설계된 전동기가 요구되는 항공기 출력 및 환경조건에 대해 충분한 방열특성을 가질 것으로 판단된다.



〈그림 5〉 해석 대상 전동기의 열해석 결과

3. 결 론

본 논문에서는 소형항공기 추진용 전동기의 설계 단계에서 항공 운항 Mission Profile의 출력 및 시간변동에 따른 온도 특성을 분석하여 반영한 결과에 대해 다루었다.

항공 상황에서의 냉각조건을 간이적으로 고려하고, 각 Mission Profile 별 손실을 계산하여 설계된 전동기의 방열특성에 대해 살펴보았다. 해석 결과 전동기의 온도상승은 권선의 허용 온도사양을 넘지 않아 전동기의 소손이나 내구성에 영향을 미치지 않을 것으로 사료되나, 이는 실제 시험을 통한 검증이 이루어져야 할 것이다.

향후 항공상황에 따른 항공기 외부의 온도 변화 및 항공기 내부의 온도변화도 추가로 적용하여 해석해 범으로써 좀 더 정확한 온도 특성을 예측하여 설계에 반영해 볼 예정이다.

〈참 고 문 헌〉

- [1] 신교식, 황호연, 안준, 남태우, “전기 추진 항공기에 적용하기 위한 고온초전도 모터의 초기 사이징”, 논문지명, 권호, p 789-799, 2012
- [2] 이길호, 조성범, 김정성, 최기영, 기창돈, 송용규, 구원준, “전기모터를 사용한 소형 무인헬리콥터에 활용될 항법장치용 자장계의 보상”, 논문지명, 권호, p.997-1003, 2012
- [3] 김동태, 김동영, 조규원, 김규탁, “IPMSM의 철손계수 산정방법에 따른 철손오차 비교 및 분석”, 대한전기학회 전기기기 및 에너지변환시스템분회 춘계학술대회, p.118-121, 2013
- [4] 김용, “공작기계용 고속 볼베어링 최적 기위 맞춤에 관한 연구”, 창원대학교 석사학위논문, p.1-57, 2010