

## 항공 운항 패턴을 고려한 고출력 소형 항공기 추진용 전동기 개발

김용태\*, 이진규\*, 하재평\*, 최거승\*, 정연환\*, 허 윤\*  
(주) 삼현\*

### Development of High-Power Electric Motor for Small Aircraft Propulsion's Considering the Aircraft Flight Pattern

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

**Abstract** - 선진 각국에서는 고효율, 친환경 에너지 공급 및 이용 기술, 그리고 효율적인 에너지 절약 기술 개발에 관한 연구 개발이 활발히 진행되고 있다. 이러한 연구 중 항공기 분야에서는 전동기로 프로펠러를 회전시키는 전기추진 항공기에 대한 관심과 수요가 증가하고 있다. 소형 항공기 추진용 전동기는 엔진과 함께 소형 항공기의 주 구동원으로서 중요성이 강조되고 있다. 또한 근래에 전동기의 비중이 커짐에 따라 고출력, 고효율화 되고 있는 추세이다. 본 논문에서는 항공 운항 패턴 중 이륙, 상승, 순항구간에 따라 각각 요구하는 성능을 만족하는 고출력, 고효율 전동기 개발에 대해 다루었다.

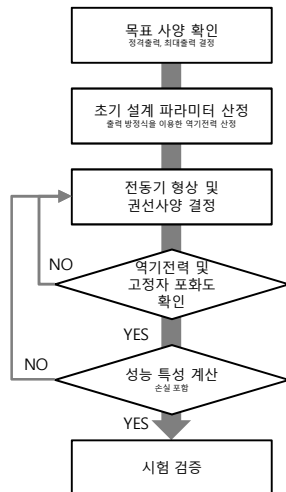
#### 1. 서 론

본 논문에서는 소형항공기에 적용될 수 있는 고출력, 고효율 전동기 설계 및 검증방법에 대해 살펴보고자 한다. 항공기의 경우 항공 상황에 따라 전동기에 요구되는 성능이 변화하기 때문에 전동기 설계 시에 적절한 부하 포인트 산정이 요구된다. 이에 2인승 소형항공기의 항공 운항 패턴을 가지고 이를 고려한 전동기 설계에 대해 살펴본다.

#### 2. 소형 항공기 추진용 전동기 개발

##### 2.1 전동기 설계 Process

전동기 자기회로 설계는 그림 1과 같은 설계 Process를 통해 목표토 하는 성능 및 특성을 만족하는 전동기 기초 파라미터 및 제원을 결정하였다. 유한요소 해석을 통해 전동기 형상 및 사양을 결정하고, 제작된 시제의 시험결과와 비교 분석하여 설계방법의 유효성을 검증하였다.



〈그림 1〉 전동기 설계 Process

##### 2.2 항공운항 패턴을 고려한 전동기 형상 결정

항공기는 이륙, 상승, 순항, 하강 등의 구간에 따라 출력이 달라지기 때문에 전동기에 요구되는 성능도 달라지게 된다. 2인승 소형 항공기를 기준으로 항공 상황에 따른 전동기 요구 성능을 표 1에 나타내었다.

전동기 초기 설계 파라미터 산정시 부하 포인트는 전동기 연속 사용 시간이 많은 순항비행 구간에서 소비전류가 적게 되도록 무부하 역기전력 크기 및 기초형상을 출력 방정식[1]을 이용하여 결정하였고, 치 및 요크 포화도를 확인하여 최종 형상을 결정하였다.

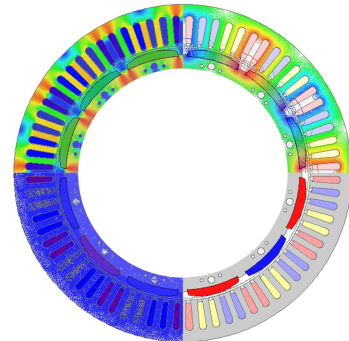
〈표 1〉 항공 상황에 따른 전동기 요구 성능

	Speed (rpm)	Torque (Nm)	Power (kW)
순항비행	6,156	69.5	44.8
상승비행	3,618	118.3	44.8
이륙비행	2,778	153.3	44.6

결정된 전동기 제원과 설계 모델 형상을 표 2와 그림 2에 나타내었다.

〈표 2〉 설계 모델 제원

Item	Specification
Material	50PN230
Pole/Slot	12/72
Rated Speed (rpm)	2800
Br (T)	1.24
Stack Length (mm)	80
Stator Diameter (mm)	243
Phase Resistance (ohm)	0.0096



〈그림 2〉 설계 모델 형상

##### 2.3 전동기 성능 특성 계산

전동기 성능 특성 계산은 손실의 정확한 예측정도에 따라 설계 유효성에 영향을 미친다. 본 논문에서는 손실 중 철손 산정을 위해 수식 (1)의 Steinmetz 방정식을 이용하여 계산하였다.[2]

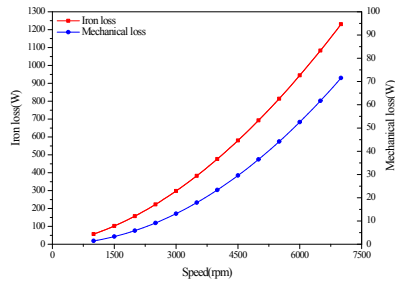
$$W_i = W_h + W_e + W_a = k_h f B_m^2 + k_e f^2 B_m^2 + k_a f^{1.5} B_m^{1.5} \quad (1)$$

$f$ 는 인가되는 자계의 주파수,  $B_m$ 은 자속밀도의 최대치,  $k_h$ 는 히스테리시스 손실 계수,  $k_e$ 는 와전류 손실 계수,  $k_a$ 는 이상와전류 손실 계수이다.

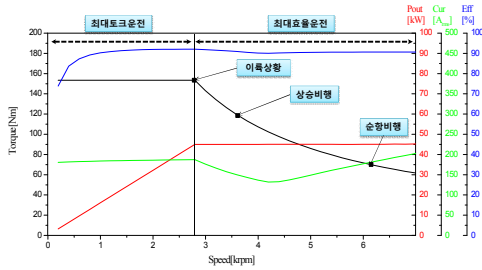
기계손 중 베어링 마찰손실은 베어링 제조사에서 제공하는 수식 (2)를 이용하여 계산하였다.[3]

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

$Q$ 는 베어링 손실량,  $\mu$ 는 마찰계수,  $P$ 는 베어링 하중,  $d$ 는 베어링 내경,  $n$ 은 베어링 회전수이다.



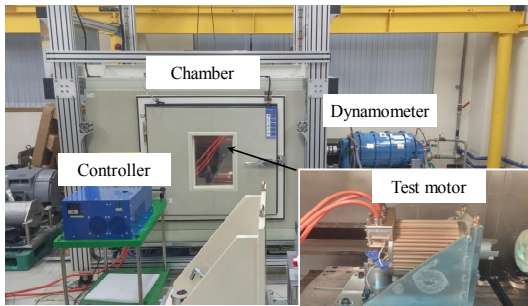
〈그림 3〉 설계 모델 손실 계산결과



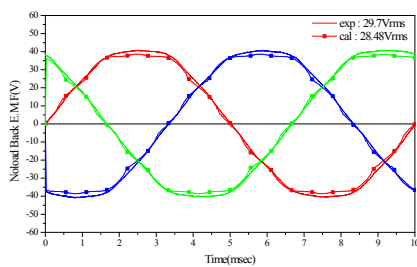
〈그림 4〉 설계 모델 성능 곡선

그림 3에 설계 모델의 철손과 베어링 마찰손실의 계산결과를 나타내었고, 계산된 손실을 고려한 설계 모델의 성능곡선을 그림 4에 나타내었다.

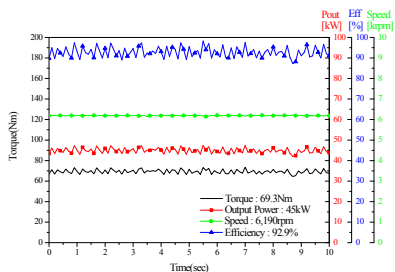
## 2.4 시험 검증



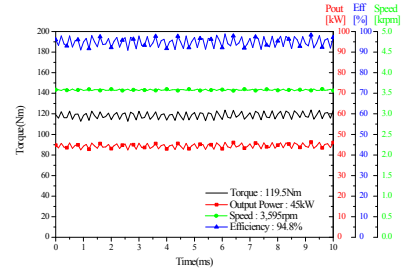
〈그림 5〉 성능 특성 시험 장비



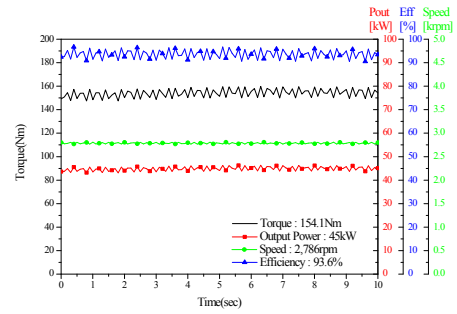
〈그림 6〉 무부하 역기전력 측정결과



〈그림 7〉 성능 특성 시험 결과(순항비행 구간)



〈그림 8〉 성능 특성 시험 결과(상승비행 구간)



〈그림 9〉 성능 특성 시험 결과(이륙비행 구간)

설계 결과를 검증하기 위해 전동기 및 제어기를 제작하여 시험을 진행하였다. 무부하 역기전력 시험의 경우 사내장비를 이용하여 자체적으로 측정된 결과 그림 6과 같이 계산값과 측정값의 오차율이 2%로 계산되었다.

성능 특성 시험은 외부기관에 의뢰하여 진행하였다. 항공기의 순항, 상승, 이륙비행 3가지 포인트에서 시험을 진행하였고, 그 결과를 그림 7~9에 나타내었다. 제작된 전동기는 항공 상황에 따른 요구 성능에 대해 표 3에서 보듯이 2% 오차내에서 성능 특성을 만족하였다.

〈표 3〉 항공 상황에 따른 전동기 요구 성능 시험 결과

	Speed (rpm)		Torque (N·m)		Power (kW)	
	목표값	시험값	목표값	시험값	목표값	시험값
순항비행	6,156	6,190	69.5	69.3	45.1	44.9
상승비행	3,618	3,595	118.3	119.5	44.8	45
이륙비행	2,778	2,786	153.3	154.1	44.6	45

## 3. 결 론

본 논문에서는 소형 항공기용 전동기 설계 및 검증 방법에 대해 다루어 보았다. 항공운행패턴을 고려하여 전동기 초기 파라미터를 산정과정과 적절한 손실 산정 과정에 대해 살펴보고, 유한요소 해석을 거쳐 최적의 전동기 형상을 결정하였다. 시제 제작을 통해 무부하 역기전력 및 성능시험을 실시하여 설계 프로세서에 대한 검증을 실시하였고, 설계값과 시험값이 2%내의 오차를 가짐을 확인할 수 있었다.

## [참 고 문 헌]

- [1] 김정수, 장진석, 김병택, “출력 방정식을 이용한 SPM Type 동기 전동기 설계”, 대한전기학회 전기기기 및 에너지변환시스템부문회 춘계학술대회, p.108-110, 2012.
- [2] 김용태, 김동영, 조규원, 김규탁, “IPMSM의 철손계수 산정방법에 따른 철손오차 비교 및 분석”, 대한전기학회 전기기기 및 에너지변환시스템부문회 춘계학술대회, p.118-121, 2013
- [3] 김웅, “공작기계용 고속 볼베어링 최적 끼워 맞춤에 관한 연구”, 창원대학교 석사학위논문, p.1-57, 2010.