

# 19인승 단거리 이착륙 커뮤터기의 전기추진 시스템용 6상 전동기 제어 알고리즘의 시뮬레이션 구현

권민관<sup>1,2</sup>, 박준신<sup>1</sup>, 김영호<sup>1</sup>, 김지원<sup>1</sup>, 정연호<sup>1</sup>, 이기창<sup>1,\*</sup>

<sup>1</sup>한국전기연구원

<sup>2</sup>부산대학교

## Implementation of 6-Phase PMSM Control Algorithm Simulation for Electric Propulsion System for a 19-Passenger STOL Commuter Aircraft

Mingwan Gwon<sup>1,2</sup>, Junshin Park<sup>1</sup>, Youngho Kim<sup>1</sup>, Jiwon Kim<sup>1</sup>, Yeonho Jeong<sup>1</sup>, Kichang Lee<sup>1,\*</sup>

Korea Electrotechnology Research Institute (KERI)<sup>1</sup>

Pusan National University<sup>2</sup>

### ABSTRACT

본 논문에서는 19인승 커뮤터기의 이륙을 위해 필요한 전체 추진 동력을 약 1400kW로 설정하고, 350kW급 6상 전동기 4대로 추진 동력을 분산하는 시스템을 채택하였다. 전기 추진장치로는 각 상의 상전류의 크기를 낮추고, 토크 맥동 성분의 저감 및 고장허용 운전이 가능한 비대칭형 6상 영구자석 동기전동기를 적용한다. 정격 2300rpm에서 350kW 출력을 갖는 6상의 영구자석 동기전동기의 초기 설계데이터를 활용하여 제어 시스템을 설계하고, 시뮬레이션으로 구현하였다.

### 1. 서 론

최근 기후변화 위기에 대응하기 위한 이산화탄소 저감을 위해, 수소연료전지 하이브리드 동력원을 가지는 19인승 단거리 이착륙 커뮤터기의 개발이 이루어지고 있다.<sup>[1],[2]</sup> 그림 1은 4대의 추진기를 가지는 19인승 단거리 이착륙 커뮤터기의 기체 형상을 가상으로 그린 그림이다. 본 논문에서는 19인승급 커뮤터기의 분산전기추진 시스템에 적용하기 위한 분산전기추진 시스템의 전기추진장치에 대한 초기 설계데이터를 제시한다. 또한 초기 설계된 데이터를 바탕으로 6상 전동기를 구동하기 위해서 필요한 6상 인버터를 실제 설계 파라미터값들을 적용시켜서 350kW급 6상 전동기의 제어 시스템을 시뮬레이션으로 구현하였다.



그림 1 19인승 단거리 이착륙 커뮤터기  
Fig. 1 RIMP1 aircraft  
(RIMP: Regional Innovation Mega Project)

### 2. 본 론

#### 2.1 19인승 커뮤터기용 전기엔진의 초기 설계

본 논문에서 제안된 19인승 커뮤터기는 4대의 프로펠러 추진모듈로 구성된다. 각 추진모듈 전동기는 6상 전동기로 듀얼 3상 전동기와 듀얼 3상 인버터 구조를 가지는 전기구동장치로 설계하였다. 그림 2는 6상 전동기의 추진시스템의 구조를 나타낸다.

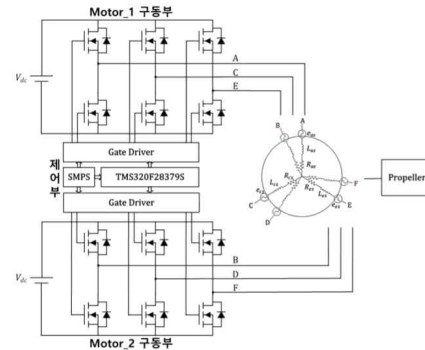


그림 2 6상 전동기 추진시스템 구성도  
Fig. 2 6-phase motor propulsion system configuration

2,300rpm에서 350kW 출력을 가지는 프로펠러를 가정하고 목표사양에 맞는 전동기를 설계하였다. 이중화 드라이브로 구동하면서 고출력밀도를 달성하기 위해, 30극 36슬롯을 가지는 집중권선 형태의 수냉식 냉각방식을 고려하여 전류밀도가 20 (A/mm<sup>2</sup>) 이내가 되도록 하였다. 전기추진시스템의 DC전압 레벨을 고려하여 600~800Vdc 환경에서도 전동기가 구동될 수 있도록 하였다. 표 1은 6상 추진전동기의 설계 파라미터를 나타낸다.

표 1 6상 추진전동기의 설계 파라미터  
Table 1 Design parameters of 6-phase PMSM

Parameter	Value	비고
Phase Number	6 phase	
Pole Number	30	
Inductance	$L_d : 7.747e-5$ [H]	상 기준
	$L_q : 7.727e-5$ [H]	
Flux-linkage	0.061614 [Vs]	
Phase Resistance	$8.143e-3$ [ $\Omega$ ]	
Damping	0.001036 [Nm/rad/s]	기계손 1%
Inertia	$0.776536$ [kg*m <sup>2</sup> ]	회전자 기준

## 2.2 6상 추진전동기의 제어 시뮬레이션

듀얼 3상 전동기를 구동하기 위한 6상 인버터를 Matlab/simulink 환경에서 모델링 하였다. 2.1.절에서 언급한 6상 추진전동기의 초기 설계 파라미터를 적용하여 6상 전동기 제어 알고리즘을 시뮬레이션으로 구현하였다. 6상 전동기의 제어 방식으로는 6상 권선을 하나의 전동기로 모델링하는 VSD(Vector Space Decomposition) 방법을 채택하였다. 이 때에 사용된 좌표변환 공식은 식 (1)과 같다.

$$\begin{bmatrix} d \\ q \\ \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ \delta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & \cos(\theta - \frac{2\pi}{3}) & \cos(\theta + \frac{2\pi}{3}) & \cos(\theta - \frac{\pi}{6}) & \cos(\theta - \frac{5\pi}{6}) & \cos(\theta + \frac{\pi}{2}) \\ -\sin\theta & -\sin(\theta - \frac{2\pi}{3}) & -\sin(\theta + \frac{2\pi}{3}) & -\sin(\theta - \frac{\pi}{6}) & -\sin(\theta - \frac{5\pi}{6}) & -\sin(\theta + \frac{\pi}{2}) \\ 1 & -\frac{1}{2} & -\frac{1}{2} & -\frac{\sqrt{3}}{2} & \frac{\sqrt{3}}{2} & 0 \\ 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2} & \frac{\sqrt{3}}{2} & \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & -1 \\ 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \\ x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (1)$$

시뮬레이션의 전체 Sampling time은 1us로 설정하였고, 실제 DSP에서 수행되는 제어 환경과 유사하게 시뮬레이션을 구현하였다. 항공용 배터리(500Vdc - 800Vdc) 및 DC 전원시스템을 고려하여 DC link 전압은 600Vdc로 선정하였다. Switching Frequency는 40kHz, 전류제어기의 주기는 25us, 속도제어기의 주기는 250us로 설정하였다. 부하는 fan 부하특성을 적용하여 목표 부하에 속도의 제곱에 비례하여 도달하도록 모델링을 구성하였다. 그림 3은 실제 전동기 초기설계 파라미터를 활용하여 모델링한 6상 전동기와 6상 인버터의 시뮬레이션 모델을 나타낸다.

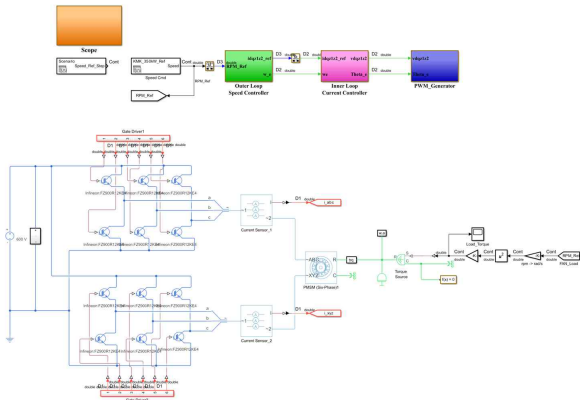


그림 3 350kW급 6상 전동기 제어 시뮬레이션 모델  
Fig. 3 Simulation model of control 350kW 6-phase PMSM

## 2.3 6상 추진전동기의 제어 시뮬레이션 결과

시뮬레이션의 전체 시간은 2초이고, 0.5초부터 1초까지는 1000rpm, 1초부터는 정격 속도인 2300rpm에 도달하도록 제어를 진행하였다. 그림 4에서 6상 인버터의 속도 응답 시뮬레이션 결과와 d-q축 전류, 각 상의 상전류의 그래프를 확인할 수 있다. 정격속도까지 지령을 잘 추종하고 있으며, 정격 부하까지 도달하여 전동기의 제어가 잘 유지됨을 확인하였다.

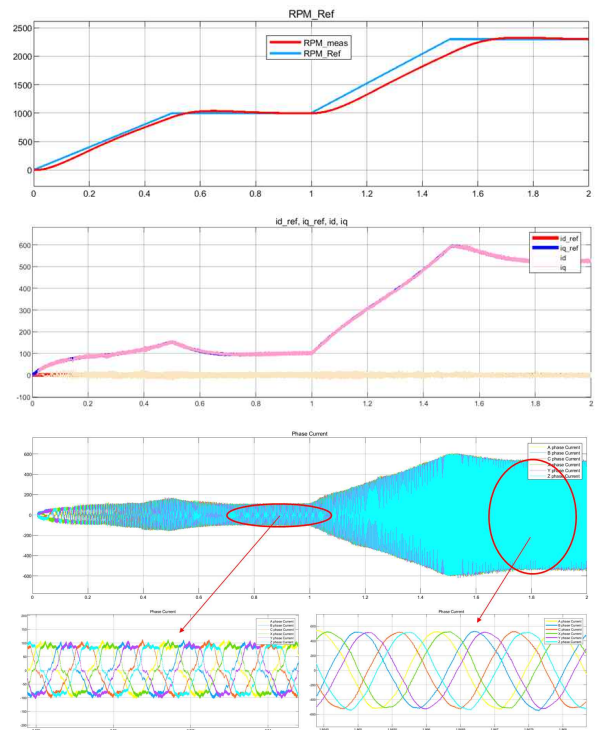


그림 4 시뮬레이션 결과파형  
Fig. 4 Simulation Results

## 3. 결론

본 논문에서는 19인승 단거리 이착륙 컴퓨터기에 적용될 6상 전동기 추진시스템의 전기구동장치 설계에 앞서서, Matlab/Simulink를 활용한 시뮬레이션 구현으로 6상 추진전동기의 제어 특성 및 출력 특성을 확인하였다. 제어 알고리즘에 대한 타당성을 검증하고, 시뮬레이션 결과를 바탕으로 제어 시스템 설계에 필요한 요소들을 미리 확인할 수 있었다. 추후 고장허용운전과 고장검출 알고리즘을 본 시뮬레이션에 추가하여 전기비행기의 분산전기추진 시스템 설계 및 분산전기추진 제어 알고리즘 정립에 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

본 연구는 연구개발특구진흥재단의 '지역혁신 메가프로젝트' 사업으로 수행되었습니다. (과제명: 수소연료전지 기반 하이브리드 분산 전기추진 시스템을 활용한 컴퓨터기 기술, 과제번호: 2023-DD-UP-0026)

## 참고 문헌

- [1] S. Clarke, M. Redifer, K. Papathakis, A. Samuel and T. Foster, "X-57 power and command system design," 2017 IEEE Transportation Electrification Conference and Expo (ITEC), Chicago, IL, USA, 2017, pp. 393-400.
- [2] A. Barzkar and M. Ghassemi, "Components of Electrical Power Systems in More and All-Electric Aircraft: A Review," in IEEE Transactions on Transportation Electrification, vol. 8, no. 4, pp. 4037-4053, Dec. 2022