



Design and analysis of a permanent magnet synchronous starter-generator for aerospace applications

A.R. Dehani Keyvani , M. Shahnazari 

*Assistant Professor, Yazd University, Yazd, Iran

(Received: 2024/08/15 revised: 2024/09/28 Accepted:2024/10/22 published: 2024/11/03)

Abstract

The advantages of electric energy have led to changes in the structure of conventional airplanes and the creation of new structures called more-electric or all-electric airplanes. In these applications, reducing the number of parts and thus the weight of the system will lead to increased efficiency and transportation distance, reducing energy consumption and increasing reliability. In this regard, the motor that is used to start the aircraft engine is integrated with the generator and is used in the form of an electric machine called starter-generator. In this article, while studying different starter-generator structures in aerospace applications, the PM synchronous machine is selected, the equations related to the PM synchronous starter-generator design are extracted and a starter-generator with a nominal power of 6 kW is designed and analyzed using Maxwell finite element software. In order to create structural strength at high speeds (generator mode) and soft start in motor mode, the use of carbon fiber around the rotor magnets and also the skewing for the stator slits is suggested. Finally, based on the finite element method, the performance of the designed machine has been evaluated in start-up, no-load and generator modes, and thermal analysis has also been carried out. The results show the proper performance of the machine in the mentioned application.

Keywords: Starter-generator; Permanent Magnet Synchronous Machine; More Electric Aircraft; All Electric Aircraft

Cite this article: A.R Dehani Keyvani, M. Shahnazari, "Design and analysis of a permanent magnet synchronous starter-generator for aerospace applications," *Applied Electromagnetics* , vol.12 , no.2 , pp.17-27 .
<https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.26455153.1403.12.2.3.3>



OPEN  ACCESS © The Author(s).

Publisher: Imam Hossein University

*Corresponding Author Email: shahnazari@yazd.ac.ir

علمی - پژوهشی

طراحی و تحلیل یک راه‌انداز - ژنراتور سنکرون آهن‌ربای دائم جهت کاربردهای هوافضا

علیرضا دهانی کیوانی^۱، مصطفی شاه نظری^۲

۱- کارشناسی ارشد ۲- استادیار دانشگاه یزد، یزد، ایران

(دریافت: ۱۴۰۳/۰۵/۲۵، بازنگری: ۱۴۰۳/۰۷/۰۷، پذیرش: ۱۴۰۳/۰۸/۰۱، انتشار: ۱۴۰۳/۰۸/۱۳)

چکیده

مزایای انرژی الکتریکی منجر به تغییر ساختار هواپیماهای معمولی و ایجاد ساختارهایی جدید با عنوان هواپیماهای نیمه الکتریکی یا تمام الکتریکی شده است. در این کاربردها کاهش تعداد قطعات و در نتیجه وزن سیستم منجر به افزایش راندمان و مسافت قابل پیمایش، کاهش مصرف انرژی و نیز افزایش قابلیت اطمینان خواهد شد. در این راستا موتور الکتریکی که به منظور راه‌اندازی پیش‌رانه هواپیما به کار می‌رود با دینام الکتریکی ادغام شده و در قالب یک ماشین الکتریکی به نام راه‌انداز-ژنراتور مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این مقاله، ضمن بررسی ساختارهای مختلف راه‌انداز-ژنراتور در کاربردهای هوافضا، ساختار سنکرون آهن‌ربای دائم انتخاب و سپس روابط مربوط به طراحی راه‌انداز-ژنراتور سنکرون آهن‌ربای دائم استخراج شده و بر مبنای آن یک راه‌انداز-ژنراتور با توان نامی ۶ کیلووات طراحی و عملکرد آن با استفاده از نرم‌افزار اجزاء محدود Maxwell تحلیل شده است. به منظور ایجاد استحکام ساختاری در سرعت‌های بالا (حالت ژنراتوری) و راه‌اندازی نرم در حالت موتوری، استفاده از فیبر کربن پیرامون آهن‌رباهای روتور و همچنین مورب نمودن شیارهای استاتور پیشنهاد شده است. در نهایت بر پایه روش اجزاء محدود، عملکرد ماشین طراحی شده در حالت‌های راه‌اندازی، بی‌باری و مولدی ارزیابی شده و تحلیل حرارتی نیز انجام شده است. نتایج بیان‌کننده عملکرد مناسب ماشین در کاربرد مذکور است.

کلیدواژه‌ها: راه‌انداز-ژنراتور، ماشین سنکرون آهن‌ربای دائم، هواپیماهای تمام الکتریکی، هواپیماهای نیمه الکتریکی

۱- مقدمه

پشتیبان^۳ مناسب انجام می‌شود. علاوه بر این، تعاملات بین تجهیزات مختلف در سیستم قدرت هواپیما باعث کاهش کارایی کل سیستم می‌شود. به منظور کاهش پیچیدگی، بهبود کارایی و قابلیت اطمینان، تولیدکنندگان هواپیما تأکید بیشتری بر استفاده از فناوری‌هایی دارند که هزینه‌های کلی و مصرف سوخت را کاهش دهند. بعلاوه، قوانین زیست‌محیطی با توجه به تغییرات اقلیمی در آینده، تغییر اساسی در کل ساختار هواپیما را اجتناب‌ناپذیر می‌کند، زیرا برای دستیابی به این اهداف، بهینه‌سازی زیرسیستم‌ها و اجزای فعلی هواپیما به تنهایی کافی نیست [۳]. با توجه به توضیحات فوق منظور از هواپیماهای نیمه الکتریکی، استفاده بیشتر از انرژی الکتریکی برای تأمین توان مورد نیاز (به‌جز پیش‌رانه) در سیستم قدرت هواپیماست. مفهوم MEA مبتنی بر استفاده از توان الکتریکی برای

امروزه، با توسعه فناوری الکترونیک قدرت در هوافضا، انرژی الکتریکی با توجه به مزایایی همچون انعطاف‌پذیری، سهولت کاربرد، بازدهی بیشتر و وزن کمتر به تدریج جایگزین انرژی مکانیکی (یا هیدرولیکی و نیوماتیکی) شده است [۱]. بنابراین، مزایای انرژی الکتریکی منجر به تغییر ساختار هواپیماهای معمولی و ایجاد ساختارهایی جدید با عنوان هواپیماهای نیمه الکتریکی (MEA^۱) یا تمام الکتریکی (AEA^۲) شد [۲]. در هواپیماهای معمولی، اعم از نظامی یا غیرنظامی، سیستم پیش‌رانش دارای معماری پیچیده‌ای است و پیش‌رانش توسط شبکه‌های توزیع قدرت پیچیده داخلی و با سیستم

^۱ More Electric Aircraft^۲ All Electric Aircraft^۳ Redundancy System

استناد: دهانی کیوانی، علیرضا، شاه‌نظری، مصطفی، "طراحی و تحلیل یک استارت-ژنراتور سنکرون آهن‌ربای دائم جهت کاربردهای هوافضا"، الکترومغناطیس کاربردی، ۱۲ (۲)، ۱۷-۲۷، ۱۴۰۳، <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.26455153.1403.12.2.3.3>

در لحظه راه‌اندازی می‌گردد. ماشین‌های سنکرون روتور سیم‌پیچی شده‌ی بدون جاروبک، به‌طور گسترده به‌عنوان ژنراتور در هواپیماهای معمولی، مورد استفاده قرار می‌گیرند. نیاز کمتر به تعمیر و نگهداری، قابلیت اطمینان بالا، تولید انرژی الکتریکی در محدوده‌ی وسیعی از تغییرات سرعت، کنترل‌پذیری مناسب و حساسیت کمتر نسبت به اضافه بار کوتاه‌مدت، از مزایای این ماشین‌ها است.

با توسعه فناوری و گسترش کاربرد مواد آهن‌ربای دائم خاکی کمیاب و مبدل‌های الکترونیک قدرت با تحمل درجه حرارت بالا، ظرفیت استفاده از ماشین‌های الکتریکی آهن‌ربای دائم در هواپیما به تدریج بیشتر شده است [۱]. کاهش قیمت آهن‌رباها، همراه با بهبود چشمگیر در عملکردشان، چندین تحول جدید را در خانواده ماشین‌های آهن‌ربای دائم ایجاد کرده است [۵]. مزیت اصلی این ماشین‌ها عدم وجود سیم‌بندی در روتور است که منجر به کاهش تلفات مسی و وزن ماشین شده و لذا چگالی توان و راندمان آن بهبود می‌یابد. حداکثر گشتاور این ماشین‌ها در سرعت صفر نیز قابل دست‌یابی است که البته به‌واسطه توان نامی مبدل‌های الکترونیک قدرت، محدودیت‌های حرارتی و مغناطیسی زدایی آهن‌ربا محدود می‌گردد. همچنین ماشین‌های آهن‌ربای دائم با توجه به قابلیت عملکرد در ناحیه تضعیف شار، محدوده عملیاتی بیشتری دارند [۵]. با توجه به ویژگی‌های فوق در این مقاله یک راه‌انداز-ژنراتور از نوع سنکرون آهن‌ربای دائم با توان نامی ۶ کیلووات و گشتاور راه‌اندازی ۵۳ نیوتن‌متر برای کاربردهای هوایی طراحی شده است. این مشخصات مربوط به یک راه‌انداز-ژنراتور جریان مستقیم است که در بالگرد و هواپیماهای کوچک مورد استفاده قرار می‌گیرد. در بخش ۲ ضمن تشریح ملزومات طراحی راه‌انداز-ژنراتور، روابط طراحی بخش‌های مختلف بیان شده و بر اساس آن یک راه‌انداز-ژنراتور با مشخصات مذکور طراحی شده است. سپس در بخش ۳ عملکرد الکترومغناطیسی ماشین مورد نظر با استفاده از روش اجزاء محدود تحلیل و بررسی شده و نتایج تحلیل حرارتی در بخش ۴ بیان شده است. در پایان نتایج حاصل از این پژوهش در بخش ۵ ذکر شده است.

۲- طراحی راه‌انداز-ژنراتور سنکرون آهن‌ربای دائم

در کاربردهای هوافضا کاهش وزن و حجم از جمله اهداف اصلی است که خود کاهش مصرف سوخت، افزایش طول مسیر حرکت و نیز افزایش قابلیت اطمینان را به دنبال دارد. بر این اساس، ماشین‌های الکتریکی مورد استفاده در این کاربردها باید با چگالی توان بالا طراحی شوند. از سوی دیگر راه‌انداز-ژنراتور در حالت موتوری وظیفه تأمین گشتاور مورد نیاز برای راه‌اندازی موتور پیشرانه و در حالت ژنراتوری وظیفه تأمین بارهای الکتریکی

تغذیه سیستم‌های فرعی (زیرسیستم‌ها) هواپیما است. لازم به ذکر است، غالباً سیستم‌های فرعی توسط ترکیبی از توان‌های هیدرولیکی، الکتریکی، پنوماتیکی^۱ و مکانیکی تأمین می‌شوند [۱]. از سوی دیگر در سیستم‌های حمل‌ونقل پیشرفته، کاهش تعداد قطعات (و به دنبال آن کاهش وزن) منجر به افزایش راندمان و مسافت قابل پیمایش، کاهش مصرف انرژی و نیز افزایش قابلیت اطمینان خواهد شد. در این راستا موتور الکتریکی که به‌منظور راه‌اندازی به کار می‌رود، با دینام الکتریکی ادغام شده و در قالب یک ماشین الکتریکی به نام راه‌انداز-ژنراتور مورد استفاده قرار می‌گیرد [۴-۵]. بنابراین راه‌انداز-ژنراتور دو وظیفه را هم‌زمان انجام می‌دهد: راه‌اندازی موتور در هواپیما یا خودرو و سپس تأمین بارهای الکتریکی پس از راه‌اندازی. این کار حجم و وزن را کاهش داده و در نتیجه چگالی توان را افزایش می‌دهد [۵-۶]. سیستم راه‌انداز-ژنراتور باید به‌گونه‌ای طراحی شود که قابلیت انتقال توان در دو جهت را داشته باشد. بر این اساس دو حالت عملکردی برای آن در نظر گرفته می‌شود [۵]:

۱- حالت راه‌انداز (starter): در این حالت راه‌انداز-ژنراتور در حالت موتوری کار کرده و پیشرانه هواپیما را به سرعت مطمئن راه اندازی می‌رساند.

۲- حالت ژنراتوری (Generating): در این حالت پیشرانه پس از راه‌اندازی به‌عنوان محرک ژنراتور عمل می‌نماید. با توجه به ماهیت سرعت متغیر پیشرانه، یک مبدل الکترونیک قدرت ولتاژ خروجی ژنراتور را تثبیت کرده و ولتاژ dc لازم برای تغذیه بارهای الکتریکی سیستم را فراهم می‌کند. در طراحی راه‌انداز-ژنراتور، افزایش ظرفیت توان، کاهش وزن و حجم از جمله اهداف اصلی است [۷]. در دست‌یابی به این اهداف، از ماشین‌های الکتریکی با چگالی توان بالا استفاده می‌شود. در حال حاضر چگالی توان ماشین‌های الکتریکی متداول در حوزه پرنده‌های الکتریکی در حدود 5 kW/kg است و اخیراً ماشین‌هایی با چگالی 5 kW/kg نیز توسط شرکت‌هایی مانند زیمنس طراحی و تولید شده است [۸].

راه‌انداز-ژنراتور دارای ساختارهای مختلفی از جمله القایی [۹]، سوئیچ رلوکتانس [۹-۱۱]، سنکرون آهن‌ربای دائم [۱۳-۱۲]، سنکرون روتور سیم‌پیچی شده بدون جاروبک [۱۶-۱۴] و ... است. ساختار ساده و مستحکم، عدم وجود جاروبک، هزینه نگهداری کم و قابلیت اضافه بار مناسب از ویژگی‌های ماشین القایی قفسه سنجایی است. با این حال به‌واسطه عدم دسترسی به روتور، تنظیم تحریک دشوار بوده و عملکرد آن وابسته به تغییرات بار و سرعت است. همچنین ماشین القایی دارای گشتاور راه اندازی کمی است و این موضوع باعث کاهش قابلیت اطمینان آن

¹ Pneumatic

ماشین سنکرون آهن‌ربای دائم را می‌توان بر مبنای توان و یا گشتاور مورد انتظار طراحی نمود. طراحی بر پایه توان، نیازمند پارامترهای اولیه زیادی است. از سوی دیگر، در طراحی راه‌انداز-ژنراتور برای تحقق گشتاور موردنیاز حالت راه‌اندازی، بهتر است طراحی بر پایه گشتاور صورت گیرد. معادله طراحی بر اساس گشتاور به شرح زیر است [۱۷].

$$T = kD^2L \quad (1)$$

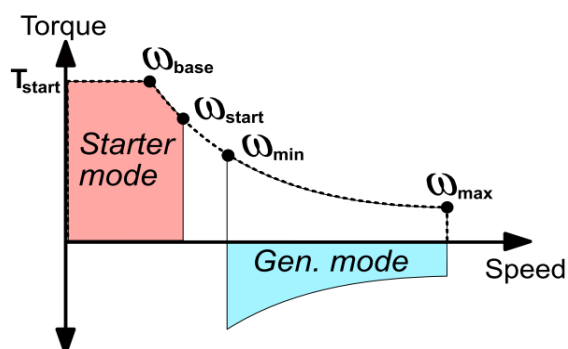
در این رابطه D قطر داخلی استاتور، L طول ناخالص استاتور و k حاصل ضرب بارگذاری الکتریکی و مغناطیسی است که بر اساس نوع کلاس کاری ماشین انتخاب می‌گردد. k برای کاربردهای هوافضا بین ۳۰۰۰ تا ۷۵۰۰۰ نیوتن‌متر بر مترمکعب در نظر گرفته می‌شود [۱۸]. با انتخاب مقادیر مناسب برای گشتاور و ضریب k ، می‌توان قطر و طول ماشین را محاسبه نمود. برای جداسازی D و L در ماشین سنکرون آهن‌ربای دائم می‌توان از نسبت طول به قطر استاتور استفاده نمود که این نسبت عددی بین ۱ تا ۳ انتخاب می‌شود [۱۸]. گشتاور لازم در شرایط راه-اندازی عبارت است از:

$$T_{start} = \frac{P_m}{\omega_{start}} = \frac{25000}{4500 \times \pi/30} = 53.05 \text{ N.m} \quad (2)$$

با انتخاب مقدار ۵۰۰۰ برای ضریب k و ۱/۲۵ برای نسبت طول به قطر، L و D بر مبنای رابطه (۱) به ترتیب ۱۲۰ و ۹۶ میلی‌متر محاسبه می‌گردند.

معمولاً برای طراحی شیار، شیارهای باریک نیمه بسته استفاده می‌شود. زیرا فاصله بین دندانه‌های مجاور در دهانه شیار کمتر بوده و لذا فاصله‌ی هوایی و در نتیجه ضریب شار کاهش می‌یابد. از طرف دیگر، شیارهای نوک‌تیز مخروطی شکل برای چگالی شار معینی از دندانه، حداکثر مساحت شیار را نتیجه می‌دهد. با انتخاب تعداد بالای شیار، میزان عایق کاری در سیم‌پیچ‌ها بیشتر می‌شود، ولی مقدار راکتانس نشی شیار کاهش می‌یابد. همچنین تعداد کم شیار نیز باعث افزایش راکتانس نشی خواهد شد [۱۹]. با توجه به نکات فوق در این طراحی ساختار ۱۵ شیار ۱۰ قطب انتخاب شده است. برای سیم‌بندی نیز با توجه به ملاحظات هارمونیک، سیم‌بندی دولایه با گام کسری مدنظر قرار گرفته که

هوایما را بر عهده دارد. شکل (۱) مشخصه گشتاور-سرعت مربوط به این کاربرد را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، راه‌انداز-ژنراتور از سرعت صفر تا سرعت ω_{base} ، گشتاوری ثابت برای راه‌اندازی موتور هوایما تولید می‌کند. از سرعت ω_{base} تا ω_{start} از گشتاور راه‌اندازی با شیب کمی کاسته شده و در ادامه از سرعت ω_{start} تا ω_{min} ماشین الکتریکی در حالت بی‌باری است (یعنی بار الکتریکی به راه‌انداز/ژنراتور متصل نیست) تا اینکه در بازه سرعت ω_{min} تا ω_{max} در حالت ژنراتوری عمل کرده و بارهای الکتریکی هوایما با ولتاژی ثابت تغذیه می‌گردند.



شکل (۱). مشخصه گشتاور-سرعت سیستم راه‌انداز-ژنراتور [۴]

جدول (۱). مشخصات راه‌انداز-ژنراتور نمونه برای طراحی

پارامتر	حالت موتوری	حالت ژنراتوری
ولتاژ (ولت)	۱۹۰	۱۹۰
توان خروجی (کیلووات)	۲۵	۶
سرعت (دور بر دقیقه)	۴۵۰۰	-۶۰۰۰ ۱۲۰۰۰

مشخصات ماشین موردنظر جهت طراحی در جدول (۱) آمده است. مقادیر توان و سرعت مربوط به یک راه‌انداز-ژنراتور واقعی از نوع جریان مستقیم است که در بالگرد و هوایماهای کوچک مورد استفاده قرار می‌گیرد و میزان ولتاژ با توجه به سطوح ولتاژ dc در هوایما انتخاب شده است.

۲-۱. ابعاد ماشین و نوع سیم‌بندی استاتور

Cite this article: A.R Dehani Keyvani, M. Shahnazari, "Design and analysis of a permanent magnet synchronous starter-generator for aerospace applications," Applied Electromagnetics, vol.12, no.2, pp.17-27. <https://doi.org/10.1001.1.26455153.1403.12.2.3.3>



© The Author(s).

Publisher: Imam Hossein University

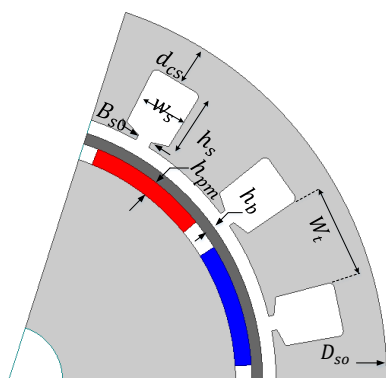
*Corresponding Author Email: shahnazari@yazd.ac.ir

$$a_s = \frac{S}{\sqrt{3V\delta_s}} = \frac{7500}{\sqrt{3} \times 190 \times 6.5} = 3.5 \text{ mm}^2 \quad (۶)$$

در رابطه فوق ضریب توان بار ۰/۸ در نظر گرفته شده است. در ادامه با لحاظ نمودن ضریب پرشدگی شیار می‌توان مساحت شیار (A_{SS}) را محاسبه نمود. ضریب پرشدگی شیار با توجه به نحوه سیم‌بندی بین ۰/۴ تا ۰/۵ در نظر گرفته می‌شود که در اینجا ۰/۵ منظور شده و لذا مساحت شیار مطابق رابطه زیر ۹۸ میلی‌متر مربع به دست می‌آید که در آن تعداد هادی در هر شیار و γ_s ضریب پرشدگی شیار است.

$$A_{SS} = \frac{Z_s a_s}{\gamma_s} = \frac{14 \times 3.5}{0.5} = 98 \text{ mm}^2 \quad (۷)$$

بر این اساس، می‌توان ابعاد شیار را مشخص کرد. نکته حائز اهمیت برای تعیین ارتفاع شیار آن است که نباید شیارها به قدری عمیق انتخاب شوند که موجب افزایش نشستی شار گردند. اما به طور کلی، نسبت عمق به پهنای شیار در محدوده ۳ الی ۶ است. همچنین شیارهای طراحی شده باید به گونه‌ای باشند که حداکثر چگالی شار در دندانها برابر با مقدار ۱/۸ تسلا و در هسته برابر با ۱/۵ تسلا باشد. در شکل (۳)، نمایی از استاتور و روتور همراه با ابعاد هر قسمت نشان داده شده است. در این شکل، D_{SO} قطر خارجی استاتور، W_t عرض دندان، h_b ضخامت فیبر کربن، h_{pm} ضخامت آهن‌ریا، h_s ارتفاع شیار، W_s عرض شیار، B_{SO} عرض دهانه شیار و d_{CS} عمق یوغ استاتور است. با توجه به مقادیر چگالی شار در دندانها و هسته، مقادیر کمیت‌های فوق مطابق جدول (۲) محاسبه می‌شوند.



شکل (۳). نمایش قطعی از استاتور و روتور

جدول (۲). ابعاد شیارهای استاتور

پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
(mm) W_t	۱۷/۴	(mm) h_s	۱۰
(mm) B_{SO}	۲/۷	(mm) d_{CS}	۴/۵
(mm) W_s	۹/۴۵	(mm) D_{SO}	۱۴۴

طول فاصله هوایی تأثیر بسزایی در مشخصات یک ماشین الکتریکی دارد. در ماشین‌های سنکرون، حداقل طول فاصله

سیم‌بندی آن مطابق شکل (۲) است. با توجه به این شکل گام کلاف برابر ۱۲۰ درجه است. اگر نیروی محرکه الکتریکی هر فاز استاتور (رابطه (۳)) را ۹۰ تا ۹۵ درصد ولتاژ نامی فاز در نظر بگیریم، با محاسبه شار توزیع شده و ضریب سیم‌پیچی می‌توان تعداد دور سیم‌پیچ هر فاز را تعیین نمود.

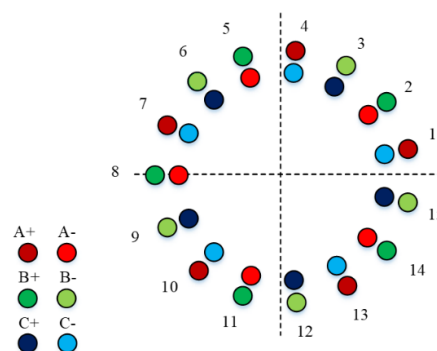
$$E = 4.44 \cdot f \cdot N \cdot \phi \cdot K_w \quad (۳)$$

در رابطه (۳)، E ولتاژ القایی در هر فاز استاتور، f فرکانس کاری ماشین، N تعداد دور در هر فاز استاتور، ϕ شار توزیع شده و K_w ضریب سیم‌پیچی است که برای ساختار سیم‌بندی فوق مطابق رابطه (۴) برابر با ۰/۸۶۶ است.

$$K_w = \frac{|1 \leq 0 - 1 \leq 120|}{2} = 0.866 \quad (۴)$$

همچنین با فرض توزیع سینوسی شار، ϕ از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\phi = B_{av} \cdot \tau_p \cdot L_i \quad (۵)$$



شکل (۲). سیم‌بندی استاتور

در این رابطه، B_{av} چگالی شار متوسط فاصله هوایی، τ_p گام قطبی و L_i طول مؤثر ماشین (معادل حاصل ضرب ضریب فشردگی و طول ماشین) است. ضریب فشردگی برای ورق هسته با ضخامت ۰/۵ میلی‌متر برابر با ۰/۹۵ در نظر گرفته می‌شود [۱۹]. با عنایت به بازه تغییرات سرعت راه‌انداز-ژنراتور، برای طراحی سرعت مینا را ۶۰۰۰ rpm در نظر می‌گیریم. بدین ترتیب تعداد دور سیم‌پیچ هر فاز استاتور برابر ۳۵ دور محاسبه می‌شود و لذا تعداد ۱۴ هادی در هر شیار استاتور قرار می‌گیرد که با توجه به توان و ولتاژ ماشین و نیز انتخاب چگالی جریان مناسب، سطح مقطع هر هادی مشخص خواهد شد.

چگالی جریان با توجه به نوع خنک کاری در ماشین انتخاب می‌شود که معمولاً برای خنک‌سازی با هوای طبیعی بین ۳ تا ۵ و برای خنک‌سازی اجباری بین ۷ تا ۱۰ $[\frac{A}{mm^2}]$ در نظر گرفته می‌شود. در اینجا با وجود خنک‌سازی اجباری، با توجه به شرایط راه‌اندازی این مقدار برابر ۶/۵ $[\frac{A}{mm^2}]$ انتخاب شده است. بدین ترتیب سطح مقطع هر هادی از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

۲۰	قطر شفت (mm)	۹۳	قطر خارجی روتور (mm)
----	--------------	----	----------------------

در موتورهای آهن‌ربای دائم سطحی، پارامتری به نام پهنای زاویه‌ای (برابر با نسبت قوس قطب آهن‌ربا به گام قطبی موتور) تعریف می‌شود. این پارامتر تأثیر زیادی بر گشتاور دندانه و همچنین هارمونیک‌های ولتاژ القایی در سیم‌پیچ‌های استاتور دارد. با لحاظ نمودن این پارامتر می‌توان یکی از هارمونیک‌های ولتاژ القایی را حذف کرد. برای این منظور کافی است رابطه (۱۰) را به ازای هارمونیک دلخواه، برابر با صفر قرارداد تا پهنای زاویه‌ای مرتبط به دست آید [۲۱].

$$\sin\left(\frac{hx}{2}\right) = 0 \quad (10)$$

که h هارمونیک انتخابی و x زاویه آهن‌ربا است.

یکی دیگر از مؤلفه‌های مهم در طراحی آهن‌ربا، آفست آهن‌ربا است که به معنی اختلاف شعاع قوس آهن‌ربا و شعاع خارجی روتور است. انتخاب مناسب این پارامتر، منجر به سینوسی‌تر شدن ولتاژ القایی در سیم‌پیچ‌های استاتور می‌شود. در این طراحی ضخامت آهن‌ربا برابر با $2/9$ میلی‌متر، پهنای زاویه‌ای برابر با $0/8$ و طول آهن‌ربا 120 میلی‌متر (برابر با طول استاتور) انتخاب گردیده است. همچنین به‌واسطه طراحی بر مبنای آهن‌رباهای قابل‌دسترس، مقدار آفست آهن‌ربا صفر لحاظ شده است.

عامل دیگری که در کاهش هارمونیک‌های نیروی محرکه الکتریکی به ویژه هارمونیک‌های مرتبه ۵ و ۷ و نیز کاهش گشتاور دندانه‌ای (گشتاور ناشی از تعامل بین میدان آهن‌ربا و شیارهای استاتور) نقش دارد، مورب نمودن شیارهای استاتور و یا آهن‌رباهای روتور است [۲۲-۲۳]. مورب کردن می‌تواند در طول شیارهای استاتور و یا طول آهن‌رباهای روتور اعمال شود که در اینجا در شیارهای استاتور منظور شده است. این پارامتر از رابطه زیر محاسبه می‌شود [۲۴]:

$$\alpha_{TC} = \frac{2\pi}{Q \cdot n_p} \quad (11)$$

که α_{TC} زاویه انحراف و n_p تعداد دوره‌های شکل موج گشتاور دندانه در طول چرخش یک گام شیار مطابق زیر می‌باشد.

$$n_p = \frac{p}{GCD(Q, p)} \quad (12)$$

هوایی از رابطه (۸) محاسبه می‌شود.

$$\delta \geq \gamma \tau_p \frac{A_a}{B_{av}} \quad (8)$$

که در آن δ طول فاصله هوایی، γ ضریب فاصله هوایی و A_a بارگذاری الکتریکی است. γ در ماشین سنکرون قطب صاف معادل 3×10^{-7} در نظر گرفته می‌شود [۲۰]. بدین ترتیب، حداقل طول فاصله هوایی برابر $0/33$ میلی‌متر به دست می‌آید که با توجه به ملاحظات فنی $1/5$ میلی‌متر در نظر می‌گیریم. با تعیین فاصله هوایی ماشین می‌توان قطر خارجی روتور (D_{ro}) را محاسبه نمود که از رابطه (۹)، محاسبه می‌شود.

$$D_{ro} = D - 2\delta \quad (9)$$

۲-۲. طراحی آهن‌ربا

با توجه به ویژگی‌های مثبت آهن‌رباهای نوع نئودیمیوم و ساماریوم-کبالت، در طراحی ماشین‌های الکتریکی با کارایی بالا معمولاً از این آهن‌رباها استفاده می‌شود. آهن‌ربای نئودیمیوم دارای حاصل ضرب انرژی بالاتر و قیمت کمتری است، اما نوع ساماریوم-کبالت در دماهای بالا عملکرد بهتری داشته و ضریب مغناطیس زدایی حرارتی آن کمتر است. همچنین مقاومت آن در برابر خوردگی بالا است و لذا برای کاربردهای هوافضا بسیار مناسب است.

بر این اساس، در طراحی راه‌انداز-ژنراتور مورد مطالعه از آهن‌ربای نوع ساماریوم-کبالت استفاده شده که مشخصات آن در جدول ۳ آمده است.

جدول (۳). مشخصات آهن‌ربای ساماریوم کبالت [۱۷]

B_r	H_c	μ_r	T_C
-۱/۱۶	۱/۵۹ - kA/m	۱/۰۵	۸۰
T/۸۲	MA/m		C۰

جدول (۴). مشخصات و ابعاد اصلی راه‌انداز-ژنراتور نمونه

مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر
۱۴۴	قطر خارجی استاتور (mm)	۱۰	تعداد قطب
۹۶	قطر داخلی استاتور (mm)	۱۵	تعداد شیار استاتور
۱۲۰	طول استاتور (mm)	۱۲	زاویه شیار مورب (درجه)
۲/۹	ضخامت آهن‌ربا (mm)	۱/۵	فاصله هوایی (mm)

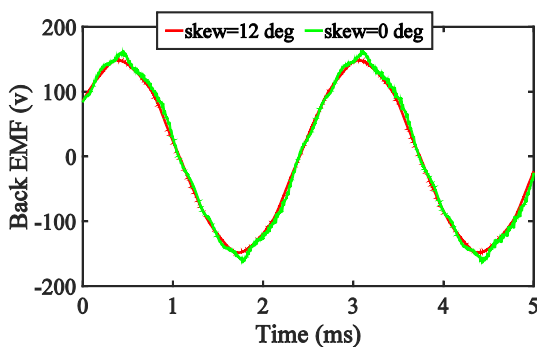
Cite this article: A.R Dehani Keyvani, M. Shahnazari, "Design and analysis of a permanent magnet synchronous starter-generator for aerospace applications," Applied Electromagnetics, vol.12, no.2, pp.17-27. <https://doi.org/10.1001.1.26455153.1403.12.2.3.3>



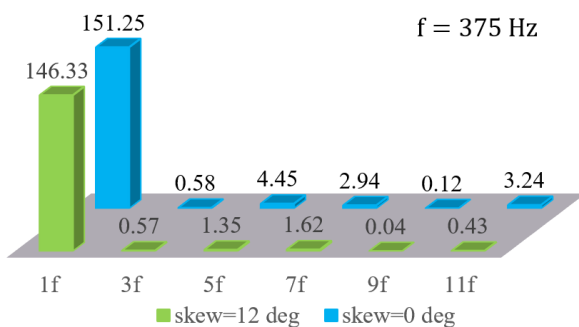
OPEN ACCESS © The Author(s).

Publisher: Imam Hossein University

*Corresponding Author Email: shahnazari@yazd.ac.ir



شکل (۵). ولتاژ ضد محرکه الکتریکی در حالت راه‌اندازی با و بدون مورب نمودن شیار



شکل (۶). تحلیل هارمونیک نیروی ضد محرکه الکتریکی فاز a در حالت راه‌اندازی با و بدون مورب نمودن شیار

شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود با اعمال نمودن شیار مورب، مؤلفه‌های هارمونیک ولتاژ القایی کاهش یافته و این ولتاژ به حالت سینوسی نزدیک‌تر می‌شود.

شکل (۷) جریان‌های سه فاز عبوری از راه‌انداز-ژنراتور را در حالت راه‌اندازی و تحت سرعت ۴۵۰۰ rpm نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که این جریان‌ها با اعمال شیار مورب محاسبه شده‌اند و ملاحظه می‌شود که کاملاً متقارن و سینوسی بوده و بدین ترتیب انتظار می‌رود که ریپل گشتاور نیز در این حالت ناچیز و عملکرد موتور نرم باشد. به همین منظور گشتاور در حالت موتوری با و بدون مورب نمودن شیار محاسبه و در شکل (۸) رسم شده است. همان‌گونه که ملاحظه می‌شود متوسط گشتاور بدون شیار اریب (۵۶/۰۸) از حالت با شیار اریب (۵۳/۰۳) بیشتر بوده اما ریپل گشتاور نیز بدون مورب کردن شیار (۸/۰۶ درصد) از حالت شیار مورب (۱/۲۶ درصد) بیشتر است. بنابراین با مورب کردن شیار، ریپل گشتاور کاهش می‌یابد که منجر به راه‌اندازی نرم برای راه‌انداز-ژنراتور خواهد شد. شایان ذکر است به منظور مشاهده اثر مورب نمودن شیار، تغذیه ماشین به صورت سینوسی در نظر گرفته شده و از عملکرد درایو و تأثیر آن بر ریپل گشتاور صرف‌نظر شده است.

که $GCD(Q, p)$ بزرگ‌ترین مقسوم‌علیه مشترک (ب. م. م.) بین تعداد قطب‌ها و تعداد شیارهاست.

ماشین سنکرون آهن‌ربای دائم از نوع مغناطیس سطحی، نسبت به مغناطیس داخلی استحکام مکانیکی کمتری دارد و این مسئله در سرعت‌های بالا از حساسیت بیشتر برخوردار است. لذا در طراحی راه‌انداز-ژنراتور به منظور افزایش استحکام مکانیکی لایه‌ای از فیبرکربن به ضخامت یک میلی‌متر بر روی آهن‌ربا قرار داده شده است. این ضخامت بر اساس شعاع روتور، ضخامت آهن-ربا و همچنین بیشینه سرعت ماشین تعیین می‌شود. با توجه به توضیحات فوق ابعاد اصلی راه‌انداز-ژنراتور مورد مطالعه محاسبه و در جدول (۴) ذکر شده است.

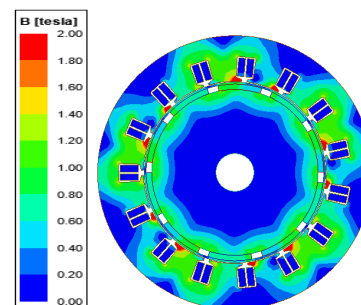
۳- تحلیل عملکرد الکترومغناطیسی

در این بخش راه‌انداز-ژنراتور طراحی شده در بخش قبل با استفاده از نرم‌افزار ماکسول و به روش اجزاء محدود دویعدی مدل‌سازی و تحلیل می‌شود. عملکرد ماشین در سه حالت موتوری، بی‌باری و ژنراتوری بررسی شده و کمیت‌های الکترومغناطیسی همچون نیروی محرکه الکتریکی همراه با تحلیل هارمونیک آن، جریان، گشتاور راه‌اندازی و گشتاور دندانه‌ای در دو حالت با و بدون مورب نمودن شیار تحلیل شده‌اند.

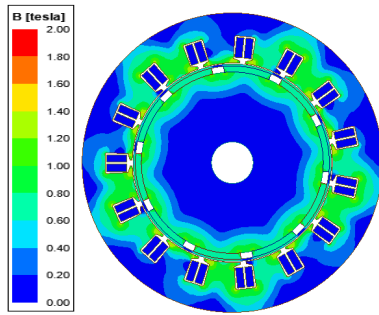
۳-۱. حالت موتوری (راه‌انداز)

شکل (۴) توزیع چگالی شار مغناطیسی ماشین را در حالت موتوری، تحت سرعت ۴۵۰۰ rpm و با در نظر گرفتن شیار مورب نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود پدیده اشباع مغناطیسی تنها در گوشه‌های دندانه‌ها رخ داده و سایر بخش‌های هسته از نظر مغناطیسی در ناحیه خطی است.

همچنین نیروی ضد محرکه الکتریکی فاز a به همراه محتوای هارمونیک آن در دو حالت با و بدون مورب نمودن شیار و تحت سرعت ۴۵۰۰ rpm به ترتیب در شکل‌های (۵) و (۶) نشان داده

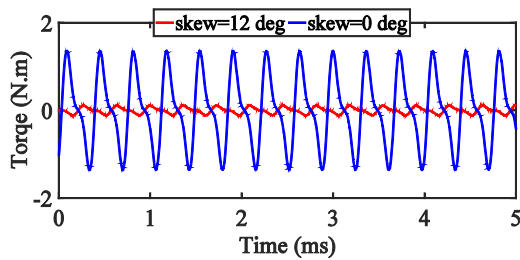


شکل (۴). توزیع چگالی شار مغناطیسی در حالت موتوری و تحت سرعت ۴۵۰۰ rpm



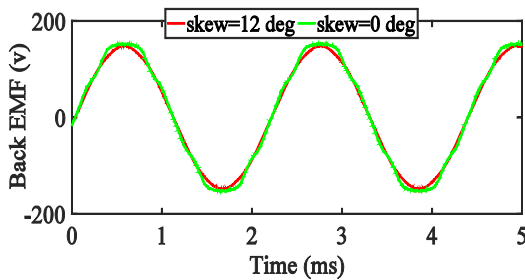
شکل (۹). توزیع چگالی شار مغناطیسی در حالت بی‌باری و تحت

سرعت ۵۵۰۰ rpm



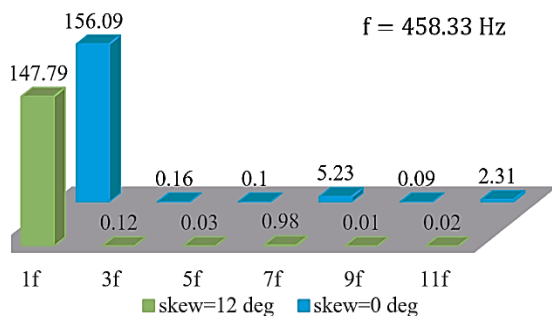
شکل (۱۰). گشتاور دندانه در دو حالت با و بدون مورب نمودن شیار در

حالت بی‌باری و تحت سرعت ۵۵۰۰ rpm

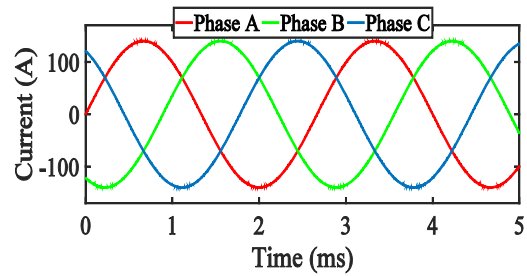


شکل (۱۱). ولتاژ ضد محرکه الکتریکی فاز a در حالت بی‌باری با و

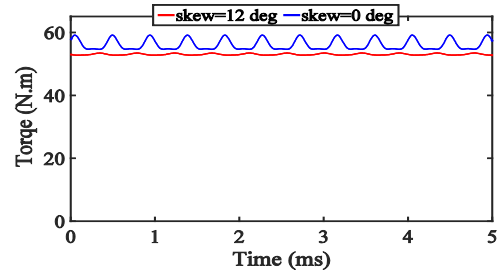
بدون مورب نمودن شیار



شکل (۱۲). تحلیل هارمونیک نیروی ضد محرکه الکتریکی فاز a در



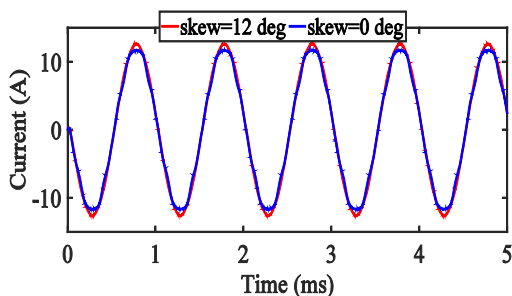
شکل (۷). جریان‌های سه فاز در شرایط راه‌اندازی



شکل (۸). گشتاور راه‌اندازی با و بدون مورب نمودن شیار

۲-۳. حالت بی‌باری

همان‌گونه که در تشریح عملکرد راه‌انداز-ژنراتور ذکر شد در بازه‌ی سرعت راه‌اندازی (ω_{start}) تا حداقل سرعت حالت مولدی (ω_{min})، ماشین به‌صورت بی‌بار کار می‌کند. توزیع چگالی شار مغناطیسی ماشین در حالت بی‌باری، تحت سرعت ۵۵۰۰ rpm و با در نظر گرفتن شیار مورب در شکل (۹) نشان داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود با توجه به بی‌بار بودن ماشین مدار مغناطیسی کاملاً در ناحیه خطی بوده و در هیچ بخشی اشباع مغناطیسی رخ نداده است. در ادامه تغییرات گشتاور دندانه‌ای (ناشی از تعامل میدان آهن‌ربا و دندانه‌های استاتور) در دو حالت با و بدون مورب نمودن شیار در شکل (۱۰) آمده است. آن‌طور که مشاهده می‌شود گشتاور دندانه با مورب کردن شیار، به‌طور محسوسی کاهش می‌یابد.



شکل (۱۵). جریان عبوری از فاز a در حالت ژنراتوری تحت سرعت ۱۲۰۰۰ دور بر دقیقه با و بدون مورب نمودن شیار تغییرات چگالی شار در بخش‌های مختلف ماشین مبین عدم اشباع مدار مغناطیسی تحت حداکثر فرکانس کاری است. همچنین ولتاژ القایی فاز a به همراه جریان عبوری از آن در دو حالت با و بدون مورب نمودن شیار، تحت سرعت ۱۲۰۰۰ rpm و بار مقاومتی (ضریب توان واحد) به ترتیب در شکل‌های (۱۴) و (۱۵) نشان داده شده است. با توجه به اینکه سرعت متوسط ماشین ۶۰۰۰ rpm است، در سرعت ۱۲۰۰۰ rpm، ولتاژ خروجی تا دو برابر مقدار نامی افزایش می‌یابد. همچنین مطابق با شکل (۱۵) در حالت شیار مورب دامنه جریان تا ۱۲/۷۸ (مقدار مؤثر ۹۸) افزایش می‌یابد که معادل جریان بار کامل در حالت ژنراتوری است.

۴- تحلیل حرارتی

ساختار پیچیده ماشین‌های الکتریکی برای محاسبات گرمایی از یک طرف و آگاهی از منابع تولید گرما در آن‌ها به منظور عایق بندی مناسب، اهمیت تحلیل حرارتی را دوچندان می‌کند. در ساختار موردنظر، چون راه‌انداز ژنراتور در حالت راه‌اندازی توان ۲۵ کیلووات را باید تأمین کند، جریان عبوری از سیم‌پیچ‌ها باعث افزایش دمای سیم‌پیچ شده و ممکن است به عایق سیم‌بندی آسیب برساند، همچنین در حالت ژنراتوری چون فرکانس کاری ماشین تا ۱ کیلوهرتز افزایش می‌یابد، بررسی تأثیر تلفات آهنی بر قسمت‌های مختلف ماشین و طراحی خنک کاری مناسب برای آن از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. بدین منظور برای تحلیل حرارتی راه‌انداز ژنراتور از نرم‌افزار موتور-کد استفاده شده است. محاسبات گرمایی در این نرم‌افزار، بر پایه مدارات فشرده صورت گرفته که منجر به افزایش سرعت محاسبات می‌شود. از سوی دیگر چون طراحی خنک کاری بر اساس ابعاد واقعی ماشین صورت می‌گیرد، محاسبات انتقال گرمایی را نیز ساده می‌کند [۲۵].

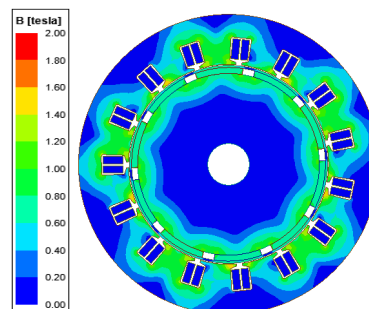
خنک کاری ماشین نمونه از نوع اجباری و عمده گردش جریان هوا توسط فن فاصله هوایی در استاتور و فاصله هوایی صورت می‌گیرد تا منجر به کاهش دمای اجزای مختلف راه‌انداز ژنراتور گردد. همچنین دمای محیط ۵۵ درجه سانتی‌گراد در نظر گرفته شده است. شکل (۱۶) بخش‌های مختلف ماشین و فرآیند خنک کاری آن

حالت بی‌باری با و بدون مورب نمودن شیار

همچنین نیروی ضد محرکه الکتریکی فاز a به همراه محتوای هارمونیک آن در دو حالت با و بدون مورب نمودن شیار و تحت سرعت ۵۵۰۰ rpm به ترتیب در شکل‌های (۱۱) و (۱۲) نشان داده شده است.

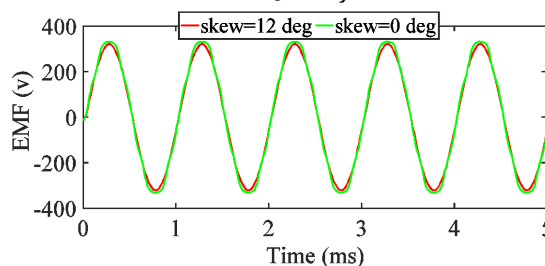
۳-۳. حالت ژنراتوری

پس از راه‌اندازی موتور اصلی هواپیما، این موتور به عنوان محرک عمل کرده و بنابراین راه‌انداز ژنراتور در حالت مولدی قرار می‌گیرد. با توجه به بازه تغییرات سرعت موتور اصلی، سرعت راه‌انداز ژنراتور نیز در بازه ۶۰۰۰-۱۲۰۰۰ دور بر دقیقه تغییر می‌کند که منجر به تغییر دامنه ولتاژ خروجی شده و لازم است توسط یک مبدل الکترونیک قدرت ولتاژ خروجی مستقل از سرعت در مقدار نامی تثبیت گردد. شکل (۱۳) توزیع چگالی شار مغناطیسی ماشین را در حالت ژنراتوری، تحت سرعت ۱۲۰۰۰ rpm و با در نظر گرفتن شیار مورب نشان می‌دهد. این سرعت حداکثر سرعت گردش ژنراتور است که فرکانس یک کیلوهرتز را نتیجه می‌دهد.



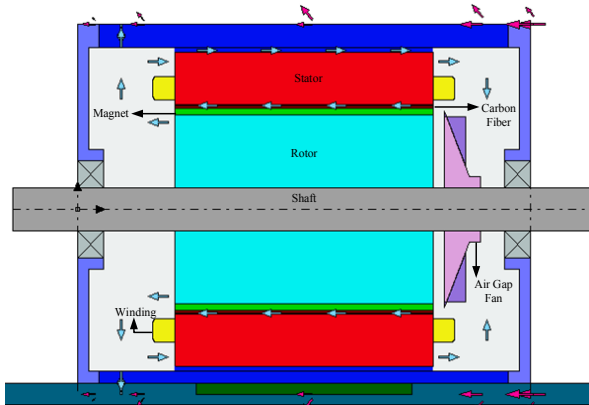
شکل (۱۳). توزیع چگالی شار مغناطیسی در حالت ژنراتوری و تحت

سرعت ۱۲۰۰۰ rpm

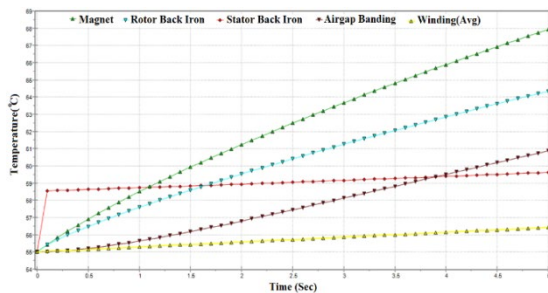


شکل (۱۴). ولتاژ القایی فاز a در حالت ژنراتوری در سرعت ۱۲۰۰۰ دور

بر دقیقه با و بدون مورب نمودن شیار



شکل (۱۶). خنک کاری راه‌انداز-ژنراتور در حالت محوری



شکل (۱۷). تغییرات حرارتی بخش‌های مختلف راه‌انداز-ژنراتور در طول ۵ ثانیه

جدول (۵). دمای نهایی قسمت‌های مختلف راه‌انداز-ژنراتور

دمای نهایی (سانتی‌گراد)		بخش ماشین
ژنراتور	موتور	
۸۲/۹	۶۰/۹	فیبر کربن
۹۵/۳	۵۶/۷	سیم‌پیچ
۸۵/۷	۶۷/۹	آهن‌ربا
۹۳/۲	۵۹/۶	یوغ استاتور
۸۳/۹	۶۴/۳	یوغ روتور

دمای بخش‌های مختلف ماشین در پایان این دوره در جدول (۵) ذکر شده است. مشاهده می‌شود که برخلاف حالت موتوری که بیشترین افزایش دما مربوط به روتور بود، در حالت ژنراتوری با توجه به افزایش زمان کارکرد، یوغ استاتور و سیم‌پیچ بیشترین افزایش دما را تجربه کرده و به ترتیب به ۹۳/۲ و ۹۵/۳ درجه خواهند رسید.

را در حالت محوری نشان می‌دهد. نتایج تحلیل حرارتی برای حالت موتوری و ژنراتوری با در نظر گرفتن تلفات مسی سیم‌پیچ استاتور، تلفات آهنی و تلفات آهن‌ربا به شرح زیر است:

در حالت موتوری، راه‌انداز-ژنراتور تحت ولتاژ نامی تغذیه می‌گردد تا موتور اصلی هواپیما را راه‌اندازی کند. بر اساس مستندات فنی زمان راه‌اندازی موتور ۵ ثانیه در نظر گرفته شده است.

نمودار تغییرات حرارتی بخش‌های مختلف راه‌انداز-ژنراتور در طول ۵ ثانیه در شکل (۱۷) رسم شده است. آن گونه که مشاهده می‌شود طی دوره راه‌اندازی دمای بخش‌های گردان ماشین (هسته روتور، آهن‌ربا) با شیب بیشتری افزایش می‌یابد به گونه‌ای که در پایان این دوره دمای یوغ روتور به ۶۴/۳ درجه و دمای آهن‌ربا به ۶۷/۹ درجه می‌رسد. بدین ترتیب تغییرات حرارتی در محدوده مجاز بوده و عملکرد ماشین نمونه در شرایط راه‌اندازی قابل قبول است. شایان ذکر است که با توجه به نوع خنک کاری ماشین، چگالی جریان در هادی‌ها برابر $6/5 \left[\frac{A}{mm^2} \right]$ در نظر گرفته شده و سطح مقطع سیم‌پیچ معادل جریان ۲۳ آمپر انتخاب شده است. در شرایط راه‌اندازی برای مدت ۵ ثانیه جریانی حدود سه برابر این مقدار از ماشین عبور می‌کند که با توجه به کوتاه بودن بازه زمانی و تبادل حرارتی استاتور با خارج، افزایش دمای سیم‌بندی و یوغ استاتور ناچیز است. در حالت ژنراتوری ماشین توسط موتور هواپیما به حرکت درمی‌آید و جریان عبوری از آن به بار خروجی بستگی دارد. زمان کارکرد ماشین نیز بسیار بیشتر است. به همین دلیل عملکرد حرارتی راه‌انداز-ژنراتور طی زمان یک ساعت و تحت بار نامی بررسی شده است.

Cite this article: A.R Dehani Keyvani, M. Shahnazari, "Design and analysis of a permanent magnet synchronous starter-generator for aerospace applications," Applied Electromagnetics, vol.12, no.2, pp.17-27. <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.26455153.1403.12.2.3.3>



© The Author(s).

Publisher: Imam Hossein University

*Corresponding Author Email: shahnazari@yazd.ac.ir

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله ضمن بیان ملزومات طراحی راه‌انداز-ژنراتور و بررسی شرایط کاری آن در هواپیما، فرآیند طراحی یک راه‌انداز-ژنراتور سنکرون آهن‌ربای دائم با توان نامی ۶ کیلووات و گشتاور راه‌اندازی ۵۳ نیوتن‌متر تشریح شد. تحلیل عملکرد الکترومغناطیسی ماشین نشان داد که ساختار ۱۵ شیار و ۱۰ قطب، با سیم‌بندی دولایه از نوع متمرکز و انتخاب سرعت مبنا برابر با حد پایین بازه تغییرات سرعت در حالت ژنراتوری، می‌تواند ملزومات مشخصه گشتاور-سرعت را برآورده نماید. همچنین مورب نمودن شیارهای استاتور ضمن کاهش مؤلفه‌های هارمونیک موجود در ولتاژ القایی هر فاز، موجب کاهش قابل‌توجه گشتاور دندانه‌ای خواهد شد. اگرچه در حالت شیار مورب متوسط گشتاور حدود ۵ درصد کاهش می‌یابد اما ریبیل گشتاور نیز از ۸/۰۶ درصد به ۱/۲۶ درصد کاهش می‌یابد که منجر به راه‌اندازی نرم ماشین می‌گردد. در ادامه با بررسی عملکرد حرارتی ماشین مشاهده شد که علی‌رغم عبور جریان راه‌اندازی در حالت موتوری، به دلیل کوتاه بودن زمان راه‌اندازی افزایش دمای بخش‌های مختلف از بازه‌ی مجاز تجاوز نمی‌کند. همچنین برخلاف حالت موتوری که بیشترین افزایش دما مربوط به روتور بود، در حالت ژنراتوری با توجه به افزایش زمان کارکرد، یوغ استاتور و سیم‌پیچ بیشترین افزایش دما را تجربه کرده و به ترتیب به ۹۳/۲ و ۹۵/۳ درجه خواهند رسید. در مجموع، ارزیابی کمیته‌های الکترومغناطیسی همچون توزیع چگالی شار، نیروی ضد محرکه الکتریکی و گشتاور به همراه تحلیل حرارتی عملکرد ماشین، صحت طراحی انجام‌گرفته را نشان می‌دهد.

۵- مراجع

- [5] J. K. Nøland, M. Leandro, J. A. Suul and M. Molinas, "High-Power Machines and Starter-Generator Topologies for More Electric Aircraft: A Technology Outlook," in *IEEE Access*, vol. 8, pp. 130104-130123, 2020.
- [6] Y. Chen and B. Liu, "Design and Analysis of a Five-Phase Fault-Tolerant Permanent Magnet Synchronous Motor for Aerospace Starter-Generator System," in *IEEE Access*, vol. 7, pp. 135040-135049, 2019.
- [7] E. Sayed, M. Abdolmajid, et al., "Review of Electric Machines in More/Hybrid/Turbo Electric Aircraft," in *IEEE Trans. On Transportation Electrification*, vol. 7, no. 4, pp. 2976-3005, 2021.
- [8] A. El-Refaie and M. Osama, "High specific power electrical machines: A system perspective," 2017 20th International Conference on Electrical Machines and Systems (ICEMS), Sydney, NSW, Australia, 2017, pp. 1-6, doi: 10.1109/ICEMS.2017.8055931.
- [9] F. Bu, H. Liu, et al., "Induction-Machine-Based Starter/Generator Systems: Techniques, Developments, and Advances," *IEEE Industrial Electronic magazine*, vol. 14, no. 1, pp. 4-19, 2020.
- [10] E. Zhao, S. Song, Z. Ma, X. Zhang, L. Ning and Y. Liu, "Design and initial testing of an integrated switched reluctance starter/generator system for unmanned aerial vehicle," *CES Transactions on Electrical Machines and Systems*, vol. 2, no. 4, pp. 377-383, Dec. 2018.
- [11] S. Shoujun, L. Weiguo, D. Peitsch and U. Schaefer, "Detailed design of a high speed switched reluctance starter/generator for more/all electric aircraft", *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 23, Issue 2, 2010.
- [12] S. Bozhko, M. Rashed, et al., "Flux-Weakening Control of Electric Starter-Generator Based on Permanent-Magnet Machine," in *IEEE Trans. On Transportation Electrification*, vol. 3, no. 4, pp. 864-877, 2017.
- [13] S. S. Yeoh, T. Yang, et al., "Permanent-Magnet Machine-Based Starter-Generator System with Modulated Model Predictive Control," in *IEEE Trans. On Transportation Electrification*, vol. 3, no. 4, pp. 878-890, 2017.
- [14] L. Xie, X. Yuan, G. Raimondi and M. Worthington, "Magnetic Equivalent Circuit Modeling of a Single-phase Brushless Exciter for Aircraft Starter/Generator," in 47th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society (IECON), Oct. 2021.
- [15] A. Griffo, R. Wrobel, P. H. Mellor, and J. M. Yon, "Design and Characterization of a Three-Phase Brushless Exciter for Aircraft Starter/Generator," in *IEEE Trans. On Industry Applications*, vol. 49, no. 5, pp. 2106-2115, 2013.
- [1] Z. Zhang, J. Li, Y. Liu, Y. Xu and Y. Yan, "Overview and development of variable frequency AC generators for more electric aircraft generation system," in *Chinese Journal of Electrical Engineering*, vol. 3, no. 2, pp. 32-40, September 2017.
- [2] G. Buticchi, P. Wheeler and D. Boroyevich, "The More-Electric Aircraft and Beyond," in *Proceedings of the IEEE*, vol. 111, no. 4, pp. 356-370, 2023.
- [3] P. Wheeler, T. S. Sirimana, S. Bozhko and K. S. Haran, "Electric/Hybrid-Electric Aircraft Propulsion Systems," in *Proceedings of the IEEE*, vol. 109, no. 6, pp. 1115-1127, 2021.
- [4] N. Jiao, Z. Li, S. Mao, C. Sun and W. Liu, "Aircraft Brushless Wound Rotor Synchronous Starter-Generator: A Technology Review," in *IEEE Trans. On Power Electronics*, vol. 38, no. 6, pp. 7558-7574, 2023.

- (in Persian) <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.26455153.1393.2.4.4.8>
- [23] M. R. Alizadeh Pahlavani, V. Zamani Faradonbeh, "Optimal Pole-Shaping in Surface Mounted PM Machines using Analytical Modeling: Cogging Torque and Flux Density Harmonics," *Journal of Applied Electromagnetics*, vol. 2, no. 3, pp. 21-32, 2015. (in Persian) <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.26455153.1393.2.3.3.5>
- [24] R. Islam, I. Husain, A. Fardoun and K. McLaughlin, "Permanent-Magnet Synchronous Motor Magnet Designs with Skewing for Torque Ripple and Cogging Torque Reduction," in *IEEE Transactions on Industry Applications*, vol. 45, no. 1, pp. 152-160, Jan.-feb. 2009.
- [25] S. Bozhko, T. yang, et al., "Development of Aircraft Electric Starter-Generator System Based on Active Rectification Technology," in *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, vol. 4, no. 4, pp. 985-996, Dec. 2018.
- [16] Y. Juan, X. Haiyi, and Y. Zhangang, " An Active Control Excitation Method of Three-Stage Brushless Synchronous Starter/Generator in Electric Starting Mode for MEA," in *IEEE Access*, vol. 9, pp. 109763-109774, 2021.
- [17] J. Pyrhnen, T. Jokinen, V. Hrabovcov, *Design of rotating machines*, U.K., Chichester: Wiley, 2009.
- [18] J. R. Hendershot and T. J. E. Miller, *Design of Brushless Permanent Magnet Machines 2nd Edition*, Motor Design Books LLC, 2010.
- [19] E. S. Hamdi, *Design of small electrical machines*, Chichester, NewYork, Wiley, 1994.
- [20] M. Shokri, S. A. Gholamian, "An Optimized Design to Reduce Cogging Torque in the Flux Reversal Motor," *Scientific Journal of Applied Electromagnetics*, vol. 10, no. 2, pp. 81-91, 2022-2023. (in Persian) <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.26455153.1401.10.2.7.3>
- [21] J. F. Gieras, *Permanent magnet motor technology: design and applications*, 3rd ed, CRC Press, 2009.
- [22] S. Taghipour Borojeni, M. H. Hajjare, "Optimization of Cogging Torque in Surface Mounted PM Machines using PM Segmentation," *Journal of Applied Electromagnetics*, vol. 2, no. 4, pp. 31-38, 2015.

Cite this article: A.R Dehani Keyvani, M. Shahnazari, "Design and analysis of a permanent magnet synchronous starter-generator for aerospace applications," *Applied Electromagnetics*, vol.12, no.2, pp.17-27. <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.26455153.1403.12.2.3.3>



OPEN ACCESS © The Author(s).

Publisher: Imam Hossein University

*Corresponding Author Email: shahnazari@yazd.ac.ir