

مدل سازی و شبیه سازی دینامیکی سیستم پیل سوختی جهت تأمین بخشی از انرژی الکتریکی هواپیمای ترابری

محمدحسین، حمید^۱، رادمنش، حمید*^۲، روزخوش، مسعود^۳، رادمنش، امین^۴

۱- استادیار، دانشگاه فرماندهی و ستاد آجا، تهران، ایران

۲- استادیار، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

۳- کارشناسی ارشد، دانشکده پرواز، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

۴- کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

(دریافت مقاله: ۱۳۹۲/۰۸/۱۲ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۱۰/۱۶)

چکیده

در این مقاله مدل دینامیکی جامع سیستم پیل سوختی از نوع PEMFC با ذخیره ساز هیدروژن جهت تأمین بخشی از انرژی الکتریکی هواپیمای C-130 ارائه شده است. از یک اینورتر ۳ فاز دو سطحی برای تبدیل ولتاژ خروجی سیستم به AC استفاده گردید تا بتوان آن را به باس ضروری سیستم توزیع برق هواپیما متصل نمود. البته راهکار دیگر، اتصال خروجی پیل سوختی مستقیماً به باس ضروری DC هواپیما می باشد. شبیه سازی ها در محیط MATLAB/SIMULINK صورت گرفته است. بررسی نتایج نشان می دهد که تعقیب بار و تثبیت ولتاژ به نحو مطلوبی صورت گرفته است. سیستم پیشنهادی از یک الکترولیزر جهت تولید هیدروژن استفاده می کند و با ذخیره هیدروژن تولیدی، نیازی به استفاده از باتری برای ذخیره سازی ندارد. همچنین از اکسیژن تولیدی می توان برای کاربردهایی که در هواپیما نیاز به اکسیژن دارد، استفاده کرد.

واژه های کلیدی: پیل سوختی، هواپیمای C-130، منابع تولید پراکنده

Dynamic Modelling and Simulation of the Fuel Cell System for Supplying a Portion of Electric Energy of C-130 Hercules

Abstract

In this paper, a dynamic model of Proton Exchange Membrane Fuel Cells (PEMFC) with hydrogen storage for partial electrical generation of C-130 Hercules has been presented. A three-phase two-level inverter is used to connect the fuel cell DC output to the AC system of the Hercules. Another solution would be the direct connection of the output DC terminal of the proposed system to the DC essential bus. The proposed method performance is simulated using MATLAB/SIMULINK. The study results indicate that the voltage level is fixed to an acceptable level and following the electrical load is properly achieved. The proposed method employs an electrolyser to generate the hydrogen and oxygen. By using the stored hydrogen in the proposed structure, the need for batteries for storage purposes would cease to exist. In addition, the oxygen produced can be used in the aircraft in case it's required.

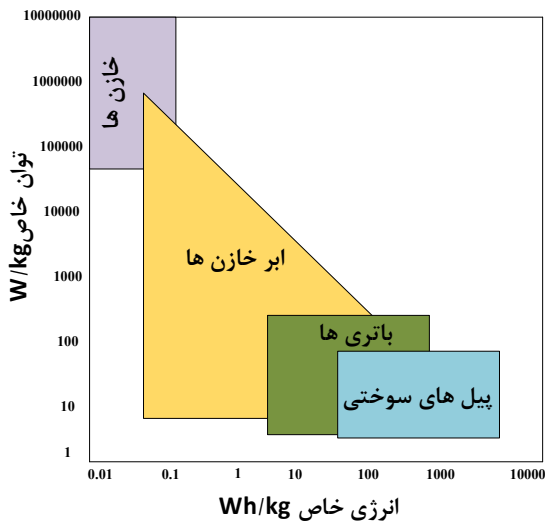
Keywords: Fuel cell, C-130 Hercules, Distributed Generation (DG)

مقدمه

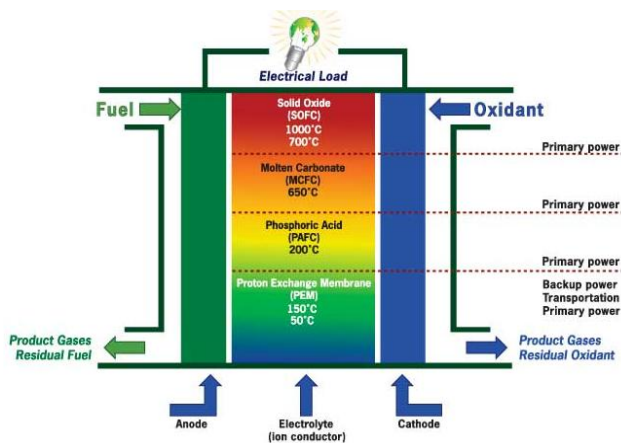
با توجه به گسترش مصرف انرژی و گرایش جهانی به تولید انرژی به صورت غیرمتمرکز در محل مصرف، ابزارهای مختلف تولید پراکنده و ساخت نمونه‌های تجاری- صنعتی آن‌ها جایگاه ویژه‌ای یافته است [۱]. در واقع منابع تولید پراکنده، منابع تولید توان الکتریکی هستند که مستقیماً به شبکه توزیع یا به مصرف‌کننده متصل‌اند. سطح ولتاژ منابع تولید پراکنده از ۴۰۰ ولت تا حداکثر ۳۳ کیلوولت بوده و ظرفیت آن‌ها در محدوده چند وات تا حداکثر ۱۰۰ مگاوات قرار می‌گیرد [۲-۵]. پیل‌های سوختی ابزارهایی هستند که انرژی شیمیایی را مستقیماً به انرژی الکتریکی و گرما تبدیل می‌نمایند [۶]. امروزه پیل‌های سوختی پس از گسترش تکنولوژی ساخت، کاربردهای بسیار وسیعی در صنایع مختلف از جمله میکروالکترونیک، خودروهای الکتریکی، کشتی‌های کوچک، هواپیماهای جاسوسی، اتوبوس‌ها، مصارف خانگی و تجاری، تولید مرکب حرارت و توان^۱ و غیره یافته‌اند [۷]. طرح اولیه پیل سوختی در سال ۱۸۳۹ توسط William Grove ارائه شد، اما نخستین نمونه عملی پیل سوخت توسط سازمان تحقیقات فضایی آمریکا (ناسا) در سال ۱۹۵۵ با ظرفیت ۵ کیلووات ساخته شد [۸]. بی‌صدا بودن و نداشتن هیچ‌گونه ارتعاش نامطلوب سبب توسعه پیل سوختی در کاربردهای نظامی شده است. همچنین از این ابزار در سفینه‌های فضایی جهت تولید آب مورد نیاز سرنشینان نیز استفاده می‌شود [۹-۱۱]. پیل‌های سوختی تکنولوژی مهمی در تولید انرژی تجدیدپذیر هستند. یک پیل سوختی با مصرف هیدروژن می‌تواند انرژی الکتریکی پاک تولید کند. تبدیل‌های شیمیایی که در پیل سوختی رخ می‌دهد تا انرژی الکتریکی تولید شود، بستگی به نوع آن دارد. انواع مختلفی از پیل‌های سوختی تاکنون ساخته شده است و برخی از آن‌ها نیز تجاری می‌باشد. بهترین دسته‌بندی پیل‌های سوختی براساس دمای حرارت عملکرد آن‌ها می‌باشد که در ادامه، اشاره مختصری به آن‌ها می‌شود [۱۲].

پیل‌های سوختی دما بالا در ۶۰۰ درجه سانتیگراد و بالاتر کار می‌کنند و دارای توان خروجی و بازدهی بالا هستند. این پیل‌های سوختی زمان راه‌اندازی بالایی دارند و در برخی کاربردها زمان تأخیر آن‌ها قابل قبول نیست. بنابراین حساسیت آن‌ها به تغییر دما، کاربرد آن‌ها را در ایستگاه‌های ثابت که نیاز به توان الکتریکی ثابت و مداوم دارند، محدود می‌کند. دو نوع از این پیل‌ها شامل پیل سوختی حالت جامد^۲ و کربنات مذاب^۳ می‌باشد. نوع دوم پیل‌های سوختی در دمای متوسط ۱۰۰ تا ۳۰۰ درجه سانتیگراد کار می‌کنند و دارای عملکرد و بازده متوسط هستند. با توجه به تأخیر عملکرد نسبتاً قابل قبول، این نوع از پیل‌های سوختی می‌توانند در

کاربردهای ثابت و متحرک به کار روند. انواع مختلف آن‌ها شامل نوع قلبیایی^۴ است که در کاربردهای فضایی استفاده می‌شود و پیل سوختی اسید فسفریک^۵ که کاربردهای زمینی دارد. پیل‌های سوختی با دمای کمتر معمولاً بین ۲۰ الی ۱۰۰ درجه سانتیگراد کار می‌کنند و به علت داشتن دمای پائین، تأخیر عملکرد نداشته و به سرعت راه‌اندازی می‌شوند. بنابراین این نوع از پیل‌های سوختی در کاربردهای سیار و شرایطی که حالات گذرای بار الکتریکی متصل به آن‌ها زیاد است، استفاده می‌شوند. نوع رایج این پیل‌ها غشاء تبادل پروتون^۶ است. این پیل سوختی، هیدروژن و اکسیژن را به آب، الکتریسیته و حرارت تبدیل می‌کند. پیل سوختی نوع PEMFC دارای امتیازاتی از قبیل راه‌اندازی سریع، قابلیت استفاده در تأمین بارهای جزئی^۷ نسبت به سایر انواع پیل‌های سوختی است. از پیل سوختی PEMFC در کاربردهای مختلفی استفاده می‌شود که به چند مورد از آن‌ها اشاره می‌شود. کاربرد پیل سوختی PEMFC و باتری به‌عنوان جایگزین سیستم تولید (ژنراتور کمکی) هواپیما در مرجع [۱۳] معرفی شده است. سپس، در این سیستم ولتاژ خروجی پیل سوختی به باس DC هواپیما متصل گردیده است. کاهش وزن و بازدهی بالا از مزایای استفاده از پیل سوختی به‌عنوان جایگزینی مناسب برای ژنراتور کمکی هواپیما می‌باشد. در مقالات متعدد دیگر، کاربرد این نوع پیل سوختی به‌عنوان جایگزین ژنراتور کمکی هواپیما مطرح گردیده است [۱۸-۱۴]. همچنین در هواپیماهای سبک دونفره از پیل سوختی PEMFC به‌عنوان موتور اصلی هواپیما استفاده شده است [۱۹]. در این گزارش که نمونه عملی هواپیما نیز ساخته شده و آزمایش‌های مختلف پروازی روی آن انجام شده است، یک موتور پیل سوختی PEMFC با دو تانک ذخیره‌کننده هیدروژن در هواپیما نصب شده است. در سیستم پیشنهادی از الکترولایزر و تجهیزات تولید هیدروژن جهت جلوگیری از افزایش وزن هواپیما استفاده نشده است. همچنین در هواپیماهای بدون سرنشین نیز از پیل سوختی PEMFC به‌عنوان جایگزین موتورهای معمول استفاده شده است [۲۰]. استفاده از این موتورها بازده هواپیما را افزایش داده و به علت کاهش صدای آن، در کاربردهای نظامی مورد استفاده قرار می‌گیرد. امروزه تکنولوژی خودروهای هیدروژنی که محرک اصلی آن‌ها پیل‌های سوختی هستند و اصطلاحاً به خودروهای سبز معروف می‌باشند، در حال پیشرفت است که خود بر کاربردی بودن پیل‌های سوختی در صنایع مختلف دلالت دارد [۲۴-۲۱]. از طرفی هدف این مطالعه بررسی استفاده از پیل سوختی جهت تأمین انرژی الکتریکی اولیه جهت راه‌اندازی^۸ موتورهای هواپیما است. بنابراین مناسب‌ترین گزینه از دیدگاه فنی، پیل سوختی PEMFC می‌باشد. برای تأمین



شکل ۱- مقایسه چگالی توان و انرژی پیل های سوختی با باتری و خازن [۲۱]



شکل ۲- عملکرد انواع پیل سوختی [۲۱]

در یک پیل سوختی معمولی، سوخت های گازی به طور پیوسته به آند تغذیه شده و ماده اکسیدکننده به طور پیوسته به کاتد تزریق می گردد. واکنش های شیمیایی با حضور کاتالیست در الکترودها رخ داده و یک جریان الکتریکی در مدار خارجی تولید خواهد شد. رویکردهای مختلفی برای مدل سازی PEMFC وجود دارد [۷]. پتانسیل استاندارد ایده آل (پتانسیل Nernst) یک پیل سوختی H_2/O_2 را با E_0 نشان داده و برابر $1/229$ ولت به همراه تولید آب می باشد [۹]. پتانسیل واقعی سلول از پتانسیل مرجع آن کمتر است، زیرا که تلفات بازگشتناپذیری در سیستم وجود دارد. تمامی روابط در این بخش از مراجع [۹] و [۲۲] استخراج شده اند. پتانسیل ترمودینامیکی E از طریق معادله توسعه یافته Nernst به صورت زیر محاسبه می شود:

$$e = 1.229 - 0.85 \times 10^{-3} (T - 298.15) + 4.3085 \times 10^{-5} \times T \times (\ln P_{H_2} + 0.5 \ln P_{O_2}) \quad (1)$$

سوخت مصرفی پیل سوختی، از یک دستگاه الکترولایزر استفاده می کنیم. استراتژی مورد نظر در استفاده از الکترولایزر بدین گونه است که در ساعات روشن بودن هواپیما به علت عدم تقاضای بار، انرژی الکتریکی شبکه برق هواپیما الکترولایزر را تغذیه کرده تا هیدروژن مورد نیاز برای عملکرد پیل سوختی در ساعات اوج مصرف، راه اندازی موتورها و موارد اضطراری در تانک هیدروژن ذخیره گردد. سپس با مصرف هیدروژن در پیل سوختی می توان انرژی الکتریکی تولید کرد و با تبدیل آن به سطح ولتاژ مناسب، در مصرف کننده های الکتریکی هواپیما از آن استفاده کرد.

مشخصات کلی سیستم

در سیستم پیشنهادی از ۶۵ عدد پیل سوختی PEMFC الکترولایزر^۹، مبدل توان DC/DC، مبدل توان DC/AC، ابرخازن و چند کنترلر استفاده شده است. جریان خروجی پیل سوختی می تواند بین ۰ تا ۲۵ آمپر تغییر کند. دبی جرمی اکسیژن و هیدروژن ورودی به پیل سوختی توسط کنترل کننده های PID^{۱۰} به گونه ای تنظیم می شوند که ولتاژ خروجی مجموعه پیل سوختی در ۴۸ ولت تثبیت شود. در این مطالعه از یک سیستم پیل سوختی به همراه الکترولایزر و تانک هیدروژن جهت تأمین انرژی الکتریکی مورد نیاز جهت راه اندازی موتورهای هواپیما استفاده شده است. این سیستم تولید برق جایگزین منبع تغذیه بیرونی هواپیما خواهد شد و معایب مربوط به این منبع تغذیه، شامل هزینه بالا، تعمیر و نگهداری، خرابی های مداوم و غیره را نخواهد داشت؛ همچنین، از سیستم پیشنهادی می توان به صورت یک سیستم برق پشتیبان و رزرو استفاده کرد. شکل ۱ مقایسه چگالی توان و انرژی پیل های سوختی، باتری ها، ابرخازن ها و خازن های معمولی را نشان می دهد [۲۱].

از مقایسه انجام شده مشخص است که پیل های سوختی چگالی توان بالایی دارند و در کاربردهای هوافضا گزینه مناسبی هستند.

مدل پیل سوختی

پیل سوختی مدل سازی شده در این مطالعه از نوع PEMFC است که دارای دمای کاری حدود ۸۰ درجه سانتیگراد می باشد. این پیل سوختی دارای یک ساختار ساده شامل یک لایه الکترولیت در تماس با یک آند و کاتد متخلخل در هر طرف می باشد.

شکل ۲ عملکرد انواع پیل سوختی را به طور مقایسه ای نشان می دهد و نمایش شماتیک یک پیل سوختی با گازهای واکنشی / تولیدی و هدایت یون ها از میان سلول در این شکل مشخص است [۲۱].

تلفات ولتاژ اهمی در پیل سوختی برابر است با:

$$\eta_{ohmic} = -i \times R_{in} \quad (۸)$$

سیستم پیل سوختی در این مطالعه متشکل از ۱۳۰ سلول است که به صورت سری به یکدیگر متصل شده‌اند. بنابراین ولتاژ کل بسته برابر خواهد بود با:

$$V_{stack} = 130V_{cell} \quad (۹)$$

مقدار هیدروژن و اکسیژن مصرفی در پیل سوختی بستگی به نرخ شار ورودی و خروجی و جریان الکتریکی خروجی از پیل سوختی دارد. اگر نرخ‌های شار ورودی و خروجی برحسب مول بر ثانیه مشخص باشند، سپس فشار گاز داخل رطوبت‌ساز پیل سوختی را می‌توان با استفاده از اصل تساوی مول‌ها به دست آورد. برای آند پیل سوختی، می‌توان نوشت:

$$\frac{V_a}{RT} \cdot \frac{dP_{H_2}}{dt} = m\rho_{H_{2m}} - (\rho_{H_2}UA)_{out} - \frac{i}{2F} \quad (۱۰)$$

که در این رابطه، m نرخ شار مولی به رطوبت‌ساز، V_a برابر حجم آند به لیتر، R ثابت جهانی گازها برابر با 0.0821 atm/mol.k ، T دمای پیل سوختی به کلوین، ρ چگالی مولی، U برابر سرعت مصرف سوخت، A مساحت سطح مقطع عبوری شار و F برابر ثابت فارادی می‌باشد، به‌طور مشابه معادله مربوط به کاتد برابر است با [۲۵]:

$$\frac{V_c}{RT} \cdot \frac{dP_{O_2}}{dt} = m\rho_{O_{2in}} - (\rho_{O_2}UA)_{out} - \frac{i}{4F} \quad (۱۱)$$

که V_c برابر حجم کاتد بر حسب لیتر است. حجم آند و کاتد در این مطالعه ۲ لیتر فرض شده است. موازنه کل انرژی حرارتی در یک بسته پیل سوختی خنک‌شونده با هوا به صورت زیر است:

$$Q_l = Q_s + Q_l \quad (۱۲)$$

در این معادله Q_l برابر انرژی گرمایی تولید شده Q_l برابر انرژی گرمایی ذخیره شده و Q_s ، برابر تلفات داخلی حرارتی به محیط پیرامون است. جریان پیل سوختی و مقاومت داخلی آن برای محاسبه تلفات حرارتی داخلی^{۱۱} مورد استفاده قرار می‌گیرند:

$$IGT = i^2(R_a + R_{int}) \times 130 \quad (۱۳)$$

که در این معادله P برابر فشار مؤثر برحسب اتمسفر و T برابر دما در واحد کلوین است. غلظت اکسیژن حل‌نشده در واسط گازی/مایع می‌تواند به وسیله قانون هانری به صورت زیر محاسبه شود [۲۳].

$$c_{O_2} = \frac{P_{O_2}}{5.08 \times 10^6 \times \exp\left(-\frac{498}{T}\right)} \quad (۲)$$

معادله پارامتری برای اضافه ولتاژ ناشی از فعالیت و مقاومت داخلی که از طریق آنالیزهای تجربی به دست آمده، برابر است با:

$$\eta_{act} = -0.9514 + 0.00312T - 0.000187T \times \ln(i) + 7.4 \times 10^{-5}T \times \ln(c_{O_2}) \quad (۳)$$

که در این رابطه داریم:

$$R_{in} = 0.01605 - 3.5 \times 10^{-5}T + 8 \times 10^{-5}i \quad (۴)$$

که i برابر جریان در پیل سوختی است و مقاومت فعالیت برابر است با (علامت منفی برای داشتن مقاومت با علامت مثبت لازم است):

$$R_a = -\frac{\eta_{act}}{i} \quad (۵)$$

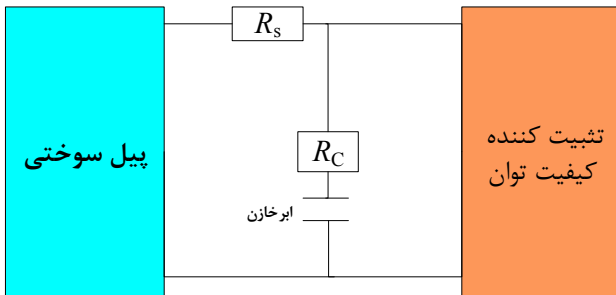
اثرات هم‌زمان ترمودینامیکی، انتقال جرم، انرژی جنبشی و مقاومت اهمی، مقدار ولتاژ خروجی از پیل سوختی را تعیین می‌کنند که به صورت زیر می‌باشد:

$$V = E - v_{act} + \eta_{ohmic} \quad (۶)$$

افت ولتاژ در پیل سوختی به وسیله افزایش فشار سلول جبران می‌شود. رفتار دینامیکی ولتاژ پیل سوختی می‌تواند به وسیله اضافه کردن یک خازن به مدل حالت پایدار شبیه‌سازی شود. اثر لایه دوگانه بار الکتریکی، به وسیله یک خازن که به صورت موازی با مقاومت قرار گرفته، مدل‌سازی می‌شود. معادله دیفرانسیل توصیف‌کننده ولتاژ پیل سوختی برابر است با [۲۴]:

$$\frac{dv_{act}}{dt} = \frac{i}{C} - \frac{v_{act}}{R_a \times C} \quad (۷)$$

خازنی انتخاب شده دارای مقاومت سری ۴ میلی اهمی و جریان نشتی ۱۰ میلی آمپری است. برای اهداف شبیه سازی، جریان نشتی بانک خازنی ثابت فرض می شود. از جریان مورد نیاز فن خنک کننده بانک خازنی در اینجا صرف نظر می گردد. لذا می توان خازن با ظرفیت بالا را به وسیله یک خازن سری با یک مقاومت شبیه سازی کرد. ۴ ماژول خازنی با ظرفیت بالا که به صورت سری به یکدیگر متصل شده اند، در مجموع ظرفیتی برابر ۱۰۸/۷۵ فاراد و مقاومت سری برابر ۱۶ میلی اهم دارد، در شکل ۳ نشان داده شده است [۲۸].



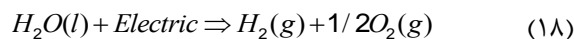
شکل ۳- بانک خازنی موازی با پیل سوختی [۲۸]

خازن با ظرفیت بالا به صورت یک فیلتر پایین گذر با تابع انتقال زیر مدل شده است:

$$\frac{V_{ucap}}{V_{stack}} = \frac{s + \frac{1}{R_s} C}{S \left(1 + \frac{R_s}{R_c} \right) + \frac{1}{R_s} C} \quad (17)$$

مدل دینامیکی الکترولایزر

تجزیه آب به هیدروژن و اکسیژن می تواند با استفاده از عبور جریان الکتریکی از میان دو الکترود که به وسیله یک الکترولیت آبی جدا شده اند، حاصل شود. کل فرآیند الکترولایزر به صورت زیر است:



یک سیستم الکترولایزر متشکل از چندین سلول الکترولایزر است که به صورت سری به یکدیگر متصل شده اند. مشخصه جریان-ولتاژ الکترولایزر وابسته به دمایی است که در آن کار می کند. این مشخصه بسیار غیرخطی است و معمولاً با برازش منحنی ۱۴ به دست می آید. با توجه به قانون فارادی، نرخ تولید هیدروژن در یک سلول الکترولایزر به طور مستقیم متناسب با نرخ انتقال الکترون ها در الکترودهاست که در واقع برابر جریان الکتریکی در مدار خارجی است:

$$n_{H_2} = \frac{\eta_F \cdot n_c \cdot i_e}{2F \left(\frac{mol}{s} \right)} \quad (19)$$

ضرب عدد ۱۳۰ در معادله بالا به خاطر داشتن ۱۳۰ سلول سری می باشد. انرژی حرارتی ذخیره شده^{۱۲} در پیل سوختی برابر است با:

$$STE = C_t \times \frac{dT}{dt} \quad (14)$$

که C_t برابر ظرفیت حرارتی پیل سوختی است که در اینجا معادل $1000 \text{ J/}^\circ\text{C}$ در نظر گرفته می شود و T برابر دمای پیل سوختی می باشد.

$$\text{Thermal loss power to ambient} = \frac{(T - T_a)}{R_t} \quad (15)$$

با جایگزینی معادلات (۱۳) تا (۱۵) در معادله (۱۲) و ساده سازی آن خواهیم داشت:

$$\frac{dT}{dt} = \frac{130 \times i^2 (R_a + R_{int})}{C_t} - \frac{(T - T_a)}{R_t \times C_t} \quad (16)$$

دمای هوای محیط T_a برابر ۲۵ درجه سلیسوس فرض شده و R_t برابر $0.04 \text{ }^\circ\text{C/W}$ در نظر گرفته شده است [۲۶]. معادلات (۱) تا (۱۶) رفتار دینامیکی پیل سوختی را نشان می دهد. در اینجا از مطالعه رفتار دینامیکی سیستم های جانبی پیل سوختی نظیر کمپرسور، شیرها و غیره صرف نظر شده است.

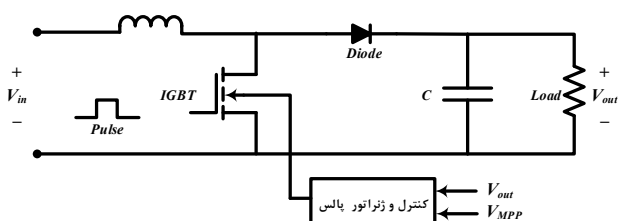
مدل خازن با ظرفیت بالا

یک خازن ظرفیت بالا، یک ابزار ذخیره ساز انرژی با ساختاری مشابه به باتری است. این خازن ها دارای دو الکترود است که در داخل ماده الکترولیتی غوطه ور شده است و توسط یک جداکننده از هم جدا شده اند. الکترودها از یک ماده با سطح مقطع بسیار متخلخل ساخته می شوند. سطح مقطع الکترودهای مورد استفاده در این خازن ها برابر $2000-5000 \text{ m}^2/\text{g}$ است که بزرگتر از سطح مقطع الکترودهای مورد استفاده در باتری هاست. بانک های خازنی با ولتاژ ۴۲ ولت و بالاتر را می توان با این خازن ها تهیه کرد [۲۷]. ماژول های با ظرفیت بالا و ولتاژ بالاتر را می توان با سری کردن بانک های خازنی بزرگ و با قرار دادن یک سلول متعادل کننده اکتیو یا پسیو به وجود آورد. برای سیستم ذکر شده، یک ماژول خازنی ۴۳۵ فارادی و ۱۴ ولتی از شرکت ماکسول^{۱۳} انتخاب شده است. برای دسترسی به ولتاژ مورد نظر در خروجی پیل سوختی، ۴ ماژول از این دست باید به طور سری به یکدیگر متصل شوند. ماژول

با تنظیم نسبت وظیفه D^{17} که از رابطه زیر به دست می آید، قابل دسترسی است:

$$\frac{V_{boost}}{V_{ucap}} = \frac{1}{1-D} \quad (21)$$

در این مبدل ولتاژ خروجی بزرگ تر از ولتاژ ورودی است. به همین دلیل نام این مبدل، بوست^{۱۸} یا بالا برند می باشد. در مبدل بوست از یک عنصر الکترونیک قدرت با سوئیچینگ مناسب استفاده می شود. این عنصر معمولاً^{۱۹} IGBT است که دارای قابلیت کلیدزنی سریع است. شماتیک یک مبدل بوست و قسمت تولیدکننده پالس و کنترلر آن در شکل ۶ دیده می شود.



شکل ۶- شکل شماتیک یک مبدل بوست [۲۹]

محاسبه‌ی مقادیر مبدل

برای محاسبه‌ی مقادیر سلف و خازن دو رابطه‌ی زیر را داریم:

$$L_c = \frac{k(1-k).R}{2f} \quad (22)$$

$$C_c = \frac{V_c.k}{f.R.\Delta V_c} \quad (23)$$

که در این روابط، L_c برابر مقدار بحرانی سلف، k برابر سیکل وظیفه^{۲۰}، R برابر مقاومت بار، f برابر فرکانس کلیدزنی، V_c ولتاژ متوسط خازن، ΔV_c مقدار ریپل ولتاژ خروجی و C_c مقدار بحرانی خازن می باشند. لذا مقدار تنظیمی مقادیر سلف و خازن مبدل با توجه به روابط (۲۲) و (۲۳) به صورت زیر محاسبه می شود [۲۳].

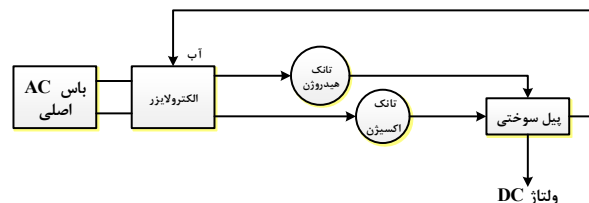
$$L_c = \frac{k(1-k).R}{2f} = \frac{0.424 \times (1-0.424) \times 90}{2 \times 10000} = 1.1 \times 10^{-3} H \quad (24)$$

$$C_c = \frac{V_c.k}{f.R.\Delta V_c} = \frac{625 \times 0.424}{10000 \times 90 \times 5.6} = 54 \times 10^{-6} F \quad (25)$$

که i_e برابر جریان الکترولایزر و n_c برابر تعداد سلول های سری الکترولایزر و η_F برابر راندمان فارادی می باشد. راندمان فارادی، نسبت میان ماکزیمم هیدروژن تولیدی عملی به تئوری در الکترولایزر است. با فرض این که الکترولایزر در دمای ۴۰ درجه سلسیوس کار می کند، راندمان فارادی (به درصد) برابر است با:

$$\eta_F = 96.5 \times \exp\left(\frac{0.09}{i_e} - \frac{75.5}{i_e^2}\right) \quad (20)$$

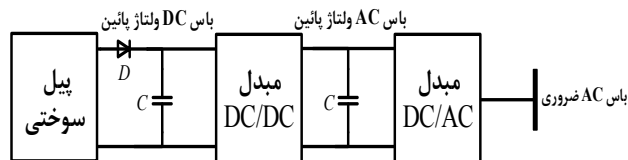
دو معادله بالا یک مدل ساده از الکترولایزر با فرض این که الکترولایزر دارای یک سیستم خنک کننده مستقل برای نگهداری دما در ۴۰ درجه سلسیوس می باشد. شکل ۴ شماتیک یک پیل سوختی متصل به الکترولایزر و شکل ۵ اتصال خروجی پیل سوختی به باس ضروری DC را نشان می دهد، در حالی که برق مصرفی الکترولایزر توسط باس اصلی هواپیما تأمین شده است.



شکل ۴- بلوک دیاگرام یک سیستم تولید برق به همراه پیل سوختی، تانک هیدروژن و اکسیژن و الکترولایزر

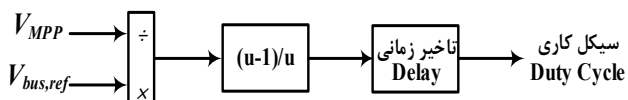
مدل مبدل توان DC/DC

سیستم انرژی هایبرید برای استفاده در هواپیمای C-130 طراحی می شود و ماژول مبدل دو مرحله ای برای تنظیم ولتاژ و فرکانس خروجی در مقدار استاندارد مورد نظر قرار می گیرد. مرحله اول شامل مبدل بالا برنده^{۱۵} است که مقدار DC متغیر از پیل سوختی را در وضعیت موازی شده با بانک خازنی با ظرفیت بالا به مقدار ولتاژ DC ثابت بالاتری تبدیل می کند [۲۹].



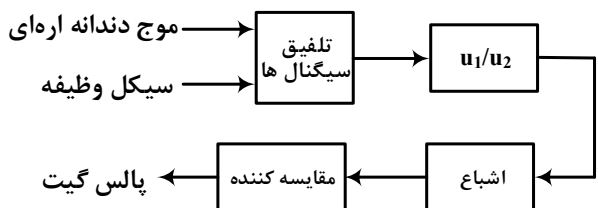
شکل ۵- بلوک دیاگرام نحوه اتصال پیل سوختی به باس ضروری جریان متناوب^{۱۶} هواپیمای C-130

در اینجا این مبدل توسط یک کنترلر PID کنترل می شود تا ولتاژ در باس ولتاژ بالا در مقدار ۲۰۰ ولت ثابت باقی بماند. این مسئله



شکل ۸- شماتیک مدار داخلی محاسبه کننده سیکل کاری [۳۰]

پس از محاسبه سیکل کاری، این مقدار وارد بلوک تولید کننده سیکل کاری می شود که وظیفه تولید پالس جهت کنترل روشن و خاموش بودن کلید IGBT را بر عهده دارد. ساختار داخلی این بلوک در شکل ۹ نشان داده شده است [۳۰].



شکل ۹- شماتیک مدار داخلی تولید کننده سیکل کاری [۳۰]

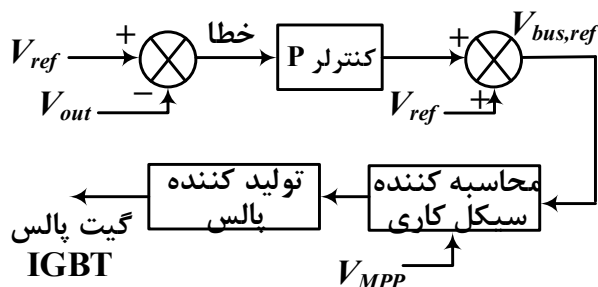
جهت تولید پالس های گیت از روش PWM^{۲۲} استفاده می شود. فرکانس موج دنداناره ای در شکل ۹ برابر ۱۰ کیلوهرتز می باشد. در نهایت، خروجی پالس از این بلوک برای کنترل مبدل DC/DC استفاده می شود. دو بلوک محاسبه کننده سیکل کاری و تولید کننده پالس نقش محرک^{۲۳} را در این سیستم کنترل حلقه بسته بازی می کنند [۳۰].

مدل مبدل توان DC/AC

در سیستم پیل سوختی متصل به شبکه معمولاً از اینورتر منبع جریانی^{۲۴} استفاده می شود. زیرا در این نوع اینورتر، ولتاژ بار بستگی به امپدانس دارد، در حالی که در اینورتر منبع ولتاژ^{۲۵}، جریان بار بستگی به امپدانس بار دارد. در اینورتر منبع ولتاژی، اینورتر به وسیله یک منبع ولتاژ تغذیه می گردد و جریان متغیر است، اما در اینورتر منبع جریانی، یک منبع جریان اینورتر را تغذیه می کند و جریان خروجی اینورتر کنترل می گردد [۳۱]. هم چنین کلیدهای مورد استفاده IGBT است که دارای چگالی جریان بالایی هستند و برای کلیدزنی سریع مناسب می باشند. از دیگر مزایای IGBT ها در این مطالعه می توان به قدرت نامی مناسب آن ها برای این کاربرد عنوان کرد [۳۱]. پل اینورتر ۳ شاخه ای اصلی ترین قسمت در مبدل DC/AC می باشد که از ۶ عدد عنصر الکترونیک قدرت که در اینجا IGBT است، تشکیل شده است. این نوع اینورتر معمولاً برای کاربردهای توان بالا استفاده می شوند. این نوع اینورتر می تواند از ۶ کلید IGBT و ۶ دیود به صورت شکل ۱۰ تشکیل شود.

تولید کننده پالس^{۲۱} و کنترل:

همان طور که می دانیم، مبدل DC/DC نیاز به یک تولید کننده پالس و کنترل کننده آن دارد. پالس ها باید به نحوی تولید شوند که دو هدف مورد انتظار از مبدل، برآورده شوند [۳۰]:
 ۱- دنبال کردن نقطه ی توان ماکزیمم و ۲- بالابردن ولتاژ تا سطح مورد نظر برای اینورتر.

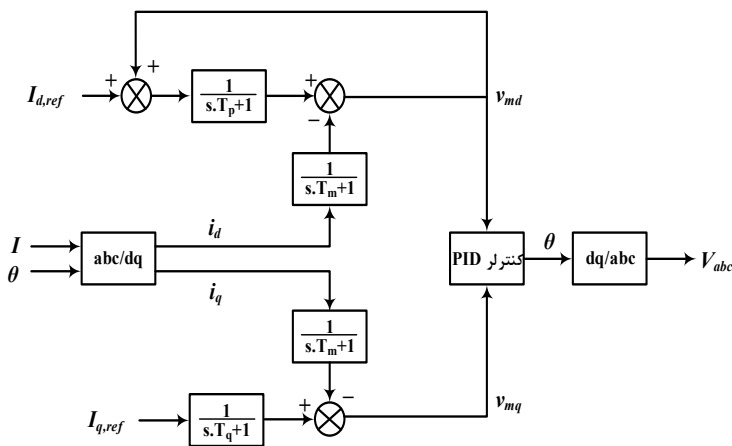


شکل ۷- نحوه ی تولید پالس برای کلید و فرآیند کنترلی آن [۳۰]

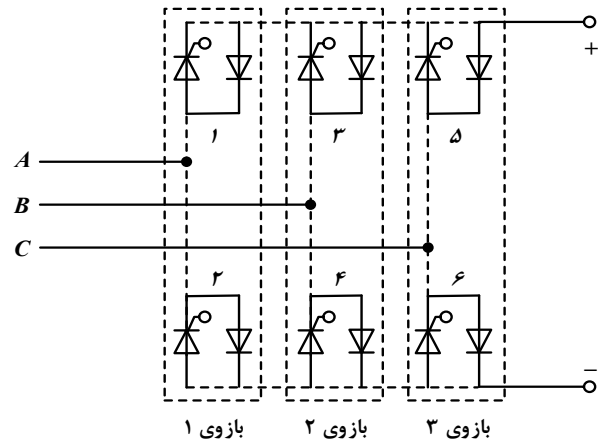
شکل ۷ فرآیند تولید پالس برای کلید IGBT به نحوی که هر دو کنترل مورد نظر را در برداشته باشد، نشان می دهد. تغییر ولتاژ خروجی اینورتر با تغییر ولتاژ باس DC میسر است. لذا با داشتن مقدار ولتاژ خروجی اینورتر می توانیم ولتاژ باس DC را طوری تغییر دهیم که ولتاژ خروجی اینورتر ثابت باشد. در این مطالعه، ولتاژ خروجی اینورتر $220 V_{rms}$ است. لذا ولتاژ باس DC نباید از مقدار رابطه ی زیر کمتر باشد [۲۳]:

$$V_{ab1} = \frac{4}{\pi} \sqrt{3} \frac{V_s}{2} \quad (26)$$

که در این رابطه، V_s ولتاژ باس DC و V_{ab1} ولتاژ پیک مولفه ی اصلی ولتاژ خط است. مقدار تنظیمی ولتاژ باس DC برابر ۲۰۰ ولت است. همان طور که از شکل ۷ پیداست، مقدار ولتاژ باس DC با مقدار تنظیمی (۲۰۰ ولت) مقایسه شده و خطای حاصل از یک کنترلر P عبور می کند تا تقویت شود. سپس برای داشتن خروجی ۲۰۰ ولت، مقدار خطا را با مقدار مرجع جمع می کنیم. شکل ۸ بلوک محاسبه کننده سیکل کاری را نشان می دهد. در این بلوک، مقدار ولتاژ و خطای محاسبه شده $V_{bus,ref}$ ، بر ولتاژ نقطه ی توان ماکزیمم تقسیم می شود تا مقدار سیکل کاری تعیین شود. تدابیری برای حفظ مقدار سیکل کاری در محدوده ی (۰ و ۱) و تغییرات آرام سیکل کاری نیز اندیشیده شده است. سپس سیکل کاری تولید شده وارد بخش تولید کننده پالس می شود [۳۰].



شکل ۱۱- بلوک دیاگرام سیستم کنترلی اینورتر [۳۱]



شکل ۱۰- شماتیک یک پل اینورتری ۳ شاخه [۳۱]

این سیستم مقدار مرجع جریان اکتیو و راکتیو را دریافت کرده و با مقدار فعلی آن‌ها مقایسه می‌کند. در شکل ۱۱، مقدار جریان مدار قدرت که از اینورتر عبور می‌کند، اندازه‌گیری شده و توسط تبدیل abc/dq به فضای دستگاه مختصات دورانی dq0 انتقال می‌یابد. با تغییر مقدار $I_{d,ref}$ می‌توان مقدار توان اکتیو خروجی اینورتر را کنترل کرد. این مقدار دارای یک سیستم کنترل حلقه بسته نیز می‌باشد، به طوری که با مقدار خطای i_d جمع می‌گردد [۳۱]. با تغییر مقدار $I_{q,ref}$ می‌توان مقدار توان راکتیو خروجی اینورتر را کنترل کرد. این مقدار معمولاً برابر صفر قرار داده می‌شود. دو مقدار $I_{d,ref}$ و $I_{q,ref}$ توسط دو بلوک جبران‌ساز که در واقع به صورت نمایی هستند، به مقایسه‌کننده وارد می‌شوند. در مقایسه‌کننده، این مقادیر با مقادیر فعلی خروجی اینورتر مقایسه می‌گردند. در نهایت خطای حاصل به یک کنترلر PID داده می‌شود. کنترلر PID پس از تقویت خطا، در نهایت مقدار خروجی خود را به بلوک dq/abc می‌دهد تا مجدداً مقادیر از فرم dq به فرم abc درآیند. این مقدار به خروجی کنترلر می‌رود و موج مرجع برای تولید پالس PWM فراهم می‌کند. براساس این شکل موج، پالس PWM ساخته می‌شود و ولتاژ خروجی اینورتر را به نحوی کنترل می‌کند که توان مورد نظر در خروجی اینورتر ظاهر شود [۳۱].

پیاده‌سازی اینورتر و کنترلرهای آن

شکل ۱۲، شکل شماتیک اینورتر و کنترلرهای آن در اتصال به شبکه برق هواپیما را نشان می‌دهد. قسمت اصلی در شکل ۱۲ بلوک محاسبه‌کننده‌ی توان اکتیو خروجی اینورتر است که با گرفتن توان نقطه‌ی ماکزیمم به عنوان ورودی، سیگنال مرجع کنترل توان اکتیو، $I_{d,ref}$ را تولید می‌کند. لذا مقدار مرجع براساس توان خروجی پیل سوختی تولید می‌شود.

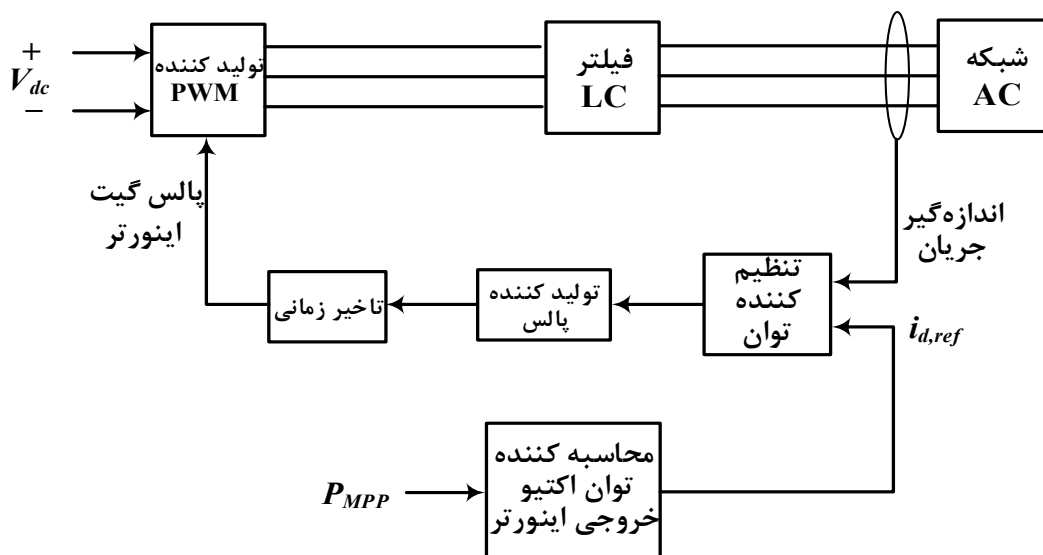
برای کنترل این نوع اینورتر از روش PWM استفاده شده است. فرکانس موج حامل مثلثی برابر ۸ کیلوهرتز می‌باشد. با توجه به خصوصیات مدار، ظرفیت توانی متوسط، سرعت کلیدزنی و بالا بودن سطح ولتاژ ورودی مبدل از یک مبدل دو سطحی استفاده می‌کنیم. در این مبدل ساده‌ترین روش، روش کلیدزنی شش‌پالس است، چون هر کلید ۱۸۰ درجه هدایت می‌کند. روش کلیدزنی PWM نیاز به کلیدی دارد که هم بتوان آن را روشن و هم خاموش کرد، یا به عبارت دیگر روشن و خاموش کردن آن در کنترل باشد [۳۱]. از طرف دیگر بایستی تلاش کرد تولید هارمونیک نداشته باشیم. بنابراین یکی از بهترین روش‌های کلیدزنی، روش کلیدزنی مدولاسیون پهنای پالس و کلید IGBT می‌باشد که در این مطالعه مورد استفاده قرار گرفته است.

هارمونیک‌ها

شکل موج تولید شده از تبدیل سیگنال DC به AC دارای هارمونیک‌های زیادی هست و بایستی بتوان آن‌ها را حذف کرد، طبق استاندارد IEEE Standard 519-1992، THD^{26} ولتاژ کمتر از ۵٪ قابل قبول خواهد بود، ولی برای رسیدن به این مقدار بایستی از فیلترها استفاده کرد [۳۲]. همچنین به علت سینوسی بودن ولتاژ AC، هارمونیک‌های فرد خیلی تاثیرگذار هستند؛ بنابراین، هارمونیک‌های مرتبه ۳-۹ بایستی کمتر از ۴٪ شود، هارمونیک‌های ۱۱-۱۵ کمتر از ۲٪ و در نهایت هارمونیک‌های ۱۷-۲۱ بایستی کمتر از ۱٫۵٪ شود، هارمونیک‌های بالاتر از این مراتب چون مرتبه آن‌ها با دامنه آن‌ها نسبت عکس دارد، بنابراین تاثیرگذار نیستند و در نظر نمی‌گیریم.

کنترل جریان در اینورتر

برای کنترل جریان اینورتر از یک سیستم حلقه‌بسته مطابق شکل ۱۱ استفاده می‌شود.



شکل ۱۲- مدل اینورتر منبع جریانی با کنترلرهای آن و اتصال آن به شبکه

با توسعه فناوری مواد مرکب مخازنی با توانایی تحمل ۸۰۰ اتمسفر نیز ساخته شده اند [۳۳]. در این مطالعه جهت ذخیره سازی هیدروژن از روش گاز هیدروژن تحت فشار استفاده شده است [۲۴].

تشریح سیستم برق هواپیمای C-130

هواپیمای C-130 دارای چهار موتور می باشد که هر کدام از موتورهای از طریق گیرکس به چهار ژنراتور تولید برق متصل شده است، همان طور که در شکل ۱۳ مشاهده می شود. ولتاژ تولیدی توسط ژنراتورها جریان متناوب بوده و سه فاز با توالی فاز ABC و ساعتگرد می باشد. خروجی هر ژنراتور از طریق کابل های سه فاز به سیستم توزیع متصل شده است و سیستم زمین آن بدنه هواپیما می باشد [۳۴]. نسبت ولتاژ هر فاز به زمین ۱۱۵ ولت و ولتاژ فاز به فاز آن ۲۰۰ ولت است. محدوده تغییرات فرکانس خروجی ۳۸۰ تا ۴۲۰ سیکل بر ثانیه یا همان هرتز می باشد. ژنراتور شماره ۵TH نیز یک ژنراتور کوچک تر است که نسبت به چهار تایی دیگر دارای دور چرخش بالاتری بوده، ولی توان نامی آن نصف ژنراتورهای اصلی است و دقیقاً یک توربین گازی است، به نحوی که راه اندازی آن منوط به مکش باد از بیرون هواپیماست و در مواقع اضطراری تأمین کننده انرژی الکتریکی خواهد بود. این ژنراتور به افزایش دما بسیار حساس بوده به نحوی که عملکرد آن روی زمین به نصف کاهش می یابد، ولی در ارتفاعات که عمل خنک سازی به نحو مطلوبی انجام می شود، بیشترین توان نامی را می توان از آن دریافت کرد [۳۴]. توان نامی چهار ژنراتور اصلی ۴۰ KVA و توان نامی ژنراتور کمکی ۳۰ KVA می باشد که روی زمین به علت عدم خنک سازی به زیر ۲۰ KVA توان آن کاهش می یابد.

کنترلرها

با توجه به ماهیت غیرخطی سیستم و تغییرات بار و وجود خطای ماندگار قابل توجه، نیاز به استفاده از کنترلر احساس می شود. تابع انتقال کلی یک کنترلر PID به صورت زیر نوشته می شود:

$$G_r(s) = \left(s + T_d s^2 + \frac{1}{T_i} \right) \cdot \frac{K_p}{s} \quad (27)$$

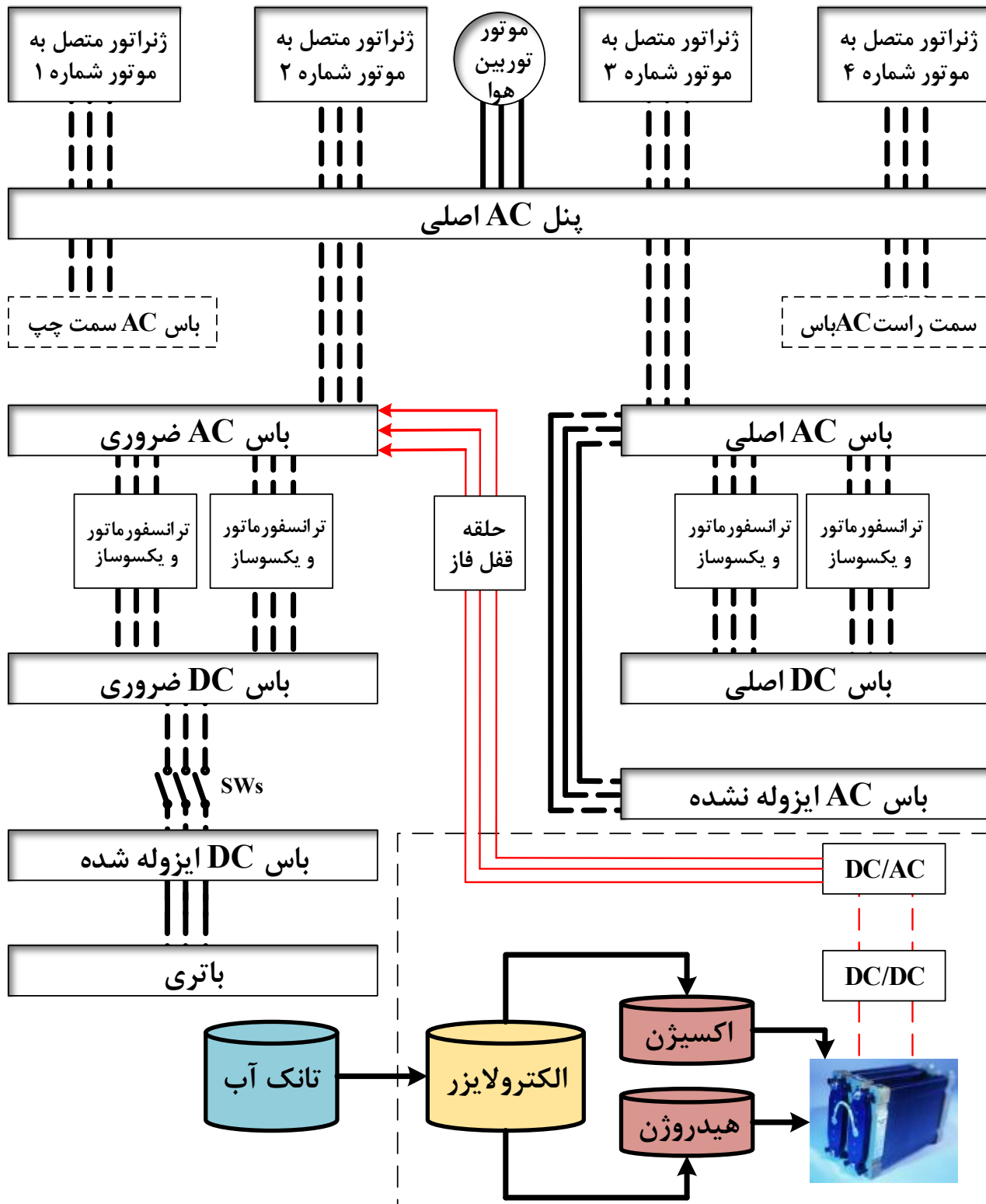
کنترلر پیل سوختی وظیفه کنترل ولتاژ پیل سوختی را با تغییر میزان ورود هیدروژن و اکسیژن برعهده دارد [۳۰]. محدودکننده ها در خروجی هر کنترلر استفاده می شوند تا فشار گاز را در پیل سوختی محدود کنند. برای تعیین پارامترهای حلقه باز سیستم کنترلی PID از روش Ziegler-Nichols استفاده شده است.

جدول ۲- مقادیر ضرایب کنترلرهای دبی جرمی هیدروژن و اکسیژن

جریان هیدروژن	جریان اکسیژن	ثابت ها
۵	۲/۱۷	K_p
۰/۵	۰/۵	T_i
.	.	T_d

تانک هیدروژن

در حال حاضر ذخیره سازی گاز هیدروژن تحت فشار بالا، ارزان ترین شیوه جهت ذخیره سازی این گاز است. معمولاً هیدروژن تحت فشار ۳۰۰-۲۰۰ اتمسفر در مخازن فولادی ذخیره می شود.



شکل ۱۳- بلوک دیاگرام اصلی توزیع برق هواپیمای C-130 در حالی که بلوک پیل سوختی به آن اضافه شده است [۳۵]

باس باتری قطع شده و باس ضروری انرژی الکتریکی را از منبع خارجی دریافت می کند و به استارت تر و بقیه قسمت ها می رساند [۳۵].

سیستم پیشنهادی

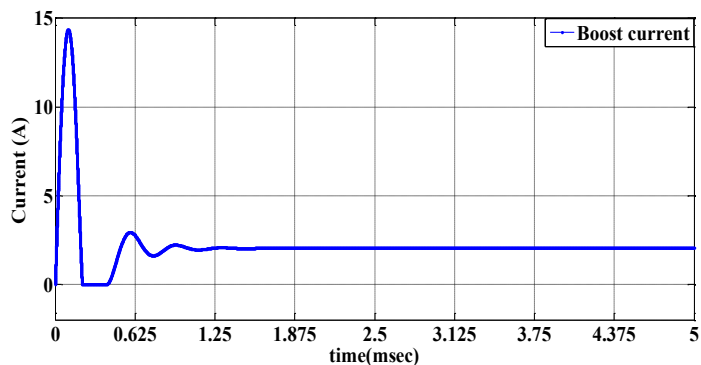
با توجه به این که برق مورد نیاز جهت راه اندازی موتورهای هواپیما بایستی توسط منبع خارجی تأمین شود و این منابع تغذیه حجیم، پرمصرف و گران قیمت هستند و از طرفی فقط در فرودگاه- های استاندارد که امکان تردد هواپیمای C-130 هست، موجود می- باشند؛ هزینه تعمیر و نگهداری آن ها خیلی بالا است و نکته مهم تر این که این نوع هواپیما به خاطر قابلیت های خوب پروازی که دارد، امکان فرود در باندهای خاکی و حتی زمین های هموار را دارد. حال اگر در مکان های غیر فرودگاهی فرود بیاید، بدون داشتن منبع تغذیه امکان روشن شدن و پرواز مجدد وجود نخواهد داشت. راه حلی که در حال حاضر برای این گونه هواپیماها در مأموریت های ذکر شده وجود دارد، به همراه بردن یک منبع تغذیه به همراه پرسنل متخصص راه اندازی، تعمیر و نگهداری آن در هر مأموریت است که این مسأله علاوه بر داشتن هزینه زیاد، مشکلات کاهش کارایی هواپیما را نیز در بر دارد. مشکل حاد دیگر تأمین نشدن برق اضطراری در هنگام پرواز است که در صورت خاموش شدن سه موتور، مسأله خطرناک و بسیار جدی می باشد. بنابر دلایل مطرح شده، مجهز کردن هواپیما به یک سیستم برق اضطراری جهت بالاتر بردن قابلیت اطمینان آن از ضروریات است. سیستم برق پیشنهادی شامل پیل سوختی تشریح شده است که مدول های آن داخل هواپیما قرار خواهد گرفت و سپس مدول ها توسط مبدل DC/DC به باس ضروری DC و یا توسط مبدل DC/AC به باس ضروری AC متصل خواهند شد. از سیستم پیل سوختی پیشنهادی می توان به جای ژنراتور کمکی^{۳۷} در هواپیمای C-130 استفاده کرد، هر چند این کاربرد قبلاً در هواپیماهای تجاری مورد استفاده قرار گرفته است [۳۶]، اما در کشور ایران استفاده از پیل سوختی به عنوان منبع توان الکتریکی در کاربردهای ژنراتور کمکی، منبع تغذیه زمینی و ... تجربه نشده است. علاوه بر این در مدل های جدید هواپیمای C-130 که در کشور آمریکا ساخته می شود، از تجهیزات الکترونیکی زیادی استفاده می شود که نیاز به انرژی الکتریکی را ضروری تر می سازد. در این مدل ها از یک توربین بادی^{۳۸} جهت تولید توان الکتریکی در مواقع اضطراری استفاده شده است که نمونه آن در مدل های موجود در کشور وجود ندارد. می توان سیستم پیل سوختی پیشنهادی در این مطالعه را به جای RAT نیز استفاده کرد.

در لحظه اول برای روشن کردن هواپیما بایستی از یک منبع تغذیه خارج از هواپیما که هم می تواند AC و هم DC باشد، بهره جست، زیرا باتری هواپیما به علت جریان اولیه بالای استارت تر توانایی روشن کردن موتورها را ندارد. منبع خارجی یک منبع AC با ولتاژ ۲۰۰ ولت ۴۰۰ هرتز بوده که ولت- آمپر نامی آن ۴۰ KVA است و یا یک منبع DC می باشد که ولتاژ آن ۲۸ ولت بوده و تا ۴۰۰ آمپر قابلیت جریان دهی دارد [۳۵]. برق تولیدی توسط چهار ژنراتور از طریق رله ها به چهار باس AC به نامهای باس اصلی^{۳۸}، باس سمت چپ^{۳۹}، باس سمت راست^{۴۰} و ضروری^{۳۱} می رود و بعد از آن ها توسط ترانسفورماتور و مبدل های AC/DC تبدیل به ولتاژ DC شده و مورد استفاده بخش های مختلف هواپیما قرار می گیرد. لازم به ذکر است که بیشتر تجهیزات موجود در هواپیما با برق DC کار می کنند و وظیفه تولید این برق به عهده مبدل ها و ترانسفورماتورها^{۳۲} می باشد از طرف دیگر به علت اهمیت زیادی که برق DC دارد، سیستم توزیع انرژی الکتریکی به دو دسته AC و DC تقسیم شده است، همان- طور که بلوک دیاگرام آن را در شکل ۱۳ مشاهده می کنید. اگر به دلایلی یک یا دو ژنراتور هواپیما از کار بیفتد، دو ژنراتور باقیمانده در مدار هر ۴ باس را برق دار نگه می دارند و مشکل خاصی به وجود نخواهد آمد، اما اگر فقط یک ژنراتور سالم باشد، در این صورت رله ها باس ضروری را برق دار نگه داشته و بقیه باس ها قطع خواهند شد. در این حالت سیستم های هیدرولیک هواپیما از کار خواهد افتاد و فقط چند سیستم خیلی ضروری برق دار می ماند که این وضعیت بسیار خطرناک محسوب می شود، اما طراح حالتی را که سه ژنراتور هم زمان از کار بیفتد را امری بعید دانسته و برای این حالت برق اضطراری در نظر گرفته نشده است [۳۵]. همچنین باس های جریان مستقیم نیز به چهار دسته تقسیم می شوند که شامل باس اصلی^{۳۳}، ضروری^{۳۴}، باس ایزوله شده^{۳۵} و باس باتری^{۳۶} می باشد. باس اصلی و ضروری از طریق یک رله به هم متصل شده اند. این رله در طول پرواز اجازه عبور جریان از باس اصلی به باس ضروری را می دهد و مسیر معکوس را می بندد و روی زمین مسیر دوطرفه جریان را برقرار می- کند. باس های ایزوله شده و ضروری نیز توسط یک رله مشابه با هم در ارتباط هستند و در هنگام پرواز، عبور جریان از باس ایزوله به ضروری محدود می شود، ولی روی زمین جریان، مسیر دوطرفه خواهد داشت. باس ایزوله از طریق یک کلید به باس باتری متصل می باشد و هنگامی که هواپیما روی زمین قرار دارد و موتورها خاموش هستند، تمامی برق مورد نیاز داخل هواپیما از طریق باتری، باس باتری و باس ایزوله تأمین می شود. هنگام روشن کردن موتورها،

شبیه‌سازی و بررسی نتایج

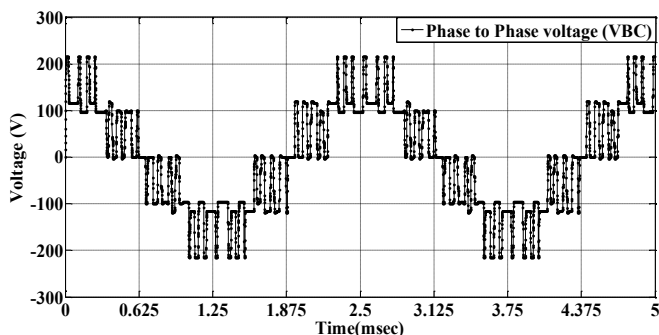
مدل ریاضی سیستم شرح داده شده در محیط SIMULINK

در نرم‌افزار MATLAB شبیه‌سازی شده و نتایج آن در ادامه ارائه می‌شود. سیستم مورد نظر شامل ۸ زیرسیستم اصلی است: پیل سوختی، الکترولایزر، ایرخان، اینورتر، بوستر، ذخیره‌ساز هیدروژن و کنترلر دبی‌های جرمی هیدروژن و اکسیژن.

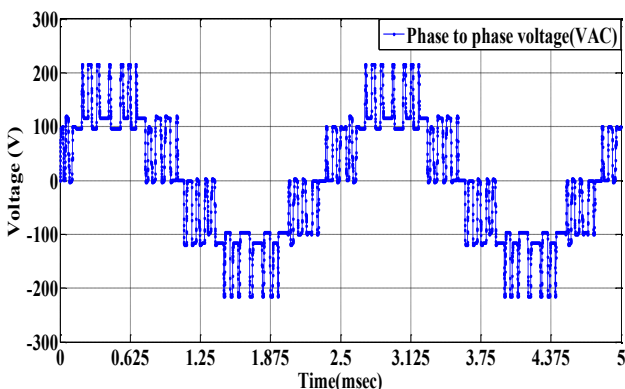


شکل ۱۴- جریان گذرنده از سلف مبدل DC/DC بوست

می‌رسد. در این شکل‌ها جریان مبدل بوست در ۳ آمپر و ولتاژ آن روی ۲۰۰ ولت ثابت شده است. سپس این ولتاژ DC تولید شده توسط پیل سوختی به مبدل DC/AC داده می‌شود و این مبدل ولتاژ DC ورودی را به یک ولتاژ متناوب سه‌فاز تبدیل می‌کند. شکل-های ۱۶، ۱۷، ۱۸ ولتاژهای فاز-فاز و شکل ۱۹ ولتاژ فاز-زمین را نشان می‌دهد. ولتاژ تولید شده توسط اینورتر دوسطحی دارای هارمونیک زیادی است و قابل استفاده در سیستم برق هواپیما نیست، زیرا مصرف‌کننده‌های الکتریکی هواپیما مخصوصاً تجهیزات ایونیک، به نویز ولتاژ و جریان حساس هستند. جهت کاهش آلودگی هارمونیک ولتاژ و جریان تولید شده توسط اینورتر سه‌فاز، ولتاژ آن به یک فیلتر هارمونیک فعال داده می‌شود تا هارمونیک‌های فرد بیشتر از ۴۰۰ هرتز را کاهش دهد. اینورتر استفاده شده در این سیستم ولتاژ فاز-فاز را با سطح ولتاژ ۲۰۰ ولت و ولتاژ فاز-زمین را با سطح ولتاژ ۱۱۵ ولت تحویل باس ضروری هواپیما می‌دهد. نقش فیلتر هارمونیک در بهبود کیفیت سیگنال و توان تحویلی اساسی است، زیرا این سیستم می‌تواند جریانی با کیفیت به باس ضروری تزریق کند.

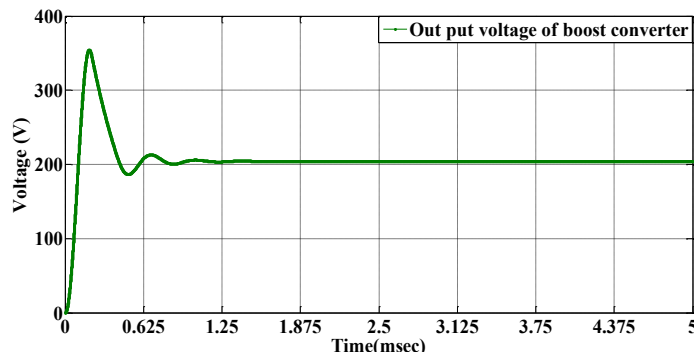


شکل ۱۶- ولتاژ خروجی مبدل DC/AC بدون فیلترینگ، ولتاژ بین فازهای B و C



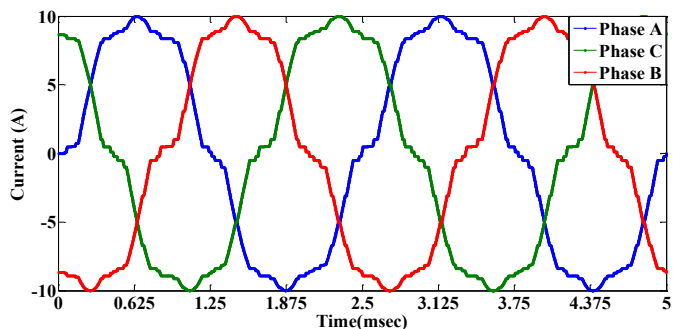
شکل ۱۷- ولتاژ خروجی مبدل DC/AC بدون فیلترینگ، ولتاژ بین فازهای A و C

هر یک از این زیرسیستم‌ها شامل بلوک‌های مختلفی هستند که نمایش ریاضی معادلات ارائه‌شده می‌باشند. چون ولتاژ اعمالی به بار از نوع AC است، باید از یک اینورتر سه‌فاز برای تبدیل ولتاژ DC خروجی پیل سوختی به AC استفاده شود. برای این منظور، از یک اینورتر بعد از بوستر استفاده شده است.



شکل ۱۵- ولتاژ خروجی مبدل DC/DC بوست بدون فیلترینگ

شکل‌های ۱۴ و ۱۵ به ترتیب جریان و ولتاژ خروجی مبدل بوست، را نشان می‌دهند. ابتدای راه‌اندازی پیل سوختی مبدل DC/DC چند سیکل حالت گذرا را تجربه می‌کند که مدت زمان آن نزدیک ۲۰۰ میلی‌ثانیه می‌باشد و بعد از عبور از حالت گذرا به مقدار ماندگار خود

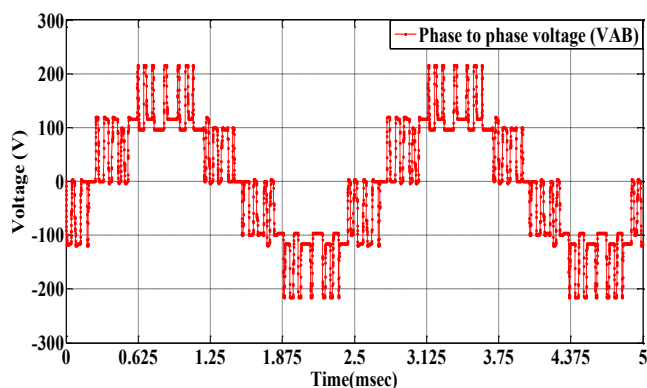


شکل ۲۱- شکل موج جریان خروجی از اینورتر در بهترین حالت THD

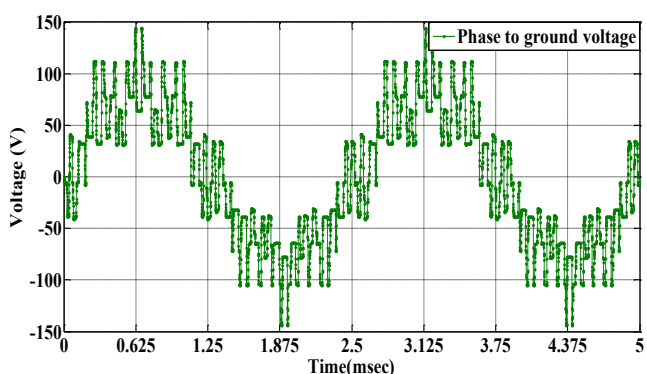
بعد از فیلتر کردن ولتاژ و جریان خروجی اینورتر جهت اتصال آن به باس ضروری باید از سیستم سنکرون کننده ولتاژ، فاز و فرکانس استفاده کرد. سیستم معمول جهت اتصال منابع تولید پراکنده به شبکه استفاده از Phase-Locked Loop (PLL) است. سیستم PLL یک سیستم کنترلی الکترونیکی است که یک سیگنال قفل شده فاز متناسب با ورودی یا مرجع^{۳۹} می سازد. در یک بازخورد منفی مشترک، مقایسه خروجی «اسیلاتور کنترل شونده با ولتاژ (VCO) و ورودی فرکانس مرجع، با آشکارساز فاز، انجام می پذیرد. آشکارساز فاز برای هدایت فاز اسیلاتور، به سیگنال مرجع ورودی، استفاده می شود. این سیستم با سنکرون کردن زاویه بردار ولتاژ تولیدی توسط سیستم تولید پراکنده با شبکه اصلی امکان اتصال منابع را به شبکه فراهم می کند.

نتیجه گیری

در این مقاله یک سیستم پیل سوختی مورد بررسی قرار گرفت و سپس با تعبیه آن روی هواپیمای C-130 کاربرد موفق آن در تأمین بخشی از برق مورد نیاز هواپیما شبیه سازی گردید. نتایج شبیه سازی ها عملکرد موفق سیستم های پیل سوختی را در کاربردهای هوایی و فضایی نشان می دهد. با اضافه شدن این سیستم، قابلیت اطمینان پرواز بالا رفته و با توجه مدل های مختلفی که از این نوع هواپیما در کشور وجود دارد، می توان با نصب این سیستم خیلی از مشکلات حال حاضر موجود در سیستم برق هواپیما را بهبود بخشید و همچنین می توان نتیجه گرفت که سیستم های تولید انرژی هایبرید بهترین گزینه برای شبکه های مستقل از جمله شبکه تولید برق هواپیمای مورد مطالعه هستند. سیستم پیل سوختی برای عملکرد جدا از شبکه در این مطالعه پیشنهاد شده است. مدل سازی و شبیه سازی دینامیکی سیستم مورد نظر در اینجا مورد بررسی قرار گرفت. روابط ارائه شده در محیط SIMULINK /MATLAB

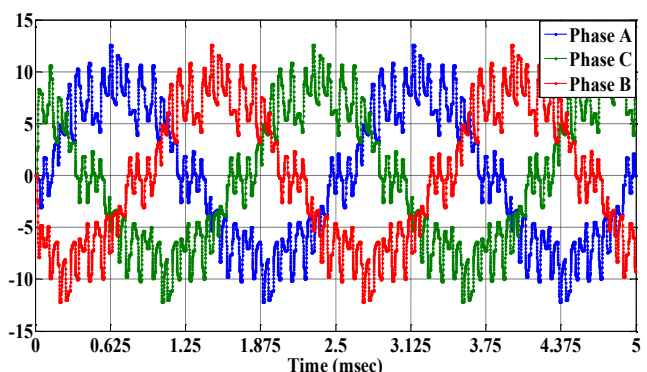


شکل ۱۸- ولتاژ خروجی مبدل DC/AC بدون فیلترینگ، ولتاژ بین فازهای B و A



شکل ۱۹- ولتاژ خروجی مبدل DC/AC بدون فیلترینگ، ولتاژ بین فاز و زمین

شکل ۲۰ جریان ۳ فاز خروجی از اینورتر را در بدترین شرایط THD نشان می دهد. همچنین شکل ۲۱ فاز را برای بهترین THD، که برابر ۱.۶ درصد، نشان می دهد. همان طور که در شکل ۲۱ دیده می شود، مقدار هارمونیک های جریان تزریقی به شبکه بسیار کم بوده و شکل جریان در حالت تست نرمال بسیار خوب و قابل قبول می باشد.



شکل ۲۰- شکل موج جریان خروجی از اینورتر در بدترین حالت THD

- [3] Li, Y.H.; Rajakaruna, S.; Choi, S.S., "Control of a Solid Oxide Fuel Cell Power Plant in a Grid-Connected System," *IEEE Transactions on Energy Conversion*, vol.22, no.2, pp.405-413, June 2007.
- [4] Niknam, T.; Meymand, H.Z.; Mojarrad, H.D.; Aghaei, J., "Multi-objective daily operation management of distribution network considering fuel cell power plants," *IET Renewable Power Generation*, vol.5, no.5, pp.356-367, September 2011.
- [5] Niknam, T.; Kavousifard, A., "Impact of thermal recovery and hydrogen production of fuel cell power plants on distribution feeder reconfiguration," *IET Generation, Transmission & Distribution*, vol.6, no.9, pp.831-843, September 2012.
- [6] Vural, B.; Dusmez, S.; Uzunoglu, M.; Ugur, E.; Akin, B., "Fuel Consumption Comparison of Different Battery/Ultracapacitor Hybridization Topologies for Fuel-Cell Vehicles on a Test Bench," *IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics*, vol.2, no.3, pp.552-561, Sept. 2014.
- [7] Ying Wu; Hongwei Gao; "Optimization of Fuel Cell and Supercapacitor for Fuel-Cell Electric Vehicles," *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, vol.55, no.6, pp.1748-1755, Nov. 2006.
- [8] W.R. Grove; M.Becquerel, "Note on a voltaic pile with great energy", *Comptes Rendus*, Vol. 8, no.497, 1839.
- [9] Hoseinpoori, P.; Najafi, H.; Najafi, B.; "Optimal design of gas turbine-solid oxide fuel cell hybrid plant," *2011 IEEE Electrical Power and Energy Conference (EPEC)*, pp.29-34, 3-5 Oct. 2011.
- [10] Lindegaard, K.-P.; Fossen, T.I., "Fuel-efficient rudder and propeller control allocation for marine craft: experiments with a model ship," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol.11, no.6, pp.850-862, Nov. 2003.
- [11] Tsourapas, V.; Jing Sun; Stefanopoulou, A.; , "Incremental Step Reference Governor for Load Conditioning of Hybrid Fuel Cell and Gas Turbine Power Plants," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol.17, no.4, pp.756-767, July 2009.
- [12] Adam Arvay., "Proton Exchange Membrane Fuel Cell modeling and Simulation using Ansys", *A Thesis Presented in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Master of Science in Fluent Technology*, Arizona State University, May 2011.
- [13] El-kishky, H.; Ibrahim, H.; Abu Dakka, M.; Eid, A.; Abdel-Akher, M., "Transient performance of battery/fuel cell-based APU on aircraft electric power systems with nonlinear loading," *2011 IEEE Pulsed Power Conference (PPC)*, pp.1486,1489, 19-23 June 2011.
- [14] Rajashekara, K.; Grieve, J.; Daggett, D., "Hybrid fuel cell power in aircraft," *IEEE Industry Applications Magazine*, vol.14, no.4, pp.54-60, July-Aug. 2008.
- [15] Simoes, M.G.; Blunier, B.; Miraoui, A., "Fuzzy-Based Energy Management Control: Design of a Battery Auxiliary Power Unit for Remote Applications," *IEEE*

شبیه‌سازی شده است. در نتایج شبیه‌سازی ارائه شده تعقیب بار و تثبیت ولتاژ مشهود است.

پی‌نوشت

- 1- Combined Heat and Power
- 2- Solid State
- 3- Molten Carbonate
- 4- Alkaline
- 5- Phosphoric Acid
- 6- Proton Exchange Membrane Fuel Cell (PEMFC)
- 7- Partial Load
- 8- Starter
- 9- Stuart Energy
- 10- Proportional-Integral-Derivative
- 11- Internal Generated Temperature (IGT)
- 12- Stored Thermal Energy (STE)
- 13- www.maxwell.com
- 14- Curve Fitting
- 15- Boost Converter
- 16- Essential AC Bus
- 17- Duty Ratio
- 18- Boost
- 19- Insulated Gate Bipolar Transistor
- 20- Duty Cycle
- 21- Pulse Generator
- 22- Pulse-width modulation
- 23- Actuator
- 24- Current Source Inverter
- 25- Voltage Source Inverter
- 26- Total Harmonic Distortion
- 27- Air Turbine Generator
- 28- Main AC Bus
- 29- Left Hand AC Bus
- 30- Right Hand AC Bus
- 31- Essential AC Bus
- 32- Transformer&Rectifier Units (TRUs)
- 33- Main DC Bus
- 34- Essential DC Bus
- 35- Isolated DC Bus
- 36- Battery Bus
- 37- Auxiliary Power Unit (APU)
- 38- Ram Air Turbine
- 39- Reference

مراجع

- [1] Kong, X.; Khambadkone, A.M., "Modeling of a PEM Fuel-Cell Stack for Dynamic and Steady-State Operation Using ANN-Based Submodels," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol.56, no.12, pp.4903-4914, 2009.
- [2] Oheda, A.; Omar, B.; Chai, S.C.; Aseeri, A.; Savvaris, A., "Experimental analysis of the dynamic performance of PEM fuel cell under various load changes," *2010 2nd International Conference on Mechanical and Electrical Technology (ICMET)*, pp.604-609, 10-12 Sept. 2010.

for a Fuel Cell Hybrid Emergency Power System of More Electric Aircraft," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, no.99, 2013.

[27] Grbovic, P.J.; Delarue, P.; Le Moigne, P., "Selection and design of ultra-capacitor modules for power conversion applications: From theory to practice," *International Power Electronics and Motion Control Conference (IPEMC)*, pp.771-777, 2-5 June 2012

[28] Albrecht, J.J.; Young, J.; Peterson, W.A., "Boost-buck push-pull converter for very wide input range single stage power conversion," *Conference Proceedings 1995 Tenth Annual Applied Power Electronics Conference and Exposition*, pp.303-308 vol.1, 5-9 Mar 1995.

[29] Narasimharaju, B.L.; Dubey, S.P.; Singh, S.P., "Design and analysis of coupled inductor bidirectional DC-DC converter for high-voltage diversity applications," *IET Power Electronics*, vol.5, no.7, pp.998-1007, August 2012.

[30] Zhonghan Shen; Na Yan; Hao Min, "A Multimode Digitally Controlled Boost Converter with PID Autotuning and Constant Frequency/Constant Off-Time Hybrid PWM Control," *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol.26, no.9, pp.2588-2598, Sept. 2011.

[31] Galvez, J.M.; Ordonez, M., "Swinging Bus Operation of Inverters for Fuel Cell Applications with Small DC-Link Capacitance," *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol.30, no.2, pp.1064-1075, Feb. 2015.

[32] Fontes, G.; Turpin, C.; Astier, S.; Meynard, T.A., "Interactions between Fuel Cells and Power Converters: Influence of Current Harmonics on a Fuel Cell Stack," *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol.22, no.2, pp.670-678, March 2007.

[33] Pool, R., "Pump up the gas [hydrogen storage for transport applications]," *Power Engineer*, vol.19, no.1, pp.18-21, Feb.-March 2005.

[34] Charles I. Gale, Anne G. Anderson, "Hercules electrical distribution system", *a publication of Lockheed aeronautical systems company*, vol.20, No.4, December 1994.

[35] J. C. Cartier, "Power Quality Analysis CC-130 Hercules Aircraft Power Distribution System", *Department of Electrical and Computer Engineering, Royal Military College of Canada, Kingston, Ontario, A Master Thesis of Engineering*, January 1999.

[36] Jian Chen; Sun, J., "Fuel cell based auxiliary power unit modeling, optimization, and control," *Proceedings of the 48th IEEE Conference on Decision and Control*, pp.5188-5193, 15-18 Dec. 2009.

Industry Applications Magazine, vol.20, no.4, pp.41-49, July-Aug. 2014.

[16] Younghoon Cho; Jih-Sheng Lai, "High-Efficiency Multiphase DC-DC Converter for Fuel-Cell-Powered Truck Auxiliary Power Unit," *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, vol.62, no.6, pp.2421-2429, July 2013.

[17] Malo, S.; Grino, R., "Design, Construction, and Control of a Stand-Alone Energy-Conditioning System for PEM-Type Fuel Cells," *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol.25, no.10, pp.2496-2506, Oct. 2010.

[18] Sharma, R.; Hongwei Gao, "Low cost high efficiency DC-DC converter for fuel cell powered auxiliary power unit of a heavy vehicle," *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol.21, no.3, pp.587-591, May 2006.

[19] Romeo, G.; Borello, F.; Cestino, E., "Design of inter-city transport aircraft powered by fuel cell & flight test of zero emission 2-seater aircraft powered by fuel cells," *2012 Electrical Systems for Aircraft, Railway and Ship Propulsion (ESARS)*, pp.1-7, 16-18 Oct. 2012.

[20] Jenal, N.; Kuntjoro, W.; Ward, T.A.; Aziz, M.R.; David, N.V., "A study on propeller performance of a fuel cell powered propulsion system," *2012 IEEE International Conference on Computing and Engineering Control System, (ICCSCE)*, pp.557-561, 23-25 Nov. 2012.

[21] Denver Cheddie, Norman Munroe, Review and comparison of approaches to proton exchange membrane fuel cell modeling, *Journal of Power Sources*, vol.147, no.1-2, pp. 72-84, 9 September 2005.

[22] Mehdi Mehrpooya, Sepide Akbarpour, Ali Vatani, Marc A. Rosen, Modeling and optimum design of hybrid solid oxide fuel cell-gas turbine power plants, *International Journal of Hydrogen Energy*, vol.39, no.36, pp. 21196-21214, December 2014.

[23] Rajashekara, K.; Grieve, J.; Daggett, D.; "Hybrid fuel cell power in aircraft," *IEEE Industry Applications Magazine*, vol.14, no.4, pp.54-60, July-Aug. 2008

[24] R.Seyezhai and B.L.Mathur. Article: Mathematical Modeling of Proton Exchange Membrane Fuel Cell. *International Journal of Computer Applications* vol.20, no.5, pp.1-6, April 2011.

[25] A. Tofighi, A. Kalantar, "Adaptive Passivity-Based Control of PEM Fuel Cell/Battery Hybrid Power Source for Stand-Alone Applications," *Advances in Electrical and Computer Engineering*, vol. 10, no. 4, pp. 111-120, 2010.

[26] Njoya Motapon, S.; Dessaint, L.A.; Al-Haddad, K., "A Comparative Study of Energy Management Schemes