Quarterly Journal of Defense Technology Engineering Imam Ali University
Winter 2025, Vol. 40

Original Research

Comprehensive Review on the Design Methodology of Unmanned Aerial Vehicles Equipped with Fuel Cell Systems

Mohsen Rostami [1 *], Amirhamzeh Farajollahi [2]

[1] Assistant Professor of Aerospace Engineering, Faculty of Engineering, Imam Ali University, Tehran, Iran

[2] Associate Professor of Aerospace Engineering, Faculty of Engineering, Imam Ali University, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Received: 2025.01.11
Accepted: 2025.02.08
Published: 2025.03.16

Keyword:
UAV (unmanned aerial vehicles)
Propulsion Systems
Energy management strategy
Fuel cell
Battery

***Corresponding Author:**
Mohsen Rostami
Email:
cpt.rostami@gmail.com

ABSTRACT

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have emerged as disruptive autonomous aerial systems in recent decades, primarily due to their significantly reduced operational risks and high economic efficiency compared to manned aircraft. These inherent advantages render UAVs ideal platforms for a wide range of sensitive and high-risk missions. Among these, Fuel Cell UAVs (FC UAVs) have garnered increasing attention within the aerospace industry, largely owing to the high gravimetric energy density of hydrogen. Nevertheless, to fully realize future mission capabilities, the electric propulsion systems of these UAVs still necessitate comprehensive optimization and structural innovations.

This article provides a comprehensive review and in-depth analysis of the key technologies associated with the design and performance of fuel cell UAVs. Initially, various propulsion system architectures, including fuel cell-only, series, and parallel configurations, are meticulously examined, and their respective operational advantages and limitations are elucidated. Subsequently, the paper addresses energy management strategies, which are crucial for optimizing power distribution and enhancing overall system efficiency. Furthermore, novel and specialized applications of fuel cell UAVs in domains such as precision agriculture, infrastructure monitoring, urban logistics, and military operations are thoroughly described. Concurrently, systematic design procedures and tailored engineering considerations pertinent to each application, including aerodynamic and propulsive aspects, are summarized. The findings of this comprehensive research underscore the critical imperative for developing advanced propulsion architectures, optimized energy management strategies, and precise engineering design procedures to accelerate the commercialization and widespread adoption of fuel cell UAVs. These interdependent aspects play a pivotal role in augmenting the flight endurance, reliability, and operational efficiency of these aerial systems.

فصل نامه مهندسی فناوری‌های دفاعی دانشگاه افسری امام علی (ع)

زمستان 1403 ، دوره 40

مقاله پژوهشی

مرور جامع بر روش های طراحی پهپاد مجهز به سیستم پیل سوختی

محسن رستمی[1*]، امیرحمزه فرج الهی[2]

[1] استادیار مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی و پرواز، دانشگاه امام علی(ع)، تهران، ایران

[2] دانشیار مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی و پرواز، دانشگاه امام علی(ع)، تهران، ایران

اطلاعات مقاله

دریافت مقاله: 1403/10/22

پذیرش مقاله: 1403/11/27

انتشار مقاله: 1403/12/26

کلید واژگان:

هواپیماهای بدون سرنشین

سیستم پیشران

راهبردهای مدیریت انرژی

پیل سوختی

باتری

نویسنده مسئول*

محسن رستمی

پست الکترونیکی:

cpt.rostami@gmail.com

چکیده

پهپادها (UAVs) به عنوان سامانه‌های هوایی خودکار، با کاهش ریسک عملیاتی و صرفه اقتصادی بالا، در دهه‌های اخیر به فناوری شالوده شکنی تبدیل شده‌اند. این پلتفرم‌ها برای مأموریت‌های حساس و پرخطر ایده‌آل هستند. در این میان، پهپادهای مجهز به پیل سوختی (FC UAVs) به دلیل چگالی انرژی جرمی بالای هیدروژن، توجه فزاینده‌ای را در صنعت هوافضا به خود جلب کرده‌اند. با این وجود، جهت تحقق مأموریت‌های آتی، سیستم‌های پیشران الکتریکی این پهپادها نیازمند بهینه‌سازی‌های جامع و نوآوری‌های ساختاری هستند.

مقاله حاضر با هدف ارائه یک مرور جامع و تحلیل عمیق بر فناوری‌های کلیدی مرتبط با طراحی و عملکرد پهپادهای پیل سوختی تدوین شده است. ابتدا، ساختارهای گوناگون سیستم پیشران، شامل پیکربندی‌های مبتنی بر پیل سوختی، سری و موازی، مورد بررسی قرار می‌گیرد و مزایا و محدودیت‌های آن‌ها تبیین می‌شود. سپس، به راهبردهای مدیریت انرژی، که برای بهینه‌سازی توزیع توان و افزایش بازده کلی سیستم حیاتی هستند، پرداخته می‌شود. در ادامه، کاربردهای نوین و تخصصی پهپادهای پیل سوختی در حوزه‌هایی نظیر کشاورزی، پایش زیرساخت‌ها، لجستیک شهری و عملیات نظامی تشریح شده و رویه‌های طراحی سیستماتیک و مهندسی متناسب با هر کاربرد، از جمله ملاحظات آیرودینامیکی و پیشرانشی، جمع‌بندی می‌گردد. نتایج این پژوهش جامع بر ضرورت توسعه ساختارهای پیشرفته پیشران، راهبردهای مدیریت انرژی بهینه و رویه‌های طراحی دقیق مهندسی برای شتاب‌بخشیدن به فرآیند تجاری‌سازی و کاربرد گسترده پهپادهای پیل سوختی تأکید دارد. این جنبه‌ها به شدت به یکدیگر وابسته بوده و نقش محوری در افزایش مداومت پروازی، قابلیت اطمینان و کارایی عملیاتی این سامانه‌های هوایی ایفا می‌کنند.

1. مقدمه

پهپادها (UAVs) که به مثابه ربات‌های پرنده هوشمند عمل می‌کنند، در دهه‌های اخیر به یکی از پرطرفدارترین حوزه‌های پژوهشی تبدیل شده‌اند. توانایی آن‌ها در انجام مأموریت‌های خطرناک و پیچیده با تضمین ایمنی پرسنل، در کنار انعطاف‌پذیری و سهولت عملیات از راه دور، به افزایش چشمگیر کارایی و بهره‌وری در جامعه بشری کمک کرده است. پیشرفت‌های مستمر در تولید، علم مواد و مهندسی ساخت، منجر به تنوع بی‌نظیری از پهپادها شده که بر اساس ساختار (بال ثابت، بال گردان، بال متحرک)، منبع انرژی (خورشیدی، باتری، پیل سوختی، موتور احتراق داخلی) و ابعاد (نانو تا بزرگ) دسته‌بندی می‌شوند. این مزایای منحصربه‌فرد، بازار جهانی پهپادهای تجاری را به سوی رشد قابل توجهی سوق داده و سرمایه‌گذاری‌های عظیمی را در این فناوری به دنبال داشته است(Hassanalian, & Abdelkefi 2017)

سیستم‌های پیشران همواره ستون فقرات پیشرفت پهپادها بوده‌اند. در گذشته، موتورهای احتراق داخلی (ICE) به دلیل چگالی توان و انرژی بالا، منبع اصلی قدرت در پهپادها بودند. با این حال، معایبی چون آلودگی صوتی، هزینه‌های عملیاتی بالا، ارتعاشات شدید و به‌ویژه انتشار آلاینده‌های زیست‌محیطی، موجب شده تا ساختارهای پیشران هیبریدی (ICE با باتری) مورد توجه قرار گیرند. هرچند این رویکرد تا حدودی مؤثر بوده، اما با توجه به محدودیت منابع سوخت فسیلی و چالش‌های آلودگی زیست‌محیطی، راه حل بلندمدتی نیست. لذا، روند جهانی و سرمایه‌گذاری‌های کلان، مسیر اجتناب‌ناپذیر برقی‌سازی در صنعت هوانوردی را نشان می‌دهد(Shakhatreh et al., 2019)

در میان منابع تغذیه الکتریکی موجود مانند پیل‌های سوختی، پنل‌های خورشیدی، باتری‌ها و ابرخازن‌ها، باتری‌ها رایج‌ترین گزینه در پهپادها هستند. اما چگالی انرژی نسبتاً پایین و زمان شارژ طولانی باتری‌ها، منجر به مداومت پروازی کوتاه و ناکارآمدی عملیاتی می‌شود. با وجود پیشرفت در باتری‌های لیتیوم-پلیمر، مداومت پروازی همچنان محدود است و افزایش تعداد باتری‌ها به دلیل محدودیت‌های وزن و حجم غیرعملی است. پنل‌های خورشیدی نیز که بیشتر برای پهپادهای بال ثابت مناسب‌اند، به شدت به شرایط آب و هوایی و نور خورشید وابسته بوده و برای پرواز شبانه نیازمند باتری‌های سنگین اضافی هستند. در مقابل، پیل‌های سوختی، بدون وابستگی به نور روز یا شرایط جوی، می‌توانند به‌صورت پیوسته فعالیت کنند و به دلیل چگالی انرژی ویژه بالای هیدروژن و تبدیل مستقیم انرژی، مداومت پروازی چشمگیری را فراهم می‌آورند (Boukoberine et al., 2019)

با وجود آغاز پژوهش بر روی پهپادهای پیل سوختی از سال 1959 و پیشرفت‌های قابل توجه، مسیر طولانی تا تجاری‌سازی کامل آن‌ها در پیش است. فناوری‌های مرتبط با سیستم پیشران الکتریکی مبتنی بر پیل سوختی نیازمند بهبود و نوآوری بیشتری هستند تا دوام، قابلیت اطمینان و راندمان سوخت پهپادهای پیل سوختی به سطح مطلوب برسد. این فناوری‌های کلیدی عمدتاً شامل ساختار

سیستم پیشران و رویه‌های طراحی اختصاصی برای کاربردهای مختلف پهپادهای پیل سوختی در مقیاس‌های گوناگون است. برای یاری رساندن به مهندسان در طراحی پهپادهای پیل سوختی که پاسخگوی نیازهای تجاری و صنعتی باشند، یک خلاصه جامع و یکپارچه از این فناوری‌های مرتبط ضروری است(Global Military UAV Market Size, n.d., 2017).

با توجه به این نیاز، مقاله حاضر تلاشی است برای ارائه یک بررسی جامع و یکپارچه از فناوری‌های کلیدی سیستم پیشران برای پهپادهای پیل سوختی. برخلاف مقالات مروری قبلی که عمدتاً بر جنبه‌های خاصی از فناوری پیل سوختی تمرکز داشتند، این پژوهش با دیدگاهی جامع، ارتباط تنگاتنگ میان مبانی ترمودینامیکی، الکتروشیمیایی و مکانیک سیالات را در سیستم‌های پیشران در نظر می‌گیرد تا درک عمیق‌تری را برای خوانندگان فراهم آورد. ساختار مقاله بدین صورت سازماندهی شده است: بخش دوم به تحلیل ساختارهای مختلف سیستم‌های پیشران الکتریکی می‌پردازد؛ در بخش سوم، کاربردهای خاص و روش‌های طراحی متناظر تشریح می‌شوند؛ و در نهایت، بخش چهارم نتیجه‌گیری‌ها و چشم‌اندازهای آتی را ارائه خواهد داد(Bongermino et al., 2017)

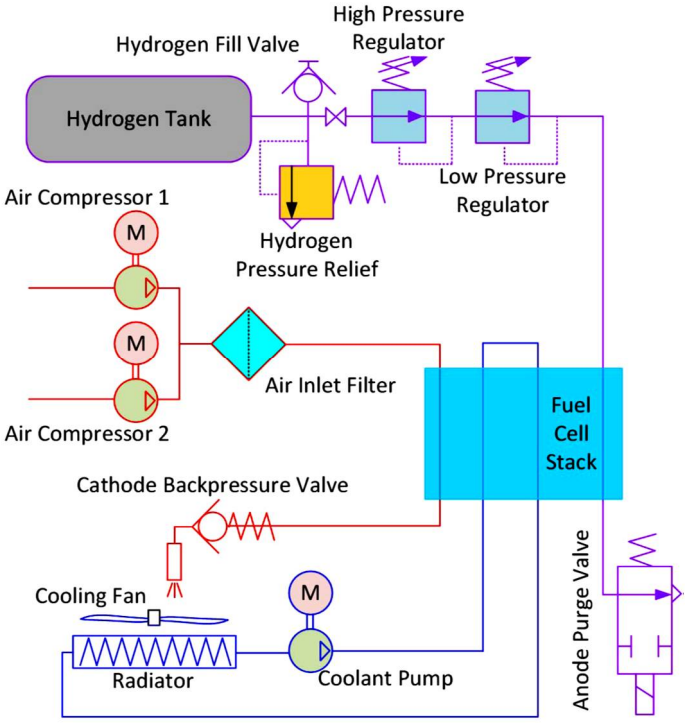
2. ساختارهای پیشران الکتریکی برای پهپادهای پیل سوختی

ساختار و عملکرد سامانه پیشران الکتریکی، به منزله یکی از فناوری‌های بنیادین و استراتژیک در طراحی و بهینه‌سازی پهپادهای مجهز به پیل سوختی (FC UAVs) تلقی می‌شود. یک پیکربندی سیستمی بهینه، به طور مستقیم به عملکرد پروازی ارتقاءیافته‌ای منجر خواهد شد که شامل مداومت پروازی طولانی‌تر و بازده انرژی بالاتر است. از این رو، هدف این بخش، دسته‌بندی دقیق و تحلیل جامع سه مورد از رایج‌ترین ساختارهای سامانه پیشران الکتریکی و خلاصه‌سازی مزایا و معایب مرتبط با هر یک است. جهت ساده‌سازی تحلیل و تمرکز بر ابعاد اصلی، در این بررسی صرفاً پشته پیل سوختی و بسته باتری به عنوان منابع اصلی تولید و ذخیره‌سازی توان برای تحلیل سامانه‌های پیشران انتخاب شده‌اند(Gilchrist & Burch, 2018)

الف. سامانه توان مبتنی بر پیل سوختی

در راستای بهره‌برداری از مزایای ذاتی و بنیادین سامانه‌های پیل سوختی، بردلی و همکاران ، یک پهپاد را با سامانه توان صرفاً میتنی بر پیل سوختی توسعه دادند. نمودار شماتیک دقیق سیستم پیشرانش پیل سوختی و مشخصات جامع سیستمی آن در شکل 1 ارائه شده است. این سامانه پیشران، متشکل از اجزای حیاتی نظیر سامانه کنترل جریان متغیر کاتد، سامانه خنک‌کاری مایع، سامانه خودمرطوب‌سازی و پاکسازی آند با چرخه متغیر است. هر یک از این اجزا، نقشی کلیدی در بهینه‌سازی فرآیندهای الکتروشیمیایی و مدیریت حرارتی پشته پیل سوختی ایفا می‌کنند. به منظور ارزیابی جامع عملکرد کلی پهپاد مجهز به این سامانه توان صرفاً پیل سوختی، یک پرواز آزمایشی تفصیلی صورت پذیرفت. این فرآیند آزمون پرواز، شامل سناریوهای عملیاتی خاصی نظیر سرعت بی‌بار

(آرام)، حالت توان بالا و پرواز کروز نامی (پایدار) بود(Spedicato & Donateo, 2017)



شکل 9- شماتیک ساختار سیستم پیشران پهپاد مبتنی بر پیل سوختی

تحت شرایط بی‌بار (Idle Condition)، با تأمین 1.26 لیتر استاندارد در دقیقه هیدروژن، یک ارزش حرارتی پایین‌تر (LHV) معادل 227 وات قابل دستیابی است. با این حال، تقریباً 74 درصد از انرژی ورودی، به دلیل فرآیند پاکسازی آند با بسامد بالا، به صورت حرارت اتلافی تلف می‌شود. در نتیجه این تلفات، توان الکتریکی خالص تولیدی توسط سامانه پیل سوختی تقریباً به صفر میل می‌کند. این امر، نشان‌دهنده بازده کلی نامطلوب این سامانه توان در حالت بی‌بار است که از منظر ترمودینامیک و الکتروشیمی، حاکی از اگزرژی از دست رفته بالا در این نقطه عملیاتی است. هنگامی که پهپاد فرآیند برخاست یا اوج‌گیری را آغاز می‌کند، نرخ بهره‌برداری از هیدروژن در سامانه پیشران پیل سوختی به بالای 88 درصد می‌رسد. بازده کنترل‌کننده موتور و پروانه به ترتیب 74% و 70% گزارش شده‌اند. با این وجود، بازده کل سامانه پیشران در این حالت 14% است که حاکی از پتانسیل قابل توجه برای بهبود در سامانه‌های تبدیل انرژی مستقیم و بهینه‌سازی انتقال توان است.

در شرایط کروز (Cruise Condition)، پهپاد به طور پیوسته در ارتفاع 10 متری و با سرعت

هوایی پایدار 13.6 متر بر ثانیه پرواز می‌کند. به طور مشابه، بازده کنترل‌کننده موتور و پروانه به ترتیب 66% و 80% است. بازده کلی پیشران، از لحظه ورود هیدروژن به سامانه پیشران، در حدود 18% می‌باشد. این مقادیر، اگرچه در مقایسه با حالت بی‌بار بهبود یافته‌اند، اما همچنان نشان‌دهنده لزوم طراحی بهینه‌تر اجزا و زیرسیستم‌ها برای دستیابی به بازده بالاتر در عملیات پایدار و طولانی‌مدت است. (Hannan et al., 2014)

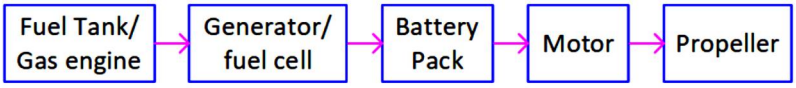
پژوهش‌های پیشین انجام شده توسط بردلی و همکاران، اعتبار مفهومی هواپیمای پیل سوختی را به روشنی تأیید کرده‌اند. علاوه بر این، پیچیدگی عملیاتی و وزن کلی سامانه نیز به صورت رضایت‌بخشی مدیریت شده‌اند. با این حال، بازده پایین، عملکرد دینامیکی ضعیف و قابلیت تحمل خطای محدود، موانع عمده‌ای بر سر راه توسعه و کاربرد گسترده پهپادهای مجهز به سامانه‌های صرفاً پیل سوختی ایجاد کرده‌اند. برای عملیاتی‌تر ساختن سامانه پیل سوختی خالص برای پهپادها، تلاش‌های پژوهشی قابل توجهی توسط محققان دیگر صورت گرفته است. این تلاش‌ها شامل توسعه روش‌های پیشرفته ذخیره‌سازی هیدروژن، روش‌های جایگزین تولیدکننده هیدروژن درون‌پروازی، پشته‌های پیل سوختی با چگالی توان بالا مجهز به صفحات دوقطبی فلزی، ساختارهای سیستم پیشران با بازده بالا، و زیرسامانه‌های سیستم پیشران با ابعاد فشرده‌تر و کارایی بالاتر می‌باشند. علاوه بر این، ساختارهای پیشران هیبریدی سری و هیبریدی موازی نیز به عنوان راه‌حل‌های نوین و مؤثر برای ارتقاء عملکرد سامانه‌های پیشران پیل سوختی در نظر گرفته شده‌اند(Verstraete & Gong, 2017).

ب. سامانه‌های توان هیبریدی سری

بر اساس مقالات منتشر شده، پتنت‌ها و سایر اسناد مرتبط، می‌توان دو ساختار اصلی سامانه پیشران الکتریکی از نوع سری را خلاصه کرد. یکی از آن‌ها از پیل‌های سوختی و باتری‌ها به عنوان اجزای تولید توان استفاده می‌کند که در آن پیل‌های سوختی به عنوان منبع اصلی توان به کار می‌روند. ساختار دوم، ترکیب پیل سوختی و موتور احتراق داخلی (ICE) برای تأمین توان پهپادهاست که در این حالت، موتور احتراق داخلی منبع اصلی توان محسوب می‌شود. ویژگی‌ها و اصول کارکرد این دو سامانه در ادامه مورد بحث قرار می‌گیرد.

شکل 2 یک نمودار پیکربندی از سامانه‌های پیشران هیبریدی سری با پیل‌های سوختی و بسته‌های باتری را نشان می‌دهد. در پهپادهای مجهز به پیل سوختی، مخازن سوخت، موتورها و ژنراتورهای سنتی می‌توانند با سامانه‌های پیل سوختی جایگزین شوند. در این پیکربندی سری، پیل سوختی به عنوان یک منبع تغذیه کمکی (Auxiliary Power Unit - APU) برای شارژ باتری عمل می‌کند. به طور کلی، در یک سامانه با پیکربندی سری خالص (Pure Series Configuration)، باتری برای برآورده کردن تقاضای توان اوج (Peak Power Demand) به اندازه بزرگ‌تری نیاز دارد. در مقابل، از آنجایی که پیل سوختی صرفاً مسئول شارژ باتری است، می‌توان اندازه کوچک‌تری برای آن انتخاب

کرد. علاوه بر این، پشته پیل سوختی می‌تواند همواره در نقطه بازده بهینه کار کند و تنها زمانی فعال شود که وضعیت شارژ (State of Charge - SOC) باتری به آستانه از پیش تعیین شده برسد. در مقایسه با یک سامانه توان صرفاً پیل سوختی، یک سامانه توان هیبریدی که در آن پیل سوختی و باتری به صورت سری متصل هستند، می‌تواند از هدر رفت هیدروژن جلوگیری کرده و بازده سامانه نیز در حالت بی‌کار پهپاد بهبود یابد. برخی آزمایش‌ها انجام شده است و نتایج نشان می‌دهد که اضافه وزن در پیکربندی سری عمدتاً به دلیل ژنراتور مورد نیاز و موتور الکتریکی بزرگ‌تر است. با این حال، پیچیدگی عملیاتی آن ساده بوده و عملکرد دینامیکی و قابلیت تحمل خطا نیز به طور قابل توجهی بهبود یافته‌اند. علاوه بر این، از آنجایی که موتورهای پیشران پهپادها معمولاً به سرعت‌های دورانی بالا نیاز دارند، سامانه‌های هیبریدی سری چندان مناسب نیستند و پیکربندی پیشران الکتریکی هیبریدی سری پیل سوختی و باتری ممکن است برای کاربردهای با سرعت پایین و گشتاور بالا (Low-Speed, High-Torque Applications)، مانند اتوبوس‌ها و تراکتورهای هواپیما ، مناسب‌تر باشد. (González-Espasandín et al., 2014)



شکل 2- ساختار سیستم پیشران هیبریدی سری پهپاد مبتنی بر پیل سوختی و باتری

شکل 3 شماتیکی از یک موتور احتراق داخلی (موتور جت بدون توربین) یکپارچه شده با پیل سوختی و تزریق بخار را نشان می‌دهد. از شکل 3(ب) می‌توان مشاهده کرد که پیل سوختی اکسید جامد (Solid Oxide Fuel Cell - SOFC) به صورت سری با موتورهای جت بدون توربین متصل شده است. این ساختار به عنوان یک سامانه هیبریدی تعریف می‌شود که در آن یک موتور احتراق داخلی و یک پیل سوختی به صورت سری به هم متصل شده‌اند. مراحل عملیاتی دقیق به شرح زیر خواهد بود:

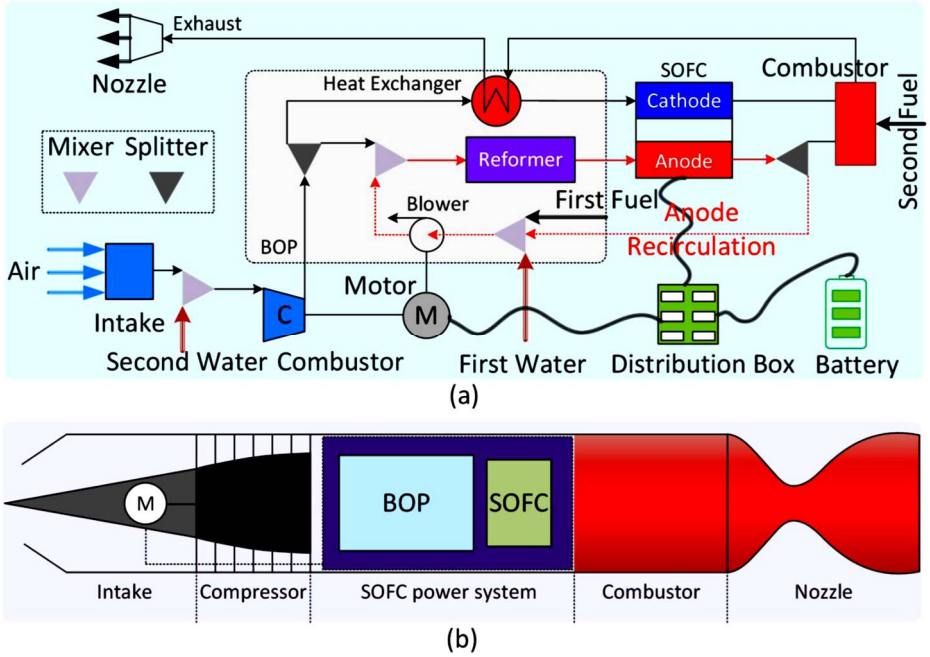
۱. ابتدا، هوای ورودی اتمسفر فشرده می‌شود. تزریق بخار و خنک‌سازی تبخیری در لوله ورودی کمپرسور اتفاق می‌افتد.
۲. سپس، از یک کمپرسور برای فشرده‌سازی بخار استفاده می‌شود که معمولاً توسط یک ماشین الکتریکی به حرکت در می‌آید. جریان فشرده شده به دو بخش تقسیم می‌شود: یک بخش به اصلاح‌کننده (Reformer) و بخش دیگر به کانال کاتد پیل سوختی تأمین می‌شود.
۳. سوم، گاز خروجی آند (Anode Exhaust Gas)، سوخت و آب با هم مخلوط و توسط یک دمنده فشرده می‌شوند تا فشار لازم برای گردش مجدد آند (Anode Recirculation)

فراهم شود. اصلاح‌کننده با سوخت فشرده، آب و هوا تغذیه می‌شود، به این معنی که فرآیند واکنش اصلاح‌گری (Reforming Reaction) با موفقیت انجام خواهد شد. محصولات اصلاح‌شده حاوی 2H، CO، 4CH، 2CO و 2N به کانال آند پیل سوختی جریان می‌یابند و سپس، واکنش‌های الکتروشیمیایی (Electrochemical Reactions) به ترتیب در پیل سوختی رخ می‌دهند.

٤. چهارم، بخشی از گاز خروجی از کانال آند پیل سوختی به اصلاح‌کننده بازگردانده می‌شود و بقیه به اتاق احتراق (Combustor) جریان می‌یابند. علاوه بر این، مقداری سوخت نیز به اتاق احتراق تزریق می‌شود تا به دماهای بالاتر برسد.

٥. در نهایت، گاز خروجی اتاق احتراق به مبدل حرارتی (Heat Exchanger) تأمین می‌شود تا هوای ورودی به کانال کاتد پیل سوختی را گرم کند. پس از آن، گاز خروجی منبسط شده و همراه با نازل (Nozzle)، نیروی پیشران (Propulsive Force) را تولید می‌کند.

برای بهبود بیشتر بازده کل سامانه، آگویار و همکاران یک مطالعه جامع انجام دادند. یک سامانه ترکیبی SOFC/توربین گازی (Gas Turbine) که با هیدروژن مایع کار می‌کند، در نظر گرفته شد. نتایج مربوطه نشان می‌دهد که در مقایسه با طراحی پشته تک سلولی، هنگامی که پشته پیل سوختی به چندین پشته مجزا مدولار می‌شود، سوخت به صورت موازی توزیع می‌شود و هوا به صورت سری تأمین می‌گردد، بازده و وزن سامانه می‌تواند به طور قابل توجهی بهبود یابد. با اتخاذ این فناوری، پهپاد با بار هیدروژن مایع تقریباً 780 کیلوگرم می‌تواند یک مأموریت یک هفته‌ای را انجام دهد. ساختار سامانه مربوطه و نمودار چیدمان آن در شکل 4 نشان داده شده است. با این حال، عملکرد این ساختار بسیار پیچیده است و ذخیره‌سازی هیدروژن مایع درون‌پروازی به طور عملی امکان‌پذیر نیست. در مجموع، به دلیل بازیابی سوخت و استفاده مجدد از حرارت (Heat Recovery and Reuse)، بازده سامانه هیبریدی سری شامل ICE و پیل سوختی نسبتاً بالاتر از سامانه پیشران صرفاً پیل سوختی سنتی است. علاوه بر این، بازده حرارتی (Thermal Efficiency)، نیروی رانش ویژه (Specific Thrust) و تکانه (Impulse) سامانه توان هیبریدی نیز مزایای آشکاری نسبت به موتورهای توربوجت سنتی دارد. با این حال، به دلیل وجود موتورهای ICE، همچنان گازهای گلخانه‌ای و سایر گازهای مضر تولید خواهند شد(Orhan & Sharaf, 2014)



شکل 3- ساختار سیستم پیشران الکتریکی هیبریدی سری پیل سوختی و موتور احتراق داخلی: الف- شماتیک موتور جت بدون توربین به همراه پیل سوختی اکسید جامد. ب- شماتیک کلی موتور جت بدون توربین مبتنی بر پیل سوختی اکسید جامد

ج. سامانه توان هیبریدی موازی

سامانه پیشران هیبریدی موازی به عنوان رایج‌ترین و پرپژوهش‌ترین پیکربندی در حوزه پهپادهای پیل سوختی شناخته می‌شود. به طور کلی، یک سامانه پیشران هیبریدی موازی را می‌توان به دو زیرپیکربندی اصلی تقسیم کرد: پیکربندی فعال (Active Configuration) با استفاده از مبدل‌های DC-DC کنترل‌شده (Controlled DC-DC Converters)، و پیکربندی غیرفعال (Passive Configuration) که در آن منابع توان مستقیماً به باس DC مشترک (Common DC Bus) متصل می‌شوند(Renau et al., 2015).

د. بحث و چشم‌انداز آینده

به طور کلی، سامانه پیشران با توان صرفاً مبتنی بر پیل سوختی ساده‌ترین ساختار را دارد، اما نمی‌تواند با الزامات بار دینامیکی مختلف سازگار شود. این بدان معنی است که پهپاد نمی‌تواند بهترین عملکرد ممکن را به دست آورد و طول عمر سامانه پیل سوختی به شدت کاهش می‌یابد. در مورد

پیکربندی سری، کمی پیچیده‌تر از سامانه صرفاً پیل سوختی است اما عملکرد بهتری دارد. متأسفانه، به دلیل ویژگی‌های تبدیل دومرحله‌ای انرژی، بازده تبدیل انرژی (Energy Conversion Efficiency) آن پایین است. در مقابل، پیکربندی موازی ممکن است بهترین عملکرد را داشته باشد. منابع مختلف توان در این ساختار، مزایای خاص خود را دارند، مانند چگالی توان بالا، چگالی انرژی بالا، پاسخ سریع، قابلیت اطمینان بالا و طول عمر طولانی. بنابراین، هنگامی که انواع مختلفی از منابع تغذیه در یک ساختار موازی استفاده می‌شوند، این ساختار می‌تواند ویژگی‌های عالی مربوطه آن‌ها را ترکیب کند تا نیازهای بار مختلف، به ویژه در شرایط سخت عملیاتی (Harsh Operating Conditions)، را برآورده سازد. علاوه بر این، پیکربندی موازی بهترین تحمل خطا (Fault Tolerance) را نیز داراست. جدول 2 یک مقایسه مختصر از سامانه‌های خالص، هیبریدی سری و هیبریدی موازی را با تمرکز بر پیچیدگی، بازده، تحمل خطا، عملکرد دینامیکی و وزن ارائه می‌دهد. از این جدول می‌توان دریافت که پیکربندی موازی برای توسعه آینده پهپادهای پیل سوختی سودمندتر خواهد بود(Wang, 2015).

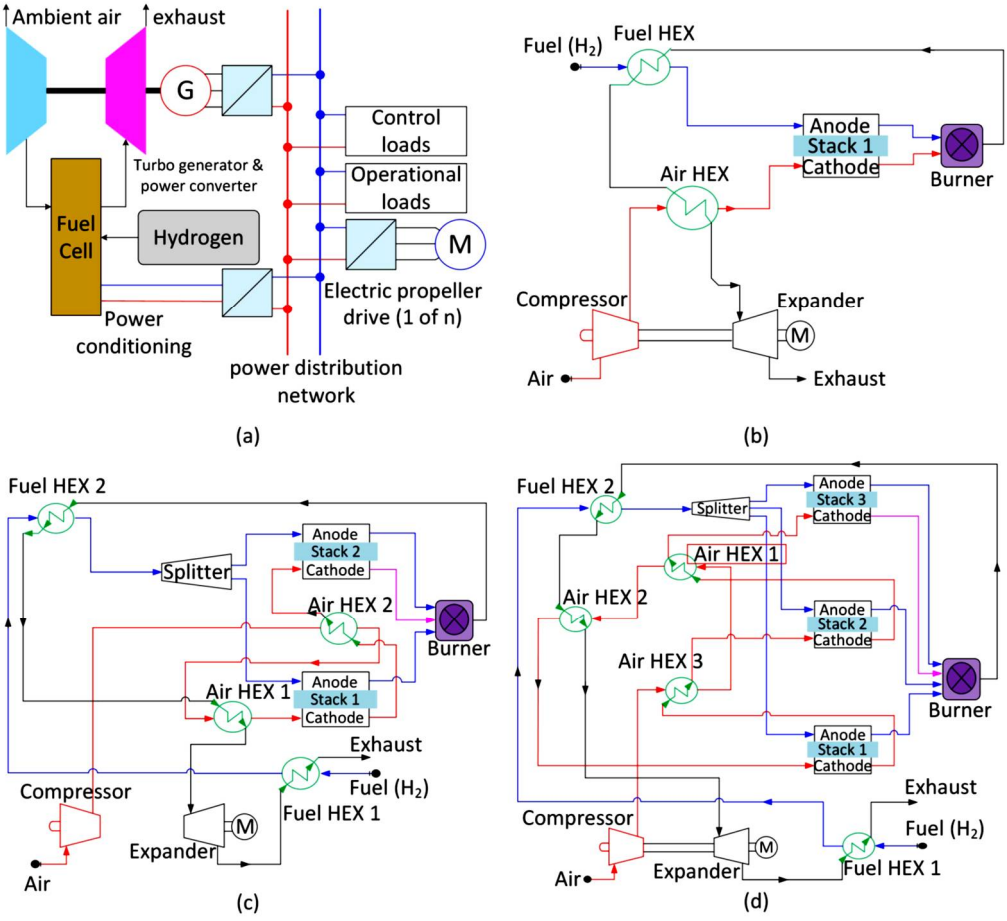
جدول 1- مقایسه میان 3 سیستم تولید توان مبتنی بر پیل سوختی، هیبرید پیل سوختی/باتری سری و موازی

پیکربندی	پیچیدگی	بازده (توان پایین)	بازده (توان بالا)	تحمل خطا	عملکرد دینامیکی	وزن
سامانه پیل سوختی خالص	پایین	پایین	متوسط	متوسط	پایین	متوسط
سامانه توان هیبریدی سری	متوسط	متوسط	پایین	پایین	متوسط	بالا
سامانه توان هیبریدی موازی	بالا	بالا	بالا	بالا	بالا	پایین

3.کاربردهای خاص و روش‌های طراحی هدفمند پهپادهای پیل سوختی

پهپادها به عنوان یک فناوری دگرگون‌کننده، کاربردهای گسترده‌ای در طیف وسیعی از صنایع پیدا کرده‌اند. از کشاورزی دقیق و نظارت بر مزارع (تصویربرداری و پایش سلامت محصول) گرفته تا خدمات شهری شامل نظارت بر ترافیک و مدیریت جریان عبور و مرور، این سامانه‌های هوایی قابلیت‌های بی‌سابقه‌ای را ارائه می‌دهند. علاوه بر این، در حوزه زیرساخت‌ها، پهپادها بازرسی‌های خودکار و

مقرون‌به‌صرفه‌ای را برای خطوط لوله، برج‌های مخابراتی، پل‌ها و سایر سازه‌های حیاتی انجام می‌دهند. نقش آن‌ها در صنعت سرگرمی و رسانه نیز از ضبط تصاویر هوایی با کیفیت بالا تا نمایش‌های نوری آکروباتیک، به‌وضوح مشاهده می‌شود(Daud et al., 2017)



شکل 4- انواع سیستم پیشران الکتریکی هیبریدی پیل سوختی اکسید جامد و توربین گاز

جدول 2- مقایسه میان ساختار فعال و غیرفعال سیستم هیبرید تولید توان پیل سوختی/باتری

ساختار سیستم هیبرید پیل سوختی/باتری	مزایا	معایب
پیکربندی فعال	• جداسازی شرایط ابعادی	• توپولوژی سیستمی پیچیده‌تر

(Active configuration)	و عملیاتی بر روی باتری‌ها و پیل سوختی • کنترل دقیق‌تر سامانه توان	• تلفات در مبدل‌های-DC DC • هزینه سامانه بالاتر • وزن و حجم بالاتر
پیکربندی غیرفعال (Passive configuration)	• تلفات کمتر • کاهش هزینه • ساختار ساده تر و ریسک کمتر خرابی زیر سیستمها • حجم و وزن کمتر	• عدم امکان کنترل توان فعال. پیل سوختی در ولتاژ تعیین شده توسط باتری‌ها عمل می‌کند. • طراحی دقیق و یکپارچه‌سازی سامانه پیل سوختی و باتری برای تناسب با الزامات بار ضروری است.

فراتر از موارد فوق، پهپادها در حوزه‌های حیاتی‌تر نظیر نظامی و دفاعی، نقش اصلی را ایفا می‌کنند و در عملیات‌هایی مانند هدایت آتش توپخانه، شناسایی، جنگ الکترونیک و دفاع موشکی به کار گرفته می‌شوند. در صنعت برق و انرژی، آن‌ها برای پایش و نگهداری تأسیسات تجدیدپذیر (مانند پنل‌های خورشیدی و توربین‌های بادی) و بازرسی خطوط انتقال برق ضروری هستند. همچنین، در مدیریت بلایای طبیعی، پهپادها با قابلیت‌هایی همچون نظارت بر جنگل‌ها، پایش آتشفشان‌ها، ارائه ارتباطات اضطراری و جستجو و نجات، به حفظ جان و مال انسان‌ها کمک شایانی می‌کنند. نهایتاً، در حفاظت از محیط زیست و تحقیقات علمی، این ابزارها امکان نظارت بلادرنگ بر آلاینده‌ها، آلودگی آب و مهاجرت گونه‌های زیستی را در محیطهای خطرناک و دور از دسترس فراهم می‌آورند(Baharozu et al., 2017)

با بررسی موارد کاربردی مختلف فوق‌الذکر و مزایای گوناگون پهپادهای پیل سوختی (نظیر مداومت پروازی بالا و ردپای کربنی پایین)، می‌توان دریافت که تقاضا برای پهپادهای پیل سوختی در آینده به شدت افزایش خواهد یافت. به منظور برآورده ساختن بهینه این تقاضا، توسعه یک فرآیند طراحی پخته و استاندارد برای پهپادهای پیل سوختی از اهمیت بالایی برخوردار است. بقیه این بخش بر روی رویه‌های طراحی عمومی برای اکثر پهپادهای پیل سوختی و روش‌های طراحی دقیق برای کاربردهای خاص تمرکز خواهد کرد(Dincer & Bicer, 2017)

در سال‌های اولیه، گزارش‌های محدودی در مورد روش‌های طراحی اختصاصی پهپادهای پیل سوختی وجود داشت؛ بنابراین، روش‌های طراحی هواپیماهای معمولی اغلب به عنوان مرجع و پایه مورد استفاده قرار می‌گرفتند. در حال حاضر، سه روش طراحی اصلی در این حوزه به کار می‌روند

(Fernandes et al., 2018):

۱. روش طراحی مبتنی بر سیستم پیشرانش پیل سوختی از پیش طراحی‌شده: این روش طراحی بر یک سیستم پیشرانش پیل سوختی از پیش طراحی‌شده و موجود در بازار تمرکز دارد، همانطور که در شکل 5(الف) نشان داده شده است. این رویکرد ساده‌ترین روش طراحی محسوب می‌شود، زیرا سیستم پیشرانش را می‌توان به عنوان یک جزء یکپارچه (Black Box) در نظر گرفت. پس از انتخاب سیستم پیشرانش پیل سوختی، باید آن را با مدل هواپیمای پارامتریک (که قابلیت تغییر ابعاد و ویژگی‌ها را دارد) ترکیب کرد. با این حال، از آنجا که ویژگی‌های این سیستم پیشرانش‌ها اغلب از سیستم‌های پیل سوختی خودروها اقتباس شده‌اند، زیرسیستم‌های پیل سوختی یا مدل‌سازی در سطح جزء (Component-Level Modeling) به تفصیل قابل دستیابی نیست. بنابراین، عیب اصلی این روش آن است که تعاملات پیچیده بین اجزای داخلی پیل سوختی را نمی‌توان به تفصیل مدل‌سازی کرد و اطلاعات سطح پایین در مورد عملکرد سیستم پیشرانش برای پیاده‌سازی وظایف بعدی طراحی یا بهینه‌سازی قابل ارائه نیست(Kwon & Gang, 2018).

۲. روش طراحی مستقل زیرسیستم‌های پیل سوختی و هواپیما: روش طراحی دوم به طراحی پیل سوختی و زیرسیستم‌های آن به صورت مستقل از طراحی هواپیما اشاره دارد. پیکربندی این روش در شکل 5(ب) نشان داده شده است. به این ترتیب، سیستم پیشرانش پیل سوختی می‌تواند به انرژی ویژه (Specific Energy) مورد نیاز دست یابد و تعاملات داخلی اجزا در زیرسیستم پیل سوختی نیز به وضوح قابل تخمین و مدل‌سازی است. عیب اصلی این روش آن است که تعاملات دینامیکی و عملکردی میان پیل سوختی و ساختار هواپیما را در فرآیند طراحی در نظر نمی‌گیرد، که می‌تواند منجر به عدم بهینگی در عملکرد کلی سیستم شود(De Wagter et al., 2021).

۳. روش یکپارچه‌سازی همزمان سیستم پیشرانش و هواپیما (Co-Design/Integrated Design): آخرین و پیشرفته‌ترین روش، یکپارچه‌سازی همزمان طراحی سیستم پیشرانش و هواپیما است [95]. همانطور که در شکل 5(ج) نشان داده شده است، سطح طراحی هواپیما و سطح طراحی سیستم پیشرانش پیل سوختی به طور همزمان و با دیدگاه یکپارچه انجام می‌شوند. به این ترتیب، هواپیما و سیستم پیشرانش پیل سوختی می‌توانند به صورت توأم و همزمان بهینه شوند، که این بدان معناست که سیستم پیشرانش‌های نهایی برای کاربردهای خاص و نیازمندی‌های مأموریتی مناسب‌تر و کارآمدتر خواهند بود. با این حال، این روش به فضای طراحی (Design Space) بسیار بزرگ‌تری نیاز دارد که منجر به پیچیدگی بیشتر فرآیند طراحی و هزینه‌های محاسباتی به مراتب بالاتر خواهد شد(Zhang et al., 2018).

با بررسی این سه فرآیند طراحی، می‌توان دریافت که روش سوم (یکپارچه‌سازی همزمان) ممکن است از رقابتی‌ترین و بهینه‌ترین رویکردها باشد. به منظور حل معایب عمده آن شامل پیچیدگی بالا و هزینه محاسباتی زیاد، بسیاری از محققان تحقیقات گسترده‌ای در این زمینه انجام داده‌اند. در ادامه، سه رویه طراحی خاص و جزئی‌تر برای پهپادهای پیل سوختی به تفصیل معرفی خواهند شد(Boukoberine et al., 2019).

الف. طراحی اختصاصی برای پهپادهای پیل سوختی ارتفاع بالا (High-Altitude Fuel Cell UAV)

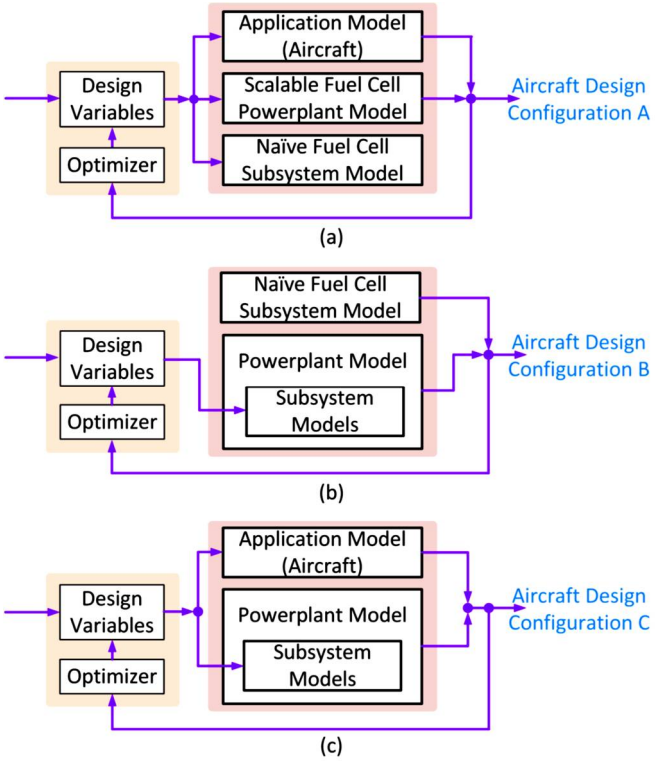
برای پهپادهای پیل سوختی ارتفاع بالا (High-Altitude Fuel Cell UAVs)، سقف پرواز (Flight Ceiling) مورد نظر معمولاً بالای 10 کیلومتر (33000 فوت) تعریف می‌شود. این ارتفاعات بالا به معنای نیاز به زمان طولانی‌تر برای صعود (Climb Time) و مواجهه با شرایط جوی چالش‌برانگیزتر (نظیر فشار و دمای پایین‌تر) است. لذا، به طور کلی، سیستم پیل سوختی می‌بایست به عنوان منبع توان اصلی و پایدار (Primary Power Source) عمل کند و بسته باتری تنها برای راه‌اندازی اولیه (Start-up) و تأمین توان سیستم‌های کنترل پرواز و اویونیک (Control Board Power Supply) به کار گرفته شود. فرآیند طراحی این گونه پهپادهای پیل سوختی ارتفاع بالا در نمودار جریان (Flow Diagram)، همان‌گونه که در شکل 6 به وضوح نمایان است، به تفصیل ارائه شده است(Oryshchyn et al., 2018).

- **گام اول: تعیین مشخصات اولیه پهپاد**

در ابتدا، لازم است ویژگی‌های کلیدی و اولیه پهپاد، نظیر جرم کلی ساختار (Overall Airframe Mass)، سقف پرواز مورد انتظار (Desired Flight Ceiling)، ضریب برآ (Lift Coefficient - CL) و بار بال (Wing Loading - W/S)، از طریق محاسبات اولیه یا با استفاده از داده‌های تجربی موجود، تعیین یا تخمین زده شوند. این پارامترها نقطه‌ی آغازین هر طراحی آیرودینامیکی و سیستمی هستند(Yang et al., 2018).

- **گام دوم: محاسبه حداقل توان مورد نیاز در سقف پرواز**

در این گام، از اصول بنیادی آیرودینامیک برای محاسبه حداقل توان مورد نیاز (Minimum Power Requirement) در سقف پرواز از پیش طراحی‌شده استفاده می‌شود. این حداقل توان، برای حفظ پرواز پایدار در آن ارتفاع و شرایط جوی ضروری است(Omar et al., 2021).



شکل 5- 3 فرآیند طراحی موجود در مطالعات پیشین: الف- ساختار a ب- ساختار b ج- ساختار c

- **گام سوم: تخمین بازده کلی سیستم توان و تعیین رابطه جرم-توان**

بازده تبدیل توان هر یک از اجزای سامانه قدرت (نظیر پیل سوختی، مبدل‌ها و موتور الکتریکی) می‌بایست به صورت تجربی یا تحلیلی تخمین زده شود. از طریق ترکیب این مقادیر بازده، بازده کلی سامانه توان (Overall Power System Efficiency) قابل محاسبه خواهد بود. با اعمال این بازده کلی به معادله توان (نشان داده شده در مرحله اول)، رابطه میان جرم کلی پهپاد و حداقل توان مورد نیاز پیل سوختی به دست می‌آید. این معادله، در عمل حد بالای جرم کلی پهپاد (Upper Mass Limit) را مشخص می‌کند که سیستم توان قادر به تأمین آن در ارتفاع مورد نظر است(Shen et al., 2020).

- **گام چهارم: انتخاب و تأیید سامانه پیل سوختی و اجزای تعادل سیستم**

در ادامه، سامانه پشته پیل سوختی (Fuel Cell Stack System) و اجزای تعادل بخش سیستم (Balance of Plant - BoP) آن (شامل سیستم‌های تأمین سوخت، مدیریت حرارتی، مدیریت آب و هوا) باید با دقت انتخاب شوند. در این مرحله، توان نامی

(Nominal Power) سامانه پیل سوختی و جرم کلی پهپاد می‌بایست بر اساس نتایج گام‌های پیشین، مورد تأیید و صحه‌گذاری قرار گیرند(Lei et al., 2020).

- **گام پنجم: بررسی راهبردهای پرواز و تعیین جرم سوخت و اکسیژن**

راهبردهای پرواز مناسب (Appropriate Flight Strategies) باید با دقت و بر اساس مداومت پروازی پرواز از پیش طراحی‌شده (Predesigned Flight Endurance) و سایر مشخصات مربوطه (مانند پروفایل پرواز و سرعت‌های کروز) مورد بررسی قرار گیرند. از طریق این مرحله، مقدار و جرم سوخت هیدروژن مورد نیاز برای مأموریت قابل تعیین است. از نظر تأمین اکسیژن برای واکنش پیل سوختی، دو روش متداول وجود دارد: استفاده از کمپرسور هوا (Air Compressor) برای فشرده‌سازی هوای محیط، و یا استفاده از مخزن اکسیژن خالص (Pure Oxygen Tank). در مقایسه، گزینه دوم (مخزن اکسیژن خالص) برای کاربردهای ارتفاع بالا به دلیل چگالی بالاتر اکسیژن و عدم نیاز به فشرده‌سازی هوای رقیق، اغلب جذاب‌تر از اولی است. در صورت انتخاب گزینه دوم، می‌توانیم جرم مخزن اکسیژن را نیز به طور دقیق محاسبه کنیم. در این مرحله، جرم کلی تقریبی پهپاد پیل سوختی (شامل بدنه، سیستم پیشران، سوخت و اکسیژن) به دست آمده است(González et al., 2019).

- **گام نهایی: تأیید نهایی طراحی و فرآیند تکراری**

در نهایت، می‌بایست از جرم کلی به دست آمده در گام‌های پیشین برای تأیید نهایی دو موضوع کلیدی استفاده کنیم: اولاً، آیا توان نامی پیل سوختی الزامات توان مورد نیاز را برآورده می‌کند؟ دوماً، آیا جرم کلی پهپاد کماکان زیر حد بالای جرم (Upper Limit Mass) تعیین شده در گام سوم قرار دارد؟ اگر هر دو شرط برآورده شوند، فرآیند طراحی بهینه به پایان می‌رسد. در غیر این صورت، محاسبات تکراری (Iterative Calculation) ضروری خواهد بود و لازم است پارامترهای طراحی در گام‌های قبلی تنظیم شده و فرآیند بازبینی شود تا به یک راه‌حل همگرا و بهینه دست یابیم.

بر اساس مراحل فوق، یک رویه طراحی دقیق برای یک پهپاد پیل سوختی سبک‌وزن که می‌تواند به ارتفاع 10 کیلومتر دست یابد، در مرجع (Verstraete et al., 2015) به تفصیل تشریح شده است.

ب. طراحی اختصاصی برای پهپادهای پیل سوختی ارتفاع پایین (Low-Altitude Fuel Cell UAV)

پهپادهای ارتفاع پایین (Low-Altitude UAVs)، بر خلاف پهپادهای ارتفاع بالا، بیشتر به سمت عملکرد دینامیکی چابک و مانورپذیری بالا تمایل دارند. برخی از این پهپادها حتی قادر به انجام

حرکات آکروباتیک نمایشی (Aerobatic Maneuvers) پیچیده‌ای نظیر غلت زدن (Rolls)، چرخش (Spins)، لوپ (Loops) و چرخش ایملمن (Immelmann Turns) هستند. بنابراین، انتخاب و یکپارچه‌سازی یک سیستم پیل سوختی و بسته باتری مناسب که بتواند پاسخ‌گویی سریع به تغییرات توان را فراهم آورد، در این دسته از پهپادها از اهمیت حیاتی برخوردار است. در این کاربردها، بسته باتری نه تنها وظیفه تأمین تغذیه برد کنترل و اویونیک را بر عهده دارد، بلکه به عنوان منبع توان مکمل و دینامیکی برای سیستم پیشران نیز عمل می‌کند. رویه طراحی پهپادهای پیل سوختی ارتفاع پایین توسط یک نمودار جریان (Flow Diagram)، همان‌گونه که در شکل 7 به وضوح نشان داده شده است، ارائه گردیده است (Nishizawa et al., 2020).

- **گام اول: ارائه داده‌های فنی اولیه هواگرد**

در گام نخست، می‌بایست داده‌های فنی خاص و اولیه هواگرد مورد نظر ارائه شوند. این داده‌ها شامل پارامترهایی نظیر طول بال (Wingspan)، بار بال (Wing Loading - W/S)، ابعاد کلی پهپاد (Overall Dimensions) و حداکثر بار برخاست (Maximum Take-Off Weight - MTOW) می‌باشند. این اطلاعات، مبنای طراحی اولیه و انتخاب پیکربندی‌های بعدی را فراهم می‌آورند(Renau et al., 2017).

- **گام دوم: انتخاب و طراحی بدنه هوایی مناسب**

در مرحله دوم، یک بدنه هوایی (Airframe) مناسب باید با دقت در نظر گرفته شده و طراحی شود. این بدنه شامل بال‌ها (Wings)، ساختار اصلی (Structure) و انتخاب مواد سازه‌ای (Materials) است. انتخاب صحیح و بهینه این موارد می‌تواند تأثیر چشمگیری بر عملکرد نهایی پرواز، مانورپذیری و ویژگی‌های آیرودینامیکی پهپاد داشته باشد(Wang et al., 2020).

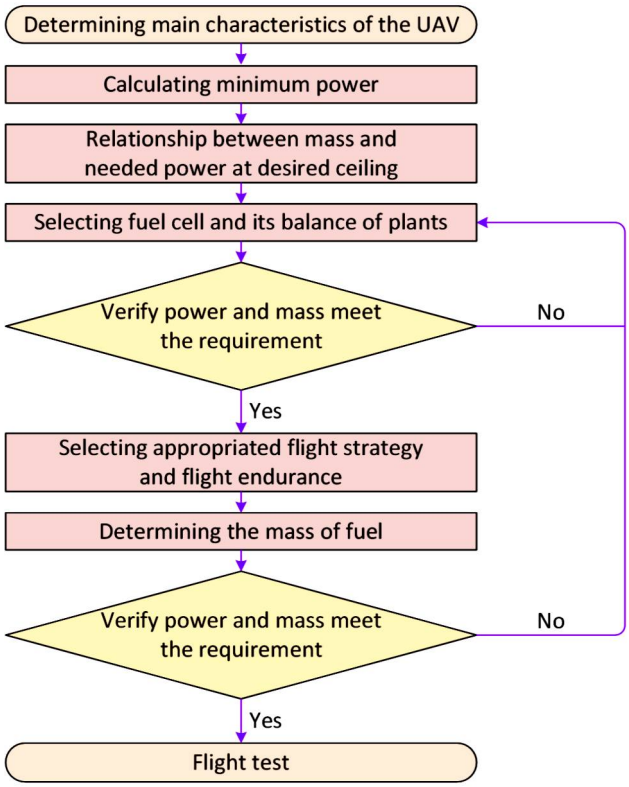
- **گام سوم: محاسبه توان مورد نیاز مراحل پرواز**

سپس، بر اساس اصول بنیادی آیرودینامیک و مکانیک پرواز، توان مورد نیاز برای مرحله صعود (Climb Stage) و مرحله کروز (Cruise Stage) را می‌توان به طور جداگانه و با دقت محاسبه کرد. این محاسبات، نیازمندی‌های توان سیستم پیشران را برای فازهای مختلف مأموریت مشخص می‌سازند(Rezk et al., 2021).

- **گام چهارم: انتخاب و طراحی سیستم پیشران هیبریدی**

در ادامه، باید با دقت ساختار پیشران (Powertrain Structure)، سامانه پشته پیل سوختی (Fuel Cell Stack System)، بسته باتری (Battery Pack)، و حتی روش‌های ذخیره‌سازی هیدروژن (Hydrogen Storage Methods) را انتخاب یا به

صورت سفارشی طراحی کنیم. این گام شامل انتخاب مبدل‌های توان، کنترل‌کننده‌های موتور و سایر اجزای مرتبط با تبدیل و مدیریت انرژی است(Zhang et al., 2018).



شکل 6- فلوچارت طراحی اختصاصی برای پهپادهای پیل سوختی ارتفاع بالا

- **گام پنجم: تأیید امکان‌سنجی و محاسبه بار مفید**

در این گام، جرم کل بدنه (Total Airframe Mass) را می‌توان برای تأیید امکان‌سنجی (Feasibility) سامانه پیشران محاسبه کرد. این جرم شامل وزن سازه، سیستم‌های داخلی، و تمامی اجزای پیشران است. اگر طراحی فعلی از نظر جرم و توان، امکان‌پذیر باشد، بار مفید (Payload) قابل حمل توسط پهپاد نیز قابل محاسبه خواهد بود. در غیر این صورت، محاسبات تکراری (Iterative Calculation) مورد نیاز خواهد بود و لازم است پارامترهای طراحی در گام‌های قبلی (نظیر ابعاد، مواد، یا انتخاب اجزای پیشران) تنظیم شده و فرآیند طراحی بازبینی شود تا به یک راه‌حل بهینه و امکان‌پذیر دست یابیم(Li et al., 2022).

برای پاسخ‌گویی بهینه به عملیات دینامیکی و تضمین عملکرد مورد انتظار، پس از اتمام طراحی مفهومی (Conceptual Design) فوق، انجام برخی آزمایش‌های زمینی (Ground Tests) ضروری است. این آزمایش‌ها شامل آزمون‌های عملکرد پشته پیل سوختی و سیستم تولید هیدروژن، و همچنین آزمایش‌های شارژ و دشارژ بسته باتری می‌باشند تا از تطابق عملکرد اجزا با الزامات طراحی اطمینان حاصل شود. بر اساس مراحل طراحی فوق، رویه طراحی دقیق برای پهپادهای پیل سوختی ارتفاع پایین را می‌توان به تفصیل در مرجع (Ji et al., 2019) یافت.

ج. طراحی اختصاصی برای پهپادهای پیل سوختی با مداومت پروازی بالا (Long-Endurance Fuel Cell UAV)

برای پهپادهای پیل سوختی با مداومت پروازی بالا (Long-Endurance Fuel Cell UAVs)، تأمین انرژی کافی و پایدار برای مدت زمان طولانی پرواز، یک عامل حیاتی و تعیین‌کننده محسوب می‌شود. لذا، منطقی است که یک فرآیند طراحی مفهومی (Conceptual Design Process) با محوریت بهینه‌سازی انرژی برای این دسته از پهپادها به اجرا درآید. شکل 9 یک نمودار جریان مختصر برای طراحی یک پهپاد پیل سوختی با مداومت پروازی بالا ارائه می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، این فرآیند به سه مرحله اصلی تقسیم می‌شود: تعریف مأموریت‌ها و پارامترهای اولیه، تحلیل محدودیت‌ها و مأموریت، و تأیید امکان‌سنجی و تعیین مشخصات نهایی طراحی. برای روشن‌تر شدن جزئیات این فرآیند، یک نمودار جریان دقیق‌تر و تفصیلی‌تر، همان‌گونه که در شکل 10 به تصویر کشیده شده است، ارائه گردیده است(Ji et al., 2019).

- **گام اول: تعریف ویژگی‌های اولیه پهپاد و مأموریت**

در ابتدا، مشابه سایر فرآیندهای طراحی پهپادهای با کاربردهای خاص، ویژگی‌های اصلی و حیاتی پهپاد باید به وضوح تعریف و ارائه شوند. این ویژگی‌ها شامل جرم کل مورد انتظار (Total Mass)، ارتفاع پرواز (Flight Altitude) و مدت زمان پرواز (Flight Duration/Endurance) هستند. این پارامترها، الزامات اساسی برای طراحی سامانه توان و آیرودینامیک پهپاد را تعیین می‌کنند.

- **گام دوم: تعیین پارامترهای ورودی تحلیل محدودیت‌ها**

سپس، پارامترهای ورودی مورد نیاز برای تحلیل محدودیت‌ها (Constraint Analysis) را می‌توان به صورت تجربی یا با استفاده از روابط تحلیلی تعیین کرد. به طور کلی، این پارامترها شامل نسبت ابعادی بال (Aspect Ratio - AR)، بازده آیرودینامیکی (Aerodynamic Efficiency)، ضریب اصطکاک (Friction Coefficient)، نسبت

سرعت (Speed Ratio) (نسبت سرعت پرواز به حداقل سرعت واماندگی) و سایر ویژگی‌های مرتبط با عملکرد پروازی و آیرودینامیک هستند.

- **گام سوم: تحلیل محدودیت‌ها و تعیین بار بال و نسبت توان به وزن**

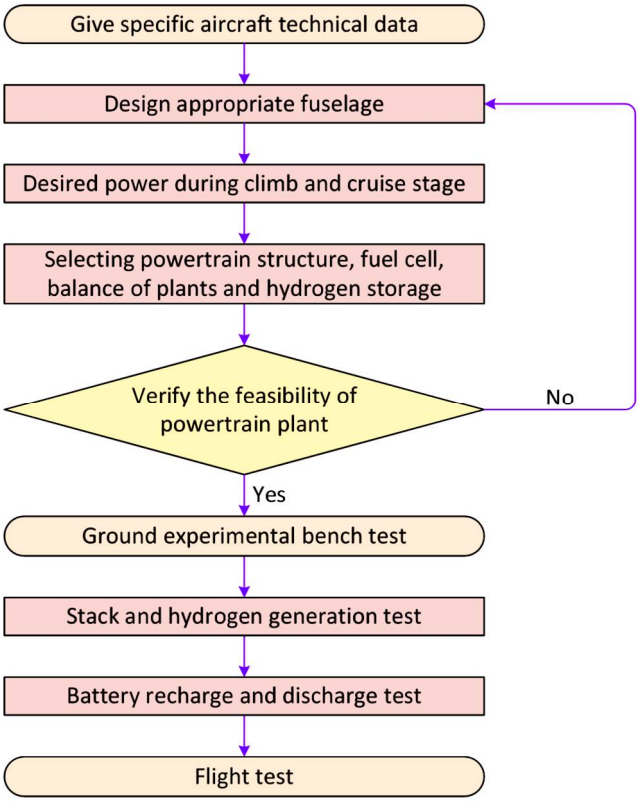
پارامترهای به دست آمده در مرحله دوم برای تحلیل محدودیت‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند. این تحلیل، بار بال (Wing Loading - W/S) و نسبت توان به وزن (Power-to-Weight Ratio - P/W) پهپاد را تعیین می‌کند. در عمل، بار بال و نسبت توان به وزن دو عامل بسیار مهم برای پهپادها محسوب می‌شوند و تأثیر چشمگیری بر مداومت پروازی پرواز و عملکرد دینامیکی آن‌ها دارند. بنابراین، در این مرحله، طراحی آیرودینامیکی بدنه هوایی (Airframe Aerodynamic Design) باید بهینه شود و انتخاب سیستم پیل سوختی (شامل توان و جرم آن) باید با احتیاط و دقت فراوان صورت گیرد تا این دو معیار کلیدی برآورده شوند(Lee et al., 2014).

- **گام چهارم: بررسی تأثیر چگالی‌های توان و انرژی جرمی بر مداومت پروازی**

در ادامه، می‌توانیم تأثیر چگالی‌های توان جرمی (Gravimetric Power Density - W/kg) و انرژی جرمی (Gravimetric Energy Density - Wh/kg) سیستم پیشران را بر مداومت پروازی پرواز به طور جامع بررسی کرده و مقادیر بهینه این دو شاخص را محاسبه نماییم. این تحلیل به انتخاب بهینه‌ترین ترکیب از منابع انرژی (پیل سوختی، باتری) و ساختار آن‌ها کمک می‌کند.

- **گام نهایی: تحلیل مأموریت و تأیید مشخصات طراحی**

در نهایت، تحلیل مأموریت (Mission Analysis) را می‌توان بر اساس پارامترهای به دست آمده در گام‌های پیشین انجام داد. این تحلیل شامل شبیه‌سازی پروفایل پرواز و اطمینان از برآورده شدن تمامی الزامات مأموریتی است. اگر تمامی الزامات عملکردی و عملیاتی برآورده شوند، مشخصات نهایی طراحی (Design Specifications) برای پهپاد پیل سوختی با مداومت پروازی بالا قابل تعیین خواهد بود. در غیر این صورت، محاسبات تکراری (Iterative Calculations) مورد نیاز خواهد بود و لازم است پارامترهای طراحی در گام‌های قبلی تنظیم شده و فرآیند بازبینی شود تا به یک راه‌حل همگرا و بهینه دست یابیم. بر اساس مراحل طراحی فوق، رویه طراحی دقیق پهپاد پیل سوختی با مداومت پروازی بالا را می‌توان به تفصیل در مرجع (Lee et al., 2014)یافت.



شکل 7- فلوچارت طراحی اختصاصی برای پهپادهای پیل سوختی ارتفاع پایین

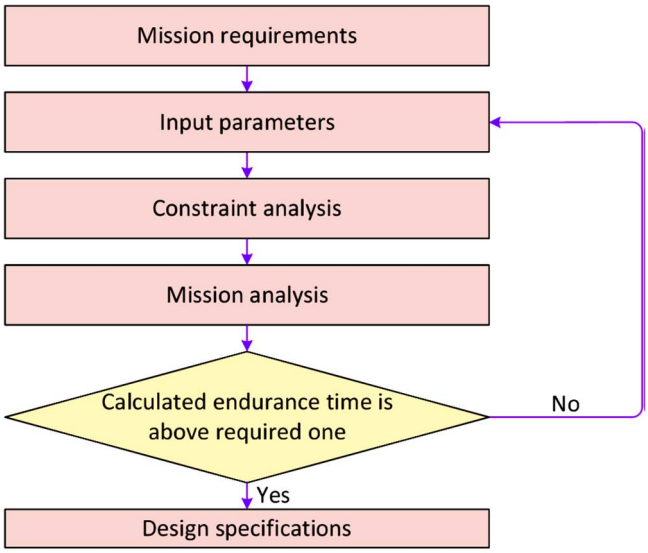
د. بحث و چشم‌انداز آینده در رویه‌های طراحی پهپادهای پیل سوختی

به طور کلی، طراحی سیستم پیشران (Propulsion System Design) برای پهپادهای مجهز به پیل سوختی، مستلزم یکپارچه‌سازی و هماهنگ‌سازی انواع گوناگونی از الزامات است. این الزامات اغلب شامل تقاضای توان بر اساس پروفایل مأموریت (Mission Profile Power Demand)، مشخصات منبع تغذیه (Power Source Characteristics) و زیرسیستم‌های فعال‌سازی و محرک (Actuation Subsystems) می‌باشند. علاوه بر این، محدودیت‌های متعددی نیز باید در فرآیند طراحی لحاظ شوند که شامل الزامات فنی (Technical Requirements)، الزامات هنجاری و استانداردی (Normative Requirements)، و الزامات سفارشی‌سازی شده (Custom Requirements) خاص هر کاربرد می‌گردند. با تحلیل فرآیندهای طراحی پهپادهای مختلف، می‌توان نتیجه گرفت که در هسته این فرآیند، سه مرحله اصلی طراحی وجود دارد:

۱. شناسایی جامع الزامات کلی پهپاد؛

۲. انتخاب بهینه سیستم‌های فعال‌سازی (موتورها، محرک‌ها و...)؛
۳. اندازه‌گذاری و بهینه‌سازی زیرسیستم منبع تغذیه (سامانه قدرت).

توضیح مفصل و گام به گام این سه مرحله در شکل 10 ارائه شده است [98].



شکل 8- فرآیند طراحی مفهومی پهپاد پیل سوختی سایز کوچک

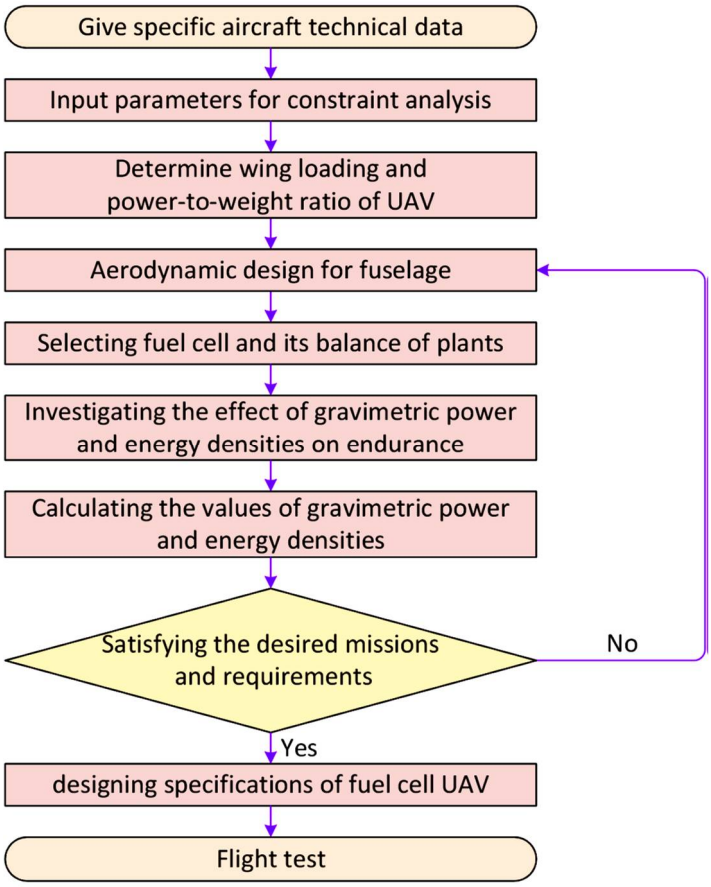
از بررسی دقیق این شکل، می‌توان دریافت که هر مرحله دارای وظایف اصلی و متمایز خود است. مرحله اول بر تعیین الزامات فعال‌سازی و تعریف مجموعه کاندیداهای ممکن برای سیستم‌های محرک از طریق تحلیل جامع تقاضای کلی پهپاد (Overall UAV Demand Analysis) متمرکز است. این تحلیل شامل ارزیابی نیازهای توان برای پرواز، مانورها، و بار مفید است. مرحله دوم به انتخاب بهترین کاندیدا از میان گزینه‌های موجود برای پیکربندی پیشران (Propulsion Configuration) اختصاص دارد و شامل تخمین اولیه پروفایل مصرف انرژی (Energy Consumption Profile) می‌باشد. در نهایت، مرحله سوم و نهایی به تعیین مجموعه پارامترهای عملکردی نهایی برای سیستم پیشران می‌پردازد، که شامل جزئیات فنی و عملکردی هر جزء است. اگرچه کاربردها و دسته‌بندی‌های متفاوتی از پهپادها وجود دارد، اما تمامی آن‌ها می‌بایست از مراحل طراحی سه‌گانه فوق‌الذکر پیروی کنند. تفاوت اصلی در این است که هر نوع خاصی از پهپاد، بسته به مأموریت و ویژگی‌های عملیاتی، بر جنبه‌های متفاوتی از طراحی تمرکز بیشتری خواهد داشت و بهینه‌سازی‌ها بر اساس اولویت‌های خاص آن کاربرد صورت می‌گیرد.

5. نتیجه‌گیری و چشم‌اندازهای آتی

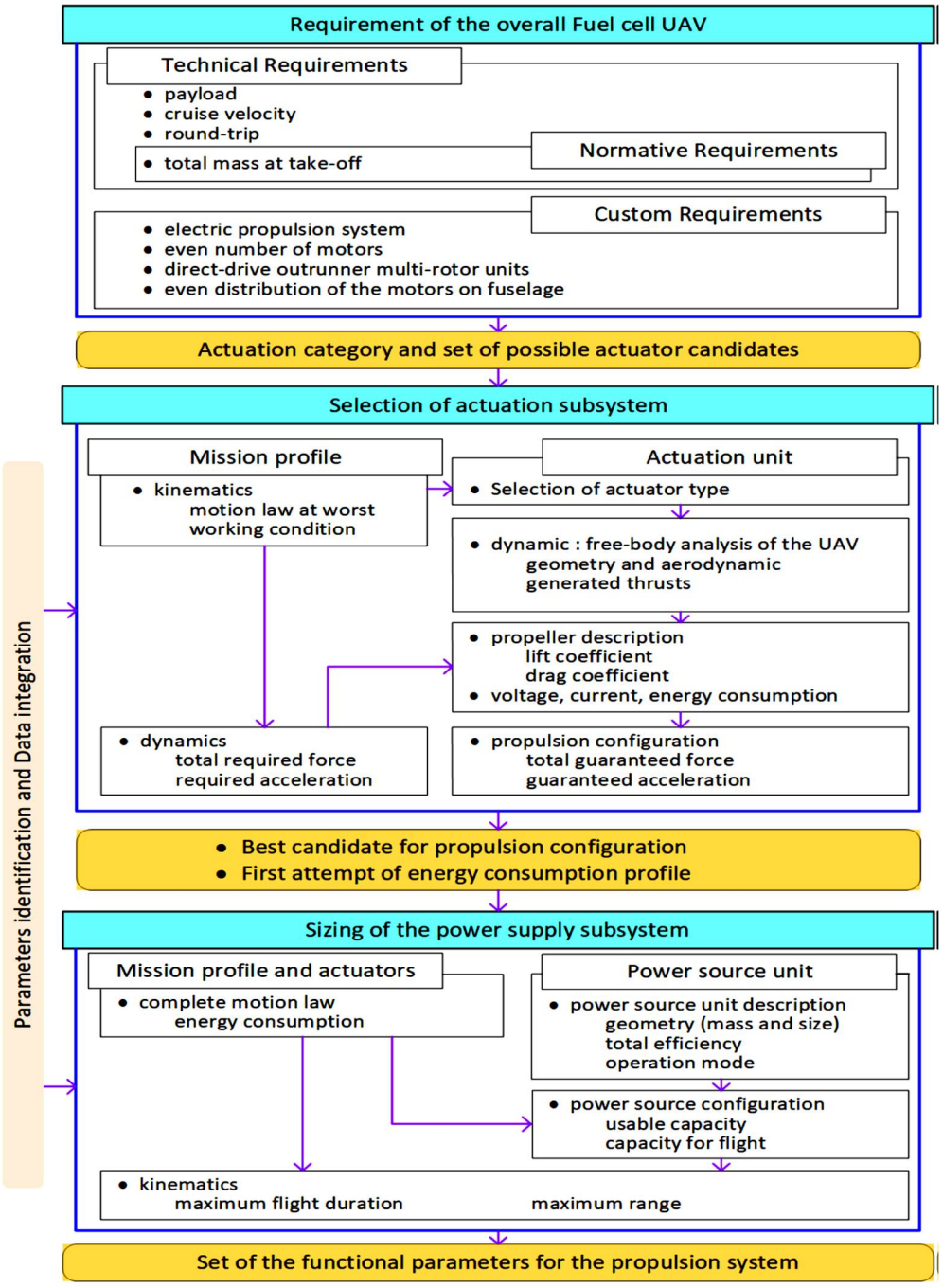
پهپادهای مجهز به پیل سوختی را می‌توان به حق از نوظهورترین و امیدبخش‌ترین فناوری‌ها در عرصه جهانی قلمداد کرد. این سامانه‌های پروازی بالقوه قادرند تحولات شگرفی در ساختارهای اقتصادی و اجتماعی ایجاد کرده و کیفیت زندگی بشر را به نحو چشمگیری ارتقا بخشند. در مقایسه با سایر انواع پهپادها (نظیر پهپادهای باتری‌محور)، پهپادهای پیل سوختی مزایای برجسته‌ای مانند استقامت پروازی بسیار بالا، چگالی انرژی سوخت قابل توجه و ردپای کربنی پایین را ارائه می‌دهند که همین امر، توجه گسترده‌ای را از سوی جامعه پژوهشی به خود جلب کرده است. با این حال، به دلیل معایب ذاتی برخی سیستم‌های پیل سوختی (مانند پاسخ دینامیکی کند و پیچیدگی‌های عملیاتی) و همچنین وجود تنگناهای فناورانه در توسعه سیستم‌های پیشران الکتریکی هیبریدی مبتنی بر پیل سوختی، دستیابی به ویژگی‌های کاملاً رضایت‌بخش نظیر مداومت پروازی فوق‌العاده طولانی، قابلیت اطمینان (Reliability) بی‌نظیر و طول عمر (Lifetime) بیشتر اجزا، کماکان با چالش‌هایی روبروست.

در پژوهش حاضر، یک مرور جامع و سیستماتیک بر برخی از فناوری‌های کلیدی مرتبط با سیستم‌های پیشران الکتریکی پهپادهای پیل سوختی ارائه گردید. در این راستا، به عنوان یکی از مهم‌ترین مباحث، ابتدا معماری‌های مختلف پیشران الکتریکی در پهپادهای پیل سوختی مورد بررسی قرار گرفت. معماری صرفاً پیل سوختی (Pure Fuel Cell Architecture) از نظر پیاده‌سازی ساده است، اما بازده کلی و پاسخ دینامیکی این سیستم‌ها محدودیت‌هایی دارد. لذا، معماری‌های پیشران هیبریدی (Hybrid Propulsion Architectures)، شامل معماری هیبریدی سری (Series Hybrid Architecture) و معماری هیبریدی موازی (Parallel Hybrid Architecture)، به تفصیل مرور شدند. این معماری‌های هیبریدی قادرند مزایای منابع توان مختلف (پیل سوختی، باتری، ابرخازن) را با یکدیگر ترکیب کنند و عملکرد کلی سیستم را بهبود بخشند. با این وجود، به دلیل ویژگی تبدیل دو مرحله‌ای توان (Double-Stage Power Conversion)، بازده تبدیل انرژی در سیستم هیبریدی سری معمولاً پایین‌تر است. در مقابل، سیستم هیبریدی موازی از کارایی بالاتری برخوردار است، اما نیازمند یک سامانه مدیریت انرژی (Energy Management Strategy - EMS) مؤثر و هوشمند است. همان‌گونه که مشاهده شد، روش‌های مدیریت انرژی مبتنی بر قاعده (Rule-Based EMS Methods) به دلیل سادگی، بیشتر در کاربردهای فعلی پهپادهای پیل سوختی مورد استفاده قرار می‌گیرند. اگرچه بسیاری از روش‌های پیشرفته EMS با هدف بهبود مداومت پروازی و افزایش قابلیت اطمینان پهپادهای پیل سوختی پیشنهاد شده‌اند، اما پیاده‌سازی EMS آنلاین و بلادرنگ به دلیل بار محاسباتی (Computational Burden) سنگین مرتبط با آن‌ها، معمولاً با دشواری‌هایی همراه است و همواره تضمین نمی‌شود. افزون بر این، بیشتر روش‌های

پیشرفته و نوآورانه پیشنهادی تنها توسط شبیه‌سازی‌های نرم‌افزاری یا آزمایش سخت‌افزار در حلقه (Hardware-in-the-Loop - HIL) تأیید شده‌اند. لذا، برای تسریع در پیاده‌سازی واقعی EMS در پهپادها، انجام آزمایش‌های زمینی دقیق‌تر یا پروازهای واقعی گسترده‌تر با سامانه‌های مدیریت انرژی پیشرفته ضروری است.



شکل 9- فلوچارت طراحی پهپاد پیل سوختی با مداومت پروازی بالا



شکل 10- نقشه راه ترکیبی چارچوب طراحی عملکردی یکپارچه برای شناسایی سیستم پیشران(Lee et al., 2014)

در ارتباط با انواع مختلف پهپادهای پیل سوختی (نظیر ارتفاع بالا، ارتفاع پایین، و استقامت بالا)، برخی رویه‌های طراحی دقیق و اختصاصی ارائه گردید. به منظور ارائه یک راهنمای طراحی جامع و کاربردی برای اکثر انواع پهپادهای پیل سوختی، یک روش سیستماتیک عمومی نیز تشریح شد. هر نوع پهپاد را می‌توان با تمرکز بر جنبه‌های خاصی از طراحی (مانند بهینه‌سازی آیرودینامیک برای استقامت یا توان بالا برای مانورپذیری) با موفقیت طراحی کرد. بر اساس تحلیل‌های جامع فوق‌الذکر، نتیجه‌گیری‌های اصلی را می‌توان به شرح زیر بیان کرد:

۱. در میان انواع معماری‌های پیشران (Propulsion Architectures)، سیستم قدرت هیبریدی موازی (Parallel Hybrid Power System) مزیت‌های عملکردی بیشتری را به نمایش می‌گذارد. با این حال، انتخاب میان سیستم‌های قدرت هیبریدی موازی فعال (Active Parallel Hybrid) یا غیرفعال (Passive Parallel Hybrid)، به شرایط خاص مأموریت و الزامات عملیاتی وابسته است.

۲. روش‌های مدیریت انرژی مبتنی بر بهینه‌سازی (Optimization-Based EMS) و مبتنی بر هوش مصنوعی (Intelligent-Based EMS)، چشم‌اندازهای بسیار جذاب‌تر و کارآمدتری را برای دستیابی به عملکرد بهینه ارائه می‌دهند. با این وجود، الگوریتم‌های حل مربوطه و پلتفرم‌های سخت‌افزاری محاسباتی برای پیاده‌سازی بلادرنگ آن‌ها، نیاز به توسعه و پیشرفت‌های قابل توجهی دارند.

۳. برای پهپادهای پیل سوختی در ابعاد کوچک و متوسط، یک رویه طراحی عمومی و استاندارد قابل پیروی است. اما، پهپادهایی با الزامات مأموریتی بسیار خاص و سخت‌گیرانه (Specific Requirements)، نیازمند آن هستند که بر برخی فرآیندهای طراحی تأکید بیشتری شود و از برخی دیگر صرف‌نظر گردد تا به بهینه‌ترین طراحی دست یابند.

علاوه بر این، در راستای رقابت فزاینده برای کاربردهای گسترده‌تر پهپادهای پیل سوختی و با در نظر گرفتن تمامی چالش‌های فنی دخیل در توسعه سیستم‌های پیشران الکتریکی مبتنی بر پیل سوختی، چندین مسئله حیاتی و جهت‌گیری آینده پژوهش نیز به شرح زیر فهرست شده‌اند:

۱. پیشنهاد و توسعه سیستم‌های پیشران هیبریدی نوآورانه برای پهپادهای پیل سوختی، با در نظر گرفتن ابعاد مختلف پهپادها (مینی، متوسط و بزرگ)، به گونه‌ای که بازده کلی و قابلیت اطمینان پیشران به طور قابل توجهی بهبود یابد.

۲. توسعه مبدل‌های توان با چگالی توان بالا و قابلیت اطمینان بسیار زیاد برای پهپادهای پیل سوختی، به گونه‌ای که جرم کل برخاست (Total Take-Off Weight) پهپادها کاهش یافته و نسبت توان به وزن (Power-to-Weight Ratio) افزایش یابد.

۳. توسعه سامانه‌های مدیریت انرژی آنلاین پیشرفته برای پهپادهای پیل سوختی، با در نظر گرفتن کاربردهای متنوع و پروفایل‌های مأموریتی مختلف، به گونه‌ای که نتایج بهینه جهانی در حین پرواز بلادرنگ قابل دستیابی باشند.

٤. طراحی الگوریتم‌های محاسباتی کارآمدتر یا توسعه پلتفرم‌های محاسباتی قدرتمندتر و کم‌مصرف‌تر، به گونه‌ای که روش‌های پیشرفته EMS (نظیر بهینه‌سازی و هوش مصنوعی) بتوانند به صورت بلادرنگ (Real-time) و با بار محاسباتی قابل قبول پیاده‌سازی شوند.

٥. توسعه دستورالعمل‌های طراحی دقیق‌تر و جامع‌تر برای تمامی انواع پهپادهای پیل سوختی، به گونه‌ای که تا حد امکان تمامی محدودیت‌ها و ملاحظات عملیاتی در فرآیند طراحی بهینه در نظر گرفته شوند.

٦. تحقیق و توسعه بر روی پلتفرم‌های شبیه‌سازی و محاسباتی پیشرفته‌تر برای سیستم‌های پیشران پهپادهای پیل سوختی، به گونه‌ای که کل فرآیند طراحی (از مفهوم تا بهینه‌سازی) بتواند به صورت خودکار (Automated) و با حداقل دخالت انسانی انجام شود.

مراجع

Hassanalian, M., & Abdelkefi, A. (2017). Classifications, applications, and design challenges of drones: A review. Progress in Aerospace Sciences, 91, 99–131.

Shakhatreh, H., Sawalmeh, A. H., Al-Fuqaha, Z., Dou, Z., Viola, O., Khreishah, A., & Guizani, M. (2019). Unmanned aerial vehicles (UAVs): A survey on civil applications and key research challenges. IEEE Access, 7, 48572–48634.

Boukoberine, M. N., Zhou, Z., & Benbouzid, M. (2019). A critical review on unmanned aerial vehicles power supply and energy management: Solutions, strategies, and prospects. Applied Energy, 255, Article no. 113823.

Global Military UAV Market Size to Hit $13bn by 2024 and Global Consumer UAV Market Size to Exceed $9bn by 2024. (n.d.). Retrieved September 30, 2019, from https://www.gminsights.com/pressrelease/unmanned-aerial-vehicles-UAV-commercial-drone-market

Bongermino, E., Mastrorocco, F., Tomaselli, M., Monopoli, V. G., & Naso, D. (2017, June). Model and energy management system for a parallel hybrid electric unmanned aerial vehicle. Paper presented at the IEEE 26th International Symposium on Industrial Electronics (ISIE), Edinburgh, UK.

Donateo, T., & Spedicato, L. (2017). Fuel economy of hybrid electric flight. Applied Energy, 206(15), 723–738.

Burch, I., & Gilchrist, J. (2018). Survey of global activity to phase out internal combustion engine vehicles. Center Climate Protection.

Hannan, M. A., Azidin, F. A., & Mohamed, A. (2014). Hybrid electric vehicles and their challenges: A review. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 29, 135–150.

Gong, A., & Verstraete, D. (2017). Fuel cell propulsion in small fixed-wing unmanned aerial vehicles: Current status and research needs. International Journal of Hydrogen Energy, 42(33), 21311–21333.

González-Espasandín, Ó., Leo, T. J., & Navarro-Arévalo, E. (2014). Fuel cells: A real option for unmanned aerial vehicles propulsion. Scientific World Journal, 2014, 1–12.

Sharaf, O. Z., & Orhan, M. F. (2014). An overview of fuel cell technology: Fundamentals and applications. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 32, 810–853.

Renau, J., Barreras, F., Lozano, A., & Sánchez, F. (2015). Use of fuel cell stacks to achieve high altitudes in light unmanned aerial vehicles. International Journal of Hydrogen Energy, 40(42), 14573–14583.

Wang, J. (2015). Barriers of scaling-up fuel cells: Cost, durability and reliability. Energy, 80, 509–521.

Daud, W. R. W., Rosli, R. E., Majlan, E. H., Hamid, S. A. A., Mohamed, R., & Husaini, T. (2017). PEM fuel cell system control: A review. Renewable Energy, 113, 620–638.

Bicer, Y., & Dincer, I. (2017). Life cycle evaluation of hydrogen and other potential fuels for aircrafts. International Journal of Hydrogen Energy, 42(16), 10722–10738.

Baharozu, E., Soykan, G., & Ozerdem, M. B. (2017). Future aircraft concept in terms of energy efficiency and environmental factors. Energy, 140, 1368–1377.

Fernandes, M. D., Bhowmik, A., Singh, R. R., & Verma, A. (2018). SOFC-APU systems for aircraft: A review. International Journal of Hydrogen Energy, 43(33), 16311–16333.

Boukoberine, M. N., Zhou, Z., & Benbouzid, M. (2019). A critical review on unmanned aerial vehicles power supply and energy management: Solutions, strategies, and prospects. Applied Energy, 255, Article no. 113823.

Ji, Z., Qin, J., Cheng, K., Guo, F., Zhang, S., & Dong, P. (2019). Thermodynamics analysis of a turbojet engine integrated with a fuel cell and steam injection for high-speed flight. Energy, 185, 190–201.

Ji, Z., Qin, J., Cheng, K., Dang, C., Zhang, S., & Dong, P. (2019). Thermodynamic performance evaluation of a turbine-less jet engine integrated with solid oxide fuel cells for unmanned aerial vehicles. Applied Thermal Engineering, 160, Article no. 114093.

González, E. L., García, A. A., Arancibia-Bulnes, C. A., Escobedo, M., & Rosales-Colunga, L. A. (2019). Experimental evaluation of a passive fuel cell/battery hybrid power system for an unmanned ground vehicle. International Journal of Hydrogen Energy, 44(25), 12772–12782.

Verstraete, D., Gong, A., Lu, D. D.-C., & Palmer, J. L. (2015). Experimental investigation of the role of the battery in the AeroStack hybrid, fuel-cell-based propulsion system for small unmanned aircraft systems. International Journal of Hydrogen Energy, 40(3), 1598–1606.

Nishizawa, A., Kallo, J., Garrot, O., & Weiss-Ungethüm, J. (2013). Fuel cell and Li-ion battery direct hybridization system for aircraft applications. Journal of Power Sources, 222, 294–300.

Renau, J., Sánchez, F., Lozano, A., Barroso, J., & Barreras, F. (2017). Analysis of the performance of a passive hybrid powerplant to power a lightweight unmanned aerial vehicle for a high altitude mission. Journal of Power Sources, 356, 124–132.

Wang, B., Li, C., Ma, R., Song, Z., Zhao, D., Zhang, Y., . . . Feng, X. (2020). Current technologies and challenges of applying fuel cell hybrid propulsion systems in

unmanned aerial vehicles. Progress in Aerospace Sciences, 116, Article no. 100620.

Gang, B. G., & Kwon, S. (2018). Design of an energy management technique for high endurance unmanned aerial vehicles powered by fuel and solar cell systems. International Journal of Hydrogen Energy, 43(20), 9787–9796.

Rezk, H., Nassef, A. M., Abdelkareem, M. A., Alami, A. H., & Fathy, A. (2021). Comparison among various energy management strategies for reducing hydrogen consumption in a hybrid fuel cell/supercapacitor/battery system. International Journal of Hydrogen Energy, 46(8), 6110–6126.

De Wagter, C., Verstraete, D., Veldhuis, J. F., Aftalion, D., Al-Hussain, M., Aouada, M., . . . de Jong, W. (2021). The NederDrone: A hybrid lift, hybrid energy hydrogen UAV. International Journal of Hydrogen Energy, 46(29), 16003–16018.

Lee, B., Kwon, S., Park, P., & Kim, K. (2014). Active power management system for an unmanned aerial vehicle powered by solar cells, a fuel cell, and batteries. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 50(4), 3167–3177.

Yang, Z., Lei, T., Lin, Z., Fu, H., & Zhang, X. (2018, November). The testing platform of hybrid electric power system for a fuel cell unmanned aerial vehicle. Paper presented at the IEEE International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles & International Transportation Electrification Conference (ESARS-ITEC), Nottingham, UK.

Lei, T., Min, Z., Fu, H., Li, W., & Zhang, X. (2020). Dynamic balanced energy management strategies for fuel cell hybrid power of unmanned air vehicle. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 41(12), Article no. 324048.

Zhang, X., Liu, L., Dai, Y., & Lu, T. (2018). Experimental investigation on the online fuzzy energy management of hybrid fuel cell/battery power system for UAVs. International Journal of Hydrogen Energy, 43(21), 10094–10103.

Omar, B., Savvaris, A., Abdulhadi, R. O., Afdhol, M. K., & Hasibuan, M. (2021). Saving hydrogen fuel consumption and operating at high efficiency of fuel cell in hybrid system to power UAV. Journal of Earth Energy Engineering, 10(1), 32–42.

Shen, Y., Cui, P., Wang, X., Han, X., & Wang, Y.-X. (2020). Variable structure battery-based fuel cell hybrid power system and its incremental fuzzy logic energy management strategy. International Journal of Hydrogen Energy, 45(21), 12130–12142.

Zhang, X., Liu, L., & Dai, Y. (2018). Fuzzy state machine energy management strategy for hybrid electric UAVs with PV/fuel cell/battery power system. International Journal of Aerospace Engineering, 2018, 1–16.