

## طراحی کنترل کننده تناسبی-انتگرالی جهت استفاده در سیستم پیشرانش هیبریدی یک هواپیمای بال-چرخان

سید محمد امین طباطبایی<sup>۱\*</sup>، محمد تشکریان<sup>۲</sup>، سید احمد فاضل زاده حقیقی<sup>۳</sup>

دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه شیراز، شیراز، i.am.amin.tabatabaei@gmail.com

دانشجوی دکتری، دانشگاه شیراز، m.tashakorian@chmail.ir

استاد، دانشگاه شیراز، fazelzad@shirazu.ac.ir

\*نویسنده مخاطب

### چکیده

تأثیر سوخت‌های فسیلی بر طبیعت مدت‌ها نادیده گرفته شده بود. آلودگی‌های زیست محیطی حاصل از سوختن فرآورده‌های نفتی سبب تخریب محیط زیست و افزایش دمای کره زمین شده است. در دهه گذشته صنعت هوانوردی تلاش‌های خود را برای استفاده از انرژی الکتریکی به جای انرژی سوخت‌های فسیلی به کار بسته‌اند. با توجه به تفاوت چشمگیر چگالی انرژی باتری و سوخت‌های فسیلی امکان ساخت هواپیماهای الکتریکی با حفظ برد پروازی در حال حاضر وجود ندارد. بنابراین جهت کاهش مصرف سوخت مفهوم سیستم پیشرانش هیبریدی توجه این صنعت را به خود جلب کرده است. سیستم پیشرانش هیبریدی از دو منبع تولید انرژی برای تامین مورد نیاز بهره می‌برد. در این مقاله یک کنترل کننده تناسبی-انتگرالی پس‌خوراند جهت سیستم پیشرانش هیبریدی هواپیمای بال-چرخان با کاربری حمل بار طراحی و شبیه‌سازی شده است. دو راهبرد کنترلی در نظر گرفته شده که در راهبرد اول، نقش باتری تنها تامین اختلاف توان تولیدی و مورد نیاز بوده و در راهبرد دوم، حداقل درجه هیبریداسیون ۳۵ درصد در نظر گرفته شده است. با توجه به نتایج شبیه‌سازی پیشنهاد می‌گردد در سیستم‌های هیبریدی مرتبط با هواپیماهای عمود پرواز که با تغییر زیاد در توان مورد نیاز مواجه است، نقش باتری تنها پشتیبانی کننده از ژنراتور الکتریکی در شرایط مورد نیاز باشد و از درجه هیبریداسیون ثابت استفاده نشود.

**واژه های کلیدی:** کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-پیشرانش هیبریدی-بال چرخان.

### ۱- مقدمه

سیستم‌های پیشرانش رایج هواپیما سالانه مقادیر زیادی آلودگی (مانند دی اکسید کربن، NOX و غیره) منتشر می‌کنند. همچنین هدررفت حرارتی این سیستم‌ها به دلیل کم بودن بازده بسیار بالا می‌باشد. این دو علت در نهایت منجر به افزایش دمای زمین و بیماری‌های تنفسی می‌شود. آلودگی صوتی این سیستم‌ها در نواحی مسکونی نیز از دیگر معایب این موتورها به حساب می‌آید. هواپیماهای تمام الکتریکی راه حلی برای معایب عنوان شده به نظر می‌رسد. به دلیل تفاوت چشمگیر چگالی انرژی باتری در حال حاضر و سوخت هواپیما، مهم ترین مانع ساخت هواپیماهای تمام الکتریکی حفظ برد هواپیما نسبت به سیستم پیشرانش رایج می باشد. چگالی انرژی باتری‌ها با تکنولوژی حال حاضر در حدود ۲۵۰ wh/kg و

چگالی انرژی نفت سفید حدود ۱۰۰۰۰ wh/kg می‌باشد [۱]. انتظار می‌رود چگالی انرژی باتری‌ها تا سال ۲۰۲۵ به مقدار ۵۰۰ برسد [۲،۱]. این اختلاف چگالی باعث بالا رفتن وزن و کاهش شدید برد موثر هواپیما می‌شود. با توجه به محدودیت وزنی در صنعت هوانوردی سیستم، پیشرانش هیبریدی تا زمانی که چگالی باتری‌ها به مقدار قابل قبولی برسند راه حلی مناسب برای کاهش مصرف سوخت می‌باشد. بر اساس تحقیق رندون (Rendón) و همکاران [۱]، چگالی انرژی مناسب برای دستیابی به درجه هیبریداسیون ۵۰ درصد ۵۰۰ wh/kg می‌باشد. پیشرانش هیبریدی از ترکیب دو سیستم پیشرانش مانند سوخت فسیلی و باتری یا سلول سوختی و باتری تشکیل می‌گردد. این پیچیدگی اضافه شده طراح را ملزم به استفاده از کنترل کننده جهت کنترل نسبت توان هر کدام از این دو مولد انرژی می‌کند.

کاردون (Cardone) و همکاران [۳] برای یک هواپیمای بدون سرنشین سبک مجهز به سیستم پیشرانش هیبرید موزی، کنترل کننده PID پیشنهاد داده و کنترل کننده پیشنهادی را آزمایش کردند. ایشان سپس دقت خوب مدل پیشنهادی را با توجه به خطاهای محاسبه شده بین سیستم واقعی و آنالیز شده نتیجه گرفتند. لی (Li) و همکاران [۴] برای سیستم پیشرانش هیبرید سری با مولد انرژی اصلی سلول سوختی، کنترلر تطبیقی با منطق فازی را ارائه دادند. همچنین، لیتو (Leite) و همکاران [۵] کنترل کننده بهینه را برای سیستم پیشرانش هیبرید سری جهت استفاده در هواپیمای پنترا (Panthera) به کار بسته‌اند. لی (Li) و همکاران [۶] نیز برای سیستم پیشرانش هیبرید سری با مولد اصلی انرژی سلول سوختی یک روش جدید برای بر آورد کردن (sizing) سیستم پیشرانش و کنترل کننده بهینه ارائه داده‌اند.

در این مقاله به طراحی یک کنترل کننده تناسبی-انتگرالی با بهره پس‌خورنده جهت سیستم پیشرانش سری هواپیمای PSV-50 پرداخته شده است. هواپیمای PSV-50 یک هواپیمای بدون سرنشین حمل بار است که می‌تواند جهت ارسال محموله در مسافت‌های کوتاه مورد استفاده قرار گیرد. شکل ۱ تصویر این هواپیما را نشان می‌دهد. همچنین مشخصات فنی آن در جدول ۱ ذکر شده است. مولد انرژی اصلی، موتور احتراق داخلی و مولد انرژی ثانویه، باتری در نظر گرفته شده است. سیستم

۲- مدل سیستم

همانطور که قبلا عنوان شد اجزای اصلی سیستم هیبرید سری شامل باتری، موتور احتراق داخلی، ژنراتور، موتور الکتریکی و ملخ‌ها می‌باشد. المان‌های مورد استفاده در جدول ۲ بیان شده است.

به منظور ایجاد یک مدل، جهت شبیه‌سازی باتری از مدل ترمبلی (Tremblay) و دسینت (Dessaint) [۷] استفاده گردیده است. در این مدل ولتاژ باتری بر حسب پارامترهای باتری به صورت زیر بیان می‌شود:

$$V = E - R \cdot i - k \frac{Q}{(Q - \int idt)} + A \exp(-B \cdot \int idt) \quad (1)$$

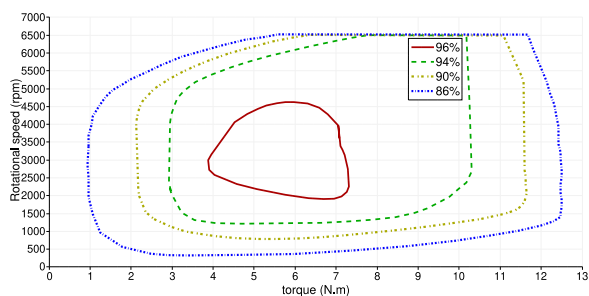
که در آن  $i$  و  $V$  جریان و ولتاژ باتری هستند. همچنین  $E$  و  $R$  و  $K$  و  $Q$  به ترتیب ولتاژ پایه باتری، مقاومت داخلی باتری، مقاومت پولاریزیشن، ظرفیت باتری می‌باشد، علاوه بر آن،  $A$  و  $B$  ثابت‌های باتری مورد نظر می‌باشد.  $\int idt$  نیز انتگرال جریان بر حسب زمان طی شده می‌باشد.

جهت مدل‌سازی موتور الکتریکی و ژنراتور، می‌توان با استفاده از نقشه عملکرد موتور و ژنراتور انتخاب شده بازده این دو المان را در شبیه‌سازی اعمال کرد. شکل ۳ نمودار عملکرد موتور انتخاب شده را نشان می‌دهد. این داده‌ها توسط شرکت سازنده ارائه شده است.

به منظور ایجاد یک مدل جهت شبیه‌سازی موتور احتراق داخلی از مدل ارائه شده در نرم‌افزار سیمولینک متلب (MATLAB Simulink) استفاده شده است. شکل ۴ نمودار عملکرد موتور را نشان می‌دهد. این داده‌های آزمایشگاهی که توسط شرکت تولید کننده ارائه شده به عنوان اطلاعات ورودی موتور به نرم‌افزار سیمولینک داده می‌شود.

جدول ۲- مشخصات المان‌های استفاده شده

مشخصات	مدل	المان
۷.۷ کیلو وات در ۸۵۰ RPM	DE 120	موتور احتراق داخلی
سطح ولتاژ ۴۴ ولت، جریان بیشینه ۱۳۵ آمپر	Tmotor 7224	ژنراتور
سطح ولتاژ ۴۴ ولت، جریان بیشینه ۱۳۵ آمپر	Tmotor 7224	موتور الکتریکی
ظرفیت باتری ۱۶۰۰ mAh، سطح ولتاژ ۲۲.۲	TATTU	باتری



شکل ۳- نقشه عملکرد موتور الکتریکی Tmotor 7224 [۸]



شکل ۱- هواپیمای PSV-50

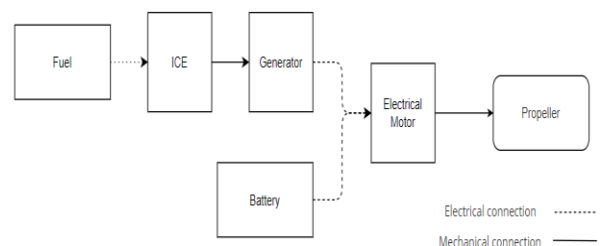
جدول ۱- مشخصات فنی هواپیمای PSV-50

طول	۲.۲ متر	سرعت بیشینه	۱۳۰ km/h
طول بال	۴ متر	برد پروازی	۱۰۰ km
بیشینه جرم قابل حمل	۱۰ کیلوگرم	سقف پروازی	۳۰۰۰ متر

پیشرانس هیبریدی را با توجه به استراتژی تقسیم توان به دو گروه می‌توان دسته‌بندی کرد. این گروه بندی بر اساس نقش مولد انرژی ثانویه صورت می‌گیرد. در گروه اول، مولد انرژی ثانویه تنها وظیفه تامین اختلاف توان تولیدی توسط موتور احتراق داخلی و توان مورد نیاز هواپیما را دارد. در گروه دوم، مولد انرژی ثانویه مسئولیت تامین درصد قابل توجهی از توان مورد نیاز هواپیما را عهده دار است.

المان‌های اصلی سیستم پیشرانس هیبرید شامل موتور احتراق داخلی، باتری، موتور الکتریکی، سوخت و سیستم کنترل است. با توجه به وجود دو مولد انرژی، دسته بندی دیگری مفهوم پیدا می‌کند که بر اساس چینش این دو مولد نسبت به یکدیگر تعریف می‌شود.

چینش سری به چینی گفته می‌شود که در آن مولد انرژی اولیه و ثانویه به صورت مکانیکی متصل نیستند. در این چینش استفاده از ژنراتور جهت تبدیل توان مکانیکی موتور احتراق داخلی به توان الکتریکی الزامی است. با توجه به این که مولد توان اصلی به صورت مکانیکی به ملخ متصل نیست می‌تواند در بیشینه بازده خود فارغ از سرعت ملخ فعالیت کند. با توجه به این نکته، در مقایسه با چینش موازی، چینش سری توانایی بهره بردن از سیستم کنترلی ساده‌تری را داراست. مزیت دیگر آن، توانایی تغییر توان تولیدی با سرعت زیاد است. حجم فضای اشغالی در این چینش کمینه بوده و جایگذاری موتور احتراق داخلی راحت است. چینش سری-موازی نیز وزن هواپیما را بالا برده و کنترل‌کننده آن از دو چینش دیگر پیچیده تر می‌باشد. با توجه به مزایای گفته شده از چینش سری در مقاله استفاده شده است. شکل ۲ نمایی از چینش سری را نشان می‌دهد.



شکل ۲- چینش سری سیستم پیشرانس هیبریدی

$$\text{level flight} : P = \frac{W}{(L/D)_{cruise}} \frac{V}{3.6\eta_p} \quad (۴)$$

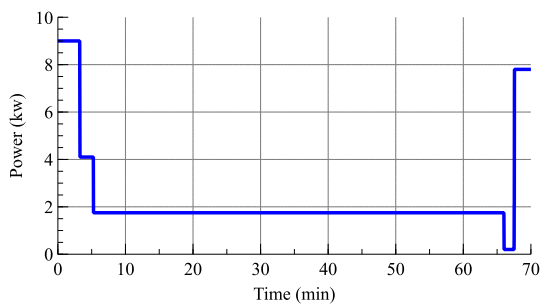
$$\text{climb} : P = \frac{W}{\eta_p} ROC + \frac{V}{3.6(L/D)_{climb}} \frac{W}{\eta_p} \quad (۵)$$

$$\text{vertical take off} : P = \frac{fW}{M} \sqrt{\frac{fW/S}{2\rho}} + \frac{WV_{climb}}{2} \quad (۶)$$

در معادلات (۴)-(۶)،  $P$ ،  $W$ ،  $L/D$ ،  $\eta_p$ ،  $V$ ،  $f$ ،  $ROC$  و  $M$  به ترتیب توان مصرفی، وزن هواپیما، نسبت نیرو برا به پسا، بازده ملخ، سرعت افقی، ضریب پایین‌رانش (downwash)، نرخ صعود و عدد شایستگی ملخ (figure of merit) می‌باشند. جهت تعیین ضریب نیروی برا به پسا از روش ریمر [۱۰] و ضریب پایین‌رانش و عدد شایستگی به ترتیب برابر با ۱۰۳ و ۰.۷ در نظر گرفته شده است. شکل ۶ نمودار توان مصرفی محاسبه شده برای هواپیمای PSV-50 می‌باشد. این نمودار، توان مورد نیاز هواپیما را در مدت زمان یک پرواز ۷۰ دقیقه‌ای نشان می‌دهد. جزئیات مراحل مختلف پرواز در جدول ۳ شرح داده شده است.

### ۳- تئوری کنترل:

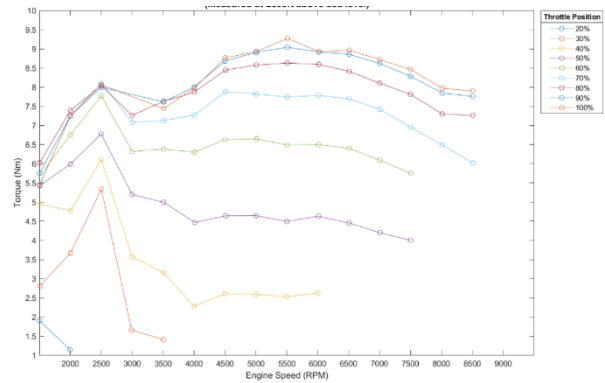
کنترل کننده تناسبی-انتگرالی با بهره پس خوراند به عنوان کنترل کننده انتخاب شده است. در این سیستم از سه بهره (gain) جهت تنظیم خروجی توان استفاده شده است. دو راهبرد متفاوت جهت شبیه‌سازی در نظر گرفته می‌شود. در راهبرد اول، نقش باتری‌ها تنها تامین تفاوت توان مورد نیاز و توان تولیدی می‌باشد؛ در حالی که در راهبرد دوم با در نظر گرفتن ضریب هیبریداسیون ۰.۳۵، باتری‌ها وظیفه تامین حداقل ۳۵ درصد توان مورد نیاز را دارند. به جهت افزایش طول عمر باتری‌ها، پارامتری به منظور قطع کردن جریان باتری در صورت کاهش شارژ باتری به کمتر از ۲۰ درصد و یا افزایش آن به بیش از ۸۰ درصد در سیستم لحاظ شده است. شکل ۷ نمودار بلوکی این دو راهبرد را نشان می‌دهد.



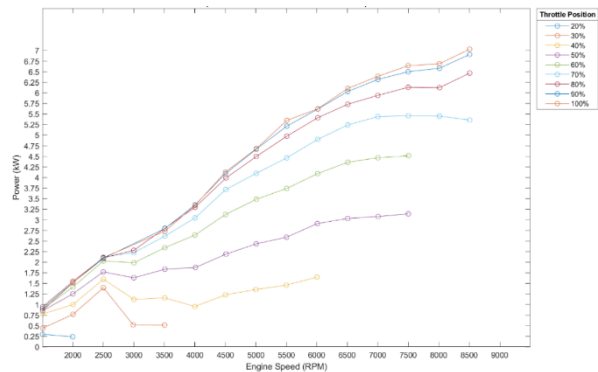
شکل ۶- نمودار توان پروازی

### جدول ۳- شرح مراحل پروازی

مرحله پرواز	زمان سپری شده (دقیقه)	مرحله پرواز	زمان سپری شده (دقیقه)
برخاستن	۳	کاهش ارتفاع	۳
اوج گیری	۳	فرود آمدن	۳
کروز	۵۸		



(الف)



(ب)

شکل ۴- نمودار عملکرد موتور احتراق داخلی (الف) نمودار گشتاور بر حسب سرعت موتور به ازای میزان باز بودن دریچه گاز (ب) نمودار توان بر حسب سرعت موتور به ازای میزان باز بودن دریچه گاز [۹]

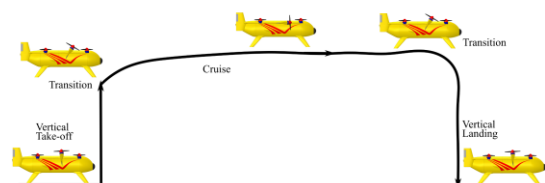
در مدل مورد استفاده جهت ملخ، رابطه بین گشتاور، سرعت دورانی و توان ملخ در بیشینه بازده آن با استفاده از معادله (۲) و (۳) بیان می‌شود [۳]:

$$M = A\omega^2 + B\omega + C \quad (۲)$$

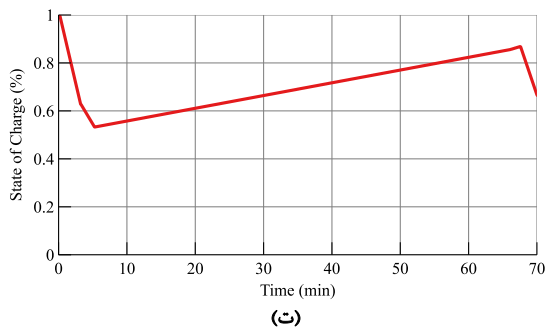
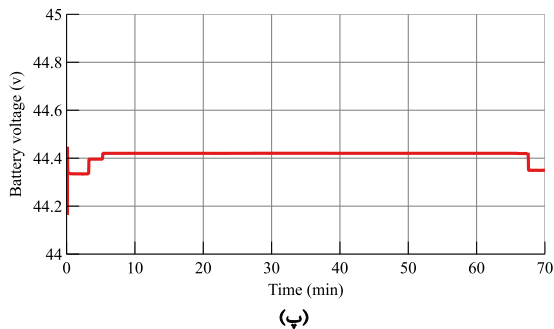
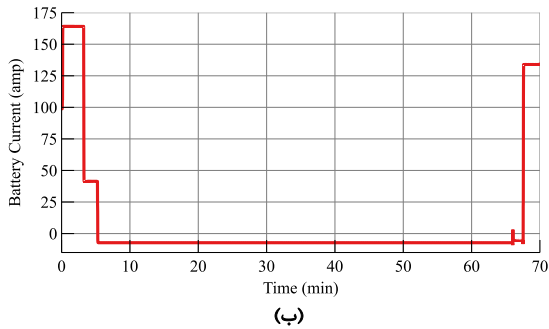
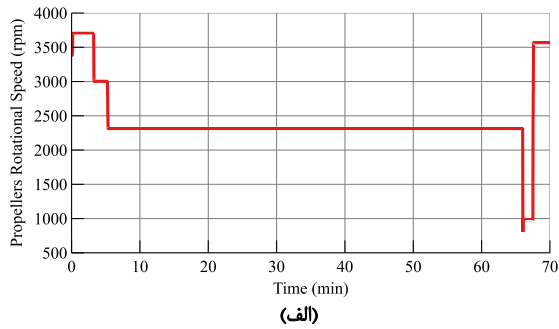
$$P = M\omega \quad (۳)$$

که در آن،  $\omega$  سرعت زاویه‌ای،  $M$  گشتاور و  $P$  توان مورد نیاز برای ملخ می‌باشد. ضرایب  $A$ ،  $B$  و  $C$  نیز بر اساس خصوصیات و نمودارهای عملکرد ملخ به دست می‌آید. ایرفویل پیشنهادی برای ملخ این هواپیما NACA4415 می‌باشد که در این شبیه‌سازی استفاده گردیده است.

با توجه به قابلیت چرخش بال، این هواپیما در مرحله‌های برخاستن و فرود آمدن به صورت عمود پرواز عمل می‌کند. شکل ۵ نمایی از مراحل مختلف پرواز و نحوه عملکرد بال چرخان را نشان می‌دهد. به منظور محاسبه توان مورد نیاز در مراحل مختلف پروازی (برخاستن، کروز، فرود آمدن، افزایش ارتفاع، افزایش سرعت) از روابط برآورد کردن اولیه هواپیما بهره برده شده است. در نتیجه، توان مورد نیاز مراحل پرواز به صورت زیر قابل بیان است [۱۰]:



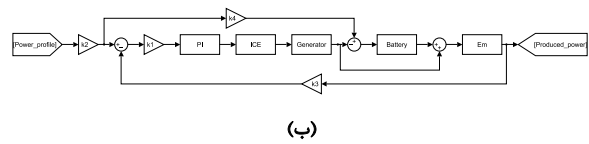
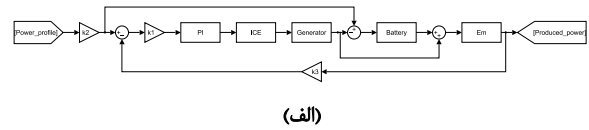
شکل ۸- پروفیل پروازی هواپیمای PSV-50



شکل ۹- الف) سرعت دورانی ملخ ب) جریان باتری پ) ولتاژ باتری ت) وضعیت شارژ باتری

اختلاف توان تولیدی و مورد نیاز در شکل ۱۰ رسم شده است. بیشینه اختلاف برابر با ۱۱۶.۶ درصد در هنگام کاهش ارتفاع بوده که به دلیل نوسان توان مورد نیاز رخ داده است.

نتایج حاصل از راهبرد کنترلی دوم در شکل ۱۱ الی ۱۳ نشان داده شده است. شکل ۱۱ نمودار توان تولیدی و توان مورد نیاز را مورد مقایسه قرار می‌دهد. مقادیر سرعت دورانی، جریان، ولتاژ و وضعیت شارژ باتری نیز در شکل ۱۲ قابل مشاهده است. همچنین، مقایسه درصد خطای توان تولیدی و مورد نیاز در شکل ۱۳ رسم شده است. مشاهده می‌شود که خطای بیشینه در راهبرد کنترلی دوم برابر ۱۵۶ درصد بوده که ۴۰ درصد



شکل ۷- نمودار بلوکی کنترل کننده: الف) راهبرد اول ب) راهبرد دوم

به منظور درک بهتر عملکرد سیستم کنترل، تابع تبدیل سیستم بر اساس توابع تبدیل مفروض هر جزء محاسبه شده است. معادلات (۷) و (۸) به ترتیب توابع تبدیل راهبردهای اول و دوم را نشان می‌دهد. به دلیل یکسان بودن موتور الکتریکی و ژنراتور تابع تبدیل این دو همان یکسان در نظر گرفته می‌شود.

$$TF = K_2 G_{EM} \frac{G_{Bat} + K_1 \left( \frac{K_I}{S} + K_P \right) G_{ICE} G_{EM} (1 - G_{Bat})}{1 + K_1 K_{Bat} \left( \frac{K_I}{S} + K_P \right) G_{ICE} G_{EM}^2 (G_{Bat} - 1)} \quad (۷)$$

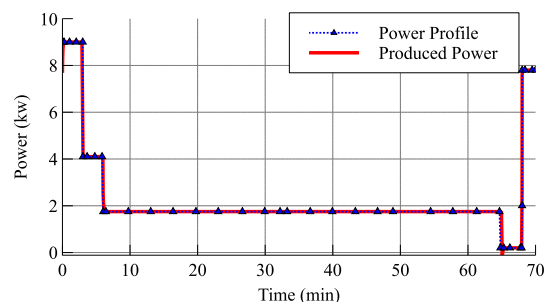
$$TF = G_{EM} \frac{K_4 G_{Bat} + K_1 K_2 \left( \frac{K_I}{S} + K_P \right) G_{ICE} G_{EM} (1 - G_{Bat})}{1 + K_1 K_3 \left( \frac{K_I}{S} + K_P \right) G_{ICE} G_{EM}^2 (G_{Bat} - 1)} \quad (۸)$$

که در آن،  $K_P$  و  $K_I$  به ترتیب بهره‌های تناسبی و انتگرالی و  $K_1, K_2, K_3$  بهره اجزاء سیستم می‌باشد.

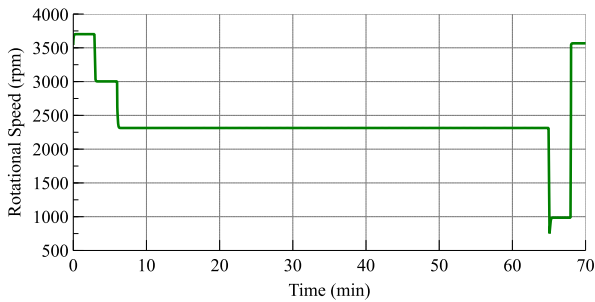
#### ۴- نتایج عددی

در این بخش نتایج عددی حاصل از شبیه‌سازی سیستم پیشرانش هیبریدی ارائه شده است. نتایج دو راهبرد اشاره شده در سیستم کنترل بیان شده و مورد مقایسه قرار گرفته است.

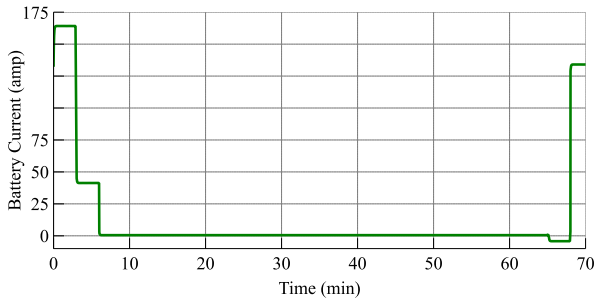
در شکل ۸ با در نظر گرفتن راهبرد کنترلی اول، توان تولیدی ژنراتور با توان مورد نیاز مقایسه شده است. همچنین، سرعت دورانی ملخ، جریان، ولتاژ و وضعیت شارژ باتری در شکل ۹ نشان داده شده است. محدوده منفی جریان باتری نشان دهنده شارژ شدن باتری در این مدت بوده که به علت بیشتر بودن توان تولیدی موتور احتراق داخلی از توان مورد نیاز رخ می‌دهد. مشاهده می‌شود که توان تولیدی ژنراتور توسط کنترل‌کننده به گونه‌ای تنظیم شده که حدوداً منطبق بر میزان مورد نیاز هواپیما باشد. به منظور درک بهتر عملکرد کنترل‌کننده، درصد



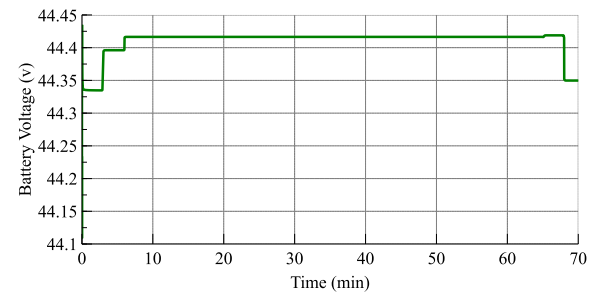
شکل ۸- مقایسه توان تولیدی با توان مورد نیاز در راهبرد اول



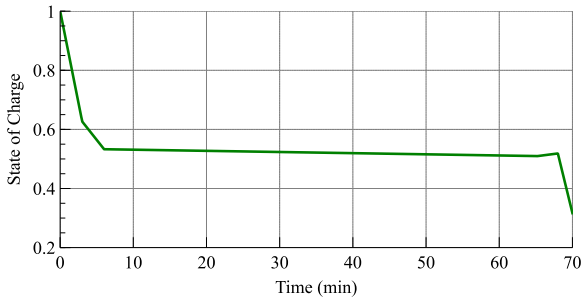
(الف)



(ب)

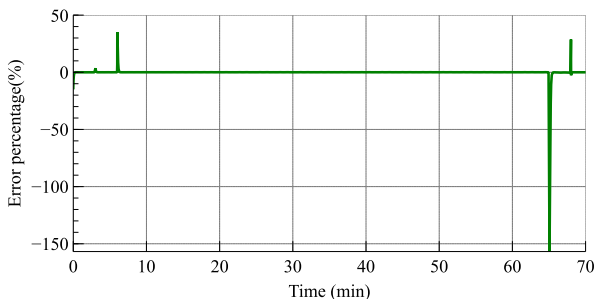


(پ)

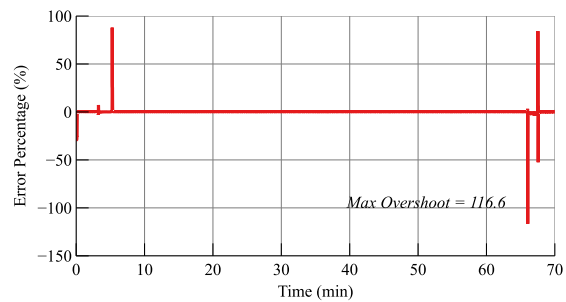


(ت)

شکل ۱۲- الف) سرعت دورانی ملخ ب) جریان باتری پ) ولتاژ باتری ت) وضعیت شارژ باتری



شکل ۱۳- درصد خطای بین توان تولیدی و نمودار توان مورد نیاز در راهبرد دوم -۶ مراجع

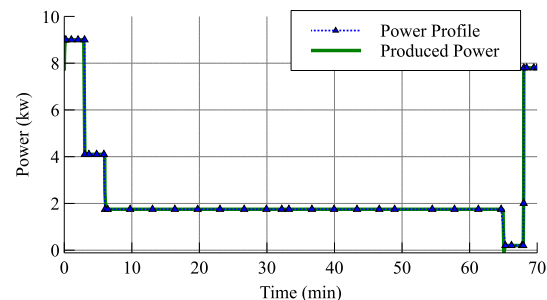


شکل ۱۰- درصد خطای توان تولید شده و توان مورد نیاز در راهبرد اول

بیشتر از راهبرد اول می‌باشد. همچنین در مقایسه با راهبرد اول، مدت زمان حالت گذرای سیستم در زمان شروع بیشتر شده است. با مقایسه جریان باتری در دو راهبرد شبیه‌سازی شده می‌توان نتیجه گرفت که در مرحله‌ای از پرواز که عملکرد دو المان مولد توان الکتریکی به حالت پایدار رسیده، نقش راهبرد سیستم کنترلی چندان تفاوتی ندارد. اما در مراحل پروازی با تغییر توان زیاد، نظیر نشست و برخاست عمودی، استفاده از درجه هیبریداسیون بالا باعث افزایش اختلاف توان تولیدی و مصرفی خواهد شد.

### ۵- نتیجه گیری

در این مقاله، به طراحی یک کنترل‌کننده برای سیستم پیشرانش هیبریدی هواپیمای بال-چرخان با کاربری حمل بار پرداخته شده است. اجزاء سیستم با استفاده از مدل‌های موجود ریاضی شبیه‌سازی شده و یک کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی جهت تنظیم تولید توان الکتریکی پیشنهاد شده است. به منظور شبیه‌سازی مدل سیستم پیشرانش، دو راهبرد کنترلی در نظر گرفته شده که در راهبرد اول، نقش باتری تنها تامین اختلاف توان تولیدی و مورد نیاز است و در راهبرد دوم حداقل درجه هیبریداسیون ۳۵ درصد در کل طول پرواز در نظر گرفته شده است. نتایج عددی نشان می‌دهد که در مرحله‌ای از پرواز که عملکرد موتور احتراق داخلی و باتری به حالت پایدار رسیده، نقش راهبرد سیستم کنترلی اثری بر پارامترهای سیستم ندارد. در حالی که، در مراحل پروازی با تغییر توان زیاد، نظیر نشست و برخاست عمودی، استفاده از درجه هیبریداسیون بالا باعث افزایش اختلاف توان تولیدی و مصرفی خواهد شد. در نتیجه پیشنهاد می‌گردد در سیستم‌های هیبریدی با تغییر زیاد در توان مورد نیاز، نقش باتری تنها پشتیبانی‌کننده از ژنراتور الکتریکی باشد.



شکل ۱۱- مقایسه توان تولیدی با نمودار توان در راهبرد دوم

- Technology*, vol. 92, no. 6, pp. 851–861, 2020. [Online]. Available: Emerald Insight, <https://www.emerald.com>. [Accessed jan. 4, 2023].
- [6] Shuangqi Li, Chenghong Gu, Minghao Xu, Jianwei Li, Pengfei Zhao and Shuang Cheng, “Optimal power system design and energy management for more electric aircrafts,” *Journal of Power Sources*, vol. 512, p. 23047, Sept. 2021.
- [7] Olivier Tremblay and Louis-A. Dessaint, “Experimental Validation of a Battery Dynamic Model for EV Applications,” *World Electric Vehicle Journal*, vol. 3, pp. 289–298. May 2009.
- [8] “AT7224 40CC,” *T-MOTOR*, 2022. [Online]. Available: <https://store.tmotor.com/goods.php?id=1094>. [accessed: 4-Jan-23].
- [9] HFEInternational, “DA120 EFI Data Sheet,” June 2021.
- [10] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. California, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2018.
- [1] Manuel A. Rendón, Carlos D. Sánchez R., Josselyn Gallo M. and Alexandre H. Anzai, “Aircraft Hybrid-Electric Propulsion: Development Trends, Challenges and Opportunities,” *Journal of Control, Automation and Electrical Systems*, vo. 32, pp. 1244–1268, June 2021.
- [2] González Espasandín, Ó., Leo, T. J., and Navarro-Arévalo, “Fuel cells: A real option for unmanned aerial vehicles propulsion,” *The Scientific World Journal*, vol. 2014, pp. 1–12, Jan 2014.
- [3] Cardone, M. Gargiulo, B. Fornaro and Enrico Fornaro, “Modelling and Experimental Validation of a Hybrid Electric Propulsion System for Light Aircraft and Unmanned Aerial Vehicles,” *Energies*, vol. 14, p. 3969, July 2021.
- [4] Shuangqi Li a, Chenghong Gu, Pengfei Zhao and Shuang Cheng, “A novel hybrid propulsion system configuration and power distribution strategy for light electric aircraft,” *Energy Conversion and Management*, vol. 238, April 2021.
- [5] José Pedro Soares Pinto Leite, Mark Voskuijl, “Optimal energy management for hybrid-electric aircraft,” *Aircraft Engineering and Aerospace*