



Sizing and Reference SOC Trajectory of Hybrid Aircraft Propulsion System under Failure Conditions

Masoud Khasheinejad¹ , Morteza Montazeri-Gh^{*2}

¹ Ph.D. Student, Faculty of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran.
(Email: mkhasheinejad@gmail.com)

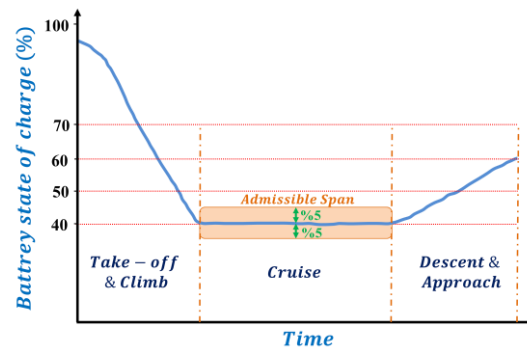
² Professor, Faculty of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran.

(*Correspondence: montazeri@iust.ac.ir)

HIGHLIGHTS

- Investigating hybrid propulsion system failure modes and their impact on the aircraft.
- Sizing the hybrid propulsion system under all-turbine and battery failures.
- Providing a reference battery state of charge trajectory to ensure safe landing of the hybrid aircraft
- Simulating the hybrid propulsion system under all-turbine and battery pack failures.

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 07 January 2026

Received in revised form: 27 February 2026

Accepted: 06 April 2026

Available online: 21 April 2026

*Correspondence:

mkhasheinejad@gmail.com

Keywords:

hybrid Propulsion

Failure Modes

Failure-Based Sizing

Reference State of Charge

Aircraft Simulation

ABSTRACT

In this paper, the sizing method and reference battery state of charge (SOC) trajectory for a hybrid aircraft under failure conditions are presented. With this aim, first, the types of hybrid-electric propulsion system (HEPS) structures along with their components are introduced. Then, the failure modes of HEPS main components and their impact on the aircraft performance are investigated. Next, the sizing of parallel HEPS under all-turbine and battery pack failures is formulated. Then, the reference SOC trajectory is presented by simulating the HEPS during a real flight mission, to ensure the safe landing of the aircraft in the event of all-turbine failure. So that the battery SOC in the cruise and descent phases should be about 35-45% and 65%, respectively. Finally, using the results of the parallel hybrid aircraft simulation under emergency failure modes, the correctness of the proposed sizing procedure has been proven. In addition, by presenting the simulation results of the healthy hybrid aircraft, the satisfaction of the performance constraints of the parallel HEPS has been validated.

Cite this article: Khasheinejad M[©], Montazeri-Gh M[©]. Sizing and Reference SOC Trajectory of Hybrid Aircraft Propulsion System under Failure Conditions. Journal of Aerospace Mechanics. 2025; 22 (1): 31-44.

DOI: <https://doi.org/10.47176/MAJ.2026.1530>

© Author(s) retain the copyright and full publishing rights

Publisher: Imam Hossein Comprehensive University.



1. Introduction and Problem Statement

According to the International civil aviation organization (ICAO), about 2.4% of the pollution caused by the consumption of fossil fuels was related to the aviation industry, especially passenger and commercial aircraft. This has been increased by about 32% compared to the last five years. In this regard, to achieve more sustainable aviation in passenger aircraft, the international air transport association (IATA) has proposed several solutions, including the use of new propulsion technologies based on carbon neutral growth strategy. Due to the current battery technology and their high weight, it is not possible to have an all-electric propulsion structure for regional and long-range aircraft. Therefore, hybrid propulsion has been proposed as one of the most promising approaches to reducing fuel consumption and aircraft pollution. In addition, by using the hybrid propulsion system, it is possible to improve the safety and resilience of the aircraft propulsion due to the flexibility of the aircraft energy sources. Regional aircraft play an important role in civil aviation for medium-range transportation. ATR series turboprop aircraft are among the most widely used regional aircraft.

One of the interesting subjects is the safe and emergency landing of a hybrid electric aircraft in case of all-turbine failure. This is a vital condition, and in this case, it is necessary that the remaining battery state of charge (SOC) be sufficient over the whole flight conditions to guarantee a safe landing. To the knowledge of the authors, no research has been reported to investigate the required SOC trajectory that enables the hybrid passenger regional aircraft to make a safe and emergency landing from any point in the entire flight mission in case of the all-turbine failure. Furthermore, no paper has been published considering the operational constraints such as SOC, turbine over-temperature, and propeller speeds and the formulation of the sizing of the hybrid-electric propulsion system (HEPS), considering the failure of all-turbine or battery pack of the hybrid propulsion system.

2. HEPS Structures and their Comparison

1. **Parallel HEPS:** In a parallel hybrid propulsion, the turbine engine and the battery (via an electric motor) are directly capable of providing the thrust required by the aircraft. In general, a parallel HEPS has an electric motor and a battery in addition to the turbine. Due to the lower power density of the battery relative to the thermal value of the fossil fuel, the weight of the hybrid aircraft increases relatively significantly compared to the conventional type.
2. **Series HEPS:** In a series HEPS, the power from the turboshaft engine is first converted into electrical power by a generator. Then, this power can be used to charge the battery or drive the motors that drive the aircraft's blades. In the series structure, a large generator is used to convert the mechanical power of the turbine into electrical power compared to the parallel structure; therefore, for the same reference aircraft, the weight of the series hybrid thruster is greater than that of the parallel type.
3. **Series-Parallel HEPS:** In this structure, both the serial and parallel architectures are used in combination; therefore, their advantages and disadvantages are seen simultaneously in this structure. However, due to the greater weight and more complex control system of this structure compared to the two serial and parallel architectures, its implementation is very difficult in practice.

Considering battery and electric machine technology, it can be concluded that implementing a parallel hybrid architecture is more practical than the other two architectures; therefore, in this research, a parallel hybrid propulsion structure is used for a turboprop aircraft.

3. Hybrid Propulsion System Failures

In this study, the speed of the propellers is considered constant; therefore, the gearbox conversion ratio is constant. In the gearbox of a hybrid propeller, there are three vulnerable parts, including the bearings and the shaft entering from the turbine and hybrid motor/generator to the gearbox and exiting from the gearbox to the propeller.

In the hybrid system used in this study, turbine engines and battery pack are the sources of power supply for the air. Also, by reviewing published articles, it has been concluded that the probability of complete failure of the electrical and mechanical power transmission system components is not high. Therefore, the all-turbines and battery pack failures are among the most critical failure modes of the HEPS.

4. Failure-Based Sizing Method of HEPS

In this study, a hybrid electrified regional aircraft is used considering the ATR 42 airframe. This HEPS has a propeller at the aircraft's aft fuselage. So, the HEPS have an AFT propulsor and two parallel hybrid modules (Hybrid-PMSM/G + turboprop engine). The AFT-PMSM drives the AFT propeller, and the motor/generator coupled to the turboprop of each hybrid module is called the Hybrid-PMSM/G. To size the AFT-ATR42 aircraft propulsion, it is necessary to determine the battery operation strategy. For this purpose, a flight mission can be divided into take-off, cruise, and descent phases. For this purpose, the requested power of the aircraft is provided by turbines and battery pack in the take-off phase and by turboprop engines in the cruise phase. Also, in the descent phase, turbines are responsible for providing the required power of the AFT-ATR42 aircraft and charging the

battery pack to ensure the safe landing of the aircraft in case of all-turbine failure. It should be noted that the AFT propulsor is active only at take-off and cruise phases.

To formulate the control strategy presented for each phase of the flight mission, relation 1-a is proposed, where the index i represents the flight phase. By integrating the above relationship, equation 1-b was obtained, which shows the contribution of the turbine and battery in providing the required power for the aircraft. In the case that the components of the HEPS are healthy, the k_{State} parameter is equal to 1. Also, battery performance is formulated using equation 1-c.

$$2 * P_{Tur1_i} + P_{Batt_i} = k_{State} * P_{Req_i} \quad (a)$$

$$2 * E_{Tur1_i} + E_{Bat_i}(\Delta SOC_i) = k_{State} * E_{Req_i} \quad (b)$$

$$\begin{cases} P_{Batt_i} > 0 & \text{or } \Delta SOC_i < 0 & i : \text{take_off} \\ P_{Batt_i} \approx 0 & \text{or } \Delta SOC_i \approx 0 & i : \text{cruise} \\ P_{Batt_i} < 0 & \text{or } \Delta SOC_i > 0 & i : \text{descent} \end{cases} \quad (c) \quad (1)$$

In equation 2-a, the relationship between battery power and electric machines is presented. According to the control strategy presented in Figure 2, as well as the combination of battery performance in 1-c with equation 2-a, the performance of electric machines can be determined with equation 2-b in flight phases.

$$2 * P_{Hybrid_PMSM/G_i} + P_{AFT_PMSM_i} = P_{Batt_i} \quad (a)$$

$$\begin{cases} P_{Hybrid_PMSM/G_i} > 0 & \text{and } P_{AFT_PMSM_i} : \text{Active} & i : \text{take_off} \\ (2 * P_{Hybrid_PMSM/G_i} < 0) \approx -P_{AFT_PMSM_i} : \text{Active} & i : \text{cruise} \\ P_{Hybrid_PMSM/G_i} < 0 & \text{and } P_{AFT_PMSM_i} : \text{Disable} & i : \text{descent} \end{cases} \quad (b) \quad (2)$$

In fossil fuel aircraft, turbine sizing is done according to the one-engine inoperative engine (OEI) failure in each of the flight phases so that the aircraft can continue to fly and land according to a specific flight plan. In a hybrid aircraft with battery and turbine power sources, failures of the all-turboprop engine and battery pack during flight are among the worst possible failure scenarios for hybrid propulsion. By comparing hybrid and fossil propulsion, the failure of the all-turbine or battery pack in HEPS can be considered equivalent to the OEI failure in conventional aircraft, and as a result, based on equation 3, the value of the k_{State} parameter in equation 1 is considered equal to 0.5. In general, the energy required for the take-off and cruise phases is greater than the energy required for the descent phase. As a result, to satisfy equation 1-b in the cruise and the take-off phases, a battery pack with a larger capacity should be used, which leads to a large increase in the weight of the HEPS, which is not practical or possible. Therefore, equation 1-b is true only in the descent phase.

$$\begin{cases} k_{State} = 1 & \text{State: No failure} \\ k_{State} = 0.5 & \text{State: All - turbine or battery failure} \end{cases} \quad (3)$$

According to the above assumption, the size of two turbines as well as the battery pack should be equivalent to the size of one of the two turbines of the reference fossil aircraft. Therefore, a sizing procedure can be provided based on failures of the all-turbine and battery pack. The size of the battery pack and turbine of a hybrid propulsion should be such that in case of failure of the all-turbine engine or battery pack during the flight, the aircraft has the required energy for a safe and emergency landing. In general, the turbine size is determined based on its output power at ground level and the cruise flight conditions. The battery size is also expressed using its output power parameter and capacity to store electrical energy, or watts-hours (W.h.).

To size the turbine and the battery, 1-a and 1-b relationships have been rewritten for the failures of the battery pack and all-turbine in their unequal form, and a low limit for their output power is determined by equations 4 and 5, respectively. In equation 4, turbines are sized, assuming the battery pack failure is equivalent to the OEI status. Also, as mentioned above, due to the permissible weight of the battery and current technology, the use of a battery pack with enough capacity for storing the energy required for the descent phase in OEI mode ($0.5 * E_{Req_descent}$) is practical for the hybrid aircraft. Therefore, it is recommended that the battery store at least this amount of energy throughout the flight so that, in the event of the all-turbine failure, the battery has the required energy for an emergency landing.

- **Battery Pack Failure**

$$2 * P_{Tur1_ground} \geq 0.5 * P_{Req_take_off} \quad (a)$$

$$2 * P_{Tur1_cruise} \geq 0.5 * P_{Req_cruise} \quad (b) \quad (4)$$

- **All-Turbine Failure**

$$P_{Batt_max} \geq 0.5 * P_{Req_take_off} \quad (a)$$

$$E_{Bat_i}(\Delta SOC_i) \approx 0.5 * E_{Req_descent} \quad i : \text{take - off and cruise} \quad (b)$$

$$E_{Bat_i}(\Delta SOC_i) \geq 0.5 * E_{Req_descent} \quad i : \text{descent} \quad (c) \quad (5)$$

In general, the share of AFT-PMSM in supplying the required power of the hybrid aircraft is determined by the flight mission. Therefore, according to this assumption and using equation 2, the AFT-PMSM and hybrid-PMSM/G sizes can be calculated. To size the HEPS components by satisfying 1–5 equations along with their operating constraints, the simulation of the hybrid propulsion dynamic model with the designed control strategy has been

done many times. These simulations are performed with the assumption of healthy components of the hybrid propulsion as well as failures of the all-turbine and battery pack.

5. Reference Battery SOC Trajectory for AFT-ATR42 Aircraft

One of the worst possible working conditions for a HEPS is the simultaneous failure of all turbines and some power transmission components, such as electric machines, power electronic systems, gearboxes, etc. To enable a safe and emergency landing of a hybrid or AFT-ATR42 aircraft, before the mentioned failure mode occurs, an acceptable amount of energy must be stored in the battery pack. For this purpose, in this article, according to the proposed sizing procedure as well as the battery operational strategy and with the help of the HEPS dynamic model simulation under different hybrid propulsion failure modes, the SOC limits of the hybrid aircraft propulsion system, or AFT-ATR42, have been determined. The battery SOC of the hybrid aircraft propulsion system, or AFT-ATR42, should be maintained in the range of 35-45% during the cruise phase and reach about 60% at the end of the flight. In this way, if both turboprop engines fail in the middle of the cruise or at the beginning of the descent phase, the battery has enough energy to land the aircraft safely, like the OEI condition in conventional aircraft.

6. Simulation Results

To simulate the hybrid aircraft, a 300-mile flight mission based on the flight data of the STK19L series (ATR) aircraft was used. Using the flight mission data (velocity and altitude profile) and flight dynamics equations, the requested power of the regional hybrid aircraft has been calculated.

6.1. Simulation of the HEPS under the battery pack failure

In the event of a battery pack failure, the size of the turbines should be such that the aircraft can land safely using the turbines. By simulating the HEPS under the battery pack failure during the descent phase, it is observed that the output power of a turbine engine from the beginning of the descent phase to the end of the flight is greater than the power required by the aircraft; therefore, in the event of a simultaneous failure of the battery pack and one of the turbines at the beginning of the landing phase, the safe landing of the aircraft can be ensured by using the other turboprop engine.

6.2. Simulation of the HEPS under the all-turbine failure

In the event of a failure of all turbines, the battery pack must have the necessary energy for a safe landing of the aircraft. By simulating the HEPS under the battery pack failure during the descent phase, it was observed that the aircraft continued its flight during this phase with the help of the energy stored in the battery pack and landed safely.

After the aircraft lands, the battery SOC at the end of the flight mission is approximately 22%. This leads to the preservation of the battery health.

6.3. Simulation of the healthy HEPS

During the take-off, the battery SOC decreases from an initial value of 98% to about 40%, and during cruise, the SOC is maintained at 40%-35%. The battery SOC reaches about 60% at the end of the flight mission. At the end of the take-off phase, the minimum battery voltage is measured, which is equivalent to the maximum battery current. Also, at the end of the flight mission, the battery voltage increases, which indicates its charge.

The hybrid aircraft requires 578.6 kg of fuel for a 300-mile mission, while the conventional ATR42 aircraft consumes 800 kg of fuel for this distance; therefore, compared to conventional thrusters, the hybrid system can reduce fuel consumption by about 27.7%. The turbine inlet gas temperature during the flight is less than 1660 degrees Kelvin that it is within the permissible range.

7. Conclusion

In this research, the sizing formulation and resilient switching-fuzzy EMS for the regional hybrid aircraft named AFT-ATR42 were presented, considering failures. For this purpose, the sizing procedure for the HEPS components under the failures of either the all-turbine or the battery pack, which is equivalent to one engine inoperative (OEI) condition in fossil fuel aircraft, was formulated. Then, according to the proposed sizing procedure and simulating the HEPS, the reference battery SOC trajectory of the HEPS was presented with the aim of enabling the safe and emergency landing of the AFT-ATR42 aircraft in case of all-turbine failure during the flight using the remaining SOC.

***Data Availability Statement

Not applicable.



اندازه‌گذاری و نمودار سطح شارژ مرجع سیستم جلوبرنده هواپیما هیبرید تحت شرایط خرابی

مسعود خاشعی نژاد¹، مرتضی منتظری^{2*}

¹ دانشجوی دکترا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، شهر تهران، کشور ایران. (ایمیل: mkhasheinejad@gmail.com)

² استاد تمام، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، شهر تهران، کشور ایران. (نویسنده مسئول: montazeri@iust.ac.ir)

برجسته‌ها

- بررسی مودهای خرابی‌های سیستم جلوبرنده هیبرید و تأثیر آن‌ها بر هواپیما
- اندازه‌گذاری سیستم جلوبرنده هیبرید تحت خرابی‌های تمام توربین‌ها و باتری
- ارائه نمودار سطح شارژ باتری مرجع جهت تضمین فرود ایمن هواپیما هیبرید
- شبیه‌سازی سیستم جلوبرنده هیبرید تحت خرابی‌های تمام توربین‌ها و پک باتری

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: 17 دی 1404

بازنگری: 08 اسفند 1404

پذیرش: 17 فروردین 1405

ارائه آنلاین: 1 اردیبهشت 1405

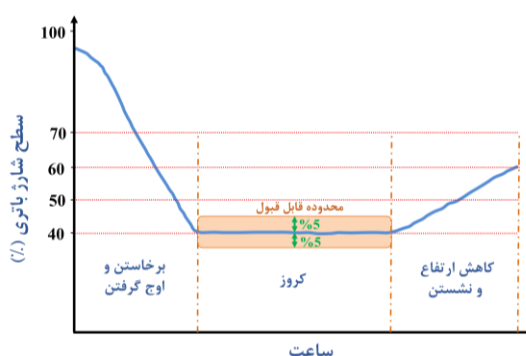
*نویسنده مسئول:

montazeri@iust.ac.ir

کلید واژه‌ها:

جلوبرنده هیبرید
مودهای خرابی
اندازه‌گذاری
سطح شارژ مرجع
شبیه‌سازی هواپیما

چکیده گرافیکی



چکیده

در این مقاله، روش اندازه‌گذاری و نمودار سطح شارژ مرجع برای یک هواپیمای هیبرید تحت شرایط خرابی ارائه شده است. با این هدف، ابتدا انواع ساختارهای سیستم جلوبرنده هیبرید به همراه اجزاء آنها معرفی شده است. سپس مودهای خرابی‌های اجزاء اصلی سیستم جلوبرنده هیبرید و تأثیر آن‌ها بر عملکرد هواپیما بررسی شده است. در ادامه، اندازه‌گذاری اجزاء سیستم جلوبرنده هیبرید موازی تحت خرابی‌های تمام توربین یا پک باتری، فرموله شده است. سپس نمودار سطح شارژ باتری مرجع به کمک شبیه‌سازی سیستم جلوبرنده هیبرید در طول یک مأموریت پروازی واقعی، باهدف تضمین فرود ایمن هواپیما در صورت خرابی تمام توربین‌ها ارائه شده است. به‌طوری که می‌بایستی مقدار سطح شارژ باتری در فاز کروز و نشست به ترتیب حدود ۴۵-۳۵٪ و ۶۵٪ باشد. در نهایت، با استفاده از نتایج حاصل از شبیه‌سازی هواپیما هیبرید موازی تحت مودهای خرابی بحرانی، درستی رویه اندازه‌گذاری پیشنهادی اثبات شده است. علاوه بر این، با ارائه نتایج شبیه‌سازی هواپیما هیبرید سالم ارضاشدن قیود عملکردی سیستم جلوبرنده هیبرید موازی صحت‌سنجی شده است.

استناد: خاشعی نژاد، مسعود^۱، منتظری، مرتضی^۲. اندازه‌گذاری و نمودار سطح شارژ مرجع سیستم جلوبرنده هواپیما هیبرید تحت شرایط خرابی. مکانیک هوا فضا. ۱۴۰۵؛ ۲۲ (۱): ۳۱-۴۴.

<https://doi.org/10.47176/MAJ.2026.1530>

© نویسنده(گان) حق نشر و حقوق کامل انتشار را برای خود محفوظ می‌دارند.

ناشر: دانشگاه جامع امام حسین (ع).



۱- مقدمه

طبق گزارش سازمان بین‌المللی هوانوردی غیرنظامی^۱، حدود 2.4 درصد از آلودگی ناشی از مصرف سوخت‌های فسیلی مربوط به صنعت هوانوردی، به‌ویژه هواپیماهای مسافربری و تجاری بوده است. این میزان در مقایسه با پنج سال گذشته حدود 32 درصد افزایش یافته است [1]. در این راستا، انجمن بین‌المللی حمل‌ونقل هوایی^۲ چندین راهکار از جمله استفاده از فناوری‌های جدید سیستم جلوبرنده مبتنی بر استراتژی عدم افزایش کربن [2-4] را پیشنهاد کرده است. باتوجه به فناوری فعلی باتری‌ها و وزن بالای آنها، امکان داشتن معماری جلوبرنده تمام الکتریکی برای هواپیماهای منطقه‌ای و دوربرد وجود ندارد؛ بنابراین جلوبرنده‌های هیبریدی به‌عنوان یکی از امیدوارکننده‌ترین رویکردها برای کاهش مصرف سوخت و آلودگی هواپیما پیشنهاد شده‌اند [5]. علاوه بر این، با استفاده از سیستم جلوبرنده هیبریدی، به دلیل انعطاف‌پذیری منابع انرژی هواپیما، می‌توان ایمنی جلوبرنده هواپیما را در برابر خرابی‌ها بهبود بخشید [6]. هواپیماهای منطقه‌ای نقش مهمی در هوانوردی غیرنظامی برای حمل‌ونقل میان‌برد دارند [7]. هواپیماهای توربو پراپ سری ATR از جمله پرکاربردترین هواپیماهای منطقه‌ای هستند. ناسا از هواپیمای ATR 42-500 برای بررسی سیستم جلوبرنده هیبرید استفاده کرده است که شامل چندین فناوری برای کاهش مصرف سوخت است [6]. به‌طور کلی، اجزاء سیستم جلوبرنده هیبرید نسبت به جلوبرنده فسیلی معمولی بیشتر است و در نتیجه مودهای خرابی هواپیما هیبرید بیشتر هستند. از این رو، بررسی مودهای خرابی هواپیما هیبرید یک موضوعی تحقیقاتی مورد توجه است. در این میان، فرود ایمن و اضطراری یک هواپیمای هیبریدی الکتریکی در صورت خرابی تمام توربین‌ها یک امر ضروری است. به‌منظور دستیابی به این مهم، لازم است که سطح شارژ باتری^۳ باقیمانده در کل شرایط پرواز به مقدار کافی باشد تا فرود ایمن تضمین شود. تاکنون مطالعات کمی در زمینه فرود ایمن وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین هیبریدی انجام شده است. لی و همکارانش پیشنهاد کردند که حداقل سطح شارژ باتری در طول مأموریت پرواز باید 45٪ باشد تا فرود ایمن یک پهپاد در صورت خرابی منابع انرژی خورشیدی و پیل سوختی تضمین شود [8]. علاوه بر این، ژانگ و همکارانش [9] توصیه کردند که برای افزایش عمر باتری و جلوگیری از شرایط بحرانی در طول پرواز یک پهپاد هیبریدی با منابع انرژی سلول خورشیدی، پیل سوختی و باتری، حداقل سطح شارژ باتری باید 60٪ باشد. علاوه بر این، شیء و همکارانش [10] پیشنهاد کردند که استراتژی کنترل باید سطح شارژ باتری را در پایان مأموریت پروازی به مقدار حدوداً 50٪

برساند تا فرود ایمن پهپاد در صورت خرابی موتور تضمین شود. تاکنون، هیچ مطالعه‌ای در زمینه نمودار سطح شارژ باتری مرجع باهدف تضمین فرود ایمن هواپیما هیبرید، در صورت خرابی تمام توربین‌ها در طی پرواز، گزارش نشده است. علاوه بر این، مطالعات متعددی وجود دارد که سائز سیستم جلوبرنده هیبرید یک هواپیما ATR را بررسی کرده‌اند [11-14]. وسکوئی و همکاران [11] یک جلوبرنده هیبریدی موازی را با استفاده از راندمان اجزاء جلوبرنده مدل‌سازی کردند. سپس آنها با استفاده از مقادیر مختلف ظرفیت باتری و با فرض ثابت بودن جرم هواپیمای مرجع، سائز اجزاء جلوبرنده را تعیین نمودند. همچنین رندوم و همکاران [12] یک موتور توربو پراپ را در شرایط حالت پایا با استفاده از داده‌های موتور توربو جت TR5000 مدل‌سازی کردند. سپس آنها با ارضا نمودن قید سرعت برخاستن هواپیما، سائز مابقی اجزاء یک سیستم جلوبرنده هیبرید موازی را تعیین کردند. علاوه بر این، کامرتی و همکاران [13] سه موتور توربو پراپ را در شرایط حالت پایا و گذرا مدل‌سازی کردند. سپس آنها با بهینه‌سازی میزان تولید گازهای گلخانه‌ای و مصرف سوخت، سائز سیستم جلوبرنده هیبرید موازی را تعیین نمودند. علاوه بر این، کوئینت و همکاران [14] ابتدا موتور توربو پراپ هواپیمای مرجع را به‌صورت پارامتری مدل‌سازی کردند. سپس آنها باهدف میسر نمودن فرود اضطراری هواپیما در حالت خرابی تک موتور^۴ در فاز برخاستن، موتور توربینی مرجع را کوچک‌سازی و اندازه سائز باتری و سایر اجزاء را تعیین کردند. با این حال، هیچ تحقیقی در زمینه فرمول‌بندی اندازه‌گذاری جلوبرنده هیبرید با در نظر گرفتن خرابی تمام توربین یا یک باتری در کنار ارضا نمودن قیود عملکردی آن مانند سطح شارژ باتری، حداکثر دمای توربین، سرعت ملخ و... انجام نشده است. در این مقاله مودهای خرابی اجزاء سیستم جلوبرنده هیبرید و تأثیر آنها بر عملکرد هواپیما بررسی شده است. سپس با لحاظ کردن خرابی‌های اساسی، یک‌رویه اندازه‌گذاری مبتنی بر خرابی ارائه و فرموله شده است. همچنین به کمک آن یک نمودار سطح شارژ باتری مرجع برای سیستم جلوبرنده هواپیما هیبرید باهدف تضمین فرود ایمن هواپیمای هیبرید را در صورت خرابی تمام توربین‌ها در طول پرواز ارائه شده است. ساختار مقاله به شرح زیر است: در بخش دوم و سوم به ترتیب، انواع ساختارهای سیستم جلوبرنده هیبرید و مودهای خرابی اجزاء آنها ارائه شده است. در بخش چهارم و پنجم به ترتیب، روش اندازه‌گذاری مبتنی بر خرابی و نمودار سطح شارژ باتری مرجع پیشنهادی برای یک هواپیما هیبرید ارائه شده است. در نهایت، نتایج شبیه‌سازی سیستم جلوبرنده هیبرید موازی در دو وضعیت خراب و سالم در بخش ششم ارائه شده‌اند.

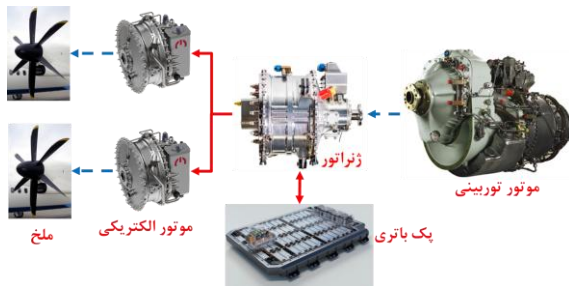
^۴ One-Engine Inoperative (OEI)

^۱ International Civil Aviation Organization (ICAO)

^۲ International Air Transport Association (IATA)

^۳ State of Charge (SOC)

به موازی، سیستم کنترلی آن از پیچیدگی کمتری نسبت به ساختار موازی برخوردار است.



شکل ۲: شماتیک جلوبرنده هیبرید سری

3-2- ساختار هیبرید سری - موازی

در شکل (3) شماتیک جلوبرنده هیبرید سری - موازی نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در این ساختار هم معماری جلوبرنده سری و هم موازی به طور ترکیبی به کار گرفته شده است؛ لذا مزایا و معایب آن‌ها توأمان در این ساختار دیده می‌شود. البته به سبب وزن زیادتر و سیستم کنترلی پیچیده‌تر این ساختار نسبت به دو معماری سری و موازی، پیاده‌سازی آن در عمل بسیار مشکل هست.



شکل 3: شماتیک جلوبرنده هیبرید سری - موازی

4-2- مقایسه ساختارهای هیبرید

در جدول (1) مشخصات ساختارهای فوق جمع‌بندی شده است. این جدول بر اساس اطلاعات موجود برای معماری خودرو هیبرید خودرو ارائه شده است. باتوجه به فناوری باتری و ماشین الکتریکی می‌توان نتیجه گرفت که پیاده‌سازی معماری هیبرید موازی نسبت به دو معماری دیگر عملیاتی‌تر هست؛ لذا در این تحقیق ساختار جلوبرنده هیبرید موازی برای یک هواپیما توربو پراپ مورد استفاده قرار می‌گیرد.

3- خرابی‌های سیستم جلوبرنده هیبرید

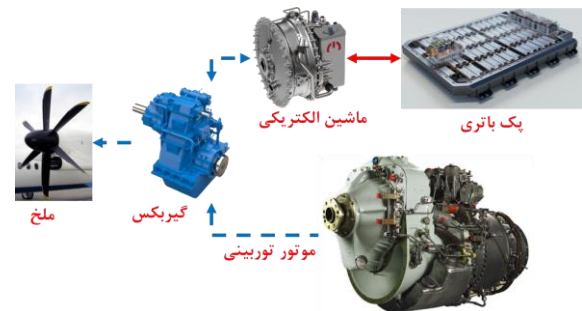
در این تحقیق سرعت دوران پروانه‌های پیشران ثابت در نظر گرفته شده است؛ لذا نسبت تبدیل گیربکس‌ها ثابت هست. در گیربکس یک جلوبرنده هیبرید سه قسمت آسیب‌پذیر شامل بلبرینگ و شفت وارد شده از توربین و موتور/ژنراتور - هیبرید به گیربکس و خروج از گیربکس به ملخ وجود دارد. در شکل (4) این سه قسمت علامت‌گذاری شده است.

2- انواع ساختار سیستم جلوبرنده هیبرید و مقایسه آن‌ها

در ادامه به تشریح ساختارهای جلوبرنده هواپیما هیبرید پرداخته می‌شود.

2-1- ساختار هیبرید موازی

در جلوبرنده هیبرید موازی موتور توربینی و همچنین باتری (به‌وسیله ماشین الکتریکی) به طور مستقیم قادر به تأمین تراست موردنیاز هواپیما هستند، همان‌طور که در شکل (1) نشان داده شده است. به‌طور کلی پیاده‌سازی سیستم جلوبرنده هیبرید با استفاده از موتور توربو پراپ نسبت به موتور توربوپن، بسیار ساده‌تر و کم‌هزینه‌تر است. چرا که در موتور توربوپن مانند موتور توربو پراپ، شفت خروجی وجود نداشته و جهت انتقال توان از موتور توربوپن می‌بایستی تغییراتی بر روی موتور جهت کوپل نمودن آن با ماشین الکتریکی صورت بگیرد.



شکل ۱: شماتیک جلوبرنده هیبرید موازی

به‌طور کلی یک جلوبرنده هیبرید موازی علاوه بر توربین، از یک ماشین الکتریکی و باتری برخوردار است. به سبب چگالی توان پایین‌تر باتری نسبت به ارزش حرارتی حاصل از سوخت فسیلی، وزن هواپیما هیبرید نسبت به نوع معمولی افزایش نسبتاً زیادی می‌یابد.

2-2- ساختار هیبرید سری

در جلوبرنده هیبرید سری توان موتور توربو شفت ابتدا به‌وسیله یک ژنراتور به توان الکتریکی تبدیل می‌شود. سپس با استفاده از این توان، می‌توان باتری را شارژ نمود یا موتورهای محرک پره‌های هواپیما را به حرکت درآورد. در شکل (2) شماتیک جلوبرنده هیبرید سری نشان داده شده است. در ساختار سری نسبت به ساختار موازی از یک ژنراتور با سایز بزرگ جهت تبدیل توان مکانیکی توربین به توان الکتریکی استفاده شده است؛ لذا برای یک هواپیما مرجع یکسان، وزن جلوبرنده هیبرید سری نسبت به نوع موازی بیشتر است. از جمله مزایای این ساختار می‌توان به عملکرد تقریباً دائمی توربین در نقطه عملکرد بهینه اشاره نمود که منجر به کاهش آلودگی و افزایش بازدهی سیستم جلوبرنده می‌گردد. باتوجه به سادگی عملکرد ساختار سری نسبت

3-2- خرابی گیربکس، سیستم انتقال قدرت و درایوهای مکانیکی

در این تحقیق سرعت دورانی ماشین‌های الکتریکی و توربین ثابت در نظر گرفته شده است؛ از این رو در استراتژی کنترلی، می‌بایستی دینامیک عملکردی توربین لحاظ شود تا شیب گشتاور درخواستی از توربین کنترل و از بروز نوسان در سرعت دورانی توربین جلوگیری شود. در نتیجه گیربکس متصل به توربین دچار ضربه نشده و باری بیشتر از حد تحمل به آن‌ها وارد نمی‌شود. همچنین این امر احتمال بروز خرابی‌های مکانیکی نظیر خستگی، پارگی و سایش را کاهش می‌دهد. در صورت بروز این عیوب در گیربکس معمولاً در ابتدا عملکرد آن تضعیف شده و بعد از مدتی به طور کامل غیرقابل استفاده می‌گردد. اغلب با بازرسی مستمر گیربکس می‌توان این عیوب را شناسایی و برطرف نمود. در جدول (3) [18-19] حالات خرابی گیربکس ارائه شده است. در اثر خرابی گیربکس ممکن است تمام یا مقداری از توان ورودی از توربین از دست برود.

جدول 3: مدهای خرابی گیربکس [18-19]

ردیف	مودهای خرابی
۱	ریزش بلبرینگ، شکست
۲	ناهماهنگی دنده/گیربکس، خرابی
3	خرابی محور خروجی/درایو
4	خرابی پمپ روغن
5	خرابی خنک‌کن روغن

3-3- خرابی ماشین‌های الکتریکی

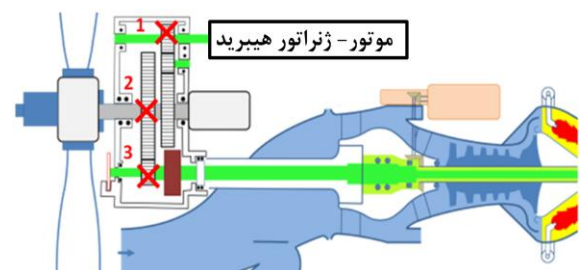
ماشین‌های الکتریکی به گیربکس و یا موتور توربینی به صورت مستقیم متصل هستند. به طور کلی احتمال خرابی توربین طی پرواز نسبت به گیربکس و ماشین الکتریکی بسیار بیشتر هست. در جدول (4) [20-21] مدهای خرابی ماشین‌های الکتریکی نشان داده شده است.

جدول 4: مدهای خرابی ماشین‌های الکتریکی [20-21]

ردیف	مودهای خرابی
۱	خرابی شافت و بلبرینگ
۲	خرابی سیم‌پیچ استاتور و عایق
3	خروج از مرکز شکاف هوا
4	از دست دادن سرمایش/آتش سوزی
5	اشکالات کنترلر

جدول ۱: مشخصات اجزاء سیستم جلوبرنده هیبرید

مشخصات	مقدار		
	موازی	سری	سری - موازی
وزن کل اجزاء سیستم	کم	متوسط	زیاد
پیچیدگی سیستم کنترلی	متوسط	کم	زیاد
هزینه ساخت	کم	متوسط	زیاد
تبدیل انرژی	زیاد	متوسط	زیاد
بازدهی کلی	متوسط	متوسط	زیاد
سرعت پاسخ‌دهی	متوسط	کم	متوسط
امکان ساخت با موتورهای کنونی (توربو فن/توربو پراپ)	زیاد/کم	متوسط	متوسط/کم



شکل 4: شماتیک مازول هیبرید

3-1- خرابی موتور توربینی

هر موتور توربینی دارای سیستم کنترل مخصوص به خود است که مستقیماً با سیستم مدیریت انرژی در ارتباط است. توان مکانیکی موتور توربو پراپ به محور توربین قدرت تحویل داده می‌شود و برای تولید توان الکتریکی و یا دوران ملخ استفاده می‌شود. موتورهای توربینی هواپیما تجهیزات بسیار قابل اعتمادی هستند؛ اما خرابی‌ها رخ می‌دهند. در جدول (2) [15-17] حالات خرابی موتور توربینی ارائه شده است. در اثر خرابی گیربکس ممکن است تمام یا مقداری از توان خروجی از توربین یا تراست از دست برود.

جدول ۲: مدهای خرابی موتور توربینی [15-17]

ردیف	مودهای خرابی
۱	فرسودگی سوخت
۲	آتش سوزی موتور
3	شکست روتور و جداسدن اجزاء موتور
4	خاموش شدن موتور (علل مختلف)
5	از دست دادن کنترل سرعت

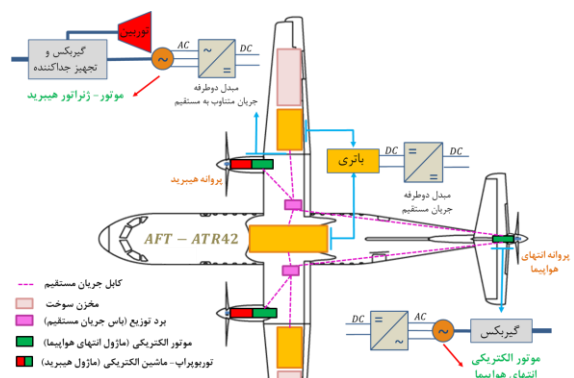
ذخیره‌ساز افت کند یا باتری از دسترس خارج شود. در صورت خرابی کامل پک باتری، با استفاده دو موتور توربو پراپ فرود ایمن هواپیما میسر است. همان‌طور که در بخش‌های (3-1) تا (3-4) اشاره شد، خرابی جزئی یا کامل اجزاء سیستم جلوبرنده منتج به ازدست‌رفتن جزئی یا کامل توان توربین‌ها یا پک باتری می‌شود. از این‌رو استنتاج می‌شود که مدهای خرابی تمام توربین‌ها و پک باتری، بحرانی‌ترین حالات هستند.

جدول 7: مدهای خرابی ذخیره‌ساز انرژی الکتریکی [24]

مدهای خرابی	ردیف
فرار حرارتی / آتش‌سوزی	۱
کاهش عمر و فشار روانی مکانیکی داخلی	۲
خطاهای سیستم مدیریت باتری	۳
اتصال کوتاه/باز خارجی	۴

4- اندازه‌گذاری مبتنی بر خرابی سیستم جلوبرنده هیبرید

در این مطالعه، یک هواپیما هیبرید الکتریکی منطقه‌ای با در نظر گرفتن سازه هواپیما ATR42 طراحی شده است. با افزودن یک ملخ به قسمت عقب هواپیما، یک جلوبرنده هیبرید جدید با استفاده از دو ماژول هیبرید و یک ماژول یا پیش‌رانتهای هواپیما پیشنهاد شده است. در شکل (5)، معماری سیستم جلوبرنده هواپیما AFT-ATR42 به همراه نام‌های اختصاص‌داده‌شده به اجزاء سیستم جلوبرنده این هواپیما نشان‌داده شده است.



شکل 5: ساختار سیستم جلوبرنده هیبرید هواپیما AFT-ATR42

موتور انتهایی هواپیما، ملخ متصل به آن را به حرکت در می‌آورد. موتور/ژنراتور متصل به موتور توربو پراپ در هر ماژول هیبرید، موتور/ژنراتور - هیبرید نامیده می‌شود. به منظور اندازه‌گذاری سیستم جلوبرنده هواپیما AFT-ATR42، لازم است استراتژی مدیریت انرژی هواپیما تعیین شود. با این هدف، یک مأموریت پروازی به مراحل برخاستن، کروز و فرود تقسیم شده است. شماتیک استراتژی مدیریت انرژی مورد استفاده برای هواپیما

در صورت خرابی تمام ماشین‌های الکتریکی به همراه گیربکس متصل به آن‌ها، امکان فرود ایمن هواپیما با استفاده دو موتور توربو پراپ فراهم است.

3-4- خرابی تجهیزات الکترونیک - قدرت و باس الکتریکی توزیع توان

تجهیزات الکترونیکی برای سوئیچینگ و تبدیل توان الکتریکی به همراه سخت‌افزار باس برای انتقال توان الکتریکی در سراسر سیستم جلوبرنده هیبرید حیاتی هستند. این تجهیزات شامل اینورترها و یکسوسکننده‌ها برای تبدیل توان و همچنین کنترل‌کننده‌های ژنراتور و موتور هستند. همچنین شامل کابل کشی (سخت‌افزار باس الکتریکی) برای انتقال نیروی الکتریکی هستند. مدهای خرابی تجهیزات الکترونیک - قدرت و باس الکتریکی توزیع توان و تأثیرات آن‌ها بر عملکرد سیستم جلوبرنده به ترتیب در جدول‌های (5) و (6) [21-23] ارائه شده‌اند.

جدول 5: مدهای خرابی الکترونیک - قدرت و باس الکتریکی [21-23]

مدهای خرابی	ردیف
خرابی خط تغذیه یا ولتاژ	۱
خرابی الکترونیک و ترانسفورماتور	۲
ازدست‌دادن سرمایه‌ش	۳
خرابی کنترلر	۴
خرابی سخت‌افزار باس الکتریکی (مدار کوتاه یا باز، تخلیه تاج، قوس الکتریکی)	۵

جدول 6: تأثیرات خرابی الکترونیک - قدرت و باس الکتریکی [21-23]

تأثیرات خرابی	ردیف
کاهش ولتاژ، سطوح جریان بالا	۱
کیفیت برق کاهش یافته (ریپل ولتاژ، ناپایداری برق)	۲
افت توان خروجی	۳
ازدست‌دادن کامل قدرت	۴

3-4- خرابی منابع ذخیره‌سازی انرژی الکتریکی

سیستم‌های ذخیره‌سازی انرژی الکتریکی در سیستم‌های جلوبرنده هیبرید شامل باتری‌ها و ابرخازن‌ها هستند. البته پک باتری به عنوان متداول‌ترین ذخیره‌ساز در سیستم‌های هیبرید مورد استفاده است. در جدول (7) [24] مدهای خرابی ذخیره‌ساز انرژی الکتریکی ارائه شده است. در صورت بروز این خرابی‌ها ممکن است ظرفیت باتری و همچنین نرخ شارژ و دشارژ

در هواپیماهای سوخت فسیلی، اندازه‌گذاری توربین باتوجه‌به مود خرابی یک موتور در هر یک از مراحل پرواز انجام می‌شود. در نتیجه در صورت بروز خرابی، هواپیما می‌تواند طبق یک برنامه پروازی خاص به پرواز ادامه و به‌صورت ایمن فرود آید. در هواپیما هیبرید با منابع انرژی باتری و توربین، خرابی تمام موتورهای توربو پراپ و پک باتری در حین پرواز از بدترین سناریوهای خرابی ممکن برای سیستم جلوبرنده هیبرید هستند. با مقایسه سیستم جلوبرنده هیبرید و فسیلی می‌توان خرابی تمام توربین‌ها یا پک باتری در هواپیما هیبرید را معادل خرابی یک موتور در هواپیماهای معمولی دانست. در نتیجه بر اساس رابطه (3)، مقدار پارامتر k_{State} در رابطه (1) را برابر 0.5 در نظر گرفت.

$$\begin{cases} k_{State} = 1 \\ \text{State: No failure} \\ k_{State} = 0.5 \\ \text{State: All - turbine or battery failure} \end{cases} \quad (3)$$

به‌طور کلی انرژی موردنیاز برای مراحل برخاستن و کروز بیشتر از انرژی لازم برای فاز نشست است. در نتیجه برای برآوردن رابطه (1) - ب در فازهای کروز و برخاستن، باید از پک باتری با ظرفیت بیشتر استفاده گردد. این امر منجر به افزایش زیاد وزن سیستم جلوبرنده هیبرید می‌شود که عملی نیست؛ بنابراین رابطه (1) - ب فقط در مرحله نشست صادق است. با معادل قراردادن خرابی تمام توربین‌ها یا پک باتری در هواپیما هیبرید با خرابی یک موتور در هواپیماهای معمولی، سباز دو توربین و همچنین پک باتری باید معادل سباز یکی از دو توربین هواپیما فسیلی مرجع باشد. از این رو، می‌توان یک روش اندازه‌گذاری مبتنی بر خرابی تمام توربین‌ها و پک باتری را ارائه نمود. سباز پک باتری و توربین یک سیستم جلوبرنده هیبرید باید به‌گونه‌ای باشد که در صورت خرابی تمام توربین‌ها یا پک باتری در حین پرواز، هواپیما انرژی لازم برای فرود ایمن و اضطراری را داشته باشد. همان‌طور که قبلاً ذکر شد، به دلیل پدیده جذب لایه‌مرزی¹ توان درخواستی پیش‌رانه انتهای هواپیما در فاز کروز حدود 10 درصد کاهش می‌یابد. به‌منظور افزایش ایمنی هواپیما در صورت خرابی، پیشنهاد می‌شود در فرایند اندازه‌گذاری از تأثیر پدیده جذب لایه‌مرزی چشم‌پوشی شود. به‌طور کلی، سباز توربین بر اساس توان خروجی آن در سطح زمین و در شرایط کروز تعیین می‌شود. سباز باتری نیز با استفاده از پارامترهای توان خروجی و ظرفیت آن برای ذخیره انرژی الکتریکی برحسب وات - ساعت بیان می‌شوند. به‌منظور سباز نمودن باتری و توربین، روابط (1) - الف و ب با لحاظ کردن خرابی پک باتری و تمام توربین‌ها به فرم نامساوی بازنویسی می‌شوند. سپس حداقل توان خروجی آنها توسط معادلات (4) و (5) به ترتیب تعیین می‌گردد. در معادله (4) با فرض اینکه خرابی پک باتری معادل وضعیت خرابی یک

AFT-ATR42 به همراه جلوبرنده‌های فعال در هر فاز به‌صورت تصویری در شکل 6 نشان داده شده است.



شکل 6: منطق عملکردی کنترلر پیشنهادی برای هواپیما AFT-ATR42 در پرواز

همان‌طور که مشاهده می‌شود، توان درخواستی هواپیما توسط توربین‌ها و پک باتری در فاز برخاستن و همچنین توسط موتورهای توربو پراپ در فاز کروز تأمین می‌شود. به‌علاوه در فاز نشست، توربین‌ها وظیفه تأمین توان موردنیاز هواپیما AFT-ATR42 و شارژ پک باتری را بر عهده دارند تا فرود ایمن هواپیما در صورت خرابی تمام توربین‌ها تضمین گردد. به‌منظور فرموله کردن استراتژی کنترل نشان‌داده شده برای هر فاز پرواز، رابطه (1) - الف ارائه شده است که در آن شاخص نشان‌دهنده فاز پرواز است. با انتگرال گرفتن از رابطه فوق رابطه (1) - ب به دست می‌آید که سهم توربین و باتری را در تأمین توان موردنیاز هواپیما نشان می‌دهد. در صورتی که اجزاء سیستم جلوبرنده هیبرید سالم باشند، پارامتر k_{State} برابر با 1 است. همچنین عملکرد باتری طی پرواز با استفاده از رابطه (1) - ج فرموله شده است.

$$2 * P_{Tur1_i} + P_{Batt_i} = k_{State} * P_{Req_i} \quad (\text{الف})$$

$$2 * E_{Tur1_i} + E_{Batt_i}(\Delta SOC_i) = k_{State} * E_{Req_i} \quad (\text{ب})$$

$$\begin{cases} P_{Batt_i} > 0 \text{ or } \Delta SOC_i < 0 & i : \text{take_off} \\ P_{Batt_i} \approx 0 \text{ or } \Delta SOC_i \approx 0 & i : \text{cruise} \\ P_{Batt_i} < 0 \text{ or } \Delta SOC_i > 0 & i : \text{descent} \end{cases} \quad (\text{ج})$$

در معادله (2) - الف رابطه بین توان باتری و ماشین‌های الکتریکی ارائه شده است. باتوجه‌به استراتژی کنترلی ارائه شده در شکل (6) و همچنین ترکیب استراتژی عملکرد باتری در رابطه (1) - ج با معادله (2) - الف، مودهای عملکردی ماشین‌های الکتریکی را می‌توان با معادله (2) - ب در مراحل مختلف پرواز تعیین نمود.

$$2 * \frac{P_{HybridPMSM}}{G_i} + P_{AFTPMSM_i} = P_{Batt_i} \quad (\text{الف})$$

$$\begin{cases} \frac{P_{HybridPMSM}}{G_i} > 0 \text{ and } P_{AFTPMSM_i} : \text{Active} & i : \text{take_off} \\ \left(2 * \frac{P_{HybridPMSM}}{G_i} < 0 \right) \approx -P_{AFTPMSM_i} : \text{Active} & i : \text{cruise} \\ \frac{P_{HybridPMSM}}{G_i} < 0 \text{ and } P_{AFTPMSM_i} : \text{Disable} & i : \text{descent} \end{cases} \quad (\text{ب})$$

¹ Boundary Layer Ingestion

در جدول (9) جرم اجزاء هواپیما فسیلی و هیبرید AFT-ATR42 با یکدیگر مقایسه شده‌اند [26-27].

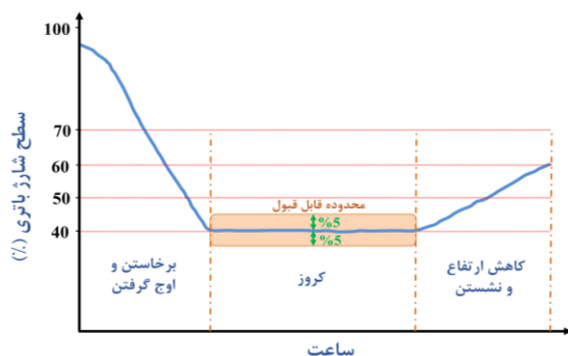
جدول 9: تحلیل جرمی سیستم جلوبرنده هیبرید

مشخصات	مقدار (kg)	
	فسیلی	هیبرید
حداکثر جرم برخاست	[26] 18600	18600
سیستم جلوبرنده	963.4 [27]	660
پک باتری	0	2877
حداکثر جرم باربری	5300 [26]	3897
کاهش باربری	0	1402

همان‌طور که در مورد روابط فوق توضیح داده شد، منطق اندازه‌گذاری ارضا نمودن قیود توان و انرژی است. از این‌رو با افزایش جرم پک باتری و در نتیجه سیستم جلوبرنده از جرم باربری هواپیما کاسته می‌شود؛ لذا حداکثر افزایش جرم پک باتری باتوجه‌به جرم باربری هواپیما تعیین می‌گردد.

5- نمودار سطح شارژ باتری مرجع پیشنهادی برای هواپیما AFT-ATR42

یکی از بدترین شرایط کاری ممکن برای یک سیستم جلوبرنده هیبرید، خرابی هم‌زمان تمام توربین‌ها و برخی از اجزاء انتقال نیرو مانند ماشین‌های الکتریکی، تجهیزات الکترونیک - قدرت و باس الکتریکی، گیربکس‌ها و غیره است. به‌منظور میسر نمودن فرود ایمن یک هواپیما هیبرید یا AFT-ATR42، باید قبل از وقوع خرابی مقدار قابل‌قبولی انرژی در پک باتری ذخیره باشد. به کمک روش اندازه‌گذاری پیشنهادی و با شبیه‌سازی جلوبرنده هیبرید در مود خرابی تمام توربین‌ها، نمودار سطح شارژ باتری مرجع هواپیما هیبرید یا AFT-ATR42، مطابق شکل (7)، ارائه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، سطح شارژ باتری هواپیما هیبرید یا AFT-ATR42 در فاز کروز باید در محدوده 35 تا 45 درصد حفظ شود و در پایان پرواز به حدود 60 درصد برسد.



شکل 7: نمودار سطح شارژ باتری مرجع برای هواپیما AFT-ATR42

موتور باشد، توربین‌ها سایز می‌شوند. باتوجه‌به وزن مجاز باتری و فناوری فعلی، استفاده از پک باتری با ظرفیت کافی جهت ذخیره انرژی موردنیاز فاز نشست ($0.5 * E_{Req_descent}$) امکان‌پذیر است؛ لذا پیشنهاد می‌شود که پک باتری حداقل این مقدار انرژی را در طول کل پرواز ذخیره کند تا در صورت خرابی تمام توربین‌ها، هواپیما انرژی لازم جهت فرود ایمن را داشته باشد.

(۱) خرابی پک باتری

$$2 * P_{Tur1_ground} \geq 0.5 * P_{Req_take_off} \quad (\text{الف})$$

$$2 * P_{Tur1_cruise} \geq 0.5 * P_{Req_cruise} \quad (\text{ب})$$

(۲) خرابی تمام توربین‌ها

$$P_{Batt_max} \geq 0.5 * P_{Req_take_off} \quad (\text{الف})$$

$$E_{Bat_i}(\Delta SOC_i) \approx 0.5 * E_{Req_descent} \quad (\text{ب})$$

$$i : take - off \text{ and } cruise$$

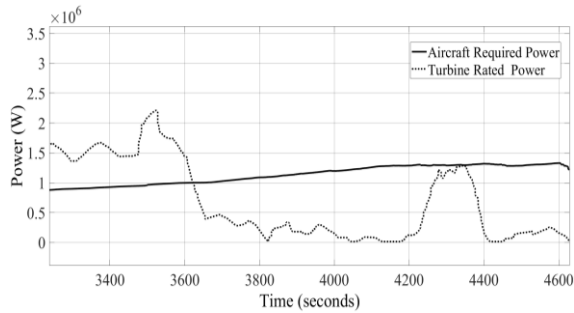
$$E_{Bat_i}(\Delta SOC_i) \geq 0.5 * E_{Req_descent} \quad (\text{ج})$$

$$i : descent$$

به‌طورکلی سهم موتور انتهای هواپیما در تأمین توان موردنیاز هواپیما هیبرید بر اساس مأموریت پروازی از قبل تعیین می‌شود. باتوجه‌به این فرض و به کمک رابطه (2) می‌توان سایز موتور انتهای هواپیما و موتور/ژنراتور - هیبرید را تعیین نمود. به‌منظور سایز نمودن سیستم جلوبرنده هیبرید با استفاده از معادلات (5)-(1) به همراه قیود عملیاتی آن، شبیه‌سازی مدل دینامیکی جلوبرنده هیبرید به همراه استراتژی کنترل پیشنهادی به تعداد زیادی انجام شده است. این شبیه‌سازی‌ها با دو فرض سالم‌بودن اجزاء سیستم جلوبرنده هیبرید و همچنین خرابی تمام توربین‌ها و پک باتری انجام شده‌اند. اطلاعات موردنیاز برای مدل‌سازی دینامیکی اجزاء سیستم جلوبرنده هیبرید بر اساس [25] است. نتایج اندازه‌گذاری سیستم جلوبرنده هیبرید AFT-ATR42 در جدول (8) زیر ارائه شده‌اند.

جدول 8: مشخصات اجزاء سیستم جلوبرنده هیبرید

مشخصات	مقدار
حداکثر توان درخواستی هواپیما در برخاستن (MW)	3.5
سرعت توربو پراپ (rpm)	20900
توان توربو پراپ در سطح دریا (MW)	1.32
حداکثر توان توربو پراپ در سطح دریا (MW)	1.49
حداکثر توان توربو پراپ در کروز (MW)	0.92
سرعت موتور/ژنراتور - هیبرید (rpm)	3600
توان موتور/ژنراتور - هیبرید (kW)	550
نسبت چرخ‌دنده موتور/ژنراتور - هیبرید	5.81
سرعت موتور انتهای هواپیما (rpm)	3600
توان موتور انتهای هواپیما (kW)	450
نسبت چرخ‌دنده موتور انتهای هواپیما	2.77
حداکثر توان پک باتری (MW)	1.1
ظرفیت باتری (A.h)	1215
ولتاژ باتری (V)	398

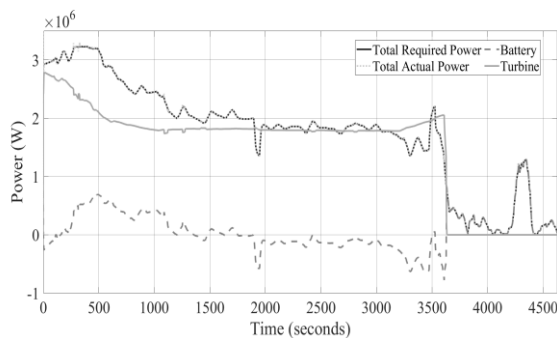


شکل 9: توان موردنیاز هواپیما و توان خروجی یک توربین

3-6- نتایج حاصل از شبیه‌سازی سیستم جلوبرنده

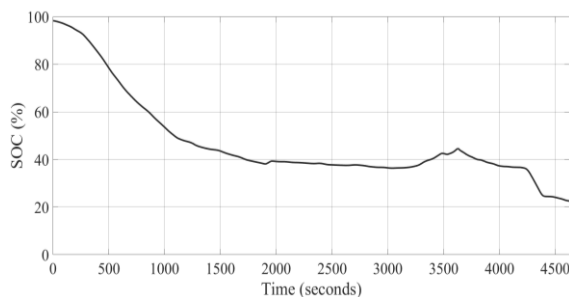
در مود خرابی تمام توربین‌ها

در صورت خرابی تمام توربین‌ها، پک باتری باید انرژی لازم جهت فرود ایمن هواپیما را دارا باشد. در شکل (10) مقادیر توان توربین‌ها، پک باتری و توان درخواستی و به‌دست‌آمده هواپیما در مود خرابی تمام توربین‌ها در ابتدا فاز نشستن ارائه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود هواپیما به کمک انرژی ذخیره شده در پک باتری به پرواز خود در این فاز ادامه داده و به‌سلامت فرود آمده است.



شکل 10: توان موردنیاز هواپیما و توان خروجی پک باتری در مود خرابی تمام توربین‌ها

همچنین در شکل (11) نمودار سطح شارژ باتری نشان‌داده‌شده است. بعد از فرود آمدن هواپیما مقدار سطح شارژ باتری در انتهای مأموریت پروازی حدوداً 22 درصد است. این امر منجر به حفظ سلامت باتری می‌گردد.



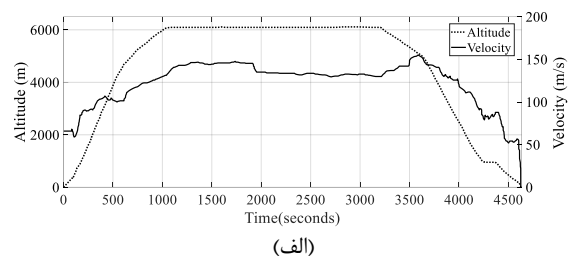
شکل 11: نمودار سطح شارژ پک باتری در مود خرابی تمام توربین‌ها

به‌این‌ترتیب، اگر هر دو موتور توربو پراپ، مشابه مود خرابی یک موتور در هواپیما معمولی، در اواسط فاز کروز یا در ابتدای مرحله نشستن از کار بیفتند، باتری انرژی کافی جهت فرود ایمن هواپیما را دارد. لازم به ذکر است نمودار سطح شارژ مرجع به‌دست‌آمده به مقادیر ارائه شده در مراجع [8-10] که برای پهباد است نزدیک هستند. این امر دلالت بر شباهت جلوبرنده هیبرید هواپیما مسافری و پهباد دارد.

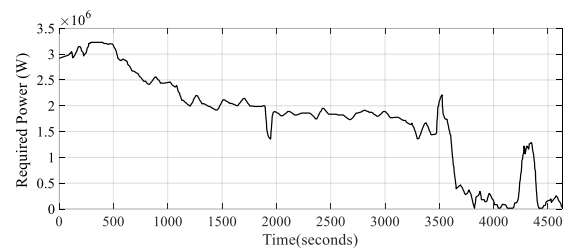
6- شبیه‌سازی سیستم جلوبرنده هیبرید

1-6- مأموریت پروازی

به‌منظور شبیه‌سازی سیستم جلوبرنده هیبرید موازی از یک مأموریت پروازی 300 مایلی استفاده شده که بر اساس داده‌های پرواز هواپیما STKL9 (از نوع ATR) است. در شکل (8-الف) پروفایل پروازی مورد استفاده که شامل نمودار سرعت و ارتفاع برحسب زمان است، ارائه شده است. همچنین توان درخواستی هواپیما با استفاده از اطلاعات پکت پروازی و به کمک معادلات مکانیک پرواز، تعیین شده است، همان‌طور که در شکل (8-ب) مشاهده می‌شود.



(الف)



(ب)

شکل 8: (الف) پروفایل پروازی و (ب) توان موردنیاز هواپیما

2-6- نتایج حاصل از شبیه‌سازی سیستم جلوبرنده

در مود خرابی پک باتری

در صورت خرابی پک باتری سازه توربین‌ها باید به‌گونه‌ای باشد که امکان فرود ایمن هواپیما با استفاده از توربین‌ها میسر باشد. همان‌طور که در شکل (9) نشان‌داده‌شده است، توان خروجی یک موتور توربینی از اوایل فاز نشستن تا انتهای پرواز، از توان موردنیاز هواپیما بزرگ‌تر هست؛ لذا در صورت خرابی هم‌زمان پک باتری و یکی از توربین‌ها در ابتدای فاز نشستن، می‌توان با استفاده از دیگر موتور توربو پراپ، فرود ایمن هواپیما را تضمین نمود.

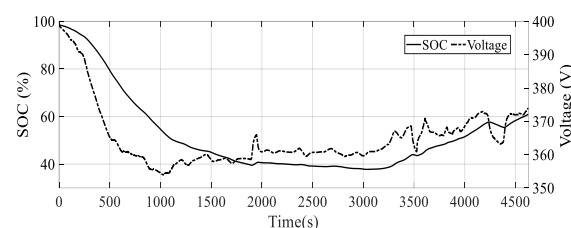
اجزاء اصلی سیستم جلوبرنده هیبرید نظیر موتور توربینی، ماشین الکتریکی، پک باتری و... و همچنین تأثیر آن‌ها بر عملکرد هواپیما هیبرید بررسی گردید. باتوجه به بررسی‌های انجام شده نشان داده شد که مودهای خرابی تمام توربین‌ها و پک باتری مهم‌ترین حالات خرابی هستند. در ادامه، فرمولاسیون اندازه‌گذاری اجزاء سیستم جلوبرنده هیبرید موازی با معادل قراردادن خرابی‌های تمام توربین یا پک باتری با مود خرابی از کارافتادن یک موتور در هواپیماهای سوخت فسیلی، ارائه شد. سپس با شبیه‌سازی جلوبرنده هیبرید با داده‌های یک مأموریت پروازی واقعی، نمودار سطح شارژ باتری مرجع باهدف میسر نمودن فرود ایمن هواپیما در صورت خرابی تمام توربین‌ها ارائه شد. در نهایت، درستی انجام رویه اندازه‌گذاری پیشنهادی، با ارائه نتایج حاصل از شبیه‌سازی هواپیما هیبرید موازی در مودهای خرابی پک باتری و تمام توربین‌ها اثبات شد. همچنین با بررسی نتایج شبیه‌سازی هواپیما هیبرید سالم، اراضاد قیود عملکردی سیستم جلوبرنده هیبرید موازی نشان داده شد.

8- مراجع

- [1] Graver B, Zhang K, Rutherford D. emissions from commercial aviation, 2018. International Council on Clean Transportation.
- [2] Kılış Ş, Kılış Ş. Benchmarking aircraft metabolism based on a sustainable airline index. Journal of cleaner production. 2017;167:1068-83. DOI 10.1016/j.jclepro.2017.03.183
- [3] IATA. Climate change & CORSIA; 2018.
- [4] Pourbafarani Z, Montazeri-Gh. Gear shift controller design in electric hybrid vehicle with AMT gearbox. Aerospace Mechanics. 2012;8(3). (In Persian).
- [5] Zhang J, Roumeliotis I, Zolotas A. Nonlinear model predictive control-based optimal energy management for hybrid electric aircraft considering aerodynamics-propulsion coupling effects. IEEE Transactions on transportation electrification. 2021;8(2):2640-53. DOI 10.1109/TTE.2021.3137260
- [6] Antcliff KR, Capristan FM. Conceptual design of the parallel electric-gas architecture with synergistic utilization scheme (PEGASUS) concept. In 18th AIAA/ISSMO multidisciplinary analysis and optimization conference 2017 (p. 4001). DOI 10.2514/6.2017-4001
- [7] Wroblewski GE, Ansell PJ. Hybrid-electric regional jet aircraft operation efficiency. In 2019 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS) 2019 (pp. 1-22). IEEE.. DOI 10.2514/6.2019-4397
- [8] Lee B, Kwon S, Park P, Kim K. 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. 2014;50(4):3167-77. DOI 10.1109/TAES.2014.130468
- [9] Zhang X, Liu L, Dai Y. Fuzzy state machine energy management strategy for hybrid electric UAVs with PV/fuel cell/battery power system. International Journal of Aerospace Engineering. 2018;2018(1):2852941. DOI 10.1155/2018/2852941
- [10] Xie Y, Savvaris A, Tsourdos A. Fuzzy logic based equivalent consumption optimization of a hybrid electric propulsion system for unmanned aerial vehicles. Aerospace

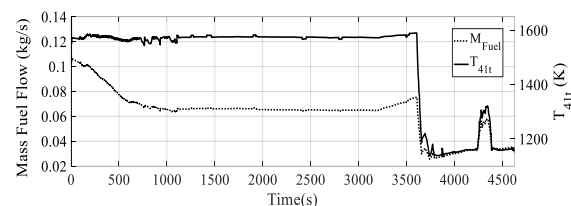
6-4- نتایج حاصل از شبیه‌سازی جلوبرنده هیبرید سالم

نتایج عملکرد باتری در شکل (12) ارائه شده است. این شکل جزئیات بیشتری در مورد چرخه شارژ و تخلیه باتری ارائه می‌دهد. در هنگام برخاستن، سطح شارژ باتری از مقدار اولیه 98٪ به حدود 40٪ کاهش می‌یابد و در کروز، سطح شارژ در 40٪-35٪ حفظ می‌شود. سطح شارژ باتری در انتهای مأموریت پروازی به مقدار حدوداً 60٪ می‌رسد. در انتهای مأموریت برخاستن حداقل ولتاژ باتری اندازه‌گیری می‌شود که معادل با حداکثر جریان باتری است. همچنین در انتهای مأموریت پروازی ولتاژ باتری افزایش می‌یابد که نشان‌دهنده شارژ آن است.



شکل 12: سطح شارژ و ولتاژ پک باتری

شکل (13) مصرف سوخت توربین را نشان می‌دهد. هواپیما هیبریدی برای یک مأموریت 300 مایلی به 578.6 کیلوگرم سوخت نیاز دارد درحالی‌که هواپیمای معمولی ATR42 برای این مسافت 800 کیلوگرم سوخت مصرف می‌کند [26]؛ لذا در مقایسه با جلوبرنده‌های معمولی، سیستم هیبرید قادر به کاهش مصرف سوخت به میزان حدود 27.7 درصد است. در شکل (13) دمای گاز ورودی به توربین (T_{41t}) در طول پرواز کمتر از 1660 درجه کلین است؛ لذا در محدوده مجاز قرار دارد [28].



شکل 13: دبی جرمی سوخت و دمای ورودی به توربین

7- نتیجه‌گیری

در این تحقیق، روش اندازه‌گذاری و نمودار سطح شارژ باتری مرجع برای یک هواپیمای هیبرید تحت شرایط خرابی ارائه گردید؛ از این‌رو ابتدا انواع ساختارهای سیستم جلوبرنده هیبرید به همراه اجزاء آنها معرفی شدند. با مقایسه نمودن ساختارهای مختلف جلوبرنده نشان داده شد که ساختار هیبرید موازی نسبت به ساختارهای سری و سری-موازی، باتوجه به فناوری فعلی، قابلیت عملیاتی نمودن بیشتری دارد. سپس مودهای خرابی‌های

- [19] Davies DP, Jenkins SL, Belben FR. Survey of fatigue failures in helicopter components and some lessons learnt. *Engineering Failure Analysis*. 2013;32:134-51. DOI 10.1016/j.engfailanal.2013.03.005
- [20] Karmakar S, Chattopadhyay S, Mitra M, Sengupta S. Induction motor and faults. In: *Induction motor fault diagnosis: approach through current signature analysis* 2016 (pp. 7-28). Singapore: Springer Singapore. DOI 10.1007/978-981-10-0624-1
- [21] Armstrong M, Ross C, Phillips D, Blackwelder M. Stability, transient response, control, and safety of a high-power electric grid for turboelectric propulsion of aircraft. 2013.
- [22] Kastha D, Bose BK. Investigation of fault modes of voltage-fed inverter system for induction motor drive. *IEEE transactions on industry applications*. 2002;30(4):1028-38. DOI 10.1109/28.297920
- [23] Zhang W, Xu D, Enjeti PN, Li H, Hawke JT, Krishnamoorthy HS. Survey on fault-tolerant techniques for power electronic converters. *IEEE Transactions on Power Electronics*. 2014;29(12):6319-31. DOI 10.1109/TPEL.2014.2304561
- [24] Williard N, He W, Hendricks C, Pecht M. Lessons learned from the 787 dreamliner issue on lithium-ion battery reliability. *Energies*. 2013;6(9):4682-95. DOI 10.3390/en6094682
- [25] U.S. Department of Transportation National Highway Traffic Safety Administration, "Lithium-ion Battery Safety Issues for Electric and Plug-in Hybrid Vehicles," DOT HS 812 418.
- [26] Montazeri-Gh, Khasheinejad M. Modeling and Simulation of Hybrid Propulsion System For Regional Aircraft. 7th National Gas Turbine Conference, Tehran. 2023. (In Persian).
- [27] ATR. ATR 42-600 Regional Aircraft Data Summary. <https://www.atr-aircraft.com/our-aircraft/atr-42-600/>. [Accessed: 11-Nov-2020].
- [28] Ballin MG. A High Fidelity Real-Time Simulation of a Small Turboshift Engine. 1988.
- Science and Technology. 2019;85:13-23. DOI 10.1016/j.ast.2018.12.001
- [11] Voskuil M, Van Bogaert J, Rao AG. Analysis and design of hybrid electric regional turboprop aircraft. *CEAS Aeronautical Journal*. 2018;9(1):15-25. DOI 10.1007/s13272-017-0272-1
- [12] Rendón MA, Assato M, Martins VA, Hallak PH, Altgott AS, Graca R, Landy Z, Oliveira NL, Delmonte RG. Design method and performance analysis of a hybrid-electric powertrain applied in a 30-passenger aircraft. *Journal of Cleaner Production*. 2022;339:130560. DOI 10.1016/j.jclepro.2022.130560
- [13] Cameretti MC, Del Pizzo A, Di Noia LP, Ferrara M, Pascarella C. Modeling and investigation of a turboprop hybrid electric propulsion system. *Aerospace*. 2018;5(4):123. DOI 10.3390/aerospace5040123
- [14] Quillet D, Boulanger V, Rancourt D, Freer R, Bertrand P. Parallel hybrid-electric powertrain sizing on regional turboprop aircraft with consideration for certification performance requirements. In: *AIAA Aviation 2021 Forum* 2021 (p. 2443). DOI 10.2514/6.2021-2443
- [15] Federal Aviation Administration and Aerospace Industries Association, (1999), "Technical Report on Propulsion System and Auxiliary Power Unit (APU) Related Aircraft Safety Hazards," October 25, 1999.
- [16] Federal Aviation Administration and Aerospace Industries Association, (2005), "2nd Technical Report on Propulsion System and Auxiliary Power Unit (APU) Related Aircraft Safety Hazards," January 31, 2005.
- [17] Federal Aviation Administration and Aerospace Industries Association, (2017), "3rd Technical Report on Propulsion System and Auxiliary Power Unit (APU) Related Aircraft Safety Hazards," March 30, 2017.
- [18] Astridge DG. Helicopter transmissions—Design for safety and reliability. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 1989;203(2):123-38. DOI 10.1243/PIME_PROC_1989_203_063_01

