

# Design and weight optimization of a manned hybrid octocopter

Sirwan Farhadi <sup>a\*</sup>, Mostafa Sanjari Sarmad <sup>a</sup>

<sup>a</sup> Department of Mechanical Engineering, University of Kurdistan, Sanandaj, 66177-15175, Iran

## Original Article

Use your device to scan  
and read the article online



**Citation:** Farhadi S, Sanjari Sarmad S S. Design and weight optimization of a manned hybrid octocopter. *Mechanics of Advanced and Smart Materials*. 2024;4(3):425-448.

 <https://10.61186/masm.4.3.425>

## KEYWORDS

Hybrid octocopter,  
Weight optimization,  
Genetic algorithm,  
Wankel engine.

## ABSTRACT

This research aims to conceptually and optimally design a hybrid-electric octocopter to carry cargo or passengers. The drone uses a Wankel engine connected to an electricity generator to drive the brushless motors or charge the batteries. A genetic algorithm is employed to optimize the total weight and thrust force. The design variables include the engine power, fuel tank capacity, capacity and number of battery cells, brushless motor speed constant, speed controllers' amperage, arm length, arms cross-section diameter, propeller radius, and propeller angular velocity. The engine's mass-to-weight ratio is considered a key input parameter of the algorithm used to study the effect of technology on the final design. Two optimization objective functions are used: 1. maximizing the fuel-to-gross weight ratio and, 2. maximizing the thrust-to-weight ratio. Numerical results show that long flight ranges of order 1000 km are achievable with the designs presented by the first objective function, thanks to their large fuel capacity. According to our calculations, the overall performance of the octocopter configurations obtained by the second objective function with engine mass-to-power ratios of  $a=0.3$  and  $a=0.6$  (kg/kW) is very close. In other words, further advancement in Wankel engines' mass-to-weight ratio does not result in considerable improvements in short-range VTOL vehicles.

## Extended Abstract

### 1. Introduction

Inter-city and suburban transportation often consume significant time and energy for passengers. Issues such as wasted time, energy concerns, traffic congestion, road construction costs, and the desire for enjoyable travel experiences have brought air taxis into the spotlight. Multi-rotors have emerged as one of the best options for air taxis due to their ability to fly autonomously and their smaller propellers compared to single-rotor helicopters. This design difference enhances flight safety and reduces the risk of damage. Many existing multi-rotors are fully electric and utilize lithium-polymer batteries for power storage. However, these batteries' limited power capacity and high weight restrict their flight range. To address this limitation, hybrid multi-rotors incorporate a combustion engine, electric generator, and electric batteries to extend their range. Although early multi-rotors were introduced in the early 20th century, it took a long time for these aircraft to be used commercially and militarily due to various technical challenges. In recent years, several engineering companies have successfully developed passenger multi-rotor air taxis. Notable examples include the EHang 184, Volocopter 2X, Surefly, Airbus's Vahana, Bell Nexus, and Lilium Jet.

In recent years, the design and construction of vertical take-off and landing (VTOL) vehicles have attracted the attention of many scientific and academic centers. For example, NASA has introduced a program to design, produce, and test multi-propeller flying machines [1-2]. Several studies in the literature have focused on comparing different VTOL rotor configurations for various flight ranges (see Refs. [3-5]). Additionally, some researchers are

\* Corresponding author. Tel.: +989125187960

E-mail address: [s.farhadi@uok.ac.ir](mailto:s.farhadi@uok.ac.ir)

DOI: <https://10.61186/masm.4.3.425>

Received: September 30, 2024; Received in revised form: November 15, 2024; Accepted: December 06, 2024.

© Author



concentrating on identifying the most effective power management systems for different flight missions (refer to [6]). The optimal design and configuration of vehicle components have also been explored by numerous researchers (see [7-12]). Furthermore, several studies have been published regarding the performance analysis and optimization of short take-off and landing (STOL) aircraft (see Refs. [13-14]). A comprehensive review of the current state of hybrid aircraft technology has been conducted by Ye et al. [15]. The design, evaluation and optimization of vertical flight machines with different configurations is still the subject of study by various engineers and researchers. As examples of recent studies, references [16] to [21] can be mentioned.

This research aims to conceptually and optimally design a hybrid-electric octocopter capable of carrying cargo or passengers. The drone utilizes a Wankel engine connected to an electricity generator, which drives the brushless motors or charges the batteries. The batteries are integrated to support the Wankel engine during takeoff and ensure a safe landing in case of engine failure. Although gasoline-powered Wankel engines emit relatively high levels of pollutants, they are lighter and more compact than traditional piston engines. These advantages help reduce the overall mass of the hybrid urban aircraft, compensating for its lower efficiency and higher emissions. The use of Wankel engines in aerial vehicles has been discussed in references [22-25]. In multi-rotor designs, the thrust-to-weight ratio is the primary design factor. The objective is to identify a configuration that maximizes this ratio to enable long-range and fast flights. A genetic algorithm is employed to optimize the total weight and thrust force. The mass-to-weight ratio of the Wankel engine is regarded as a crucial input parameter for the genetic algorithm, allowing for the examination of how this technology influences the final design. Genetic algorithms are commonly used in various optimization problems related to multirotor design (for instance, see references [26-28]).

## 2. The vehicle configuration

Figure 1a schematically shows a view of the octocopter under consideration. Figures 1b, 1c, and 1d show the arrangement of the rotors, the forces applied to the model in static flight mode, and the forces applied to the model in horizontal flight at a constant speed, respectively. The main components of the vehicle include the frame (consisting of the main chassis and arms), cockpit, rotors, controller, lithium battery, and power generation and transmission system. The chassis, located in the center, houses the engine, fuel tank, cargo or passenger cabin, and electrical and control components. The frame must be strong enough to minimize vibrations from the motors.

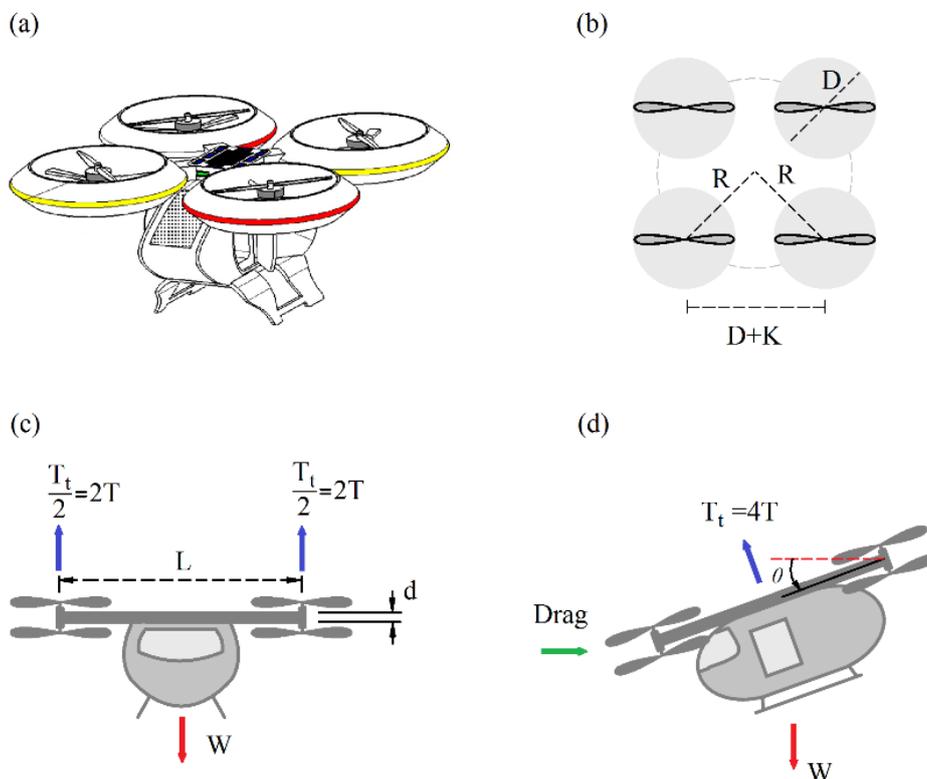


Figure 1. a) a general schematic of the considered octocopter, b) the arrangement of the rotors, c) the forces applied to the model in static flight mode, and the forces applied to the model in horizontal flight at a constant speed.

### 3. Parametrization of the components

In this research, we assume the design parameters as bonded continuous variables and employ the genetic algorithm method for design and optimization. For this purpose, we require a parametrization of the weight and characteristics of the main components. There are statistical relationships between the mass and main properties of the vehicle components. These relations allow algorithms to predict the components' weight.

Electric and hybrid air taxis often use brushless motors with a speed constant of less than 200. Table 1 shows the specifications of 9 brushless motors from T-Motor Company [29]. According to these data and using the curve fitting method, the relationship between the mass and speed constant is defined as  $m_m = 10.693e^{-0.024 kv}$ . The relationship between the speed controller mass and maximum rated amperage is  $m_{sc} = 0.8421 A_{max}$ . Wiring, including all signal and power lines, accounts for about 5% of the total weight. Several manned rotors typically use lithium batteries due to their high power-to-weight ratio. The relationship between battery mass and capacity for lithium-polymer batteries of 2 to 6 identical cells is  $m_{battery} = (0.026373 s + 2.0499 * 10^{-5})C$ , where, C is the battery capacity and s is the number of battery cells [7].

To obtain the relationship between the weight and diameter of a propeller, we use the corresponding data of T-Motor large propellers [29]. Information on the 12 large carbon fiber propellers is given in Table 2. Based on this information, the mass of the propellers is estimated by  $m_p = 0.7 * D^2 - 0.39 * D + 0.0616$ , where  $D$  is the propeller diameter. Examining several large multi-rotors, it appears that about 30% of the total weight is allocated to the structure [1]. The structure consists of arms, a central support plate, a cabin, and landing gears. We consider a carbon fiber structure with a density of  $\rho=1760$  kg/m<sup>3</sup>. The total weight of the cockpit, landing gears, and emergency parachute is estimated to be 150 kg. The arms' weight is obtained as  $m_{arm} = \rho AL = \rho \left( \frac{\pi}{4} (d^2 - (d - 2 * t)^2) \right) L$ , where, L, d, and t are the length, diameter, and wall thickness of the cylindrical arms, and b and h stand for the width and thickness of the base plate, respectively. Here we assume  $t=d/8$ .

Usually the engine mass-power relation is estimated by a linear equation. According to the catalogs of Advanced Innovative Engineering [30], Table 4 reports the mass and power data for 4 Wankel engines. Based on these data, the mass-power equation is estimated as  $m_{wm} = 0.2976 P + 1.2142$ . ( $R^2 = 0.9992$ ). Here,  $m_{wm}$  and P stand for engine weight and power, respectively, and  $R^2$  shows the root-mean-squared value. We might simplify the above equation by  $m_{wm} = a P$ , where,  $a$  is the mass-to-power ratio which depends on the manufacturer's technology and equals 0.3 for AIE Wankel engines.

**Table 1. Speed constant of T-Motor brushless motors with kv<200 [29].**

Speed constant (kv)	160	150	120	100	80	43	38	35	29
Mass (kg)	0.18	0.47	0.649	0.415	1.74	3.6	4.48	5.9	5.13

**Table 2. Mass and diameter of the T-motor carbon fiber large propellers [29].**

Diameter (m)	1.5748	1.4478	1.3208	1.1938	1.016	0.762	0.6604	0.33	0.3048	0.254	0.2286
Mass (kg)	1.052	0.99	0.87	0.702	0.237	0.13	0.087	0.024	0.022	0.015	0.011

**Table 3. The mass and power of 4 sample Wankel engines [30].**

Power (kW)	30	11.2	3.7	90
Mass (kg)	10	5	2	28

The generator weight is predicted using the NDARC parametric equation  $m_g = TF \times 0.4536 \times 0.5382 Q_{ft-lb}^{0.8129} (kg)$ , where  $Q_{(ft-lb)}$  is the generator's peak torque in ft-lb and TF is the technology factor to account for the entire generator system weight. TF is taken at 1.65 for large engine/ generator sets [1]. Tank capacity is a significant factor in boosting flight time and length. Table 4 shows the mass and capacity of 10 composite fuel tanks of Tek-Tanks Inc [31]. Converting these data into metric units and considering the gasoline density equal to 680 kg /m<sup>3</sup>, the mass of the full tanks in terms of their volume is approximated by  $m_{ft} = 0.836 V - 0.689 (kg)$ . The weight of the passenger or the payload is considered  $m_{payload}=100(kg)$ .

**Table 4. The mass and the volume of Tek-Tanks Inc. fuel tanks [31].**

Volume (liter)	10	16	22	30	55	67	85	90	160	200
Empty tank weight (kg)	0.7	1.2	1.9	2	7	11	15	16	25	28

#### 4. Governing Equations and Optimization

The equations governing the various components are as follows:

**Arms:** The arm length depends on the number of arms and the diameter of the propellers. Figure 1b shows the arrangement of the propellers in an octocopter. According to this figure, we can write  $D + K = \sqrt{2}R$ , where, D, K, and R denote the propeller dimension, the propellers' distance, and arm length, respectively. To design the structure, the material, length, and diameter of the arms must be determined and optimized. Here, we consider carbon fiber arms of the hollow circular cross-section with length L, diameter d, and thickness t. The drone weight W (N) is applied to its center of mass (Figure 1c). The bending torque  $M_B$  (N.m) in the arms center equals  $M_B = WR/4$ , and the maximum normal stress is  $\sigma_m = \frac{|M_B| d}{\frac{\pi}{32}(d^4 - (d-2*t)^4)}$ .

**Propellers:** the propeller's thrust and output power is defined as  $T = n_r \times \rho c_t n^2 D^4$ , and  $P = n_r \times \rho c_p n^3 D^5$ , where,  $n_r$  is the number of the rotors and T[N], P[W],  $\rho$ [kg/m<sup>3</sup>], n[rps], D[m],  $c_t$ , and  $c_p$  stand for air thrust force, propeller power, volume density, motor speed, propeller diameter, thrust coefficient, and power coefficient, respectively [1]. The thrust and power coefficients are not constant and depend on flight velocity and the propeller speed, pitch, and diameter. Manufacturers commonly obtain these coefficients by testing propellers at 4000 rpm at static flight.

**Batteries:** Flight time depends on the power consumption of the propellers. In series hybrid multi-rotors, the efficiency of brushless motors  $\eta_m$  is over 95%, and the efficiency of the speed control units  $\eta_s$  is close to 98%. Considering the efficiency coefficients corresponding to the propellers and the speed control units, the propellers' power is a portion of the batteries' electric power ( $P_p = \eta_m \eta_s P_E$ ). On the other hand, battery discharge time is obtained from the ratio of battery capacity to the electric current. As a result, when flying with the maximum motor power, the battery discharge time can be calculated as  $t_0 = \frac{C_B}{n_r I} = \frac{C_B}{n_r (P_E / V_B)} = \frac{\eta_m \eta_s V_B C_B}{n_r \rho c_p n^3 D^5}$ , where,  $t_0$ ,  $C_B$ ,  $V_B$ , and I are the battery discharge time, battery capacity, battery voltage, and maximum propeller amperage [7].

**Total mass:** The total mass of the drone is the sum of the masses of the structure, the engine, the fuel tank, the propellers, the batteries, the arms, the payload, and other weights.

The design constraints are: 1) The torque of the propeller and brushless motor must be equal, 2) Maximum normal stress of the arms must be less than the allowable limit, 3) Arm deflection must not exceed the maximum allowed value, 4) Arm length must be proportional to propeller diameter, 5) Known upper and lower mass limits for all components, 6) Known weight of the cabin, passenger, and landing blades. The optimization objective functions in this research are as follows:

- a) Maximizing the ratio of tank weight to total weight ( $Max(m_{ft}/m_{tot})$ ),
- b) Maximizing the ratio of lifting force to total weight ( $Max(T/(m_{tot}g))$ ).

The first objective function seeks to maximize flight time. In this case, as one of the constraints, the minimum thrust-to-weight ratio of 1.3 is considered. The second objective function seeks to maximize the thrust-to-weight ratio and increase the flight speed or cargo-carrying capacity. In this case, the minimum fuel to gross weight of 0.1 has been applied as one of the constraints. The other constraints are

$$\begin{aligned}
 c_1(x): SF * \sigma_N &\leq \sigma_{allowable(carbon-fiber)}, & c_2(x): m_{tot} &\leq 800(kg), \\
 c_3(x): P &\leq P_{wm}, & c_4(x): t_0 &\geq 6 \text{ min}, & c_5(x): k &\geq 0, \\
 c_6(x): Q_m &= \frac{P_{prop}}{\omega}, & c_7(x): \delta &\leq \delta_{max}, & x^{Lower \text{ Bound}} &\leq x \leq x^{Upper \text{ Bound}}
 \end{aligned} \tag{1}$$

In the equation, SF is the safety factor,  $Q_m$  is the brushless motor torque,  $\omega$  is the propeller's angular velocity,  $\sigma_N$  is the arms' normal stress from lifting force, and k is the distance between propeller tips. The first constraint ensures normal stress does not exceed allowable limits, with carbon fiber tensile strength around 3.5 GPa and a safety factor of 10 for fatigue considerations. The second constraint sets a maximum weight of 800 kg. The third requires the Wankel engine to meet the power demand of all eight rotors. The fourth constraint mandates a minimum battery discharge time of 6 minutes for optimal engine performance during takeoff and safe landing in case of failure. The fifth ensures a positive distance between propeller tips, while the sixth requires brushless motors to provide necessary torque. The seventh limits arm deflection to 6 mm. Finally, design variables must stay

within specified upper and lower bounds, detailed in Table 5, based on market components and rotor specifications. Parameters and the genetic algorithm are outlined in Table 6.

**Table 5. Upper and lower bound of design variables**

Design variable	Lower bound	Upper bound	Design variable	Lower bound	Upper bound
Wankel engine power (kW)	100	200	Propeller Diameter (cm)	80	250
Fuel tank capacity (gallon)	5	50	Arm length (cm)	200	450
Battery capacity (Ah)	35	100	Cross-section diameter of the arms (cm)	4	20
Brushless motors speed constant Kv	30	150	Propeller angular velocity (rpm)	1000	4000
Speed controllers amperage (A)	100	400	Number of battery cells	15	30

**Table 6. Problem parameters and genetic algorithm parameters**

GA parameters		Problem parameters	
Number of design variables	10	Safety factor	10
Initial population	10000	Propellers' tip distance $k$	50 (cm)
Initial population selection	Random	Air density	1.2 (kg/m <sup>3</sup> )
Maximum generations	180	Carbon fiber density	1760 (kg/m <sup>3</sup> )
Selection mechanism	Tournament	Thrust coefficient	0.11
Tournament coefficient	3	Power coefficient	0.03
Mutation rate	0.2	Fiber carbon allowable stress	3500 (MPa)
Crossover rate	0.8	Penalty factor	1000

## 5. Results

GA was used to optimize the weight of the manned octocopter with four mass-to-power ratios for the Wankel engine: 0.3, 0.4, 0.5, and 0.6 (kg/kW). The algorithm converged to optimal values after 180 iterations, as shown in Table 7. Design variable values were similar across ratios, except for fuel tank capacity. Equivalent weights for the parameters are in Table 8, and Table 9 outlines the specifications of the designed octocopters. For the first objective function (maximum fuel to gross weight ratio), thrust-to-weight ratios approached the minimum constraint of 1.3. For the second objective function (maximum thrust-to-gross weight ratio), fuel-to-gross-weight ratios neared the minimum of 0.1. Since thrust ratio is crucial for flight stability in multi-rotor applications, the second design criterion is chosen as preferred.

**Table 7. Optimal design variables defined by GA for the suggested objective functions**

	Objective Function 1				Objective Function 2			
	0.3	0.4	0.5	0.6	0.3	0.4	0.5	0.6
Engine mass to power ratio (kg/kW)	0.3	0.4	0.5	0.6	0.3	0.4	0.5	0.6
Wankel engine power (kW)	165.75	161.04	164.10	159.05	163.79	163.76	162.57	144.90
Fuel tank capacity (liter)	250.47	225.77	215.84	184.66	62.61	65.27	68.21	68.84
Battery capacity (Ah)	24.88	24.51	24.43	23.99	15.78	16.90	17.88	18.67
Brushless motors speed constant Kv	38.41	38.18	37.05	38.24	43.06	42.87	42.17	42.48
Speed controllers amperage (A)	316.34	323.51	318.83	306.10	317.76	321.42	318.04	284.26
Propeller diameter (cm)	145.39	145.54	146.63	144.20	140.25	140.72	141.32	138.25
Propeller angular velocity (rpm)	2672.14	2640.13	2625.27	2673.15	2828.80	2812.74	2785.97	2781.31
Arm length (cm)	276.50	277.20	278.80	274.73	268.65	269.39	270.29	266.09
Cross-section diameter of the arms (cm)	9.09	9.10	9.21	9.05	8.14	8.25	8.36	8.29
Number of battery cells	18.67	18.55	18.98	18.77	17.67	17.66	17.76	17.62

**Table 8. Optimal weights (kg) of octocopter components according to the introduced objective functions**

	Objective Function 1				Objective Function 2			
	0.3	0.4	0.5	0.6	0.3	0.4	0.5	0.6
Engine mass to power ratio (kg/kW)	0.3	0.4	0.5	0.6	0.3	0.4	0.5	0.6
Wankel engine	49.72	48.31	49.23	47.71	49.14	49.13	48.77	43.47
Generator	14.20	13.87	14.09	13.73	14.06	14.06	13.98	12.73
Full fuel tank	217.21	194.82	185.84	157.80	50.78	53.04	55.55	56.09
Battery	97.99	95.92	97.81	95.00	58.84	62.97	67.02	69.41
Brushless motors	34.02	34.22	35.15	34.16	30.43	30.57	31.09	30.86
Speed controllers	2.13	2.18	2.15	2.06	2.14	2.17	2.14	1.91
Propellers	7.79	7.81	7.96	7.64	7.13	7.19	7.27	6.88
Arms	55.32	55.54	57.15	54.42	43.10	44.32	45.72	44.19
Structure + etc.	150	150	150	150	150	150	150	150
Payload	100	100	100	100	100	100	100	100
Total	728.40	702.67	699.37	662.53	505.62	513.44	521.53	515.54

Table 9. Fuel weight and trust ratio defined by GA for the suggested objective functions

	Objective Function 1				Objective Function 2			
Engine mass to power ratio (kg/kW)	0.3	0.4	0.5	0.6	0.3	0.4	0.5	0.6
Fuel weight/total weight	0.298	0.277	0.2657	0.238	0.100	0.103	0.107	0.109
Trust/total weight	1.31	1.331	1.362	1.394	1.831	1.807	1.775	1.639

## 6. Flight time and specifications

A general aerodynamic and energy study is required to assess the flight specifications of the designed octocopters. The flight mechanism of multi-rotors is almost similar to the flight of a helicopter. In a forward flight, the vehicle takes a pitch angle shown in Fig. 1d. The forward pitch angle equals  $\theta = \cos^{-1}(m_{tot}g/T)$ . The maximum pitch angle corresponds to the angle where the total weight balances the vertical component of the full available thrust. For example, the maximum pitch angle for the thrust ratio of 1.831 (which corresponds to OF2 &  $a=0.3$  and is the largest among the different designs) is 56.7 degrees. Assuming that the drone flies at a constant cruise velocity, the horizontal flight velocity is determined by balancing the drag force with the driving force (the horizontal component of the thrust force) i.e.  $v_{hor} = \sqrt{\frac{2m_{tot}g \tan \theta}{\rho c_D A_{eff}}}$ , where  $\rho$ ,  $c_D$ , and  $A_{eff}$  are air density, the drag coefficient, and the effective area, respectively [32]. The effective area of the multi-rotor in a horizontal flight is estimated by the vertical projection of the vehicle top and front area ( $A_{eff} = (A_{top} + 4\pi r_p^2) \cos \theta + A_{front} \sin \theta$ ).

In this study, we consider the cockpit as a sphere body connected to the arms and the rotors to have a simple estimation of the drag coefficient. This assumption lets us take help from the Theys and De Schutter experimental results [28]. They tested the forward flight dynamics of a sphere-body quadcopter to study the relations between pitch angle, forward velocity, and consumed power. They used different body diameters and vehicle weights and measured the steady-state forward speed and consumption power at different pitch angles. Using their obtained data for body diameters of 25, 30, and 40 cm and setting the drag coefficient of 0.47 for spheres, we defined a drag coefficient of approximately 0.5 for the entire projected frontal area. Accordingly, we use this drag coefficient value to approximate the flight range and velocity at different flight pitch angles. In addition, we use the top and front body areas of  $A_{top} = A_{front} = 1.5m^2$  in further calculations. In the pitch angle range 5~55 degrees and for the design case OF2 &  $a=0.3$  (see tables 7-9), the  $D/q$  ratio ( $D/q = c_D A_{eff}$ ) increases monotonically as the pitch angle increases, and it equals  $D/q=3$  at pitch angle  $\theta=39^\circ$ , which is identical to that reported in Ref. [1] for the conceptual diesel octocopter.

Figure 2 shows the variation of propeller power consumption versus pitch angle for the design case OF2 &  $a=0.3$ . The maximum cruise speed occurs at the pitch angle where the required power is 90% of the maximum generated power, slightly below the peak pitch angle. The highest cruise speed is  $V_{hor}=55.08$  m/s=198.29 km/hr at a pitch angle of  $52.3^\circ$ . In comparison, fixed-rotor air taxis like the E-Hang 184, Surefly, and Volocopter have top speeds of around 100 km/h. At a forward pitch angle of 20 degrees, this octocopter achieves a horizontal cruise speed of approximately 139 km/h.

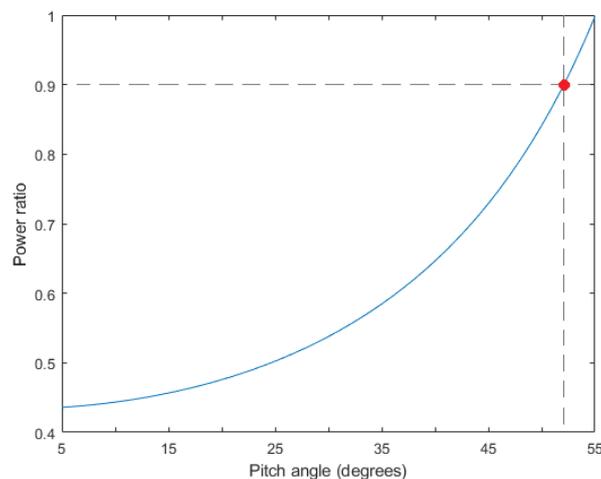
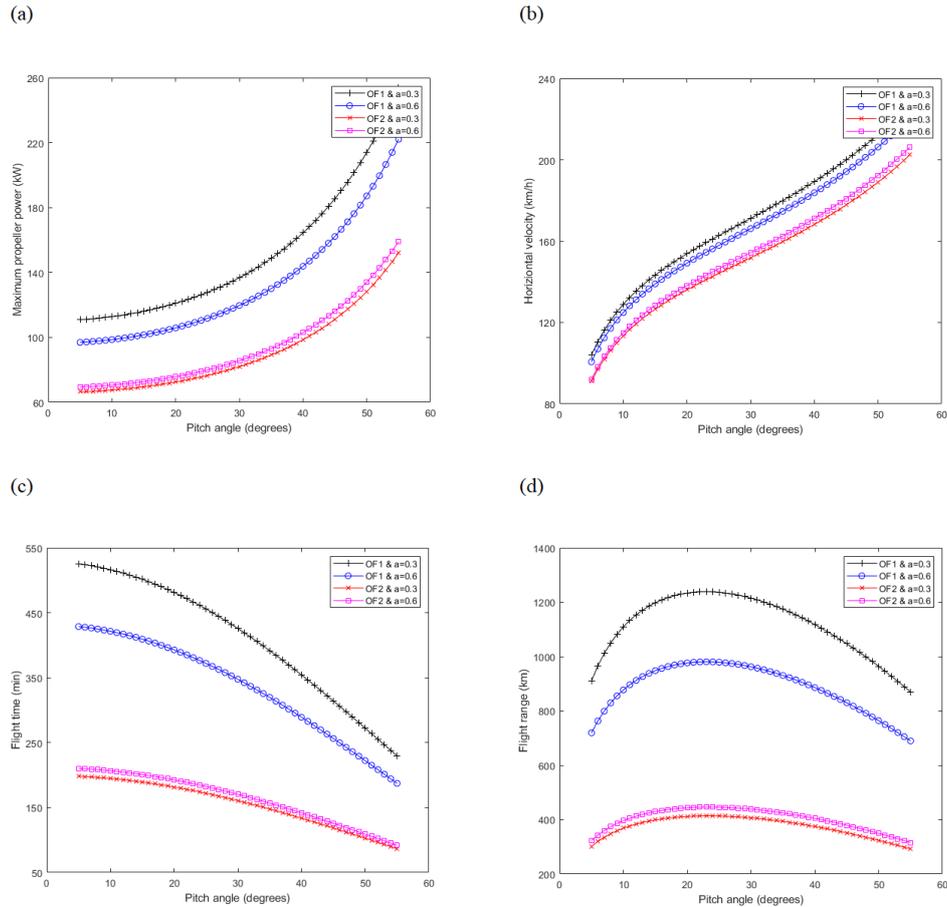


Figure 2. Variations of the consumed power ratio (consumed power/maximum achievable propeller power) vs. pitch angle for constant cruise speeds. Maximum cruise speed is attributed to the power ratio of 0.9 (i.e. the red circle in the figure).



**Figure 3. Flight specifications of the octocopter designs obtained using the first and the second objective functions for the engine mass-to-power ratios of 0.3 and 0.6 (kg/kW): (a) maximum propellers' consumption power**

The maximum vertical flight speed is  $V_{ver} = \sqrt{2 \frac{T - m_{tot}g}{\rho c_D (A_{top} + 4\pi r_p^2)}}$ , where,  $A_{top} + 4\pi r_p^2$  is the effective top surface of the octocopter. For example, the effective top surface with the propeller diameter  $D_p=140.25$  cm and  $A_{top} = 1.5m^2$  equals 7.68 m<sup>2</sup>. Substituting this value into Eq. (22), the maximum vertical speed for the design case OF2 & a=0.3 is 42.27 m/s.

During the flight, the vehicle consumes fuel, and its weight decreases gradually. To estimate the flight time and the flight range of a designed octocopter, we assume that the VTOL vehicle flies with its average weight, i.e. half the weight of the fuel tank. The flight time is calculated as  $t_{flight} = (w_{engine} + w_{battery})/P_{av}$ , where,  $w_{engine}$  is the useable electrical energy produced in the engine-generator set from gasoline fuel,  $w_{battery}$  is the useable energy stored in the batteries, and  $P_{av}$  is the average consumption power of the propellers [33-34]:

$$w_{engine} = \eta_{wm}\eta_{gen}E_{gas}m_{ft}, \quad w_{battery} = \eta_m\eta_{sc}E_{battery}m_{battery} \tag{2}$$

In the above equations,  $E_{gas}$ ,  $E_{Battery}$ ,  $\eta_{wm}$ ,  $\eta_{gen}$ ,  $\eta_m$ , and  $\eta_{sc}$  are the energy density of gasoline, the energy density of lithium battery, the efficiency of the Wankel engine, the efficiency of the generator, the efficiency of the electric motors, and the efficiency of the speed controllers, respectively. According to the datasheet of the Rotron RT600-XE Wankel engine, the energy efficiency of Wankel engines can be over 50% [35].

In the subsequent calculations, we use a Wankel engine efficiency of  $\eta_{wm} = 0.4$ , with  $E_{gas} = 12.5(kWh/kg)$ ,  $E_{battery} = 0.25(kWh/kg)$ ,  $\eta_{gen} = 0.95$ ,  $\eta_m = 0.95$ , and  $\eta_{sc} = 0.98$ . Figure 3 illustrates the maximum propeller power consumption, horizontal velocity, flight time, and flight range versus pitch angle for octocopter designs with engine mass-to-power ratios of 0.3 and 0.6 (kg/kW), based on the first and second objective functions. The average vehicle weight was used to estimate these parameters. Overall, the changes in these parameters with pitch angle are similar across configurations. Figures 3a and 3c show that propeller power

consumption and flight velocity increase with pitch angle, while flight time decreases. Maximum flight range occurs at a pitch angle of  $\theta=23^\circ$  (Fig. 3d).

Fig. 3b shows that the configurations for OF1 &  $a=0.3$  achieve higher cruise velocities at the same pitch angle than other designs, despite having the highest gross weight due to their larger fuel tank capacity. All designs had similar cockpit dimensions, leading to comparable drag forces at the same pitch angle and cruise velocity. Designs with greater mass require larger thrust forces to balance weight, resulting in higher horizontal velocities. Figure 3d indicates that VTOL designs for OF1 &  $a=0.3$  or  $a=0.6$  can achieve flight ranges around 1000 km due to their large fuel capacity, though their thrust ratios are relatively low when full ( $T/W=1.31$  for  $a=0.3$  and  $T/W=1.39$  for  $a=0.6$ ). Tilt-rotor vehicles are recommended for better fuel efficiency on long flights. Overall, the performance of designs with OF2 &  $a=0.3$  or  $a=0.6$  is similar, indicating that advancements in the mass-to-weight ratio of Wankel engines do not significantly improve short-range VTOL vehicles.

## 7. Comparison study

Table 10 compares the specifications of the octocopter designed in this research (OF2 &  $a=0.3$ ) with NASA's conceptual diesel quadcopter [1], using indirectly calculated data for some of NASA's specs. While many features of the designs are similar, with comparable total weight and carrying capacity, the low mass-to-power ratio of the Wankel engine allows our octocopter to achieve significantly higher cruise speed, flight range, and thrust-to-weight ratio than NASA's concept.

**Table 10. Comparing the conceptual Wankel engine octocopter of this work to the conceptual diesel quadcopter of Ref. [Error!**

Reference source not found.]

Characteristic	Ref. [1]	This work	Characteristic	Ref. [1]	This work
Engine mass-to-power (kg/kW)	1.9	0.3	Fuel weight/total weight	0.018	0.1
Fuel tank weight (kg)	15	50.78	Disk loading (lb/ft <sup>2</sup> )	2.5	15.355
Engine power (kW)	61.89	163.79	Propeller diameter (cm)	360	140.25
Rotor group weight (kg)	55.7	37.56	Thrust (N)	6738*	9081
Batteries weight (kg)	0	58.84	Thrust/weight	1.36*	1.83
Payload weight (kg)	113	100	Maximum speed (m/s)	52.4	62.69
The total weight (kg)	505	505.62	Maximum rotor speed (rpm)	523*	2828.8
Fuel tank capacity (liter)	10.93	62.61	Range (km)	92.6	396

\* Calculated indirectly using the reported data

## 8. Conclusion

Weight optimization of a single-passenger hybrid octocopter with a Wankel engine was performed using a genetic algorithm. Design variables included engine power, fuel tank capacity, battery specifications, motor speed constant, speed controller amperage, arm length, cross-section diameter, propeller radius, and angular velocity. The objective functions were maximum fuel capacity and maximum power-to-weight ratio. We simplified the nonlinear optimization problem using penalty functions, and the algorithm converged after 180 iterations. The results indicated that the second objective function led to a design with lower weight and higher thrust ratio, making it preferable for urban transportation. Compared to NASA's single-passenger conceptual quadcopter, our design showed significant improvements in thrust ratio and maximum horizontal speed, despite similar total weight. Currently, components for multi-rotors are primarily available for small unmanned vehicles, necessitating custom designs or selection of components for passenger hybrid octocopters based on the genetic algorithm's specifications.



## طراحی و بهینه‌سازی وزن یک هشت‌پره هیبریدی سر نشین‌دار

سیروان فرهادی الف\*، مصطفی سنجرى سرمد ب

الف استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه کردستان، سنندج، ایران، [s.farhadi@uok.ac.ir](mailto:s.farhadi@uok.ac.ir)

ب کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه کردستان، سنندج، ایران، [saeedsarmad7031@gmail.com](mailto:saeedsarmad7031@gmail.com)

چکیده	واژگان کلیدی
این تحقیق به طراحی مفهومی و بهینه‌سازی یک هشت‌پره هیبرید-الکتریکی برای حمل بار یا مسافر می‌پردازد. این وسیله از یک موتور وانکل متصل به یک ژنراتور برق برای راه‌اندازی موتورهای بدون جاروبک و شارژ باتری‌ها استفاده می‌کند. یک الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی وزن کل و نیروی رانش به کار گرفته شده است. متغیرهای طراحی شامل قدرت موتور، ظرفیت مخزن سوخت، ظرفیت و تعداد سلول‌های باتری، ثابت سرعت موتور بدون جاروبک، جریان الکتریکی کنترل‌کننده‌های سرعت، طول بازو، قطر مقطع عرضی بازوها، شعاع پروانه و سرعت زاویه‌ای پروانه می‌باشد. در الگوریتم مورد استفاده، نسبت جرم به وزن موتور به‌عنوان یک پارامتر ورودی کلیدی برای بررسی تأثیر فناوری بر طراحی نهایی در نظر گرفته شده است. در این مطالعه، دو تابع هدف بهینه‌سازی استفاده می‌شوند: ۱- حداکثر کردن نسبت سوخت به وزن ناخالص و ۲- حداکثر کردن نسبت نیروی رانش به وزن. نتایج عددی نشان می‌دهد که با طراحی‌های ارائه شده توسط تابع هدف اول، پروازهای طولانی به طول حدود ۱۰۰۰ کیلومتر قابل دستیابی است، که به دلیل ظرفیت بالای سوخت آن‌ها می‌باشد. طبق محاسبات ما، عملکرد کلی پیکربندی‌های هشت‌پره به‌دست‌آمده از تابع هدف دوم و برای نسبت‌های جرم به قدرت موتور $a=0.3$ و $a=0.6$ (کیلوگرم بر کیلووات) بسیار به هم نزدیک است. به‌عبارت‌دیگر، پیشرفت بیشتر در نسبت جرم به وزن موتورهای وانکل منجر به بهبود قابل‌توجهی در وسایل نقلیه VTOL (عمود پرواز و فرود) کوتاه‌برد نمی‌شود.	هشت پره هیبرید، بهینه‌سازی وزن، الگوریتم ژنتیک، موتور وانکل.
	تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۷/۰۹
	تاریخ بازنگری: ۱۴۰۳/۰۸/۲۵
	تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۹/۱۶

### ۱- مقدمه

حمل و نقل بین شهری و حومه‌ای انرژی و زمان زیادی از مسافران را تلف می‌کند. نگرانی‌های ناشی از اتلاف زمان و انرژی، ترافیک، هزینه‌های ساخت‌وساز جاده‌ها و لذت پرواز، توجه‌ها را به تاکسی‌های هوایی جلب کرده است. مولتی‌روتورها (چندپره‌ها) یکی از بهترین گزینه‌ها برای استفاده به‌عنوان تاکسی‌های هوایی هستند. این هواپیماها می‌توانند به‌طور خودکار پرواز کنند و پروانه‌های کوچک‌تری نسبت به هلی‌کوپترهای تک‌روتوره دارند. این تفاوت منجر به افزایش ایمنی پرواز و کاهش خطر آسیب می‌شود. برخی از مولتی‌روتورهای موجود به‌طور کامل الکتریکی هستند و از باتری‌های لیتیوم-پلیمر برای ذخیره انرژی استفاده می‌کنند. ظرفیت انرژی پایین و جرم بالای این باتری‌ها، دامنه‌ی پرواز را محدود می‌کند. مولتی‌روتورهای هیبریدی از یک موتور احتراق داخلی، ژنراتور الکتریکی و باتری‌های الکتریکی برای افزایش محدوده‌ی پرواز استفاده می‌کنند.

مولتی‌روتورهای اولیه در اوایل قرن بیستم معرفی شدند. باین‌حال، به دلیل مشکلات فنی، مدت زمان زیادی طول کشید تا این هواپیماها به‌طور تجاری و نظامی مورد استفاده قرار گیرند. در سال‌های اخیر، بسیاری از شرکت‌های مهندسی با موفقیت مولتی‌روتورهایی را به‌عنوان تاکسی‌های هوایی مسافری طراحی کرده‌اند. در سال ۲۰۱۶، شرکت Ehang، EHang-184، یک هشت‌پروانه الکتریکی خودران را معرفی کرد. تاکسی هوایی الکتریکی Volocopter 2X که یک وسیله‌ی دو نفره با ۱۸ پروانه غیرچرخشی (محور ثابت) است، اولین پرواز موفق خود را در سال ۲۰۱۶ انجام داد. هشت‌پروانه‌ی Surefly یک ماشین هیبریدی

است که با یک موتور پیستونی ۲۰۰ اسب بخاری کار می‌کند و اولین پرواز خود را در سال ۲۰۱۸ انجام داد. تاکسی هوایی Vahana از شرکت ایرباس یک بالگرد الکتریکی با هشت پروانه است که اولین پرواز خود را در سال ۲۰۱۸ انجام داد. تاکسی هوایی Bell Nexus که در سال ۲۰۱۹ معرفی شد، یک بالگرد شش پروانه‌ای با پیکربندی‌های قدرت الکتریکی و هیبریدی است. Lilium Jet نیز چندروتورهی دیگری است که از ۳۶ فن داکت‌دار استفاده می‌کند و اولین پرواز خود را در سال ۲۰۱۹ انجام داد.

در سال‌های اخیر، طراحی و ساخت وسایل نقلیه با قابلیت پرواز و فرود عمودی (VTOL) توجه بسیاری از مراکز علمی و دانشگاهی را جلب کرده است. به‌عنوان مثال، ناسا یک برنامه را برای طراحی، تولید و آزمایش ماشین‌های پرنده چندپروانه‌ای معرفی کرده است. برای هدایت فعالیت‌های تحقیقاتی ناسا، جانسون و همکاران [۱] سه نوع VTOL برای عملیات تاکسی هوایی معرفی کردند؛ یک کوادکوپتر الکتریکی تک‌نفره، یک هلی‌کوپتر هیبریدی شش‌نفره و یک بالگرد توربو-الکتریکی پانزده‌نفره. جانسون و سیلوا در مرجع [۲] خلاصه‌ای از آخرین تحقیقات و نتایج مفهوم هلی‌کوپترهای ناسا برای تحرک هوایی شهری را ارائه داده‌اند.

برخی تحقیقات منتشر شده در ادبیات موضوع به مقایسه پیکربندی‌های مختلف چندروتورهی VTOL برای محدوده‌های پروازی مختلف اختصاص دارد. کرنزler و همکاران [۳] یک برنامه‌ی شبیه‌سازی به نام AirCAD برای طراحی اولیه هواپیماهای eVTOL توسعه دادند تا عملکرد و کارایی انرژی آن‌ها را مورد بررسی قرار دهند. سپس آن‌ها سه طرح مفهومی مولتی‌کوپتر، لیفت و کروز، و تیلت‌وینگ را در اندازه‌های یکسان و محدوده‌های طراحی مختلف مقایسه کردند. مطالعه آن‌ها نشان داد که مولتی‌کوپتر کارآمدترین هواپیما برای پروازهای کوتاه‌برد است. باچینی و سستینو [۴] سه نوع هواپیمای عمودی الکتریکی (eVTOL) شامل یک مولتی‌روتور (e-Hang 184)، یک لیفت + کروز (Kitty Hawk Cora)، و یک پرنده با نیروی متغیر (Lilium Jet) را در مأموریت‌های شهری، فرا شهری و دوربرد مقایسه کردند تا تأثیر پیکربندی هواپیما بر عملکرد آن را ارزیابی کنند. آن‌ها انرژی مصرفی و زمان پرواز را بر اساس پارامترهای مؤثر مختلف محاسبه کردند و نتیجه‌گیری کردند که مولتی‌روتور در حالت شناور و پروازهای کوتاه‌برد کارآمدتر است. ژو و همکاران [۵] یک پیکربندی جدید دو لایه غیرهم‌محور برای پره‌های هشت‌پروانه‌ای معرفی کردند و نتایج محاسباتی و تجربی را برای بررسی کارایی آرایش پیشنهادی ارائه دادند. بر اساس مطالعه آن‌ها، پیکربندی پره‌ی پیشنهادی آن‌ها نسبت به پیکربندی‌های هم‌محور و سنتی به ترتیب، ۴۱٫۵٪ و ۷۱٪ نیروی بیشتری ارائه می‌دهد، درحالی‌که اندازه‌ی پروانه یکسان است.

بسیاری از پژوهشگران بر روی تعریف بهترین سیستم‌های مدیریت انرژی برای مأموریت‌های پروازی مختلف تمرکز کرده‌اند. به‌عنوان مثال، زونگ و همکاران [۶] به بررسی وسایل نقلیه VTOL بدون سرنشین با سیستم‌های پیش‌ران‌هیبرید-الکتریکی سری/موازی و توربوالکترونیک پرداختند و عملکرد پروازی آن‌ها را در ارتباط با حداکثر وزن برخاست و مصرف سوخت مطالعه کردند. مطالعه آن‌ها نشان داد که سیستم پیش‌ران‌هیبرید سری، کارآمدترین پیکربندی است.

طراحی و پیکربندی بهینه‌ی اجزای وسایل نقلیه توسط بسیاری از پژوهشگران مورد بررسی قرار گرفته است. بر اساس یک مأموریت خاص، برشادسکی و هاویلند [۷] روشی برای طراحی یک ملخ چند موتوره برقی بدون سرنشین عمومی معرفی کردند. برای این منظور، آن‌ها روابطی را برای پارامتری‌سازی موتورها، کنترل‌کننده‌های سرعت، باتری‌ها و پروانه‌ها معرفی کردند که ارتباط بین جرم و ثابت سرعت موتور، قطر و جنس تیغه پروانه، ترکیب و پیکربندی باتری و جریان درایو کنترل‌کننده سرعت و سیم‌کشی را نشان می‌دادند. بریگز و الینگسون [۸] یک روش بهینه‌سازی برای توسعه یک ملخ چند موتورهی بدون سرنشین با سوخت بنزینی برای حداکثر زمان پرواز و وزن بار مفید ارائه کردند. آن‌ها فرض کردند که فضای طراحی پیوسته است و نشان دادند که یک ملخ چند موتوره با سوخت بنزینی و زاویه حمله متغیر می‌تواند بارهای نسبتاً بزرگی را برای مسافت‌های طولانی حمل کند. هندریکس و همکاران [۹] یک تکنیک تحلیل و بهینه‌سازی چند رشته‌ای برای طراحی مفهومی وسایل نقلیه حمل و نقل هوایی شهری بر اساس گرادیان‌های کارآمد ارائه کردند. این روش، مسیر پرواز هواپیما، آیرودینامیک وسیله نقلیه، ساختارها و سیستم پیش‌ران الکتریکی را در یک مدل واحد ادغام می‌کند. آن‌ها از این روش توسعه‌یافته برای طراحی یک هواپیمای بال‌های متحرک استفاده کردند. دلپک و همکاران [۱۰] یک روش بهینه‌سازی سیستماتیک برای طراحی چند ملخ‌های برقی برای مأموریت‌ها و نیازهای مختلف بر اساس شباهت و قوانین اندازه‌گیری ارائه کردند. آن‌ها روشی را برای کاهش تعداد قیود

نامساوی به منظور تسریع در همگرایی الگوریتم پیشنهاد کردند. ژانگ و همکاران [۱۱] از یک ساختار ساندویچی سه لایه (دو لایه فیبر کربن در سطح و لایه بلسا در وسط) برای کاهش وزن و اینرسی چرخشی کوادکوپترهای بدون سرنشین استفاده کردند. وپا و ساگار [۱۲] از یک الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی قاب مونوکوک کوادکوپتر بر اساس پارامترهای: عرض و ضخامت بازو، ضخامت گنبد و ضخامت حلقه‌ی اتصال استفاده کردند. این روش منجر به کاهش قابل توجه وزن شد.

همچنین برخی مطالعات منتشر شده در مورد مطالعه عملکرد و بهینه‌سازی هواپیماهای با پرواز کوتاه و فرود (STOL) وجود دارد (برای مثال، به [۱۳] و [۱۴] مراجعه کنید). یک مطالعه دقیق در مورد وضعیت کنونی هواپیماهای هیبریدی توسط ی و همکاران در مرجع [۱۵] منتشر شده است. طراحی، ارزیابی و بهینه‌سازی انواع ماشین‌های عمود پرواز با پیکربندی‌های متفاوت، همچنان موضوع مطالعه مهندسان و پژوهشگران مختلف است. به‌عنوان نمونه‌هایی از مطالعات اخیر می‌توان به مراجع [۱۶] تا [۲۱] اشاره نمود.

این تحقیق به طراحی مفهومی و بهینه یک هشت‌پره هیبرید-الکتریکی با قابلیت حمل بار یا مسافر می‌پردازد. این پهباد از یک موتور وانکل متصل به یک ژنراتور برق برای راه‌اندازی موتورهای بدون برس یا شارژ باتری‌ها استفاده می‌کند. باتری‌ها برای کمک به موتور وانکل در زمان برخاستن نصب شده‌اند و به وسیله این امکان را می‌دهند که در صورت توقف کارکرد، وسیله به‌طور ایمن فرود بیاید. اگرچه انتشار گازهای گلخانه‌ای موتورهای وانکل نسبتاً بالا است، اما این موتورها نسبت به موتورهای پیستونی سنتی سبک‌تر و جمع و جورتر هستند. این مزایا به کاهش کل جرم یک هواپیمای شهری هیبرید کمک می‌کند و ناکارآمدی و انتشار آلودگی بالای آن را جبران می‌نماید. دوناتو و همکاران [۲۲] به بررسی استفاده از موتور وانکل در UAVهای هیبریدی موازی پرداخته‌اند تا مصرف سوخت کلی را به حداقل برسانند و وزن بار را به حداکثر برسانند. آن‌ها از یک روش بهینه‌سازی چندهدفه استفاده کردند که اندازه اجزا، مسیر پرواز و مدیریت انرژی را در یک مدل واحد در نظر می‌گیرد. آن‌ها یک روش مقیاس‌گذاری برای پیش‌بینی ویژگی‌های موتور وانکل بر اساس داده‌های موجود از یک تولیدکننده پیشنهاد کردند. طبق یافته‌های آن‌ها، استفاده از موتورهای وانکل منجر به کاهش مصرف کل سوخت در یک مأموریت خاص نسبت به سیستم‌های قدرت سنتی می‌شود. آگویلار و گودینو [۲۳] استفاده از موتور وانکل را به‌عنوان جایگزینی برای واحدهای قدرت کمکی توربین گاز سنتی هواپیماها ارزیابی کردند. شبیه‌سازی‌های آن‌ها برای سوخت‌ها و سناریوهای مختلف نشان داد که این نوآوری به‌طور قابل توجهی مصرف سوخت کلی APU را کاهش می‌دهد. پیاده‌سازی‌های عملی نشان داده‌اند که با استفاده از موتور وانکل، دامنه پرواز می‌تواند به‌طور قابل توجهی افزایش یابد؛ به‌عنوان مثال، در حالی که دامنه پرواز نسخه تمام‌برقی گلایدر موتور e-Genius تا ۳۰۰ کیلومتر است، استفاده از موتور وانکل در نسخه هیبریدی دامنه پرواز را به فاصله‌ای تا ۱۰۰۰ کیلومتر افزایش می‌دهد [۲۴]. شایان ذکر است که نسخه‌های هیدروژنی موتور وانکل عملکرد زیست‌محیطی عالی را ارائه می‌دهند [۲۵].

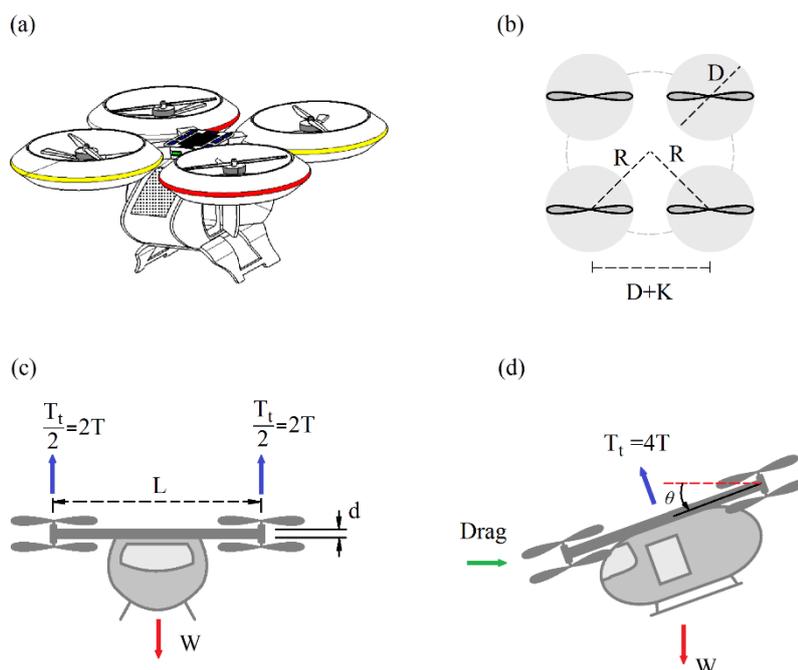
در چند روتوره‌ها، نسبت نیروی رانش به وزن عامل اصلی طراحی است و هدف یافتن یک پیکربندی است که بالاترین مقدار را ارائه دهد تا پروازهای بلندمدت و سریع امکان‌پذیر شود. در این مطالعه، یک الگوریتم ژنتیکی برای بهینه‌سازی وزن کل و نیروی رانش به کار گرفته شده است. در الگوریتم مورد استفاده، متغیرهای طراحی شامل قدرت موتور، ظرفیت مخزن سوخت، ظرفیت و تعداد سلول‌های باتری، ثابت سرعت موتور بدون جاروبک، جریان الکتریکی کنترل‌کننده‌های سرعت، طول بازو، قطر مقطع عرضی بازوها، شعاع پروانه و سرعت زاویه‌ای پروانه می‌باشد. در الگوریتم مورد استفاده، نسبت جرم به وزن موتور به‌عنوان یک پارامتر ورودی کلیدی برای بررسی تأثیر سطح فناوری موتور بر طراحی نهایی در نظر گرفته شده است. در این مطالعه، دو تابع هدف بهینه‌سازی استفاده می‌شوند: ۱- حداکثر کردن نسبت وزن سوخت به وزن ناخالص، ۲- حداکثر کردن نسبت نیروی رانش به وزن ناخالص. لازم به ذکر است که الگوریتم ژنتیکی در بسیاری از مسائل بهینه‌سازی مربوط به طراحی چند روتوره مورد استفاده قرار گرفته شده است. به‌عنوان مثال، می‌توان به استفاده از الگوریتم ژنتیک در مطالعات انجام شده در مراجع [۲۶] تا [۲۸] اشاره نمود.

نوآوری اصلی این تحقیق نسبت به کارهای پیشین به کارگیری موتور وانکل (به جای موتورهای پیستونی و توربوشافت) در چند-پره‌های سرنشین‌دار و بهینه‌سازی وزنی پرنده بر اساس آن است، که در تحقیقات پیشین مورد توجه چندانی قرار نگرفته

است. خاطر نشان می‌سازد، در مطالعه انجام شده در مرجع [۲۲] از یک طراحی موجود استفاده شده بود و نویسندگان تلاش نموده بودند یک موتور وانکل مناسب برای آن انتخاب نمایند تا به کمک آن، مصرف سوخت و آلودگی منتشر شده توسط پرنده کاهش یابد. در مطالعه مذکور به دلیل استفاده از یک طراحی موجود، بهبود چندان زیادی در عملکرد کلی پرنده ایجاد نشد.

## ۲- پیکربندی وسیله نقلیه

شکل ۱-الف به‌طور شماتیک نمایی از اکتوکوپتر مورد نظر را نشان می‌دهد. شکل‌های ۱-ب، ۱-ج و ۱-د به ترتیب چیدمان روتورها، نیروهای وارد بر مدل در حالت پرواز ایستا و نیروهای وارد بر مدل در پرواز افقی با سرعت ثابت را نشان می‌دهند. اجزای اصلی وسیله شامل قاب (متشکل از شاسی اصلی و بازوها)، کابین خلبان، روتورها، کنترل‌کننده، باتری لیتیومی و سیستم تولید و انتقال نیرو است. شاسی که در مرکز قرار دارد، موتور، مخزن سوخت، کابین بار یا مسافر و اجزای الکتریکی و کنترلی را در خود جای داده است. قاب باید به اندازه کافی محکم باشد تا لرزش‌های ناشی از موتورها را به حداقل برساند.



شکل ۱ (الف) یک طرح کلی از هشت‌پره مورد نظر، (ب) چیدمان روتورها، (ج) نیروهای وارد بر مدل در حالت پرواز ایستا و نیروهای وارد بر مدل در پرواز افقی با سرعت ثابت.

## ۳- پارامتری‌سازی اجزا

در این تحقیق، ما پارامترهای طراحی را به‌عنوان متغیرهای پیوسته وابسته فرض می‌کنیم و از روش الگوریتم ژنتیک برای طراحی و بهینه‌سازی استفاده می‌کنیم. برای این منظور، به پارامتری‌سازی وزن و ویژگی‌های اجزای اصلی نیاز داریم. بین جرم و ویژگی‌های اجزای اصلی وسیله نقلیه روابط آماری وجود دارد. این روابط به الگوریتم‌ها اجازه می‌دهد تا وزن اجزا را پیش‌بینی کنند.

**موتورهای الکتریکی:** تاکسی‌های هوایی الکتریکی و هیبریدی معمولاً از موتورهای بدون جاروبک با ثابت سرعت کمتر از ۲۰۰ استفاده می‌کنند. مشخصات موتورهای الکتریکی موجود در بازار می‌تواند برای ارائه رابطه‌ای بین وزن و ثابت سرعت مورد استفاده قرار گیرد. جدول ۱ مشخصات ۹ موتور بدون جاروبک از شرکت T-Motor را نشان می‌دهد [۲۹]. بر اساس این داده‌ها و با استفاده از روش برازش منحنی، رابطه بین جرم و ثابت سرعت تعریف می‌شود:

$$m_m = ae^{bk_v}, \quad a = 10.693, \quad b = -0.024 \quad (1)$$

**کنترل کننده سرعت:** بر اساس داده‌های موجود از ۲۰ واحد کنترل کننده سرعت که در بازار موجود است، رابطه بین جرم کنترل کننده سرعت و حداکثر آمپر نامی به شرح زیر است [۷]:

$$m_{sc} = 0.8421 A_{max} \quad (۲)$$

سیم‌کشی: سیم‌کشی، شامل تمام خطوط سیگنال و قدرت، حدود ۰.۵٪ از وزن کل را تشکیل می‌دهد [۷]:

$$m_w = 0.05m_t \quad (۳)$$

**باتری‌ها:** باتری‌ها دارای چندین ویژگی کلیدی به‌عنوان منبع انرژی الکتریکی هستند. ظرفیت و ولتاژ باتری از مهم‌ترین ویژگی‌ها به‌شمار می‌روند. چندین روتور سرنشین‌دار معمولاً از باتری‌های لیتیوم به دلیل نسبت بالای قدرت به وزن آن‌ها استفاده می‌کنند. در این نوع باتری، ولتاژ هر سلول تقریباً برابر با ۳/۷ ولت است. رابطه بین جرم باتری و ظرفیت برای باتری‌های لیتیوم-پلیمر با ۲ تا ۶ سلول مشابه به شرح زیر است [۷]:

$$m_{battery} = (p_1s + p_2)C, \quad p_1 = 0.026373, \quad p_2 = 2.0499 * 10^{-5} \quad (۴)$$

در معادله بالا، C ظرفیت باتری و s تعداد سلول‌های باتری است.

**ملخ‌ها:** برای به دست آوردن رابطه‌ی بین وزن و قطر یک ملخ، از داده‌های مربوط به پروانه‌های بزرگ T-Motor استفاده می‌کنیم [۲۳]. اطلاعات مربوط به ۱۲ ملخ فیبر کربنی بزرگ در جدول ۲ آورده شده است. بر اساس این اطلاعات، معادله‌ی (۵) جرم ملخ‌ها را به‌صورت زیر تخمین می‌زند:

$$m_p = 0.7 * D^2 - 0.39 * D + 0.0616. \quad (۵)$$

**سازه (بدنه):** با بررسی چندین مولتی روتور بزرگ، به نظر می‌رسد که حدود ۳۰ درصد وزن کل به سازه اختصاص می‌یابد [۱۱]. این سازه از بازوها، یک صفحه پشتیبانی مرکزی، یک کابین و ارابه‌های فرود تشکیل شده است. ما یک ساختار فیبر کربنی با چگالی  $\rho=1760$  کیلوگرم بر متر مکعب در نظر می‌گیریم. وزن کل کابین خلبان، ارابه‌های فرود و چتر نجات اضطراری ۱۵۰ کیلوگرم برآورد شده است. وزن بازوها با استفاده از معادلات زیر به دست می‌آید:

$$m_{arm} = \rho AL = \rho \left( \frac{\pi}{4} (d^2 - (d - 2 * t)^2) \right) L, \quad (۶)$$

که در آن،  $d$ ،  $L$ ،  $t$  به ترتیب، طول، قطر و ضخامت بازوهای استوانه‌ای شکل هستند و  $b$  و  $h$  به ترتیب نشان‌دهنده‌ی عرض و ضخامت صفحه پایه هستند. در اینجا فرض می‌کنیم  $t=d/8$  باشد.

**موتور وانکل:** معمولاً رابطه جرم-قدرت موتور توسط یک معادله‌ی خطی تخمین زده می‌شود. جدول ۴ داده‌های جرم و توان را بر اساس کاتالوگ‌های شرکت Advanced Innovative Engineering [۳۰]، برای ۴ موتور وانکل مختلف ارائه داده است. بر اساس این داده‌ها، معادله‌ی جرم-توان با منحنی خطی زیر تخمین زده می‌شود:

$$m_{wm} = 0.2976 P + 1.2142. \quad (R^2 = 0.9992). \quad (۷-الف)$$

در معادله بالا،  $m_{wm}$  و  $P$  به ترتیب نشان‌دهنده‌ی وزن و قدرت موتور هستند و  $R^2$  مقدار ریشه میانگین مربع را نشان می‌دهد. یک معادله‌ی خطی مشابه در مرجع [۲۲] برای پیش‌بینی جرم موتورهای وانکل ارائه شده است. معادله‌ی فوق را می‌توان به شکل زیر ساده نمود:

$$m_{wm} = a P, \quad (۷-ب)$$

که در آن،  $a$  نسبت جرم به قدرت است که به فناوری سازنده بستگی دارد و برای موتورهای وانکل شرکت Advanced Innovative Engineering برابر با ۰/۳ است. به‌عنوان مثال دیگر، نسبت جرم به قدرت برای موتور وانکل ۱/۳ لیتری 3B-MSP از Renesis شرکت مزدا و موتور وانکل ۴/۹۷ سی سی 49-PI Type II از شرکت O.S. Engines به ترتیب ۰/۶۶۷ و ۰/۳۵۷ است.

جدول ۱ ضریب سرعت موتورهای بدون جاروبک شرکت T-Motor با ضریب kv &lt; 200 [۲۹].

Speed constant ( $k_v$ )	29	35	38	43	80	100	120	150	160
Mass (kg)	5.13	5.9	4.48	3.6	1.74	0.415	0.649	0.47	0.18

جدول ۲ جرم و قطر ملخ‌های فیبر کربن بزرگ شرکت T-Motor [۲۹].

(m) Diameter	0.2286	0.254	0.3048	0.33	0.6604	0.762	1.016	1.1938	1.3208	1.4478	1.5748
(kg) Mass	0.011	0.015	0.022	0.024	0.087	0.13	0.237	0.702	0.87	0.99	1.052

جدول ۳ جرم و توان سه نمونه از موتورهای وانکل [۳۰].

(kW) Power	30	11.2	3.7	90
Mass (kg)	10	5	2	28

مولد برق: وزن ژنراتور با استفاده از معادله‌ی پارامتری NDARC پیش‌بینی می‌شود [۱]:

$$m_g = TF \times 0.4536 \times 0.5382 Q_{ft-lb}^{0.8129} (kg), \quad (8)$$

که در آن حداکثر گشتاور ژنراتور بر حسب فوت پوند است و TF فاکتور فناوری برای محاسبه وزن کل سیستم ژنراتور است. برای مجموعه‌های بزرگ موتور/ژنراتور فاکتور TF برابر ۱/۶۵ در نظر گرفته می‌شود.

جدول ۴ جرم و حجم مخزن‌های سوخت شرکت Tek-Tanks Inc. [۳۱].

Volume (liter)	10	16	22	30	55	67	85	90	160	200
Empty tank weight (kg)	0.7	1.2	1.9	2	7	11	15	16	25	28

مخزن سوخت: ظرفیت مخزن عامل مهمی در افزایش زمان و طول پرواز است. جدول ۴ جرم و ظرفیت ۱۰ مخزن سوخت کامپوزیت شرکت Tek-Tanks Inc را نشان می‌دهد [۳۱]. با تبدیل این داده‌ها به واحدهای متریک و در نظر گرفتن چگالی ۶۸۰ کیلوگرم بر مترمربع برای بنزین، معادله‌ی (۹) جرم مخازن پر را برحسب حجم آن‌ها پیش‌بینی می‌کند.

$$m_{ft} = 0.836 V - 0.689 (kg). \quad (R^2 = 0.9989). \quad (9)$$

بار و مسافر: وزن مسافر یا محموله  $m_{payload}=100(kg)$  در نظر گرفته می‌شود.

#### ۴- معادلات حاکم و بهینه‌سازی

معادلات حاکم بر اجزای مختلف به شرح زیر است:

**بازوها:** طول بازو به تعداد بازوها و قطر پروانه‌ها بستگی دارد. شکل ۱-ب ترتیب پروانه‌ها را در یک اکتوکوپتر نشان می‌دهد. با توجه به این شکل می‌توان نوشت:

$$D + K = \sqrt{2}R, \quad (10)$$

که در آن، D، K و R به ترتیب نشان‌دهنده‌ی شعاع پروانه، فاصله‌ی پروانه‌ها و طول بازو هستند. برای طراحی سازه باید جنس، طول و قطر بازوها مشخص و بهینه شود. در اینجا بازوهای فیبر کربن با مقطع دایره‌ای توخالی و طول L، قطر d و ضخامت t را در نظر می‌گیریم. وزن پهپاد W (N) به مرکز جرم آن اعمال می‌شود (شکل ۱ج). گشتاور خمشی  $M_B$  (N.m) در مرکز بازوها برابر با  $M_B=WR/4$  است و حداکثر تنش نرمال برابر است با:

$$\sigma_m = \frac{|M_B| d}{32(d^4 - (d-2t)^4)}. \quad (11)$$

**ملخ‌ها:** نیروی رانش و خروجی پروانه به صورت زیر تعریف می‌شود [۱]:

$$T = n_r \times \rho c_t n^2 D^4, \quad (12-الف)$$

$$P = n_r \times \rho c_p n^3 D^5. \quad (12-ب)$$

که در آن  $n_r$  تعداد روتورها است و  $T[N]$ ،  $P[W]$ ،  $\rho[kg/m^3]$ ،  $n[rps]$ ،  $D[m]$ ،  $c_t$  و  $c_p$  به ترتیب نیروی برآ، توان، چگالی حجمی، سرعت موتور، قطر پروانه، ضریب رانش و ضریب توان هستند. ضرایب رانش و توان ثابت نیستند و به سرعت پرواز و سرعت، گام و قطر پروانه بستگی دارند. سازندگان معمولاً این ضرایب را با آزمایش پروانه‌ها در ۴۰۰۰ دور در دقیقه در پرواز استاتیکی به دست می‌آورند.

**باتری‌ها:** زمان پرواز بستگی به توان مصرفی پروانه‌ها دارد. در مولتی روتورهای هیبریدی سری، راندمان موتورهای برانشلس  $\eta_m$  بیش از ۹۵ درصد و راندمان واحدهای کنترل سرعت  $\eta_s$  نزدیک به ۹۸ درصد است. با در نظر گرفتن ضرایب بازده مربوط به پروانه‌ها و واحدهای کنترل سرعت، توان پروانه‌ها کوچک‌تر از توان الکتریکی باتری‌ها است ( $P_p = \eta_m \eta_s P_E$ ). از طرف دیگر، زمان تخلیه باتری از نسبت ظرفیت باتری به جریان الکتریکی به دست می‌آید. در نتیجه، هنگام پرواز با حداکثر توان موتور، زمان تخلیه باتری را می‌توان به صورت زیر محاسبه کرد [۷]:

$$t_0 = \frac{C_B}{n_r I} = \frac{C_B}{n_r (P_E / V_B)} = \frac{\eta_m \eta_s V_B C_B}{n_r \rho C_p n^3 D^5} \quad (13)$$

در معادله‌ی بالا  $t_0$ ،  $C_B$ ،  $V_B$  و  $I$  به ترتیب برابر زمان تخلیه‌ی باتری، ظرفیت باتری، ولتاژ باتری و حداکثر جریان الکتریکی ملخ است.

**جرم کل:** جرم کل پرنده برابر مجموع جرم‌های سازه، موتور، مخزن سوخت، ملخ‌ها، باتری‌ها، بازوها، محموله، و وزن‌های دیگر است:

$$m_{tot} = m_{structure} + m_{wm} + m_{ft} + n_r (m_{battery} + m_m + m_{sc} + m_p) + n_a (m_{arms}) + m_{etc.} + m_{payload} \cdot n_a \quad (14)$$

محدودیت‌های طراحی به شرح زیر است: ۱- گشتاور پروانه و موتور برانشلس برابر است، ۲- حداکثر تنش نرمال بازوها کمتر از حداکثر تنش مجاز است، ۳- خیز بازوها کمتر از حداکثر مقدار مجاز است، ۴- طول بازوها متناسب با قطر پروانه‌ها است، ۵- حد بالایی و پایینی جرم همی اجزا مشخص است، ۶- وزن کابین، مسافر و ارايه فرود مشخص است.

توابع هدف بهینه‌سازی در این تحقیق به شرح زیر است:

(الف) بیشینه کردن نسبت وزن مخزن به وزن کل:

$$Max(Z_1). \quad Z_1 = \frac{m_{ft}}{m_{tot}} \quad (15)$$

(ب) بیشینه کردن نسبت نیروی برا به وزن کل:

$$Max(Z_2). \quad Z_2 = \frac{T}{m_{tot} g} \quad (16)$$

جدول ۵ حد بالا و پایین متغیرهای طراحی

Design variable	Lower bound	Upper bound	Design variable	Lower bound	Upper bound
Wankel engine power (kW)	100	200	Propeller Diameter (cm)	80	250
Fuel tank capacity (gallon)	5	50	Arm length (cm)	200	450
Battery capacity (Ah)	35	100	Cross-section diameter of the arms (cm)	4	20
Brushless motors speed constant Kv	30	150	Propeller angular velocity (rpm)	1000	4000
Speed controllers amperage (A)	100	400	Number of battery cells	15	30

جدول ۶ پارامترهای مسأله و پارامترهای الگوریتم ژنتیک

GA parameters		Problem parameters	
Number of design variables	10	Safety factor	10
Initial population	10000	Propellers' tip distance $k$	50 (cm)
Initial population selection	Random	Air density	1.2 (kg/m <sup>3</sup> )
Maximum generations	180	Carbon fiber density	1760 (kg/m <sup>3</sup> )
Selection mechanism	Tournament	Thrust coefficient	0.11
Tournament coefficient	3	Power coefficient	0.03
Mutation rate	0.2	Fiber carbon allowable stress	3500 (MPa)
Crossover rate	0.8	Penalty factor	1000

تابع هدف اول به دنبال به حداکثر رساندن زمان پرواز است. در این حالت، به عنوان یکی از محدودیت‌ها، حداقل نسبت رانش به وزن  $1/3$  در نظر گرفته می‌شود. تابع هدف دوم به دنبال به حداکثر رساندن نسبت رانش به وزن و افزایش سرعت پرواز یا ظرفیت حمل بار است. در این مورد، حداقل نسبت حداقل وزن سوخت به وزن کل برابر  $0/1$  در نظر گرفته شده است. محدودیت‌های دیگر عبارت‌اند از:

$$\begin{aligned} c_1(x): SF * \sigma_N \leq \sigma_{allowable(carbon-fiber)}, & \quad c_2(x): m_{tot} \leq 800(kg), \\ c_3(x): P \leq P_{wm}, & \quad c_4(x): t_0 \geq 6 \text{ min}, & \quad c_5(x): k \geq 0, \\ c_6(x): Q_m = \frac{P_{prop}}{\omega}, & \quad c_7(x): \delta \leq \delta_{max}, & \quad x^{Lower Bound} \leq x \leq x^{Upper Bound} \end{aligned} \quad (17)$$

در معادله‌ی بالا، SF ضریب ایمنی،  $Q_m$  گشتاور موتور بدون جاروبک،  $\omega$  سرعت زاویه‌ای پروانه،  $\sigma_N$  تنش نرمال اعمال شده به بازوها (توسط نیروی بالابر) و k فاصله بین نوک پروانه‌ها است. محدودیت اول بیان می‌کند که تنش نرمال سازه نباید از تنش مجاز بیشتر شود. استحکام کششی الیاف کربن استاندارد تقریباً  $3/5$  گیگا پاسکال است و برای در نظر گرفتن خستگی و عمر بازوها از ضریب ایمنی ۱۰ استفاده می‌کنیم. محدودیت دوم حداکثر وزن کل ۸۰۰ کیلوگرم را در نظر می‌گیرد. محدودیت سوم دلالت بر این دارد که موتور وانکل باید توان مورد نیاز هر هشت روتور را تولید کند. محدودیت چهارم حداقل زمان تخلیه باتری را ۶ دقیقه در نظر می‌گیرد. این زمان با توجه به دو شرط تعیین می‌شود: (۱) در هنگام برخاستن، باتری به عنوان یک منبع کمکی به موتور وانکل کمک می‌کند تا در شرایط بهینه‌ی خود کار کند. (۲) در صورت خرابی موتور وانکل، باتری‌ها به پرند اجزای فرود ایمن را می‌دهند. محدودیت پنجم حاکی از فاصله‌ی مثبت بین نوک پروانه‌ها است. محدودیت ششم بیان می‌کند که موتورهای بدون جاروبک باید گشتاور مورد نیاز پروانه‌ها را تأمین کنند. محدودیت هفتم خیز بازو را به ۶ میلی‌متر محدود می‌کند. آخرین بند بیان می‌کند که متغیرهای طراحی نباید از مرزهای بالایی و پایینی طراحی تجاوز کنند. مرزهای پایینی و بالایی متغیرهای طراحی در جدول ۵ آورده شده است. این مرزها با توجه به اجزای موجود در بازار و اطلاعات فنی چندرشته‌های موجود تعریف شده است. پارامترهای مسئله و الگوریتم ژنتیک در جدول ۶ نشان داده شده‌اند.

جدول ۷ متغیرهای بهینه به دست آمده از الگوریتم ژنتیک برای توابع هدف تعیین شده

	Objective Function 1				Objective Function 2			
Engine mass to power ratio (kg/kW)	0.3	0.4	0.5	0.6	0.3	0.4	0.5	0.6
Wankel engine power (kW)	165.75	161.04	164.10	159.05	163.79	163.76	162.57	144.90
Fuel tank capacity (liter)	250.47	225.77	215.84	184.66	62.61	65.27	68.21	68.84
Battery capacity (Ah)	24.88	24.51	24.43	23.99	15.78	16.90	17.88	18.67
Brushless motors speed constant Kv	38.41	38.18	37.05	38.24	43.06	42.87	42.17	42.48
Speed controllers amperage (A)	316.34	323.51	318.83	306.10	317.76	321.42	318.04	284.26
Propeller diameter (cm)	145.39	145.54	146.63	144.20	140.25	140.72	141.32	138.25
Propeller angular velocity (rpm)	2672.14	2640.13	2625.27	2673.15	2828.80	2812.74	2785.97	2781.31
Arm length (cm)	276.50	277.20	278.80	274.73	268.65	269.39	270.29	266.09
Cross-section diameter of the arms (cm)	9.09	9.10	9.21	9.05	8.14	8.25	8.36	8.29
Number of battery cells	18.67	18.55	18.98	18.77	17.67	17.66	17.76	17.62

جدول ۸ وزن‌های بهینه (کیلوگرم) بدست آمده برای اجزای هشت-ملخه بر اساس توابع هدف مشخص شده

	Objective Function 1				Objective Function 2			
Engine mass to power ratio (kg/kW)	0.3	0.4	0.5	0.6	0.3	0.4	0.5	0.6
Wankel engine	49.72	48.31	49.23	47.71	49.14	49.13	48.77	43.47
Generator	14.20	13.87	14.09	13.73	14.06	14.06	13.98	12.73
Full fuel tank	217.21	194.82	185.84	157.80	50.78	53.04	55.55	56.09
Battery	97.99	95.92	97.81	95.00	58.84	62.97	67.02	69.41
Brushless motors	34.02	34.22	35.15	34.16	30.43	30.57	31.09	30.86
Speed controllers	2.13	2.18	2.15	2.06	2.14	2.17	2.14	1.91
Propellers	7.79	7.81	7.96	7.64	7.13	7.19	7.27	6.88
Arms	55.32	55.54	57.15	54.42	43.10	44.32	45.72	44.19
Structure + etc.	150	150	150	150	150	150	150	150
Payload	100	100	100	100	100	100	100	100
Total	728.40	702.67	699.37	662.53	505.62	513.44	521.53	515.54

## ۵- نتایج

برای بهینه‌سازی وزن هشت-ملخه‌ی سرنشین دار با توابع هدف ذکر شده از الگوریتم ژنتیک استفاده شد. چهار نسبت جرم به قدرت برای موتور وانکل در نظر گرفته شد که عبارت‌اند از ۰/۳، ۰/۴، ۰/۵، و ۰/۶ کیلوگرم بر کیلووات. الگوریتم پس از ۱۸۰ تکرار به مقادیر بهینه همگرا شد. جدول ۷ مقادیر پارامترهای بهینه برای به هر دو تابع هدف را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که جز ظرفیت مخزن سوخت، مقادیر به‌دست‌آمده برای دیگر متغیرهای طراحی در نسبت‌های مختلف جرم به قدرت بسیار نزدیک هستند. وزن‌های معادل برای پارامترهای تعریف شده در جدول ۸ ارائه شده است. جدول ۹ مشخصات کلی اکتاکوپترهای طراحی شده را با توجه به توابع هدف پیشنهادی نشان می‌دهد. با توجه به این جدول، برای تابع هدف اول (حداکثر نسبت سوخت به وزن ناخالص)، نسبت‌های رانش به وزن به‌دست‌آمده بسیار نزدیک به محدودیت حداقل مقدار ۱/۳ هستند. از سوی دیگر، در مورد تابع هدف دوم (حداکثر نسبت رانش به وزن ناخالص)، نسبت‌های سوخت به وزن ناخالص به‌دست‌آمده بسیار نزدیک به محدودیت حداقل مقدار ۰/۱ هستند. در بیشتر کاربردهای چند روتوره، نسبت رانش عامل اصلی برای پایداری بهتر پرواز است. بنابراین در ادامه از طرح دوم به‌عنوان معیار ترجیحی استفاده می‌کنیم.

جدول ۹ نسبت نیروی برا و وزن سوخت به‌دست‌آمده از الگوریتم ژنتیک برای توابع هدف تعیین

	Objective Function 1				Objective Function 2			
Engine mass to power ratio (kg/kW)	0.3	0.4	0.5	0.6	0.3	0.4	0.5	0.6
Fuel weight/total weight	0.298	0.277	0.2657	0.238	0.100	0.103	0.107	0.109
Trust/total weight	1.31	1.331	1.362	1.394	1.831	1.807	1.775	1.639

## ۶- زمان و مشخصات پرواز

برای ارزیابی مشخصات پروازی هشت-ملخه‌های طراحی شده، یک مطالعه کلی آیرودینامیک و انرژی مورد نیاز است. مکانیسم پرواز مولتی‌روتورها تقریباً شبیه پرواز هلیکوپتر است. در یک پرواز رو به جلو، وسیله نقلیه یک زاویه حمله مطابق آنچه که در شکل ۱۱ نشان داده شده است، می‌گیرد. زاویه حمله رو به جلو برابر است:

$$\theta = \cos^{-1} \left( \frac{m_{tot} g}{T} \right) \quad (18)$$

حداکثر زاویه حمله مربوط به زاویه‌ای است که مؤلفه عمودی نیروی رانش با وزن مجموعه برابر می‌شود. به‌عنوان مثال، حداکثر زاویه حمله برای نسبت رانش ۱/۸۳۱ (که مربوط به تابع هدف دوم و نسبت جرم به توان  $a = 0.3$  است و بزرگ‌ترین مقدار در بین طرح‌های مختلف است) برابر ۵۶/۷ درجه است. با فرض اینکه پهپاد با سرعت کروز ثابت پرواز می‌کند، سرعت پرواز افقی با برابر قرار دادن نیروی پسا و نیروی محرکه (مؤلفه افقی نیروی رانش) به‌صورت زیر به دست می‌آید [۳۲]:

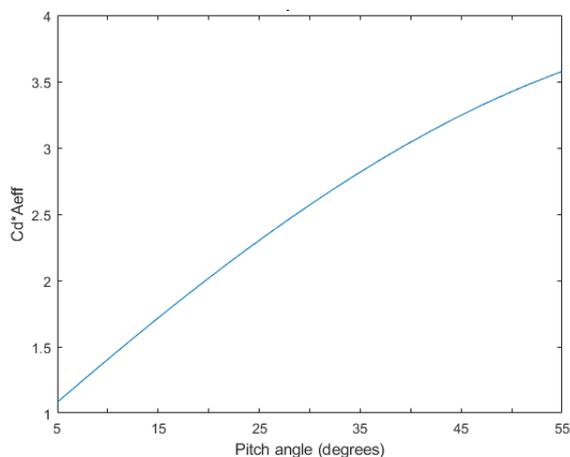
$$V_{hor} = \sqrt{\frac{2m_{tot} g \tan \theta}{\rho c_D A_{eff}}}, \quad (19)$$

که در آن  $\rho$ ،  $c_D$  و  $A_{eff}$  به ترتیب چگالی هوا، ضریب درگ و مساحت مؤثر هستند. مساحت مؤثر مولتی‌روتور در یک پرواز افقی با تصویر عمودی سطح بالا و جلوی پرنده تخمین زده می‌شود:

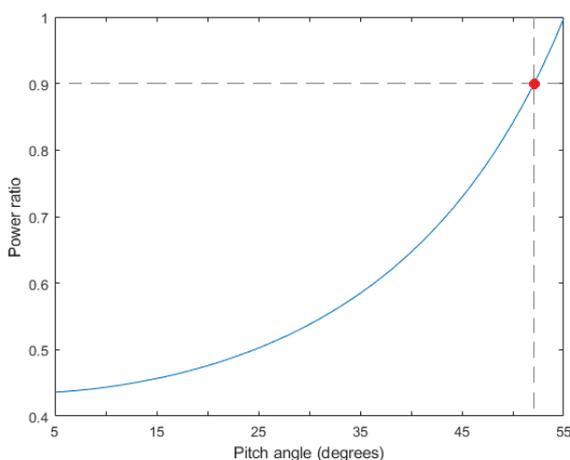
$$A_{eff} = (A_{top} + 4\pi r_p^2) \cos \theta + A_{front} \sin \theta. \quad (22)$$

در این مطالعه، کابین خلبان را به‌عنوان یک بدنه کروی متصل به بازوها و روتورها در نظر می‌گیریم تا برآورد ساده‌ای از ضریب درگ داشته باشیم. این فرض به ما امکان می‌دهد از نتایج تجربی زیر و دی‌شوتر کمک بگیریم [۳۲]. آن‌ها دینامیک پرواز رو به جلو یک کوادکوپتر کروی را برای مطالعه‌ی روابط بین زاویه حمله، سرعت رو به جلو و توان مصرفی آزمایش کردند. آن‌ها از پرنده‌هایی با قطرهای بدنه و وزن متفاوت استفاده کردند و سرعت رو به جلو و توان مصرفی حالت ثابت را در زوایای مختلف اندازه‌گیری کردند. با استفاده از داده‌های به‌دست‌آمده از این مرجع برای قطرهای بدنه ۲۵، ۳۰ و ۴۰ سانتی‌متر و فرض ضریب پسا ۰/۴۷ برای کره‌ها، ضریب پسا برای کل ناحیه جلویی تقریباً برابر ۰/۵ تخمین زده شد. بر این اساس، ما از این مقدار ضریب پسا برای تقریب محدوده و سرعت پرواز در زوایای حمله مختلف استفاده می‌کنیم. علاوه بر این، در محاسبات بعدی مساحت

سطح بالا و جلو را برابر  $A_{top} = A_{front} = 1.5m^2$  فرض می‌کنیم. شکل ۲ تغییرات نسبت فشار به فشار دینامیکی  $(D/q = c_D A_{eff})$  را بر حسب زاویه حمله در محدوده‌ی ۵ تا ۵۵ درجه برای مورد تابع هدف دوم و نسبت  $a=0.3$  که در جداول ۷ تا ۹ معرفی گردید، نشان می‌دهد. مشاهده می‌کنیم که با افزایش زاویه حمله، نسبت  $D/q$  به‌طور یکنواخت افزایش می‌یابد، و در زاویه حمله  $\theta=39$  درجه، برابر با  $D/q=3$  می‌شود، که با آنچه در مرجع [۱۱] برای یک اکتوکوپتر دیزلی مفهومی گزارش شده است، یکسان است.



شکل ۲ تغییرات نسبت نیروی پسا به فشار دینامیکی  $(\frac{D}{q} = c_D A_{eff})$  نسبت به زاویه‌ی حمله برای یک سرعت پرواز یکسان



شکل ۳ تغییرات نسبت توان مصرفی (نسبت توان مصرفی به حداکثر توان قابل دسترسی برای ملخ‌ها) بر حسب زاویه حمله در سرعت‌های کروز ثابت. حداکثر سرعت کروز به نسبت توان ۰/۹ نسبت داده شده است (دایره قرمز رنگ در شکل).

در شکل ۳ تغییرات توان مصرفی ملخ‌ها نسبت به زاویه‌ی حمله برای پیکربندی به‌دست‌آمده از تابع هدف دوم و با استفاده از نسبت  $a=0.3$  نشان داده شده است. حداکثر سرعت کروز (سرعت پرواز افقی) به زاویه حمله‌ای نسبت داده می‌شود که در آن توان مورد نیاز ملخ‌ها برابر ۹۰٪ حداکثر توان تولیدی است. این زاویه کمی کمتر از حداکثر زاویه حمله است. مطابق شکل، حداکثر سرعت کروز  $V_{hor}=55.08 \text{ m/s}=198.29 \text{ km/h}$  و مربوط به زاویه شیب  $۵۲/۳$  درجه است. تاکسی‌های هوایی با روتور ثابت مانند Surefly, E-Hang 184 و Volocopter دارای حداکثر سرعت کروز تقریباً ۱۰۰ کیلومتر بر ساعت هستند. اکتوکوپتر این تحقیق با زاویه حمله‌ی ۲۰ درجه دارای سرعت کروز حدوداً ۱۳۹ کیلومتر بر ساعت است.

حداکثر سرعت عمودی پرواز با استفاده از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$V_{ver} = \sqrt{2 \frac{T - m_{tot}g}{\rho c_D (A_{top} + 4\pi r_p^2)}} \quad (21)$$

در رابطه‌ی بالا،  $A_{top} + 4\pi r_p^2$  سطح مؤثر بالایی اکتوکوپتر است. به‌عنوان مثال، سطح مؤثر فوقانی برای قطر ملخ  $D_p=140.25$

cm و  $A_{top} = 1.5m^2$  برابر با  $7/68$  متر مربع است. با جایگذاری این مقدار در معادله ی (۲۲)، حداکثر سرعت عمودی برای مورد تابع هدف دوم و نسبت  $a=0.3$  برابر  $47/27$  متر بر ثانیه به دست می آید.

در طول پرواز، وسیله نقلیه سوخت مصرف می کند و وزن آن به تدریج کاهش می یابد. برای تخمین زمان پرواز و برد پرواز یک هشت-ملخه ی طراحی شده، فرض می کنیم که پرند با وزن متوسط خود، یعنی با مخزن سوخت نیمه پر پرواز می کند. زمان پرواز به صورت زیر محاسبه می شود:

$$t_{flight} = (W_{engine} + W_{battery})/P_{av} \quad (22)$$

که در آن  $W_{engine}$  انرژی الکتریکی قابل استفاده تولید شده در مجموعه موتور-ژنراتور،  $W_{battery}$  انرژی قابل استفاده باتری ها، و  $P_{av}$  میانگین توان مصرفی پروانه ها است [۳۳-۳۴]:

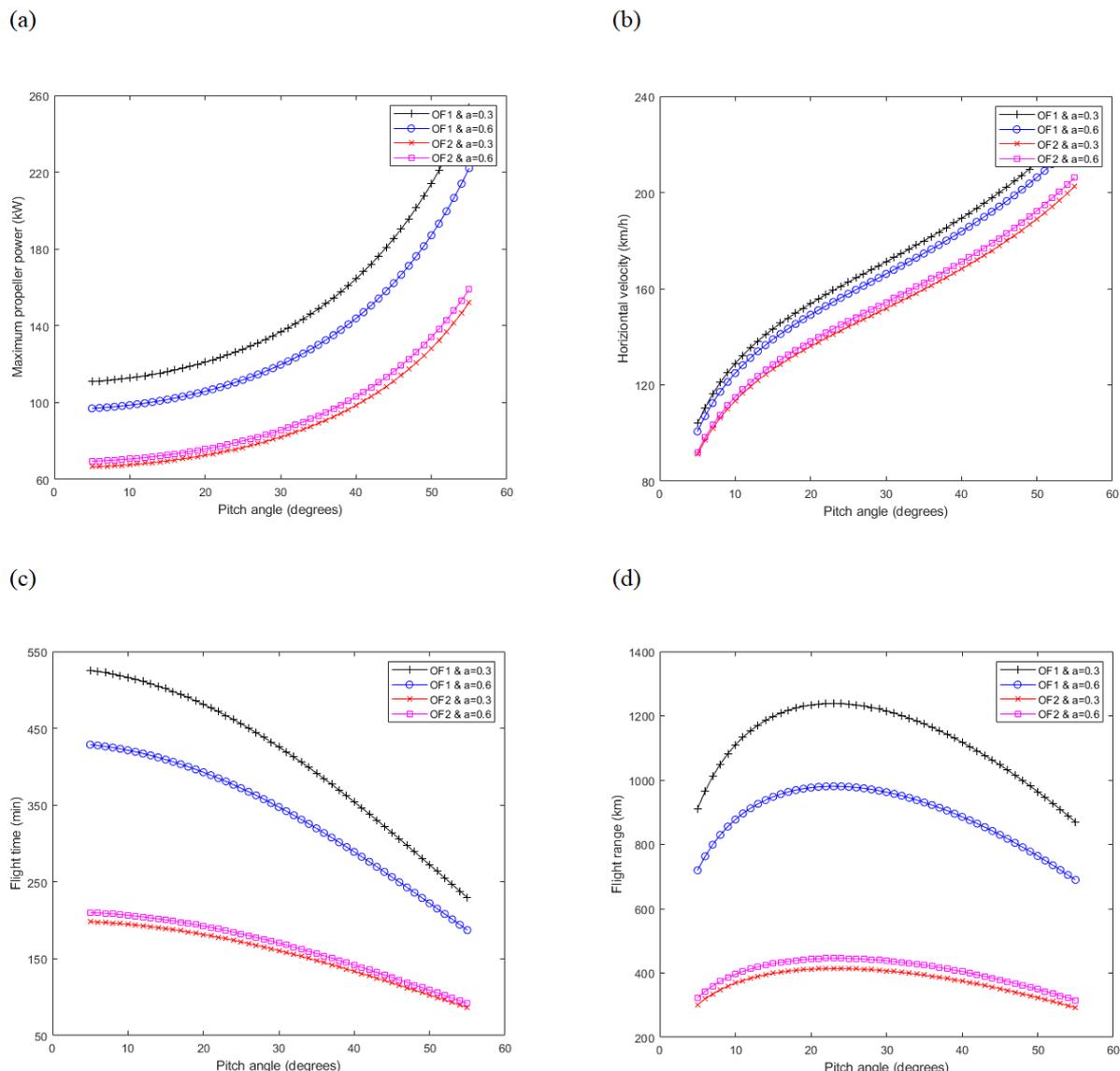
$$W_{engine} = \eta_{wm}\eta_{gen}E_{gas}m_{ft} \quad (23)$$

$$W_{battery} = \eta_m\eta_{sc}E_{battery}m_{battery} \quad (24)$$

در معادلات بالا  $E_{battery}$ ،  $E_{gas}$ ،  $\eta_{wm}$ ،  $\eta_{gen}$ ،  $\eta_m$  و  $\eta_{sc}$  به ترتیب عبارت اند از چگالی انرژی بنزین، چگالی انرژی باتری لیتیومی، راندمان موتور وانکل، راندمان ژنراتور، راندمان موتورهای الکتریکی و راندمان کنترل کننده های سرعت. با توجه به کاتالوگ اطلاعات موتور وانکل Rotron RT600-XE، بازده انرژی موتورهای وانکل می تواند بیش از ۵۰٪ باشد [۳۵].

در محاسبات بعدی، بازده موتور وانکل را برابر  $\eta_{wm}=0.4$  در نظر می گیریم. همچنین، فرض می کنیم  $E_{gas}=12.5(kWh/kg)$ ،  $E_{battery}=0.25(kWh/kg)$ ،  $\eta_{gen}=0.95$ ،  $\eta_m=0.95$  و  $\eta_{sc}=0.98$  باشد. شکل ۴ حداکثر توان مصرفی ملخها (قدرت ملخها برای وسیله نقلیه با مخزن پر)، سرعت افقی، زمان پرواز و محدوده ی پرواز را برحسب زاویه حمله برای اکتوکوپترهایی با نسبت جرم به توان موتور  $0.3/0.6$  و  $0.3/0.6$  کیلوگرم بر کیلووات و پیکربندی های به دست آمده توسط توابع هدف اول و دوم نشان می دهد. در این شکل از میانگین وزن وسیله برای تخمین سرعت افقی، زمان پرواز و برد پرواز خودروهایی مفهومی استفاده کرده ایم. با توجه به این شکل، تغییرات کلی پارامترهای ذکر شده نسبت به زاویه حمله برای تمامی پیکربندی های مختلف یکسان است. شکل های ۴-الف و ۴-ج نشان می دهند که با افزایش زاویه حمله، توان مصرفی ملخها و سرعت پرواز به طور یکنواخت افزایش می یابد. از طرف دیگر، زمان پرواز با افزایش زاویه حمله کاهش می یابد (شکل ۴-ج). حداکثر برد پرواز در زاویه حمله ی  $\theta=23$  درجه قابل دستیابی است (شکل ۴-د).

با توجه به شکل ۴-ب، پیکربندی به دست آمده برای تابع هدف اول (OF1) و نسبت جرم به توان  $a=0.3$  با وجود وزن بیشتر وسیله نقلیه (که به دلیل ظرفیت بالای مخزن سوخت دارای بالاترین وزن ناخالص در میان تمام پیکربندی های مورد مطالعه است)، در زاویه حمله ی مشابه، سرعت های کروز بالاتری را نسبت به سایر پیکربندی ها ایجاد می کند. شایان ذکر است که ما در تمامی طرح های مفهومی، ابعاد کابین خلبان را یکسان در نظر گرفته ایم. بنابراین در زاویه حمله و سرعت حرکت یکسان، نیروی پسای تقریباً یکسانی برای همه پیکربندی ها برآورد می شود. از سوی دیگر، طرح هایی که جرم کل بیشتری دارند، باید نیروهای رانش بزرگتری را برای خنثی کردن نیروی وزن ایجاد کنند، که منجر به نیروهای محرکه ی بزرگتر (مؤلفه افقی نیروی رانش) در همان زاویه حمله می شود. بنابراین، سرعت های افقی بزرگتری برای این پیکربندی ها به دست می آید. شکل ۴-د نشان می دهد که با استفاده از تابع هدف اول و نسبت های جرم به توان  $a=0.3$  یا  $a=0.6$  می توان به بردهای پروازی فراتر از ۱۰۰۰ کیلومتر رسید که ناشی از ظرفیت زیاد مخزن سوخت پیکربندی های مربوطه است. البته، نسبت رانش برای این طرح ها زمانی که مخزن سوخت پر است، نسبتاً کم است ( $T/W=1.31$  برای  $a=0.3$  و  $T/W=1.39$  برای  $a=0.6$ ). برای بهره وری بهتر سوخت، بهتر است در پروازهای دوربرد از پرندهایی با روتور چرخان استفاده شود. با توجه به شکل ۴، عملکرد کلی طرح های به دست آمده از تابع هدف دوم و نسبت های جرم به توان  $a=0.3$  و  $a=0.6$  بسیار نزدیک است. به عبارت دیگر، علیرغم تفاوت بزرگ تکنولوژیک، پیشرفت بیشتر در نسبت جرم به توان موتورهای وانکل منجر به بهبود قابل توجهی در خودروهایی VTOL کوتاه برد نمی شود.



شکل ۴ مشخصات پروازی هشت‌پره‌هایی که با استفاده از تابع هدف اول (OF1) و دوم (OF2) برای نسبت‌های جرم به توان ۰/۳ و ۰/۶ (کیلوگرم بر کیلووات) به دست آمده‌اند: (الف) حداکثر توان مصرفی پروانه‌ها، (ب) سرعت پرواز افقی، (ج) زمان پرواز، و (د) برد پروازی.

جدول ۱۰ مقایسه‌ی هشت‌پره‌ی مفهومی این تحقیق که دارای موتور وانکل است با هلیکوپتر چهارپره مفهومی دیزل منبع [۱].

Characteristic	Ref. [1]	This work	Characteristic	Ref. [1]	This work
Engine mass-to-power (kg/kW)	1.9	0.3	Fuel weight/total weight	0.018	0.1
Fuel tank weight (kg)	15	50.78	Disk loading (lb/ft <sup>2</sup> )	2.5	15.355
Engine power (kW)	61.89	163.79	Propeller diameter (cm)	360	140.25
Rotor group weight (kg)	55.7	37.56	Thrust (N)	6738*	9081
Batteries weight (kg)	0	58.84	Thrust/weight	1.36*	1.83
Payload weight (kg)	113	100	Maximum speed (m/s)	52.4	62.69
The total weight (kg)	505	505.62	Maximum rotor speed (rpm)	523*	2828.8
Fuel tank capacity (liter)	10.93	62.61	Range (km)	92.6	396

\* Calculated indirectly using the reported data

#### ۷- مقایسه‌ی نتایج

جدول ۱۰ مشخصات هشت-ملخه طراحی شده در این تحقیق را برای مورد OF2 و  $a=0.3$  با کوادکوپتر مفهومی دیزلی

طراحی شده توسط محققان ناسا مقایسه می‌کند [۱۱]. در این جدول برخی از مشخصات کوادکوپتر ناسا به صورت غیرمستقیم با استفاده از داده‌های گزارش شده آن‌ها محاسبه شده است. از نتایج ارائه شده در این جدول می‌توان دریافت که بسیاری از ویژگی‌های طرح‌های مقایسه شده بسیار نزدیک به یکدیگر هستند و وزن کل و ظرفیت حمل آن‌ها تفاوت چندانی با هم ندارند. با این حال، به دلیل نسبت جرم به قدرت پایین موتور وانکل، سرعت کروز، برد پرواز و نسبت رانش به وزن پهنای طراحی شده در این تحقیق در مقایسه با کوادکوپتر دیزلی مفهومی ناسا بسیار بالاتر است.

## ۸- جمع‌بندی

در این مطالعه بهینه‌سازی وزن یک هشت‌ملخه‌ی هیبریدی تک‌سرنشین که دارای موتور وانکل است، با استفاده از یک الگوریتم ژنتیک مورد بررسی قرار گرفت. متغیرهای طراحی استفاده شده در این بهینه‌سازی عبارت‌اند از قدرت موتور، ظرفیت مخزن سوخت، ظرفیت و تعداد سلول‌های باتری، ثابت سرعت موتور بدون جاروبک، آمپراژ کنترل‌کننده‌های سرعت، طول بازو، قطر سطح مقطع بازو، شعاع پروانه و سرعت زاویه‌ای پروانه. توابع هدف استفاده شده نیز عبارت‌اند از حداکثر ظرفیت سوخت و حداکثر نسبت توان به وزن. سپس، با کمک توابع جریمه، مسئله بهینه‌سازی غیرخطی مربوطه را که دارای قیدهای غیرخطی است، به یک مسئله بهینه‌سازی با قیدهای ساده تبدیل کردیم. الگوریتم پس از ۱۸۰ بار تکرار به نتایج بهینه همگرا شد. نتایج به‌دست‌آمده نشان داد که تابع هدف دوم طراحی با وزن کلی پایین‌تر و ضریب اطمینان بالاتر ارائه می‌دهد که برای حمل‌ونقل شهری بهتر است. از این رو، ما این تابع هدف را به‌عنوان معیار طراحی انتخاب کردیم. مقایسه نتایج به‌دست‌آمده در اینجا با نتایج کوادکوپتر مفهومی تک‌سرنشین ناسا نشان داد که علی‌رغم وزن کل مشابه، نسبت رانش و حداکثر سرعت افقی مولتی‌روتور این تحقیق نسبت به کوادکوپتر دیزلی آن‌ها بهبود چشمگیری داشته است. در حال حاضر، قطعات مولتی‌روتور در ابعاد خاصی در دسترس هستند که عمدتاً برای مولتی‌روتورهای کوچک و بدون سرنشین مناسب است. برای اکتوکوپترهای هیبریدی مسافربر، بسیاری از اجزا باید به صورت سفارشی طراحی شوند و یا از بین اجزایی که نزدیک‌ترین مشخصات را به ویژگی‌های به‌دست‌آمده از الگوریتم ژنتیک دارند، انتخاب گردند.

## Authorship Contribution Statement

**Dr. Sirwan Farhadi**



**Biography:** Assistant Professor at Department of Mechanical Engineering, University of Kurdistan, Sanandaj, Iran.

**Contribution Statement:** Conceptualization, Methodology, Resources, Validation, Formal analysis, Investigation, Software, Visualization, Writing – original draft, Writing – review & editing, Supervision.

**Dr. Mostafa Sanjari Sarmad**

**Biography:** M.Sc. Department of Mechanical Engineering, University of Kurdistan, Sanandaj, Iran,

**Contribution Statement:** Conceptualization, Methodology, Resources, Investigation, Software, Writing – original draft.

## ۹- مراجع

- [1] Wayne J, Christopher S, Eduardo S. Concept Vehicles for VTOL Air Taxi Operations. AHS Technical Conference on Aeromechanics Design for Transformative Vertical Flight. San Francisco, CA, 2018.
- [2] Johnson W, Silva C. NASA concept vehicles and the engineering of advanced air mobility aircraft. The Aeronautical Journal. (2022); 126(1295): 59-91.
- [3] Kraenzler M, Schmitt M, Stumpf E. Conceptual design study on electrical vertical takeoff and landing aircraft for urban air mobility applications. AIAA Aviation 2019 Forum. 2019: 3124.
- [4] Bacchini A, Cestino E. Electric VTOL Configurations Comparison, Aerospace. 2019; 6(3): 26.
- [5] Zhu, He, Nie H, Zhang L, Wei X, Zhang M. Design and assessment of octocopter drones with improved aerodynamic efficiency and performance. Aerospace Science and Technology. 2020;106: 106206.
- [6] Zong J, Zhu B, Hou Z, Yang X, Zhai J. Evaluation and Comparison of Hybrid Wing VTOL UAV with Four Different Electric Propulsion Systems. Aerospace. 2021; 8: 256.
- [7] Bershadsky D, Haviland S. Electric Multirotor Propulsion System Sizing for Performance Prediction and Design Optimization, 57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. 2016.
- [8] Briggs D, Gary E. Multi-dimensional Optimization of Gasoline-fueled Variable Pitch Multirotor Aircraft. 2016, DOI: 10.6084/M9.FIGSHARE.3172726.V2
- [9] Hendricks ES, Falck RD, Gray JS, Aretskin-Hariton E, Ingraham D, Chapman JW, Schnulo SL, Chin J, Jasa JP, Bergeson JD. Multidisciplinary optimization of a turboelectric tiltwing urban air mobility aircraft. AIAA Aviation 2019 Forum. 2019: 3551.
- [10] Delbecq S, Budinger M, Ochotorena A, Reysset A, Defay F. Efficient sizing and optimization of multirotor drones based on scaling laws and similarity models. Aerospace Science and Technology. 2020; 102: 105873.
- [11] Zhang Q, Chen J, Yang L, Dong W, Sheng X, Zhu X. Structure Optimization and Implementation of a Lightweight Sandwiched Quadcopter. Intelligent Robotics and Applications, Springer, Cham, 2015: 220-229.
- [12] Vepa KS, Sagar NVSS. Design, optimization and manufacturing of quad copter frame using FDM. International Journal of Engineering and Advanced Technology. 2019; 8(5): 2249-8958.
- [13] Finger DF, Götten F, Braun C, Bil C. Mass, primary energy, and cost: the impact of optimization objectives on the initial sizing of hybrid-electric general aviation aircraft. CEAS Aeronautical Journal. 2020; 11: 713-30.

- [14] Courtin C, Hansman RJ. Model development for a comparison of VTOL and STOL electric aircraft using geometric programming. *AIAA Aviation 2019 Forum*; 2019: 3477.
- [15] Ye XI, Savvarisal A, Tsourdos A, Zhang D, Jason GU. Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2021; 34(4): 432-50.
- [16] Okoduwa JI, Ibadode OO, Cao Y. Optimized Structural Design of a Reciprocating Wing for the Reciprocating Airfoil (RA)-Driven Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Aircraft. *Actuators*. 2025; 14(3):104.
- [17] Schmidt JL, Xu H, Datta A. Experimental Exploration of Hybrid-Electric Power for VTOL Aeromechanics Design. In *AIAA SCITECH 2025 Forum*. 2025: 0899.
- [18] An S, Cai G, Peng X, Dai M, Yang G. The Design of Improved Series Hybrid Power System Based on Compound-Wing VTOL. *Drones (2504-446X)*. 2024, 8(11).
- [19] Cheng HE, Yuqi TO, Xinglu XI, Gang CH. Integrated optimization of energy management strategy and mission path for hybrid-electric VTOL UAVs in cargo transportation. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*. 2024, 45(14).
- [20] Basgall B, Moorthamers B, Darrah D, D'Silva A, Liu W, Anemaat WA. Conceptual Design of RUFUS, an Uncrewed Ducted Fan VTOL Aircraft. In *AIAA AVIATION FORUM AND ASCEND 2024*. 2024: 4428.
- [21] Fernandes RG, Bramhall CW, Anderson RP, Currier PN, Ricklick MA, Collins KB. Experimental Quantification of Hybrid-Electric Propulsion Systems for Aerospace Applications. In *AIAA SCITECH 2024 Forum*. 2024: 0022.
- [22] Donateo T, De Pascalis CL, Ficarella A. Design of a Hybrid Electric UAV through Multi-Objective Optimisation. *AVT-RSY-323 Research Symposium on Hybrid/Electric Aero-Propulsion Systems for Military Application*. 2019: 1-13.
- [23] Aguilar FJ, Godiño JA. Innovative power train configurations for aircraft auxiliary power units focused on reducing carbon footprint. *Aerospace Science and Technology*. 2020; 106: 106109.
- [24] <https://www.aerosociety.com/news/friedrichshafen-s-future-flying-machines/> accessed: 6/1/2022.
- [25] <https://www.mazda.com/en/innovation/technology/env/hre/> accessed 6/1/2022.
- [26] Arellano-Quintana VM, Portilla-Flores EA, Merchan-Cruz EA, Nino-Suarez PA. Multicopter design optimization using a genetic algorithm. *2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*; 2016: 1313-1318.
- [27] Agarwal U. Multicopter performance optimization using genetic algorithm. *7th International Symposium on Embedded Computing and System Design (ISED)*; 2017: 1-5.
- [28] Ye J, Wang J, Song T, Zhu Y, Wu Z, Tang P. Propulsion optimization of a quadcopter in forward state. *Aerospace Science and Technology*. 2021; 113: 106703.
- [29] <https://TMotor.com>, accessed 9/10/2018.
- [30] <https://www.aieuk.com>, accessed 6/19/2022.
- [31] <https://tek-tanks.com>, accessed 6/19/2022.
- [32] Theys B, De Schutter J. Forward flight tests of a quadcopter unmanned aerial vehicle with various spherical body diameters. *International Journal of Micro Air Vehicles*. 2020; 12: 1756829320923565.

- [33] Rezende RN, Barros E, Perez V. General Aviation 2025-A study for electric propulsion. 2018 joint propulsion conference. 2018: 4900.
- [34] Trancossi M, Pascoa J. Energetic, environmental and range estimation of hybrid and all-electric transformation of an existing light utility commuter aircraft. SAE Technical Paper; 2018 Oct 30.
- [35] <https://rotronpower.com>, accessed 6/15/2022.