

С.В. Журавльов¹, О.В. Федоровський¹, Б.В. Карпенко¹, М.П. Бамбуляк²

¹*Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків*

²*Харківський національний університет внутрішніх справ*

МЕТОДИЧНІ ПІДХОДИ ДО ВИБОРУ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ПІД ЧАС СТВОРЕННЯ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ЛІТАКОВОГО ТИПУ

У статті розглянуто особливості теорії повітряного гвинта стосовно визначення параметрів силової установки безпілотного літального апарата (БПЛА) літакового типу, що виконує завдання перехоплення повітряних цілей. Представлено спрощену методику розрахунку повітряного гвинта й надано рекомендації щодо альтернативних методів розрахунку та підбору силової установки. Розглянуто види електродвигунів та елементів живлення (акумуляторів), які є перспективними у використанні для силових установок БПЛА-перехоплювачів. Проведено аналіз підбору повітряного гвинта та електричної установки відповідно до масогабаритних характеристик БПЛА літакового типу та їх цільового призначення. Досліджено залежності тяги повітряного гвинта (у статичному вимірюванні) від параметрів електродвигуна, діаметра та кроку повітряного гвинта. Отримано та проаналізовано залежність сили споживаного струму від тяги гвинта. Надано рекомендації щодо підбору повітряного гвинта та електроустановки залежно від задач, які покладаються на БПЛА. Дана стаття буде корисна під час проєктування безпілотних систем, зокрема під час підбору силової установки для БПЛА літакового типу.

Ключові слова: *безпілотний літальний апарат, повітряний гвинт, крок, кут встановлення лопатей, тяга гвинта.*

Вступ

Постановка проблеми. На етапі протидії збройній агресії рф у 2014 – 2022 роках виникла проблема підтримки всіх родів військ безпілотними системами, а саме БПЛА літакового типу для збору розвідувальних даних, ураження наземних і надводних цілей методом скиду. Після початку повномасштабної збройної агресії рф до даних задач додалося використання БПЛА як ретранслятора та БПЛА–камікадзе для враження тих же наземних і надводних цілей. На початку 2023 року стало зрозуміло, що використання БПЛА–камікадзе має більші можливості, тому їх стали застосовувати як протиповітряну оборону для ураження БПЛА–розвідників, БПЛА коптерного типу, ударних БПЛА і навіть ураження гелікоптерів. Подальше протистояння підштовхує нас до створення якомога більшої їх кількості, а також їх ширшої лінійки, що, в свою чергу, потребує залучення більш креативно мислячої молоді. Залучення молоді до створення БПЛА повинно лягти в основу державного виховання майбутніх молодих учених–конструкторів. Саме цей напрям дасть поштовх у створенні умов безпеки та існування держави. Нині державою недостатньо пропагується і фінансується цей напрям розвитку, зокрема в школах, ліцєях, коледжах, вищих навчальних закладах, тому саме аматорський рух має результат на даному етапі. У подальшому потрібно пришвидшити процес, оскільки програма

розвитку БПЛА в рф не стоїть на місці, і, звісно, аутсайдери не виграють війни. Створюючи БПЛА, однією з проблем є підбір силової установки (повітряного гвинта, електродвигуна, акумулятора) для вирішення різноманітних задач. Зрозуміло, що неможливо створити універсальний БПЛА. Навіть якщо такої мети досягти зі збільшенням функціоналу, буде пропорційно зменшуватись коефіцієнт корисної дії (ККД) даного комплексу, оскільки для кожної задачі існують певні вимоги: швидкість, висота польоту, тягоозброєність, дальність і тривалість польоту, габарити тощо.

Аналіз останніх досліджень і публікацій.

Проблема підбору силової установки існувала завжди з початком виготовлення кордових моделей, які мали силову установку з двигунами внутрішнього згорання. Пізніше ці моделі отримали радіоуправління і з розвитком технологій накопичення та збереження електроенергії, електричні силові установки знайшли широке застосування не тільки в авіаційному моделюванні, а й у всіх сферах проєктування та виготовлення робототехніки. На початку збройної агресії рф у 2014 році російська армія вже мала цілу лінійку БПЛА, в тому числі й ударних з електричною силовою установкою, що змусило нас тоді звернути увагу на великий потенціал цих безпілотних систем у сучасних збройних конфліктах. На початку повномасштабного вторгнення рф у 2022 році ми вже мали на озброєнні БПЛА як розвідники,

ретранслятори, так і ударні; як з електричними, так і силовими установками внутрішнього згорання, але їх кількість мала штучний характер. У подальшому авіаційні безпілотні системи розпочали стрімко розвиватись, і увага більше почала звертатись на дешевший сегмент безпілотних систем, куди і входили невеликі БПЛА широкого спектру застосування. Електрична силова установка має низку переваг, які роблять її незамінною для БПЛА, переважно малого і середнього радіуса дії, зокрема тиха робота, простота конструкції, висока ефективність, миттєвий крутний момент, легкість керування. Але є й недоліки: низька потужність, обмежена тривалість польоту.

У процесі проектування БПЛА необхідно визначитись із задачами, які буде виконувати БПЛА, у нашому випадку це БПЛА–перехоплювач літакового типу. Проаналізувавши наявні на озброєнні РФ основні БПЛА–розвідники [8, с. 280...306], наведені в табл. 1, визначаємося з основними геометричними та аеродинамічними характеристиками (швидкість, висота польоту), наступна задача постає з підбором силової установки.

Таблиця 1

Основні аеродинамічні характеристики
розвідувальних БПЛА РФ

Назва БПЛА	Діапазон робочих швид- костей, км/год	Макси- мальна даль- ність, км	Макси- мальна висота пльоту, км
Тахион	65...120	40	2
Zala 421-16ЕМ	65...100	50	3,6
Zala 421-16	130...200	70	3
Zala 421-20	90...220	120	5
Орлан-1	80...170	100	3,1
Орлан-3М	70...170	100	7
Орлан-10	70...150	120	5
Орлан-30	90...150	120	5
Типу “Гранат”	30...170	до 100	1,5...4
Рубеж-20	65...110	70	5
Застава	60...100	20	2,2
Форпост	148...204	250	5,8
Дозор-100	120...150	1200	1,1
Елерон-3	70...130	25	5

Джерело: розроблено авторами за даними
[8, с. 280...306].

У роботі [1, с. 60...63] проведено детальний аналіз конструктивних особливостей і технічних характеристик різних типів силових установок для БПЛА. Автори зазначають, що легкі БПЛА доцільно оснащувати силовими установками з електричними двигунами з живленням від

акумуляторів, тоді як для середніх апаратів ефективним є використання поршневих і роторних двигунів. Однак, сучасні електричні акумулятори, що використовуються для живлення електродвигунів, мають щільність енергії приблизно в 50 разів меншу, ніж рідке паливо нафтового походження. Так, сучасні досконалі акумулятори мають здатність накопичити до 0,9...1 МДж/кг, а для рідкого палива нафтового походження ця величина становить 42,5...44 МДж/кг. Усе це є фактором суттєвого обмеження часу польоту та радіусу дії БПЛА з електродвигуном [6, с. 34].

Підбір або виготовлення повітряних гвинтів залежить від завдань, які буде виконувати БПЛА. Так, застосування гвинтів фіксованого кроку доцільно до швидкостей 120...150 км/год, тому використання поршневих двигунів на великих швидкостях потребує установки гвинтів змінюваного кроку. У роботі [2, с. 157, 158] досліджувалася залежність між масою БПЛА і типом силової установки та її вплив на вибір між електричними та поршневими двигунами. У монографії [3, с. 78...82] розкривається тема теорії повітряного гвинта Сабініна-Юр'єва, де показується взаємозв'язок параметрів потоку, розмір лопатей гвинта та потужності, яку споживає гвинт із заданою частотою обертання. Але ця теорія має складну практичну реалізацію: розрахунок ведеться методом послідовних наближень і потребує значних трудовитрат машинного часу. При цьому в зазначеній науковій праці також наводиться спрощений метод розрахунку гвинта, який зручно використовувати на практиці. Показано, що вибір діаметра повітряного гвинта для БПЛА залежить від низки чинників, включаючи розмах крила, тип БПЛА (малошвидкісний, швидкісний, вантажний тощо), його вагу, двигун і льотні характеристики. При цьому сформульовано загальні рекомендації такого вибору.

Щодо залежності діаметра гвинта від розмаху крила:

для малошвидкісних БПЛА – діаметр гвинта повинен складати 20 %...40 % розмаху крила;

для швидкісних БПЛА – 10 %...20 % розмаху крила;

для важких і вантажних БПЛА – 25 %...50 % розмаху крила.

Щодо залежності діаметра гвинта від типу двигуна:

електродвигуни – що нижчі оберти, то більший діаметр гвинта (для збільшення ККД);

двигун внутрішнього згорання (ДВЗ) – діаметр залежить від потужності двигуна та передавального відношення редуктора.

Щодо балансу між тягою і швидкістю:

великий гвинт (відносно розмаху крила) – велика тяга, низька швидкість.

маленький гвинт – велика швидкість, але низька тяга на малих швидкостях.

Сучасні потужні електродвигуни та акумулятори дають змогу легко отримувати енергоозброєність БПЛА більше ніж 1, тобто такий літак може злітати вертикально. Але застосування надпотужних силових установок на БПЛА є недоцільним, насамперед з економічної точки зору. Кожна одиниця тяги повітряного гвинта збільшує його вартість. Повітряний гвинт створює тягу за принципом, що й крило створює підйомну силу. Профілі лопатей гвинтів залежать від двигуна. Гвинти для ДВЗ товщі, тому що вони зазнають значних ударних навантажень, гвинти найчастіше дерев'яні, бо дерево не схильне до втомних руйнувань. Тонкі профілі гвинтів для електродвигунів дають змогу ефективніше реалізувати можливості електроприводу: плавність ходу, високу швидкість обертання, високу потужність. Застосування складальних пластикових гвинтів дає змогу значно зменшити опір польоту при зупиненому двигуні. Лопаті складального гвинта стають у робоче положення під дією відцентрової сили, а складаються натиском зустрічного потоку повітря.

Частота обертання електродвигуна повинна бути такою, щоб швидкість кінчиків лопатей не перевищувала 280 м/с, тому що на більшій швидкості починаються негативні явища, викликані наближенням швидкості кінця лопаті до швидкості звуку, що призводить до різкого падіння ККД гвинта [4, с. 31...33].

Розміщенню гвинта також необхідно приділити увагу, тому що тягучий гвинт має більше переваг, ніж штовхальник – він не перебуває в аеродинамічній тіні як штовхальний і створює додаткове обдування крила, покращуючи несучі властивості стійкість [5, с. 90].

При виборі оптимального діаметра гвинта рекомендується в першому наближенні скористатись формулою:

$$D \approx \frac{C_T \cdot W}{\rho \cdot V^2}, \quad (1)$$

де D – діаметр повітряного гвинта, м;
 C_T – коефіцієнт тяги (зазвичай 0,05...0,2); W – вага БПЛА, Н; ρ – щільність повітря (1,225 кг/м³ на рівні моря); V – крейсерська швидкість, м/с.

Вибір електродвигуна для БПЛА є одним із ключових аспектів його проектування та побудови. Правильно обраний двигун забезпечить оптимальну продуктивність, надійність і тривалість

польоту. Розглянемо основні критерії, які варто враховувати при виборі електродвигуна для БПЛА.

Існує два основних типи електродвигунів, які використовуються для БПЛА:

безколекторні (brushless) двигуни – найпоширеніші через свою високу ефективність, надійність і довговічність. Безколекторні двигуни мають менше механічних втрат і забезпечують більшу потужність на одиницю ваги;

колекторні (brushed) двигуни – дешевші та простіші в конструкції, але менш ефективні і потребують більше технічного обслуговування (заміна щіток).

На вибір електродвигуна впливає також показник KV (оберти на вольт). Параметр KV визначає кількість обертів на хвилину (RPM), яку мотор може досягнути при подачі одного вольту напруги без навантаження. Низький KV (до 1100 об/хв/В) підходить для більших БПЛА або таких, які потребують високої тяги, наприклад, вантажні БПЛА, використовується з великими гвинтами для забезпечення стабільного польоту при низьких обертах. Високий KV (більше 1100 об/хв/В) підходить для менших швидкісних (маневрених) моделей, використовується з меншими гвинтами для забезпечення високих обертів і швидкості.

Двигуни з високим крутним моментом мають низьку перевагу, таких як швидший відгук, швидша зміна частоти обертання, зменшене коливання гвинта та покращена загальна продуктивність.

Фактори, що впливають на крутний момент:

розмір статора (об'єм) – ключовий параметр у визначенні крутного моменту двигуна. Він розраховується за формулою об'єму циліндра, враховуючи радіус і висоту статора. Зазвичай більший об'єм статора забезпечує вищий крутний момент. Наприклад, двигун 2207 має об'єм статора 2,660 см³, що більше, ніж у двигуна 2306 з об'ємом статора 2,492 см³, тому двигун 2207 матиме більший крутний момент;

конструкційні особливості електродвигуна, такі як повітряний зазор між статором і магнітами, кількість полюсів та інші конструктивні елементи, можуть впливати на крутний момент;

тип магнітів і якість мідних обмоток.

Розуміння того, які фактори впливають на крутний момент двигуна, допомагає обґрунтувати вибір двигуна для БПЛА. Враховуючи розмір статора, матеріали та конструкцію двигуна, можна обрати двигун, який забезпечить необхідну продуктивність і швидкість реакції БПЛА.

Потужність, яку генерує двигун, часто називають тягою. Вона визначає вантажопідйомність і маневреність БПЛА. Тяга

вимірюється в грамах або фунтах сили. Двигун повинен відповідати потужності, необхідній для БПЛА. Занадто потужний двигун може призвести до перевантаження і зменшення часу польоту (низький ККД), тоді як недостатньо потужний двигун не забезпечить необхідну продуктивність.

Для швидкісних БПЛА потрібні двигуни з високою тягою для досягнення високої швидкості та маневреності, тоді як для вантажних БПЛА важлива здатність підіймати важкі вантажі.

Хоча в Betaflight (програма для прошивки контролерів) можна налаштувати обмеження “потужність двигуна”, щоб використовувати батареї з вищою напругою разом з двигунами з високим KV. Таке рішення може створювати додаткове навантаження на електронний регулятор швидкості (ESC). Рекомендується обирати двигуни з відповідним значенням KV для напруги батареї, яку ми плануємо використовувати.

Вага двигуна є важливим фактором, який впливає на елементи кріплення та балансування БПЛА. Необхідно знайти оптимальне співвідношення між вагою і потужністю двигуна.

Крутний момент є показником крутної сили, що створюється двигуном, яка перетворюється на обертовий рух гвинта. Високий крутний момент впливає на здатність БПЛА прискорюватися, швидко змінювати напрям руху та підтримувати стабільність польоту. Двигун з високими крутними характеристиками забезпечує зменшення часу на реакцію, що особливо важливо для маневрених БПЛА.

Важливим моментом є вибір елементів живлення (ЕЖ) для БПЛА.

До основних технічних характеристик ЕЖ відносять:

ємність – кількість струму, яку буде віддавати батарея протягом однієї години;

струмовіддача – швидкість розряду батареї, (значення, за який час акумулятор може віддати весь свій заряд і струм);

опір – що менше значення опору, то більша струмовіддача. При низькому значенні опору можливе перевищення сили струму, що тягне за собою перегрів елемента. Якщо вчасно не зупинити цей процес, можливе закипання електроліту і, як наслідок, вибух акумулятора;

напруга (вольтаж). Цей параметр залежить від типу елемента, а загальна напруга акумулятора залежить від кількості окремих елементів. Зі збільшенням кількості таких елементів зростає сила струму, яку здатна видати батарея;

кількість елементів (банок).

Усі типи ЕЖ (акумулятори, батареї) ділять за хімічним складом. Найпоширеніші для радіокерованих моделей є:

нікель–кадмієві та металгідридні (NiCd та Ni-MH);

літій–полімерні (Li-Po);

літій–залізни/літій–залізо–фосфатні (LiFe та LiFePO4).

Нікель–кадмієві елементи вважаються досить застарілими.

Останнім часом літій–полімерні батареї займають лідерські позиції, відтісняючи NiCd й Ni-MH. Але LiFePO4 мають величезні перспективи і, можливо, у майбутньому саме цей вид стане найпопулярнішим.

Основними перевагами літій–полімерних ЕЖ є високі показники енергоємності при невеликих габаритах; низький рівень саморозряду; відсутність ефекту “пам’яті”; компактність; швидка зарядка.

Основними недоліками Li-Po елементів є мала кількість циклів заряд/розряд; пасивне старіння; вихід з ладу через 2...3 роки без використання; необхідність використання спеціального зарядного пристрою з контролем і балансуванням напруги. При короткому замиканні, стрибку струму при зарядці або механічному пошкодженні можливе загоряння.

Літій–залізни і літій–залізо–фосфатні ЕЖ поєднують у собі переваги літій–полімерів і простоту обслуговування NiCd або Ni-MH батарей. Поки на ринку LiFePO4 акумуляторів не так уже й багато, оскільки їх стандартна напруга становить 3,3 В, що відрізняється від звичного більшості показника в 3,7 В.

Літій–іонні батареї найперспективніші для БПЛА-перехоплювача, тому що вони поєднують у собі високу енергетичну щільність (велика ємність при малій вазі), швидке заряджання, що в умовах використання БПЛА є важливим фактором, (висока довговічність і низьке саморозрядження) [10, 11]. Окремі літій–іонні елементи поєднуються в загальний ЕЖ необхідної ємності способом паралельного чи послідовного підключення для отримання напруги 15 В та ємності 1200 мАг, що дає змогу використовувати БПЛА протягом приблизно (30...40) хв.

У статті [7, с.32...35] викладено важливу залежність щодо впливу температури і зовнішнього тиску на розряд акумуляторів, зміни їх ефективності під час тривалих польотів. Визначення коефіцієнту ефективності акумулятора дає змогу врахувати вплив зміни температури та атмосферного тиску на його роботу. Цей коефіцієнт відображає, як швидко акумулятор витрачає свою

енергію залежно від зміни параметрів навколишнього середовища.

Мета статті – визначення раціональних шляхів і способів оснащення БПЛА літакового типу оптимальною силовою установкою для виконання завдань перехоплення БПЛА противника літакового типу та сформулювати основні вимоги до силової установки БПЛА–перехоплювача літакового типу.

Виклад основного матеріалу

Найбільшою перешкодою, з якою стикається як початківець, так і досвідчений конструктор БПЛА, є вибір відповідної системи живлення. На початку електричних польотів труднощі виникали через обмежену доступність відповідних двигунів і акумуляторів, що потребувало ретельної оптимізації, аби щось взагалі працювало. Це змінилося, тепер є багато варіантів, що охоплюють широкий спектр БПЛА. Зараз проблема полягає у виборі відповідних компонентів із багатьох доступних для найкращого забезпечення силової установки літака.

Вибір відповідного двигуна, гвинта та батареї для моделі БПЛА з електричним приводом може стати різницею між моделлю, яка не літатиме, і моделлю, яка має чудові характеристики. Вибір правильної системи живлення повинен враховувати бажану продуктивність і технічні характеристики планера.

Електродвигун має набагато ширший діапазон продуктивності. Один двигун можна використовувати з різними розмірами гвинта. Більші гвинти змусять двигун споживати більше струму та виробляти більше потужності (до певної межі). Менші гвинти будуть споживати менше струму та виробляти більше обертів. Той самий електродвигун можна використовувати з невеликим гвинтом більшого кроку для швидкісного БПЛА або з більшим гвинтом меншого кроку для планера, що має за мету політ на дальність і тривалість.

Розмір акумулятора визначає, як довго електродвигун буде забезпечений струмом. При цьому використання більшої батареї може збільшити час роботи, або зменшити цей час, збільшуючи доступну потужність. Точний ефект залежить від використовуваного двигуна та гвинта так само, як і від акумулятора.

При виборі системи живлення БПЛА, насамперед, потрібно усвідомити цільове призначення БПЛА. Продуктивність, очікувана від БПЛА–розвідника (ретранслятора) або ударного БПЛА, дуже відрізняється від продуктивності БПЛА–перехоплювача.

Є два основні аспекти, що впливають на ефективність застосування БПАК – тип польоту (залежно від його швидкості й тривалість такого польоту). Більш швидкісний політ потребує більшої потужності. Для тривалого польоту потрібна більша ємність акумулятора. Ці два аспекти продуктивності суперечать один одному, оскільки більша потужність означає більше споживання батареї, що призводить до скорочення часу польоту. Оптимізація енергосистеми для збалансування цих двох вимог, як правило, є серйозною проблемою.

Найбільш значущими факторами для БПЛА є маса, у тому числі з корисним навантаженням, площа крила, розмах крила та форма профілю (поперечного перерізу крила). Більша вага потребує більшої швидкості або більшої площі крила, щоб залишатися в повітрі. Короткі об'ємні крила мають більший опір, але є більш маневреними, ніж довгі тонкі крила. Симетричні аеродинамічні профілі забезпечують політ як у перевернутому стані, так і з креном, але для підтримки горизонтального польоту потрібно мати певний кут тангажа. Товсті профілі крила забезпечують більшу підйомну силу, ніж тонкі, але мають високий опір на більших швидкостях польоту.

Незалежно від обраного двигуна акумулятора та гвинта, будь-якому БПЛА потрібна певна потужність, щоб досягти бажаного рівня продуктивності. Зважаючи на цей основний факт, за результатами накопичених статистичних даних та інженерного досвіду в авіаційній промисловості провідними інженерами було запропоновано низку “емпіричних правил”, заснованих на співвідношенні потужності літака до його ваги. Наприклад, передбачається, що літак має приблизно від 40 Вт до 60 Вт потужності на фунт ваги (від 88 Вт/кг до 132 Вт/кг) для типового “спортивного” польоту. Для більш маневреного пілотажу потрібно близько 70 Вт...100 Вт на фунт (154 Вт/кг...220 Вт/кг).

Однак, лише достатня потужність не гарантує заданих параметрів польоту БПЛА. Цілком можливо встановити систему живлення на 100 Вт у БПЛА вагою один фунт (450 г) і все одно не мати змоги злетіти. Або БПЛА може бути в змозі зависати і підніматися вертикально, але не летіти горизонтально з потрібною швидкістю.

Сила, яка рухає БПЛА, є результатом двох речей: тяги та швидкості. Обрана система живлення повинна забезпечувати їх у правильних пропорціях відповідно до цільового призначення БПЛА. Занадто велика швидкість і занадто мала тяга можуть створити літак, який оптимізовано для високої швидкості, але не може розігнатися до цієї

швидкості. Протилежний випадок дасть гарний вертикальний набір висоти без можливості фактично літати горизонтально.

Завдання розробника (конструктора) полягає в тому, щоб вибрати компоненти системи живлення, які працюють разом, щоб забезпечити необхідну потужність у тій формі, у якій вона нам потрібна (“тяга проти швидкості”), для типу та тривалості польоту, який слід виконати. Існує безліч можливих комбінацій компонентів енергосистеми, переважна більшість з яких не підходить для поставленого завдання щодо перехоплення БПЛА. Завдання полягає в тому, щоб знайти правильні (раціональні) комбінації.

При цьому на процес вибору впливають й інші фактори, такі як вартість і доступність для постачання (наявність на ринку). Важливим елементом також є вибір конструкції повітряного гвинта. У даній статті розглядаються гвинти фіксованого кроку (fixed pitch propeller).

Для оцінки роботи повітряного гвинта введений ККД, який є часткою від ділення потужності, використаної гвинтом для руху БПЛА, на потужність, надану йому на валу електродвигуна. У сучасних повітряних гвинтів ККД у середньому коливається від 0,7 до 0,82.

Розглянемо роботу повітряного гвинта постійного кроку на найбільш характерних режимах польоту.

Якщо на БПЛА встановити повітряний гвинт малого кроку, який має кут встановлення 18° , внаслідок малого кроку лопатей повітря чинить меншу протидію обертам гвинта, ніж гвинта з більшим кроком. Це дає змогу двигуну розвивати більші оберти, а відповідно, і більшу потужність. Повітряний гвинт з невеликим кутом встановлення, а, отже, і з малим кроком, називається легким гвинтом, тому що він легший для двигуна.

Легкий гвинт вигідний на невеликих швидкостях польоту, коли необхідно використовувати потужність двигуна повністю. Крім того, легкий гвинт забезпечує швидший набір висоти і сприяє підвищенню стелі літака.

Але легкий гвинт не вигідний при польотах на великих швидкостях внаслідок того, що не дає змогу використати повністю потужність двигуна (надмірне збільшення обертів), для запобігання чому доводиться зменшувати режим роботи, тобто зменшувати потужність двигуна до такої, при якій він буде давати нормальне число обертів.

Важкий гвинт – це гвинт, що на більшій швидкості міг використати повну потужність двигуна, є більш енергоефективним і працював з дійсно високим коефіцієнтом корисної дії. Для

цього він повинен мати більший кут встановлення лопаті (більший крок).

Отже, для злітних режимів потрібні гвинти малого кроку (легкі), а для швидкісних – великого кроку (важкі).

Основний недолік гвинтів постійного кроку в тому, що вони створюють максимальну тягу лише на певному режимі польоту, тобто при найвигіднішому куті атаки лопаті. Це дуже великий недолік, оскільки для отримання високих льотних якостей БПЛА доречним було б, щоб значення тяги та потужності, які розвиває гвинт, не залежало від режиму польоту. Але застосування на БПЛА з електричною силовою установкою гвинтів змінного кроку не передбачається у зв'язку зі складністю їх конструкції.

При аеродинамічному розрахунку та проектуванні БПЛА особливу увагу необхідно звернути на вибір електродвигуна і розрахунок повітряного гвинта під підібраний електродвигун. Нижче наведена спрощена методика підбору електродвигуна та повітряного гвинта [3, с. 89].

Крок повітряного гвинта (geometric pitch) (Рис. 1) H – це відстань, яку пройшов би гвинт уздовж осі за один повний оберт.

$$H = 2\pi r_{0,75} \tan \varphi, \quad (2)$$

де r – радіус повітряного гвинта; φ – кут установки хорди перерізу лопаті повітряного гвинта на $r = 0,75$.

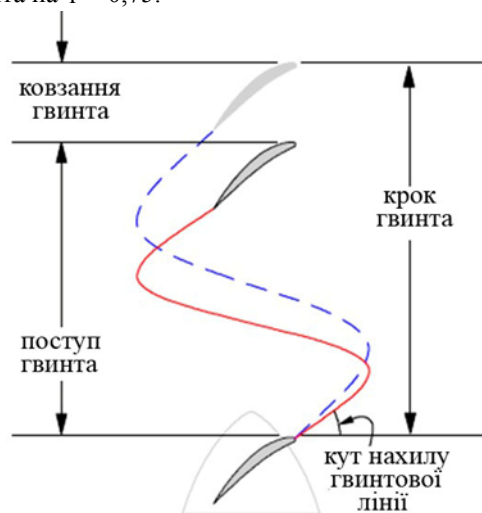


Рис. 1. Проходження відстані гвинтом залежно від швидкості літака

Джерело: [9, с. 362]

Кут установки елемента лопаті φ – це кут між хордою перетину лопаті та площиною обертання повітряного гвинта. Цей кут є різним для різних перетинів повітряного гвинта, його значення зростає від кінця лопаті до вісі повітряного гвинта.

Поступ повітряного гвинта (effective pitch або advance per revolution) H_a – це відстань, яку проходить повітряний гвинт уздовж осі за час одного його оберту. Якщо відома осьова швидкість повітряного гвинта (швидкість польоту V_0) і частота його обертання Ω , то:

$$H_a = \frac{2\pi V_0}{\Omega} \quad (3)$$

Відносний крок повітряного гвинта λ визначається за формулою:

$$\lambda = \frac{2\pi V_0}{\Omega D}, \quad (4)$$

де D – діаметр повітряного гвинта (діаметр круга, який описують кінці лопаті при їх обертанні).

Покриття повітряного гвинта – це відношення площини проекції усіх лопатей до площини кола, що описує повітряний гвинт. Із збільшенням покриття характеристики повітряного гвинта ККД – погіршуються. Тому на легких БПЛА використовуються дволопатеві гвинти, які мають меншу величину покриття.

Наступним етапом є визначення потрібної тяги гвинта (Рис. 2).

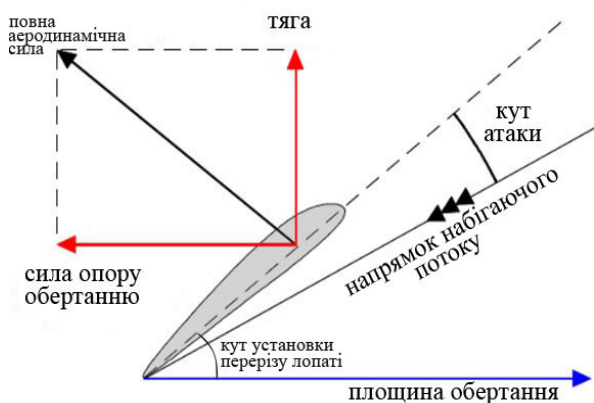


Рис. 2. Залежність тяги від повної аеродинамічної сили
Джерело: [9, с. 363]

Сила тяги повітряного гвинта створюється за рахунок реактивного моменту маси повітря, яке відкидається лопатями.

Тяга гвинта визначається за формулою:

$$P = m(V_1 - V_0), \quad (5)$$

де m – маса повітря, що проходить за 1 с через площину обертання гвинта; V_1 – швидкість потоку в площині гвинта; V_0 – швидкість потоку повітря на деякій відстані перед гвинтом (її можна порівняти до швидкості БПЛА).

Якщо $m = \pi R^2 V_1 \rho$, де R – радіус гвинта, то:

$$P = \pi R^2 V_1 \rho (V_1 - V_0). \quad (6)$$

З цієї формули ми бачимо, що тягу можна збільшити або за рахунок збільшення радіуса гвинта R , або за рахунок збільшення швидкості потоку в площині гвинта V_1 . Але збільшення швидкості потоку V_1 веде до зменшення ККД повітряного гвинта. Тому для кожного електродвигуна при певній швидкості польоту БПЛА існує певний оптимальний розмір гвинта, при якому і тяга, і ККД є максимальними. Основна задача розрахунку гвинта зводиться до визначення геометричних розмірів цього гвинта.

Дуже важлива характеристика повітряного гвинта – це його ККД, що показує, яка частина потужності електродвигуна перетворюється на корисну роботу щодо переміщення БПЛА.

Числове значення ККД можна визначити за формулою:

$$\eta = \frac{N_n}{N} = \frac{P \cdot V_0}{N}, \quad (7)$$

де N_n – корисна потужність; N – наявна потужність електродвигуна; P – тяга повітряного гвинта; V_0 – швидкість польоту.

За наявним досвідом встановлено, що повний ККД повітряного гвинта фіксованого кроку на оптимальній швидкості польоту не перевищує 0,7 і, як правило, знаходиться у межах значень 0,5...0,6.

На рис. 3 показано характер зміни ККД залежно від швидкості польоту БПЛА та кроку повітряного гвинта.

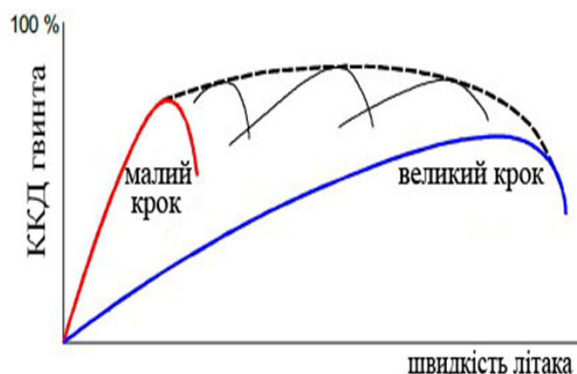


Рис. 3. Залежність ККД повітряного гвинта від швидкості БПЛА при зміні кроку повітряного гвинта
Джерело: [9, с. 369]

Для створення тяги достатньо, щоб гвинт під час обертання проводив прискорення повітряного потоку в осьовому напрямку. Крім осьового прискорення завжди потік повітря ще закручується в напрямку обертання лопатей. Частина потужності електродвигуна витрачається на подолання сил тертя повітря об лопаті.

Тому доцільно розглядати ККД повітряного гвинта, як добуток ККД окремих його складових – осьового, окружного, профільного.

$$\eta = \eta_{oc} \cdot \eta_{окр} \cdot \eta_{пр} \quad (7)$$

Осьовий ККД повітряного гвинта η_{oc} – оцінює втрати потужності з осьовою швидкістю потоку.

Осьовий ККД на вибраній швидкості V_0 при відомій швидкості в струмені за гвинтом v_2 визначається за формулою:

$$\eta_{oc} = \frac{1}{(1 + (v_2/V_0))} \quad (8)$$

На практиці встановлено, що окружні втрати, які визначають окружний ККД ($\eta_{окр}$) і оцінюють втрату потужності на закручування повітряного потоку, у малих БПЛА не перевищують 2 % від наявної потужності.

Профільний ККД ($\eta_{пр}$) оцінює втрати потужності на подолання сил тиску і тертя лопатей об повітря. Профільні ККД якісно виготовлених гвинтових профілів знаходяться в межах значень 0,84...0,88.

Виходячи з викладеного вище, витікає висновок, що при розрахунках повітряних гвинтів для легких БПЛА без значних похибок можна скористатись формулою:

$$\eta = 0,85\eta_{oc} \quad (9)$$

Необхідно зауважити, що вже розроблено низку спеціалізованих комп'ютерних програм, зокрема E-Calc, MotoCalc, XFLR5, які дають змогу скоротити час на розрахунки силової установки (електродвигун, повітряний гвинт, акумулятор) БПЛА на основі бажаної продуктивності та характеристик планера.

Однак, кожен теоретичний розрахунок силової установки потребує практичної перевірки, зокрема при натурних випробуваннях (випробуваннях на стендах).

Розглянемо приклад підбору електродвигуна та повітряного гвинта для конкретного БПЛА, створеного за прототипом Titan Gemeni (TG) та під визначені потреби, а саме БПЛА–перехоплювача з висотою польоту до 2000 м та швидкістю польоту до 150 км/год.

Вхідними даними було обрано такі фактори:

1. Аеродинамічні характеристики:

розмах крила 0,96 м;

площа крила 0,22 м²;

максимальна злітна маса 2,3 кг;

очікуваний злітний коефіцієнт підйомної сили в межах 30 г/дм²...50 г/дм² (що відповідає типовим значенням для безпілотників такого класу).

2. Електродвигун:

безколекторний двигун із KV в межах (800...1400) об/хв/V для ефективної роботи з 4S3P Li-ion акумулятором;

споживана потужність – не менше 200 Вт.

3. Повітряний гвинт:

оптимальний діаметр: 8...11 дюймів (залежить від обраного двигуна).

Серед моделей, що відповідали цій вимозі, було рекомендовано обрати повітряний гвинт APC Slow Fly або аналог. При цьому доцільно розглядати такі комбінації: 10×5" або 10×6" (для середньошвидкісного польоту та ефективного використання акумулятора); 9×6" або 11×4.7" (для збільшеної швидкості або тягових характеристик).

4. Регулятор швидкості (ESC):

має відповідати споживаному струму двигуном. Зазвичай для моторів, що мають 900 об/хв/V...1400 об/хв/V KV на 4S3P підходять ESC 30A-40A.

Підставляючи основні дані БПЛА, що проєктується, у програми MotoWizard, MotoCalc було визначено параметри системи живлення на основі бажаної продуктивності та характеристик планера.

Отримавши основні дані для електродвигуна, повітряного гвинта, знаючи ємність акумулятора, є необхідність практичного дослідження силової установки. Ми можемо практично дослідити електродвигуни з KV у проміжку (800...1400) об/хв/V у поєднанні з повітряними гвинтами дволопатевиими: 8×6", 10×6", 10×6", 12×6,5", 13×6,5", а також трилопатевим 8×6". Розглядалися електродвигуни T-Motor AT2317 KV880, T-Motor V2814 KV1200, Emax ECO II 2807 1300KV.

Для дослідження було створено лабораторну установку для виміру тяги двигунів БПЛА у різних комбінаціях повітряних гвинтів. При різних комбінаціях електродвигунів і повітряних гвинтів увагу було сконцентровано на трьох параметрах – оберти електродвигуна n у відсотках (%), сила споживаного струму (I), тяга, що розвивається гвинтом (P).

За результатами дослідження було отримано три графіки:

графіки 1, 2 (рис. 3 і рис. 4 відповідно) – залежність тяги гвинтів від обертів двигуна;

графік 3 (рис. 5) – залежність тяги гвинтів від споживаного струму.

Дослідивши силові установки згідно з наведеними графіками, ми бачимо, що тяга збільшується зі збільшенням діаметра повітряного гвинта і найбільша тяга досягається на дволопатевому гвинті 13×6,5" – 2,39 кг, з T-Motor AT2317 KV880, споживаний струм при

максимальному навантаженні досягає 26,6 А, цей же повітряний гвинт у комбінації з електродвигуном T-Motor AT2814 KV1200 видає тягу 3015 кг вже на обертах 80 %, але споживаний струм сягає надкритичних значень 48 А.

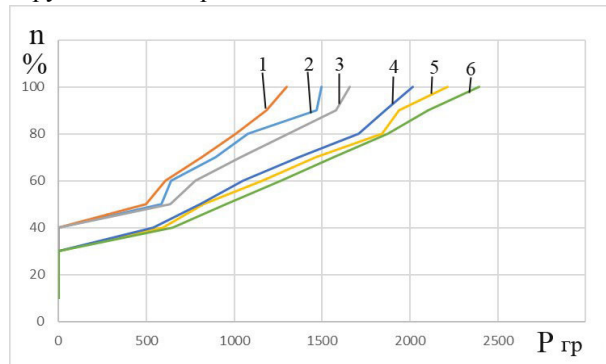


Рис. 3. Залежність тяги повітряного гвинта від обертів для електродвигуна T-Motor AT2317
1 – дволопатевого гвинта 8×6"; 2 – трилопатевого гвинта 8×6"; 3 – дволопатевого гвинта 10×6"; 4 – дволопатевого гвинта 12×6,5"; 5 – дволопатевого гвинта 12×8"; 6 – дволопатевого гвинта 13×6,5"

Джерело: розроблено авторами

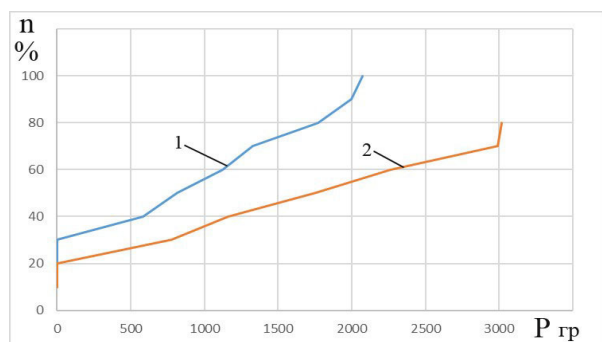


Рис. 4. Залежність тяги повітряного гвинта від обертів для електродвигуна T-Motor AT2814.

1 – дволопатевого гвинта 8×6";
2 – дволопатевого гвинта 13×6,5"

Джерело: розроблено авторами

Мінімальну тягу має гвинт 8×6" з двигуном T-Motor AT2317 (KV880), до того ж із двигуном T-Motor AT2814 (KV1200) цей гвинт збільшує тягу до 2,075 кг, причому споживаний струм також збільшується удвічі.

Електродвигун EMAX Coll 2870 (KV1300) у комбінації з усіма повітряними гвинтами має гірші характеристики, ніж двигун T-Motor AT2814 (KV1200).

При порівнянні дво- і трилопатевих гвинтів ми бачимо, що кращі характеристики забезпечує трилопатевий гвинт на двигуні з меншим значенням KV 880 об/хв/В порівняно з двигунами, де KV 1200 об/хв/В, 1300 об/хв/В, на двигуні

T-Motor AT2317 (KV880) тяга трилопатевого повітряного гвинта більша на 0,2 кг.

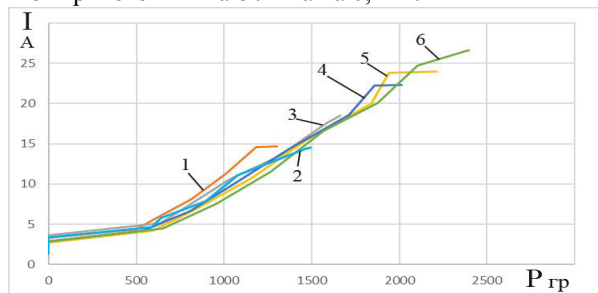


Рис. 5. Залежність споживання струму від тяги повітряного гвинта електродвигуна T-Motor AT2317:

1 – дволопатевого гвинта 8×6"; 2 – трилопатевого гвинта 8×6"; 3 – дволопатевого гвинта 10×6"; 4 – дволопатевого гвинта 12×6,5"; 5 – дволопатевого гвинта 12×8"; 6 – дволопатевого гвинта 13×6,5"

Джерело: розроблено авторами

Із графіка 3 (рис. 5) видно, як збільшується споживаний струм із збільшенням діаметра повітряного гвинта та його кроку. Найбільше значення споживаного струму спостерігається у повітряного гвинта 13×6,5" і становить 26,6 А, але критичне значення споживаного струму для цього повітряного гвинта спостерігається на двигунах з більшим значенням KV 1200 об/хв/В.

Певним недоліком застосованого методу є статичне випробування. У динаміці зі збільшенням істинної швидкості БПЛА кут установки гвинтової лінії, а відповідно й кут атаки повітряного гвинта, буде зменшуватись, відповідно тяга повітряного гвинта буде збільшуватись залежно від кроку до певної (оптимальної) швидкості.

Висновки

Дослідивши зазначені силові установки, можна зробити висновок, що більший діаметр повітряного гвинта виробляє більшу тягу, але й потребує більшого струму. Зменшення діаметру повітряного гвинта призводить до зменшення споживання струму і збільшення обертів. Збільшивши крок повітряного гвинта, оптимальні значення тяги повітряного гвинта будуть на більших швидкостях польоту, оскільки кут атаки повітряного гвинта зі збільшенням швидкості БПЛА буде наближатися до оптимального.

Теоретично збільшення кроку повітряного гвинта зменшує коефіцієнт тяги C_T , що призводить до зменшення тяги при однаковій частоті обертання, але це в динаміці. У нашому випадку під час статичних випробувань ми бачимо, що зі збільшенням кроку повітряного гвинта тяга зростає. Очікувано при дослідженні гвинтів з більшим кроком, ніж 8, тяга повітряного гвинта і в статичних випробуваннях буде зменшуватись.

Порівнюючи гвинти 8×6" і 10×6", бачимо що зі збільшенням діаметра повітряного гвинта збільшується і тяга приблизно на 0,36 кг на максимальних обертах, але на великих швидкостях більший діаметр не дає розігнати літак до більших швидкостей.

Порівнюючи крок гвинтів 12×6,5" і 12×8", видно, що при статичному випробуванні тяга повітряного гвинта зі збільшенням кроку збільшується приблизно на 0,20 кг, але на великих швидкостях гвинт з більшим кроком буде мати кращу перевагу по максимальній швидкості БПЛА і сила струму, яка в статистиці більша приблизно на 2 А, із збільшенням швидкості БПЛА буде вирівнюватись, тобто більший крок повітряного гвинта буде давати кращий ККД і більшу максимальну швидкість. Тяговий дволопатеви гвинт 13×6,5" більше підходить для експлуатації БПЛА з бойовою частиною для тривалого польоту з двигуном T-Motor AT2317 з KV880. Але швидкість польоту такого БПЛА буде доволі невеликою.

Для використання БПЛА як перехоплювача на великих швидкостях польоту доцільно обрати дволопатеви гвинт 8×6" у комбінації з електродвигуном T-Motor AT2814 KV1200, який має тягу 2,075 кг, а максимальна сила струму при 100 % обертів роботи двигуна не перевищує 34 А, що цілком задовольняє обраний регулятор

швидкості ESC 30A-40A, який витримує пікове навантаження 40 А.

Літій-іонний акумулятор 4S3P при ємності 1200 мАг є цілком достатнім щодо струмовіддачі для польоту протягом (30...40) хв.

Під час розрахунку силової установки БПЛА перевагу доцільно віддати програмі E-Calc, що має інтуїтивно зрозумілий інтерфейс і безкоштовний доступ, але результати, отримані за нею, обов'язково треба перевіряти натурними (стендовими) випробуваннями, тому що заявлені виробниками параметри силової установки не завжди коректні та часто носять рекламний характер.

Також видно, що отримана в розрахунках тяга силової установки, приблизно рівна вазі БПЛА, що потребує використання катапульти для надання початкового прискорення БПЛА для забезпечення сталого зльоту.

Напрями подальших досліджень. Для подальших досліджень знадобиться розширення лінійки електродвигунів і повітряних гвинтів фіксованого кроку (розмір, крок) та створення аеродинамічної труби для визначення параметрів роботи силової установки в набігаючому потоці повітря (у динаміці). Отримані результати нададуть нам більш повне розуміння значень параметрів для підбору силової установки, а саме в її ефективності, виходячи з призначення БПЛА.

Список літератури

1. Шаповалов О. Л., Колесник Д.М., Болотов О.В., Журахов О.В. Аналіз конструктивних особливостей і технічних характеристик основних типів силових установок для безпілотних літальних апаратів. *Технічні науки та технології*. 2017. № 2 (8) С. 57–65.
2. Войтенко М.В., Лефтор В.В. Аналіз типів силових установок БПЛА літакового типу. *Авіація та космонавтика: напрями інноваційного розвитку: збірник тез XXXVII Всеукраїнської науково-практичної конференції молодих учених, курсантів і студентів до Всесвітнього Дня авіації і космонавтики*. Кропивницький: ЛА НАУ, 2023. С.157–158.
3. Чумак П.И., Кривокрисенко В.Ф. Розрахунок, проектування і побудова надлегких літаків. М: Патріот. 1991. – 238 с.
4. Теорія і практика застосування безпілотних літальних апаратів (дронів). Київ: Dynamics. 2022. – 125 с.
5. Корнієнко А.П., Леонтьєв А.Б., Українець Е.А. Оцінка впливу відносного положення повітряного гвинта на аеродинамічні характеристики комбінації “арочне крило – повітряний гвинт”. *Системи обробки інформації*. Харків: ХУ ПС. 2006. № 4 (53) – С. 87–94.
6. Савченко А.В. Сучасні тенденції розвитку двигунів безпілотних літальних апаратів. *Авіаційно- космічна техніка і технологія*. Харків: ХАІ. 2024. № 5(199) – С. 27–38.
7. Лось А.М., Велігорський О.А., Роженков А.М., Хоменко Є.В. Оцінка впливу зміни температури зовнішнього середовища на розряд акумуляторної батареї БПЛА. *Зб. наук. праць ДНДІ ВС ОВТ*. Черкаси: 2023. № 3(17) С. 31–36 DOI: <https://doi.org/10.37701/dndivsovt.17.2023.04>.
8. Корнійчук С.П. Сучасне озброєння і військова техніка російської федерації. Довідник учасника ООС. Харків: ДІСА ПЛЮС, 2020. – 1221 с.
9. Principles of Flight. Oxford Aviation Training, fourth edition. Oxford: 2004. – 596 p.
10. Groot, J. State-of-Health Estimation of Li-ion Batteries: Cycle Life Test Methods: Division of Electric Power Engineering Department of Energy and Environment Chalmers University of Technology. 2012. – 150 p.
11. Азарнов А.І., Безручко К.В., Лазненко В. І., Сінченко С.В., Харченко А.А. Дослідження факторів, надаючих вплив на деградацію літій-іонних акумуляторів. *Авіаційно-космічна техніка і технології*. Харків: ХАІ. 2016. № 4 (131). –С. 10–17.
12. Олександров А.А. Повітряні гвинти. М: Держзидат. Оборонпром. 1951. – 457 с.

Надійшла до редколегії 08.10.2025

Схвалена до друку 13.11.2025

Відомості про авторів:

Журавльов Сергій Владиславович

заступник начальника кафедри
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-1356-5310>

Федоровський Олександр Володимирович

старший викладач кафедри
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-5016-8926>

Карпенко Богдан Вадимович

начальник кафедри
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-6677-4928>

Бамбуляк Михайло Порфирівич

доцент
старший викладач кафедри
Харківського національного університету
внутрішніх справ,
Кам'янець-Подільський, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-2377-782X>

Information about the authors:

Sergiy Zhuravlov

Deputy Head of Department
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-1356-5310>

Oleksandr Fedorovskiy

Senior Lecturer of the Department
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-5016-8926>

Bogdan Karpenko

Head of Department
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-6677-4928>

Mikhail Bambulyak

Associate Professor
Senior Instructor
of Kharkiv National University
of Internal Affairs,
Kamianets-Podilskyi, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-2377-782X>

**METHODOLOGICAL APPROACHES TO THE SELECTION OF A POWER PLANT
WHEN CREATING AN AIRCRAFT-TYPE UNMANNED AIRCRAFT**

S. Zhuravlov, O. Fedorovskiy, B. Karpenko, M. Bambulyak

The article considers the features of the propeller theory in relation to determining the parameters of the power plant of a unmanned aerial vehicle of the latakov type, which performs the task of intercepting air targets. The main geometric and aerodynamic characteristics of aircraft-type unmanned aerial vehicles-interceptors have been determined for further selection of the power plant. A simplified method of calculating the propeller is presented/ and recommendations are given for alternative methods of calculating and selecting the power plant. Types of electric motors and fuel elements (battery) that are promising for use in the power plants of interceptor unmanned aerial vehicles are considered. An analysis of the selection of the propeller and electrical installation is carried out in accordance with the mass-dimensional characteristics of the aircraft-type unmanned aerial vehicle and their intended purpose. The dependence of the propeller thrust (as measured statically) on the parameters of the electric motor, diameter and pitch of the propeller is studied. The dependence of the consumed current strength on the propeller thrust is obtained and analyzed. Recommendations were given on the selection of the propeller and electrical installation depending on the tasks assigned to the unmanned aerial vehicle. This article will be useful when designing unmanned systems, in particular when selecting a power plant for an aircraft-type unmanned aerial vehicle. Further research will be devoted to expanding the line of electric motors and fixed-pitch propellers (size, pitch) and creating a wind tunnel to determine the parameters of the power plant in the oncoming air flow (in dynamics). It is expected that the results obtained will provide us with a more complete understanding of the values of the parameters for selecting the power plant, namely its efficiency based on the purpose of unmanned aircraft complexes.

Keywords: unmanned aerial vehicle, propeller, blade installation angle, pitch.