

УДК 629.735.33:621.313

doi: 10.32620/akt.2026.3.03

Р. С. ЗУБАР, Л. В. КАПТАНОВА

Національний аерокосмічний університет

«Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна

АНАЛІЗ ОСОБЛИВОСТЕЙ ЛЕГКИХ ЛІТАКІВ КЛАСУ LSA ТА ОБҐРУНТУВАННЯ ВИБОРУ BRISTELL ЯК ОБ'ЄКТА ДОСЛІДЖЕННЯ ГІБРИДНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

Предметом вивчення в статті є легкі літаки класу Light Sport Aircraft (LSA) з максимальною злітною масою (MTOW) до 600 кг як об'єкти гібридизації силової установки та кількісні межі допустимості такої гібридизації за умов жорстких нормативних і масових обмежень, притаманних цьому класу повітряних суден. Метою статті є формалізація масових та аеродинамічних обмежень гібридизації силових установок літаків класу LSA при фіксованій MTOW = 600 кг та обґрунтований вибір серійного літака Bristell LSA як платформи для подальшого концептуального проектування гібридної силової установки. Завдання: провести систематичний огляд публікацій 2015–2026 рр. з гібридно-електричних силових установок для авіації та ідентифікувати дослідницьку прогалину для класу LSA з MTOW ≤ 600 кг; запропонувати класифікацію легких літаків за ознаками, релевантними до масо-енергетичного балансу; виконати кількісне порівняння шести серійних моделей LSA за показником масової ефективності η_m ; формалізувати рівняння масового балансу літака з гібридною силовою установкою при регуляторно фіксованій MTOW; встановити через лінеаризацію рівняння швидкості звалювання верхню межу приросту маси, сумісну з обмеженням $V_{so} \leq 45$ вузлів; обґрунтувати архітектуру гібридної системи та діапазон реалістичного ступеня гібридизації H_p ; обрати конкретну серійну платформу за сформованою системою критеріїв придатності. **Методи,** застосовані в дослідженні: системний огляд літератури з кількісним виокремленням невирішених задач; порівняльний аналіз льотно-технічних характеристик серійних LSA за табличними даними виробників; аналітичне моделювання масового балансу літака з гібридною силовою установкою; лінеаризація рівняння швидкості звалювання за малими збуреннями маси; структурований аналіз нормативних вимог EASA CS-LSA та FAA 14 CFR Part 1.1 / ASTM F2245; багатокритеріальне оцінювання придатності платформи. **Отримані результати:** показник масової ефективності η_m для шести серійних LSA лежить у діапазоні 0,410–0,517 з розкидом 10,7 в.п., еквівалентним ≈ 64 кг корисного навантаження; для Bristell LSA ($EW = 325$ кг, $\eta_m = 0,458$) при повних баках 120 л вільний масовий бюджет на гібридну надбудову становить лише 18 кг, а при заправці 60 л – до 62 кг; через лінеаризацію рівняння швидкості звалювання встановлено абсолютну верхню межу приросту маси $\Delta m_{max} \approx 56$ кг (обмеження, неактивне для літаків з MTOW > 900 кг); реалістичний діапазон ступеня гібридизації становить $H_p = 0,087 \dots 0,214 \approx 0,1 \dots 0,25$, що суттєво нижче за $H_p = 0,3 \dots 0,5$ для літаків загальної авіації; паралельна схема гібридизації обрана як єдина, сумісна з регуляторною вимогою одного нетурбінного двигуна; за чотирма критеріями придатності K1–K4 Bristell LSA отримує оцінку 4/4 й обирається як платформа подальших етапів дослідження. **Висновки.** Уперше для класу LSA з MTOW ≤ 600 кг побудовано замкнену систему масо-аеродинамічних обмежень гібридизації, що включає рівняння масового балансу $\Delta m_{lub} \leq 105 - m_{fuel}$, лінеаризоване обмеження за швидкістю звалювання $\Delta m_{max} \approx 56$ кг, формальне визначення діапазону H_p через регуляторну межу MTOW та обґрунтовану вимогу паралельної архітектури, що впливає з CS-LSA. **Наукова новизна** полягає у виявленні та формалізації специфічного для класу LSA домінуючого обмеження за V_{so} , не активного для літаків більшого класу та не розглянутого у попередніх дослідженнях, а також у методиці багатокритеріального добору серійної платформи для подальшої розробки гібридної силової установки в умовах жорсткого фіксованого MTOW.

Ключові слова: легкий літак; LSA; гібридна силова установка; масова ефективність; MTOW 600 кг; Bristell; нормативні обмеження; ступінь гібридизації; швидкість звалювання; паралельна схема.

1. Вступ

1.1. Мотивація

Сегмент легких повітряних суден класу Light Sport Aircraft (LSA) з максимальною злітною масою

(MTOW) до 600 кг демонструє стійке зростання: станом на 2024 р. у світі зареєстровано понад 5 600 LSA, із яких близько 48 % припадає на Північну Америку та 27 % – на Європу [1]. Авіаційна галузь перебуває під зростаючим тиском вимог щодо зниження викидів CO₂ та підвищення паливної



ефективності, що стимулює інтенсивний розвиток альтернативних силових установок [2].

Повністю електричні рішення (Pipistrel Velis Electro, MTOW = 600 кг, потужність 57,6 кВт, тривалість польоту до 50 хв [3]) демонструють технічну можливість електрифікації, проте обмежена питома енергія сучасних Li-ion акумуляторів 250–400 Вт·год/кг [4] суттєво скорочує дальність. Гібридні силові установки (ГСУ), що поєднують двигун внутрішнього згоряння (ДВЗ) з електричним приводом, пропонують компромісне рішення – зниження витрати палива за прийнятної дальності [5]. Разом з тим специфіка класу LSA (фіксована MTOW = 600 кг, один двигун, фіксоване шасі, обмеження $V_{SO} \leq 45$ вузлів) створює принципово іншу проблему масового бюджету, ніж у літаків загальної авіації, і потребує окремого формалізованого аналізу.

1.2. Сучасний стан

Проблематика гібридно-електричних силових установок для авіації є предметом активних досліджень упродовж останнього десятиліття. Нижче систематизовано ключові роботи з виділенням того, що в них досліджено та які аспекти залишилися поза увагою.

У роботі [5] Friedrich та Robertson дослідили загальні принципи гібридно-електричних силових установок для літаків та отримали оцінку потенційного зниження витрати палива на 10–25 %. Проте дослідження виконано для літаків загальної авіації з MTOW > 1000 кг, а специфічні масові обмеження класу LSA (MTOW ≤ 600 кг) не розглядались.

У [6] Finger, Braun та Bil запропонували методологію початкового проектування (initial sizing) гібридно-електричних легких літаків із використанням модифікованої діаграми обмежень (matching diagram P/W vs. W/S) та оптимізації за трьома параметрами: P/W, W/S та ступенем гібридизації H_p . Показано, що для паралельної схеми оптимальний $H_p = 0,34$ забезпечує зниження MTOM на 4 % відносно традиційного літака. Однак методологія валідована на 4-місному літаку загальної авіації (MTOW ≈ 1200 кг), а перенесення результатів на клас LSA з удвічі меншою MTOW не досліджувалось. Вплив маси акумулятора на швидкість звалювання, критичний для LSA, не аналізувався.

У [7] Finger, Braun та Bil виконали порівняльну оцінку паралельних гібридних систем для чотирьох типів повітряних суден: літака загальної авіації, регіонального транспортного літака, повітряного таксі VTOL та БПЛА. Встановлено, що ГСУ

доцільні, коли силова установка проектується за короткочасними піковими навантаженнями (зліт, набір висоти). Жоден із чотирьох досліджених об'єктів не належав до класу LSA з MTOW ≤ 600 кг. Нормативні обмеження CS-LSA / ASTM та їх вплив на допустимий діапазон H_p не розглядались.

У [8] Finger et al. дослідили вплив критеріїв оптимізації (мінімум маси, мінімум первинної енергії, мінімум вартості) на початкове проектування гібридних літаків загальної авіації. Показано, що мінімізація маси не завжди є оптимальною стратегією. Проте аналіз обмежених літаками з MTOW > 900 кг і не враховує фіксованого верхнього обмеження маси, характерного для LSA, де MTOW є не результатом оптимізації, а жорсткою регуляторною межею.

У [9] Pornet та Isikveren розробили концептуальний підхід до проектування гібридно-електричних транспортних літаків із фокусом на регіональний та ближньомагістральний сегменти. Дослідження орієнтоване на літаки масою 20–70 тон, а масштабування методології до класу LSA не обговорювалось.

У [10] De Vries, Brown та Vos запропонували метод початкового проектування для гібридних літаків із розподіленою силовою установкою. Метод розроблений для середніх та великих літаків і не враховує одномоторну конфігурацію, обов'язкову для LSA.

У [11] Rohacs, Kale та Rohacs оцінили проблеми та перспективи гібридно-електричних силових установок для малих літаків та адаптували процес концептуального проектування. Проте робота носить узагальнений характер без прив'язки до конкретної платформи та без кількісного масового аналізу для LSA з MTOW = 600 кг.

У [12] Bravo, Praliyev та Veress виконали аналіз продуктивності гібридної та розподіленої силової установки на легкому літаку. Однак дослідження не включало аналіз нормативних обмежень класу LSA та не формалізувало залежність масового бюджету від ступеня гібридизації.

Серед найсвіжіших результатів Pattanayak, Gautier та Mavris [13] у 2026 р. виконали імовірнісну оцінку продуктивності гібридно-електричного турбогвинтового літака за умов деградації акумулятора, проте робота стосується літаків класу turboprop, а не LSA. Aidam et al. [14] у 2026 р. опублікували огляд ретрофіту гібридно-електричних систем для регіональної авіації, кількісно встановивши діапазон економії палива 10–60 % залежно від місії та ступеня гібридизації; методологія орієнтована на MTOW ≥ 5000 кг і не може бути перенесена на клас LSA без переоцінки масового бюджету. У [15] представлено

технологічний огляд беземісійних регіональних літаків з фокусом на H_2 -системи, що виходить за рамки одномоторного класу LSA. У [16] розроблено параметричну модель теплообмінників для криогенних систем, знову ж таки для транспортного сегменту.

Практичним прикладом електрифікації LSA є Pipistrel Velis Electro [3] – перший у світі повністю електричний літак, сертифікований EASA (2020). Його характеристики (MTOW = 600 кг, EW = 428 кг, батарея 24,8 кВт·год, тривалість 50 хв) демонструють граничні можливості повністю електричного рішення. Однак Velis Electro не є гібридним літаком – це повністю електрична заміна ДВЗ, що не зберігає дальності традиційного LSA. Системний аналіз проміжного – гібридного – рішення для LSA з кількісною оцінкою масових компромісів у літературі відсутній.

Окремо слід зазначити роботу VoltAero [17], яка у 2025 році представила гібридний силовий блок HPU 210 (ДВЗ Kawasaki 150 кВт + електродвигун 60 кВт) для легких та кіт-літаків з планованою серією поставок наприкінці 2026 р. Проте HPU 210 орієнтований на літаки потужнішого класу (загальна потужність 210 кВт перевищує 73,5 кВт штатного Rotax 912 ULS Bristell LSA у 2,85 рази), а системна оцінка його застосовності для LSA з MTOW = 600 кг не проводилась.

Узагальнення. Існуючі дослідження зосереджені на літаках з MTOW > 900 кг та не враховують специфіку класу LSA: (а) жорстке фіксоване обмеження MTOW = 600 кг як регуляторну межу; (б) критично малий масовий резерв (корисне навантаження UL = 246–310 кг); (в) обмеження одним двигуном; (г) вплив маси гібридної надбудови на швидкість звалювання поблизу нормативної межі $V_{S0} = 45$ вузлів. Таким чином, у літературі відсутня формалізована модель масових обмежень гібридизації для конкретної платформи LSA з MTOW ≤ 600 кг, що визначає наукову новизну та актуальність даного дослідження.

1.3. Мета, завдання та структура статті

Метою статті є формалізація масових та аеродинамічних обмежень гібридизації силових установок літаків класу LSA при фіксованій MTOW = 600 кг та обґрунтований вибір серійного літака Bristell LSA як платформи для наступних етапів концептуального проєктування гібридної силової установки.

Для досягнення цієї мети в роботі послідовно розв'язано такі завдання:

1) систематичний огляд публікацій 2015–2026 рр. з кількісним виокремленням дослідницької прогалини для класу LSA;

2) побудова класифікації LSA за п'ятьма ознаками, релевантними до гібридизації (тип конструкції, аеродинамічна схема, тип силової установки, конфігурація шасі, категорія сертифікації);

3) введення кількісного показника масової ефективності η_m та порівняльний аналіз шести серійних моделей;

4) формалізація рівнянь масового балансу, ступеня гібридизації та обмеження за V_{S0} ;

5) обґрунтований вибір платформи за чотирма критеріями придатності.

Стаття має таку структуру. У розділі 2 наведено матеріали та методи дослідження: описано шість серійних моделей LSA, використані нормативні документи та технічну документацію Bristell, а також застосовані методи – аналітичне моделювання, лінеаризацію та багатокритеріальне оцінювання. У підрозділі «Приклад реалізації» детально розглянуто застосування запропонованої моделі до літака Bristell LSA та наведено числові результати. Розділ 3 («Дискусія») присвячено порівнянню отриманих результатів із даними джерел [5]–[12]. У розділі 4 сформульовано висновки та окреслено напрями подальших досліджень.

2. Матеріали та методи дослідження

2.1. Матеріали

Матеріальну базу дослідження становлять: (а) офіційні технічні дані виробників шести серійних LSA (Bristell LSA [18], Pipistrel Virus SW, Tecnam P2008, Flight Design CTLS, CZAW SportCruiser, Evекtor Harmony); (б) сертифікаційні документи EASA CS-LSA [19] та FAA 14 CFR Part 1.1 / ASTM F2245 [20]; (в) AOI та Maintenance Manual літака Bristell LSA S/N 558/2021 [18]; (г) Operator's Manual двигуна Rotax 912 ULS [21].

2.2. Показник масової ефективності η_m

Для кількісного порівняння LSA введено безрозмірний показник масової ефективності:

$$\eta_m = UL / MTOW = (MTOW - EW) / MTOW, \quad (1)$$

де UL – корисне навантаження, кг; MTOW – максимальна злітна маса, кг; EW – маса порожнього літака (empty weight), кг. Показник η_m визначає

частку злітної маси, доступну для екіпажу, палива та вантажу, і слугує базовим критерієм придатності платформи до гібридизації.

2.3. Рівняння масового балансу літака з ГСУ

Класичне рівняння масового балансу літака в умовах гібридизації модифіковано введенням додаткового масового компонента $\Delta m_{\text{губ}}$:

$$\text{MTOW} = \text{EW} + m_{\text{ек}} + m_{\text{пал}} + m_{\text{вант}} + \Delta m_{\text{губ}}, \quad (2)$$

де $m_{\text{ек}}$ – маса екіпажу, кг; $m_{\text{пал}}$ – маса палива, кг; $m_{\text{вант}}$ – маса вантажу, кг; $\Delta m_{\text{губ}}$ – сумарна маса компонентів гібридної надбудови (електродвигун, інвертор, акумуляторна батарея, з'єднувальна кабельна та механічна обв'язка), кг. Допустимий бюджет гібридизації:

$$\Delta m_{\text{губ}} \leq \text{MTOW} - \text{EW} - m_{\text{ек}} - m_{\text{пал}} - m_{\text{вант}}. \quad (3)$$

2.4. Ступінь гібридизації НР

Ступінь гібридизації за потужністю визначається як:

$$N_P = P_{\text{ел}} / (P_{\text{ДВЗ}} + P_{\text{ел}}), \quad (4)$$

де $P_{\text{ел}}$ – встановлена потужність електродвигуна, кВт; $P_{\text{ДВЗ}}$ – потужність двигуна внутрішнього згорання, кВт. За означенням $N_P \in [0; 1]$: $N_P = 0$ відповідає класичному ДВЗ, $N_P = 1$ – повністю електричному приводу.

2.5. Обмеження за швидкістю звалювання

Аеродинамічне рівняння швидкості звалювання в конфігурації посадки з повністю відхиленими закрилками:

$$V_{S0} = \sqrt{(2 \cdot W \cdot g / (\rho \cdot S \cdot C_{L, \text{max}}))}, \quad (5)$$

де W – злітна вага літака, кг; g – прискорення вільного падіння, м/с²; ρ – густина повітря на рівні моря за стандартної атмосфери, кг/м³; S – площа крила, м²; $C_{L, \text{max}}$ – максимальний коефіцієнт піднімальної сили з відхиленими закрилками.

Для малих приростів маси $\Delta m \ll \text{MTOW}$ диференціювання (5) і розкладання в ряд Тейлора 1-го порядку дає лінеаризоване обмеження:

$$\Delta V_{S0} / V_{S0} \approx \Delta m / (2 \cdot \text{MTOW}). \quad (6)$$

Тоді абсолютна верхня межа приросту маси, при якій V_{S0} не перевищує нормативне значення 45 вузлів:

$$\Delta m_{\text{max}} \approx 2 \cdot (\Delta V_{S0} / V_{S0}) \cdot \text{MTOW}. \quad (7)$$

2.6. Критерії придатності платформи

Для обґрунтованого вибору серійної платформи введено чотири критерії:

К1: $\eta_m > 0,45$ – необхідна умова достатнього масового резерву для гібридної надбудови;

К2: достатній внутрішній об'єм для розміщення акумуляторної батареї в крилі (2×20 кг) та фюзеляжі (10 кг) на 25–35 % САХ (середньої аеродинамічної хорди);

К3: конструктивна сумісність – експлуатаційні перевантаження не нижче +4g / -2g для забезпечення запасу міцності при додаванні маси ГСУ;

К4: наявність повної технічної документації – АОІ, Maintenance Manual, Service Bulletins, а також представленість у експлуатації (не менше 500 поставлених бортів).

2.7. Нормативні обмеження

EASA CS-LSA [15]: $\text{MTOW} \leq 600$ кг; $V_{S0} \leq 45$ вузлів CAS; не більше двох осіб на борту; фіксоване шасі; один нетурбінний двигун. Паралельна схема гібридизації (ДВЗ + електромотор на спільному валу) інтерпретується як модифікація, а не другий двигун.

FAA / ASTM [16]: $\text{MTOW} \leq 600$ кг; $V_{S0} \leq 45$ вузлів; $V_H \leq 120$ вузлів; фіксований крок гвинта для S-LSA. Категорія E-LSA надає ширші можливості модифікації, проте обмежує експлуатаційне застосування. Систематизовано у табл. 1.

2.8. Класифікація LSA за ключовими ознаками

Запропоновано систему з п'яти класифікаційних ознак, безпосередньо пов'язаних з масово-енергетичним балансом гібридизації:

За типом конструкції планера: суцільнометалеві (Bristell Classic), композитні (Pipistrel Virus SW, Flight Design CTLS), змішані (Tecnam P2008). Тип конструкції визначає EW – параметр, що безпосередньо впливає на масовий резерв для компонентів ГСУ.

За аеродинамічною схемою: низькоплани (Bristell, Pipistrel Virus SW) та високоплани (Tecnam P2008). Низькоплани характеризуються

Таблиця 1

Нормативні обмеження, критичні для гібридизації LSA

Параметр	EASA CS-LSA	FAA (ASTM)	Вплив на гібридизацію
MTOW	≤ 600 кг	≤ 600 кг	Головне обмеження масового бюджету
V _{SO}	≤ 45 вузл.	≤ 45 вузл.	Зв'язує масу та аеродинаміку; обмежує Δm _{max}
К-сть двигунів	1 (нетурб.)	1	Лише паралельна схема ГСУ
Шасі	Фіксоване	Фіксоване	Виключає аеродин. компенсацію маси
Місце	≤ 2	≤ 2	Фіксує мінімальну масу екіпажу
Гвинт (S-LSA)	Не обмеж.	Фікс. крок	Впливає на ефективність ГСУ

аеродинамічною якістю $K \approx 12 \dots 15$, високоплани – кращою стійкістю на малих швидкостях.

За типом силової установки: поршневі ДВЗ Rotax 912/914/915/916 (73,5–118 кВт) – переважна більшість; електричні (Pipistrel Velis Electro, 57,6 кВт); гібридні прототипи (VoltAero HPU 210 [17], Kitfox hybrid-electric [22]).

За конфігурацією шасі: трициклове (більшість LSA), хвостове (Kitfox), прибиране (Bristell RG).

За категорією сертифікації: S-LSA (заводського виробництва), E-LSA (з набору), національні ультралегкі категорії.

2.9. Порівняльний аналіз η_m для серійних LSA

Аналіз табл. 2 показує, що значення η_m лежать у діапазоні 0,410–0,517 з розкидом 10,7 в.п. (відсоткових пунктів), що еквівалентно ≈ 64 кг корисного навантаження – величину, порівнянну з масою мінімальної гібридної надбудови (25–70 кг). Bristell LSA ($\eta_m = 0,458$) після розміщення екіпажу (170 кг, два пілоти по 85 кг) та повного палива (87 кг, 120 л AVGAS 100LL, густина 0,72 кг/л) залишає вільний масовий бюджет лише 18 кг.

2.10. Масовий бюджет гібридизації для Bristell LSA

Застосування рівнянь (2)–(3) з підстановкою параметрів Bristell LSA ($EW = 325$ кг, $m_{ек} = 170$ кг, $m_{вант} = 0$) дає конкретну форму обмеження бюджету:

$$\Delta m_{hyb} \leq 105 - m_{пал}. \quad (8)$$

При заправці 60 л бюджет зростає до 62 кг – достатньо для е-мотора 10–15 кВт (≈ 6 кг), інвертора (≈ 4 кг) та акумуляторної батареї ≈ 50 кг (12,5 кВт·год при питомій енергії 250 Вт·год/кг).

2.11. Обмеження за V_{SO} для Bristell LSA

Для Bristell LSA при MTOW = 600 кг штатна V_{SO} = 43 вузл. [18]. Запас до нормативної межі 45 вузл. становить 2 вузл., або у відносному вигляді $\Delta V_{SO}/V_{SO} = 2/43 \approx 0,0465$ (4,65 %). Підстановка в рівняння (7) дає:

$$\Delta m_{max} \approx 2 \cdot 0,0465 \cdot 600 \approx 56 \text{ кг}. \quad (9)$$

Таблиця 2

Порівняльні характеристики серійних LSA (MTOW = 600 кг)

Модель	EW, кг	MTOW, кг	UL, кг	η_m	S, м ²	W/S, кг/м ²	V _{max} , км/год
Bristell LSA	325	600	275	0,458	10,50	57,1	217
Pipistrel Virus SW	290	600	310	0,517	10,52	57,0	235
Tecnam P2008	354	600	246	0,410	11,50	52,2	207
Flight Design CTLS	310	600	290	0,483	12,30	48,8	222
CZAW SportCruiser	315	600	285	0,475	12,30	48,8	213
Evektor Harmony	340	600	260	0,433	12,70	47,2	204

Обмеження (9) потенційно жорсткіше за (8) при заправці менше 60 л і є специфічним для LSA: для літаків більшого класу запас до V_{S0} становить 10–20 вузлів, і обмеження (9) неактивне.

Залежність бюджету від запасу палива наведено у табл. 3.

Таблиця 3
Масовий бюджет ГСУ Bristell LSA
залежно від заправки

Заправка, л	$m_{\text{пал}}$, кг	$\Delta m_{\text{губ}}$, кг	Обмежувальний чинник
120 (повні баки)	87	18	масовий (8)
90	65	40	масовий (8)
60	43	62	аеродинамічний (9)
40	29	56	аеродинамічний (9), активне

2.12. Діапазон ступеня гібридизації для Bristell LSA

Для Bristell LSA зі штатним Rotax 912 ULS ($P_{\text{двз}} = 73,5$ кВт [21]) та оціненим діапазоном потужностей електромотора $P_{\text{ел}} = 7 \dots 20$ кВт (обмеженим масовим бюджетом $\Delta m_{\text{губ}}$):

$$N_p \in [7/(73,5+7); 20/(73,5+20)] = [0,087; 0,214] \approx [0,1; 0,25]. \quad (10)$$

2.13. Обґрунтування архітектури

Паралельна схема (ДВЗ та електромотор на спільному валу через редуктор / муфту) є єдиною, сумісною з вимогою CS-LSA одного нетурбінного двигуна. Finger et al. [7] підтверджують, що послідовна схема може бути інтерпретована як «мультимоторна», що несе регуляторні ризики. Паралельна схема також має мінімальну структурну масу (відсутній окремий генератор), критичну за умов $\Delta m_{\text{губ}} \leq 62$ кг. Висновок узгоджується з останніми даними [14], де показано, що для ретрофіту легких повітряних суден паралельна конфігурація забезпечує оптимальний компроміс між вагою і ефективністю.

2.14. Багатокритеріальний вибір платформи

Bristell LSA – єдина модель із повним задоволенням усіх чотирьох критеріїв (табл. 4). Параметри платформи: розмах крила 8,13 м; площа крила $S = 10,5$ м²; EW = 325 кг; MTOW = 600 кг;

паливні баки 2×60 л; двигун Rotax 912 ULS номінальною потужністю 73,5 кВт (100 к.с.); діапазон центрування 25–35 % САХ; експлуатаційні перевантаження +4g / -2g [18].

Таблиця 4
Оцінка серійних LSA за критеріями придатності K1–K4

Модель	K1: $\eta_m > 0,4$ 5	K2: Об'є м	K3: Конст -ція	K4: Дан і	Σ
Bristell LSA	+	+	+	+	4/4
Pipistrel Virus SW	+	±	+	+	3,5/4
Flight Design CTLS	+	+	+	–	3/4
CZAW SportCruiser	+	±	±	–	2/4
Tecnam P2008	–	+	+	+	3/4
Evektor Harmony	–	±	±	–	1/4

3. Дискусія

3.1. Ступінь гібридизації: порівняння з існуючими даними

Отриманий діапазон $N_p = 0,1 \dots 0,25$ для класу LSA (MTOW = 600 кг) суттєво нижчий за оптимальні значення, встановлені у [6] для 4-місного літака загальної авіації ($N_p = 0,34$ при MTOW ≈ 1200 кг) та у [7] для регіонального транспортного літака ($N_p = 0,3 \dots 0,5$). Це зміщення у бік нижніх значень пояснюється принципово жорсткішими масовими обмеженнями LSA: при фіксованому MTOW = 600 кг масовий бюджет ГСУ обмежений $\Delta m_{\text{губ}} \leq 62$ кг (8), тоді як у [6] еквівалентне обмеження становить ≈ 180 кг. Результати [6]–[8] не можуть бути безпосередньо екстрапольовані на клас LSA без урахування нелінійної залежності між масою ГСУ та допустимим N_p . Аналогічний висновок стосується концептуального дослідження Dornier 328 [23], де MTOW перевищує 600 кг більш ніж удвічі.

3.2. Масовий бюджет у порівнянні з повністю електричним рішенням

Результат (8) дозволяє кількісно порівняти гібридний та повністю електричний підходи. Pipistrel Velis Electro [3] використовує батарею масою ≈ 148 кг (два блоки по 73,7 кг) при EW = 428 кг, що на 103 кг важче за Bristell LSA (EW = 325 кг). Ця різниця

обумовлена повною заміною ДВЗ та паливної системи на електричну. У гібридній конфігурації Bristell LSA компоненти ГСУ додаються до існуючого ДВЗ, що обмежує бюджет до 62 кг, але зберігає дальність – параметр, критично обмежений у Velis Electro (50 хв проти 6–8 год для Bristell з ДВЗ).

3.3. Обмеження за VS0: нова знахідка

Верхня межа $\Delta m_{\max} \approx 56$ кг (9), отримана через лінеаризацію рівняння V_{S0} , є результатом, відсутнім у проаналізованих роботах [5]–[12]. У дослідженнях гібридизації літаків більшого класу обмеження V_{S0} рідко є активним, оскільки запас до нормативної межі становить 10–20 вузлів. Для Bristell LSA цей запас лише 2 вузли (4,65 %), що робить обмеження V_{S0} активним і потенційно жорсткішим, ніж масове (8) за певних конфігурацій. Це є специфікою класу LSA, яка не була виявлена у попередніх дослідженнях, і саме в цьому полягає суттєва частина наукової новизни даної роботи.

3.4. Архітектура ГСУ: порівняння з висновками інших авторів

Обґрунтування паралельної схеми як єдиної, сумісної з вимогою одного двигуна для LSA, узгоджується з висновками [6], де паралельна схема забезпечила зниження маси на 4 % порівняно зі збільшенням маси для послідовної, а також з узагальненням [14], де для ретрофіту паралельна схема визнана оптимальною за співвідношенням вага / ефективність. Проте мотивація відрізняється: у [6] вибір обумовлений масовою оптимальністю, а в нашому випадку – регуляторною вимогою CS-LSA, що є додатковим і більш жорстким обмеженням.

3.5. Обмеження дослідження

Дане дослідження має концептуальний характер і базується на аналітичних моделях. Лінеаризація (6) коректна лише при малих $\Delta m/MTOW (\leq 10 \%)$; для точного аналізу критичних режимів необхідне використання повного рівняння (5). Оцінка маси компонентів ГСУ (електромотор, інвертор, батарея) базується на характеристиках серійних автомобільних та авіаційних електрокомпонентів станом на 2025 р. і може уточнюватися з розвитком технологій, насамперед питомої енергії акумуляторів. Вплив деградації акумулятора на продуктивність ГСУ (актуально досліджений в [13] для турбогвинтових літаків) у даній роботі не розглядався і становить окреме завдання.

4. Висновки

1. Встановлено, що існуючі дослідження ГСУ [5]–[12] зосереджені на літаках з $MTOW > 900$ кг; формалізована модель масових обмежень для LSA з $MTOW \leq 600$ кг у літературі відсутня, що визначає дослідницьку прогалину.

2. Побудовано класифікацію LSA за п'ятьма ознаками та введено показник масової ефективності η_m (1), обчислений для шести серійних моделей: $\eta_m = 0,410\dots 0,517$.

3. Систематизовано нормативні обмеження EASA CS-LSA та FAA/ASTM; ідентифіковано три домінуючі обмеження: $MTOW = 600$ кг, $V_{S0} \leq 45$ вузлів, один нетурбінний двигун.

4. Сформульовано рівняння масового балансу (2)–(3) та його конкретну форму для Bristell LSA – (8): $\Delta m_{\text{гнб}} \leq 105 - m_{\text{пал}}$. При зменшенні заправки зі 120 л до 60 л бюджет зростає з 18 до 62 кг.

5. Визначено діапазон ступеня гібридизації $H_p = 0,1\dots 0,25$ (4), (10), що суттєво нижче за $H_p = 0,3\dots 0,5$ для більших повітряних суден [6] через жорсткіші масові обмеження.

6. Уперше для класу LSA через лінеаризацію рівняння V_{S0} встановлено верхню межу приросту маси $\Delta m_{\max} \approx 56$ кг (5)–(7), (9) – обмеження, неактивне для літаків більшого класу та не розглянуте у [5]–[12]. Цей результат є основним елементом наукової новизни дослідження.

7. Обґрунтовано вибір паралельної гібридної схеми як єдиної, сумісної з регуляторною вимогою одного нетурбінного двигуна для LSA.

8. За чотирма критеріями K1–K4 Bristell LSA має оцінку 4/4 (табл. 4) і обрано як платформу для подальшого етапу концептуального проектування ГСУ.

Напрями подальших досліджень. (1) Розробка енергетичної моделі типових місій Bristell LSA (навчальний політ, маршрут, буксирування планерів) із кількісною оцінкою економії палива при $H_p \in [0,1; 0,25]$; (2) стендові випробування макетної паралельної ГСУ Rotax 912 + електромотор 10–15 кВт із фіксацією механічних втрат на редукторі та муфті; (3) дослідження впливу деградації Li-ion акумулятора на льотно-технічні характеристики за методикою, розвинутою в [13]; (4) оптимізація розміщення батареї в крилі та фюзеляжі з урахуванням центрування 25–35 % САХ; (5) чисельна валідація лінеаризації (6) при великих приростах маси ($\Delta m/MTOW > 10 \%$) через повну форму (5).

Внесок авторів: концептуалізація, методологія, формалізація масових обмежень, розробка математичної моделі, аналіз результатів,

формулювання висновків, написання тексту – **Р. С. Зубар**; огляд та аналіз інформаційних джерел, аналіз нормативних документів CS-LSA та FAA/ASTM, рецензування та редагування рукопису – **Л. В. Капітанова**.

Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що у них немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Доступність даних

Рукопис не має пов'язаних даних.

Використання засобів штучного інтелекту

Автори підтверджують, що не використовували технології штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Подяка

Автори висловлюють подяку компанії BRM Aero (Чехія) за надання технічної документації літака Bristell LSA, що стало основою для проведення кількісного аналізу масового балансу. Автори також висловлюють вдячність Європейському агентству з безпеки авіації (EASA) та Федеральній авіаційній адміністрації США (FAA) за відкритий доступ до нормативних документів CS-LSA та ASTM F2245, які склали регуляторну основу дослідження.

Усі автори прочитали та погодили опубліковану версію рукопису.

Література

1. *General Aviation Statistical Databook & Industry Outlook. 2023 Annual Report / General Aviation Manufacturers Association.* – Washington, DC : GAMA, 2024. – Режим доступу: <https://gama.aero/facts-and-statistics/statistical-databook-and-industry-outlook/> (дата звернення: 15.03.2026). – Назва з екрана.
2. Brelje, B. J. *Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: a review of concepts, models, and design approaches* / B. J. Brelje, J. R. A. Martins // *Progress in Aerospace Sciences.* – 2019. – Vol. 104. – P. 1–19. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.06.004>.
3. EASA. *Type Certificate Data Sheet EASA.A.573. Pipistrel Velis Electro / European Union Aviation Safety Agency.* – Cologne : EASA, 2020. – 18 p.
4. Misra, A. *Summary of 2017 NASA Workshop on Assessment of Advanced Battery Technologies for Aerospace Applications : NASA/TM–2018-219711 / A. Misra.* – Cleveland : NASA Glenn Research Center, 2018. – 36 p. – Режим доступу: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20180003332> (дата звернення: 15.03.2026).
5. Friedrich, C. *Hybrid-Electric Propulsion for Aircraft* / C. Friedrich, P. A. Robertson // *Journal of Aircraft.* – 2015. – Vol. 52, iss. 1. – P. 176–189. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C032660>.
6. Finger, D. F. *An Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric Light Aircraft* / D. F. Finger, C. Braun, C. Bil // *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (AVIATION 2018) : Proc. conf., Atlanta, GA, USA, 25–29 June 2018.* – Reston : AIAA, 2018. – P. 1–18. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2018-4229>.
7. Finger, D. F. *Comparative Assessment of Parallel-Hybrid-Electric Propulsion Systems for Four Different Aircraft* / D. F. Finger, C. Braun, C. Bil // *Journal of Aircraft.* – 2020. – Vol. 57, iss. 5. – P. 843–853. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C035897>.
8. *Mass, primary energy, and cost: the impact of optimization objectives on the initial sizing of hybrid-electric general aviation aircraft* / D. Felix Finger, F. Götten, C. Braun, C. Bil // *CEAS Aeronautical Journal.* – 2020. – Vol. 11, iss. 3. – P. 713–730. DOI: <https://doi.org/10.1007/s13272-020-00449-8>.
9. Pernet, C. *Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft* / C. Pernet, A. T. Isikveren // *Progress in Aerospace Sciences.* – 2015. – Vol. 79. – P. 114–135. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.09.002>.
10. De Vries, R. *Preliminary Sizing Method for Hybrid-Electric Distributed-Propulsion Aircraft* / R. De Vries, M. Brown, R. Vos // *Journal of Aircraft.* – 2019. – Vol. 56, iss. 6. – P. 2172–2188. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C035388>.
11. Rohacs, J. *Conceptual design of small aircraft with hybrid-electric propulsion systems* / J. Rohacs, U. Kale, D. Rohacs // *Energy.* – 2020. – Vol. 204. – 18 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.117937>.
12. Bravo, G. M. *Performance analysis of hybrid electric and distributed propulsion system applied on a light aircraft* / G. M. Bravo, N. Praliyev, Á. Veress // *Energy.* – 2020. – Vol. 214. – 15 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.118823>.
13. Pattanayak, T. *Hybrid-electric Turboprop Performance under Battery Degradation: An Uncertainty Quantification Study* / T. Pattanayak, R. Gautier, D. Mavris // *Aerospace Science and*

Technology. – 2026. – Vol. 168. – 11 p.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2025.111243>.

14. Hybrid-electric propulsion retrofits in regional aviation – A review / G. S. K. Aidam, R. Opoku, E. A. Adjei et al. // *Next Sustainability*. – 2026. – Vol. 7. – 24 p.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.nxsust.2026.100250>.

15. Technology exploration of zero-emission regional aircraft: Why, what, when and how? / E. Pontika, P. Laskaridis, P. J. Ansell et al. // *Progress in Aerospace Sciences*. – 2026. – Vol. 160. – 41 p.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2025.101171>.

16. Legrand, B. Comparative Study of Hybrid Electric Distributed Propulsion Aircraft Through Multiple Powertrain Component Modeling Approaches / B. Legrand, A. Gaillard, D. Bouquain // *Aerospace (MDPI)*. – 2025. – Vol. 12, iss. 8. – 22 p.
DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace12080732>.

17. VoltAero launches its HPU 210 powertrain : VoltAero Press Release, June 5, 2025 / VoltAero SAS. – Royan, France : VoltAero, 2025. – Режим доступу: <https://www.voltaero.aero/press-releases/voltaero-launches-its-hpu-210-powertrain/> (дата звернення: 15.03.2026). – Назва з екрана.

18. BRM Aero. BRISTELL LSA. Aircraft Operating Instructions // BRM Aero s.r.o. – Kunovice, Czech Republic : BRM Aero, 2021. – 212 p.

19. EASA. Certification Specifications for Light Sport Aeroplanes (CS-LSA) : Initial Issue / European Union Aviation Safety Agency. – Cologne : EASA, 2011. – 52 p. – Режим доступу: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/cs-lsa-initial-issue> (дата звернення: 15.03.2026).

20. FAA. 14 CFR Part 1.1 – General definitions. Light-sport aircraft / Federal Aviation Administration. – Washington, DC : FAA, 2024. – Режим доступу: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-A/part-1/section-1.1> (дата звернення: 15.03.2026). – Назва з екрана.

21. Rotax Aircraft Engines. Operators Manual for Engine Type 912 Series : 5th ed. // BRP-Rotax GmbH & Co KG. – Gunskirchen, Austria : Rotax, 2023. – 168 p.

22. Finger, D. F. Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric General Aviation Aircraft / D. F. Finger, C. Braun, C. Bil // *Journal of Aircraft*. – 2020. – Vol. 57, iss. 2. – P. 245–255.
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C035428>.

23. Staats, A. N. Conceptual Design of a Hybrid-Electric Aircraft Based on a Dornier 328 Demonstrator / A. N. Staats, F. Troeltsch, A. Bardenhagen // *Aerospace (MDPI)*. – 2025. – Vol. 12, iss. 12. – 13 p.
DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace12121085>.

References

1. General Aviation Manufacturers Association. *General Aviation Statistical Databook & Industry Outlook. 2023 Annual Report*. Washington, DC, GAMA, 2024. Available at: <https://gama.aero/facts-and-statistics/statistical-databook-and-industry-outlook/> (accessed 15.03.2026).

2. Brelje, B. J., Martins, J. R. R. A. Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches. *Progress in Aerospace Sciences*, 2019, vol. 104, pp 1–19.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.06.004>.

3. European Union Aviation Safety Agency. Type Certificate Data Sheet EASA.A.573. Pipistrel Velis Electro. Cologne, EASA, 2020. 18 p.

4. Misra, A. *Summary of 2017 NASA Workshop on Assessment of Advanced Battery Technologies for Aerospace Applications*. NASA/TM–2018-219711. Cleveland, NASA Glenn Research Center, 2018. 36 p. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20180003332> (accessed 15.03.2026).

5. Friedrich, C., Robertson, P. A. Hybrid-Electric Propulsion for Aircraft. *Journal of Aircraft*, 2015, vol. 52, iss. 1, pp. 176–189.
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C032660>.

6. Finger, D. F., Braun, C., Bil, C. An Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric Light Aircraft. *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (AVIATION 2018)*, Atlanta, GA, USA, 25–29 June 2018. Reston, AIAA, 2018, pp. 1–18.
DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2018-4229>.

7. Finger, D. F., Braun, C., Bil, C. Comparative Assessment of Parallel-Hybrid-Electric Propulsion Systems for Four Different Aircraft. *Journal of Aircraft*, 2020, vol. 57, iss. 5, pp. 843–853.
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C035897>.

8. Finger, D. F., Braun, C., Bil, C., Perenda, J. Mass, primary energy, and cost: the impact of optimization objectives on the initial sizing of hybrid-electric general aviation aircraft. *CEAS Aeronautical Journal*, 2020, vol. 11, iss. 3, pp. 713–730.
DOI: <https://doi.org/10.1007/s13272-020-00449-8>.

9. Pornet, C., Isikveren, A. T. Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, vol. 79, pp. 114–135.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.09.002>.

10. De Vries, R., Brown, M., Vos, R. Preliminary Sizing Method for Hybrid-Electric Distributed-Propulsion Aircraft. *Journal of Aircraft*, 2019, vol. 56, iss. 6, pp. 2172–2188.
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C035388>.

11. Rohacs, J., Kale, U., Rohacs, D. Conceptual design of small aircraft with hybrid-electric propulsion

- systems. *Energy*, 2020, vol. 204. 18 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.117937>.
12. Bravo, G. M., Praliyev, N., Veress, Á. Performance analysis of hybrid electric and distributed propulsion system applied on a light aircraft. *Energy*, 2020, vol. 214. 15 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.118823>.
13. Pattanayak, T., Gautier, R., Mavris, D. Hybrid-electric Turboprop Performance under Battery Degradation: An Uncertainty Quantification Study. *Aerospace Science and Technology*, 2026, vol. 168. 11 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2025.111243>.
14. Aidam, G. S. K., Opoku, R., Adjei, E. A., Davis, F., Oppong, D. K., Narh, A. Hybrid-electric propulsion retrofits in regional aviation – A review. *Next Sustainability*, 2026, vol. 7. 24 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.nxsust.2026.100250>.
15. Pontika, E., Laskaridis, P., Ansell, P. J., Haran, K., Navaratne, R., Kipouros, T. Technology exploration of zero-emission regional aircraft: Why, what, when and how? *Progress in Aerospace Sciences*, 2026, vol. 160, 41 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2025.101171>.
16. Legrand, B., Gaillard, A., Bouquain, D. Comparative Study of Hybrid Electric Distributed Propulsion Aircraft Through Multiple Powertrain Component Modeling Approaches. *Aerospace*, 2025, vol. 12, iss. 8. 22 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace12080732>.
17. VoltAero SAS. *VoltAero launches its HPU 210 powertrain*. VoltAero Press Release, June 5, 2025. Royan, France, VoltAero, 2025. Available at: <https://www.voltaero.aero/press-releases/voltaero-launches-its-hpu-210-powertrain/> (accessed 15.03.2026).
18. BRM Aero. *BRISTELL LSA. Aircraft Operating Instructions*. Kunovice, Czech Republic, BRM Aero, 2021. 212 p.
19. *European Union Aviation Safety Agency. Certification Specifications for Light Sport Aeroplanes (CS-LSA): Initial Issue*. Cologne, EASA, 2011. 52 p. Available at: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/cs-lsa-initial-issue> (accessed 15.03.2026).
20. *Federal Aviation Administration. 14 CFR Part 1.1 – General definitions. Light-sport aircraft*. Washington, DC, FAA, 2024. Available at: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-A/part-1/section-1.1> (accessed 15.03.2026).
21. BRP-Rotax GmbH & Co KG. *Operators Manual for Engine Type 912 Series*. 5th ed. Gunskirchen, Austria, Rotax, 2023. 168 p.
22. Finger, D. F., Braun, C., Bil, C. Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric General Aviation Aircraft. *Journal of Aircraft*, 2020, vol. 57, iss. 2, pp. 245–255. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C035428>.
23. Staats, A. N., Troeltsch, F., & Bardenhagen, A. Conceptual Design of a Hybrid-Electric Aircraft Based on a Dornier 328 Demonstrator. *Aerospace*, 2025, vol. 12, iss. 12. 13 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace12121085>.

Надійшла до редакції 09.04.2026, отримано в доопрацьованому вигляді 31.05.2026

Дата ухвалення 15.06.2026, дата публікації 17.06.2026

ANALYSIS OF LIGHT SPORT AIRCRAFT FEATURES AND JUSTIFICATION OF BRISTELL SELECTION AS A RESEARCH OBJECT FOR HYBRID POWERTRAIN DEVELOPMENT

R. S. Zubar, L. V. Kapitanova

The article examines light sport aircraft (LSA) with a maximum take-off weight (MTOW) up to 600 kg as targets for hybrid powertrain integration and the quantitative boundaries of such hybridization under the stringent regulatory and mass constraints inherent to this aircraft class. **The goal** of the article is to formalize the mass and aerodynamic constraints of hybridization for the LSA class with a fixed MTOW of 600 kg and to justify selecting the serial Bristell LSA aircraft as a platform for the subsequent conceptual design of a hybrid powertrain. **The tasks** to be solved are: to conduct a systematic review of publications from 2015 to 2026 on hybrid-electric propulsion and to identify the research gap for the LSA class; to propose a classification of light aircraft with $MTOW \leq 600$ kg by features relevant to the mass-energy balance; to perform a quantitative comparison of six serial LSA models using the mass efficiency metric η_m ; to formalize the mass balance equation for an aircraft with a hybrid powertrain under a regulatory-fixed MTOW; to establish an upper mass increase bound through linearization of the stall speed equation compatible with the $V_{S0} \leq 45$ kts restriction; to justify the hybrid system architecture and the realistic range of the degree of hybridization H_P ; and to select a specific serial platform using a formalized suitability criteria system. **The methods** applied include: systematic literature review with quantitative extraction of unresolved tasks; comparative analysis of flight performance characteristics of serial LSAs based on manufacturer data; analytical modeling of the aircraft mass balance; linearization of the stall speed equation for small mass perturbations; structured analysis of the

EASA CS-LSA and FAA 14 CFR Part 1.1 / ASTM F2245 regulatory frameworks; multi-criteria suitability assessment of the platform. **The results obtained:** the mass efficiency metric η_m for six serial LSAs lies in the range 0.410–0.517 with a spread of 10.7 percentage points, equivalent to ≈ 64 kg of payload; for the Bristell LSA (EW = 325 kg, $\eta_m = 0.458$) with full fuel tanks of 120 L the available mass budget for the hybrid superstructure is only 18 kg, while with 60 L fuel it reaches 62 kg; linearization of the V_{S0} equation establishes for this platform an absolute upper mass increase bound $\Delta m_{\max} \approx 56$ kg (a constraint inactive for aircraft with MTOW > 900 kg); the realistic degree of hybridization is $H_P = 0.087 \dots 0.214 \approx 0.1 \dots 0.25$, significantly below $H_P = 0.3 \dots 0.5$ typical for general aviation aircraft; the parallel hybrid architecture has been selected as the only one compatible with the regulatory requirement of a single non-turbine engine; under the four suitability criteria K1–K4 the Bristell LSA achieves a score of 4/4 and is selected as the platform for subsequent research stages. **Conclusions.** For the first time for the LSA class with MTOW ≤ 600 kg a closed system of mass-aerodynamic hybridization constraints has been constructed, comprising: the mass balance equation $\Delta m_{\text{hyb}} \leq 105 - m_{\text{fuel}}$; the linearized stall speed constraint $\Delta m_{\max} \approx 56$ kg; a formal definition of the H_P range through the regulatory MTOW limit; and the CS-LSA-based justification of the parallel architecture. **Scientific novelty** lies in identifying and formalizing the V_{S0} -specific dominant constraint for the LSA class, inactive for larger aircraft and not considered in previous studies, as well as in the methodology of multi-criteria selection of a serial platform for subsequent hybrid powertrain development under fixed MTOW conditions.

Keywords: light aircraft; LSA; hybrid powertrain; mass efficiency; MTOW 600 kg; Bristell; regulatory constraints; degree of hybridization; stall speed; parallel architecture.

Зубар Руслан Станіславович – аспірант кафедри проектування літаків і вертольотів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Капітанова Людмила Валеріївна – д-р техн. наук, доц., проф. кафедри проектування літаків і вертольотів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Ruslan Zubar – Postgraduate Student of the Department of Airplane and Helicopter Design, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine,
e-mail: ruslanzubar@gmail.com, ORCID: 0009-0008-5358-7788.

Liudmyla Kapitanova – Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor at the Department of Airplane and Helicopter Design, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine,
e-mail: l.kapitanova@khai.edu, ORCID: 0000-0003-3878-6734, Scopus Author ID: 57218556745.