

Міністерство освіти і науки України  
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»

БУЙВАЛ ЛІЛІА ЮРІЇВНА



УДК [629.735.33.01+629.735.33.02:620.1]:004.94(043.3)

НАУКОВІ ОСНОВИ ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ ЦИВІЛЬНОГО  
ЛЕГКОГО ЛІТАКА ЗА ДОПОМОГОЮ КОМП'ЮТЕРНИХ СИСТЕМ

05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів

Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня кандидата  
технічних наук

Харків – 2021

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана в Національному аерокосмічному університеті ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» Міністерство освіти і науки України.

Науковий керівник: кандидат технічних наук, доцент  
Гуменний Андрій Михайлович,  
Національний аерокосмічний університет  
ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»  
Міністерства освіти і науки України,  
доцент кафедри проектування літаків і вертольотів.

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор  
Українець Євген Олександрович,  
Харківський національний університет  
Повітряних Сил імені Івана Кожедуба,  
професор кафедри конструкції та міцності літальних  
апаратів та двигунів інженерно-авіаційного факультету;

кандидат технічних наук  
Бондар Юрій Іванович,  
Інститут аерокосмічних технологій Національного  
технічного університету України «Київський  
політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»,  
доцент кафедри авіа- та ракетобудування.

Захист відбудеться «26» лютого 2021 р. о 12<sup>00</sup> годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 64.062.04 у Національному аерокосмічному університеті ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» за адресою: Україна, 61070, м. Харків, вул. Чкалова, 17.

З дисертацією можна ознайомитися у науково-технічній бібліотеці Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» за адресою: Україна, 61070, м. Харків, вул. Чкалова, 17.

Автореферат розісланий «20» січня 2021 р.

Учений секретар  
спеціалізованої вченої ради



О. М. Застела

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

**Актуальність теми.** Світові тенденції стрімкого розвитку науки і техніки диктують більш сучасні вимоги до промисловості. Це впливає на розвиток малої авіації України та передбачає її використання в різних сферах діяльності.

В умовах прогресуючого міжнародного поділу праці та зростання міжнародних економічних і культурних зв'язків значення повітряного транспорту для потреб суспільства стає все більш істотним.

Авіабудування України XXI століття більшою мірою орієнтовано на проектування та виробництво літаків транспортної категорії. Але в сучасних умовах життя існує потреба в створенні легких літаків, які можуть бути пристосовані до конкретної сфери діяльності для виконання певного завдання.

Вони можуть застосовуватися для перевезення пасажирів і вантажів, пошти, патрулювання місцевості та комунікацій, медичного обслуговування населення; для початкового навчання, виконання тренувальних польотів, а також для повітряної акробатики. Особливістю застосування таких літаків є їх зліт і посадка з підготовлених і не підготовлених майданчиків у малих населених пунктах, в яких немає аеропортів і обладнаних злітно-посадкових смуг.

Україна має повний цикл створення легких літаків завдяки наявності авіаційних університетів, коледжів, льотних академій, інститутів, виробничих підприємств і конструкторських бюро. Основою для реалізації цього є програми навчання молодих фахівців, наявність наукових розробок і сучасних методичних матеріалів, у тому числі в Національному аерокосмічному університеті ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», можливості навчання льотного складу та любителів авіації висококваліфікованими фахівцями, нормативної та законодавчої бази України щодо виконання польотів і сертифікації. У розробленні науково обґрунтованих методів проектування пасажирських літаків взяли участь багато вітчизняних і зарубіжних наукових шкіл під керівництвом О. К. Антонова, С. В. Ільюшина, А. М. Туполева, П. В. Балабуєва, С. М. Єгера, Г. В. Новожилова, О. О. Бадягіна, Ф. А. Мухамедова та багатьох інших спеціалістів авіаційної промисловості.

Спеціалізація підприємств України, таких, як Харківське державне авіаційне виробниче підприємство (ХДАВП), акціонерне товариство (АТ) «МОТОР СІЧ», товариство з обмеженою відповідальністю (ТОВ) «Аеропракт», ТОВ «Софтекс-Інвест», державне підприємство (ДП) «Одеський авіаційний завод», компанія «Flight Design», ANG Patriot UA та ін., ґрунтується на виробництві надлегких і легких літаків із кількістю пасажирів від одного до чотирьох осіб, призначених для виконання навчально-тренувальних польотів, сільськогосподарських робіт і спортивних цілей. Крім того, існує ряд підприємств, які є дилерами та імпортерами легких літаків в Україні.

Для зниження вартості літаків малої авіації, підвищення якості виробництва необхідно збільшувати конкуренцію на внутрішньому ринку, що приводить до пошуку нових шляхів підвищення якості продукції, поліпшення її споживчих і льотних характеристик, для чого необхідна постійна модернізація виробництва, проведення серйозних інженерних і конструкторських досліджень.

Головними чинниками, які сповільнюють даний процес, є комерційна таємниця вітчизняних та зарубіжних підприємств і недостатньо модернізована загальнодоступна методична база.

В авіаційній техніці істотний вплив на льотно-технічні та масові характеристики літального апарата надають його проектні параметри. Їх дослідження приводить до визначення оптимальної маси, що необхідно для оптимізації схеми літака та розрахунку міцності, геометричних параметрів й аеродинамічних характеристик.

Застосування цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами злітною масою від 2 200 до 5 700 кг і масою комерційного навантаження від 600 до 2 000 кг у місцевому та регіональному повітряному сполученні України поки не набуло належного розвитку. При цьому в нашій країні відсутня сучасна методична база з проектування цивільних легких літаків зазначеного типу. Тому розроблення наукових основ інтегрованого проектування цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерних систем є актуальним для розвитку малої авіації України.

**Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.** В основу дисертації покладено матеріали, що узагальнюють дослідження, виконані автором у рамках реалізації виконання держбюджетної теми № ДР 0113U001047 «Методологія створення аванпроекту літака для місцевих повітряних ліній за допомогою інформаційних технологій», № ДР 0118U004041 «Методологія інтегрованого проектування, конструювання та моделювання за допомогою сучасних систем CAD\CAM\CAE високоефективної авіаційної техніки», затвердженої Розпорядженням Кабінету Міністрів України від 27.12.2008 року № 1656-р «Про схвалення Стратегії розвитку вітчизняної промисловості на період до 2020 року».

**Мета і задачі дослідження.** Метою дисертаційної роботи є розроблення наукових основ інтегрованого проектування цивільного легкого літака з турбогвинтовими двигунами із злітною масою від 2 200 до 5 700 кг і масою комерційного навантаження від 600 до 2 000 кг за допомогою комп'ютерних систем.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі задачі:

- провести аналіз методів проектування та моделювання цивільних легких літаків;
- виконати наукове обґрунтування методу інтегрованого проектування цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерних систем;
- удосконалити метод створення тривимірної параметричної моделі цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи SIEMENS NX;
- здійснити експериментальні дослідження конструктивно-технологічних рішень забезпечення герметичності та втомної довговічності з'єднань тонколистових обшивок з елементами конструкції крила у місцезнаходженні кесон-баків легкого літака.

*Об'єкт дослідження* – проектування цивільного легкого літака.

*Предмет дослідження* – наукові основи інтегрованого проектування цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерних систем.

**Методи дослідження.** Для виконання задач дослідження згідно з поставленою метою і отримання основних результатів у дисертаційній роботі застосовували

методи статистичного дослідження, графічні методи, математичні методи дослідження проектних рішень; методи автоматизованого проектування і тривимірного комп'ютерного моделювання літакових конструкцій за допомогою сучасних комп'ютерних інтегрованих систем CAD\CAM\CAE\PLM; розрахунково-експериментальні методи забезпечення статичної міцності, герметичності та втомної довговічності.

**Наукова новизна одержаних результатів.** Найбільш вагомими елементами наукової новизни результатів є такі:

1. Уперше розроблено концепцію, принципи та методи наукових основ інтегрованого проектування цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерних систем.

2. Набули подальшого розвитку методи тривимірного параметричного моделювання цивільного легкого літака при створенні майстер-геометрії, моделі розподілу простору, аналітичних еталонів елементів конструкції планера, їх з'єднань та стиків і моделі повного визначення літака з використанням WAVE технології.

3. Набув подальшого розвитку метод створення потайних клепанних з'єднань із застосуванням гнізд під заклепки підштампуванням при виконанні з'єднань тонколистових обшивок з елементами конструкції крила в зоні розташування паливного бака цивільного легкого літака.

**Практичне значення одержаних результатів.** Практичну цінність дисертаційної роботи мають такі основні результати:

– досліджені статистичні діапазони параметрів і характеристик цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами дозволяють оцінити конкурентоспроможність літака у процесі проектування;

– розроблені концепція і принципи інтегрованого проектування, метод і програмне забезпечення «CLA-TOW» визначення злітної маси цивільного легкого літака з турбогвинтовими двигунами злітною масою від 2 200 до 5 700 кг і масою комерційного навантаження від 600 до 2 000 кг на етапі попереднього проектування сприяють підвищенню якості виробництва та збільшенню конкуренції на внутрішньому ринку;

– удосконалені методи тривимірного параметричного моделювання майстер-геометрії, моделі розподілу простору, аналітичних еталонів елементів конструкції планера цивільного легкого літака, їх з'єднань і стиків та моделі його повного визначення з використанням WAVE технології дозволять на 30 % підвищити продуктивність й ергономіку праці та забезпечити високу якість проектування;

– впроваджений метод створення потайних клепанних з'єднань тонких обшивок з елементами конструкції крила із застосуванням гнізд під заклепки підштампуванням у зоні розташування кесон-бака дозволяє знизити масу конструкції кріпильних елементів на 34 % і підвищити аеродинамічну якість літака завдяки гладкості поверхні крила.

Основні результати і рекомендації дисертаційної роботи впроваджені на ХДАВП, ТОВ «Аеропракт», а також у навчальному процесі при виконанні дипломних проектів студентами першого та другого курсів магістратури кафедри проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

За результатами апробації розробленого методу інтегрованого проектування та моделювання цивільного легкого літака отримано патент на промисловий зразок № 40602 «Літак цивільний легкий «ХАІ-90», чинний з 11.11.2019.

**Особистий внесок здобувача.** Всі основні результати, які становлять суть дисертаційної роботи, отримані автором особисто. Постановка задач, аналіз і трактування основних результатів, формулювання наукових висновків виконані спільно з науковим керівником.

У статтях, написаних у співавторстві, авторові належить таке: [1] – розроблення алгоритму моделювання тривимірною параметричного поясу нервюри крила з використанням WAVE технології в системі SIEMENS NX; [2] – розроблення аванпроекту легкого багатоцільового літака, базовий варіант якого призначений для перевезення шести пасажирів з крейсерською швидкістю 350 км/год на відстань до 500 км, а також створення його загального вигляду та майстер-геометрії; [3] – проведення аналізу методів розрахунку злітної маси літака, розроблених А. М. Арєп'євим і О. О. Бадягіним – Ф. А. Мухамедовим на прикладі проєктованого цивільного легкого літака з двома типами силової установки: газотурбінними двигунами AI-450С українського виробництва підприємства «Мотор Січ» і турбогвинтовими двигунами Rolls-Royce 250-B17F британської компанії «Rolls-Royce»; [4] – дослідження впливу подовження, звуження та відносної товщини крила цивільного легкого літака на поляру в крейсерській конфігурації; [5] – проведення аналізу схем компоновання й параметрів інтер'єрів пасажирських салонів літаків-прототипів і створення їх моделей розподілу простору; [6] – виконання статистичних досліджень геометричних параметрів агрегатів легкого літака за трьома етапами – статистичне спостереження, групування і аналіз статистичних даних; [7] – побудова графічних та емпіричних залежностей поправкових статистичних коефіцієнтів, а також створення програмного забезпечення для реалізації алгоритму розрахунку злітної маси в першому наближенні; [8] – виконання креслень зразків та проведення експериментальних досліджень зразків на герметичність із потайними заклепками ОСТ 1 34100-80 і заклепками з плоско-округлими головками ОСТ 1 34078-85 з герметиком У30МЭС-5М і без нього; [9] – виконання креслень зразків і проведення експериментальних досліджень зразків на втомну довговічність із потайними заклепками і заклепками з плоско-округлими головками з герметиком і без нього; [10] – розроблення методу визначення злітної маси цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами злітною масою від 2 200 до 5 700 кг з масою комерційного навантаження від 600 до 2 000 кг у нульовому, першому, другому та третьому наближеннях; [11] – уточнення меж змін статистичних діапазонів параметрів і характеристик цивільних легких літаків, розроблення й установлення особливостей програмного забезпечення «CLA-TOW»; [12] – апробація методу визначення злітної маси цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами за допомогою розробленого програмного забезпечення «CLA-TOW»; [14] – визначення складових концепції базового варіанту легкого багатоцільового літака; [15] – розроблення креслення загального вигляду багатоцільового легкого літака; [16] – розрахунок збалансованої довжини злітно-посадкової смуги з урахуванням перерваного і продовженого зльоту літака, яка склала 230 м; [17] – побудова моделі

розподілу простору пасажирської кабіни літака ХАІ-90; [18] – апробація розробленого методу при розрахунку сучасних легких літаків; [19] – підбір і розрахунок характеристик понад 30 цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами класичної аеродинамічної схеми; [20] – розроблення алгоритму дослідження впливу геометричних параметрів літака на його енергетичні характеристики; [21] – проведення аналізу результатів дослідження зразків з'єднань на герметичність і формування висновків; [22] – розроблення схеми навантаження зразків у процесі випробувань на втомну довговічність і розрахунок напружень в перетині бруто зразків за формулою Одінга; [23] – розроблення схеми методу визначення злітної маси цивільних легких літаків; [24] – установа переліку згідно з яким, програмне забезпечення «CLA-TOW» дозволяє обчислити мінімальну злітну масу легкого літака; [25] – створення опису зовнішнього вигляду легкого літака ХАІ-90.

**Апробація результатів дисертації.** Основні положення, розділи й результати роботи доповідалися автором на всеукраїнській науково-технічній конференції «Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ» (м. Харків, 2014 – 2019 рр.), міжнародній науково-технічній конференції «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» (м. Харків, 2013 – 2017 рр., 2019 р.), XII науково-технічній конференції «Сучасні проблеми ракетно-космічної техніки і технології» (м. Харків, 2015 р.), а також на наукових семінарах кафедри проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

**Публікації.** Основний зміст дисертаційної роботи викладено у 25 наукових працях, зокрема в 11 статтях у наукових фахових виданнях України та однієї у науково-бібліографічній базі даних SCOPUS, опубліковано 12 доповідей в матеріалах наукових конференцій та один патент.

**Структура та обсяг роботи.** Дисертація містить вступ, чотири розділи, висновки, список використаних джерел і п'ять додатків. Повний обсяг дисертації становить 336 сторінок, у тому числі: анотація на 7 сторінках, зміст на 3 сторінках, основний текст на 114 сторінках, список використаних джерел із 106 найменувань на 12 сторінках, додатки на 152 сторінках. Робота містить 11 таблиць і 114 рисунків.

## ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У **вступі** обґрунтовано актуальність теми дисертації, сформульовано мету і задачі дослідження, його об'єкт, предмет і методи, сформульовано наукову новизну та практичне значення одержаних результатів, особистий внесок здобувача, наведено відомості про апробацію, публікації, структуру та обсяг роботи, сформульовано практичне значення отриманих результатів.

У **першому розділі** проведено аналіз методів проектування та моделювання цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами класичної аеродинамічної схеми злітною масою від 2 200 до 5 700 кг й з масою комерційного навантаження від 600 до 2 000 кг відповідно.

Статистичне дослідження проектних параметрів проводили за трьома етапами: «Статистичне спостереження»; «Групування статистичних даних»; «Аналіз статистичних даних», кожен з яких окремо та у сукупності дозволив вивчити,

зіставити цифрові дані, узагальнити та обробити їх за допомогою засобів табличного процесора Microsoft Excel. Аналіз проведено для легких літаків досліджуваного типу, таких як Cessna 441 Conquest II, Cessna 425 Corsair, Commander Jetprop 840, EMB-121 Xingu, GA8 Airvan, Merlin ІІВ, Mu-2В-60 Marquise, Quest Kodiak 100, PA-42 Cheyenne ІІІ, Beech Model 200 Super King Air, King Air F90, Cessna Caravan, ТВМ-850, Рисачок, Piaggio P-166, Spartacus 300 М, 101Т Гжель, СМ-92 Т Турбо-Фініст, Piper Cheyenne І (РА-31Т-500І), Piper Meridian 500, King Air С90GТх, А-Viator, уточнено межі змін статистичних діапазонів геометричних параметрів і встановлено відсоткове відношення конструктивних особливостей існуючих літаків.

Аналіз визначення злітної маси, маси палива і відносних мас конструкції планера цивільного легкого літака (ЦЛЛ) проведено за існуючими методами визначення мас легкого літака, створених А. М. Арєп'євим і О. О. Бадягіним – Ф. А. Мухамедовим. Він показав, що при розрахунку злітної маси ЦЛЛ необхідно враховувати масу конструкції, палива й обладнання в його процесі, а також складові маси цільового, службового навантаження й спорядження екіпажу в нульовому наближенні.

Проведений аналіз методів створення тривимірних моделей сприяв впровадженню сучасних інтегрованих систем САD\САМ\САЕ в процес параметричного моделювання саме цивільних легких літаків.

Наведений аналіз з'єднань тонколистових обшивок крила, типів заклепок і видів їх установки у місцезнаходженні кесон-баків легких літаків дав можливість розробити рекомендації конструкторам і технологам щодо забезпечення герметичності таких з'єднань.

Основні наукові результати, які наведено у першому розділі, опубліковані у працях здобувача [2 – 4, 6, 7, 11, 19].

**У другому розділі** розроблено концепцію та принципи інтегрованого проектування, метод визначення злітної маси цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами на етапі попереднього проектування в трьох наближеннях і програмне забезпечення «СLА-ТOW» (Civil Light Aircraft – Take-off Weight).

Інтегроване проектування цивільних легких літаків можна виконати, застосувавши розроблену узагальнену концепцію (рисунок 1):

1. Створення інтегрованого інформаційного середовища, комплексу технічних і програмних засобів для створення проекту літака, виробничої і експериментальної бази, колективу фахівців.

2. Розроблення концепції створення нового літака або модифікації вже існуючого із застосуванням комп'ютерних інтегрованих систем САD\САМ\САЕ\PLM.

3. Параметричний аналіз цивільного легкого літака.

4. Створення тривимірної параметричної моделі цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем САD\САМ\САЕ\PLM.

5. Визначення розрахункових навантажень, що діють на агрегати літака, і навантажень типового польоту, допустимих напружень у регулярній зоні для забезпечення регламентованої довговічності.

6. Інтегроване проектування з'єднань складальних літакових конструкцій.

7. Розроблення конструкторської, технологічної та експлуатаційної документації.



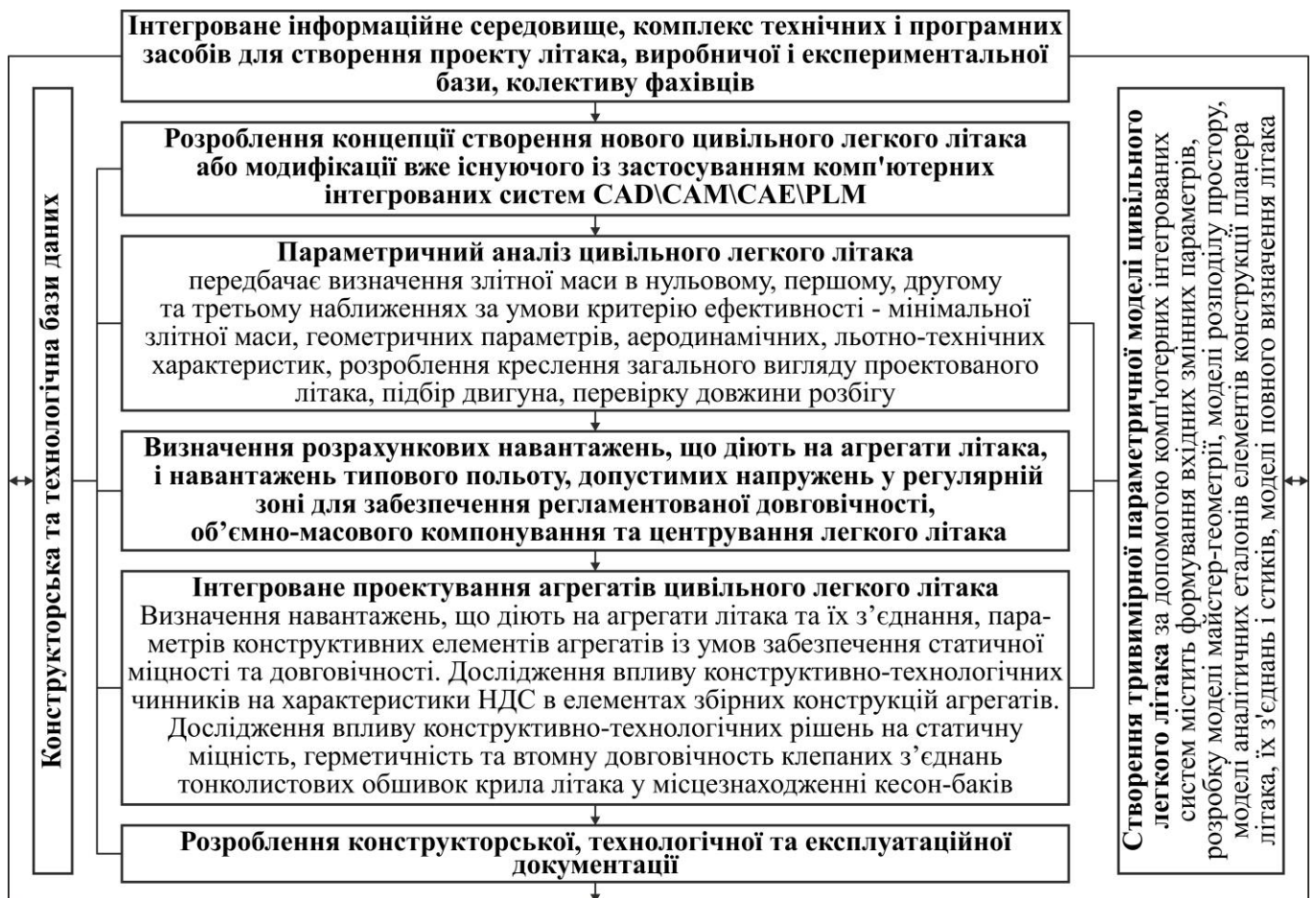


Рисунок 1 – Концепція інтегрованого проєктування цивільного легкого літака

Всі роботи з інтегрованого проєктування збірних літакових конструкцій виконують в єдиній базі даних проєктованого літака із застосуванням конструкторських і технологічних баз даних. На основі узагальненої концепції розроблені принципи інтегрованого проєктування цивільного легкого літака:

### 1. Принцип визначення злітної маси цивільного легкого літака на етапі попереднього проєктування

Параметри нового літака мають відповідати заданим перспективним тактико-технічним вимогам, Авіаційним правилам, концепції створення нового літака та визначатися зі співвідношень

$$\begin{aligned}
 & TTB, AP \rightarrow \text{схема літака} \rightarrow \\
 & \rightarrow m_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{с.н} + m_{об.упр}}{1 - [\bar{m}_{кон}(p, n_p, \lambda) + \bar{m}_{C.Y}(p, t_0, \gamma_{де}, R, N_{де}) + \bar{m}_n(p, C_e, k, L)]} \rightarrow \\
 & \rightarrow m_{0min} \rightarrow P_{онт} \rightarrow t_{онт} \rightarrow N_0 \rightarrow S_i \rightarrow \text{профілі}_i \rightarrow (l_i, \lambda_i, \chi_i, \bar{c}_i, \eta_i, D_\phi, L_{ВО}, L_{ГО}) \rightarrow \\
 & \rightarrow (\bar{x}_T - \bar{x}_F) \rightarrow \text{аналітичний еталон поверхні літака.}
 \end{aligned}$$

Головним критерієм проєктування нового літака є його мінімальна маса.

### 2. Принцип створення тривимірної параметричної моделі легкого літака

Тривимірні комп'ютерні параметричні моделі майстер-геометрії, розподілу простору, аналітичні еталони елементів конструкцій створюються методами аналітичної геометрії за допомогою інтегрованих систем CAD\CAM\CAE\PLM в єдиному інформаційному середовищі підтримки життєвого циклу літаків.

### 3. Принцип забезпечення герметичності з'єднань тонколистових обшивок

Конструктивно-технологічні рішення забезпечення герметичності з'єднань тонколистових обшивок крила у місцезнаходженні кесон-баків легкого літака при виконанні умов статичної міцності й герметичності  $\sigma_{бр\ n.г} \geq \sigma_{бр\ n-о.г} \geq \sigma_{бр. руйн}$ .

Розроблено метод визначення параметрів цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами на етапі попереднього проектування (рисунок 2).

Подано параметричний аналіз злітної маси цивільних легких літаків (ЦЛЛ) у вигляді розробленого методу визначення злітної маси ЦЛЛ у трьох наближеннях.

У *нульовому наближенні* використано формулу (1) та пояснено її складові

$$m^0_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{с.н}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{С.У} + \bar{m}_n + \bar{m}_{об.упр})}. \quad (1)$$

Результатом нульового наближення рекомендовано вважати розроблення креслення загального вигляду проектного літака та розрахунок його аеродинамічних характеристик, що дозволить прийняти найбільш важливе рішення про продовження роботи над проектом у разі задоволення технічним завданням і зміні основних відносних геометричних параметрів – при його незадоволенні.

У *першому наближенні* запропоновано розрахувати злітну масу цивільних легких літаків шляхом дослідження впливу його геометричних параметрів на аеродинамічні, енергетичні та масові характеристики й параметри з метою визначення її мінімального значення і оптимальних параметрів ЦЛЛ: питомого навантаження на крило; подовження, звуження, стрілоподібності, відносної товщини профілю; енергоозброєності і т.д. (рисунок 3).

Злітну масу літака на цьому етапі визначають за формулою

$$m'_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{с.н} + m'_{об.упр}}{1 - (\bar{m}'_{кон}(m^0_0, p_i, \lambda_j, \eta_j, \chi_j, \bar{c}_j \dots) + \bar{m}'_{С.У}(t_0, p_i, \lambda_j, \eta_j, \chi_j, \bar{c}_j \dots) + \bar{m}'_n(C_e, p_i, \lambda_j, \eta_j, \chi_j, \bar{c}_j \dots))}. \quad (2)$$

Розрахунок на основі розробленого методу виконують у діапазоні геометричного параметра і питомого навантаження на крило, встановлених для проектного ЛА, при цьому контроль зміни вихідних величин проводять за статистичними діапазонами, дійсним значенням і характером вихідних кривих відповідних залежностей.

Досягнення критерію мінімуму маси можливо завдяки застосуванню розробленого методу розрахунку злітної маси в першому наближенні, основою якого стало введення отриманих *поправкових статистичних коефіцієнтів*, що дозволяють отримати близькі до дійсних величини параметрів нового цивільного легкого літака, в існуючий метод розрахунку злітної маси літаків.

Впроваджено та обґрунтовано визначення статистичного коефіцієнта  $k_{відр}$  (та  $k_{нос}$ ) при дослідженні впливу параметрів крила і механізації на величину  $C_{y\ відр}$  (та  $C_{y\ нос}$ )

$$\begin{aligned} k_{відр} &= -0,1605 \cdot \alpha_{відр} + 3,009; \\ k_{нос} &= -0,1605 \cdot \alpha_{нос} + 3,009, \end{aligned} \quad (3)$$

де  $\alpha_{відр} = \alpha_{нос}$  – кут атаки крила при відриві літака, який змінюється в діапазоні  $\alpha_{відр} = (8 \dots 12)^\circ$  (у першому наближенні кут атаки при посадці набуває значення кута при відриві).

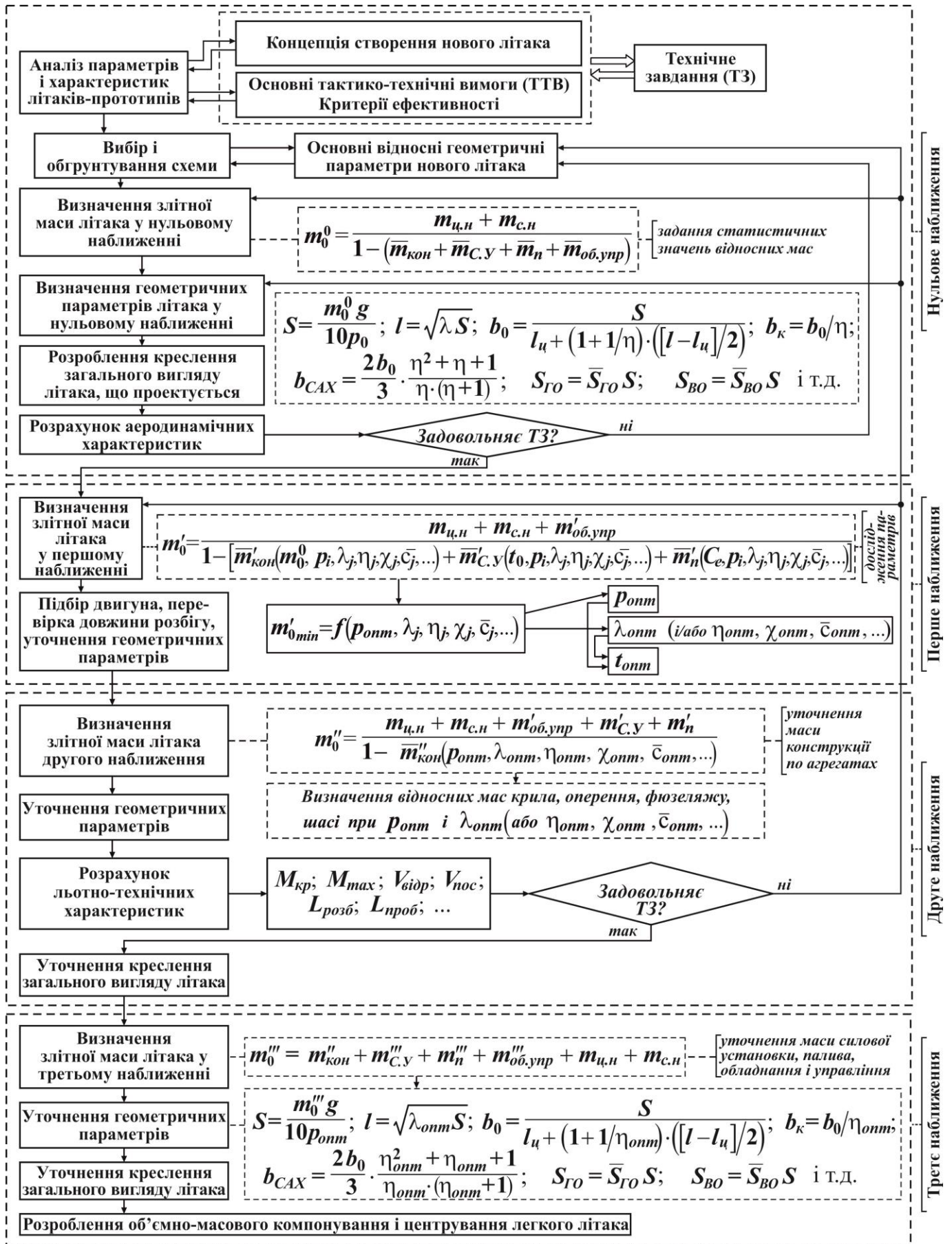


Рисунок 2 – Метод визначення параметрів цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами

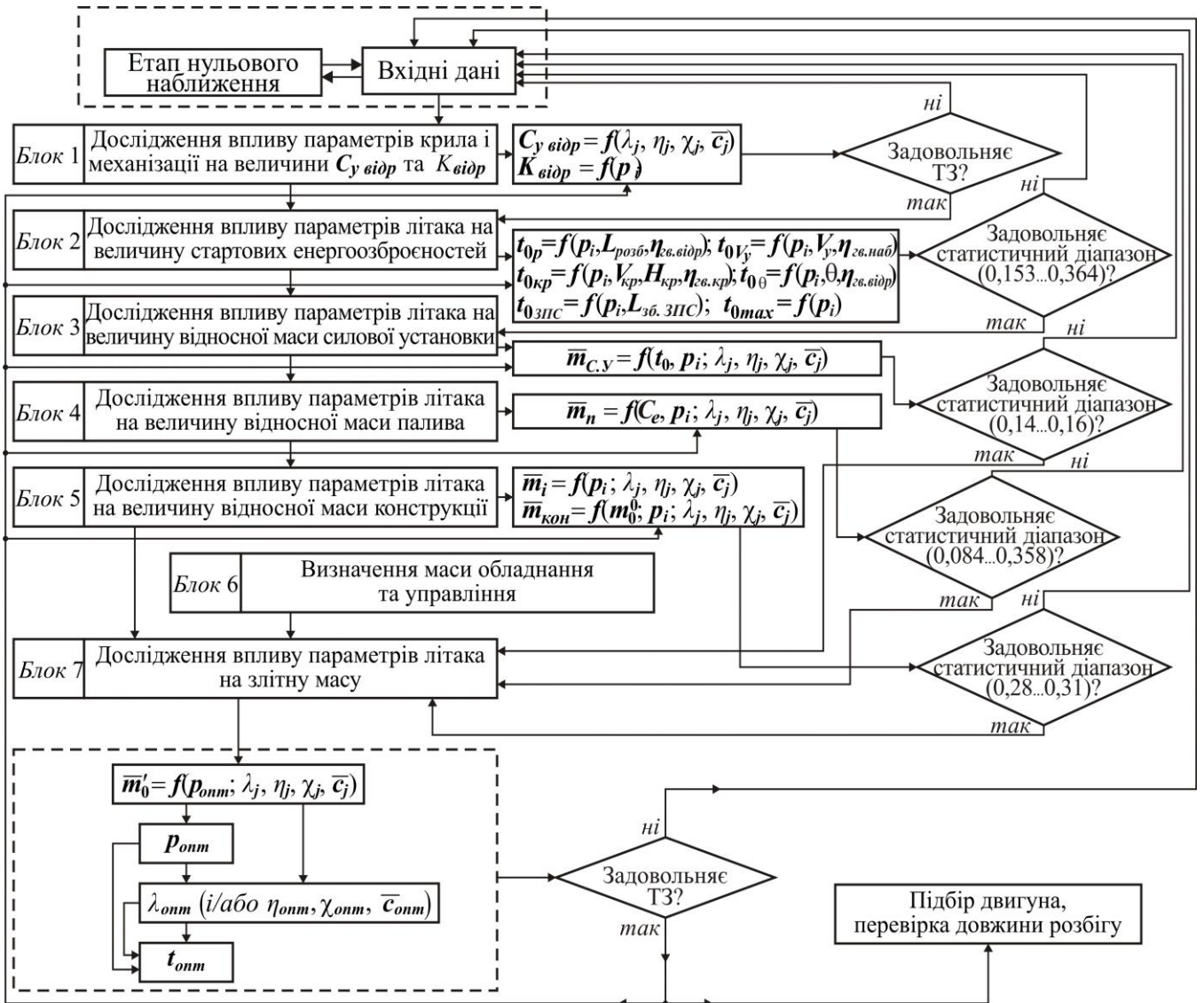


Рисунок 3 – Метод визначення злітної маси цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами у першому наближенні

Впроваджено статистичні коефіцієнти  $k_{t_{01}}$ ,  $k_{t_{02}}$ ,  $k_{t_{03}}$  при дослідженні впливу параметрів літака на величину потрібної стартової енергоозброєності, необхідної для забезпечення заданої швидкопідйомності поблизу землі при наборі висоти, крейсерської швидкості польоту, збалансованої довжини ЗПС ( $L_{зб.ЗПС}$ ) при зльоті з одним двигуном відповідно та обґрунтовано визначення коефіцієнтів, які запропоновано визначати за розробленими формулами

$$k_{t_{01}} = -4,28 \cdot 10^{-9} \cdot p_{розр}^3 + 1,35 \cdot 10^{-6} \cdot p_{розр}^2 - 8,58 \cdot 10^{-5} \cdot p_{розр} + 0,00323, \quad (4)$$

де  $p_{розр}$  – питома навантаження на крило першого наближення, даН/м<sup>2</sup>.

$$k_{t_{02}} = -6,175 \cdot 10^{-9} \cdot V_{крейс}^4 + 8,182 \cdot 10^{-6} \cdot V_{крейс}^3 - 3,8 \cdot 10^{-3} \cdot V_{крейс}^2 + 0,695 \cdot V_{крейс} - 32,97, \quad (5)$$

де  $V_{крейс}$  – крейсерська швидкість польоту, км/год.

$$k_{t_{03}} = -1,6 \cdot 10^{-7} \cdot (m_0^0)^2 + 0,0014 m_0^0 - 2,39, \quad (6)$$

де  $m_0^0$  – злітна маса літака в нульовому наближенні, кг.

Впроваджено статистичний коефіцієнт  $k_R$  при дослідженні впливу параметрів літака на відносну масу силової установки та обґрунтовано його визначення

$$k_R = -0,148 \cdot \gamma_{\text{дв}}^2 - 0,1397 \cdot \gamma_{\text{дв}} + 0,6692, \quad (7)$$

де  $\gamma_{\text{дв}}$  – питома вага двигуна.

Впроваджено статистичний коефіцієнт  $k_n$  при дослідженні впливу параметрів літака на відносну масу палива, що витрачається в крейсерському польоті, та обґрунтовано його визначення

$$k_n = 6,0379 \cdot L_{\text{розр}}^{-0,852}, \quad (8)$$

тут  $L_{\text{розр}}$  – розрахункова дальність польоту, км.

Впроваджено статистичний коефіцієнт  $k_{\text{кр}}$  при дослідженні впливу параметрів літака на відносну масу крила і обґрунтовано його визначення

$$k_{\text{кр}} = -0,0575 \cdot (\lambda_0)^2 + 1,0567 \cdot \lambda_0 - 4,1116, \quad (9)$$

тут  $\lambda_0$  – подовження крила, визначене в нульовому наближенні.

Впроваджено статистичний коефіцієнт  $k_{\text{об}}$  при розрахунку маси обладнання і управління легкого літака та обґрунтовано його визначення

$$k_{\text{об}} = -0,0572 \cdot n_{\text{нас}} + 1,1313, \quad (10)$$

тут  $n_{\text{нас}}$  – кількість пасажирів, чол.

У *другому наближенні* запропоновано розрахувати злітну масу цивільних легких літаків, уточнюючи відносні маси агрегатів конструкції планера ЦЛЛ і використовуючи формулу

$$m_0'' = \frac{m_{\text{ц.н}} + m_{\text{с.н}} + m'_{\text{об.унр}} + m'_{\text{с.у}} + m'_n}{1 - \bar{m}''_{\text{кон}}(p_{\text{онт}}, \lambda_{\text{онт}}, \eta_{\text{онт}}, \chi_{\text{онт}}, \bar{c}_{\text{онт}} \dots)}. \quad (11)$$

У *третьому наближенні* обґрунтовано визначення злітної маси цивільних легких літаків, уточнюючи масу обладнання й управління, силової установки і палива та використовуючи формулу

$$m_0''' = m''_{\text{кон}} + m'''_{\text{с.у}} + m'''_n + m'''_{\text{об.унр}} + m_{\text{ц.н}} + m_{\text{с.н}}. \quad (12)$$

Для реалізації методу визначення злітної маси цивільного легкого літака на підставі створеного алгоритму визначення її мінімальної величини розроблено програмне забезпечення (ПЗ) «CLA-TOW» (Civil Light Aircraft – Take-off Weight) ітераційного характеру, що дозволяє обчислити величини  $p_{\text{онт}}$ ,  $t_{0 \text{ онт}}$ ,  $m_{0 \text{ min}}$ ,  $\lambda_{\text{онт}}$  (або  $\eta_{\text{онт}}$ ,  $\chi_{\text{н.н. онт}}$ ,  $\bar{c}_{\text{онт}}$ ) методом послідовних наближень.

Метод визначення параметрів цивільних легких літаків (ЦЛЛ) із турбогвинтовими двигунами апробовано при проектуванні та створенні аванпроекту нового ЦЛЛ

ХАІ-90 із крейсерською швидкістю 350 км/год, масою комерційного навантаження 600 кг при дальності 1 500 км, оснащеного двома двигунами АІ-450С потужністю 450 к.с. кожен (як опція можуть бути встановлені два двигуни Rolls-Royce 250-B17F потужністю 420 к.с. кожен).

У таблицях 1, 2 наведено геометричні параметри спроектованого літака ХАІ-90 при мінімальній злітній масі  $m_0 = 3\ 600$  кг і оптимальному питомому навантаженні на крило  $p_{0\ opt} = 130$  даН/м<sup>2</sup>.

Таблиця 1 – Основні оптимальні відносні геометричні параметри літака ХАІ-90

$\lambda$	$\chi_{п.к.}$ , град	$\eta$	$\bar{c}_{сер}$ , %	$\bar{b}_3$	$\lambda_\phi$	$\bar{S}_{Г.О}$	$\bar{S}_{В.О}$	$\lambda_{Г.О}$	$\lambda_{В.О}$	$\chi_{Г.О,0,25}$ , град	$\chi_{В.О,0,25}$ , град	$\bar{c}_{Г.О}$	$\bar{c}_{В.О}$	$\eta_{Г.О}$	$\eta_{В.О}$
9,6	3	2,25	10,6	0,271	5,69	0,26	0,15	4,2	1,04	9	25	0,1	0,12	1,54	1,8

Таблиця 2 – Основні геометричні параметри літака ХАІ-90

$l$ , м	$L_\phi$ , м	$d_\phi$ , м	$h$ , м	$l_{Г.О}$ , м	$b_0$ , м	$b_k$ , м	$b_{0\ Г.О}$ , м	$b_{k\ Г.О}$ , м	$b_{0\ В.О}$ , м	$b_{k\ В.О}$ , м
11,7	9,0	1,58	3,315	4,36	2,24	0,995	1,3	0,838	2,54	1,42

Основні наукові результати, які наведено у другому розділі, опубліковані у працях здобувача [2 – 4, 6, 7, 10 – 12, 14 – 16, 18, 20, 23, 24].

У **третьому розділі** наведено удосконалений метод створення за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи SIEMENS NX тривимірної параметричної моделі ЦЛЛ, котра містить: модель майстер-геометрії літака (рисунок 4); модель розподілу простору (рисунок 5 – 8); моделі аналітичних еталонів елементів конструкції планера літака, їх з'єднань і стиків (рисунок 9), які є складовими елементами моделі повного визначення літака (рисунок 10). Проведено його реалізацію на прикладі тривимірної параметричної моделі ХАІ-90.

Запропоновано використовувати способи геометричної параметризації в ескізах через електронну таблицю Expression й асоціативного моделювання з накладенням обмежень. Для створення майстер-геометрії агрегатів ЦЛЛ використовували поверхні одинарної та подвійної кривини, побудовані за допомогою команд Through Curve Mesh, Ruled, Through Curves, Section Surface.



Рисунок 4 – Фрагмент загальної майстер-геометрії ХАІ-90

Конструктивно-силовий набір агрегатів поданий осьовими площинами елементів конструкції, побудованими за допомогою модуля Assemblies і технології WAVE.

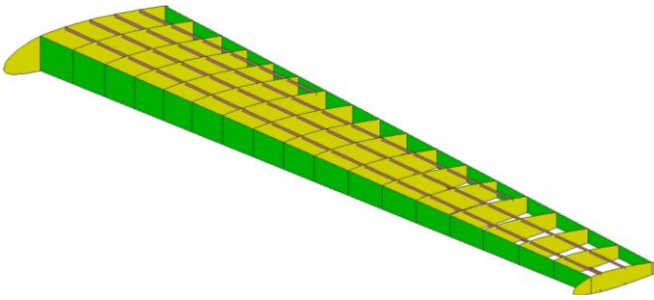


Рисунок 5 – Фрагмент моделі розподілу простору міжлонжеронної частини консолі крила

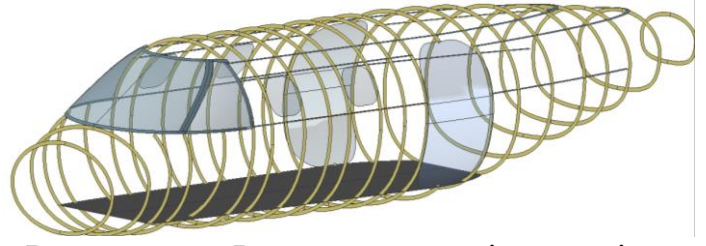


Рисунок 6 – Фрагмент моделі розподілу простору фюзеляжа

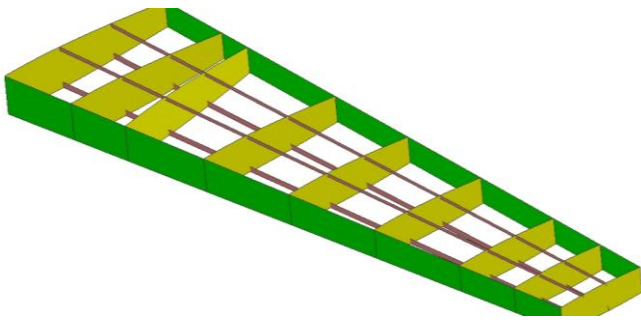


Рисунок 7 – Фрагмент моделі розподілу простору міжлонжеронної частини консолі горизонтального оперення

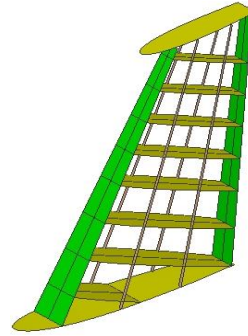
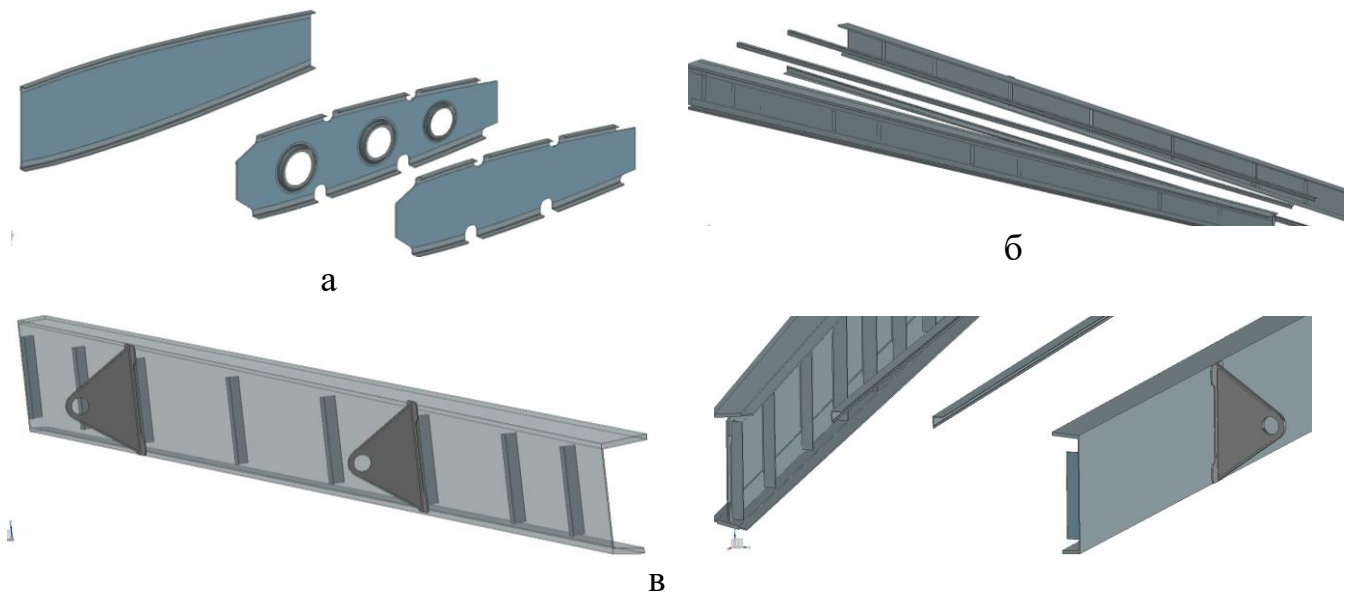


Рисунок 8 – Фрагмент моделі розподілу простору міжлонжеронної частини ВО вертикального оперення

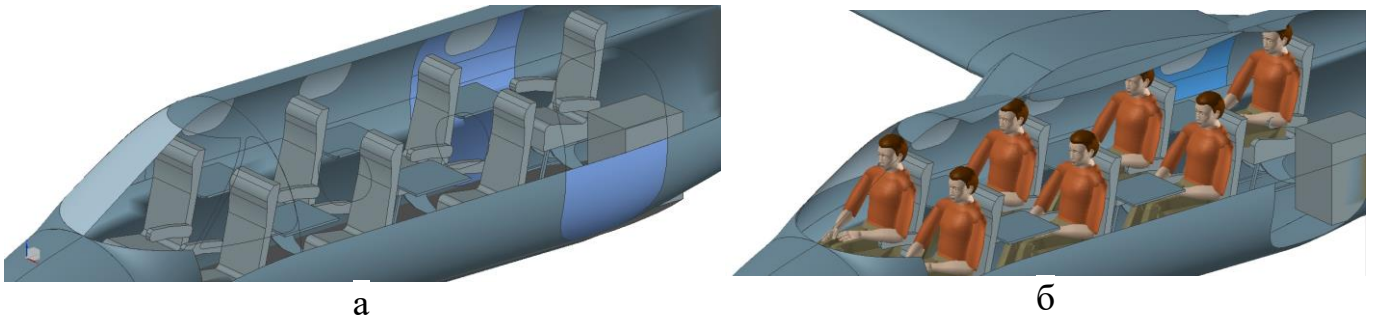
Сформовано початкові дані для побудови моделі аналітичних еталонів елементів конструкції планера літака, їх з'єднань і стиків, якими є типи й кількість стиків, форми поперечних перерізів конструктивних елементів та їх геометричних параметрів, майстер-геометрії й моделі розподілу простору агрегатів.

За допомогою модуля Assemblies і технології WAVE методом «зверху-вниз» побудовано компоненти, які містять аналітичні еталони елементів конструкції.



а – нервюри; б – лонжерони і стрингери;  
в – стійки і кронштейни вузлів навішування руля висоти

Рисунок 9 – Фрагменти аналітичних еталонів елементів конструкції планера літака



а – розміщення посадкових місць; б – розміщення пасажирів

Рисунок 10 – Фрагменти моделі повного визначення цивільного легкого літака на прикладі розміщення посадкових місць і пасажирів літака ХАІ-90

Розроблено методи створення типової тривимірної параметричної моделі майстер-геометрії вертикального оперення цивільного легкого літака і моделі аналітичних еталонів елементів конструкції планера, реалізованої на прикладі типової тривимірної параметричної моделі поясу складальної нервюри крила за допомогою технології WAVE, апробовано при створенні тривимірної параметричної моделі ХАІ-90.

Основні наукові результати, які наведено у третьому розділі, опубліковані у працях здобувача [1, 5, 11, 12, 13, 17, 25].

У **четвертому розділі** показано натурну реалізацію моделі аналітичних еталонів елементів конструкції планера літака, їх з'єднань і стиків на прикладі з'єднань конструктивних елементів крила (тонколистової обшивки з поясом нервюри та стрингером).

Проведено дослідження конструктивно-технологічних рішень (КТР) забезпечення герметичності та втомної довговічності з'єднань тонколистових обшивок крила з елементами конструкції легкого літака у зоні розташування кесонбаків. Як досліджувані КТР вибрано: непотайні клепані з'єднання із заклепками з плоско-округлими головками та потайні клепані з'єднання з підштампуванням. Для цього запропоновано використовувати зразки клепанних з'єднань: поздовжнього з'єднання типу «обшивка-стрингер», поздовжнього і поперечного з'єднання типу «обшивка-пояс нервюри», «внакладку, трирядне», розроблено креслення обладнання для випробувань і зразків та виготовлено їх з листа 1163АТл0,8 шляхом лазерного фрезерування на Харківському державному авіаційному виробничому підприємстві (ХДАВП).

Експериментально досліджено 17 груп конструктивно-подібних зразків шести типів клепанних з'єднань із потайними заклепками 3-5-Ан. Окс-ОСТ 1 34100-80 і заклепками з плоско-округлою головкою 3-5-Ан. Окс-ОСТ 1 34078-85. З'єднання конструктивних елементів з потайними заклепками виконані з утворенням гнізд під заклепки підштампуванням по ТПН-1033. Досліджували зразки з внутрішньошовним герметиком УЗОМЭС-5М, ТУ38 1051436-88 (шпательний згідно з 148ТИ 16-501-02) між елементами з'єднання і без застосування герметика.

У ході експериментальних досліджень на герметичність зразки навантажували, ступенево витримуючи на кожному рівні навантаження 5 хвилин і фіксуючи моменти появи запотівання, протікання, інтенсивність їх змін до руйнування зразків.



Випробування на втомну довговічність металевих зразків виконували при розтягуванні-стисненні на рівні навантажень  $\sigma_{\text{бр min}} = 30$  МПа,  $\sigma_{\text{бр max}} = 130$  МПа із частотою навантаження 40 Гц до руйнування.

Основні наукові результати, які наведено у четвертому розділі, опубліковані у працях здобувача [8, 9, 21, 22].

## ВИСНОВКИ

Відповідно до поставленої мети і задач у дисертації отримано такі результати:

1. Розроблено концепцію та принципи інтегрованого проектування, метод і програмне забезпечення «CLA-TOW» (Civil Light Aircraft – Take-off Weight) визначення злітної маси цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами злітною масою від 2 200 до 5 700 кг і масою комерційного навантаження від 600 до 2 000 кг у трьох наближеннях на етапі попереднього проектування.

2. Розраховано поправкові статистичні коефіцієнти, виражені регресійними виразами, формули яких визначено за графічними залежностями, що відповідають величині достовірності апроксимації, яка максимально їх задовольняє.

3. Удосконалено метод створення тривимірної параметричної моделі цивільного легкого літака, котра містить модель майстер-геометрії, модель розподілу простору, модель аналітичних еталонів елементів конструкції планера, їх з'єднань і стиків, модель повного визначення літака.

4. Розроблено метод створення типової тривимірної параметричної моделі майстер-геометрії вертикального оперення цивільного легкого літака на основі використання елементів електронної таблиці *Expression* системи SIEMENS NX та вказано способи ув'язування конструктивних елементів у процесі побудови моделі.

5. Розроблено метод створення аналітичного еталона елемента конструкції планера цивільного легкого літака за допомогою технології WAVE на прикладі типової тривимірної параметричної моделі поясу складальної нервюри крила.

6. У результаті дослідження конструктивно-технологічних рішень (КТР) забезпечення герметичності та втомної довговічності з'єднань тонколистових обшивок з елементами конструкції крила легкого літака у зоні розташування кесон-баків встановлено можливість застосування потайних клепаних з'єднань з утворенням гнізд під заклепки підштампуванням у зоні розташування кесон-баків легкого літака при виконанні умов герметичності та втомної довговічності.

7. Основні результати і рекомендації дисертаційної роботи впроваджені на ХДАВП, ТОВ «Аеропракт», а також у навчальному процесі при виконанні дипломних проектів студентами першого та другого курсів магістратури кафедри проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

## СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

*Список публікацій, в яких опубліковані основні наукові результати дисертаційної роботи:*

1. Метод трехмерного параметрического моделирования пояса сборной нервюры крыла самолета транспортной категории с помощью компьютерной интегрированной системы Siemens NX / Л. Ю. Буйвал, А. В. Каламбет, Р. В. Гостудим, А. М. Гуменный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Харьков, 2013. Вып. 60. С. 5–18.

2. Буйвал Л. Ю., Гуменный А. М. Аванпроект гражданского легкого многоцелевого самолета // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Харьков, 2014. Вып. 63. С. 197–211.

3. Гуменный А. М., Буйвал Л. Ю. Метод определения взлетной массы многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки на этапе предварительного проектирования // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Харьков, 2014. Вып. 65. С. 23–41.

4. Буйвал Л. Ю., Гуменный А. М., Овчаров М. М. Исследование влияния относительных параметров многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки на его аэродинамические характеристики // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Харьков, 2014. Вып. 66. С. 87–96.

5. Гуменный А. М., Буйвал Л. Ю. Компоновка пассажирского салона самолета ХАИ-90 // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Харьков, 2015. Вып. 69. С. 50–64.

6. Гуменный А. М., Буйвал Л. Ю. Статистическое исследование параметров и характеристик гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Харьков, 2016. Вып. 71. С. 30–45.

7. Гребеников А. Г., Гуменный А. М., Буйвал Л. Ю. Алгоритм и программа совершенствования расчета взлетной массы в первом приближении гражданского легкого самолета с турбовинтовыми двигателями // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Харьков, 2016. Вып. 73. С. 166–179.

8. Влияние типа заклепок на герметичность образцов заклепочных соединений пластин с заполненными незагруженными отверстиями / А. Г. Гребеников, А. К. Мяслица, А. М. Гуменный, В. М. Андрищенко, А. С. Чумак, Л. Ю. Буйвал, С. С. Капустин // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Харьков, 2017. Вып. 75. С. 21–29.

9. Влияние типа заклепок на усталостную долговечность образцов заклепочных соединений пластин с заполненными незагруженными отверстиями / А. Г. Гребеников, А. К. Мялица, А. М. Гуменный, В. М. Андрищенко, А. С. Чумак, Л. Ю. Буйвал, С. С. Капустин // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Харьков, 2017. Вып. 76. С. 119–125.

10. Гребеников А. Г., Гуменный А. М., Буйвал Л. Ю. Метод определения взлетной массы гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Харьков, 2017. Вып. 78. С. 18–35.

11. Гребеников А. Г., Гуменный А. М., Буйвал Л. Ю. Особенности интегрированного проектирования гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями на этапе предварительного проектирования // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Харьков, 2018. Вып. 81. С. 13–23.

12. Light Civil Turboprop Airplane Take-Off Weight Preliminary Design Estimation Method / A. G. Grebenikov, A. M. Gumennyi, L. Y. Buival, A. S. Chumak., A. A. Sobolev // Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering – Synergetic Engineering (ICTM' 2019) : International Scientific and Technical Conference, Kharkiv, Ukraine; 28–30 Nov. 2019. Cham (Switzerland), 2020. P. 60–74. (Advances in Intelligent Systems and Computing ; Vol. 1113 ).

***Список публікацій, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:***

13. Буйвал Л. Ю. Методика создания трехмерной параметрической модели пояса сборной нервюры крыла самолета транспортной категории с помощью системы Siemens NX // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки : матеріали Міжнар. наук.-техн. конф., Харків, 18–19 квіт. 2013 р. Харків, 2013. С. 52.

14. Гуменный А. М., Буйвал Л. Ю. Концепция создания легкого многоцелевого самолета // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки : матеріали Міжнар. наук.-техн. конф., Харків, 16–17 квіт. 2014 р. Харків, 2014. С. 26.

15. Гуменный А. М., Буйвал Л. Ю. Анализ аэродинамических характеристик многоцелевого гражданского легкого самолета // Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2014 : матеріали Всеукр. наук.-техн. конф. Харків, 2014. Т. 1. С. 42.

16. Buival L.Y., Gumennyu A.M. The analysis of the take-off and landing characteristics of KhAI-90 aircraft preliminary design // Сучасні проблеми ракетно-космічної техніки і технології : матеріали XII наук.-техн. конф., Харків, 7–9 квіт. 2015 р. Харків, 2015. С. 112–113.

17. Гуменный А. М., Буйвал Л. Ю. Компоновка пассажирской кабины самолета ХАИ-90 // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної

техніки : матеріали Міжнар. наук.-техн. конф., Харків, 15–16 квіт. 2015 р. Харків, 2015. С. 18.

18. Гуменний А. М., Буйвал Л. Ю. Метод определения взлетной массы многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки на этапе предварительного проектирования // Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2015 : матеріали Всеукр. наук.-техн. конф. Харків, 2015. Т. 1. С. 43.

19. Гуменний А. М., Буйвал Л. Ю. Анализ параметров и характеристик гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки : матеріали Міжнар. наук.-техн. конф., Харків, 20–21 квіт. 2016 р. Харків, 2016. С. 27.

20. Алгоритм и программа исследования влияния геометрических параметров гражданского легкого самолета на его аэродинамические, энергетические и массовые характеристики / А. Г. Гребеников, А. М. Гуменний, Л. Ю. Буйвал, А. А. Вендин // Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2016 : матеріали Всеукр. наук.-техн. конф. Харків, 2016. Т. 1. С. 20.

21. Исследование влияния типа заклепок и технологии их установки на герметичность образцов соединений тонких обшивок крыла легкого самолета / А. Г. Гребеников, А. К. Мялица, А. М. Гуменний, В. М. Андрущенко, А. С. Чумак, Л. Ю. Буйвал, С. С. Капустин // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки : матеріали Міжнар. наук.-техн. конф., Харків, 20–21 квіт. 2017 р. Харків, 2017. С. 27.

22. Влияние типа заклепок на усталостную долговечность тонколистовых заклепочных соединений / А. Г. Гребеников, А. К. Мялица, А. М. Гуменний, В. М. Андрущенко, А. С. Чумак, Л. Ю. Буйвал, С. С. Капустин // Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2017 : матеріали Всеукр. наук.-техн. конф. Харків, 2017. Т. 1. С. 13–14.

23. Гребеников А. Г., Гуменний А. М., Буйвал Л. Ю. Метод определения взлетной массы гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями // Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2018 : матеріали Всеукр. наук.-техн. конф. Харків, 2018. Т. 1. С. 4–5.

24. Метод определения минимальной взлетной массы гражданского легкого самолета с турбовинтовыми двигателями с помощью программного обеспечения «CLA-TOW» / А. Г. Гребеников, А. М. Гуменний, Л. Ю. Буйвал, А. А. Вендин // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки : матеріали Міжнар. наук.-техн. конф., Харків, 23–24 квіт. 2019 р. Харків, 2019. С. 14.

***Список публікацій, які додатково відображають наукові результати дисертації:***

25. Пат. на промисловий зразок № 40602 Україна, МКПЗ 12-07. Літак цивільний легкий «ХАІ-90» / О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний, Л. Ю. Буйвал, О. О. Соболев ; заявник і патентоотримувач Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». – № s201900361 ; заявл. 26.02.2019 ; опубл. 11.11.2019, Бюл. № 21.

## АНОТАЦІЯ

*Буйвал Л.Ю.* Наукові основи інтегрованого проектування цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерних систем. – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів. – Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, 2020.

Розроблено концепцію та принципи інтегрованого проектування, метод і програмне забезпечення «CLA-TOW» визначення злітної маси у трьох наближеннях на етапі попереднього проектування цивільного легкого літака з турбогвинтовими двигунами зі злітною масою від 2 200 до 5 700 кг та із масою комерційного навантаження від 600 до 2 000 кг.

Удосконалено метод створення тривимірної параметричної моделі цивільного легкого літака, котра містить модель майстер-геометрії, модель розподілу простору, модель аналітичних еталонів елементів конструкції планера, їх з'єднань та стиків, модель повного визначення літака за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи SIEMENS NX.

Досліджено конструктивно-технологічні рішення забезпечення герметичності та втомної довговічності з'єднань тонколистових обшивок з елементами конструкції крила легкого літака у зоні розташування кесон-баків й встановлено можливість застосування потайних клепаных з'єднань з утворенням гнізд під заклепки підштампуванням.

Ключові слова: цивільний легкий літак, масові характеристики, геометричні параметри, метод, злітна маса, тривимірне параметричне моделювання, герметичність, втомна довговічність.

## АННОТАЦИЯ

*Буйвал Л.Ю.* Научные основы интегрированного проектирования гражданского легкого самолета с помощью компьютерных систем. – На правах рукописи.

Диссертация на соискание научной степени кандидата технических наук по специальности 05.07.02 – проектирование, изготовление и испытание летательных аппаратов. – Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, 2020.

Диссертационная работа посвящена разработке научных основ интегрированного проектирования гражданского легкого самолета с турбовинтовыми двигателями со взлетной массой от 2200 до 5700 кг и с массой коммерческой нагрузки от 600 до 2000 кг с помощью компьютерных систем.

Проведены статистические исследования более 30 гражданских легких самолетов классической аэродинамической схемы с турбовинтовыми двигателями в три этапа: статистическое наблюдение, группировка и анализ статистических данных.

Разработаны концепция и принципы интегрированного проектирования, а также метод определения взлетной массы гражданского легкого самолета с

турбовинтовыми двигателями взлетной массой от 2200 до 5700 кг и массой коммерческой нагрузки от 600 до 2000 кг в трех приближениях на этапе предварительного проектирования.

В нулевом приближении вычислены взлетная масса  $m_0^0$  и геометрические параметры, а также предложено разрабатывать чертежи общего вида проектируемого самолета и рассчитывать его аэродинамические характеристики.

В первом приближении исследованы влияние геометрических параметров гражданского легкого самолета на его аэродинамические, энергетические и массовые характеристики и параметры в целях определения минимальной взлетной массы самолета  $m_0^1$  и оптимальных параметров (удельной нагрузки на крыло; удлинения, сужения, стреловидности, относительной толщины профиля; энерговооруженности и т.д.). Во втором приближении рекомендуется уточнять относительные массы агрегатов конструкции, взлетной массы  $m_0^2$  и геометрических параметров; рассчитывать летно-технические характеристики и уточнять чертежи общего вида. В третьем приближении уточнена масса оборудования и управления, силовой установки и топлива, взлетная масса гражданского легкого самолета  $m_0^3$ , геометрические параметры, чертежи общего вида и разработана объемно-массовая компоновка и центровка самолета.

Для реализации метода определения взлетной массы гражданского легкого самолета разработано программное обеспечение циклического характера «CLATOW» (Civil Light Aircraft – Take-off Weight), что позволяет задавать исходные данные, редактировать их в процессе работы, выполнять расчеты, выводить результаты в формате *xml* и перемещать их в табличные процессоры, строить графические зависимости для непосредственной оценки исходных данных.

С учетом существующих методов объемного моделирования, усовершенствован метод создания трехмерной параметрической модели гражданского легкого самолета с помощью компьютерной интегрированной системы SIEMENS NX, который включает в себя мастер-геометрию самолета; модель распределения пространства; модель аналитических эталонов элементов конструкции планера; модель полного определения самолета. Трехмерная параметрическая модель гражданского легкого самолета построена путем применения в совокупности методов аналитической и начертательной геометрии, способов отображения объектов и встроенных инструментов обмена данными, модулей Modelling, Assemblies, Drafting и технологии WAVE.

Исследованы конструктивно-технологические решения обеспечения герметичности и усталостной долговечности соединений тонколистовых обшивок с элементами конструкции крыла легкого самолета в зоне расположения кессон-баков. Проведены экспериментальные исследования на герметичность 11 групп образцов четырех типов заклепочных соединений и шести групп двух типов заклепочных соединений на усталостную долговечность с потайными заклепками ОСТ 1 34100-80 и заклепками с плоско-скругленной головкой ОСТ 1 34078-85 с герметиком У30МЭС-5М и без него.

Ключевые слова: гражданский легкий самолет, схема самолета, летные характеристики, массовые характеристики, геометрические параметры, метод, взлетная масса, трехмерное параметрическое моделирование, герметичность, статическая прочность, усталостная долговечность, заклепочное соединение.

## ABSTRACT

*Buival L. Y. Scientific Bases of Civil Light Aircraft Integrated Design with Computer Systems. – As a manuscript.*

Dissertation for obtaining the scientific degree of the Candidate of Technical Sciences in the major 05.07.02 – Design, Manufacture and Testing of Aircraft. – National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, 2020.

The concept and principles of integrated design, method and «CLA-TOW» software package for determining take-off weight for light civil turboprop airplane from 2,200 to 5,700 kg and a payload from 600 to 2,000 kg respectively at three approximations at the stage of preliminary design has been developed.

The method of creating a three-dimensional parametric modeling of civil light aircraft has been improved. It includes a model of master-geometry, space distribution model, model analytical standards airframe structural elements, their connections and joints, model of full aircraft definition using SIEMENS NX computer integrated system.

Structural and technological solutions to ensure the and pressure leakage and fatigue life of joints of sheet-skinned with the wing structural elements of a light aircraft in the area of the fuel tanks arrangement and the possibility of using concealed riveted joints with application of nests under rivets by stamping have been investigated.

Keywords: civil light aircraft, weight characteristics, method, take-off weight, three-dimensional parametric modeling, pressure leakage, fatigue life.

Підписано до друку 13.01.2021 р.  
Формат 60 × 90/16. Папір офсетний. Офс. друк.  
Ум. друк. арк. 1,0. Наклад 100 прим. Замовлення № 7

---

Видавець і виготовлювач ФОП Лисенко І. Б.  
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17, моторний корпус, к. 147  
Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи  
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів  
видавничої продукції ДК № 2607 від 11.09.06 р.