

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

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

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

БУЙВАЛ ЛІЛЯ ЮРІЇВНА

УДК [629.735.33.01+629.735.33.02:620.1]:004.94(043)

ДИСЕРТАЦІЯ

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

05.07.02 – Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів
13 – Механічна інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей,
результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело


_____ Л. Ю. Буйвал

Науковий керівник Гуменний Андрій Михайлович,
кандидат технічних наук, доцент

Харків – 2020

АНОТАЦІЯ

Буйвал Л.Ю. Наукові основи інтегрованого проектування цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерних систем. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук (доктора філософії) за спеціальністю 05.07.02 «Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів» (134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка). – Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, 2020.

Світові тенденції стрімкого розвитку науки і техніки все частіше диктують сучасні вимоги до промисловості. Це впливає на розвиток малої авіації України та передбачає її використання в різних сферах діяльності людини: для перевезення пасажирів і вантажів, пошти, патрулювання місцевості та комунікацій, медичного обслуговування населення; для початкового навчання, виконання тренувальних польотів, а також для повітряної акробатики й різних видів дозвілля. Особливістю застосування таких літаків є їх зліт і посадка з підготовлених і не підготовлених майданчиків, особливо в невеликих та віддалених населених пунктах, в яких немає аеропортів й обладнаних злітно-посадкових смуг.

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 масою комерційного навантаження до 500 кг. Крім того існує ряд підприємств, які є дилерами та імпортерами легких літаків в Україні. Задоволення широкого спектра сфер діяльності населення приводить до пошуку нових шляхів підвищення ефективності авіаційної техніки (АТ). При цьому має проводитися постійна модернізація АТ на базі накопиченого досвіду, інженерних і конструкторських досліджень, сучасних наукоємних комп'ютерних інтегрованих технологій, що дозволяють забезпечувати високу якість проектування, підготовки

виробництва, інженерного аналізу, випробувань, сертифікації, інформаційної підтримки життєвого циклу авіаційних комплексів. Ступінь їх впровадження в процес проектування, розроблення нових методів і вдосконалення існуючих приводить до інтеграції технічних, гуманітарних, природничих наук і сучасної техніки, теорії і практики, що є визначальним чинником безпеки, ергономіки і економічності при експлуатації цивільного легкого літака.

Головними чинниками, які сповільнюють такий процес, є комерційна таємниця підприємств і недостатньо модернізована вітчизняна загальнодоступна методична база для проектування цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами.

Дисертаційну роботу присвячено розробленню наукових основ інтегрованого проектування цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерних систем з урахуванням методу визначення параметрів і характеристик цивільного легкого літака з турбогвинтовими двигунами злітною масою від 2 200 до 5 700 кг й масою комерційного навантаження від 600 до 2 000 кг відповідно на етапі попереднього проектування.

Зазначений тип літального апарата відповідає вимогам авіаційних правил Частина 23 «Нормы летной годности гражданских легких самолетов» АП-23, гармонізованих із відповідними Нормами льотної придатності Європи CS-23 та США FAR-23, згідно з якими цивільний легкий літак відноситься до багатоцільової категорії з кількістю посадкових місць, виключаючи місця пілотів, не більше дев'яти та максимальною сертифікованою злітною масою не більше 5 700 кг і призначений для обмеженого акробатичного застосування. Літаки, сертифіковані за багатоцільовою категорією, можуть використовуватися для всіх видів застосування: неакробатичного (усіх маневрів, властивих нормальному польоту, режимів звалювання, окрім «колокола», плоских «вісімок», бойових розворотів, крутих розворотів й інших маневрів з кутом крену не більше 60°) й обмеженого акробатичного (штопора, плоских «вісімок», бойових розворотів, крутих розворотів й інших маневрів із кутом крену більше 60°, але не більше 90°).

Проведено статистичні дослідження понад 30 цивільних легких літаків класичної аеродинамічної схеми з турбогвинтовими двигунами за трьома етапами: статистичне спостереження, групування й аналіз статистичних даних.

Для цього було використано стовпчикові гістограми, кругові діаграми і діаграми розсіювання табличного процесора Microsoft Excel, що дали можливість візуально та максимально точно оцінити ступінь досліджуваного діапазону цивільних легких літаків; зіставити, узагальнити цифрові дані й отримати кількісні статистичні показники.

Як критерій оптимальності прийнято мінімальну злітну масу літака $m_0 \rightarrow \min$.

Розроблено метод 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 у трьох наближеннях на етапі попереднього проектування.

Вхідними даними для проектування нового цивільного легкого літака запропоновано такі:

- технічне завдання (ТЗ);
- результат аналізу статистичної інформації літаків-прототипів;
- концепції створення нового літака.

У нульовому наближенні обчислюють злітну масу m_0^0 і геометричні параметри, а також запропоновано розробляти креслення загального вигляду проектованого літака та розраховувати його аеродинамічні характеристики.

У першому наближенні досліджують вплив геометричних параметрів цивільного легкого літака на його аеродинамічні, енергетичні та масові характеристики і параметри з метою визначення мінімальної злітної маси літака \bar{m}'_0 й оптимальних параметрів (питомого навантаження на крило; подовження, звуження, стрілоподібності, відносної товщини профілю; енергоозброєності і т.д.). Це стало можливим завдяки введенню поправкових статистичних коефіцієнтів, які дозволяють отримати близькі до дійсних величини параметрів нового цивільного легкого літака, в існуючий метод розрахунку злітної маси. Визначають оптимальне

питоме навантаження на крило p_{onm} , стартову енергоозброєність t_{0onm} й оптимальні геометричні параметри крила λ_{onm} (та/або η_{onm} , $\chi_{н.к.онм}$, \bar{c}_{onm}), відповідні мінімальній злітній масі з урахуванням обмежень посадковою швидкістю $p_{гран}^{V_{noc}}$ і величиною нормального перевантаження при польоті в умовах турбулентної атмосфери $p_{гран}^{n_y}$. За результатами дослідження будують графічні залежності $t_{0max} = f(p)$, $\bar{m}_{C.Y} = f(p)$, $\bar{m}_{кон} = f(p)$, $\bar{m}_{кр} = f(p)$, $\bar{m}_{он} = f(p)$, $\bar{m}_{\phi} = f(p, \lambda_{\phi}, d_{\phi})$, $\bar{m}_n = f(p)$, $C_{y_{відр}} = f(p)$, $K_{відр} = f(p)$, за якими визначають енергетичні, масові та аеродинамічні параметри цивільного легкого літака; підбирають двигун і перевіряють довжину розбігу.

У другому наближенні рекомендовано уточнювати відносні маси агрегатів конструкції, злітної маси m_0'' і геометричних параметрів; розраховувати льотно-технічні характеристики й уточнювати креслення загального вигляду.

У третьому наближенні уточнюють маси обладнання і управління, силової установки та палива, злітну масу цивільного легкого літака m_0''' , геометричні параметри, креслення загального вигляду та розроблюють об'ємно-масове компонування й центрування літака.

Для реалізації методу визначення злітної маси цивільного легкого літака розроблено програмне забезпечення циклічного характеру «CLA-TOW» (Civil Light Aircraft – Take-off Weight), що дозволяє задавати вхідні дані, редагувати їх у процесі роботи, виконувати розрахунки, виводити результати в форматі *xml* і переміщати їх у табличні процесори, будувати графічні залежності для безпосередньої оцінки вихідних даних.

Розроблений метод і програмне забезпечення апробовані автором у навчальному процесі при виконанні дипломних проектів студентами першого та другого курсів магістратури кафедри проектування літаків і вертольотів і при розрахунку сучасних легких літаків, а саме: A-Viator, Рисачок, King Air C90 GTx, Cessna 441, а також Ан-14 і при проектуванні та створенні аванпроекту нового цивільного легкого літака ХАІ-90.

З огляду на існуючі методи об'ємного (3D) моделювання удосконалено метод створення тривимірної параметричної моделі цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи SIEMENS NX який містить:

- модель майстер-геометрії літака;
- модель розподілу простору;
- модель аналітичних еталонів елементів конструкції планера літака, їх з'єднань і стиків;
- модель повного визначення літака.

Побудову тривимірної параметричної моделі цивільного легкого літака здійснено при застосуванні в сукупності методів аналітичної й нарисної геометрії, способів відображення об'єктів і вбудованих інструментів обміну даними, модулів Modelling, Assemblies, Drafting і технології WAVE.

Досліджено можливість використання тонколистових обшивок крила, типів заклепок і видів їх установки у місцезнаходженні кесон-баків легкого літака при виконанні умов статичної міцності, герметичності та втомної довговічності.

Розроблено креслення конструктивно-подібних зразків клепаних з'єднань, що моделюють поздовжнє з'єднання типу «обшивка-стрингер», поздовжнє та поперечне з'єднання типу «обшивка-пояс нервюри» й «внакладку, трирядне».

Проведено експериментальні дослідження на герметичність і втомну довговічність 17 груп зразків шести типів клепаних з'єднань із потайними заклепками ОСТ 1 34100-80 і заклепками з плоско-округлими головками ОСТ 1 34078-85 з герметиком У30МЭС-5М і без нього.

У результаті проведених досліджень статичної міцності зразків установлено, що зразки поздовжніх з'єднань типу «обшивка-пояс нервюри» мають міцність на 9 % вище міцності з'єднань типу «обшивка-стрингер» у свою чергу, з'єднання, виконані потайними заклепками, зруйнувалися при навантаженні, яке перевищує руйнівне навантаження з'єднань, виконаних заклепками з плоско-округлою головкою, на 5 %. Герметичність зберігається до руйнівного напруження ($\sigma_{\delta p} = 391,1$ МПа) для поздовжніх з'єднань типу «обшивка-пояс нервюри» з

герметиком, виконаних заклепками з плоско-округлою головкою та потайними заклепками.

У результаті проведених досліджень на втомну довговічність встановлено, що втомна довговічність тонколистових зразків з'єднань із внутрішньошовним герметиком, виконаних потайними заклепками з утворенням гнізд під заклепки підштампуванням, в 1,6 раза вище втомної довговічності зразків з'єднань із внутрішньошовним герметиком, виконаних заклепками з плоско-округлою головкою з'єднань типу «обшивка – пояс нервюри» і з'єднань типу «внакладку, трирядне».

Наукова новизна основних результатів дисертаційної роботи:

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 і стиків та 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.

Практичну цінність дисертаційної роботи становлять 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 клепаных 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».

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

ABSTRACT

Buival L. Y. Scientific Bases of Civil Light Aircraft Integrated Design with Computer Systems. – Qualifying scientific work as a manuscript.

Dissertation for obtaining the scientific degree of the candidate of technical sciences (Doctor of Philosophy) in the major 05.07.02 «Design, manufacture and testing of aircraft» (134 – Aviation, rocket and space technics). – National Aerospace University. «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, 2020.

Global trends in the rapid development of science and technology are increasingly dictating modern requirements for industry. This affects the development of small aircraft in Ukraine and involves its use in various fields of human activity for transportation of passengers, goods and mail, patrol the terrain and communications, and providing medical services to the population; initial pilot training, performing training flights, as well as for aerial acrobatics, providing various types of leisure activities, etc. The main characteristic feature of these airplanes is their take-off and landing from both paved and unpaved runways, especially in small towns and remote places, without airports and equipped runways.

Specialization of Ukrainian enterprises, such as Kharkiv State Aircraft Manufacturing Company KhSAMC (ХДАВП), Motor Sich JSC (АТ «МОТОР СІЧ»), Aeroprakt LLC (ТОВ «Аеропракт»), Softex Aero LLC (ТОВ «Софтєкс-Інвест»), «Odessa Aircraft Plant» SE (ДП «Одеський авіаційний завод»), the company «Flight Design», ANG Patriot UA and others is based on the production of ultralight and light aircraft with a payload of up to 500 kg. There are also a number of companies that are dealers and importers of light aircraft in Ukraine. Airplane application in the wide range of human activity areas leads to the search for new ways to improve the efficiency of aviation technology (AT). At the same time, the AT is constantly being upgraded on the basis of accumulated experience, engineering and design investigations, modern science computer integrated technologies that allow providing high quality design, production preparation, engineering analysis, testing, certification, and information support for the life cycle engineering. The degree of their implementation in the design process, the development of new methods and the improvement of existing ones lead to the

integration of technical, humanitarian, natural sciences and modern technology, theory and practice, which is a determining factor in safety, ergonomics and economy at light civil airplane operating.

The main factor slowing down this process is the commercial secrecy of enterprises and insufficiently modernized domestic public methodological base for the design of civil light aircraft with turboprop engines.

The Thesis is devoted to the development of the scientific bases of civil light aircraft integrated design with computer systems taking into account take-off weight estimation method for light civil turboprop airplane with a take-off weight from 2,200 to 5,700 kg and a payload from 600 to 2,000 kg, respectively at the preliminary design stage.

This type of aircraft taking into account the requirements of aviation rules Part 23 «Airworthiness standards for light civil airplane» AP-23, which harmonized with the relevant European Airworthiness Standards CS-23 and US FAR-23. According to which a civil light aircraft belongs to a multi-purpose category with a number of seats, excluding pilots, not more than nine, with a maximum certified take-off weight of not more than 5,700 kg and is intended for limited acrobatic use. Aircraft certified for multi-purpose categories can be used for all types of applications: non-acrobatic (all maneuvers inherent in normal flight, landing modes, except for «bell», flat «eights», combat turns, steep turns and other maneuvers with a roll angle of not more than 60°) and limited acrobatic (corkscrew, flat «eights», combat turns, sharp turns and other maneuvers with a roll angle more than 60°, but no more than 90°).

A statistical research of more than 30 light civil airplanes' parameters and characteristics has been conducted in three stages: «Statistical observation»; «Grouping of statistical data»; «Analysis of statistics».

For this purpose, bar graphs, pie charts, scatter charts of Microsoft Excel spreadsheet were used, which made it possible to visually and as accurately as possible assess the degree of the studied range of civil light aircraft; compare, summarize digital data and obtain quantitative statistics.

$m_0 \rightarrow \min$ is the minimum take-off weight is the accepted effectiveness criterion.

The light civil turboprop airplane take-off weight estimation method for airplane with take-off weight from 2,200 to 5,700 kg and a payload from 600 to 2,000 kg respectively at three approximations at the preliminary design stage has been developed.

The initial data for the new light civil airplane design are:

- Technical Requirements Specification (TRS);
- the results of the prototype airplanes statistical data analysis;
- the concept of new airplane creating.

It is proposed to calculate the m_0^0 take-off weight and geometrical parameters of the aircraft at the zero approximation, to develop drawings of the general drawing of the designed aircraft and to calculate its aerodynamic characteristics.

By introducing statistical correction coefficients to obtain close to the actual \bar{m}'_0 values of the parameters of a new civil light aircraft, in the existing method of calculating the takeoff weight of aircraft at the first approximation to investigate the effect of its geometric parameters on aerodynamic, power and weight characteristics and parameters to determine the minimum take-off weight and its optimal parameters (wing loading; aspect ratio, taper ratio, sweep angle, airfoil thickness ratio; power-to-weight ratio, etc.). Determine the optimal values of parameters such as p_{opt} wing loading, $t_{0\,opt}$ power-to-weight ratio and optimal values of geometrical parameters such as λ_{opt} (or/and η_{opt} , $\chi_{LE\,opt}$, \bar{c}_{opt}) corresponding to the minimum take-off mass, taking into account the restrictions on landing speed p_{limit}^{VL} and normal g-factor during flying in turbulent atmosphere p_{limit}^{ny} . Based on the results of the investigation, graphical dependencies such as $t_{0\,max} = f(p)$, $\bar{m}_{PP} = f(p)$, $\bar{m}_S = f(p)$, $\bar{m}_w = f(p)$, $\bar{m}_t = f(p)$, $\bar{m}_f = f(p, \lambda_f, d_f)$, $\bar{m}_F = f(p)$, $C_{TO} = f(p)$, $K_{TO} = f(p)$ are built, according to which the weight, power and aerodynamic parameters of a light civil airplane should be determined

At the second approximation to specify the structural units weight ratio, m_0'' take-off weight and geometrical parameters; to calculate flight technical characteristics and to specify general drawing.

At the third approximation weights of equipment and control, power plant and fuel should be refined. According to these the m_{TO}''' take-off weight of light civil airplane at third approximation is found and geometrical parameters and general drawing should be clarified. Further, to develop a three-dimensional layout and aircraft centering.

To implement the light civil turboprop airplane take-off weight estimation method, the «CLA-TOW» (Light Civil Airplane – Take-off Weight) iterative software has been developed. It allows to input the initial data, edit it, perform calculations, display the results and save them to *xml* format file, move them to tabular processors, display graphical dependencies for direct evaluation of the source data during calculation process.

The software package was tested by the authors in the educational process in the implementation of diploma projects by first and second year students of the Department of Aircraft and Helicopter Design, with calculating weight and geometrical parameters of modern light airplanes: A-Viator, Rysachok, King Air C90 GTx, Cessna 441 and also An-14 and in the design and creation of the preliminary design of the KhAI-90 new civil light aircraft.

Given the existing methods of three-dimensional (3D) modeling, a three-dimensional parametric model of a civil light aircraft was developed using a SIEMENS NX computer integrated system, which includes:

- master-geometry model of aircraft;
- distribution model;
- model analytical standards airframe structural elements, their connections and joints;
- full definition model of aircraft.

The construction of a three-dimensional parametric model of a civil light aircraft was carried out using a combination of methods of analytical and descriptive geometry, methods of displaying objects and built-in data exchange tools, modules Modeling, Assemblies, Drafting and WAVE technology.

The possibility of using sheet wing skin, types of rivets and types of their installation in the location of integral tanks of a light aircraft under the conditions of static strength, pressure leakage and fatigue life has been investigated.

Drawings of specimens of riveted joints modeling the longitudinal connection of the «skin-stringer» type, longitudinal and transverse connections of the «skin-wing rib cap» types and «overlap, three-row» type connection have been developed.

Experimental investigations on the pressure leakage and fatigue life of 17 groups of specimens of six types of riveted joints with concealed rivets OCT (OST) 1 34100-80 and rivets with flat-rounded heads OCT (OST) 1 34078-85 with sealant Y30MЭC-5M (U30MES-5M) and without it.

As a result of investigations of the static strength of the specimens, it was found that specimens of longitudinal joints of the type «skin-wing rib cap» have a strength 9 % higher than the strength of the connection of the type «skin-stringer» in turn, the connections made of secret rivets collapsed at a load exceeding the destructive load of the joints, made of rivets with a flat-rounded head by 5 %. The pressure leakage is maintained up to the destructive stress ($\sigma_{gross} = 391.1$ MPa) for the longitudinal connection of the type «skin-wing rib cap» with the sealant, made of rivets with a flat-rounded head and secret rivets.

As a result of investigations of fatigue life, it was found that the fatigue life of thin-sheet specimens of connections with in-seam sealant, made by secret rivets with the formation of sockets for rivets by stamping, is 1.6 times higher than fatigue life of specimens of connections with in-seam sealant made of flat-rounded head connections such as «skin-wing rib cap» and connections «overlap, three-row» type connection.

Scientific novelty of the main results of the dissertation:

1. The concept, principles and methods of scientific bases of integrated design of civil light aircraft with computer systems were developed for the first time.

2. Methods of three-dimensional parametric modeling of civil light aircraft, namely master geometry, space distribution models, model analytical standards airframe structural elements, their connections and joints and full definition model of aircraft using WAVE technology have been further developed.

3. The method of creation of secret riveted connections with application of nests under rivets by stamping at performance of connections of sheet-skinned with wing

structural elements in a fuel tank arrangement of the civil light aircraft has been further developed.

The practical value of the dissertation is the following main results:

– the investigated statistical ranges of parameters and characteristics of turboprop civil light aircraft allow to assess the competitiveness of the aircraft in the design process;

– developed the concept and principles of integrated design, method and «CLA-TOW» software for determining the takeoff weight of turboprop civil light aircraft with a takeoff weight from 2,200 to 5,700 kg and a payload from 600 to 2,000 kg at the preliminary design stage assess to contribute quality of production and to increase rivalry in the domestic market;

– improved methods of three-dimensional parametric modeling of master geometry, space distribution models, analytical standards of civil light aircraft structural design elements, their connections and joints and models of its full definition using WAVE technology will increase productivity and ergonomics by 30 % and ensure high quality designing;

– the implemented method of creating secret riveted connections with application of nests under rivets by stamping at performance of connections of sheet-skinned with wing structural elements in a fuel tank arrangement of the civil light aircraft allows to reduce the weight of the fasteners by 34 % and improve the aircraft lift-to-drag ratio due to the wing smooth surface.

The main results and recommendations of the dissertation were implemented at KhSAMC (ХДАВІІ), Aeroprakt LLC (ТОВ «Аеропракт»), as well as in the educational process in the implementation of diploma projects by students of the first and second master years of the Department of Aircraft and Helicopter Design of the National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute».

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

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. **Збірник входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: розроблення алгоритму моделювання тривимірною параметричного поясу нервюри крила з використанням WAVE технології в системі SIEMENS NX.*

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. **Збірник входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: розроблення аванпроекту легкого багатопільового 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. 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. **Збірник входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: проведення аналізу методів розрахунку злітної маси літака, розроблених А. М. Арєн'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. 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. **Збірник входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: дослідження впливу подовження, звуження та відносної товщини крила цивільного легкого літака на поляру в крейсерській конфігурації.*

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. **Збірник входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: проведення аналізу схем компоновання й параметрів інтер'єрів пасажирських салонів літаків-прототипів і створення їх моделей розподілу простору.*

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. **Збірник входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: виконання статистичних досліджень геометричних параметрів агрегатів легкого літака за трьома етапами – статистичне спостереження, групування і аналіз статистичних даних.*

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. **Збірник входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: побудова графічних та емпіричних залежностей поправкових статистичних коефіцієнтів, а також створення програмного забезпечення для реалізації алгоритму розрахунку злітної маси в першому наближенні.*

8. Влияние типа заклепок на герметичность образцов заклепочных соединений пластин с заполненными незагруженными отверстиями / А. Г. Гребеников, А. К. Мялица, А. М. Гуменный, В. М. Андриющенко, 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.

Збірник входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus. *Особистий внесок здобувача: 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. 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. Андриющенко, 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. **Збірник входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: 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. 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. **Збірник входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: 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. 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. **Збірник входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: уточнення меж змін статистичних діапазонів параметрів і характеристик цивільних легких літаків, розроблення й установлення особливостей програмного забезпечення «CLA-TOW».*

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). **Серія книг входить до міжнародних бібліометричних і наукометричних баз даних ISI Proceedings, EI-Compendex, DBLP, SCOPUS, Google Scholar і Springerlink.** *Особистий внесок здобувача: апробація методу визначення злітної маси цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами злітною масою від 2 200 до 5 700 кг із масою комерційного навантаження від 600 до 2 000 кг на етапі попереднього проектування за допомогою розробленого програмного забезпечення «CLA-TOW».*

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. Гуменний 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. *Особистий внесок здобувача: визначення складових концепції базового варіанту легкого багатоцільового літака.*

15. Гуменний 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. *Особистий внесок здобувача: розроблення креслення загального вигляду багатоцільового легкого літака.*

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. *Особистий внесок здобувача: розрахунок збалансованої довжини злітно-посадкової смуги з урахуванням перерваного і продовженого зльоту літака, яка склала 230 м.*

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. *Особистий внесок здобувача: побудова моделі розподілу простору пасажирської кабіни літака ХАИ-90.*

18. Гуменный 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. *Особистий внесок здобувача: апробація розробленого методу при розрахунку сучасних легких літаків.*

19. Гуменный 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. *Особистий внесок здобувача: підбір і розрахунок характеристик понад 30 цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами класичної аеродинамічної схеми.*

20. Алгоритм и программа исследования влияния геометрических параметров гражданского легкого самолета на его аэродинамические, энергетические и массовые характеристики / А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, 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. *Особистий внесок здобувача: розроблення алгоритму дослідження впливу геометричних параметрів літака на його енергетичні характеристики.*

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. Гуменный, В. М. Андриющенко, А. С. Чумак, Л. Ю. Буйвал, С. С. Капустин // Проблемы створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки : матеріали Міжнар. наук.-техн. конф., Харків, 20–21 квіт. 2017 р. Харків, 2017. С. 27. *Особистий внесок здобувача: проведення аналізу результатів дослідження зразків з'єднань на герметичність і формування висновків.*

22. Влияние типа заклепок на усталостную долговечность тонколистовых заклепочных соединений / А. Г. Гребеников, А. К. Мялица, А. М. Гуменный, В. М. Андриющенко, 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. *Особистий внесок здобувача: розроблення схеми навантаження зразків у процесі випробувань на втомну довговічність і розрахунок напружень в перетині бруто зразків за формулою Одінга.*

23. Гребеников А. Г., Гуменный 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. *Особистий внесок здобувача: розроблення схеми методу визначення злітної маси цивільних легких літаків.*

24. Метод определения минимальной взлетной массы гражданского легкого самолета с турбовинтовыми двигателями с помощью программного обеспечения «CLA-TOW» / А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, Л. Ю. Буйвал, А. А. Вендин // Проблемы створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки : матеріали Міжнар. наук.-техн. конф., Харків, 23–24 квіт. 2019 р. Харків, 2019. С. 14. *Особистий внесок здобувача: установлення переліку згідно з яким, програмне забезпечення «CLA-TOW» дозволяє обчислити мінімальну злітну масу легкого літака.*

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. Соколов ; заявник і патентотримувач Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». – № s201900361 ; заявл. 26.02.2019 ; опубл. 11.11.2019, Бюл. № 21. *Особистий внесок здобувача: створення опису зовнішнього вигляду легкого літака ХАІ-90.*

ЗМІСТ

ВСТУП	24
Розділ 1 АНАЛІЗ ЕВОЛЮЦІЇ МЕТОДІВ ПРОЕКТУВАННЯ ЦИВІЛЬНИХ ЛЕГКИХ ЛІТАКІВ ЗА ДОПОМОГОЮ КОМП'ЮТЕРНИХ СИСТЕМ... 31	31
1.1 Загальні відомості процесу проектування цивільних легких літаків	32
1.2 Аналіз статистичних проектних параметрів цивільних легких літаків.....	36
1.2.1 Аналіз існуючих схем цивільних легких літаків	57
1.2.2 Аналіз параметрів і характеристик цивільних легких літаків.....	60
1.3 Аналіз методів визначення злітної маси цивільних легких літаків	74
1.3.1 Метод визначення злітної маси легкого літака згідно з методом, розробленим А. М. Арєп'євим	75
1.3.2 Метод визначення злітної маси легкого літака згідно з методом, розробленим О. О. Бадягіним – Ф. А. Мухамедовим	78
1.4 Аналіз методів створення тривимірних моделей цивільних легких літаків	83
1.5 Аналіз з'єднань тонколистових обшивок крила, типів заклепок і видів їх установки у місцезнаходженні кесон-баків	88
1.6 Формулювання мети і завдань дослідження	95
Розділ 2 НАУКОВЕ ОБҐРУНТУВАННЯ МЕТОДІВ ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ ЦИВІЛЬНОГО ЛЕГКОГО ЛІТАКА.....	96
2.1 Концепція і принципи інтегрованого проектування	96
2.2 Параметричний аналіз злітної маси цивільних легких літаків.....	102
2.2.1 Метод визначення злітної маси цивільних легких літаків у нульовому наближенні.....	102
2.2.2 Метод визначення злітної маси цивільних легких літаків у першому наближенні.....	103
2.2.3 Метод визначення злітної маси цивільних легких літаків другого наближення	129
2.2.4 Метод визначення злітної маси цивільних легких літаків у третьому наближенні	130

2.3 Розроблення програмного забезпечення «CLA-TOW» для реалізації методу визначення злітної маси цивільного легкого літака в трьох наближеннях на етапі попереднього проектування.....	132
2.4 Висновки щодо розділу	133
Розділ 3 МЕТОД СТВОРЕННЯ ТРИВИМІРНОЇ ПАРАМЕТРИЧНОЇ МОДЕЛІ ЦИВІЛЬНОГО ЛЕГКОГО ЛІТАКА ЗА ДОПОМОГОЮ КОМП'ЮТЕРНОЇ ІНТЕГРОВАНОЇ СИСТЕМИ SIEMENS NX.....	135
3.1 Реалізація тривимірної параметричної моделі цивільного легкого літака.....	135
3.2 Розроблення методу створення типової тривимірної параметричної моделі майстер-геометрії вертикального оперення.....	141
3.3 Розроблення методу створення аналітичного еталона елемента конструкції планера цивільного легкого літака за допомогою технології WAVE	145
3.4 Висновки щодо розділу	149
Розділ 4 КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНІ РІШЕННЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ГЕРМЕТИЧНОСТІ З'ЄДНАНЬ ТОНКОЛИСТОВИХ ОБШИВОК КРИЛА ЛЕГКОГО ЛІТАКА У МІСЦЕЗНАХОДЖЕННІ КЕСОН-БАКІВ.....	151
4.1 Проектування зразків й обладнання для проведення випробувань на статичну міцність, герметичність при статичному навантаженні та втомну довговічність	151
4.2 Дослідження статичної міцності зразків на розтягуванні.....	157
4.2.1 Опис експериментальної машини та способу установалення зразків	157
4.2.2 Експериментальні дослідження плоских зразків на розтягування.....	158
4.2.3 Експериментальні дослідження зразків поздовжніх з'єднання типів «обшивка-пояс нервюри» та «обшивка-стрингер» на розтягування.....	158

4.3 Дослідження герметичності зразків клепаних з'єднань.....	161
4.3.1 Опис експериментальної машини та способу встановлення зразків	161
4.3.2 Експериментальні дослідження зразків поздовжніх з'єднань типу «обшивка-пояс нервюри»	162
4.3.3 Експериментальні дослідження зразків поздовжніх з'єднань типу «обшивка-стрингер» із шагом заклепок 35 мм	164
4.3.4 Експериментальні дослідження зразків поздовжніх з'єднань типу «обшивка-стрингер» із шагом заклепок 12 мм	166
4.4 Дослідження втомної довговічності зразків клепаних з'єднань	168
4.5 Висновки щодо розділу	171
ВИСНОВКИ	173
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	175
ДОДАТОК А Акти впровадження результатів дисертаційної роботи	187
ДОДАТОК Б Апробація методу та програмного забезпечення «CLA-TOW» на прикладі нового цивільного літака ХАІ-90	190
ДОДАТОК В Апробація програмного забезпечення «CLA-TOW» при розрахунку цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами.....	205
ДОДАТОК Г Інструкція користувача програмного забезпечення «CLA-TOW»	255
ДОДАТОК Д Список публікацій здобувача за темою дисертації	332

ВСТУП

Обґрунтування вибору теми дослідження. 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 [86]. Особливістю застосування таких літаків є їх зліт і посадка з підготовлених і не підготовлених майданчиків у малих населених пунктах, в яких немає аеропортів й 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 з 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 [45].

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 методів проектування, виробництва, проведення серйозних інженерних і конструкторських досліджень [39].

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

В авіаційній техніці на льотно-технічні та масові характеристики літального апарата істотно впливають 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 й 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 тема роботи є *актуальною* для розвитку малої авіації України.

Дисертацію присвячено розробленню наукових основ інтегрованого проектування цивільного легкого літака з урахуванням методу визначення параметрів і характеристик цивільного легкого літака з турбогвинтовими двигунами злітною масою від 2 200 до 5 700 кг та масою комерційного навантаження від 600 до 2 000 кг відповідно на етапі попереднього проектування.

Мета і завдання 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 завдання:

- 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 завдань дослідження згідно з поставленою метою й отримання основних результатів у дисертаційній роботі застосовували методи статистичного дослідження, графічні методи, математичні методи дослідження проектних рішень; методи автоматизованого проектування та 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 отриманих 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 і стиків та моделі повного визначення літака з використанням WAVE технології.

3. Набув подальшого розвитку метод створення потайних клепаных 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.

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 тривимірного 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. Ареп'євим і О. О. Бадягіним – Ф. А. Мухамедовим на прикладі проектуваного 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; [3] – дослідження впливу подовження, звуження та відносної товщини крила цивільного легкого літака на поляру в крейсерській конфігурації; [5] – проведення аналізу схем компонування й параметрів інтер'єрів пасажирських салонів літаків-прототипів і створення їх моделей розподілу простору; [6] – виконання статистичних дослідження 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 установа 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 брунто зразків за формулою Одінга; [23] – розроблення схеми методу визначення злітної маси цивільних легких літаків; [24] – установлення переліку згідно з яким, програмне забезпечення «CLA-TOW» дозволяє обчислити обчислити мінімальну злітну масу легкого літака; [25] – створення опису зовнішнього вигляду легкого літака ХАІ-90.

Апробація матеріалів 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».

Структура та обсяг дисертації. 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.

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 інтегро-

ваного 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».

Практичне значення отриманих результатів. Практичну цінність дисертаційної роботи становлять 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 тривимірною 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 та 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».

Розділ 1

АНАЛІЗ ЕВОЛЮЦІЇ МЕТОДІВ ПРОЕКТУВАННЯ ЦИВІЛЬНИХ ЛЕГКИХ ЛІТАКІВ ЗА ДОПОМОГОЮ КОМП'ЮТЕРНИХ СИСТЕМ

Сучасний легкий літак місцевих повітряних ліній повинен відповідати ряду обов'язкових вимог щодо забезпечення мінімальної вартості перевезення пасажирів, низьких експлуатаційних витрат з одночасним виконанням вимог забезпечення комфорту і безпеки пасажирів та обліком їх переваг.

Еволюція розвитку основних параметрів і характеристик літаків супроводжувалася постійним ускладненням і деталізацією опрацювання не тільки їх конструкції, але й аеродинамічного, об'ємно-масового, конструктивно-силового компонування агрегатів і систем літака.

Аналіз еволюції методів проектування цивільних легких літаків за допомогою комп'ютерних систем проведено для турбогвинтових цивільних легких літаків класичної аеродинамічної схеми злітною масою від 2 200 до 5 700 кг й масою комерційного навантаження від 600 до 2 000 кг відповідно [35]. Далі буде вжито словосполучення «цивільний легкий літак (ЦЛЛ)» або «літальний апарат (ЛА)».

Зазначений тип літального апарата відповідає вимогам авіаційних правил Частина 23 «Нормы летной годности гражданских легких самолетов», гармонізованих із відповідними Нормами льотної придатності Європи CS-23 та США FAR-23, згідно з якими вимогами цивільний легкий літак відноситься до багатоцільової категорії з кількістю посадкових місць, виключаючи місця пілотів, не більше дев'яти та максимальною сертифікованою злітною масою не більше 5 700 кг і призначений для обмеженого акробатичного застосування. Літаки, сертифіковані за багатоцільовою категорією, можуть використовуватися для всіх видів застосування: неакробатичного (усіх маневрів, властивих нормальному польоту, режимів звалювання, окрім «колокола», плоских «вісімок», бойових розворотів, крутих розворотів й інших маневрів з кутом крену не більше 60°) й обмеженого акробатичного (штопора, плоских «вісімок», бойових розворотів, крутих розворотів й інших маневрів із кутом крену більше 60°, але не більше 90°).

1.1 Загальні відомості процесу проектування цивільних легких літаків

Розглядаючи літак як складну систему з розвинуеною ієрархічною структурою, в ньому можна виділити підсистеми створення піднімальної і рушійної сил, забезпечення стійкості і керованості, життєзабезпечення, забезпечення виконання цільової функції і ін. [38, 61].

Проектування цивільних легких літаків підпорядковується його загальним закономірностям і підходам, але пов'язане зі специфікою застосування ЦЛЛ, який є складовою системи більш високого ієрархічного рівня і елементом транспортної системи країни, відомий під назвою «Авіаційний комплекс». Функціонально-структурна схема авіаційного комплексу показана на рисунку 1.1 [31, 38, 61, 63].

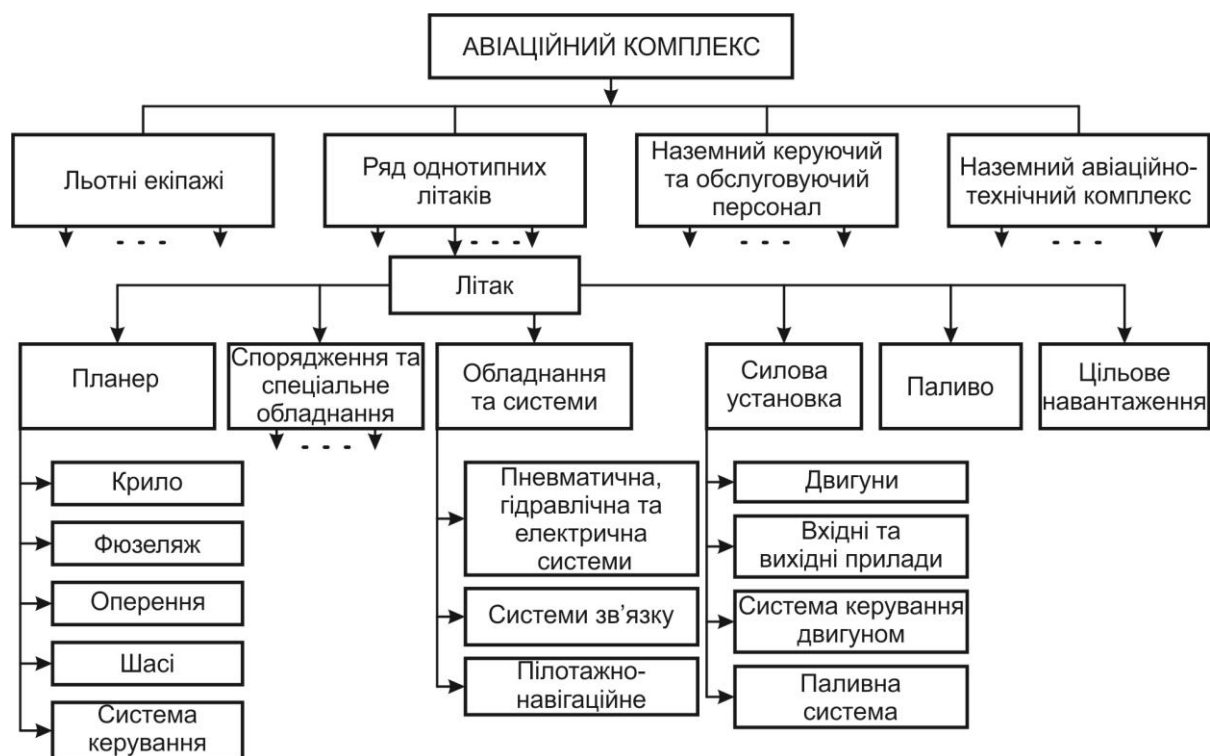


Рисунок 1.1 – Функціонально-структурна схема авіаційного комплексу

Процес створення літака містить групи, між якими існують зворотні зв'язки, що допомагають коригувати новий ЛА, підвищувати його якість й отримувати нову інформацію для подальшого використання [11, 21]:

– загальне проектування (критерії оцінки проектних і конструкторських рішень, вихідні дані для проектування, обмеження, розрахункові умови, вибір основних параметрів й їх зв'язок із льотними і технічними характеристиками,

аналіз і вибір схеми літака та типу силової установки, розрахунок маси літака, оптимізація проектних параметрів, компонування та центрування літака);

– проектування агрегатів і систем ЛА (вибір критерію оптимізації, проектування крила літака, фюзеляжу, силової установки, оперення, шасі, систем керування літаком);

– автоматизоване проектування (принципи створення та структура систем автоматизованого проектування, загальна математична постановка задачі проектування, опис алгоритму формування вигляду літака, структура та принципи розроблення прикладного програмного забезпечення, методи вирішення задач оптимізації).

Як критерії оцінювання параметрів літака в різних варіантах його застосування є [11, 40, 79]:

– при перевезенні пасажирів, вантажів, пошти

$$a = \frac{A}{k_{к.н} \cdot m_{к.н} \cdot V_p}, \quad (1.1)$$

де a – собівартість перевезень, грн/т·км; A – питома витрата на експлуатацію літака, грн/год; $k_{к.н}$ – коефіцієнт комерційного навантаження; $m_{к.н}$ – маса комерційного навантаження, т; V_p – рейсова швидкість польоту, км/год;

– у лісовій промисловості, санітарній авіації, на транспортно-зв'язкових роботах

$$a = \frac{A}{V_p}, \quad (1.2)$$

де a – собівартість перевезень, грн/т·км; A – питома витрата на експлуатацію літака, грн/год; V_p – рейсова швидкість польоту, км/год;

– у геодезії та картографії

$$a = A, \quad (1.3)$$

де a – собівартість перевезень, грн/т·км; A – питома витрата на експлуатацію літака, грн/год.

Показник A , що пов'язаний зі зменшенням витрат на експлуатацію, визначається вартістю літака та витратами на інфраструктуру його експлуатації, на систему його технічного обслуговування, на вартість палива та матеріалів, що витрачаються в польоті, на утримання льотно-технічного і обслуговуючого персоналу.

Проектування літального апарата складається з таких етапів [21, 63, 70, 91, 101, 105]:

- розроблення вимог;
- попереднє проектування;
- ескізне проектування;
- робоче проектування.

На етапі розроблення вимог створюють технічне завдання, яке має задовольняти заданим перспективним вимогам, відповідним завданням різних сфер діяльності суспільства, і забезпечувати вищий, ніж у прототипів, рівень економічних і експлуатаційних показників вітчизняних і зарубіжних легких літаків. Технічне завдання (ТЗ) є первинним, основним документом. ТЗ відображає технічні, техніко-економічні характеристики літального апарату, визначає основні характеристики конструкції та принципи роботи. Вимоги ТЗ ґрунтуються на сучасних досягненнях науки і техніки, на виконання науково-дослідних і експериментальних роботах [50]. Етап попереднього проектування присвячено вибору схеми ЛА, визначення поєднання основних параметрів літака та його систем, що забезпечують виконання заданих вимог, або обґрунтовують необхідність їх коригування. У процесі ескізного проектування отримані геометричні, вагові та енергетичні параметри літака втілюються в конкретне компонування, що відповідає різним, дуже суперечливим вимогам, у тому числі експлуатаційним і технологічним. Заключним етапом процесу проектування є робоче проектування, спрямоване на практичну реалізацію характеристик і параметрів ЛА [21, 63, 70, 91, 101, 105].

Основні методи в проектуванні літального апарата, що застосовувалися в процесі становлення ЛА [63, 70]:

- метод копіювання (метод подібності);

- статистичний метод;
- метод від прототипу;
- аналітичні методи;
- метод оптимального проектування літаків;
- методи автоматизованого проектування.

В основі методу проектування перших літаків був *метод копіювання (метод подібності)*, який базувався на законах подібності до літаючих істот. Згодом, коли вже був накопичений досвід розроблення та побудови перших літаків і планерів, став *статистичний метод* (він трансформувався в *метод проектування від прототипу*), в основі якого був науковий підхід, оснований на обробленні минулого досвіду, встановленні емпіричних закономірностей, що відображали об'єктивні закони проектування та базувалися на неперервних, плавних змінах у часі параметрів і характеристик літаків. Подальший розвиток методів розрахунку масових, аеродинамічних характеристик, розрахунків стійкості й керованості, показників ефективності літака сприяли розвитку *аналітичних методів* визначення основних проектних параметрів. Ці методи базуються на спільному вирішенні системи рівнянь, що враховують важливі зв'язки між параметрами й характеристиками літака із застосуванням різних видів обмежень. Для вирішення задач пошуку найвигідніших (оптимальних) параметрів літака, що задовольняли б вибраному критерію оцінювання досконалості проектних рішень, було розроблено *метод оптимального проектування літаків*. Практична реалізація даного методу довгий час зазнавала ускладнень при вирішенні оптимізації за окремими параметрами літака. З появою електронно-обчислювальних машин і розвитком програмування як основи *автоматизованого проектування* стало можливим швидке і ефективно виконання математичних операцій, візуалізації результатів проектування при вирішенні складних науково-технічних задач [61, 63, 70].

Узагальнення змін параметрів і характеристик цивільних легких літаків починаючи з 30-х років ХХ століття [9, 11, 21, 48, 70] й проведених досліджень сучасності [5, 35] сприяло визначенню відмітних і суттєвих ознак проектування цивільних легких літаків.

Забезпечення технологічного рівня та зниження матеріальних витрат нерозривно пов'язано з автоматизацією й інформаційною підтримкою всього життєвого циклу літака, впровадженням комп'ютерних інтегрованих систем CAD\CAM\CAE\PLM [3].

Реалізація процесу проектування за допомогою комп'ютерних систем потребує розроблення методології інтегрованого проектування на основі принципів і методів, що містять системний підхід при проектуванні, методи математичного та фізичного моделювання, досягнення сучасних відкритих інтегрованих технологій, інтелектуальний досвід і науково-технічні напрацювання.

Дисертаційну роботу присвячено розробленню наукових основ інтегрованого проектування цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерних систем з урахуванням методу визначення параметрів і характеристик 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 відповідно на етапі попереднього проектування.

1.2 Аналіз статистичних проектних параметрів цивільних легких літаків

У зв'язку зі створенням нових легких літаків, їх модифікацій, зміною даних й удосконаленням технологій та матеріалів часовим діапазоном використаних даних є період з 1970 р. до нинішнього часу, що відповідає четвертому етапу розвитку авіаційної техніки [48].

Однією з найважливіших задач проектування нового літака є визначення його злітної маси. Основне завдання при цьому полягає в забезпеченні необхідних льотно-тактичних характеристик літака при її мінімальній величині, тому що будь-яке невиправдане завищення злітної маси завжди знижує ефективність і конкурентоспроможність літака. Складність вирішення цього завдання пов'язана з тим, що деякі складові злітної маси залежать від її величини і тому виникає протиріччя: злітну масу не можна визначити, не визначивши маси всіх її складових, а масу складових неможливо знайти, не маючи величини злітної маси. Подібне зазвичай вирішують шляхом використання методу послідовних наближень, застосовуючи спочатку наближені, а потім все більш точні методи і формули для підрахунку мас літака. Значну допомогу в цих розрахунках дає використання статистичного матеріалу згідно з прототипами [43].

Проведено статистичні дослідження понад 30 цивільних легких літаків класичної аеродинамічної схеми з турбогвинтовими двигунами за трьома етапами [16, 17, 69]:

- «Статистичне спостереження»;
- «Групування статистичних даних»;
- «Аналіз статистичних даних».

На етапі «Статистичне спостереження» було проведено зібрання:

- фактичних даних, отриманих на основі інформації про двигуни, гвинти, основні льотно-технічні та геометричні характеристики, які наявні в каталогах двигунів фірм-виробників, технічних описах, публікаціях, даних компаній авіаперевезень, статистичних журналів і т.д.;

- розрахункових даних, виміряних за масштабованими графічними рисунками ЛА (кресленнями, схемами) і визначених за сталими залежностями, що дозволяє забезпечити надійну основу статистичного дослідження.

На етапі «Групування статистичних даних» проведено укрупнене групування цивільних легких літаків: за датою виробництва і експлуатації; за країнами-виробниками; за льотними, масовими даними, даними силової установки; за геометричними параметрами і зовнішніми ознаками (тобто за положенням крила та горизонтального оперення за висотою фюзеляжу, розташуванням і кількістю двигунів і гвинтів, висувному та невисувному шасі, типу механізації та закінцівок крила) літальних апаратів. При цьому дані за матеріалами конструкції планера літака та технології виробництва не враховували, тому що більша частина інформації знаходиться в комерційній таємниці, що не дозволяє провести статистичний аналіз з високою точністю.

На третьому етапі «Аналіз статистичних даних», суттю якого є виявлення взаємозв'язків і закономірностей досліджуваного явища, формулювання висновків і пропозицій, аналіз статистичних даних проводили за укрупненим групуванням цивільних легких літаків.

Статистичний аналіз являє собою процес вивчення та зіставлення отриманих цифрових даних, їх узагальнення. Оброблення статистичних даних реалізовували

засобами програми табличного процесора Microsoft Excel, оскільки графічна форма полегшує розгляд статистичних даних, робить їх візуально доступними. Для цього було використано стовпчикові гістограми, кругові діаграми та діаграми розсіювання, що дали можливість візуально та максимально точно оцінити ступінь досліджуваного діапазону цивільних легких літаків, зіставити, узагальнити цифрові дані й отримати кількісні статистичні показники.

Для проведення аналізу показано аеродинамічні схеми деяких легких літаків досліджуваного типу:

- Cessna 441 Conquest II (рисунок 1.2) [73];
- Cessna 425 Corsair (рисунок 1.3);
- Commander Jetprop 840 (рисунок 1.4) [83];
- EMB-121 Xingu (рисунок 1.5);
- GA8 Airvan [89];
- Merlin ПІВ (рисунок 1.6) [88];
- Mu-2В-60 Marquise (рисунок 1.7) [98];
- Quest Kodiak 100 [93];
- PA-42 Cheyenne III (рисунок 1.8);
- Beech Model 200 Super King Air (рисунок 1.9);
- King Air F90 (рисунок 1.10);
- Cessna Caravan (рисунок 1.11) [85];
- ТВМ-850 (рисунок 1.12) [103];
- Рисачок (рисунок 1.13) [74];
- Piaggio P-166 (рисунок 1.14);
- Spartacus 300 [84];
- М 101Т Гжель (рисунок 1.15);
- СМ-92 Т Турбо-Фініст (рисунок 1.16);
- Piper Cheyenne I (PA-31Т-500I) (рисунок 1.17);
- Piper Meridian 500 (рисунок 1.18) [96];
- King Air C90GTx [104];
- A-Viator (рисунок 1.19) [5, 11, 70, 75, 95, 106].

Основні параметри і характеристики легких літаків зведено в таблицю 1.1.

Таблиця 1.1 – Основні параметри і характеристики легких літаків

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Льотні дані												
		M_{max}	$V_{крейс}$, км/ГОД	V_{max} , км/ГОД	$H_{крейс}$, км	H_{Vmax} , км	$V_{відр}$, км/ГОД	$V_{нос}$, км/ГОД	V_y , м/с	$H_{стелі}$, км	$L (m_{n max})$, км	$L (m_{zp max})$, км	$L_{розб}$ (або $L_{зп}$), м	$L_{проб}$ (або $L_{нос}$), м
1	Cessna 441 Conquest II (США, 1975)	0,55	480	547	10,7	4,875	194	167	12,37	11	4245	4064	(544)	–
2	CESSNA 320 SKYKNIGHT (США, 1966)	0,4	418	442	3,048	6,096	156,8	135	5,68	8,72	–	1226	362,71	461,16
3	Cessna 425 (США, 1978)	0,52	426	487	5,395	–	172,8	148,7	5,68	10,18	2919	2480	661 (759)	291 (655)
4	CESSNA CARAVAN (США, 1984)	0,305	344	–	3,048	6,096	–	–	6,27	6,72	1983	–	354 (626)	218 (495)
5	Commander Jetprop 840 (США, 1979)	0,461	493	495	9,449	9,449	175,6	151,1	14,3	10,378	3297	–	392 (559)	378 (711)
6	EMB-121A1 Xingu (Бразилія, 1976-1987)	0,423	380	466	–	–	165,3	142,3	9,1	8,535	2278	–	–	–
7	GA8 Airvan (Австралія, 2000)	0,212	222	241	3,05	1,525	85,5	73,6	3,71	6,096	1352	–	420 (630)	160 (375)
8	GA10 (Австралія, 2012)	0,138	150	157	3,048	–	55,7	47,9	–	6,096	1390	–	550	–
9	Merlin III (США, 1969-1972)	0,591	556	645	–	–	288,8	196,9	13,47	9,144	3590	–	–	–
10	MU-2B-60 Marquise (Японія, 1963-1986)	0,496	–	543	–	–	192,6	165,8	10,069	8,961	2570	–	556 (660)	402 (670)
11	Quest Kodiak 100 (США, 2008)	0,3	324,1	337,06	3657,6	–	119,6	111,12	6,96	7,620	2096,5	1861,26	305,1	214,88
12	PC-12 NG (Швейцарія, 1994)	0,475	444	519	7,62	–	184,1	158,5	9,75	9,144	3389	–	558 (808)	250 (518)
13	Piaggio Avanti P180 II (Італія, 2006)	0,69	724	732	–	–	259,7	223,5	–	12,496	2780	–	–	–

Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Льотні дані												
		M_{max}	$V_{крейс}$, км/ГОД	V_{max} , км/ГОД	$H_{крейс}$, км	$H_{V_{max}}$, км	$V_{відр}$, км/ГОД	$V_{нос}$, км/ГОД	V_y , м/с	$H_{стелі}$, км	$L (m_{n max})$, км	$L (m_{2p max})$, км	$L_{розб}$ (або $L_{3л}$), м	$L_{проб}$ (або $L_{нос}$), м
14	Piaggio P.166 (Італія, 1957)	0,36	–	400	–	–	141,9	122,1	–	8,839	2035	–	–	–
15	Spartacus 300 (Італія, 1984)	0,347	333	387	3,657	3,657	137,3	118,2	10,45	7,620	824	–	386	428
16	М-101Т Гжель (Росія, 2003)	0,48	420	540	–	–	191,6	164,9	–	7,6	1300	1100	–	–
17	СМ-92Т «Турбо-Фініст» (Росія, 2002)	0,275	310	325	3,00	–	115,3	99,2	6,8	–	775	–	340	530
18	Piper Cheyenne II, PA-31T-500 II (Німеччина, 1974-1989)	0,467	452	504	8,2	3,657	178	182	14,2	9,945	1139	–	442 (594)	201 (481)
19	Piper Cheyenne I PA-31T-500 I (Німеччина, 1974-1989)	0,418	437	459,3	8,595	–	162,9	140,2	–	8,839	269,14	117	435 (745)	484 (689)
20	Piper Meridian 500 (США, 2015)	0,44	394,5	481,52	–	–	170,8	147	–	9,144	1852	–	503	311
21	ТВМ-850 (Франція, 2005)	0,55	467	593	4	–	187	129	12,09	9,45	2935	1000	866	741
22	Рисачок (Росія, 2010)	0,39	390	450	5	–	172	160	9	6	2000	950	370	350
23	King Air C90GTx (США, 1964)	0,50	504	550	5	–	151	148	9,92	9,144	2289	552	605 (729)	640 (717)
24	Piper Pa-42 Cheyenne III (США, 1980)	0,471	496	537	9,144	6,096	198	194	–	10,058	4148	2678	780 (985)	536 (778)
25	Beech Model 200 Super King Air (США, 1972)	0,51	523	545	7,625	4,575	193,3	166,4	12,5	10,67	3756	3300	–	–
26	A-Viator (Італія, 2008)	0,35	315	395	3	–	176	123	7,87	7,58	1575	800	400	320

Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Масові дані											
		$m_{зл}$, кг	$m_{зл. тах}$, кг	$m_{еруз}$, кг	$m_{ком}$, кг	$\bar{m}_{ком}$	$n_{пас}$, чол	$n_{ек}$, чол	$m_{баг}$, кг	$m_{нос}$, кг	$m_{нуст}$, кг	m_n , кг	\bar{m}_n
1	Cessna 441 Conquest II (США, 1975)	4468	4501	–	1685	0,374	6-9	1-2	–	4245	2577	1444	0,321
2	CESSNA 320 SKYKNIGHT (США, 1966)	2268	2530	–	819	0,323	4-6	1-2	–	–	1493	741	0,293
3	Cessna 425 (США, 1978)	3901	3934	–	1440	0,366	4-6	1-2	–	3624	2209	1385	0,352
4	CESSNA CARAVAN (США, 1984)	3629	3645	1395	1501	0,412	10-14	1	147	3538	1635	493 (запас 1009)	0,276
5	Commander Jetprop 840 (США, 1979)	4683	4706	–	1666	0,354	6-8	1-2	272	4389	3040	1635	0,347
6	EMB-121A1 Xingu (Бразилія, 1976-1987)	–	5670	–	780	0,137	8-9	2	–	–	3500	1720	0,3
7	GA8 Airvan (Австралія, 2000)	–	1905	200	891	0,468	8	1	–	1814	1014	349	0,183
8	GA10 (Австралія, 2012)	–	2154,57	–	1020	0,474	9	1	–	–	1066	550	0,255
9	Merlin III (США, 1969-1972)	5670	5715	–	1944	0,34	8-11	1-2	–	–	3695	1969	0,344
10	MU-2В-60 Marquise (Японія, 1963-1986)	5250	5270	891,31	1651,08	0,313	7	2	–	5000	3470	1531	0,29
11	Quest Kodiak 100 (США, 2008)	3290,82	3313,49	–	1603	0,483	5-9	1	–	–	1710,04	987,02	0,297
12	PC-12 NG (Швейцарія, 1994)	4740	4760	–	458	0,096	6	1-2	–	4500	4100	1226	0,257
13	Riaggio Avanti P180 II (Італія, 2006)	5488,47	5511,15	816,47	1882,41	0,341	7-9	1	–	5216,3	4445,21	1270,97	0,231

Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Масові дані											
		$m_{зл},$ кг	$m_{зл. тах},$ кг	$m_{сруз},$ кг	$m_{ком},$ кг	$\bar{m}_{ком}$	$n_{нас},$ чол	$n_{ек},$ чол	$m_{баг},$ кг	$m_{нос},$ кг	$m_{пуст},$ кг	$m_n,$ кг	\bar{m}_n
14	Piaggio P.166 (Італія, 1957)		4300	1166	585	0,136	6	2	–	–	2650	1129	0,262
15	Spartacus 300 (Італія, 1984)	2600	2625	–	652	0,248	7-8	1	–	2470	1752	221	0,084
16	М-101Т Гжель (Росія, 2003)	–	3270	–	540	0,165	4-7	1-2	–		1420	450	0,137
17	СМ-92Т «Турбо- Фініст» (Росія, 2002)	–	3000	–	900	0,3	5	2	–	3000	1650	608	0,203
18	Piper Cheyenne II, PA- 31Т-500 II (Німеччина, 1974-1989)	4082	4105	722	1828	0,445	6-8	1	136	4082	3265	1415	0,344
19	Piper Cheyenne I PA- 31Т-500 I (Німеччина, 1974-1989)	3946	3968	722	1425	0,359	6-7	1	–	3946	3265	1160	0,292
20	Piper Meridian 500 (США, 2015)	2310	2329	–	770	0,33	6	1	205,65	2182	1559	644	0,276
21	ТВМ-850 (Франція, 2005)	3300	3353	–	605	0,183	4-5	1	–	3186	2081	860	0,26
22	Рисачок (Росія, 2010)	5800	6000	–	1500	0,258	до 10	2	–	4842	4500	1197	0,206
23	King Air С90GTx (США, 1964)	4756	4783	–	1501	0,315	7-8	1	–	4460	3152	1167	0,245
24	Piper Pa-42 Cheyenne III (США, 1980)	5080	5118	363	2221	0,433	8	–	136 136 91	4686	2898	2188	0,427
25	Beech Model 200 Super King Air (США, 1972)	–	5670	907	1820	0,32	11	1	–	–	3419	–	–
26	A-Viator (Італія, 2008)	3000	3025	–	870	0,29	6-11	2	–	2852	1680	675	0,225

Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Дані силової установки				Геометричні дані						
		N_0 , даН (кВт)	$m_{об}$, кг	Число, тип і марка двигунів	C_e , кг/кВт·год	S , м ²	L , м	$\chi_{н.к.}$, град	λ	\bar{c}_0 , \bar{c}_k	b_0 , м b_k , м	η
1	Cessna 441 Conquest II (США, 1975)	2×635 (474)	2×153	2 ТГД × Garrett TPE331-8-403S	0,327	23,56	15,04	1,25	9,6	0,18, 0,19	1,75, 1,077	1,62
2	CESSNA 320 SKYKNIGHT (США, 1966)	2×285 (213)	2×184	2ТГД×TSIO-520-Bs	0,306	16,6	11,25	–	–	0,18, 0,18	–	–
3	Cessna 425 (США, 1978)	2×450 (336)	2×156	2 ТГД×Pratt & Whitney Canada PT6A-112	0,353	20,9	13,45	2,8	8,65	–	1,772, 1,052	1,68
4	CESSNA CARAVAN (США, 1984)	1×675	1×163	1 ТГД×Pratt & Whitney Canada PT6A-114A	0,353	26	15,87	3,43	9,555	–	2,67, 1,27	2,1
5	Commander Jetprop 840 (США, 1979)	2×840	2×160,2	2 ТГД×Garrett TPE331-5-254K	0,353	26	15,87	0	9,68	–	2,5, 0,772	3,24
6	EMB-121A1 Xingu (Бразилія, 1976-1987)	2×750 (560)	2×154,8	2 ТГД×Pratt Whitney Canada PT6A-135	0,35	27,5	14,05	2,43	7,2	–	2,38, 1,5	1,59
7	GA8 Airvan (Австралія, 2000)	1×320	1×199	1 ТГД×Textron Lycoming TIO-540-AH1A	0,306	19,3	12,412	0	7,9	–	1,58, 1,58	1
8	GA10 (Австралія, 2012)	1×450 (335)	1×93	1 ТГД×Rolls Royce Model 250-B17F	0,285	19,305	12,41	–	–	–	–	–
9	Merlin III (США, 1969-1972)	2×900	2×171	2 ТГД×AiResearch (Garrett) TPE-331-10U503G	0,337	25,8	14,10	4,4	7,7	–	2,44, 1,0	2,44
10	MU-2B-60 Marquise (Японія, 1963-1986)	2×665	2×171	2 ТГД×Carrett AiResearch TPE331 10 501M	0,337	17,3	11,95	2,5	7,71	–	1,86, 1,03	1,8
11	Quest Kodiak 100 (США, 2008)	1×750 (559)	1×144	1 ТГД×P&WC PT6A-34	0,364	22,3	13,72	3	8,4	–	1,605, 1,337	1,17
12	PC-12 NG (Швейцарія, 1994)	1×1200	1×261	1 ТГД×PT6A-67P	0,324	25,81	16,25	1,5	10,2	–	2,014, 1,037	1,94
13	Piaggio Avanti P180 II (Італія, 2006)	2×850	2×212	2 ТГД×P&WC PT6A-66B	0,38	16	14,02	2	12,3	–	1,71, 0,641	2,67

Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Дані силової установки				Геометричні дані						
		N_0 , даН (кВт)	$m_{ов}$, кг	Число, тип і марка двигунів	C_e , кг/кВт·год	S , м ²	L , м	$\chi_{п.к.}$, град	λ	\bar{c}_0 , \bar{c}_k	b_0 , м b_k , м	η
14	Piaggio P.166 (Італія, 1957)	2×600 (447)	2×150,8	2 ТГД×Lycoming LTP 101-600	0,333	26,6	14,69	12	8,11	–	2,46, 1,21	2,03
15	Spartacus 300 (Італія, 1984)	2×328	2×93	2 ТГД×Rolls Royce 250 B17C	0,285	18,60	12,00	0	7,74	–	1,53, 1,53	1
16	М-101Т Гжель (Росія, 2003)	1×780	1×200	1 ТГД×Walter M-601F	0,387	17,11	13,20	2	10,2	–	1,75, 0,852	2,05
17	СМ-92Т «Турбо-Фініст» (Росія, 2002)	1×780 (580)	1×200	1 ТГД×WALTER M-601F	0,387	20,4	14,6	1,6	10,4	0,15, 0,16	1,32, 1,32	1
18	Piper Cheyenne II, PA-31T-500 II (Німеччина, 1974-1989)	2×620 (460)	2×144	2 ТГД×Pratt & Whitney PT6A-28	0,368	21,3	13,01	3,4	7,95	0,135	2,109, 0,969	2,17
19	Piper Cheyenne I PA-31T-500 I (Німеччина, 1974-1989)	2×500 (368)	2×144	2 ТГД×Pratt & Whitney PT6A-11	0,396	21,3	13,01	5	7,95	0,135	1,887, 0,983	1,92
20	Piper Meridian 500 (США, 2015)	1×500 (368)	1×183	1 ТГД×Pratt & Whitney PT6A-42A	0,414	16,47	13,1	3,4	10,4	–	2,35, 0,944	2,5
21	ТВМ-850 (Франція, 2005)	1×700	1×122,47	1 ТГД×Pratt & Whitney PT6A-66D	0,408	18	12,68	1	8,9	0,12	–	1,7
22	Рисачок (Росія, 2010)	2×750	2×202	2 ТГД×WALTER M-601F	0,385	30,5	18	0	10,6	0,12	1,91, 1,67	1,15
23	King Air C90GTx (США, 1964)	2×550	2×150	2 ТГД×Pratt & Whitney PT6A-135	0,35	33	16,36	2,24	8,11	0,12	–	2
24	Piper Pa-42 Cheyenne III (США, 1980)	2×720	2×181,35	2 ТГД×Pratt & Whitney PT6A	0,348	27,2	14,53	7	7,76	–	2,39, 0,918	2,6
25	Beech Model 200 Super King Air (США, 1972)	2×850	2×183	2 ТГД×Pratt & Whitney PT6A-42	0,334	28,15	16,61	2	9,8	–	2,26× 0,934	2,42
26	A-Viator (Італія, 2008)	2×450	2×93	2 ТГД×Rolls Royce 250B17C	0,285	18,6	12	0	7,74	0,12	1,49	1

Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Геометричні дані										
		$t_0 = \frac{10N_0}{m_0g}$	$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв}}{N_0}$ кг/даН	$K_{об.пол} = \frac{m_{ком}}{m_0}$	$K_{мід} = \frac{m_o}{\sum S_{мід}}$, даН/м ²	Тип профілю (кореневий, кінцевий)	База, м	Колія, м	Габаритні розміри пасажирського салону ($h_k \times b_k \times l_k$), м	Об'єм багажного відсіку, м ³	Розміри пасажирсь- ких дверей ($b_n \times h_n$), м	Розміри багажних дверей ($b_б \times h_б$), м
1	Cessna 441 Conquest II (США, 1975)	0,287	0,241	0,374	2164	NACA 23018, NACA 23019	3,4	3,5	1,3×1,4×3,9	0,74	0,63×1,23	–
2	CESSNA 320 SKYKNIGHT (США, 1966)	0,23	0,646	0,324	–	–	–	–	–	–	–	–
3	Cessna 425 (США, 1978)	0,233	0,347	0,366	1385	–	3,11	5,14	1,31×1,4×4,82	–	0,63×1,24	–
4	CESSNA CARAVAN (США, 1984)	0,189	0,242	0,412	–	–	3,6	3,6	1,31×1,58×5,3	0,89	0,949×1,058	1,3×1,458
5	Commander Jetprop 840 (США, 1979)	0,364	0,19	0,354	574	–	5,36	4,4	1,35×1,25×4,34	1,98	0,64×1,106	0,63×0,79
6	EMB-121A1 Xingu (Бразилія, 1976- 1987)	0,27	0,206	0,137	1331	–	–	–	1,4×1,74×2,552	–	0,729×1,5	–
7	GA8 Airvan (Австралія, 2000)	0,17	0,622	0,467	–	–	2,26	–	1,14×1,27×4,638	0,51	0,694×1,1	1,1×1,037
8	GA10 (Австралія, 2012)	0,213	0,206	0,474	–	–	–	–	–	0,91	–	–
9	Merlin III (США, 1969-1972)	0,321	0,19	0,34	1681	–	3,44	4,58	1,46×1,58×4,05	3,34	0,714×1,3	–
10	MU-2В-60 Marquise (Японія, 1963-1986)	0,257	0,257	0,313	1264	–	4,55	2,4	1,3×1,5×5,057	1,25	0,787×1,3	–
11	Quest Kodiak 100 (США, 2008)	0,23	0,192	0,483	–	–	3,31	3,45	1,46×1,37×4,82	1,76	2 дверей 0,787×1,295	1,25×1,25
12	PC-12 NG (Швейцарія, 1994)	0,256	0,218	0,096	–	–	3,48	4,53	1,47×1,52×5,16	1,13	0,61×1,35	1,35×1,32
13	Piaggio Avanti P180 II (Італія, 2006)	0,314	0,25	0,341	–	–	5,8	4,1	1,77×1,86×5,33	1,3	0,6×1,3	–

Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Геометричні дані										
		$t_0 = \frac{10N_0}{m_0g}$	$\gamma_{\text{дв}} = \frac{m_{\text{дв}}}{N_0}$ кг/даН	$K_{\text{об.пол}} = \frac{m_{\text{ком}}}{m_0}$	$K_{\text{мід}} = \frac{m_o}{\sum S_{\text{мід}}}$, даН/м ²	Тип профілю (кореневий, кінцевий)	База, м	Коля, м	Габаритні розміри пасажирського салону ($h_k \times b_k \times l_k$), м	Об'єм багажного відсіку, м ³	Розміри пасажирсь- ких дверей ($b_n \times h_n$), м	Розміри багажних дверей ($b_o \times h_o$), м
14	Piaggio P.166 (Італія, 1957)	0,284	0,26	0,136	867	–	4,75	2,76	–	–	0,7×1,45	1,4×1,45
15	Spartacus 300 (Італія, 1984)	0,255	0,284	0,248	1071	–	3,75	2,4	1,201×1,12×2,95	0,55	–	–
16	М-101Г Гжель (Росія, 2003)	0,243	0,256	0,165	1308	–	2,6	3,26	–	–	0,72×0,96	1,15×1,23
17	СМ-92Т «Турбо- Фініст» (Росія, 2002)	0,265	0,256	0,3	453	П-301М-15	6,46	3,84	1,2×1,26×3,40	–	1,2×1,1	1,2×1,1
18	Piper Cheyenne II, РА-31Т-500 II (Німеччина, 1974- 1989)	0,308	0,232	0,445	1303	–	2,75	4,17	1,31×1,28×2,56	0,566	0,53×0,66	0,76×0,43
19	Piper Cheyenne I, РА-31Т-500 I (Німеччина, 1974- 1989)	0,257	0,288	0,359	–	–	2,73	4,15	1,31×1,28×2,56	–	0,746×1,15	–
20	Piper Meridian 500 (США, 2015)	0,218	0,366	0,331	–	–	2,45	3,76	1,19×1,25×3,75	–	0,635×1,19	–
21	ТВМ-850 (Франція, 2005)	0,305	0,207	0,448	–	–	–	–	–	–	–	–
22	Рисачок (Росія, 2010)	0,258	0,269	0,258	–	–	4	4,04	–	–	–	–
23	King Air C90GTx (США, 1964)	0,235	0,245	0,315	–	–	3,78	3,91	1,46×1,37×3,87	–	0,695×1,39	–
24	Piper Pa-42 Cheyenne III (США, 1980)	0,289	0,252	0,437	–	–	3,17	5,68	1,32×1,3×6,99	0,46 0,88 0,32	0,737×1,168	0,61×0,51 0,47×0,76 0,61×0,86
25	Beech Model 200 Super King Air (США, 1972)	0,305	0,242	0,32	–	–	4,47	5,14	1,45×1,37×5,08	–	0,739×1,395	–
26	A-Viator (Італія, 2008)	0,305	0,207	0,448	–	–	3,513	2,167	1,265×1,13×5,29	–	–	–

Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Геометричні дані													
		$S_{Г.О.}$, м ²	$l_{Г.О.}$, м	$\chi_{п.к.Г.О.}$, град	$\lambda_{Г.О.}$	$b_{0Г.О.}$, м $b_{кГ.О.}$, м	$\eta_{Г.О.}$	$S_{В.О.}$, м ²	$h_{В.О.}$, м	$\chi_{п.к.В.О.}$, град	$\lambda_{В.О.}$	$b_{0В.О.}$, м $b_{кВ.О.}$, м	$\eta_{В.О.}$	$\bar{S}_{Г.О.}$	$\bar{S}_{В.О.}$
1	Cessna 441 Conquest II (США, 1975)	5,38	6	6,5	6,7	1,24, 0,716	1,73	3,44	2,1	4,5	1,28	2,19, 0,948	2,31	0,228	0,146
2	CESSNA 320 SKYKNIGHT (США, 1966)	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
3	Cessna 425 (США, 1978)	6	5,87	6,5	5,74	1,32, 0,811	1,63	3,64	1,97	49	1,07	2,61, 1,1	2,37	0,275	0,174
4	CESSNA CARAVAN (США, 1984)	5,98	6,3	6,26	6,64	1,27, 0,77	1,65	2,36	2,04	28	1,76	1,7, 0,612	2,78	0,23	0,09
5	Commander Jetprop 840 (США, 1979)	5,46	6,1	13,7	6,8	1,59, 0,231	6,88	3,58	2,52	25	1,77	1,98, 0,86	2,3	0,21	0,137
6	EMB-121A1 Xingu (Бразилія, 1976-1987)	6,05	5,74	11,5	5,45	1,51, 0,618	2,44	4,63	2,28	45	1,12	2,58, 1,48	1,74	0,22	0,168
7	GA8 Airvan (Австралія, 2000)	3,76	4,08	0	4,43	1,03, 1,03	1	2,8	1,79	42	1,44	1,88, 0,51	3,68	0,194	0,145
8	GA10 (Австралія, 2012)	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
9	Merlin III (США, 1969-1972)	5,94	4,68	41,9	3,68	2,0, 0,71	2,81	3,85	2,62	34	1,78	1,97, 0,96	2,05	0,23	0,149
10	MU-2В-60 Marquise (Японія, 1963-1986)	5,36	4,83	15,5	4,35	1,72, 0,615	2,8	3,66	2,28	47,6	1,42	2,42, 0,786	3,1	0,31	0,212
11	Quest Kodiak 100 (США, 2008)	6,03	5,08	0	4,28	0,99	1	3,09	3,88	29,4	4,87	1,764, 0,725	2,43	0,27	0,138
12	PC-12 NG (Швейцарія, 1994)	4,87	5,2	7,3	5,55	1,23, 0,836	1,47	2,92	1,75	38	1,05	1,99, 1,36	1,46	0,188	0,113
13	Piaggio Avanti P180 II (Італія, 2006)	3,7	4,1	31	4,54	1,14, 0,667	1,71	4,2	1,98	43,6	0,975	2,52, 1,72	1,46	0,231	0,263

Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Геометричні дані													
		$S_{Г.О.}$, м ²	$l_{Г.О.}$, м	$\chi_{п.к.Г.О.}$, град	$\lambda_{Г.О.}$	$b_{0Г.О.}, м$ $b_{кГ.О.}, м$	$\eta_{Г.О.}$	$S_{В.О.}$, м ²	$h_{В.О.}$, м	$\chi_{п.к.В.О.}$, град	$\lambda_{В.О.}$	$b_{0В.О.}, м$ $b_{кВ.О.}, м$	$\eta_{В.О.}$	$\bar{S}_{Г.О.}$	$\bar{S}_{В.О.}$
14	Piaggio P.166 (Італія, 1957)	6,02	5,22	11,2	4,53	1,62, 0,889	1,82	6,15	2,17	29,3	0,765	1,95, 0,926	2,1	0,226	0,231
15	Spartacus 300 (Італія, 1984)	3,77	3,94	12,2	4,12	1,21, 0,797	1,51	2,68	1,98	35,15	1,46	1,9, 0,808	2,35	0,203	0,144
16	М-101Т Гжель (Росія, 2003)	4,1	4,695	14	5,4	1,078, 0,602	1,79	1,92	1,455	48	1,1	1,64, 0,65	2,5	0,24	0,11
17	СМ-92Т «Турбо-Фініст» (Росія, 2002)	6,64	5,53	0	4,6	1,18, 1,18	1	3,76	2,5	39	1,66	2,03, 0,687	2,95	0,325	0,184
18	Piper Cheyenne II, РА-31Т-500 II (Німеччина, 1974-1989)	6,7	6,18	10,4	5,7	1,5, 0,724	2,07	2,45	1,85	46,1	1,4	1,99, 0,657	3,03	0,315	0,115
19	Piper Cheyenne I РА-31Т-500 I (Німеччина, 1974-1989)	5,83	6,14	10,4	6,5	1,4, 0,77	1,82	2,54	1,91	45,5	1,44	2,01, 0,643	3,13	0,274	0,119
20	Piper Meridian 500 (США, 2015)	4,22	5,18	9,3	6,36	1,2, 0,554	2,17	2,12	1,68	44	1,33	1,64, 0,845	1,94	0,256	0,129
21	ТВМ-850 (Франція, 2005)	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	0,252	0,201
22	Рисачок (Росія, 2010)	9,04	6,99	0	5,4	1,4, 1,4	1	4,67	2,39	40,45	1,22	2,93, 0,985	2,97	0,253	0,159
23	King Air C90GTx (США, 1964)	6,3	5,36	9,47	4,56	1,65, 1,11	1,49	2,56	1,86	42	1,72	1,98, 0,773	2,56	0,345	0,319
24	Piper Pa-42 Cheyenne III (США, 1980)	6,89	6,77	9,23	6,65	1,43, 0,7	2,04	4,7	2,36	35,3	1,18	2,42, 1,57	1,54	0,25	0,172
25	Beech Model 200 Super King Air (США, 1972)	6,02	5,57	21,3	5,15	1,51, 0,842	1,79	3,8	1,83	38	0,881	2,35, 1,75	1,34	0,218	0,135
26	А-Viator (Італія, 2008)	3,58	4,014	11	4,5	1,19, 0,769	1,55	2,7	2	34,5	1,48	1,92, 0,772	2,48	0,177	0,133

Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Геометричні дані														
		Надлишковий тиск у кабіні p_0 , кПа	Кут поперечного «V» крила	$b_{САХ\ кр}$, м	Тип закрилка	$b_{0з}, м$ $b_{кз}, м$	$l_з$, м	$S_з$, м ²	$b_{0e}, м$ $b_{ke}, м$	l_e , м	S_e , м ²	Тип передкрилка	$b_{0перед}, м$ $b_{кперед}, м$	$l_{перед}$, м	$S_{перед}$, м ²	Кут відхилення закрилка, град
1	Cessna 441 Conquest II (США, 1975)	-	+5	1,579		0,41	2,8	2,3	0,412, 0,365	1,99	1,57	-	-	-	-	-
3	Cessna 425 (США, 1978)	-	+6,6	1,442	-	-	-	-	0,476, 0,368	1,67	1,41	-	0,14	4,63	1,32	-
4	CESSNA CARAVAN (США, 1984)	-	+3	1,68	-	0,576, 0,355	4,39	3,5	0,355, 0,268	1,98	1,24	-	-	-	-	30
5	Commander Jetprop 840 (США, 1979)	35,8	+4	1,84	двосекційний	0,502, 0,602, 0,3	0,97, 1,35	2,2	0,3, 0,215	2,84	1,46 (без тримера)	-	-	-	-	-
6	EMB-121A1 Xingu (Бразилія, 1976-1987)	-	+8	1,97	-	0,434, 0,3	3,99	2,93	0,378, 0,352	1,87	1,37 (без тримера)	двосекційний	0,131, 0,1 0,18, 0,138	1,38, 2,18	1,08	-
7	GA8 Airvan (Австралія, 2000)	-	-	1,57	-	0,291	2,54	1,48	0,291	2,35	1,37	п'яти-секційний	0,208	5,00, 0,966	2,04	38
9	Merlin III (США, 1969-1972)	-	+5	1,8	дво-щілинний	0,44, 0,33	3,4	2,62	0,33, 0,252	2,38	1,37	-	-	-	-	-
10	MU-2B-60 Marquise (Японія, 1963-1986)	41,4	-1	1,48	Фаулера трисекційний	0,275, 0,25, 0,223, 0,198	2,35	1,12	-	-	-	-	-	-	-	-
11	Quest Kodiak 100 (США, 2008)	-	+3	1,605	Фаулера одно-щілинний	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
12	PC-12 NG (Швейцарія, 1994)	-	+6,8	1,57	висувний три-щілинний	0,15, 0,105	4,71	1,2	0,415, 0,3	2,1	1,5	-	-	-	-	-
13	Piaggio Avanti P180 II (Італія, 2006)	62	0	1,26	-	-	-	-	0,329, 0,265	1,85	1,1	-	-	-	-	-

Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Геометричні дані														
		Надлишковий тиск у кабіні p_0 , кПа	Кут поперечного «V» крила	$b_{САХ\ кр}$, м	Тип закрилка	$b_{0з}$, м $b_{кз}$, м	$l_з$, м	$S_з$, м ²	b_{0e} , м $b_{ке}$, м	l_e , м	S_e , м ²	Тип перед-крилка	$b_{0перед}$, м $b_{кперед}$, м	$l_{перед}$, м	$S_{перед}$, м ²	Кут відхилення закрилка, град
14	Riaggio P.166 (Італія, 1957)	–	-1	1,9	–	0,456, 0,391	2,7	2,29	0,391, 0,353	2,45	1,9	–	–	–	–	
15	Spartacus 300 (Італія, 1984)	–	0	1,53	–	0,313	2,9	1,87	0,325	2,12	1,38	–	–	–	–	
16	М-101Т Гжель (Росія, 2003)	–	+6	1,33	двощільний поворотний з дефлектором	0,462, 0,3	3,56	2,72	0,376, 0,237	1,8	1,09	–	–	–	–	
17	СМ-92Т «Турбо-Фініст» (Росія, 2002)	–	+1,5	1,33	–	0,295, 0,282	3,23	1,86	0,327, 0,317	2,6	1,67	–	–	–	–	20; 40
18	Piper Cheyenne II, PA-31Т-500 II (Німеччина, 1974-1989)	–	+6	1,61	однощільний	0,376, 0,264	1,7	1,08	–	2,88	–	–	–	–	–	15; 40
19	Piper Cheyenne I PA-31Т-500 I (Німеччина, 1974-1989)	37,9	+6	1,48	–	0,358, 0,288	1,59	1,03	0,338, 0,271	1,99	1,2	–	–	–	–	–
20	Piper Meridian 500 (США, 2015)	37,9	+5	1,25	–	0,396, 0,325	3,4	2,44	0,325, 0,278	2,26	1,33	–	–	–	–	–
21	ТВМ-850 (Франція, 2005)	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
22	Рисачок (Росія, 2010)	–	+4	1,7	–	0,48	4,5	4,31	0,48	2,99	2,87	–	–	–	–	–
23	King Air С90GТх (США, 1964)	–	–	1,64	двосекційний	0,3, 0,21 0,3	3,7	–	0,276, 0,195	2,47	–	–	0,225, 0,102	3,7	–	–
24	Piper Pa-42 Cheyenne III (США, 1980)	43,4	+6	1,95	двосекційний	0,564, 0,435 0,389	3,14	2,92	0,389, 0,275	2,03	1,35	–	–	–	–	10; 30
25	Beech Model 200 Super King Air (США, 1972)	44,8	+7	1,79	двосекційний	0,368, 0,319 0,368	4,13	2,95	0,319, 0,159	3,31	1,59	–	0,151, 0,088	4,29	1,03	–
26	A-Viator (Італія, 2008)	–	+1	1,5	простий, щільний	0,277	3,0	1,67	0,323	2,16	1,38	–	–	–	–	15; 40

Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Геометричні дані та зовнішні ознаки														
		Параметри закінцівок		$L_{Г.О},$ м	$A_{Г.О}$	$L_{В.О},$ м	$A_{В.О}$	Аеродинамічна компенсація руля висоти, ГО, ВО	$b_{0\ p.в},$ м	$l_{p.в},$ м	$S_{p.в},$ м ²	$b_{0\ p.н},$ м	$l_{p.н},$ м	$S_{p.н},$ м ²	Розміщення горизонтального оперення	Кут поперечного «V» ГО
		S_3	$b_3 \times l_3$													
1	Cessna 441 Conquest II (США, 1975)	0,86	1,095×0,394	5,53	0,799	5,17	0,478	р, р	0,516, 0,355	2,54	2,3	1,11, 0,425	1,94	1,58	палубне	13
2	CESSNA 320 SKYKNIGHT (США, 1966)	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
3	Cessna 425 (США, 1978)	–	–	5,14	1,023	5,05	0,609	р, р	0,463, 0,339	2,38	2,04	1,15, 0,473	1,95	1,6	палубне	10,5
4	CESSNA CARAVAN (США, 1984)	–	–	6,05	0,828	6,32	0,341	р, р	0,443, 0,279	2,94	2,28	0,528, 0,345	1,99	0,93	палубне	–
5	Commander Jetprop 840 (США, 1979)	0,23	0,613×0,411	6,77	0,772	5,98	0,447	немає, р	0,736, 0,287	2,41	2,1	0,92, 0,422	2,52	1,76	у кореневій частині кіля	13
6	EMB-121A1 Xingu (Бразилія, 1976-1987)	0,33	1,53×0,223	6,62	0,739	5,48	0,468	р, немає	0,642, 0,372	2,78	2,86	0,967, 0,614	1,78	1,4	Т-подібне	0
7	GA8 Airvan (Австралія, 2000)	1,01	1,58×0,36	4,53	0,562	4,76	0,439	немає, немає	0,474	1,83	1,74	0,845, 0,521	1,27	0,85	палубне	0
8	GA10 (Австралія, 2012)	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
9	Merlin III (США, 1969-1972)	0,28	1,067×0,274	5,58	0,713	6,16	0,51	р, р	–	–	–	–	–	–	у кореневій частині кіля	0
10	MU-2B-60 Marquise (Японія, 1963-1986)	2,7	3,57×0,458	5,52	1,155	6,56	0,937	р, р	0,669, 0,296	2,04	2,03	1,13, 0,557	1,94	1,7	палубне	0
11	Quest Kodiak 100 (США, 2008)	–	–	5,09	0,857	4,98	0,429	р, р	–	–	–	–	–	–	палубне	–
12	PC-12 NG (Швейцарія, 1994)	0,46	1,04×0,908	7,41	0,89	6,87	0,495	р, немає	0,471, 0,387	2,42	2,18	0,632, 0,393	1,94	1,1	Т-подібне	0
13	Piaggio Avanti P180 II (Італія, 2006)	1,36	0,338×0,206	5,23	0,959	3,39	0,706	р, р	0,412, 0,273	2,03	1,44	0,702, 0,446	1,98	1,2	Т-подібне	-5

Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Геометричні дані та зовнішні ознаки														
		Параметри закінцівок		$L_{Г.О},$ м	$A_{Г.О}$	$L_{В.О},$ м	$A_{В.О}$	Аеродинаміч-на компенсація руля висоти, ГО, ВО	$b_{0\ p.в},$ м	$l_{p.в},$ м	$S_{p.в},$ м ²	$b_{0\ p.н},$ м	$l_{p.н},$ м	$S_{p.н},$ м ²	Розміщення горизонтального оперення	Кут поперечного «V» ГО
		S_3	$b_3 \times l_3$													
14	Piaggio P.166 (Італія, 1957)	2,4	3,67×0,37	5,35	0,637	6,13	0,745	р, р	0,651, 0,413	2,34	2,5	0,733, 0,487	2,2	1,3	палубне	0
15	Spartacus 300 (Італія, 1984)	0,723	1,76×0,293	4,69	0,621	4,79	0,451	р, р	0,337	1,88	1,39	0,576, 0,272	1,88	0,811	палубне	0
16	М-101Т Гжель (Росія, 2003)	0,361	0,851×0,255	4,81	0,866	4,45	0,375	р, р	0,406, 0,302	2,14	1,55	0,589, 0,37	1,41	0,731	палубне	+4
17	СМ-92Т «Турбо-Фініст» (Росія, 2002)	1,2	1,95×0,326	4,59	1,123	4,7	0,651	р, р	0,436	2,53	2,3 (без триммера)	0,897, 0,379	2,29	1,35	у кореневій частині кіля	0
18	Piper Cheyenne II, PA-31T-500 II (Німеччина, 1974-1989)	1,61	2,21×0,447	5,34	1,043	5,33	0,38	немає, р	0,572, 0,332	2,86	2,6	0,685, 0,328	1,85	0,878	палубне	0
19	Piper Cheyenne I PA-31T-500 I (Німеччина, 1974-1989)	1,38	2,29×0,413	5,23	0,967	5,21	0,419	р, р	0,568, 0,322	2,75	2,42	0,717, 0,402	1,92	0,996	палубне	0
20	Piper Meridian 500 (США, 2015)	2,98	0,944×0,166	4,47	0,916	4,28	0,44	р, р	0,469, 0,246	2,38	1,89	0,597, 0,362	1,68	0,91	палубне	0
21	ТВМ-850 (Франція, 2005)	–	–	–	–	–	–	р, р	–	–	–	–	–	–	палубне	+8
22	Рисачок (Росія, 2010)	1,4	1,66×0,497	5,26	0,917	5,61	0,505	р, р	0,55	3,32	3,77	1,24, 0,506	3,59	2,97	палубне	0
23	King Air C90GTx (США, 1964)	–	–	5,01	0,583	5,65	0,267	р, р	–	–	–	–	–	–	палубне	+9
24	Piper Pa-42 Cheyenne III (США, 1980)	1,79	2,33×0,452	7,29	0,946	5,85	0,518	р, немає	0,534, 0,396	2,64	2,51	0,804, 0,545	2,27	1,45	Т-подібне	0
25	Beech Model 200 Super King Air (США, 1972)	0,357	0,934×0,216	7,74	0,924	6,43	0,485	р, немає	0,612, 0,355	2,62	2,48	1,13, 0,765	1,92	1,84	Т-подібне	0
26	A-Viator (Італія, 2008)	0,741	1,48×0,298	5,15	0,66	5,31	0,514	р, р	0,406, 0,342	1,78	1,37	0,832, 0,394	1,91	1,16	Т-подібне	0

Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Геометричні дані та зовнішні ознаки															
		Кількість коліс на одній стійці шасі		Висувне або невисувне шасі	Розмі- щення крила	Розмі- щення двигуна	Тип закінцівки	L_c (L_{ϕ}), м	d_{ϕ} , м	λ_{ϕ}	h , м	S_{mid} , м ²	$p_0 = \frac{m_0 \cdot g_0}{10 \cdot S}$, даН/м ²	$L_{н.ф} \times$ $d_{н.ф}$, м	$\lambda_{н.ф}$	$L_{хв.ф} \times$ $d_{хв.ф}$, м	$\lambda_{хв.ф}$
		Основна	Носова														
1	Cessna 441 Conquest II (США, 1975)	1	1	У	Н	Кр	Звичайна закруглена	11,89 (10,12)	1,28× 1,42	7,78	4,01	2,08	160,1	3,296× 0,955	3,45	3,818× 1,048	3,64
2	CESSNA 320 SKYKNIGHT (США, 1966)	–	–	–	Н	Кр	Звичайна закруглена	8,92	–	–	3,02	–	149,5	–	–	–	–
3	Cessna 425 (США, 1978)	1	1	У	Н	Кр	–	10,93	1,52× 1,52	7,18	3,84	2,84	183,1	3,7× 0,95	3,9	3,69× 0,873	4,2
4	CESSNA CARAVAN (США, 1984)	1	1	Не у	В	Ф	Звичайна закруглена	11,46	1,7× 1,51	6,57	4,53	2,4	137,5	2,79× 1,059	2,63	4,066× 1,0	4,1
5	Commander Jetprop 840 (США, 1979)	1	1	У	В	Кр	Вінглети	13,11	1,22× 1,67	8,5	4,55	2,9	180,5	2,626× 0,978	2,68	6,178× 1,021	6,05
6	EMB-121A1 Xingu (Бразилія, 1976-1987)	1	2	У	Н	Кр	Звичайна закруглена	12,25	1,93	6,35	4,84	4,26	202,3	3,715× 1,244	2,98	5,257× 1,464	3,59
7	GA8 Airvan (Австралія, 2000)	1	1	Не у	В	Ф	Закруглена вигнута вверх	8,949	1,35× 1,38	6,7	3,885	1,4	98,7	2,461× 0,962	2,56	7,77× 1,11	2,49
8	GA10 (Австралія, 2012)	–	–	–	В	Ф	–	10,23	–	–	3,89	–	111,6	–	–	–	–
9	Merlin III (США, 1969-1972)	2	2	У	Н	Кр	Звичайна закруглена	12,85	1,7	7,6	5,13	3,4	215,5	3,768× 1,12	3,35	4,029× 1,23	3,28
10	MU-2B-60 Marquise (Японія, 1963-1986)	1	2	У	В	Кр	Кінцеві паливні баки	12,03	1,68	7,2	4,17	4,17	297,7	2,495× 1,071	2,33	5,46× 1,63	3,35
11	Quest Kodiak 100 (США, 2008)	1	1	Не у	В	Ф	–	10,3	1,45× 1,66	6,62	4,66	2,4	146,8	2,631× 1,059	2,48	3,286× 1,338	2,45
12	PC-12 NG (Швейцарія, 1994)	1	1	У	Н	Ф	Вінглети	14,42	1,69× 1,83	7,79	4,27	2,7	174,2	3,907× 1,3	3	4,368× 1,54	2,84
13	Piaggio Avanti P180 II (Італія, 2006)	1	2	У	Ср	Кр	Звичайна закруглена	14,42	2	7,21	3,96	4,2	313,85	3,036× 1,18	2,55	4,585×1, 54	2,97

Кінець таблиці 1.1

№ п/п	Назва літака (країна-виробник, рік випуску)	Геометричні дані та зовнішні ознаки															
		Кількість коліс на одній стійці шасі		Висувне або невисувне шасі	Розмі- щення крила	Розмі- щення двигуна	Тип закінцівки	L_c (L_ϕ), м	d_ϕ , м	λ_ϕ	h , м	S_{mid} , м ²	$p_0 = \frac{m_0 \cdot g_0}{10 \cdot S}$, даН/м ²	$L_{н.ф} \times$ $d_{н.ф}$, м	$\lambda_{н.ф}$	$L_{хв.ф} \times$ $d_{хв.ф}$, м	$\lambda_{хв.ф}$
		Основна	Носова														
14	Riaggio P.166 (Італія, 1957)	1	1	У	В	Кр	Кінцеві паливні баки	11,88	2,0	5,94	5,00	4,96	158,6	3,2× 1,35	2,36	4,826×1,3 8	3,48
15	Spartacus 300 (Італія, 1984)	1	1	Не у	В	Кр	Звичайна закруглена	9,90	1,24× 1,48	7,3	3,65	2,45	137,1	2,534× 1,037	2,44	4,199× 1,061	3,96
16	М-101Т Гжель (Росія, 2003)	1	1	У	Н	Ф	Звичайна закруглена	9,98 (8,97)	1,56× 1,78	5,6	3,36	2,5	157,2	3,585× 1,1	3,26	2,6× 1,05	2,48
17	СМ-92Т «Турбо- Фініст» (Росія, 2002)	1	1 (хвос- тове)	Не у	В	Ф	Профі- льована оболочка	9,974 8,58)	1,38× 1,65	5,2	3,15	6,62	144	3,11× 0,930	3,34	2,425× 0,905	2,68
18	Piper Cheyenne II, РА-31Т-500 II (Німеччина, 1974- 1989)	1	1	У	Н	Кр	Кінцеві паливні баки	10,57	1,52× 1,68	6,5	3,89	3,15	191,8	3,525× 1,078	3,27	4,03× 1,447	2,78
19	Piper Cheyenne I РА-31Т-500 I (Німеччина, 1974- 1989)	–	–	–	Н	Кр	Кінцеві паливні баки	10,58	1,51× 1,61	6,59	3,9	3,06	190	3,614× 1,098	3,29	3,941× 1,45	2,72
20	Piper Meridian 500 (США, 2015)	–	–	–	Н	Ф	Звичайна закруглена	9	1,51	5,96	3,4	2,08	139	2,942× 1,02	2,88	3,256× 1,123	2,89
21	ТВМ-850 (Франція, 2005)	1	1	У	Н	Ф	Звичайна закруглена	10,65	1,7	6,26	–	–	174,3	–	–	–	–
22	Рисачок (Росія, 2010)	1	2	У	Н	Кр	Звичайна закруглена	12,44	1,87× 2	10,6	5,38	3,63	186,5	3,195× 1,123	2,84	4,3× 1,685	2,55
23	King Air С90GTx (США, 1964)	2	1	У	Н	Кр	Вінглет	10,82	1,8	5,91	4,34	3,82	141	–	–	–	–
24	Piper Pa-42 Cheyenne III (США, 1980)	1	1	У	Н	Кр	Кінцеві паливні баки	13,23	1,58× 1,64	8,3	4,5	2,98	186,6	3,512× 1,147	3,06	2,67× 1,516	1,73
25	Beech Model 200 Super King Air (США, 1972)	2	1	У	Н	Кр	Звичайна закруглена	13,34	1,6× 1,9	7,16	4,57	3,76	206,5	3,117× 1,209	2,58	5,335× 1,64	3,25
26	A-Viator (Італія, 2008)	1	1	У	В	Кр	Звичайна закруглена	11,27	1,69	6,67	3,63	2,15	158,2	3,226× 0,984	3,28	4,012× 1,202	3,34

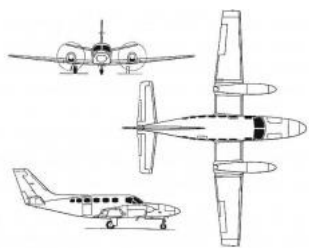


Рисунок 1.2 – Аеродинамічна схема літака Cessna 441 Conquest II (США, 1975)

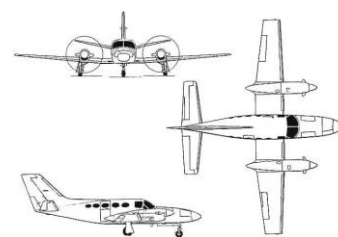


Рисунок 1.3 – Аеродинамічна схема літака Cessna 425 Corsair (США, 1978)

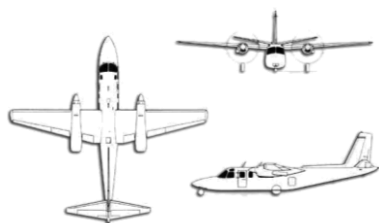


Рисунок 1.4 – Аеродинамічна схема літака Commander Jetprop 840 (США, 1979)

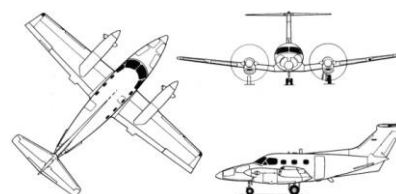


Рисунок 1.5 – Аеродинамічна схема літака EMB-121 (Бразилія, 1976-1987)

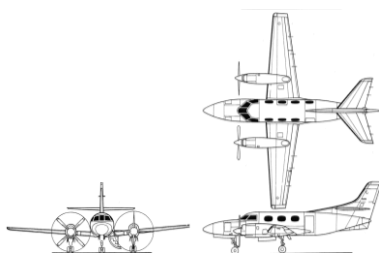


Рисунок 1.6 – Аеродинамічна схема літака Merlin III (США, 1969-1972)

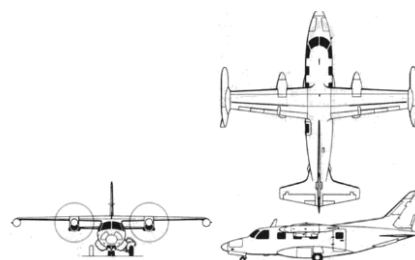


Рисунок 1.7 – Аеродинамічна схема літака MU-2B-60 (Японія, 1963-1986)

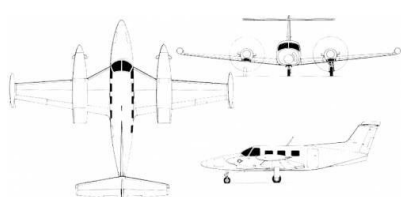


Рисунок 1.8 – Аеродинамічна схема літака PA-42 Cheyenne III (США, 1993)

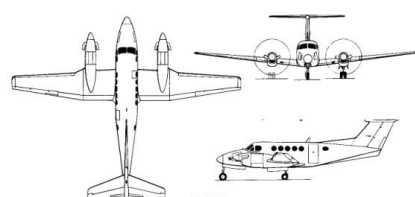


Рисунок 1.9 – Аеродинамічна схема літака Super King Air (США, 1972)

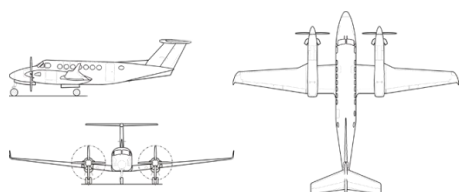


Рисунок 1.10 – Аеродинамічна схема літака King Air F90 GTx (США, 2007)

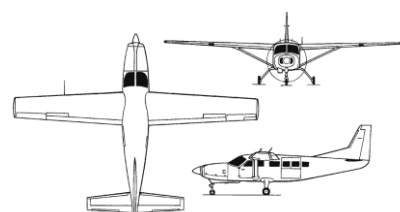


Рисунок 1.11 – Аеродинамічна схема літака Cessna Caravan (США, 2009)

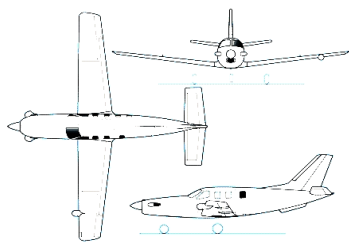


Рисунок 1.12 – Аеродинамічна схема літака ТВМ-850 (Франція, 2010)

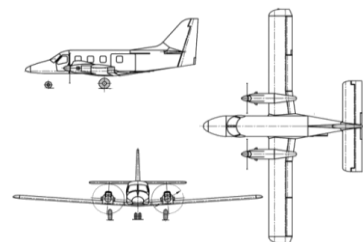


Рисунок 1.13 – Аеродинамічна схема літака Рисачок (Росія, 2010)

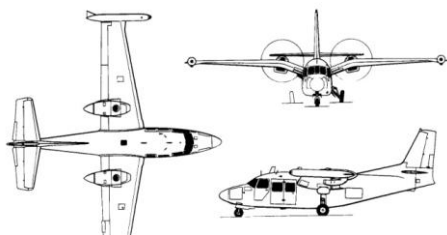


Рисунок 1.14 – Аеродинамічна схема літака Piaggio P-166 (Італія, 1957)

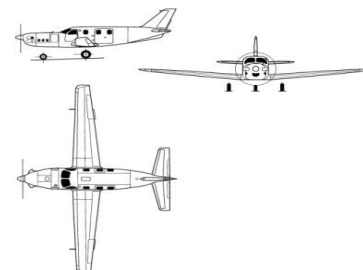


Рисунок 1.15 – Аеродинамічна схема літака М 101Т Гжель (Росія, 2003)

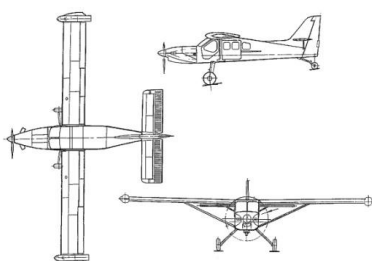


Рисунок 1.16 – Аеродинамічна схема літака SM-92 Т Турбо-Фініст (Росія, 2002)

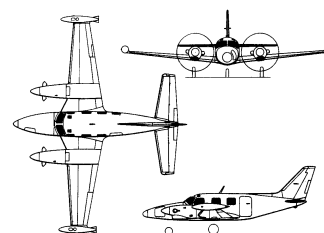


Рисунок 1.17 – Аеродинамічна схема літака Cheyenne I (Німеччина, 1974-1989)

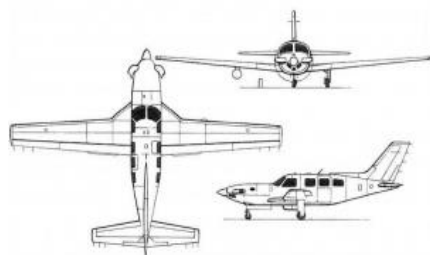


Рисунок 1.18 – Аеродинамічна схема літака Piper Meridian 500 (США, 2015)

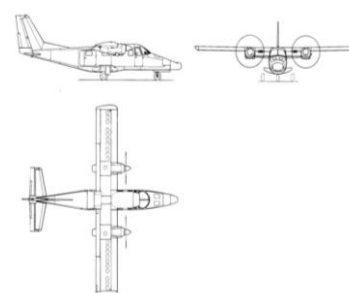


Рисунок 1.19 – Аеродинамічна схема літака A-Viator (Італія, 2006)

Аеродинамічну схему літака характеризує кількість і взаємне розташування стабілізуючих аеродинамічних поверхонь, а також органів керування та балансування.

1.2.1 Аналіз існуючих схем цивільних легких літаків

Аналіз аеродинамічних схем

Аналіз схем легких цивільних літаків показав, що переважає схема з низькорозташованим крилом, кількісний показник якого становив 15 одиниць ЛА розглянутого типу, 9 одиниць – виконано за схемою високоплана й одна одиниця – за схемою середньоплана (рисунок 1.20).

Найбільша кількість – вісім одиниць ЛА мають двигуни з тяговими гвинтами, що розташовані в носовій частині фюзеляжу; шість – над крилом і в крилі, три – під крилом; два літаки – з двигунами з штовхальними гвинтами (рисунок 1.21).

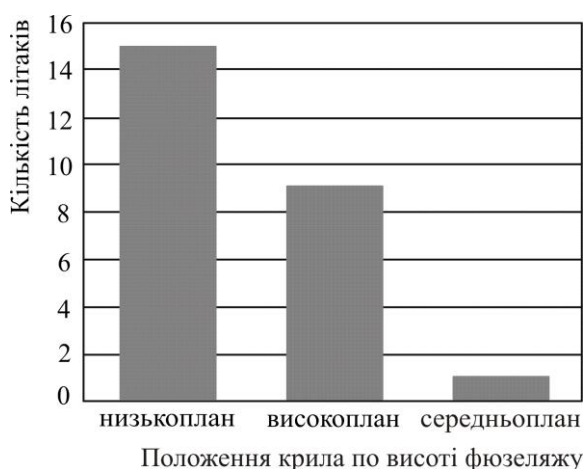
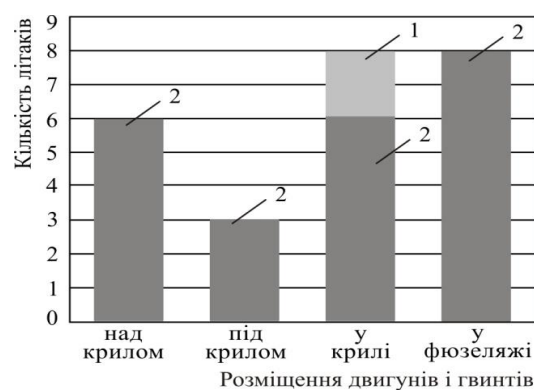


Рисунок 1.20 – Гістограма розподілу кількісного показника ЦЛЛ залежно від положення крила по висоті фюзеляжу



1 – із штовхальними гвинтами;
2 – із тяговими гвинтами

Рисунок 1.21 – Гістограма розподілу кількісного показника ЦЛЛ залежно від розташування двигунів і гвинтів

При цьому 68 % із розглянутих легких літаків оснащені двома двигунами, а 32 % – одним двигуном, розташованим у носовій частині фюзеляжу (рисунок 1.22).

На всіх розглянутих легких літаках встановлено триопорне шасі з носовою стійкою. Із них 80 % – із висувним шасі й 20 % – із невисувним шасі (рисунок 1.23).

Кількісний показник легких літаків залежно від розташування горизонтального оперення (ГО) розподілився таким чином: 12 % – літаки з Т-подібним ГО в кореневій частині кіля, 21 % – з Т-подібним ГО в кінцевій частині кіля й 67 % – з палубним ГО (рисунок 1.24).

Найбільш поширеною є система механізації, що складається із закрилків й елеронів (рисунок 1.25).

Розподіл кількісного показника легких літаків залежно від типу закінцівок крила відбувається наступним чином: 13 одиниць ЛА мають звичайні закруглені закінцівки, шість – кінцеві паливні баки, чотири – вінглети, одна – без закінцівок (рисунк 1.26).

Переважає рогова аеродинамічна компенсація на рульових поверхнях горизонтального та вертикального оперення, й усього 4 % ЛА використовують рульові поверхні з осьовою аеродинамічною компенсацією (рисунк 1.27).

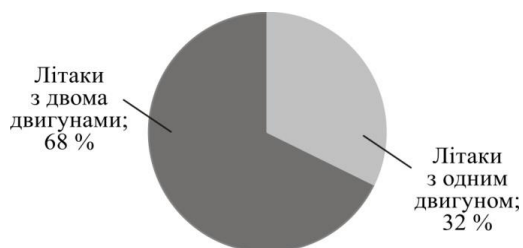


Рисунок 1.22 – Кругова діаграма розподілу кількісного показника ЦЛЛ залежно від кількості двигунів

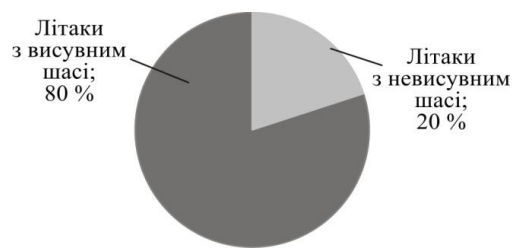


Рисунок 1.23 – Кругова діаграма розподілу кількісного показника ЦЛЛ залежно від типу шасі

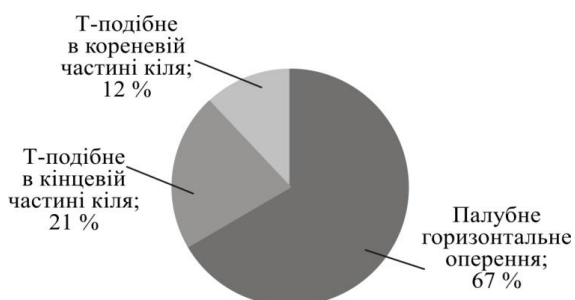


Рисунок 1.24 – Кругова діаграма розподілу кількісного показника ЦЛЛ залежно від розміщення ГО

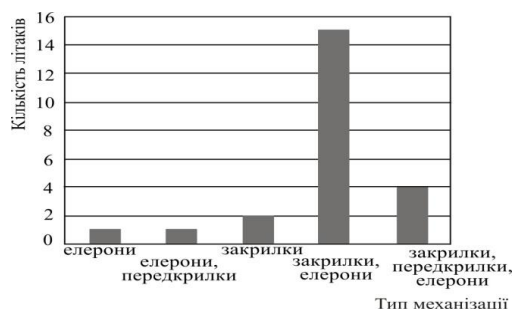


Рисунок 1.25 – Гістограма розподілу кількісного показника ЦЛЛ залежно від типу механізації

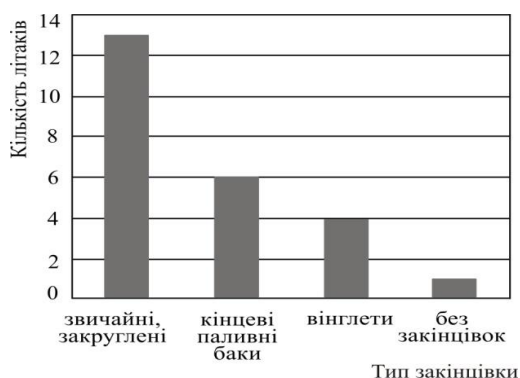
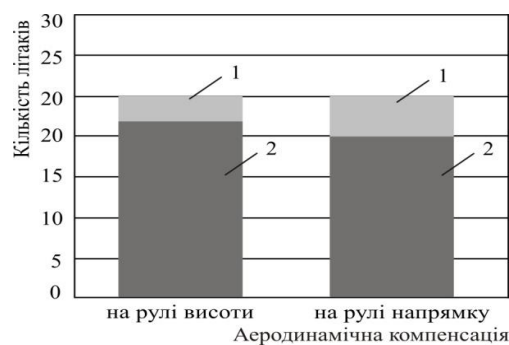


Рисунок 1.26 – Гістограма розподілу кількісного показника ЦЛЛ залежно від типу закінцівок крила



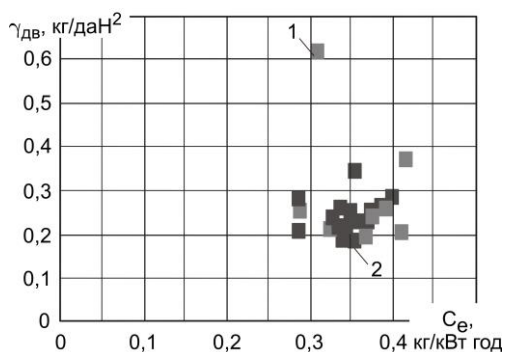
1 – з осьовою; 2 – з роговою

Рисунок 1.27 – Гістограма розподілу кількісного показника ЦЛЛ залежно від типу аеродинамічної компенсації

Аналіз схем розміщення двигунів

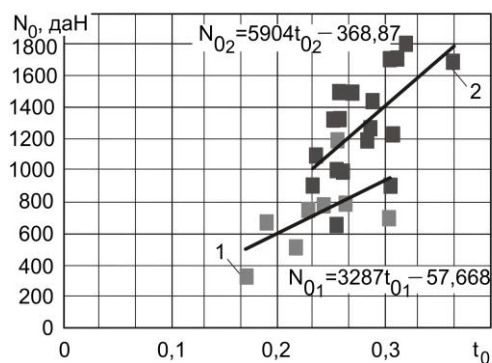
На існуючих цивільних легких літаках турбогвинтові двигуни можуть бути встановлені у фюзеляжі, на / під / у крилі. Як основні параметри і характеристики ТГД для проведення їх аналізу вибрано: потужність, енергоозброєність, питома вага двигуна й питома витрата палива, а також кількість двигунів, діаметр гвинта й кількість лопатей.

На рисунках 1.28 – 1.30 показано розподіл статистичних даних між потужністю й енергоозброєністю, питомою вагою та питомою витратою палива для літаків з одним і двома двигунами відповідно; а також між енергоозброєністю та діаметром гвинта для ЛА з дво-, три-, чотири- та з п'ятилопатеvim гвинтами.



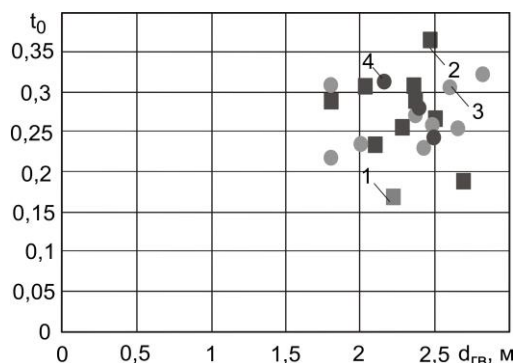
- 1 – для ЛА з одним двигуном;
2 – для ЛА з двома двигунами

Рисунок 1.29 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від питомої ваги двигуна та питомої витрати палива



- 1 – для ЛА з одним двигуном;
2 – для ЛА з двома двигунами

Рисунок 1.28 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від потужності й енергоозброєності



- 1 – для ЛА з дволопатеvim гвинтом;
2 – для ЛА з трилопатеvim гвинтом;
3 – для ЛА з чотирилопатеvim гвинтом;
4 – для ЛА з п'ятилопатеvim гвинтом

Рисунок 1.30 – Статистичні дані цивільних легких літаків залежно від енергоозброєності та діаметра гвинта

Зі збільшенням потужності та кількості двигунів спостерігається зростаюча тенденція енергоозброєності (рисунок 1.28).

При цьому графічна залежність питомої ваги двигуна від питомої витрати палива утворює скупчення їх статистичних показників (рисунок 1.29).

На графіку розподілу статистичних даних цивільних легких літаків залежно від енергоозброєності та діаметра гвинта (рисунок 1.30) утворено розсіяну хмару точок у діапазоні діаметра гвинтів від 1,8 до 2,8 м.

1.2.2 Аналіз параметрів і характеристик цивільних легких літаків

Аналіз льотних і масових характеристик й геометричних параметрів проводимо, використовуючи двовимірні діаграми розсіювання для візуального дослідження залежності між двома змінними, оскільки вони надають більше інформації, ніж просте значення коефіцієнта кореляції. Дані зображують точками у двовимірному просторі, де осі відповідають змінним [17, 28, 69, 70].

Якщо змінні пов'язані між собою, то множина точок набуває певної форми (наприклад, лягає на пряму лінію або криву, що задається певним рівнянням). Підбір функцій до діаграм розсіювання допомагає побачити залежності між змінними. Якщо змінні не пов'язані, то точки утворюють «хмару розсіювання» [17, 69].

За наявності декількох груп даних на діаграмі розсіювання дані з кожної групи утворюють окрему хмару й висока кореляція не відображає дійсний характер зв'язку між змінними й у кожній групі істинна кореляція дорівнює нулю [17, 69].

Аналіз льотних характеристик

Льотні характеристики задають у технічному завданні (ТЗ) і є вихідними даними ЛА, що дозволяють оцінити конкурентоспроможність літака, що проектується. Основні з них підлягають аналізу в даній роботі, а саме: швидкості відриву та посадки залежно від довжини розбігу та пробігу відповідно; крейсерська та максимальна (при максимальному числі Маха) швидкості, крейсерська висота польоту і стеля [20].

Діаграми розсіювання статистичних даних цивільних легких літаків (рисунок 1.31, 1.32) показують, що довжини розбігу та пробігу зростають

пропорційно швидкостям при зльоті та посадці (максимальна величина – 200 км/год), при цьому їх максимальне значення не перевищує 800 м.

Величини крейсерської висоти польоту й стелі також мають тенденцію до зростання при відповідній крейсерській і максимальній швидкості польоту (рисунки 1.33, 1.34).

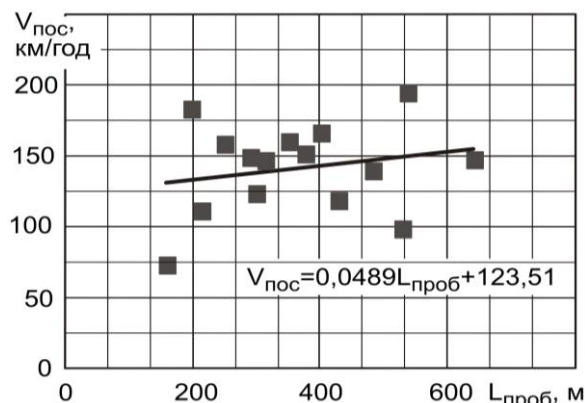


Рисунок 1.31 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від впливу посадкової швидкості на довжину пробігу

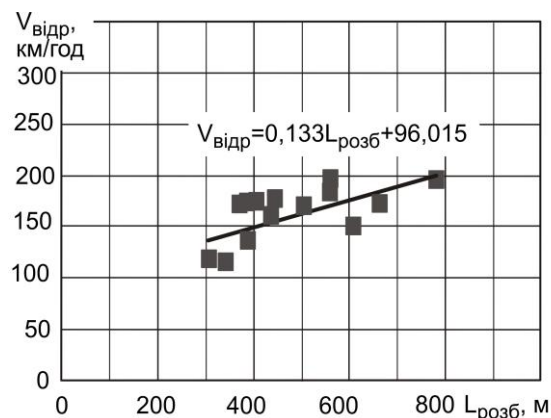


Рисунок 1.32 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від впливу посадкової швидкості на довжину розбігу

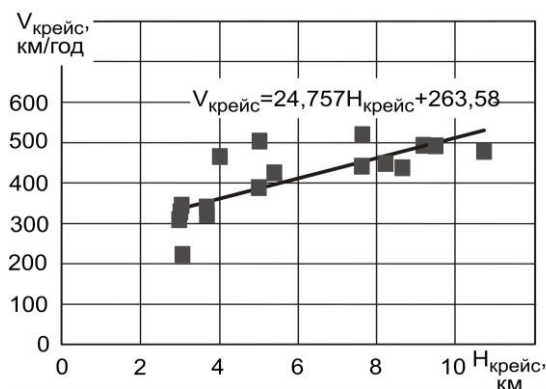


Рисунок 1.33 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від впливу крейсерської швидкості та висоти польоту

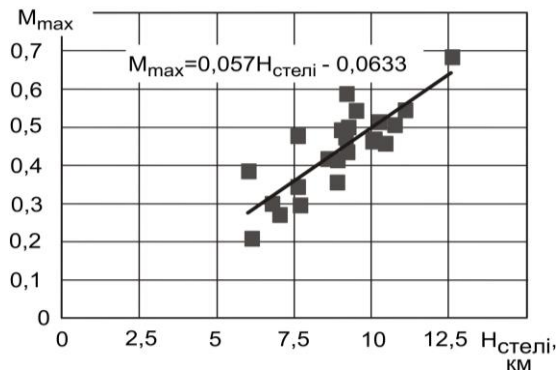


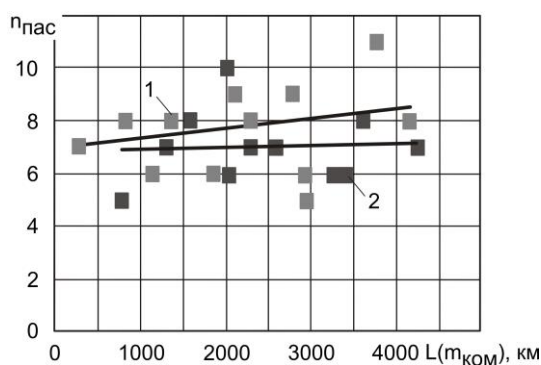
Рисунок 1.34 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від впливу максимального числа Маха й стелі

Аналіз масових характеристик

Для цивільних легких літаків, що досліджуються, діапазон дальності при максимальному комерційному навантаженні знаходиться в межах від 269,14 до 4245 км, при цьому пасажиромісткість – від 5 до 11 чоловік, за виключенням пілотів (рисунок 1.35).

Маса як узагальнена характеристика виступає як відносний й абсолютний критерій ефективності літака. Тому для аналізу масових характеристик ЦЛЛ вибрані: злітна маса залежно від питомого навантаження на крило; відносні маси комерційного навантаження та палива залежно від злітної маси.

Лінійна регресія залежності злітної маси (яка знаходиться від 1905 до 5800 кг) від питомого навантаження на крило стрімко зростає із зростанням ρ_0 у діапазоні 98,7...313,85 даН/м² (рисунок 1.36). Відносна маса комерційного навантаження змінюється в межах від 0,096 до 0,483 (рисунок 1.37), а відносна маса палива – від 0,084 до 0,427 (рисунок 1.38), при цьому одному значенню злітної маси відповідає одне або декілька значень $\bar{m}_{\text{КОМ}}$ і \bar{m}_n .



1 – для ЛА з $n_{\text{ЕК}} = 1$ чол;
2 – для ЛА з $n_{\text{ЕК}} = 2$ чол

Рисунок 1.35 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від кількості пасажирів і дальності

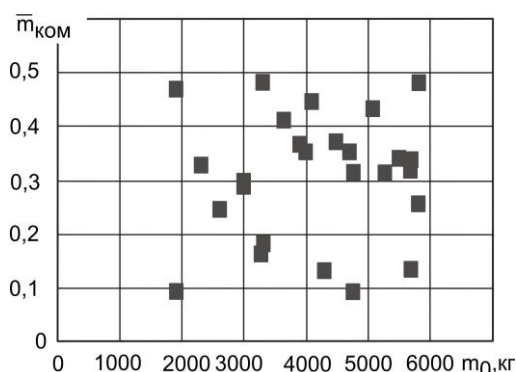


Рисунок 1.37 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від впливу відносної маси комерційного навантаження на злітну масу

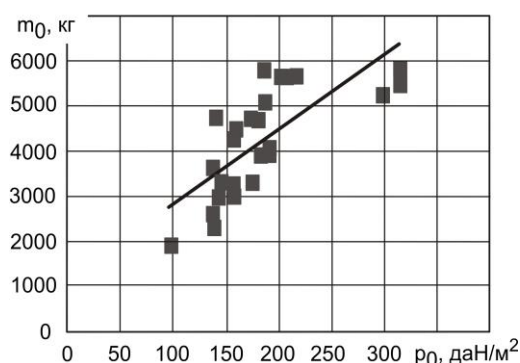


Рисунок 1.36 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від питомого навантаження на крило при злітній масі

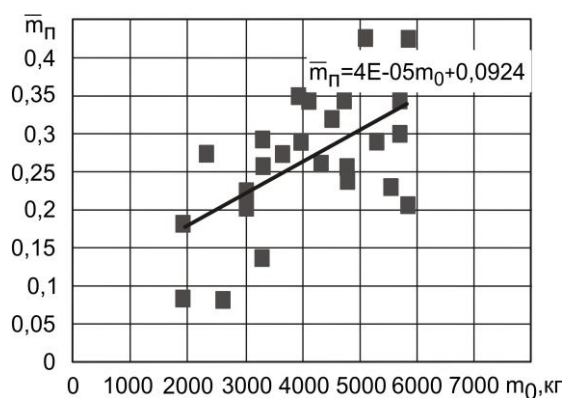


Рисунок 1.38 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від впливу відносної маси палива на злітну масу

Аналіз геометричних характеристик

Геометричні параметри ЛА несуть інформацію про форму та розміри агрегатів, дають узагальнене уявлення про вигляд літака в цілому, дозволяють встановити зв'язок із аеродинамічними характеристиками й оцінити ступінь відповідності поставленим вимогам. За допомогою результатів аналізу абсолютних і відносних числових значень геометричних параметрів можна визначити належність літака до певного рівня досконалості. Однак для кожного з агрегатів літака є цілий ряд додаткових параметрів, основні з яких проаналізовані в дисертаційній роботі:

– для крила: форма у плані, подовження, звуження, стрілоподібність по передній кромці, площа крила, відносна площа закрилка, кут поперечного V крила « $V_{кр}$ »;

– для фюзеляжу: довжина, подовження носової, хвостової частин і всього фюзеляжу, геометричні параметри та форма поперечного перерізу (площа міделя, діаметр, висота, ширина);

– для горизонтального та вертикального оперення: відносна площа, розмах (висота для ВО), подовження, звуження, стрілоподібність по передній кромці, параметри ефективності (плече, коефіцієнт статичного моменту), кут поперечного V горизонтального оперення « $V_{Г.О}$ », відносна площа та розмах рульових поверхонь.

Статистична лінійна регресія діаграми розсіювання статистичних даних цивільних легких літаків залежно від розмаху та площі крила має зростаючу тенденцію (рисунок 1.39).

За формою у плані крила досліджуваних літаків прями з подовженням у межах від 7,2 до 12,3, звуженням від 1 до 3,24 незалежно від кількості двигунів (рисунок 1.40) і стрілоподібністю по передній кромці – від 0 до 5° при високій кучності значень і з верхньою межею 12° для окремих екземплярів літаків досліджуваного типу (рисунок 1.41). Відносна площа закрилка становить від 0,88 до 18 % площі крила, що змінюється в діапазоні 16...33 м² (рисунок 1.42).

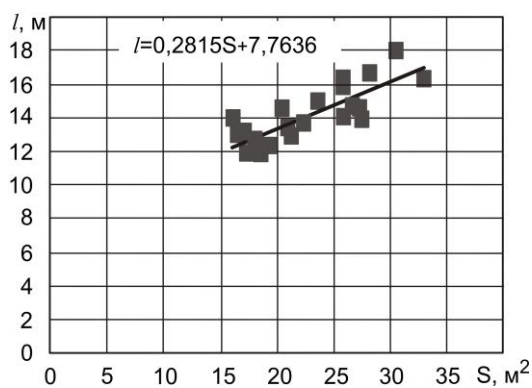
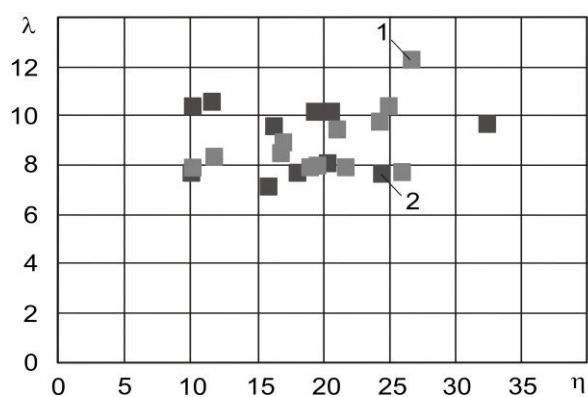


Рисунок 1.39 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від розмаху та площі крила



1 – для ЛА з одним двигуном;
2 – для ЛА з двома двигунами

Рисунок 1.40 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від подовження та звуження крила

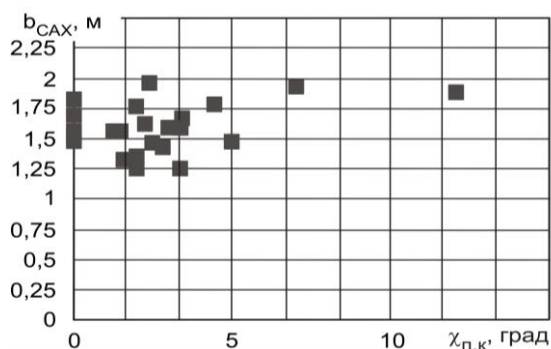


Рисунок 1.41 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від середньої аеродинамічної хорди та стрілоподібності по передній кромці крила

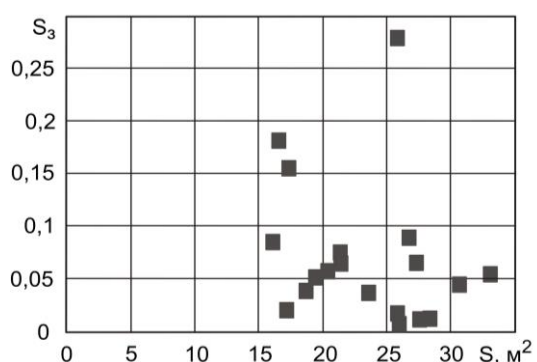
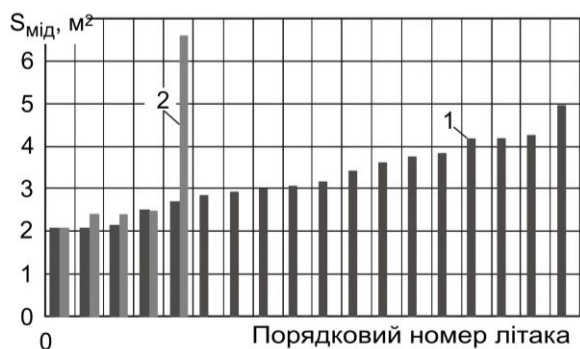


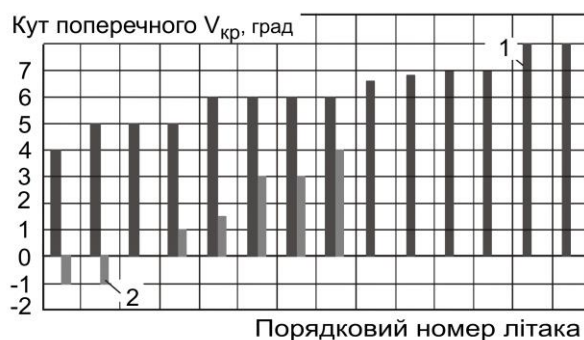
Рисунок 1.42 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від відносної площі закрилка та площі крила

Площа міделя для легкого літака з невисувним шасі має порівняні значення з ЛА з висувним шасі, за винятком поодиноких модифікацій (рисунок 1.43). Кут поперечного V крила « $V_{кр}$ » цивільних легких літаків із низькорозташованим крилом позитивний і змінюється від 4 до 8°; з високорозташованим крилом – від мінус 1 до +4° (рисунок 1.44). Статистичні значення подовжень носової та хвостової частин фюзеляжу залежно від їх довжин утворюють нагромаджену хмару точок, а значення загального подовження та довжини фюзеляжу утворюють зростаючу лінійну регресію (рисунок 1.45). На легких літаках рідко застосовують круглий поперечний переріз фюзеляжу, виходячи з цього статистичний інтервал висоти фюзеляжу становить 1,38...2 м, а його ширина – 1,22...2 м (рисунок 1.46).



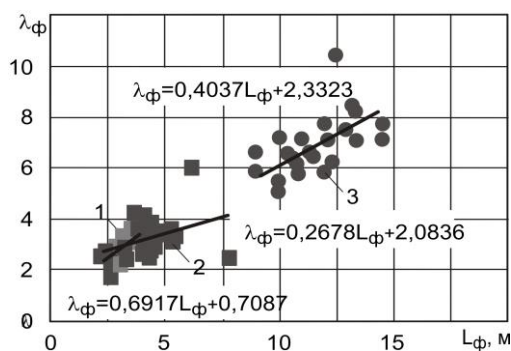
1 – для ЛА з висувним шасі; 2 – для ЛА з невисувним шасі

Рисунок 1.43 – Гістограма розподілу кількісного показника площі міделя фюзеляжу ЦЛЛ залежно від типу шасі



1 – для ЛА з низькорозташованим крилом; 2 – для ЛА з високорозташованим крилом

Рисунок 1.44 – Гістограма розподілу кількісного показника кута поперечного V крила « $V_{кр}$ » ЦЛЛ залежно від розташування крила по висоті



1 – для носової частини; 2 – для хвостової частини; 3 – для всього фюзеляжу

Рисунок 1.45 – Статистичні дані залежно від подовження та довжини фюзеляжу

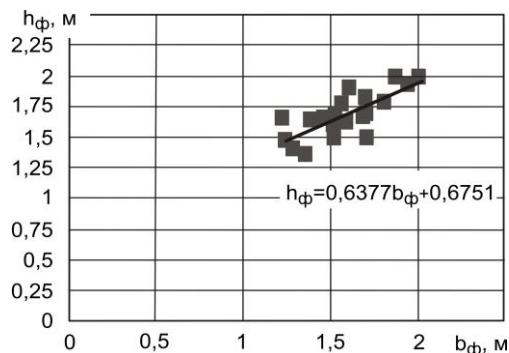


Рисунок 1.46 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від висоти та ширини фюзеляжу

Відносна площа горизонтального оперення змінюється в межах від 0,177 до 0,345, при цьому нижня межа розмаху горизонтального оперення становить 3,94 м (рисунок 1.47). Статистичний інтервал подовження ГО становить 3,68...6,8, звуження ГО – 1...6,88 (рисунок 1.48). Оброблення даних дало результати за найбільш імовірними значеннями параметрів ефективності горизонтального оперення: плеча ГО – 2,816...4,719, коефіцієнта статичного моменту ГО – 0,562...1,155 (рисунок 1.49). Величина кута поперечного V горизонтального « $V_{Г.О}$ » залежно від місця його встановлення набуває різних значень: для ЛА з палубним розміщенням ГО –

0...+11°; для ЛА з Т-подібним ГО, розміщеним у кореневій частині кіля, – 0°, +13°; для ЛА з Т-подібним ГО у кінцевій частині кіля, – 0°, мінус 5° (рисунок 1.50).

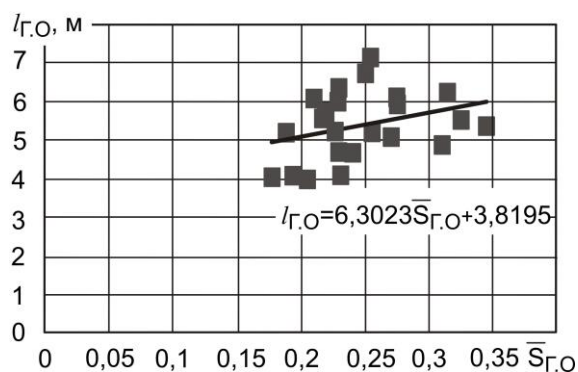


Рисунок 1.47 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від розмаху та відносної площі горизонтального оперення

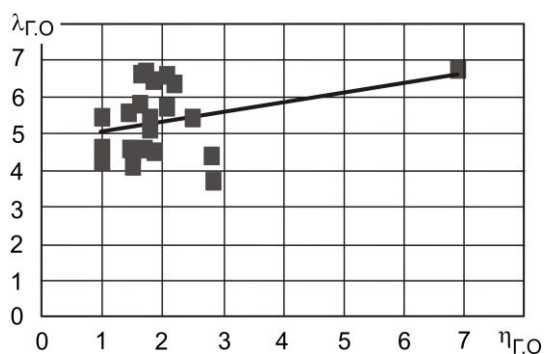


Рисунок 1.48 Статистичні дані ЦЛЛ залежно від подовження та звуження горизонтального оперення

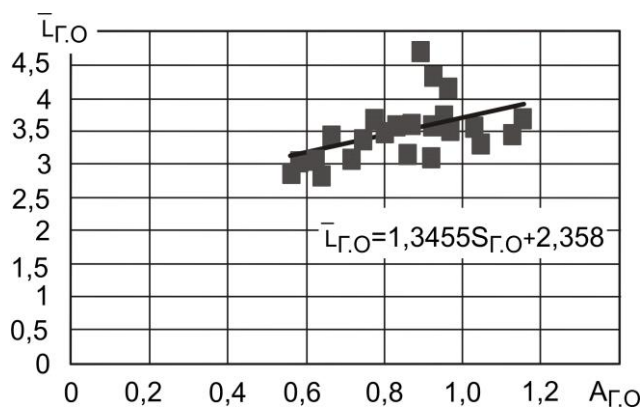
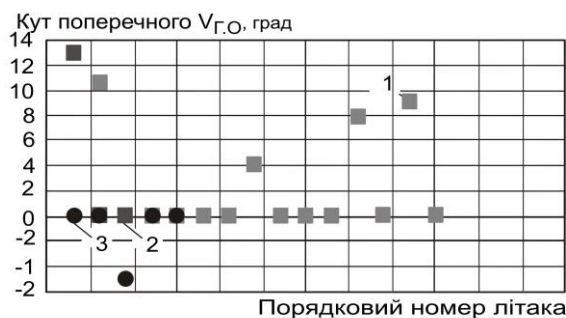


Рисунок 1.49 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від відносної величини плеча горизонтального оперення та його статичного моменту



1 – для ЛА з палубним розміщенням ГО; 2 – з Т-подібним ГО, розміщеним у кореневій частині кіля; 3 – з Т-подібним ГО, розміщеним у кінцевій частині кіля

Рисунок 1.50 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від кута поперечного V горизонтального оперення « $V_{Г.О}$ »

Середнє значення стрілоподібності по передній кромці горизонтального оперення становить 11°, а максимальне може досягати, як показує аналіз статистичних даних, 42°; для вертикального оперення – 49° (рисунок 1.51).

Відносна площа вертикального оперення змінюється в межах від 0,09 до 0,319, при цьому нижня межа величини висоти вертикального оперення становить 1,455 м (рисунок 1.52). Статистичний інтервал подовження ВО становить 0,765...1,78, звуження ВО – 1,34...3,68 (рисунок 1.53).

Оброблення даних дало результати за найбільш імовірними значеннями параметрів ефективності вертикального оперення: плеча VO – 0,241...0,548, коефіцієнта статичного моменту VO – 0,267...0,937 (рисунок 1.54).

Статистичні діапазони відносної площі рульових поверхонь знаходяться в межах: для руля висоти – 0,34...0,472; для руля напрямку – 0,211...0,491 (рисунок 1.55).

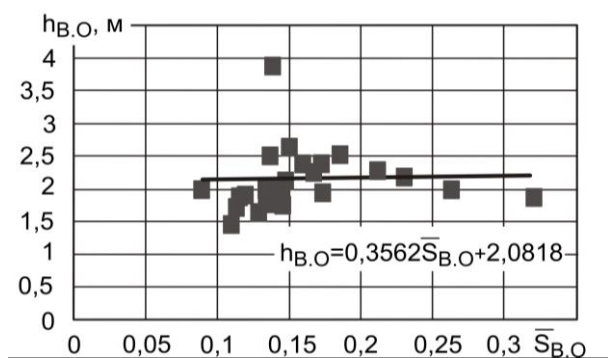


Рисунок 1.52 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від висоти та відносної площі вертикального оперення

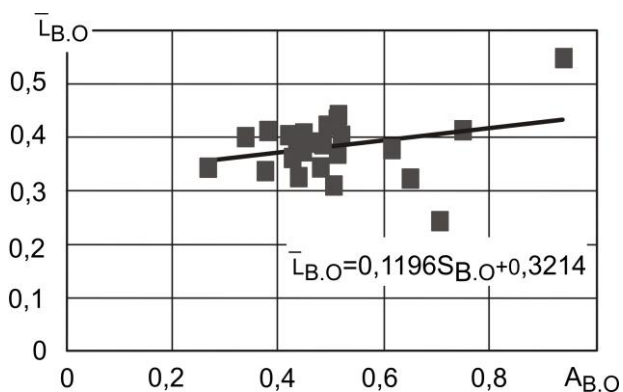
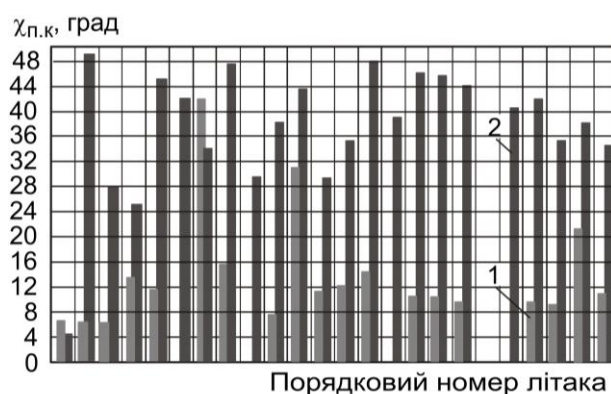


Рисунок 1.54 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від відносної величини плеча вертикального оперення



1 – для горизонтального оперення; 2 – для вертикального оперення

Рисунок 1.51 – Гістограма розподілу кількісного показника літаків залежно від стрілоподібності по передній кромці

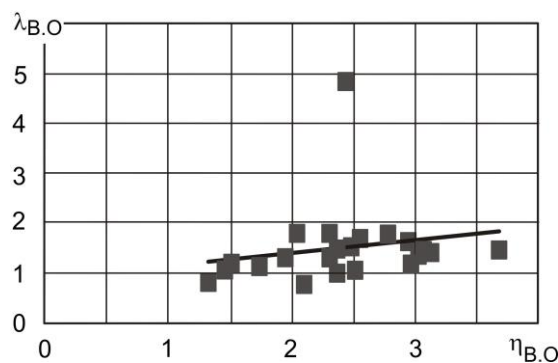
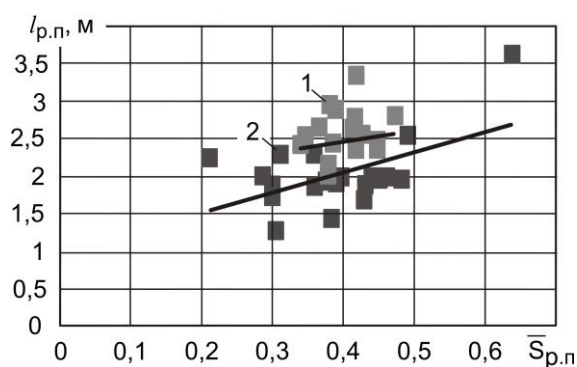


Рисунок 1.53 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від подовження та звуження вертикального оперення



1 – руля висоти; 2 – руля напрямку

Рисунок 1.55 – Статистичні дані ЦЛЛ залежно від розмаху та відносної площі

Аналіз схем компоновання пасажирських салонів

Інтер'єр пасажирської кабіни є основною умовою конкурентоспроможності літаків легкої авіації.

З розвитком технологій виробництва, появою сучасних матеріалів, розширенням меж людської думки збільшилася кількість можливих варіантів розміщення в кабіні заданого числа пасажирів з певним рівнем комфортабельності (розмірами крісел, кроком їх розташування, шириною проходу і т.д.). Оскільки внутрішнє компоновання пасажирської кабіни тісно пов'язане з конфігурацією фюзеляжу, дуже актуальними стали проблеми вибору оптимальних розмірів і форми поперечного перерізу фюзеляжу, його довжини і форми зовнішніх обводів. Для негерметичних фюзеляжів своєрідність форми їх вмісту (навантаження) може привести до вигідності (навіть за найменшою площею миделя) форми, яка відрізняється від круглої форми поперечного перерізу фюзеляжу [5, 70].

Термін «комфорт» не отримав стандартного визначення, тому поняття «комфорт пасажирів ПС» подається у широкому сенсі як сукупність побутових зручностей, які забезпечуються службами виробника шляхом якісного обслуговування пасажирів у передполітних умовах, у польоті і після польоту, задоволення їх послугами, що надає персонал, а також зовнішнім виглядом і художньо-функціональним оформленням салону, що створюють у пасажирів стан внутрішнього спокою, безпеки і краси [77].

Основні поняття складових внутрішнього комфорту «затишок», «дизайн» і «сервіс» взаємопов'язані. Хоча зміст цих понять і по-різному, вони становлять певну цілісність, що об'єднує їх в загальне поняття «внутрішній комфорт» [77].

До складових дизайну відносяться колірна гамма салону і оптимальні форми предметів і обладнання салону. Декоративно-оздоблювальні матеріали елементів інтер'єру узгоджуються з Замовником в установленому порядку. Нормування цих складових викликає великі труднощі із-за особливостей індивідуального психологічного сприйняття людиною. Тому визначні параметри розроблюваних конструктивно-технологічних рішень складових дизайну салону повинні

оцінюватися спеціалістами з промислової естетики (дизайну) з урахуванням світових тенденцій дизайну салонів літаків.

Під поняттям «сервіс» мається на увазі обслуговування пасажирів у польоті, яке в якості основних компонентів включає в себе: харчування, побутове, медичне та інформаційне обслуговування, а також культурний сервіс.

Особливо важлива роль у підвищенні рівня комфорту в польоті відводиться системі кондиціонування повітря (СКП), що забезпечує необхідний (комфортний) тепловий режим, регулювання масової витрати повітря, його складу із заданими значеннями фізичних параметрів (тиском, температурою, відносною вологістю, чистотою) при високій надійності системи в регламентованих (очікуваних) умовах експлуатації ВС.

Тривала недостатня і надлишкова освітленість салону входить до області внутрішньої безпеки, нормування якої може проводитися відповідно до нормативних документів з охорони праці, АП-23 і ТЗ. До комфорту пасажирських салонів відноситься внутрішньосалонний шум, рівень якого пов'язаний зі звукоізолюючими і шумопоглинаючими конструктивними елементами, як правило, виконують і функцію теплоізоляції [76].

Зручність розміщення пасажирів в салоні, переміщення їх по салону і повітряному судну при посадці, в польоті і прибуття в пункт призначення, оптимальний клімат в салоні і освітленість, що не викликають фізіологічного та психологічного дискомфорту, рівні коливань (шуму і вібрацій) і перевантажень в процесі зльоту, польоту і посадки повітряного судна, які є компонентами затишку, природним чином доповнюються основними складовими дизайну (кольоровою гамою салону і оптимальними формами предметів і обладнання салону), краси, в комплексі забезпечують стан внутрішнього спокою, розслабленості у пасажирів [70, 76].

Для створення компоновки пасажирського салону був проведений аналіз компоновальних схем пасажирських кабін літаків-прототипів і створені їх моделі розподілу простору. Наведено деякі із легких літаків різних виробників: Cessna 441 Conquest II (рисунок 1.2) [73], Cessna 425 Corsair (рисунок 1.3), Commander

Jetprop 840 (рисунок 1.4) [83], ЕМВ-121 Xingu (рисунок 1.5), Merlin ІІВ (рисунок 1.6) [88], Му-2В-60 Marquise (рисунок 1.7) [98], РА-42 Cheyenne ІІІ (рисунок 1.8), Beech Model 200 Super King Air (рисунок 1.9), King Air F90 (рисунок 1.10), Cessna Caravan (рисунок 1.11) [75, 85, 102].

Аналіз проводили з урахуванням вимог АП-23 «Розміщення людей і вантажів» [1] за напрямками:

- наявність літаків в експлуатації;
- тип пасажирських крісел, які виготовляють в даний час, їх конструкція;
- крок крісел і ширина проходу;
- схема розміщення крісел в кабіні;
- кількість і геометричні параметри ілюмінаторів, аварійних виходів та дверей, тип конструкції і спосіб їх відкриття;
- наявність засобів обслуговування пасажирів у польоті;
- побутове обладнання;
- габаритні розміри пасажирських кабін і багажних відсіків.

Опис деяких схем компоновання пасажирських салонів легких літаків, які використовували для проведення аналізу:

– *Cessna 441 Conquest ІІ*. Герметична із кондиціонерами пасажирська кабіна обладнана шістьма кріслами і диваном для однієї людини. Чотири центральних крісла розташовані назустріч один одному, перше крісло встановлено проти польоту, а останнє – по польоту, диван розташований по правому борту, боком до напрямку польоту. Між центральними кріслами по обидва борти розташовані столики, що складаються в спеціальні бортові ніші.

– *Cessna 425 Corsair* – американський легкий турбогвинтовий літак загального призначення. Чотири крісла пасажирської кабіни розташовані назустріч один одному, диван розміщений за кріслами по правому борту боком до напрямку польоту. Між кріслами по обидва борти розташовані столики, що складаються в спеціальні бортові ніші.

На стелі над кожним кріслом розташовані панелі з індивідуальним освітленням і вентиляцією.

– Салон літака *Commander Jetprop 840* має два крісла і диван, розташовані назустріч один одному. Перше крісло розташоване перед іншими по правому борту боком до напрямку польоту в місці розміщення аварійного виходу.

– *EMB-121 Xingu* – дводвигуновий турбогвинтовий моноплан з високорозташованим крилом, розроблений бразильською фірмою Embraer. Інтер'єр пасажирської кабіни складається із трьох пасажирських крісел по правому борту фюзеляжу, розташованих у напрямку польоту з вбудованими відкидними столиками на спинках, і двох крісел по лівому борту, встановлених назустріч один одному. Між ними знаходиться столик, що складається в спеціальні бортові ніші. Над кожним кріслом розташовані світильники індивідуальної системи освітлення.

– *Merlin IIIВ*. Пасажирська кабіна складається з шести пасажирських крісел і двомісного дивана. Чотири перші крісла розташовані назустріч одне одному, між ними по обидва борти розміщують столики, що складаються в спеціальні бортові ніші. Третій ряд, що складається з двох крісел, розташований у напрямку польоту. У хвостовій частині кабіни по правому борту боком до напрямку польоту розміщений диван. На стелі над кожним кріслом розташоване індивідуальне освітлення.

– *MU-2В-60 Marquise*. Чотири крісла герметичної пасажирської кабіни розташовані в центральній частині кабіни назустріч одне одному. Перед ними знаходиться двомісний диван по лівому борту фюзеляжу боком до напрямку польоту. За центральними кріслами по правому борту фюзеляжу розташований диван боком до напрямку польоту. Між кріслами по обидва борти розміщені столики, що складаються в спеціальні бортові ніші. На стелі над кожним кріслом розташовані панелі з індивідуальним освітленням.

– *PA-42 Cheyenne III*. Комфорт пасажирської кабіни сприяє інтер'єр в салонному стилі, низький рівень шуму в кабіні, шкіряні сидіння, герметична кабіна, кондиціонер, бортовий туалет і холодильник. Вбудований сучасний автопілот є частиною надійної і сучасної авіоніки, яка забезпечує високу безпеку експлуатації літака.

Інтер'єр салону виконаний зі світлої шкіри. Чотири передніх крісла встановлені так, щоб надати пасажиром максимальний комфорт і можливість спілкування під час польоту. Між цими сидіннями розташовані відкидні столики. Решта три крісла розміщені у напрямку польоту.

Пасажи́рський салон дуже просторий. Літак має чотири багажних відділення: в передній частині корпусу (обсяг – 460 л, вантажопідйомність – 135 кг), задні частини двох гондол двигунів (вантажопідйомність однієї – 45 кг), в задній частині корпусу (обсяг – 880 л, вантажопідйомність – 135 кг), які доступні з кабіни під час польоту. Пасажири можуть перевозити лижі, ключки для гольфу, хокейні ключки і інший об'ємний багаж.

– *Beech Model 200 Super King Air* – легкий багатоцільовий літак, розроблений американською фірмою Beech Aircraft. У пасажирській кабіні літака знаходиться шість пасажирських крісел. Перші чотири крісла розташовані назустріч одне одному. Між ними по обидва борти встановлені столики, що складаються в спеціальні бортові ніші. На стелі над кожним кріслом розташоване індивідуальне освітлення. Третій ряд, що складається з двох крісел, розміщений у напрямку польоту.

– *King Air F90 GTx* – легкий літак, розроблений компанією Hawker Beechcraft. Салон літака складається з чотирьох пасажирських крісел і двомісного дивана. Крісла розташовані назустріч одне одному. За ними розміщений диван по правому борту фюзеляжу боком до напрямку польоту. Між кріслами по обидва борти розташовані столики, що складаються в спеціальні бортові ніші.

На стелі над кожним кріслом встановлені панелі з індивідуальним освітленням.

За результатами аналізу розроблено компонування пасажирського салону легкого цивільного літака ХАІ-90, параметри якого наведені в додатку Б.

Аналіз статистичних проектних параметрів цивільних легких літаків проведено для схем цивільних легких літаків, що експлуатуються (аеродинамічних і схем розміщення двигунів), й параметрів і характеристик ЦЛЛ (льотних характеристик, масових і геометричних параметрів).

Аналіз статистичних даних легких цивільних літаків показав [30, 35]:

– переважає схема з низькорозташованим крилом (60 %), двома двигунами з тяговими гвинтами, з палубним горизонтальним оперенням і висувним шасі (80 %). Найбільш поширені (60 %) система механізації, що складається із закрилків й елеронів, та рульові поверхні з роговою аеродинамічною компенсацією;

– величина швидкостей злету та посадки не перевищує 200 км/год; довжини розбігу – не менше 160 м, пробігу – не менше 300 м. Діапазон дальності $L(m_{\text{КОМ max}})$ становить 269 ... 4 245 км;

– питома навантаження на крило p_0 змінюється від 98,7 до 313,85 даН/м²; величина відносної маси конструкції становить $\bar{m}_{\text{кон}} = 0,271 (\pm 0,192)$, відносної маси палива – $\bar{m}_n = 0,255 (\pm 0,171)$, максимальної стартової тягоозброєності $t_0 = (0,153...0,364)$;

– за формою у плані крила досліджуваних літаків прямі з середньостатистичним подовженням $\lambda = 9,75 (\pm 2,55)$, звуженням $\eta = 2,12 (\pm 1,12)$, стрілоподібністю по передній кромці $\chi_{\text{п.к}} = 0...5^\circ$, відносною товщиною кореневого профілю 0,12...0,18, кінцевого – 0,09...0,19 (при цьому більші значення відносної товщини кінцевого профілю застосовують у разі встановлення кінцевих паливних баків);

– середня відносна площа закрилка становить $\bar{S}_z = 9,44 \%$ від площі крила та знаходиться в статистичному діапазоні 0,0177...0,362. Відносна хорда закрилка \bar{b}_z знаходиться в діапазоні 0,095...0,347, середньостатистичне значення злітного та посадкового кута відхилення закрилка δ_z становить 10 і 30 град відповідно.

Кут поперечного V крила для літаків з низькорозташованим крилом « $V_{\text{р.н}}$ » змінюється від +4 до +8°; з високорозташованим « $V_{\text{р.в}}$ » – від мінус 1 до +4°.

– Статистичний інтервал висоти фюзеляжу (у разі якщо поперечний переріз прямокутної форми) h_ϕ становить 1,38...2,0 м та ширини $b_\phi = 1,22...2,0$ м.

– Середня величина відносної площі горизонтального оперення становить $\bar{S}_{\Gamma.O} = 0,261 (\pm 0,084)$, подовження $\lambda_{\Gamma.O} = 5,24 (\pm 1,56)$, звуження

$\eta_{Г.О} = 3,94 (\pm 2,94)$, стрілоподібності по передній кромці $\chi_{н.к.Г.О} - 0...42^\circ$, відносної товщини профілю ГО $0,09...0,12$.

Оброблення даних дало результати за найбільш імовірними значеннями параметрів ефективності горизонтального оперення: відносного плеча ГО $\bar{L}_{Г.О} = 3,767 (\pm 0,952)$, статичного моменту ГО $A_{Г.О} = 0,858 (\pm 0,297)$. Величина кута поперечного V горизонтального оперення « $V_{Г.О}$ » змінюється залежно від місця його встановлення та набуває різні значення: для ЛА з ГО, розміщеним на фюзеляжі (палубним ГО), $-0...+11^\circ$; для ЛА з ГО, розміщеним на крилі (при різній величині віддалення від осі фюзеляжу), $-0^\circ, +13^\circ$; для ЛА з Т-подібним ГО -0° , мінус 5° .

– Середня величина відносної площі вертикального оперення (ВО) становить $\bar{S}_{В.О} = 0,204 (\pm 0,115)$, подовження ВО $\lambda_{В.О} = 1,272 (\pm 0,506)$, звуження ВО $\eta_{В.О} = 2,51 (\pm 1,17)$, відносної товщини профілю ВО $0,09...0,12$, відносного плеча ВО $\bar{L}_{В.О} = 0,395 (\pm 0,153)$, статичного моменту ВО $A_{В.О} = 0,602 (\pm 0,335)$.

Середньостатистичні значення відносної площі рульових поверхонь $\bar{S}_{р.п}$: для руля висоти $\bar{S}_{р.в} = 0,406 (\pm 0,066)$; для руля напрямку $\bar{S}_{р.н} = 0,351 (\pm 0,14)$. Відносна площа елеронів \bar{S}_e знаходиться у статистичному діапазоні $0,0477...0,0940$, передкрильків $\bar{S}_{перед} - 0,0366...0,1057$.

1.3 Аналіз методів визначення злітної маси цивільних легких літаків

У процесі проектування маса літака виконує подвійну роль. З одного боку, маса – це розмірний параметр літака, з визначення якого дуже часто починається процес вибору й узгодження інших параметрів літака. З іншого – вона є важливою узагальненою характеристикою літака, яка виступає як результат проектування.

Аналіз визначення злітної маси, маси палива та відносних мас конструкції планера літака проведено за існуючими методами визначення мас легкого літака, створеними А. М. Арєп'євим і О. О. Бадягіним – Ф. А. Мухамедовим [2, 5, 11].

1.3.1 Метод визначення злітної маси легкого літака згідно з методом, розробленим А. М. Ареп'євим

Визначення злітної маси в нульовому наближенні

Злітну масу літака в нульовому наближенні розраховують за формулою [5 – 10]

$$m_0^0 = \frac{m_{ц.н} + m_{с.н}}{1 - (\bar{m}_{пуст} + \bar{m}_n)}, \quad (1.4)$$

де $m_{ц.н}$ – маса цільового навантаження, кг, значення якого приймають за технічним завданням або розраховують за формулою [5 – 10]

$$m_{ц.н} = m_{нас} + m_{зруз} = 90 \cdot n_{нас} + m_{зруз}; \quad (1.5)$$

$m_{с.н}$ – маса спорядження, кг, що визначають за формулою [5 – 10]

$$m_{с.н} = 93 \cdot n_{ек} + 1,36 \cdot n_{нас} + 0,032 \cdot m_{ц.н}; \quad (1.6)$$

$\bar{m}_{пуст}$ – відносна маса порожнього літака, її значення приймають за статистичними даними;

\bar{m}_n – відносна маса палива, що розраховують за формулою [5 – 10]

$$\bar{m}_n = \frac{L_p + 0,5 \cdot V_{крейс}}{800 \cdot K_{крейс}}, \quad (1.7)$$

де $K_{крейс}$ – аеродинамічна якість у крейсерському польоті, яку приймають залежно від ступеня аеродинамічної досконалості літака; $V_{крейс}$ – крейсерська швидкість, км/год; L_p – розрахункова дальність (при максимальній масі палива $m_{n \max}$), км.

Визначення злітної маси в першому наближенні

Злітна енергоозброєність літака

Розраховують сумарну потужність двигунів N_0 , к.с., за формулою [5 – 10]

$$N_0 = 0,166 \cdot m_0^0 + 122. \quad (1.8)$$

Злітна енергоозброєність \bar{N}_0 , к.с./кг, становить

$$\bar{N}_0 = \frac{N_0}{m_0^0} . \quad (1.9)$$

Злітне питоме навантаження на крило

Визначають площу крила за формулою [5 – 10]

$$S = 9,48 + 0,00352 \cdot m_0^0 , \text{ м}^2. \quad (1.10)$$

Злітне питоме навантаження на крила [5, 6]

$$p_0 = 81,6 + 0,0213 \cdot m_0^0 , \text{ кг/м}^2. \quad (1.11)$$

Характеристики зльоту

З огляду на те, що тягоозброєність літака пропорційна його енергоозброєності, знаходять узагальнений злітний параметр [5 – 10]

$$U_{зл} = \frac{p_0}{C_{y \max зл} \cdot \bar{N}_0} , \text{ кг}^2/\text{м}^2 \cdot \text{к.с.} \quad (1.12)$$

Від цього параметра залежить дистанція розбігу [5 – 10]

$$L_{розб} = 1,09 \cdot U_{зл} - 68,8 , \text{ м.} \quad (1.13)$$

Визначають злітну дистанцію [5 – 10]

$$L_{зл} = 1,24 \cdot U_{зл} + 74,2 , \text{ м.} \quad (1.14)$$

Характеристики посадки

Швидкість зриву в посадковій конфігурації знаходять за формулою [5 – 10]

$$V_{с нос} = 14,4 \cdot \sqrt{\frac{\bar{m}_{нос} \cdot p_0}{C_{y \max нос}}} , \text{ км/год.} \quad (1.15)$$

Довжина пробігу легкого літака пропорційна квадрату швидкості звалювання в посадковій конфігурації [5 – 10]

$$L_{проб} = 0,0235 \cdot V_{с нос}^2 , \text{ м.} \quad (1.16)$$

Дистанція посадки [5 – 10]

$$L_{нос} = 1,938 \cdot L_{проб} , \text{ м.} \quad (1.17)$$

Характеристики набору висоти

Визначають коефіцієнт лобового опору літака в злітній конфігурації при $C_y = 0$ [5 – 10]:

$$\begin{aligned} C_{x0\text{зл}} &= C_{x0\text{планер}} + \Delta C_{x0\text{мех}} + \Delta C_{x0\text{ш}} = \\ &= p_0 \cdot C_{fe} \cdot k_1 \cdot m_0^{\beta-1} + \Delta C_{x0\text{мех}} + \Delta C_{x0\text{ш}}, \end{aligned} \quad (1.18)$$

де $C_{fe} = 0,07$, $k_1 = 1,06$, β – статистичні коефіцієнти; p_0 – питоме навантаження на крило, кг/м²; $\Delta C_{x0\text{мех}}$ – приріст лобового опору від випуску механізації у злітному положення; $\Delta C_{x0\text{ш}}$ – приріст лобового опору для висувного шасі.

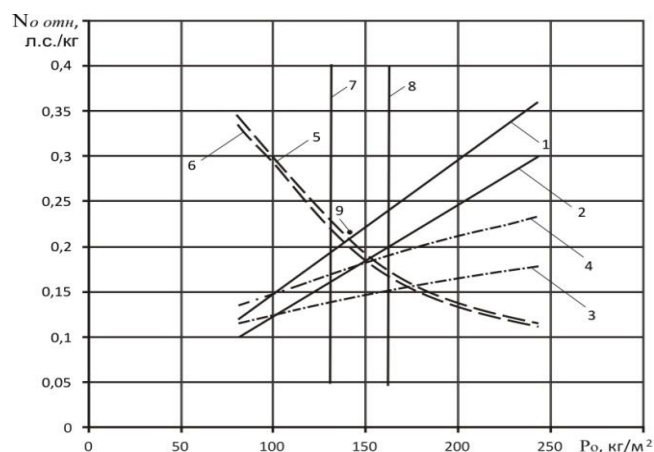
Для побудови області допустимих параметрів літака \bar{N}_0 і p_0 необхідно з урахуванням вимог технічного завдання (ТЗ) результати проведених обчислень й отримані на їх основі криві розмістити на одному графіку (рисунок 1.56) [5 – 10].

Діапазони змін параметрів \bar{N}_0 і p_0 результати їх обчислень і граничних кривих наведені в таблиці 1.2 [5 – 10].

Таблиця 1.2 – Діапазон змін параметрів \bar{N}_0 і p_0 [5 – 10]

Енерго-озброєність	0,5(p_0) статистичне	$\leq p_0 \leq$	1,5(p_0) статистичне	Лінії меж
	0,5(\bar{N}_0) статистичне	$\leq \bar{N}_0 \leq$	1,5(\bar{N}_0) статистичне	
\bar{N}_{01}	значення	значення	значення	$C_{y\text{max зл}}^1$
\bar{N}_{02}	значення	значення	значення	$C_{y\text{max зл}}^2$
\bar{N}_{03}	значення	значення	значення	Залежно від швидкопідйомності
\bar{N}_{04}	значення	значення	значення	Залежно від градієнта
\bar{N}_{05}	значення	значення	значення	Залежно від крейсерської швидкості
\bar{N}_{06}	значення	значення	значення	Залежно від максимальної швидкості

Оскільки межі обмежень отримані наближеними методами, не рекомендується вибирати значення проектних параметрів \bar{N}_0 і p_0 на межі обмежень, тому вибираємо оптимальну точку в допустимій області, відповідній мінімальній енергоозброєності \bar{N}_0 , к.с./кг, при питомому навантаженні на крило p_0 , кг/м². Визначають потрібну потужність $N_{0n} = \bar{N}_0 \cdot m_0$, к.с. На основі потрібної потужності N_{0n} за каталогами підбирають двигуни сумарною потужністю N_0 , що задовольняють умову $N_0 \geq N_{0n}$.



- 1 – $C_{y \max \text{ зл } 1}$; 2 – $C_{y \max \text{ зл } 2}$; 3 – $V_{y \max}$;
 4 – градієнт набору висоти θ ; 5 – $V_{кр}$;
 6 – V_{\max} ; 7 – $C_{y \max \text{ нос } 1}$; 8 – $C_{y \max \text{ зл } 1}$;
 9 – оптимальна точка

Рисунок 1.56 – Вплив питомого навантаження на крило на стартову енергоозброєність [5 – 10]

Визначають злітну масу літака першого наближення, кг, за методикою А. М. Арєп'єва [5 – 10]: $m'_0 = \frac{N_0}{\bar{N}_0}$.

1.3.2 Метод визначення злітної маси легкого літака згідно з методом, розробленим О. О. Бадягіним – Ф. А. Мухамедовим

Визначення злітної маси в нульовому наближенні

Масу літака зазвичай визначають методом послідовних наближень. Перше наближення відповідає етапу попереднього проектування. З рівняння балансу маси літака у відносних величинах отримують формулу для розрахунку маси в нульовому наближенні [11]

$$m_0^0 = \frac{m_{C.Y} + m_{ц.н} + m_{служ.н}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_n + \bar{m}_{об.упр})}, \quad (1.19)$$

тут припускають заданими тип двигуна, масу цільового та службового навантаження. Відносні маси конструкції $\bar{m}_{кон}$, обладнання і управління $\bar{m}_{об.упр}$ беруть зі статистики.

Відносну масу палива розраховують за формулою [11]

$$\bar{m}_n = \frac{1,3 \cdot L_p \cdot C_e}{270 \cdot \eta_{гв} \cdot K}, \quad (1.20)$$

де L_p – дальність (при максимальній масі палива $m_{n\max}$), м; C_e – питома витрата палива, кг/кВт·год; $\eta_{гв}$ – ККД гвинта; K – якість на крейсерському режимі польоту.

Обчислюють масу силової установки, кг, за такою формулою [11]:

$$m_{C.Y} = 2 \cdot \gamma_{дв} \cdot N_0, \quad (1.21)$$

Масу службового навантаження, кг, знаходять за формулою [11]

$$m_{служ} = 85 \cdot n_{ек}. \quad (1.22)$$

Масу цільового навантаження $m_{ц.н}$ задають у технічному завданні.

Визначення злітної маси в першому наближенні

Основна відмінність цього розрахунку від розрахунку маси в нульовому наближенні полягає у врахуванні залежності $\bar{m}_{кон}$, \bar{m}_n , $\bar{m}_{об.унр}$ від злітної маси, параметрів крила й інших частин літака, від режиму польоту.

Масу конструкції визначають за формулою [11]

$$m_{кон} = m_{кр} + m_{ф} + m_{оп} + m_{ш}, \quad (1.23)$$

де $m_{кр}$ – маса крила, яку визначають за формулою [11]

$$m_{кр} = \bar{m}_{кр} \cdot m_0^0, \quad (1.24)$$

$$\bar{m}_{кр} = 1,15 \cdot 10^{-4} \cdot k_{мех} \cdot (k_{кон} \cdot k_{шт}) \cdot \varphi \cdot n_p \cdot \frac{\lambda \cdot \sqrt{S}}{\cos^{1,5} \chi \cdot \sqrt{\theta \cdot \bar{c}_0}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \times \left(1 - \frac{\mu - 1}{\mu + 3} \right), \quad (1.25)$$

де $k_{мех} = 1$ – коефіцієнт, що враховує тип і наявність механізації крила; $k_{кон}$ – коефіцієнт, що враховує тип конструкції крила; $k_{шт}$ – коефіцієнт, що враховує марку основного матеріалу конструкції крила; θ – коефіцієнт, що

враховує ефективність роботи поздовжніх силових елементів; $n_p = 1,5 \cdot n_{\max}^e$ – розрахункове перевантаження [1]; $\mu = \bar{c}_0 / \bar{c}_k$ – коефіцієнт, що враховує відношення відносних кореневої й кінцевої товщин крила; φ – коефіцієнт розвантаження, значення якого визначають за такою формулою:

$$\varphi = 0,93 - 0,014 \cdot k_{C.Y} - 6,3 \cdot 10^{-3} \cdot k_{ui} - \bar{m}_{n.kp} \cdot \bar{z}_{n.kp}^2, \quad (1.26)$$

де $k_{C.Y} = 0$ – коефіцієнт, що враховує розташування двигуна; k_{ui} – коефіцієнт, що враховує розташування основних опор шасі; $\bar{m}_{n.kp} = m_{n.kp} / m_0^0$ – відносна маса палива в крилі;

$$\bar{z}_{n.kp} = \frac{z_{n.kp}}{l/2}. \quad (1.27)$$

m_ϕ – маса фюзеляжу, яку визначають за формулою

$$m_\phi = \bar{m}_\phi \cdot m_0^0, \quad (1.28)$$

тут \bar{m}_ϕ – відносна маса фюзеляжу [11]

$$\bar{m}_\phi = 1,14 \cdot k_{\delta\phi} \cdot (1 + 0,4 \cdot p_{над}) \cdot l_\phi^{1,5} \cdot (m_0^0)^{-3/4}, \quad (1.29)$$

де $k_{\delta\phi}$ – коефіцієнт, що враховує розташування двигунів відносно фюзеляжу; $p_{над}$ – надлишковий тиск у герметичній кабіні на найбільшій експлуатаційній висоті польоту, даН/см².

m_{on} – маса оперення, що визначається формулою [11]

$$m_{on} = m_{Г.О} + m_{В.О} = q \cdot (S_{Г.О} + S_{В.О}), \quad (1.30)$$

де $q = k_v \cdot k_m \cdot (1,4 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot m_0^0)$,

тут $k_v = 0,643 + 1,02 \cdot 10^{-3} \cdot V_{kp}$ – коефіцієнт, що враховує швидкість польоту;

k_m – коефіцієнт, що враховує маневреність літака;

m_{ui} – маса шасі, яка визначається за формулою

$$m_{ш} = \bar{m}_{ш} \cdot m_0^0, \quad (1.31)$$

де $\bar{m}_{ш}$ – відносна маса шасі [11].

$$\bar{m}_{ш} = k_{мм} \cdot k_{обт} \cdot (6 \cdot h + 11,3) \cdot 10^{-3} + 0,0625 \cdot k_{пн} \cdot \sqrt{\frac{P_{пн.г.к}}{1 + P_{пн.г.к}}} + 0,005, \quad (1.32)$$

де $k_{мм}$ – коефіцієнт, що враховує матеріал основних опор шасі; $k_{обт}$ – коефіцієнт, що враховує наявність обтічників на колесах; $k_{пн}$ – коефіцієнт, що враховує тип пневматиків; $P_{пн.г.к}$ – тиск у шинах головних коліс, даН/см²; h – довжина головної опори шасі від поверхні ЗПС до вузла кріплення стійки, мм.

$m_{С.У}$ – маса силової установки для заданих двигунів, яку знаходять за формулою [11]

$$m_{С.У} = m_{дв} + m_{інше} = N_0 \cdot (\gamma_{дв} + k_{С.У}), \quad (1.33)$$

де N_0 – сумарна стартова потужність двигунів, к.с.; $\gamma_{дв} = m_{дв} / N_0$ – питома маса двигунів, кг/к.с.; $k_{С.У}$ – коефіцієнт, що враховує кількість двигунів.

Для легких літаків за статистикою маса одинарного управління в середньому дорівнює, кг: $m_{упр} = 0,0135 \cdot m_0^0$.

Записують масу обладнання легких літаків у вигляді суми [11]:

$$m_{об} = m_{об.г} + m_{об.с}, \quad (1.34)$$

де $m_{об.г}$ – маса обладнання літаків загального призначення, необхідного для безпечного польоту, перевезення пасажирів й екіпажу; $m_{об.с}$ – маса спеціального обладнання, пов'язаного зі спеціальним призначенням літака (для сільськогосподарських робіт, санітарної служби, геологорозвідки, патрулювання і т.п.).

Масу обладнання літаків загального призначення записують у вигляді суми мас [11]:

$$m_{об.г} = m_{ел.об} + m_{радіо} + m_{гн} + m_{ан} + m_{ан.об} + m_{нож} + m_{ноб.об} + m_{інше}, \quad (1.35)$$

де $m_{ел.об} = 0,032 \cdot m_0^0$ – маса електрообладнання, кг; $m_{радио}$ – маса радіообладнання, кг; $m_{гн}$ – маса гідропневмообладнання, кг; $m_{ан}$ – маса аеронавігаційного обладнання, кг; $m_{ан.об} = 3 \cdot l$ – маса обладнання для протиобледеніння, кг (де l – розмах крила, м; 3 – статичний розмірний коефіцієнт); $m_{нож}$ – маса протипожежного обладнання, що встановлюють у кабіні легких літаків, кг; $m_{ноб.об} = 12 \cdot (n_{нас} + n_{ек})$ – маса побутового обладнання (наприклад, крісла, теплозвукоізоляція, кондиціонування) (де $n_{нас}$ – кількість пасажирів, чол, $n_{ек}$ – кількість членів екіпажу, чол), кг; $m_{інше}$ – інше обладнання залежно від розмірів і маси літака, кг.

Для розрахунку маси палива використовують формулу [11]

$$m_n = m_{n.вит} + m_{н.з} + m_{н.зал}, \quad (1.36)$$

де $m_{n.вит}$ – маса палива, що витрачається, кг,

$$m_{n.вит} = m_{н.зем} + m_{н.наб} + m_{н.кр} + m_{н.зн}, \quad (1.37)$$

де $m_{н.зем}$ – маса палива, що витрачається на землі (при прогріванні двигунів, рулінні, розбігу), кг [11]:

$$m_{н.зем} = N_{зем} \cdot C_e \cdot t_{зем}; \quad (1.38)$$

$m_{н.наб}$ – маса палива, що витрачається при наборі висоти й розгоні, кг:

$$m_{н.наб} = N_{наб} \cdot C_e \cdot t_{наб}; \quad (1.39)$$

$m_{н.кр}$ – маса палива, що витрачається при наборі висоти і розгоні, кг:

$$m_{н.кр} = N_{кр} \cdot C_e \cdot t_{кр}; \quad (1.40)$$

$m_{н.зн}$ – маса палива, що витрачається при зниженні і заході на посадку, кг:

$$m_{н.зн} = N_{зн} \cdot C_e \cdot t_{зн}; \quad (1.41)$$

$m_{н.з}$ – маса навігаційного запасу, кг:

$$m_{н.з} = N_{н.з} \cdot C_e \cdot t_{н.з}; \quad (1.42)$$

$m_{н.зал}$ – залишок, що невиробляється, кг:

$$m_{n.зал} = 0,02 \cdot m_0^0. \quad (1.43)$$

Визначення злітної маси в першому наближенні за методом О. О. Бадягіна – Ф.А. Мухамедова [11, 19]:

$$m'_0 = m_{кон} + m_{упр} + m_{С.У} + m_n + m_{об} + m_{ц.н} + m_{служ}. \quad (1.44)$$

За результатами проведеного аналізу злітної маси, маси палива і відносних мас конструкції планера цивільного легкого літака за існуючими методами, розробленими А. М. Арєп'євим і О. О. Бадягіним – Ф. А. Мухамедовим, були отримані значення злітних мас, співмірні зі злітними масами літаків-аналогів. Але виявлені такі недоліки: в запропонованих методах критерієм не є мінімум маси та не враховується величина витрати палива; метод розрахунку злітної маси А. М. Арєп'єва не дає можливості визначити, якою будуть маси конструкції, палива й устаткування в процесі розрахунку, в методі розрахунку злітної маси О. О. Бадягіна – Ф. А. Мухамедова не уточнюються складові маси цільового навантаження, службового навантаження й спорядження екіпажу в нульовому наближенні; маса крила в першому наближенні не залежить від питомого навантаження на крило [34].

1.4 Аналіз методів створення тривимірних моделей цивільних легких літаків

Сучасний період розвитку авіаційної техніки характеризується суттєвим ускладненням форми зовнішньої поверхні літаків – інтеграцією крила і фюзеляжу, застосуванням поверхонь подвійної кривини для формування крил, пілонів і закінцівок крила (вінглети), збільшенням площі з'єднань агрегатів в аеродинамічному компонуванні [15]. Поверхні характеризуються істотними змінами кривини.

Інтенсивний розвиток і широке застосування інформаційних технологій на підприємствах авіаційної промисловості дозволяють створити нові літальні апарати (ЛА), розробити конструкторську та технологічну підготовку свого виробництва за допомогою інтегрованих системних CAD\CAM\CAE\PLM, що

описують структуру ЛА, склад і всі його компоненти: агрегати, вузли, деталі, комплектуючі вироби, матеріали [100].

Дозволяє у віртуальному середовищі спрогнозувати параметри, які найбільшою мірою задовольняють життєвий цикл виробу відносно сучасних вимог.

Застосування інтегрованих інформаційних технологій до процесу проектування літака дозволить зменшити витрати на створення, виробництво та супровід по життєвому циклу літака, на 30 % підвищити продуктивність й ергономіку праці, що в кінцевому підсумку підвищить якість і конкурентоспроможність продукції, що виробляється, якість виробничої діяльності інженерів [31].

Сучасні CAD\CAM\CAE – системи проектування, до яких відноситься й SIEMENS NX, переводять процес проектування, конструювання та виробництва літаків на новий якісний рівень.

Проектування складних об'єктів, основане на застосуванні ідей і принципів, викладене у ряді теорій і підходів. Найбільш загальним підходом є системний підхід, ідеями якого пронизані різні методики проектування складних систем [50].

Системний підхід містить в себе виявлення структури системи, типізацію зв'язків, визначення атрибутів, організацію процесу створення, використання та розвитку технічних систем, методи та принципи їх проектування, дослідження й функціонування [48]. Це підтверджує корисність і доцільність паралельного рішення геометричних задач аналітичними і синтетичними способами. Розглядається кінематичний спосіб утворення поверхонь і задавання їх проекціями геометричної частини визначника або в разі складних (технічних) поверхонь – лінійним або сітчастим каркасом. Теоретично поверхню моделюють відповідністю, яка виникає між полями перших і других проекцій її точок на площинах проекцій, зокрема, між полями горизонтальних і фронтальних проекцій [17].

У тривимірному моделюванні розрізняють моделі каркасні, поверхневі, об'ємні [50]:

– каркасна модель є формою деталі або агрегату літака у вигляді кінцевої множини ліній, що лежать на їх поверхнях. Для кожної лінії відомі координати кінцевих точок і вказано їх розміщення на ребрах або поверхнях. Керувати каркасною моделлю на подальших етапах проектування незручно, і тому каркасні моделі в даний час використовують рідко;

– поверхнева модель відображає форму деталі або агрегату літака за допомогою задавання граничних поверхонь, які її обмежують, наприклад, у вигляді сукупності даних про грані, ребра і вершини. Особливе місце мають моделі з поверхнями складної форми, так звані «скульптурними» поверхнями. До таких деталей відносяться корпуси транспортних засобів (наприклад, літаків, суден, автомобілів), деталі, обтічні потоками рідин і газів (лопатки турбін, крила літаків) і ін;

– об'ємні моделі відрізняються тим, що в них в явній формі містяться відомості про належність елементів внутрішньому чи зовнішньому по відношенню простору.

Крім того, об'ємна модель деталі є відправною точкою для створення технологічного процесу, конструкторсько-технологічної документації, проведення інженерного аналізу. У сучасному виробництві тривимірні моделі використовують практично на всіх етапах розроблення, а також при контролі геометрії готових деталей.

Послідовність побудови моделі в Siemens NX запам'ятовується і відображається користувачеві у вигляді дерева побудови. У ньому перераховуються всі існуючі в моделі допоміжні елементи, ескізи і виконані операції в порядку їх створення. Такий метод параметризації на основі історії побудови називається ієрархічним [65].

Система рівня автоматизованого проектування має широкий набір інструментальних засобів. Створення просторових об'єктів в системі SIEMENS NX реалізують через модульну структуру.

В дисертаційній роботі для моделювання цивільного легкого літака використані деякі з них, а саме: *Modelling, Assemblies, Drafting*.

Модуль *Modelling* призначений для створення тривимірної моделі. Він має широкий набір інструментальних засобів, за допомогою яких можна побудувати геометрію будь-якої складності. Модуль містить такі основні функції, як створення базових та асоціативних кривих, побудова ескізів і суцільних примітивів. У модулі є базові операції над твердими тілами, такі, як побудова тіл обертання, витягування, замітання тіл, булеві операції, моделювання поверхонь і т.д. [99]. *Solids Modelling* – основний модуль параметричного моделювання, що забезпечує створення двовимірних, тривимірних каркасних моделей, кінематичних тіл, тіл обертання, виконання булевих операцій і параметричного редагування. *Features Modelling* забезпечує створення та параметричне редагування стандартних конструктивних елементів і тонкостінних об'єктів. *Free-Form Modelling* дозволяє побудувати складні поверхні й моделі твердих тіл [51, 99].

Модуль *Assemblies* призначений для створення конструювання складальних одиниць (вузлів), моделювання окремих деталей в контексті складання [99].

Проектування в контексті складання дозволяє створити і змінити геометрію деталі, перебуваючи безпосередньо в складанні, при цьому доступна як саме складання, так і деталі, що входять до нього. Робоча деталь, в якій проводять зміну геометрії, може бути і компонентом, і складанням. Багато операцій модуля *Modelling* допускають вибір геометрії (грань або інший геометричний об'єкт) прямо з інших компонентів і автоматично копіюють її в робочу деталь як асоціативно зв'язану (використовуючи *WAVE Geometry Linker*) або як неасоціативну залежно від опцій вибору.

WAVE Geometry Linker – це операція створення в робочій деталі складання асоціативних геометричних об'єктів, пов'язаних з іншими деталями цього ж складання. Залежно від установленної опції ця операція дозволяє створювати також і неасоціативні об'єкти [51, 99].

Асоціативний зв'язок між різними компонентами складання здійснюється за допомогою функцій WAVE модуля *Assemblies*.

Основне призначення WAVE – пов'язувати геометричні об'єкти різних деталей, створюючи їх асоціативні копії. Основні функції, реалізовані в модулі

WAVE, – можливість асоціативного копіювання геометрії з однієї деталі в іншу (зазвичай всередині складання); можливість затримки оновлення пов'язаної геометрії у всіх або окремих частинах; можливість виконати запит і отримати інформацію про зв'язки між деталями [51, 99].

При вирішенні завдань проектування інструментальні засоби модуля WAVE зазвичай використовують:

– при контекстному проектуванні, коли геометрія, необхідна для операцій розміщення конструктивних елементів, прив'язки або редагування геометрії компонента, копіюється в деталь компонента. Після виконання операції копіювання можна працювати з деталлю незалежно від розташування, тобто або в модулі *Modelling*, не завантажуючи складання, або продовжувати роботу в контексті складання;

– при проектуванні деталей на різних стадіях технологічного процесу;

– при управлінні глобальними змінами, проведеними у великих складаннях складних виробів.

Для реалізації технології WAVE необхідно мати складання як мінімум з двома вхідними компонентами: один компонент із батьківською геометрією й один компонент, в який додають геометрію [51, 99].

Модуль *Drafting* призначений для побудов різних видів креслень об'єктів і складань, згенерованих з моделей, створених у *Modelling* й *Assemblies*. Креслення, створені в модулі *Drafting*, повністю асоціативної моделі, на основі якої вони побудовані – параметричні [99].

Синтез тривимірних моделей складної форми можливий витягуванням плоского контуру по нормалі до його площини, його протягуванням уздовж довільної просторової кривої, обертанням контуру навколо заданої осі, натягуванням між декількома заданими перерізами. Синтез складань виконується викликом або посиланням на бібліотечні елементи, їх модифікацією, розробленням нових деталей. Деталі складання можна орієнтувати в просторі так, як потрібно. Далі слід ввести асоціативні (сполучаючі) зв'язки [51, 99].

Кожний із методів параметричного моделювання має як переваги, так і недоліки, а також певну сферу та умови свого оптимального застосування.

Але ці методи в сукупності не охоплюють процес параметричного моделювання саме цивільних легких літаків.

1.5 Аналіз з'єднань тонколистових обшивок крила, типів заклепок і видів їх установки у місцезнаходженні кесон-баків

Клепані з'єднання конструктивних елементів широко використовуються при складанні літальних апаратів, ресурс яких багато в чому залежить від їх експлуатаційних властивостей. Розвиток авіаційної техніки показує, що в найближчі 10 – 15 років заклепки залишаться основним видом з'єднань конструкцій із легких сплавів. Масове застосування клепок пояснюється високими характеристиками міцності з'єднань, їх технологічності, механізацією і автоматизацією виробничого процесу при порівняно низькій вартості.

Як матеріали для заклепок застосовують алюмінієві сплави Д18П, В65, Д19П, У94, АМг5П; сталеві сплави 15А, 1Х18Н9Т, 20ГА, 3ОХГСА. Заклепки з В65 встановлюють у місцях, де потрібна підвищена міцність, в основному у конструкціях з В95. Заклепки з Д18П застосовують для клепаєння обшивки і каркасу. Для клепаєння конструкцій з магнієвого сплаву і алюмінієвого лиття застосовують заклепки з АМг5П. Клепка теплонавантажуваних конструкцій здійснюється свіжозакаленими заклепками з Д19П.

Залежно від характеристики і призначення клепаєного з'єднання шви ділять на три види: міцні, щільні і комбіновані.

Міцний шов застосовують для отримання з'єднань підвищеної міцності, яку досягають тим, що він має кілька рядів заклепок.

Щільний шов застосовують для отримання досить щільної і герметичної конструкції при невеликих навантаженнях.

З'єднання зі щільним швом виконують зазвичай холодним клепаєнням. Для досягнення необхідної герметичності шва застосовують спеціальні герметики або підчеканення шва.

Комбінований шов застосовують для отримання міцного і разом з тим непроникного для пару, газу, води та інших рідин з'єднань.

Комбіновані шви виконують гарячим клепанням за допомогою клепальних машин з подальшою підчеканкою головок заклепок і кромek листів.

У кожному клепаному з'єднанні заклепки мають в один-два і більше рядів. Відповідно до цього клепані шви поділяють на однорядні, дворядні, багаторядні, паралельні і шахватні. Розрізняють клепання ручне, механізоване, при якому застосовують пневматичні клепальні молотки, і машинне, яке виконують на пресах одинарного і групового клепання.

При виборі типу заклепок керуються такими міркуваннями [81]:

– для силових швів, які не виходять на аеродинамічний обвід, рекомендується застосовувати заклепки з плоскою головкою, що дозволяють проводити їх групову клепку на пресах. Для ручної клепки внутрішнього набору застосовують заклепки з напівкруглою головкою. Такі заклепки іноді можна застосовувати і для елементів зовнішньої поверхні, так як вони дешевше потайних, міцніше, не вимагають додаткової операції зенкування гнізд в обшивці;

– для зовнішньої поверхні обшивки доцільно застосовувати потаємні заклепки двох типів – з кутом розчину головки 90 і 120°. При товщині обшивки менше висоти головки заклепки застосовують заклепки тільки з кутом 120°;

– у місцях з одностороннім підходом встановлюють заклепки з сердечником, що складаються з двох частин: пістона з потайною або напівкруглою головкою (з матеріалу Д18П або 1Х18Н9Т) і стрижня з Д16П або 20Х13. Для одностороннього клепання високонавантажених швів застосовують заклепки з високим опором зрізу з конструкційної сталі, що складаються з корпусу, гвинта і кільця.

Пружно-деформований стан конструкції літального апарату (ЛА) визначається точністю та надійністю прогнозування величини і характеру експлуатаційних навантажень та фізико-механічних характеристик конструкційних матеріалів. Якість та надійність методів призначення експлуатаційних навантажень, властивостей матеріалів та моделей визначення пружно-деформованого стану встановлюються експериментально, шляхом випробування

готового виробу або його масштабної моделі. Тому завжди виникає проблема адекватності модельних досліджень та реальних умов експлуатації [14].

Експлуатаційна безпека і надійність планера літака визначається не тільки необхідним опором клепаных з'єднань статичним, циклічним і динамічним навантаженням в умовах польоту, але і їх герметичністю. Однак якість цих з'єднань з точки зору герметичності не завжди відповідає вимогам сучасної техніки. Так у процесі експлуатації в результаті розроблення отворів і ослаблення напруженої посадки на множині силових точок з'являються видимі витіки палива. Причинами проникності є мікронерівності на сполучених поверхнях зони отвору листа і заклепки, а іноді і втрата щільності їх контакту, що приводить до значного збільшення витрати ущільнюючого середовища.

Для усунення проникності використовується поверхнева, а також внутрішньошовна герметизація, що приводить до помітного збільшення маси конструкції. Герметизації піддаються практично всі внутрішні обсяги сучасних літаків, включаючи паливний, пасажирський, вантажний і приладовий відсіки. На герметизацію припадає значна частина трудомісткості і собівартості виконання елементів, що виходять на зовнішній контур. Поступове скорочення використання даної технології бажано, проте таке рішення не є можливим без устанавлення кількісного взаємозв'язку між конструктивно-технологічними параметрами напружених клепаных з'єднань і їх герметичності [81].

Використання відсіків, утворених елементами конструкції крила, як паливних баків за конструктивними ознаками відносяться до кесон-баків. Їх застосування дозволяє більш раціонально використовувати внутрішні обсяги літака, тобто збільшити запас палива, розмістити агрегати та магістралі паливної системи всередині баків, полегшивши їх монтаж, що є одним з істотних ознак у проектуванні цивільних легких літаків.

Кожен паливний кесон-бак повинен мати легкознімні люки для внутрішнього огляду та ремонту. Має бути виключено попадання пролитого палива у відсік, де міститься паливний бак, або в будь-яку іншу частину літака. Кожен паливний бак має витримувати без пошкодження та втрати нормованої герметичності такі тиски:

для кожного кесон-бака – тиск, що виникає в заповненому паливом баку при дії максимального експлуатаційного перевантаження літака з одночасною дією критичних навантажень від конструкції [4, 83].

Герметичні властивості клепаних з'єднань зазвичай досліджують експериментально на основі якісної оцінки, коли наявність витoku визначається чутливістю методу випробувань. При такому підході вплив конструктивно-технологічних і експлуатаційних факторів на проникність клепаних швів можна оцінити тільки на зразках. Так як кількісні вимоги до герметичності з'єднань не пред'явлені, то якісна оцінка не дозволяє пов'язати величину витoku палива зі зниженням граничної дальності польоту, пожежонебезпекою або ступенем забруднення навколишнього середовища [81].

У зв'язку з високим рівнем контактного навантаження і незначним перепадом тиску робочого тіла проникність авіаційних клепаних з'єднань дуже мала. Це вимагає високої чутливості методів кількісного виміру масопереносу через механічний контакт, що значно ускладнює проведення експериментальних досліджень. Ці методи відрізняються високою трудомісткістю і вартістю, а також вимагають складного технічного оснащення. Результати ж визначення витрати ущільнюючого середовища може становити більше, ніж на порядок. Зазвичай при проведенні випробувань використовується метод накопичення, при цьому вимірюється загальна негерметичність відсіку.

Пряме вимірювання витoku палива або повітря через досліджуваний клепаний шов практично неможливо в умовах польоту. Проведення ж наземних випробувань пов'язано з великим обсягом робіт, їх технічною складністю і суттєвими витратами. При цьому надійне висновок про необхідної герметичності вузла або агрегату відповідно до норм експлуатаційної безпеки можна зробити тільки на підставі даних комплексних випробувань, що імітують як умови польоту, так і коливання домінуючих технологічних факторів при виготовленні і збірці. З появою нових конструкцій проблема експериментального відпрацювання виникає заново, причому її рішення ускладнюється через велику кількість з'єднань.

Таким чином, розроблення механіки напружених клепаних з'єднань і створення на її основі інженерних методів розрахунку витоків ущільнюючого середовища є нагальною практичною необхідністю.

Слід підкреслити, що кількісне визначення витрат робочого тіла через герметизовані стики вузлів і з'єднань розрахунковим шляхом доповнює експериментальні методи контролю, а найчастіше дозволяє помітно скоротити обсяг випробувань. У даний час комплексний підхід набуває все більшого значення, що актуально і для клепаних з'єднань, так як до них пред'являють вимоги забезпечення герметичності без додаткової герметизації [81].

При збереженні суцільності контакту проникність клепаних з'єднань під дією зовнішнього навантаження зростає незначно через високий рівень контактного тиску. При цьому величину витрат робочого тіла для зсуву і розтягування панелі в силу умови нерозривності потоку знаходять простим інтегруванням по контуру отвору.

Згідно з історією навантаження розтягнення заклепки після її пружно-пластичного розвантаження призводить до помітного ослаблення напруженої посадки. При тривалій експлуатації можливе послаблення заклепок через повзучість, що характерно для алюмінієвих сплавів. Тому розроблена інженерна методика розрахунку залишкової контактної навантаження в з'єднаннях за рахунок поступового витискування стержня заклепки тиском від посадки. Такий підхід заснований на теорії старіння при отриманні серії дослідних кривих деформації повзучості від часу на різних рівнях навантаження.

При введенні спеціальної функції напружень отримано рішення задачі про перерозподіл контактної тиску в результаті пружного розтягування-стиснення панелі з запресованої шайбою. Рішення узагальнюється і на випадок зміни форми і розмірів отвору внаслідок його розроблення при циклічному навантаженні, що призводить до помітного зниження рівня контактної тиску.

При якісній оцінці розгерметизації клепаних з'єднань по моменту утворення наскрізного дефекту негерметичності відзначається хороша відповідність розрахункових і експериментальних даних по величині граничного навантаження.

Хоча пластична деформація ділянок отворів і починається значно раніше, цей процес пригнічується за рахунок часткової релаксації залишкових напружень.

У разі роботи заклепки на зсув плоске рішення контактної задачі в пружною постановці отримують у вигляді системи інтегральних рівнянь спільності переміщень і рівноваги. Визначено граничні рівні зовнішнього навантаження розгерметизації заклепки, а також початку пластичної деформації ділянки отвору в області розвантаження поперечного перерізу з'єднання. На базі стрижневих моделей відомі методики розрахунку розподілу тиску по товщині пакета при додатку зусилля зсуву з урахуванням згинального моменту, а також зовнішнього навантаження в силових точках клепаного шва.

Можливості технологічного моделювання дозволяють теоретично оцінити вплив на герметичність клепаных з'єднань чистоти обробки поверхні отвору, величини і нерівномірності натягу. На основі якісної оцінки проводять відповідні експериментальні дослідження розгерметизації зразків з'єднань при проведенні випробувань гідростатичним методом.

Циклічне розтягування стрижня заклепки викликає його відносні зміщення в отворі. Якщо амплітуда потрапляє в небезпечний діапазон, то в стику розвиваються сприятливі умови для фретінгу. Лавиноподібний процес руйнування починається після певного напрацювання (латентного періоду) і призводить до утворення дефектів негерметичності по всій поверхні, тобто до різкого збільшення витоків робочого середовища [81].

Надлишок матеріалу, який виступає над обшивкою знімають фрезеруванням. При цьому методі втомна довговічність збільшується приблизно у вісім разів. У свою чергу клепання заклепками з плоско-округлою головкою не вимагає внутрішньошовної герметизації і застосовується в тих випадках, коли висота циліндричного отвору під заклепку становить 25 % товщини листа обшивки, інакше обшивка при клепанні жолобиться і герметизація порушується. Товщина обшивки при цьому має бути не менше 1,8 мм. Для тонких обшивок (1,2...1,8 мм) застосовують заклепки з компенсатором, які в даний час набули широкого поширення. При клепанні обшивок товщиною (3,5 мм заклепки з плоско-округлою

головкою вже не забезпечують осьової натяг, створюється тільки діаметральний натяг з боку замикаючої головки. Для таких товщин обшивок в останні роки стали застосовувати клепку стрижнями, при якій одночасно осаджуються обидві головки. У цьому випадку між всіма з'єднаннями створюється і осьовий, і діаметральний натяги. Досліди показали, що найбільше підвищення втомної довговічності (до 10 разів) досягається при створенні на стику деталей, які з'єднуються, натяг не менше 0,7 % діаметра заклепки, що відповідає напрузі, приблизно рівній межі пропорційності [81].

Відмітною особливістю сучасного літакобудування є широке застосування тонких обшивок у з'єднаннях планера легких літаків.

Природним способом забезпечення герметичності при відмові від застосування герметиків залишається напружена посадка заклепки в отворі за рахунок створення радіального натягу необхідної величини по всій довжині з'єднання і з порівняно малою нерівномірністю. У даний час цим вимогам задовольняє високоресурсна стрижнева заклепка, достатньо відпрацьована у виробничому відношенні, але застосування даного методу клепання до тонколистових елементів конструкції товщиною менше 1,2 мм є ускладненим [81].

Використання обшивок товщиною менше 1,2 мм створює проблему в забезпеченні якості потайних клепаних з'єднань, оскільки їх застосовують в даний час заклепки з потайною головкою $\angle 90^\circ$ і $\angle 120^\circ$ з діаметром стрижня 3 мм мають висоту закладної головки, що дорівнює 1,3 і 1,1 мм відповідно [32, 51, 82]. Тому для тонких обшивок товщиною менше 1,2 мм при використанні потайних заклепок діаметром 3 мм і більше гнізда під закладні головки необхідно утворювати підштампуванням [71]. Вплив цієї технології установа потайних заклепок на герметичність з'єднань порівняно з герметичністю з'єднань, виконаних заклепками з плоско-округлою головкою, досліджено недостатньо.

Установлено, що застосування методик розрахунку комбінованих клепаних з'єднань, при зміцненні поверхні отвору, а також для заклепок з пам'яттю форми в авіаційній техніці неефективно через обмежені розмірні можливості термомеханічного повернення форми. Тільки при високій точності оброблення

отворів їх можна використовувати в якості з'єднань елементів конструкцій із алюмінієвих сплавів [81].

Для легких літаків актуальна можливість використання внутрішніх порожнин у крилах, виконаних з алюмінієвих сплавів, для розміщення в них палива. Відповідно дослідження герметичності з'єднань крил, виконаних різними типами заклепок, представляє інтерес для розроблення рекомендацій конструкторам і технологам щодо забезпечення герметичності таких з'єднань.

1.6 Формулювання мети і завдань 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.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі завдання:

- 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.

Основні наукові результати, які наведено у першому розділі, опубліковані у працях здобувача [2 – 3, 6, 7, 11, 19], наведених в анотації.

Розділ 2

**НАУКОВЕ ОБҐРУНТУВАННЯ МЕТОДІВ ІНТЕГРОВАНОГО
ПРОЕКТУВАННЯ ЦИВІЛЬНОГО ЛЕГКОГО ЛІТАКА****2.1 Концепція і принципи інтегрованого проектування**

Метод інтегрованого проектування охоплює проектування та комп'ютерне параметричне тривимірне моделювання конструкції літака в цілому і окремих її частин. Літак являє собою безліч деталей, складань, вузлів і агрегатів, з'єднаних між собою різними типами роз'ємних і нероз'ємних з'єднань, від якості проектування і виконання яких залежать масові, ресурсні, аеродинамічні та естетичні характеристики літака [31, 40].

Методи проектування літаків, що застосовували раніше, базувалися на двовимірних моделях і їх плазовому ув'язуванні, що не дозволяло врахувати всі конструктивні та технологічні особливості та привело до необхідності створення інтегрованого методу проектування.

Інтегроване проектування цивільних легких літаків можна виконати, застосувавши розроблену узагальнену концепцію (рисунок 2.1):

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 проектування CAD\CAM\CAE\PLM.

3. Параметричний аналіз злітної маси цивільного легкого літака.

4. Створення тривимірної параметричної моделі цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем CAD\CAM\CAE\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 2.1 – Концепція інтегрованого проєктування цивільного легкого літака

Всі роботи щодо інтегрованого проєктування складальних 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 задовольняти заданим перспективним тактико-технічним вимогам, Авіаційним правилам [1, 87], концепції створення нового літака [12, 40 – 42, 44, 51] та визначатися зі співвідношень:

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

Головним критерієм проектування 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 при виконанні умов $\sigma_{бр.п.г} \geq \sigma_{бр.п-о.г} \geq \sigma_{бр.руйн}$ (де $\sigma_{бр.руйн} = 0,95\sigma_{\sigma} = 0,95 \cdot 405 = 384,75$ МПа).

Визначення маси літака та його складових є однією з центральних задач процесу проектування.

Інформація цього етапу дозволяє уточнити масові й аеродинамічні параметри літака та в ітераційному процесі здійснити узгодження параметрів літака за умовами задоволення рівнянь існування, а також заданим вимогам й обмеженням.

На попередньому етапі проектування, коли інформація про проєктований літак в основному обмежена його необхідними характеристиками і досвідом проектування літаків аналогічного призначення, застосовують напівемпіричні методи розрахунків літака, які спираються на спрощені теоретичні формули і апроксимації, що відображають найважливіші параметричні зв'язки. Для уточнення розрахункових даних у ці формули введено поправкові коефіцієнти, отримані на основі оброблення статистичного та експериментального матеріалу [53, 101, 105].

Новий літак має задовольняти заданим перспективним вимогам, відповідним завданням різних сфер діяльності суспільства, і забезпечувати вищий, ніж у

прототипів, рівень економічних й експлуатаційних показників вітчизняних і зарубіжних легких літаків.

Розроблено метод визначення параметрів цивільних легких літаків з турбогвинтовими двигунами на етапі попереднього проектування (рисунок 2.2) [29].

Проектування нового цивільного легкого літака проводять за наявності технічного завдання [64], результатів проведеного аналізу статистичної інформації літаків-прототипів і розробленої концепції створення нового ЛА. Взаємне узгодження і задоволення цих вимог формує початкові дані на проектування.

У технічному завданні формуються дані [30, 94]:

- призначення літака;
- загальні вимоги до двигунів, обладнання, комплектуючих виробів, експлуатаційної документації, до засобів навчання та програм підготовки льотного та інженерно-технічного складу, до оброблення й аналізу польотної інформації;
- очікувані умови експлуатації;
- вимоги до льотно-технічних й економічних характеристик: крейсерська швидкість польоту $V_{кр}$; крейсерська висота польоту $H_{кр}$; стеля H_{max} ; дальність польоту L ; комерційне навантаження $m_{ком}$; довжина розбігу $L_{розб}$; максимальна аеродинамічна якість літака K_{max} ; ресурс T ;
- спеціальні вимоги до конструкції літака, функціональних систем й обладнання;
- фізіолого-гігієнічні вимоги;
- вимоги до експлуатаційної технологічності, контролепридатності, засобів технічного діагностування та ремонту;
- засоби наземного обслуговування;
- вимоги до експлуатаційної документації;
- вимоги до засобів евакуації пошкодженого літака;
- режимне забезпечення безпеки польотів;
- вимоги до захисту навколишнього середовища, метеорологічного забезпечення, розроблення, виготовлення, випробувань й експлуатації літака;
- вимоги до забезпечення експлуатації літака в закордонних аеропортах.

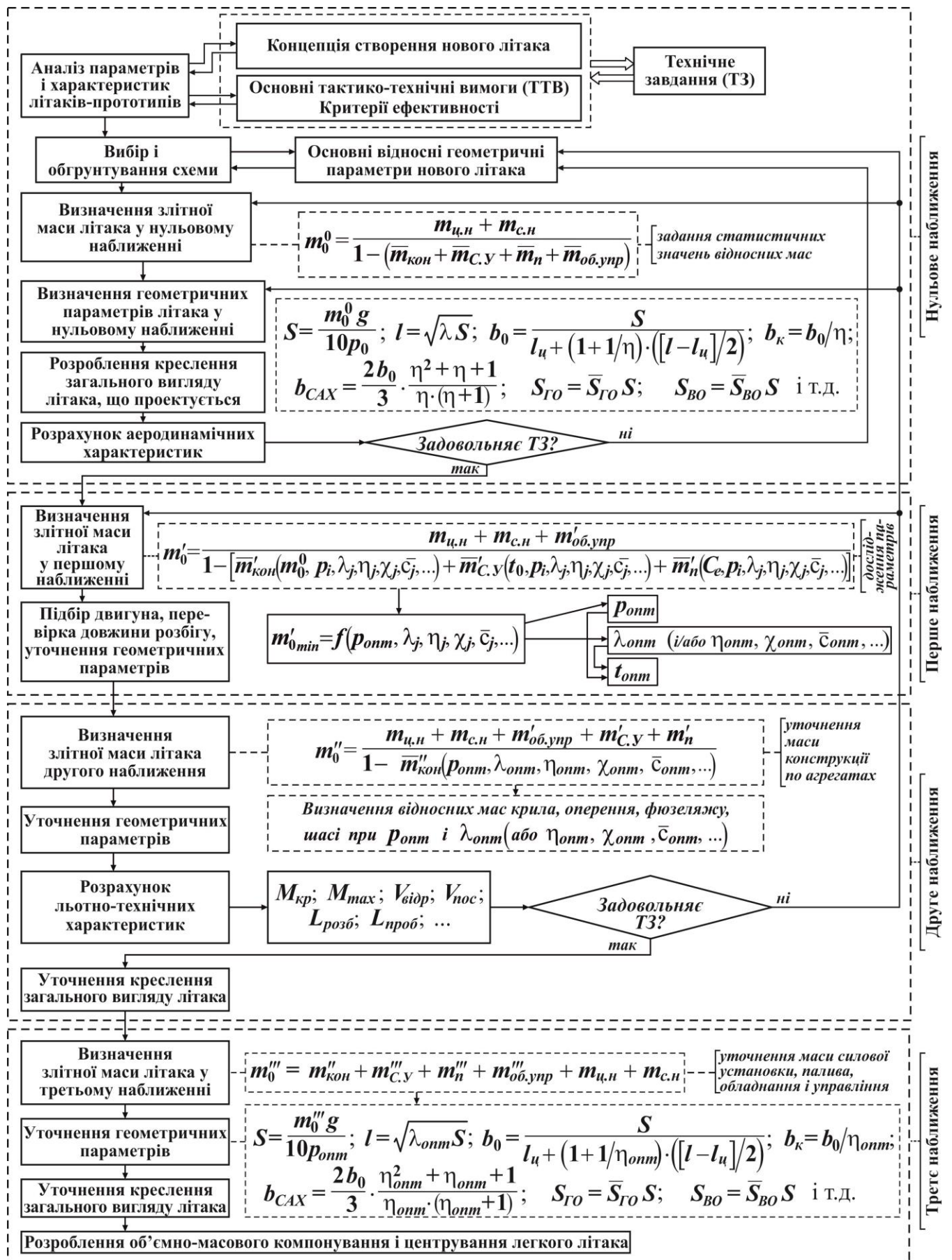


Рисунок 2.2 – Метод визначення параметрів цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами

Аналіз статистичних даних літаків-прототипів дозволяє:

- розробити концепцію створення нового конкурентоспроможного ЛА;
- призначити основні тактико-технічні вимоги (ТТВ), які найбільшою мірою задовольняють всім вимогам, що пред'являють до сучасного легкого цивільного літака;
- встановити очікувані експлуатаційні чинники.

Розроблення концепції проектування і створення легкого літака із заданими характеристиками є складною науково-технічною задачею при аеродинамічному компонуванні, міцності, конструкції, вагового досконалості, конструкційних матеріалів, технології, безпеки і надійності [14]

Концепцію створення нового ЛА розробляють згідно з напрямками:

- аеродинамічне компонування літака має забезпечувати крейсерську та злітну аеродинамічну якість вище досягнутого рівня;
- конструкція планера та систем літака з ваговою віддачею відповідно до корисного навантаження мають бути вище, ніж у сучасних літакових конструкцій;
- силова установка має містити більш економічні двигуни;
- необхідно щоб літак був стійким і керованим на всіх режимах польоту, що регламентується запасом статичної стійкості;
- системи та комплекси обладнання мають забезпечувати задані вимоги щодо пілотажних і навігаційних характеристик, за рівнем надійності та безпеки польоту;
- конструкція планера та систем літака при необхідній ваговій віддачі має забезпечувати заданий ресурс;
- компонування літака має забезпечувати комфорт пасажирів, безпеку й економічність експлуатації.

На основі цих вимог необхідно забезпечити вибір й обґрунтування схеми, призначити основні відносні геометричні параметри новостворюваного цивільного легкого літака.

Для цього досліджено та підібрано групу цивільних легких літаків з турбогвинтовими двигунами класичної аеродинамічної схеми з розташуванням

горизонтального оперення в хвостовій частині літака злітною масою від 2 200 до 5 700 кг з масою комерційного навантаження від 600 до 2 000 кг [35].

2.2 Параметричний аналіз злітної маси цивільних легких літаків

2.2.1 Метод визначення злітної маси цивільних легких літаків у нульовому наближенні

Злітну масу цивільного легкого літака в нульовому наближенні визначають за формулою [5, 34]

$$m^0_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{с.н}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{С.У} + \bar{m}_n + \bar{m}_{об.упр})}, \quad (2.1)$$

де $m_{ц.н}$ – маса цільового комерційного навантаження, кг; $m_{с.н}$ – маса спорядження та службового навантаження, кг; $\bar{m}_{кон}$ – відносна маса конструкції літака, яка містить відносну масу крила, фюзеляжу, оперення, шасі в нульовому наближенні; $\bar{m}_{С.У}$ – відносна маса силової установки, що складається з маси двигунів із засобами їх установки й обслуговуючими системами в нульовому наближенні; \bar{m}_n – відносна маса палива, $\bar{m}_{об.упр}$ – відносна маса обладнання і управління в нульовому наближенні.

У нульовому наближенні відносні маси конструкції літака $\bar{m}_{кон}$, силової установки $\bar{m}_{С.У}$, палива \bar{m}_n , обладнання і управління $\bar{m}_{об.упр}$ приймаємо із статистичного діапазону [11, 35].

Числові значення маси цільового комерційного навантаження $m_{ц.н}$ приймаємо за технічним завданням або розраховуємо за формулою

$$m_{ц.н} = (m_{нас} + \Delta m_{баг}) \cdot n_{нас}, \quad (2.2)$$

тут $m_{нас}$ – маса пасажирів, що приймають згідно з АП-23 (FAR-23, CS-23) [1, 87], кг; $\Delta m_{баг}$ – маса багажу пасажирів, що приймають, кг; $n_{нас}$ – кількість пасажирів, чол.

Масу спорядження та службового навантаження $m_{с.н}$ визначаємо за формулою

$$m_{с.н} = m_{ек} \cdot n_{ек} + \Delta m_{сн}, \quad (2.3)$$

тут $m_{ек}$ – приймають масу одного члена екіпажу згідно з АП-23 (FAR-23, CS-23) [1, 87], кг; $n_{ек}$ – кількість членів екіпажу, чол.; $\Delta m_{сн}$ – маса спорядження легкого літака, кг.

Масу спорядження $\Delta m_{сн}$ призначає проектувальник відповідно до вимог Замовника і норм льотної придатності цивільних легких літаків АП-23 (FAR-23, CS-23) [1, 87]. До $\Delta m_{сн}$ можна віднести особисті речі льотно-підйомного складу; паливо, що не виробляється, технічні рідини, які витрачаються; чохли для сидінь, аптечки, літературу для пасажирів, бортінструмент, чохли для агрегатів; рятувальне обладнання, сигнальні ракети, контейнери для багажу, вантажів, пошти і т.д. [63].

Відносну масу палива \bar{m}_n знаходять в нульовому наближенні за формулою [5, 34]

$$\bar{m}_n = \frac{L + 0,5 \cdot V_{кр}}{800 \cdot K_{кр}}, \quad (2.4)$$

де $K_{кр}$ – аеродинамічна якість у крейсерському польоті; $V_{кр}$ – крейсерська швидкість, км/год; L – розрахункова дальність, км.

Результатом нульового наближення рекомендовано вважати розробку креслення загального вигляду літака, що проектується, 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.

2.2.2 Метод визначення злітної маси цивільних легких літаків у першому наближенні

Злітну масу цивільних легких літаків у першому наближенні визначаємо шляхом дослідження впливу його геометричних параметрів на аеродинамічні, енергетичні та масові характеристики й параметри з метою визначення мінімальної

злітної маси літака та його оптимальних параметрів: питомого навантаження на крило; подовження, звуження, стрілоподібності, відносної товщини профілю; енергоозброєності і т.д. (рисунок 2.3).

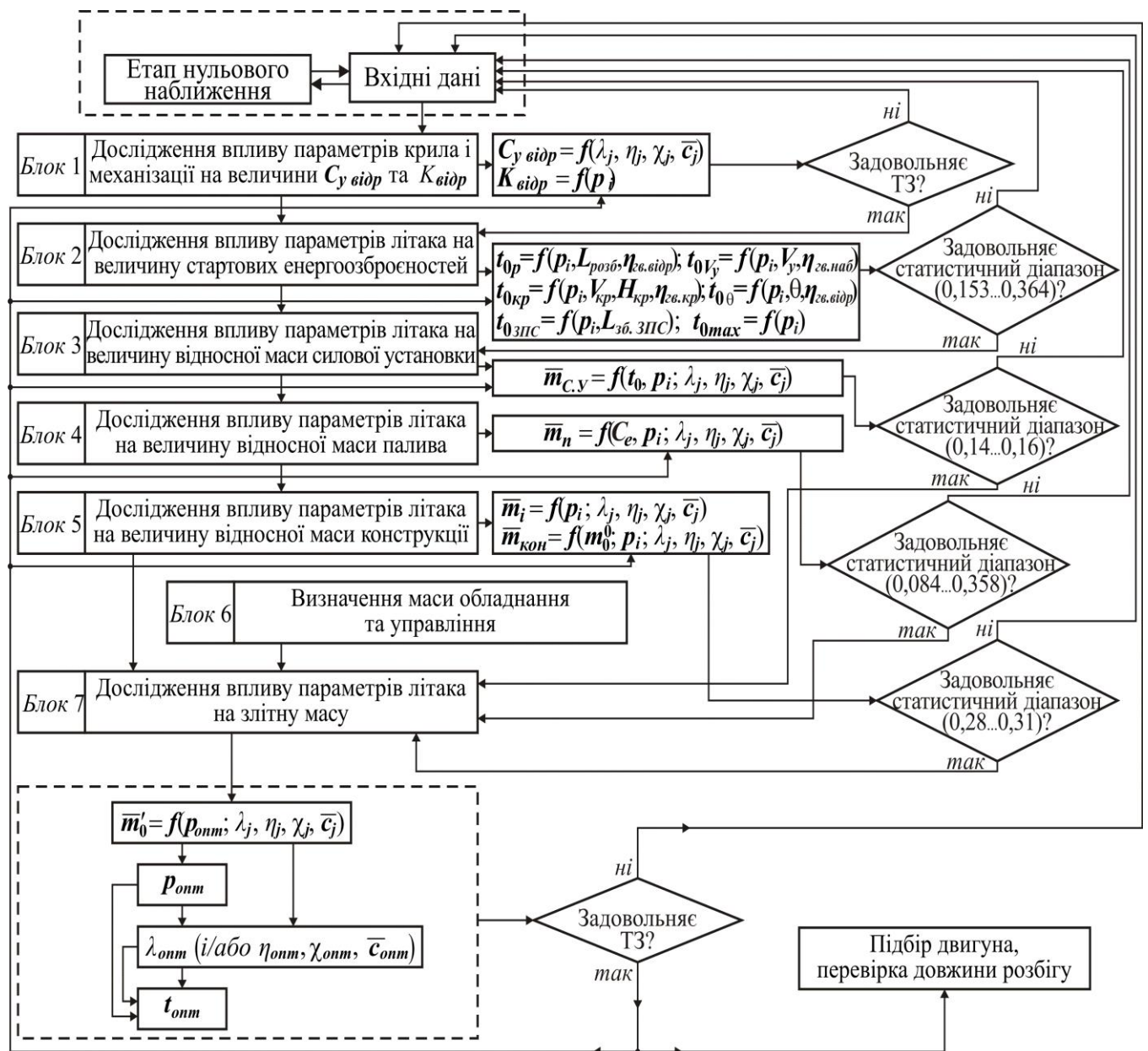


Рисунок 2.3 – Метод визначення злітної маси цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами у першому наближенні

Досягнення критерію мінімуму маси є можливим завдяки застосуванню розробленого методу розрахунку злітної маси в першому наближенні, основою якого стало введення отриманих поправкових статистичних коефіцієнтів (розроблених на основі параметрів легких літаків A-Viator, Рисачок, King Air C90 GTx, Cessna 441, а також Ан-14), що дозволяють отримати близькі до дійсних

величини параметрів нового цивільного легкого літака, в існуючий метод розрахунку злітної маси літаків [28, 29, 35, 60, 73, 74, 104, 106].

Злітну масу літака на цьому етапі визначають за формулою

$$m'_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{с.н} + m'_{об.упр}}{1 - (\bar{m}'_{кон}(m_0^0, p_i, \lambda_j, \eta_j, \chi_j, \bar{c}_j \dots) + \bar{m}'_{C.Y}(t_0, p_i, \lambda_j, \eta_j, \chi_j, \bar{c}_j \dots) + \bar{m}'_n(C_e, p_i, \lambda_j, \eta_j, \chi_j, \bar{c}_j \dots))}, \quad (2.5)$$

де $\bar{m}'_{кон}$ – відносна маса конструкції літака; $\bar{m}'_{C.Y}$ – відносна маса силової установки; \bar{m}'_n – відносна маса палива; $m'_{об.упр}$ – маса обладнання й управління в першому наближенні, кг.

Розрахунок на основі розробленого методу виконують у діапазоні геометричного параметра і питомого навантаження на крило, установлених для проектного ЛА, при цьому контроль зміни вихідних величин проводять за статистичними діапазонами, дійсним значенням і характером вихідних кривих відповідних залежностей [1, 35, 87].

Дослідження впливу параметрів крила та механізації на величини $C_{y\text{ відр}}$ і $K_{\text{від}}$

Блок 1 (рисунок 2.3) присвячений дослідженню впливу параметрів крила (середньої відносної товщини профілю крила $\bar{c}_{сер}$; подовження крила λ ; звуження крила η ; стрілоподібність крила по передній кромці $\chi_{н.к}$) на величину коефіцієнта піднімальної сили крила $C_{y\text{ відр}}$ й аеродинамічної якості літака $K_{\text{відр}}$ при відриві, а також визначення впливу питомого навантаження на крило на величину аеродинамічної якості при відриві.

Алгоритм розрахунку Блока 1 (рисунок 2.3)

◆ Коефіцієнт піднімальної сили при зльоті літака визначаємо за формулою

$$C_{y\text{ відр}} = C_{y\text{ кр}}^{\text{відр}} \cdot \left(1 \cdot k_{\text{відр}} + \Delta \bar{C}_y \cdot \frac{\delta_{з.зл} \cdot \bar{b}_z}{\delta_{з.табл} \cdot \bar{b}_{з.табл}} \cdot \bar{S}_{\text{мех}}^{\text{відр}} \cdot \cos^2 \chi_{0,75} \right) + \Delta C_{y\text{ зем}} + \Delta C_{y\text{ обд}}, \quad (2.6)$$

де $C_{у_{кр}}^{відр}$ – коефіцієнт піднімальної сили крила при відриві; $k_{відр}$ – статистичний коефіцієнт; $\Delta \bar{C}_y$ – приріст коефіцієнта піднімальної сили за рахунок використання механізації крила; $\delta_{з,зл}$ – кут відхилення закрилків при зльоті, град; $\delta_{з,табл}$ – табличний кут відхилення закрилків, град; $\bar{b}_з$ – відносна хорда закрилка; $\bar{b}_{з,табл}$ – таблична відносна хорда закрилка; $\bar{S}_{мех}^{відр}$ – відносна площа консолі крила, що обслуговується механізацією; $\chi_{0,75}$ – кут стрілоподібності по 0,75 хорди (в місці розміщення механізації), град; $\Delta C_{y_{зем}}$ – приріст коефіцієнта піднімальної сили C_y за рахунок впливу близькості землі; $\Delta C_{y_{обд}}$ – приріст коефіцієнта піднімальної сили за рахунок обдування крила гвинтами.

- Коефіцієнт піднімальної сили крила при відриві [19, 60, 63]

$$C_{у_{кр}}^{відр} = C_y^\alpha \cdot \alpha_{відр}, \quad (2.7)$$

тут $\alpha_{відр}$ – кут атаки крила при відриві; C_y^α – похідна коефіцієнта піднімальної сили по куту атаки, 1/град [19, 60, 63]

$$C_y^\alpha = \frac{0,11 - 0,029 \cdot \sqrt[4]{\bar{c}_{сер}}}{\frac{1}{\cos \chi_{0,5}} + \frac{2}{\lambda}}, \quad (2.8)$$

тут $\chi_{0,5}$ – кут стрілоподібності по 0,5 хорди крила, град [19, 60]

$$\chi_{0,5} = \arctg \cdot \left(\operatorname{tg} \chi_{н.к} - 0,5 \cdot \frac{4}{\lambda} \cdot \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \right); \quad (2.9)$$

тут $\chi_{н.к}$ – кут стрілоподібності по передній кромці крила, град, 0,5 – частка хорди прямої, що проходить уздовж консолі крила;

- При дослідженні впливу параметрів крила і механізації на величини $C_{y_{відр}}$ і $K_{відр}$ в формулу (2.6) введений статистичний коефіцієнт $k_{відр}$.

Таблиця 2.1 – Статистичні значення коефіцієнта $k_{відр}$

Найменування	$k_{відр}$				
	8	9	10	11	12
$\alpha_{відр}$, град					
A-Viator	1,725	1,5645	1,404	1,2435	1,083
Cessna 441	1,725	1,5645	1,404	1,2435	1,083
King Air C90GTx	1,725	1,5645	1,404	1,2435	1,083
Рисачок	1,725	1,5645	1,404	1,2435	1,083

На рисунку 2.4 показано хмару точок, що утворюють лінійну регресію з величиною достовірності апроксимації $R^2 = 1,0$.

Величину статистичного коефіцієнта $k_{відр}$ знаходимо з рівняння регресії в залежності від кута атаки крила при відриві [35, 70]

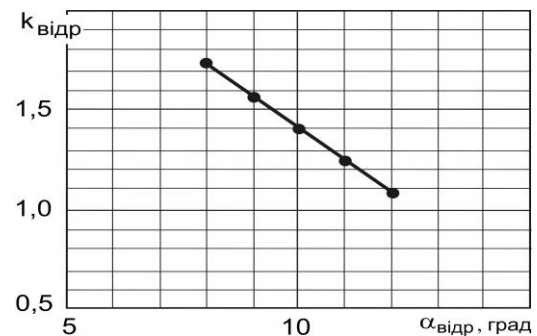


Рисунок 2.4 – Вплив величини кута відриву на коефіцієнт $k_{відр}$ для літаків прототипів: A-Viator, Cessna 441, King Air C90GTx, Рисачок

$$k_{відр} = -0,1605 \cdot \alpha_{відр} + 3,009, \quad (2.10)$$

де $\alpha_{відр}$ – кут атаки крила при відриві, який змінюється в діапазоні $\alpha_{відр} = (8 \dots 12)^\circ$ [54].

- Відносну площу консолі крила, що обслуговується механізацією $\bar{S}_{мех}^{відр}$, визначають за формулою [19, 60, 63]:

$$\bar{S}_{мех}^{відр} = \left[\frac{2 \cdot \eta - \bar{l}_3 \cdot (\eta - 1)}{\eta + 1} + k_3 \right] \cdot \bar{l}_3 + k_{перед} \cdot \bar{l}_{перед}, \quad (2.11)$$

тут η – звуження крила, k_3 – якість закрилка; \bar{l}_3 – відносний розмах закрилка; $k_{перед}$ – якість передкрилка; $\bar{l}_{перед}$ – відносний розмах передкрилка.

- Кут стрілоподібності по 0,75 хорди (у місці розміщення механізації) $\chi_{0,75}$, град, визначають за формулою [19, 60, 63]

$$\chi_{0,75} = \arctg \cdot \left(tg \chi_{н.к} - 0,75 \cdot \frac{4}{\lambda} \cdot \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \right), \quad (2.12)$$

де $\chi_{н.к}$ – кут стрілоподібності по передній кромці крила, град, 0,75 – частка хорди прямої, що проходить уздовж консолі крила.

- Приріст коефіцієнта піднімальної сили C_y за рахунок впливу близькості землі $\Delta C_{y_{зем}}$ визначають за формулою [19, 60, 63]

$$\Delta C_{y_{зем}} = 0,313 - 0,237 \cdot \bar{h} + 0,0572 \cdot \bar{h}^2, \quad (2.13)$$

тут \bar{h} – відносна висота розміщення крила.

- Приріст коефіцієнта піднімальної сили за рахунок обдування крила гвинтами $\Delta C_{y_{обд}}$ визначають за формулою [19, 60]

$$\Delta C_{y_{обд}} = 1,13 \cdot \bar{S}_{обд}, \quad (2.14)$$

тут $\bar{S}_{обд}$ – відносна площа крила, що обдувається гвинтами [19, 60]

$$\bar{S}_{обд} = \left(1 + 2\bar{x} \cdot \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \right) \cdot (1 - 2\bar{x}); \quad (2.15)$$

$$2\bar{x} = 1 - \frac{d_{зв}}{l} \cdot n_{дв}, \quad (2.16)$$

де $n_{дв}$ – кількість двигунів, встановлених на літаку; l – розмах крила, м; $d_{зв}$ – діаметр гвинта, м.

- Коефіцієнт піднімальної сили при посадці літака визначають за формулою, аналогічною формулі (2.6)

$$C_{y_{нос}} = C_{y_{сп}}^{нос} \cdot \left(1 \cdot k_{нос} + \Delta C_y \cdot \frac{\delta_{з.нос} \cdot \bar{b}_з}{\delta_{з.табл} \cdot \bar{b}_{з.табл}} \cdot \bar{S}_{мех}^{нос} \cdot \cos^2 \chi_{0,75} \right) + \Delta C_{y_{зем}} + \Delta C_{y_{обд}}, \quad (2.17)$$

де $C_{y_{кр}}^{noc}$ – коефіцієнт піднімальної сили крила при посадці літака $C_{y_{кр}}^{noc} = C_y^\alpha \cdot \alpha_{noc}$; α_{noc} – кут атаки крила при посадці (тут можна прийняти $\alpha_{noc} \approx \alpha_{відр}$); k_{noc} – статистичний коефіцієнт, який дорівнює $k_{відр}$; $\delta_{з.нос}$ – кут відхилення закрилки (щитка) при посадці; $\bar{S}_{мех}^{noc}$ – відносна площа консолі крила, яку обслуговує механізація при виконанні посадки.

◆ Аеродинамічну якість при відриві визначають [19, 60, 63]

$$K = \frac{C_{y_{відр}}}{C_{x_{відр}}}, \quad (2.18)$$

тут $C_{x_{відр}}$ – коефіцієнт лобового опору при зльоті літака.

◆ Значення $C_{x_{відр}}$ визначають за формулою [14, 19, 60, 63]

$$C_{x_{відр}} = C_{x_0_{відр}} + \Delta C_{x_{ш}} + \Delta C_{x_{закр}} + A_{зем} \cdot C_{y_{відр}}^2, \quad (2.19)$$

де $C_{x_0_{відр}}$ – коефіцієнт лобового опору літака при нульовій піднімальній силі ($C_y = 0$) для числа Маха $M_{відр}$, відповідної швидкості відриву при зльоті; $\Delta C_{x_{ш}} = 0,012 + 0,1 \cdot C_{x_0_{відр}}$ – приріст коефіцієнта лобового опору літака від шасі, що висувається; $\Delta C_{x_{закр}}$ – приріст коефіцієнта лобового опору літака за рахунок випущених закрилків (щитків); $A_{зем}$ – коефіцієнт відвалу поляри з урахуванням близькості землі.

● Коефіцієнт лобового опору літака при нульовій піднімальній силі $C_{x_0_{відр}}$ визначають за формулою [19, 60, 63]

$$C_{x_0_{відр}} = k_{он} \cdot C_{x_{кр_{відр}}} + \frac{p}{K_{мід}} \cdot C_{x_{ф_{відр}}}, \quad (2.20)$$

тут $k_{он} = 1 + \bar{S}_{Г.О} + \bar{S}_{В.О}$ – коефіцієнт, що враховує збільшення лобового опору за рахунок оперення; $C_{x_{кр_{відр}}}$ – коефіцієнт лобового опору крила при відриві; p – питоме навантаження на крило, даН/м²; $K_{мід}$ – навантаження на мідель, даН/м²; $C_{x_{ф_{відр}}}$ – коефіцієнт лобового опору фюзеляжу при відриві.

- Коефіцієнт лобового опору крила при відриві $C_{x_{кр\ відр}}$ визначають за формулою [19, 60, 63]

$$C_{x_{кр\ відр}} = \frac{0,174 \cdot (1 + 2 \cdot \bar{c}_{сер} + 9 \cdot \bar{c}_{сер}^2)}{(\lg \text{Re}_{кр\ відр} - 1,6)^2} \cdot (1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_\phi) + 0,001 \cdot \bar{l}_{щ}, \quad (2.21)$$

де $\bar{c}_{сер}$ – середня відносна товщина профілю крила; $\text{Re}_{кр\ відр}$ – число Рейнольдса для крила при відриві; $k_{инт}$ – коефіцієнт інтерференції між крилом і фюзеляжем; \bar{S}_ϕ – відносна площа крила, зайнята фюзеляжем; $\bar{l}_{щ}$ – відносна довжина щілин, утворена елеронами, закрилками, передкрилками, інтерцепторами.

Число Рейнольдса для крила при відриві $\text{Re}_{кр\ відр}$ визначають за формулою [19, 60, 63]

$$\text{Re}_{кр\ відр} = 2,34 \cdot 10^7 \cdot M_{відр} \cdot \sqrt{\frac{m_{ком}}{\lambda \cdot K_{отд} \cdot p}}, \quad (2.22)$$

тут $M_{відр}$ – число Маха, відповідне швидкості відриву при зльоті; $m_{ком}$ – маса комерційного навантаження, кг; $K_{отд}$ – коефіцієнт корисної віддачі.

Відносна площа крила, зайнята фюзеляжем \bar{S}_ϕ [19, 60, 63]:

$$\bar{S}_\phi = \frac{p \cdot K_{отд} \cdot d_\phi}{m_{ком}} \cdot \left(\frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} \cdot \sqrt{\frac{m_{ком}}{\lambda \cdot K_{отд} \cdot p}} - \frac{d_\phi}{\lambda} \cdot \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \right). \quad (2.23)$$

- Коефіцієнт лобового опору фюзеляжу при відриві $C_{x_\phi\ відр}$ [19, 60, 63]:

$$C_{x_\phi\ відр} = C_{x_\phi\ нос} = 0,01 + 0,007 \cdot \lambda_\phi. \quad (2.24)$$

- Приріст коефіцієнта лобового опору літака за рахунок випущених закрилків (щитків) $\Delta C_{x\ закр}$ визначають за формулою [19, 60, 63]

$$\Delta C_{x\ закр} = 4,519 \cdot \bar{S}_{мех\ відр} \cdot (6 \cdot \bar{b}_3 - 0,22) \cdot (6,34 \cdot 10^{-4} \cdot \delta_{3.3л} + 2,44 \cdot 10^{-5} \cdot \delta_{3.3л}^2). \quad (2.25)$$

- Коефіцієнт відвалу поляри з урахуванням близькості землі $A_{зем}$ визначають за формулою [19, 60, 63]

$$A_{зем} = \frac{2,78 \cdot k_2 \cdot (1 + \bar{S}_\phi)}{k_1 \cdot \lambda \cdot (\bar{l} + 7)}, \quad (2.26)$$

тут \bar{l} – відносний розмах крила; k_1 – коефіцієнт, що враховує вплив стрілоподібності крила на величину індуктивного опору літака; k_2 – коефіцієнт, що враховує вплив подовження крила на величину індуктивного опору [19, 60, 63].

Коефіцієнт, що враховує вплив стрілоподібності крила на величину індуктивного опору літака, визначають за формулою [19, 60, 63]

$$k_1 = 1 + 6,667 \cdot 10^{-4} \cdot \chi_{0,25}^0 - 7,778 \cdot 10^{-5} \cdot (\chi_{0,25}^0)^2, \quad (2.27)$$

де $\chi_{0,25}^0$ – стрілоподібність крила по 1/4 хорди, град.

Коефіцієнт, що враховує вплив подовження крила на величину індуктивного опору [19, 60, 63]

$$k_2 = \frac{2,7}{\lambda} + 0,095 \cdot \lambda \quad \text{для } \lambda \leq 6, \quad (2.28)$$

$$k_2 = 1,02 \quad \text{для } \lambda > 6.$$

Результати розрахунку на прикладі нового цивільного літака ХАІ-90 наведено в додатку Б.

Дослідження впливу параметрів літака на величину потрібних стартових енергоозброєностей

Блок 2 (рисунок 2.3) присвячений дослідженню стартових енергоозброєностей літака $t_{0 \text{ розб}} = f(p_i, L_{\text{розб}}, \eta_{\text{зв.зл}})$, $t_{0 V_y} = f(p_i, V_y, \eta_{\text{зв.зл}})$, $t_{0 \theta} = f(p_i, \theta, \eta_{\text{зв.зл}})$, $t_{0 \text{ крейс}} = f(p_i, V_{\text{крейс}}, H_{\text{крейс}}, \eta_{\text{зв.крейс}})$, $t_{0 \text{ ЗПС}} = f(p_i, L_{\text{зб.ЗПС}})$.

Досліджуємо вплив питомого навантаження на крило p і геометричних параметрів крила літака $\bar{c}_{сер}$, λ , η , $\chi_{n.k}$ на величини енергоозброєностей на різних режимах польоту $t_{0 \text{ розб}}$, $t_{0 V_y}$, $t_{0 \text{ крейс}}$, $t_{0 \theta}$, $t_{0 \text{ ЗПС}}$ [43].

Алгоритм розрахунку

Стартові енергоозброєності літака визначаються вимогами забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом $L_{розб}(t_{0\ розб})$, заданої швидкопідйомності у землі $V_y(t_{0V_y})$, заданої швидкості $V_{крейс}(t_{0\ крейс})$, величини кута набору висоти θ після відриву при одному двигуні, що відмовив $\theta(t_{0\theta})$ і заданої збалансованої довжини ЗПС $L_{зб.ЗПС}(t_{0\ ЗПС})$.

- ◆ Енергоозброєність $t_{0\ розб}$, необхідну для забезпечення заданої довжини розбігу літака перед зльотом, визначають за залежністю [19, 60, 63]

$$t_{0\ p} = \frac{0,016}{\xi_{зл} \cdot \eta_{зв.відр}} \cdot \sqrt{\frac{p}{C_{yвідр}}} \cdot \left[\frac{0,832 \cdot p}{L_{розб} \cdot C_{yвідр}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{відр}} + 2 \cdot f \right) \right], \quad (2.29)$$

де $\xi_{зл} = \xi_V \cdot \xi_{H\ зл} \cdot \xi_{вз} \cdot \xi_{др.зл}$ – коефіцієнти, які визначаються для режиму $M_{відр}$,

$H = 0$; $\eta_{зв.відр}$ – коефіцієнт корисної дії гвинта при швидкості відриву літака від ЗПС; p – питома навантаження на крило, даН/м²; $C_{yвідр}$ – коефіцієнт піднімальної сили літака при відриві від ЗПС; $L_{розб}$ – задана довжина розбігу літака перед зльотом, м; $K_{відр}$ – аеродинамічна якість літака в злітній конфігурації; f – коефіцієнт тертя коліс об поверхню ЗПС при зльоті.

- ◆ Енергоозброєність t_{0V_y} , необхідну для забезпечення заданої швидкопідйомності поблизу землі при наборі висоти, визначаємо за формулою

$$t_{0V_y} = \frac{k_{t01}}{\xi_{зл} \cdot \eta_{зв.наб}} \cdot \left[7,02 \cdot \sqrt[4]{A^3 \cdot p^2 \cdot (F_{1наб} + F_{2наб} \cdot p)} + V_y \right], \quad (2.30)$$

де k_{t01} – статистичний коефіцієнт, що враховує вплив питомого навантаження на

величину енергоозброєності t_{0V_y} ; $\eta_{зв.наб}$ – коефіцієнт корисної дії гвинта на швидкості набору висоти поблизу землі; $\xi_{зл} = \xi_V \cdot \xi_{H\ зл} \cdot \xi_{вз} \cdot \xi_{др.зл}$ – коефіцієнти, які визначаються для режиму $M_{наб}$, $H_{наб}$; A – коефіцієнт

відвала поляри; p – пито́ме навантаження на крило, даН/м²; $F_{1наб}$ – величина, яка приблизно дорівнює $F_{1крейс}$.

Статистичний коефіцієнт $k_{t_{01}}$, що враховує вплив пито́мого навантаження на крило на величину енергоозброєності t_{0V_y} , визначаємо за залежністю [28]

$$k_{t_{01}} = -4,28 \cdot 10^{-9} \cdot p_{розр}^3 + 1,35 \cdot 10^{-6} \cdot p_{розр}^2 - 8,58 \cdot 10^{-5} \cdot p_{розр} + 0,00323, \quad (2.31)$$

тут $p_{розр}$ – пито́ме навантаження на крило першого наближення, даН/м².

У таблиці 2.2 наведені дійсні та розрахункові значення коефіцієнта $k_{t_{01}}$, при яких досягається допустима величина енергоозброєності для кожного з літаків-прототипів.

Таблиця 2.2 – Дійсні та розрахункові значення коефіцієнта $k_{t_{01}}$

Найменування	Ан-14	King Air C90GTx	A-Viator	Cessna 441	Рисачок
$p_{розр}$, даН/м ²	82,33	141,00	158,20	160,10	186,50
$k_{t_{01}}$	0,0030	0,0061	0,0067	0,006739	0,0067
$k_{t_{01} розр}$	0,00298	0,00614	0,00672	0,00676	0,00673
Δ , %	-0,085	-0,209	-0,259	-0,287	-0,440

На рисунку 2.5 показано набір точок, що утворюють регресійну криву третього ступеня з величиною достовірності апроксимації $R^2 = 0,9999999129$, що визначає найбільш точну апроксимуючу криву.

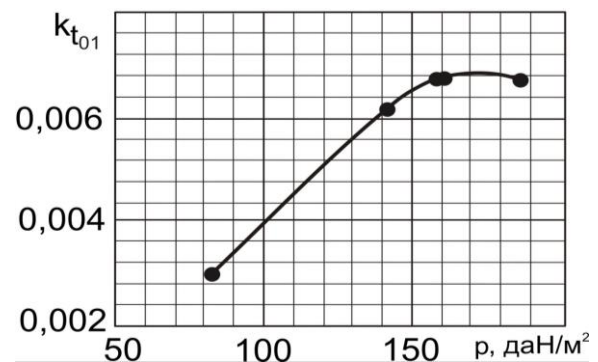


Рисунок 2.5 – Вплив пито́мого навантаження на крило на коефіцієнт $k_{t_{01}}$

Коефіцієнт відвала поляри A визначають за формулою [19, 60, 63]

$$A = \frac{k_2 \cdot (1 + \bar{S}_\phi)}{\pi \cdot k_1 \cdot \lambda}, \quad (2.32)$$

тут k_2 – коефіцієнт, що враховує вплив подовження крила на величину індуктивного опору крила; \bar{S}_ϕ – відносна площа крила, зайнята фюзеляжем; k_1 – коефіцієнт, що враховує вплив стрілоподібності крила на величину індуктивного опору крила; λ – подовження крила.

Величину $F_{1наб}$ обчислюють за формулою [19, 60]

$$F_{1наб} = \left\{ \frac{0,174 \cdot (1 + 2 \cdot \bar{c}_{сер} + 9 \cdot \bar{c}_{сер}^2)}{(\lg \text{Re}_{кр.наб} - 1,6)^2} \cdot (1 - K_{инт} \cdot \bar{S}_\phi) + 0,001 \cdot \bar{l}_{щ} \right\} \cdot k_{оп}, \quad (2.33)$$

тут $\bar{c}_{сер}$ – середня відносна товщина крила; $K_{инт}$ – коефіцієнт, що враховує інтерференцію крила й фюзеляжу; \bar{S}_ϕ – відносна площа крила, зайнята фюзеляжем; $\bar{l}_{щ}$ – відносна сумарна довжина щілин між крилом й елеронами, закрилками і т.п.; $k_{оп}$ – коефіцієнт, що враховує збільшення C_x за рахунок оперення; $\text{Re}_{кр.наб}$ – число Рейнольдса на режимі набору висоти [19, 60, 63]

$$\text{Re}_{кр.наб} = f(H) \cdot M_{наб} \cdot \sqrt{\frac{m_{КОМ}}{\lambda \cdot K_{отд} \cdot \rho}}, \quad (2.34)$$

тут $M_{наб}$ – число М польоту, яке відповідає $V_{наб}$;

$$f(H) = 2,33 \cdot \left(1 - \frac{H_{наб}}{12} + \frac{H_{наб}^2}{535} \right) \cdot 10^7, \quad (2.35)$$

тут $H_{наб}$ – висота на режимі зльоту, км.

Величину $F_{2наб}$ визначають за формулою [19, 60, 63]

$$F_{2наб} = \frac{C_{x\phi.наб}}{K_{мід}}, \quad (2.36)$$

тут K_{mid} – навантаження на мідель, даН/м², $C_{x_{ф.наб}}$ – коефіцієнт лобового опору фюзеляжу на режимі набору висоти [19, 60, 63]

$$C_{x_{ф.наб}} = 0,08 \cdot \lambda_{ф} \cdot \left(1 + \frac{2,3}{\lambda_{ф}^{1,4}} \right) \cdot \left[1 + 0,65 \cdot M_{наб}^6 \cdot \left(\frac{2,72}{\sqrt[3]{\lambda_{ф}}} - 1 \right) \right], \quad (2.37)$$

тут $\lambda_{ф}$ – подовження фюзеляжу.

- ◆ Енергоозброєність $t_{0_{крейс}}$, яка визначається крейсерською швидкістю польоту, розраховуємо за формулою

$$t_{0_{крейс}} = \frac{1,429 \cdot 10^{-5} \cdot \rho_H \cdot V_{крейс}^3 \cdot (F_{1_{крейс}} + F_{2_{крейс}} \cdot p)}{\xi_V \cdot \xi_{H_{крейс}} \cdot \xi_{др.крейс} \cdot \eta_{гв.крейс} \cdot p} \cdot k_{t_{02}}, \quad (2.38)$$

де ρ_H – щільність повітря на висоті крейсерського польоту, кг/м³; $V_{крейс}$ – крейсерська швидкість, км/год; $\xi_V, \xi_{H_{крейс}}, \xi_{др.крейс}$ – коефіцієнти, що враховують зміну потужності двигуна залежно від швидкості, висоти і режиму роботи двигунів у крейсерському польоті; $\eta_{гв.крейс}$ – коефіцієнт корисної дії гвинта на крейсерській швидкості польоту; p – питома навантаження на крило, даН/м²; $k_{t_{02}}$ – статистичний коефіцієнт, що враховує вплив крейсерської швидкості на величину енергоозброєності $t_{0_{крейс}}$.

Величину $F_{1_{наб}}$ визначають за формулою [19, 60]

$$F_{1_{крейс}} = \left\{ \frac{0,174 \cdot (1 + 2 \cdot \bar{c}_{сер} + 9 \cdot \bar{c}_{сер}^2)}{(\lg Re_{кр.крейс} - 1,6)^2} \cdot (1 - K_{инт} \cdot \bar{S}_{ф}) + 0,001 \cdot \bar{l}_{щ} \right\} \cdot k_{оп}, \quad (2.39)$$

тут $\bar{c}_{сер}$ – середня відносна товщина крила; $K_{инт}$ – коефіцієнт, що враховує інтерференцію крила та фюзеляжу; $\bar{S}_{ф}$ – відносна площа крила, зайнята фюзеляжем; $\bar{l}_{щ}$ – відносна сумарна довжина щілин між крилом й елеронами, закрилками і т.п.; $k_{оп}$ – коефіцієнт, що враховує збільшення C_x за рахунок оперення; $Re_{кр.крейс}$ – число Рейнольдса на режимі набору висоти [19, 60, 63]

$$\text{Re}_{\text{кр. крейс}} = f(H) \cdot M_{\text{крейс}} \cdot \sqrt{\frac{m_{\text{ком}}}{\lambda \cdot K_{\text{отд}} \cdot p}}, \quad (2.40)$$

тут $M_{\text{крейс}}$ – число М польоту, що відповідає $V_{\text{крейс}}$;

$$f(H) = 2,33 \cdot \left(1 - \frac{H_{\text{крейс}}}{12} + \frac{H_{\text{крейс}}^2}{535} \right) \cdot 10^7, \quad (2.41)$$

тут $H_{\text{крейс}}$ – висота на крейсерському режимі польоту, км.

Величину $F_{2\text{крейс}}$ визначають за формулою [19, 60, 63]

$$F_{2\text{крейс}} = \frac{C_{x\phi.\text{крейс}}}{K_{\text{мід}}}, \quad (2.42)$$

тут $K_{\text{мід}}$ – навантаження на мідель, даН/м²; $C_{x\phi.\text{крейс}}$ – коефіцієнт лобового опору фюзеляжу на режимі набору висоти [19, 60, 63]:

$$C_{x\phi.\text{крейс}} = 0,08 \cdot \lambda_{\phi} \cdot \left(1 + \frac{2,3}{\lambda_{\phi}^{1,4}} \right) \cdot \left[1 + 0,65 \cdot M_{\text{крейс}}^6 \cdot \left(\frac{2,72}{\sqrt[3]{\lambda_{\phi}}} - 1 \right) \right], \quad (2.43)$$

тут λ_{ϕ} – подовження фюзеляжу.

Статистичний коефіцієнт $k_{t_{02}}$, який враховує вплив крейсерською швидкості польоту на величину енергоозброєності $t_{0\text{крейс}}$, визначаємо за залежністю [28]

$$k_{t_{02}} = -6,175 \cdot 10^{-9} \cdot V_{\text{крейс}}^4 + 8,182 \cdot 10^{-6} \cdot V_{\text{крейс}}^3 - 3,8 \cdot 10^{-3} \cdot V_{\text{крейс}}^2 + 0,695 \cdot V_{\text{крейс}} - 32,97, \quad (2.44)$$

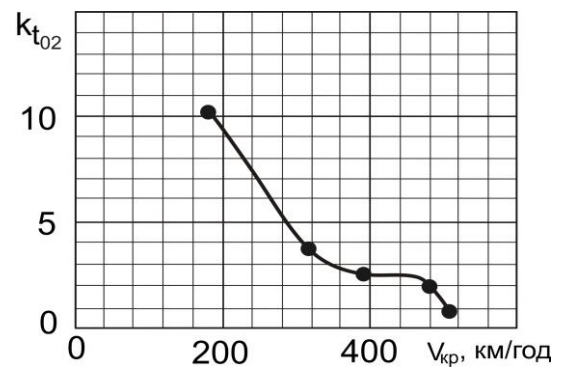
де $V_{\text{крейс}}$ – крейсерська швидкість польоту, км/год.

У таблиці 2.3 наведені дійсні та розрахункові значення коефіцієнта $k_{t_{02}}$, при яких досягається допустима величина енергоозброєності для кожного з літаків-прототипів.

Таблиця 2.3 – Дійсні та розрахункові значення коефіцієнта $k_{t_{02}}$

Найменування	Ан-14	A-Viator	Рисачок	Cessna 441	King Air C90GTx
$V_{крейс}$, км/год	180	315	390	480	504
$k_{t_{02}}$	10,26	3,8	2,5	2	0,9
$k_{t_{02} розр}$	10,2596	3,7962	2,491	1,9793	0,8748
Δ , %	0,004	0,101	0,361	1,036	2,798

На рисунку 2.6 показано набір точок, що утворюють регресійну криву четвертого ступеня з величиною достовірності апроксимації $R^2 = 1,0$, що визначає найбільш точну її апроксимацію.

Рисунок 2.6 – Вплив крейсерської швидкості на коефіцієнт $k_{t_{02}}$

- ◆ Енергоозброєність $t_{0\theta}$, необхідну для забезпечення заданого кута набору висоти θ після відриву при зльоті з одним двигуном, що відмовив, розраховують за формулою [19, 60, 63]

$$t_{0\theta} = \frac{0,04 \cdot n_{дв}}{\xi_{зл} \cdot \eta_{зв.відр} \cdot (n_{дв} - 1)} \cdot \sqrt{\frac{p}{C_{y\ відр}}} \cdot \left(\frac{1}{K_{відр}} + tg\theta_3 \right), \quad (2.45)$$

де $n_{дв}$ – число двигунів, встановлених на літаку; p – питома навантаження на крило, даН/м²; $\xi_{зл} = \xi_V \cdot \xi_{H зл} \cdot \xi_{вз} \cdot \xi_{др.зл}$ – коефіцієнти, що визначають для режиму $M_{відр}$, $H = 0$; $\eta_{зв.відр}$ – коефіцієнт корисної дії гвинта при швидкості відриву літака від ЗПС; $C_{y\ відр}$ – коефіцієнт піднімальної сили літака при відриві від ЗПС; $K_{відр}$ – аеродинамічна якість літака в злітній конфігурації; $tg\theta_3$ – градієнт набору висоти на третьому етапі зльоту з одним двигуном, що відмовив.

- ◆ Енергоозброєність $t_{0\text{ЗПС}}$, необхідну для забезпечення заданої збалансованої довжини ЗПС ($L_{\text{зб.ЗПС}}$) при зльоті з одним двигуном, що відмовив, розраховуємо за формулою

$$t_{0\text{ЗПС}} = \frac{n_{\text{дв}}}{\xi_{\text{зл}} \cdot (n_{\text{дв}} - 1)} \cdot \frac{0,0017 \cdot L_{\text{зб.ЗПС}} \cdot C_{y\text{відр}} + k_{t_{03}} \cdot p}{L_{\text{зб.ЗПС}} \cdot C_{y\text{відр}} - 1,76 \cdot p}, \quad (2.46)$$

де $n_{\text{дв}}$ – число двигунів, встановлених на літаку; $L_{\text{зб.ЗПС}}$ – збалансована довжина ЗПС, м; $C_{y\text{відр}}$ – коефіцієнт піднімальної сили літака при відриві від ЗПС; $k_{t_{03}}$ – статистичний коефіцієнт, що враховує вплив злітної маси нульового наближення на величину енергоозброєності $t_{0\text{ЗПС}}$; p – питома навантаження на крило, даН/м²; $\xi_{\text{зл}} = \xi_V \cdot \xi_{H\text{зл}} \cdot \xi_{\text{вз}} \cdot \xi_{\text{др.зл}}$ – коефіцієнти, які визначаються для режиму $M_{\text{відр}}, H = 0$.

Статистичний коефіцієнт $k_{t_{03}}$, що враховує вплив злітної маси нульового наближення на величину енергоозброєності $t_{0\text{ЗПС}}$, визначаємо за залежністю [28]

$$k_{t_{03}} = -1,6 \cdot 10^{-7} \cdot (m_0^0)^2 + 0,0014m_0^0 - 2,39, \quad (2.47)$$

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

У таблиці 2.4 наведені дійсні та розрахункові значення коефіцієнта $k_{t_{03}}$, при яких досягається допустима величина енергоозброєності для кожного з літаків-прототипів.

Таблиця 2.4 – Дійсні та розрахункові значення коефіцієнта $k_{t_{03}}$

Найменування	Ан-14	A-Viator	Cessna 441	King Air C90GTx	Рисачок
m_0^0 , кг	3000	3500	4468	4756	5800
$k_{t_{03}}$	0,4	0,56	0,7	0,69	0,38
$k_{t_{03}} \text{ розр}$	0,395	0,579	0,708	0,688	0,395
Δ , %	1,35	-3,33	-1,09	0,275	-3,917

На рисунку 2.7 показано набір точок, що утворюють графічну залежність із величиною достовірності апроксимації $R^2 = 0,995874564$, що визначає найбільш точну апроксимуючу криву.

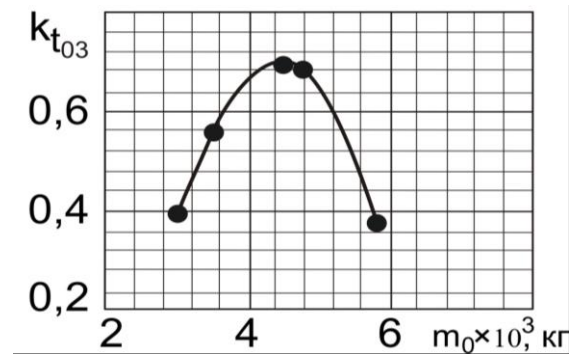


Рисунок 2.7 – Вплив злітної маси на коефіцієнт $k_{t_{03}}$

Після розрахунку стартових енергоозброєностей по кожному з умов при кожному значенні питомого навантаження на крило необхідно виділити максимальне значення енергоозброєності $t_{0 \max}$, при якому задовольняється кожна з п'яти перерахованих вище умов.

$$t_{0 \max} = \max \{ t_{0 \text{розб}}, t_{0 V_y}, t_{0 \text{крейс}}, t_{0 \theta}, t_{0 \text{ЗПС}} \} \text{ при } p_i(\lambda_j). \quad (2.48)$$

Результати розрахунку на прикладі нового цивільного літака ХАІ-90 і сучасних існуючих літаків наведено в додатках Б, В.

Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки

Блок 3 (рисунки 2.3) присвячений дослідженню впливу параметрів літака на відносну масу силової установки $\bar{m}_{C.Y}(t_0, p_i, \lambda_j, \eta_j, \chi_j, \bar{c}_j \dots)$.

Алгоритм розрахунку

- ◆ Числові значення відносної маси силової установки $\bar{m}_{C.Y}$ визначають залежно від максимальних енергоозброєностей, числа і розташування двигунів, а також величини відносної маси силової установки від льотних характеристик, питомого навантаження на крило, геометричних параметрів крила [54]:

$$\bar{m}_{C.Y} = R \cdot \gamma_{\text{дв}} \cdot t_{0 \max}(p, \lambda, \eta, \chi, \bar{c} \dots), \quad (2.49)$$

де R – коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигуна.

Величину коефіцієнта R обчислюємо за формулою

$$R = k_R + \frac{1,7 \cdot \left(0,1 + \frac{0,9}{\sqrt[3]{N_0}} \right)}{\gamma_{\text{дв}}}, \quad (2.50)$$

тут k_R – статистичний коефіцієнт; N_0 – стартова потужність одного двигуна, кВт.

Статистичний коефіцієнт k_R , що враховує вплив питомої ваги двигуна на величину відносної маси силової установки $\bar{m}_{C.Y.}$, визначаємо за залежністю [28]

$$k_R = -0,148 \cdot \gamma_{\text{дв}}^2 - 0,1397 \cdot \gamma_{\text{дв}} + 0,6692, \quad (2.51)$$

тут $\gamma_{\text{дв}}$ – питома вага двигуна; $t_{0 \max}$ – найбільше значення стартової енергоозброєності при кожному значенні питомого навантаження на крило.

У таблиці 2.5 наведені дійсні та розрахункові значення коефіцієнта k_R , при яких досягається допустима величина відносної маси силової установки для кожного з літаків-прототипів.

Таблиця 2.5 – Дійсні та розрахункові значення коефіцієнта k_R

Найменування	A-Viator	Cessna 441	Рисачок	King Air C90GTx	Ан-14
$\gamma_{\text{дв}}$	0,273	0,319	0,356	0,361	0,957
k_R	0,61995	0,60993	0,60064	0,59947	0,4
$k_{R \text{ розр}}$	0,62003	0,60957	0,60071	0,59948	0,39996
$\Delta, \%$	-0,013	0,058	-0,012	-0,0018	0,0096

На рисунку 2.8 показано набір точок, які утворюють регресійну криву з величиною достовірності апроксимації $R^2 = 1,0$, що визначає найбільш точну апроксимуючу криву.

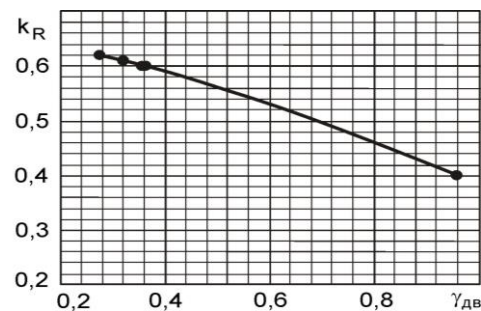


Рисунок 2.8 – Вплив питомої ваги двигуна на коефіцієнт k_R

Результати розрахунку на прикладі нового цивільного літака ХАІ-90 і сучасних існуючих літаків наведено в додатках Б, В.

Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу палива

Блок 4 (рисунки 2.3) присвячений дослідженню впливу параметрів літака на відносну масу палива $\bar{m}_n(C_e, p_i, \lambda_j, \eta_j, \chi_j, \bar{c}_j \dots)$.

Алгоритм розрахунку

- ◆ Величину відносної маси палива \bar{m}_n для заданої дальності L і крейсерського режиму польоту ($V_{\text{крейс}}$ й $H_{\text{крейс}}$) визначають шляхом дослідження впливу геометричних параметрів крила та питомого навантаження на крило на величину відносної маси палива [4, 19, 60, 63]:

$$\bar{m}_n = \bar{m}_{n.н.в}(C_e, p, \lambda, \eta, \chi, \bar{c} \dots) + \bar{m}_{n.зн.п} + \bar{m}_{n.н.з} + \bar{m}_{n.інше} + \bar{m}_{n.крейс}(C_e, p, \lambda, \eta, \chi, \bar{c} \dots), \quad (2.52)$$

де $\bar{m}_{n.н.в}$ – відносна маса палива, що витрачається при зльоті літака та наборі висоти; $\bar{m}_{n.зн.п}$ – відносна маса палива, що витрачається на зниження та посадку літака; $\bar{m}_{n.н.з}$ – відносна маса палива для навігаційного запасу; $\bar{m}_{n.крейс}$ – відносна маса палива, що витрачається в крейсерському польоті.

Відносна маса палива, що витрачається при зльоті літака і наборі висоти $\bar{m}_{n.н.в}$ [19, 60, 63]

$$\bar{m}_{n.н.в} = 0,00477 \cdot \frac{C_e \cdot V_{\text{крейс}} \cdot \sqrt{A \cdot C_{x0 \text{ крейс}} \cdot \tau_{н.з}}}{\eta_{\text{зв. крейс}}}, \quad (2.53)$$

тут C_e – питома витрата палива на крейсерському режимі польоту, кг/кВт·год; $V_{\text{крейс}}$ – крейсерська швидкість польоту, км/год; A – коефіцієнт відвалу поляри; $C_{x0 \text{ крейс}}$ – коефіцієнт лобового опору літака при нульовій піднімальній силі ($C_y = 0$) для числа Маха ($M_{\text{крейс}}$), відповідного крейсерській швидкості; $\tau_{н.з}$ – розрахунковий час для вироблення

навігаційного запасу палива, год; $\eta_{гв.крейс}$ – ККД гвинта на крейсерському режимі польоту.

Сума відносної маси палива, що витрачається на зниження та посадку літака $\bar{m}_{н.зн.п}$, і відносної маси палива для навігаційного запасу $\bar{m}_{н.н.з}$ визначають за формулою [19, 60, 63]

$$\bar{m}_{н.н.з} + \bar{m}_{н.зн.п} = 0,00833 + 0,00144 \cdot H_{крейс} + 0,000222 \cdot H_{крейс}^2, \quad (2.54)$$

тут $H_{крейс}$ – крейсерська висота польоту, км.

Відносну масу палива, що витрачається в крейсерському польоті $\bar{m}_{н.крейс}$, визначаємо за формулою

$$\bar{m}_{н.крейс} = k_n \cdot \frac{C_e \cdot L_{розр} \cdot \sqrt{A \cdot C_{x0\text{ крейс}}}}{\eta_{гв.крейс}}, \quad (2.55)$$

тут k_n – статистичний коефіцієнт, що враховує вплив розрахункової дальності польоту на величину відносної маси палива, що витрачається в крейсерському польоті.

Статистичний коефіцієнт k_n визначаємо за залежністю [28]

$$k_n = 6,0379 \cdot L_{розр}^{-0,852}, \quad (2.56)$$

тут $L_{розр}$ – розрахункова дальність польоту, км, визначається за формулою [19, 60, 63]

$$L_{розр} = L - L_{наб.зн} = L - (2,6 \cdot H_{крейс}^2 + 24,8 \cdot H_{крейс} - 10), \quad (2.57)$$

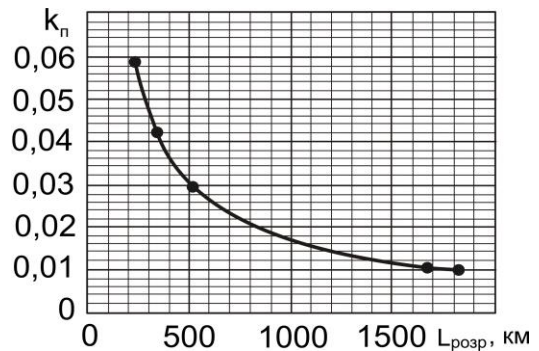
де L – дальність польоту, км; $L_{наб.зн}$ – відстань, яку пролітає літак при наборі, на крейсерській висоті польоту та при зниженні, км.

У таблиці наведено дійсні та розрахункові значення коефіцієнта k_n , при яких досягається допустима величина відносної маси палива для кожного з літаків-прототипів.

Таблиця 2.6 – Дійсні та розрахункові значення коефіцієнта k_n

Найменування	Ан-14	King Air C90GTx	A-Viator	Cessna 441	Рисачок
$L_{розр}$, км	230	338	512,2	1668,966	1821
k_n	0,05879	0,04235	0,02973	0,01087	0,01009
$k_n_{розр}$	0,058789	0,042354	0,029726	0,010869	0,010091
Δ , %	0,0005	-0,01	0,013	0,009	-0,012

На рисунку 2.9 показано набір точок, що утворюють експонентну регресійну криву з величиною достовірності апроксимації $R^2 = 0,999999981$, яка визначає найбільш точну її апроксимацію.

Рисунок 2.9 – Вплив розрахункової дальності польоту на коефіцієнт k_n

Результати розрахунку на прикладі нового цивільного літака ХАІ-90 і сучасних існуючих літаків наведено в додатках Б, В.

Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції літака

Блок 5 (рисунок 2.3) присвячений дослідженню відносної маси конструкції літака $\bar{m}_{кон}(m^0_0, p_i, \lambda_j, \eta_j, \chi_j, \bar{c}_j \dots)$ і її складових: відносних мас крила, фюзеляжу, оперення й шасі від їх геометричних параметрів [19, 60, 63].

Числові значення відносної маси крила та графічні залежності $\bar{m}_{кр} = f(p, \lambda, \eta, \chi, \bar{c} \dots)$ визначаємо шляхом впливу питомого навантаження на крило і його геометричних параметрів на величину $\bar{m}_{кр}$. Відносну масу фюзеляжу $\bar{m}_{ф} = f(p, \lambda_{ф}, d_{ф})$ розраховуємо залежно від його діаметра та подовження. Визначаємо відносну масу шасі $\bar{m}_{ш}$, відносну масу оперення та графічну залежність впливу питомого навантаження на її величину $\bar{m}_{он} = f(p)$, відносну масу конструкції літака та графічну залежність впливу питомого навантаження на крило залежно від зміни його геометричних параметрів на величину $\bar{m}_{кон}$.

Алгоритм розрахунку

Відносну масу конструкції літака визначають за формулою

$$\bar{m}_{\text{кон}} = \bar{m}_{\text{кр}}(f(p, \lambda, \eta, \chi, \bar{c} \dots)) + \bar{m}_{\text{ф}}(f(p, \lambda_{\text{ф}}, d_{\text{ф}})) + \bar{m}_{\text{он}}(f(p)) + \bar{m}_{\text{ш}}, \quad (2.58)$$

де $\bar{m}_{\text{кр}}$ – відносна маса крила; $\bar{m}_{\text{ф}}$ – відносна маса фюзеляжу; $\bar{m}_{\text{он}}$ – відносна маса оперення; $\bar{m}_{\text{ш}}$ – відносна маса шасі.

◆ Масу крила $\bar{m}_{\text{кр}}$ визначаємо за формулою

$$\begin{aligned} \bar{m}_{\text{кр}} = & k_{\text{кр}} \cdot 10^{-3} \cdot k_{\text{рес}} \cdot k_{\text{пан}} \cdot k_{\text{крін}} \cdot k_{\text{мат}} \cdot k_{\text{роз}} \cdot \frac{(56,5 - \sqrt{p}) \cdot (1 - 0,61 \cdot \bar{m}_n) \cdot \lambda}{(\bar{c}_0)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi_{0,25} \cdot p} \times \\ & \times \sqrt{\frac{m'_0}{p}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left[1 - \frac{\bar{c}_0 - \bar{c}_k}{\bar{c}_k \cdot (\eta + 3)} \right] + \frac{4,5 \cdot k_{\text{мех}} \cdot k_{\text{бак}} - k_{\text{ш}} + 0,015}{p}, \end{aligned} \quad (2.59)$$

тут $k_{\text{кр}}$ – статистичний коефіцієнт, що враховує вплив подовження крила на величину відносної маси крила $\bar{m}_{\text{кр}}$; $k_{\text{рес}}$ – коефіцієнт ресурсу крила, $k_{\text{пан}}$ – коефіцієнт, що залежить від типу панелей; $k_{\text{крін}}$ – коефіцієнт, що залежить від типу кріплення; $k_{\text{мат}}$ – коефіцієнт матеріалу; $k_{\text{роз}}$ – коефіцієнт рознімання; p – питома навантаження на крило, даН/м²; $\chi_{0,25}$ – кут стрілоподібності за чвертю хорд крила, град; m_0^0 – злітна маса літака в нульовому наближенні, кг; η – звуження крила; \bar{c}_0 , \bar{c}_k – відносні товщини в кореневому та кінцевому перерізах крила; $k_{\text{мех}}$ – коефіцієнт механізації; $k_{\text{бак}}$ – коефіцієнт, що залежить від типу паливного бака; $k_{\text{ш}}$ – коефіцієнт, що залежить від кількості прикріплених стійок шасі до крила.

Статистичний коефіцієнт $k_{\text{кр}}$, який враховує вплив подовження крила λ на величину відносної маси крила $\bar{m}_{\text{кр}}$, визначаємо за залежністю [28]

$$k_{\text{кр}} = -0,0575 \cdot (\lambda_0)^2 + 1,0567 \cdot \lambda_0 - 4,1116, \quad (2.60)$$

тут λ_0 – подовження крила, визначене в нульовому наближенні.

У таблиці 2.7 наведені дійсні та розрахункові значення коефіцієнта $k_{кр}$, при яких досягається допустима величина відносної маси конструкції для кожного з літаків-прототипів.

Таблиця 2.7 – Дійсні та розрахункові значення коефіцієнта $k_{кр}$

Найменування	A-Viator	King Air C90GTx	Cessna 441	Рисачок	Ан-14
λ_0	7,74	8,11	9,6	10,6	12,15
$k_{кр}$	0,6155	0,68679	0,73	0,63	0,24
$k_{кр. розр}$	0,6228	0,67662	0,7339	0,6292	0,2397
$\Delta, \%$	-1,19	1,48	-0,54	0,12	0,13

На рисунку 2.10 показано набір точок, що утворюють поліноміальну криву другого ступеня з величиною достовірності $R^2 = 0,9988702541$, що визначає найбільш точну апроксимуючу криву – параболу.

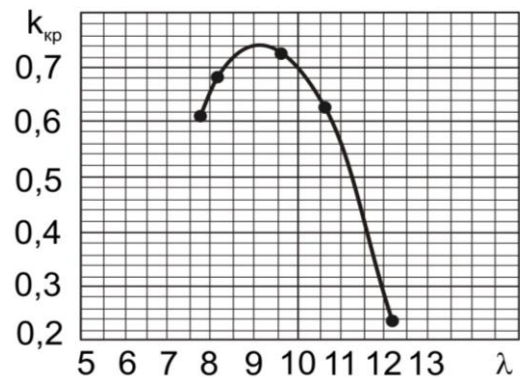


Рисунок 2.10 – Вплив подовження крила на коефіцієнт $k_{кр}$

◆ Відносну масу фюзеляжу \bar{m}_ϕ визначають за формулою [19, 60, 63]

$$\bar{m}_\phi = k_{\delta\phi} \cdot \lambda_\phi \cdot d_\phi^2 \cdot \left(\frac{m_{ком}}{K_{омд}} \right)^{i-1} + k_{ш.ф} + k_{ш.у} + k_\sigma, \quad (2.61)$$

$$i = 0,238 + 0,00225 \cdot d_\phi,$$

де $k_{\delta\phi}$ – коефіцієнт, що залежить від розташування двигунів ($k_{\delta\phi} = 3,63 - 0,333 \cdot d_\phi$ – двигуни на крилі, $k_{\delta\phi} = 4,56 - 0,441 \cdot d_\phi$ – двигуни на фюзеляжі); λ_ϕ – подовження фюзеляжу, d_ϕ – діаметр фюзеляжу, м; $k_{ш.ф}$ –

коефіцієнт, що залежить від розташування стійок шасі; $k_{ш.у}$ – коефіцієнт, що залежить від місця, куди прибираються стійки шасі; $k_{\bar{o}}$ – коефіцієнт, що залежить від способу транспортування багажу.

◆ Відносну масу оперення \bar{m}_{on} визначають за формулою [19, 60, 63]

$$\bar{m}_{on} = (0,986 - 4,53 \cdot 10^{-4} \cdot p) \cdot k_{м.он} \cdot k_{он}^{cx} \cdot \left(\frac{m_{ком}}{K_{отд}} \right)^{0,16} \cdot (\bar{S}_{on})^{1,16} \cdot p^{-0,56}, \quad (2.62)$$

тут $k_{мон}$ – коефіцієнт матеріалу оперення; $k_{он}^{cx}$ – коефіцієнт, що залежить від способу розташування оперення ($k_{он}^{cx} = \frac{1,564 - 0,0011 \cdot S_{он}}{3,1 + 0,0038 \cdot p}$ – для

низькорозміщеного оперення, $k_{он}^{cx} = \frac{1,333 - 0,0032 \cdot S_{он}}{1,295 + 0,0028 \cdot p}$ – для Т-подібного

оперення); $\bar{S}_{он} = \bar{S}_{Г.О} + \bar{S}_{В.О}$ – відносна площа оперення;

$S_{он} = (\bar{S}_{Г.О} + \bar{S}_{В.О}) \cdot \frac{m_{ком}}{K_{отд} \cdot p}$ – площа оперення, м².

◆ Відносну масу шасі $\bar{m}_{ш}$ визначають за формулою [19, 60, 63]

$$\bar{m}_{ш} = 0,129 \cdot k_{ст} \cdot k_{обт} \cdot \left(\frac{m_{ком}}{K_{отд}} \right)^{-0,12}, \quad (2.63)$$

де $k_{ст}$ – коефіцієнт, що залежить від кількості основних стійок шасі, $k_{обт}$ – коефіцієнт, що враховує тип обтічника шасі.

Результати розрахунку на прикладі нового цивільного літака ХАІ-90 і сучасних існуючих літаків наведено в додатках Б, В.

Визначення маси обладнання і управління легкого літака

Блок б (рисунки 2.3) присвячений визначенню маси обладнання і управління $m_{об.упр}$.

Алгоритм розрахунку

Абсолютне значення маси обладнання і управління обчислюємо за формулою [29, 53, 60]

$$m_{об.унр} = 86 \cdot n_{нас} \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot L + k_{об}), \quad (2.64)$$

де $n_{нас}$ – число пасажирів, що задане в ТЗ, чел.; L – дальність польоту, що задана в ТЗ, км; $k_{об}$ – статистичний коефіцієнт, що враховує вплив кількості пасажирів $n_{нас}$ на величину маси обладнання.

Статистичний коефіцієнт $k_{об}$ визначаємо за залежністю [28]

$$k_{об} = -0,0572 \cdot n_{нас} + 1,1313. \quad (2.65)$$

У таблиці 2.8 наведені дійсні та розрахункові значення коефіцієнта $k_{об}$, при яких досягається допустима величина маси обладнання для кожного з літаків-прототипів.

Таблиця 2.8 – Дійсні та розрахункові значення коефіцієнта $k_{кр}$

Найменування	Ан-14	A-Viator	Cessna 441	King Air C90GTx	Рисачок
$n_{нас}$	7	7	7	9	10
$k_{об}$	0,73094	0,73094	0,73094	0,61656	0,55938
$k_{об. розр}$	0,73094	0,73094	0,73094	0,616565	0,559377
$\Delta, \%$	0,0	0,0	0,0	-0,00073	0,00054

На рисунку 2.11 показано набір точок, що утворюють лінійну залежність із величиною достовірності апроксимації $R^2 = 1,0$, що визначає найбільш точну апроксимуючу криву.

Результати розрахунку на прикладі нового цивільного літака ХАІ-90 і сучасних існуючих літаків наведено в додатках Б, В.

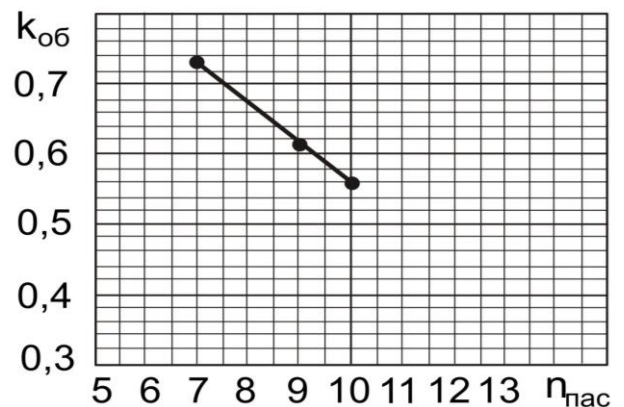


Рисунок 2.11 – Вплив кількості пасажирів на коефіцієнт $k_{об}$

Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака

Блок 7 (рисунок 2.3) присвячений дослідженню впливу параметрів на злітну масу літака.

Злітну масу літака в першому наближенні, що відповідає комплексу тактико-технічних вимог, визначаємо при різних значеннях питомого навантаження на крило за формулою (2.5). Виявляємо якісну та кількісну залежності злітної маси літака від геометричних параметрів крила.

Після розрахунку складових злітної маси будують графічні залежності при зміні досліджуваних геометричних параметрів крила $C_{y\text{відр}} = f(p)$, $K_{\text{відр}} = f(p)$, $t_{0\text{max}} = f(p)$, $\bar{m}_{C.Y} = f(p)$, $\bar{m}_{\text{кон}} = f(p)$, $\bar{m}_{\text{кр}} = f(p)$, $\bar{m}_{\text{он}} = f(p)$, $\bar{m}_n = f(p)$, $m'_0 = f(p, \lambda, \eta, \chi, \bar{c} \dots)$.

Остаточне рішення про величину мінімальної злітної маси літака може бути прийнято тільки після нанесення на залежність $m'_0 = f(p, \lambda, \eta, \chi, \bar{c} \dots)$ найбільш важливих обмежень питомого навантаження: граничного питомого навантаження, зумовленого величиною посадкової швидкості $p_{\text{гран}}^{V_{\text{noc}}}$ – обмеження по максимуму, і граничного питомого навантаження за величиною нормального перевантаження в турбулентній атмосфері $p_{\text{гран}}^{n_y}$ – обмеження по мінімуму.

Вирази для граничних навантажень мають вигляд [19, 60]

$$p_{\text{гран}}^{V_{\text{noc}}} = \frac{V_{\text{noc}}^2 \cdot C_{y\text{noc}}}{183 \cdot (1 - 0,8 \cdot \bar{m}_{n.\text{сер}})}, \quad (2.66)$$

де V_{noc} – швидкість посадки, км/год; $C_{y\text{noc}}$ – коефіцієнт піднімальної сили при посадці; $\bar{m}_{n.\text{сер}}$ – середня відносна маса палива.

Обмеження питомого навантаження за величиною нормального навантаження при польоті в турбулентній атмосфері [19, 60]

$$p_{\text{гран}}^{n_y} = \frac{57,3 \cdot C_y^\alpha \cdot V \cdot W}{16} = 3,6 \cdot C_y^\alpha \cdot V \cdot W, \quad (2.67)$$

де C_y^α – похідна піднімальної сили за кутом атаки, 1/град; V_3 – швидкість, відповідна випуску закрилків, м/с; W – швидкість висхідного потоку, м/с.

Після розрахунку обмежень визначають оптимальне питома навантаження на крило p_{opt} , стартову енергоозброєність $t_{0\,opt}$, досліджувані оптимальні геометричні параметри крила λ_{opt} (або η_{opt} , $\chi_{п.к.опт}$, \bar{c}_{opt}) і відповідну їм мінімальну злітну масу літака $m'_{0\,min}$ у допустимих межах.

Результати розрахунку на прикладі нового цивільного літака ХАІ-90 і сучасних існуючих літаків наведено в додатках Б, В.

2.2.3 Метод визначення злітної маси цивільних легких літаків другого наближення

Злітну масу цивільного легкого літака другого наближення знаходять за формулою

$$m_0'' = \frac{m_{ц.н} + m_{с.н} + m'_{об.упр} + m'_{С.У} + m'_n}{1 - \bar{m}''_{кон}(p_{opt}, \lambda_{opt}, \eta_{opt}, \chi_{opt}, \bar{c}_{opt} \dots)}, \quad (2.68)$$

де $m'_{об.упр}$ – маса обладнання і управління, певна в першому наближенні, кг; $\bar{m}''_{кон}$ – відносна маса конструкції літака другого наближення; $m'_{С.У}$ – маса силової установки, визначена в першому наближенні, кг; m'_n – маса палива, визначена в першому наближенні, кг.

Визначення злітної маси цивільного легкого літака другого наближення полягає в уточненні відносних мас агрегатів конструкції планера ЛА. За побудованими в першому наближенні графічними залежностями $\bar{m}'_{кр} = f(p)$, $\bar{m}'_{он} = f(p)$, $\bar{m}'_{ф} = f(p, \lambda_{ф}, d_{ф})$ отримуємо масові параметри крила, оперення, фюзеляжу та шасі при оптимальних значеннях питомого навантаження на крило p_{opt} і досліджуваних оптимальних геометричних параметрах крила λ_{opt} (і/або η_{opt} , $\chi_{п.к.опт}$, \bar{c}_{opt}). Далі необхідно уточнити масу конструкції другого наближення $\bar{m}''_{кон} = \bar{m}''_{кр} + \bar{m}''_{ф} + \bar{m}''_{он} + \bar{m}''_{ш}$ і злітну масу m_0'' .

2.2.4 Метод визначення злітної маси цивільних легких літаків у третьому наближенні

У методі визначення злітної маси цивільних легких літаків у третьому наближенні уточнюємо масу обладнання і управління, силової установки та палива. Величину злітної маси визначаємо за формулою [29]

$$m_0''' = m_{\text{кон}}'' + m_{\text{С.У}}''' + m_n''' + m_{\text{об.упр}}''' + m_{\text{ц.н}} + m_{\text{с.н}}. \quad (2.69)$$

Маса обладнання й управління [19, 29]

$$m_{\text{об.упр}}''' = k_C \cdot k_{\text{об}}^{\text{cx}} \left[500 + 0,12 \cdot m_0'' + 0,04 \cdot m_0'' \cdot \sqrt{\frac{n_{\text{нас}} + n_{\text{ек}}}{100}} - 0,0011 \cdot (m_0'')^{1,333} \right], \quad (2.70)$$

де $k_C = 1 - 0,015 \cdot \Delta t$ – коефіцієнт вагового вдосконалення обладнання; Δt – період перспективи, що розглядається, р; $k_{\text{об}}^{\text{cx}}$ – коефіцієнт, що залежить від розміщення двигунів.

Маса силової установки

Масу силової установки $m_{\text{СУ}}'''$ визначають за формулою [19, 29]

$$m_{\text{СУ}}''' = R \cdot n_{\text{дв}} \cdot (m_{\text{дв}} + m_{\text{лон}} \cdot n_{\text{лон}} + m_{\text{вм}}), \quad (2.71)$$

де R – коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигунів і гвинтів, разом узятих. Величину коефіцієнта R обчислюють за формулою [29, 54]

$$R = 1,3 + \frac{1,5 \cdot \left(0,1 + \frac{0,9}{\sqrt[3]{N_0}} \right)}{\gamma_{\text{дв}}}, \quad (2.72)$$

тут N_0 – стартова потужність одного двигуна, кВт; $\gamma_{\text{дв}}$ – питома вага двигуна з гвинтом, даН/кВт [19, 29]:

$$\gamma_{\text{дв}} = \frac{m_{\text{дв}} + m_{\text{лон}} \cdot n_{\text{лон}} + m_{\text{вм}}}{N_0}, \quad (2.73)$$

тут $m_{\partial в}$ – маса одного двигуна, кг; $m_{лон}$ – маса лопаті, кг; $n_{лон}$ – кількість лопатей на одному двигуні, шт.; $m_{вгт}$ – маса втулки гвинта, кг.

Визначення маси палива

$$m_n''' = \bar{m}_n''' \cdot m_0'', \quad (2.74)$$

де m_0'' – злітна маса літака другого наближення, кг; \bar{m}_n''' – відносна маса палива третього наближення, яку визначають за формулою [29, 54]

$$\bar{m}_n''' = \bar{m}_{н.н.в}''' + \bar{m}_{н.зн.п}''' + \bar{m}_{н.н.з}''' + \bar{m}_{н.інше}''' + \bar{m}_{н.крейс}''', \quad (2.75)$$

де $\bar{m}_{н.н.в}'''$ – відносна маса палива, що витрачається при зльоті літака і наборі висоти [53, 54, 60]:

$$\bar{m}_{н.н.в}''' = 0,00477 \cdot \frac{C_e \cdot V_{крейс} \cdot \sqrt{A \cdot C_{x0\ крейс}} \cdot \tau_{н.з}}{\eta_{гв.крейс}}, \quad (2.76)$$

тут C_e – питома витрата палива на крейсерському режимі польоту, кг/кВт·год; $V_{крейс}$ – крейсерська швидкість польоту, км; A – коефіцієнт відвалу поляри; $C_{x0\ крейс}$ – коефіцієнт лобового опору літака при нульовій піднімальній силі для $M_{крейс}$, який відповідає крейсерській швидкості; $\tau_{н.з}$ – розрахунковий час для витрати навігаційного запасу палива, год; $\eta_{гв.крейс}$ – ККД гвинта на крейсерському режимі польоту.

Відносну масу палива на випробування двигунів, маневрування по аеродрому і залишок, що не витрачається, зазвичай приймають $\bar{m}_{н.інше}''' = 0,006$.

Відносну масу палива, що витрачається на зниження та посадку літака $\bar{m}_{н.зн.п}'''$, і відносну масу палива для навігаційного запасу $\bar{m}_{н.н.з}'''$ визначають як суму [19, 60]:

$$\bar{m}_{н.н.з}''' + \bar{m}_{н.зн.п}''' = 0,00833 + 0,00144 \cdot H_{крейс} + 0,000222 \cdot H_{крейс}^2, \quad (2.77)$$

тут $H_{крейс}$ – крейсерська висота польоту, км.

Відносну масу палива, що витрачається в крейсерському польоті $\bar{m}_{n.крейс}'''$, визначаємо за формулою [1, 29]

$$\bar{m}_{n.крейс}''' = k_n \cdot \frac{C_e \cdot L_{розр} \cdot \sqrt{A \cdot C_{x0\text{ крейс}}}}{\eta_{зв.крейс}}, \quad (2.78)$$

тут k_n – статистичний коефіцієнт, що враховує вплив розрахункової дальності польоту на величину відносної маси палива, що витрачається в крейсерському польоті, визначають за залежністю [29]

$$k_n = 6,0379 \cdot L_{розр}^{-0,852}, \quad (2.79)$$

$$L_{розр} = L - L_{наб.зн} = L - (2,6 \cdot H_{крейс}^2 + 24,8 \cdot H_{крейс} - 10), \quad (2.80)$$

де L – дальність польоту, км; $L_{розр}$ – розрахункова дальність польоту, км.

2.3 Розроблення програмного забезпечення «CLA-TOW» для реалізації методу визначення злітної маси цивільного легкого літака в трьох наближеннях на етапі попереднього проектування

Для реалізації методу визначення злітної маси цивільного легкого літака на підставі створеного алгоритму визначення її мінімальної величини [28] розроблено програмне забезпечення (ПЗ) «CLA-TOW» (Civil Light Aircraft – Take-off Weight), що дозволяє обчислити величини $p_{онт}$, $t_{0\text{ онт}}$, $m_{0\text{ min}}$, $\lambda_{онт}$ (або $\eta_{онт}$, $\chi_{н.к.онт}$, $\bar{c}_{онт}$) методом послідовних наближень [29, 79].

Програмне забезпечення «CLA-TOW» складається з трьох частин: інтерфейс користувача, програмні модулі, автоматичний обробник даних.

Інтерфейс користувача дозволяє вибрати групу залежних між собою розрахунків відповідних наближень. Виводить результати в форматі «.xml», дає можливість переміщати їх в табличні процесори *HTML* і перетворювати в графічні залежності для безпосередньої оцінки вихідних даних.

Модулі являють собою *Java*-класи, які містять джерело вхідних даних і їх умов для визначення одного або декількох параметрів у вигляді глобальних змінних типів: *Double*, *Integer*, *String*.

Автоматичний обробник групує та розподіляє модулі розрахунку, витягує їх з URL запиту необхідних параметрів, які перетворює в потрібний тип даних. Перевіряє параметри відповідності заданим умовам, має циклічний характер обчислень, зберігаючи їх у масиви результатів.

Метод визначення мінімальної злітної маси цивільного легкого літака з турбогвинтовими двигунами за допомогою розробленого програмного забезпечення «CLA-TOW» апробований авторами при розрахунку злітної маси сучасних легких літаків (A-Viator, Рисачок, King Air C90 GTx, Cessna 441) [28], студентами – при виконанні дипломних проектів бакалаврів і магістрів.

Інструкція користувача програмного забезпечення «CLA-TOW» наведена в додатку Г.

2.4 Висновки щодо розділу

У розділі науково обґрунтовано методи інтегрованого проектування та моделювання цивільного легкого літака та отримано такі результати:

1. Розроблено метод 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.

2. Розрахунок у нульовому наближенні ґрунтується на існуючих методах, розроблених А. М. Арєп'євим (Москва, 2006 р.) [5 – 10], О. О. Бадягіним – Ф. А. Мухамедовим (Москва, 1978 р.) [11], П. І. Чумаком – В. Ф. Кривокрисенком (Москва, 1991 р.) [79] і з урахуванням відповідності Нормам льотної придатності цивільних легких літаків АП-23 (FAR-23, CS-23) [1, 87].

3. Етап *першого наближення* дозволяє обчислити оптимальне питома навантаження на крило ρ_{onm} , стартову енергоозброєність $t_{0\ onm}$ й оптимальні геометричні параметри крила λ_{onm} (або η_{onm} , $\chi_{n.k\ onm}$, \bar{c}_{onm}), що відповідають

мінімальній злітній масі $m'_{0\min}$ з урахуванням обмежень щодо посадкової швидкості $p_{\text{гран}}^{V_{\text{нос}}}$ і величинам нормального перевантаження при польоті в умовах турбулентної атмосфери $p_{\text{гран}}^{n_y}$. За результатами дослідження побудовано графічні залежності $t_{0\max} = f(p)$, $\bar{m}_{C.Y} = f(p)$, $\bar{m}_{\text{кон}} = f(p)$, $\bar{m}_{\text{кр}} = f(p)$, $\bar{m}_{\text{он}} = f(p)$, $\bar{m}_{\phi} = f(p, \lambda_{\phi}, d_{\phi})$, $\bar{m}_{\Pi} = f(p)$, $C_{y\text{відр}} = f(p)$, $K_{\text{відр}} = f(p)$, за якими на етапі **другого наближення** визначають енергетичні, масові та аеродинамічні параметри цивільного легкого літака, а саме уточнюють відносні маси агрегатів конструкції. У **третьому наближенні** уточнюють масу обладнання й керування, силової установки й палива, з урахуванням цього визначають злітну масу цивільного легкого літака в третьому наближенні m''_0 .

4. Новизна методу полягає у введенні поправкових статистичних коефіцієнтів в окремі аналітичні вирази, установлені методом послідовних наближень. Формули даних коефіцієнтів визначено за графічними залежностями, які відповідають величині достовірності апроксимації, що максимально їх задовольняє.

5. Отримані регресійні залежності статистичних поправкових коефіцієнтів апробовано при розрахунку літаків-прототипів статистичної таблиці. Вони є коригуючими величинами при визначенні мінімальної злітної маси другого наближення цивільного легкого літака.

Основні наукові результати, які наведено у другому розділі, опубліковані у працях здобувача [2 – 3, 6, 7, 10 – 12, 14 – 16, 18, 20, 23, 24], наведених в анотації.

Розділ 3

МЕТОД СТВОРЕННЯ ТРИВИМІРНОЇ ПАРАМЕТРИЧНОЇ МОДЕЛІ ЦИВІЛЬНОГО ЛЕГКОГО ЛІТАКА ЗА ДОПОМОГОЮ КОМП'ЮТЕРНОЇ ІНТЕГРОВАНОЇ СИСТЕМИ SIEMENS NX

Підвищення ефективності моделювання цивільних легких літаків на етапі попереднього проектування базується на тривимірних технологіях створення літальних апаратів (ЛА) та їх перетворення. Найбільш точну та підготовлену до швидких змін модель ЛА дозволяє отримати технологія тривимірного параметричного моделювання. Один раз розроблену параметричну модель можна багаторазово використовувати для створення сімейства аналогічних об'єктів.

У роботі використали систему SIEMENS NX, яка являє собою унікальну систему тривимірного моделювання; дозволяє отримати необхідні можливості для роботи з суцільними тілами, а також із каркасними моделями. Весь функціонал NX для роботи з суцільним тілом і поверхнею відображені в повністю асоціативному, параметричному дереві побудови. Навігатор наочно являє собою елементи моделі та порядок її побудови, дозволяє вибрати конструктивні елементи, оперативно змінювати їх, керувати ними та встановлювати взаємний зв'язок, а також замінити наявні рішення на нові. Можливий покроковий перегляд історії створення моделі з наступним копіюванням і вставкою необхідних елементів. Обмеження за кількістю деталей в підсумковому проекті відсутні.

NX дає можливість повного контролю над геометричними складовими 3D моделі, що дозволяє вносити необхідні правки в параметризовані або в непараметризовані модель. Використовуючи повнофункціональні електронні таблиці, можна задавати геометричне вираження або користуватися звичними системами рівнянь і проводити ітераційний аналіз за заданими критеріями [99].

3.1 Реалізація тривимірної параметричної моделі цивільного легкого літака

У підрозділі розглянуто приклади тривимірних параметричних моделей агрегатів нового цивільного легкого літака ХАІ-90, розрахунки якого, на етапі

попереднього проектування, наведені в додатку В. При їх створенні використані способи геометричної параметризації в ескізах через електронну таблицю Expression й асоціативного моделювання з накладенням обмежень.

За допомогою комп'ютерної інтегрованої системи SIEMENS NX удосконалено тривимірну параметричну модель цивільного легкого літака (ЦЛЛ), котра містить:

- модель майстер-геометрії літака;
- модель розподілу простору;
- модель аналітичних еталонів елементів конструкції планера літака, їх з'єднань і стиків;
- модель повного визначення літака.

Побудову тривимірної параметричної моделі ЦЛЛ здійснено при застосуванні в сукупності методів аналітичної й нарисної геометрії, способів відображення об'єктів і вбудованих інструментів обміну даними, модулів Modelling, Assemblies, Drafting і технології WAVE.

Створення *майстер-геометрії* планера ЦЛЛ у комп'ютерній інтегрованій системі CAD\CAM\CAE здійснюється на основі визначених його зовнішніх геометричних параметрів і креслення загального вигляду літака, одночасно з розробленням теоретичного креслення агрегатів, що надає повне уявлення про форму в плані та їх взаємне розташування [13, 36, 47].

Пошук параметрів легкого літака, що визначають його зовнішній облік за умови мінімальної злітної маси, здійснено за розробленим програмним забезпеченням (ПЗ) «CLA-TOW» (Civil Light Aircraft – Take-off Weight) циклічного характеру. В основу ПЗ «CLA-TOW» було покладено метод визначення злітної маси цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами (див. 2, рисунок 2.2) [30, 94].

Початковими геометричними параметрами, які формують теоретичний контур агрегатів легкого цивільного літака, є дійсні значення:

- для крила: розмах, довжина кореневої та кінцевої хорд, стрілоподібність по передній кромці, кут встановлення крила, кут поперечного V крила « $V_{кр}$ », тип і

координати профілю; розмах і хорди елементів механізації, органів керування та балансування [36];

– для фюзеляжу: довжина й кути відхилення носової та хвостової частин; загальна довжина, геометричні параметри та форма поперечного перерізу (діаметр – для круглої; висота, ширина, радіус заокруглення – для прямокутної);

– для горизонтального оперення: розмах, довжина кореневої та кінцевої хорд, стрілоподібність по передній кромці, кут встановлення ГО, кут поперечного V ГО « $V_{Г.О}$ », тип та координати профілю; розмах і хорди руля висоти;

– для вертикального оперення: висота ВО, довжина кореневої та кінцевої хорд, стрілоподібність по передній кромці, тип і координати профілю; розмах і хорди руля напрямку.

На рисунках 3.1 – 3.5 показано фрагменти майстер-геометрії крила з системою механізації й органами керування, горизонтального та вертикального оперення з рулями висоти та напрямку відповідно, фюзеляжу, мотогондол двигунів із гвинтами, залізів крила, обтічників шасі та їх пневматиків, на рисунку 3.5 – фрагмент загальної майстер-геометрії ХАІ-90. Тип їх відображення – Shaded with Edges.

Майстер-геометрії агрегатів цивільного легкого літака являють собою набір поверхонь, побудованих у модулі Modelling за допомогою команд Through Curve Mesh, Ruled, Through Curves, поверхні закінцівок і сегменти фюзеляжу виконано з використанням Section Surface.

Створення *моделі розподілу простору* планера ЦЛЛ у комп'ютерній інтегрованій системі SIEMENS NX містить розроблення конструктивно-силового набору (КСН), конструктивно-технологічного членіння, панелірування [13, 47].

Модель розподілу простору показана на прикладі конструктивно-силового набору агрегатів цивільного легкого літака ХАІ-90. КСН поданий осьовими площинами елементів конструкції.

За допомогою модуля Assemblies і технології WAVE методом «зверху-вниз» побудовано компоненти, які містять КСН крила (рисунок 3.6), горизонтального (рисунок 3.7) і вертикального (рисунок 3.8) оперення, фюзеляжу (рисунок 3.9).

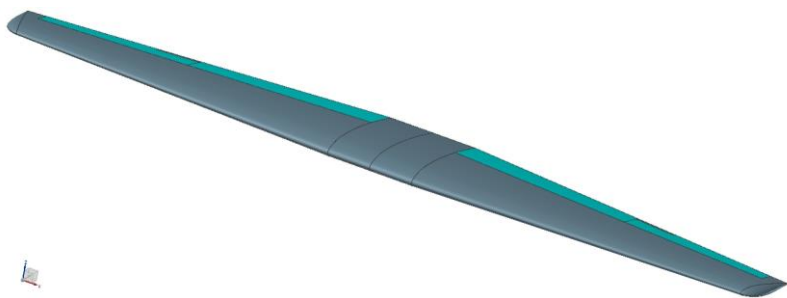


Рисунок 3.1 – Фрагмент майстер-геометрія крила з системою механізації й органами керування

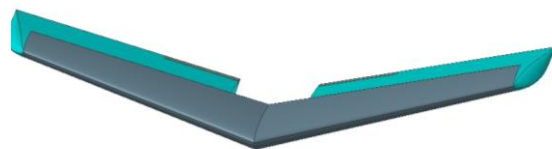


Рисунок 3.2 – Фрагмент майстер-геометрії горизонтального оперення з рулями висоти

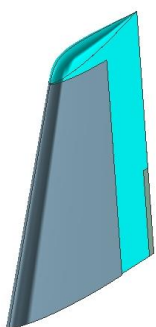


Рисунок 3.3 – Фрагмент майстер-геометрії вертикального оперення з рулем напрямку

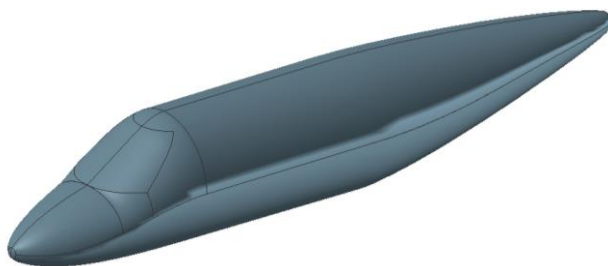


Рисунок 3.4 – Фрагмент майстер-геометрії фюзеляжу



Рисунок 3.5 – Фрагмент загальної майстер-геометрії ХАІ-90

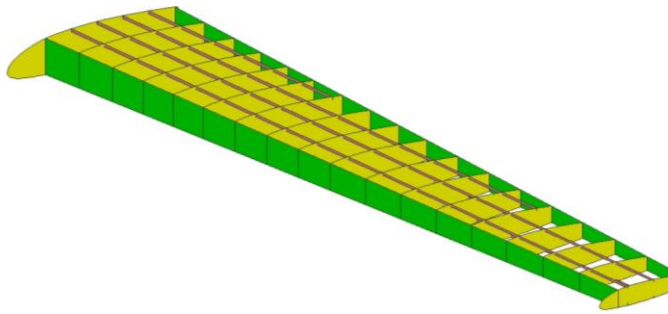


Рисунок 3.6 – Фрагмент моделі розподілу простору міжлонжеронної частини консолі крила

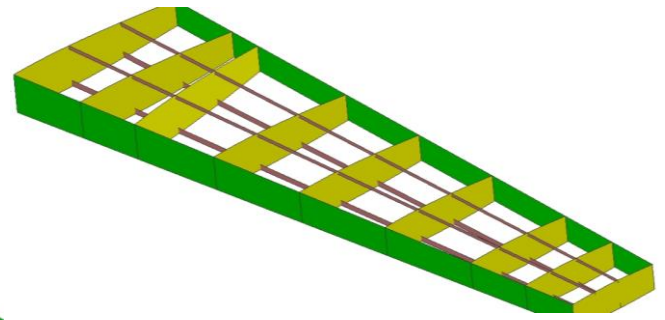


Рисунок 3.7 – Фрагмент моделі розподілу простору міжлонжеронної частини консолі горизонтального оперення

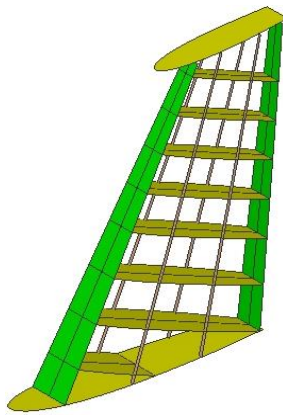


Рисунок 3.8 – Фрагмент моделі розподілу простору міжлонжеронної частини вертикального оперення

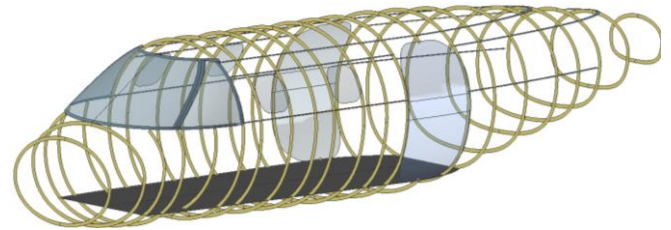


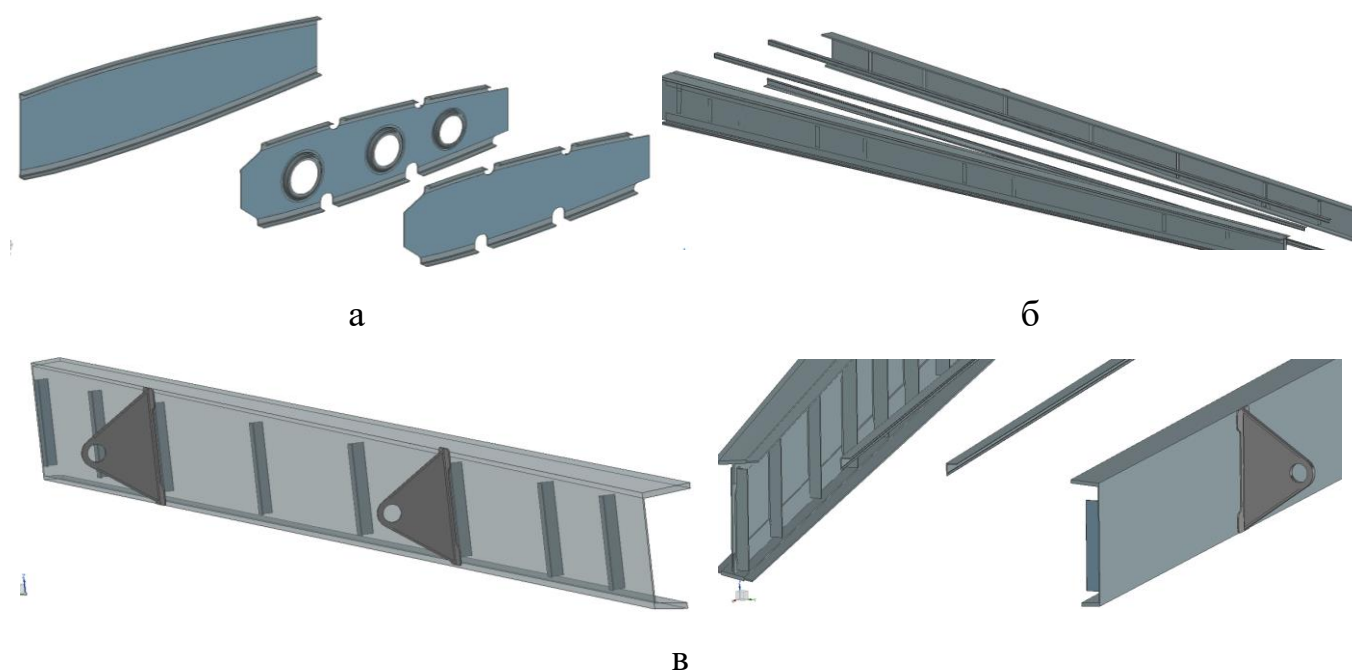
Рисунок 3.9 – Фрагмент моделі розподілу простору фюзеляжу

Створення *моделі аналітичних еталонів елементів конструкції планера літака, їх з'єднань і стиків* у комп'ютерній інтегрованій системі SIEMENS NX містить повне визначення елементів конструкції, з'єднань і стиків і взаємо'язану систему їх допусків [13, 47]. Початковими даними для побудови моделі аналітичних еталонів елементів конструкції планера літака, їх з'єднань і стиків є типи й кількість стиків, форми поперечних перерізів конструктивних елементів і 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 планера літака. Фрагменти деяких із них показано на прикладах нервюр (рисунок 3.10, а), лонжеронів, стрингерів (рисунок 3.10, б), стійок, які

підкріплюють стінки лонжеронів, і кронштейнів вузла навішування руля (рисунок 3.10, в).

Модель повного визначення літака основана на моделі майстер-геометрії, моделі розподілу простору та моделі аналітичних еталонів елементів конструкції планера літака, їх з'єднань і стиків [13, 47]. Містить взаємне ув'язування агрегатів, обладнання й систем, їх розміщення, компоновання кабіни екіпажу та пасажирського салону в системі цивільного легкого літака та створення дерева його проекту. На рисунку 3.11 показано фрагменти моделі повного визначення літака на прикладі розміщення пілотів і пасажирів ХАІ-90 [33].



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

Рисунок 3.10 – Фрагменти аналітичних еталонів елементів конструкції планера літака

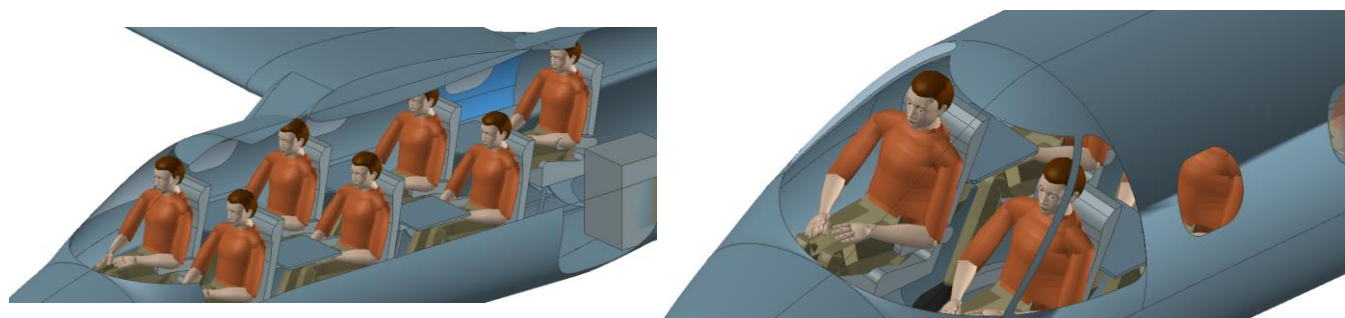


Рисунок 3.11 – Фрагменти моделі повного визначення цивільного легкого літака на прикладі розміщення пілотів і пасажирів ХАІ-90

У комп'ютерній інтегрованій системі SIEMENS NX модель повного визначення літака являє собою складання, яке відображено в Assembly Navigator. Воно побудовано за допомогою модулів Assemblies і Modelling й технології WAVE комбінованим методом, на основі Add New Component і Create New Component для створення підскладань і компонентів, які відповідають елементам у послідовності конструктивно-технологічного членіння.

У наступних підрозділах буде показано створення моделі майстер-геометрії на прикладі типової тривимірної параметричної моделі цивільного легкого літака ХАІ-90 та моделі аналітичних еталонів елементів конструкції планера ХАІ-90 – на прикладі типової тривимірної параметричної моделі поясу складальної нервюри крила за допомогою технології WAVE.

3.2 Розроблення методу створення типової тривимірної параметричної моделі майстер-геометрії вертикального оперення

У науковій сфері сучасного авіабудування є велика кількість розроблених методів побудови крила [36] у комп'ютерній інтегрованій системі CAD\CAM\CAE з можливістю коректного застосування до побудови крила та горизонтального оперення цивільного легкого літака (ЦЛЛ) та їх відсутністю стосовно побудови вертикального оперення. Тому в підрозділі розроблено метод створення типової тривимірної параметричної моделі ВО цивільного легкого літака.

Однією з особливостей, що характеризують параметричну тривимірну модель є автоматична перебудова кінцевої моделі при зміні тільки вихідних даних. Для реалізації використано електронну таблицю *Expressions* системи SIEMENS NX та їх ув'язування через структурні елементи системи в процесі побудови моделі.

◆ Задати максимальну точність побудови *Distance Tolerance* – 0,00001, *Angle Tolerance* – 0.01 в меню *Preferences* → *Modeling* → *General*.

◆ Як вхідні змінні конструктивні параметри вертикального оперення задано геометричні дані:

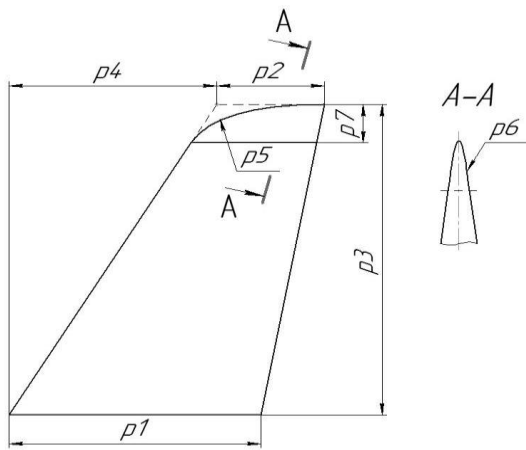


Рисунок 3.12 – Змінні конструктивні параметрів ВО


- $p1$ – коренева хорда ВО;
- $p2$ – кінцева хорда ВО;
- $p3$ – висота ВО;
- $p4$ – зміщення початку кінцевої хорди (можна замінити на кут стрілоподібності по передній кромці);
- $p5$ – дискримінант f для обводу закінцівки в плані;
- $p6$ – дискримінант f для обводу закінцівки в перерізі;
- $p7$ – величина зміщення закінцівки.

Name	Formula	Value	Units	Type	Comment
p1	1942	1942		Number	root chord
p2	1090	1090		Number	tip chord
p3	1765	1765		Number	vertical tail height
p4	912	912		Number	tip chord displacement
p5	0.7	0.7		Number	fin tip planform discriminant, f
p6	0.6	0.6		Number	fin tip cross-section discriminant, f

Рисунок 3.13 – Геометричні дані ВО ХАІ-90, задані в таблиці *Expressions*

Заповнити електронну таблицю *Expressions* у меню *Tools* і ввести конструктивні параметри ВО числового типу *Number* з одиницями вимірювання *Constant*. У полі *Name* задати ім'я змінної, у полі *Formula* – значення та за допомогою *Accept Edit* додати у таблицю й у полі *Comment* написати назву змінного параметра.

На рисунку 3.13 показано таблицю *Expressions* з геометричними даними на прикладі ВО літака ХАІ-90.

◆ Створити ескіз *Sketch in Task Environment* вертикального оперення в плані в площині *XC-YC Plane* в меню *Insert*. Побудувати обвід ВО та, використовуючи геометричні *Constraints* і розмірні *Dimensions* обмеження, зафіксувати його в площині й зробити параметричним, тобто ув'язати геометричні розміри з конструктивними параметрами електронної таблиці *Expressions*. Для цього при постановці розмірів у вікні, де задають їх величини, натиснути на кнопку випадаючого меню  й вибрати = *Formula...* Далі у вікні *Expressions* курсором вказати на необхідний параметр і натиснути *OK* (рисунок 3.14, 3.15).

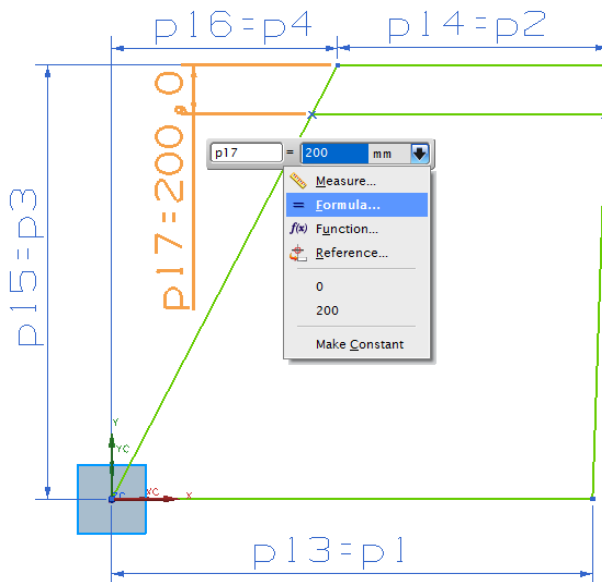


Рисунок 3.14 – Ув'язування геометричних розмірів із конструктивними параметрами

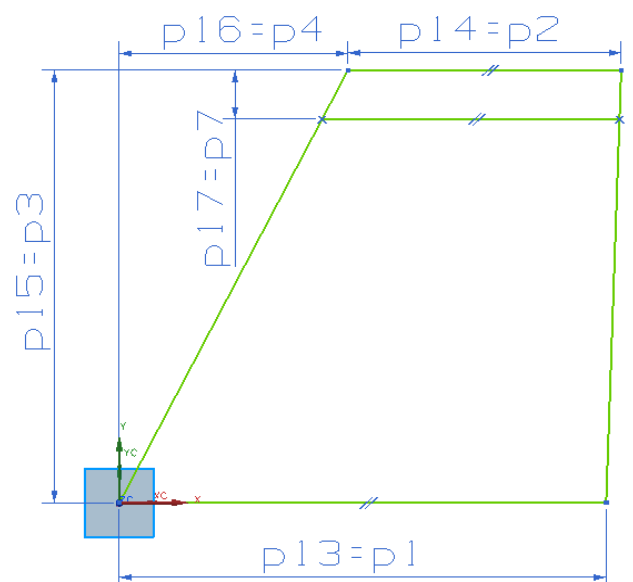


Рисунок 3.15 – Ескіз ВО з геометричним *Constraints* та розмірними *Dimensional* обмеженнями

◆ Створити ескіз *Sketch in Task Environment* обводу закінцівки ВО в площині XY в меню *Insert* → *Sketch*. Його побудову виконати за допомогою кривих другого прядку *Conic* в меню *Insert* → *Curve* та ув'язати дискримінант Rho для обводу закінцівки в плані з конструктивними параметрами електронної таблиці *Expressions* (рисунок 3.16).

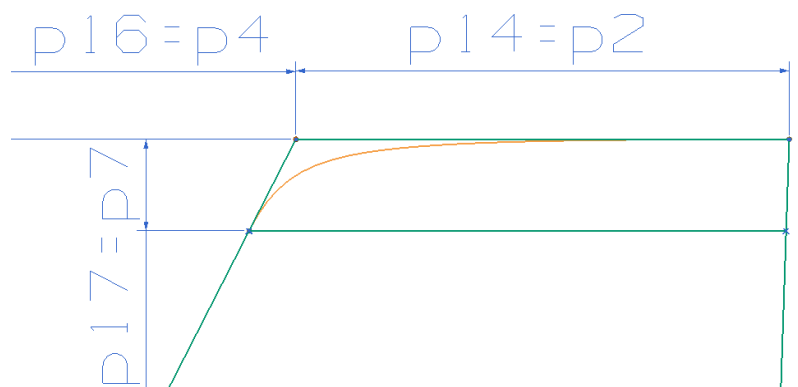
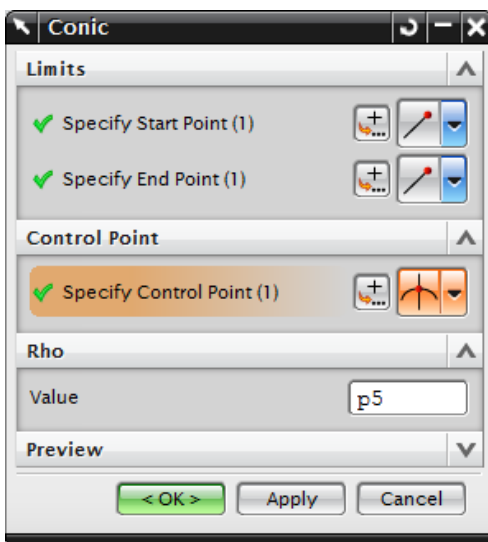


Рисунок 3.16 – Ув'язування дискримінанта Rho для обводу закінцівки в плані з конструктивними параметрами

◆ Створити площини *Datum_Plane_1* і *Datum_Plane_2* для побудови ескізів кореневого й кінцевого профілів у площині XZ, що проходить у першому випадку через кореневу хорду ескізу ВО в плані, у другому – через кінцеву хорду.

Профілі вертикального оперення цивільних легких літаків зазвичай симетричні, тому рекомендовано виконувати побудову тільки одного обводу. До 60 % хорди становить *Spline Through Points*, до 40 % – *Line*. Точки *Point* сплайну та прямої відповідають координатам вибраного профілю з атласу профілів і мають бути ув'язані з ескізом ВО в плані та з конструктивними параметрами електронної таблиці *Expressions*. Таким чином, першу точку обмежили збігом *Coincidence* із початковою точкою хорди, останню – із кінцевою точкою хорди, для проміжних точок використали вертикальні та горизонтальні розмірні обмеження *Dimensions*. Розміри задали у вигляді рівнянь, де змінна величина для кореневого профілю – *p1*, для кінцевого – *p2*. На рисунку 3.17 показано параметричні координати точок профілю на прикладі *NACA 0012*.

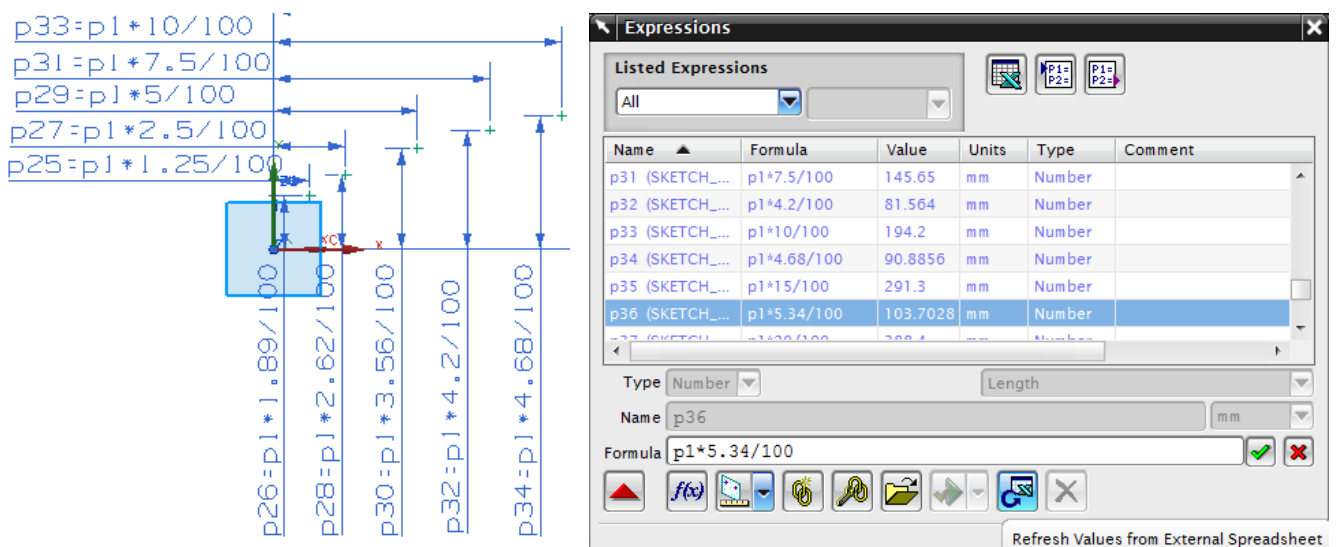


Рисунок 3.17 – Розмірні обмеження *Dimensions* параметрично заданих координат початкових точок кореневого профілю *NACA 0012*

◆ Побудувати поверхню вертикального оперення за допомогою команди *Ruled* у меню *Insert*→*Mesh Surface*, де як перерізи виступають параметричні обводи кореневого і кінцевого профілів.

◆ Побудувати закінцівку ВО, використовуючи ув'язування проміжних операцій із кривими параметричного ескізу ВО в плані (рисунок 3.15) та

дискримінанта Rho для обводу закінцівки в перерізі з конструктивним параметром p_b електронної таблиці *Expressions* (рисунок 3.18).

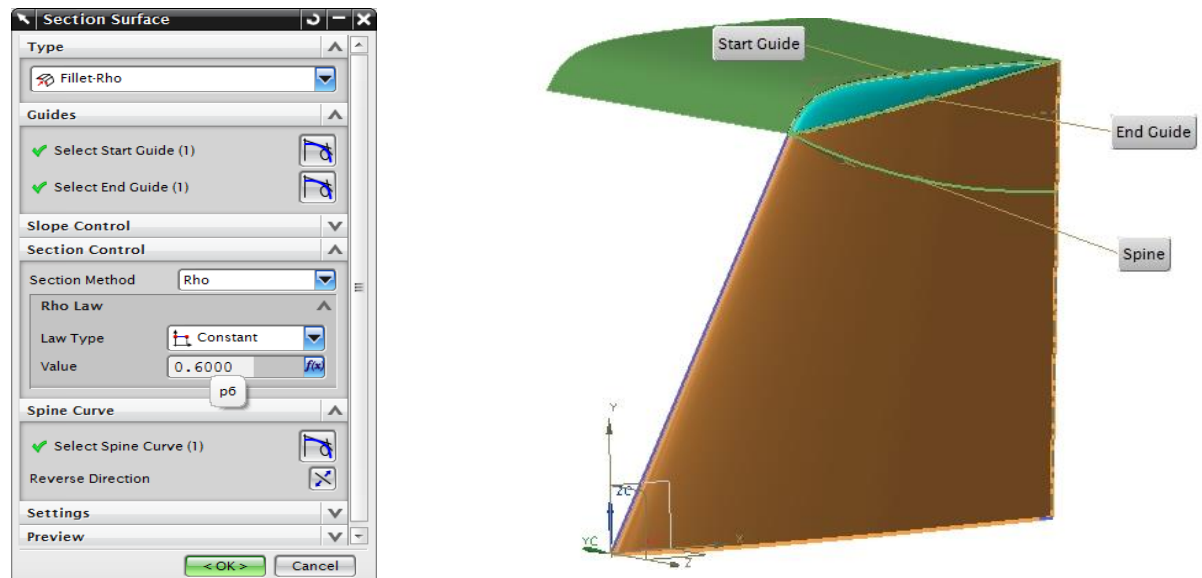


Рисунок 3.18 – Ув’язування дискримінанта Rho для обводу закінцівки в перерізі з конструктивним параметром p_b

◆ Побудувати тривимірну параметричну модель майстер-геометрії вертикального оперення цивільного легкого літака, використовуючи *Mirror Body* у меню *Insert* → *Associative Copy* (рисунок 3.3).

3.3 Розроблення методу створення аналітичного еталона елемента конструкції планера цивільного легкого літака за допомогою технології WAVE

Розроблення методу створення аналітичного еталона елемента конструкції планера цивільного легкого літака за допомогою технології WAVE реалізовано на прикладі типової тривимірної параметричної моделі поясу (рисунок 3.19) складальної нервюри крила [37, 49], ґрунтуючись на його параметричну модель майстер-геометрії та моделі розподілу простору.

◆ Як вхідні змінні конструктивних параметрів поясу нервюри залежно від положення його площини уздовж розмаху крила задано геометричні дані:

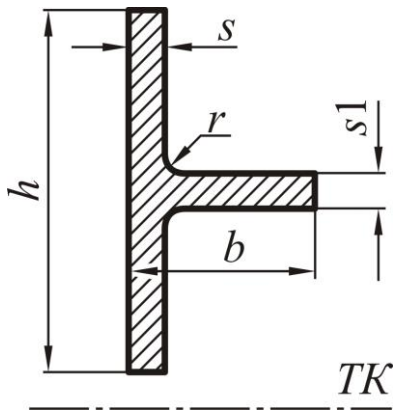


Рисунок 3.19 – Змінні конструктивні параметри поясу нервюри

- s – товщина вертикальної стінки поясу;
- $s1$ – товщина горизонтальної стінки поясу;
- b – ширина горизонтальної стінки поясу;
- h – висота вертикальної стінки поясу;
- r – радіус закруглення;
- розміри й положення просічок під стрингери.

◆ Включити опцію *WAVE mode* у навігаторі збірки *Assembly Navigator* складального файла літака, який містить підскладання та компоненти з майстер-геометрією «wing» й моделлю розподілу простору консолі крила «outer wing», через контекстне меню правої кнопки миші або через клікання вказаної команди на панелі інструментів.

◆ Створити файли підскладань консолі крила «outer wing»: нервюр «ribs», нервюри № 2 «rib_2» й файл компонента поясу «cap_2». Для цього, використовуючи контекстне меню правої кнопки миші на робочій деталі «outer wing», вибрати *WAVE* → *Create New Level* → *Specify Part Name* і ввести й зберегти ім'я «ribs», повторити дії для створення «rib_2» і «cap_2», за виключенням того, що робочі деталі – «ribs» і «rib_2» відповідно (рисунок 3.20).

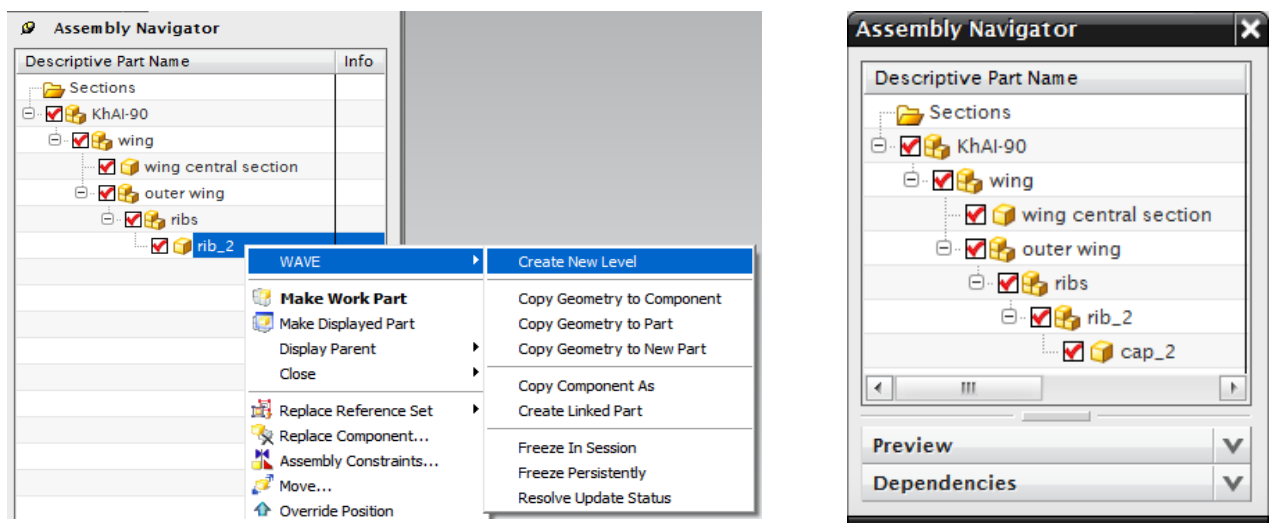
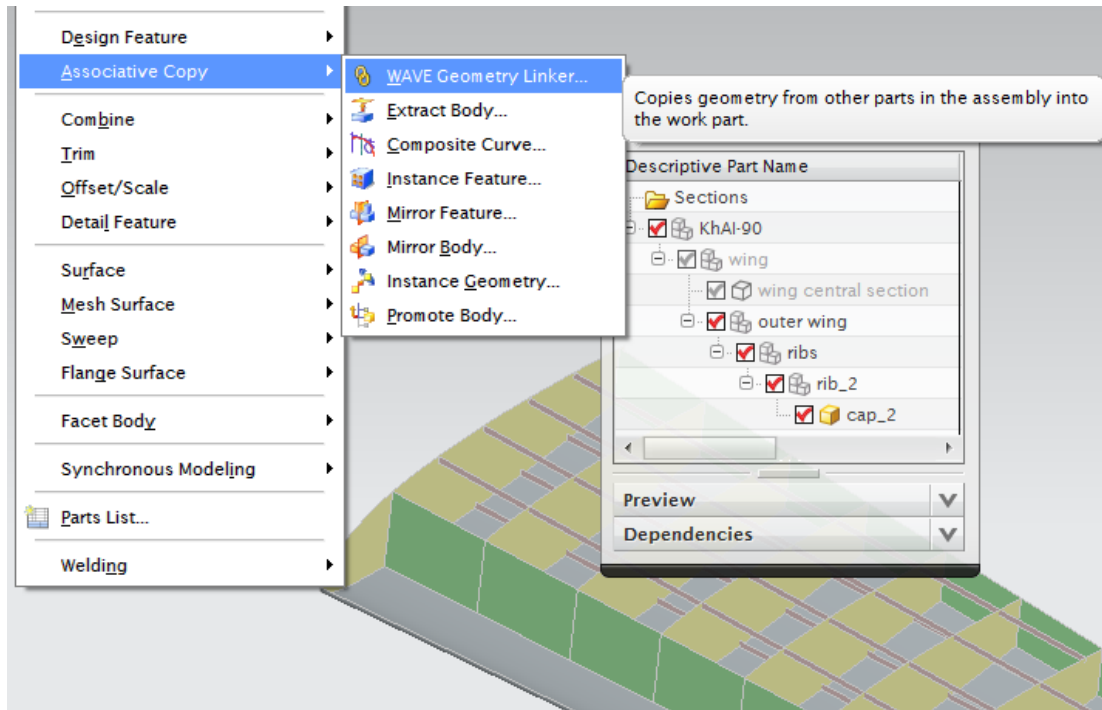
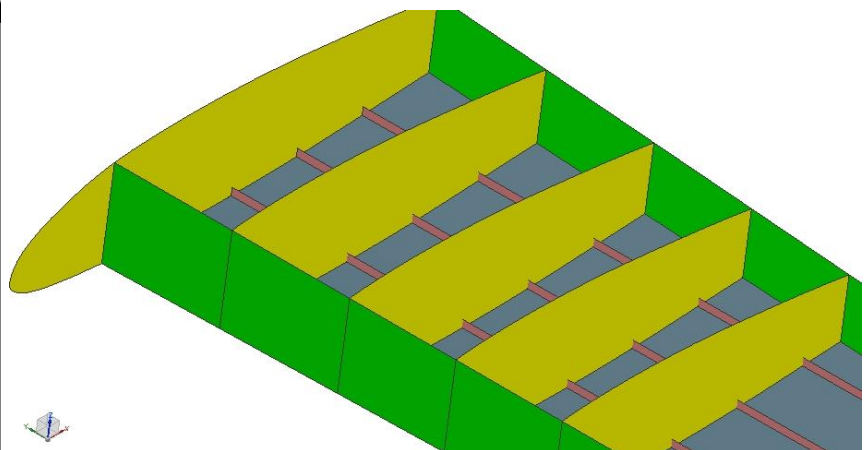
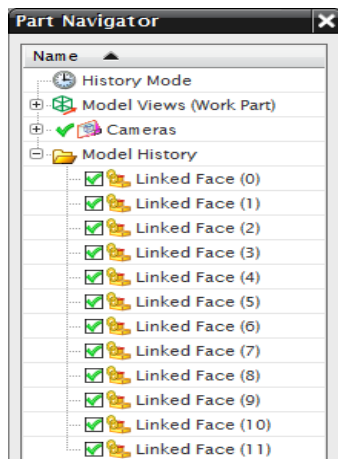


Рисунок 3.20 – Створення файлів підскладань і компонента в навігаторі складання

◆ Створити набір геометрії, на яку посилаються за допомогою команди *WAVE Geometry Linker*. Для цього у полі *Type* вибрати *Face*, тип поверхні – *Face Chain* й вказати курсором на потрібні поверхні. У даному випадку це нижня поверхня крила, осьові площини нервюри № 2, лонжеронів і стрингерів, розташованих знизу консолі крила (рисунок 3.21).



а



б

а – команда *WAVE Geometry Linker*; б – навігатор моделі *Part Navigator*

Рисунок 3.21 – Створення набору геометрії, на яку посилаються

◆ Створити опорну площину *Datum Plane* на відстані *At Distance = 0* від осьової площини нервюри № 2 (*Linked Face*). Створення цієї площини має

важливе значення, оскільки всі подальші побудови будуть ув'язані з цією площиною та конструктивними параметрами електронної таблиці *Expressions*. При переміщенні *Datum Plane* уздовж розмаху будуть параметрично змінюватися геометричні розміри поясу.

◆ Отримати набір ліній перетину опорної площини *Datum Plane* зі створеними *Linked Face* за допомогою *Insert* → *Curve from Bodies* → *Section* та напрямні – *Insert* → *Curve from Curves* → *Offset*.

◆ Побудувати суцільну параметричну деталь поясу за створеним параметричним ескізом його перерізу (рисунок 3.19) у площині, перпендикулярній напрямній, використовуючи *Insert* → *Sweep* → *Sweep Along Guide* (рисунок 3.22).

◆ Створити просічки під стрингери у вертикальній стінці поясу, використовуючи її як базову площину для ескізу просічок. Шляхом операції *Extrude* зробити вирізи в поясі для того, щоб отримати кінцеву тривимірну параметричну модель поясу складальної нервюри крила (рисунок 3.23).

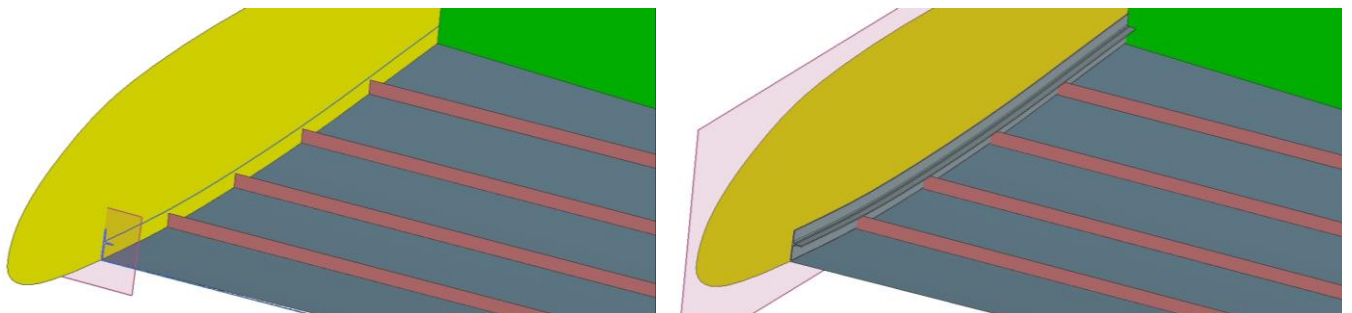


Рисунок 3.22 – Побудова суцільної параметричної моделі поясу

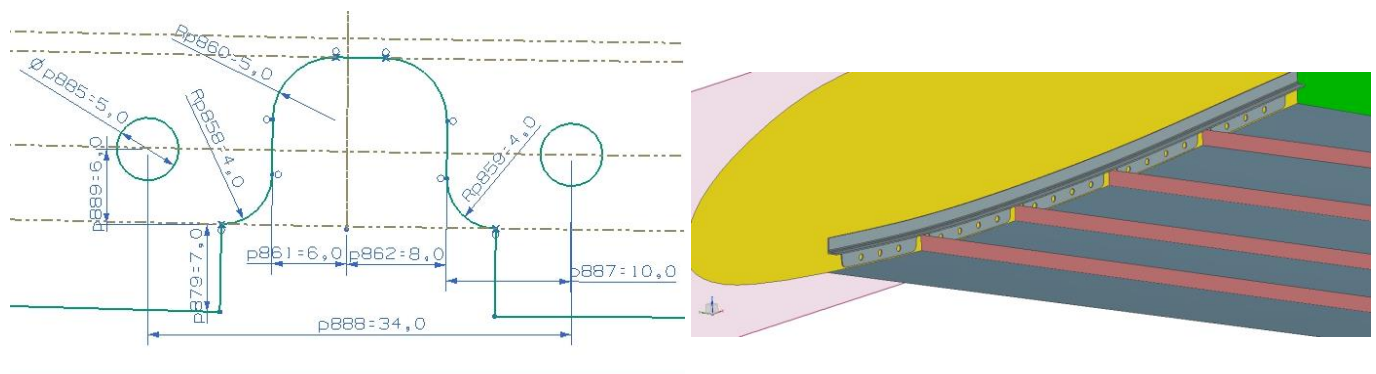


Рисунок 3.23 – Побудова просічок під стрингери тривимірної параметричної моделі поясу складальної нервюри крила

◆ Створена тривимірна параметрична модель поясу нервюри дозволяє отримати весь набір конструктивно-подібних поясів уздовж розмаху крила (рисунок 3.24).

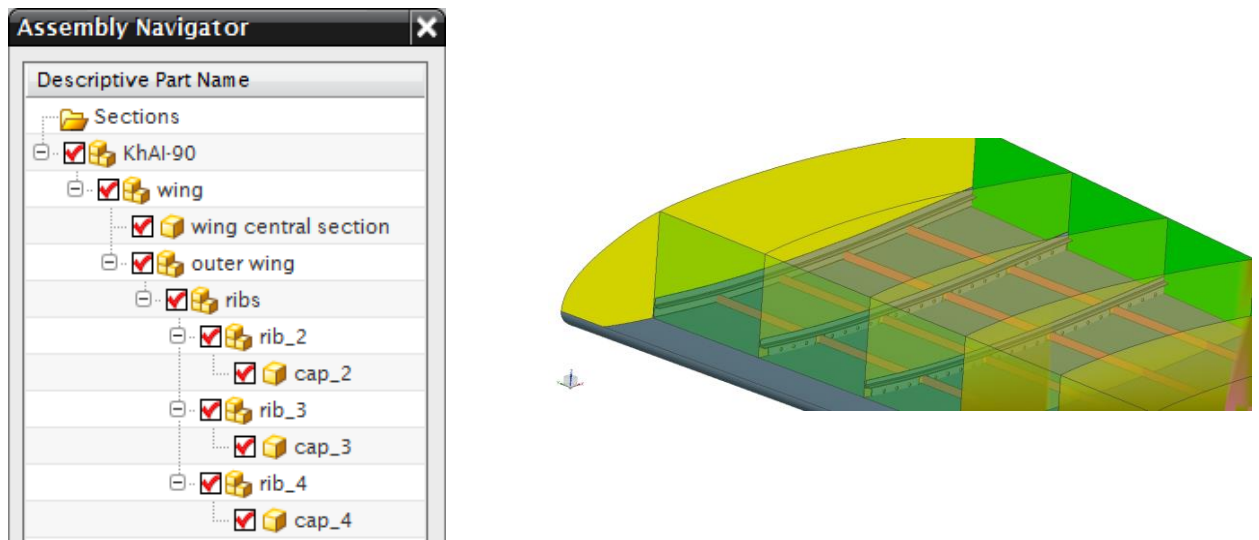


Рисунок 3.24 – Побудова конструктивно-подібних параметричних моделей поясів складальних нервюр крила

Для побудови нового поясу необхідно перемістити базову площину до площини наступної нервюри й задати розраховані геометричні параметри поясу, змінивши конструктивні параметри в електронній таблиці *Expressions* й зберегти даний файл з новим ім'ям поясу нервюри. Набір конструктивно-подібних поясів отримали додаванням моделей як компонентів у файли підскладань відповідних нервюр.

3.4 Висновки щодо розділу

У розділі виконано метод створення тривимірної параметричної моделі цивільного легкого літака (ЦЛЛ) за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи SIEMENS NX, яка являє собою унікальну систему тривимірного твердотілого моделювання; дозволяє отримати необхідні можливості для роботи з суцільними тілами, а також із каркасними моделями, та отримано такі результати:

1. Здійснено реалізацію тривимірної параметричної моделі цивільного легкого літака на прикладі параметричних моделей агрегатів ЦЛЛ ХАІ-90. При їх створенні

використано способи геометричної параметризації в ескізах через електронну таблицю *Expression* й асоціативного моделювання з накладенням обмежень.

2. Побудовано за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи SIEMENS NX тривимірну параметричну модель ЦЛЛ яка містить модель майстер-геометрії, модель розподілу простору, модель аналітичних еталонів елементів конструкції планера, їх з'єднань і стиків, модель повного визначення літака.

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

4. 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.

5. Запропоновано спосіб отримання всього набору конструктивно-подібних поясів уздовж розмаху крила збереженням файлів з моделями поясів у новому місцерозташуванні кожен і додаванням їх як компонентів у файли підскладань відповідних нервюр.

У наступному розділі буде 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) в зоні розташування паливного бака легкого літака.

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

Розділ 4

**КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНІ РІШЕННЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ
ГЕРМЕТИЧНОСТІ З'ЄДНАНЬ ТОНКОЛИСТОВИХ ОБШИВОК КРИЛА
ЛЕГКОГО ЛІТАКА У МІСЦЕЗНАХОДЖЕННІ КЕСОН-БАКІВ**

Зазвичай конструктивно-силова схема крила легкого літака – лонжеронна з номінальною товщиною обшивки до 0,8 мм, що відповідає тонколистовим обшивкам. Нероз'ємні з'єднання таких обшивок з елементами конструкції виконують за допомогою клепання з непотайними заклепками (переважно з плоско-округлою головкою), особливо, що стосується з'єднань з підвищеними вимогами до герметичності та втомної довговічності в регулярній зоні. Одним із таких є з'єднання у місці розташування паливного бака типу кесон-бак.

Відомо, що застосування клепанних з'єднань з плоско-округлою головкою має більшу масу, ніж з'єднання з потайними заклепками, що значно впливає на масу крила, конструкції і, загалом, злітну масу легкого літака.

На основі даних тверджень, розділ присвячено дослідженню конструктивно-технологічних рішень (КТР) забезпечення герметичності та втомної довговічності з'єднань тонколистових обшивок з елементами конструкції крила легкого літака у зоні розташування кесон-баків. Як досліджувані КТР вибрано: непотайні клеपालні з'єднання із заклепками з плоско-округлими головками та потайні клепані з'єднання з підштампуванням.

4.1 Проектування зразків й обладнання для проведення випробувань на статичну міцність, герметичність при статичному навантаженні та втомну довговічність

Дослідження проводили на статичну міцність, герметичність і втомну довговічність. Для цього було спроектовано конструктивно-подібні зразки клепанних з'єднань: поздовжнього й поперечного типу «обшивка-стрингер» і поздовжнього з'єднання типу «обшивка-пояс нервюри» та «внакладку, трирядне».

Як кріпильні елементи використані потайні заклепки 3-5-Ан. Окс-ОСТ 1 34100-80 і заклепки з плоско-округлою головкою 3-5-Ан. Окс-ОСТ 1 34078-85. При цьому

з'єднання конструктивних елементів крила з тонколистовою обшивкою в зоні розташування кесон-бака з потайними заклепками виконано з утворенням гнізд під заклепки підштампуванням згідно з ТПІ-1033 «Клепка металлических конструкций» [71].

Досліджували зразки з внутрішньошовним герметиком У30МЭС-5М, ТУ38 1051436-88 (шпательний за 148ТІ 16-501-02) між елементами з'єднання і без застосування герметика [57, 58, 72].

Усі типи спроектованих зразків з'єднань розділені на групи, що складаються з трьох зразків, позначення яких призначали відповідно до типу з'єднання, виду випробування, типу заклепки та наявності герметика [22]:

1) для випробувань зразків на статичну міцність:

а) плоскі зразки групи № 1.0,

б) поздовжнє з'єднання типу «обшивка-пояс нервюри»:

– без герметика, виконаного потайними заклепками: № 7.2.1-П-Гр, 7.2.2-П-Гр, 7.2.3-П-Гр;

– без герметика, виконаного заклепками з плоско-округлою головкою: № 7.2.4-В-Гр, 7.2.5-В-Гр, 7.2.6-В-Гр;

в) поздовжнє з'єднання типу «обшивка-стрингер»:

– без герметика, виконаного заклепками з плоско-округлою головкою: № 7.3.2-В35-Гр, 7.3.4-В35-Гр, 7.3.6-В35-Гр, 7.4.4-В12-Гр, 7.4.5-В12-Гр, 7.4.6-В12-Гр;

2) для випробувань зразків на герметичність:

а) поздовжнє з'єднання типу «обшивка-пояс нервюри»:

– без герметика, виконаного потайними заклепками № 7.2-П-Гр,

– з герметиком, виконаним потайними заклепками № 7.2-ПГ-Гр,

– без герметика, виконаного заклепками з плоско-округлою головкою № 7.2-В-Гр,

– з герметиком, виконаним заклепками з плоско-округлою головкою № 7.2-ВГ-Гр;

б) поздовжнє з'єднання типу «обшивка-стрингер»:

– без герметика, виконаного потайними заклепками: № 7.3-П35-Гр, № 7.4-П12-Гр;

- з герметиком, виконаним потайними заклепками: № 7.3Г-П35-Гр, № 7.4Г-П12-Гр;
 - без герметика, виконаного заклепками з плоско-округлою головкою: № 7.3-В35-Гр, № 7.4-В12-Г;
 - з герметиком, виконаним заклепками з плоско-округлою головкою: № 7.3Г-В35-Гр, № 7.4Г-В12-Гр;
- 3) для випробувань зразків на втомну довговічність:
- а) поперечне з'єднання типу «обшивка-пояс нервюри»:
 - з герметиком, виконаним потайними заклепками № 6.5-ПС;
 - з герметиком, виконаним заклепками з плоско-округлою головкою № 6.5-ВС;
 - б) з'єднання типу «внакладку, трирядне»:
 - з герметиком, виконаного потайними заклепками: № 5.0-ПГ-С, № 6.3-ПГ-У;
 - з герметиком, виконаним заклепками з плоско-округлою головкою: № 5.0-ВГ-С, № 6.3-ВГ-У.

Для проведення випробувань щодо визначення впливу типу заклепок і наявності герметика в клепах з'єднаннях на характеристики статичної міцності, герметичності при статичному навантаженні конструктивних елементів крила, а також втомної довговічності виготовлені зразки з листа 1163АТл0,8 шляхом лазерного фрезерування на Харківському державному авіаційному виробничому підприємстві (ХДАВП). Даний спосіб виготовлення забезпечив високу точність розмірів зразків [22]. Форма і розміри зразків розроблені з урахуванням ОСТ 1.00872-77 «Соединения заклепочные. Методы испытаний» [56].

◆ Для дослідження фізико-механічних характеристик матеріалу були виготовлені групи зразків № 1.0 (1.0.1, 1.0.2, 1.0.3), геометричні параметри яких показано на рисунку 4.1.

◆ Поздовжнє клепане з'єднання типу «обшивка-пояс нервюри»

Геометричні розміри зразків для поздовжнього з'єднання типу «обшивка-пояс нервюри» з потайними заклепками та заклепками з плоско-округлою головкою показані на рисунку 4.2.

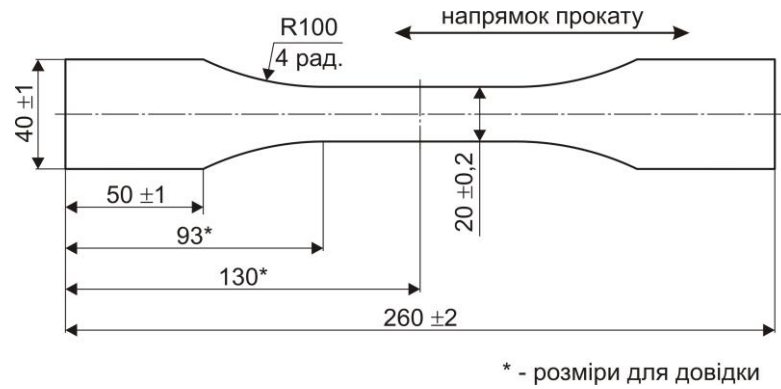
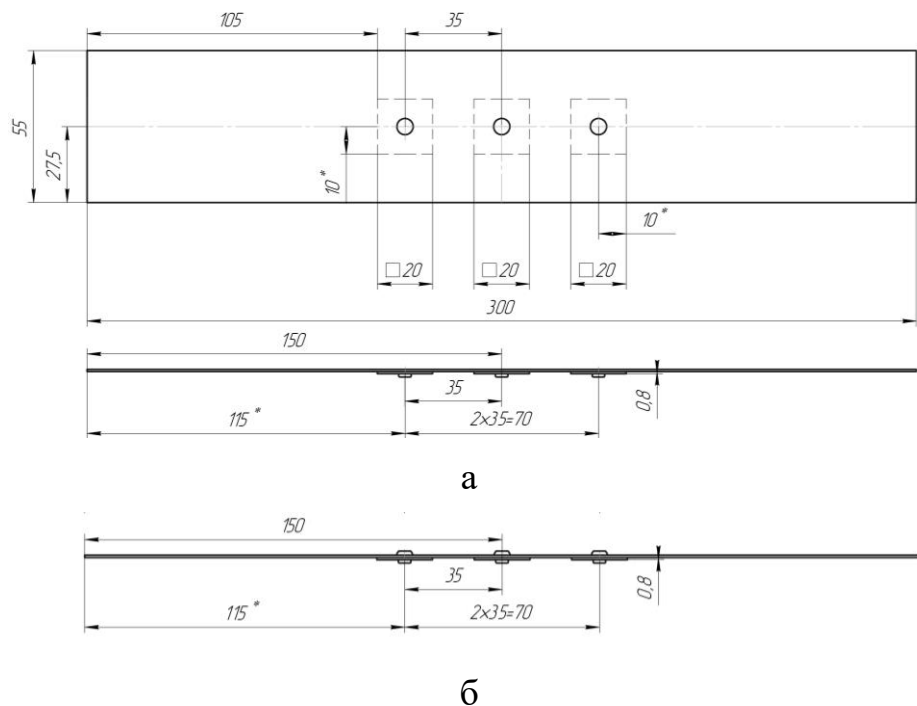


Рисунок 4.1 – Зразок для дослідження фізико-механічних характеристик матеріалу



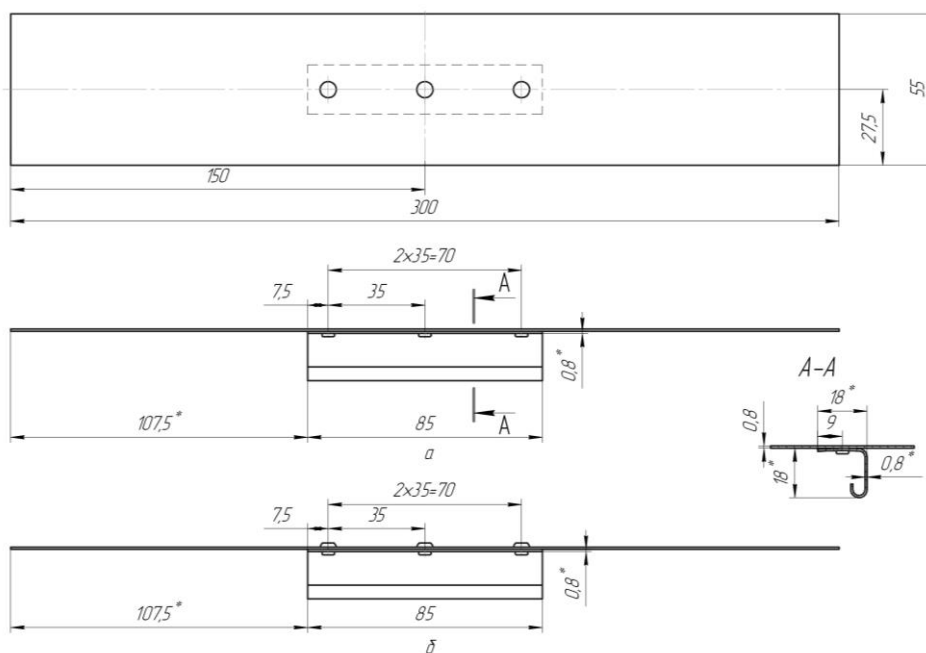
а – з'єднання з потайними заклепками; б – з'єднання із плоско-округлою головкою

Рисунок 4.2 – Фрагмент креслення зразків поздовжнього з'єднання типу «обшивка-пояс нервюри»

◆ Поздовжнє з'єднання типу «обшивка-стрингер» із кроком заклепок 35 і 12 мм
Геометричні розміри зразків для поздовжнього з'єднання типу «обшивка-стрингер» з потайними заклепками та заклепками з плоско-округлою головкою показані на рисунках 4.3, 4.4.

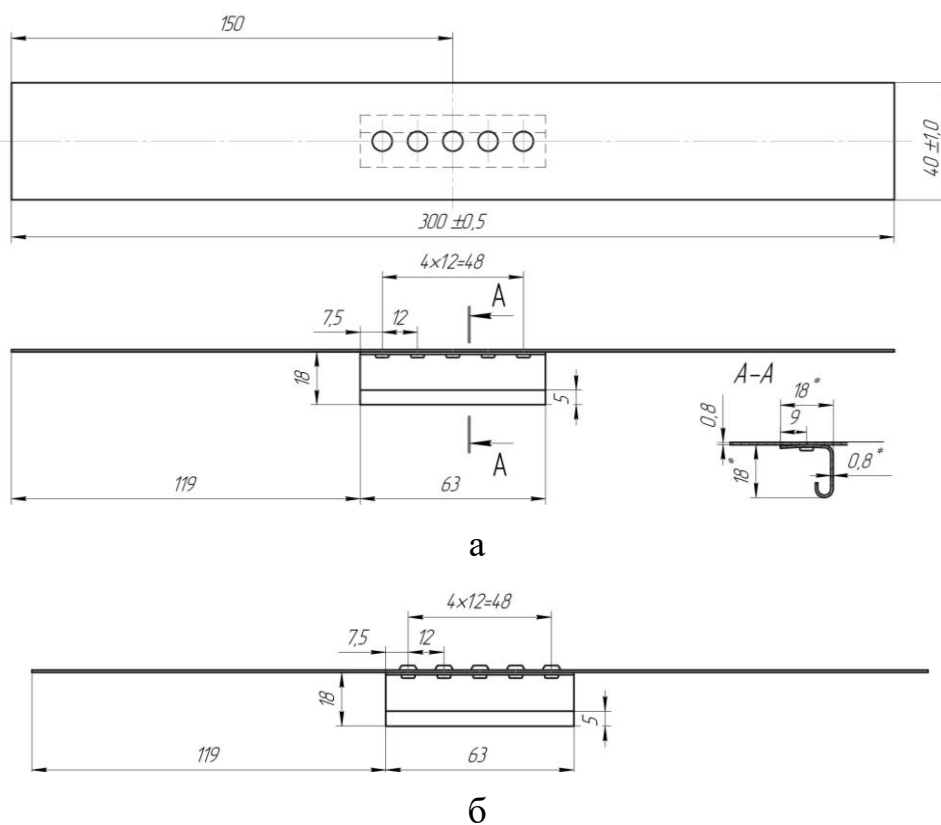
◆ Поперечне клепане з'єднання типу «обшивка-пояс нервюри»

Геометричні розміри зразків для поздовжнього з'єднання типу «обшивка-пояс нервюри» з потайними заклепками та заклепками з плоско-округлою головкою показані на рисунку 4.5.



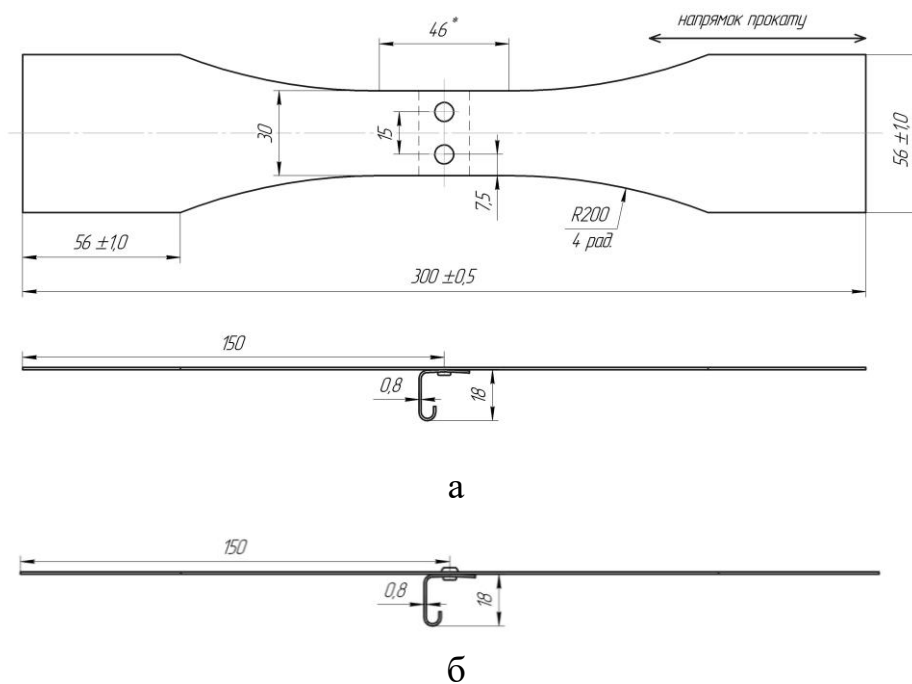
а – з'єднання з потайними заклепками; б – із заклепками з плоско-округлою головкою

Рисунок 4.3 – Фрагмент креслення зразків поздовжнього з'єднання типу «обшивка-стрингер» із шагом заклепок 35 мм



а – з'єднання з потайними заклепками; б – із заклепками з плоско-округлою головкою

Рисунок 4.4 – Фрагмент креслення зразків поздовжнього з'єднання типу «обшивка-стрингер» із шагом заклепок 12 мм

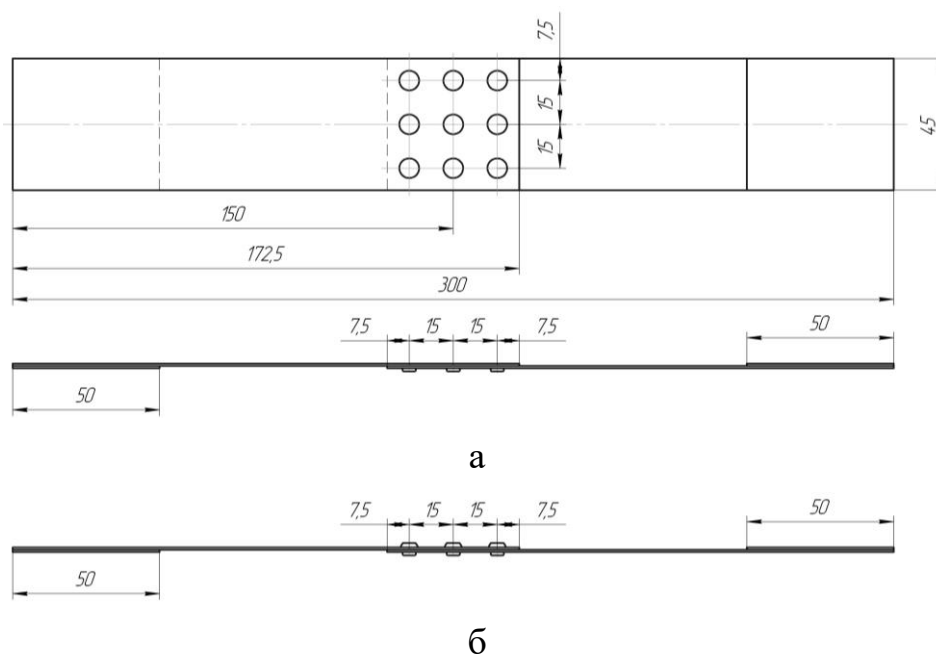


а – з'єднання з потайними заклепками; б – із заклепками з плоско-округлою головкою

Рисунок 4.5 – Фрагмент креслення зразків поперечного з'єднання типу «обшивка-пояс нервюри»

◆ З'єднання типу «внакладку, трирядне»

Геометричні розміри зразків для з'єднання типу «внакладку, трирядне» з потайними заклепками та заклепками із плоско-округлою головкою показані на рисунку 4.6.



а – з'єднання з потайними заклепками; б – із заклепками з плоско-округлою головкою

Рисунок 4.6 – Фрагмент креслення зразків з'єднання типу «внакладку, трирядне»

Геометричні параметри замикаючих головок заклепок $d_{гол}$, $h_{гол}$, $h_{лулки}$ показано на рисунку 4.7 [71]. Розроблене креслення обладнання показано на рисунку 4.8.

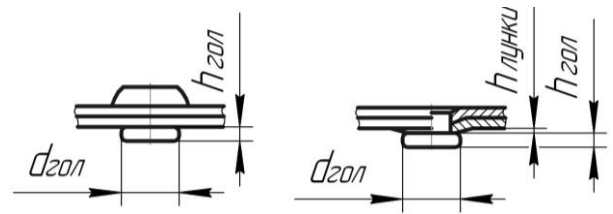


Рисунок 4.7 – Геометричні параметри замикаючих головок заклепок

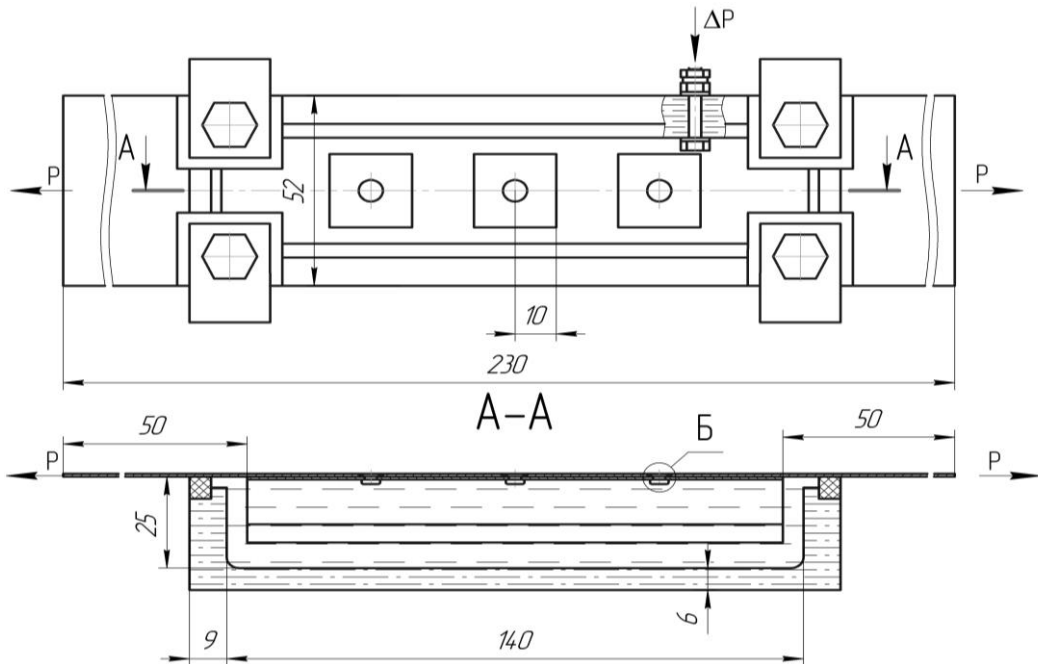


Рисунок 4.8 – Фрагмент креслення обладнання для випробувань на герметичність із прикладом установки зразка

4.2 Дослідження статичної міцності зразків на розтягуванні

4.2.1 Опис експериментальної машини та способу устанавлення зразків

Випробування на статичне розтягування плоских зразків проведені на універсальній електромеханічній розривній машині ZD-10/90 (рисунок 4.10, 4.11) у Проблемній науково-дослідній лабораторії ресурсу літакових конструкцій. Зразки навантажували одноосьовим навантаженням P ступенево (рисунок 4.9, 4.10).

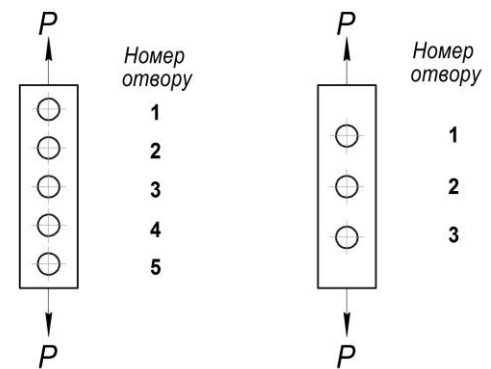


Рисунок 4.9 – Схеми навантаження зразків

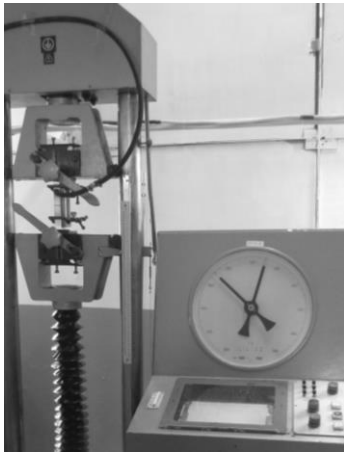


Рисунок 4.10 – Універсальна електромеханічна розривна машина ZD-10/90



а



б

а – вигляд спереду, б – вигляд ззаду

Рисунок 4.11 – Установлення зразків на прикладі з'єднання «обшивка-пояс нервюри»

Зразки встановлено у вертикальному положення із закріпленням у затискачах верхньої та нижньої зон зразків.

4.2.2 Експериментальні дослідження плоских зразків на розтягування

Зразки для дослідження фізико-механічних характеристик матеріалу показано на рисунку 4.1. Усі вони зруйнувалися після досягнення навантаження $P = 6400 \text{ Н}$ ($\sigma_{\sigma} = 465 \text{ МПа}$) в перерізі (рисунок 4.12).



Рисунок 4.12 – Характер руйнування зразків

4.2.3 Експериментальні дослідження зразків поздовжніх з'єднань типів «обшивка-пояс нервюри» та «обшивка-стрингер» на розтягування

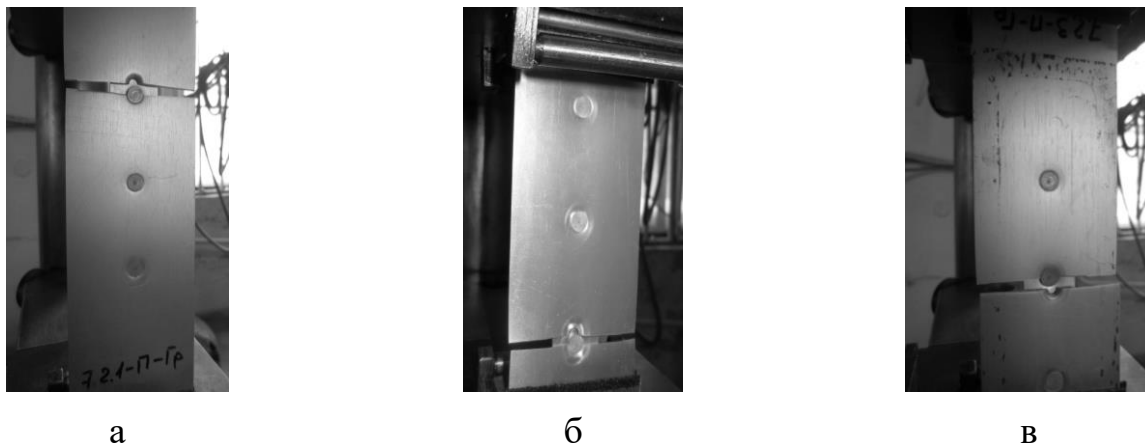
Зразки груп 7.2-П-Гр, 7.2-В-Гр, 7.3-В35-Гр, 7.4-В12-Гр поздовжніх клепааних з'єднань типів «обшивка-пояс нервюри» та «обшивка-стрингер» випробовували на статичну міцність.

Група 7.2-П-Гр:

– зразок 7.2.1-П-Гр зруйнувався в перерізі по осі отвору № 1 під час досягнення навантаження $P = 1470 \text{ Н}$ ($\sigma_{\sigma p} = 400,2 \text{ МПа}$) (рисунок 4.13, а);

– зразок 7.2.2-П-Гр зруйнувався в перерізі по осі отвору № 3 під час досягнення навантаження $P = 14800$ Н ($\sigma_{\text{бр}} = 401,6$ МПа) (рисунок 4.13, б);

– зразок 7.2.3-П-Гр зруйнувався в перерізі по осі отвору № 2 під час досягнення навантаження $P = 14350$ Н ($\sigma_{\text{бр}} = 383,7$ МПа) (рисунок 4.13, в).



а – 7.2.1-П-Гр; б – 7.2.2-П-Гр; в – 7.2.3-П-Гр

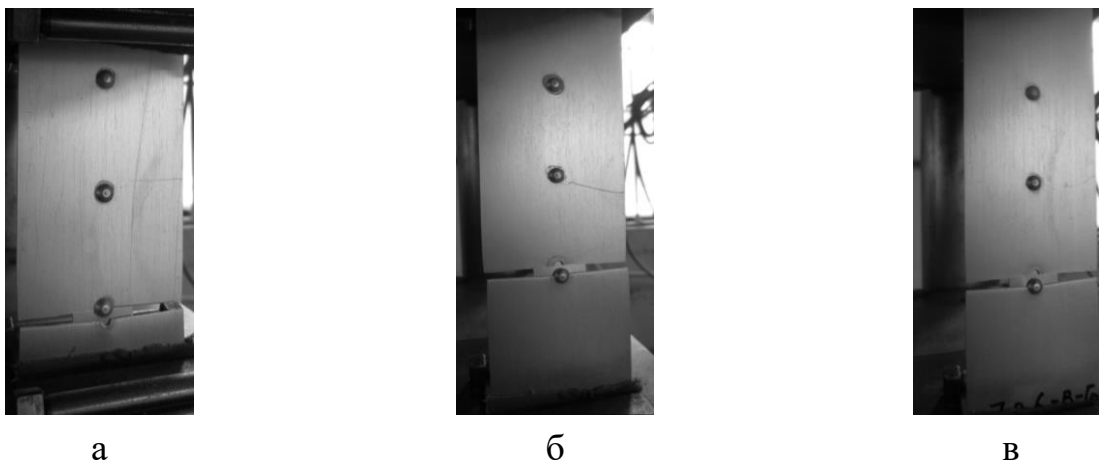
Рисунок 4.13 – Характер руйнування зразків групи 7.2-П-Гр на вигляді спереду

Група 7.2- В-Гр:

– зразок 7.2.4-В-Гр зруйнувався в перерізі по осі отвору № 3 під час досягнення навантаження $P = 14720$ Н ($\sigma_{\text{бр}} = 379,6$ МПа) (рисунок 4.14, а);

– зразок 7.2.5-В-Гр зруйнувався в перерізі по осі отвору № 3 під час досягнення навантаження $P = 14450$ Н ($\sigma_{\text{бр}} = 372,7$ МПа) (рисунок 4.14, б);

– зразок 7.2.6-В-Гр зруйнувався в перерізі по осі отвору № 3 під час досягнення навантаження $P = 14300$ Н ($\sigma_{\text{бр}} = 385,2$ МПа) (рисунок 4.14, в).



а – 7.2.4-В-Гр; б – 7.2.5-В-Гр; в – 7.2.6-В-Гр

Рисунок 4.14 – Характер руйнування зразків групи 7.2-В-Гр на вигляді спереду

Група 7.3- П35-Гр:

– зразок 7.3.2-П35-Гр зруйнувався в перерізі по осі отвору № 1 під час досягнення навантаження $P = 13800$ Н ($\sigma_{\text{бр}} = 368,9$ МПа) (рисунок 4.15, а);

Група 7.3- В35-Гр:

– зразок 7.3.4-В35-Гр зруйнувався в перерізі по осі отвору № 1 під час досягнення навантаження $P = 13300$ Н ($\sigma_{\text{бр}} = 360$ МПа) (рисунок 4.15, б);

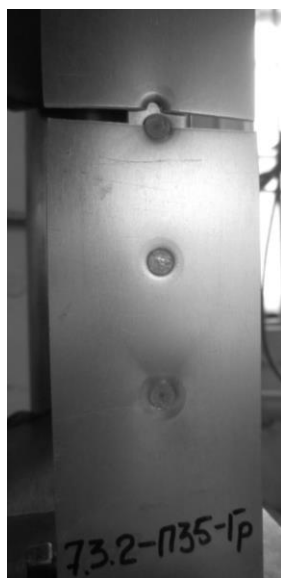
– зразок 7.3.6-В35-Гр зруйнувався в перерізі по осі отвору № 3 під час досягнення навантаження $P = 14050$ Н ($\sigma_{\text{бр}} = 373,5$ МПа) (рисунок 4.15, в).

Група 7.4- В12-Гр:

– зразок 7.4.4-В12-Гр зруйнувався в перерізі по осі отвору № 5 під час досягнення навантаження $P = 14000$ Н ($\sigma_{\text{бр}} = 317,2$ МПа) (рисунок 4.16, а);

– зразок 7.4.5-В12-Гр зруйнувався в перерізі по осі отвору № 5 під час досягнення навантаження $P = 13850$ Н ($\sigma_{\text{бр}} = 368,3$ МПа) (рисунок 4.15, б);

– зразок 7.4.6-В12-Гр зруйнувався в перерізі по осі отвору № 5 під час досягнення навантаження $P = 14300$ Н ($\sigma_{\text{бр}} = 386,5$ МПа) (рисунок 4.15, в).



а



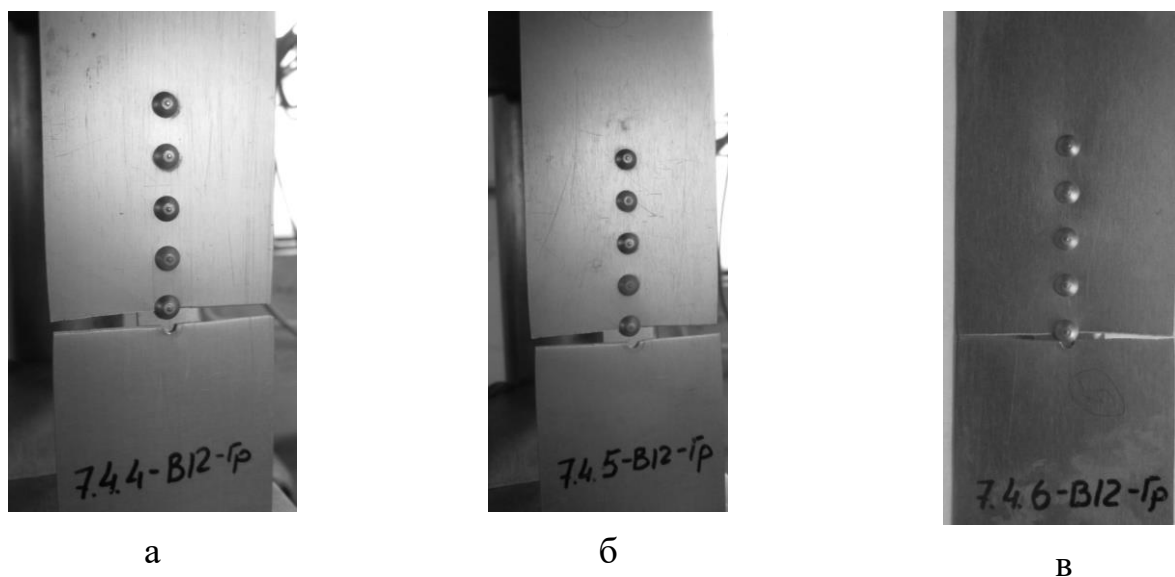
б



в

а – 7.3.2-П35-Гр; б – 7.3.4-В35-Гр; в – 7.3.6-В35-Гр

Рисунок 4.15 – Характер руйнування зразків групи 7.2-П35-Гр і 7.2-В35-Гр на вигляді спереду



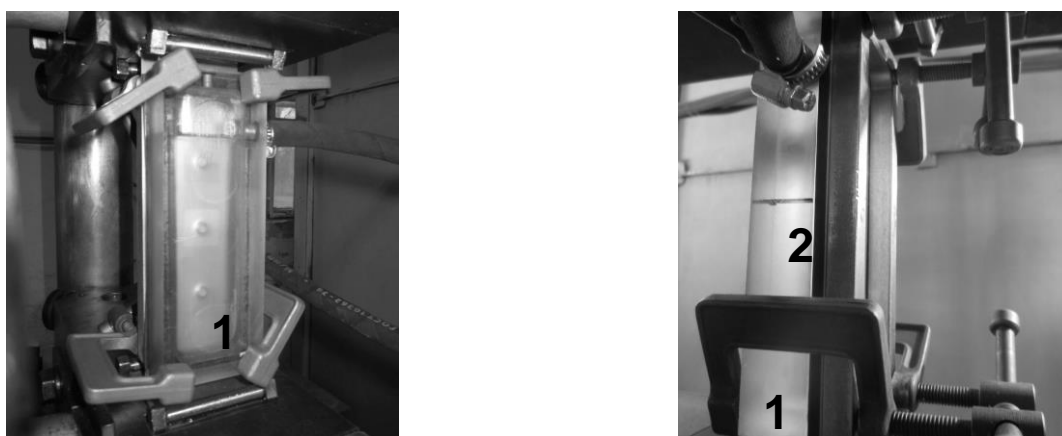
а – 7.4.4-B12-Gr; б – 7.4.4-B12-Gr; в – 7.4.4-B12-Gr

Рисунок 4.16 – Характер руйнування зразків групи 7.4.4-B12-Gr на вигляді спереду

4.3 Дослідження герметичності зразків клепаних з'єднань

4.3.1 Опис експериментальної машини та способу встановлення зразків

Дослідження здійснювали рідинним методом випробування на герметичність з пробною речовиною – бензином А-95. Час витримування на кожному рівні навантаження – 5 хв. Для створення надлишкового тиску палива застосовували обладнання, що складається з ємностей, з'єднаних гнучким шлангом. При цьому ємність 1 розміщували на зразку, прокладку 2 – між ними (рисунок 4.17).



1 – ємність; 2 – прокладка

Рисунок 4.17 – Обладнання для випробувань

Необхідний притиск забезпечувався чотирма струбцинами. Надлишковий тиск палива ($P_n = 0,11$ атм) створювали шляхом підняття ємності з пробною речовиною на розрахункову висоту (1,4 м) щодо залікової зони зразка. Для виявлення негерметичності використовували водний розчин крейди, нанесений на поверхню зразків, вільну від ємності 1 (рисунок 4.17) [25, 55, 59].

У процесі навантаження фіксували моменти появи запотівання, протікання, інтенсивність їх змін до руйнування зразків.

4.3.2 Експериментальні дослідження зразків поздовжніх з'єднань типу «обшивка-пояс нервюри»

З'єднання без герметика з потайними заклепками

Випробування на герметичність при статичному навантаженні зразків (рисунок 4.2, а) з'єднань (із заповненим незавантаженим отвором), виконаних потайними заклепками ОСТ1 34100-80 [58], проводили при статичному навантаженні групи зразків клепаних з'єднань № 7.2-П-Гр.

Зразок навантажували від $P = 3000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_{\bar{p}}} = 81,4$ МПа) до $P = 10000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_{\bar{p}}} = 271,4$ МПа) з кроком $\Delta P = 1000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_{\bar{p}}} = 27,13$ МПа). При $P = 5000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_{\bar{p}}} = 135,7$ МПа) з'явилася пляма в області другого отвору. Далі зразок навантажували від $P = 10000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_{\bar{p}}} = 271,4$ МПа) до $P = 13500$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_{\bar{p}}} = 366,4$ МПа) з кроком $\Delta P = 500$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_{\bar{p}}} = 13,56$ МПа). І при досягненні навантаження $P = 13500$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_{\bar{p}}} = 366,4$ МПа) зразок зняли з випробувань у зв'язку з інтенсивним зростанням протікання палива по отвору № 1 і початком росту протікання по отвору № 3.

З'єднання з герметиком із потайними заклепками

Випробування на герметичність при статичному навантаженні зразків (рисунок 4.2, а) з'єднань (із заповненим незавантаженим отвором), виконаних потайними заклепками ОСТ1 34100-80 [58], проводили при статичному навантаженні групи зразків клепаних з'єднань № 7.2-ПГ-Гр.

Зразок навантажували від $P = 6000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 154,7$ МПа) до $P = 12000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 309,5$ МПа) з кроком $\Delta P = 1000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 25,8$ МПа). Далі до навантаження $P = 13000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 335,3$ МПа) – з кроком $\Delta P = 500$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 13,6$ МПа). На всіх рівнях навантаження протікання палива не було (рисунок 4.18, а). При досягненні навантаження $P = 13000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 335,3$ МПа) зразок зняли з випробувань.

З'єднання без герметика, виконані заклепками з плоско-округлою головкою

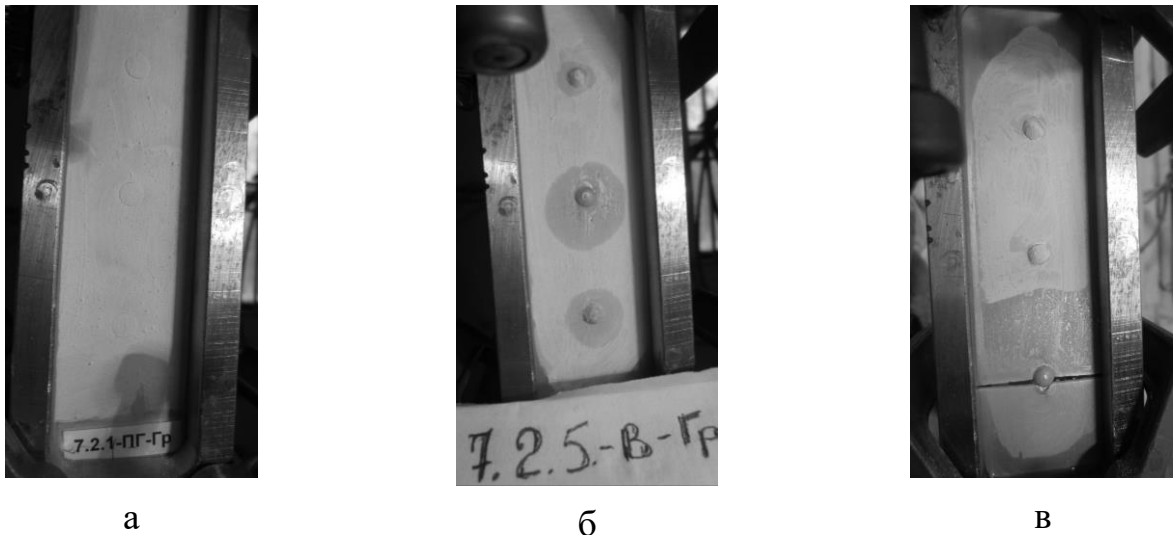
Випробування на герметичність при статичному навантаженні зразків (рисунок 4.2, б) з'єднань (із заповненим незавантаженим отвором), виконаних заклепками з плоско-округлою головкою ОСТ1 34078-85 [57], проводили при статичному навантаженні групи зразків клепаних з'єднань № 7.2-В-Гр.

Зразок навантажували від $P = 5000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 154,7$ МПа) до $P = 8000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 206,3$ МПа) з кроком $\Delta P = 1000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 25,8$ МПа). На рівні $P = 6500$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 167,6$ МПа) в області першого отвору з'явилася пляма. Далі до $P = 10000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 257,9$ МПа) – з кроком $\Delta P = 500$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 12,9$ МПа). Після досягнення $P = 10000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 257,9$ МПа) зразок зняли з випробувань у зв'язку з інтенсивним зростанням протікання по отворах № 2 і 3 (рисунок 4.18, б).

З'єднання з герметиком, виконані заклепками з плоско-округлою головкою

Випробування на герметичність при статичному навантаженні зразків (рисунок 4.2, б) з'єднань (із заповненим незавантаженим отвором), виконаних заклепками з плоско-округлою головкою ОСТ1 34078-85 [57] проводили при статичному навантаженні групи зразків клепаних з'єднань № 7.2-В-Гр.

Зразок навантажували від $P = 6000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 154,7$ МПа) до $P = 14000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 361,1$ МПа) з кроком $\Delta P = 500$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 12,9$ МПа). Далі було прикладено навантаження $P = 14350$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 370,08$ МПа). На рівні $P = 14000$ Н відбулося запотівання в області отвору № 1. Зразок зруйнувався в перерізі по осі отвору № 3 при досягненні навантаженням $P = 14350$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 370,08$ МПа) (рисунок 4.18, в).



а – з'єднання з герметиком із потайними заклепками; б – без герметика з заклепками із плоско-округлою головкою; в – з герметиком із заклепками із плоско-округлою головкою

Рисунок 4.18 – Характер стану зразків поздовжніх з'єднань типу «обшивка-пояс нервюри» у момент втрати герметичності

4.3.3 Експериментальні дослідження зразків поздовжніх з'єднань типу «обшивка-стрингер» із шагом заклепок 35 мм

З'єднання без герметика з потайними заклепками

Випробування на герметичність при статичному навантаженні зразків (рисунок 4.3, а) з'єднань (із заповненим незавантаженим отвором), виконаних потайними заклепками ОСТ1 34100-80 [58], проводили при статичному навантаженні групи зразків клепаєних з'єднань № 7.3-П35-Гр.

Зразок навантажували від навантаження $P = 0$ Н до $P = 9000$ Н ($\sigma_{\text{бр}} = 240,6$ МПа) з кроком $\Delta P = 1000$ Н ($\sigma_{\text{бр}} = 26,7$ МПа). При $P = 0$ Н з'явилося запотівання і протікання палива в області отвору № 3. При досягненні навантаження $P = 9000$ Н ($\sigma_{\text{бр}} = 240,6$ МПа) зразок зняли з випробувань у зв'язку з інтенсивним зростанням протікання по отвору № 1 (рисунок 4.19, а).

З'єднання з герметиком із потайними заклепками

Випробування на герметичність при статичному навантаженні зразків (рисунок 4.3, а) з'єднань (із заповненим незавантаженим отвором), виконаних

потайними заклепками ОСТ1 34100-80 [58], проводили при статичному навантаженні групи зразків клепаних з'єднань № 7.3Г-П35-Гр.

Зразок навантажували від навантаження $P = 6000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 160,7$ МПа) до $P = 12000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 323,5$ МПа) з кроком $\Delta P = 1000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 26,9$ МПа). Далі до руйнівного навантаження $P = 12900$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 347,8$ МПа) – з кроком $\Delta P = 500$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 13,5$ МПа). На всіх рівнях навантаження протікання не було (рисунок 4.19, б).

З'єднання без герметика, виконані заклепками з плоско-округлою головкою

Випробування на герметичність при статичному навантаженні зразків (рисунок 4.3, б) з'єднань (із заповненим незавантаженим отвором), виконаних заклепками з плоско-округлою головкою ОСТ1 34078-85 [57], проводили при статичному навантаженні групи зразків клепаних з'єднань № 7.3-В35-Гр.

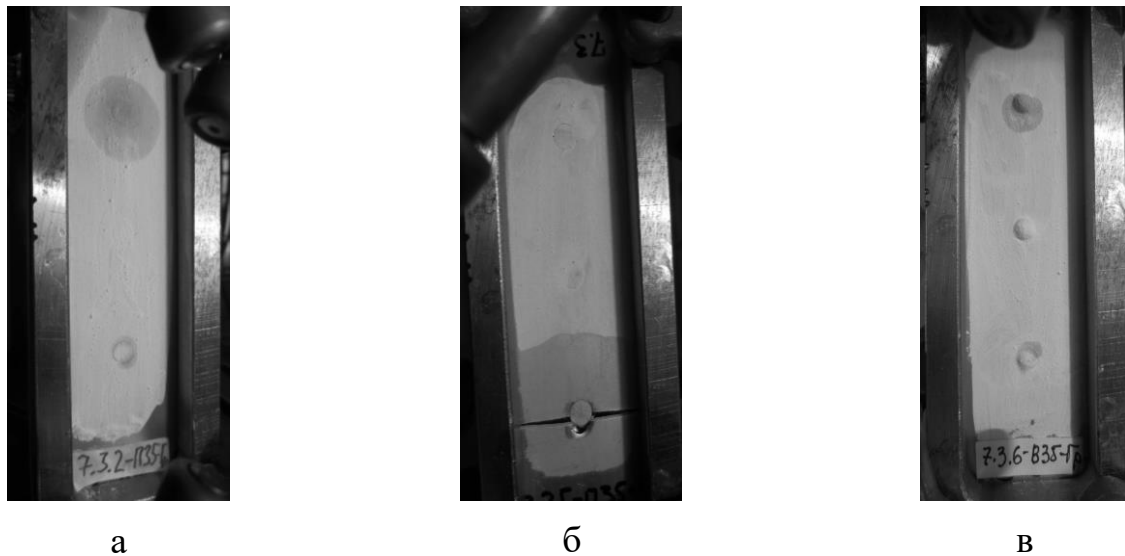
Зразок навантажували від $P = 5000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 132,9$ МПа) до $P = 7000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 186$ МПа) з кроком $\Delta P = 1000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 25,8$ МПа). На рівні $P = 5000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 132,9$ МПа) в області отворів № 1 і 3 з'явилося протікання (рисунок 4.19, в). При досягненні навантаження $P = 7000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 186$ МПа) зразок зняли з випробувань у зв'язку з інтенсивним зростанням протікання по отворах № 1 і 3.

З'єднання з герметиком, виконані заклепками з плоско-округлою головкою

Випробування на герметичність при статичному навантаженні зразків (рисунок 4.3, б) з'єднань (із заповненим незавантаженим отвором), виконаних заклепками з плоско-округлою головкою ОСТ1 34078-85 [57], проводили при статичному навантаженні групи зразків клепаних з'єднань № 7.3Г-В35-Гр.

Зразок навантажували від $P = 5000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 135$ МПа) до $P = 13000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 351,1$ МПа) з кроком $\Delta P = 1000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 27$ МПа), далі від $P = 13000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 351,1$ МПа) до руйнівного навантаження $P = 13950$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 376,8$ МПа) – з кроком $\Delta P = 500$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 13,5$ МПа). На рівні $P = 13500$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 364,6$ МПа)

спостерігали інтенсивне зростання протікання по всіх отворах. Зразок зруйнувався в перерізі по осі отвору № 3 при досягненні $P = 13950$ Н ($\sigma_{\bar{p}} = 376,8$ МПа).



а – з'єднання без герметика з потайними заклепками; б – з герметиком із потайними заклепками; в – без герметика з заклепками із плоско-округлою головкою

Рисунок 4.19 – Характер стану зразків поздовжніх з'єднань типу «обшивка-стрингер» із кроком заклепок 35 мм у момент втрати герметичності

4.3.4 Експериментальні дослідження зразків поздовжніх з'єднань типу «обшивка-стрингер» із шагом заклепок 12 мм

З'єднання без герметика з потайними заклепками

Випробування на герметичність при статичному навантаженні зразків (рисунок 4.4, а) з'єднань (із заповненим незавантаженим отвором), виконаних потайними заклепками ОСТ1 34100-80 [58], проводили при статичному навантаженні групи зразків клепаних з'єднань № 7.4-П-Гр.

Зразок навантажували від $P = 6000$ Н ($\sigma_{\bar{p}} = 168,1$ МПа) до $P = 12000$ Н ($\sigma_{\bar{p}} = 336,2$ МПа) з кроком $\Delta P = 1000$ Н ($\sigma_{\bar{p}} = 28,01$ МПа). На рівні $P = 80000$ Н ($\sigma_{\bar{p}} = 224,2$ МПа) з'явилося протікання в області отворів № 1, 2, 5. Далі до руйнівного навантаження $P = 13800$ Н ($\sigma_{\bar{p}} = 386,7$ МПа) – з кроком $\Delta P = 500$ Н ($\sigma_{\bar{p}} = 13,2$ МПа). Зразок зруйнувався в перерізі по осі отвору № 1 при досягненні навантаження $P = 13800$ Н ($\sigma_{\bar{p}} = 386,7$ МПа) (рисунок 4.20, а).

З'єднання з герметиком із потайними заклепками

Випробування на герметичність при статичному навантаженні зразків (рисунок 4.4, а) з'єднань (із заповненим незавантаженим отвором), виконаних потайними заклепками ОСТ1 34100-80 [58], проводили при статичному навантаженні групи зразків клепаних з'єднань № 7.4Г-ПГ-Гр.

Зразок навантажували від $P = 7000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 195,9$ МПа) до $P = 12000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 335,8$ МПа) з кроком $\Delta P = 1000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 27,9$ МПа). Далі були прикладені навантаження з кроком $\Delta P = 500$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 13,9$ МПа). На рівні навантаження $P = 13000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 377,7$ МПа) з'явилося протікання в області отвору № 1 (рисунок 4.20, б). Зразок зруйнувався в перерізі по осі отвору № 5 після досягнення навантаження $P = 13750$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 384,7$ МПа).

З'єднання без герметика, виконані заклепками з плоско-округлою головкою

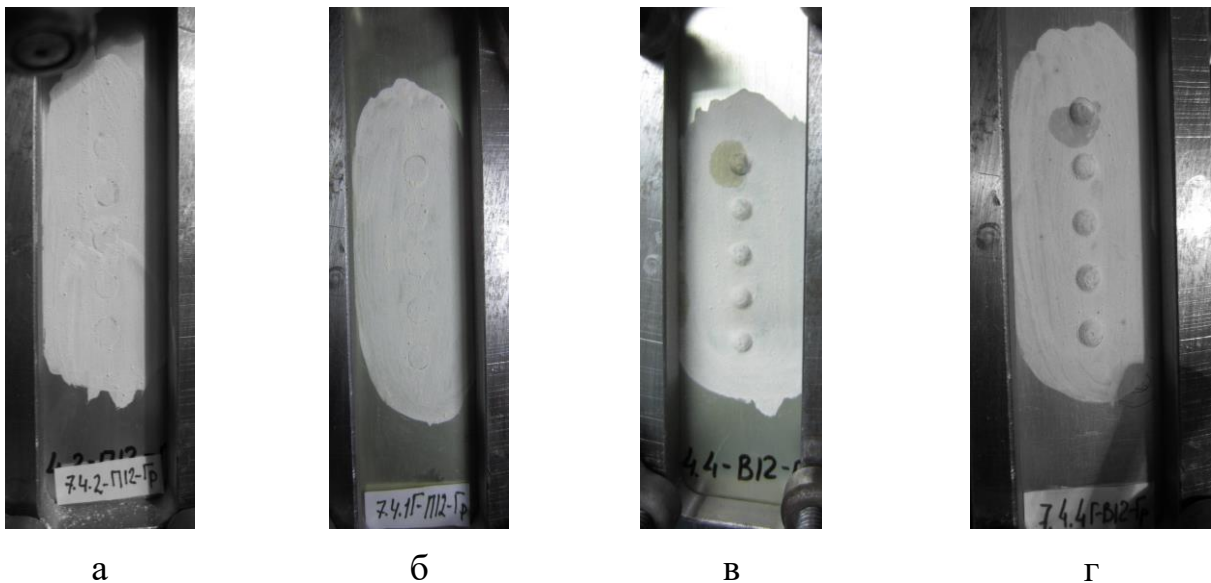
Випробування на герметичність при статичному навантаженні зразків (рисунок 4.4, б) з'єднань (із заповненим незавантаженим отвором), виконаних заклепками з плоско-округлою головкою ОСТ1 34078-85 [57], проводили при статичному навантаженні групи зразків клепаних з'єднань № 7.4-В12-Гр.

До початку навантаження в області отвору № 1 з'явилося протікання (рисунок 4.20, в). Далі зразок продовжували навантажувати від $P = 5000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 132,6$ МПа) до $P = 8000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 212,1$ МПа) з кроком $\Delta P = 1000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 26,5$ МПа). Після досягнення навантаження $P = 8000$ Н ($\sigma_{\bar{\sigma}_p} = 212,1$ МПа) зразок зняли з випробувань у зв'язку з інтенсивним зростанням протікання.

З'єднання з герметиком, виконані заклепками з плоско-округлою головкою

Випробування на герметичність при статичному навантаженні зразків (рисунок 4.4, б) з'єднань (із заповненим незавантаженим отвором), виконаних заклепками з плоско-округлою головкою ОСТ1 34078-85 [57], проводили при статичному навантаженні групи зразків клепаних з'єднань № 7.4Г-В12-Гр.

Зразок навантажували від $P = 6000$ Н ($\sigma_{\bar{o}p} = 160,7$ МПа) до $P = 12000$ Н ($\sigma_{\bar{o}p} = 321,4$ МПа) з кроком $\Delta P = 1000$ Н ($\sigma_{\bar{o}p} = 26,8$ МПа), далі до $P = 13500$ Н ($\sigma_{\bar{o}p} = 361,6$ МПа) з кроком навантаження $\Delta P = 500$ Н ($\sigma_{\bar{o}p} = 13,4$ МПа). На рівні $P = 13500$ Н ($\sigma_{\bar{o}p} = 361,6$ МПа) з'явилося протікання в області отвору № 1 і почало зростати (рисунок 4.20, г). Руйнування зразка в перерізі по осі отвору № 5 відбулося при досягненні навантаження $P = 13850$ Н ($\sigma_{\bar{o}p} = 370,9$ МПа).



а – з'єднання без герметика з потайними заклепками; б – з герметиком із потайними заклепками; в – без герметика із заклепками з плоско-округлою головкою; г – з герметиком із заклепками з плоско-округлою головкою

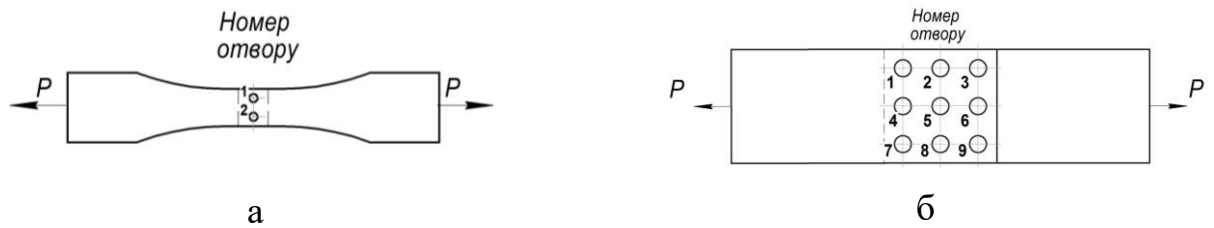
Рисунок 4.20 – Характер стану зразків поздовжніх з'єднань типу «обшивка-стрингер» із кроком 12 мм у момент втрати герметичності

4.4 Дослідження втомної довговічності зразків клепааних з'єднань

Опис експериментальної машини та способу установалення зразків.

Випробування проводили на машині для випробувань на втомну довговічність металевих зразків при розтягуванні-стисненні УРМ-2000 на рівні навантаження $\sigma_{\bar{o}p \min} = 30$ МПа, $\sigma_{\bar{o}p \max} = 130$ МПа із частотою навантаження 40 Гц у проблемній науково-дослідній лабораторії ресурсу літакових конструкцій Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський

авіаційний інститут» [32]. Схему навантаження зразків показано на рисунку 4.21. Розташування зразка в процесі циклічного навантаження в захватах машини для випробувань на втому показано на рисунку 4.22 [23, 24, 26, 27].



а – з'єднання «обшивка – пояс нервюри»; б – з'єднання «внакладку, трирядне»

Рисунок 4.21 – Схеми навантаження зразків

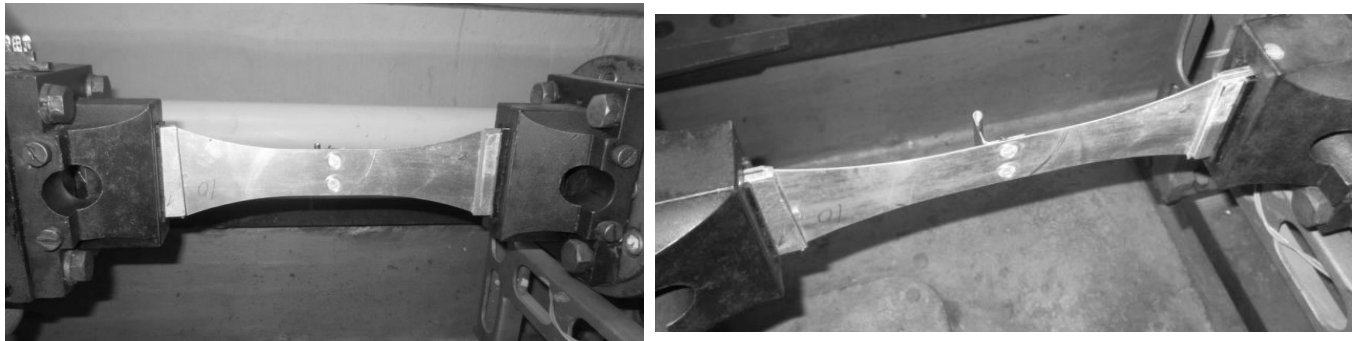


Рисунок 4.22 – Обладнання для випробувань

Рівень прикладених навантажень відповідав напруженням у перерізі бруто $\sigma_{0бр.мах}$ [67, 68]:

– для з'єднань типу «обшивка-пояс нервюри» (рисунок 4.5), виконаних заклепками з плоско-округлою головкою $\sigma_{0бр.мах} = 167,3$ МПа, потайними заклепками – $\sigma_{0бр.мах} = 167,9$ МПа;

– для з'єднань типу «внакладку, трирядне» (рисунок 4.6), виконаних заклепками з плоско-округлою головкою $\sigma_{0бр.мах} = 110$ МПа, потайними заклепками – $\sigma_{0бр.мах} = 110$ МПа.

Геометричні параметри та результати випробувань наведені в таблиці 4.1 для зразків з потайними заклепками і заклепками з плоско-округлою головкою.

На рисунку 4.23 показано зону руйнування на прикладі зразка № 6.5.5-ВС, яка утворилася в процесі випробування на втомну довговічність.

Таблиця 4.1 – Геометричні параметри та результати випробувань

Номер зразка	Матеріал листа	Дійсна товщина зразка, мм	Дійсна ширина зразка, мм	Початкова площа в перерізі бруто ($F_{\text{бр}}$), мм ²	Рівень прикладених навантажень у перерізі бруто P , кг ($P_{\text{max}}/P_{\text{min}}$)	Рівень дійсних навантажень у перерізі бруто $\sigma_{\text{бр}}$, МПа ($\sigma_{\text{max}}/\sigma_{\text{min}}$)	$\sigma_{\text{бр}}$, МПа	Кількість циклів навантаження до руйнування, цикл. нав.	Час випробування, с
6.5.4-BC	1163AT л. 0,8	0,68	29,9	20,332	400/100	193/48	167,3	106 200	2 760
6.5.5-BC		0,69	29,9	20,631	400/100	190/47,5	164,7	219 400	5 704
6.5.6-BC		0,685	29,9	20,482	400/100	195/48,8	166,8	261 100	6 960
Середнє значення кількості циклів навантаження до руйнування, цикл. нав.								195 600	
6.5.1-ПС	1163AT л. 0,8	0,66	29,9	19,734	400 / 100	198,8/49,7	172,2	598 200	15 720
6.5.2-ПС		0,69	29,9	20,631	400 / 100	193,9/48,5	167,9	265 385	3600+ 3300
6.5.3-ПС		0,69	29,9	20,631	400 / 100	193,9/48,5	167,9	223 846	5820
6.5.4-ПС		0,69	29,9	20,631	400 / 100	193,9/48,5	167,9	180 600	4740
Середнє значення кількості циклів навантаження до руйнування, цикл. нав.								317 000	
5.0.1-ВГ-С	1163AT л. 0,8	0,7	45	31,5	400 / 100	126,98/31,75	109,97	396 100	10 680
Середнє значення кількості циклів навантаження до руйнування, цикл. нав.								396 100	
5.0.4-ПГ-С	1163AT л. 0,8	0,7	44,95	31,465	400 / 100	127,1/31,8	110	280 100	7 500
Середнє значення кількості циклів навантаження до руйнування, цикл. нав.								280 100	
6.3.1-ВГ-У	1163AT л. 0,8	0,7	44,95	31,465	400 / 100	127,1/31,8	110	1 170 700	30 720
6.3.2-ВГ-У		0,7	44,95	31,465	400 / 100	127,1/31,8	110	199 200	4 980
Середнє значення кількості циклів навантаження до руйнування, цикл. нав.								685 000	
6.3.15-ПГ-У	1163AT л. 0,8	0,7	44,925	31,448	400 / 100	127,2/31,8	110	409 736	10 380
6.3.17-ПГ-У		0,7	45	31,5	400 / 100	126,98/31,75	109,9	206 300	5 460
Середнє значення кількості циклів навантаження до руйнування, цикл. нав.								616 000	

Руйнування всіх зразків з'єднань відбувалося по смугах, що моделюють обшивку:

– в перерізах по осі отворів під заклепки для з'єднань типу «обшивка-пояс нервюри» виконаних заклепками з плоско-округлою головкою із середнім значенням числа циклів навантаження до руйнування 195 600 цикл. нав.; потайними заклепками – 317 000 цикл. нав.;

– в перерізах по осі крайніх отворів під заклепки для з'єднань типу «внакладку, трирядне», виконаних заклепками з плоско-округлою головкою із середнім значенням числа циклів навантаження до руйнування 396 100 цикл. нав.; потайними заклепками – 616 000 цикл. нав.



а



б

а – вигляд спереду, б – характер руйнування

Рисунок 4.23 – Зона і характер руйнування зразка після випробувань на втомну довговічність

4.5 Висновки щодо розділу

У розділі досліджено конструктивно-технологічні рішення забезпечення герметичності та втомної довговічності з'єднань конструктивно-подібних елементів крила з тонколистовими обшивками у місцезнаходженні кесон-баків легкого літака при виконанні умов статичної міцності, герметичності, втомної довговічності та отримано такі результати:

1. Розроблено креслення обладнання та зразків клепаних з'єднань, що моделюють поздовжнє та поперечне з'єднання типу «обшивка-пояс нервюри», поздовжнє з'єднання типу «обшивка-стрингер».

2. Проведено експериментальні дослідження на герметичність і втомну довговічність групи зразків різних типів клепаних 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 конструктивно-подібних елементів крила з тонколистовими обшивками з потайними заклепками виконані з утворенням гнізд під заклепки підштампуванням з внутрішньошовним герметиком У30МЭС-5М між елементами з'єднання і без його застосування.

3. У результаті проведених досліджень статичної міцності зразків установлено, що зразки поздовжніх з'єднань типу «обшивка-пояс нервюри» мають міцність на 9 % вище міцності з'єднання типу «обшивка-стрингер», в свою чергу, з'єднання виконані потайними заклепками зруйнувалися при навантаженні, яке перевищує руйнівне навантаження з'єднань, виконаних заклепками з плоско-округлою головкою на 5 %.

4. У результаті проведених досліджень на герметичність установлено, таке:

– для з'єднань з потайними заклепками з герметиком і без нього максимальне руйнівне навантаження становило $P_{руйн. н.г} = 14400$ Н, що забезпечує в перерізі бруто напругу $\sigma_{бр. н.г} = 391,1$ МПа. Для з'єднань, виконаних заклепками з плоско-округленими головками з герметиком і без нього, максимальне руйнівне навантаження становило $P_{руйн. н-о.г} = 14350$ Н, що забезпечує в перерізі бруто напругу $\sigma_{бр. н-о.г} = 370,08$ МПа. При цьому виконується умова $\sigma_{бр. н.г} \geq \sigma_{бр. н-о.г} \geq \sigma_{бр. руйн}$ (де $\sigma_{бр. руйн} = 0,95\sigma_v = 0,95 \cdot 405 = 384,75$ МПа).

– Герметичність з'єднань із внутрішньошовним герметиком, виконаних потайними заклепками з утворенням гнізд під заклепки підштампуванням, зберігається до напруги $\sigma_{бр. н.г} = 353,3$ МПа, що перевищує на 1,8 % напругу $\sigma_{бр. н-о.г} = 347$ МПа, при якому настає втрата герметичності з'єднань з герметиком, виконаних заклепками з плоско-округленими головками.

5. У результаті проведених досліджень на втомну довговічність установлено, що втомна довговічність тонколистових з'єднань зразків із внутрішньошовним герметиком, виконаних потайними заклепками з утворенням гнізд під заклепки підштампуванням, в 1,6 раза вище втомної довговічності зразків з'єднань із внутрішньошовним герметиком, виконаних заклепками з плоско-округлою головкою для з'єднань типу «обшивка-пояс нервюри» і «внакладку, трирядне».

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

ВИСНОВКИ

Відповідно до поставленої мети і завдань 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 *Expressions* 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 клепанних 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 кафедри проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Авиационные правила. Ч. 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов [Электронный ресурс] / Межгос. авиац. ком. 2014. 195 с. URL: https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2017/02/Aviatsijni-pravila_23.pdf (дата обращения: 03.06.2020).
2. Авиация общего назначения : рук. для конструкторов / под ред. В. Г. Микеладзе. Жуковский : ЦАГИ, 1996. 298 с.
3. Автоматизированное конструирование в системе UNIGRAPHICS : учеб. пособие / А. Г. Гребеников и др. Харьков : ХАИ, 1994. 99 с.
4. Анализ методов улучшения топливной эффективности магистрального самолета / В. В. Логинов, С. В. Дмитриев, Е. А. Украинец, П. А. Глущенко // Вестник двигателестроения : науч.-техн. журн. / Запорож. нац. техн. ун-т, Мотор Сич, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Запорожье, 2018. № 2. С. 42–48.
5. Арепьев А. Н. Вопросы проектирования легких самолетов. Выбор схемы и основных параметров. М. : МГТУГА, 2001. 136 с.
6. Арепьев А. Н. Руководство по проектированию пассажирских самолетов [Электронный ресурс] : учеб. пособие. В 5 т. Т. 1. М. 2012. URL: <http://arepiev.ru/tom-1/> (дата обращения: 06.04.2020).
7. Арепьев А. Н. Руководство по проектированию пассажирских самолетов [Электронный ресурс] : учеб. пособие. В 5 т. Т. 2. М. 2012. URL: <http://arepiev.ru/tom-2/> (дата обращения: 15.09.2018).
8. Арепьев А. Н. Руководство по проектированию пассажирских самолетов [Электронный ресурс] : учеб. пособие. В 5 т. Т. 3. М. 2012. URL: <http://arepiev.ru/tom-3/> (дата обращения: 15.09.2018).
9. Арепьев А. Н. Руководство по проектированию пассажирских самолетов [Электронный ресурс] : учеб. пособие. В 5 т. Т. 4. М. 2012. URL: <http://arepiev.ru/tom-4/> (дата обращения: 15.09.2018).

10. Арепьев А. Н. Руководство по проектированию пассажирских самолетов [Электронный ресурс] : учеб. пособие. В 5 т. Т. 5. М. 2012. URL: <http://arepiev.ru/tom-5/> (дата обращения: 15.09.2018).
11. Бадягин А. А., Мухаммедов Ф. А. Проектирование легких самолетов. М. : Машиностроение, 1978. 208 с.
12. Бычков С. А., Гребеников А. Г. Концепция развития компьютерных интегрированных технологий в процессе создания авиационной техники // Технологические системы. 1999. №. 1. С. 60–67.
13. Бычков С. А., Гребеников А. Г. Методы создания мастер-геометрий, моделей рапределения пространства и аналитических эталонов самолетных конструкций // Авиационно-космическая техника и технология. 2005. №. 7 (23). С. 182–199.
14. Бондар Ю. І., Гевко Б. А. Методи визначення аеродинамічних навантажень під час польоту у безперервній турбулентності // Механіка гіроскопічних систем : наук.-техн. зб. / Нац. техн. ун-т України «Київ. політ. ін.-т». Київ, 2019. Вип. 38. С. 48–59.
15. Бондар Ю. І., Птіцин О. О. Дослідження пружно-деформованого стану жорсткого та пружного крила великого подовження // Механіка гіроскопічних систем : наук.-техн. зб. / Нац. техн. ун-т України «Київ. політ. ін.-т». Київ, 2018. Вип. 35. С. 120–137.
16. Борздова Т. В. Основы статистического анализа и обработка данных с применением Microsoft Exel : учеб. пособие. Минск : ГИУСТ БГУ, 2011. 75 с.
17. Боровиков В. STATISTICA. Искусство анализа данных на компьютере. 2-е изд. СПб. : Питер, 2003. 688 с. (Для профессионалов).
18. Боровиков И. Ф., Иванов Г. С. Геометрические преобразования в инженерной геометрии [Электронный ресурс] // Наука и Образование. 2015. № 5. С. 334–347. URL: <http://engineering-science.ru/doc/770568.html> (дата обращения: 19.05.2020).

19. 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.
20. 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.
21. Вислов И. П. Эскизное проектирование легких самолетов [Электронный ресурс] : учеб. пособие. Самара : СГАУ. 2006. URL: <http://repo.ssau.ru/bitstream/Uchebnye-posobiya/Eskiznoe-proektirovanie-legkih-samoletov-Elektronnyi-resurs-ucheb-posobie-54460/1/Вислов%20И.П.%20Эскизное%20проектирование.pdf> (дата обращения: 15.10.2017).
22. Влияние типа заклепок на герметичность образцов заклепочных соединений пластин с заполненными незагруженными отверстиями / А. Г. Гребеников, А. К. Мялица, А. М. Гуменный, В. М. Андрющенко, 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.
23. 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. Андрющенко, 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.

24. Влияние типа заклепок на усталостную долговечность тонколистовых заклепочных соединений / А. Г. Гребеников, А. К. Мялица, А. М. Гуменный, В. М. Андрищенко, А. С. Чумак, Л. Ю. Буйвал, С. С. Капустин // Интегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2017 : матеріали Всеукр. наук.-техн. конф. Харків, 2017. Т. 1. С. 13–14.
25. ГОСТ 24054-80. Изделия машиностроения и приборостроения. Методы испытаний на герметичность. Общие требования = Engineering and instrument production items. Leak detection methods. General requirements. Введ. 01.01.81. М. : Изд-во стандартов, 1987. 18 с.
26. ГОСТ 25.502-79. Расчеты и испытания на прочность в машиностроении. Методы механических испытаний металлов. Методы испытаний на усталость = Strength analysis and testing in machine building. Methods of metals mechanical testing. Methods of fatigue testing. Взамен ГОСТ 23026-78 и ГОСТ 2860-65 в части пп. 6.1 и 6.2 ; введ. 01.01.81. М. : Гос ком. СССР по стандартам, 1981. 36 с.
27. ГОСТ 25.507-85. Расчеты и испытания на прочность в машиностроении. Методы испытания на усталость при эксплуатационных режимах нагружения. Общие требования = Strength calculation and testing in machine building. Method of fatigue testing under service loading. General requirements. Введ. 01.07.1986. М. : Гос. ком. СССР по стандартам, 1985. 19 с.
28. 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.
29. 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.
30. 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.
31. Гребеников А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций : монография. Харьков : ХАИ, 2006. 532 с.
32. Гребеников В. А. Обеспечение усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне разъемных болтовых соединений : монография. Харьков : ХАИ, 2010. 180 с.
33. 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.
34. 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.
35. 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.
36. Давыдов Ю. В., Злыгарев В. А. Геометрия крыла. Методы и алгоритмы проектирования несущих поверхностей. М. : Машиностроение, 1987. 136 с.
37. Данилов Ю., Артамонов И. Практическое использование NX. М. : ДМК Пресс, 2011. 332 с.
38. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов : учеб. для вузов. 3-е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 2005. 406 с.
39. Жолобов В. М. Аэрокосмическое общество Украины [Электронный ресурс]. URL: <http://www.space.com.ua> (дата обращения: 10.12.2018).
40. Кива Д. С., Гребеников А. Г. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории : монография. Харьков : ХАИ, 2014. Ч. 1. 439 с.
41. Кива Д. С., Гребеников А. Г. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории : монография. Харьков : ХАИ, 2014. Ч. 2. 326 с.
42. Кива Д. С., Гребеников А. Г. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории : монография. Харьков : ХАИ, 2014. Ч. 3. 376 с.
43. Концептуальное проектирование самолетов : учеб. пособие / под ред. В. А. Комарова. Самара : СГАУ, 2007. 92 с.
44. Концепция создания пассажирского самолёта для местных воздушных линий / Ю. Н. Геремес, А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, А. Ф. Иванько, А. И. Костенко, А. А. Сердюков, А. С. Чумак, В. Ф. Шмырев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Харьков, 2010. Вып. 47. С. 20–33.
45. Крылья. Все об украинской авиации [Электронный ресурс]. URL: <http://www.wing.com.ua/> (дата обращения: 06.03.2020).

46. Курочка Г. П. Льотно-технічні характеристики, поздовжня стійкість і керуваність літака : навч. посіб. 2-е вид., перероб. і доп. Харків : ХАІ, 1999. 188 с.
47. Матусевич В. И., Бойко Ю. Р. Концепция и планы комплексного решения задач автоматизированного проектирования, технологической подготовки и управления самолетостроительным производством // Технологические системы. 1999. №. 1. С. 77–82.
48. Машиностроение : энциклопедия. В 40 т. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 2 : Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов / под общ. ред. А. М. Матвиенко. М. : Машиностроение, 2004. 752 с. (Расчет и конструирование машин ; раздел IV).
49. 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.
50. Муленко В. В. Компьютерные технологии и автоматизированные системы в машиностроении [Электронный ресурс] : учеб. пособие для студентов вузов. М. : РГУ нефти и газа им. И. М. Губкина, 2015. 73 с. URL: https://www.gubkin.ru/faculty/mechanical_engineering/chairs_and_departments/machines_and_equipment/automation_of_designing/osnovi_avtom_proekt.pdf (дата обращения: 19.04.2020).
51. Ограничитель крепежных стандартных изделий : учеб. пособие / В. А. Гребеников, А. М. Гуменный, В. Н. Желдоченко, В. В. Пивень. Харьков : ХАИ, 2006. 234 с.
52. Основы компьютерного моделирования с помощью интегрированной системы CAD/CAM/CAE/PLM SIEMENS NX : учеб. пособие / А. Г. Гребеников и др. Харьков : ХАИ, EDS PLM SOLUTIONS, АНТО «КНК», 2005. 198 с.

53. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями : учеб. пособие / П. В. Балабуев и др. Харьков : ХАИ, 2003. Ч. 1. 454 с.
54. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями : учеб. для студентов вузов / П. В. Балабуев и др. Харьков : ХАИ, 2003. Ч. 2. 390 с.
55. ОСТ 1 00128-74. Герметичность изделий. Введ. 01.01.78. М. : Министерство, 1978. 7 с. (Нормы).
56. ОСТ 1.00872-77. Соединения заклепочные. Введ. 01.07.1978. М. : Министерство, 1977. 25 с. (Методы испытаний).
57. ОСТ 1 34073-85 – ОСТ 1 34083-85. Заклепки с плоско-скругленной головкой. Введ. 01.07.1986. М. : Министерство, 1985. 14 с. (Конструкция и размеры).
58. ОСТ 1 34096-80 – ОСТ 1 34101-80. Заклепки с потайной головкой $\angle 120^\circ$. Введ. 01.07.1986. М. : Министерство, 1980. 6 с. (Конструкция и размеры).
59. ОСТ 1 41352-2001. Системы гидротопливные. Введ. 01.01.2002. М. : ОАО НИАТ, 2002. 9 с. (Контроль герметичности керосино-меловым методом).
60. Пассажирский самолет Ан-14 : техн. описание / под ред. А. В. Болбот. 2-е изд. Киев : АНТК им. О. К. Антонова, 1964. 195 с.
61. Проектирование конструкций самолетов : учебник // Войт Е. С. и др. М. : Машиностроение, 1987. 415 с.
62. Проектирование самолетов : лаб. практикум / А. Г. Гребеников и др. Харьков : ХАИ, 2002. 176 с.
63. Проектирование самолетов : учеб. для авиац. спец. вузов / под ред. С. М. Егера. 3-е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 1983. 616 с.
64. Разработка аванпроекта самолета : учеб. пособие / А. К. Мялица и др. Харьков : ХАИ, 2010. 233 с.
65. Рязанов А. И., Горячкин Е. С. Твердотельное параметрическое САД моделирование в Siemens NX [Электронный ресурс] : учеб. пособие. Самара : СГАУ. 2012. URL: <http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnyeposobiya/Tverdotelnoe-parametricheskoe-CAD-modelirovanie-v-Siemens-NX-Elektronnyi-resurs-elektron-ucheb-posobie-po-progr-vyssh-prof-obrazovaniya>

- ukрупn-gruppy-160000-Aviac-i-raketkosm-tehnika-55042?mode=simple (дата обращения: 02.04.2020).
66. Семейство турбовинтовых двигателей AI-450C/CD/CP/CM M250 turboprop [Электронный ресурс] // Гос. предприятие «Запорож. машиностроит. конструктор. бюро «Прогресс» им. акад. А. Г. Ивченко. URL: <http://ivchenko-progress.com/?portfolio=ai-450c> (дата обращения: 29.05.2020).
 67. Сопротивление материалов : учеб. для студентов машиностроит. специальностей вузов / под ред. Г. С. Писаренко. 5-е изд., перераб. и доп. Киев : Вища шк., 1986. 776 с.
 68. Статическая прочность и механика разрушения сталей : сб. ст. / под ред. В. Даля, В. Антона ; пер. с нем. В. А. Федоровича. М. : Metallurgiya, 1986. 568 с.
 69. Степанова Н. И. Статистика : учеб. пособие. Ч. 2. Статистика гражданской авиации. М. : МГТУ ГА, 2002. 84 с.
 70. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов / пер. с англ. Е. П. Голубкова. М. : Машиностроение, 1983. 648 с.
 71. ТПИ-1033 : Клепка металлических конструкций. 4-е изд. Харьков : ХГАПП. 68 с.
 72. ТУ 38-1051436-88. Герметик тиоколовый У-30МЭС-5М. Введ. 01.10.1988. М., 1988. 28 с.
 73. Уголок неба – большая авиационная энциклопедия [Электронный ресурс] URL: <http://www.airwar.ru/enc/aliner/c441.html> (дата обращения: 15.01.2019).
 74. Уголок неба – большая авиационная энциклопедия [Электронный ресурс] URL: <http://airwar.ru/enc/la/rysachok.html> (дата обращения: 04.09.2019).
 75. Уголок неба – большая авиационная энциклопедия [Электронный ресурс] URL: <http://www.airwar.ru/lanow.html> (дата обращения: 24.04.2020).
 76. Филь С. А. Концепция О. К. Антонова обеспечения комфорта пассажиров в салонах гражданских самолетов // Авиационно-космическая техника и технология. 2006. № 1 (27). С. 21–24.
 77. Филь С. А. Метод проектирования модификаций салонов базовых пассажирских самолетов на основе критериев внутренней безопасности

- и комфорта : дис. ... канд. техн. наук : 05.07.02 / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Харьков, 2016. 257 с.
78. Холявко В. И. Расчет аэродинамических характеристик самолета : учеб. пособие. Харьков : ХАИ, 1991. Ч. 1. 72 с.
79. Чумак П. И., Кривокрысенко В. Ф. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов. М. : Патриот, 1991. 238 с.
80. Шейнин В. М., Козловский В. И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов : справ. пособие для инженеров. В 2 т. Т. 1. Весовой расчет самолета и весовое планирование. М. : Машиностроение, 1977. 344 с.
81. Шишкин С. В. Механика герметичных заклепочных соединений. URSS : ЛИБРОКОМ, 2012. 251 с.
82. Шульженко М. Н., Мостовой А. С. Курс конструкции самолетов : учеб. для авиац. техникумов. 2-е изд., доп. и перераб. М : Машиностроение, 1965. 563 с.
83. AC 840 (690C) JetProp Commander [Electronic resource] // Twin commander aircraft. URL: <https://twincommander.com/models/ac690c/> (date of the application: 21.01.2018).
84. AP 68 TP –300 Spartacus [Electronic resource] // Airplane4sale.com. URL: <https://airplane4sale.com/Used%20Aircraft%20Files/1987%20Spartacus/1987%20Spartacus%20Info.pdf> (date of the application: 15.01.2018).
85. Cessna Caravan [Electronic resource] URL: <https://cessna.txtav.com/en/turboprop/caravan> (date of the application: 15.01.2019).
86. De Resende O. C. The Evolution of the Aerodynamic Design Tools and Transport Aircraft Wings at Embraer // Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering. 2004. Vol. 26, no. 4. P. 379–389.
87. EASA Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes. CS–23 [Electronic resource] / European Aviation Safety Agency. 2012. 405 с. URL: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/agency-measures-docs-certification-specifications-CS-23-CS-23-Amdt-3.pdf> (date of the application: 03.06.2020).

88. Fairchild Aerospace Merlin IIIC Performance Specs [Electronic resource] // Premier Jet Aviation. URL: <http://jetav.com/fairchild-aerospace-merlin-iiic-performance-specs/> (date of the application: 22.02.2018).
89. GA8 Airvan Features and Specifications [Electronic resource] // Piper-germany. URL: http://www.piper-germany.de/fileadmin/Dokumente/de/Flugzeug_GA8_Airvan/GA8Airvan_Features_and_Specifications.pdf (date of the application: 14.09.2018).
90. Improving aircraft fuel efficiency by using the adaptive wing and winglets / V. Popov, V. Loginov, V. Shmyrov, Ye. Ukrainets, P. Steshenko, P. Hlushchenko // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies – Engineering technological systems / PC Technology Center. Kharkiv, 2020. Vol 2, No 2/1 (104). P. 51–59.
91. Jenkinson L.R., Marchman J.F. Aircraft Design Projects: for Engineering Students. Amsterdam : Elsevier Ltd, 2003. 370 c. (AIAA Education Series).
92. John T. Lowry. Performance of Light Aircraft Reston : Amer. Inst. of Aeronautics and Astronautics, 1999. 475 c.
93. Kodiak 100 series aircraft. Airplane informational manual [Electronic resource] // Manualslib. URL: <https://www.manualslib.com/manual/898084/Kodiak-100-Series.html#manual> (date of the application: 18.06.2018).
94. Light Civil Turboprop Airplane Take-Off Weight Preliminary Design Estimation Method / A. G. Grebenikov, A. M. Gumenniy, L. Y. Buival, A. S. Chumak., A. A. Sobolev // Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering – Synergetic Engineering (ICTM' 2019) : Intern. Sci. and Techn. Conf., Kharkiv, Ukraine; 28–30 Nov. 2019. Cham (Switzerland), 2020. P. 60–74. (Advances in Intelligent Systems and Computing ; Vol. 1113).
95. Loginov V., Ukrainets Ye. Analysis of operational characteristics of aviation Diesel and gas turbine engines for light passenger aircraft // Transactions of the institute of aviation : scientific journal / Instytut Lotnictwa. Warsaw, 2016. No. 4 (245). P. 103–115.
96. M250 turboprop [Electronic resource] // Rolls-Royce. URL: <https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/helicopters/m250-turboprop.aspx#/> (date of the application: 29.05.2020).


97. M500 [Electronic resource] // Piper. URL: <https://www.piper.com/model/m500/> (date of the application: 23.06.2018).
98. Mitsubishi Marquise Performance Specs [Electronic resource] // Premier Jet Aviation. URL: <http://jetav.com/mitsubishi-marquise-performance-specs/> (date of the application: 21.01.2018).
99. NX для конструктора-машиностроителя : учеб. пособие / П. С. Гончаров и др. М. : ДМК Пресс, 2010. 504 с.
100. Randy Shih. Parametric Modeling with Siemens NX. (Spring 2019 Edition). Mission : SDC Publications, 2019. 512 p.
101. Raymer D. P. Aircraft design: A conceptual approach. 2nd ed. Washington : Amer. Inst. of Aeronautics and Astronautics, 1992. 735 p.
102. Premier Jet Aviation [Electronic resource]. URL: <http://jetav.com> (date of the application: 02.05.2020).
103. TBM-850 [Electronic resource] // TBM.aero. URL: <https://www.tbm.aero/products/tbm-850/> (date of the application: 14.09.2018).
104. Textron Aviation [Electronic resource]. URL: <https://beechcraft.txtav.com/en/king-air-c90gtx> (date of the application: 03.09.2019).
105. Torenbeek E. Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes. Chichester : John Wiley and Sons, 2013. 410 p.
106. Vulcanair aircraft [Electronic resource]. URL: <http://vulcanair.com/a-viator> (date of the application: 30.11.2019).

ДОДАТОК А
Акти впровадження результатів дисертаційної роботи

ЗАТВЕРДЖУЮ
Головний інженер
Харківського державного авіаційного
виробничого підприємства

В. І. Алейніков

» 02 20 20 р.



АКТ

про впровадження результатів дисертаційної роботи
Лілії Юрїївни Буйвал
**«Наукові основи інтегрованого проектування цивільного легкого
літака за допомогою комп'ютерних систем»**
на Харківському державному авіаційному виробничому підприємстві

Цей акт складений про те, що на Харківському державному авіаційному виробничому підприємстві (ХДАВП) впроваджено наукові основи інтегрованого проектування цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерних систем, котрі є результатом дисертаційної роботи Л. Ю. Буйвал.

Зокрема, при виготовленні крила легкого літака вперше було застосовано існуючий метод створення потайних клепаєних з'єднань тонколистових обшивок крила із застосуванням гнізд під заклепки із підштамповкою **в зоні розташування паливного бака**.


Для цього автором разом зі спеціалістами ХДАВП та ХАІ були розроблені креслення зразків клепаєних з'єднань конструктивних елементів крила (тонколистої обшивки з поясом нервюри та стрингером) в зоні розташування паливного бака легкого літака; поздовжнього й поперечного з'єднання типу «обшивка-стрингер» та поздовжнього з'єднання типу «обшивка – пояс нервюри», які було виготовлено на ХДАВП з листа 1163АТл0,8 шляхом лазерного фрезерування. Після чого в лабораторії ХАІ «Проблемна науково-дослідна лабораторія ресурсу авіаційної техніки» були проведені експериментальні дослідження на статичну міцність та герметичність з'єднань тонколистових обшивок крила з елементами силового набору, котрі підтвердили можливість виконання потайних заклепувальних з'єднань тонколистових елементів конструкції літака із застосуванням гнізд під заклепки із підштамповкою в зоні розташування кесон-баків.

Впроваджені результати дисертаційної роботи **Лілії Юрїївни Буйвал** дозволяють підвищити рівень виготовлення авіаційної техніки шляхом застосування існуючих технологій клепаєнки підштамповкою до тонколистових обшивок у місцях підвищених вимог до герметичності.

Головний конструктор
Харківського державного
авіаційного виробничого підприємства

 С. А. Павленко

З А Т В Е Р Д Ж У Ю
 Директор
 ТОВ «Аеропракт»
 О. В. Литовченко



« 12 » 03 2020 р.

А К Т

про впровадження результатів дисертаційної роботи *Лілії Юріївни Буйвал*
«Наукові основи інтегрованого проектування цивільного легкого літака за
допомогою комп'ютерних систем»
 на ТОВ «Аеропракт»

Даний акт складений про те, що результати дисертаційної роботи Лілії Юріївни Буйвал *«Наукові основи інтегрованого проектування цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерних систем»* впроваджено в практику проектування та створення легких літальних апаратів ТОВ «АЕРОПРАКТ».

Зокрема, основні результати дисертаційної роботи щодо методу визначення злітної маси цивільних легких літаків з турбогвинтовими двигунами на етапі попереднього проектування в трьох наближеннях, а також запропоновані автором статистичні діапазони параметрів і характеристик цивільних легких літаків з турбогвинтовими двигунами, їх концепція і принципи інтегрованого проектування; метод і програмне забезпечення «CLA-TOW» (Civil Light Aircraft – Take-off Weight) визначення злітної маси цивільного легкого літака з турбогвинтовими двигунами злітною масою від 2 200 до 5 700 кг з масою комерційного навантаження від 600 до 2 000 кг розглянуті на ТОВ «Аеропракт» та прийняті у вигляді методичних рекомендацій щодо розробки аванпроекту нового легкого літака на стадії попереднього проектування.

Впровадження результатів дисертаційної роботи Л. Ю. Буйвал дозволить збільшити конкуренцію на внутрішньому ринку малої авіації виготовленням вітчизняних цивільних легких літаків з масою комерційного навантаження від 600 до 2 000 кг з турбогвинтовими двигунами, що в місцевому і регіональному повітряному сполученні України поки не набуло належного розвитку.

Головний конструктор ТОВ «Аеропракт»



Ю. В.Яковлєв

ЗАТВЕРДЖУЮ

Ректор

Національного аерокосмічного університету

ім. М. С. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

д.т.н., професор

М. В. Нечипорук



04

20 20 р.

про впровадження результатів дисертаційної роботи Л. Ю. Буйвал
**«Наукові основи інтегрованого проектування цивільного легкого літака
за допомогою комп'ютерних систем»** в навчальний процес
Національного аерокосмічного університету ім. М. С. Жуковського «Харківський
авіаційний інститут»

Запропоновані автором наукові основи інтегрованого проектування цивільного легкого літака за допомогою комп'ютерних систем, таких як Siemens NX, CATIA, зокрема, метод та розроблене програмне забезпечення «CLA-TOW» (Civil Light Aircraft – Take-off Weight) визначення злітної маси цивільних легких літаків з турбогвинтовими двигунами на етапі попереднього проектування в трьох наближеннях, а також удосконалені методи створення тривимірних параметричних моделей за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи SIEMENS NX впроваджені на кафедрі проектування літаків та вертольотів в навчальний процес, та включені в навчальні програми курсів «Інтегроване проектування літаків і вертольотів», «Загальне проектування літаків і вертольотів», «Моделювання об'єктів авіаційної техніки за допомогою системи SIEMENS NX», а також використовуються студентами кафедри при виконанні дипломних проектів бакалаврів та магістрів.

Також наведені вище методи було впроваджено в програми наукових досліджень, котрі виконувались на кафедрі проектування літаків та вертольотів в рамках держбюджетних тем № 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». За результатами роботи отримано патент на промисловий зразок № 40602 «Літак цивільний легкий «ХАІ-90» чинний з 11.11.2019.

Впроваджені в навчальний процес результати дисертаційної роботи **Буйвал Лілії Юріївни** дозволяють підвищити якість підготовки фахівців за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

Завідувач кафедри проектування літаків
і вертольотів, д.т.н., професор

О. Г. Гребеніков

Доцент кафедри проектування літаків
і вертольотів, к.т.н., доцент

С. В. Трубаєв

ДОДАТОК Б

Апробація методу та програмного забезпечення «CLA-TOW» на прикладі нового цивільного літака ХАІ-90

Б.1 Нульове наближення

Б.1.1 Технічне завдання на розроблення цивільного легкого літака ХАІ-90

Призначення

Цивільний легкий літак ХАІ-90 призначений для виконання завдань цивільного призначення та може використовуватися у таких варіантах:

- перевезення шести пасажирів;
- трьох пасажирів і 300 кг вантажу;
- двох пасажирів і 400 кг вантажу;
- 800 кг вантажу;
- як VIP-варіант.

ХАІ-90, літальний апарат, що проектується, може бути застосованим для надання таких послуг:

- виконання пасажирських, вантажних, пасажирсько-вантажних перевезень;
- «повітряного таксі»;
- патрулювання та розвідки об'єктів географічного ландшафту і об'єктів народного господарства;
- пошуково-рятувальних операцій і евакуації людей;
- перевезення поранених і хворих з обмеженими можливостями опорно-рухового апарату;
- виконання туристичних і весільних маршрутів, повітряних прогулянок;
- доставки мисливців і рибалок до місць призначення;
- перевезення спортсменів і туристів (у тому числі з довгомірним спорядженням).

Очікувані умови експлуатації:

- масова щільність, барометричний тиск, кінематична в'язкість, температура зовнішнього повітря згідно з ДСТУ ГОСТ 4401: 2009;
- температура повітря близько землі – від мінус 35°C до +35°C;
- відносна вологість зовнішнього повітря близько землі при +35°C \leq 70 %;
- напрямлення і швидкість вітру близько землі згідно з АП-23 (CS-23, FAR-23):

- зустрічна складова $\leq 3,2$ м/с;
- попутна складова $\leq 9,3$ м/с;
- бокова складова під кутом 90° до ЗПС при $f = 0,3$ менше $6,3$ м/с.

Допустимі стани ЗПС:

- сухий;
- вологий;
- мокрий, з ділянками води;
- залитий водою до 10 мм;
- покритий шаром сльоти до 15 мм;
- засніжений (шар снігу до 50 мм).

Літак має забезпечувати такі польоти:

- за правилами візуального польоту і за приладами;
- вдень і вночі;
- у простих і складних метеоумовах;
- в умовах обмерзання;
- на внутрішніх і міжнародних повітряних трасах;
- над рівнинною, горбистою і гірською місцевістю;
- над водоймами.

Б.1.2 Аналіз параметрів і характеристик літаків-прототипів

Досліджено та підібрано групу цивільних легких літаків з турбогвинтовими двигунами (див. 1.2) класичної аеродинамічної схеми з розташуванням горизонтального оперення в хвостовій частині літака злітною масою від 2 200 до 5 700 кг з масою комерційного навантаження від 600 до 2 000 кг.

Для проведення аналізу було обрано аеродинамічні схеми легких літаків досліджуваного типу: Cessna 441 Conquest II (рисунок 1.2), Cessna 425 Corsair (рисунок 1.3), Commander Jetprop 840 (рисунок 1.4) ЕМВ-121 Xingu (рисунок 1.5), Merlin ІІВ (рисунок 1.6), Mu-2В-60 Marquise (рисунок 1.7), PA-42 Cheyenne ІІІ (рисунок 1.8), Beech Model 200 Super King Air (рисунок 1.9), King Air F90 (рисунок 1.10), Cessna Caravan (рисунок 1.11), ТВМ-850 (рисунок 1.12), Рисачок (рисунок 1.13), Piaggio P-166 (рисунок 1.14), М 101Т Гжель (рисунок 1.15), СМ-92 Т Турбо-Фініст (рисунок 1.16), Piper Cheyenne І (РА-31Т-500І) (рисунок 1.17), Piper

Meridian 500 (рисунок 1.18), A-Viator (рисунок 1.19). Основні параметри і характеристики легких літаків зведено в таблицю 1.1.

На основі технічного завдання і аналізу параметрів і характеристик літаків-прототипів розроблено концепцію створення нового конкурентоспроможного цивільного легкого літака ХАІ-90 і призначено основні тактико-технічні вимоги.

Б.1.3 Концепція створення цивільного легкого літака ХАІ-90

Новий літак має задовольняти заданим перспективним вимогам, відповідним завданням різних сфер діяльності суспільства і забезпечувати вищий рівень економічних і експлуатаційних показників вітчизняних і зарубіжних легких літаків аналогічного призначення. Досягнення цієї мети є можливим при виконанні таких концепцій:

– з аеродинамічного компонування: отримати аеродинамічну якість літака не менше 14 одиниць на крейсерському режимі польоту і на злітному режимі – не менше 8 одиниць та розробити аеродинамічне компонування літака, яке забезпечить швидкості зльоту і посадки не більше 135 км/год. Виконання цієї вимоги можливо завдяки застосуванню класичної аеродинамічної схеми з високорозміщеним крилом, що має менший опір інтерференції порівняно з аеродинамічною схемою низькоплана. Шасі, що прибирається, також сприяє зменшенню лобового опору;

– із конструкції планера та систем літака: з ваговою віддачею відповідно до корисного навантаження мають бути вище, ніж у сучасних літакових конструкціях і перевищувати 60 % і конструкції планера не більше 27 %;

– із силової установки: має містити більш економічні двигуни;

– із стійкості і керованості: необхідно щоб літак забезпечував гармонічне поєднання критеріїв стійкості й керованості на всіх режимах польоту, що регламентується запасом статичної стійкості $m_z^{C_y} = (0,1...0,12) b_{САХ}$;

– із систем літака: системи та комплекси обладнання мають забезпечувати задані вимоги щодо пілотажних і навігаційних характеристик за рівнем надійності та безпеки польоту. Величина зусиль командного важеля на всіх режимах польоту

має знаходитися в межах: за тангажем – від 2,5 до 25 кгс; за креном – від 1, 5 до 15 кгс; за курсом – від 3 до 50 кгс;

– із ресурсу: конструкція планера та систем літака при необхідній ваговій віддачі має забезпечувати заданий ресурс не менше 20 000 льотних годин;

– компонування літака: має забезпечувати комфорт пасажирів, безпеку й економічність експлуатації, зручну і швидку посадку-висадку пасажирів (завантаження-розвантаження вантажу) шляхом використання знімної сходинок та широких дверей як у пасажирському, так і вантажному варіантах відповідно. Конструкція літака має здійснити швидкий огляд і підготовку літака до польоту без додаткового обслуговуючого персоналу.

Б.1.4 Основні тактико-технічні вимоги та критерії ефективності

Таблиця Б.1 – Основні тактико-технічні вимоги цивільного легкого літака ХАІ-90

M_{max}	$L_{max}(m_{n\ max})$, КМ	$L_{max}(m_{ц.н\ max})$, КМ	$n_{пас}$, ЧОЛ	$L_{розб}$, М	$H_{ном}$, М	$V_{крейс}$, КМ/ГОД	$n_{ек}$, ЧОЛ	$H_{крейс}$, М	T , ГОД
0,35	1 500	500	6	300	5 000	350	1	3 500	20 000

Планер літака, системи, силова установка та обладнання слід експлуатувати в межах призначеного ресурсу.

Функціональні можливості і технічний рівень літака і обладнання мають відповідати заданим ЛТХ і сертифікаційним вимогам відповідно до норм авіаційних правил цивільних легких літаків АП-23, двигунів повітряних суден АП-33, сертифікації повітряних суден щодо шуму на місцевості АП-36, процедур сертифікації авіаційної техніки АП-21, нормам льотної придатності повітряних гвинтів АП-35.

Конструкторська документація має бути виконана із застосуванням сучасних комп'ютерних інтегрованих технологій. Проектування літака ведеться із застосуванням систем CAD\CAM\CAE\PLM.

Як критерій оптимальності прийнято мінімальну злітну масу літака $m_0 \rightarrow \min$.

Б.1.5 Вибір і обґрунтування схеми літака

Цивільний легкий літак ХАІ-90 є вільнонесучим монопланом з високорозміщеним крилом, однокільовим вертикальним оперенням, горизонтальним оперенням, розташованим у хвостовій частині фюзеляжу, і висувним триопорним шасі з носовою стійкою.

Крило пряме трапецієподібне із прямим центропланом має хороші аеродинамічні, конструктивні і технологічні характеристики. Як механізацію крила використано прості закрилки, як органи управління – елерони, розташовані по всьому розмаху для збільшення їх ефективності. На крилі встановлені два турбогвинтові двигуни з тяговими гвинтами і паливні баки, які розвантажують його в польоті.

Фюзеляж негерметичний. Габаритні параметри фюзеляжу розраховані відповідно до особливостей компонування пасажирської кабіни для п'яти пасажирів, кабіни екіпажу для одного пілота і одного пасажирів та потрібним обсягом вантажних приміщень залежно від виконуваного завдання, що дозволяє більш ефективно використовувати простір салону.

Шасі висувне триопорне з носовою стійкою. При дії бічних сил на колеса основних опор є стійким на етапі розбігу та пробігу. Для збільшення швидкісних і поліпшення аеродинамічних характеристик використано висувне шасі, при цьому носову стійку прибирають вперед у фюзеляж, основні стійки – в обтічники, виконані як невелике крило і розташовані на фюзеляжі, і частково у фюзеляж.

Застосування класичної схеми літака ХАІ-90, наявність механізації і органів управління забезпечує високу стійкість і керованість на всіх режимах польоту.

Створення літака за схемою високоплан з двигунами, установленими під крилом, дозволяє його експлуатування як з бетонних, так і з ґрунтових і трав'яних покриттів. При цьому елементи силової установки захищені від попадання забруднень і дрібних частинок з поверхні землі, що підвищує ресурс і надійність їх роботи. Застосування сучасних спеціальних двигунів, призначених для легких літаків, забезпечує зниження питомої витрати палива і рівня шуму на місцевості.

Б.1.6 Основні відносні геометричні параметри

Таблиця Б.2 – Основні відносні геометричні параметри цивільного легкого літака ХАІ-90

λ	$\chi_{п.к}$	η	$\bar{c}_{сер}, \%$	\bar{b}_3	$\delta_3, \text{град}$	$d_\phi, \text{м}$	$\lambda_\phi, \text{м}$
9,6	3	2,25	10,6	0,271	20/40	1,58	5,69

Кінець таблиці Б.2

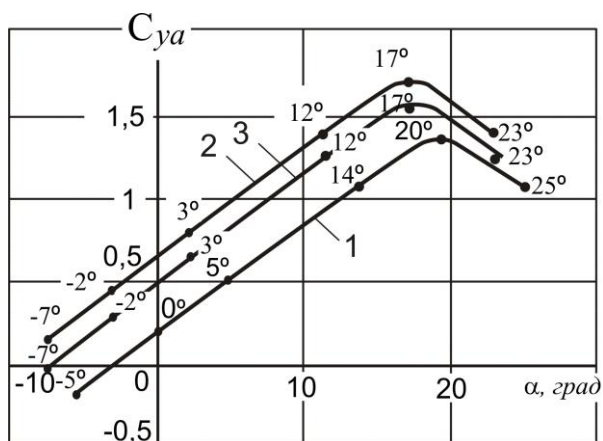
$\bar{S}_{Г.О}$	$\bar{S}_{В.О}$	$\lambda_{Г.О}$	$\lambda_{В.О}$	$\chi_{Г.О,0,25}$	$\chi_{В.О,0,25}$	$\bar{c}_{Г.О}$	$\bar{c}_{В.О}$	$\eta_{Г.О}$	$\eta_{В.О}$
0,26	0,15	4,2	1,04	9	25	0,1	0,12	1,54	1,8

Визначення злітної маси та геометричних параметрів літака у нульовому наближенні виконано за допомогою програмного забезпечення «CLA-TOW» і наведено у додатку Г.

Б.1.7 Розрахунок аеродинамічних характеристик

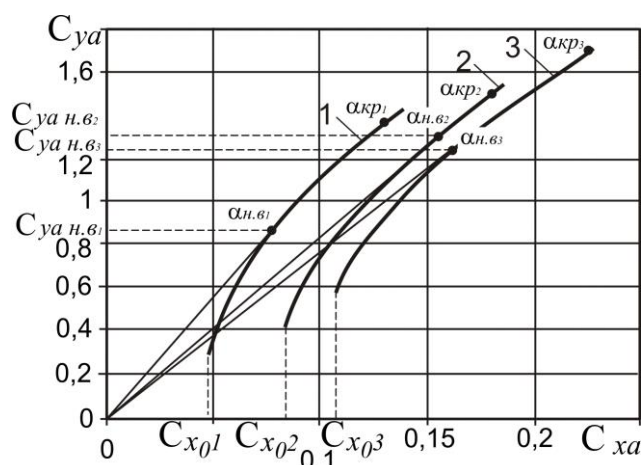
Розрахунки проведено за допомогою аналітичних методів і програми, розробленої на кафедрі аерогідродинаміки ХАІ, враховуючи Норми льотної придатності цивільних легких літаків АП-23.

Побудова графічної залежності коефіцієнта піднімальної сили від кута атаки і поляри у різних конфігураціях польоту



1 – крейсерський режим; 2 – зліт;
3 – посадка

Рисунок Б.1 – Вплив кута атаки на коефіцієнт піднімальної сили ХАІ-90



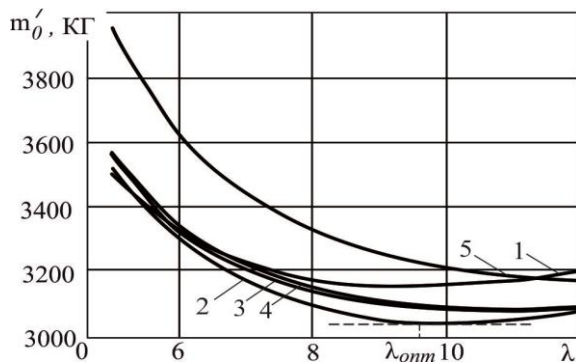
1 – крейсерський режим; 2 – зліт;
3 – посадка

Рисунок Б.2 – Поляри літака ХАІ-90

Б.2 Перше наближення

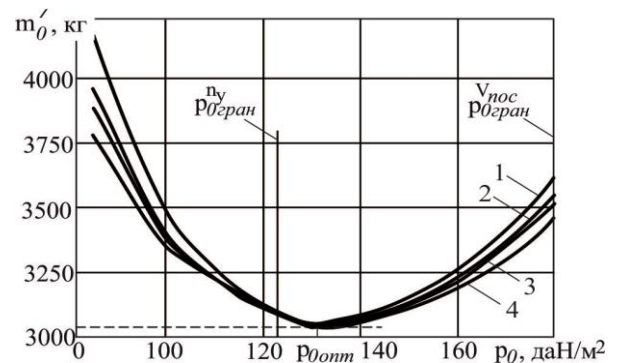
Б.2.1 Визначення злітної маси літака у першому наближенні

Визначення злітної маси у першому наближенні виконано за допомогою програмного забезпечення «CLA-TOW» і наведено у додатку Г.



- 1 – $p_0 = 115$ даН/м²; 2 – $p_0 = 130$ даН/м²;
 3 – $p_0 = 143,6$ даН/м²; 4 – $p_0 = 145$ даН/м²;
 5 – $p_0 = 160$ даН/м²

Рисунок Б.3 – Вплив подовження на величину злітної маси літака ХАІ-90 при зміні питомого навантаження на крило



- 1 – $\lambda = 9$; 2 – $\lambda = 9,6$; 3 – $\lambda = 10$;
 4 – $\lambda = 11$

Рисунок Б.4 – Вплив питомого навантаження на крило подовження на величину злітної маси літака ХАІ-90 при зміні подовження крила

Мінімальна розрахункова маса склала $m'_{0\min} = 3037$ кг відповідні їй оптимальні параметри є: питоме навантаження на крило $p_{opt} = 130$ даН/м², подовження $\lambda_{opt} = 9,6$, стартова енергоозброєність $t_{0\,opt} = 0,1893$.

Б.2.2 Підбір двигуна, перевірка довжини розбігу

Для підбору двигуна розраховано потрібну потужність з урахуванням оптимальної величини максимальної стартової енергоозброєності

$$N_0 = t_{0\,opt} \cdot m_0 = 0,1893 \cdot 3037 = 564 \text{ к.с.}$$

Потрібно потужність одного двигуна складає $N_{01} = N_0 / n = 564 / 2 = 282$ к.с.

За рішенням Замовника може бути встановлено один з двох типів силових установок із сучасними двигунами: газотурбінним двигуном АІ-450С українського виробництва підприємства «Мотор Січ» злітною потужністю $N_0 = 450$ к.с. кожен або турбогвинтовим двигуном Rolls-Royce 250-B17F британської компанії Rolls-Royce злітною потужністю $N_0 = 420$ к.с. кожен.

Таблиця Б.1 – Основні технічні характеристики двигунів AI-450C і Rolls-Royce 250-B17F

Найменування	AI-450C	Rolls-Royce 250-B17F
Суха маса двигуна $m_{дв}$, кг	115	93
Злітна потужність N_0 , к.с.	450	420
Крейсерська потужність $N_{0крейс}$, к.с.	300	380
Питома витрата палива C_e , кг/к.с·год	0,31	0,285

Наведено розрахунок літака ХАІ-90 із турбогвинтовими двигунами Rolls-Royce 250-B17F.

Перевірка довжини розбігу літака:

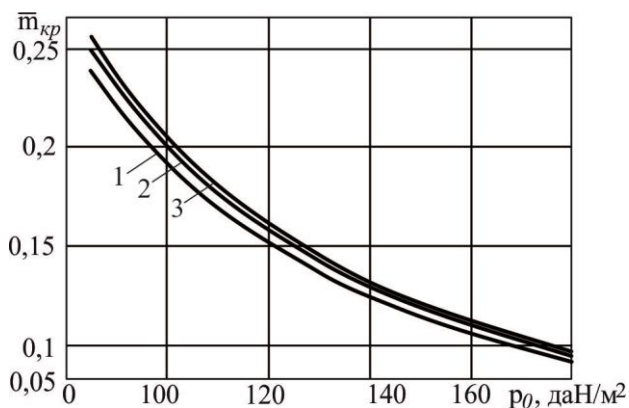
$$L_{розб} = \frac{v_{відр}^2}{2 \cdot g \cdot \left(\frac{N_0}{m_0} - f \right)} = \frac{35,3^2}{2 \cdot 9,81 \cdot \left(\frac{840}{3037} - 0,03 \right)} = 258 \text{ м.}$$

Розрахункова довжина розбігу задовольняє заданим тактико-технічним вимогам.

Б.3 Друге наближення

Б.3.1 Визначення злітної маси літака другого наближення

Згідно із графічними залежностями (рисунки Б.5, Б.6) відносна маса крила $\bar{m}_{кр} = 0,1423$, відносна маса фюзеляжу $\bar{m}_{ф} = 0,1263$, відносна маса оперення $\bar{m}_{оп} = 0,0315$, відносна маса шасі $\bar{m}_{ш} = 0,0599$.



1 – $\lambda = 9$; 2 – $\lambda = 9,6$; 3 – $\lambda = 10$; 4 – $\lambda = 11$

Рисунок Б.5 – Вплив питомого навантаження на крило на величину відносної маси крила при зміні подовження крила

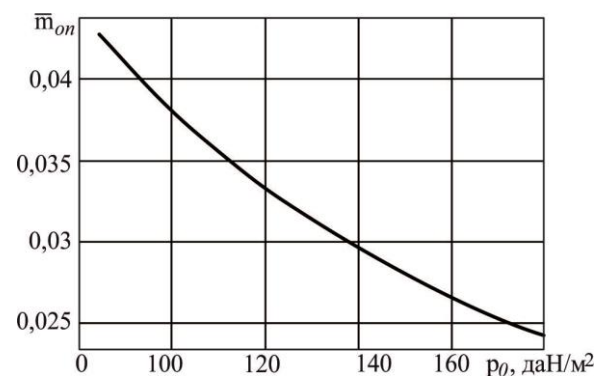


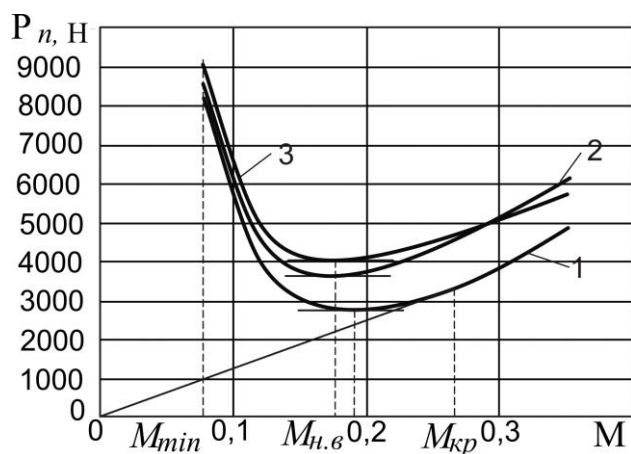
Рисунок Б.6 – Вплив питомого навантаження на крило на величину відносної маси оперення при зміні подовження крила

Уточнена відносна маса конструкції літака з урахуванням розміщення максимального запаса палива на дальність до 1500 км. Тоді злітна маса другого наближення

$$m_0'' = \frac{m_{ц.н} + m_{с.н} + m'_{об.унр} + m'_{С.У} + m'_n}{1 - \bar{m}''_{кон}(p_{опт}, \lambda_{опт}, \eta_{опт}, \chi_{опт}, \bar{c}_{опт} \dots)} = 3139 \text{ кг.}$$

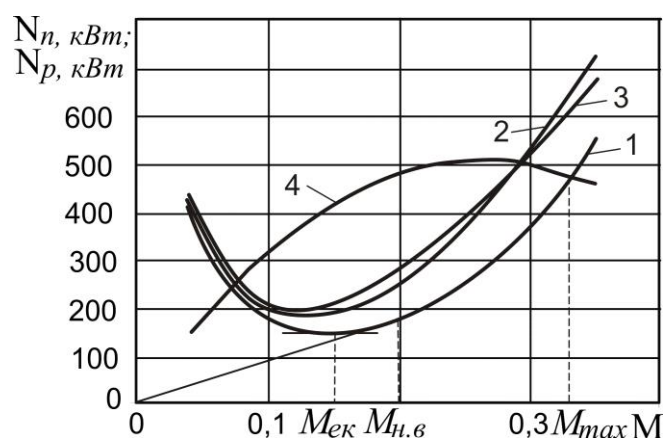
Б.3.2 Розрахунок льотно-технічних характеристик

Розрахунок льотно-технічних характеристик виконано за допомогою методів тяг і потужностей.



1 – крейсерський режим; 2 – зліт;
3 – посадка

Рисунок Б.7 – Вплив чисел Маха на потрібну тягу двигунів літака ХАІ-90



1, 4 – крейсерський режим; 2 – зліт;
3 – посадка

Рисунок Б.8 – Вплив чисел Маха на потрібні і наявні потужності

Б.4 Третє наближення

Б.4.1 Визначення злітної маси літака у третьому наближенні

Визначення злітної маси у третьому наближенні виконано за допомогою програмного забезпечення «CLA-TOW» і наведено у додатку Г.

Розрахункове значення

$$m_0''' = m''_{кон} + m''_{С.У} + m''_n + m'''_{об.унр} + m_{ц.н} + m_{с.н} = 3588 \text{ кг.}$$

Б.4.2 Уточнения геометрических параметров лётка

Уточнения геометрических параметров крыла, оперения, фюзеляжу та шасі літака ХАІ-90 виконано за допомогою програмного забезпечення «CLA-TOW»:

Определение геометрических параметров крыла самолета с центропланом

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$$m_0^0 = 3588 \text{ кг}; \quad p_0 = 130 \text{ даН/м}^2; \quad g = 9.81 \text{ м/с}^2; \quad \lambda = 9.6; \quad \eta = 2.25; \quad \chi_{п.к} = 3 \text{ град.}; \quad l_{ц} = 1.58 \text{ м}; \\ \bar{c}_0 = 12 \%; \quad \bar{c}_к = 9 \%; \quad \bar{S}_3 = 0.371; \quad \bar{S}_{пр} = 0.0614; \quad \bar{S}_3 = 0.185.$$

Результаты расчета:

$$S = 27,0756 \text{ м}^2; \quad l = 16,1222 \text{ м}; \quad b_0 = 2,2409 \text{ м}; \quad b_к = 0,9959 \text{ м}; \quad b_{C.A.X} = 1,6982 \text{ м}; \\ Z_{C.A.X} = 3,5138 \text{ м}; \quad X_{C.A.X} = 0,1842 \text{ м}; \quad c_0 = 0,2689 \text{ м}; \quad c_к = 0,0896 \text{ м}; \quad S_3 = 10,045 \text{ м}^2; \\ S_{пр} = 1,6624 \text{ м}^2; \quad S_3 = 5,009 \text{ м}^2.$$

Определение геометрических параметров вертикального оперения

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$$\lambda_{B.O} = 1.04; \quad \bar{S}_{B.O} = 0.15; \quad \bar{c}_{B.O} = 12 \%; \quad \bar{S}_{р.н} = 0.446; \quad \eta_{B.O} = 1.8; \quad \chi_{ПК_{B.O}} = 27 \text{ град.}; \\ A_{B.O} = 0.0598; \quad S = 27.1 \text{ м}^2; \quad l = 16.12 \text{ м}.$$

Результаты расчета:

$$S_{B.O} = 4,065 \text{ м}^2; \quad h_{B.O} = 2,0561 \text{ м}; \quad b_{0_{B.O}} = 2,5419 \text{ м}; \quad b_{к_{B.O}} = 1,4122 \text{ м}; \quad b_{C.A.X_{B.O}} = 2,0308 \text{ м}; \\ Y_{C.A.X_{B.O}} = 0,9301 \text{ м}; \quad X_{C.A.X_{B.O}} = 0,4739 \text{ м}; \quad c_{0_{B.O}} = 0,305 \text{ м}; \quad c_{к_{B.O}} = 0,1695 \text{ м}; \quad S_{р.н} = 1,813 \text{ м}^2; \\ L_{B.O} = 6,4265 \text{ м}.$$

Определение параметров фюзеляжа

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$$\lambda_{ф} = 5.69; \quad d_{ф} = 1.58 \text{ м}.$$

Результаты расчета:

$$L_{ф} = 8,9902 \text{ м}.$$

Определение параметров шасси

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$$L_{ф} = 9 \text{ м}; \quad k_b = 0.3; \quad k_a = 0.86; \quad k_e = 0.16; \quad k_B = 0.2; \quad l = 16.12 \text{ м}; \quad \alpha_{пос.мах} = 18 \text{ град.}; \quad \alpha_{уст} = 3 \text{ град.}; \\ \Delta = 2 \text{ град.}$$

Результаты расчета:

$$b = 2,7 \text{ м}; \quad a = 2,322 \text{ м}; \quad e = 0,432 \text{ м}; \quad B = 3,224 \text{ м}; \quad \varphi = 17 \text{ град.}; \quad \gamma = 19 \text{ град.}$$

Б.4.3 Уточнення креслення загального вигляду літака

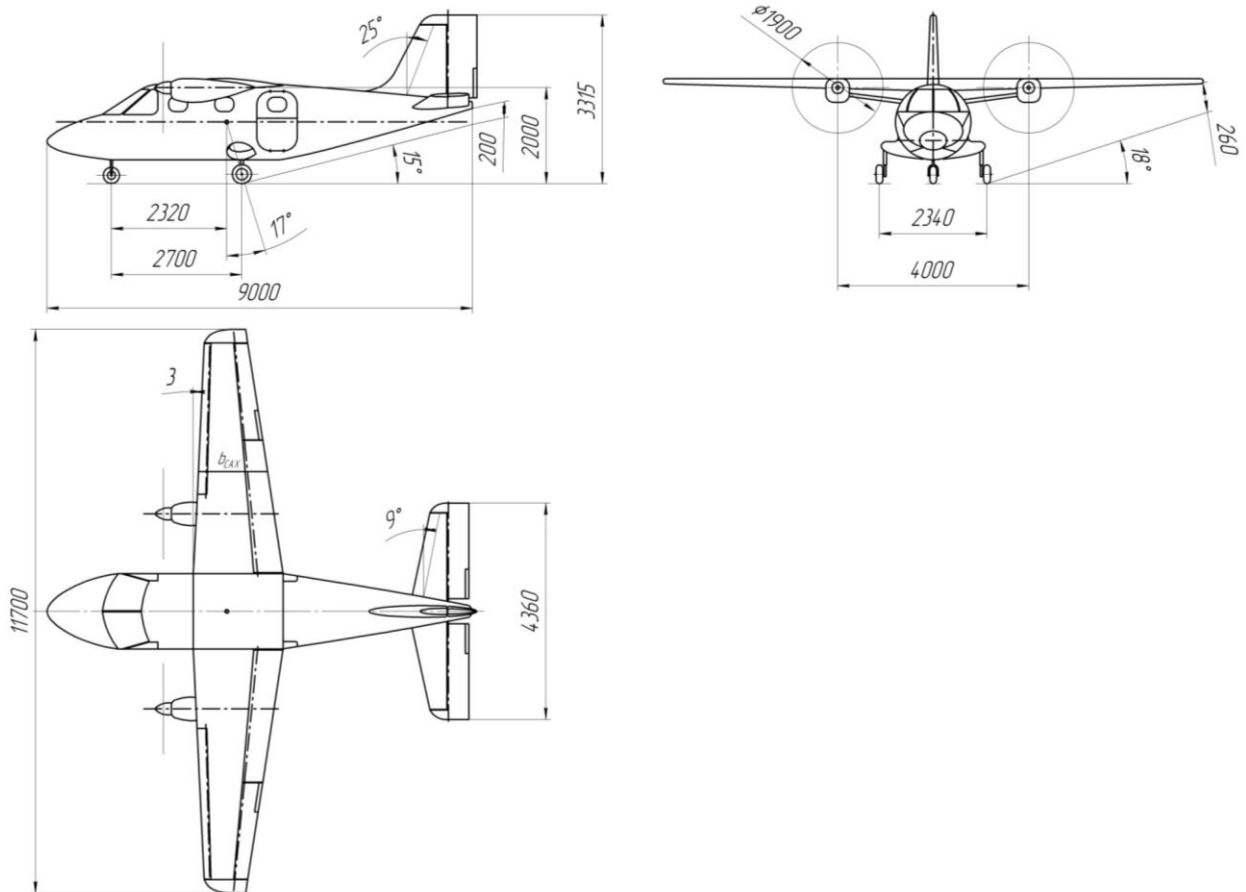


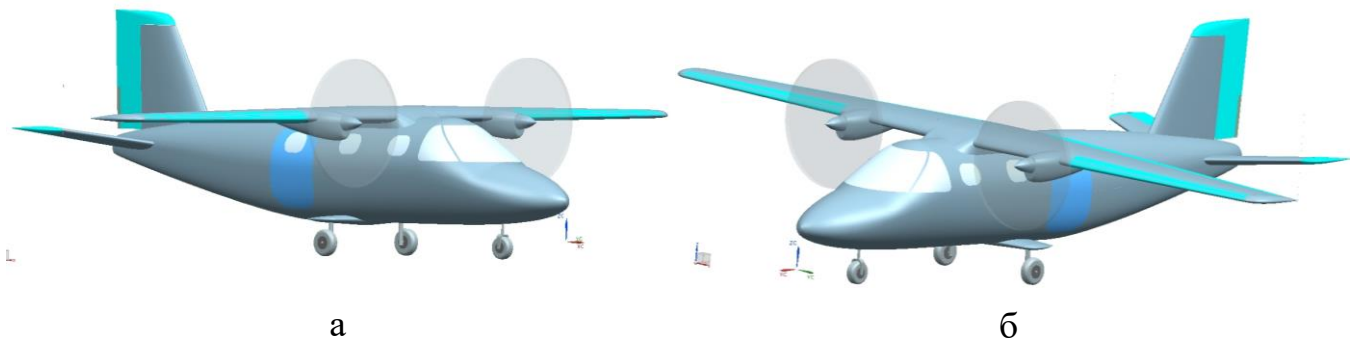
Рисунок Б.9 – Фрагмент креслення загального вигляду цивільного легкого літака ХАІ-90

Б.4.4 Розроблення об'ємно-масового компоунвання і центрування цивільного літака ХАІ-90

Для розроблення об'ємно-масового компоунвання літака ХАІ-90 застосовано метод тривимірного параметричного моделювання, який дозволяє виконувати перетворення моделі літака, відтворюючи тим самим її власний спосіб створення, змінювати побудовані на ранніх етапах елементи і автоматично перебудовувати всю геометрію, створену пізніше. Комп'ютерний проект літака розробляємо за допомогою системи Siemens NX. Він містить моделі майсер-геометрії, розподілу простору.

Параметри перерізу фюзеляжу залежать від розміру сидінь і ширини проходу, висоти підлоги, товщини внутрішніх стінок. На основі аналізу прийнято установлення пасажирських крісел у три ряди, по два крісла в перших двох рядах і

одне – в третьому. Пасажирські крісла встановлені на рейках, що дозволяє змінювати крок їх установки.



а – вигляд з лівого борту фюзеляжу; б – вигляд із правого борту фюзеляжу

Рисунок Б.10 – Фрагменти майстер-геометрії літака ХАІ-90

Крісла мають такі розміри: відстань між підлокітниками – 380 мм; кут відхилення спинки – 13° . Мінімальна ширина проходу між кріслами легкого літака обмежена Нормами льотної придатності АП 23. 815. Виходячи з цього для літака ХАІ-90 вона становить 380 мм на висоті менше 635 мм від підлоги і 430 мм на висоті 635 мм від підлоги. Під кріслами розташовані швартувальні сітки для дрібних речей пасажирів (сумок, барсеток, косметичок, папок з документами, портфелів і рюкзаків розмірами не більше $270 \times 290 \times 400$ мм), закріплені із заднього боку, а з переднього – регулюються пасажиром. По бортах біля кожного крісла встановлені висувні столики.

Для забезпечення вільного простору для голови пасажира внутрішня стінка кабіни знаходиться на відстані 335 мм від умовної точки положення очей пасажира.

Зовнішній діаметр отриманий додаванням 80 мм товщини стінки до внутрішнього діаметру, і становить 1580 мм. Підлога має горизонтальну поверхню висотою 100 мм від нижнього обводу фюзеляжу.

Крок крісел – 1100 мм, що за загальною класифікацією належить до першого класу, а отримана довжина кабіни $l = 4350$ мм дозволяє її модифікувати під інші види експлуатації без зміни довжини фюзеляжу. По лівому борту знаходиться контейнер для багажу пасажирів.

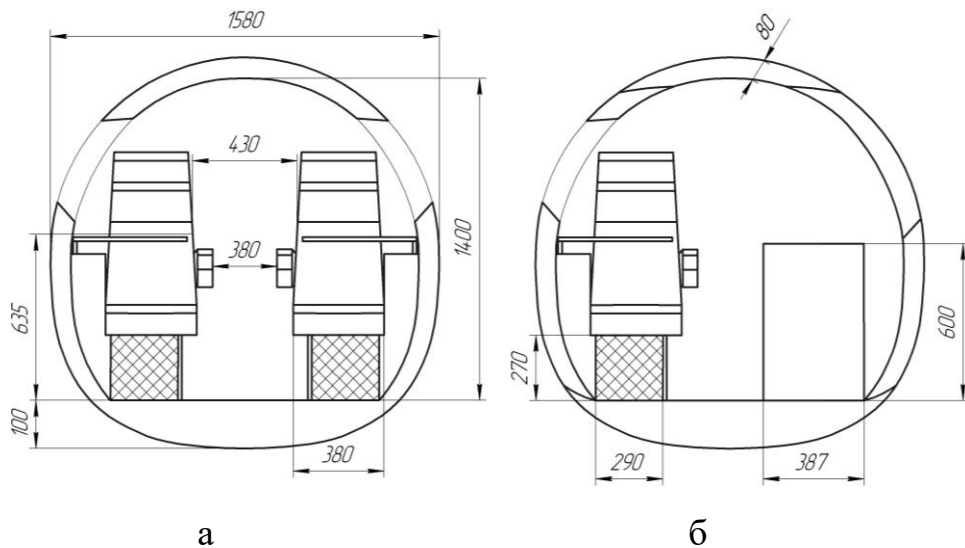
По бортах фюзеляжу після другого ряду крісел розташовані пасажирські двері. Ліві двері складаються з двох секцій: верхня відкривається вгору, нижня, із вбудованою складною сходиною – вниз. Праві пасажирські двері є аварійним виходом, що відкриваються назовні у напрямку польоту. Для зовнішнього огляду і освітлення кабіни в денний час в конструкції літака передбачено скління – вікна кабіни екіпажу й ілюмінатори пасажирського салону. Ілюмінатори розміром 300×400 мм розташовані по два на кожному борту фюзеляжу і один – в аварійному виході.

Для забезпечення медичного обслуговування використано відповідним чином оснащену аптечку. На літаку є два переносних вогнегасники (один в кабіні екіпажу, інший – у пасажирському салоні).

Для інформаційного і культурного сервісу можуть бути передбачені місця для розміщення і зберігання періодичної преси, реклами, радіо- та телеобладнання, включення ПВМ, виходу в Інтернет та інші залежно від вимог Замовника.

На рисунках Б.11 і Б.12 показано фрагменти поперечних перерізів і моделі розподілу простору пасажирського салону літака ХАІ-90, створеного в системі Siemens NX. За допомогою команди Tools → Human Modeling → Human як манекен використано модель людини із загальноприйнятими усередненими антропометричними даними: зріст – 1,754 м, маса – 78,45 кг (при цьому, відповідно до Авіаційних правил розрахунковою масою є 86 кг) в положенні «seated relaxed».

Основними відмінностями компоновання пасажирського салону літака ХАІ-90 від літаків-прототипів є розташування всіх пасажирських крісел у напрямку польоту; збільшений крок розташування крісел, ширина проходу, габаритні розміри пасажирських дверей; застосоване нове конструктивно-технологічне рішення про розміщення дрібних речей пасажирів під кожним пасажирським кріслом. Завдяки відсутності перегородки між пасажирським салоном і кабіною екіпажу збільшено обсяг пасажирського салону.



а – поперечний переріз у місці розташування крісел другого ряду, б – поперечний переріз у місці розташування вхідних дверей і аварійного виходу

Рисунок Б.11 – Фрагменти поперечних перерізів пасажирського салону літака ХАІ-90

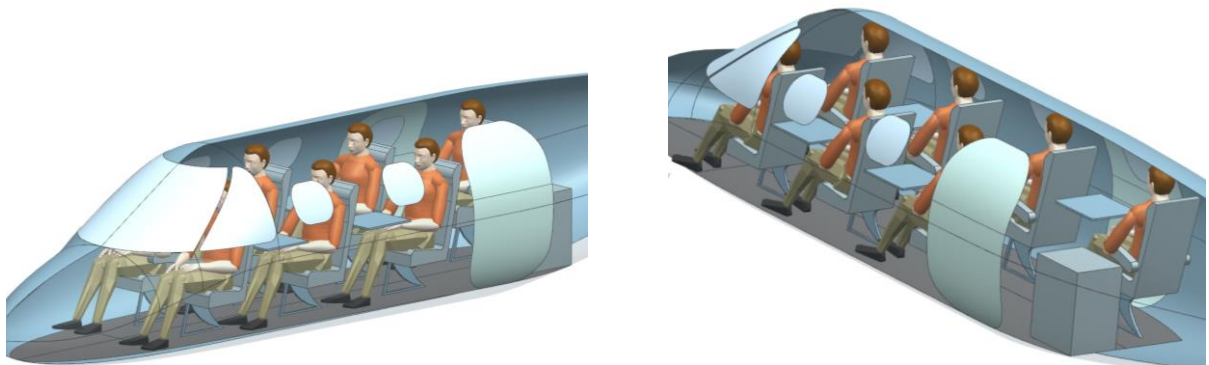


Рисунок Б.12 – Фрагменти моделі розподілу простору пасажирського салону літака ХАІ-90

Визначення статичної стійкості і керованості

Розрахунок центра мас проектованого літака проведено для такого експлуатаційного випадку: маса літака – злітна, шасі – прибрано, цільове навантаження – максимальне, маса палива – максимальна.

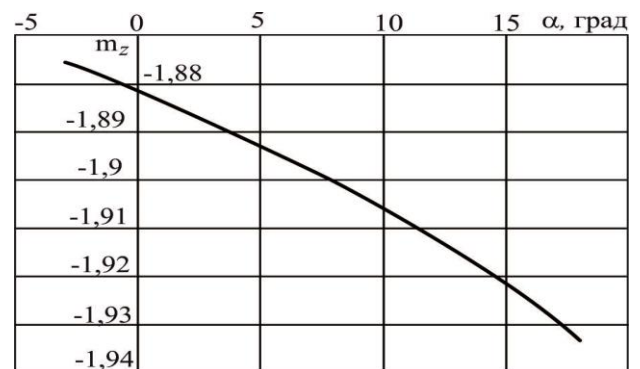


Рисунок Б.13 – Залежність коефіцієнта поздовжнього моменту m_z від кута атаки α

Враховуючи побудовану моментну діаграму залежності коефіцієнта поздовжнього моменту m_z від кута атаки α літак ХАІ-90 є статично стійким, оскільки похідна $\frac{dm_z}{d\alpha} = \frac{dm_z}{dC_y} < 0$ (рисунок Б.13).

Відносно середньої аеродинамічної хорди відносна координата центра ваги

$$\bar{x}_m = \frac{x_m}{b_{CAH}} = \frac{0,341}{1,53} = 0,22.$$

Гранично переднє центрування $\bar{x}_{z.p.n} = 0,157 \cdot b_{CAH}$; гранично заднє центрування $\bar{x}_{z.p.z} = 0,318 \cdot b_{CAH}$.

ДОДАТОК В

Апробація програмного забезпечення «CLA-TOW» при розрахунку цивільних легких літаків із турбогвинтовими двигунами

В.1 Апробація програмного забезпечення при розрахунку параметрів легкого літака A-Viator

Вхідні дані

$\bar{C}_{ср} = 12(\%)$; $\lambda_{кр.} = 7.74$; $\eta_{кр.} = 1$; $\chi_{глк} = 0(\text{град.})$; $\bar{l}_3 = 0.5$; $\bar{b}_3 = 0.179$; $\bar{b}_{3, \text{табл}} = 0.3$;
 $\delta_{з, \text{взл}} = 15(\text{град.})$; $\delta_{з, \text{взл, табл}} = 40(\text{град.})$; $k_3 = 0.15$; $\bar{l}_{пр} = 0$; $k_{пр} = 0$; $\Delta \bar{C}_{у \text{ мех}} = 1.18$;
 $\alpha_{отр} = 8(\text{град.})$; $M_{отр} = 0.144$; $d_{ф} = 1.37(\text{м})$; $\lambda_{ф} = 8.22$; $K_{мид} = 1369(\text{даН/м}^2)$; $k_{гнт} = 1$;
 $K_{оп} = 1.42$; $m_{ком} = 960(\text{кг})$; $\bar{l}_{щел} = 0.86$; $K_{отд} = 0.32$; $\bar{h} = 1.26$; $\bar{l}_{кр} = 6.12$; $n_{дв} = 2(\text{шт})$;
 $d_{винт} = 2.032(\text{м})$; $N_{0 \text{ дв}} = 340.2(\text{кВт})$; $l_{кр} = 12(\text{м})$; $\rho = 158.2(\text{даН/м}^2)$; $L_p = 400(\text{м})$; $\xi_y = 1$;
 $\xi_{Н \text{ взл}} = 1$; $\xi_{др. \text{ взл}} = 0.75$; $\xi_{Н \text{ крейс}} = 1$; $\xi_{др. \text{ крейс}} = 0.75$; $f_{тр} = 0.03$; $\xi_{вз} = 0.99$; $\eta_{в. \text{ отр}} = 0.65$;
 $\eta_{в. \text{ наб}} = 0.72$; $V_y = 7.87(\text{м/с})$; $\eta_{в. \text{ крейс}} = 0.803$; $M_{крейс} = 0.273$; $H_{крейс} = 3(\text{км})$; $M_{наб} = 0.172$;
 $\rho_H = 0.91(\text{кг/м}^3)$; $V_{крейс} = 315(\text{км/ч})$; $\text{tg}(\Theta) = 0.02$; $L_{сб. \text{ ВПП}} = 670(\text{м})$; $m_0 = 3000(\text{кг})$; $m_{дв} = 93(\text{кг})$;
 $C_e = 0.285(\text{кг/(кВт*ч)})$; $\tau_{н.з} = 0.75(\text{ч.})$; $m_{Т \text{ пр.}} = 0.006$; $L = 600(\text{км})$; $\bar{c}_0 = 12(\%)$; $\bar{c}_к = 12(\%)$;
 Тип оперення = 0; $k_{\text{мат оп}} = 0.95$; $k_{\text{ст}} = 1$; $k_{\text{креп}} = 1$; $k_{\text{обт}} = 1$; $k_{\text{рес}} = 1$; $k_{\text{пан}} = 1$; $k_{\text{мат}} = 0.85$;
 Расположение двигателя = 0; $k_{\text{раз}} = 0.97$; $k_{\text{мех}} = 1$; $k_{\text{бак}} = 1$; $k_{\text{ш}} = 0$; $k_{\text{шш}} = 0.004$; $k_{\text{шф}} = 0.01$;
 $k_{б} = 0$; $\bar{S}_{го} = 0.192$; $\bar{S}_{во} = 0.226$; $n_{эк} = 2(\text{чел.})$; $n_{пасс} = 7(\text{чел.})$; $\alpha_{пос} = 8(\text{град.})$; $V_{пос} = 123(\text{км/ч})$;
 $V_3 = 35.5(\text{м/с})$; $W = 10(\text{м/с})$; $\delta_{з, \text{пос}} = 40(\text{град.})$;

В.1.1 Дослідження впливу параметрів крила і механізації на величини

 $C_{y \text{ відр}}$ і $K_{\text{відр}}$

Результати дослідження

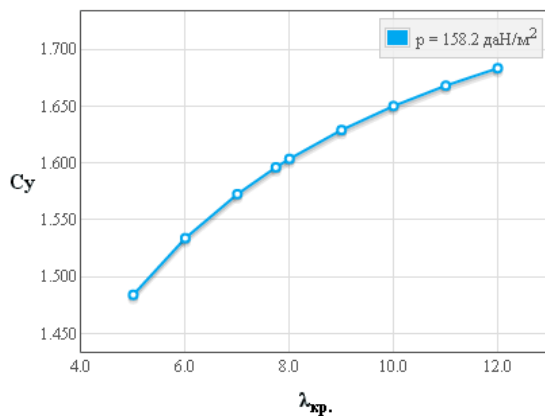
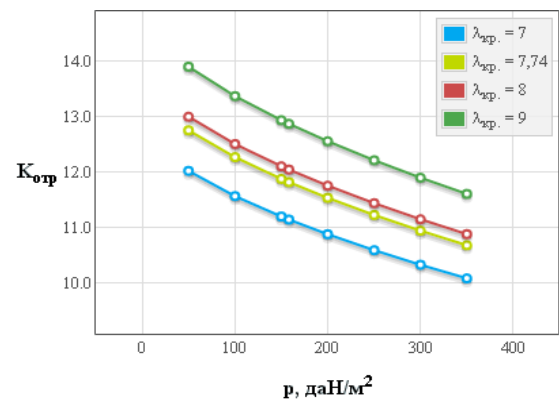
Таблиця В.1 – Вплив подовження крила на коефіцієнт піднімальної сили при відриві

λ	5	6	7	7,74	8	9	10	11	12
$C_{y \text{ відр}}$	1,4841	1,5339	1,5726	1,5962	1,6036	1,629	1,6501	1,668	1,6833

Графічні залежності впливу подовження крила літака на величину коефіцієнта піднімальної сили показано на рисунку В.1 і вплив питомого навантаження на крило на аеродинамічну якість літака при відриві – на рисунку В.2.

Таблиця В.2 – Вплив подовження крила на аеродинамічну якість при відриві

λ	5	6	7	7,74	8	9	10	11	12
p , даН/м ²	$K_{відр}$								
50,0	9,821	10,957	12,023	12,755	13,001	13,903	14,737	15,51	16,229
100,0	9,444	10,541	11,568	12,271	12,508	13,372	14,169	14,906	15,590
150,0	9,144	10,207	11,200	11,879	12,107	12,938	13,703	14,410	15,065
158,2	9,099	10,157	11,145	11,82	12,047	12,873	13,634	14,335	14,985
200,0	8,886	9,919	10,880	11,536	11,757	12,559	13,295	13,974	14,602
250,0	8,656	9,659	10,592	11,227	11,441	12,215	12,926	13,579	14,182
300,0	8,447	9,423	10,329	10,944	11,151	11,9	12,586	13,216	13,796
350,0	8,254	9,205	10,085	10,682	10,882	11,608	12,270	12,878	13,436

Рисунок В.1 – Вплив подовження крила λ на коефіцієнт піднімальної сили при відриві літака $C_{y\text{ відр}}$ 1 – для $\lambda = 7$; 2 – для $\lambda = 7,74$; 3 – для $\lambda = 8$; 4 – для $\lambda = 9$ Рисунок В.2 – вплив питомого навантаження на крило p на аеродинамічну якість літака при відриві $K_{відр}$

Основні розрахункові дані літака A-Viator при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 158,2$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 7,74$ наведено в таблиці В.3.

Таблиця В.3 – Основні розрахункові дані

$K_{відр}$	$C_{y\text{ відр}}$	$\bar{S}_{відр}$	$C_{x\text{ відр}}$	C_y^α	$C_{x0\text{ відр}}$
11,82	1,5962	0,339	0,135	0,0738	0,0098

Кінець таблиці В.3

$\bar{S}_{мех\text{ відр}}$	$k_{відр}$	$\Delta C_{y\text{ відр}}$	$\Delta C_{x\text{ закp}}$	$C_{x_{кр.}\text{ відр}}$	$C_{x_{\phi.}\text{ відр}}$
0,575	1,725	0,3827	0,0331	0,0014	0,0675

В.1.2 Дослідження впливу параметрів літака на величину потрібних стартових енергоозброєностей

Результати дослідження

Таблиця В.4 – Стартова енергоозброєність, яку визначають довжиною розбігу

λ	5	6	7	7,74	8	9	10	11	12
p , даН/м ²	t_{0p}								
50,0	0,0238	0,0223	0,0212	0,0206	0,0204	0,0197	0,0192	0,0188	0,0184
100,0	0,053	0,05	0,0477	0,0464	0,046	0,0447	0,0436	0,0428	0,042
150,0	0,0886	0,0837	0,0801	0,078	0,0774	0,0753	0,0735	0,0721	0,071
158,2	0,095	0,0897	0,0859	0,0837	0,083	0,0807	0,0789	0,0774	0,0762
200,0	0,1296	0,1226	0,1175	0,1145	0,1136	0,1106	0,1081	0,1061	0,1045
250,0	0,1754	0,166	0,1592	0,1553	0,1541	0,1501	0,1468	0,1442	0,1419
300,0	0,2255	0,2136	0,205	0,2	0,1985	0,1933	0,1892	0,1859	0,183
350,0	0,2796	0,265	0,2544	0,2483	0,2464	0,2401	0,2351	0,2309	0,2275

Таблиця В.5 – Стартова енергоозброєність, яка забезпечує задану швидкопідйомність поблизу землі

λ	5	6	7	7,74	8	9	10	11	12
p , даН/м ²	t_{0V_y}								
50,0	0,1208	0,1182	0,1162	0,115	0,1146	0,1134	0,1123	0,1114	0,1107
100,0	0,1348	0,1304	0,127	0,125	0,1244	0,1223	0,1205	0,119	0,1178
150,0	0,1473	0,1412	0,1366	0,1338	0,133	0,1301	0,1277	0,1258	0,1241
158,2	0,1492	0,1429	0,1381	0,1352	0,1343	0,1313	0,1289	0,1268	0,125
200,0	0,1589	0,1513	0,1455	0,1421	0,141	0,1374	0,1344	0,132	0,1299
250,0	0,1701	0,161	0,154	0,1499	0,1486	0,1443	0,1408	0,1379	0,1354
300,0	0,1809	0,1703	0,1622	0,1575	0,156	0,151	0,147	0,1436	0,1407
350,0	0,1914	0,1794	0,1702	0,1648	0,1631	0,1575	0,1529	0,1491	0,1458

Таблиця В.6 – Стартова енергоозброєність, яка визначається крейсерською швидкістю польоту

λ	5	6	7	7,74	8	9	10	11	12
p , даН/м ²	$t_{0крейс}$								
50,0	0,216	0,227	0,2362	0,2422	0,2442	0,2512	0,2575	0,2632	0,2683
100,0	0,1815	0,1881	0,1937	0,1972	0,1984	0,2026	0,2063	0,2096	0,2126
150,0	0,1676	0,1726	0,1767	0,1794	0,1803	0,1833	0,1861	0,1886	0,1908
158,2	0,1661	0,1709	0,1748	0,1774	0,1782	0,1812	0,1839	0,1862	0,1884
200,0	0,16	0,1641	0,1674	0,1696	0,1703	0,1728	0,1751	0,1771	0,1789
250,0	0,1552	0,1587	0,1616	0,1634	0,164	0,1662	0,1681	0,1698	0,1713
300,0	0,1518	0,1549	0,1575	0,1591	0,1596	0,1615	0,1632	0,1647	0,1661
350,0	0,1493	0,1521	0,1544	0,1559	0,1564	0,1581	0,1596	0,161	0,1622

Таблиця В.7 – Стартова енергоозброєність, яка забезпечує заданий кут набору висоти з одним двигуном, що відмовив

λ	5	6	7	8	9	10	10,6	11	12
p , даН/м ²	$t_{0\theta}$								
50,0	0,1107	0,1013	0,0944	0,0891	0,0849	0,0816	0,0799	0,0789	0,0766
100,0	0,1606	0,1468	0,1366	0,1289	0,1229	0,118	0,1155	0,114	0,1107
150,0	0,2009	0,1835	0,1707	0,161	0,1534	0,1473	0,1442	0,1423	0,1381
158,2	0,2271	0,2074	0,1928	0,1818	0,1732	0,1663	0,1628	0,1607	0,156
200,0	0,2364	0,2158	0,2006	0,1892	0,1802	0,173	0,1694	0,1672	0,1622
250,0	0,2689	0,2454	0,2281	0,215	0,2048	0,1966	0,1925	0,1899	0,1844
300,0	0,2994	0,2731	0,2538	0,2392	0,2279	0,2188	0,2141	0,2113	0,2051
350,0	0,3284	0,2995	0,2783	0,2623	0,2498	0,2398	0,2348	0,2317	0,2249

Таблиця В.8 – Стартова енергоозброєність, яка забезпечує збалансовану довжину ЗПС

λ	5	6	7	7,74	8	9	10	11	12
p , даН/м ²	$t_{0\text{ЗПС}}$								
50,0	0,0637	0,0616	0,06	0,0591	0,0589	0,0579	0,0572	0,0566	0,0561
100,0	0,1355	0,1303	0,1266	0,1245	0,1238	0,1216	0,1198	0,1183	0,1171
150,0	0,2245	0,2149	0,208	0,204	0,2028	0,1987	0,1955	0,1928	0,1906
158,2	0,2412	0,2307	0,2231	0,2188	0,2174	0,213	0,2094	0,2065	0,204
200,0	0,338	0,3216	0,3098	0,3031	0,3011	0,2943	0,2888	0,2844	0,2807
250,0	0,4876	0,4602	0,4409	0,4299	0,4266	0,4156	0,4069	0,3997	0,3938
300,0	0,6936	0,6475	0,6158	0,598	0,5926	0,5748	0,5609	0,5496	0,5402
350,0	0,9953	0,915	0,861	0,8312	0,8222	0,793	0,7702	0,7519	0,7369

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини потрібних енергоозброєностей на різних режимах польоту показано на рисунку В.3.

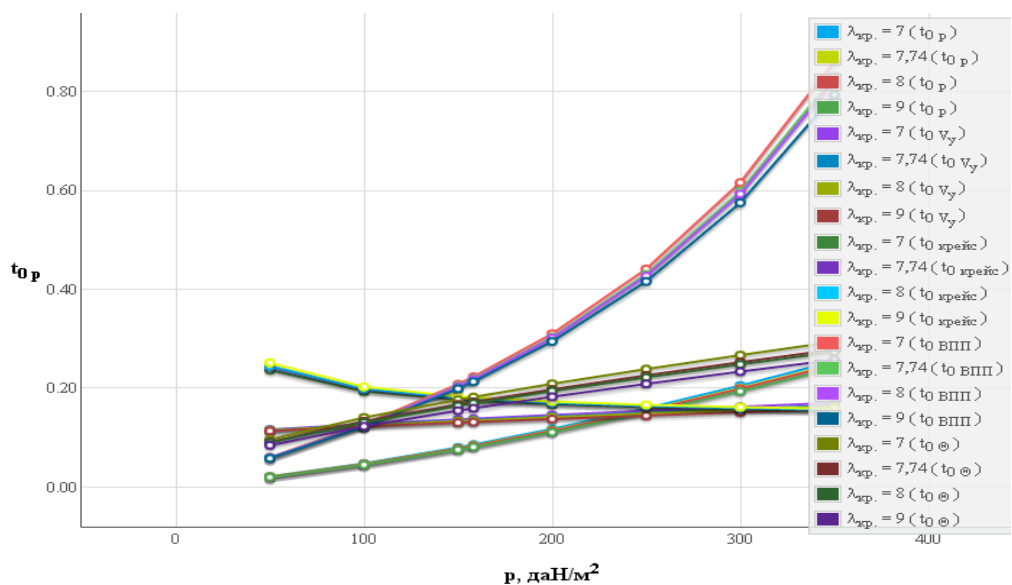


Рисунок В.3 – Вплив питомого навантаження на крило на величину потрібних енергоозброєностей

Основні розрахункові дані літака A-Viator при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 158,2$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 7,74$ наведено в таблиці В.9.

Таблиця В.9 – Основні розрахункові дані

$A_{пол}$	$C_{x_{ф. крейс}}$	$C_{x_{ф. наб}}$
0,0467	0,0737	0,0737

В.1.3 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки

Результати дослідження

Таблиця В.10 – Максимальна енергоозброєність легкого літака

λ	5	6	7	7,74	8	9	10	11	12
p , даН/м ²	$t_{0 \max}$								
50,0	0,216	0,227	0,2362	0,2422	0,2442	0,2512	0,2575	0,2632	0,2683
100,0	0,1815	0,1881	0,1937	0,1972	0,1984	0,2026	0,2063	0,2096	0,2126
150,0	0,2245	0,2149	0,208	0,204	0,2028	0,1987	0,1955	0,1928	0,1908
158,2	0,2412	0,2307	0,2231	0,2188	0,2174	0,213	0,2094	0,2065	0,204
200,0	0,338	0,3216	0,3098	0,3031	0,3011	0,2943	0,2888	0,2844	0,2807
250,0	0,4876	0,4602	0,4409	0,4299	0,4266	0,4156	0,4069	0,3997	0,3938
300,0	0,6936	0,6475	0,6158	0,598	0,5926	0,5748	0,5609	0,5496	0,5402
350,0	0,9953	0,915	0,861	0,8312	0,8222	0,793	0,7702	0,7519	0,7369

Таблиця В.11 – Відносна маса силової установки легкого літака

λ	5	6	7	7,74	8	9	10	11	12
p , даН/м ²	\bar{m}_{CV}								
50,0	0,1207	0,1268	0,132	0,1353	0,1364	0,1404	0,1438	0,147	0,1499
100,0	0,1014	0,1051	0,1082	0,1102	0,1108	0,1132	0,1152	0,1171	0,1188
150,0	0,1254	0,1201	0,1162	0,114	0,1133	0,111	0,1092	0,1077	0,1066
158,2	0,1348	0,1289	0,1247	0,1222	0,1215	0,119	0,117	0,1154	0,114
200,0	0,1889	0,1796	0,1731	0,1693	0,1682	0,1644	0,1614	0,1589	0,1568
250,0	0,2724	0,2571	0,2463	0,2402	0,2383	0,2322	0,2273	0,2233	0,22
300,0	0,3875	0,3618	0,344	0,3341	0,331	0,3211	0,3133	0,307	0,3018
350,0	0,5561	0,5112	0,481	0,4644	0,4594	0,443	0,4303	0,4201	0,4117

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини максимальної енергоозброєності показано на рисунку В.4 і на величини відносної маси силової установки – на рисунку В.5.

Основні розрахункові дані літака A-Viator при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 158,2$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 7,74$ наведено в таблиці В.12.

Таблиця В.12 – Основні розрахункові дані

$\gamma_{0в}$	R
0,2734	2,0436

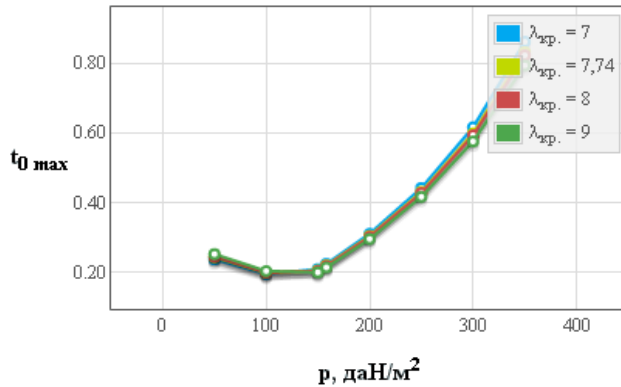


Рисунок В.4 – Вплив питомого навантаження на крило на величини максимальної енергоозброєності

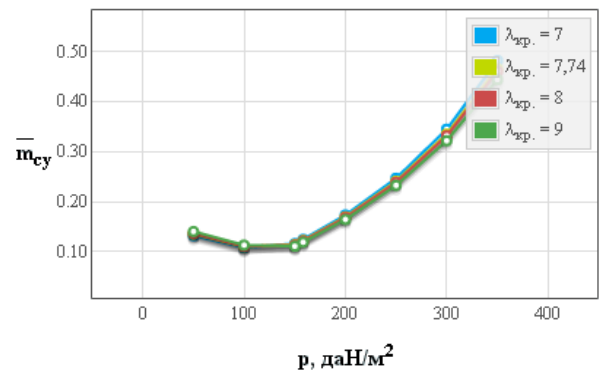


Рисунок В.5 – Вплив питомого навантаження на крило на величини відносної маси силової установки

В.1.4 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу палива

Результати дослідження

Таблиця В.13 – Відносна маса палива легкого літака

λ	5	6	7	7,74	8	9	10	11	12
p , даН/м ²	\bar{m}_n								
50,0	0,1202	0,1137	0,1083	0,1049	0,1039	0,1001	0,0968	0,094	0,0915
100,0	0,1516	0,1421	0,1343	0,1295	0,128	0,1227	0,1181	0,1142	0,1107
150,0	0,1765	0,1646	0,155	0,149	0,1471	0,1405	0,135	0,1301	0,1259
158,2	0,1802	0,168	0,158	0,1519	0,15	0,1432	0,1375	0,1325	0,1282
200,0	0,1981	0,1841	0,1728	0,1659	0,1637	0,156	0,1496	0,144	0,1391
250,0	0,2176	0,2017	0,1889	0,1811	0,1786	0,17	0,1627	0,1564	0,151
300,0	0,2356	0,2179	0,2037	0,1951	0,1923	0,1828	0,1748	0,1679	0,1619
350,0	0,2524	0,2331	0,2176	0,2082	0,2052	0,1948	0,1861	0,1786	0,1721

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини відносної маси палива показано на рисунку В.6.

Основні розрахункові дані літака A-Viator при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 158,2$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 7,74$ наведено в таблиці В.14

Таблиця В.14 – Основні розрахункові дані

$L_{розр}$	$m_{п.крейс}$	$m_{п.н.в}$
512,2	0,122	0,009

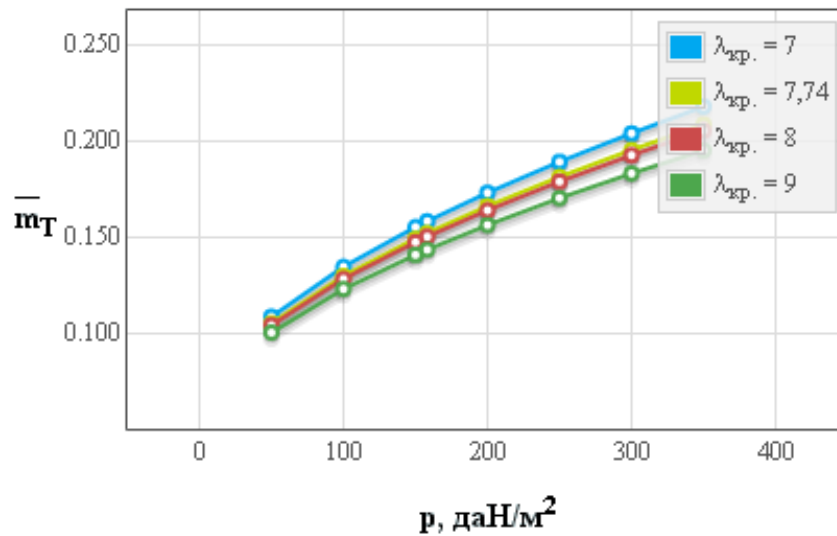


Рисунок В.6 – Вплив питомого навантаження на крило на відносну масу палива

В.1.5 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції

Результати дослідження

Таблиця В.15 – Відносна маса крила легкого літака

λ	5	6	7	7,74	8	9	10	11	12
p , даН/м ²	$\bar{m}_{кр}$								
50,0	0,3283	0,3741	0,4201	0,4542	0,4661	0,5123	0,5585	0,6048	0,6511
100,0	0,1327	0,1478	0,163	0,1743	0,1782	0,1935	0,2088	0,2241	0,2394
150,0	0,0821	0,0898	0,0976	0,1034	0,1055	0,1133	0,1212	0,1291	0,137
158,2	0,0773	0,0844	0,0916	0,0969	0,0988	0,1059	0,1132	0,1204	0,1276
200,0	0,0602	0,065	0,0698	0,0734	0,0747	0,0795	0,0844	0,0893	0,0942
250,0	0,0484	0,0517	0,055	0,0574	0,0583	0,0616	0,065	0,0683	0,0717
300,0	0,0411	0,0435	0,0459	0,0477	0,0484	0,0508	0,0532	0,0557	0,0581
350,0	0,0363	0,0381	0,0399	0,0413	0,0418	0,0436	0,0455	0,0474	0,0492

Таблиця В.16 – Відносна маса оперення, фюзеляжу й шасі легкого літака

p , даН/м ²	50	100	150	158,2	200	250	300	350	50
$\bar{m}_{оп}$	0,0627	0,0396	0,0292	0,028	0,0231	0,019	0,0159	0,0136	0,0627
$\bar{m}_{ф}$	0,1265								
$\bar{m}_{ш}$	0,0494								

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини відносної маси крила показано на рисунку В.7, оперення – на рисунку В.8, конструкції – на рисунку В.9.

Таблиця В.17 – Відносна маса конструкції легкого літака

λ	5	6	7	7,74	8	9	10	11	12
p , даН/м ²	$\bar{m}_{кон}$								
50,0	0,5668	0,6126	0,6586	0,6927	0,7046	0,7508	0,797	0,8433	0,8896
100,0	0,3481	0,3632	0,3784	0,3897	0,3936	0,4089	0,4241	0,4394	0,4548
150,0	0,2871	0,2949	0,3027	0,3085	0,3105	0,3184	0,3263	0,3342	0,3421
158,2	0,2812	0,2883	0,2955	0,3008	0,3026	0,3098	0,317	0,3243	0,3315
200,0	0,2591	0,2639	0,2688	0,2724	0,2736	0,2785	0,2834	0,2882	0,2931
250,0	0,2432	0,2465	0,2498	0,2522	0,2531	0,2564	0,2598	0,2631	0,2665
300,0	0,2329	0,2353	0,2377	0,2395	0,2401	0,2426	0,245	0,2474	0,2499
350,0	0,2257	0,2276	0,2294	0,2308	0,2312	0,2331	0,235	0,2368	0,2387

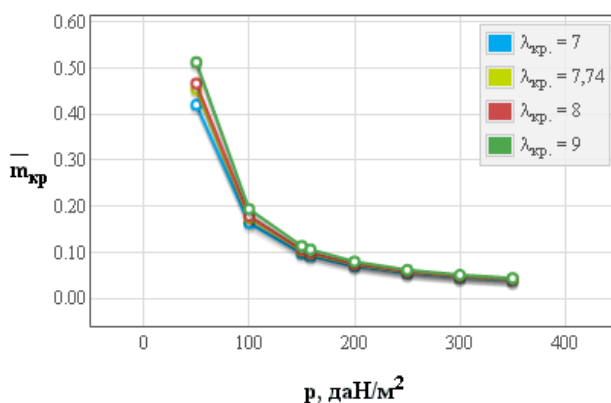


Рисунок В.7 – Вплив питомого навантаження на крило на величини відносної маси крила

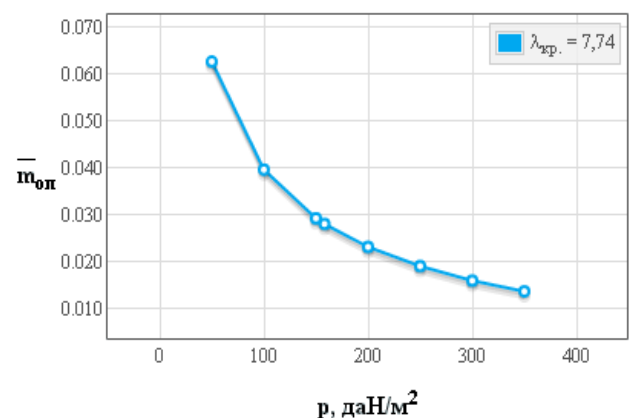


Рисунок В.8 – Вплив питомого навантаження на крило на величини відносної маси оперення

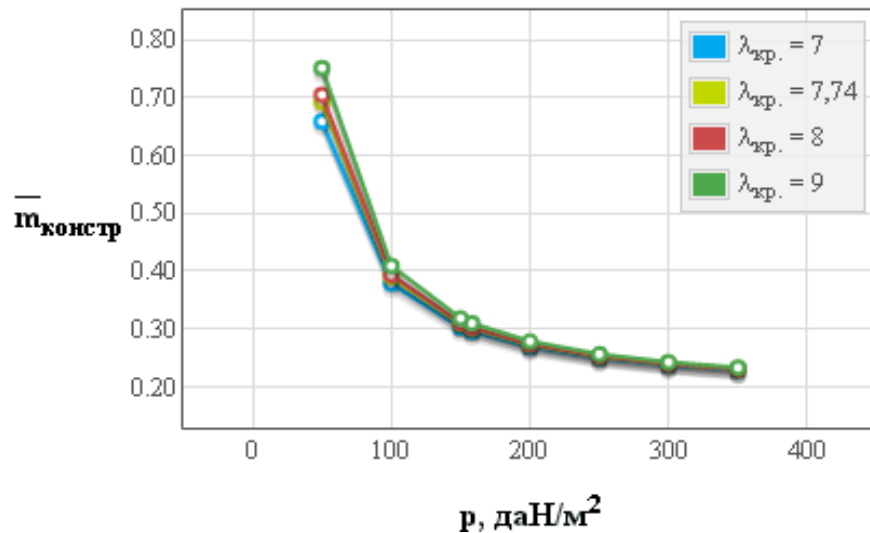


Рисунок В.9 – Вплив питомого навантаження на крило на відносну масу конструкції планера легкого літака

В.1.6 Визначення маси обладнання і управління

Результати розрахунків

Таблиця В.18 – Розрахункові дані

$\bar{m}_{об}$	$m_{об}$, кг
0,1527	458

В.1.7 Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака в першому наближенні

Результати дослідження

Таблиця В.19 – Злітна маса легкого літака в першому наближенні

λ	5	6	7	7,74	8	9	10	11	12
p , даН/м ²	m'_0								
100,0	3986,6	4081,83	4194,8	4290,3	4326,19	4475,27	4642,42	4828,7	5035,9
150,0	3868,9	3781,63	3731,1	3710,4	3705,64	3697,34	3701,39	3714,9	3737,7
158,2	3937,0	3832,39	3768,7	3739,9	3732,62	3714,92	3710,53	3716,0	3729,4
200,0	4491,7	4269,98	4125,9	4051,2	4029,62	3963,73	3918,46	3887,9	3868,4
250,0	5955,5	5391,73	5045,6	4868,1	4816,50	4655,73	4538,4	4450,8	4384,2
300,0	11016	8582,19	7404,56	6866,7	6717,27	6268,54	5954,16	5723,1	5547,5
350,0	–	55635,9	21985,7	16386,5	15204,5	12292,9	10675,8	9648,9	8940,8

Таблиця В.20 – Граничні значення питомого навантаження на крило

λ	5	6	7	7,74	8	9	10	11	12
$p_{гран}^{V_{нос}}$, даН/м ²	158,05	161,53	164,12	165,65	166,13	167,74	169,04	170,12	171,01
$p_{гран}^{n_y}$, даН/м ²	84,83	89,07	92,37	94,379	95,01	97,17	98,97	100,49	101,8

Графічні залежності впливу подовження крила на величини злітної маси літака A-Viator показано на рисунку В.10, питомого навантаження на крило на величини злітної маси – на рисунку В.11.

Оптимальні розрахункові дані та їх порівняння з дійсними величинами легкого літака A-Viator приведено в таблиці В.21.

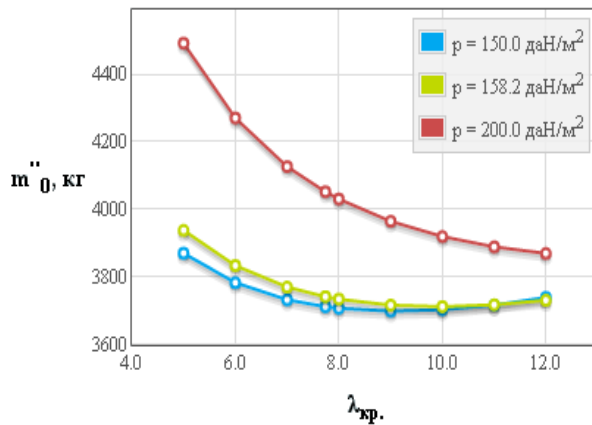


Рисунок В.10 – Вплив подовження крила на величину злітної маси літака у першому наближенні

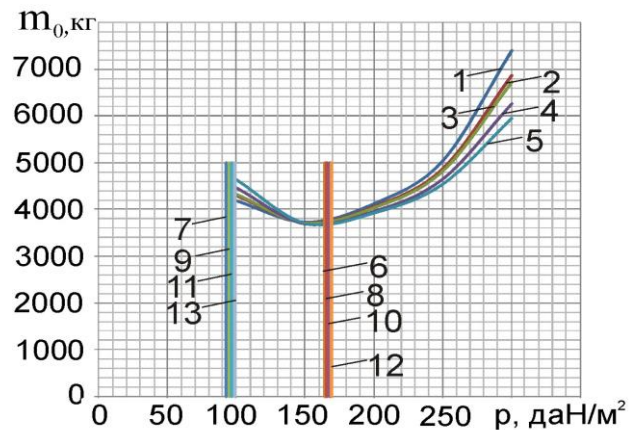


Рисунок В.11 – Вплив питомого навантаження на крило величину злітної маси літака

На рисунку В.11 цифрами позначено: 1 – для $\lambda = 7$; 2 – для $\lambda = 7,74$; 3 – для $\lambda = 8$; 4 – для $\lambda = 9$; 5 – для $\lambda = 10$; 6 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 7$; 7 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 7$; 8 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 8$; 9 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 8$; 10 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 9$; 11 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 9$; 12 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 10$; 13 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 10$.

Таблиця В.21 – Оптимальні розрахункові дані та їх порівняння з дійсними величинами легкого літака A-Viator

Найменування величини	Розрахункові дані	Вхідні (дійсні) величини	$\Delta, \%$
λ_{opt}	9	7,74	16,28
$m'_{0 \min}$, кг	3600	3000	20
P_{opt}	160	158,2	-1,13
$\bar{m}_{кон}$	0,3	–	–
$\bar{m}_{оп}$	0,026	–	–
$\bar{m}_{кр}$	0,11	–	–
\bar{m}_{ϕ}	0,1265	–	–
\bar{m}_n	0,145	0,225	–
$\bar{m}_{СУ}$	0,133	–	–
$\bar{m}_{об}$	0,1527	–	–
$t_{0 \text{ опт}}$	0,24	0,305	–

В.2 Апробація програмного забезпечення при розрахунку параметрів легкого літака Рисачок

Вхідні дані

$\bar{C}_{ср} = 12(\%)$; $\lambda_{кр.} = 10.6$; $\eta_{кр.} = 1.15$; $\chi_{шк} = 0(\text{град.})$; $\bar{l}_з = 0.5$; $\bar{b}_з = 0.285$; $\bar{b}_{з.табл} = 0.3$;
 $\delta_{з.взл} = 15(\text{град.})$; $\delta_{з.взл.табл} = 40(\text{град.})$; $k_з = 0.15$; $\bar{l}_{пр} = 0$; $k_{пр} = 0$; $\Delta\bar{C}_{у мех} = 1.18$;
 $\alpha_{отр} = 12(\text{град.})$; $M_{отр} = 0.14$; $d_{ф} = 1.87(\text{м})$; $\lambda_{ф} = 6.65$; $K_{мид} = 1567(\text{даН/м}^2)$; $k_{инт} = 0.7$;
 $K_{оп} = 1.45$; $m_{ком} = 1570(\text{кг})$; $\bar{l}_{шел} = 0.832$; $K_{отд} = 0.27$; $\bar{h} = 0.815$; $\bar{l}_{кр} = 13.1$; $n_{дв} = 2(\text{шт})$;
 $d_{винт} = 2.3(\text{м})$; $N_{0 дв} = 567(\text{кВт})$; $l_{кр} = 18(\text{м})$; $\rho = 186.5(\text{даН/м}^2)$; $L_p = 370(\text{м})$; $\xi_v = 1$; $\xi_{Н взл} = 1$;
 $\xi_{др. взл} = 0.75$; $\xi_{Н крейс} = 1$; $\xi_{др. крейс} = 0.75$; $f_{тр} = 0.03$; $\xi_{вз} = 0.99$; $\eta_{в.отр} = 0.643$;
 $\eta_{в.наб} = 0.712$; $V_y = 9(\text{м/с})$; $\eta_{в.крейс} = 0.752$; $M_{крейс} = 0.338$; $H_{крейс} = 5(\text{км})$; $M_{наб} = 0.168$;
 $\rho_H = 0.736(\text{кг/м}^3)$; $V_{крейс} = 390(\text{км/ч})$; $\text{tg}(\Theta) = 0.02$; $L_{сб.ВПП} = 630(\text{м})$; $m_0' = 5800(\text{кг})$;
 $m_{дв} = 202(\text{кг})$; $C_e = 0.385(\text{кг/(кВт*ч)})$; $\tau_{нз} = 0.75(\text{ч.})$; $m_{Т пр.} = 0.006$; $L = 2000(\text{км})$; $\bar{c}_0 = 12(\%)$;
 $\bar{c}_k = 12(\%)$; Тип оперения = 0; $k_{мат оп} = 1$; $k_{ст} = 1$; $k_{креп} = 1$; $k_{обт} = 1$; $k_{рес} = 1$; $k_{пан} = 1$;
 $k_{мат} = 1$; Расположение двигателя = 0; $k_{раз} = 0.97$; $k_{мех} = 0.9$; $k_{бак} = 1.05$; $k_{ш} = 0$;
 $k_{шу} = 0.004$; $k_{шф} = 0.01$; $k_{б} = 0.003$; $\bar{S}_{го} = 0.296$; $\bar{S}_{во} = 0.153$; $n_{эк} = 2(\text{чел.})$; $n_{пасс} = 10(\text{чел.})$;
 $\alpha_{пос} = 8(\text{град.})$; $V_{пос} = 160(\text{км/ч})$; $V_з = 47.7(\text{м/с})$; $W = 10(\text{м/с})$; $\delta_{з.пос} = 40(\text{град.})$;

В.2.1 Дослідження впливу параметрів крила і механізації на величини

$C_{у відр}$ і $K_{відр}$

Результати дослідження

Таблиця В.22 – Вплив подовження крила на коефіцієнт піднімальної сили при відриві

λ	5	6	7	8	9	10	10,6	11	12
$C_{у відр}$	1,5227	1,576	1,6173	1,6504	1,6775	1,7	1,7118	1,7191	1,7355

Таблиця В.23 – Вплив подовження крила на аеродинамічну якість при відриві

λ	5	6	7	8	9	10	10,6	11	12
ρ , даН/м ²	$K_{відр}$								
50,0	10,49	11,45	12,30	13,06	13,73	14,33	14,66	14,87	15,36
100,0	10,17	11,11	11,95	12,69	13,34	13,92	14,25	14,45	14,92
150,0	9,92	10,84	11,66	12,38	13,02	13,59	13,91	14,10	14,57
186,5	9,76	10,66	11,47	12,18	12,81	13,37	13,68	13,88	14,33
200,0	9,70	10,60	11,41	12,11	12,74	13,29	13,60	13,796	14,25
250,0	9,50	10,39	11,18	11,87	12,48	13,03	13,33	13,51	13,95
300,0	9,32	10,19	10,96	11,64	12,24	12,77	13,07	13,25	13,68
350,0	9,15	10,01	10,77	11,43	12,02	12,54	12,82	13,00	13,42

Графічні залежності впливу подовження крила літака на величину коефіцієнта піднімальної сили показано на рисунку В.12 і вплив питомого навантаження на крило на аеродинамічну якість літака при відриві – на рисунку В.13.

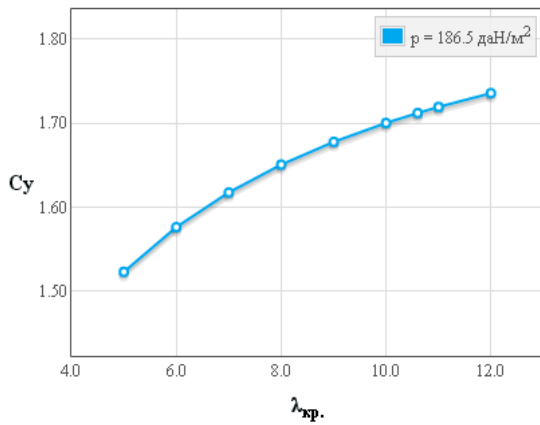
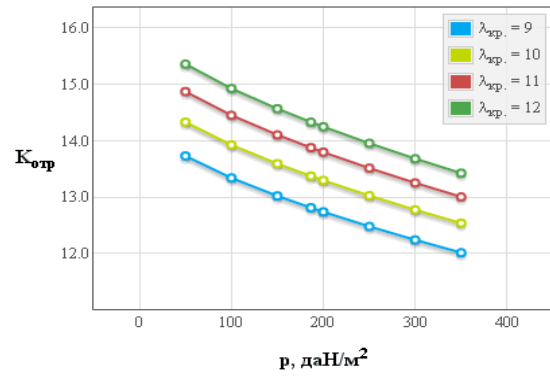


Рисунок В.12 – Вплив подовження крила λ на коефіцієнт піднімальної сили при відриві літака $C_{y \text{ відр}}$



1 – для $\lambda = 9$; 2 – для $\lambda = 10$; 3 – для $\lambda = 11$; 4 – для $\lambda = 12$

Рисунок В.13 – Вплив питомого навантаження на крило p на аеродинамічну якість літака при відриві $K_{\text{відр}}$

Основні розрахункові дані літака Рисачок при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 186,5 \text{ даН/м}^2$ і подовження крила $\lambda = 10,6$ наведено в таблиці В.24.

Таблиця В.24 – Основні розрахункові дані

$K_{\text{відр}}$	$C_{y \text{ відр}}$	$\bar{S}_{\text{відр}}$	$C_{x \text{ відр}}$	C_y^α	$C_{x0 \text{ відр}}$
13,68	1,7118	0,2688	0,1251	0,0786	0,0091

Кінець таблиці В.24

$\bar{S}_{\text{відр мех}}$	$k_{\text{відр}}$	$\Delta C_{y \text{ відр}}$	$\Delta C_{x \text{ закр}}$	$C_{x_{кр. \text{ відр}}}$	$C_{x_{\phi. \text{ відр}}}$
0,5924	1,725	0,3038	0,0598	0,0016	0,0566

В.2.2 Дослідження впливу параметрів літака на величину потрібних стартових енергоозброєностей

Результати дослідження

Таблиця В.25 – Стартова енергоозброєність, яку визначають довжиною розбігу

λ	5	6	7	8	9	10	10,6	11	12
$p, \text{ даН/м}^2$	$t_{0 p}$								
50,0	0,0241	0,0227	0,0217	0,021	0,0204	0,0199	0,0196	0,0195	0,0192
100,0	0,0544	0,0514	0,0493	0,0476	0,0463	0,0453	0,0448	0,0444	0,0437
150,0	0,0915	0,0866	0,083	0,0803	0,0782	0,0765	0,0756	0,0751	0,0739
186,5	0,1222	0,1157	0,111	0,1074	0,1046	0,1024	0,1012	0,1005	0,099
200,0	0,1343	0,1272	0,122	0,1181	0,115	0,1125	0,1113	0,1105	0,1088
250,0	0,1822	0,1726	0,1656	0,1603	0,1562	0,1529	0,1512	0,1502	0,1479
300,0	0,2346	0,2223	0,2134	0,2067	0,2014	0,1972	0,195	0,1937	0,1908
350,0	0,2913	0,276	0,265	0,2567	0,2502	0,245	0,2424	0,2407	0,2372

Таблиця В.26 – Стартова енергоозброєність, яка забезпечує задану швидкопідйомність поблизу землі

λ	5	6	7	8	9	10	10,6	11	12
p , даН/м ²	t_{0V_y}								
50,0	0,1355	0,1331	0,1312	0,1297	0,1285	0,1275	0,127	0,1266	0,1259
100,0	0,1489	0,1447	0,1415	0,139	0,137	0,1353	0,1344	0,1339	0,1327
150,0	0,1608	0,155	0,1506	0,1472	0,1444	0,1422	0,141	0,1403	0,1387
186,5	0,169	0,1621	0,1569	0,1528	0,1495	0,1469	0,1455	0,1446	0,1427
200,0	0,1719	0,1647	0,1591	0,1548	0,1514	0,1486	0,1471	0,1462	0,1442
250,0	0,1825	0,1738	0,1672	0,1621	0,158	0,1546	0,1529	0,1518	0,1494
300,0	0,1928	0,1827	0,175	0,169	0,1643	0,1604	0,1584	0,1572	0,1544
350,0	0,2027	0,1912	0,1825	0,1758	0,1704	0,1661	0,1638	0,1624	0,1593

Таблиця В.27 – Стартова енергоозброєність, яка визначається крейсерською швидкістю польоту

λ	5	6	7	8	9	10	10,6	11	12
p , даН/м ²	$t_{0 \text{ крейс}}$								
50,0	0,1759	0,1862	0,1949	0,2025	0,2092	0,2151	0,2184	0,2205	0,2255
100,0	0,1497	0,1558	0,1609	0,1653	0,1692	0,1727	0,1746	0,1758	0,1786
150,0	0,1382	0,1427	0,1465	0,1497	0,1526	0,1551	0,1565	0,1574	0,1595
186,5	0,1331	0,137	0,1402	0,1429	0,1453	0,1475	0,1487	0,1494	0,1512
200,0	0,1316	0,1353	0,1383	0,1409	0,1432	0,1453	0,1464	0,1471	0,1488
250,0	0,1273	0,1305	0,133	0,1353	0,1372	0,1389	0,1399	0,1405	0,1419
300,0	0,1243	0,127	0,1293	0,1313	0,133	0,1345	0,1353	0,1359	0,1371
350,0	0,122	0,1245	0,1265	0,1283	0,1298	0,1312	0,1319	0,1324	0,1335

Таблиця В.28 – Стартова енергоозброєність, яка забезпечує заданий кут набору висоти з одним двигуном, що відмовив

λ	5	6	7	8	9	10	10,6	11	12
p , даН/м ²	$t_{0 \theta}$								
50,0	0,1107	0,1013	0,0944	0,0891	0,0849	0,0816	0,0799	0,0789	0,0766
100,0	0,1606	0,1468	0,1366	0,1289	0,1229	0,118	0,1155	0,114	0,1107
150,0	0,2009	0,1835	0,1707	0,161	0,1534	0,1473	0,1442	0,1423	0,1381
186,5	0,2271	0,2074	0,1928	0,1818	0,1732	0,1663	0,1628	0,1607	0,156
200,0	0,2364	0,2158	0,2006	0,1892	0,1802	0,173	0,1694	0,1672	0,1622
250,0	0,2689	0,2454	0,2281	0,215	0,2048	0,1966	0,1925	0,1899	0,1844
300,0	0,2994	0,2731	0,2538	0,2392	0,2279	0,2188	0,2141	0,2113	0,2051
350,0	0,3284	0,2995	0,2783	0,2623	0,2498	0,2398	0,2348	0,2317	0,2249

Таблиця В.29 – Стартова енергоозброєність, яка забезпечує збалансовану довжину ЗПС

λ	5	6	7	8	9	10	10,6	11	12
p , даН/м ²	t_0 ЗПС								
50,0	0,0661	0,0638	0,0621	0,0609	0,0599	0,0591	0,0587	0,0584	0,0579
100,0	0,1414	0,1358	0,1317	0,1287	0,1263	0,1243	0,1233	0,1227	0,1214
150,0	0,2358	0,2251	0,2175	0,2118	0,2073	0,2038	0,202	0,2009	0,1984
186,5	0,3213	0,3053	0,294	0,2855	0,2789	0,2737	0,271	0,2694	0,2658
200,0	0,3575	0,339	0,326	0,3162	0,3087	0,3027	0,2996	0,2978	0,2937
250,0	0,5205	0,4892	0,4674	0,4513	0,439	0,4292	0,4242	0,4212	0,4147
300,0	0,75	0,6962	0,6595	0,6328	0,6126	0,5967	0,5887	0,5838	0,5733
350,0	1,0971	0,9999	0,9355	0,8897	0,8555	0,8289	0,8157	0,8077	0,7904

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини потрібних енергоозброєностей на різних режимах польоту із зміною подовження крила показано на рисунку В.14.

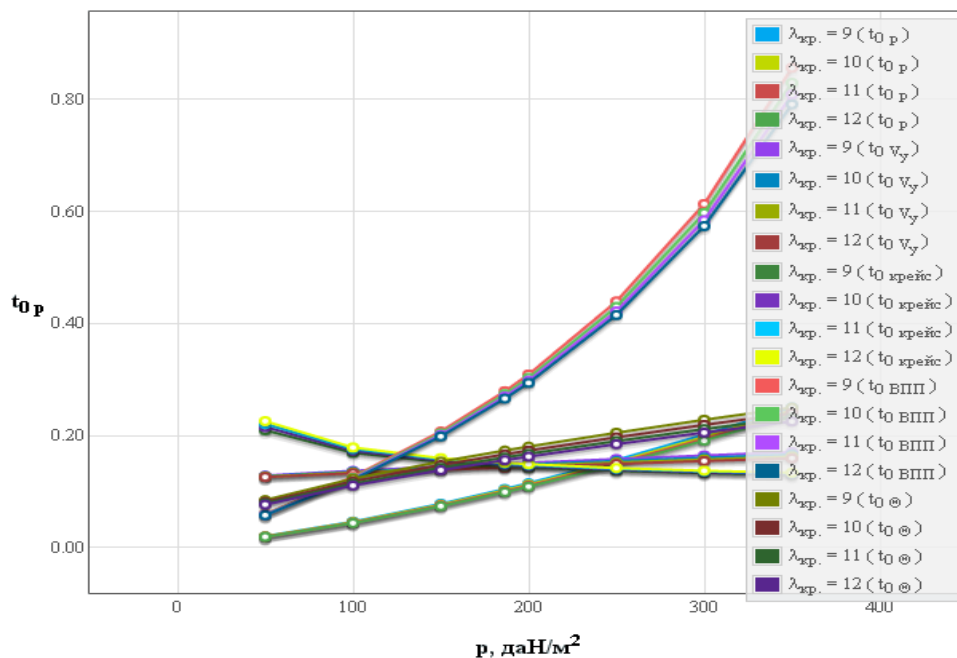


Рисунок В.14 – Вплив питомого навантаження на крило p на величину потрібних енергоозброєностей

Основні розрахункові дані літака Рисачок при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 186,5$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 10,6$ наведено в таблиці В.30.

Таблиця В.30 – Основні розрахункові дані

$A_{пол}$	$C_{xф. крест}$	$C_{xф. наб}$
0,034	0,0619	0,0618

В.2.3 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки

Результати дослідження

Таблиця В.31 – Максимальна енергоозброєність легкого літака

λ	5	6	7	8	9	10	10,6	11	12
p , даН/м ²	$t_{0 \max}$								
50,0	0,1759	0,1862	0,1949	0,2025	0,2092	0,2151	0,2184	0,2205	0,2255
100,0	0,1606	0,1558	0,1609	0,1653	0,1692	0,1727	0,1746	0,1758	0,1786
150,0	0,2358	0,2251	0,2175	0,2118	0,2073	0,2038	0,202	0,2009	0,1984
186,5	0,3213	0,3053	0,294	0,2855	0,2789	0,2737	0,271	0,2694	0,2658
200,0	0,3575	0,339	0,326	0,3162	0,3087	0,3027	0,2996	0,2978	0,2937
250,0	0,5205	0,4892	0,4674	0,4513	0,439	0,4292	0,4242	0,4212	0,4147
300,0	0,75	0,6962	0,6595	0,6328	0,6126	0,5967	0,5887	0,5838	0,5733
350,0	1,0971	0,9999	0,9355	0,8897	0,8555	0,8289	0,8157	0,8077	0,7904

Таблиця В.32 – Відносна маса силової установки легкого літака

λ	5	6	7	8	9	10	10,6	11	12
p , даН/м ²	\bar{m}_{CV}								
50,0	0,1	0,1059	0,1109	0,1152	0,119	0,1224	0,1243	0,1255	0,1283
100,0	0,0914	0,0886	0,0915	0,094	0,0962	0,0982	0,0993	0,1	0,1016
150,0	0,1341	0,1281	0,1237	0,1205	0,118	0,1159	0,1149	0,1143	0,1129
186,5	0,1828	0,1737	0,1672	0,1624	0,1587	0,1557	0,1542	0,1532	0,1512
200,0	0,2034	0,1929	0,1854	0,1799	0,1756	0,1722	0,1704	0,1694	0,1671
250,0	0,2961	0,2783	0,2659	0,2567	0,2497	0,2441	0,2413	0,2396	0,2359
300,0	0,4266	0,3961	0,3752	0,36	0,3485	0,3394	0,3349	0,3321	0,3261
350,0	0,6241	0,5688	0,5322	0,5061	0,4867	0,4716	0,464	0,4595	0,4496

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини максимальної енергоозброєності показано на рисунку В.15 і на величини відносної маси силової установки – на рисунку В.16.

Основні розрахункові дані літака Рисачок при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 186,5$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 10,6$ наведено в таблиці В.33.

Таблиця В.33 – Основні розрахункові дані

$\gamma_{дв}$	R
0,3563	1,5967

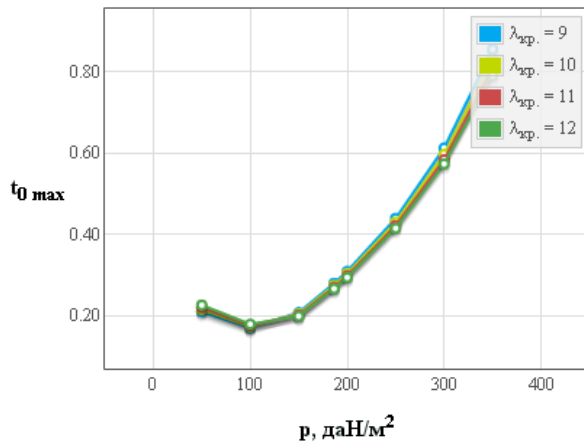


Рисунок В.15 – Вплив питомого навантаження на крило на величини максимальної енергоозброєності

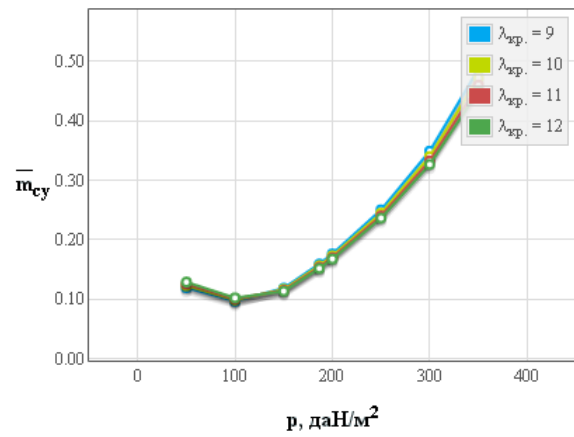


Рисунок В.16 – Вплив питомого навантаження на крило на величини відносної маси силової установки

В.2.4 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу палива

Результати дослідження

Таблиця В.34 – Відносна маса палива легкого літака

λ	5	6	7	8	9	10	10,6	11	12
p , даН/м ²	\bar{m}_n								
50,0	0,1784	0,1691	0,1612	0,1547	0,1491	0,1443	0,1418	0,1401	0,1364
100,0	0,2276	0,2134	0,2017	0,1922	0,1842	0,1773	0,1736	0,1714	0,1661
150,0	0,2657	0,2478	0,2332	0,2213	0,2114	0,203	0,1984	0,1956	0,1892
186,5	0,2901	0,2697	0,2533	0,2399	0,2288	0,2193	0,2143	0,2111	0,204
200,0	0,2985	0,2774	0,2603	0,2464	0,2348	0,225	0,2198	0,2165	0,2091
250,0	0,328	0,3039	0,2846	0,2689	0,2559	0,2448	0,2389	0,2353	0,227
300,0	0,3552	0,3284	0,3069	0,2896	0,2752	0,263	0,2565	0,2525	0,2434
350,0	0,3805	0,3512	0,3278	0,3089	0,2932	0,28	0,273	0,2686	0,2586

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини відносної маси палива показано на рисунку В.17.

Основні розрахункові дані літака Рисачок при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 186,5$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 10,6$ наведено в таблиці В.35

Таблиця В.35 – Основні розрахункові дані

$L_{розр}$	$m_{n.крейс}$	$m_{n.н.в}$
1821	0,174	0,0132

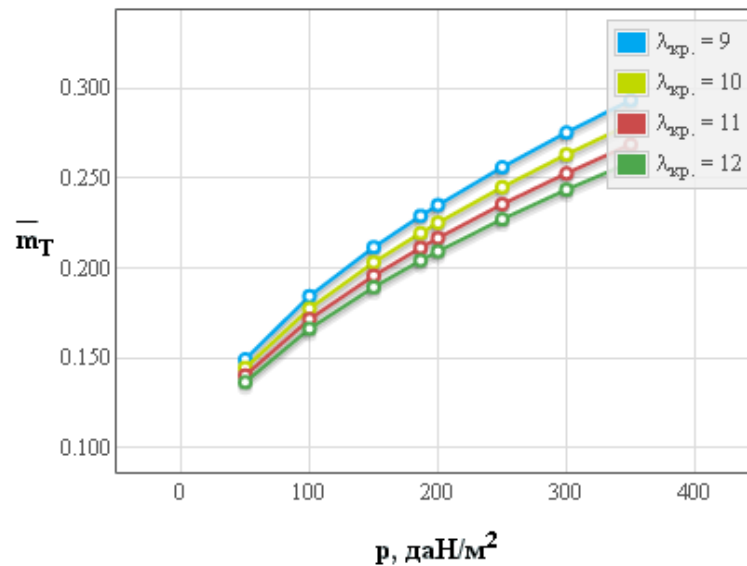


Рисунок В.17 – Вплив питомого навантаження на крило на відносну масу палива

В.2.5 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції

Результати дослідження

Таблиця В.36 – Відносна маса крила легкого літака

λ	5	6	7	8	9	10	10,6	11	12
p , даН/м ²	$\bar{m}_{кр}$								
50,0	0,44	0,5106	0,5816	0,6528	0,7242	0,7958	0,8388	0,8675	0,9393
100,0	0,1668	0,19	0,2133	0,2367	0,2602	0,2838	0,298	0,3075	0,3312
150,0	0,0984	0,1103	0,1223	0,1343	0,1464	0,1585	0,1658	0,1707	0,1829
186,5	0,0756	0,0838	0,0921	0,1005	0,1089	0,1173	0,1224	0,1258	0,1342
200,0	0,0697	0,077	0,0844	0,0918	0,0993	0,1068	0,1113	0,1143	0,1218
250,0	0,0545	0,0595	0,0645	0,0696	0,0747	0,0798	0,0829	0,0849	0,0901
300,0	0,0453	0,0489	0,0526	0,0563	0,06	0,0637	0,066	0,0675	0,0712
350,0	0,0392	0,042	0,0448	0,0476	0,0504	0,0533	0,055	0,0561	0,059

Таблиця В.37 – Відносна маса оперення, фюзеляжу й шасі легкого літака

p , даН/м ²	50	100	150	186,5	200	250	300	350	50
$\bar{m}_{оп}$	0,0783	0,0499	0,037	0,031	0,0293	0,024	0,0202	0,0173	0,0783
$\bar{m}_{ф}$	0,11452								
$\bar{m}_{ш}$	0,0456								

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини відносної маси крила показано на рисунку В.18, оперення – на рисунку В.19, конструкції – на рисунку В.20.

Таблиця В.38 – Відносна маса конструкції легкого літака

λ	5	6	7	8	9	10	10,6	11	12
p , даН/м ²	$\bar{m}_{кон}$								
50,0	0,6791	0,7496	0,8206	0,8918	0,9632	1,0348	1,0778	1,1065	1,1784
100,0	0,3774	0,4006	0,4239	0,4473	0,4708	0,4944	0,5086	0,5181	0,5418
150,0	0,2961	0,308	0,32	0,332	0,3441	0,3562	0,3635	0,3684	0,3806
186,5	0,2674	0,2756	0,2839	0,2923	0,3007	0,3091	0,3142	0,3176	0,326
200,0	0,2597	0,267	0,2744	0,2818	0,2893	0,2968	0,3013	0,3043	0,3118
250,0	0,2393	0,2442	0,2493	0,2544	0,2595	0,2646	0,2677	0,2697	0,2749
300,0	0,2263	0,2299	0,2335	0,2372	0,241	0,2447	0,2469	0,2484	0,2522
350,0	0,2173	0,22	0,2228	0,2256	0,2285	0,2313	0,233	0,2342	0,237

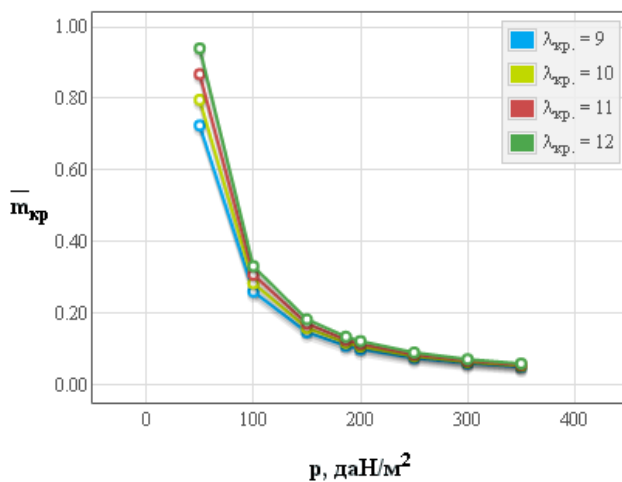


Рисунок В.18 – Вплив питомого навантаження на крило на величини відносної маси крила

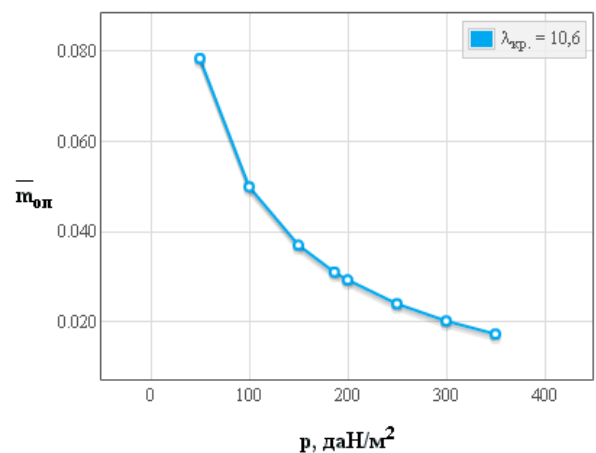


Рисунок В.19 – Вплив питомого навантаження на крило на величини відносної маси оперення

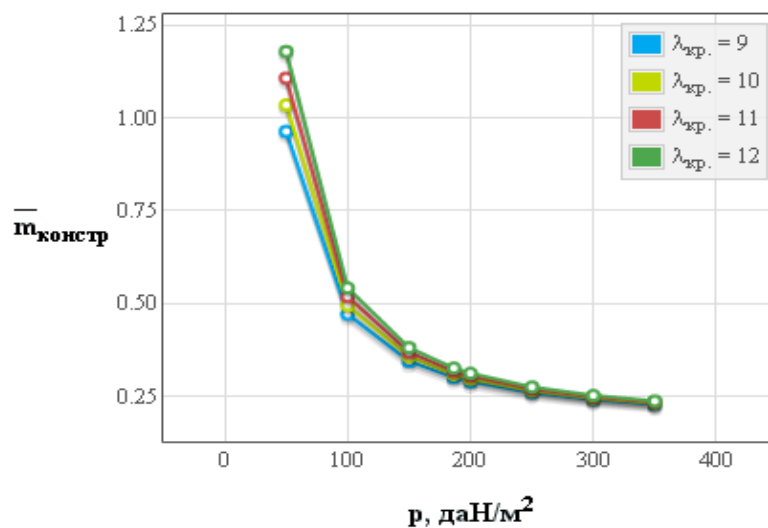


Рисунок В.20 – Вплив питомого навантаження на крило на відносну масу конструкції планера легкого літака

В.2.6 Визначення маси обладнання і управління

Результати розрахунків

Таблиця В.39 – Розрахункові дані

$\bar{m}_{об}$	$m_{об}$, кг
0,0978	567,1

В.2.7 Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака в першому наближенні

Результати дослідження

Таблиця В.40 – Злітна маса легкого літака в першому наближенні

λ	5	6	7	8	9	10	10,6	11	12
p , даН/м ²	m'_0								
50,0	–	–	–	–	–	–	–	–	–
100,0	7604,6	7763,6	8164,0	8666,4	9283,3	10037,7	10570,7	10965,6	12121,2
150,0	7597,2	7305,8	7148,8	7081,0	7073,0	7108,9	7147,4	7179,2	7278,6
186,5	8892,1	8220,9	7814,6	7563,1	7405,9	7311,6	7277,2	7261,8	7245,5
200,0	9692,1	8792,5	8253,1	7913,8	7692,7	7548,1	7487,9	7456,6	7403,8
250,0	16933,2	13325,1	11541,9	10503,9	9834,5	9375,2	9166,2	9047,8	8808,9
300,0	–	–	–	–	–	15131,2	14307,1	13854,9	12966,3
350,0	–	–	–	–	–	–	–	–	–

Таблиця В.41 – Граничні значення питомого навантаження на крило

λ	5	6	7	8	9	10	10,6	11	12
$p_{гран}^{V_{нос}}$, даН/м ²	253,05	256,10	258,22	259,82	261,04	261,98	262,45	262,73	263,32
$p_{гран}^{n_y}$, даН/м ²	113,96	119,66	124,10	127,65	130,55	132,97	134,24	135,02	136,78

Графічні залежності впливу подовження крила на величини злітної маси літака Рисачок показано на рисунку В.21, питомого навантаження на крило на величини злітної маси – на рисунку В.22.

Оптимальні розрахункові дані та їх порівняння з дісними величинами легкого літака Рисачок приведено в таблиці В.42.

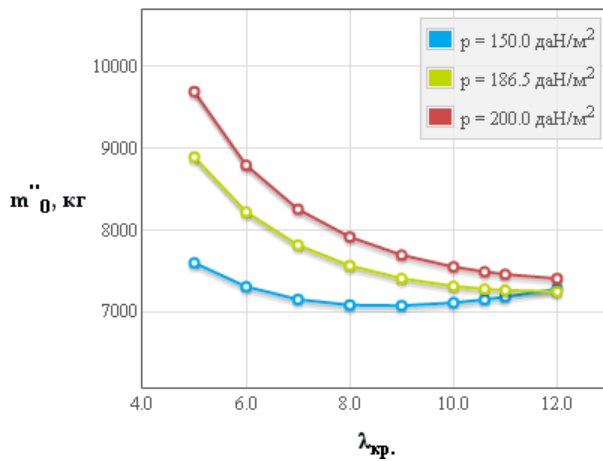


Рисунок В.21 – Вплив подовження крила на величину злітної маси літака у першому наближенні

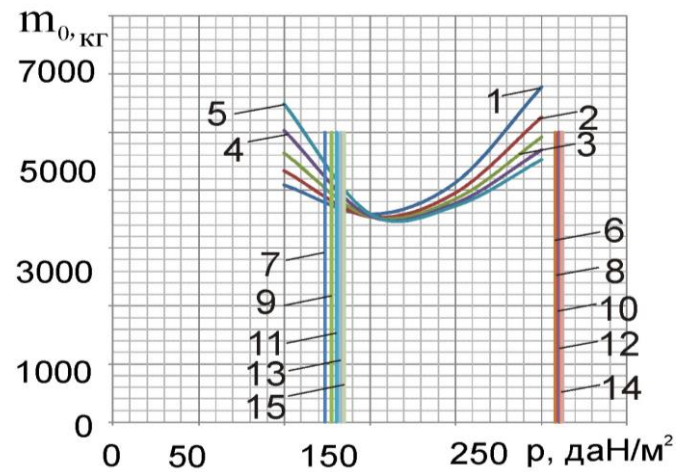


Рисунок В.22 – Вплив питомого навантаження на крило величину злітної маси літака

На рисунку В.22 цифрами позначено: 1 – для $\lambda = 7$; 2 – для $\lambda = 7,74$; 3 – для $\lambda = 8$; 4 – для $\lambda = 9$; 5 – для $\lambda = 10$; 6 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 7$; 7 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 7$; 8 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 8$; 9 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 8$; 10 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 9$; 11 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 9$; 12 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 10$; 13 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 10$

Таблиця В.42 – Оптимальні розрахункові дані та їх порівняння з дійсними величинами легкого літака Рисачок

Відносні величини	Розрахункові дані	Вхідні (дійсні) величини	$\Delta, \%$
$\lambda_{опт}$	9	10,6	-15,09
$m'_{0 \min}$, кг	6820	5800	17,59
$p_{опт}$	170	186,5	-8,85
$\bar{m}_{кон}$	0,34	–	–
$\bar{m}_{он}$	0,034	–	–
$\bar{m}_{кр}$	0,17	–	–
\bar{m}_{ϕ}	0,115	–	–
\bar{m}_n	0,22	0,206	–
$\bar{m}_{СУ}$	0,14	–	–
$\bar{m}_{об}$	0,0978	–	–
$t_{0 опт}$	0,25	0,258	-3,1

В.3 Апробація програмного забезпечення при розрахунку параметрів легкого літака King Air C90

Вхідні дані

$\bar{C}_{ср} = 12.4(\%)$; $\lambda_{кр.} = 8.11$; $\eta_{кр.} = 2.02$; $\chi_{лк} = 2.24(\text{град.})$; $\bar{l}_3 = 0.452$; $\bar{b}_3 = 0.183$; $\bar{b}_{3, \text{табл}} = 0.3$;
 $\delta_{з.взл} = 15(\text{град.})$; $\delta_{з.взл. \text{табл}} = 40(\text{град.})$; $k_3 = 0.15$; $\bar{l}_{пр} = 0.452$; $k_{пр} = 0.13$; $\Delta \bar{C}_{у мех} = 1.18$;
 $\alpha_{отр} = 8(\text{град.})$; $M_{отр} = 0.123$; $d_{ф} = 1.83(\text{м})$; $\lambda_{ф} = 5.91$; $K_{мид} = 1221(\text{даН/м}^2)$; $k_{инт} = 0.7$;
 $K_{оп} = 1.27$; $m_{ком} = 956(\text{кг})$; $\bar{l}_{щел} = 1.2$; $K_{отд} = 0.201$; $\bar{h} = 0.799$; $\bar{l}_{кр} = 12.5$; $n_{дв} = 2(\text{шт})$;
 $d_{винт} = 2.4(\text{м})$; $N_{0 дв} = 415.8(\text{кВт})$; $l_{кр} = 16.36(\text{м})$; $p = 141(\text{даН/м}^2)$; $L_p = 605(\text{м})$; $\xi_V = 1$;
 $\xi_{Н взл} = 1$; $\xi_{др. взл} = 0.75$; $\xi_{Н крейс} = 0.939$; $\xi_{др. крейс} = 0.75$; $f_{тр} = 0.03$; $\xi_{вз} = 0.99$; $\eta_{в.отр} = 0.591$;
 $\eta_{в.наб} = 0.663$; $V_y = 9.82(\text{м/с})$; $\eta_{в.крейс} = 0.496$; $M_{крейс} = 0.437$; $H_{крейс} = 5(\text{км})$; $M_{наб} = 0.148$;
 $\rho_H = 0.736(\text{кг/м}^3)$; $V_{крейс} = 504(\text{км/ч})$; $\text{tg}(\odot) = 0.02$; $L_{сб.ВПП} = 973(\text{м})$; $m'_0 = 4756(\text{кг})$;
 $m_{дв} = 150(\text{кг})$; $C_e = 0.35(\text{кг/(кВт*ч)})$; $\tau_{нз} = 0.75(\text{ч.})$; $m_{т пр.} = 0.006$; $L = 517(\text{км})$; $\bar{c}_0 = 12(\%)$;
 $\bar{c}_k = 12(\%)$; Тип оперения = 0; $k_{мат оп} = 0.95$; $k_{ст} = 1$; $k_{креп} = 1$; $k_{обт} = 1$; $k_{рес} = 1$; $k_{пан} = 1$;
 $k_{мат} = 1$; Расположение двигателя = 0; $k_{раз} = 1$; $k_{мех} = 0.9$; $k_{бак} = 1.05$; $k_{ш} = 0$; $k_{шу} = 0.004$;
 $k_{шф} = 0.01$; $k_{б} = 0.003$; $\bar{S}_{го} = 0.192$; $\bar{S}_{во} = 0.0775$; $n_{эк} = 1(\text{чел.})$; $n_{пасс} = 9(\text{чел.})$; $\alpha_{пос} = 8(\text{град.})$;
 $V_{пос} = 148(\text{км/ч})$; $V_3 = 41.9(\text{м/с})$; $W = 10(\text{м/с})$; $\delta_{з.пос} = 40(\text{град.})$;

В.3.1 Дослідження впливу параметрів крила і механізації на величини

$C_{y \text{ відр}}$ і $K_{\text{відр}}$

Результати дослідження

Таблиця В.43 – Вплив подовження крила на коефіцієнт піднімальної сили при відриві

λ	5	6	7	8	8,11	9	10	11	12
$C_{y \text{ відр}}$	1,5745	1,6269	1,6674	1,6996	1,7028	1,7259	1,7477	1,766	1,7818

Таблиця В.44 – Вплив подовження крила на аеродинамічну якість при відриві

λ	5	6	7	8	8,11	9	10	11	12
$p, \text{ даН/м}^2$	$K_{\text{відр}}$								
50,0	11,67	12,90	14,04	15,055	15,16	15,98	16,81	17,58	18,28
100,0	11,19	12,39	13,49	14,49	14,58	15,39	16,18	16,91	17,58
141,0	10,89	12,06	13,13	14,09	14,19	14,96	15,75	16,46	17,11
150,0	10,82	11,99	13,06	14,02	14,12	14,88	15,66	16,37	17,02
200,0	10,51	11,65	12,69	13,617	13,71	14,45	15,21	15,89	16,52
250,0	10,24	11,35	12,36	13,26	13,35	14,07	14,80	15,47	16,07
300,0	9,99	11,07	12,05	12,93	13,02	13,72	14,43	15,07	15,66
350,0	9,76	10,82	11,77	12,63	12,72	13,39	14,08	14,71	15,27

Графічні залежності впливу подовження крила літака на величину коефіцієнта піднімальної сили показано на рисунку В.23 і вплив питомого навантаження на крило на аеродинамічну якість літака при відриві – на рисунку В.24.

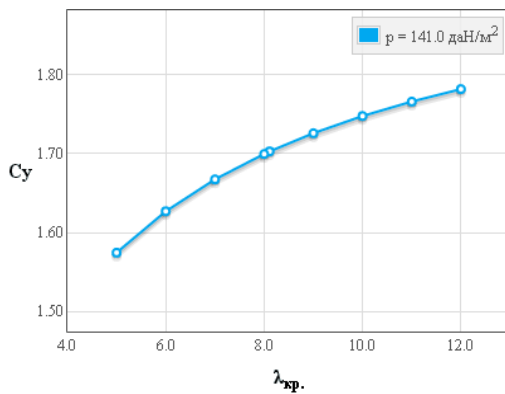


Рисунок В.23 – Вплив подовження крила λ на коефіцієнт піднімальної сили при відриві літака $C_{y\text{ відр}}$

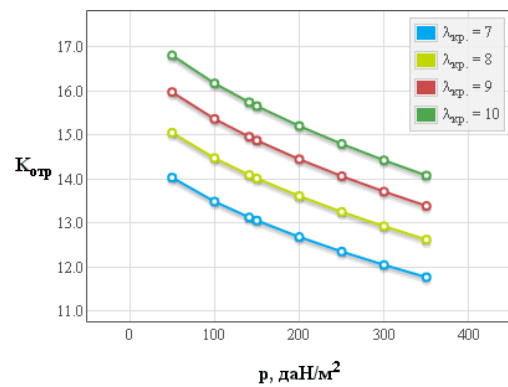


Рисунок В.24 – вплив питомого навантаження на крило p на аеродинамічну якість літака при відриві $K_{\text{відр}}$

Основні розрахункові дані літака King Air C90 при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 141 \text{ даН/м}^2$ і подовження крила $\lambda = 8,11$ наведено в таблиці В.45.

Таблиця В.45 – Основні розрахункові дані

$K_{\text{відр}}$	$C_{y\text{ відр}}$	$\bar{S}_{\text{відр}}$	$C_{x\text{ відр}}$	C_y^α	$C_{x0\text{ відр}}$
14,19	1,7028	0,3634	0,12	0,0744	0,0082

Кінець таблиці В.45

$\bar{S}_{\text{мех}}^{\text{відр}}$	$k_{\text{відр}}$	$\Delta C_{y\text{ відр}}$	$\Delta C_{x\text{ закp}}$	$C_{x_{\text{кр. відр}}}$	$C_{x_{\text{ф. відр}}}$
0,6622	1,725	0,4107	0,0394	0,0018	0,0514

В.3.2 Дослідження впливу параметрів літака на величину потрібних стартових енергоозброєностей

Результати дослідження

Таблиця В.46 – Стартова енергоозброєність, яку визначають довжиною розбігу

λ	5	6	7	8	8,11	9	10	11	12
$p, \text{ даН/м}^2$	t_{0p}								
50,0	0,019	0,0178	0,017	0,0163	0,0163	0,0158	0,0154	0,0151	0,0148
100,0	0,0398	0,0376	0,0359	0,0347	0,0345	0,0337	0,0329	0,0323	0,0317
141,0	0,06	0,0566	0,0542	0,0524	0,0522	0,051	0,0498	0,0489	0,0481
150,0	0,0647	0,0611	0,0585	0,0566	0,0564	0,055	0,0538	0,0528	0,052
200,0	0,093	0,088	0,0843	0,0816	0,0813	0,0795	0,0777	0,0763	0,0752
250,0	0,1245	0,1178	0,113	0,1094	0,1091	0,1066	0,1043	0,1025	0,1009
300,0	0,1587	0,1504	0,1443	0,1398	0,1393	0,1362	0,1334	0,131	0,1291
350,0	0,1956	0,1854	0,178	0,1724	0,1719	0,1681	0,1646	0,1618	0,1594

Таблиця В.47 – Стартова енергоозброєність, яка забезпечує задану швидкопідйомність поблизу землі

λ	5	6	7	8	8,11	9	10	11	12
p , даН/м ²	t_{0V_y}								
50,0	0,1448	0,1421	0,14	0,1384	0,1382	0,1371	0,136	0,1351	0,1344
100,0	0,1587	0,1542	0,1507	0,148	0,1478	0,1459	0,1441	0,1427	0,1414
141,0	0,169	0,1631	0,1586	0,1551	0,1548	0,1523	0,1501	0,1481	0,1465
150,0	0,1712	0,165	0,1603	0,1566	0,1563	0,1537	0,1513	0,1493	0,1476
200,0	0,183	0,1752	0,1692	0,1646	0,1642	0,161	0,158	0,1555	0,1534
250,0	0,1943	0,1849	0,1778	0,1723	0,1718	0,1679	0,1644	0,1614	0,1589
300,0	0,2052	0,1943	0,1861	0,1797	0,1791	0,1747	0,1705	0,1671	0,1642
350,0	0,2159	0,2035	0,1941	0,1869	0,1862	0,1812	0,1765	0,1726	0,1693

Таблиця В.48 – Стартова енергоозброєність, яка визначається крейсерською швидкістю польоту

λ	5	6	7	8	8,11	9	10	11	12
p , даН/м ²	$t_{0 \text{ крейс}}$								
50,0	0,2412	0,2528	0,2626	0,2711	0,2719	0,2785	0,2851	0,2912	0,2966
100,0	0,2036	0,2105	0,2163	0,2213	0,2218	0,2257	0,2296	0,2331	0,2363
141,0	0,1905	0,1959	0,2004	0,2043	0,2047	0,2077	0,2107	0,2134	0,2159
150,0	0,1885	0,1937	0,198	0,2017	0,2021	0,2049	0,2078	0,2104	0,2127
200,0	0,1803	0,1845	0,188	0,191	0,1913	0,1936	0,196	0,198	0,1999
250,0	0,1751	0,1787	0,1817	0,1842	0,1845	0,1865	0,1884	0,1902	0,1918
300,0	0,1715	0,1747	0,1773	0,1795	0,1798	0,1815	0,1832	0,1848	0,1862
350,0	0,1689	0,1717	0,1741	0,1761	0,1763	0,1779	0,1794	0,1808	0,1821

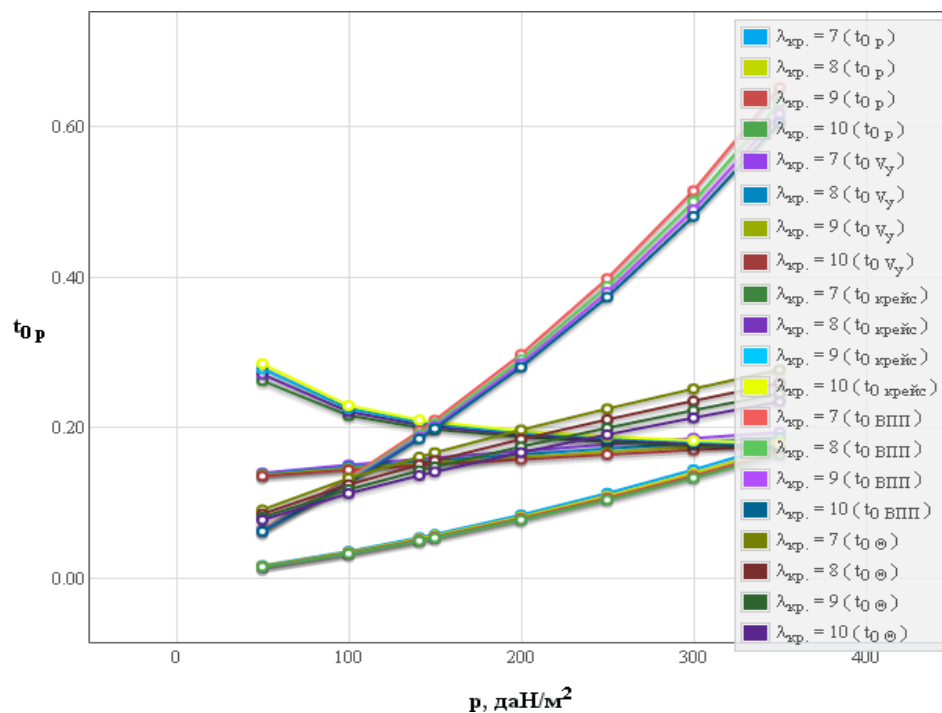
Таблиця В.49 – Стартова енергоозброєність, яка забезпечує заданий кут набору висоти з одним двигуном, що відмовив

λ	5	6	7	8	8,11	9	10	11	12
p , даН/м ²	$t_{0 \theta}$								
50,0	0,1086	0,0985	0,0911	0,0855	0,0849	0,081	0,0775	0,0746	0,0722
100,0	0,1589	0,1439	0,1329	0,1245	0,1238	0,118	0,1128	0,1086	0,105
141,0	0,193	0,1747	0,1612	0,151	0,1501	0,1431	0,1367	0,1315	0,1272
150,0	0,2	0,181	0,167	0,1564	0,1554	0,1482	0,1416	0,1363	0,1318
200,0	0,2365	0,2139	0,1973	0,1848	0,1836	0,175	0,1672	0,1609	0,1556
250,0	0,2703	0,2444	0,2253	0,211	0,2096	0,1998	0,1909	0,1836	0,1776
300,0	0,3022	0,2731	0,2518	0,2358	0,2342	0,2233	0,2133	0,2052	0,1984
350,0	0,3328	0,3007	0,2772	0,2595	0,2578	0,2458	0,2348	0,2259	0,2184

Таблиця В.50 – Стартова енергоозброєність, яка забезпечує збалансовану довжину ЗПС

λ	5	6	7	8	8,11	9	10	11	12
p , даН/м ²	t_0 ЗПС								
50,0	0,069	0,0668	0,0652	0,064	0,0639	0,0631	0,0623	0,0617	0,0611
100,0	0,1419	0,1369	0,1333	0,1305	0,1303	0,1284	0,1267	0,1253	0,1241
141,0	0,209	0,2012	0,1956	0,1913	0,1909	0,188	0,1853	0,1831	0,1813
150,0	0,2248	0,2163	0,2101	0,2055	0,2051	0,2019	0,199	0,1966	0,1946
200,0	0,3201	0,307	0,2976	0,2906	0,2899	0,2851	0,2807	0,2771	0,274
250,0	0,4308	0,4117	0,3982	0,388	0,387	0,3801	0,3738	0,3686	0,3643
300,0	0,5608	0,5339	0,5149	0,5007	0,4993	0,4897	0,4809	0,4737	0,4678
350,0	0,7159	0,6783	0,652	0,6324	0,6306	0,6173	0,6054	0,5956	0,5875

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на на величини потрібних енергоозброєностей на різних режимах польоту із зміною подовження крила показано на рисунку В.25.



Рисунки В.25 – Вплив питомого навантаження на крило p на величину потрібних енергоозброєностей

Основні розрахункові дані літака King Air C90 при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 141$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 8,11$ наведено в таблиці В.51.

Таблиця В.51 – Основні розрахункові дані

$A_{пол}$	$C_{xф. крейс}$	$C_{xф. наб}$
0,0458	0,0564	0,0563

В.3.3 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки

Результати дослідження

Таблиця В.52 – Максимальна енергоозброєність легкого літака

λ	5	6	7	8	8,11	9	10	11	12
p , даН/м ²	$t_{0 \max}$								
50,0	0,2412	0,2528	0,2626	0,2711	0,2719	0,2785	0,2851	0,2912	0,2966
100,0	0,2036	0,2105	0,2163	0,2213	0,2218	0,2257	0,2296	0,2331	0,2363
141,0	0,209	0,2012	0,2004	0,2043	0,2047	0,2077	0,2107	0,2134	0,2159
150,0	0,2248	0,2163	0,2101	0,2055	0,2051	0,2049	0,2078	0,2104	0,2127
200,0	0,3201	0,307	0,2976	0,2906	0,2899	0,2851	0,2807	0,2771	0,274
250,0	0,4308	0,4117	0,3982	0,388	0,387	0,3801	0,3738	0,3686	0,3643
300,0	0,5608	0,5339	0,5149	0,5007	0,4993	0,4897	0,4809	0,4737	0,4678
350,0	0,7159	0,6783	0,652	0,6324	0,6306	0,6173	0,6054	0,5956	0,5875

Таблиця В.53 – Відносна маса силової установки легкого літака

λ	5	6	7	8	8,11	9	10	11	12
p , даН/м ²	\bar{m}_{CV}								
50,0	0,1426	0,1495	0,1553	0,1603	0,1608	0,1647	0,1686	0,1722	0,1754
100,0	0,1204	0,1245	0,1279	0,1308	0,1311	0,1334	0,1357	0,1378	0,1397
141,0	0,1236	0,119	0,1185	0,1208	0,121	0,1228	0,1246	0,1262	0,1276
150,0	0,1329	0,1279	0,1243	0,1215	0,1212	0,1212	0,1229	0,1244	0,1258
200,0	0,1893	0,1815	0,176	0,1718	0,1714	0,1686	0,166	0,1638	0,162
250,0	0,2547	0,2435	0,2354	0,2294	0,2289	0,2248	0,221	0,218	0,2154
300,0	0,3316	0,3157	0,3044	0,296	0,2952	0,2895	0,2843	0,2801	0,2766
350,0	0,4233	0,4011	0,3855	0,3739	0,3728	0,365	0,3579	0,3522	0,3474

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини максимальної енергоозброєності показано на рисунку В.26В.15 і на величини відносної маси силової установки – на рисунку В.27.

Основні розрахункові дані літака King Air C90 при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 141$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 8,11$ наведено в таблиці В.54.

Таблиця В.54 – Основні розрахункові дані

$\gamma_{дв}$	R
0,5996	1,6391

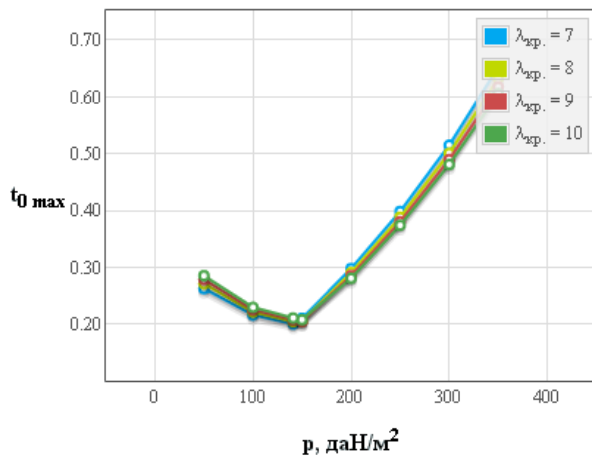


Рисунок В.26 – Вплив питомого навантаження на крило на величини максимальної енергозброєності

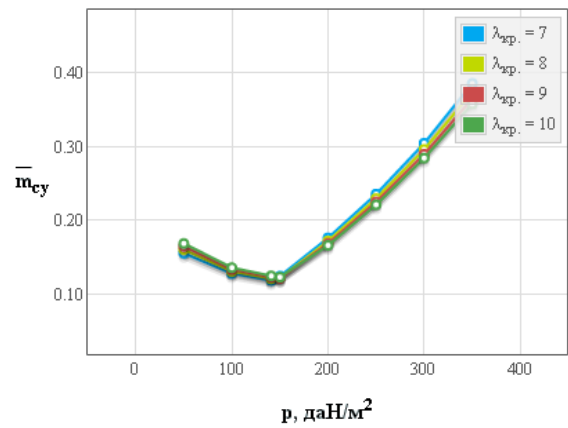


Рисунок В.27 – Вплив питомого навантаження на крило на величини відносної маси силової установки

В.3.4 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу палива

Результати дослідження

Таблиця В.55 – Відносна маса палива легкого літака

λ	5	6	7	8	8,11	9	10	11	12
$p, \text{ даН/м}^2$	\bar{m}_n								
50,0	0,2034	0,1912	0,181	0,1726	0,1718	0,1656	0,1595	0,1542	0,1495
100,0	0,2627	0,2446	0,2298	0,2178	0,2167	0,2078	0,1993	0,1919	0,1854
141,0	0,3019	0,2799	0,2622	0,2478	0,2464	0,2358	0,2256	0,2168	0,2091
150,0	0,3099	0,2871	0,2687	0,2539	0,2524	0,2415	0,231	0,2219	0,2139
200,0	0,351	0,3241	0,3026	0,2852	0,2835	0,2707	0,2585	0,248	0,2388
250,0	0,3882	0,3576	0,3332	0,3135	0,3115	0,2972	0,2834	0,2715	0,2611
300,0	0,4225	0,3885	0,3614	0,3396	0,3374	0,3215	0,3063	0,2932	0,2818
350,0	0,4547	0,4175	0,3878	0,364	0,3617	0,3444	0,3278	0,3135	0,3011

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини відносної маси палива показано на рисунку В.28.

Основні розрахункові дані літака King Air C90 при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 141 \text{ даН/м}^2$ і подовження крила $\lambda = 8,11$ наведено в таблиці В.56.

Таблиця В.56 – Основні розрахункові дані

$L_{розр}$	$m_{н. \text{крейс}}$	$m_{н. н.в}$
338	0,2001	0,0252

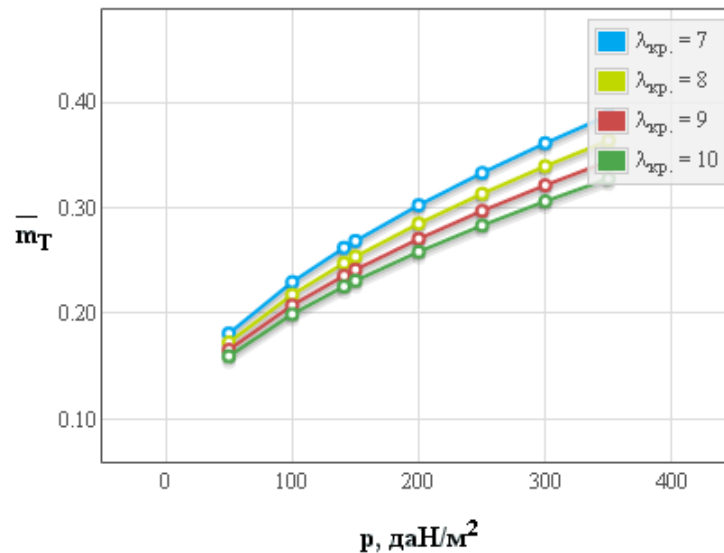


Рисунок В.28 – Вплив питомого навантаження на крило на відносну масу палива

В.3.5 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції

Результати дослідження

Таблиця В.57 – Відносна маса крила легкого літака

λ	5	6	7	8	8,11	9	10	11	12
p , даН/м ²	$\bar{m}_{кр}$								
50,0	0,3794	0,4381	0,4971	0,5564	0,5629	0,6159	0,6756	0,7354	0,7954
100,0	0,1466	0,1658	0,1852	0,2046	0,2068	0,2242	0,2438	0,2635	0,2832
141,0	0,0948	0,1056	0,1166	0,1277	0,1289	0,1388	0,15	0,1612	0,1724
150,0	0,0879	0,0977	0,1076	0,1176	0,1187	0,1277	0,1377	0,1478	0,158
200,0	0,0631	0,0691	0,0752	0,0814	0,0821	0,0876	0,0938	0,1	0,1063
250,0	0,0499	0,054	0,0582	0,0624	0,0628	0,0666	0,0708	0,0751	0,0794
300,0	0,0419	0,0449	0,0479	0,051	0,0513	0,0541	0,0571	0,0602	0,0633
350,0	0,0367	0,0389	0,0412	0,0435	0,0438	0,0459	0,0482	0,0506	0,0529

Таблиця В.58 – Відносна маса оперення, фюзеляжу й шасі легкого літака

p , даН/м ²	50	100	141	150	200	250	300	350
$\bar{m}_{оп}$	0,0404	0,0255	0,0198	0,0188	0,0149	0,0122	0,0103	0,0088
$\bar{m}_{ф}$	0,1146							
$\bar{m}_{ш}$	0,0467							

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини відносної маси крила показано на рисунку В.29, оперення – на рисунку В.30, конструкції – на рисунку В.31.

Таблиця В.59 – Відносна маса конструкції легкого літака

λ	5	6	7	8	8,11	9	10	11	12
ρ , даН/м ²	$\bar{m}_{кон}$								
50,0	0,5811	0,6398	0,6988	0,7581	0,7646	0,8176	0,8773	0,9371	0,9971
100,0	0,3334	0,3526	0,372	0,3915	0,3936	0,411	0,4306	0,4503	0,4701
141,0	0,2759	0,2868	0,2978	0,3088	0,31	0,3199	0,3311	0,3423	0,3535
150,0	0,2681	0,2779	0,2878	0,2978	0,2989	0,3078	0,3179	0,328	0,3382
200,0	0,2394	0,2454	0,2515	0,2576	0,2583	0,2638	0,27	0,2763	0,2825
250,0	0,2235	0,2276	0,2318	0,2359	0,2364	0,2402	0,2444	0,2487	0,2529
300,0	0,2136	0,2165	0,2196	0,2226	0,2229	0,2257	0,2288	0,2319	0,235
350,0	0,2068	0,209	0,2113	0,2137	0,2139	0,216	0,2183	0,2207	0,2231

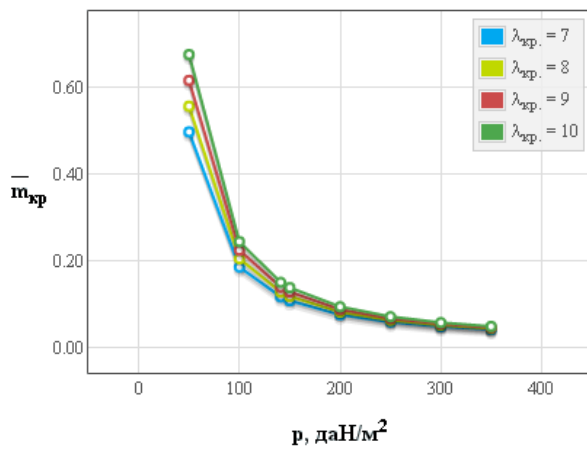


Рисунок В.29 – Вплив питомого навантаження на крило на величини відносної маси крила

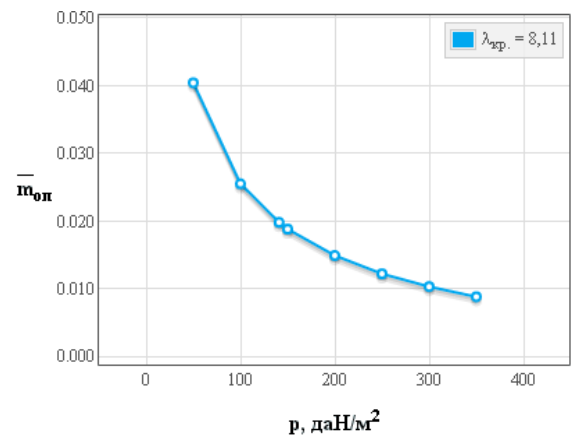


Рисунок В.30 – Вплив питомого навантаження на крило на величини відносної маси оперення

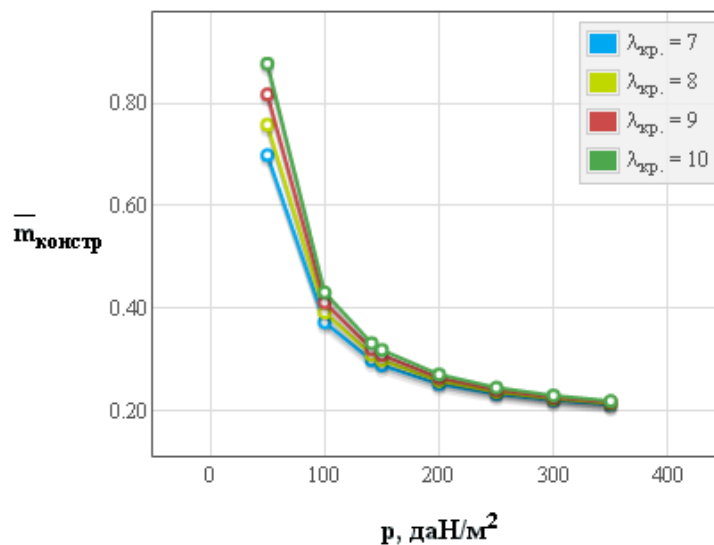


Рисунок В.31 – Вплив питомого навантаження на крило на відносну масу конструкції планера легкого літака

В.3.6 Визначення маси обладнання і управління

Результати розрахунків

Таблиця В.60 – Розрахункові дані

$\bar{m}_{об}$	$m_{об}$, кг
0,105	497,2

В.3.7 Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака в першому наближенні

Результати дослідження

Таблиця В.61 – Злітна маса легкого літака в першому наближенні

λ	5	6	7	8	8,11	9	10	11	12
p , даН/м ²	m'_0								
50,0	22738	104787	–	–	–	–	–	–	–
100,0	5542,9	5646,5	5817,0	6053,8	6083,7	6354,8	6724,4	7172,2	7713,7
141,0	5258,4	4989,4	4876,2	4859,4	4859,8	4876,2	4918,6	4981,8	5062,9
150,0	5435,1	5109,5	4911,8	4794,2	4784,7	4755,2	4773,2	4810,8	4864,8
200,0	7178,4	6333,8	5829,5	5507,0	5478,9	5288,7	5135,9	5027,5	4950,6
250,0	12059,4	9307,6	7946,4	7151,4	7083,9	6634,0	6274,1	6012,2	5815,9
300,0	58506,4	21010,7	14167,6	11331,9	11118,4	9783,7	8811,5	8147,0	7666,7
350,0	–	–	164670	36289,5	33758,5	22412,9	17098,0	14292,6	12562

Таблиця В.62 – Граничні значення питомого навантаження на крило

λ	5	6	7	8	8,11	9	10	11	12
$p_{гран}^{V_{нос}}$, даН/м ²	284,96	287,10	288,40	289,31	289,39	289,94	290,36	290,66	290,84
$p_{гран}^{n_y}$, даН/м ²	99,65	104,76	108,72	111,88	112,19	114,45	116,59	118,41	119,96

Графічні залежності впливу подовження крила на величини злітної маси літака King Air C90 показано на рисунку В.32, питомого навантаження на крило на величини злітної маси – на рисунку В.33.

Оптимальні розрахункові дані та їх порівняння з дісними величинами легкого літака King Air C90 приведено в таблиці В.63.

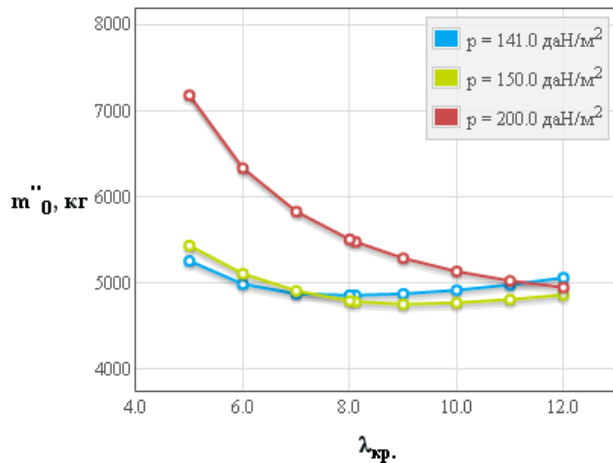


Рисунок В.32 – Вплив подовження крила на величину злітної маси літака у першому наближенні

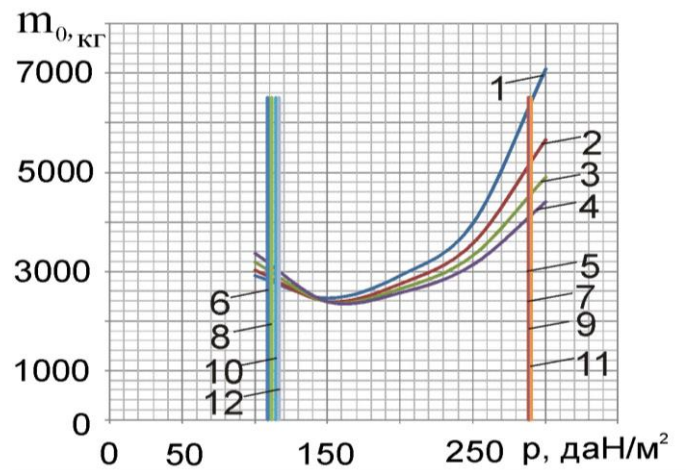


Рисунок В.33 – Вплив питомого навантаження на крило величину злітної маси літака

На рисунку В.33 цифрами позначено: 1 – для $\lambda = 7$; 2 – для $\lambda = 7,74$; 3 – для $\lambda = 8$; 4 – для $\lambda = 9$; 5 – для $\lambda = 10$; 6 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 7$; 7 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 7$; 8 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 8$; 9 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 8$; 10 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 9$; 11 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 9$; 12 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 10$; 13 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 10$

Таблиця В.63 – Оптимальні розрахункові дані та їх порівняння з дійсними величинами легкого літака King Air C90

Найменування величини	Розрахункові дані	Вхідні (дійсні) величини	$\Delta, \%$
λ_{opt}	9	8,11	10,97
$m'_{0 \min}$, кг	4600	4756	-3,28
p_{opt}	160	141	19,2
$\bar{m}_{кон}$	0,3	–	–
$\bar{m}_{оп}$	0,018	–	–
$\bar{m}_{кр}$	0,12	–	–
\bar{m}_{ϕ}	0,1146	–	–
\bar{m}_n	0,24	0,245	–
$\bar{m}_{СУ}$	0,13	–	–
$\bar{m}_{об}$	0,105	–	–
$t_{0 \text{ опт}}$	0,22	0,235	-2,13

В.4 Апробація програмного забезпечення при розрахунку параметрів легкого літака Cessna 441

Вхідні дані

$\bar{C}_{ср} = 16.5(\%)$; $\lambda_{кр.} = 9.6$; $\eta_{кр.} = 1.62$; $\chi_{глк} = 1.25(\text{град.})$; $\bar{l}_z = 0.372$; $\bar{b}_z = 0.259$; $\bar{b}_{z, \text{табл}} = 0.3$;
 $\delta_{z, \text{взл}} = 15(\text{град.})$; $\delta_{z, \text{взл, табл}} = 40(\text{град.})$; $k_z = 0.15$; $\bar{l}_{пр} = 0$; $k_{пр} = 0$; $\Delta \bar{C}_{у мех} = 1.18$; $\alpha_{отр} = 8(\text{град.})$;
 $M_{отр} = 0.0636$; $d_{ф} = 1.3(\text{м})$; $\lambda_{ф} = 9.15$; $K_{мид} = 2107(\text{даН/м}^2)$; $k_{инт} = 0.7$; $K_{оп} = 1.37$;
 $m_{ком} = 1035(\text{кг})$; $\bar{l}_{щел} = 0.637$; $K_{отд} = 0.231$; $\bar{h} = 0.639$; $\bar{l}_{кр} = 14.89$; $n_{дв} = 2(\text{шт})$; $d_{винт} = 2.08(\text{м})$;
 $N_{0 дв} = 480.06(\text{кВт})$; $\bar{l}_{кр} = 15.04(\text{м})$; $p = 160.1(\text{даН/м}^2)$; $L_p = 544(\text{м})$; $\xi_V = 1$; $\xi_{Н взл} = 1$;
 $\xi_{др. взл} = 0.75$; $\xi_{Н крейс} = 1$; $\xi_{др. крейс} = 0.75$; $f_{тр} = 0.03$; $\xi_{вз} = 0.99$; $\eta_{в.отр} = 0.689$; $\eta_{в.наб} = 0.752$;
 $V_y = 12.37(\text{м/с})$; $\eta_{в.крейс} = 0.567$; $M_{крейс} = 0.445$; $H_{крейс} = 10.7(\text{км})$; $M_{наб} = 0.19$;
 $\rho_H = 0.41(\text{кг/м}^3)$; $V_{крейс} = 480(\text{км/ч})$; $\text{tg}(\Theta) = 0.02$; $L_{сб.ВПП} = 924(\text{м})$; $m_0 = 4468(\text{кг})$; $m_{дв} = 153(\text{кг})$;
 $C_e = 0.327(\text{кг/(кВт*ч)})$; $\tau_{нз} = 0.75(\text{ч.})$; $m_{Т пр.} = 0.006$; $L = 2222(\text{км})$; $\bar{c}_0 = 18(\%)$; $\bar{c}_k = 19(\%)$;
 Тип оперения = 0; $k_{мат оп} = 1$; $k_{ст} = 1$; $k_{креп} = 1$; $k_{обт} = 1$; $k_{рес} = 1$; $k_{пан} = 1$; $k_{мат} = 1$;
 Расположение двигателя = 0; $k_{раз} = 0.97$; $k_{мех} = 1$; $k_{бак} = 1$; $k_{ш} = 0.005$; $k_{шу} = 0$; $k_{шф} = 0$;
 $k_6 = 0$; $\bar{S}_{го} = 0.228$; $\bar{S}_{во} = 0.146$; $n_{эк} = 2(\text{чел.})$; $n_{пасс} = 7(\text{чел.})$; $\alpha_{пос} = 8(\text{град.})$; $V_{пос} = 167(\text{км/ч})$;
 $V_z = 53.8(\text{м/с})$; $W = 10(\text{м/с})$; $\delta_{z, \text{пос}} = 40(\text{град.})$;

В.4.1 Дослідження впливу параметрів крила і механізації на величини

$C_{у відр}$ і $K_{відр}$

Результати дослідження

Таблиця В.64 – Вплив подовження крила на коефіцієнт піднімальної сили при відриві

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
$C_{у відр}$	1,5463	1,5973	1,6368	1,6683	1,694	1,7073	1,7154	1,7335	1,749

Таблиця В.65 – Вплив подовження крила на аеродинамічну якість при відриві

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
p , даН/м ²	$K_{відр}$								
50,0	12,07	13,21	14,23	15,13	15,93	16,37	16,65	17,29	17,88
100,0	11,67	12,78	13,77	14,64	15,41	15,84	16,11	16,72	17,29
150,0	11,36	12,44	13,40	14,25	15,00	15,41	15,67	16,27	16,82
160,1	11,31	12,38	13,33	14,18	14,92	15,33	15,59	16,19	16,73
200,0	11,1	12,15	13,08	13,91	14,64	15,04	15,29	15,87	16,39
250,0	10,85	11,88	12,79	13,60	14,31	14,70	14,94	15,51	16,02
300,0	10,63	11,64	12,53	13,32	14,01	14,39	14,63	15,18	15,67
350,0	10,43	11,41	12,29	13,05	13,73	14,09	14,33	14,86	15,35

Графічні залежності впливу подовження крила літака на величину коефіцієнта піднімальної сили показано на рисунку В.34 і вплив питомого навантаження на крило на аеродинамічну якість літака при відриві – на рисунку В.35.

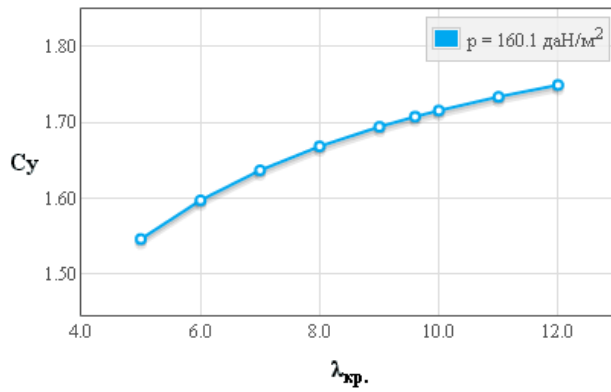


Рисунок В.34 – Вплив подовження крила λ на коефіцієнт піднімальної сили при відриві літака $C_{y\text{ відр}}$

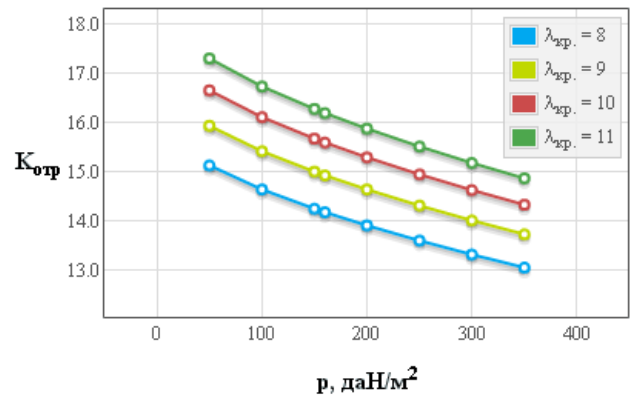


Рисунок В.35 – Вплив питомого навантаження на крило p на аеродинамічну якість літака при відриві $K_{\text{відр}}$

Основні розрахункові дані літака Cessna 441 при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 160,1$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 9,6$ наведено в таблиці В.66.

Таблиця В.66 – Основні розрахункові дані

$K_{\text{відр}}$	$C_{y\text{ відр}}$	$\bar{S}_{\text{відр}}$	$C_{x\text{ відр}}$	C_y^α	$C_{x0\text{ відр}}$
15,33	1,707	0,3239	0,1114	0,0757	0,00114

Кінець таблиці В.66

$\bar{S}_{\text{мех}}^{\text{відр}}$	$k_{\text{відр}}$	$\Delta C_{y\text{ відр}}$	$\Delta C_{x\text{ закp}}$	$C_{x_{кр.}\text{ відр}}$	$C_{x_{\phi.}\text{ відр}}$
0,4831	1,725	0,3661	0,0437	0,0042	0,0741

В.4.2 Дослідження впливу параметрів літака на величину потрібних стартових енергоозброєностей

Результати дослідження

Таблиця В.67 – Стартова енергоозброєність, яку визначають довжиною розбігу

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
p , даН/м ²	t_{0p}								
50,0	0,0172	0,0163	0,0156	0,015	0,0146	0,0144	0,0143	0,014	0,0138
100,0	0,037	0,035	0,0336	0,0325	0,0317	0,0312	0,031	0,0304	0,0299
150,0	0,0608	0,0576	0,0553	0,0536	0,0522	0,0515	0,0511	0,0502	0,0495
160,1	0,066	0,0626	0,0601	0,0582	0,0567	0,056	0,0556	0,0546	0,0538
200,0	0,088	0,0835	0,0802	0,0777	0,0758	0,0748	0,0742	0,0729	0,0719
250,0	0,1183	0,1123	0,1079	0,1046	0,1021	0,1008	0,1	0,0983	0,0969
300,0	0,1514	0,1438	0,1382	0,134	0,1308	0,1291	0,1281	0,126	0,1242
350,0	0,1871	0,1777	0,1709	0,1657	0,1617	0,1597	0,1585	0,1559	0,1536

Таблиця В.68 – Стартова енергоозброєність, яка забезпечує задану швидкопідйомність поблизу землі

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
p , даН/м ²	t_{0V_y}								
50,0	0,1714	0,1689	0,1669	0,1654	0,1642	0,1635	0,1631	0,1623	0,1615
100,0	0,1841	0,1799	0,1767	0,1742	0,1722	0,1712	0,1706	0,1692	0,168
150,0	0,1953	0,1896	0,1853	0,182	0,1793	0,1779	0,1771	0,1752	0,1737
160,1	0,1974	0,1915	0,187	0,1835	0,1806	0,1792	0,1783	0,1764	0,1747
200,0	0,2056	0,1986	0,1933	0,1891	0,1858	0,1841	0,1831	0,1808	0,1789
250,0	0,2155	0,2072	0,2008	0,1959	0,192	0,19	0,1887	0,186	0,1838
300,0	0,2251	0,2154	0,2081	0,2024	0,1979	0,1956	0,1942	0,1911	0,1885
350,0	0,2343	0,2234	0,2151	0,2087	0,2036	0,201	0,1994	0,196	0,193

Таблиця В.69 – Стартова енергоозброєність, яка визначається крейсерською швидкістю польоту

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
p , даН/м ²	$t_{0\text{ крейс}}$								
50,0	0,3094	0,3228	0,3341	0,344	0,3527	0,3575	0,3605	0,3676	0,3741
100,0	0,2238	0,2317	0,2382	0,244	0,249	0,2517	0,2535	0,2576	0,2613
150,0	0,1914	0,1972	0,202	0,2062	0,2099	0,2119	0,2132	0,2161	0,2188
160,1	0,1871	0,1926	0,1972	0,2012	0,2047	0,2066	0,2078	0,2106	0,2132
200,0	0,174	0,1787	0,1826	0,1859	0,1889	0,1905	0,1915	0,1939	0,1961
250,0	0,1631	0,1671	0,1704	0,1732	0,1757	0,1771	0,1779	0,18	0,1818
300,0	0,1556	0,159	0,1619	0,1644	0,1666	0,1678	0,1685	0,1703	0,1719
350,0	0,15	0,1531	0,1557	0,158	0,1599	0,161	0,1616	0,1632	0,1646

Таблиця В.70 – Стартова енергоозброєність, яка забезпечує заданий кут набору висоти з одним двигуном, що відмовив

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
p , даН/м ²	$t_{0\theta}$								
50,0	0,0913	0,0836	0,0779	0,0736	0,0702	0,0685	0,0675	0,0653	0,0634
100,0	0,1327	0,1214	0,1131	0,1068	0,1018	0,0994	0,0979	0,0946	0,0919
150,0	0,1661	0,1519	0,1414	0,1335	0,1273	0,1242	0,1224	0,1183	0,1149
160,1	0,1723	0,1576	0,1467	0,1385	0,1321	0,1289	0,1269	0,1227	0,1192
200,0	0,1956	0,1788	0,1664	0,1571	0,1498	0,1462	0,144	0,1392	0,1352
250,0	0,2226	0,2035	0,1894	0,1788	0,1705	0,1663	0,1638	0,1584	0,1539
300,0	0,248	0,2267	0,2109	0,1991	0,1899	0,1853	0,1825	0,1764	0,1714
350,0	0,2722	0,2487	0,2315	0,2185	0,2084	0,2033	0,2003	0,1936	0,1881

Таблиця В.71 – Стартова енергоозброєність, яка забезпечує збалансовану довжину ЗПС

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
p , даН/м ²	t_0 ЗПС								
50,0	0,076	0,0735	0,0718	0,0704	0,0694	0,0688	0,0685	0,0678	0,0672
100,0	0,1574	0,1518	0,1478	0,1448	0,1424	0,1411	0,1404	0,1388	0,1375
150,0	0,2511	0,2415	0,2346	0,2293	0,2252	0,2232	0,2219	0,2192	0,2169
160,1	0,2717	0,2612	0,2536	0,2478	0,2433	0,2411	0,2397	0,2367	0,2342
200,0	0,3601	0,3452	0,3345	0,3264	0,3201	0,3169	0,315	0,3109	0,3074
250,0	0,4885	0,4665	0,4508	0,439	0,4298	0,4252	0,4225	0,4165	0,4115
300,0	0,642	0,6104	0,5879	0,5711	0,5582	0,5517	0,5478	0,5394	0,5323
350,0	0,8288	0,7837	0,7519	0,7284	0,7103	0,7013	0,6959	0,6842	0,6745

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на на величини потрібних енергоозброєностей на різних режимах польоту із зміною подовження крила показано на рисунку В.36.

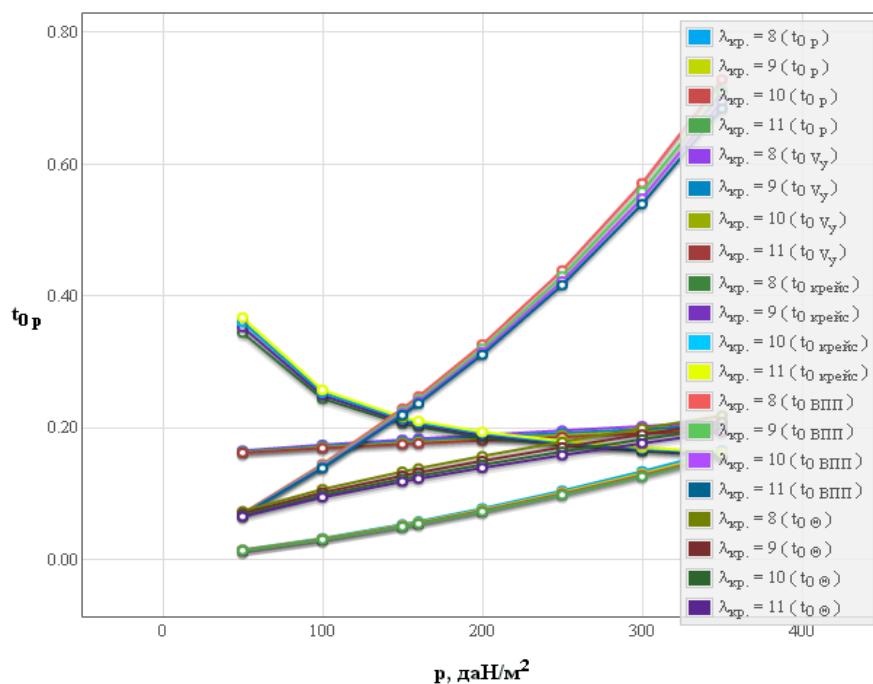


Рисунок В.36 – Вплив питомого навантаження на крило p на величину потрібних енергоозброєностей

Основні розрахункові дані літака Cessna 441 при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 160,1$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 9,6$ наведено в таблиці В.72.

Таблиця В.72 – Основні розрахункові дані

$A_{пол}$	$C_{xф. крейс}$	$C_{xф. наб}$
0,0371	0,0809	0,0808

В.4.3 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки

Результати дослідження

Таблиця В.73 – Максимальна енергоозброєність легкого літака

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
p , даН/м ²	$t_{0 \max}$								
50,0	0,3094	0,3228	0,3341	0,344	0,3527	0,3575	0,3605	0,3676	0,3741
100,0	0,2238	0,2317	0,2382	0,244	0,249	0,2517	0,2535	0,2576	0,2613
150,0	0,2511	0,2415	0,2346	0,2293	0,2252	0,2232	0,2219	0,2192	0,2188
160,1	0,2717	0,2612	0,2536	0,2478	0,2433	0,2411	0,2397	0,2367	0,2342
200,0	0,3601	0,3452	0,3345	0,3264	0,3201	0,3169	0,315	0,3109	0,3074
250,0	0,4885	0,4665	0,4508	0,439	0,4298	0,4252	0,4225	0,4165	0,4115
300,0	0,642	0,6104	0,5879	0,5711	0,5582	0,5517	0,5478	0,5394	0,5323
350,0	0,8288	0,7837	0,7519	0,7284	0,7103	0,7013	0,6959	0,6842	0,6745

Таблиця В.74 – Відносна маса силової установки легкого літака

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
p , даН/м ²	\bar{m}_{CV}								
50,0	0,1732	0,1807	0,187	0,1925	0,1974	0,2001	0,2018	0,2057	0,2094
100,0	0,1253	0,1297	0,1334	0,1365	0,1394	0,1409	0,1419	0,1442	0,1463
150,0	0,1405	0,1352	0,1313	0,1284	0,1261	0,1249	0,1242	0,1227	0,1225
160,1	0,1521	0,1462	0,1419	0,1387	0,1362	0,1349	0,1342	0,1325	0,1311
200,0	0,2015	0,1932	0,1872	0,1827	0,1792	0,1774	0,1763	0,174	0,1721
250,0	0,2734	0,2611	0,2523	0,2457	0,2406	0,238	0,2365	0,2331	0,2303
300,0	0,3594	0,3416	0,3291	0,3197	0,3124	0,3088	0,3066	0,3019	0,298
350,0	0,4639	0,4386	0,4209	0,4077	0,3976	0,3925	0,3895	0,383	0,3775

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини максимальної енергоозброєності показано на рисунку В.37 і на величини відносної маси силової установки – на рисунку В.38.

Основні розрахункові дані літака Cessna 441 при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 160,1$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 9,6$ наведено в таблиці В.75.

Таблиця В.75 – Основні розрахункові дані

γ_{dv}	R
0,3187	1,7562

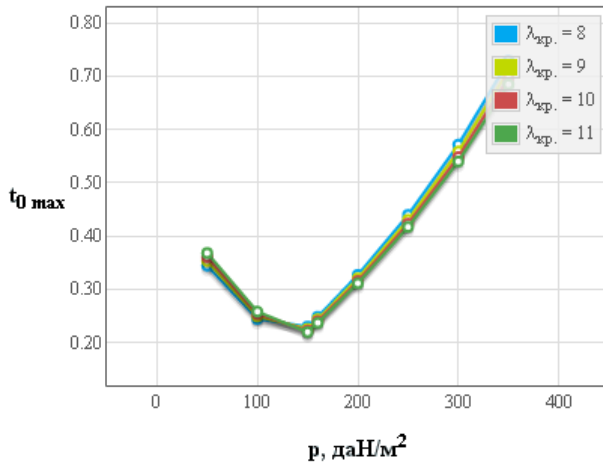


Рисунок В.37 – Вплив питомого навантаження на крило на величини максимальної енергоозброєності

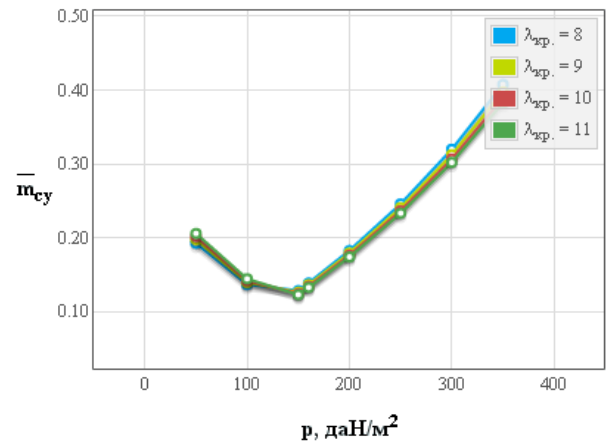


Рисунок В.38 – Вплив питомого навантаження на крило на величини відносної маси силової установки

В.4.4 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу палива

Результати дослідження

Таблиця В.76 – Відносна маса палива легкого літака

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
p , даН/м ²	\bar{m}_n								
50,0	0,2713	0,2565	0,2443	0,2344	0,2259	0,2215	0,2187	0,2125	0,2069
100,0	0,3188	0,2995	0,2838	0,271	0,2603	0,2546	0,2511	0,2432	0,2362
150,0	0,3569	0,3339	0,3154	0,3003	0,2877	0,2811	0,277	0,2677	0,2596
160,1	0,3639	0,3403	0,3212	0,3057	0,2927	0,2859	0,2817	0,2722	0,2639
200,0	0,3902	0,364	0,3429	0,3258	0,3116	0,3041	0,2995	0,289	0,2799
250,0	0,4205	0,3914	0,3679	0,349	0,3333	0,325	0,3199	0,3084	0,2983
300,0	0,4485	0,4167	0,3911	0,3705	0,3533	0,3443	0,3388	0,3263	0,3154
350,0	0,4749	0,4405	0,4129	0,3906	0,3721	0,3625	0,3565	0,3431	0,3313

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини відносної маси палива показано на рисунку В.39.

Основні розрахункові дані літака Cessna 441 при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 160,1$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 9,6$ наведено в таблиці В.77.

Таблиця В.77 – Основні розрахункові дані

$L_{розр}$	$m_{n.крейс}$	$m_{n.н.в}$
1668,97	0,2108	0,02

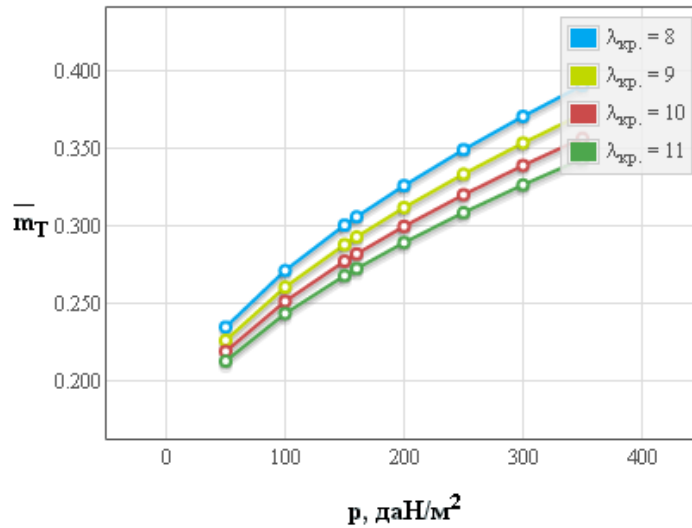


Рисунок В.39 – Вплив питомого навантаження на крило на відносну масу палива

В.4.5 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції

Результати дослідження

Таблиця В.78 – Відносна маса крила легкого літака

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
p , даН/м ²	$\bar{m}_{кр}$								
50,0	0,3179	0,3643	0,411	0,4579	0,5051	0,5334	0,5523	0,5998	0,6473
100,0	0,125	0,1402	0,1555	0,1709	0,1864	0,1958	0,202	0,2176	0,2333
150,0	0,0752	0,083	0,0909	0,0988	0,1067	0,1115	0,1147	0,1228	0,1308
160,1	0,0696	0,0765	0,0836	0,0907	0,0979	0,1022	0,105	0,1122	0,1195
200,0	0,0538	0,0586	0,0635	0,0683	0,0733	0,0762	0,0782	0,0832	0,0881
250,0	0,0423	0,0456	0,0489	0,0522	0,0556	0,0576	0,0589	0,0623	0,0657
300,0	0,0352	0,0376	0,04	0,0424	0,0449	0,0463	0,0473	0,0498	0,0523
350,0	0,0305	0,0323	0,0341	0,036	0,0378	0,039	0,0397	0,0416	0,0435

Таблиця В.79 – Відносна маса оперення, фюзеляжу й шасі легкого літака

p , даН/м ²	50	100	150	160,1	200	250	300	350
$\bar{m}_{он}$	0,0615	0,0389	0,0288	0,0274	0,0228	0,0187	0,0157	0,0134
$\bar{m}_{ф}$	0,0836							
$\bar{m}_{ш}$	0,047							

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини відносної маси крила показано на рисунку В.40, оперення – на рисунку В.41, конструкції – на рисунку В.42.

Таблиця В.80 – Відносна маса конструкції легкого літака

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
p , даН/м ²	$\bar{m}_{кон}$								
50,0	0,5101	0,5564	0,6031	0,6501	0,6972	0,7256	0,7445	0,7919	0,8395
100,0	0,2946	0,3098	0,3251	0,3405	0,356	0,3654	0,3716	0,3872	0,4029
141,0	0,2347	0,2425	0,2503	0,2583	0,2662	0,271	0,2742	0,2823	0,2903
150,0	0,2276	0,2346	0,2416	0,2487	0,2559	0,2602	0,2631	0,2703	0,2775
200,0	0,2073	0,2121	0,2169	0,2218	0,2267	0,2297	0,2317	0,2366	0,2416
250,0	0,1917	0,1949	0,1982	0,2016	0,2049	0,207	0,2083	0,2117	0,2151
300,0	0,1816	0,184	0,1864	0,1888	0,1913	0,1927	0,1937	0,1962	0,1987
350,0	0,1746	0,1764	0,1783	0,1801	0,182	0,1831	0,1838	0,1857	0,1876

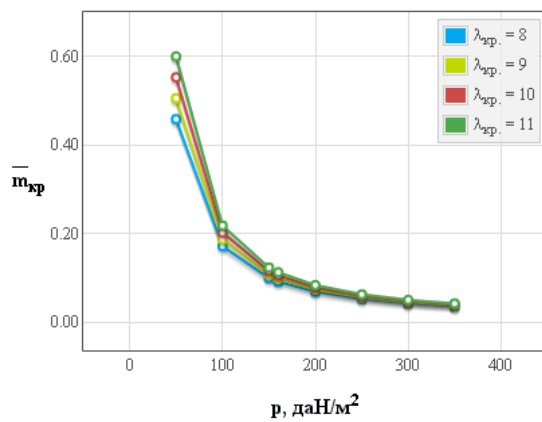


Рисунок В.40 – Вплив питомого навантаження на крило на величини відносної маси крила

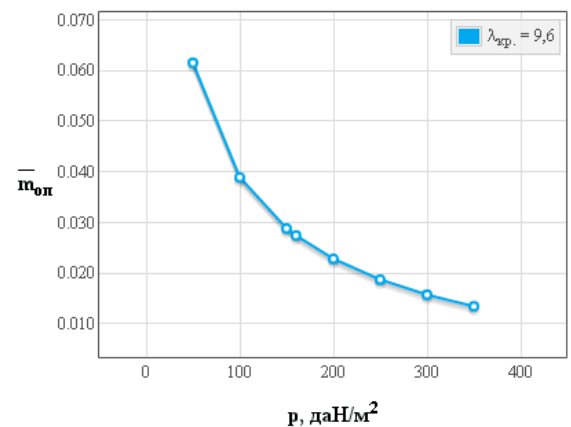


Рисунок В.41 – Вплив питомого навантаження на крило на величини відносної маси оперення

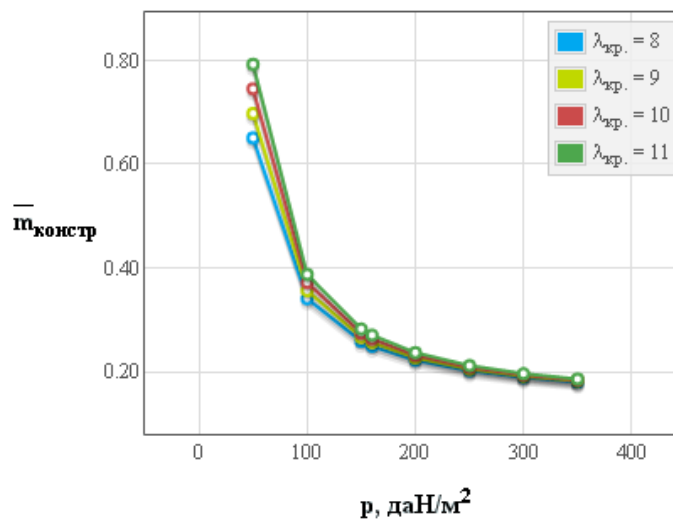


Рисунок В.42 – Вплив питомого навантаження на крило на відносну масу конструкції планера легкого літака

В.4.6 Визначення маси обладнання і управління

Результати розрахунків

Таблиця В.81 – Розрахункові дані

$\bar{m}_{об}$	$m_{об}$, кг
0,1135	507

В.4.7 Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака в першому наближенні

Результати дослідження

Таблиця В.82 – Злітна маса легкого літака в першому наближенні

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
p , даН/м ²	m'_0								
50,0	117991	–	–	–	–	–	–	–	–
100,0	6829,4	6895,3	7049,9	7288,2	7603,5	7830,0	7997,4	8477,7	9058,7
141,0	5828,8	5590,4	5466,9	5402,2	5377,2	5376,5	5380,9	5407,0	5451,1
150,0	5841,7	5505,8	5359,2	5273,1	5227,2	5213,9	5209,8	5213,9	5235,2
200,0	6030,7	5549,3	5234,0	5021,1	4901,6	4856,9	4832,4	4785,5	4755,4
250,0	7418,9	6508,1	5951,8	5585,7	5328,4	5208,4	5139,3	4996,0	4885,3
300,0	10362,7	8379,9	7310,7	6653,1	6208,3	6004,9	5888,5	5648,4	5462,5
350,0	19521,4	12752,1	10087,6	8679,4	7807,7	7427,7	7215,0	6786,4	6462,6

Таблиця В.83 – Граничні значення питомого навантаження на крило

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
$p_{гран}^{V_{нос}}$, даН/м ²	373,75	375,92	377,16	377,99	378,52	378,74	378,86	379,03	379,11
$p_{гран}^{n_y}$, даН/м ²	126,36	132,78	137,75	141,72	144,97	146,64	147,67	149,95	151,91

Графічні залежності впливу подовження крила на величини злітної маси літака Cessna 441 показано на рисунку В.43, питомого навантаження на крило на величини злітної маси – на рисунку В.44.

Оптимальні розрахункові дані та їх порівняння з дісними величинами легкого літака Cessna 441 приведено в таблиці В.84.

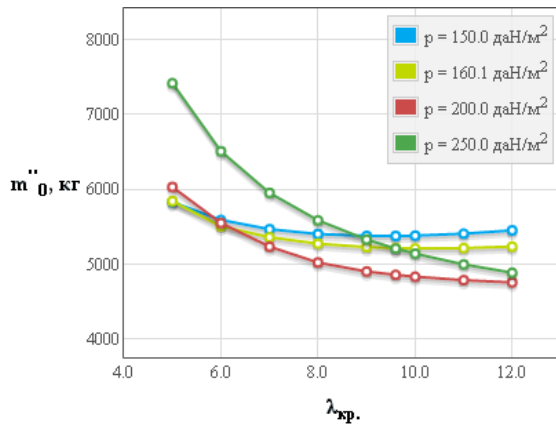


Рисунок В.43 – Вплив подовження крила на величину злітної маси літака у першому наближенні

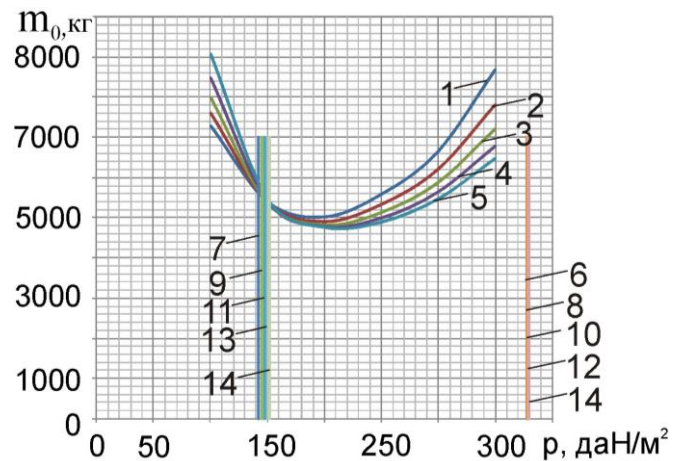


Рисунок В.44 – Вплив питомого навантаження на крило величину злітної маси літака

На рисунку В.44 цифрами позначено: 1 – для $\lambda = 7$; 2 – для $\lambda = 7,74$; 3 – для $\lambda = 8$; 4 – для $\lambda = 9$; 5 – для $\lambda = 10$; 6 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 7$; 7 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 7$; 8 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 8$; 9 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 8$; 10 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 9$; 11 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 9$; 12 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 10$; 13 – при $p_{гран}^{n_y}$, $\lambda = 10$; 14 – при $p_{гран}^{V_{нос}}$, $\lambda = 12$.

Таблиця В.84 – Оптимальні розрахункові дані та їх порівняння з дійсними величинами легкого літака Cessna 441

Відносні величини	Розрахункові дані	Вхідні (дійсні) величини	$\Delta, \%$
λ_{opt}	11	9,6	14,58
$m'_{0 \min}, \text{ кг}$	4650	4468	4,073
ρ_{opt}	200	160,1	24,9
$\bar{m}_{кон}$	0,237	–	–
$\bar{m}_{он}$	0,023	–	–
$\bar{m}_{кр}$	0,155	–	–
\bar{m}_{ϕ}	0,084	–	–
\bar{m}_n	0,289	0,321	–
$\bar{m}_{СУ}$	0,174	–	–
$\bar{m}_{об}$	0,114	–	–
$t_{0 \text{ опт}}$	0,31	0,287	–

В.5 Апробація програмного забезпечення при розрахунку параметрів легкого літака Ан-14

Вхідні дані

Исследование влияния параметров на взлётную массу самолёта

Краткий список

Детализированный список

Исходные данные:

$\bar{C}_{ср} = 14(\%)$; $\lambda_{кр.} = 7.8$; $\eta_{кр.} = 1$; $\chi_{лк} = 0(\text{град.})$; $m_{ком} = 500(\text{кг})$; $\bar{l}_{цел} = 0.875$; $K_{отд} = 0.22$;
 $K_{мид} = 829.3(\text{даН/м}^2)$; $k_{инт} = 0.6$; $K_{оп} = 1.339$; $\lambda_{ф} = 5.625$; $d_{ф} = 1.6(\text{м})$; $p = 130.5(\text{даН/м}^2)$;
 $C_e = 0.285(\text{кг/кВт}\cdot\text{ч})$; $V_{крейс} = 450(\text{км/ч})$; $H_{крейс} = 4.5(\text{км})$; $M_{крейс} = 0.38$; $\eta_{в.крейс} = 0.8$; $\tau_{нз} = 0.75(\text{ч.})$;
 $m_{т.пр.} = 0.006$; $L = 2000(\text{км})$; $m'_0 = 2298(\text{кг})$; $c_0 = 14(\%)$; $c_k = 14(\%)$; Тип оперения = 0; $k_{мат.оп} = 0.95$; $k_{ст} = 1$;
 $k_{креп} = 0.97$; $k_{обт} = 1$; $k_{рес} = 1$; $k_{пан} = 0.96$; $k_{мат} = 0.96$; Расположение двигателя = 0; $k_{раз} = 0.97$; $k_{мех} = 1.1$;
 $k_{бак} = 1$; $k_{ш} = 0.005$; $k_{шу} = 0$; $k_{шф} = 0$; $k_b = 0$; $\bar{S}_{го} = 0.221$; $\bar{S}_{во} = 0.118$; $\bar{l}_3 = 0.643$; $b_3 = 0.2$; $b_{з.табл} = 0.3$;
 $\delta_{з.взл} = 18(\text{град.})$; $\delta_{з.взл.табл} = 45(\text{град.})$; $k_3 = 0.15$; $\bar{l}_{пр} = 0$; $k_{пр} = 0$; $\Delta\bar{C}_{у.мех} = 0.5$; $\alpha_{отр} = 9(\text{град.})$; $M_{отр} = 0.13$;
 $\bar{h} = 0.66$; $\bar{l}_{кр} = 10.17$; $n_{дв} = 2(\text{шт.})$; $d_{винт} = 2(\text{м})$; $N_{0.дв} = 340.2(\text{кВт})$; $l_{кр} = 11.7(\text{м})$; $L_p = 575.6(\text{м})$; $\xi_y = 1$;
 $\xi_{Н.взл} = 1$; $\xi_{др.взл} = 1$; $\xi_{Н.крейс} = 1$; $\xi_{др.крейс} = 0.6$; $f_{тр} = 0.03$; $\xi_{вз} = 0.95$; $\eta_{в.отр} = 0.57$; $\eta_{в.наб} = 0.62$;
 $V_y = 7.8(\text{м/с})$; $M_{наб} = 0.138$; $\rho_H = 0.77(\text{г/м}^3)$; $\text{tg}(\Theta) = 0.02$; $L_{сб.ВПП} = 747.5(\text{м})$; $m_{дв} = 101(\text{кг})$; $n_{эк} = 1(\text{чел.})$;
 $n_{пасс} = 5(\text{чел.})$; $\alpha_{пос} = 9(\text{град.})$; $V_{пос} = 170.8(\text{км/ч})$; $V_3 = 47.4(\text{м/с})$; $W = 10(\text{м/с})$; $\delta_{з.пос} = 45(\text{град.})$;

В.5.1 Дослідження впливу параметрів крила і механізації на величини

$C_{y \text{ відр}}$ і $K_{\text{відр}}$

Результати дослідження

Таблиця В.85 – Вплив подовження крила на коефіцієнт піднімальної сили при відриві

λ	8	9	10	11	12	12,15	13	14	15
$C_{y \text{ відр}}$	2,58	2,6303	2,6703	2,7042	2,7332	2,7372	2,7584	2,7804	2,7998

Таблиця В.86 – Вплив подовження крила на аеродинамічну якість при відриві

λ	8	9	10	11	12	12,15	13	14	15
$p, \text{ даН/м}^2$	$K_{\text{відр}}$								
50	8,86	9,46	10,02	10,54	11,03	11,1	11,48	11,9	12,29
82,33	8,64	9,24	9,795	10,31	10,79	10,86	11,23	11,65	12,04
100	8,54	9,14	9,688	10,2	10,67	10,74	11,12	11,53	11,92
150	8,3	8,88	9,424	9,926	10,39	10,46	10,83	11,23	11,61
200	8,09	8,67	9,199	9,692	10,15	10,22	10,58	10,97	11,34
250	7,91	8,48	8,998	9,482	9,932	9,996	10,35	10,74	11,1
300	7,75	8,3	8,816	9,291	9,732	9,796	10,14	10,52	10,88

Графічні залежності впливу подовження крила літака на величину коефіцієнта піднімальної сили показано на рисунку В.45 і вплив питомого навантаження на крило на аеродинамічну якість літака при відриві – на рисунку В.46.

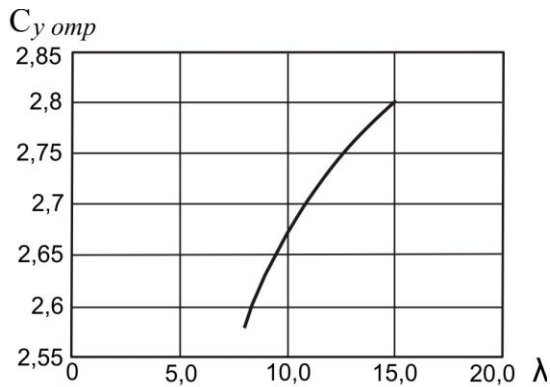
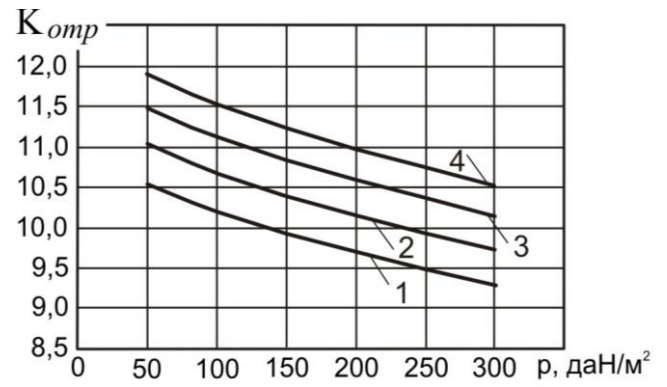


Рисунок В.45 – Вплив подовження крила λ на коефіцієнт піднімальної сили при відриві літака $C_{y\text{ відр}}$



1 – для $\lambda = 11$; 2 – для $\lambda = 12$;
3 – для $\lambda = 13$; 4 – для $\lambda = 14$

Рисунок В.46 – Вплив питомого навантаження на крило p на аеродинамічну якість літака при відриві $K_{\text{відр}}$

Основні розрахункові дані літака Ан-14 при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 82,33$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 12,15$ наведено в таблиці В.87.

Таблиця В.87 – Основні розрахункові дані

$K_{\text{відр}}$	$C_{y\text{ відр}}$	$\bar{S}_{\text{відр}}$	$C_{x\text{ відр}}$	C_y^α
10,86	2,737	0,328	0,252	0,0797

Кінець таблиці В.87

$\bar{S}_{\text{мех}}^{\text{відр}}$	$k_{\text{відр}}$	$\Delta C_{y\text{ відр}}$	$\Delta C_{x\text{ закр}}$	$C_{x_{\text{кр. відр}}}$	$C_{x_{\text{ф. відр}}}$
0,7948	3,6261	0,3712	0,1057	0,0032	0,0475

В.5.2 Дослідження впливу параметрів літака на величину потрібних стартових енергоозброєностей

Результати дослідження

Таблиця В.88 – Стартова енергоозброєність, яку визначають довжиною розбігу

λ	8	9	10	11	12	12,15	13	14	15
p , даН/м ²	$t_0 p$								
50	0,05231	0,0506	0,0492	0,0481	0,0471	0,047	0,0463	0,0456	0,045
82,33	0,10022	0,0971	0,0946	0,0925	0,0908	0,0906	0,0894	0,0881	0,087
100	0,13037	0,1264	0,1231	0,1205	0,1183	0,118	0,1165	0,1149	0,1135
150	0,22864	0,2218	0,2164	0,2119	0,2082	0,2077	0,205	0,2023	0,2
200	0,3436	0,3335	0,3255	0,3189	0,3134	0,3126	0,3088	0,3048	0,3013
250	0,47309	0,4594	0,4484	0,4394	0,432	0,431	0,4257	0,4203	0,4156
300	0,61565	0,5979	0,5838	0,5722	0,5626	0,5613	0,5544	0,5474	0,5414

Таблиця В.89 – Стартова енергоозброєність, яка забезпечує задану швидкопідйомність поблизу землі

λ	8	9	10	11	12	12,15	13	14	15
p , даН/м ²	t_{0v_y}								
50	0,01688	0,0162	0,0156	0,0151	0,0146	0,0146	0,0142	0,0139	0,0136
82,33	0,02049	0,0194	0,0186	0,0179	0,0172	0,0172	0,0167	0,0162	0,0158
100	0,02233	0,0211	0,0201	0,0193	0,0186	0,0185	0,018	0,0174	0,017
150	0,02726	0,0256	0,0242	0,0231	0,0221	0,022	0,0213	0,0206	0,0199
200	0,03191	0,0298	0,0281	0,0267	0,0254	0,0253	0,0244	0,0235	0,0227
250	0,03639	0,0339	0,0318	0,0301	0,0286	0,0284	0,0274	0,0263	0,0253
300	0,04074	0,0378	0,0354	0,0334	0,0317	0,0315	0,0303	0,029	0,0279

Таблиця В.90 – Стартова енергоозброєність, яка визначається крейсерською швидкістю польоту

λ	8	9	10	11	12	12,15	13	14	15
p , даН/м ²	$t_{0 \text{ крейс}}$								
50	0,20923	0,2147	0,2195	0,2238	0,2278	0,2283	0,2314	0,2347	0,2378
82,33	0,17021	0,174	0,1774	0,1804	0,1832	0,1836	0,1857	0,188	0,1901
100	0,15904	0,1624	0,1653	0,1679	0,1703	0,1707	0,1725	0,1745	0,1764
150	0,14114	0,1437	0,1459	0,1479	0,1497	0,1499	0,1513	0,1528	0,1542
200	0,13193	0,134	0,1358	0,1375	0,1389	0,1392	0,1403	0,1415	0,1427
250	0,12632	0,1281	0,1297	0,1311	0,1324	0,1325	0,1335	0,1346	0,1356
300	0,12256	0,1241	0,1255	0,1268	0,1279	0,1281	0,1289	0,1299	0,1307

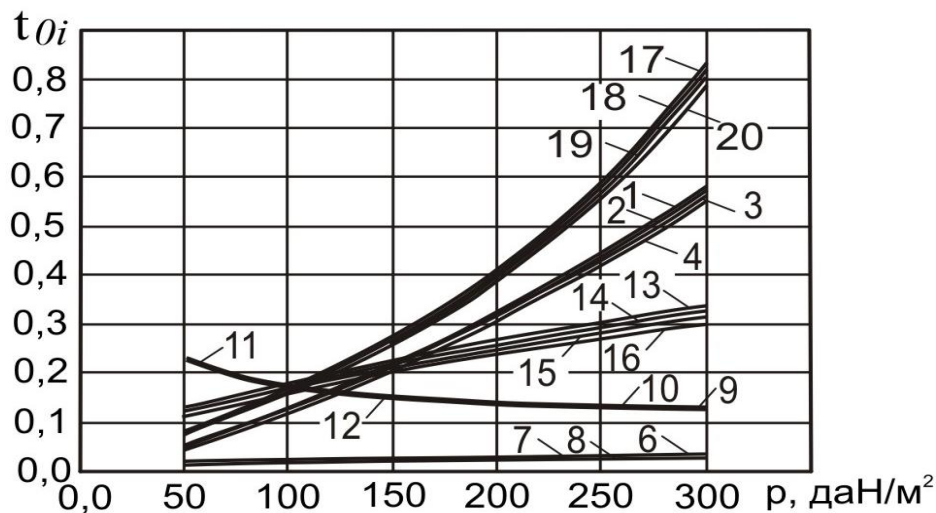
Таблиця В.91 – Стартова енергоозброєність, яка забезпечує заданий кут набору висоти з одним двигуном, що відмовив

λ	8	9	10	11	12	12,15	13	14	15
p , даН/м ²	$t_{0\theta}$								
50	0,14692	0,1376	0,1302	0,124	0,1189	0,1182	0,1145	0,1108	0,1076
82,33	0,19253	0,1802	0,1703	0,1621	0,1554	0,1544	0,1496	0,1447	0,1404
100	0,21431	0,2005	0,1894	0,1803	0,1727	0,1717	0,1663	0,1608	0,156
150	0,26905	0,2515	0,2374	0,2259	0,2163	0,2149	0,2081	0,2011	0,1951
200	0,31744	0,2965	0,2798	0,2661	0,2547	0,2531	0,245	0,2367	0,2296
250	0,3619	0,3379	0,3187	0,303	0,2899	0,2881	0,2789	0,2694	0,2612
300	0,40364	0,3767	0,3552	0,3376	0,323	0,321	0,3107	0,3001	0,291

Таблиця В.92 – Стартова енергоозброєність, яка забезпечує збалансовану довжину ЗПС

λ	8	9	10	11	12	12,15	13	14	15
p , даН/м ²	t_0 ЗПС								
50	0,07828	0,0768	0,0756	0,0746	0,0738	0,0737	0,0731	0,0725	0,072
82,33	0,13507	0,1323	0,13	0,1281	0,1266	0,1264	0,1253	0,1242	0,1232
100	0,16961	0,1659	0,163	0,1605	0,1585	0,1582	0,1568	0,1554	0,1541
150	0,28419	0,2772	0,2716	0,267	0,2632	0,2627	0,26	0,2573	0,2549
200	0,43218	0,4199	0,4102	0,4024	0,3959	0,395	0,3904	0,3858	0,3818
250	0,63071	0,6098	0,5934	0,5803	0,5694	0,568	0,5603	0,5526	0,546
300	0,91098	0,8748	0,8467	0,8244	0,8061	0,8037	0,791	0,7782	0,7672

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на на величини потрібних енергоозброєностей на різних режимах польоту із зміною подовження крила показано на рисунку В.47.



1 – для $\lambda = 11$; 2 – для $\lambda = 12$; 3 – для $\lambda = 13$; 4 – для $\lambda = 14$ – відповідно до стартової енергоозброєності, яку визначають довжиною розбігу t_{0p} ; 5 – для $\lambda = 11$; 6 – для $\lambda = 12$; 7 – для $\lambda = 13$; 8 – для $\lambda = 14$ – відповідно до стартової енергоозброєності, яка забезпечує задану швидкпідйомність поблизу землі t_{0V_y} ; 9 – для $\lambda = 11$; 10 – для $\lambda = 12$; 11 – для $\lambda = 13$; 12 – для $\lambda = 14$ – відповідно до стартової енергоозброєності, яку визначають крейсерською швидкістю польоту $t_{0крейс}$; 13 – для $\lambda = 11$; 14 – для $\lambda = 12$; 15 – для $\lambda = 13$; 16 – для $\lambda = 14$ – відповідно до стартової енергоозброєності, яка забезпечує заданий кут набору висоти $t_{0\theta}$; 17 – для $\lambda = 11$; 18 – для $\lambda = 12$; 19 – для $\lambda = 13$; 20 – для $\lambda = 14$ – відповідно до стартової енергоозброєності, яка забезпечує задану збалансовану довжину ЗПС $t_{0ЗПС}$

Рисунок В.47 – Вплив питомого навантаження на крило p на величину потрібних енергоозброєностей

Основні розрахункові дані літака Ан-14 при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 82,33$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 12,15$ наведено в таблиці В.93.

Таблиця В.93 – Основні розрахункові дані

$A_{пол}$	$C_{xф. крейс}$	$C_{xф. наб}$
0,03012	0,5227	0,5227

В.5.3 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки

Результати дослідження

Таблиця В.94 – Максимальна енергоозброєність легкого літака

λ	8	9	10	11	12	12,15	13	14	15
p , даН/м ²	$t_{0 \max}$								
50	0,20923	0,2147	0,2195	0,2238	0,2278	0,2283	0,2314	0,2347	0,2378
82,33	0,19253	0,1802	0,1774	0,1804	0,1832	0,1836	0,1857	0,188	0,1901
100	0,21431	0,2005	0,1894	0,1803	0,1727	0,1717	0,1725	0,1745	0,1764
150	0,28419	0,2772	0,2716	0,267	0,2632	0,2627	0,26	0,2573	0,2549
200	0,43218	0,4199	0,4102	0,4024	0,3959	0,395	0,3904	0,3858	0,3818
250	0,63071	0,6098	0,5934	0,5803	0,5694	0,568	0,5603	0,5526	0,546
300	0,20923	0,2147	0,2195	0,2238	0,2278	0,2283	0,2314	0,2347	0,2378

Таблиця В.95 – Відносна маса силової установки легкого літака

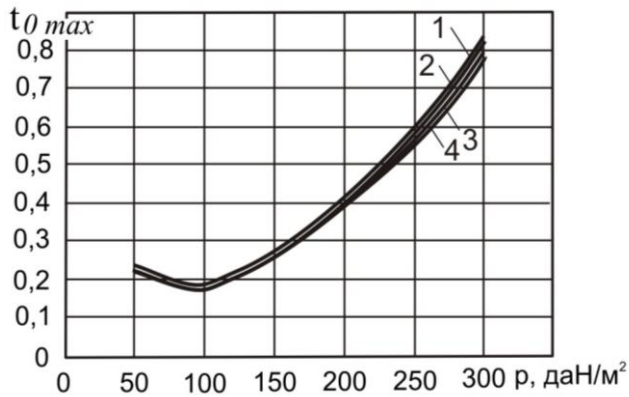
λ	8	9	10	11	12	12,15	13	14	15
p , даН/м ²	\bar{m}_{CV}								
50	0,16815	0,1725	0,1764	0,1799	0,183	0,1835	0,1859	0,1886	0,1911
82,33	0,15473	0,1448	0,1426	0,145	0,1472	0,1475	0,1492	0,1511	0,1528
100	0,17223	0,1611	0,1522	0,1449	0,1388	0,138	0,1386	0,1403	0,1418
150	0,22839	0,2227	0,2182	0,2146	0,2115	0,2111	0,209	0,2068	0,2049
200	0,34732	0,3375	0,3297	0,3234	0,3182	0,3174	0,3138	0,31	0,3068
250	0,50687	0,4901	0,4769	0,4663	0,4576	0,4564	0,4503	0,4441	0,4388
300	0,73211	0,703	0,6805	0,6625	0,6479	0,6459	0,6357	0,6254	0,6166

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини максимальної енергоозброєності показано на рисунку В.48 і на величини відносної маси силової установки – на рисунку В.49.

Основні розрахункові дані літака Ан-14 при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 82,33$ даН/м² і подовження крила $\lambda = 12,15$ наведено в таблиці В.96.

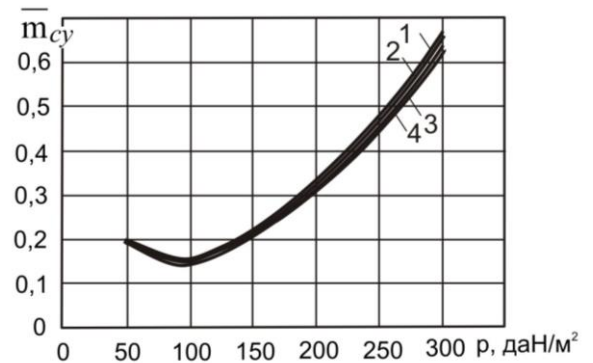
Таблиця В.96 – Основні розрахункові дані

$\gamma_{дв}$	R
0,9568	0,8399



1 – для $\lambda = 11$; 2 – для $\lambda = 12$;
3 – для $\lambda = 13$; 4 – для $\lambda = 14$

Рисунок В.48 – Вплив питомого навантаження на крило на величини максимальної енергоозброєності



1 – для $\lambda = 11$; 2 – для $\lambda = 12$;
3 – для $\lambda = 13$; 4 – для $\lambda = 14$

Рисунок В.49 – Вплив питомого навантаження на крило на величини відносної маси силової установки

В.5.4 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу палива

Результати дослідження

Таблиця В.97 – Відносна маса палива легкого літака

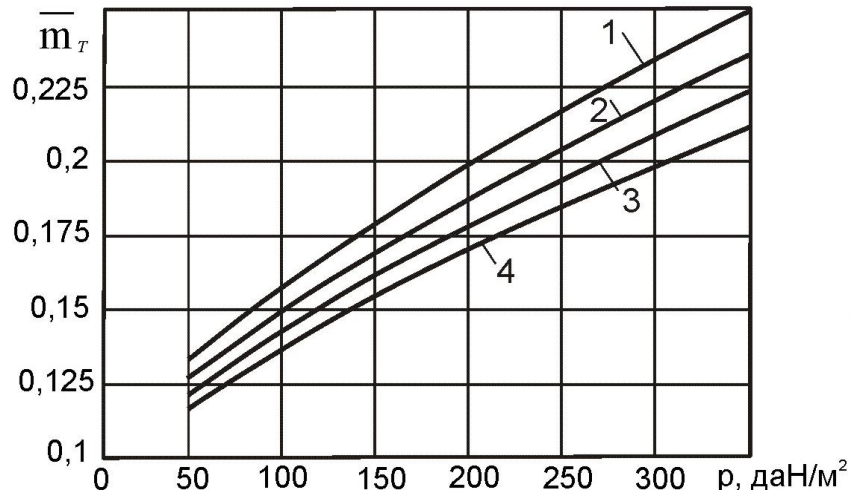
λ	8	9	10	11	12	12,15	13	14	15
$p, \text{ даН/м}^2$	\bar{m}_n								
50	0,16374	0,1568	0,1508	0,1456	0,141	0,1403	0,1369	0,1332	0,1299
82,33	0,18914	0,1805	0,1732	0,1668	0,1612	0,1604	0,1563	0,1518	0,1478
100	0,2015	0,1921	0,1841	0,1772	0,1711	0,1702	0,1657	0,1608	0,1565
150	0,23298	0,2215	0,2118	0,2034	0,196	0,195	0,1895	0,1837	0,1784
200	0,26098	0,2477	0,2364	0,2267	0,2182	0,217	0,2107	0,204	0,1979
250	0,28663	0,2716	0,2589	0,248	0,2384	0,2371	0,23	0,2225	0,2157
300	0,31053	0,2939	0,2799	0,2678	0,2573	0,2558	0,248	0,2397	0,2323

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини відносної маси палива показано на рисунку В.50.

Основні розрахункові дані літака Ан-14 при параметрах нульового наближення: питомого навантаження на крило $p_0 = 82,33 \text{ даН/м}^2$ і подовження крила $\lambda = 12,15$ наведено в таблиці В.98.

Таблиця В.98 – Основні розрахункові дані

$L_{розр}$	$m_{п. крейс}$	$m_{п. н.в}$
230	0,1358	0,006471



1 – для $\lambda = 11$; 2 – для $\lambda = 12$; 3 – для $\lambda = 13$; 4 – для $\lambda = 14$

Рисунок В.50 – Вплив питомого навантаження на крило на відносну масу палива

В.5.5 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції

Результати дослідження

Таблиця В.99 – Відносна маса крила легкого літака

λ	8	9	10	11	12	12,15	13	14	15
p , даН/м ²	$\bar{m}_{кр}$								
50	0,23789	0,2509	0,264	0,2771	0,2902	0,2922	0,3034	0,3165	0,3297
82,33	0,13426	0,1401	0,146	0,1519	0,1579	0,1588	0,1638	0,1698	0,1757
100	0,10885	0,1131	0,1174	0,1218	0,1261	0,1267	0,1304	0,1348	0,1391
150	0,07238	0,0746	0,0768	0,079	0,0812	0,0816	0,0835	0,0857	0,0879
200	0,05572	0,0571	0,0584	0,0598	0,0612	0,0614	0,0626	0,064	0,0653
250	0,04632	0,0473	0,0482	0,0491	0,0501	0,0502	0,051	0,0519	0,0529
300	0,04033	0,041	0,0417	0,0424	0,0431	0,0432	0,0437	0,0444	0,0451

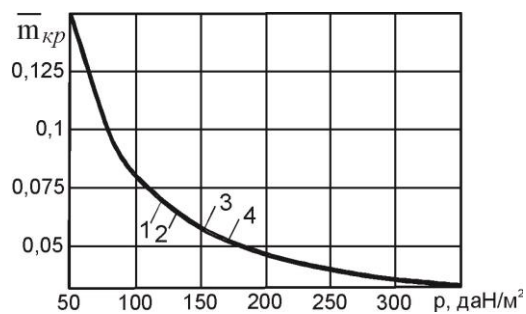
Таблиця В.100 – Відносна маса оперення, фюзеляжу й шасі легкого літака

p , даН/м ²	50	82,33	100	150	200	250	300
$\bar{m}_{он}$	0,0609	0,044	0,0385	0,0285	0,0225	0,0185	0,0155
$\bar{m}_{ф}$	0,167						
$\bar{m}_{ш}$	0,0489						

Графічні залежності впливу питомого навантаження на крило на величини відносної маси крила показано на рисунку В.51, оперення – на рисунку В.52, конструкції – на рисунку В.53.

Таблиця В.101 – Відносна маса конструкції легкого літака

λ	8	9	10	11	12	12,15	13	14	15
p , даН/м ²	$\bar{m}_{кон}$								
50	0,51464	0,5277	0,5408	0,5539	0,567	0,569	0,5801	0,5933	0,6065
82,33	0,39415	0,4	0,4059	0,4118	0,4178	0,4186	0,4237	0,4296	0,4356
100	0,36318	0,3675	0,3718	0,3761	0,3804	0,3811	0,3848	0,3891	0,3935
150	0,31669	0,3189	0,3211	0,3233	0,3256	0,3259	0,3278	0,33	0,3323
200	0,29407	0,2954	0,2968	0,2982	0,2995	0,2997	0,3009	0,3023	0,3037
250	0,28063	0,2816	0,2825	0,2834	0,2844	0,2845	0,2853	0,2863	0,2872
300	0,2717	0,2724	0,2731	0,2737	0,2744	0,2745	0,2751	0,2758	0,2765



1 – для $\lambda = 11$; 2 – для $\lambda = 12$;
3 – для $\lambda = 13$; 4 – для $\lambda = 14$

Рисунок В.51 – Вплив питомого навантаження на крило на величини відносної маси крила

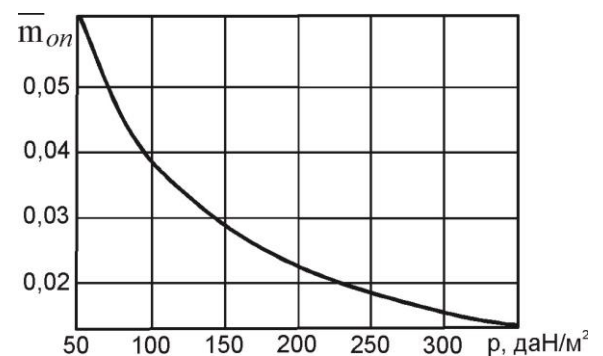
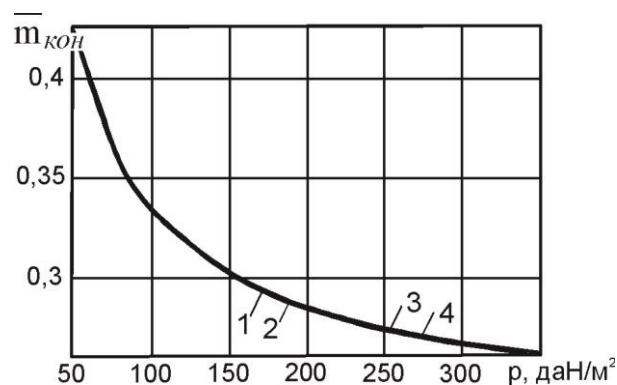


Рисунок В.52 – Вплив питомого навантаження на крило на величини відносної маси оперення



1 – для $\lambda = 11$; 2 – для $\lambda = 12$; 3 – для $\lambda = 13$; 4 – для $\lambda = 14$

Рисунок В.53 – Вплив питомого навантаження на крило на відносну масу конструкції планера легкого літака

В.5.6 Визначення маси обладнання і управління*Результати розрахунків*

Таблиця В.102 – Розрахункові дані

$\bar{m}_{об}$	$m_{об}$, кг
0,1371	448,45

В.5.7 Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака в першому наближенні*Результати дослідження*

Таблиця В.103 – Злітна маса легкого літака в першому наближенні

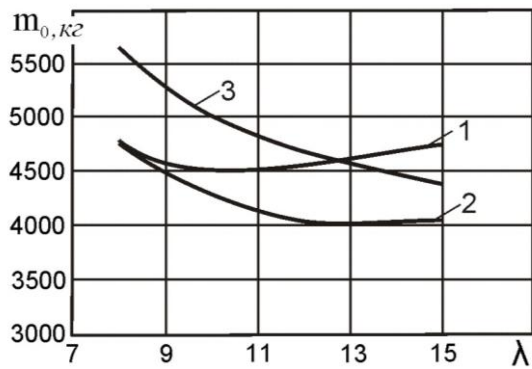
λ	8	9	10	11	12	12,15	13	14	15
p , даН/м ²	m'_0								
50	8135,2	8727,9	9451,9	10341,9	11451	11640,8	12860,9	14703,4	17203,7
82,33	4765,4	4546,2	4485,8	4517,85	4559,6	4566,62	4609,78	4667,48	4732,13
100	4745,4	4470,1	4276,9	4136,08	4031,02	4017,65	4015,12	4029,66	4049,03
150	5625,1	5271,4	5016,9	4825,83	4677,98	4658,69	4560,91	4466,61	4389,66
200	12788	10454	9104,6	8224,83	7606,29	7529,04	7148,14	6795,66	6516,56

Таблиця В.104 – Граничні значення питомого навантаження на крило

λ	8	9	10	11	12	12,15	13	14	15
$P_{гран}^{V_{нос}}$, даН/м ²	127,97	128,95	129,72	130,34	130,84	130,91	131,25	131,6	131,88
$P_{гран}^{n_y}$, даН/м ²	57,59	58,9	59,99	60,91	61,70	61,81	62,39	62,99	63,52

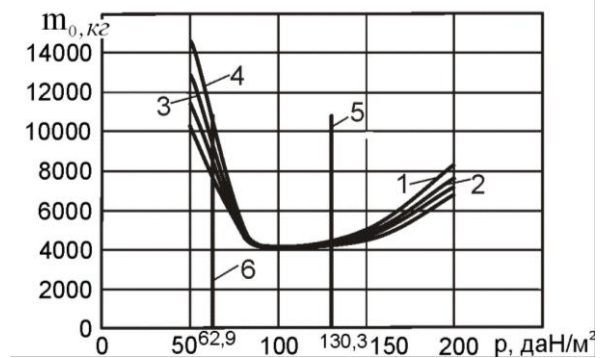
Графічні залежності впливу подовження крила на величини злітної маси літака Ан-14 показано на рисунку В.54, питомого навантаження на крило на величини злітної маси – на рисунку В.55.

Оптимальні розрахункові дані та їх порівняння з дісними величинами легкого літака Ан-14 приведено в таблиці В.105.



- 1 – для $p = 50$ даН/м²;
 2 – для $p = 82,33$ даН/м²;
 3 – для $p = 100$ даН/м²

Рисунок В.54 – Вплив подовження крила на величину злітної маси літака у першому наближенні



- 1 – для $\lambda = 11$; 2 – для $\lambda = 12$;
 3 – для $\lambda = 13$; 4 – для $\lambda = 14$;
 5 – при обмеженні $p_{гран}^{ny}$ для $\lambda = 14$;
 6 – при обмеженні $p_{гран}^{nos}$ для $\lambda = 11$

Рисунок В.55 – Вплив питомого навантаження на крило величину злітної маси літака

Таблиця В.105 – Оптимальні розрахункові дані та їх порівняння з дійсними величинами легкого літака Ан-14

Відносні величини	Розрахункові дані	Вхідні (дійсні) величини	$\Delta, \%$
λ_{opt}	13	12,15	6,99
$m'_{0 \min}$, кг	4000	3500	14,3
p_{opt}	90	82,33	9,3
$\bar{m}_{кон}$	0,385	–	–
$\bar{m}_{он}$	0,042	–	–
$\bar{m}_{кр}$	0,14	–	–
\bar{m}_{ϕ}	0,167	–	–
\bar{m}_n	0,161	0,0685	–
$\bar{m}_{СУ}$	0,14	–	–
$\bar{m}_{об}$	0,1371	–	–
$t_{0 \text{ опт}}$	0,175	0,183	-4,4

ДОДАТОК Г

Інструкція користувача програмного забезпечення «CLA-TOW»

Інструкція користувача програмного забезпечення циклічного характеру «CLA-TOW» (Civil Light Aircraft – Take-off Weight) показана на прикладі визначення параметрів цивільного легкого літака ХАІ-90.

Г.1 Підготовка вхідних даних

Перед початком дослідження необхідно підготувати:

- звіт щодо збору та оброблення статистичних даних літаків-прототипів;
- заповнену таблицю статистичних даних літаків-прототипів;
- звіт по вибору й обґрунтування схеми літака;
- схему легкого літака, що проектується (рисунок Г.1);
- таблиці вхідних даних до складових підкатегорій розрахунку цивільного легкого літака у трьох наближеннях на етапі попереднього проектування (таблиці Г.1 – Г.17).

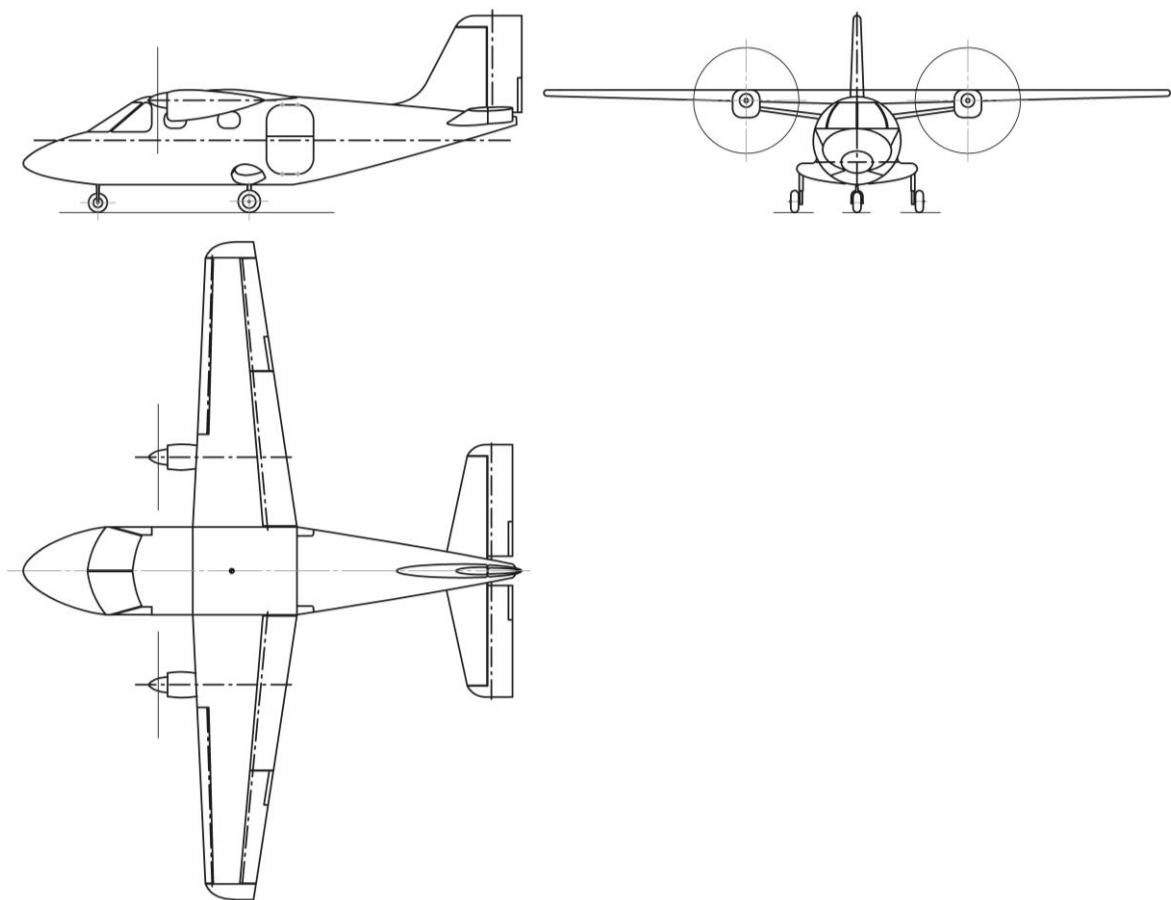


Рисунок Г.1– Фрагмент схеми цивільного легкого літака

Таблиця Г.1 – Визначення злітної маси цивільного легкого літака в нульовому наближенні

Найменування величини	Позначення в програмі	Значення
Кількість членів екіпажу $n_{ек}$, чол.	NEK	1
Кількість пасажирів $n_{пас}$, чол.	NPAS	6
Розрахункова маса пасажирів $m_{пас}$, кг	MASS_PAS	86
Прийнята маса багажу пасажирів $\Delta m_{баг}$, кг	DMASS_BAG	14
Маса спорядження $\Delta m_{сн}$, кг	DELTA_MSN	40
Розрахункова дальність польоту L , м	LPOL	1500
Крейсерська швидкість $V_{кр}$, км/год	VKREYS	350
Аеродинамічна якість в крейсерському польоті $K_{кр}$, одиниці	KKREYS	10
Відносна маса обладнання і управління $\bar{m}_{об.упр}$	MOOBY	0,1
Відносна маса конструкції літака $\bar{m}_{кон}$	MOKON	0,28
Відносна маса силової установки $\bar{m}_{С.У}$	MOCY	0,14

Таблиця Г.2 – Визначення геометричних параметрів крила літака в нульовому наближенні

Найменування величини	Позначення в програмі	Значення
Злітна маса літака в нульовому наближенні m_0^0 , кг	M00	2683
Питоме навантаження на крило p_0 , даН/м ²	P	143,6
Прискорення вільного падіння g , м/с ²	G	9,81
Звуження η	TK	2,25
Подовження λ	LKR	9,6
Кут стрілоподібності по передній кромці крила $\chi_{н.к}$, град	XPK	3
Довжина центроплану $l_{ц}$, м	LCPL	1,58
Відносна товщина кореневого профілю \bar{c}_0 , %	C0	12
Відносна товщина кінцевого профілю $\bar{c}_к$, %	CK	9
Відносна площа закрилків $\bar{S}_з$	SOZ	0,371
Відносна площа передкрилків $\bar{S}_{перед}$	SOPR	0,0614
Відносна площа елеронів \bar{S}_e	SOE	0,0185

Таблиця Г.3 – Визначення геометричних параметрів горизонтального оперення літака в нульовому наближенні

Найменування величини	Позначення в програмі	Значення
Звуження ГО $\eta_{Г.О}$	TGO	1,54
Подовження ГО $\lambda_{Г.О}$	LAMBDA_GO	4,2
Кут стрілоподібності по передній кромці ГО $\chi_{п.к. Г.О}$, град	XPKGO	12
Відносна товщина профілю $\bar{c}_{Г.О}$	CGO	10
Відносна площа горизонтального оперення $\bar{S}_{Г.О}$	SOGO	0,26
Відносна площа руля висоти $\bar{S}_{p.v}$	SORV	0,434
Коефіцієнт статичного моменту ГО $A_{Г.О}$	AGO	0,783
Середня аеродинамічна хорда крила $b_{C.A.X}$, м	BSAH	1,533
Площа крила S , м ²	SKR	18,3

Таблиця Г.4 – Визначення геометричних параметрів вертикального оперення літака в нульовому наближенні

Найменування величини	Позначення в програмі	Значення
Звуження $\eta_{B.O}$	TVO	1,8
Подовження ВО $\lambda_{B.O}$	LAMBDA_VO	1,04
Кут стрілоподібності по передній кромці ВО $\chi_{п.к. B.O}$, град	XPKVO	27
Відносна товщина профілю $\bar{c}_{B.O}$	CVO	12
Відносна площа вертикального оперення $\bar{S}_{B.O}$	SOVO	0,15
Відносна площа руля напряду $\bar{S}_{p.n}$	SORN	0,446
Коефіцієнт статичного моменту ВО $A_{B.O}$	AVO	0,0598
Розмах крила l , м	BSAH	11,94
Площа крила S , м ²	SKR	18,3

Таблиця Г.5 – Визначення геометричних параметрів фюзеляжу літака в нульовому наближенні

Найменування величини	Позначення в програмі	Значення
Подовження фюзеляжу λ_{ϕ}	LAMBDA_FUS	5,69
Діаметр фюзеляжу d_{ϕ} (або висота h_{ϕ} і ширина b_{ϕ}), м	DFUS	1,58

Таблиця Г.6 – Визначення геометричних параметрів шасі літака в нульовому наближенні

Найменування величини	Позначення в програмі	Значення
Статистичний коефіцієнт бази k_b	KOEF_SHBASE	0,3
Коефіцієнт, який відповідає навантаженню 90 ... 85 % від маси літака на основні стійки k_a	KOEF_SHA	0,86
Коефіцієнт, який відповідає навантаженню 10 ... 15 % від маси літака на передню стійку k_e	KOEF_SHE	0,16
Статистичний коефіцієнт колії k_B	KOEF_SHB	0,2
Кут атаки крила, який відповідає $0,9C_{y \max}$ обраного профілю $\alpha_{noc. \max}$	APOS_MAX	18
Кут встановлення крила щодо поздовжньої осі літака $\alpha_{уст}$	AKR	3
Статистичний додатковий кут Δ , град	SHASSI_DELTA	2
Довжина фюзеляжу L_ϕ , м	–	9
Розмах крила l , м	–	11,94

Таблиця Г.7 – Дослідження впливу параметрів крила і механізації на величини $C_{y \text{ відр}}$ та $K_{\text{відр}}$

Найменування величини	Позначення в програмі	Значення	Найменування величини	Позначення в програмі	Значення
Середня відносна товщина профілю крила \bar{c} , %	CSR	10,6	Діаметр фюзеляжу d_ϕ , м	DFUS	1,58
Подовження крила λ	LKR	7,78	Подовження фюзеляжу λ_ϕ	LAMBDA_FUS	5,69
Звуження крила η	TK	2,25	Навантаження на мідель $K_{\text{мід}}$, даН/м ²	KMID	975
Стрілоподібність крила по передній кромці $\chi_{п.к}$, град	XPK	3	Коефіцієнт інтерференції $k_{\text{інт}}$	KINT	0,9
Відносний розмах закрилка \bar{l}_3	LOZ	0,269	Коефіцієнт оперення $k_{\text{оп}}$	KOP	1,41
Відносна хорда закрилка \bar{b}_3	BOZ	0,153	Маса цільового комерційного навантаження $m_{ц.н}$, кг	MASS_KOM	600
Відносна хорда закрилка згідно таблиці $\bar{b}_{3. \text{табл}}$	BOZ_TABLE	0,3	Відносна довжина щілин $\bar{l}_{щ}$	LOSHEL	0,588
Кут відхилення закрилків при зльоті $\delta_{з. зл}$, град	DBZ	20	Коефіцієнт корисної віддачі $K_{\text{від}}$	KOTD	0,22
Кут відхилення закрилків згідно таблиці $\delta_{з. \text{табл}}$	DBZ_TABLE	40	Відносна висота середньої аеродинамічної хорди \bar{h} , м	HOT	1,41

Кінець таблиці Г.7

Найменування величини	Позначення в програмі	Значення	Найменування величини	Позначення в програмі	Значення
Коефіцієнт якості закрилка k_3	KKZ	0,18	Відносний розмах крила \bar{l}	LOKR	5,65
Відносний розмах передкрилка $\bar{l}_{перед}$	LOPR	0,54	Кількість двигунів $n_{дв}$	NDV	2
Коефіцієнт якості передкрилка $k_{перед}$	KPR	0,13	Діаметр гвинта $d_{гвинт}$, м	DVINT	1,9
Приріст ΔC_y від механізації	DCY_МЕСН	1,18	Потужність одного двигуна N_0 , кВт	N0DV	317,52
Кут атаки при зльоті $\alpha_{відр}$, град	AOT	8	Розмах крила l , м	LN	11,94
Число $M_{відр}$ відриву	MOTR	0,116	Питоме навантаження на крило $P_{розр}$, даН/м ²	P	143,6

Таблиця Г.8 – Дослідження впливу параметрів літака на величину потрібних стартових енергоозброєностей

Найменування величини	Позначення в програмі	Значення	Найменування величини	Позначення в програмі	Значення	
Довжина розбігу літака перед злетом $L_{розб}$, м	DBZ_TABLE	125	Швидкопідйомність поблизу землі V_y , м/с	VY	8,2	
Коефіцієнт, що враховує зміну потужності двигуна залежно від швидкості ξ_V	ZV	1	ККД гвинта при крейсерській $\eta_{гв.крейс}$	NWKREYS	0,8	
Коефіцієнт, що враховує зміну потужності двигуна залежно від висоти польоту	$\xi_{H зл}$	ZHVZL	1	Число $M_{крейс}$ крейсерське	MKREYS	0,3
	$\xi_{H крейс}$	ZHKREYS	1	Крейсерська висота польоту $H_{крейс}$, км	HKREYS	3,5
Коефіцієнт, що враховує зміну потужності двигуна залежно від режиму роботи двигуна	$\xi_{др. зл}$	ZDRVZL	1	Число $M_{наб}$ набору	MNAB	0,14
	$\xi_{др. крейс}$	ZDRKREYS	0,85	Щільність повітря на висоті крейсерського польоту ρ_H , кг/м ³	ROH	0,86
Коефіцієнт тертя коліс об поверхню ЗПС при зльоті f	FTR	0,03	Крейсерська швидкість $V_{крейс}$, км/год	VKREYS	350	
Коефіцієнт, що враховує зменшення потужності при втраті швидкісного напору в повітрозбірниках $\xi_{вз}$	ZVZ	0,98	Гradient набору висоти $tg \theta_3$	TANTHETA	0,02	
ККД гвинта при відриві $\eta_{гв.відр}$	NWOTR	0,588	Збалансована довжина ЗПС $L_{зб.ЗПС}$, м	LVPP	230	
ККД гвинта при наборі висоти $\eta_{гв.наб}$	NWNAB	0,588	Злітна маса літака в першому наближенні m'_0 , кг	M01	2683	

Таблиця Г.9 – Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки

Найменування величини	Значення
Питома вага двигуна $\gamma_{дв}$, даН/кВт	0,292

Таблиця Г.10 – Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу палива

Найменування величини	Позначення в програмі	Значення	Найменування величини	Позначення в програмі	Значення
Питома витрата палива на крейсерському режимі польоту C_e , кг/кВт·год	CE	0,285	Розрахунковий час для вироблення навігаційного запасу палива $\tau_{н.з.}$, год	TNZ	0,75
Відносна маса палива на випробування двигунів, маневрування по аеродрому і залишок, що не витрачається $\bar{m}_{п. інше}$	MOTPR	0,006	Дальність польоту L , км	LPOL	1500

Таблиця Г.11 – Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції

Найменування величини	Позначення в програмі	Значення	Найменування величини	Позначення в програмі	Значення
Відносна товщина профілю в кореновому перерізі \bar{c}_0 , %	CO	12	Розміщення двигунів	0 – на крилі 1 – на фюзеляжі	0
Відносна товщина профілю в кінцевому перерізі \bar{c}_k , %	CK	9	Коефіцієнт роз'єму $k_{роз}$	KRAZ	0,97
Тип оперення	0 – для низькорозташованого; 1 – для Т-подібного	0	Коефіцієнт механізації $k_{мех}$	KMECH	1,3
Коефіцієнт матеріалу оперення $k_{мат.оп}$	KMATOP	0,95	Коефіцієнт, що залежить від типу паливного бака $k_{бак}$	KBAK	1
Коефіцієнт, що залежить від кількості основних стійок шасі $k_{ст}$	–	1	Коефіцієнт, що залежить від кількості прикріплених стійок шасі до крила $k_{ш}$	KSH	0
Коефіцієнт, що залежить від типу кріпильних елементів $k_{крп}$	KKREP	1	Коефіцієнт, що залежить від місця для прибранних стійок шасі $k_{шу}$	KSHY	0,004
Коефіцієнт, що залежить від типу обтічника $k_{обб}$	–	1,2	Коефіцієнт, що залежить від розташування стійок шасі $k_{шф}$	KSHFUS	0,01

Кінець таблиці Г.11

Найменування величини	Позначення в програмі	Значення	Найменування величини	Позначення в програмі	Значення
Коефіцієнт ресурсу крила $k_{рес}$	KRES	1	Коефіцієнт, що залежить від способу транспортування багажу k_b	KB	0,003
Коефіцієнт, що залежить від типу панелей $k_{пан}$	KPAN	1	Відносна площа горизонтального оперення $\bar{S}_{Г.О}$	SOGO	0,26
Коефіцієнт матеріалу $k_{мат}$	KMAT	0,95	Відносна площа вертикального оперення $\bar{S}_{В.О}$	SOVO	0,15

Таблиця Г.12 – Визначення маси обладнання і управління легкого літака

Найменування величини	Позначення в програмі	Значення	Найменування величини	Позначення в програмі	Значення
Дальність польоту L , км	LPOL	1500	Кількість пасажирів $n_{пас}$	NPAS	6

Таблиця Г.13 – Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака в першому наближенні

Найменування величини	Позначення в програмі	Значення	Найменування величини	Позначення в програмі	Значення
Кут атаки при посадці $\alpha_{пос}$, град	APOS	8	Кут відхилення закрилка (щитка) при посадці, град	DBZ_POS	40
Посадкова швидкість $V_{пос}$, км/год	VPOS	123	Швидкість, відповідна випуску закрилків V_3 , м/с	VVZAK	44,4
Швидкість висхідного потоку W , м/с	WVP	10	–	–	–

Таблиця Г.14 – Визначення маси обладнання й управління в третьому наближенні

Найменування величини	Значення
Період перспективи, що розглядається, Δt	20
Коефіцієнт, що залежить від розміщення двигунів $k_{об}^{ex}$	1
Злітна маса другого наближення m_0'' , кг	3139
Кількість членів екіпажу $n_{ек}$, чол	1
Кількість пасажирів $n_{пас}$, чол	6

Таблиця Г.15 – Визначення маси силової установки в третьому наближенні

Найменування величини	Значення
Кількість двигунів $n_{дв}$	2
Маса одного двигуна $m_{дв}$, кг	93
Маса одного гвинта (в тому числі лопаті, втулки) $m_{гв}$, кг	72
Діаметр гвинта $d_{гв}$, м	1,9
Потужність одного двигуна N_0 , кВт	317,52

Таблиця Г.16 – Визначення маси палива в третьому наближенні

Найменування величини	Значення
Питома витрата палива на крейсерському режимі польоту C_e , кг/кВт·год	0,285
Крейсерська швидкість $V_{крейс}$, км/год	350
Коефіцієнт відвалу полярні A	0,0389
Коефіцієнт лобового опору літака при нульовій піднімальній силі для $C_{x0\text{ крейс}}$	0,01
Розрахунковий час для вироблення навігаційного запасу палива $\tau_{н.з.}$, год	0,75
ККД гвинта крейсерський $\eta_{гв.крейс}$	0,8
Відносна маса палива на випробування двигунів, маневрування по аеродрому і залишок, що не витрачається $\bar{m}_{п.інше}$	0,006
Крейсерська висота польоту $H_{крейс}$, км	3,5
Дальність польоту L , км	1500

Таблиця Г.17 – Визначення злітної маси в третьому наближенні

Найменування величини	Значення
Маса конструкції літака $m_{кон}$, кг	1094
Маса цільового комерційного навантаження $m_{ц.н}$, кг	600
Маса спорядження і службового навантаження $m_{с.н}$, кг	126

Г.2 Порядок вибору категорій та їх складових

1) Для виконання розрахунків необхідно запустити Інтернет-браузер, в адресному рядку ввести <http://labs.ec.khai.edu/>, натиснути кнопку **Enter**.

Відкриється вікно програми, що містить головне меню, в якому вибрати **Расчет характеристик ЛА** (рисунок Г.2).

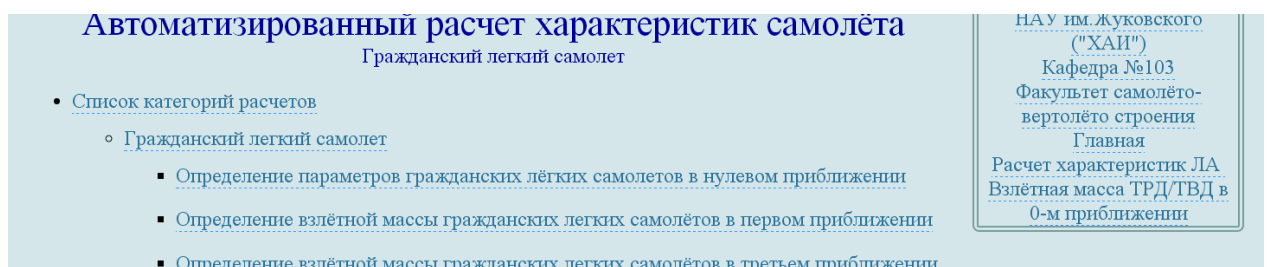


Рисунок Г.2 – Головне меню програми

2) У вікні **Автоматизированный расчет характеристик самолета** вибрати категорію **Гражданский легкий самолет** (рисунок Г.3)



а



б

а – категорія **Гражданский легкий самолет**; б – підкатегорії визначення злітної маси та геометричних параметрів у нульовому, першому і третьому наближеннях

Рисунок Г.3 – Вибір категорії розрахунку

Г.3 Визначення злітної маси цивільного легкого літака в нульовому наближенні

У вікні Автоматизированный расчет характеристик самолета вибрати підкатегорію [Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении](#). Відкриється перелік (рисунок Г.4), у якому активувати [Определение взлетной массы в нулевом приближении](#).

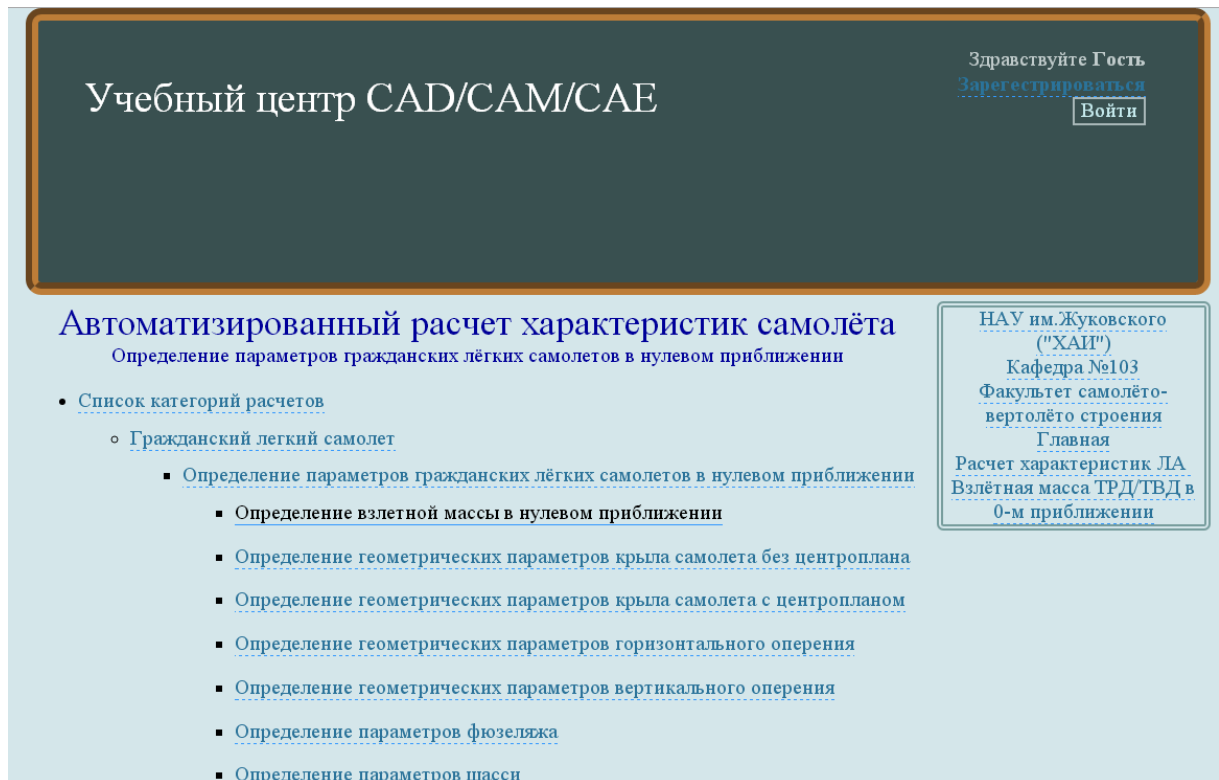


Рисунок Г.4 – Список підкатегорії [Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении](#)

Г.3.1 Порядок задавання параметрів для визначення злітної маси в нульовому наближенні

Г.3.1.1 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.5):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

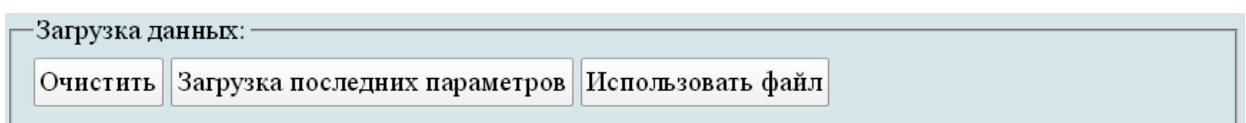


Рисунок Г.5 – Завантаження даних

Г.3.1.2 У полі **Исходные параметры** ввести підготовлені параметри із таблиці Г.1 «Визначення злітної маси цивільного легкого літака в нульовому наближенні» (якщо розрахунок виконується вперше, то вхідні дані потрібно вводити вручну). При підведенні курсора на знак [?], розташований біля кожного параметра буде показана підказка про назву величини (рисунок Г.6).

Исходные параметры:			
$n_{\text{пас}}$, чел.:	[?] 6	$m_{\text{пас}}$, кг:	[?] 86
$\Delta m_{\text{баг}}$, кг:	[?] 14	$n_{\text{ЭК}}$, чел.:	[?] 1
$\Delta m_{\text{сн}}$, кг:	[?] 40	L, км:	[?] 1500
$V_{\text{кр}}$, км/ч:	[?] 350	$K_{\text{кр}}$:	[?] 10
$\overline{m}_{\text{кон}}$:	[?] 0.28	$\overline{m}_{\text{С, у}}$:	[?] 0.14
$\overline{m}_{\text{об, упр}}$:	[?] 0.1		

Относительная масса силовой установки

Рисунок Г.6 – Вхідні параметри

Г.3.1.3 У полі **Параметры для циклических вычислений** із випадаючого меню **Исследуемый параметр №1** і вибрати **Параметр не используется** (рисунок Г.7), так як при визначенні злітної маси в нульовому наближенні не передбачає дослідження впливу параметрів на її величину.

Параметры для циклических вычислений:	
Исследуемый параметр №1:	Параметр не используется

Рисунок Г.7 – Параметри для циклічних обчислень

Г.3.1.4 У полі **Выберите операцию** із випадаючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та натиснути **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадаючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та натиснути **Выполнить** (рисунок Г.8).

Выберите операцию:

- Произвести расчет
- Произвести расчет
- Поместить во временное хранилище
- Сохранить параметры в файл

Выполнить

а

Выберите операцию:

- Произвести расчет
- Произвести расчет
- Поместить во временное хранилище
- Сохранить параметры в файл

Выполнить

б

а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.8 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.3.2 Порядок отримання результатів визначення злітної маси в нульовому наближенні

Г.3.2.1 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.9, а), для більш детальної інформації можна відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.9, б).

Определение взлетной массы в нулевом приближении

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$n_{\text{пас}} = 6$ чел.; $m_{\text{пас}} = 86$ кг; $\Delta m_{\text{баг}} = 14$ кг; $n_{\text{ЭК}} = 1$ чел.; $\Delta m_{\text{сн}} = 40$ кг; $L = 1500$ км;
 $V_{\text{кр}} = 350$ км/ч; $K_{\text{кр}} = 10$; $\bar{m}_{\text{кон}} = 0.28$; $\bar{m}_{\text{С.У}} = 0.14$; $m_{\text{об.упр}} = 0.1$.

Результаты расчета:

$m_{\text{ц.н}} = 600$ кг; $m_{\text{с.н}} = 126$ кг; $\bar{m}_{\text{T}} = 0,2094$; $m^0_0 = 2682,679$ кг.

а

Определение взлетной массы в нулевом приближении

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

Количество пассажиров $n_{\text{пас}} = 6$ чел.; Расчетная масса пассажира $m_{\text{пас}} = 86$ кг;
 Принимаемая масса багажа пассажира $\Delta m_{\text{баг}} = 14$ кг;
 Количество членов экипажа $n_{\text{ЭК}} = 1$ чел.; Масса снаряжения $\Delta m_{\text{сн}} = 40$ кг;
 Расчетная дальность полета $L = 1500$ км; Крейсерская скорость $V_{\text{кр}} = 350$ км/ч;
 Аэродинамическое качество в крейсерском полете $K_{\text{кр}} = 10$;
 Относительная масса конструкции самолета $\bar{m}_{\text{кон}} = 0.28$;
 Относительная масса силовой установки $\bar{m}_{\text{С.У}} = 0.14$;
 Относительная масса оборудования и управления $\bar{m}_{\text{об.упр}} = 0.1$.

Результаты расчета:

Масса целевой коммерческой нагрузки $m_{\text{ц.н}} = 600$ кг; Масса снаряжения $m_{\text{с.н}} = 126$ кг;
 Относительная масса топлива $\bar{m}_{\text{T}} = 0,2094$;
 Взлётная масса самолёта в нулевом приближении $m^0_0 = 2682,679$ кг.

б

а – короткий список; б – детальный список

Рисунок Г.9 – Результаты визначення злітної маси цивільного легкого літака в нульовому наближенні

Г.3.2.2 У нижньому полі розташовані кнопки, що дозволяють повернутися до вхідних параметрів, виконати новий розрахунок, зберегти вихідні дані в файл, а також перейти до іншого розрахунку, який входить в підкатегорію [Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении](#) (рисунок Г.10).

Вернуться к параметрам Новый расчет Сохранить параметры в файл

Определение взлетной массы в нулевом приближении

Определение геометрических параметров крыла самолета без центроплана

Определение геометрических параметров крыла самолета с центропланом

Определение геометрических параметров горизонтального оперения

Определение геометрических параметров вертикального оперения

Определение параметров фюзеляжа Определение параметров шасси

Рисунок Г.10 – Додаткові опції

Г.4 Визначення геометричних параметрів літака, що проектується в нульовому наближенні

Г.4.1 Порядок задавання даних для визначення геометричних параметрів крила

У вікні **Автоматизированный расчет характеристик самолета** вибрати підкатегорію [Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении](#). Відкриється перелік (рисунок Г.11), у якому активувати [Определение геометрических параметров крыла самолета с центропланом](#) (або [Определение геометрических параметров крыла самолета без центроплана](#)).

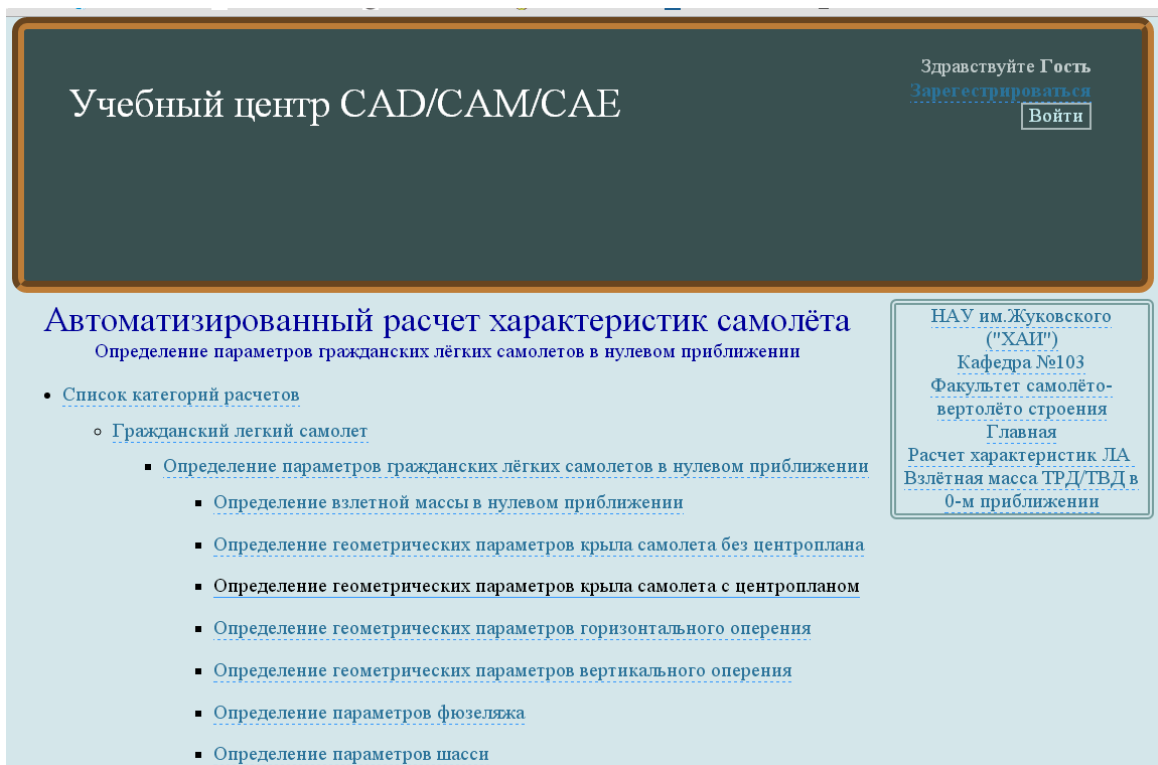


Рисунок Г.11 – Вибір [Определение геометрических параметров крыла самолета с центропланом](#)

Г.4.1.1 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.12):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

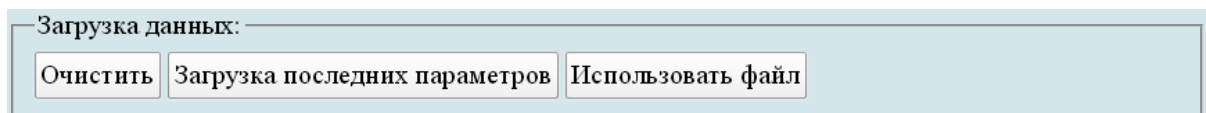


Рисунок Г.12 – Завантаження даних

Г.4.1.2 У полі **Исходные параметры** ввести підготовлені параметри із таблиці Г.2 «Визначення геометричних параметрів крила літака в нульовому наближенні» (рисунок Г.13).

Исходные параметры:			
m_0^0 , кг:	[?] 2683	ρ_0 , даН/м ² :	[?] 143.6
g , м/с ² :	[?] 9.81	λ :	[?] 7.78
η :	[?] 2.25	$\chi_{п.к.}$, град.:	[?] 3
$l_{п.}$, м:	[?] 1.58	c_0 , %:	[?] 12
c_k , %:	[?] 9	\bar{S}_3 :	[?] 0.371
$\bar{S}_{пр.}$:	[?] 0.0614	\bar{S}_3 :	[?] 0.185

Рисунок Г.13 – Вхідні дані в програмі для визначення геометричних параметрів крила

Г.4.1.3 У полі **Параметры для циклических вычислений** із випадаючого меню **Исследуемый параметр №1** і вибрати **Параметр не используется** (рисунок Г.14), так як при визначенні злітної маси в нульовому наближенні не передбачає дослідження впливу параметрів на її величину.

Параметры для циклических вычислений:	
Исследуемый параметр №1:	Параметр не используется

Рисунок Г.14 – Параметри для циклічних обчислень

Г.4.1.4 У полі **Выберите операцию** із випадаючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та натиснути **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадаючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та натиснути **Выполнить** (рисунок Г.15).

Выберите операцию: Произвести расчет Выполнить

- Произвести расчет
- Поместить во временное хранилище
- Сохранить параметры в файл

Выберите операцию: Произвести расчет Выполнить

- Произвести расчет
- Поместить во временное хранилище
- Сохранить параметры в файл

а
б

а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.15 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.4.1.5 У відкритому вікні результатів розрахунку в полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.16, а) або можна відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.16, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.

Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении

Определение геометрических параметров крыла самолета с центропланом

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$m_0^0 = 2683$ кг; $p_0 = 143.6$ даН/м²; $g = 9.81$ м/с²; $\lambda = 7.78$; $\eta = 2.25$; $\chi_{п.к} = 3$ град.; $l_{ц} = 1.58$ м;
 $\bar{c}_0 = 12$ %; $\bar{c}_к = 9$ %; $\bar{S}_з = 0.371$; $\bar{S}_{пр} = 0.0614$; $\bar{S}_э = 0.185$.

Результаты расчета:

$S = 18,3289$ м²; $l = 11,9415$ м; $b_0 = 2,0223$ м; $b_к = 0,8988$ м; $b_{C.A.X} = 1,5326$ м;
 $Z_{C.A.X} = 2,6026$ м; $X_{C.A.X} = 0,1364$ м; $c_0 = 0,2427$ м; $c_к = 0,0809$ м; $S_з = 6,8$ м²;
 $S_{пр} = 1,1254$ м²; $S_э = 3,3908$ м².

а

Определение геометрических параметров крыла самолета с центропланом

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

Взлётная масса самолёта в нулевом приближении $m_0^0 = 2683$ кг;
Удельная нагрузка на крыло $p_0 = 143.6$ даН/м²;
Ускорение свободного падения $g = 9.81$ м/с²; Удлинение крыла $\lambda = 7.78$;
Сужение крыла $\eta = 2.25$; Стреловидность крыла по передней кромке $\chi_{п.к} = 3$ град. ;
Длина центроплана $l_{ц} = 1.58$ м;
Относительная толщина профиля крыла в корневом сечении $\bar{c}_0 = 12$ %;
Относительная толщина профиля крыла в концевом сечении $\bar{c}_к = 9$ %;
Относительная площадь закрылков $\bar{S}_з = 0.371$;
Относительная площадь предкрылков $\bar{S}_{пр} = 0.0614$;
Относительная площадь элеронов $\bar{S}_э = 0.185$.

Результаты расчета:

Площадь крыла $S = 18,3289$ м²; Размах крыла $l = 11,9415$ м;
Корневая хорда $b_0 = 2,0223$ м; Концевая хорда $b_к = 0,8988$ м;
Средняя аэродинамическая хорда крыла $b_{C.A.X} = 1,5326$ м;
Координата САХ по размаху крыла $Z_{C.A.X} = 2,6026$ м;
Координата носка САХ по оси ОХ $X_{C.A.X} = 0,1364$ м;
Действительная величина толщины корневого профиля $c_0 = 0,2427$ м;
Действительная величина толщины концевого профиля $c_к = 0,0809$ м;
Площадь закрылков $S_з = 6,8$ м²; Площадь предкрылков $S_{пр} = 1,1254$ м²;
Площадь элеронов $S_э = 3,3908$ м².

б

а – короткий список; б – детальный список

Рисунок Г.16 – Результаты визначення геометричних параметрів крила в нульовому наближенні

Г.4.1.6 У нижньому полі розташовані кнопки, що дозволяють повернутися до вхідних параметрів, виконати новий розрахунок, зберегти вхідні дані в файл, а також перейти до іншого розрахунку, який входить в підкатегорію [Определение](#)

параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении (рисунок Г.10).

Г.4.2 Порядок задавання даних для визначення геометричних параметрів горизонтального оперення

Г.4.2.1 У вікні Автоматизированный расчет характеристик самолета вибрати підкатегорію Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении. Відкриється список (рисунок Г.17), у якому активувати Определение геометрических параметров горизонтального оперения.

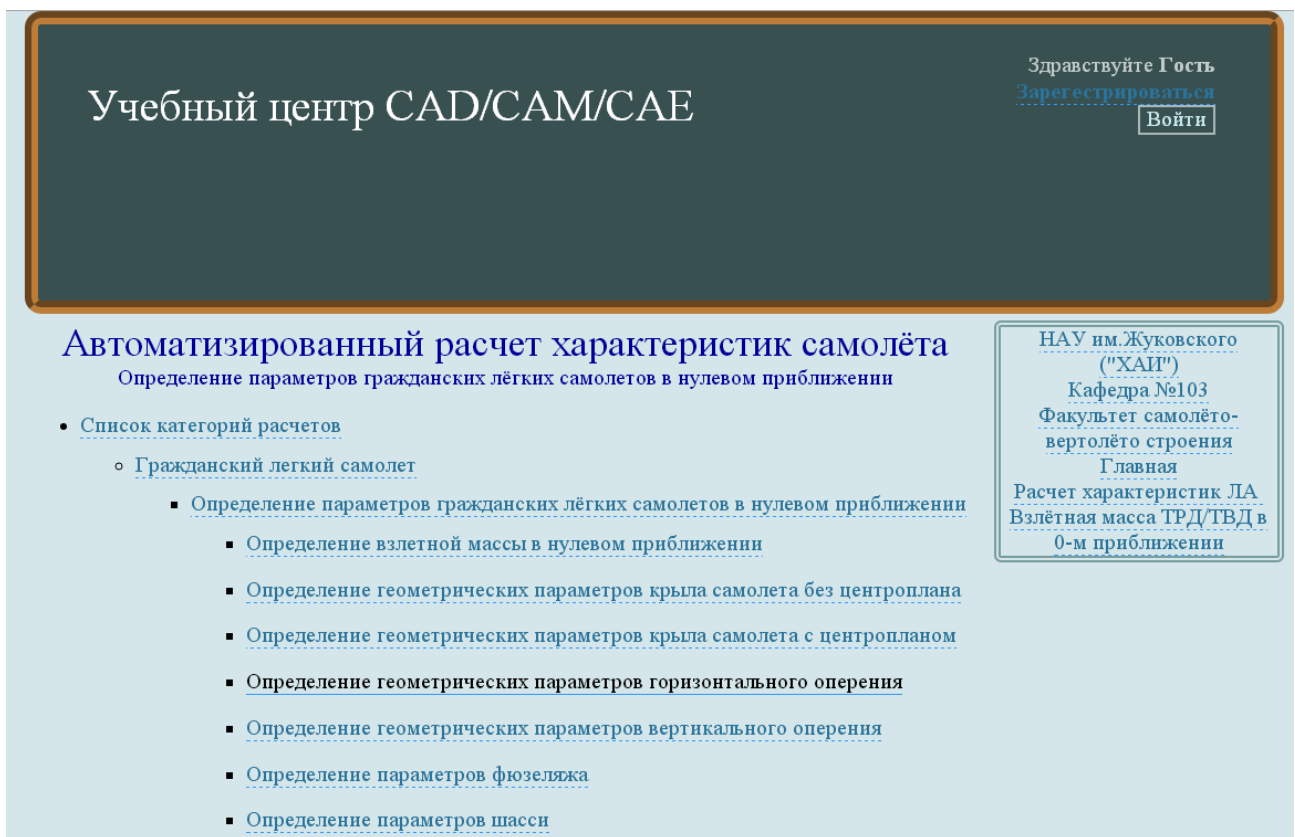


Рисунок Г.17 – Вибір Определение геометрических параметров горизонтального оперения

Г.4.2.2 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.18):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

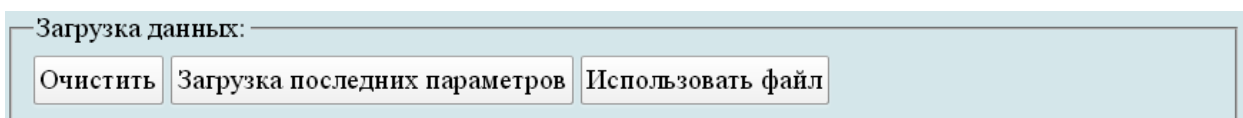


Рисунок Г.18 – Завантаження даних

Г.4.2.3 У полі **Исходные параметры** ввести підготовані параметри із таблиці Г.3 «Визначення геометричних параметрів горизонтального оперення літака в нульовому наближенні» (рисунок Г.19).

Исходные параметры:			
$\lambda_{Г.О.}$:	[?] 4.2	$\bar{S}_{Г.О.}$:	[?] 0.26
$\eta_{Г.О.}$:	[?] 1.54	$\chi_{ПК_{Г.О.}}$, град.:	[?] 12
$\bar{c}_{Г.О.}$, %:	[?] 10	$\bar{S}_{р.в.}$:	[?] 0.434
$A_{Г.О.}$:	[?] 0.783	S , м ² :	[?] 18.3
$b_{С.А.Х.}$, м:	[?] 1.533		

Рисунок Г.19 – Вхідні дані в програмі для визначення геометричних параметрів ГО

Г.4.2.4 У полі **Параметры для циклических вычислений** із випадуючого меню **Исследуемый параметр №1** вибрати **Параметр не используется** (рисунок Г.20), тому що визначення злітної маси в нульовому наближенні, не передбачає дослідження впливу параметрів на її величину.

Параметры для циклических вычислений:	
Исследуемый параметр №1:	Параметр не используется ▼

Рисунок Г.20 – Параметри для циклічних обчислень

Г.4.2.5 У полі **Выберите операцию** із випадуючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та нажати **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадуючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та нажати **Выполнить** (рисунок Г.21).

Выберите операцию: Произвести расчет ▼ Выполнить

- Произвести расчет
- Поместить во временное хранилище
- Сохранить параметры в файл

Выберите операцию: Произвести расчет ▼ Выполнить

- Произвести расчет
- Поместить во временное хранилище
- Сохранить параметры в файл

а

б

а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.21 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.4.2.6 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.22, а) або можна відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.22, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.

Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении

Определение геометрических параметров горизонтального оперения

Краткий список	Детализированный список
Исходные данные:	
$\lambda_{Г.О} = 4.2$; $\bar{S}_{Г.О} = 0.26$; $\eta_{Г.О} = 1.54$; $\chi_{ПК_{Г.О}} = 12$ град.; $\bar{c}_{Г.О} = 10\%$; $\bar{S}_{р.в} = 0.434$; $A_{Г.О} = 0.783$; $S = 18.3$ м ² , $b_{С.А.Х} = 1.533$ м.	
Результаты расчета:	
$S_{Г.О} = 4,758$ м ² , $l_{Г.О} = 4,4703$ м, $b_{0_{Г.О}} = 1,2906$ м, $b_{к_{Г.О}} = 0,8381$ м, $b_{С.А.Х_{Г.О}} = 1,0804$ м, $Z_{С.А.Х_{Г.О}} = 1,0384$ м, $X_{С.А.Х_{Г.О}} = 0,2207$ м, $c_{0_{Г.О}} = 0,1291$ м, $c_{к_{Г.О}} = 0,0838$ м, $S_{р.в} = 2,065$ м ² , $L_{Г.О} = 4,6167$ м.	

а

Определение геометрических параметров горизонтального оперения	
Краткий список	Детализированный список
Исходные данные:	
Удлинение горизонтального оперения $\lambda_{Г.О} = 4.2$; Относительная площадь горизонтального оперения $\bar{S}_{Г.О} = 0.26$; Сужение горизонтального оперения $\eta_{Г.О} = 1.54$; Стреловидность по передней кромке горизонтально оперения $\chi_{ПК_{Г.О}} = 12$ град.; Относительная толщина профиля горизонтального оперения $\bar{c}_{Г.О} = 10\%$; Относительная площадь руля высоты $\bar{S}_{р.в} = 0.434$; Коэффициент статического момента горизонтального оперения $A_{Г.О} = 0.783$; Площадь крыла $S = 18.3$ м ² ; Средняя аэродинамическая хорда крыла $b_{С.А.Х} = 1.533$ м.	
Результаты расчета:	
Площадь горизонтального оперения $S_{Г.О} = 4,758$ м ² ; Размах горизонтального оперения $l_{Г.О} = 4,4703$ м; Корневая хорда ГО $b_{0_{Г.О}} = 1,2906$ м; Концевая хорда ГО $b_{к_{Г.О}} = 0,8381$ м; Средняя аэродинамическая хорда ГО $b_{С.А.Х_{Г.О}} = 1,0804$ м; Координата САХ по размаху ГО $Z_{С.А.Х_{Г.О}} = 1,0384$ м; Координата носка САХ горизонтального оперения по оси ОХ $X_{С.А.Х_{Г.О}} = 0,2207$ м; Действительная толщина корневого профиля горизонтального оперения $c_{0_{Г.О}} = 0,1291$ м; Действительная толщина концевого профиля горизонтального оперения $c_{к_{Г.О}} = 0,0838$ м; Площадь руля высоты $S_{р.в} = 2,065$ м ² ; Плечо горизонтального оперения $L_{Г.О} = 4,6167$ м.	

б

а – короткий список; б – детализованный список

Рисунок Г.22 – Результаты визначення геометричних параметрів горизонтального оперення в нульовому наближенні

Г.4.2.7 У нижньому полі розміщені кнопки, які дозволяють повернутися до вхідних параметрів, виконати новий розрахунок, зберегти вхідні дані в файл, а також перейти до іншого розрахунку, який входить в підкатегорію [Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении](#) (рисунок Г.10).

Г.4.3 Порядок задавання даних для визначення геометричних параметрів вертикального оперення

Г.4.3.1 У вікні Автоматизований розрахунок характеристик самолета вибрати підкатегорію [Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении](#). Відкриється список (рисунок Г.23), у якому активувати [Определение геометрических параметров вертикального оперения](#).

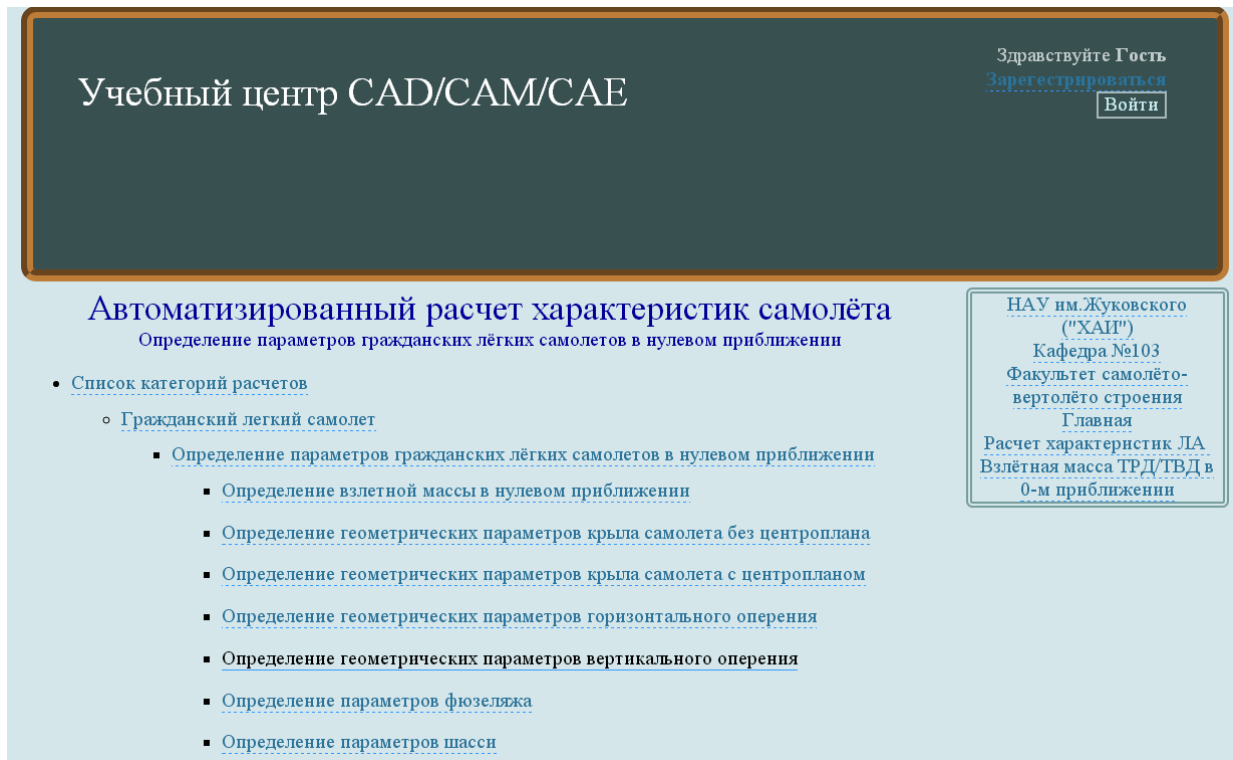


Рисунок Г.23 – Вибір [Определение геометрических параметров вертикального оперения](#)

Г.4.3.2 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.24):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

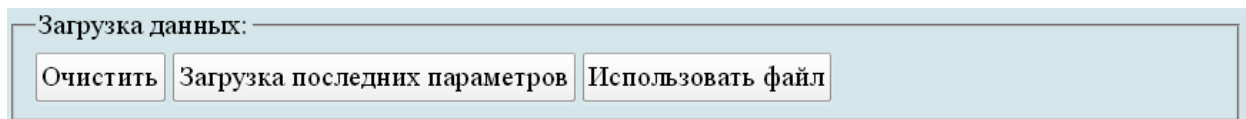


Рисунок Г.24 – Завантаження даних

Г.4.3.3 У полі **Исходные параметры** ввести підготовані параметри із таблиці Г.4 «Визначення геометричних параметрів вертикального оперення літака в нульовому наближенні» (рисунок Г.25).

Исходные параметры:			
$\lambda_{В,О}$:	[?] 1.04	$\bar{S}_{В,О}$:	[?] 0.15
$\bar{c}_{В,О}, \%$:	[?] 12	$\bar{S}_{р,н}$:	[?] 0.446
$\eta_{В,О}$:	[?] 1.8	$\chi_{ПКВ,О}, \text{град.}$:	[?] 27
$A_{В,О}$:	[?] 0.0598	$S, \text{м}^2$:	[?] 18.3
$l, \text{м}$:	[?] 11.94		

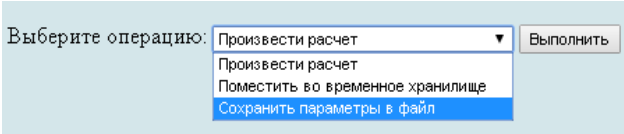
Рисунок Г.25 – Вхідні дані в програмі для визначення геометричних параметрів ВО

Г.4.3.4 У полі **Параметры** для **циклических вычислений** із із випадуючого меню **Исследуемый параметр № 1** вибрати **Параметр не используется** (рисунок Г.26), тому що визначення злітної маси у нульовому наближенні не передбачає дослідження впливу параметрів на її величину.

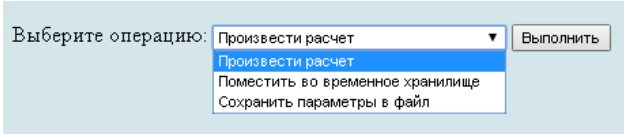
Параметры для циклических вычислений:	
Исследуемый параметр №1:	Параметр не используется ▼

Рисунок Г.26 – Параметри для циклічних обчислень

Г.4.3.5 У полі **Выберите операцию** із випадуючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та натиснути **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадуючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та натиснути **Выполнить** (рисунок Г.27).



а



б

а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.27 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.4.3.6 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.28, а) або можна відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.28, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.

Г.4.3.7 У нижньому полі розміщені кнопки, які дозволяють повернутися до вхідних параметрів, виконати новий розрахунок, зберегти вхідні дані в файл, а також перейти до іншого розрахунку, який входить в підкатегорію [Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении](#) (рисунок Г.10).

Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении

Определение геометрических параметров вертикального оперения

[Краткий список](#)
[Детализированный список](#)

Исходные данные:

$\lambda_{В,О} = 1.04$; $\bar{S}_{В,О} = 0.15$; $\bar{c}_{В,О} = 12\%$; $\bar{S}_{р,н} = 0.446$; $\eta_{В,О} = 1.8$; $\chi_{ПК_{В,О}} = 27$ град.; $A_{В,О} = 0.0598$;
 $S = 18.3 \text{ м}^2$; $l = 11.94 \text{ м}$.

Результаты расчета:

$S_{В,О} = 2,745 \text{ м}^2$; $h_{В,О} = 1,6896 \text{ м}$; $b_{о_{В,О}} = 2,0888 \text{ м}$; $b_{к_{В,О}} = 1,1605 \text{ м}$; $b_{С.А.Х_{В,О}} = 1,6688 \text{ м}$;
 $Y_{С.А.Х_{В,О}} = 0,7643 \text{ м}$; $X_{С.А.Х_{В,О}} = 0,3895 \text{ м}$; $c_{о_{В,О}} = 0,2507 \text{ м}$; $c_{к_{В,О}} = 0,1393 \text{ м}$; $S_{р,н} = 1,2243 \text{ м}^2$;
 $L_{В,О} = 4,7601 \text{ м}$.

а

Определение геометрических параметров вертикального оперения

[Краткий список](#)
[Детализированный список](#)

Исходные данные:

Удлинение вертикального оперения $\lambda_{В,О} = 1.04$;
 Относительная площадь вертикального оперения $\bar{S}_{В,О} = 0.15$;
 Относительная толщина профиля вертикального оперения $\bar{c}_{В,О} = 12\%$;
 Относительная площадь руля направления $\bar{S}_{р,н} = 0.446$;
 Сужение вертикального оперения $\eta_{В,О} = 1.8$;
 Стреловидность по передней кромке вертикального оперения $\chi_{ПК_{В,О}} = 27$ град.;
 Коэффициент статического момента вертикального оперения $A_{В,О} = 0.0598$;
 Площадь крыла $S = 18.3 \text{ м}^2$; Размах крыла $l = 11.94 \text{ м}$.

Результаты расчета:

Площадь вертикального оперения $S_{В,О} = 2,745 \text{ м}^2$;
 Высота вертикального оперения $h_{В,О} = 1,6896 \text{ м}$; Корневая хорда ВО $b_{о_{В,О}} = 2,0888 \text{ м}$;
 Концевая хорда ВО $b_{к_{В,О}} = 1,1605 \text{ м}$; Средняя аэродинамическая хорда ВО $b_{С.А.Х_{В,О}} = 1,6688 \text{ м}$;
 Координата САХ по высоте ВО $Y_{С.А.Х_{В,О}} = 0,7643 \text{ м}$;
 Координата носка САХ вертикального оперения по оси ОХ $X_{С.А.Х_{В,О}} = 0,3895 \text{ м}$;
 Действительная толщина корневого профиля вертикального оперения $c_{о_{В,О}} = 0,2507 \text{ м}$;
 Действительная толщина концевого профиля вертикального оперения $c_{к_{В,О}} = 0,1393 \text{ м}$;
 Площадь руля направления $S_{р,н} = 1,2243 \text{ м}^2$; Плечо вертикального оперения $L_{В,О} = 4,7601 \text{ м}$.

б

а – короткий список; б – детализованный список

Рисунок Г.28 – Результаты визначення геометричних параметрів вертикального оперення в нульовому наближенні

Г.4.4 Порядок задавання даних для визначення геометричних параметрів фюзеляжу

Г.4.4.1 У вікні **Автоматизированный расчет характеристик самолета** вибрати підкатегорію [Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении](#). Відкриється список (рисунок Г.29), в якому активувати [Определение параметров фюзеляжа](#).

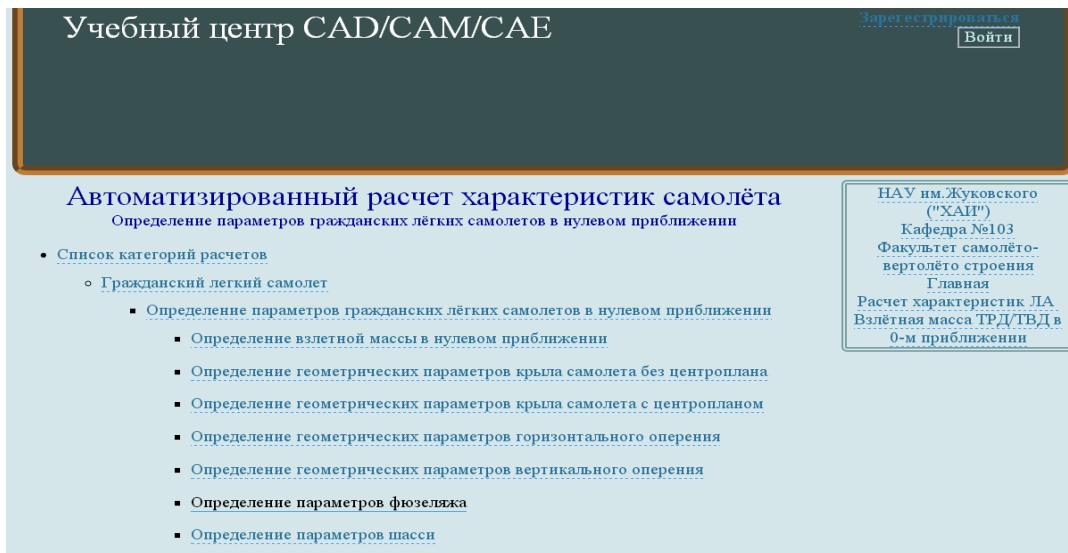


Рисунок Г.29 – Вибір [Определение параметров фюзеляжа](#)

Г.4.4.2 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.30):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

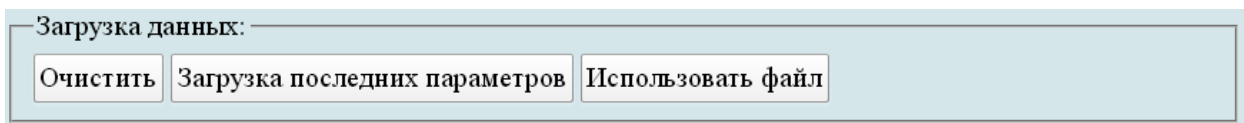


Рисунок Г.30 – Завантаження даних

Г.4.4.3 У полі **Исходные параметры** ввести підготовлені параметри із таблиці Г.5 «Визначення геометричних параметрів фюзеляжу літака в нульовому наближенні» (рисунок Г.31).

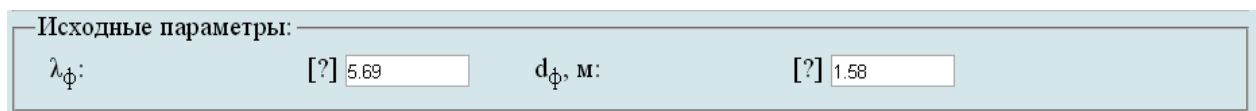


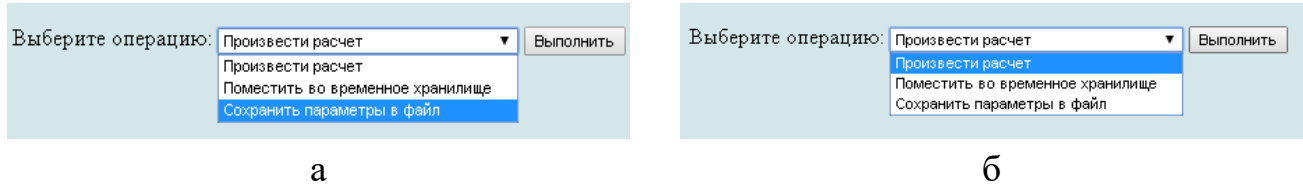
Рисунок Г.31 – Вихідні дані в програмі для визначення геометричних параметрів фюзеляжу

Г.4.4.4 У полі **Параметры для циклических вычислений** із випадаючого меню **Исследуемый параметр №1** вибрати **Параметр не используется** (рисунок Г.32), тому, що визначення злітної маси в нульовому наближенні не передбачає дослідження впливу параметрів на її величину.



Рисунок Г.32 – Параметры для циклічних обчислень

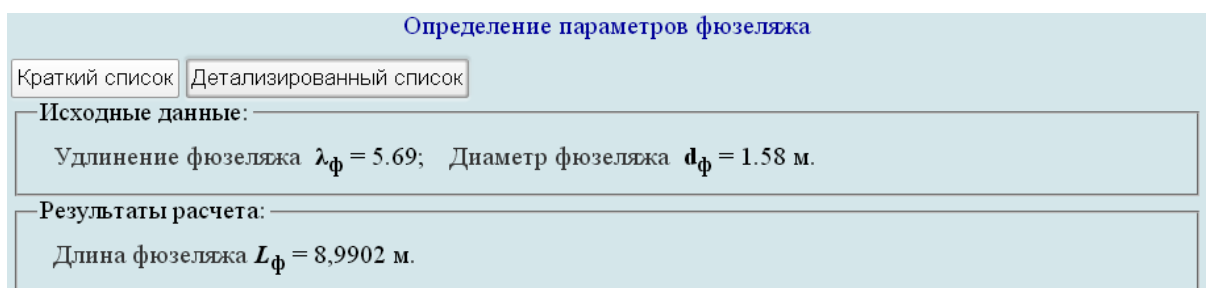
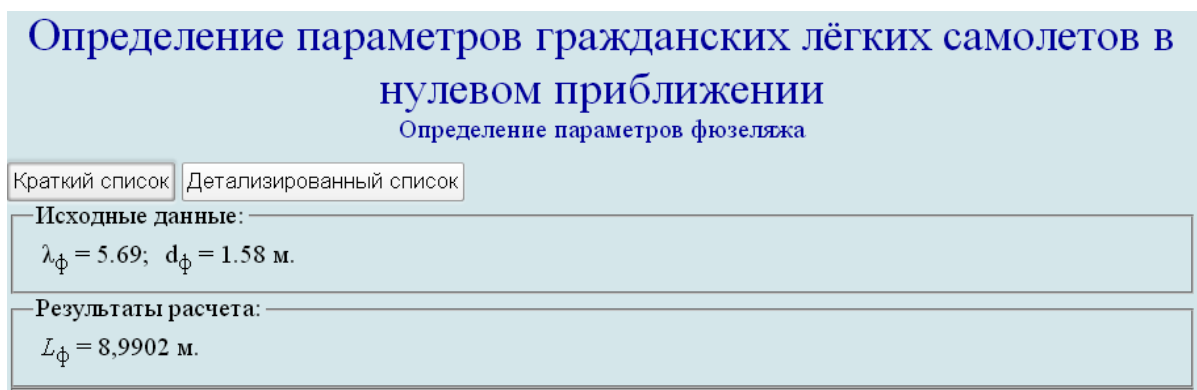
Г.4.4.5 У полі **Выберите операцию** із випадваючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та нажати **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадваючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та нажати **Выполнить** (рисунок Г.33).



а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.33 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.4.4.6 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.34, а) або можна відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.34, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.



а – короткий список; б – детальний список

Рисунок Г.34 – Результати визначення геометричних параметрів фюзеляжу в нульовому наближенні

Г.4.4.7 У нижньому полі розміщені кнопки, які дозволяють повернутися до вхідних параметрів, виконати новий розрахунок, зберегти вхідні дані в файл, а також перейти до іншого розрахунку, який входить в підкатегорію [Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении](#) (рисунок Г.10).

Г.4.5 Порядок задавання даних для визначення геометричних параметрів шасі

Г.4.5.1 У вікні **Автоматизированный расчет характеристик самолета** вибрати підкатегорію [Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении](#). Відкриється список (рисунок Г.35), в якому активувати [Определение параметров шасси](#).

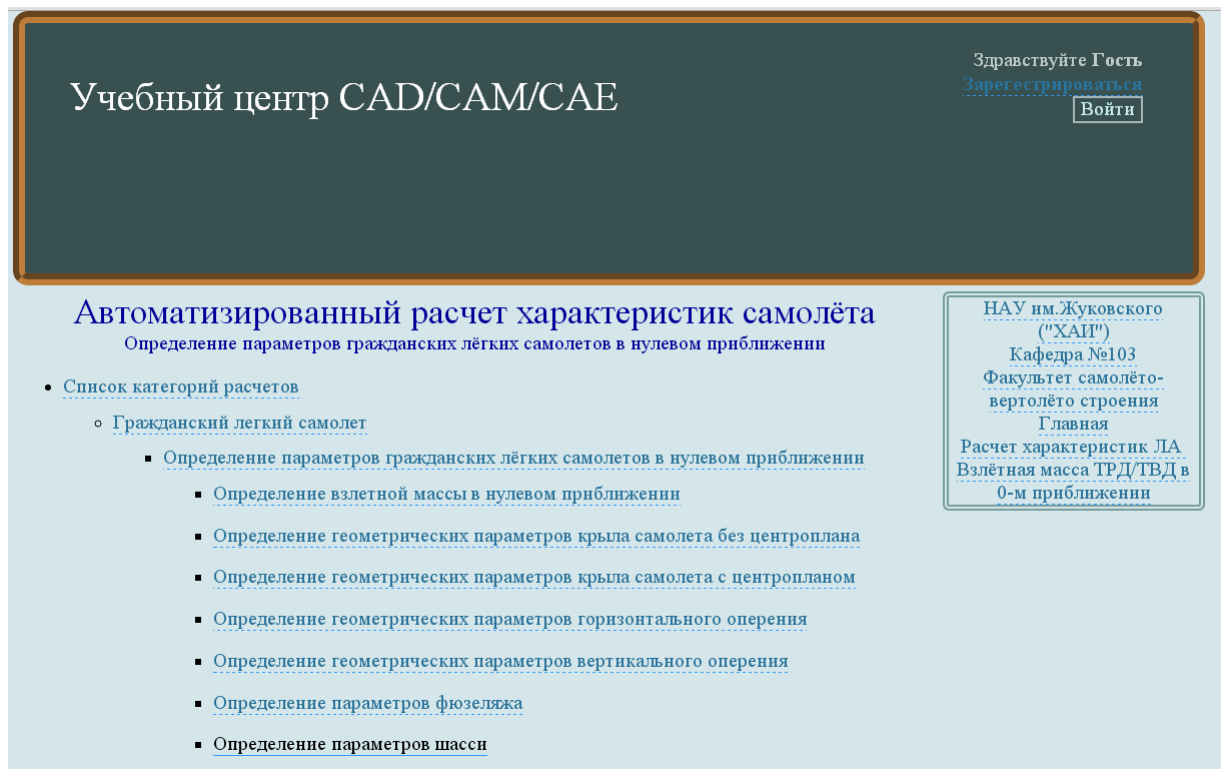


Рисунок Г.35 – Вибір [Определение параметров шасси](#)

Г.4.5.2 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.36):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

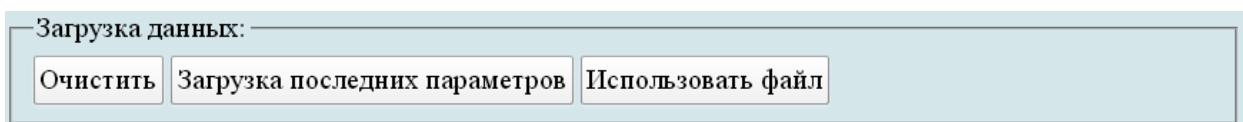


Рисунок Г.36 – Завантаження даних

Г.4.5.3 У полі **Исходные параметры** ввести підготовлені параметри із таблиці Г.6 «Визначення геометричних параметрів шасі літака в нульовому наближенні» (рисунок Г.37).

Исходные параметры:			
L_{ϕ} , м:	[?] 9	k_{ϕ} :	[?] 0.3
k_a :	[?] 0.86	k_e :	[?] 0.16
k_B :	[?] 0.2	l , м:	[?] 11.94
$\alpha_{\text{пос.мах}}$, град.:	[?] 18	$\alpha_{\text{уст}}$, град.:	[?] 3
Δ , град.:	[?] 2		

Рисунок Г.37 – Вхідні дані в програмі для визначення геометричних параметрів шасі

Г.4.5.4 У полі **Параметры для циклических вычислений** із випадаючого меню **Исследуемый параметр №1** вибрати **Параметр не используется** (рисунок Г.38), тому, що визначення злітної маси в нульовому наближенні не передбачає дослідження впливу параметрів на її величину.

Параметры для циклических вычислений:	
Исследуемый параметр №1:	Параметр не используется ▼

Рисунок Г.38 – Параметри для циклічних обчислень

Г.4.5.5 У полі **Выберите операцию** із випадаючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та натиснути **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадаючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та натиснути **Выполнить** (рисунок Г.39).

Выберите операцию:	<div style="border: 1px solid black; padding: 2px;"> Произвести расчет ▼ Произвести расчет Поместить во временное хранилище Сохранить параметры в файл </div>	Выполнить
--------------------	---	-----------

а

Выберите операцию:	<div style="border: 1px solid black; padding: 2px;"> Произвести расчет ▼ Произвести расчет Поместить во временное хранилище Сохранить параметры в файл </div>	Выполнить
--------------------	---	-----------

б

а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.39 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.4.5.6 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.40, а) або можна відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.40, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.

Г.4.5.7 У нижньому полі розміщені кнопки, які дозволяють повернутися до вхідних параметрів, виконати новий розрахунок, зберегти вхідні дані в файл, а також перейти до іншого розрахунку в підкатегорії **Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении** (рисунок Г.10).

Определение параметров гражданских лёгких самолетов в нулевом приближении
Определение параметров шасси

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$L_{\phi} = 9$ м; $k_b = 0.3$; $k_a = 0.86$; $k_e = 0.16$; $k_B = 0.2$; $l = 11.94$ м; $\alpha_{\text{пос.мах}} = 18$ град.; $\alpha_{\text{уст}} = 3$ град.; $\Delta = 2$ град.

Результаты расчета:

$b = 2,7$ м; $a = 2,322$ м; $e = 0,432$ м; $B = 2,388$ м; $\phi = 17$ град.; $\gamma = 19$ град.

а

Определение параметров шасси

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

Длина фюзеляжа $L_{\phi} = 9$ м; Статистический коэффициент базы $k_b = 0.3$;
 Коэффициент, соответствующий нагрузке 90...85 % от массы самолета на основные опоры $k_a = 0.86$;
 Коэффициент, соответствующий нагрузке 10...15 % от массы самолета на переднюю опору $k_e = 0.16$;
 Статистический коэффициент колес $k_B = 0.2$; Размах крыла $l = 11.94$ м;
 Угол атаки крыла, соответствующий $0,9 C_{y \text{ max}}$ выбранного профиля $\alpha_{\text{пос.мах}} = 18$ град.;
 Угол установки крыла относительно продольной оси самолета $\alpha_{\text{уст}} = 3$ град.;
 Статистический дополнительный угол $\Delta = 2$ град.

Результаты расчета:

База шасси $b = 2,7$ м; Величина выноса передней опоры $a = 2,322$ м;
 Величина выноса основных опор $e = 0,432$ м; Колея шасси $B = 2,388$ м; Угол опрокидывания $\phi = 17$ град.;
 Угол выноса основных опор $\gamma = 19$ град.

б

а – короткий список; б – детальный список

Рисунок Г.40 – Результаты визначення геометричних параметрів фюзеляжу в нульовому наближенні

У пунктах Г.5 – Г.11 буде показано послідовність визначення злітної маси цивільного легкого літака у першому наближенні шляхом впливу геометричних параметрів і характеристик на її величину.

Г.5 Дослідження впливу параметрів крила і механізації на величини $C_{y \text{ відр}}$ і $K_{\text{відр}}$

У вікні **Автоматизированный расчет характеристик самолета** вибрати підкатегорію **Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении**. Відкриється перелік (рисунок Г.41), у якому активувати **Исследование влияния параметров крыла и механизации на величины $C_{y \text{ отр}}$ и $K_{\text{отр}}$** .

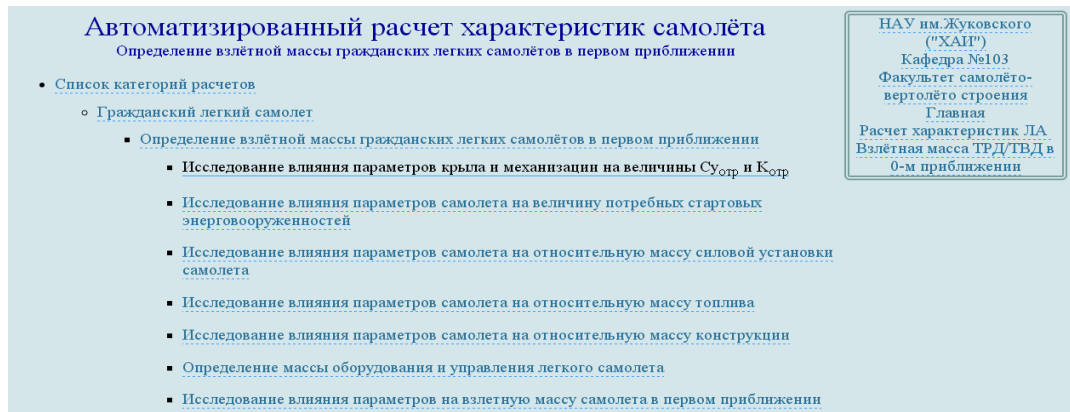


Рисунок Г.41 – Список підкатегорії Определение взлётной массы гражданских легковых самолётов в первом приближении і вибір Исследование влияния параметров крыла и механизации на величины $S_{уотр}$ и $K_{отр}$

Г.5.1 Порядок задавання параметрів для дослідження впливу параметрів крила і механізації на величини $C_{у відр}$ і $K_{відр}$

Г.5.1.1 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.42):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

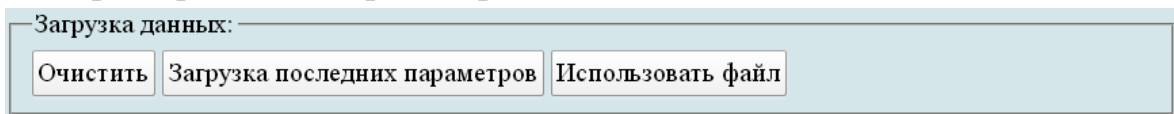


Рисунок Г.42 – Завантаження даних

У полі **Исходные параметры** ввести підготовлені параметри із таблиці Г.7 «Дослідження впливу параметрів крила і механізації на величини $C_{у відр}$ і $K_{відр}$ » (якщо розрахунок виконується вперше, то вхідні дані потрібно вводити вручну). При підведенні курсора на знак [?], розташований біля кожного параметра буде показана підказка про назву величини (рисунок Г.43).

У полі **Параметры для циклических вычислений** із випадаючого меню **Исследуемый параметр № 1** і вибрати необхідний параметр, наприклад, подовження крила (рисунок Г.44, а), задати початкове та кінцеве значення та крок змін (рисунок Г.44, б). Далі із випадаючого меню **Исследуемый параметр № 2** зазвичай вибирають питоме навантаження на крило (рисунок Г.44, в), задати початкове та кінцеве значення та крок змін (рисунок Г.44, г). Досліджувані діапазони призначає проектувальник.

Исходные параметры:			
$\bar{c}_{ср}$, %:	[?] 10.6	λ :	[?] 9.6
η :	[?] 2.25	$\chi_{п.к.}$, град.:	[?] 3
\bar{l}_3 :	[?] 0.581	b_3 :	[?] 0.271
b_3 , табл.:	[?] 0.3	$\delta_{з.взл.}$, град.:	[?] 20
$\delta_{з.взл.}$, табл., град.:	[?] 40	k_3 :	[?] 0.18
$\bar{l}_{пр}$:	[?] 0.656	$k_{пр}$:	[?] 0.13
$\Delta C_{у мех.}$:	[?] 1.18	$\alpha_{отр.}$, град.:	[?] 8
$M_{отр.}$:	[?] 0.104	$d_{ф.}$, м:	[?] 1.58
$\lambda_{ф.}$:	[?] 5.69	$K_{мид.}$, даН/м ² :	[?] 975
$k_{инт.}$:	[?] 0.9	$k_{оп.}$:	[?] 1.41
$m_{ц.н.}$, кг:	[?] 600	$\bar{l}_{щел.}$:	[?] 1.042
$K_{отд.}$:	[?] 0.22	h :	[?] 1.34
$\bar{l}_{кр.}$:	[?] 5.79	$n_{дв.}$, шт.:	[?] 2
$d_{винт.}$, м:	[?] 1.9	$N_{0 дв.}$, кВт:	[?] 317.52
l , м:	[?] 11.94	ρ_0 , даН/м ² :	[?] 143.6

Рисунок Г.43 – Вхідні дані в програмі для дослідження впливу параметрів крила і механізації на величини $C_{у відр}$ і $K_{відр}$

$\delta_{з.взл.}$, табл., град.:	[?] 40	$\bar{c}_{ср}$ - средняя относительная толщина профиля крыла
$\bar{l}_{пр}$:	[?] 0.656	λ - Удлинение крыла
$\Delta C_{у мех.}$:	[?] 1.18	η - Сужение крыла
$M_{отр.}$:	[?] 0.104	$\chi_{п.к.}$ - Стреловидность крыла по передней кромке
$\lambda_{ф.}$:	[?] 5.69	l_3 - Относительный размах закрылка
$k_{инт.}$:	[?] 0.9	b_3 - Относительная хорда закрылка
$m_{ц.н.}$, кг:	[?] 600	b_3 , табл. - Относительная хорда закрылка (табл.)
$K_{отд.}$:	[?] 0.22	$\delta_{з.взл.}$ - Угол отклонения закрылка при взлете
$\bar{l}_{кр.}$:	[?] 5.79	$\delta_{з.взл.}$, табл. - Угол отклонения закрылка при взлете (табл.)
$d_{винт.}$, м:	[?] 1.9	k_3 - Коэффициент качества закрылка
l , м:	[?] 11.94	$l_{пр}$ - Относительный размах предкрылка
		$k_{пр}$ - Коэффициент качества предкрылка
		$\Delta C_{у мех.}$ - Прирост $C_{у}$ от механизации
		$\alpha_{отр.}$ - Угол атаки при отрыве
		$M_{отр.}$ - Число M отрыва
		$d_{ф.}$ - Диаметр фюзеляжа
		$\lambda_{ф.}$ - Удлинение фюзеляжа
		$K_{мид.}$ - Нагрузка на мидель
		$k_{инт.}$ - Коэффициент интерференции
		$k_{оп.}$ - Коэффициент оперения
		$m_{ц.н.}$ - Масса целевой коммерческой нагрузки
Параметры для циклических		
Исследуемый параметр №1:		Параметр не используется

а

Исследуемый параметр №1:	λ - Удлинение крыла
Начальное значение:	[?] 5
Шаг изменения:	[?] 1
Конечное значение:	[?] 12

б

Исследуемый параметр №1:	$n_{дв.}$ - Количество двигателей, установленных на самолете
Начальное значение:	[?] 5
Шаг изменения:	[?] 1
Исследуемый параметр №2:	ρ_0 - Удельная нагрузка на крыло
	Параметр не используется

в

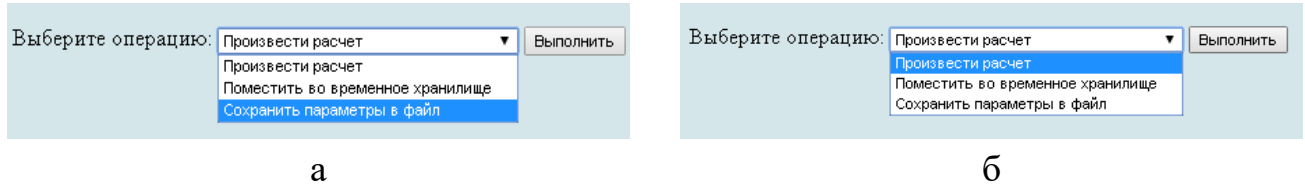
Начальное значение:	[?] 85
Шаг изменения:	[?] 15
Конечное значение:	[?] 180

г

а – вибір досліджуваного параметра № 1; б – призначений досліджуваний діапазон параметра № 1; в – вибір досліджуваного параметра № 2; г – призначений досліджуваний діапазон параметра № 2

Рисунок Г.44 – Параметри для циклічних обчислень

Г.5.1.2 У полі **Выберите операцию** із випадваючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та нажати **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадваючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та нажати **Выполнить** (рисунок Г.45).



а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.45 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.5.2 Порядок отримання результатів дослідження впливу параметрів крила і механізації на величини $C_{y \text{ відр}}$ і $K_{\text{відр}}$

Г.5.2.1 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.46, а), для більш детальної інформації про вихідні дані та результати розрахунку можна відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.46, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.

Г.5.2.2 У полі **Результаты расчета** у таблицях № 1 і 2 приведені значення коефіцієнта піднімальної сили і аеродинамічної якості при відриві (рисунок Г.47).

Г.5.2.3 У полі **Графики результатов** задати ширину і висоту графіків. Зі списку в меню **Выбор таблицы** вибрати номер таблиці № 1, задати Критерий выборки p_0 натиснувши лівою кнопкою миші на квадрат зліва від необхідної величини питомого навантаження на крило (тому що цей параметр було обрано як досліджуваний) і активувати першу кнопку **Построить график** (рисунок Г.48). Із списку в меню **Выбор таблицы** вибрати номер таблиці № 2 (при цьому прибрати прапорець з таблиці № 1), задати Критерий выборки λ , натиснувши лівою кнопкою миші на квадрат зліва від необхідних величин подовження (тому що цей параметр був обраний в якості досліджуваного) і активувати першу кнопку **Построить график**. При наведенні курсору на будь-яку з точок кривої будуть показані значення досліджуваних параметрів літака в цій точці (рисунок Г.49).

Г.5.2.4 У разі необхідності можна замінити одне або кілька значень у вихідних даних або в параметрах циклічних обчислень. Для цього слід натиснути **Вернуться к параметрам**, повернутися до параметрів, виправити і повторити п.п 0 – Г.5.2.3. За допомогою команди **Новый расчет** система обнулить всі виконані процедури, щоб продовжити розрахунок необхідно виконати п.п Г.5.1 – Г.5.2.3. Якщо не було проведено збереження параметрів у файл або необхідно повторне

збереження слід натиснути **Сохранить параметры в файл**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads** (рисунок Г.50).

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$\bar{c}_{\text{ср}} = 10.6 \%$; $\lambda = 9.6$; $\eta = 2.25$; $\chi_{\text{п.к}} = 3$ град.; $\bar{l}_3 = 0.581$; $\bar{b}_3 = 0.271$; $\bar{b}_{3, \text{табл}} = 0.3$;
 $\delta_{3, \text{взл}} = 20$ град.; $\delta_{3, \text{взл, табл}} = 40$ град.; $k_3 = 0.18$; $\bar{l}_{\text{пр}} = 0.656$; $k_{\text{пр}} = 0.13$; $\Delta \bar{C}_{y \text{ мех}} = 1.18$;
 $\alpha_{\text{отр}} = 8$ град.; $M_{\text{отр}} = 0.104$; $d_{\text{ф}} = 1.58$ м; $\lambda_{\text{ф}} = 5.69$; $K_{\text{мид}} = 975$ даН/м²; $k_{\text{инт}} = 0.9$;
 $k_{\text{оп}} = 1.41$; $m_{\text{ц.н}} = 600$ кг; $\bar{l}_{\text{щел}} = 1.042$; $K_{\text{отд}} = 0.22$; $\bar{h} = 1.34$; $\bar{l}_{\text{кр}} = 5.79$; $n_{\text{дв}} = 2$ шт;
 $d_{\text{винт}} = 1.9$ м; $N_{0 \text{ дв}} = 317.52$ кВт; $l = 11.94$ м; $p_0 = 143.6$ даН/м².

а

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

Средняя относительная толщина профиля крыла $\bar{c}_{\text{ср}} = 10.6 \%$; Удлинение крыла $\lambda = 9.6$;
 Сужение крыла $\eta = 2.25$; Стреловидность крыла по передней кромке $\chi_{\text{п.к}} = 3$ град.;
 Относительный размах закрылка $\bar{l}_3 = 0.581$; Относительная хорда закрылка $\bar{b}_3 = 0.271$;
 Относительная хорда закрылка (табл.) $\bar{b}_{3, \text{табл}} = 0.3$;
 Угол отклонения закрылка при взлете $\delta_{3, \text{взл}} = 20$ град.;
 Угол отклонения закрылка при взлете (табл.) $\delta_{3, \text{взл, табл}} = 40$ град.;
 Коэффициент качества закрылка $k_3 = 0.18$;
 Относительный размах предкрылка $\bar{l}_{\text{пр}} = 0.656$;
 Коэффициент качества предкрылка $k_{\text{пр}} = 0.13$;
 Прирост C_y от механизации $\Delta \bar{C}_{y \text{ мех}} = 1.18$; Угол атаки при отрыве $\alpha_{\text{отр}} = 8$ град.;
 Число M отрыва $M_{\text{отр}} = 0.104$; Диаметр фюзеляжа $d_{\text{ф}} = 1.58$ м;
 Удлинение фюзеляжа $\lambda_{\text{ф}} = 5.69$; Нагрузка на мидель $K_{\text{мид}} = 975$ даН/м²;
 Коэффициент интерференции $k_{\text{инт}} = 0.9$; Коэффициент оперения $k_{\text{оп}} = 1.41$;
 Масса целевой коммерческой нагрузки $m_{\text{ц.н}} = 600$ кг;
 Относительная длина щелей $\bar{l}_{\text{щел}} = 1.042$; Коэффициент полезной отдачи $K_{\text{отд}} = 0.22$;
 Относительная высота расположения средней аэродинамической хорды $\bar{h} = 1.34$;
 Относительный размах крыла $\bar{l}_{\text{кр}} = 5.79$;
 Количество двигателей, установленных на самолете $n_{\text{дв}} = 2$ шт;
 Диаметр винта $d_{\text{винт}} = 1.9$ м; Мощность одного двигателя $N_{0 \text{ дв}} = 317.52$ кВт;
 Размах крыла $l = 11.94$ м; Удельная нагрузка на крыло $p_0 = 143.6$ даН/м².

б

а – короткий список; б – детальный список

Рисунок Г.46 – Вхідні дані, які використовуються

Результаты расчета:

Таблица №1:

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
ρ_0 , даН/м ²	C _y								
85.0	1,7075	1,7701	1,8181	1,856	1,8869	1,9027	1,9123	1,9338	1,9521
100.0	1,7075	1,7701	1,8181	1,856	1,8869	1,9027	1,9123	1,9338	1,9521
115.0	1,7075	1,7701	1,8181	1,856	1,8869	1,9027	1,9123	1,9338	1,9521
130.0	1,7075	1,7701	1,8181	1,856	1,8869	1,9027	1,9123	1,9338	1,9521
143.6	1,7075	1,7701	1,8181	1,856	1,8869	1,9027	1,9123	1,9338	1,9521
145.0	1,7075	1,7701	1,8181	1,856	1,8869	1,9027	1,9123	1,9338	1,9521
160.0	1,7075	1,7701	1,8181	1,856	1,8869	1,9027	1,9123	1,9338	1,9521
175.0	1,7075	1,7701	1,8181	1,856	1,8869	1,9027	1,9123	1,9338	1,9521
180.0	1,7075	1,7701	1,8181	1,856	1,8869	1,9027	1,9123	1,9338	1,9521

Таблица №2:

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
ρ_0 , даН/м ²	K _{отр}								
85.0	5,8583	6,4352	6,956	7,418	7,8306	8,0576	8,2012	8,5359	8,8396
100.0	5,8069	6,3819	6,9011	7,3616	7,7728	7,9991	8,1422	8,4757	8,7783
115.0	5,7592	6,3323	6,8498	7,3088	7,7186	7,944	8,0867	8,4189	8,7203
130.0	5,7146	6,2857	6,8014	7,2588	7,6672	7,8918	8,0339	8,3649	8,6651
143.6	5,6763	6,2456	6,7596	7,2156	7,6226	7,8464	7,9881	8,3179	8,617
145.0	5,6724	6,2416	6,7554	7,2112	7,6181	7,8419	7,9834	8,3132	8,6121
160.0	5,6324	6,1996	6,7116	7,1657	7,571	7,794	7,935	8,2634	8,5611
175.0	5,5943	6,1594	6,6695	7,1219	7,5257	7,7478	7,8882	8,2153	8,5118
180.0	5,5819	6,1464	6,6558	7,1077	7,511	7,7328	7,873	8,1997	8,4957

Рисунок Г.47 – Результуючі значення коефіцієнта піднімальної сили і аеродинамічної якості при відриві

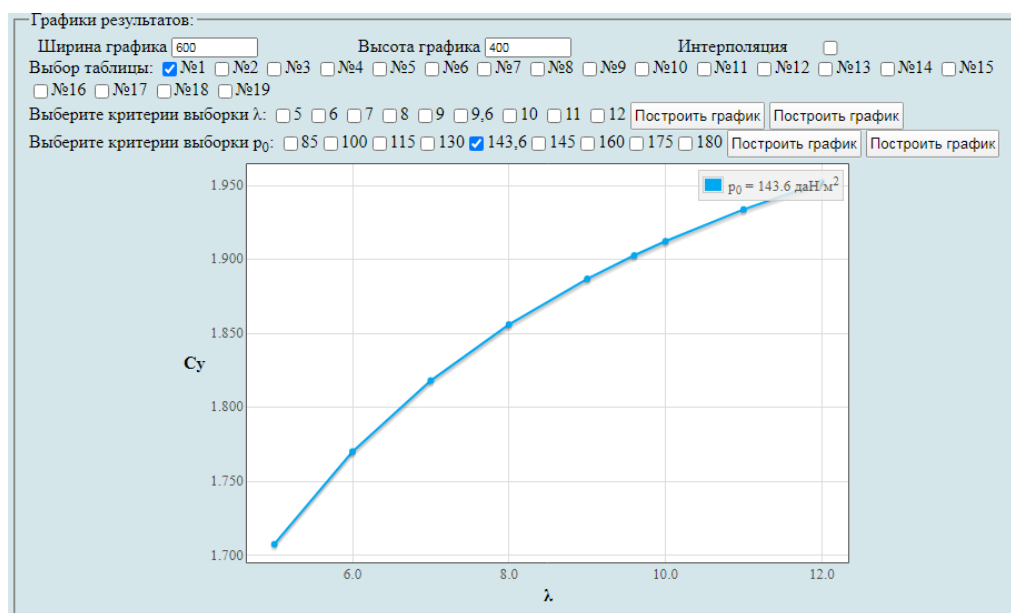


Рисунок Г.48 – Побудова графічної залежності впливу подовження крила λ на коефіцієнт піднімальної сили при відриві $C_{y \text{ відр}}$

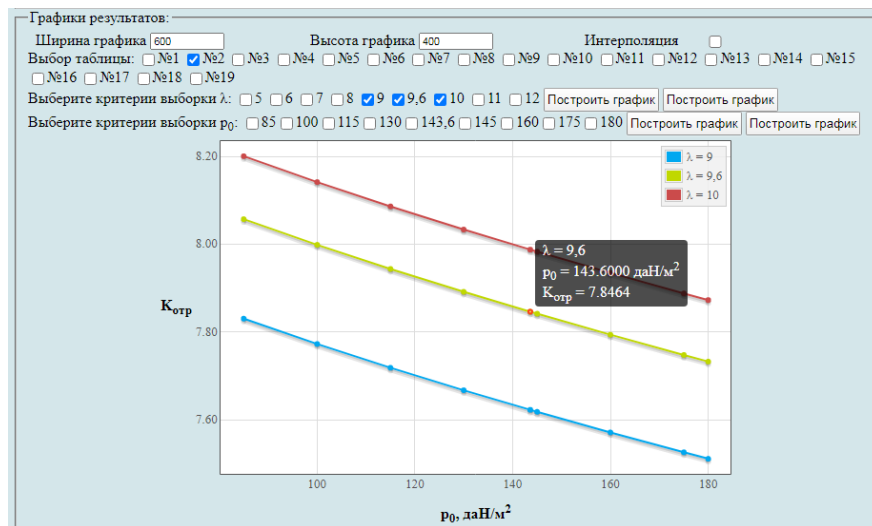


Рисунок Г.49 – Побудова графічної залежності впливу питомого навантаження на крило ρ на аеродинамічну якість літака при відриві $K_{відр}$

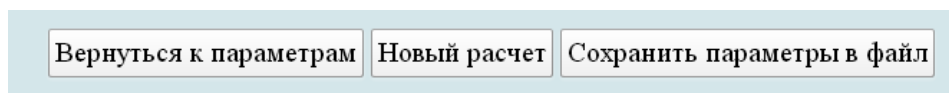


Рисунок Г.50 – Меню для виконання п.п Г.5.2.4

Г.6 Дослідження впливу параметрів літака на величину потрібних стартових енергоозброєностей

У вікні **Автоматизированный расчет характеристик самолета** вибрати підкатегорію **Определение взлётной массы гражданских легкиx самолётов в первом приближении**. Відкриється перелік (рисунок Г.51), у якому активувати **Исследование влияния параметров самолета на величину потребных стартовых энерговооруженностей**.

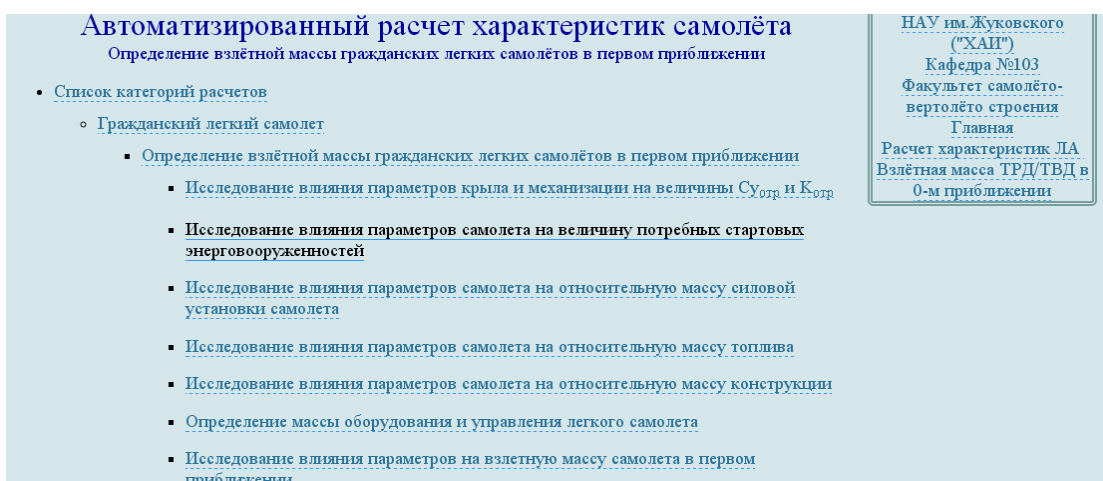


Рисунок Г.51 – Список підкатегорії **Определение взлётной массы гражданских легкиx самолётов в первом приближении** і вибір **Исследование влияния параметров самолета на величину потребных стартовых энерговооруженностей**

Г.6.1 Порядок задавання параметрів для дослідження впливу параметрів літака на величину потрібних стартових енергоозброєностей

Г.6.1.1 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.52):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

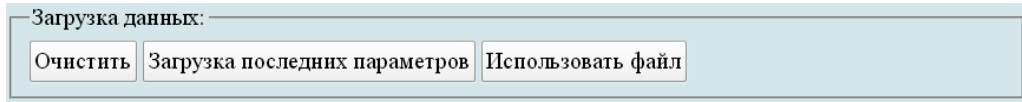


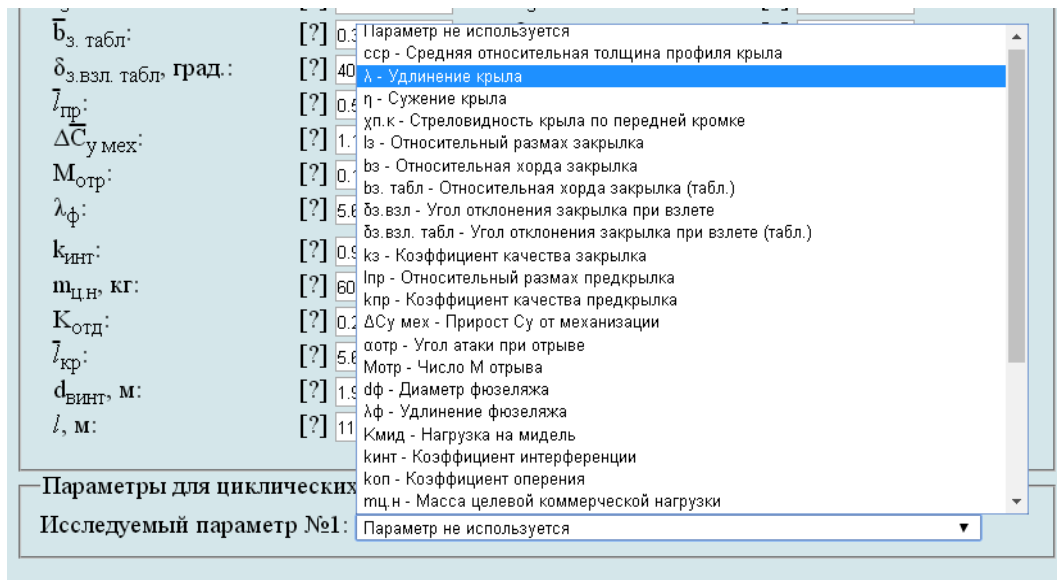
Рисунок Г.52 – Завантаження даних

Г.6.1.2 У полі **Исходные параметры** ввести підготовлені параметри із таблиці Г.8 «Дослідження впливу параметрів літака на величину потрібних стартових енергоозброєностей» (якщо розрахунок виконується вперше, то вхідні дані потрібно вводити вручну). При підведенні курсора на знак [?], розташований біля кожного параметра буде показана підказка про назву величини (рисунок Г.53).

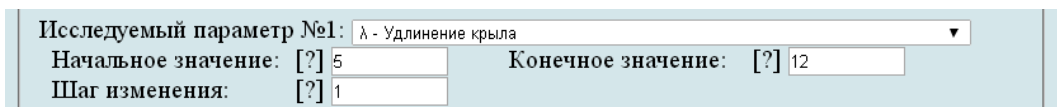
Исходные параметры:					
$\bar{c}_{\text{ср}}$, %:	[?] 10.6	λ :	[?] 9.6	η :	[?] 2.25
$\chi_{\text{п.к}}$, град.:	[?] 3	\bar{l}_3 :	[?] 0.581	\bar{b}_3 :	[?] 0.271
\bar{b}_3 , табл.:	[?] 0.3	$\delta_{\text{з.взл}}$, град.:	[?] 20	$\delta_{\text{з.взл. табл.}}$, град.:	[?] 40
k_3 :	[?] 0.18	$\bar{l}_{\text{пр}}$:	[?] 0.656	$k_{\text{пр}}$:	[?] 0.13
$\Delta \bar{C}_{\text{у мех}}$:	[?] 1.18	$\alpha_{\text{отр}}$, град.:	[?] 8	$M_{\text{отр}}$:	[?] 0.104
$d_{\text{ф}}$, м:	[?] 1.58	$\lambda_{\text{ф}}$:	[?] 5.69	$K_{\text{мид}}$, даН/м ² :	[?] 975
$k_{\text{винт}}$:	[?] 0.9	$k_{\text{оп}}$:	[?] 1.41	$m_{\text{ц.н}}$, кг:	[?] 600
$\bar{l}_{\text{шел}}$:	[?] 1.042	$K_{\text{отд}}$:	[?] 0.22	\bar{h} :	[?] 1.34
$\bar{l}_{\text{кр}}$:	[?] 5.79	$n_{\text{дв}}$, шт.:	[?] 2	$d_{\text{винт}}$, м:	[?] 1.9
N_0 дв, кВт:	[?] 317.52	l , м:	[?] 11.94	ρ_0 , даН/м ² :	[?] 143.6
$L_{\text{р}}$, м:	[?] 200	$\xi_{\text{у}}$:	[?] 1	$\xi_{\text{Н взл}}$:	[?] 1
$\xi_{\text{др. взл}}$:	[?] 1	$\xi_{\text{Нкр}}$:	[?] 1	$\xi_{\text{др.кр}}$:	[?] 0.85
$f_{\text{тр}}$:	[?] 0.03	$\xi_{\text{вз}}$:	[?] 0.98	$\eta_{\text{в.отр}}$:	[?] 0.523
$\eta_{\text{в.наб}}$:	[?] 0.586	$V_{\text{у}}$, м/с:	[?] 8.2	$\eta_{\text{в.крейс}}$:	[?] 0.8
$M_{\text{кр}}$:	[?] 0.3	$N_{\text{кр}}$, км:	[?] 3.5	$M_{\text{наб}}$:	[?] 0.125
$\rho_{\text{Н}}$, кг/м ³ :	[?] 0.86	$V_{\text{кр}}$, км/ч:	[?] 350	$\text{tg} \theta_3$:	[?] 0.02
$L_{\text{сб.ВПП}}$, м:	[?] 300	m_0^0 , кг:	[?] 2683		

Рисунок Г.53 – Вхідні дані в програмі для дослідження впливу параметрів літака на величину потрібних стартових енергоозброєностей

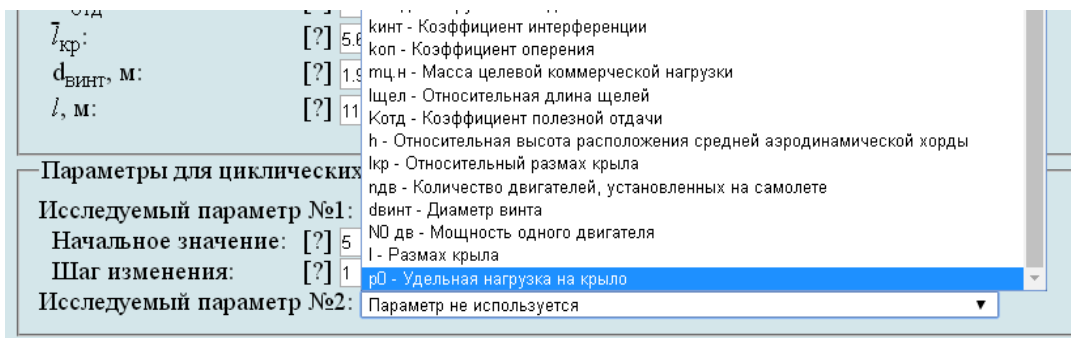
У полі **Параметры для циклических вычислений** із випадаючого меню **Исследуемый параметр № 1** і вибрати необхідний параметр, наприклад, подовження крила (рисунок Г.54, а), задати початкове та кінцеве значення та крок змін (рисунок Г.54, б). Далі із випадаючого меню **Исследуемый параметр № 2** зазвичай вибирають питоме навантаження на крило (рисунок Г.54, в), задати початкове та кінцеве значення та крок змін (рисунок Г.54, г). Досліджувані діапазони призначає проектувальник.



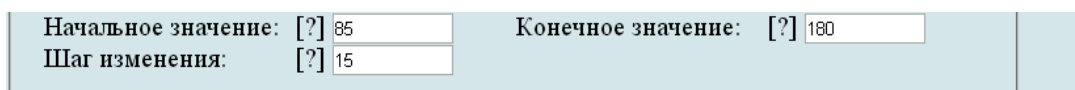
а



б



в

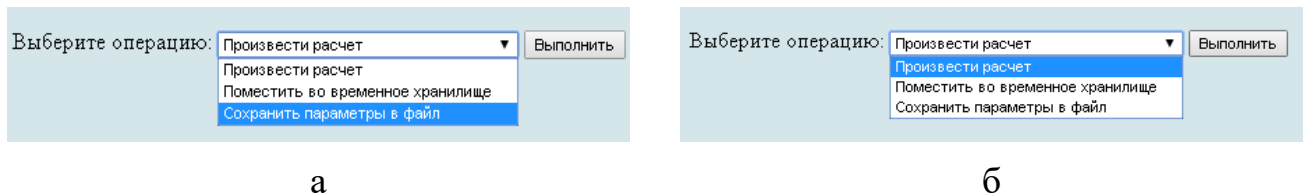


г

а – вибір досліджуваного параметра № 1; б – призначений досліджуваний діапазон параметра № 1; в – вибір досліджуваного параметра № 2; г – призначений досліджуваний діапазон параметра № 2

Рисунок Г.54 – Параметры для циклических обчислень

Г.6.1.3 У полі **Выберите операцию** із випадваючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та нажати **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадваючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та нажати **Выполнить** (рисунок Г.55).



а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.55 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.6.2 Порядок отримання результатів дослідження впливу параметрів літака на величину потрібних стартових енергоозброєностей

Г.6.2.1 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.56, а), для більш детальної інформації про вихідні дані та результати розрахунку можна відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.56, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.

Г.6.2.2 У полі **Результаты расчета** в таблицях № 1 – 6 приведено значення стартових енергоозброєностей літака встановлених вимог забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом $L_{розб}(t_{0 розб})$, заданої швидкопідйомності поблизу землі $V_y(t_{0Vy})$, крейсерської швидкості $V_{крейс}(t_{0крейс})$, заданої збалансованої довжини ЗПС $L_{зб.ЗПС}(t_{0ЗПС})$ і величини кута набору висоти θ після відриву при одному двигуні, який відмовив $\theta(t_{0\theta})$ (рисунок Г.57).

Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении
Исследование влияния параметров самолета на величину потребных стартовых энерговооруженностей

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$\bar{c}_{ср} = 10.6 \%$; $\lambda = 9.6$; $\eta = 2.25$; $\chi_{п.к} = 3$ град.; $\bar{l}_s = 0.581$; $\bar{b}_s = 0.271$; $\bar{b}_{с.табл} = 0.3$;
 $\delta_{з.взл} = 20$ град.; $\delta_{з.взл.табл} = 40$ град.; $k_3 = 0.18$; $\bar{l}_{пр} = 0.656$; $k_{пр} = 0.13$; $\Delta \bar{C}_{у мех} = 1.18$;
 $\alpha_{отр} = 8$ град.; $M_{отр} = 0.104$; $d_\phi = 1.58$ м; $\lambda_\phi = 5.69$; $K_{мид} = 975$ даН/м²; $k_{инт} = 0.9$;
 $k_{оп} = 1.41$; $m_{ц.н} = 600$ кг; $\bar{l}_{шел} = 1.042$; $K_{отд} = 0.22$; $\bar{h} = 1.34$; $\bar{l}_{кр} = 5.79$; $n_{дв} = 2$ шт;
 $d_{винт} = 1.9$ м; $N_{0 дв} = 317.52$ кВт; $l = 11.94$ м; $p_0 = 143.6$ даН/м²; $L_p = 200$ м; $\zeta_V = 1$;
 $\zeta_{Н взл} = 1$; $\zeta_{др.взл} = 1$; $\zeta_{Нкр} = 1$; $\zeta_{др.кр} = 0.85$; $f_{тр} = 0.03$; $\zeta_{вз} = 0.98$; $\eta_{в.отр} = 0.523$;
 $\eta_{в.наб} = 0.596$; $V_y = 8.2$ м/с; $\eta_{в.крейс} = 0.8$; $M_{кр} = 0.3$; $H_{кр} = 3.5$ км; $M_{наб} = 0.125$;
 $\rho_H = 0.86$ кг/м³; $V_{кр} = 350$ км/ч; $tg\Theta_3 = 0.02$; $L_{сб.ВПП} = 300$ м; $m_0^0 = 2683$ кг.

а

а – короткий список

Рисунок Г.56 – Вхідні дані, які використовуються

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

Средняя относительная толщина профиля крыла $\bar{c}_{\text{ср}} = 10.6\%$; Удлинение крыла $\lambda = 9.6$; Сужение крыла $\eta = 2.25$;
 Стреловидность крыла по передней кромке $\chi_{\text{п.к}} = 3$ град.; Относительный размах закрылка $\bar{l}_3 = 0.581$;
 Относительная хорда закрылка $\bar{b}_3 = 0.271$; Относительная хорда закрылка (табл.) $\bar{b}_{3, \text{табл}} = 0.3$;
 Угол отклонения закрылка при взлете $\delta_{3, \text{взл}} = 20$ град.; Угол отклонения закрылка при взлете (табл.) $\delta_{3, \text{взл, табл}} = 40$ град.;
 Коэффициент качества закрылка $k_3 = 0.18$; Относительный размах предкрылка $\bar{l}_{\text{пр}} = 0.656$;
 Коэффициент качества предкрылка $k_{\text{пр}} = 0.13$; Прирост C_u от механизации $\Delta \bar{C}_{y \text{ мех}} = 1.18$; Угол атаки при отрыве $\alpha_{\text{отр}} = 8$ град.;
 Число М отрыва $M_{\text{отр}} = 0.104$; Диаметр фюзеляжа $d_{\text{ф}} = 1.58$ м; Удлинение фюзеляжа $\lambda_{\text{ф}} = 5.69$;
 Нагрузка на мидель $K_{\text{мид}} = 975$ даН/м²; Коэффициент интерференции $k_{\text{инт}} = 0.9$; Коэффициент оперения $k_{\text{оп}} = 1.41$;
 Масса целевой коммерческой нагрузки $m_{\text{ц.н}} = 600$ кг; Относительная длина щелей $\bar{l}_{\text{щел}} = 1.042$;
 Коэффициент полезной отдачи $K_{\text{отд}} = 0.22$; Относительная высота расположения средней аэродинамической хорды $\bar{h} = 1.34$;
 Относительный размах крыла $\bar{l}_{\text{кр}} = 5.79$; Количество двигателей, установленных на самолете $n_{\text{дв}} = 2$ шт; Диаметр винта $d_{\text{винт}} = 1.9$ м;
 Мощность одного двигателя $N_{0 \text{ дв}} = 317.52$ кВт; Размах крыла $l = 11.94$ м; Удельная нагрузка на крыло $p_0 = 143.6$ даН/м²;
 Длина разбега $L_{\text{р}} = 200$ м; Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от скорости $\xi_V = 1$;
 Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от высоты полета (для взлетного режима) $\xi_{\text{Н взл}} = 1$;
 Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя (для взлетного режима) $\xi_{\text{др, взл}} = 1$;
 Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от высоты полета (для крейсерского режима) $\xi_{\text{Нкр}} = 1$;
 Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя (для крейсерского режима) $\xi_{\text{др, кр}} = 0.85$;
 Коэффициент трения колес о поверхность ВПП при взлете $f_{\text{тр}} = 0.03$;
 Коэффициент, учитывающий уменьшение мощности за счет потерь скоростного напора в воздухозаборниках $\xi_{\text{вз}} = 0.98$;
 КПД винта при отрыве $\eta_{\text{в, отр}} = 0.523$; КПД винта при наборе высоты $\eta_{\text{в, наб}} = 0.596$; Скороподъемность у земли $V_y = 8.2$ м/с;
 КПД винта крейсерский $\eta_{\text{в, крейс}} = 0.8$; Число Маха крейсерское $M_{\text{кр}} = 0.3$; Крейсерская высота полета $H_{\text{кр}} = 3.5$ км;
 Число Маха при наборе высоты $M_{\text{наб}} = 0.125$; Плотность воздуха на высоте крейсерского полета $\rho_{\text{Н}} = 0.86$ кг/м³;
 Крейсерская скорость $V_{\text{кр}} = 350$ км/ч;
 Градиент набора высоты на третьем этапе взлета с одним отказавшим двигателем ($\text{tg}\theta$) $\text{tg}\theta_3 = 0.02$;
 Сбалансированная длина ВПП $L_{\text{сб. ВПП}} = 300$ м; Взлётная масса самолёта в нулевом приближении $m^0_0 = 2683$ кг.

б

б – детальный список

Рисунок Г.56, аркуш 2

Г.6.2.3 У полі **Графики результатов** задати ширину і висоту графіків. Зі списку в меню **Выбор таблицы** вибрати номер таблиці № 1, задати **Критерий выборки** λ натиснувши лівою кнопкою миші на квадрат зліва від необхідної величини подовження (тому що цей параметр було обрано як досліджуваний) і активувати першу кнопку **Построить график** (рисунок Г.58, а).

Г.6.2.4 Для побудови декількох залежностей на одному графічному полі слід зі списку в меню **Выбор таблицы** вибрати необхідні номери таблиць № 1 – 5, які відповідають результатам п'яти розрахункових випадків при визначенні стартових енергоозброєностей літака. далі задати **Критерий выборки** λ і активувати другу кнопку **Построить график** (рисунок Г.58, б).

Г.6.2.5 У разі необхідності можна замінити одне або кілька значень у вихідних даних або в параметрах циклічних обчислень. Для цього слід натиснути **Вернуться к параметрам**, повернутися до параметрів, виправити і повторити п.п Г.6.1.2 – Г.6.2.4. За допомогою команди **Новый расчет** система обнулить всі виконані процедури, щоб продовжити розрахунок необхідно виконати п.п Г.6.1.1 – Г.6.2.4. Якщо не було проведено збереження параметрів у файл або необхідно

повторне збереження слід натиснути Сохранить параметры в файл. Система автоматично збереже файл з ім'ям params.xml у папці Downloads (рисунок Г.59).

Таблиця №1:

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
ρ_0 , даН/м ²	$t_0 p$								
85.0	0,0626	0,0587	0,056	0,054	0,0524	0,0516	0,0511	0,0501	0,0492
100.0	0,0767	0,0721	0,0688	0,0663	0,0644	0,0634	0,0629	0,0616	0,0606
115.0	0,0917	0,0863	0,0824	0,0795	0,0772	0,0761	0,0754	0,0739	0,0727
130.0	0,1076	0,1013	0,0967	0,0933	0,0907	0,0894	0,0886	0,0869	0,0855
143.6	0,1227	0,1155	0,1104	0,1066	0,1036	0,1021	0,1012	0,0993	0,0976
145.0	0,1243	0,117	0,1118	0,1079	0,1049	0,1034	0,1025	0,1006	0,0989
160.0	0,1417	0,1335	0,1276	0,1232	0,1198	0,1181	0,1171	0,1149	0,113
175.0	0,1599	0,1507	0,1441	0,1391	0,1353	0,1334	0,1323	0,1298	0,1277
180.0	0,1661	0,1565	0,1497	0,1446	0,1406	0,1387	0,1375	0,1349	0,1327

Таблиця №2:

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
ρ_0 , даН/м ²	$t_0 v_y$								
85.0	0,1164	0,1127	0,1099	0,1078	0,106	0,1052	0,1047	0,1035	0,1025
100.0	0,1201	0,1158	0,1126	0,1102	0,1083	0,1073	0,1067	0,1054	0,1043
115.0	0,1236	0,1189	0,1153	0,1126	0,1104	0,1093	0,1087	0,1072	0,1059
130.0	0,1271	0,1218	0,1179	0,1149	0,1125	0,1113	0,1106	0,109	0,1076
143.6	0,1302	0,1245	0,1202	0,1169	0,1144	0,1131	0,1123	0,1105	0,1091
145.0	0,1305	0,1247	0,1204	0,1172	0,1146	0,1132	0,1125	0,1107	0,1092
160.0	0,1338	0,1276	0,1229	0,1194	0,1166	0,1151	0,1143	0,1124	0,1108
175.0	0,1371	0,1304	0,1254	0,1216	0,1185	0,117	0,1161	0,1141	0,1123
180.0	0,1382	0,1313	0,1262	0,1223	0,1192	0,1176	0,1167	0,1146	0,1128

Таблиця №3:

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
ρ_0 , даН/м ²	$t_0 k_p$								
85.0	0,1544	0,1558	0,1578	0,1601	0,1624	0,1638	0,1648	0,167	0,1692
100.0	0,1502	0,1507	0,1521	0,1539	0,1558	0,1569	0,1577	0,1595	0,1614
115.0	0,1469	0,1469	0,1478	0,1491	0,1506	0,1516	0,1522	0,1538	0,1554
130.0	0,1443	0,1438	0,1443	0,1453	0,1466	0,1473	0,1479	0,1492	0,1506
143.6	0,1423	0,1415	0,1418	0,1425	0,1435	0,1442	0,1446	0,1458	0,147
145.0	0,1421	0,1413	0,1415	0,1422	0,1432	0,1439	0,1443	0,1455	0,1467
160.0	0,1404	0,1392	0,1392	0,1397	0,1405	0,141	0,1414	0,1424	0,1435
175.0	0,1389	0,1375	0,1372	0,1375	0,1381	0,1386	0,1389	0,1398	0,1407
180.0	0,1384	0,1369	0,1366	0,1369	0,1374	0,1379	0,1382	0,139	0,1399

а

а – забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом, заданої швидкопідйомності поблизу землі, крейсерської швидкості

Рисунок Г.57 – Результуючі значення стартових енергозброєностей літака встановлених вимог

Таблиця №4:

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
$p_0, \text{даН/м}^2$	$t_0 \text{ ВПП}$								
85.0	0,118	0,1124	0,1084	0,1055	0,1032	0,1021	0,1014	0,1	0,0987
100.0	0,1488	0,1411	0,1358	0,1318	0,1288	0,1273	0,1264	0,1244	0,1228
115.0	0,1849	0,1745	0,1673	0,1621	0,158	0,156	0,1548	0,1523	0,1501
130.0	0,2276	0,2137	0,2041	0,1972	0,1919	0,1892	0,1877	0,1843	0,1815
143.6	0,2739	0,2557	0,2433	0,2343	0,2275	0,2241	0,2221	0,2178	0,2143
145.0	0,2792	0,2604	0,2477	0,2384	0,2314	0,228	0,226	0,2216	0,2179
160.0	0,3425	0,317	0,2999	0,2876	0,2784	0,2739	0,2712	0,2654	0,2607
175.0	0,4222	0,387	0,3637	0,3472	0,3349	0,3289	0,3254	0,3178	0,3115
180.0	0,4536	0,4141	0,3883	0,37	0,3564	0,3498	0,3459	0,3375	0,3307

Таблиця №5:

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
$p_0, \text{даН/м}^2$	$t_0 \text{ } \emptyset$								
85.0	0,21	0,1897	0,1748	0,1635	0,1547	0,1503	0,1477	0,1419	0,1371
100.0	0,2296	0,2073	0,1909	0,1785	0,1689	0,1641	0,1612	0,1549	0,1496
115.0	0,248	0,2238	0,2061	0,1927	0,1822	0,177	0,1739	0,167	0,1613
130.0	0,2656	0,2396	0,2205	0,2061	0,1949	0,1893	0,1859	0,1786	0,1725
143.6	0,2808	0,2532	0,233	0,2177	0,2059	0,1999	0,1964	0,1886	0,1821
145.0	0,2823	0,2546	0,2342	0,2189	0,207	0,201	0,1974	0,1896	0,1831
160.0	0,2985	0,269	0,2475	0,2312	0,2186	0,2123	0,2085	0,2002	0,1933
175.0	0,3141	0,283	0,2602	0,2431	0,2298	0,2231	0,2191	0,2104	0,2032
180.0	0,3192	0,2876	0,2644	0,247	0,2335	0,2267	0,2226	0,2138	0,2064

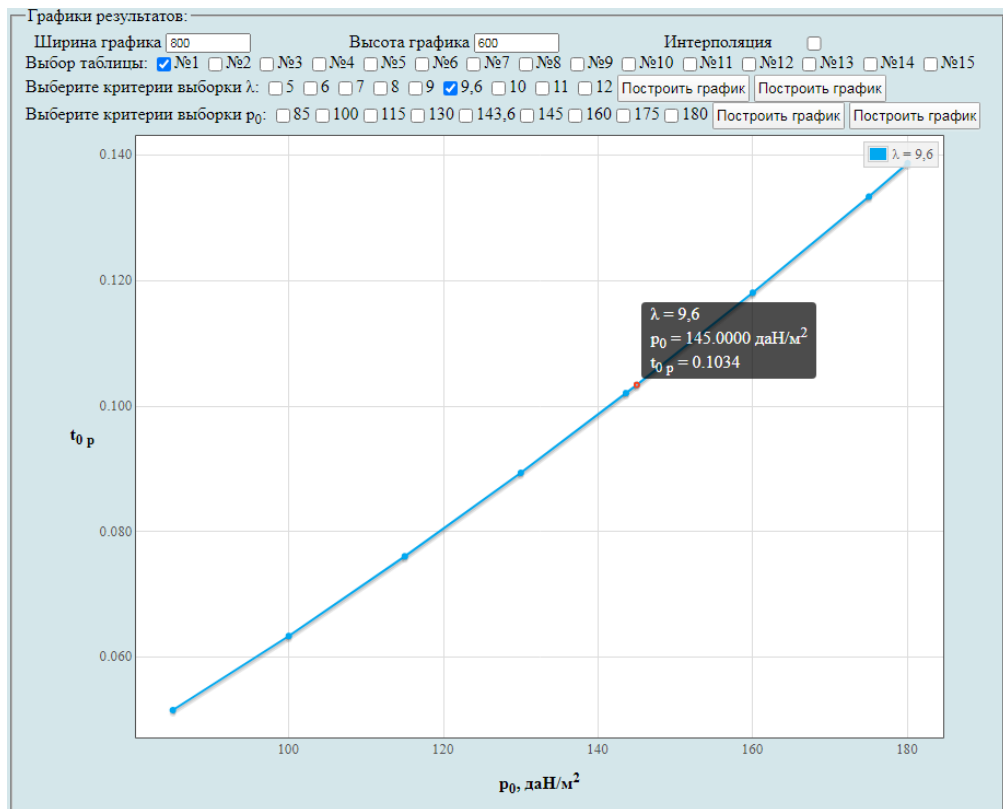
Таблиця №6:

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
$p_0, \text{даН/м}^2$	$t_0 \text{ max}$								
85.0	0,21	0,1897	0,1748	0,1635	0,1624	0,1638	0,1648	0,167	0,1692
100.0	0,2296	0,2073	0,1909	0,1785	0,1689	0,1641	0,1612	0,1595	0,1614
115.0	0,248	0,2238	0,2061	0,1927	0,1822	0,177	0,1739	0,167	0,1613
130.0	0,2656	0,2396	0,2205	0,2061	0,1949	0,1893	0,1877	0,1843	0,1815
143.6	0,2808	0,2557	0,2433	0,2343	0,2275	0,2241	0,2221	0,2178	0,2143
145.0	0,2823	0,2604	0,2477	0,2384	0,2314	0,228	0,226	0,2216	0,2179
160.0	0,3425	0,317	0,2999	0,2876	0,2784	0,2739	0,2712	0,2654	0,2607
175.0	0,4222	0,387	0,3637	0,3472	0,3349	0,3289	0,3254	0,3178	0,3115
180.0	0,4536	0,4141	0,3883	0,37	0,3564	0,3498	0,3459	0,3375	0,3307

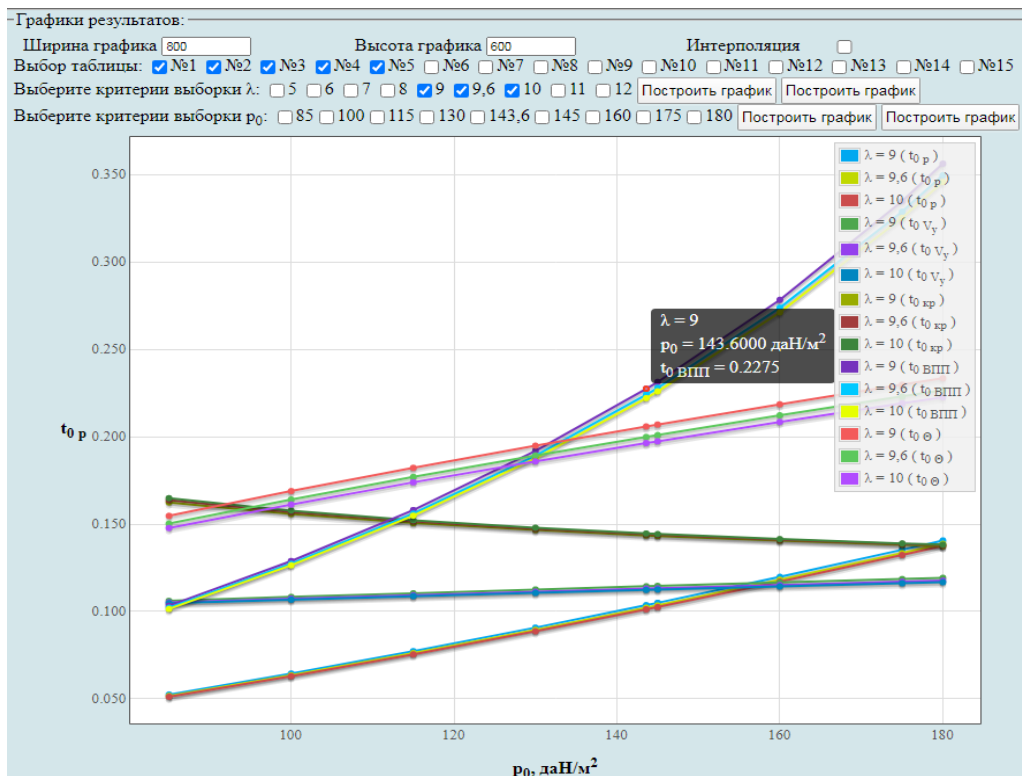
б

б – забезпечення заданої збалансованої довжини ЗПС і величини кута набору висоти після відриву при одному двигуні, який відмовив

Рисунок Г.57, аркуш 2



а



б

а – для однієї залежності; б – для декількох залежностей на одному графічному полі

Рисунок Г.58 – Побудова графічних залежностей впливу питомого навантаження на крило p на величини стартових енергоозброєностей літака

Вернуться к параметрам Новый расчет Сохранить параметры в файл

Рисунок Г.59 – Меню для виконання п.п Г.6.2.5

Г.7 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки

У вікні **Автоматизированный расчет характеристик самолета** вибрати підкатегорію [Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении](#). Відкриється перелік (рисунок Г.60), у якому активувати [Исследование влияния параметров самолета на относительную массу силовой установки самолета](#).

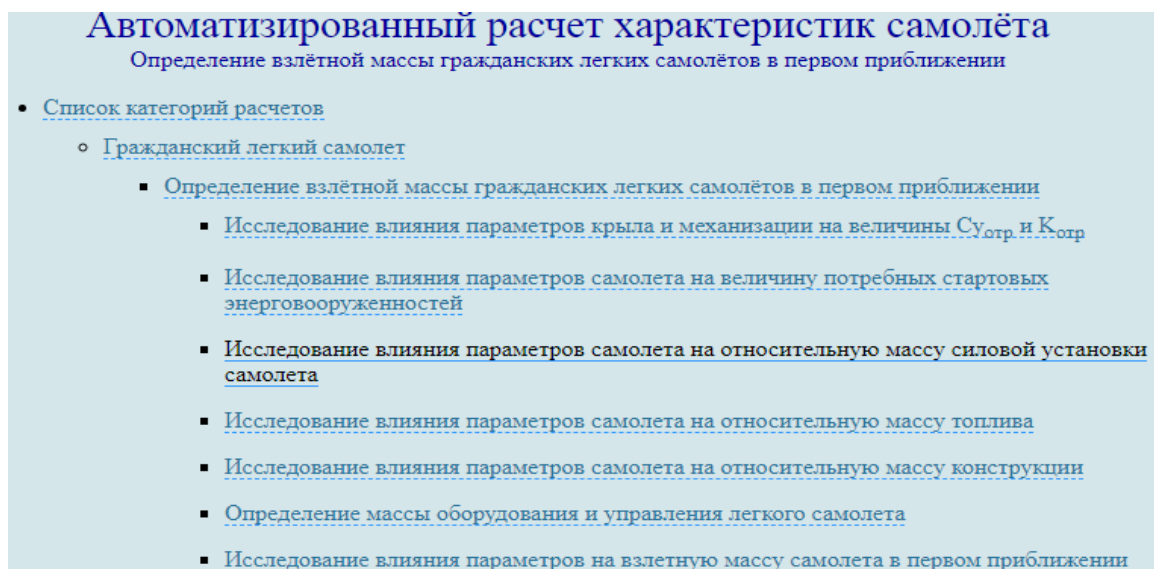


Рисунок Г.60 – Список підкатегорії [Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении](#) і вибір [Исследование влияния параметров самолета на относительную массу силовой установки самолета](#)

Г.7.1 Порядок задавання параметрів для дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки

Г.7.1.1 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.61):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

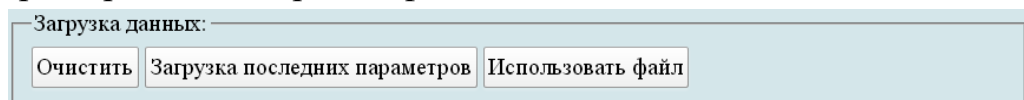


Рисунок Г.61 – Завантаження даних

Г.7.1.2 У полі **Исходные параметры** ввести підготовлені параметри із таблиці Г.9 «Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки» (якщо розрахунок виконується вперше, то вхідні дані потрібно вводити вручну). При підведенні курсора на знак [?], розташований біля кожного параметра буде показана підказка про назву величини (рисунок Г.62).

Исходные параметры:					
$\bar{c}_{ср}$, %:	[?] 10.6	λ :	[?] 9.6	η :	[?] 2.25
$\chi_{п.к}$, град.:	[?] 3	\bar{l}_3 :	[?] 0.581	\bar{b}_3 :	[?] 0.271
\bar{b}_3 , табл.:	[?] 0.3	$\delta_{з.взл}$, град.:	[?] 20	$\delta_{з.взл}$, табл. град.:	[?] 40
k_3 :	[?] 0.18	$\bar{l}_{пр}$:	[?] 0.656	$k_{пр}$:	[?] 0.13
$\Delta C_{у мех}$:	[?] 1.18	$\alpha_{отр}$, град.:	[?] 8	$M_{отр}$:	[?] 0.104
$d_{ф}$, м:	[?] 1.58	$\lambda_{ф}$:	[?] 5.69	$K_{мид}$, даН/м ² :	[?] 975
$k_{инт}$:	[?] 0.9	$k_{оп}$:	[?] 1.41	$m_{ц.н}$, кг:	[?] 600
$\bar{l}_{шел}$:	[?] 1.042	$K_{отд}$:	[?] 0.22	\bar{h} :	[?] 1.34
$\bar{l}_{кр}$:	[?] 5.79	$n_{дв}$, шт.:	[?] 2	$d_{винт}$, м:	[?] 1.9
N_0 дв, кВт:	[?] 317.52	l_i , м:	[?] 11.94	ρ_0 , даН/м ² :	[?] 143.6
L_p , м:	[?] 200	ζ_V :	[?] 1	$\zeta_{Н взл}$:	[?] 1
$\zeta_{др. взл}$:	[?] 1	$\zeta_{Нкр}$:	[?] 1	$\zeta_{др.кр}$:	[?] 0.85
$f_{тр}$:	[?] 0.03	$\zeta_{вз}$:	[?] 0.98	$\eta_{в.отр}$:	[?] 0.523
$\eta_{в.наб}$:	[?] 0.596	V_y , м/с:	[?] 8.2	$\eta_{в.крейс}$:	[?] 0.8
$M_{кр}$:	[?] 0.3	$N_{кр}$, км:	[?] 3.5	$M_{наб}$:	[?] 0.125
ρ_H , кг/м ³ :	[?] 0.86	$V_{кр}$, км/ч:	[?] 350	$tg\Theta_3$:	[?] 0.02
$L_{сб.ВПШ}$, м:	[?] 300	m^0_0 , кг:	[?] 2683	$\gamma_{дв}$, даН/кВт:	[?] 0.282

Рисунок Г.62 – Вхідні дані в програмі для дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки

Г.7.1.3 У полі **Параметры для циклических вычислений** із випадаючого меню **Исследуемый параметр № 1** і вибрати необхідний параметр, наприклад, подовження крила (рисунок Г.63, а), задати початкове та кінцеве значення та крок змін (рисунок Г.63, б). Далі із випадаючого меню **Исследуемый параметр № 2** зазвичай вибирають питоме навантаження на крило (рисунок Г.63, в), задати початкове та кінцеве значення та крок змін (рисунок Г.63, г). Досліджувані діапазони призначає проектувальник.

$\delta_{з.взл}$, табл. град.:	[?] 40	Параметр не используется
$\bar{l}_{пр}$:	[?] 0.6	λ - Удлинение крыла
$\Delta C_{у мех}$:	[?] 1.1	η - Сужение крыла
$M_{отр}$:	[?] 0.1	$\chi_{п.к}$ - Стреловидность крыла по передней кромке
$\lambda_{ф}$:	[?] 5.6	l_3 - Относительный размах закрылка
$k_{инт}$:	[?] 0.9	b_3 - Относительная хорда закрылка
$m_{ц.н}$, кг:	[?] 600	b_3 , табл. - Относительная хорда закрылка (табл.)
$K_{отд}$:	[?] 0.2	$\delta_{з.взл}$, табл. - Угол отклонения закрылка при взлете
$\bar{l}_{кр}$:	[?] 5.6	$\delta_{з.взл}$, табл. - Угол отклонения закрылка при взлете (табл.)
$d_{винт}$, м:	[?] 1.9	k_3 - Коэффициент качества закрылка
l_i , м:	[?] 11	$l_{пр}$ - Относительный размах предкрылка
		$k_{пр}$ - Коэффициент качества предкрылка
		$\Delta C_{у мех}$ - Прирост C_u от механизации
		$\alpha_{отр}$ - Угол атаки при отрыве
		$M_{отр}$ - Число M отрыва
		$d_{ф}$ - Диаметр фюзеляжа
		$\lambda_{ф}$ - Удлинение фюзеляжа
		$K_{мид}$ - Нагрузка на мидель
		$k_{инт}$ - Коэффициент интерференции
		$k_{оп}$ - Коэффициент оперения
		$m_{ц.н}$ - Масса целевой коммерческой нагрузки
Исследуемый параметр №1:		Параметр не используется

а

а – вибір досліджуваного параметра № 1

Рисунок Г.63 – Параметры для циклических обчислень

Исследуемый параметр №1:	λ - Удлинение крыла	
Начальное значение:	[?] 5	Конечное значение: [?] 12
Шаг изменения:	[?] 1	

б

К _{отд} :	[?] 0.2	Кмид - Нагрузка на мидель
λ _{кр} :	[?] 5.6	кинт - Коэффициент интерференции
d _{винт} , м:	[?] 1.9	коп - Коэффициент оперения
l, м:	[?] 11	м _{ц.н} - Масса целевой коммерческой нагрузки
Параметры для циклических		
Исследуемый параметр №1:	лщел - Относительная длина щелей	
Начальное значение:	[?] 5	Котд - Коэффициент полезной отдачи
Шаг изменения:	[?] 1	h - Относительная высота расположения средней аэродинамической хорды
Исследуемый параметр №2:	λкр - Относительный размах крыла	
	лдв - Количество двигателей, установленных на самолете	
	dвинт - Диаметр винта	
	NД дв - Мощность одного двигателя	
	l - Размах крыла	
	pD - Удельная нагрузка на крыло	
	Параметр не используется	

в

Начальное значение:	[?] 85	Конечное значение:	[?] 180
Шаг изменения:	[?] 15		

г

б – призначений досліджуваний діапазон параметра № 1; в – вибір досліджуваного параметра № 2; г – призначений досліджуваний діапазон параметра № 2

Рисунок Г.63, аркуш 2

Г.7.1.4 У полі **Выберите операцию** із випадваючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та нажати **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадваючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та нажати **Выполнить** (рисунок Г.64).

Выберите операцию:	Произвести расчет	Выполнить
	Произвести расчет	
	Поместить во временное хранилище	
	Сохранить параметры в файл	

а

Выберите операцию:	Произвести расчет	Выполнить
	Произвести расчет	
	Поместить во временное хранилище	
	Сохранить параметры в файл	

б

а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.64 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.7.2 Порядок отримання результатів дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки

Г.7.2.1 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.65, а), для більш детальної інформації про вихідні дані та результати розрахунку можна

відкрити Детализированный список (рисунок Г.65, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.

Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении

Исследование влияния параметров самолета на относительную массу силовой установки самолета

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$\bar{c}_{cp} = 10.6\%$; $\lambda = 9.6$; $\eta = 2.25$; $\chi_{п.к} = 3$ град.; $\bar{l}_3 = 0.581$; $\bar{b}_3 = 0.271$; $\bar{b}_{3, табл} = 0.3$; $\delta_{з,взл} = 20$ град.; $\delta_{з,взл, табл} = 40$ град.;
 $k_3 = 0.18$; $\bar{l}_{пр} = 0.656$; $k_{пр} = 0.13$; $\Delta\bar{C}_{у мех} = 1.18$; $\alpha_{отр} = 8$ град.; $M_{отр} = 0.104$; $d_{ф} = 1.58$ м; $\lambda_{ф} = 5.69$; $K_{мид} = 975$ даН/м²;
 $k_{инт} = 0.9$; $k_{оп} = 1.41$; $m_{ц.н} = 600$ кг; $\bar{l}_{шел} = 1.042$; $K_{отд} = 0.22$; $\bar{h} = 1.34$; $\bar{l}_{кр} = 5.79$; $n_{дв} = 2$ шт; $d_{винт} = 1.9$ м;
 $N_{0 дв} = 317.52$ кВт; $l = 11.94$ м; $p_0 = 143.6$ даН/м²; $L_p = 200$ м; $\xi_V = 1$; $\xi_{Н,взл} = 1$; $\xi_{др,взл} = 1$; $\xi_{Нкр} = 1$; $\xi_{др,кр} = 0.85$;
 $f_{тр} = 0.03$; $\xi_{вз} = 0.98$; $\eta_{в,отр} = 0.523$; $\eta_{в,наб} = 0.596$; $V_y = 8.2$ м/с; $\eta_{в,крейс} = 0.8$; $M_{кр} = 0.3$; $H_{кр} = 3.5$ км; $M_{наб} = 0.125$;
 $\rho_H = 0.86$ кг/м³; $V_{кр} = 350$ км/ч; $tg\Theta_3 = 0.02$; $L_{сб,ВПП} = 300$ м; $m^0_0 = 2683$ кг; $\gamma_{дв} = 0.292$ даН/кВт.

а

Исследование влияния параметров самолета на относительную массу силовой установки самолета

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

Средняя относительная толщина профиля крыла $\bar{c}_{cp} = 10.6\%$; Удлинение крыла $\lambda = 9.6$; Сужение крыла $\eta = 2.25$;
Стреловидность крыла по передней кромке $\chi_{п.к} = 3$ град.; Относительный размах закрылка $\bar{l}_3 = 0.581$;
Относительная хорда закрылка $\bar{b}_3 = 0.271$; Относительная хорда закрылка (табл.) $\bar{b}_{3, табл} = 0.3$;
Угол отклонения закрылка при взлете $\delta_{з,взл} = 20$ град.; Угол отклонения закрылка при взлете (табл.) $\delta_{з,взл, табл} = 40$ град.;
Коэффициент качества закрылка $k_3 = 0.18$; Относительный размах предкрылка $\bar{l}_{пр} = 0.656$;
Коэффициент качества предкрылка $k_{пр} = 0.13$; Прирост C_u от механизации $\Delta\bar{C}_{у мех} = 1.18$; Угол атаки при отрыве $\alpha_{отр} = 8$ град.;
Число М отрыва $M_{отр} = 0.104$; Диаметр фюзеляжа $d_{ф} = 1.58$ м; Удлинение фюзеляжа $\lambda_{ф} = 5.69$;
Нагрузка на мидель $K_{мид} = 975$ даН/м²; Коэффициент интерференции $k_{инт} = 0.9$; Коэффициент оперения $k_{оп} = 1.41$;
Масса целевой коммерческой нагрузки $m_{ц.н} = 600$ кг; Относительная длина щелей $\bar{l}_{шел} = 1.042$;
Коэффициент полезной отдачи $K_{отд} = 0.22$; Относительная высота расположения средней аэродинамической хорды $\bar{h} = 1.34$;
Относительный размах крыла $\bar{l}_{кр} = 5.79$; Количество двигателей, установленных на самолете $n_{дв} = 2$ шт; Диаметр винта $d_{винт} = 1.9$ м;
Мощность одного двигателя $N_{0 дв} = 317.52$ кВт; Размах крыла $l = 11.94$ м; Удельная нагрузка на крыло $p_0 = 143.6$ даН/м²;
Длина разбега $L_p = 200$ м; Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от скорости $\xi_V = 1$;
Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от высоты полета (для взлетного режима) $\xi_{Н,взл} = 1$;
Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя (для взлетного режима) $\xi_{др,взл} = 1$;
Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от высоты полета (для крейсерского режима) $\xi_{Нкр} = 1$;
Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя (для крейсерского режима) $\xi_{др,кр} = 0.85$;
Коэффициент трения колес о поверхность ВПП при взлете $f_{тр} = 0.03$;
Коэффициент, учитывающий уменьшение мощности за счет потерь скоростного напора в воздухозаборниках $\xi_{вз} = 0.98$;
КПД винта при отрыве $\eta_{в,отр} = 0.523$; КПД винта при наборе высоты $\eta_{в,наб} = 0.596$; Скороподъемность у земли $V_y = 8.2$ м/с;
КПД винта крейсерский $\eta_{в,крейс} = 0.8$; Число Маха крейсерское $M_{кр} = 0.3$; Крейсерская высота полёта $H_{кр} = 3.5$ км;
Число Маха при наборе высоты $M_{наб} = 0.125$; Плотность воздуха на высоте крейсерского полета $\rho_H = 0.86$ кг/м³;
Крейсерская скорость $V_{кр} = 350$ км/ч;
Градиент набора высоты на третьем этапе взлета с одним отказавшим двигателем($tg\Theta$) $tg\Theta_3 = 0.02$;
Сбалансированная длина ВПП $L_{сб,ВПП} = 300$ м; Взлётная масса самолёта в нулевом приближении $m^0_0 = 2683$ кг;
Удельный вес двигателя $\gamma_{дв} = 0.292$ даН/кВт.

б

а – короткий список; б – детальный список

Рисунок Г.65 – Вхідні дані, які використовуються

Г.7.2.2 У полі Результаты расчета в таблицах № 2 і 5 наведено значення максимальної стартової енергоозброєності літака і величини відносної маси силової установки (рисунок Г.66).

Таблица №2:

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
$\rho_0, \text{даН/м}^2$	$t_0 \text{ max}$								
85.0	0,21	0,1897	0,1748	0,1635	0,1624	0,1638	0,1648	0,167	0,1692
100.0	0,2296	0,2073	0,1909	0,1785	0,1689	0,1641	0,1612	0,1595	0,1614
115.0	0,248	0,2238	0,2061	0,1927	0,1822	0,177	0,1739	0,167	0,1613
130.0	0,2656	0,2396	0,2205	0,2061	0,1949	0,1893	0,1877	0,1843	0,1815
143.6	0,2808	0,2557	0,2433	0,2343	0,2275	0,2241	0,2221	0,2178	0,2143
145.0	0,2823	0,2604	0,2477	0,2384	0,2314	0,228	0,226	0,2216	0,2179
160.0	0,3425	0,317	0,2999	0,2876	0,2784	0,2739	0,2712	0,2654	0,2607
175.0	0,4222	0,387	0,3637	0,3472	0,3349	0,3289	0,3254	0,3178	0,3115
180.0	0,4536	0,4141	0,3883	0,37	0,3564	0,3498	0,3459	0,3375	0,3307

а

Таблица №5:

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
$\rho_0, \text{даН/м}^2$	$\bar{m}_{c,y}$								
85.0	0,1206	0,1089	0,1003	0,0939	0,0932	0,0941	0,0946	0,0959	0,0971
100.0	0,1318	0,119	0,1096	0,1025	0,097	0,0942	0,0925	0,0916	0,0926
115.0	0,1424	0,1285	0,1183	0,1106	0,1046	0,1016	0,0998	0,0959	0,0926
130.0	0,1525	0,1375	0,1266	0,1183	0,1119	0,1087	0,1077	0,1058	0,1042
143.6	0,1612	0,1468	0,1397	0,1345	0,1306	0,1287	0,1275	0,1251	0,123
145.0	0,1621	0,1495	0,1422	0,1369	0,1329	0,1309	0,1297	0,1272	0,1251
160.0	0,1966	0,182	0,1722	0,1651	0,1598	0,1572	0,1557	0,1524	0,1497
175.0	0,2424	0,2222	0,2088	0,1993	0,1923	0,1888	0,1868	0,1824	0,1789
180.0	0,2604	0,2378	0,2229	0,2124	0,2046	0,2008	0,1986	0,1938	0,1899

б

а – величини максимальної стартової енергоозброєності літака; б – величини відносної маси силової установки

Рисунок Г.66 – Результуючі значення

Г.7.2.3 У полі **Графики результатов** задати ширину і висоту графіків. Зі списку в меню **Выбор таблицы** вибрати номер таблиці № 5, задати **Критерий выборки** λ натиснувши лівою кнопкою миші на квадрат зліва від необхідної величини подовження (тому що цей параметр було обрано як досліджуваний) і активувати першу кнопку **Построить график** (рисунок Г.67).

Г.7.2.4 У разі необхідності можна замінити одне або кілька значень у вихідних даних або в параметрах циклічних обчислень. Для цього слід натиснути **Вернуться к параметрам**, повернутися до параметрів, виправити і повторити п.п Г.7.1.2 – Г.7.2.3. За допомогою команди **Новый расчет** система обнулить всі виконані процедури, щоб продовжити розрахунок необхідно виконати п. Г.7.1 – Г.7.2.3. Якщо не було проведено збереження параметрів у файл або необхідно повторне збереження слід натиснути **Сохранить параметры в файл**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads** (рисунок Г.68).

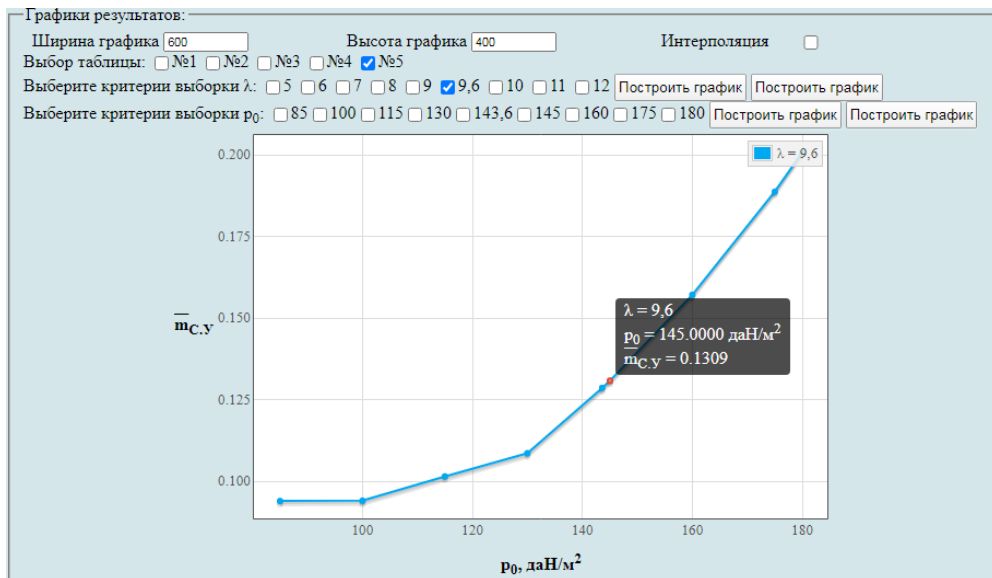


Рисунок Г.67 – Побудова графічної залежності впливу питомого навантаження на крило ρ на величину відносної маси силової установки

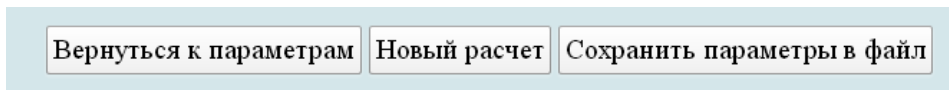


Рисунок Г.68 – Меню для виконання п.п Г.7.2.4

Г.8 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу палива

У вікні **Автоматизированный расчет характеристик самолета** вибрати підкатегорію **Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении**. Відкриється перелік (рисунок Г.69), у якому активувати **Исследование влияния параметров самолета на относительную массу топлива**.

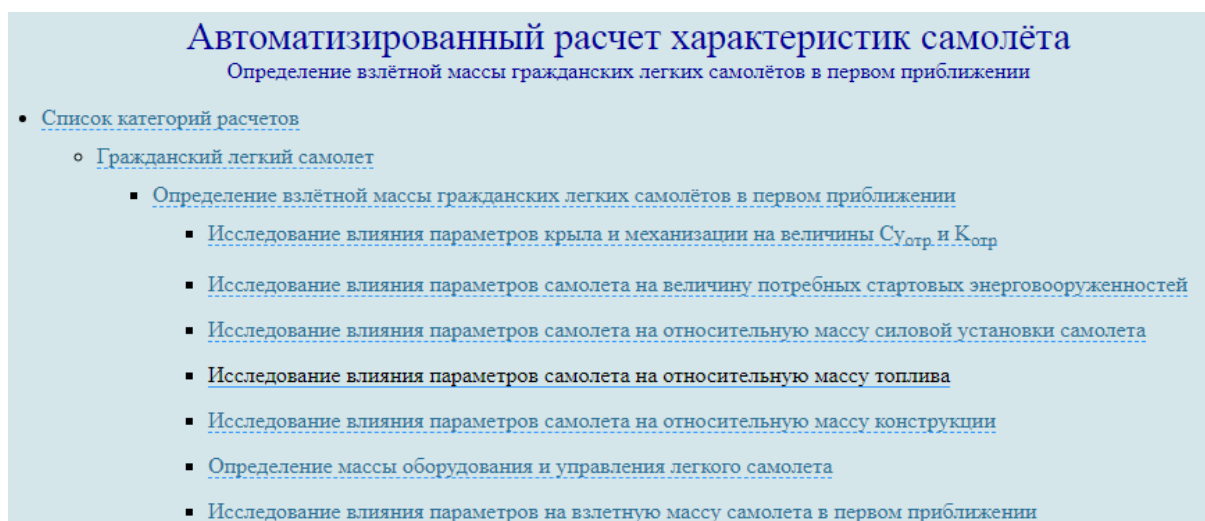


Рисунок Г.69 – Список підкатегорії **Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении** і вибір **Исследование влияния параметров самолета на относительную массу топлива**

Г.8.1 Порядок задавання параметрів для дослідження впливу параметрів літака на відносну масу палива

Г.8.1.1 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.70):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

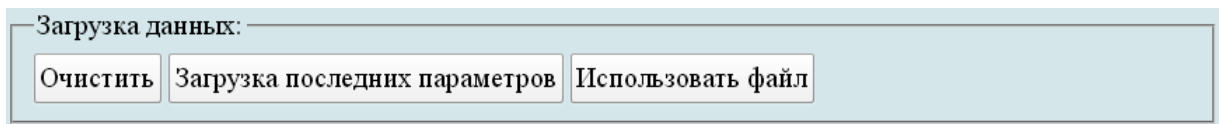


Рисунок Г.70 – Завантаження даних

Г.8.1.2 У полі **Исходные параметры** ввести підготовлені параметри із таблиці Г.10 «Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу палива» (якщо розрахунок виконується вперше, то вхідні дані потрібно вводити вручну). При підведенні курсора на знак [?], розташований біля кожного параметра буде показана підказка про назву величини (рисунок Г.71).

Исходные параметры:					
$\bar{c}_{ср}$, %:	[?] 10.6	λ :	[?] 9.6	η :	[?] 2.25
$\chi_{п.к}$, град.:	[?] 3	\bar{l}_3 :	[?] 0.581	\bar{b}_3 :	[?] 0.271
\bar{b}_3 , табл.:	[?] 0.3	$\delta_{з.взл}$, град.:	[?] 20	$\delta_{з.взл}$, табл., град.:	[?] 40
k_3 :	[?] 0.18	$\bar{l}_{пр}$:	[?] 0.656	$k_{пр}$:	[?] 0.13
$\Delta \bar{C}_y$ мех.:	[?] 1.18	$\alpha_{отр}$, град.:	[?] 8	$M_{отр}$:	[?] 0.104
$d_{ф}$, м:	[?] 1.58	$\lambda_{ф}$:	[?] 5.69	$K_{мид}$, даН/м ² :	[?] 975
$k_{винт}$:	[?] 0.9	$k_{оп}$:	[?] 1.41	$m_{ц.н}$, кг:	[?] 600
$\bar{l}_{щел}$:	[?] 1.042	$K_{отд}$:	[?] 0.22	\bar{h} :	[?] 1.34
$\bar{l}_{кр}$:	[?] 5.79	$n_{дв}$, шт.:	[?] 2	$d_{винт}$, м:	[?] 1.9
$N_{0 дв}$, кВт:	[?] 317.52	l , м:	[?] 11.94	ρ_0 , даН/м ² :	[?] 143.6
L_p , м:	[?] 200	ξ_v :	[?] 1	$\xi_{Н взл}$:	[?] 1
$\xi_{др. взл}$:	[?] 1	$\xi_{Нкр}$:	[?] 1	$\xi_{др.кр}$:	[?] 0.85
$f_{тр}$:	[?] 0.03	$\xi_{вз}$:	[?] 0.96	$\eta_{в.отр}$:	[?] 0.523
$\eta_{в.наб}$:	[?] 0.596	V_y , м/с:	[?] 8.2	$\eta_{в.крейс}$:	[?] 0.8
$M_{кр}$:	[?] 0.3	$N_{кр}$, км:	[?] 3.5	$M_{наб}$:	[?] 0.125
ρ_H , кг/м ³ :	[?] 0.86	$V_{кр}$, км/ч:	[?] 350	$tg\Theta_3$:	[?] 0.02
$L_{об.ВПП}$, м:	[?] 300	m_0^0 , кг:	[?] 2683	$\gamma_{дв}$, даН/кВт:	[?] 0.292
C_e , кг/(кВт*ч):	[?] 0.285	$\tau_{н.з}$, ч.:	[?] 0.75	$m_T пр.$:	[?] 0.006
L , км:	[?] 1500				

Рисунок Г.71 – Вхідні дані в програмі для дослідження впливу параметрів літака на відносну масу палива

Г.8.1.3 У полі **Параметры для циклических вычислений** із випадаючого меню **Исследуемый параметр № 1** і вибрати необхідний параметр, наприклад, подовження крила (рисунок Г.72, а), задати початкове та кінцеве значення та крок змін (рисунок Г.72, б). Далі із випадаючого меню **Исследуемый параметр № 2** зазвичай вибирають питоме навантаження на крило (рисунок Г.72, в), задати початкове та кінцеве значення та крок змін (рисунок Г.72, г). Досліджувані діапазони призначає проектувальник.

$\bar{b}_{з. табл.}$	[?]	0.3	Параметр не используется
$\delta_{з.взл. табл.}$ град.:	[?]	40	срр - Средняя относительная толщина профиля крыла
$\bar{l}_{пр.}$	[?]	0.6	λ - Удлинение крыла
$\Delta C_{у мех.}$	[?]	1.1	η - Сужение крыла
$M_{отр.}$	[?]	0.1	$\chi_{п.к.}$ - Стреловидность крыла по передней кромке
$\lambda_{ф.}$	[?]	5.6	$l_{з.}$ - Относительный размах закрылка
$k_{инт.}$	[?]	0.9	$b_{з.}$ - Относительная хорда закрылка
$m_{ц.н.}$ кг:	[?]	60	$b_{з. табл.}$ - Относительная хорда закрылка (табл.)
$K_{отд.}$	[?]	0.2	$\delta_{з.взл. табл.}$ - Угол отклонения закрылка при взлете
$\bar{l}_{кр.}$	[?]	5.6	$\delta_{з.взл. табл.}$ - Угол отклонения закрылка при взлете (табл.)
$d_{винт.}$ м:	[?]	1.9	$k_{з.}$ - Коэффициент качества закрылка
$l, м:$	[?]	11	$l_{пр.}$ - Относительный размах предкрылка
Параметры для циклических			$k_{пр.}$ - Коэффициент качества предкрылка
Исследуемый параметр №1:			$\Delta C_{у мех.}$ - Прирост $C_{у}$ от механизации
			$\alpha_{отр.}$ - Угол атаки при отрыве
			$M_{отр.}$ - Число M отрыва
			$d_{ф.}$ - Диаметр фюзеляжа
			$\lambda_{ф.}$ - Удлинение фюзеляжа
			$K_{мид.}$ - Нагрузка на мидель
			$k_{инт.}$ - Коэффициент интерференции
			$k_{оп.}$ - Коэффициент оперения
			$m_{ц.н.}$ - Масса целевой коммерческой нагрузки
Исследуемый параметр №1:			Параметр не используется

а

Исследуемый параметр №1:	λ - Удлинение крыла
Начальное значение:	[?] 5
Шаг изменения:	[?] 1
Конечное значение:	[?] 12

б

$m_{ц.н.}$ кг:	[?]	60	$\lambda_{ф.}$ - Удлинение фюзеляжа
$K_{отд.}$	[?]	0.2	$K_{мид.}$ - Нагрузка на мидель
$\bar{l}_{кр.}$	[?]	5.6	$k_{инт.}$ - Коэффициент интерференции
$d_{винт.}$ м:	[?]	1.9	$k_{оп.}$ - Коэффициент оперения
$l, м:$	[?]	11	$m_{ц.н.}$ - Масса целевой коммерческой нагрузки
Параметры для циклических			$l_{щел.}$ - Относительная длина щелей
Исследуемый параметр №1:			$K_{отд.}$ - Коэффициент полезной отдачи
Начальное значение:			h - Относительная высота расположения средней аэродинамической хорды
Шаг изменения:			$l_{кр.}$ - Относительный размах крыла
Исследуемый параметр №2:			$n_{дв.}$ - Количество двигателей, установленных на самолете
			$d_{винт.}$ - Диаметр винта
			$N_{0 дв.}$ - Мощность одного двигателя
			l - Размах крыла
			ρ_0 - Удельная нагрузка на крыло
			Параметр не используется

в

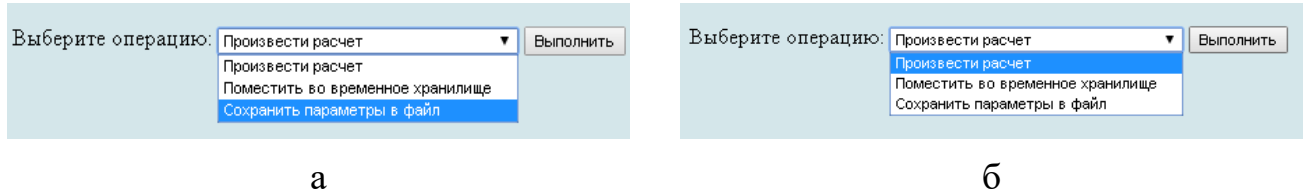
Начальное значение:	[?] 85	Конечное значение:	[?] 180
Шаг изменения:	[?] 15		

г

а – вибір досліджуваного параметра № 1; б – призначений досліджуваний діапазон параметра № 1; в – вибір досліджуваного параметра № 2; г – призначений досліджуваний діапазон параметра № 2

Рисунок Г.72 – Параметры для циклических обчислень

Г.8.1.4 У полі **Выберите операцию** із випадваючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та нажати **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадваючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та нажати **Выполнить** (рисунок Г.73).



а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.73 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.8.2 Порядок отримання результатів дослідження впливу параметрів літака на відносну масу палива

Г.8.2.1 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.74, а), для більш детальної інформації про вихідні дані та результати розрахунку можна відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.74, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.

Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении

Исследование влияния параметров самолета на относительную массу топлива

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$\bar{c}_{ср} = 10.6\%$; $\lambda = 9.6$; $\eta = 2.25$; $\chi_{п.к} = 3$ град.; $\bar{l}_3 = 0.581$; $\bar{b}_3 = 0.271$; $\bar{b}_{3, табл} = 0.3$; $\delta_{з.взл} = 20$ град.;
 $\delta_{з.взл, табл} = 40$ град.; $k_3 = 0.18$; $\bar{l}_{пр} = 0.656$; $k_{пр} = 0.13$; $\Delta \bar{C}_{у мех} = 1.18$; $\alpha_{отр} = 8$ град.; $M_{отр} = 0.104$; $d_{ф} = 1.58$ м;
 $\lambda_{ф} = 5.69$; $K_{мид} = 975$ даН/м²; $k_{инт} = 0.9$; $k_{оп} = 1.41$; $m_{ц.н} = 600$ кг; $\bar{l}_{щел} = 1.042$; $K_{отд} = 0.22$; $\bar{h} = 1.34$; $\bar{l}_{кр} = 5.79$;
 $n_{дв} = 2$ шт; $d_{винт} = 1.9$ м; $N_{0 дв} = 317.52$ кВт; $l = 11.94$ м; $p_0 = 143.6$ даН/м²; $L_p = 200$ м; $\xi_V = 1$; $\xi_{Н взл} = 1$;
 $\xi_{др. взл} = 1$; $\xi_{Нкр} = 1$; $\xi_{др.кр} = 0.85$; $f_{тр} = 0.03$; $\xi_{вз} = 0.98$; $\eta_{в.отр} = 0.523$; $\eta_{в.наб} = 0.596$; $V_y = 8.2$ м/с; $\eta_{в.крейс} = 0.8$;
 $M_{кр} = 0.3$; $H_{кр} = 3.5$ км; $M_{наб} = 0.125$; $\rho_H = 0.86$ кг/м³; $V_{кр} = 350$ км/ч; $tg\Theta_3 = 0.02$; $L_{сб.ВПШ} = 300$ м;
 $m_0^0 = 2683$ кг; $\gamma_{дв} = 0.292$ даН/кВт; $C_e = 0.285$ кг/(кВт*ч); $\tau_{н.з} = 0.75$ ч.; $m_{Т пр.} = 0.006$; $L = 1500$ км.

а

а – короткий список

Рисунок Г.74 – Вхідні дані, які використовуються

Исследование влияния параметров самолета на относительную массу топлива

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

Средняя относительная толщина профиля крыла $\bar{c}_{cp} = 10.6\%$; Удлинение крыла $\lambda = 9.6$; Сужение крыла $\eta = 2.25$;
 Стреловидность крыла по передней кромке $\gamma_{п.к} = 3$ град.; Относительный размах закрылка $\bar{l}_3 = 0.581$;
 Относительная хорда закрылка $\bar{b}_3 = 0.271$; Относительная хорда закрылка (табл.) $\bar{b}_{3, табл} = 0.3$;
 Угол отклонения закрылка при взлете $\delta_{з,взл} = 20$ град.; Угол отклонения закрылка при взлете (табл.) $\delta_{з,взл, табл} = 40$ град.;
 Коэффициент качества закрылка $k_3 = 0.18$; Относительный размах предкрылка $\bar{l}_{пр} = 0.656$;
 Коэффициент качества предкрылка $k_{пр} = 0.13$; Прирост C_y от механизации $\Delta \bar{C}_{y мех} = 1.18$; Угол атаки при отрыве $\alpha_{отр} = 8$ град.;
 Число М отрыва $M_{отр} = 0.104$; Диаметр фюзеляжа $d_{ф} = 1.58$ м; Удлинение фюзеляжа $\lambda_{ф} = 5.69$;
 Нагрузка на мидель $K_{мид} = 975$ даН/м²; Коэффициент интерференции $k_{инт} = 0.9$; Коэффициент оперения $k_{оп} = 1.41$;
 Масса целевой коммерческой нагрузки $m_{ц.н} = 600$ кг; Относительная длина щелей $\bar{l}_{щел} = 1.042$;
 Коэффициент полезной отдачи $K_{отд} = 0.22$; Относительная высота расположения средней аэродинамической хорды $\bar{h} = 1.34$;
 Относительный размах крыла $\bar{l}_{кр} = 5.79$; Количество двигателей, установленных на самолете $n_{дв} = 2$ шт; Диаметр винта $d_{винт} = 1.9$ м;
 Мощность одного двигателя $N_{0 дв} = 317.52$ кВт; Размах крыла $l = 11.94$ м; Удельная нагрузка на крыло $p_0 = 143.6$ даН/м²;
 Длина разбега $L_p = 200$ м; Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от скорости $\xi_v = 1$;
 Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от высоты полета (для взлетного режима) $\xi_{Н взл} = 1$;
 Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя (для взлетного режима) $\xi_{др, взл} = 1$;
 Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от высоты полета (для крейсерского режима) $\xi_{Н кр} = 1$;
 Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя (для крейсерского режима) $\xi_{др, кр} = 0.85$;
 Коэффициент трения колес о поверхность ВПП при взлете $f_{тр} = 0.03$;
 Коэффициент, учитывающий уменьшение мощности за счет потерь скоростного напора в воздухозаборниках $\xi_{вз} = 0.98$;
 КПД винта при отрыве $\eta_{в,отр} = 0.523$; КПД винта при наборе высоты $\eta_{в,наб} = 0.596$; Скороподъемность у земли $V_y = 8.2$ м/с;
 КПД винта крейсерский $\eta_{в,крейс} = 0.8$; Число Маха крейсерское $M_{кр} = 0.3$; Крейсерская высота полета $H_{кр} = 3.5$ км;
 Число Маха при наборе высоты $M_{наб} = 0.125$; Плотность воздуха на высоте крейсерского полета $\rho_H = 0.86$ кг/м³;
 Крейсерская скорость $V_{кр} = 350$ км/ч; Градиент набора высоты на третьем этапе взлета с одним отказавшим двигателем (tg Θ) $tg\Theta_3 = 0.02$;
 Сбалансированная длина ВПП $L_{сб.ВПП} = 300$ м; Взлётная масса самолёта в нулевом приближении $m_0^0 = 2683$ кг;
 Удельный вес двигателя $\gamma_{дв} = 0.292$ даН/кВт; Удельный расход топлива на крейсерском режиме полета $C_e = 0.285$ кг/(кВт*ч);
 Расчетное время для выработки навигационного запаса топлива $\tau_{н.з} = 0.75$ ч.;
 Относительная масса топлива на опробование двигателей, маневрирование по аэродрому и несливаемый остаток $m_{Г пр.} = 0.006$;
 Расчетная дальность полета $L = 1500$ км.

б

б – детальный список

Рисунок Г.74, аркуш 2

Г.8.2.2 У полі **Результаты расчета** в таблиці № 5 наведено величини відносної маси палива (рисунок Г.75).

Таблица №5:

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
$p_0, \text{ даН/м}^2$	$\bar{m}_Г$								
85.0	0,1647	0,1523	0,1429	0,1354	0,1294	0,1262	0,1243	0,12	0,1162
100.0	0,1755	0,1618	0,1514	0,1432	0,1366	0,1331	0,131	0,1263	0,1222
115.0	0,1857	0,1707	0,1594	0,1505	0,1433	0,1396	0,1373	0,1322	0,1278
130.0	0,1953	0,1792	0,1669	0,1574	0,1497	0,1457	0,1433	0,1378	0,1331
143.6	0,2037	0,1865	0,1735	0,1634	0,1553	0,151	0,1485	0,1427	0,1377
145.0	0,2045	0,1872	0,1742	0,164	0,1558	0,1516	0,149	0,1432	0,1382
160.0	0,2133	0,195	0,1811	0,1704	0,1617	0,1572	0,1545	0,1483	0,1431
175.0	0,2218	0,2024	0,1878	0,1765	0,1673	0,1626	0,1597	0,1533	0,1478
180.0	0,2246	0,2049	0,19	0,1784	0,1692	0,1644	0,1614	0,1549	0,1493

Рисунок Г.75 – Результуючі значення відносної маси палива

Г.8.2.3 У полі **Графики результатов** задати ширину і висоту графіків. Зі списку в меню **Выбор таблицы** вибрати номер таблиці № 5, задати **Критерий выборки** λ натиснувши лівою кнопкою миші на квадрат зліва від необхідної величини подовження (тому що цей параметр було обрано як досліджуваний) і активувати першу кнопку **Построить график** (рисунок Г.76).

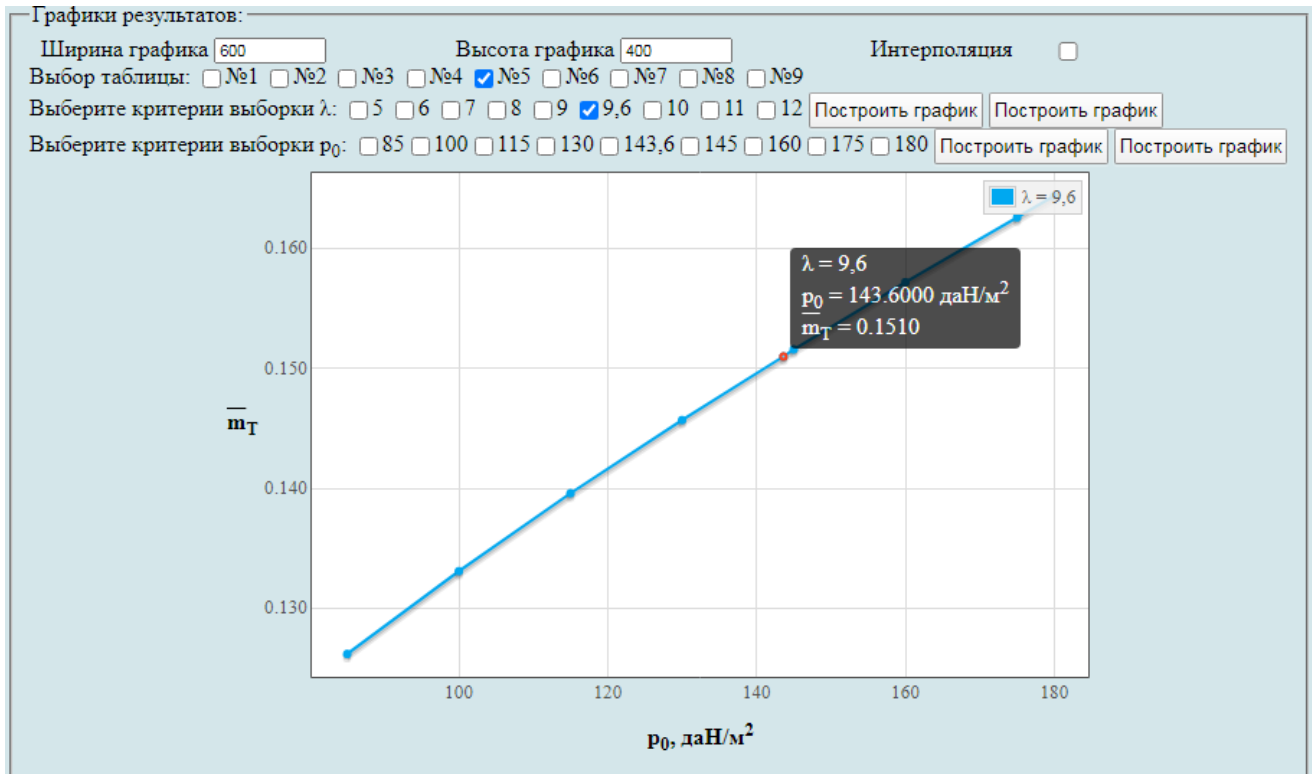


Рисунок Г.76 – Побудова графічної залежності впливу питомого навантаження на крило ρ на величину відносної маси палива

Г.8.2.4 У разі необхідності можна замінити одне або кілька значень у вихідних даних або в параметрах циклічних обчислень. Для цього слід натиснути **Вернуться к параметрам**, повернутися до параметрів, виправити і повторити п.п Г.8.1.2 – Г.8.2.3. За допомогою команди **Новый расчет** система обнулить всі виконані процедури, щоб продовжити розрахунок необхідно виконати п. Г.8.1 – Г.8.2.3. Якщо не було проведено збереження параметрів у файл або необхідно повторно збереження слід натиснути **Сохранить параметры в файл**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads** (рисунок Г.77).

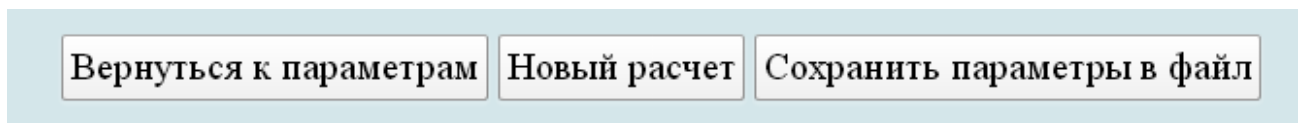


Рисунок Г.77 – Меню для виконання п.п Г.8.2.4

Г.9 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції

У вікні **Автоматизированный расчет характеристик самолета** вибрати підкатегорію **Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении**. Відкриється перелік (рисунок Г.78), у якому активувати **Исследование влияния параметров самолета на относительную массу конструкции**.



Рисунок Г.78 – Список підкатегорії **Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении** і вибір **Исследование влияния параметров самолета на относительную массу конструкции**

Г.9.1 Порядок задавання параметрів для дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції

Г.9.1.1 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.79):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

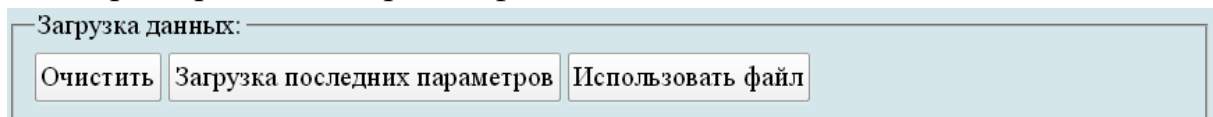


Рисунок Г.79 – Завантаження даних

Г.9.1.2 У полі **Исходные параметры** ввести підготовлені параметри із таблиці Г.11 «Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції» (якщо розрахунок виконується вперше, то вхідні дані потрібно вводити вручну). При підведенні курсора на знак [?], розташований біля кожного параметра буде показана підказка про назву величини (рисунок Г.80).

Исходные параметры:					
$\bar{c}_{ср}$, %:	[?] 10.6	λ :	[?] 9.6	η :	[?] 2.25
$\chi_{п.к.}$, град.:	[?] 3	\bar{l}_q :	[?] 0.581	\bar{b}_z :	[?] 0.271
\bar{b}_z , табл.:	[?] 0.3	$\delta_{з.взл.}$, град.:	[?] 20	$\delta_{з.взл.}$, табл., град.:	[?] 40
k_z :	[?] 0.18	$\bar{l}_{пр}$:	[?] 0.656	$k_{пр}$:	[?] 0.13
$\Delta C_{у мех.}$:	[?] 1.18	$\alpha_{отр.}$, град.:	[?] 8	$M_{отр.}$:	[?] 0.104
$d_{ф.}$, м:	[?] 1.58	$\lambda_{ф.}$:	[?] 5.69	$K_{мид.}$, даН/м ² :	[?] 975
$k_{инт.}$:	[?] 0.9	$k_{оп.}$:	[?] 1.41	$m_{ц.н.}$, кг:	[?] 600
$\bar{l}_{шел.}$:	[?] 1.042	$K_{отд.}$:	[?] 0.22	h :	[?] 1.34
$\bar{l}_{кр.}$:	[?] 5.79	$n_{дв.}$, шт.:	[?] 2	$d_{винт.}$, м:	[?] 1.9
$N_{0 дв.}$, кВт:	[?] 317.52	l , м:	[?] 11.94	ρ_0 , даН/м ² :	[?] 143.6
L_p , м:	[?] 200	ξ_V :	[?] 1	ξ_H взл.:	[?] 1
$\xi_{др. взл.}$:	[?] 1	$\xi_{Нкр.}$:	[?] 1	$\xi_{др.кр.}$:	[?] 0.85
$f_{тр.}$:	[?] 0.03	$\xi_{вз.}$:	[?] 0.98	$\eta_{в.отр.}$:	[?] 0.523
$\eta_{в.наб.}$:	[?] 0.596	V_y , м/с:	[?] 8.2	$\eta_{в.крейс.}$:	[?] 0.8
$M_{кр.}$:	[?] 0.3	$N_{кр.}$, км:	[?] 3.5	$M_{наб.}$:	[?] 0.125
ρ_H , кг/м ³ :	[?] 0.86	$V_{кр.}$, км/ч:	[?] 350	$tg\Theta_3$:	[?] 0.02
$L_{сб.ВПП.}$, м:	[?] 300	m^0_0 , кг:	[?] 2683	$\gamma_{дв.}$, даН/кВт:	[?] 0.292
C_e , кг/(кВт*ч):	[?] 0.285	$\tau_{н.з.}$, ч.:	[?] 0.75	m_T пр.:	[?] 0.006
L , км:	[?] 1500	$m_{ц.н.}$, кг:	[?] 600	m_0 , кг:	[?] 2683
\bar{c}_0 , %:	[?] 12	\bar{c}_k , %:	[?] 9	Тип оперения:	[?] 0
$k_{мат оп.}$:	[?] 0.95	$k_{ст.}$:	[?] 1	$k_{креп.}$:	[?] 1
$k_{обт.}$:	[?] 1.2	$k_{рес.}$:	[?] 1	$k_{пан.}$:	[?] 1
$k_{мат.}$:	[?] 0.95	Расположение двигателя:	[?] 0	$k_{раз.}$:	[?] 0.97
$k_{мех.}$:	[?] 1.3	$k_{бак.}$:	[?] 1	$k_{ш.}$:	[?] 0
$k_{шу.}$:	[?] 0.004	$k_{шф.}$:	[?] 0.01	k_6 :	[?] 0.003
$\bar{S}_{Г.О.}$:	[?] 0.26	$\bar{S}_{В.О.}$:	[?] 0.15		

Рисунок Г.80 – Вхідні дані в програмі для дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції

Г.9.1.3 У полі **Параметры для циклических вычислений** із випадаючого меню **Исследуемый параметр № 1** і вибрати необхідний параметр, наприклад, подовження крила (рисунок Г.81, а), задати початкове та кінцеве значення та крок змін (рисунок Г.81, б). Далі із випадаючого меню **Исследуемый параметр № 2** зазвичай вибирають пито́ме навантаження на крило (рисунок Г.81, в), задати початкове та кінцеве значення та крок змін (рисунок Г.81, г). Досліджувані діапазони призначає проектувальник.

$\delta_{з.взл.}$, табл., град.:	[?] 40	$\bar{c}_{ср}$ - Средняя относительная толщина профиля крыла
$\bar{l}_{пр}$:	[?] 0.4	λ - Удлинение крыла
$\Delta C_{у мех.}$:	[?] 1.1	η - Сужение крыла
$M_{отр.}$:	[?] 0.1	$\chi_{п.к.}$ - Стреловидность крыла по передней кромке
$\lambda_{ф.}$:	[?] 5.6	l_z - Относительный размах закрылка
$k_{инт.}$:	[?] 0.9	b_z - Относительная хорда закрылка
$m_{ц.н.}$, кг:	[?] 600	b_z , табл. - Относительная хорда закрылка (табл.)
$K_{отд.}$:	[?] 0.2	$\delta_{з.взл.}$ - Угол отклонения закрылка при взлете
$\bar{l}_{кр.}$:	[?] 5.7	$\delta_{з.взл.}$, табл. - Угол отклонения закрылка при взлете (табл.)
$d_{винт.}$, м:	[?] 1.9	k_z - Коэффициент качества закрылка
l , м:	[?] 11	$l_{пр}$ - Относительный размах предкрылка
Параметры для циклических		
Исследуемый параметр №1: Параметр не используется		

а

а – вибір досліджуваного параметра № 1

Рисунок Г.81 – Параметри для циклічних обчислень

Исследуемый параметр №1:	<input type="text" value="λ - Удлинение крыла"/>
Начальное значение: [?]	<input type="text" value="5"/>
Шаг изменения: [?]	<input type="text" value="1"/>
Конечное значение: [?]	<input type="text" value="12"/>

б

$m_{отр}$:	[?]	0.1	кпр - Коэффициент качества предкрылка
$\lambda_{ф}$:	[?]	5.6	ΔC_{y} мех - Прирост C_{y} от механизации
$k_{инт}$:	[?]	0.9	$\alpha_{отр}$ - Угол атаки при отрыве
$m_{ц.н}$, кг:	[?]	60	Мотр - Число М отрыва
$K_{отд}$:	[?]	0.2	dф - Диаметр фюзеляжа
$l_{кр}$:	[?]	5.6	$\lambda_{ф}$ - Удлинение фюзеляжа
$d_{винт}$, м:	[?]	1.9	Кмид - Нагрузка на мидель
l , м:	[?]	11	конт - Коэффициент интерференции
Параметры для циклических			
Исследуемый параметр №1:	[?]	5	коп - Коэффициент оперения
Начальное значение: [?]	[?]	1	тц.н - Масса целевой коммерческой нагрузки
Шаг изменения: [?]	[?]	1	лщел - Относительная длина щелей
Исследуемый параметр №2:	Параметр не используется		

в

Начальное значение: [?]	<input type="text" value="85"/>	Конечное значение: [?]	<input type="text" value="180"/>
Шаг изменения: [?]	<input type="text" value="15"/>		

г

б – призначений досліджуваний діапазон параметра № 1; в – вибір досліджуваного параметра № 2; г – призначений досліджуваний діапазон параметра № 2

Рисунок Г.81, аркуш 2

Г.9.1.4 У полі **Выберите операцию** із випадваючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та нажати **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадваючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та нажати **Выполнить** (рисунок Г.82).

Выберите операцию:	<input type="text" value="Произвести расчет"/>	Выполнить
	<ul style="list-style-type: none"> Произвести расчет Поместить во временное хранилище Сохранить параметры в файл 	

а

Выберите операцию:	<input type="text" value="Произвести расчет"/>	Выполнить
	<ul style="list-style-type: none"> Произвести расчет Поместить во временное хранилище Сохранить параметры в файл 	

б

а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.82 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.9.2 Порядок отримання результатів дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції

Г.9.2.1 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.83, а), для більш детальної інформації про вихідні дані та результати розрахунку можна відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.83, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.

Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении
Исследование влияния параметров самолета на относительную массу конструкции

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$\bar{c}_{cp} = 10.6\%$; $\lambda = 9.6$; $\eta = 2.25$; $\chi_{п.к} = 3$ град.; $\bar{l}_3 = 0.581$; $\bar{b}_3 = 0.271$; $\bar{b}_{3,табл} = 0.3$; $\delta_{з.взл} = 20$ град.; $\delta_{з.взл,табл} = 40$ град.;
 $k_3 = 0.18$; $\bar{l}_{пр} = 0.656$; $k_{пр} = 0.13$; $\Delta\bar{C}_{у,мех} = 1.18$; $\alpha_{отр} = 8$ град.; $M_{отр} = 0.104$; $d_{ф} = 1.58$ м; $\lambda_{ф} = 5.69$; $K_{мид} = 975$ даН/м²;
 $k_{инт} = 0.9$; $k_{оп} = 1.41$; $m_{ц.н} = 600$ кг; $\bar{l}_{шел} = 1.042$; $K_{отд} = 0.22$; $\bar{h} = 1.34$; $\bar{l}_{кр} = 5.79$; $n_{дв} = 2$ шт; $d_{винт} = 1.9$ м;
 $N_{0,дв} = 317.52$ кВт; $l = 11.94$ м; $\rho_0 = 143.6$ даН/м²; $L_p = 200$ м; $\zeta_V = 1$; $\zeta_{Н,взл} = 1$; $\zeta_{др,взл} = 1$; $\zeta_{Нкр} = 1$; $\zeta_{др,кр} = 0.85$;
 $f_{тр} = 0.03$; $\zeta_{вз} = 0.98$; $\eta_{в,отр} = 0.523$; $\eta_{в,наб} = 0.596$; $V_y = 8.2$ м/с; $\eta_{в,крейс} = 0.8$; $M_{кр} = 0.3$; $H_{кр} = 3.5$ км; $M_{наб} = 0.125$;
 $\rho_H = 0.86$ кг/м³; $V_{кр} = 350$ км/ч; $tg\Theta_3 = 0.02$; $L_{сб.ВПП} = 300$ м; $m_0^0 = 2683$ кг; $\gamma_{дв} = 0.292$ даН/кВт; $C_e = 0.285$ кг/(кВт*ч);
 $\tau_{н.з} = 0.75$ ч.; $m_{Г,пр} = 0.006$; $L = 1500$ км; $m_{ц.н} = 600$ кг; $m_0^1 = 2863$ кг; $\bar{c}_0 = 12\%$; $\bar{c}_k = 9\%$; Тип оперения = 0;
 $k_{мат,оп} = 0.95$; $k_{ст} = 1$; $k_{креп} = 1$; $k_{обт} = 1.2$; $k_{рес} = 1$; $k_{пан} = 1$; $k_{мат} = 0.95$; Расположение двигателя = 0; $k_{раз} = 0.97$;
 $k_{мех} = 1.3$; $k_{бак} = 1$; $k_{ш} = 0$; $k_{шу} = 0.004$; $k_{шф} = 0.01$; $k_6 = 0.003$; $\bar{S}_{Г,О} = 0.26$; $\bar{S}_{В,О} = 0.15$.

а

Исследование влияния параметров самолета на относительную массу конструкции

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

Средняя относительная толщина профиля крыла $\bar{c}_{cp} = 10.6\%$; Удлинение крыла $\lambda = 9.6$; Сужение крыла $\eta = 2.25$;
Стреловидность крыла по передней кромке $\chi_{п.к} = 3$ град.; Относительный размах закрылка $\bar{l}_3 = 0.581$; Относительная хорда закрылка $\bar{b}_3 = 0.271$;
Относительная хорда закрылка (табл.) $\bar{b}_{3,табл} = 0.3$; Угол отклонения закрылка при взлете $\delta_{з.взл} = 20$ град.;
Угол отклонения закрылка при взлете (табл.) $\delta_{з.взл,табл} = 40$ град.; Коэффициент качества закрылка $k_3 = 0.18$; Относительный размах предкрылка $\bar{l}_{пр} = 0.656$;
Коэффициент качества предкрылка $k_{пр} = 0.13$; Прирост C_u от механизации $\Delta\bar{C}_{у,мех} = 1.18$; Угол атаки при отрыве $\alpha_{отр} = 8$ град.; Число M отрыва $M_{отр} = 0.104$;
Диаметр фюзеляжа $d_{ф} = 1.58$ м; Удлинение фюзеляжа $\lambda_{ф} = 5.69$; Нагрузка на мидель $K_{мид} = 975$ даН/м²; Коэффициент интерференции $k_{инт} = 0.9$;
Коэффициент оперения $k_{оп} = 1.41$; Масса целевой коммерческой нагрузки $m_{ц.н} = 600$ кг; Относительная длина шелей $\bar{l}_{шел} = 1.042$;
Коэффициент полезной отдачи $K_{отд} = 0.22$; Относительная высота расположения средней аэродинамической хорды $\bar{h} = 1.34$; Относительный размах крыла $\bar{l}_{кр} = 5.79$;
Количество двигателей, установленных на самолете $n_{дв} = 2$ шт; Диаметр винта $d_{винт} = 1.9$ м; Мощность одного двигателя $N_{0,дв} = 317.52$ кВт; Размах крыла $l = 11.94$ м;
Удельная нагрузка на крыло $\rho_0 = 143.6$ даН/м²; Длина разбега $L_p = 200$ м; Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от скорости $\zeta_V = 1$;
Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от высоты полета (для взлетного режима) $\zeta_{Н,взл} = 1$;
Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя (для взлетного режима) $\zeta_{др,взл} = 1$;
Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от высоты полета (для крейсерского режима) $\zeta_{Нкр} = 1$;
Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя (для крейсерского режима) $\zeta_{др,кр} = 0.85$; Коэффициент трения колес о поверхность ВПП при взлете $f_{тр} = 0.03$;
Коэффициент, учитывающий уменьшение мощности за счет потерь скоростного напора в воздухозаборниках $\zeta_{вз} = 0.98$; КПД винта при отрыве $\eta_{в,отр} = 0.523$;
КПД винта при наборе высоты $\eta_{в,наб} = 0.596$; Скороподъемность у земли $V_y = 8.2$ м/с; КПД винта крейсерский $\eta_{в,крейс} = 0.8$; Число Маха крейсерское $M_{кр} = 0.3$;
Крейсерская высота полета $H_{кр} = 3.5$ км; Число Маха при наборе высоты $M_{наб} = 0.125$; Плотность воздуха на высоте крейсерского полета $\rho_H = 0.86$ кг/м³;
Крейсерская скорость $V_{кр} = 350$ км/ч; Градиент набора высоты на третьем этапе взлета с одним отказавшим двигателем ($tg\Theta_3$) $tg\Theta_3 = 0.02$;
Сбалансированная длина ВПП $L_{сб.ВПП} = 300$ м; Взлётная масса самолёта в нулевом приближении $m_0^0 = 2683$ кг; Удельный вес двигателя $\gamma_{дв} = 0.292$ даН/кВт;
Удельный расход топлива на крейсерском режиме полета $C_e = 0.285$ кг/(кВт*ч); Расчетное время для выработки навигационного запаса топлива $\tau_{н.з} = 0.75$ ч.;
Относительная масса топлива на опробование двигателей, маневрирование по аэродрому и несливаемый остаток $m_{Г,пр} = 0.006$; Расчетная дальность полета $L = 1500$ км;
Масса целевой коммерческой нагрузки $m_{ц.н} = 600$ кг; Взлётная масса самолета в первом приближении $m_0^1 = 2863$ кг;
Относительная толщина профиля крыла в корневом сечении $\bar{c}_0 = 12\%$; Относительная толщина профиля крыла в концевом сечении $\bar{c}_k = 9\%$;
Тип оперения **Тип оперения** = 0; Коэффициент материала оперения $k_{мат,оп} = 0.95$; Коэффициент, зависящий от количества главных стоек шасси $k_{ст} = 1$;
Коэффициент, зависящий от крепежа $k_{креп} = 1$; коэффициент, зависящий от типа обтекателя $k_{обт} = 1.2$; Коэффициент ресурса крыла $k_{рес} = 1$;
Коэффициент, зависящий от типа панелей $k_{пан} = 1$; Коэффициент материала $k_{мат} = 0.95$; Расположение двигателя **Расположение двигателя** = 0;
Коэффициент разьема $k_{раз} = 0.97$; Коэффициент механизации $k_{мех} = 1.3$; Коэффициент, зависящий от типа топливного бака $k_{бак} = 1$;
Коэффициент, зависящий от количества прикрепленных стоек шасси к крылу $k_{ш} = 0$; Коэффициент, зависящий от места уборки стоек шасси $k_{шу} = 0.004$;
Коэффициент, зависящий от расположения стоек шасси $k_{шф} = 0.01$; Коэффициент, зависящий от способа транспортировки багажа $k_6 = 0.003$;
Относительная площадь горизонтального оперения $\bar{S}_{Г,О} = 0.26$; Относительная площадь вертикального оперения $\bar{S}_{В,О} = 0.15$.

б

а – короткий список; б – детальный список

Рисунок Г.83 – Вхідні дані, які використовуються

Г.9.2.2 У полі **Результаты расчета** в таблицях № 1 – 5 наведено величини відносної маси конструкції, крила, фюзеляжу (рисунок Г.84).

Таблица №5:

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
ρ_0 , даН/м ²	\bar{m}_T								
85.0	0,1647	0,1523	0,1429	0,1354	0,1294	0,1262	0,1243	0,12	0,1162
100.0	0,1755	0,1618	0,1514	0,1432	0,1366	0,1331	0,131	0,1263	0,1222
115.0	0,1857	0,1707	0,1594	0,1505	0,1433	0,1396	0,1373	0,1322	0,1278
130.0	0,1953	0,1792	0,1669	0,1574	0,1497	0,1457	0,1433	0,1378	0,1331
143.6	0,2037	0,1865	0,1735	0,1634	0,1553	0,151	0,1485	0,1427	0,1377
145.0	0,2045	0,1872	0,1742	0,164	0,1558	0,1516	0,149	0,1432	0,1382
160.0	0,2133	0,195	0,1811	0,1704	0,1617	0,1572	0,1545	0,1483	0,1431
175.0	0,2218	0,2024	0,1878	0,1765	0,1673	0,1626	0,1597	0,1533	0,1478
180.0	0,2246	0,2049	0,19	0,1784	0,1692	0,1644	0,1614	0,1549	0,1493

Рисунок Г.84 – Результуючі значення відносної маси конструкції

Г.9.2.3 У полі **Графики результатов** задати ширину і висоту графіків. Зі списку в меню **Выбор таблицы** вибрати номер таблиці, наприклад, **№ 1**, задати **Критерий выборки** λ натиснувши лівою кнопкою миші на квадрат зліва від необхідної величини подовження (тому що цей параметр було обрано як досліджуваний) і активувати першу кнопку **Построить график** (рисунок Г.85).

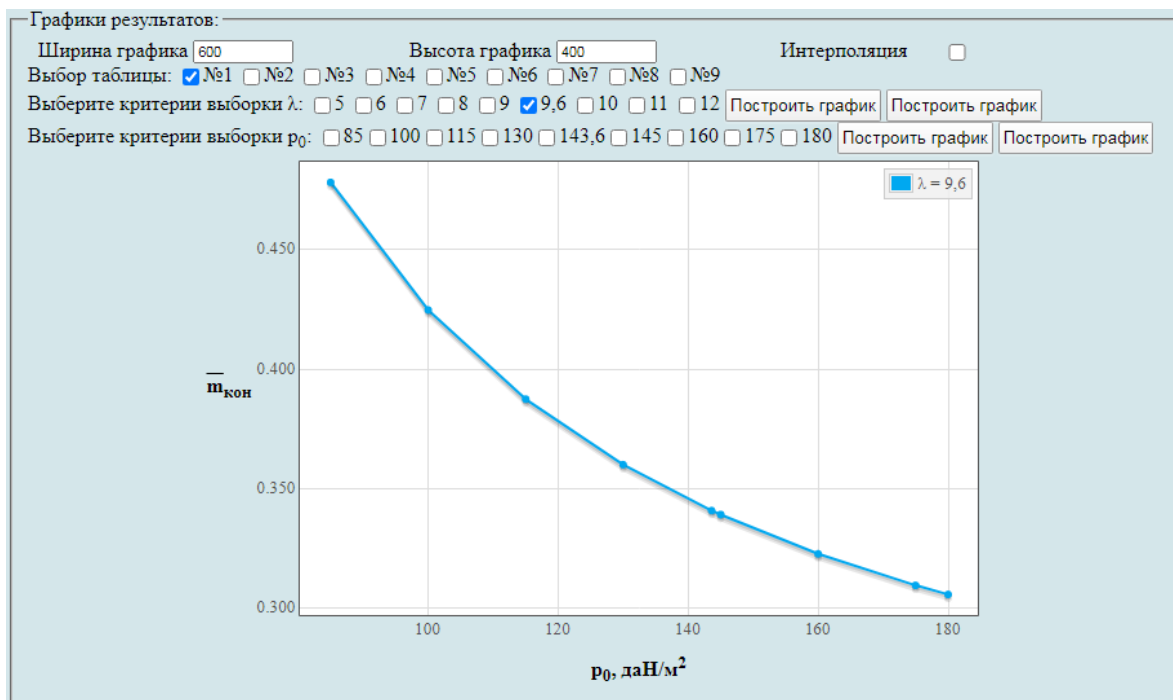


Рисунок Г.85 – Побудова графічної залежності впливу питомого навантаження на крило p на величину відносної маси конструкції

Г.9.2.4 У разі необхідності можна замінити одне або кілька значень у вихідних даних або в параметрах циклічних обчислень. Для цього слід натиснути

Вернуться к параметрам, повернутися до параметрів, виправити і повторити п.п Г.9.1.2 – Г.9.2.3. За допомогою команди **Новый расчет** система обнулить всі виконані процедури, щоб продовжити розрахунок необхідно виконати п. Г.9.1 – Г.9.2.3. Якщо не було проведено збереження параметрів у файл або необхідно повторне збереження слід натиснути **Сохранить параметры в файл**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads** (рисунок Г.86).

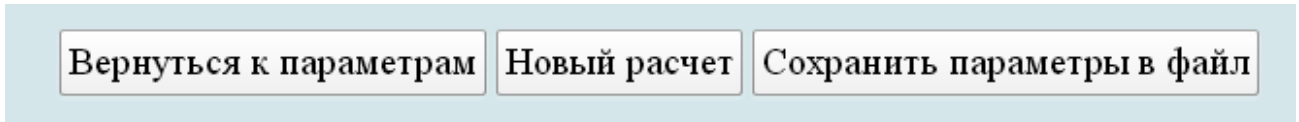


Рисунок Г.86 – Меню для виконання п.п Г.9.2.4

Г.10 Визначення маси обладнання і управління легкого літака

У вікні **Автоматизированный расчет характеристик самолета** вибрати підкатегорію **Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении**. Відкриється перелік (рисунок Г.87), у якому активувати **Определение массы оборудования и управления легкого самолета**.

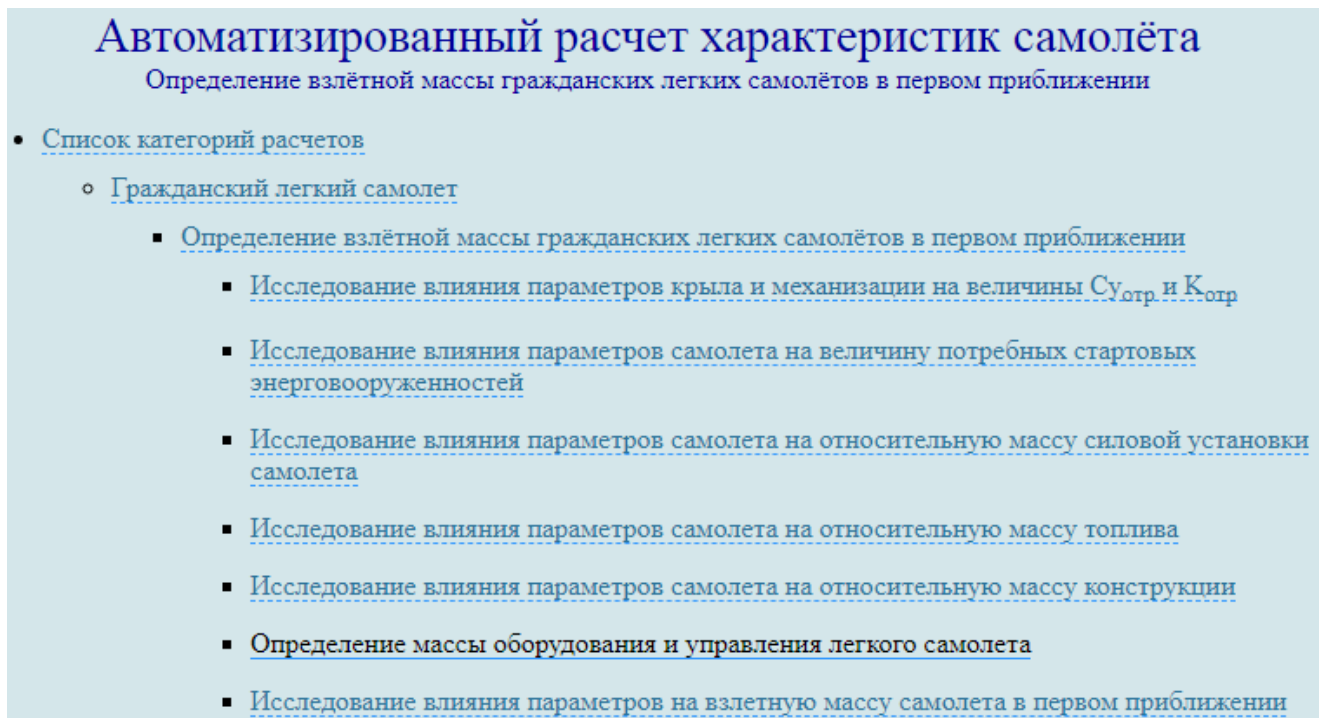


Рисунок Г.87 – Список підкатегорії **Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении** і вибір **Определение массы оборудования и управления легкого самолета**

Г.10.1 Порядок задавання параметрів для визначення маси обладнання і управління легкого літака

Г.10.1.1 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.88):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

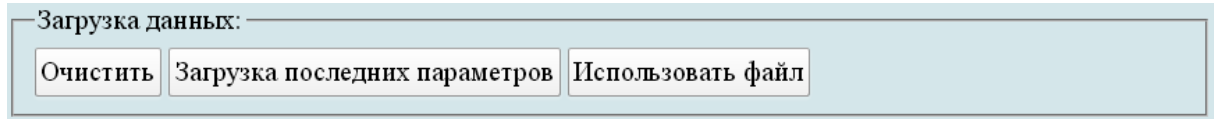


Рисунок Г.88 – Завантаження даних

Г.10.1.2 У полі **Исходные параметры** ввести підготовлені параметри із таблиці Г.12 «Визначення маси обладнання і управління легкого літака» (якщо розрахунок виконується вперше, то вхідні дані потрібно вводити вручну). При підведенні курсора на знак [?], розташований біля кожного параметра буде показана підказка про назву величини (рисунок Г.89).

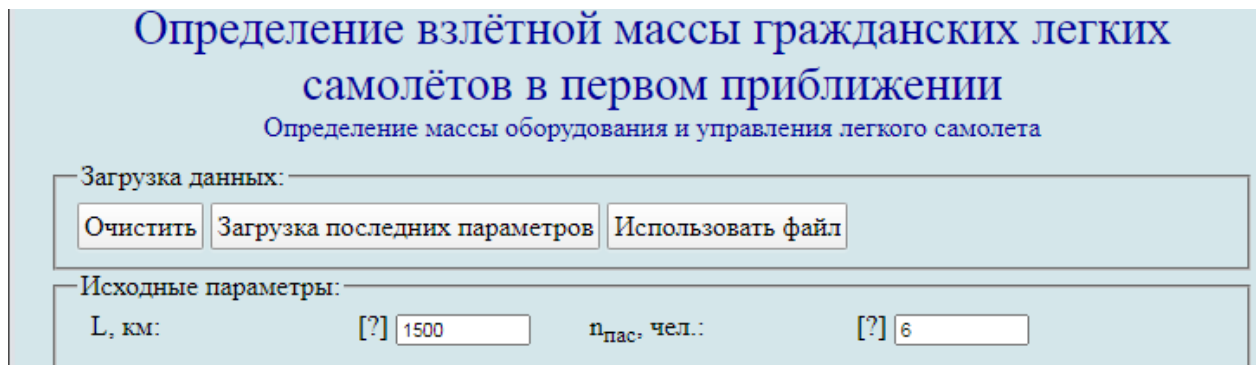


Рисунок Г.89 – Вхідні дані в програмі для визначення маси обладнання і управління легкого літака

Г.10.1.3 У полі **Параметры для циклических вычислений** із випадаючого меню **Исследуемый параметр №1** вибрати **Параметр не используется** (рисунок Г.90).

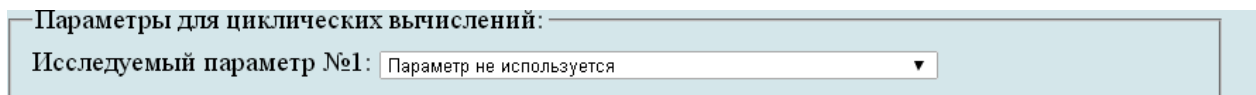
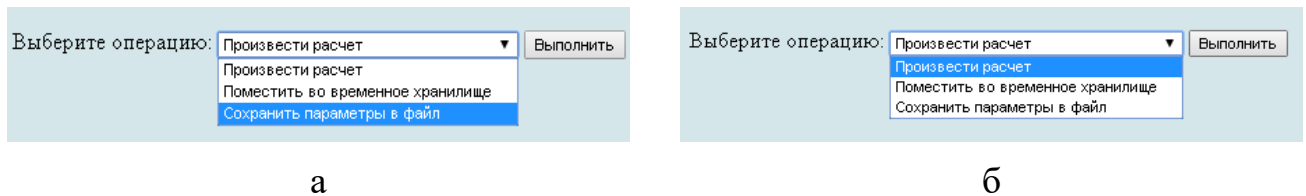


Рисунок Г.90 – Параметри для циклічних обчислень

Г.10.1.4 У полі **Выберите операцию** із випадаючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та натиснути **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадаючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та натиснути **Выполнить** (рисунок Г.91).

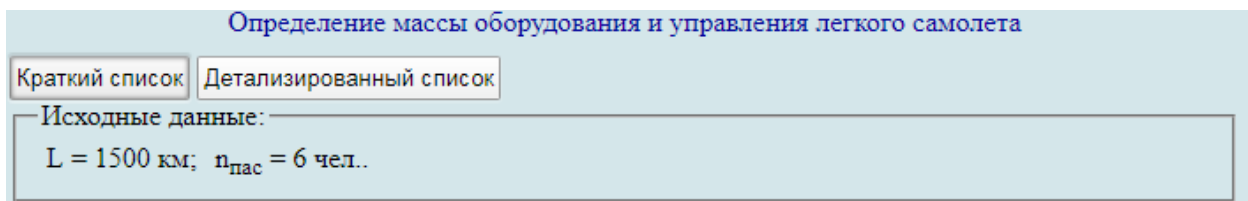


а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

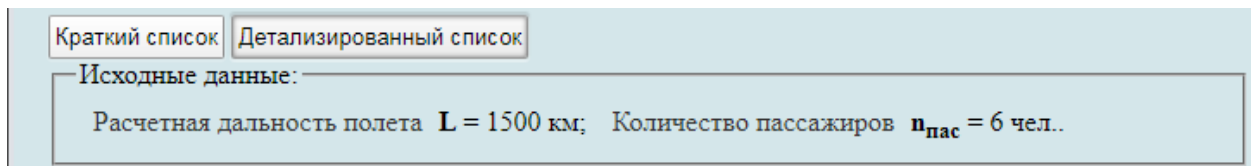
Рисунок Г.91 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.10.2 Порядок отримання результатів визначення маси обладнання і управління легкого літака

Г.10.2.1 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.93, а), для більш детальної інформації про вихідні дані та результати розрахунку можна відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.93, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.



а



б

а – короткий список; б – детальний список

Рисунок Г.92 – Вхідні дані, які використовуються

Г.10.2.2 У полі **Результаты расчета** наведено значення маси обладнання та управління (рисунок Г.93).



Рисунок Г.93 – Результуючі значення маси обладнання і управління

Г.10.2.3 У разі необхідності можна замінити одне або кілька значень у вихідних даних або в параметрах циклічних обчислень. Для цього слід натиснути

Вернуться к параметрам, повернутися до параметрів, виправити і повторити п.п Г.10.1.2– Г.10.2.2. За допомогою команди **Новый расчет** система обнулить всі виконані процедури, щоб продовжити розрахунок необхідно виконати п.п Г.10.1 – Г.10.2.2. Якщо не було проведено збереження параметрів у файл або необхідно повторно збереження слід натиснути **Сохранить параметры в файл**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads** (рисунок Г.94).

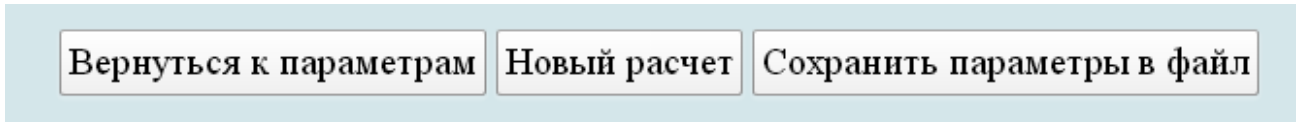


Рисунок Г.94 – Меню для виконання п.п Г.10.2.3

Г.11 Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака в першому наближенні

У вікні **Автоматизированный расчет характеристик самолета** вибрати підкатегорію **Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении**. Відкриється перелік (рисунок Г.95), у якому активувати **Исследование влияния параметров на взлетную массу самолета в первом приближении**.

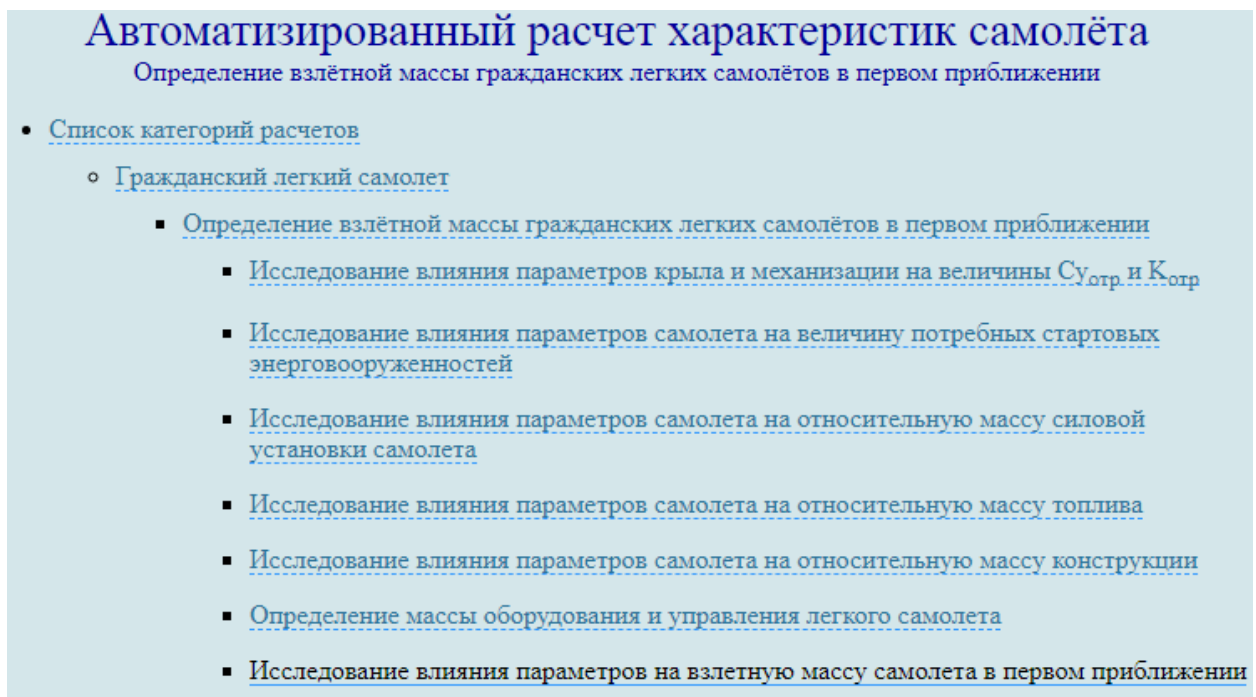


Рисунок Г.95 – Список підкатегорії **Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении** і вибір **Исследование влияния параметров на взлетную массу самолета в первом приближении**

Г.11.1 Порядок задавання параметрів для дослідження впливу параметрів на злітну масу літака в першому наближенні

Г.11.1.1 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.96):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

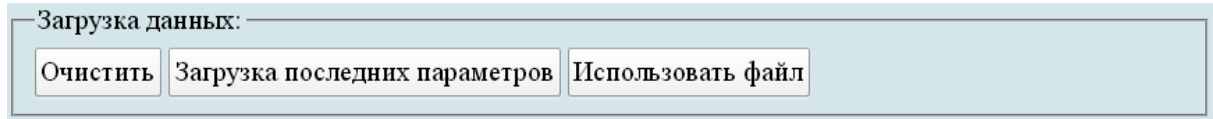


Рисунок Г.96 – Завантаження даних

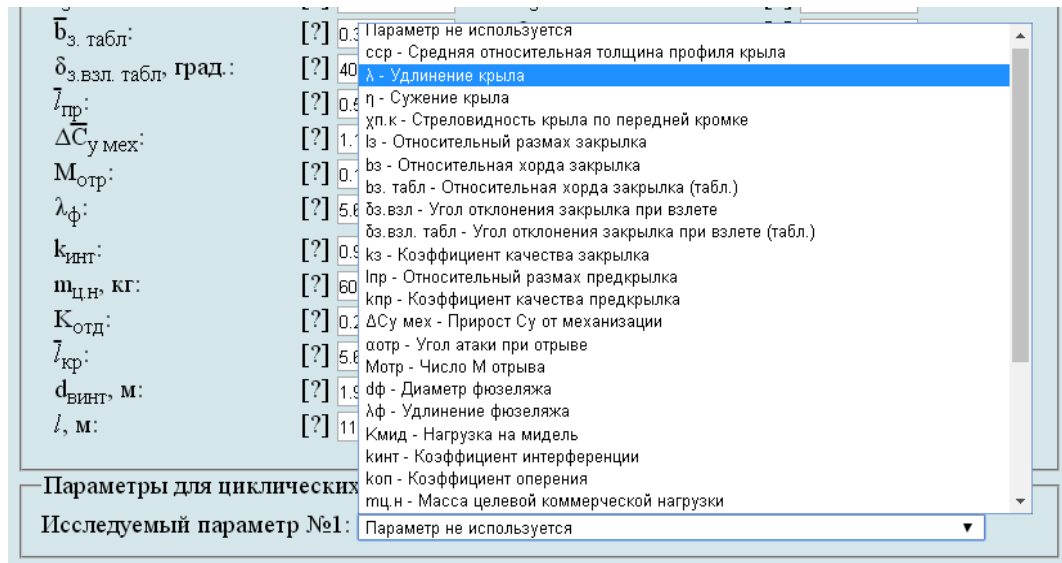
Г.11.1.2 У полі **Исходные параметры** ввести підготовлені параметри із таблиці Г.13 «Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака в першому наближенні» (якщо розрахунок виконується вперше, то вхідні дані потрібно вводити вручну). При підведенні курсора на знак [?], розташований біля кожного параметра буде показана підказка про назву величини (рисунок Г.97).

Исходные параметры:					
$\bar{c}_{ср}$, %:	[?] 10.6	λ :	[?] 9.6	η :	[?] 2.25
$\lambda_{л.к}$, град.:	[?] 3	\bar{l}_3 :	[?] 0.581	\bar{b}_3 :	[?] 0.271
\bar{b}_3 , табл.:	[?] 0.3	$\delta_{з.взл}$, град.:	[?] 20	$\delta_{з.взл}$, табл., град.:	[?] 40
k_3 :	[?] 0.18	$\bar{l}_{пр}$:	[?] 0.656	$k_{пр}$:	[?] 0.13
$\Delta C_{у мех}$:	[?] 1.18	$\alpha_{отр}$, град.:	[?] 8	$M_{отр}$:	[?] 0.104
$d_{ф}$, м:	[?] 1.58	$\lambda_{ф}$:	[?] 5.69	$K_{мид}$, даН/м ² :	[?] 975
$k_{инт}$:	[?] 0.9	$k_{оп}$:	[?] 1.41	$m_{ц.н}$, кг:	[?] 600
$\bar{l}_{шел}$:	[?] 1.042	$K_{отд}$:	[?] 0.22	h :	[?] 1.34
$\bar{l}_{кр}$:	[?] 5.79	$n_{дв}$, шт:	[?] 2	$d_{винт}$, м:	[?] 1.9
N_0 дв., кВт:	[?] 317.52	l , м:	[?] 11.94	ρ_0 , даН/м ² :	[?] 143.6
L_p , м:	[?] 200	ξ_V :	[?] 1	$\xi_{Н взл}$:	[?] 1
$\xi_{др. взл}$:	[?] 1	$\xi_{Нкр}$:	[?] 1	$\xi_{др.кр}$:	[?] 0.85
$f_{тр}$:	[?] 0.03	$\xi_{вз}$:	[?] 0.98	$\eta_{в.отр}$:	[?] 0.523
$\eta_{в.наб}$:	[?] 0.596	V_y , м/с:	[?] 8.2	$\eta_{в.крейс}$:	[?] 0.8
$M_{кр}$:	[?] 0.3	$N_{кр}$, км:	[?] 3.5	$M_{наб}$:	[?] 0.125
ρ_H , кг/м ³ :	[?] 0.86	$V_{кр}$, км/ч:	[?] 350	$tg\Theta_3$:	[?] 0.02
$L_{об.ВПП}$, м:	[?] 300	m^0_0 , кг:	[?] 2883	$\gamma_{дв}$, даН/кВт:	[?] 0.292
C_e , кг/(кВт*ч):	[?] 0.285	$\tau_{н.з}$, ч.:	[?] 0.75	m_T пр.:	[?] 0.006
L , км:	[?] 1500	$m_{ц.н}$, кг:	[?] 600	m^1_0 , кг:	[?] 2883
c_0 , %:	[?] 12	c_k , %:	[?] 9	Тип оперения:	[?] 0
$k_{мат оп}$:	[?] 0.95	$k_{ст}$:	[?] 1	$k_{креп}$:	[?] 1
$k_{обт}$:	[?] 1.2	$k_{рес}$:	[?] 1	$k_{пан}$:	[?] 1
$k_{мат}$:	[?] 0.95	Расположение двигателя:	[?] 0	$k_{раз}$:	[?] 0.97
$k_{мех}$:	[?] 1.3	$k_{бак}$:	[?] 1	$k_{ш}$:	[?] 0
$k_{шу}$:	[?] 0.004	$k_{шф}$:	[?] 0.01	$k_{с}$:	[?] 0.003
$S_{Г.О}$:	[?] 0.26	$\bar{S}_{В.О}$:	[?] 0.15	$n_{пас}$, чел.:	[?] 6
$m_{с.н}$, кг:	[?] 126	$\alpha_{пос}$, град.:	[?] 8	$V_{пос}$, км/ч:	[?] 123
V_3 , м/с:	[?] 44.4	W , м/с:	[?] 10	$\delta_{з.пос}$, град.:	[?] 40

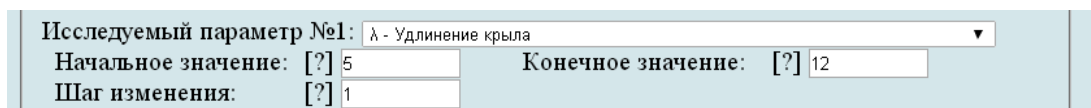
Рисунок Г.97 – Вхідні дані в програмі для дослідження впливу параметрів на величину злітної маси літака в першому наближенні

Г.11.1.3 У полі **Параметры для циклических вычислений** із випадаючого меню **Исследуемый параметр № 1** і вибрати необхідний параметр, наприклад, подовження крила (рисунок Г.98, а), задати початкове та кінцеве значення та крок

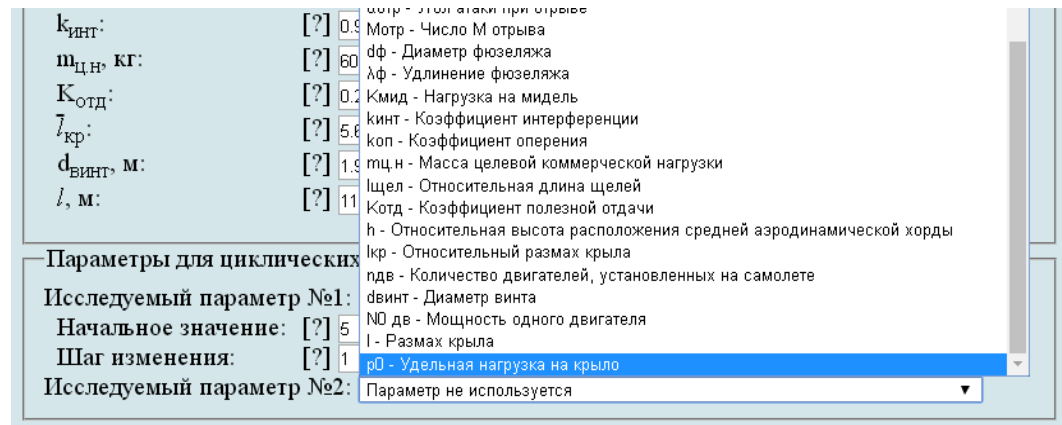
змін (рисунок Г.98, б). Далі із випадуючого меню **Исследуемый параметр № 2** зазвичай вибирають питоме навантаження на крило (рисунок Г.98, в), задати початкове та кінцеве значення та крок змін (рисунок Г.98, г). Досліджувані діапазони призначає проектувальник.



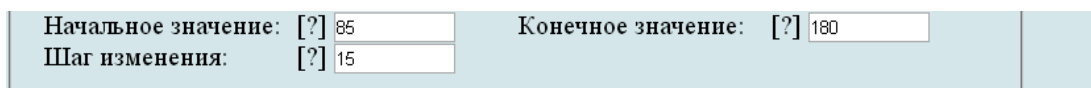
а



б



в

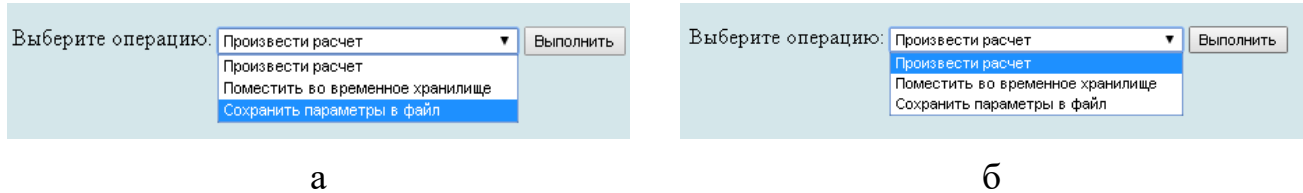


г

а – вибір досліджуваного параметра № 1; б – призначений досліджуваний діапазон параметра № 1; в – вибір досліджуваного параметра № 2; г – призначений досліджуваний діапазон параметра № 2

Рисунок Г.98 – Параметры для циклических обчислень

Г.11.1.4 У полі **Выберите операцию** із випадваючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та нажати **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадваючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та нажати **Выполнить** (рисунок Г.99).



а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.99 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.11.2 Порядок отримання результатів дослідження впливу параметрів на величину злітної маси літака в першому наближенні

Г.11.2.1 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.100, а), для більш детальної інформації про вихідні дані та результати розрахунку можна відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.100, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.

Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в первом приближении

Исследование влияния параметров на взлётную массу самолета в первом приближении

Краткий список | Детализированный список

Исходные данные:

$\bar{c}_{ср} = 10.6\%$; $\lambda = 9.6$; $\eta = 2.25$; $\chi_{п.к} = 3$ град.; $\bar{l}_3 = 0.581$; $\bar{b}_3 = 0.271$; $\bar{b}_{3, табл} = 0.3$; $\delta_{з.взл} = 20$ град.; $\delta_{з.взл, табл} = 40$ град.;
 $k_3 = 0.18$; $\bar{l}_{пр} = 0.656$; $k_{пр} = 0.13$; $\Delta \bar{C}_{у, мех} = 1.18$; $\alpha_{отр} = 8$ град.; $M_{отр} = 0.104$; $d_{ф} = 1.58$ м; $\lambda_{ф} = 5.69$; $K_{минд} = 975$ даН/м²;
 $k_{инт} = 0.9$; $k_{оп} = 1.41$; $m_{ц.н} = 600$ кг; $\bar{l}_{щел} = 1.042$; $K_{отд} = 0.22$; $\bar{h} = 1.34$; $\bar{l}_{кр} = 5.79$; $n_{дв} = 2$ шт; $d_{винт} = 1.9$ м;
 $N_{0 дв} = 317.52$ кВт; $l = 11.94$ м; $p_0 = 143.6$ даН/м²; $L_p = 200$ м; $\zeta_V = 1$; $\zeta_{Н взл} = 1$; $\zeta_{др. взл} = 1$; $\zeta_{Нкр} = 1$; $\zeta_{др.кр} = 0.85$;
 $f_{тр} = 0.03$; $\zeta_{вз} = 0.98$; $\eta_{в.отр} = 0.523$; $\eta_{в.наб} = 0.596$; $V_y = 8.2$ м/с; $\eta_{в.крейс} = 0.8$; $M_{кр} = 0.3$; $H_{кр} = 3.5$ км; $M_{наб} = 0.125$;
 $\rho_H = 0.86$ кг/м³; $V_{кр} = 350$ км/ч; $tg\Theta_3 = 0.02$; $L_{сб.ВПП} = 300$ м; $m_0^0 = 2683$ кг; $\gamma_{дв} = 0.292$ даН/кВт; $C_e = 0.285$ кг/(кВт*ч);
 $\tau_{н.з} = 0.75$ ч; $m_{т пр.} = 0.006$; $L = 1500$ км; $m_{ц.н} = 600$ кг; $m_0^1 = 2863$ кг; $\bar{c}_0 = 12\%$; $\bar{c}_x = 9\%$; Тип оперения = 0;
 $k_{мат оп} = 0.95$; $k_{ст} = 1$; $k_{креп} = 1$; $k_{обт} = 1.2$; $k_{рес} = 1$; $k_{пан} = 1$; $k_{мат} = 0.95$; Расположение двигателя = 0; $k_{раз} = 0.97$;
 $k_{мех} = 1.3$; $k_{бак} = 1$; $k_{ш} = 0$; $k_{шу} = 0.004$; $k_{шф} = 0.01$; $k_6 = 0.003$; $\bar{S}_{Г,О} = 0.26$; $\bar{S}_{В,О} = 0.15$; $n_{пас} = 6$ чел.; $m_{с.н} = 126$ кг;
 $\alpha_{пос} = 8$ град.; $V_{пос} = 123$ км/ч; $V_s = 44.4$ м/с; $W = 10$ м/с; $\delta_{з.пос} = 40$ град..

а

а – короткий список

Рисунок Г.100 – Вхідні дані, які використовуються

Исследование влияния параметров на взлетную массу самолета в первом приближении

Краткий список

Детализированный список

Исходные данные:

Средняя относительная толщина профиля крыла $\bar{c}_{cp} = 10.6\%$; Удлинение крыла $\lambda = 9.6$; Сужение крыла $\eta = 2.25$;
 Стреловидность крыла по передней кромке $\chi_{п.к} = 3$ град.; Относительный размах закрылка $\bar{l}_3 = 0.581$;
 Относительная хорда закрылка $\bar{b}_3 = 0.271$; Относительная хорда закрылка (табл.) $\bar{b}_{3, табл} = 0.3$;
 Угол отклонения закрылка при взлете $\delta_{з,взл} = 20$ град.; Угол отклонения закрылка при взлете (табл.) $\delta_{з,взл, табл} = 40$ град.;
 Коэффициент качества закрылка $k_3 = 0.18$; Относительный размах предкрылка $\bar{l}_{пр} = 0.656$;
 Коэффициент качества предкрылка $k_{пр} = 0.13$; Прирост C_u от механизации $\Delta \bar{C}_{у мех} = 1.18$; Угол атаки при отрыве $\alpha_{отр} = 8$ град.;
 Число М отрыва $M_{отр} = 0.104$; Диаметр фюзеляжа $d_{ф} = 1.58$ м; Удлинение фюзеляжа $l_{ф} = 5.69$;
 Нагрузка на мидель $K_{мид} = 975$ даН/м²; Коэффициент интерференции $k_{инт} = 0.9$; Коэффициент оперения $k_{оп} = 1.41$;
 Масса целевой коммерческой нагрузки $m_{ц.н} = 600$ кг; Относительная длина щелей $\bar{l}_{щел} = 1.042$;
 Коэффициент полезной отдачи $K_{отд} = 0.22$; Относительная высота расположения средней аэродинамической хорды $\bar{h} = 1.34$;
 Относительный размах крыла $\bar{l}_{кр} = 5.79$; Количество двигателей, установленных на самолете $n_{дв} = 2$ шт; Диаметр винта $d_{винт} = 1.9$ м;
 Мощность одного двигателя $N_{0 дв} = 317.52$ кВт; Размах крыла $l = 11.94$ м; Удельная нагрузка на крыло $p_0 = 143.6$ даН/м²;
 Длина разбега $L_p = 200$ м; Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от скорости $\xi_v = 1$;
 Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от высоты полета (для взлетного режима) $\xi_{Н взл} = 1$;
 Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя (для взлетного режима) $\xi_{др, взл} = 1$;
 Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя в зависимости от высоты полета (для крейсерского режима) $\xi_{Нкр} = 1$;
 Коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателя (для крейсерского режима) $\xi_{др,кр} = 0.85$;
 Коэффициент трения колес о поверхность ВПП при взлете $f_{тр} = 0.03$;
 Коэффициент, учитывающий уменьшение мощности за счет потерь скоростного напора в воздухозаборниках $\xi_{вз} = 0.98$;
 КПД винта при отрыве $\eta_{в,отр} = 0.523$; КПД винта при наборе высоты $\eta_{в,наб} = 0.596$; Скороподъемность у земли $V_y = 8.2$ м/с;
 КПД винта крейсерский $\eta_{в,крейс} = 0.8$; Число Маха крейсерское $M_{кр} = 0.3$; Крейсерская высота полета $H_{кр} = 3.5$ км;
 Число Маха при наборе высоты $M_{наб} = 0.125$; Плотность воздуха на высоте крейсерского полета $\rho_H = 0.86$ кг/м³;
 Крейсерская скорость $V_{кр} = 350$ км/ч; Градиент набора высоты на третьем этапе взлета с одним отказавшим двигателем ($tg\Theta$) $tg\Theta_3 = 0.02$;
 Сбалансированная длина ВПП $L_{сб,ВПП} = 300$ м; Взлетная масса самолета в нулевом приближении $m_0^0 = 2683$ кг;
 Удельный вес двигателя $\gamma_{дв} = 0.292$ даН/кВт; Удельный расход топлива на крейсерском режиме полета $C_e = 0.285$ кг/(кВт*ч);
 Расчетное время для выработки навигационного запаса топлива $\tau_{н.з} = 0.75$ ч.;
 Относительная масса топлива на опробование двигателей, маневрирование по аэродрому и несливаемый остаток $m_{т пр.} = 0.006$;
 Расчетная дальность полета $L = 1500$ км; Масса целевой коммерческой нагрузки $m_{ц.н} = 600$ кг;
 Взлетная масса самолета в первом приближении $m_0^1 = 2863$ кг; Относительная толщина профиля крыла в корневом сечении $\bar{c}_0 = 12\%$;
 Относительная толщина профиля крыла в концевом сечении $\bar{c}_к = 9\%$; Тип оперения **Тип оперения** = 0;
 Коэффициент материала оперения $k_{мат оп} = 0.95$; Коэффициент, зависящий от количества главных стоек шасси $k_{ст} = 1$;
 Коэффициент, зависящий от крепежа $k_{креп} = 1$; коэффициент, зависящий от типа обтекателя $k_{обт} = 1.2$;
 Коэффициент ресурса крыла $k_{рес} = 1$; Коэффициент, зависящий от типа панелей $k_{пан} = 1$; Коэффициент материала $k_{мат} = 0.95$;
 Расположение двигателя **Расположение двигателя** = 0; Коэффициент разьема $k_{раз} = 0.97$; Коэффициент механизации $k_{мех} = 1.3$;
 Коэффициент, зависящий от типа топливного бака $k_{бак} = 1$;
 Коэффициент, зависящий от количества прикрепленных стоек шасси к крылу $k_{ш} = 0$;
 Коэффициент, зависящий от места уборки стоек шасси $k_{шуб} = 0.004$; Коэффициент, зависящий от расположения стоек шасси $k_{шф} = 0.01$;
 Коэффициент, зависящий от способа транспортировки багажа $k_{б} = 0.003$; Относительная площадь горизонтального оперения $\bar{S}_{Г,О} = 0.26$;
 Относительная площадь вертикального оперения $\bar{S}_{В,О} = 0.15$; Количество пассажиров $n_{пас} = 6$ чел.; Масса снаряжения $m_{с.н} = 126$ кг;
 Угол атаки при посадке $\alpha_{пос} = 8$ град.; Посадочная скорость $V_{пос} = 123$ км/ч;
 Скорость, соответствующая выпуску закрылков $V_3 = 44.4$ м/с; Скорость восходящего потока $W = 10$ м/с;
 Угол отклонения закрылка (шитка) при посадке $\delta_{з,пос} = 40$ град.

б

б – детальный список

Рисунок Г.100, аркуш 2

Г.11.2.2 У полі **Результаты расчета** в таблицах № 1 – 3 наведено значення злітної маси літака в першому наближенні і обмеження по граничним навантаженням (рисунок Г.101).

Результаты расчета:

Таблица №1:

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
ρ_0 , даН/м ²	m_0 , кг								
85.0	3683,2193	3610,2033	3605,8868	3648,6628	3778,8447	3883,1863	3958,2429	4166,2865	4406,4348
100.0	3543,0726	3409,3537	3348,2114	3332,5759	3346,7147	3365,9419	3382,5272	3462,8127	3575,6672
115.0	3502,1787	3322,8422	3224,5791	3174,7978	3155,1648	3153,6893	3156,1484	3172,3483	3200,5235
130.0	3516,4476	3296,4361	3168,6162	3094,1846	3052,0147	3037,4266	3039,1255	3051,4066	3072,563
143.6	3560,4188	3317,5121	3203,3674	3137,1821	3099,7635	3086,8171	3081,2715	3076,1435	3081,0054
145.0	3566,267	3337,8601	3218,8762	3149,3871	3109,4694	3095,2589	3088,9395	3082,0523	3085,3268
160.0	3952,6046	3625,597	3440,4537	3328,052	3257,1632	3227,8454	3212,4771	3185,5978	3171,535
175.0	4662,1408	4103,1293	3802,7001	3621,8446	3505,1777	3454,7915	3427,2364	3374,6579	3339,7473
180.0	5023,7815	4332,0876	3971,5071	3757,0235	3618,9009	3558,9689	3526	3462,2968	3418,6934

Таблица №2:

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
ρ_0 , даН/м ²	$P_{пред. \text{ внос.}}$ даН/м ²								
85.0	191,211	195,7808	199,1875	201,839	203,9485	205,0152	205,6581	207,0656	208,2398
100.0	191,211	195,7808	199,1875	201,839	203,9485	205,0152	205,6581	207,0656	208,2398
115.0	191,211	195,7808	199,1875	201,839	203,9485	205,0152	205,6581	207,0656	208,2398
130.0	191,211	195,7808	199,1875	201,839	203,9485	205,0152	205,6581	207,0656	208,2398
143.6	191,211	195,7808	199,1875	201,839	203,9485	205,0152	205,6581	207,0656	208,2398
145.0	191,211	195,7808	199,1875	201,839	203,9485	205,0152	205,6581	207,0656	208,2398
160.0	191,211	195,7808	199,1875	201,839	203,9485	205,0152	205,6581	207,0656	208,2398
175.0	191,211	195,7808	199,1875	201,839	203,9485	205,0152	205,6581	207,0656	208,2398
180.0	191,211	195,7808	199,1875	201,839	203,9485	205,0152	205,6581	207,0656	208,2398

Таблица №3:

λ	5	6	7	8	9	9,6	10	11	12
ρ_0 , даН/м ²	$P_{пред. \text{ н.в.}}$ даН/м ²								
85.0	106,3067	111,7907	116,0315	119,4086	122,1613	123,5814	124,448	126,3778	128,0282
100.0	106,3067	111,7907	116,0315	119,4086	122,1613	123,5814	124,448	126,3778	128,0282
115.0	106,3067	111,7907	116,0315	119,4086	122,1613	123,5814	124,448	126,3778	128,0282
130.0	106,3067	111,7907	116,0315	119,4086	122,1613	123,5814	124,448	126,3778	128,0282
143.6	106,3067	111,7907	116,0315	119,4086	122,1613	123,5814	124,448	126,3778	128,0282
145.0	106,3067	111,7907	116,0315	119,4086	122,1613	123,5814	124,448	126,3778	128,0282
160.0	106,3067	111,7907	116,0315	119,4086	122,1613	123,5814	124,448	126,3778	128,0282
175.0	106,3067	111,7907	116,0315	119,4086	122,1613	123,5814	124,448	126,3778	128,0282
180.0	106,3067	111,7907	116,0315	119,4086	122,1613	123,5814	124,448	126,3778	128,0282

Рисунок Г.101 – Результуючі значення злітної маси в першому наближенні і обмежень по граничним обмеженням

Г.11.2.3 У полі **Графики результатов** із списку в меню **Выбор таблицы** вибрати номер таблиці, наприклад **№ 1**, задати **Критерий выборки** ρ_0 натиснувши лівою кнопкою миші на квадрат зліва від необхідної величини питомого навантаження на крило (тому що цей параметр був обраний в якості досліджуваного) і активувати першу кнопку **Построить график** (рисунок Г.103).

Г.11.2.4 У полі **Графики результатов** задати ширину і висоту графіків. Зі списку в меню **Выбор таблицы** вибрати номер таблиці, наприклад, **№ 1**, задати **Критерий выборки** λ натиснувши лівою кнопкою миші на квадрат зліва від необхідної величини подовження (тому що цей параметр було обрано як досліджуваний) і активувати першу кнопку **Построить график** (рисунок Г.103).

При наведенні курсору на будь-яку з точок кривої будуть показані значення досліджуваних параметрів літака в цій точці.

Г.11.2.5 Для нанесення обмежень по граничним навантаженням слід скопіювати таблиці № 1 – 3 в табличний процесор **Microsoft Excel**, де побудувати кінцеві графічні залежності.

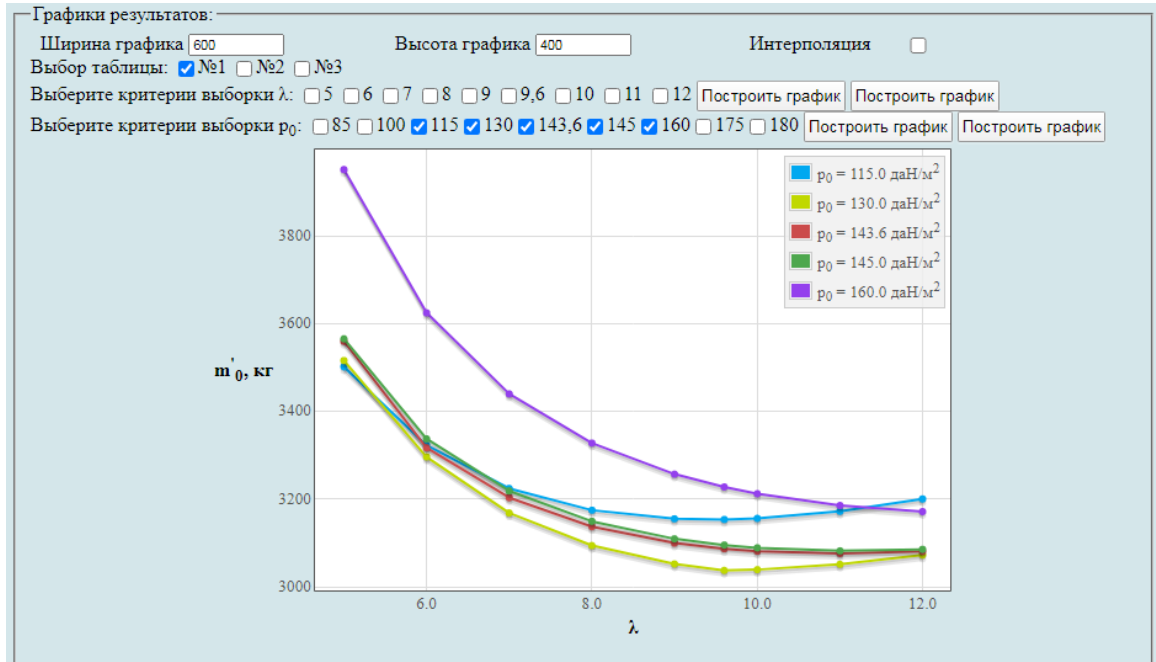


Рисунок Г.102 – Побудова графічних залежностей впливу величини подовження крила на злітну масу літака m'_0

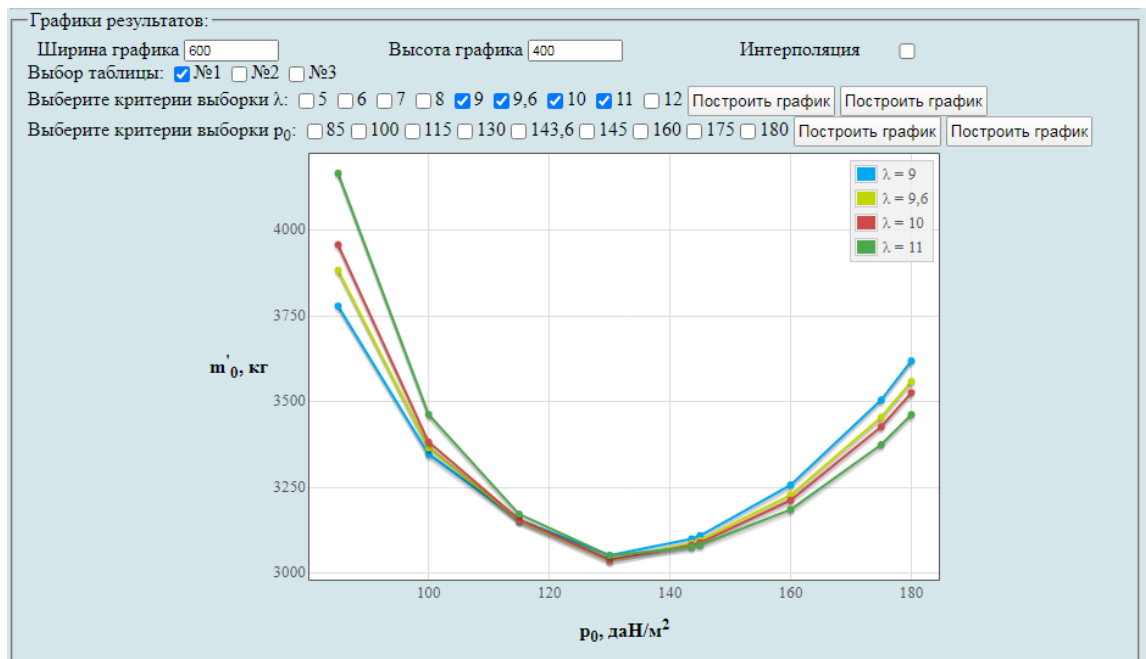


Рисунок Г.103 – Побудова графічних залежностей впливу питомого навантаження на крило p_0 на величину злітної маси літака m'_0

Г.11.2.6 У разі необхідності можна замінити одне або кілька значень у вихідних даних або в параметрах циклічних обчислень. Для цього слід натиснути **Вернуться к параметрам**, повернутися до параметрів, виправити і повторити п.п Г.11.1.2 – Г.11.2.5. За допомогою команди **Новый расчет** система обнулить всі виконані процедури, щоб продовжити розрахунок необхідно виконати п.п Г.9.1 – Г.11.2.5. Якщо не було проведено збереження параметрів у файл або необхідно повторно збереження слід натиснути **Сохранить параметры в файл**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads** (рисунок Г.104).

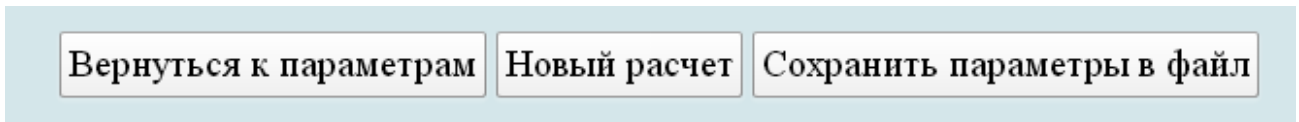


Рисунок Г.104 – Меню для виконання п.п Г.11.2.6

У пунктах Г-12 – Г-15 буде показано уточнення величин мас обладнання і управління, силової установки, палива та послідовність визначення злітної маси цивільного легкого літака у третьому наближенні.

Г.12 Визначення маси обладнання і управління у третьому наближенні

У вікні **Автоматизированный расчет характеристик самолета** вибрати підкатегорію [Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в третьем приближении](#). Відкриється перелік (рисунок Г.105), у якому активувати [Расчет массы оборудования и управления](#).



Рисунок Г.105 – Список підкатегорії [Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в третьем приближении](#) і вибір [Расчет массы оборудования и управления](#)

Г.12.1 Порядок задавання параметрів для визначення маси обладнання і управління літака у третьому наближенні

Г.12.1.1 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.106):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

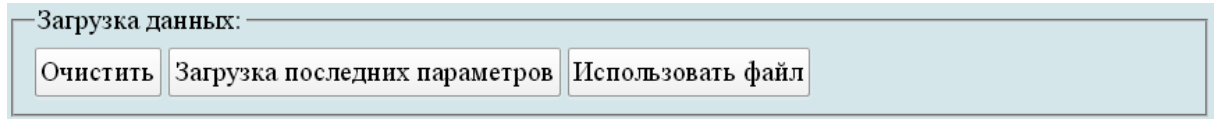


Рисунок Г.106 – Завантаження даних

Г.12.1.2 У полі **Исходные параметры** ввести підготовлені параметри із таблиці Г.14 «Визначення маси обладнання й управління в третьому наближенні» (якщо розрахунок виконується вперше, то вхідні дані потрібно вводити вручну). При підведенні курсора на знак [?], розташований біля кожного параметра буде показана підказка про назву величини (рисунок Г.107).

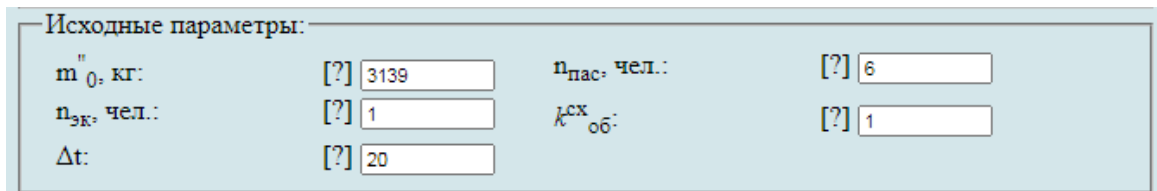


Рисунок Г.107 – Вхідні дані в програмі для визначення маси обладнання і управління легкого літака у третьому наближенні

Г.12.1.3 У полі **Параметры для циклических вычислений** із випадваючого меню **Исследуемый параметр № 1** вибрати **Параметр не используется** (рисунок Г.108).

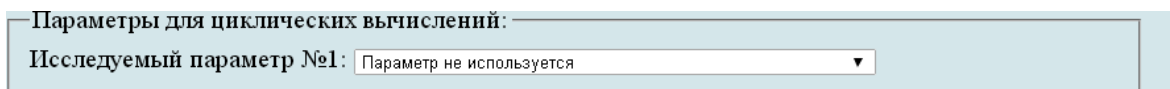
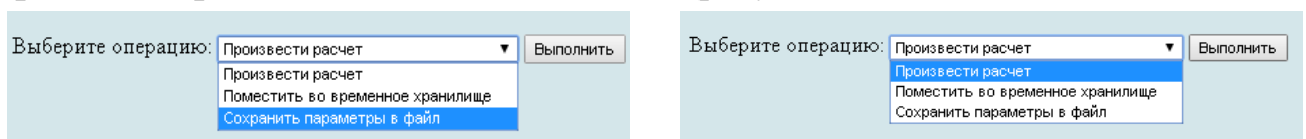


Рисунок Г.108 – Параметри для циклічних обчислень

Г.12.1.4 У полі **Выберите операцию** із випадваючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та натиснути **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадваючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та натиснути **Выполнить** (рисунок Г.109).



а

б

а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.109 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.12.2 Порядок отримання результатів визначення маси обладнання і управління легкого літака у третьому наближенні

Г.12.2.1 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.110, а), для більш детальної інформації про вихідні дані та результати розрахунку можна відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.110, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.

Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в третьем приближении
Расчет массы оборудования и управления

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$m''_0 = 3139$ кг; $n_{\text{пас}} = 6$ чел.; $n_{\text{эк}} = 1$ чел.; $k_{\text{об}}^{\text{ex}} = 1$; $\Delta t = 20$.

а

Расчет массы оборудования и управления

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

Взлетная масса самолета во втором приближении $m''_0 = 3139$ кг;
Количество пассажиров $n_{\text{пас}} = 6$ чел.; Количество членов экипажа $n_{\text{эк}} = 1$ чел.;
Коэффициент, зависящий от расположения двигателей $k_{\text{об}}^{\text{ex}} = 1$;
Рассматриваемый период перспективы $\Delta t = 20$.

б

а – короткий список; б – детальный список

Рисунок Г.110 – Вхідні дані, які використовуються

Г.12.2.2 У полі **Результаты расчета** наведено значення маси обладнання та управління у третьому наближенні (рисунок Г.111).

Результаты расчета:

Масса оборудования и управления $m_{\text{об.упр}} = 601,635$ кг.

Рисунок Г.111 – Результуючі значення маси обладнання і управління у третьому наближенні

Г.12.2.3 У разі необхідності можна замінити одне або кілька значень у вихідних даних або в параметрах циклічних обчислень. Для цього слід натиснути

Вернуться к параметрам, повернутися до параметрів, виправити і повторити п.п Г.12.1.2 – Г.12.2.2. За допомогою команди **Новый расчет** система обнулить всі виконані процедури, щоб продовжити розрахунок необхідно виконати п.п Г.12.1 – Г.12.2.2. Якщо не було проведено збереження параметрів у файл або необхідно повторне збереження слід натиснути **Сохранить параметры в файл**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads** (рисунок Г.112).



Рисунок Г.112 – Меню для виконання п.п Г.12.2.3

Г.13 Визначення маси силової установки у третьому наближенні

У вікні **Автоматизированный расчет характеристик самолета** вибрати підкатегорію **Определение взлётной массы гражданских легкиx самолётов в третьем приближении**. Відкриється перелік (рисунок Г.113), у якому активувати **Расчет массы силовой установки**.

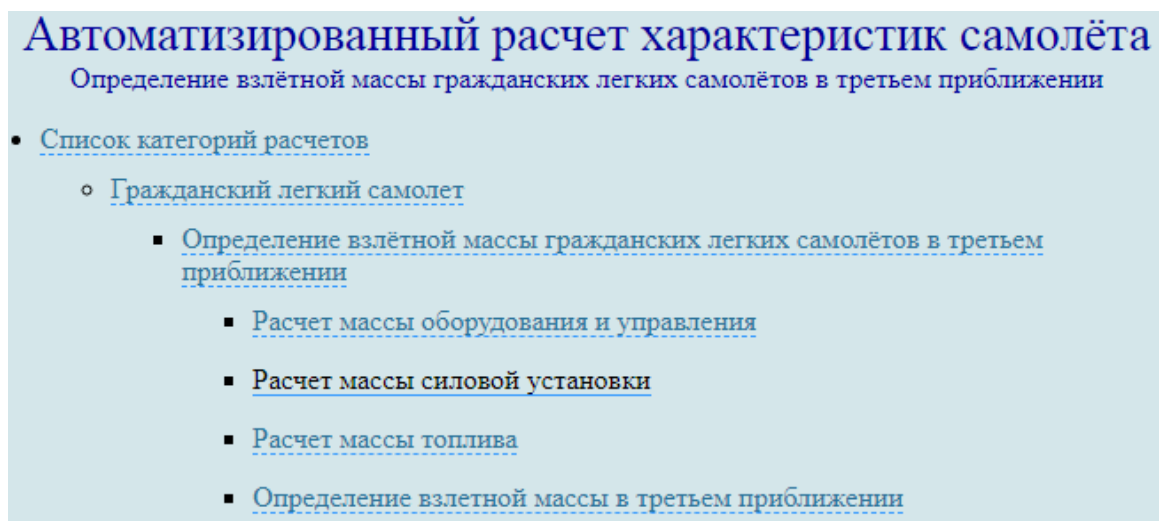


Рисунок Г.113 – Список підкатегорії **Определение взлётной массы гражданских легкиx самолётов в третьем приближении** і вибір **Расчет массы силовой установки**

Г.13.1 Порядок задавання параметрів для визначення маси силової установки у третьому наближенні

Г.13.1.1 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.114):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

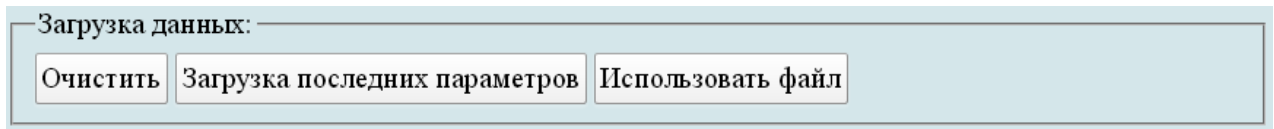


Рисунок Г.114 – Завантаження даних

Г.13.1.2 У полі **Исходные параметры** ввести підготовлені параметри із таблиці Г.15 «Визначення маси силової установки в третьому наближенні» (якщо розрахунок виконується вперше, то вхідні дані потрібно вводити вручну). При підведенні курсора на знак [?], розташований біля кожного параметра буде показана підказка про назву величини (рисунок Г.115).

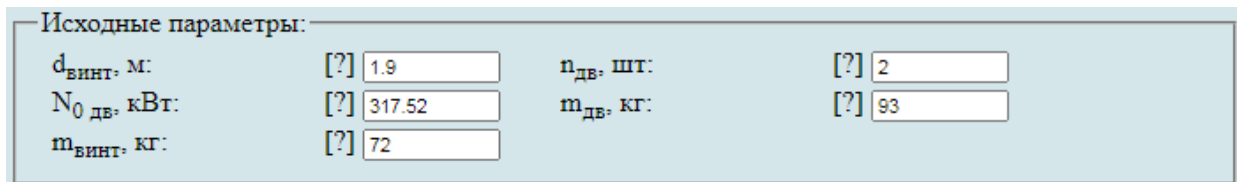


Рисунок Г.115 – Вхідні дані в програмі для визначення маси силової установки у третьому наближенні

Г.13.1.3 У полі **Параметры для циклических вычислений** із випадаючого меню **Исследуемый параметр №1** вибрати **Параметр не используется** (рисунок Г.116).

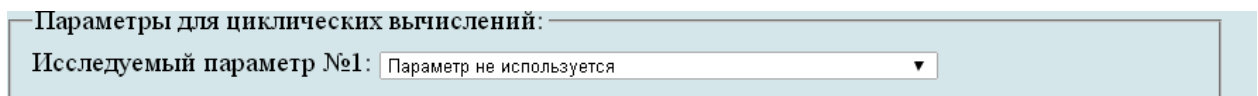
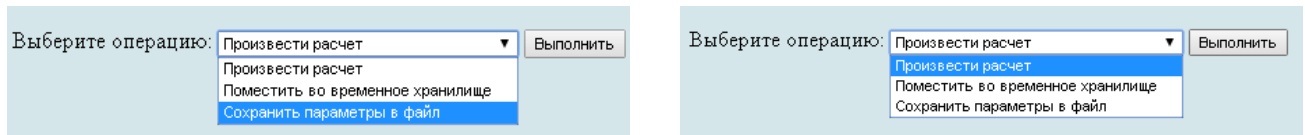


Рисунок Г.116 – Параметры для циклічних обчислень

Г.13.1.4 У полі **Выберите операцию** із випадаючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та натиснути **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадаючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та натиснути **Выполнить** (рисунок Г.117).



а

б

а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.117 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.13.2 Порядок отримання результатів визначення маси силової установки у третьому наближенні

Г.13.2.1 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.118, а), для більш детальної інформації про вихідні дані та результати розрахунку можна відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.118, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.

Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в третьем приближении
Расчет массы силовой установки

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$d_{\text{винт}} = 1.9 \text{ м}; n_{\text{дв}} = 2 \text{ шт}; N_{0 \text{ дв}} = 317.52 \text{ кВт}; m_{\text{дв}} = 93 \text{ кг}; m_{\text{винт}} = 72 \text{ кг}.$

а

Расчет массы силовой установки

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

Диаметр винта $d_{\text{винт}} = 1.9 \text{ м};$
 Количество двигателей, установленных на самолете $n_{\text{дв}} = 2 \text{ шт};$
 Мощность одного двигателя $N_{0 \text{ дв}} = 317.52 \text{ кВт};$ Масса одного двигателя $m_{\text{дв}} = 93 \text{ кг};$
 Масса винта $m_{\text{винт}} = 72 \text{ кг}.$

б

а – короткий список; б – детальный список

Рисунок Г.118 – Вхідні дані, які використовуються

Г.13.2.2 У полі **Результаты расчета** наведено значення маси силової установки у третьому наближенні (рисунок Г.119).

Результаты расчета:

$\gamma_{\text{дв}} = 0,5197 \text{ даН/кВт}; R = 2,0587; m_{\text{С.У}} = 679,3761 \text{ кг}.$

Рисунок Г.119 – Результуючі значення маси силової установки у третьому наближенні

Г.13.2.3 У разі необхідності можна замінити одне або кілька значень у вихідних даних або в параметрах циклічних обчислень. Для цього слід натиснути **Вернуться к параметрам**, повернутися до параметрів, виправити і повторити п.п Г.13.1.2– Г.13.2.2. За допомогою команди **Новый расчет** система обнулить всі виконані процедури, щоб продовжити розрахунок необхідно виконати п.п Г.13.1 –

Г.13.2.2. Якщо не було проведено збереження параметрів у файл або необхідно повторно збереження слід натиснути **Сохранить параметры в файл**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads** (рисунок Г.120).

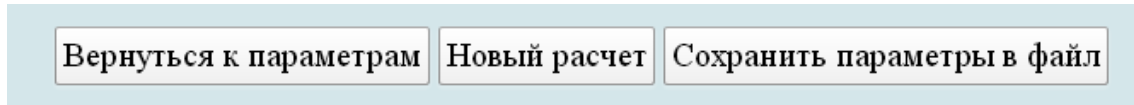


Рисунок Г.120 – Меню для виконання п.п Г.13.2.3

Г.14 Визначення маси палива у третьому наближенні

У вікні **Автоматизированный расчет характеристик самолета** вибрати підкатегорію **Определение взлётной массы гражданских легкиx самолётов в третьем приближении**. Відкриється перелік (рисунок Г.121), у якому активувати **Расчет массы топлива**.

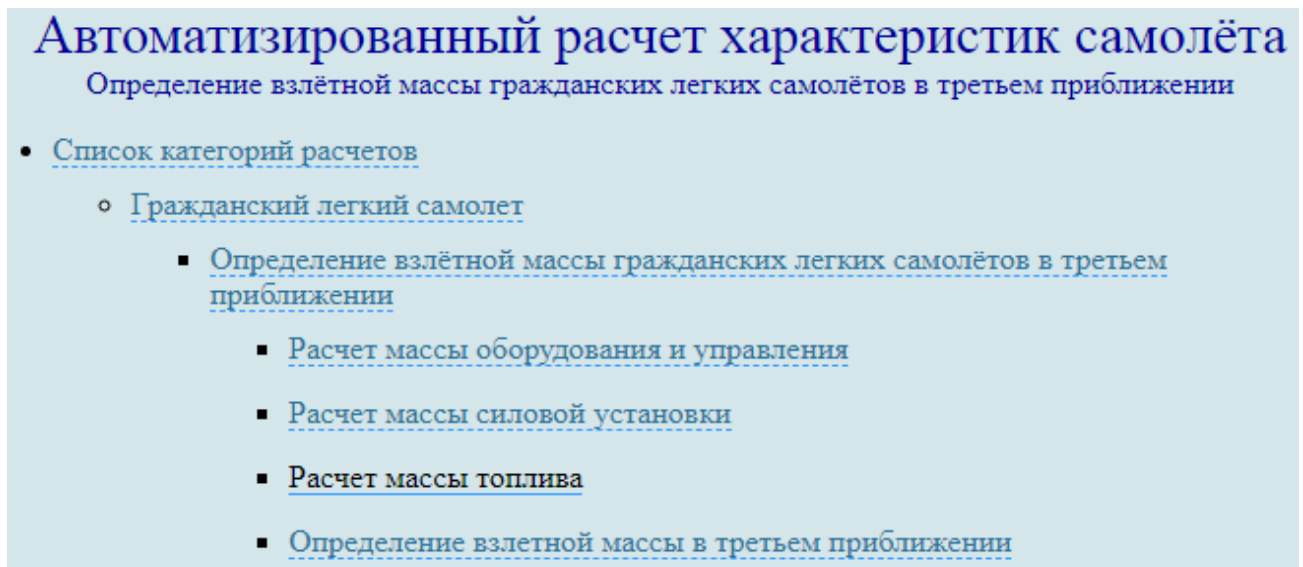


Рисунок Г.121 – Список підкатегорії **Определение взлётной массы гражданских легкиx самолётов в третьем приближении** і вибір **Расчет массы топлива**

Г.14.1 Порядок задавання параметрів для визначення маси палива у третьому наближенні

Г.14.1.1 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.122):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

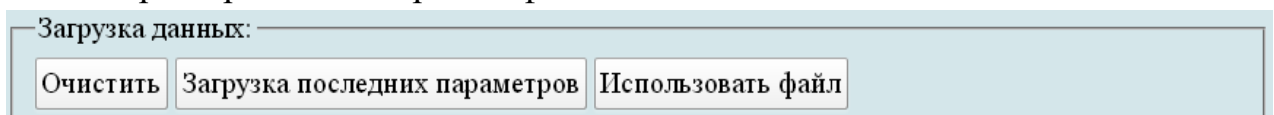


Рисунок Г.122 – Завантаження даних

Г.14.1.2 У полі **Исходные параметры** ввести підготовлені параметри із таблиці Г.16 «Визначення маси палива в третьому наближенні» (якщо розрахунок виконується вперше, то вхідні дані потрібно вводити вручну). При підведенні курсора на знак [?], розташований біля кожного параметра буде показана підказка про назву величини (рисунок Г.123).

Исходные параметры:			
m_0 , кг:	[?] <input type="text" value="3139"/>	$H_{кр}$, км:	[?] <input type="text" value="3.5"/>
L , км:	[?] <input type="text" value="1500"/>	$V_{кр}$, км/ч:	[?] <input type="text" value="350"/>
C_e , кг/(кВт*ч):	[?] <input type="text" value="0.285"/>	$\eta_{в.крейс}$:	[?] <input type="text" value="0.8"/>
$\tau_{н.з.}$, ч:	[?] <input type="text" value="0.75"/>	$A_{пол}$:	[?] <input type="text" value="0.0391"/>
C_{x0} кр:	[?] <input type="text" value="0.01"/>		

Рисунок Г.123 – Вхідні дані в програмі для визначення маси палива у третьому наближенні

Г.14.1.3 У полі **Параметры для циклических вычислений** із випадаючого меню **Исследуемый параметр №1** вибрати **Параметр не используется** (рисунок Г.124).

Параметры для циклических вычислений:	
Исследуемый параметр №1:	<input type="text" value="Параметр не используется"/>

Рисунок Г.124 – Параметри для циклічних обчислень

Г.14.1.4 У полі **Выберите операцию** із випадаючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та натиснути **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадаючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та натиснути **Выполнить** (рисунок Г.125).

Выберите операцию:	
<input type="text" value="Произвести расчет"/>	<input type="button" value="Выполнить"/>
<ul style="list-style-type: none"> Произвести расчет Поместить во временное хранилище Сохранить параметры в файл 	

а

б

а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.125 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.14.2 Порядок отримання результатів визначення маси палива у третьому наближенні

Г.14.2.1 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.126, а), для більш детальної інформації про вихідні дані та результати розрахунку можна

відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.126, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.

Расчет массы топлива

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$m''_0 = 3139$ кг; $H_{кр} = 3.5$ км; $L = 1500$ км; $V_{кр} = 350$ км/ч; $C_e = 0.285$ кг/(кВт*ч);
 $\eta_{в.крейс} = 0.8$; $\tau_{н.з} = 0.75$ ч.; $A_{пол} = 0.0391$; $C_{x0_{кр}} = 0.01$.

а

Расчет массы топлива

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

Взлетная масса самолета во втором приближении $m''_0 = 3139$ кг; Крейсерская высота полета $H_{кр} = 3.5$ км;
 Расчетная дальность полета $L = 1500$ км; Крейсерская скорость $V_{кр} = 350$ км/ч;
 Удельный расход топлива на крейсерском режиме полета $C_e = 0.285$ кг/(кВт*ч);
 КПД винта крейсерский $\eta_{в.крейс} = 0.8$; Расчетное время для выработки навигационного запаса топлива $\tau_{н.з} = 0.75$ ч.;
 Коэффициент отвала поляры $A_{пол} = 0.0391$;
 Коэффициент лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе для Мкрейс $C_{x0_{кр}} = 0.01$.

б

а – короткий список; б – детальний список

Рисунок Г.126 – Вхідні дані, які використовуються

Г.14.2.2 У полі **Результаты расчета** наведено значення маси палива у третьому наближенні (рисунок Г.127).

Результаты расчета:

$L_{расч} = 1391,35$ км; $k_T = 0,0127$ кг; $\bar{m}_{T_{крейс}} = 0,1242$; $\bar{m}_{T_{н.в}} = 0,0088$; $\bar{m}_T = 0,1551$;
 $m_T = 486,7431$ кг.

Рисунок Г.127 – Результуючі значення маси палива у третьому наближенні

Г.14.2.3 У разі необхідності можна замінити одне або кілька значень у вихідних даних або в параметрах циклічних обчислень. Для цього слід натиснути **Вернуться к параметрам**, повернутися до параметрів, виправити і повторити п.п Г.14.1.2 – Г.14.2.2. За допомогою команди **Новый расчет** система обнулить всі виконані процедури, щоб продовжити розрахунок необхідно виконати п.п Г.14.1 – Г.14.2.2. Якщо не було проведено збереження параметрів у файл або необхідно повторне збереження слід натиснути **Сохранить параметры в файл**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads** (рисунок Г.128).

Вернуться к параметрам Новый расчет Сохранить параметры в файл

Рисунок Г.128 – Меню для виконання п.п Г.14.2.3

Г.15 Визначення злітної маси легкого літака у третьому наближенні

У вікні **Автоматизированный расчет характеристик самолета** вибрати підкатегорію [Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в третьем приближении](#). Відкриється перелік (рисунок Г.129), у якому активувати [Определение взлетной массы в третьем приближении](#).

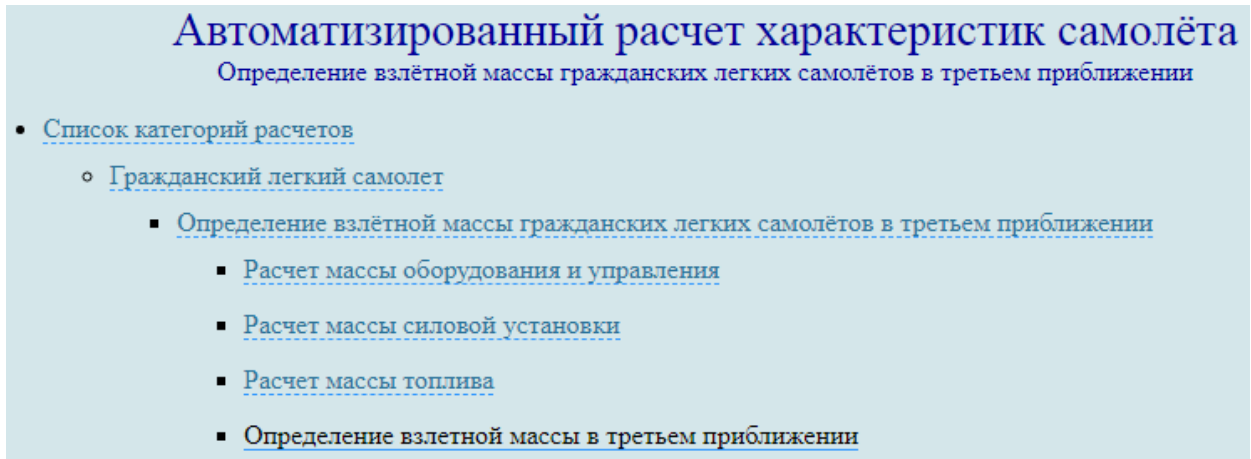


Рисунок Г.129 – Список підкатегорії [Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в третьем приближении](#) і вибір [Определение взлетной массы в третьем приближении](#)

Г.15.1 Порядок задавання параметрів для визначення злітної маси літака у третьому наближенні

Г.15.1.1 У полі **Загрузка данных** можна (рисунок Г.130):

- очистити дані поточного розрахунку;
- завантажити останні використані параметри;
- відкрити раніше створений файл вхідних даних.

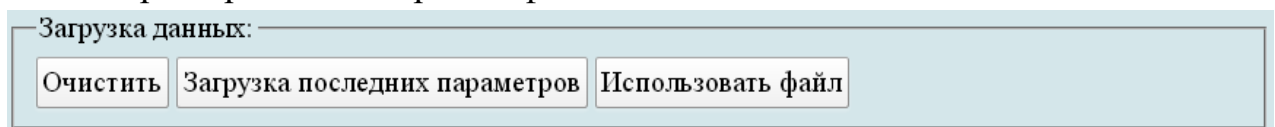


Рисунок Г.130 – Завантаження даних

Г.15.1.2 У полі **Исходные параметры** ввести підготовлені параметри із таблиці Г.17 «Визначення злітної маси в третьому наближенні» (якщо розрахунок виконується вперше, то вхідні дані потрібно вводити вручну). При підведенні курсора на знак [?], розташований біля кожного параметра буде показана підказка про назву величини (рисунок Г.131).

Исходные параметры:					
m_0 , кг:	[?] 3139	$n_{\text{пас. чел.}}$:	[?] 6	$n_{\text{эк. чел.}}$:	[?] 1
$k_{\text{об}}^{\text{X}}$:	[?] 1	Δt :	[?] 20	$d_{\text{винт}}$, м:	[?] 1.9
$n_{\text{дв}}$, шт:	[?] 2	N_0 дв, кВт:	[?] 317.52	$m_{\text{дв}}$, кг:	[?] 93
$m_{\text{винт}}$, кг:	[?] 72	$H_{\text{кр}}$, км:	[?] 3.5	L , км:	[?] 1500
$V_{\text{кр}}$, км/ч:	[?] 350	C_e , кг/(кВт*ч):	[?] 0.285	$\eta_{\text{в.крейс}}$:	[?] 0.8
$\tau_{\text{н.з.}}$, ч.:	[?] 0.75	$A_{\text{пол}}$:	[?] 0.0391	$C_{\text{х0 кр}}$:	[?] 0.01
$m_{\text{ц.н.}}$, кг:	[?] 600	$m_{\text{с.н.}}$, кг:	[?] 126	$m_{\text{кон}}$, кг:	[?] 1094

Рисунок Г.131 – Вхідні дані в програмі для визначення злітної маси літака у третьому наближенні

Г.15.1.3 У полі **Параметры** для **циклических вычислений** із випадаючого меню **Исследуемый параметр №1** вибрати **Параметр не используется** (рисунок Г.132).

Параметры для циклических вычислений:

Исследуемый параметр №1:

Рисунок Г.132 – Параметри для циклічних обчислень

Г.15.1.4 У полі **Выберите операцию** із випадаючого меню вибрати **Сохранить параметры в файл** та натиснути **Выполнить**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads**. Далі необхідно виконати розрахунок, для цього у випадаючому меню в полі **Выберите операцию** вибрати **Произвести расчет** та натиснути **Выполнить** (рисунок Г.133).

Выберите операцию:

- Произвести расчет
- Поместить во временное хранилище
- Сохранить параметры в файл

Выберите операцию:

- Произвести расчет
- Поместить во временное хранилище
- Сохранить параметры в файл

а

б

а – вибір збереження параметрів у файл; б – вибір виконання розрахунків

Рисунок Г.133 – Усі опції файлу та здійснення розрахунку

Г.15.2 Порядок отримання результатів визначення злітної маси літака у третьому наближенні

Г.15.2.1 У відкритому вікні результатів розрахунку у полі **Исходные данные** та **Результаты расчета** буде показано **Краткий список** (рисунок Г.134, а), для більш детальної інформації про вихідні дані та результати розрахунку можна відкрити **Детализированный список** (рисунок Г.134, б) з поясненнями параметрів, які використовуються у вхідних даних та результатах розрахунку.

Г.15.2.2 У полі **Результаты расчета** наведено значення злітної маси літака у третьому наближенні (рисунок Г.135).

Определение взлётной массы гражданских легких самолётов в третьем приближении

Определение взлетной массы в третьем приближении

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

$m''_0 = 3139$ кг; $n_{\text{пас}} = 6$ чел.; $n_{\text{эк}} = 1$ чел.; $k_{\text{об}}^{\text{сх}} = 1$; $\Delta t = 20$; $d_{\text{винт}} = 1.9$ м; $n_{\text{дв}} = 2$ шт; $N_{0 \text{ дв}} = 317.52$ кВт; $m_{\text{дв}} = 93$ кг;
 $m_{\text{винт}} = 72$ кг; $H_{\text{кр}} = 3.5$ км; $L = 1500$ км; $V_{\text{кр}} = 350$ км/ч; $C_e = 0.285$ кг/(кВт*ч); $\eta_{\text{в.крейс}} = 0.8$; $\tau_{\text{н.з}} = 0.75$ ч.;
 $A_{\text{пол}} = 0.0391$; $C_{x0 \text{ кр}} = 0.01$; $m_{\text{ц.н}} = 600$ кг; $m_{\text{с.н}} = 126$ кг; $m_{\text{кон}} = 1094$ кг.

а

Определение взлетной массы в третьем приближении

Краткий список Детализированный список

Исходные данные:

Взлетная масса самолета во втором приближении $m''_0 = 3139$ кг; Количество пассажиров $n_{\text{пас}} = 6$ чел.;
 Количество членов экипажа $n_{\text{эк}} = 1$ чел.; Коэффициент, зависящий от расположения двигателей $k_{\text{об}}^{\text{сх}} = 1$;
 Рассматриваемый период перспективы $\Delta t = 20$; Диаметр винта $d_{\text{винт}} = 1.9$ м;
 Количество двигателей, установленных на самолете $n_{\text{дв}} = 2$ шт; Мощность одного двигателя $N_{0 \text{ дв}} = 317.52$ кВт;
 Масса одного двигателя $m_{\text{дв}} = 93$ кг; Масса винта $m_{\text{винт}} = 72$ кг; Крейсерская высота полёта $H_{\text{кр}} = 3.5$ км;
 Расчетная дальность полета $L = 1500$ км; Крейсерская скорость $V_{\text{кр}} = 350$ км/ч;
 Удельный расход топлива на крейсерском режиме полета $C_e = 0.285$ кг/(кВт*ч); КПД винта крейсерский $\eta_{\text{в.крейс}} = 0.8$;
 Расчетное время для выработки навигационного запаса топлива $\tau_{\text{н.з}} = 0.75$ ч.; Коэффициент отвала полярны $A_{\text{пол}} = 0.0391$;
 Коэффициент лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе для $M_{\text{крейс}} C_{x0 \text{ кр}} = 0.01$;
 Масса целевой коммерческой нагрузки $m_{\text{ц.н}} = 600$ кг; Масса снаряжения $m_{\text{с.н}} = 126$ кг; Масса конструкции самолета $m_{\text{кон}} = 1094$ кг.

б

а – короткий список; б – детальный список

Рисунок Г.134 – Входні дані, які використовуються

Результаты расчета:

Взлетная масса самолета в третьем приближении $m'''_0 = 3587,7542$ кг.

Рисунок Г.135 – Результуюче значення злітної маси літака у третьому наближенні

Г.15.2.3 У разі необхідності можна замінити одне або кілька значень у вихідних даних або в параметрах циклічних обчислень. Для цього слід натиснути **Вернуться к параметрам**, повернутися до параметрів, виправити і повторити п.п Г.15.1.2– Г.15.2.2. За допомогою команди **Новый расчет** система обнулить всі виконані процедури, щоб продовжити розрахунок необхідно виконати п.п Г.15.1 – Г.15.2.2. Якщо не було проведено збереження параметрів у файл або необхідно повторно збереження слід натиснути **Сохранить параметры в файл**. Система автоматично збереже файл з ім'ям **params.xml** у папці **Downloads** (рисунок Г.136).

Вернуться к параметрам

Новый расчет

Сохранить параметры в файл

Рисунок Г.136 – Меню для виконання п.п Г.15.2.3

ДОДАТОК Д
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. Мялица, А. М. Гуменный, В. М. Андриющенко, 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. Андриющенко, 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. Гуменний 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. Гуменний 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. Гуменний 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. Гуменный 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. Гуменный 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. Гуменный, 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. Гуменный, В. М. Андрющенко, 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. Гуменный, В. М. Андрющенко, 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., Гуменный 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. Гуменный, 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 патентотримувач Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». – № s201900361 ; заявл. 26.02.2019 ; опубл. 11.11.2019, Бюл. № 21.