

На правах рукописи



**Карпович Елена Анатольевна**

Разработка научно-методического обеспечения  
для формирования облика и оценки характеристик  
легкого самолета с крылом коробчатой схемы  
на ранних этапах проектирования

Специальность **05.07.02**

«Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов»

**Автореферат**

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Москва, 2020

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель: **Лисейцев Николай Константинович** – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры 101 «Проектирование и сертификация авиационной техники» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Официальные оппоненты: **Вермель Владимир Дмитриевич** – доктор технических наук, профессор, начальник научно-технического центра научно-производственного комплекса Государственного научного центра Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского»

**Арутюнов Артём Георгиевич** – кандидат технических наук, акционерное общество «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», главный конструктор проектно-конструкторского центра многообразных ракетно-космических систем им. Р.Л. Бартини.

Ведущая организация: Акционерное общество «Кронштадт»

Защита состоится 18 декабря 2020 года в 14:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.10 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, главный административный корпус, зал заседаний учёного совета.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» и на сайте [https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT\\_ID=118197](https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=118197)

Автореферат разослан « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2020 года.

Ученый секретарь  
диссертационного совета Д 212.125.10,  
к.т.н., доцент



Денискина Антонина Робертовна

## Общая характеристика работы

В результате накопления опыта проектирования самолетов сложилась тенденция применять устоявшиеся схемы в проектах летательных аппаратов определенного назначения. Однако в связи с расширением знаний в области вычислительной аэродинамики имеет смысл в рамках одного проекта рассматривать несколько возможных схем и находить среди них *оптимальную* по критерию качества, отражающему назначение проектируемого аппарата.

При фиксированной скорости полета самолета потребная масса топлива на борту может быть уменьшена за счет снижения взлетной массы, снижения удельного расхода топлива, либо увеличения аэродинамического качества. В данной работе рассматривается только третий путь – *улучшение аэродинамического качества*.

При заданной взлетной массе аэродинамическое качество может быть улучшено за счет снижения лобового сопротивления. Из всех составляющих лобового сопротивления в данной работе рассматривается главным образом *индуктивное сопротивление*.

В первой четверти XX века Л. Прандтль показал, что из всех возможных схем крыльев наименьшим индуктивным сопротивлением обладает *коробчатая схема*, в связи с чем в данной работе в качестве объекта исследования был принят самолет с крылом коробчатой схемы. Исследование проводилось в рамках категории «*Очень легкие самолеты*» (ОЛС), что обусловлено следующими причинами:

1. Главное достоинство коробчатой схемы – низкое индуктивное сопротивление – может оказать ощутимое влияние на характеристики в первую очередь легкого самолета, поскольку именно при полете на относительно небольшие дистанции существенная доля расходуемого топлива приходится на режим взлета и посадки, когда индуктивное сопротивление может достигать до 90% от общего сопротивления самолета. Это означает, что снижение величины индуктивного сопротивления легкого самолета может привести к *практически значимому* снижению потребной массы топлива, увеличению полезной нагрузки, либо к увеличению дальности полета.
2. Оптимизация конструкции крыла легкого самолета с целью снижения его веса может дать более существенный эффект, чем оптимизация крыльев самолетов с большим взлетным весом (что особенно важно для коробчатого крыла, являющегося статически неопределимой системой с позиции строительной механики).

В связи с отсутствием статистических данных по самолетам с крылом коробчатой схемы в основу разрабатываемого научно-методического обеспечения была положена методика проектирования "*от эквивалентного моноплана*".

Под термином "*эквивалентный моноплан*" в диссертации понимается моноплан, обладающий следующими свойствами:

- эквивалентный моноплан проектируется с использованием традиционных подходов на основании тех же требований и ограничений, что и самолет с крылом коробчатой схемы;
- размах и суммарная площадь крыльев коробчатого самолета принимаются равными размаху и площади крыла моноплана.

Для осуществления проектирования "от эквивалентного моноплана" были разработаны модули научно-методического обеспечения, позволяющие пересчитывать параметры и характеристики легкого моноплана на параметры и характеристики эквивалентного ему самолета с крылом коробчатой схемы. К таким модулям относятся:

- аэродинамический модуль, включающий:
  - подмодуль формирования геометрии аэродинамических профилей крыльев коробчатого самолета (подмодуль 1);
  - подмодуль расчета аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы (подмодуль 2).
- модуль исследования устойчивости и балансировки легкого самолета с крылом коробчатой схемы;
- модуль расчета веса несущих поверхностей самолета с крылом коробчатой схемы.

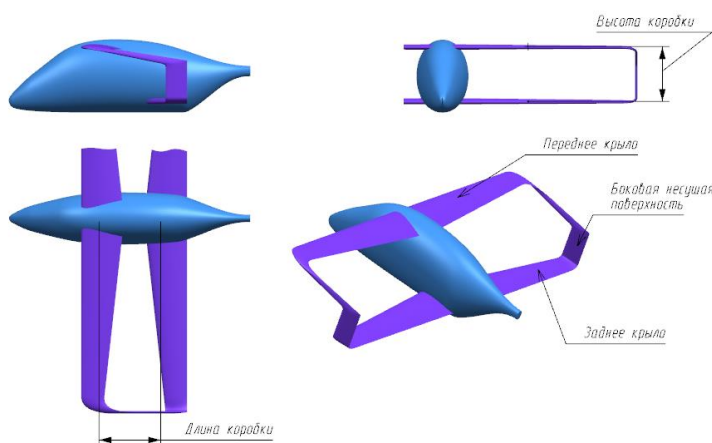
Суть процедуры проектирования "от эквивалентного моноплана" состоит в следующем:

1. На основании заданного перечня требований и ограничений формируется аэродинамическая компоновка моноплана.
2. Полученный комплекс параметров и характеристик, описывающих форму, размеры и взаимное положение агрегатов моноплана, используется для формирования геометрии самолета с крылом коробчатой схемы:
  - 2.1. Длина фюзеляжа уменьшается в связи с тем, что у коробчатого самолета нет хвостового оперения.
  - 2.2. Формируется система несущих поверхностей с учетом ограничений по размаху и суммарной площади крыльев. Для первичного автоматизированного расчета потребных параметров аэродинамических профилей крыльев коробчатого самолета разработан *подмодуль 1* аэродинамического модуля научно-методического обеспечения.
  - 2.3. Определение потребных размеров вертикальных несущих поверхностей для обеспечения боковой устойчивости и управляемости осуществляется на основе традиционных подходов.
3. После формирования внешних обводов самолета с крылом коробчатой схемы осуществляются следующие действия:

- 3.1. Расчет его аэродинамических характеристик (с помощью *подмодуля 2* аэродинамического модуля научно-методического обеспечения);
- 3.2. Анализ устойчивости и балансировки, выбор способа балансировки (с помощью *модуля исследования устойчивости и балансировки*);
- 3.3. Расчет веса несущих поверхностей (с помощью *модуля расчета веса крыльев*);
- 3.4. Формирование общей весовой сводки;
- 3.5. Расчет летно-технических и взлетно-посадочных характеристик самолета;
- 3.6. Сравнение этих характеристик с характеристиками эквивалентного моноплана.

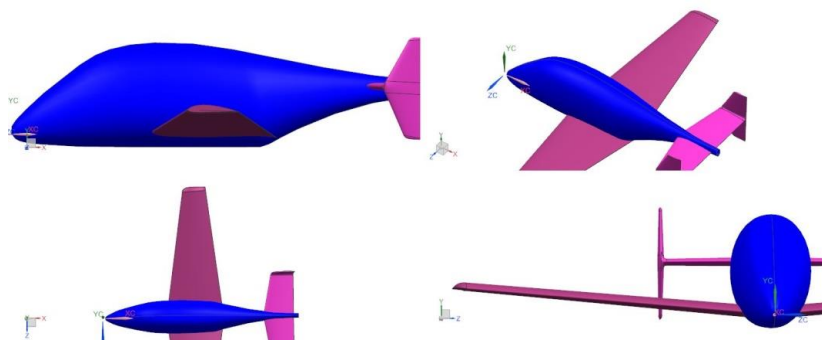
Методика проектирования "от эквивалентного моноплана" позволяет осуществить предварительное проектирование легкого самолета с крылом коробчатой схемы на основании проекта эквивалентного моноплана и установленных связей между параметрами и характеристиками самолетов с консольным и коробчатым крыльями. «Эквивалентный моноплан» в рамках разработанной методики проектирования является как основой для формирования внешнего облика самолета с крылом коробчатой схемы, так и объектом для сравнительного анализа.

Общий вид легкого самолета с крылом коробчатой схемы, спроектированного и принятого в качестве объекта исследования в данной работе, представлен на *рисунке 1*.



**Рисунок 1 – Общий вид самолета с крылом коробчатой схемы**

На *рисунке 2* представлен общий вид эквивалентного моноплана.



**Рисунок 2 – Общий вид эквивалентного моноплана**

**Актуальность темы диссертации** определяется тем, что низкое индуктивное сопротивление коробчатой схемы может обеспечить высокую эффективность самолета с таким крылом. *Изучение научной и технической литературы показало, что к настоящему времени предложен ряд проектов самолетов с крылом коробчатой схемы; однако в этих работах не описаны методики формирования облика и сравнительно простого, приближенного расчета аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы.*

*Кроме того, на основе имеющихся данных сложно оценить, насколько может быть целесообразной замена традиционного консольного крыла на крыло коробчатой схемы в рамках проекта легкого многоцелевого самолета.*

**Цель диссертационной работы** состояла в разработке научно-методического обеспечения для формирования облика и оценки характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы на ранних этапах проектирования.

Для достижения поставленной цели был решен ряд **задач**.

1. В рамках *теоретической части* диссертации была сформулирована задача разработать методику проектирования легкого самолета с крылом коробчатой схемы «от эквивалентного моноплана», включающую ряд модулей:
  - аэродинамический модуль;
  - модуль исследования устойчивости и балансировки;
  - модуль расчета веса крыла.
2. В рамках *практической части* диссертации были сформулированы следующие задачи:
  - апробировать предложенную методику проектирования в рамках проекта легкого самолета с крылом коробчатой схемы;
  - провести продувки модели самолета с крылом коробчатой схемы в аэродинамической трубе МАИ Т-1 и верифицировать разработанную методику упрощенного расчета аэродинамических характеристик крыла коробчатой схемы;
  - применить разработанную методику аналитического расчета к самолету По-2 с модифицированным сочлененным крылом и сопоставить расчетные и экспериментальные данные.
3. Полученные результаты позволили осуществить **сравнительный анализ** летно-технических характеристик легкого самолета с коробчатым крылом и эквивалентного ему моноплана.

**Объектом** исследования является самолет с крылом коробчатой схемы.

**Предметом** исследования является методика, позволяющая сформировать облик и оценить характеристики легкого самолета с крылом коробчатой схемы на ранних этапах проектирования.

Для решения поставленных задач были использованы следующие **методы**:

- методы сравнительного анализа;
- методы численного моделирования: метод конечных объемов, метод вихревых решеток.
- экспериментальные методы исследования в аэродинамической трубе.

**Научная новизна** диссертации состоит в том, что в ней было предложено научно-методическое обеспечение для проектирования легкого самолета с крылом коробчатой схемы «от эквивалентного моноплана», включающее ряд модулей:

- аэродинамический модуль,
- модуль устойчивости и балансировки,
- модуль расчета веса крыла.

Методика проектирования «от эквивалентного моноплана» позволяет решить задачу формирования облика и оценки характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы, несмотря на отсутствие статистических данных по самолетам с такой аэродинамической компоновкой.

**Достоверность** результатов исследования подтверждается использованием апробированного программного обеспечения, а также сертификатами рабочих эталонов на приборы и оборудование, которые были использованы при проведении экспериментов.

#### **Теоретическая и практическая значимость работы**

Результаты, полученные в рамках диссертации, носят прикладной характер и позволяют более обоснованно решать задачи по формированию технического облика и оценке характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы.

В работе показано, что при замене традиционного крыла на коробчатое в рамках проекта легкого многоцелевого самолета потребное на типовой полет количество топлива снижается на 6,29 %, а взлетный вес - на 2,94%.

Разработанное научно-методическое обеспечение предназначено для применения на ранних этапах работы над проектом, когда при сравнении нескольких концепций требуется осуществить аэродинамическое проектирование и оценить характеристики самолета с крылом коробчатой схемы.

**На защиту выносятся** научно-методическое обеспечение для проектирования легкого самолета с крылом коробчатой схемы «от эквивалентного моноплана», включающее ряд модулей:

- аэродинамический модуль;
- модуль исследования устойчивости и балансировки;

- модуль расчета веса крыла.

### **Апробация работы**

Основные результаты работы обсуждались на следующих научных конференциях:

XVIII Международная конференция «Авиация и космонавтика» (МАИ)(2016 и 2019 г.);

XXIV Международная молодежная научная конференция «Туполевские чтения (школа молодых ученых)» (КАИ, 7-8 ноября 2019 г.);

XIX Международная научно-практическая конференция «Eurasiascience» (февраль 2019 г.);

XVIII Международная научно-практическая конференция Advances in Science and Technology (февраль 2019 г.)

### **Личный вклад автора в проведенное исследование**

Автором было проведено исследование особенностей компоновки, устойчивости, балансировки самолета с крылом коробчатой схемы; был предложен метод расчета веса несущих поверхностей самолета с крылом коробчатой схемы; разработана методика аэродинамического проектирования крыла коробчатой схемы; разработана методика упрощенного расчета аэродинамических характеристик коробчатого крыла; проведен аналитический и численный расчет аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы; проведена верификация разработанной методики упрощенного расчета аэродинамических характеристик крыла коробчатой схемы. Автор участвовал в проектировании продувочной модели самолета с крылом коробчатой схемы и в подготовке программы испытаний модели в аэродинамической трубе МАИ Т-1. Автором была проведена обработка экспериментальных данных по модели самолета с крылом коробчатой схемы, а также по модели По-2 с модифицированным сочлененным крылом.

### **Структура и объем работы**

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы, приложений. Работа изложена на 122 страницах, содержит 77 рисунков, 17 таблиц, 5 приложений. Список литературы содержит 103 наименования.

## **Основное содержание работы**

Во **введении** приведено обоснование выбора темы диссертации, сформулированы цель, предмет, объект исследований, научные задачи и методы их решения. В рамках обоснования выбора схемы крыла для исследования представлено сравнение коробчатой схемы крыла с другими известными схемами. Изложены научная новизна и практическое значение полученных результатов, перечислены публикации по теме диссертации, приведена структура диссертации.



В **первой главе** приведен обзор теоретических работ, посвященных коробчатому крылу и различным аспектам, связанным с проектированием самолета с крылом коробчатой схемы.

Первые теоретические работы и практические опыты, относящиеся к исследованию замкнутых схем крыла и их индуктивного сопротивления, связаны с именами Л. Прандтля и его ученика М.М. Мунка. Л. Прандтль показал, что в схеме полиплана с количеством крыльев большим, чем два, нагрузка на внутренние крылья меньше, чем нагрузка на внешние крылья. При увеличении числа крыльев полиплана суммарное индуктивное сопротивление системы уменьшается; при бесконечно большом числе крыльев индуктивное сопротивление системы становится равным индуктивному сопротивлению системы, имеющей форму прямоугольника при виде спереди. Такая система имеет минимальное индуктивное сопротивление из всех нелинейных систем несущих поверхностей с одинаковой высотой.

Теоремы Мунка позволили использовать результаты, полученные Прандтлем, для системы крыльев с горизонтальным выносом.

В дальнейшем исследователи рассматривали отдельные аспекты проектирования самолетов с крылом коробчатой схемы. Ряд работ посвящен оценке прочности и расчету веса коробчатого крыла ([Spohr, Schirra, Hoefling, Schedl], [Kalinowski], [Schiktanz], [Blackwell], [Rousseau]). Некоторые исследователи рассматривали вопросы устойчивости самолетов с крылом коробчатой схемы ([Schiktanz, Scholts], [Van Ginneken, Voskuijl, van Tooren, and Frediani]). Особенности компоновки самолета с крылом коробчатой схемы изучали Andrews, Khan, Frediani, Ishan, Jemitola, Zohlandt. Все эти исследования осуществлялись, как правило, в рамках проекта средне-дальнемагистрального самолета.

Существует также несколько проектов *ультралегких самолетов* с крылом коробчатой схемы: самолеты «Лигети Стратос» и «Санни», а также проекты А.С. Егера и А. Фредiani.

Было запатентовано несколько вариантов компоновок самолетов с крылом коробчатой схемы (Патент США 6,098,923; Патент США US D724,001; Патент США 5,503,352).

На основании анализа доступных материалов была сформулирована идея работы: обеспечить проектировщика материалами, позволяющими более обоснованно принимать решения на ранних этапах проектирования самолета с крылом коробчатой схемы. Эта идея была реализована путем создания методики проектирования «от эквивалентного моноплана», разработки расчетных математических моделей, анализа возможных вариантов аэродинамической компоновки самолета с таким крылом, а также путем сравнения самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана по ряду критериев.

**Во второй главе** представлено описание двух расчетных модулей научно-методического обеспечения для формирования облика и расчета характеристик легкого

самолета с крылом коробчатой схемы: аэродинамического модуля и модуля исследования устойчивости и балансировки.

**Аэродинамический модуль** научно-методического обеспечения состоит из двух подмодулей: первый подмодуль позволяет рассчитать требуемые *параметры аэродинамических профилей* для переднего и заднего крыльев, второй подмодуль позволяет осуществить *инженерный расчет аэродинамических характеристик (АДХ)* легкого самолета с крылом коробчатой схемы.

Определение в первом приближении формы аэродинамических профилей несущих поверхностей летательного аппарата необходимо инженеру-проектировщику в том случае, когда уже на самых начальных этапах проектирования для расчетов и параметрических исследований используются трехмерные геометрические модели самолета.

Формализованными исходными данными для расчета параметров, управляющих формой аэродинамических профилей, являются проектировочный коэффициент подъемной силы, требуемое распределение циркуляции по размахам и плановая геометрия крыльев.. Структура алгоритма формирования геометрии аэродинамического профиля по заданной подъемной силе и заданной плановой проекции крыла для обеспечения оптимального распределения подъемной силы по размаху представлена в *таблице 1*.

**Таблица 1 – Определение геометрических параметров аэродинамических профилей коробчатого крыла по заданной подъемной силе и заданной плановой проекции для обеспечения оптимального распределения подъемной силы по размаху**

	Исходные данные	Содержание операции	Полученные данные
<b>Операция 1</b>	$Y_{a \text{ расч}}$ , плановая проекция крыла	Вычисление оптимального распределения подъемной силы по размаху крыла	Расчетное значение $C_{ya \text{ сеч}}$ для каждого сечения крыла
<b>Операция 2</b>	Расчетное значение $C_{ya \text{ сеч}}$ для каждого сечения крыла	Вычисление ординат точек средней линии профиля, обеспечивающей рассчитанный $C_{ya}$	$\bar{f}$ , $X_f$ , $\alpha_0$ , $\alpha(C_{ya \text{ сеч}})$
<b>Операция 3</b>	Расчетное значение $C_{ya \text{ сеч}}$ для каждого сечения крыла Плановая проекция крыла Параметры полета	Вычисление угла скоса потока, вызванного влиянием данного крыла на другое	Угол скоса $\epsilon_{ij}$
<b>Операция 4</b>	$\bar{f}$ , $X_f$ , $\alpha_0$ , $\alpha(C_{ya \text{ сеч}})$ Относительная толщина сечения $\bar{c}$ , закон распределения толщины вдоль хорды	Вычисление ординат точек профиля	Форма аэродинамического профиля

Для определения формы профиля по заданному коэффициенту подъемной силы использована теория тонкого профиля (позволяет рассчитать ординаты средней линии профиля) и полиномиальный закон распределения толщины вдоль хорды профиля, заложенный в геометрию четырехзначных профилей НАСА.

Методика *аналитического расчета поляра* крыла коробчатой схемы представлена в *таблице 2*.

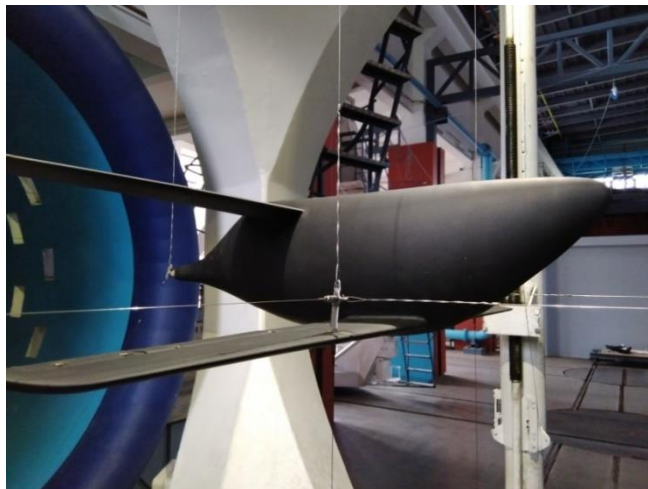
**Таблица 2 – Методика расчета поляра крыла коробчатой схемы в крейсерской, взлетной и посадочной конфигурациях**

Объект расчета		Шаг расчета №	Целевая функция	Исходные данные	Опорная расчетная схема	Результат расчета	
Убранное положение закрылков	Изолированные крылья	1	$C_{ya}$ крейс 1	АДХ профилей	Консольное крыло	$C_{ya}$ убр 1 = $f(\alpha)$ и $C_{ya}$ убр 2 = $f(\alpha)$ изолированных крыльев, пересчитаны из АДХ профилей	
			$C_{ya}$ крейс 2	Плановая проекция крыльев			
	Коробчатое крыло	2	$C_{ya}$ билл крейс	$C_{ya}$ крейс 1 = $f(\alpha)$ и $C_{ya}$ крейс 2 = $f(\alpha)$ для изолированных крыльев	Плановая проекция крыльев	Крылья биплана	$C_{ya}$ крейс = $f(\alpha)$ крыла коробчатой схемы в крейсерской конфигурации
Статистика ( $C_{x\alpha 0}$ , учтены вертикальные несущие поверхности)							
Коробчатое крыло	3	$C_{xa}$ кор крейс	Плановая проекция крыльев	Крыло коробчатой схемы	Поляра крыла коробчатой схемы в крейсерской конфигурации		
			$C_{x0}$ эквивалентного моноплана				
Выпущенное положение закрылков	Изолированные крылья	4	$C_{ya}$ закр 1	Геометрические параметры закрылков	Консольное крыло	$\Delta C_{ya}$ закр max изолированных крыльев	
			$C_{ya}$ закр 2	$C_{ya}$ крейс 1 = $f(\alpha)$ и $C_{ya}$ крейс 2 = $f(\alpha)$ для изолированных крыльев			$C_{ya}$ закр = $f(\alpha)$ изолированных крыльев
	Изолированные крылья	5	$C_{xa}$ закр 1	Геометрические параметры закрылков	Консольное крыло	$\Delta C_{xa}$ i закр изолированных крыльев во взлетной и посадочной конфигурации	
				$C_{xa}$ закр 2			Статистические данные
	Коробчатое крыло	6	$C_{ya}$ билл закр	$C_{ya}$ закр 1 = $f(\alpha)$ и $C_{ya}$ закр 2 = $f(\alpha)$ для изолированных крыльев	Плановая проекция коробчатого крыла	Крылья биплана	$C_{ya}$ = $f(\alpha)$ крыла коробчатой схемы во взлетной и посадочной конфигурации
				Плановая проекция коробчатого крыла			
Коробчатое крыло	7	$C_{xa}$ кор закр	Плановая проекция коробчатого крыла	Крыло коробчатой схемы	Поляра крыла коробчатой схемы во взлетной и посадочной конфигурациях		
			$C_{xa}$ кор крейс				

Для расчета продольных характеристик изолированных крыльев использовалась методика, предложенная А.Н. Арепьевым для легких самолетов. Для пересчета коэффициентов подъемной силы изолированных крыльев на соответствующие коэффициенты несущих поверхностей крыла коробчатой схемы применялся подход, разработанный для бипланов, а для оценки индуктивного сопротивления крыла коробчатой схемы – подход, предложенный Л. Прандтлем. Подбор параметров механизации и расчет поляра на режимах взлета и посадки производились на основании рекомендаций, предложенных в руководстве для конструкторов, выпущенного под редакцией В.Г. Микеладзе.

С целью верификации предлагаемых в диссертации инженерных методик расчета аэродинамических характеристик самолета с крылом коробчатой схемы были проведены

численные расчеты и трубные испытания весовой модели коробчатого самолета. Такой же комплекс исследований был применен к модели самолета По-2 с модифицированным сочлененным крылом. На *рисунке 2* представлена весовая модель самолета с крылом коробчатой схемы, установленная в аэродинамической трубе МАИ Т-1. На *рисунке 3* представлена весовая модель самолета По-2 с сочлененным крылом.



***Рисунок 2 - Продувочная модель самолета с крылом коробчатой схемы, установленная в аэродинамической трубе МАИ Т-1***



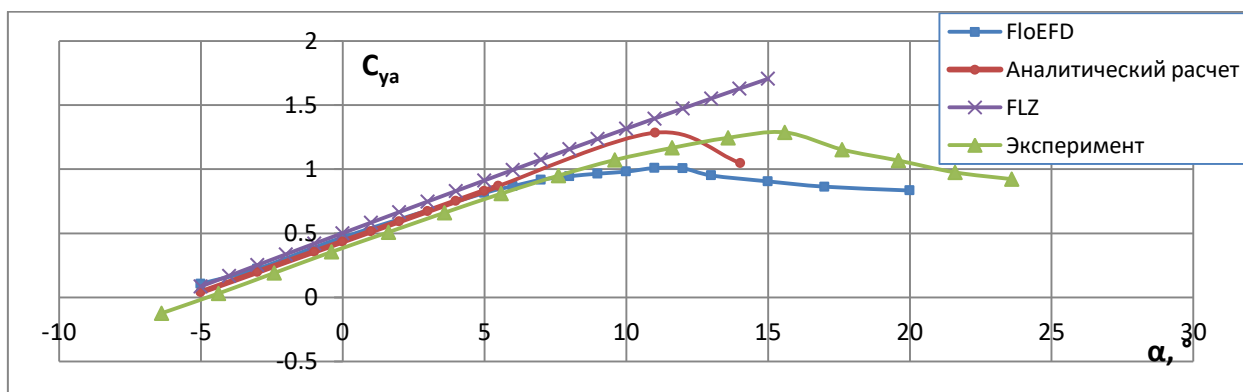
***Рисунок 3 – Весовая модель самолета По-2 с модифицированным сочлененным крылом в аэродинамической трубе МАИ Т-1***

В *таблице 3* представлены выполненные в рамках диссертации виды экспериментальной работы.

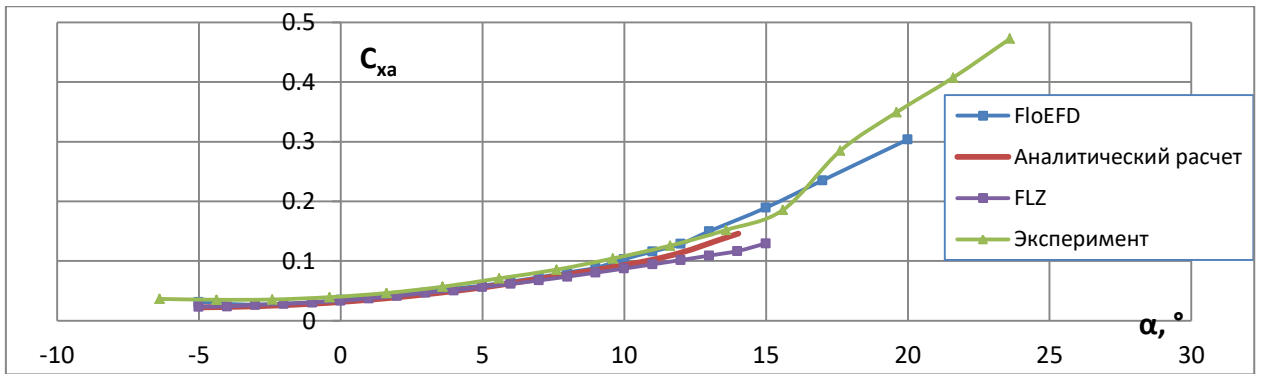
**Таблица 3 - Экспериментальная часть диссертации**

Метод исследования	Объект исследования	Предмет исследования	Цель исследования	
Численный расчет	XFLR5	Аэродинамические профили крыла коробчатой схемы	Верификация методики расчета формы профиля под заданные характеристики (первого подмодуля аэродинамического модуля научно-методического обеспечения)	
	FLZ-Vortex	Упрощенная модель самолета с крылом коробчатой схемы	Аэродинамические характеристики первого приближения	Получение данных для расчета ЛТХ в первом приближении
		Упрощенная модель эквивалентного моноплана	Аэродинамические характеристики первого приближения	Получение данных для расчета ЛТХ в первом приближении
	FloEFD	Рабочая модель самолета с крылом коробчатой схемы	Аэродинамические характеристики рабочей модели самолета	Получение данных для уточненного расчета ЛТХ и сравнения с аналитическим расчетом и экспериментом
		Рабочая модель эквивалентного моноплана	Аэродинамические характеристики рабочей модели самолета	Получение данных для уточненного расчета ЛТХ и сравнения с аналитическим расчетом и экспериментом
		Модель модифицированного самолета По-2 с сочлененным крылом	Аэродинамические характеристики модели самолета	Получение данных для сравнения с аналитическим расчетом и экспериментом
Продукты в Т-1	Весовая модель самолета с крылом коробчатой схемы	Аэродинамические характеристики весовой модели самолета	Сравнение с результатами численного расчета, верификация аналитического расчета; оптимизация аэродинамической компоновки самолета с крылом коробчатой схемы	
	Весовая модель самолета По-2 с сочлененным крылом	Аэродинамические характеристики весовой модели самолета	Сравнение с результатами численного расчета, верификация аналитического расчета	

В качестве примера, позволяющего оценить степень достоверности результатов аналитического расчета аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы, на *рисунках 4 – 5* представлены зависимости  $C_{ya}=f(\alpha)$  и  $C_{xa}=f(\alpha)$ , полученные с помощью аналитического расчета, численного расчета (FloEFD), метода вихревых решеток (FLZ-Vortex), а также экспериментальные данные.

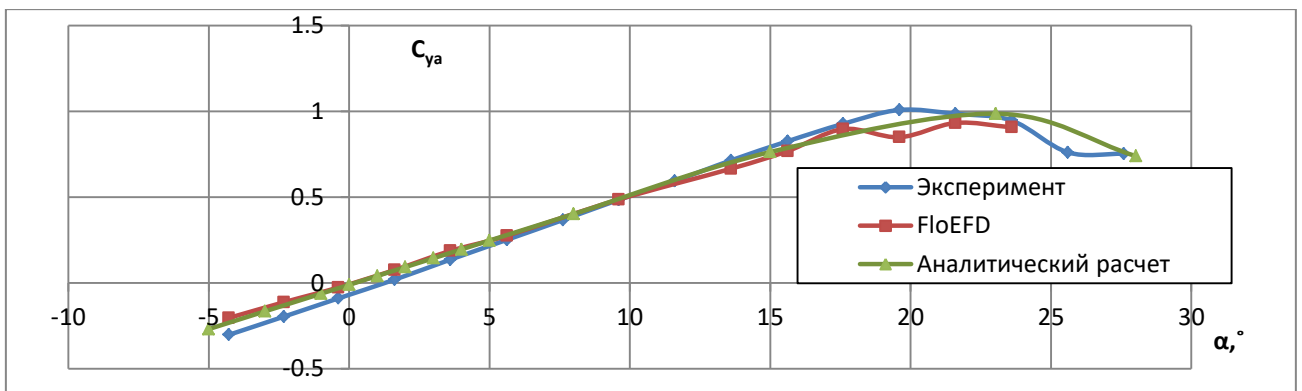


**Рисунок 4– Зависимость  $C_{ya}=f(\alpha)$  для самолета с крылом коробчатой схемы (крейсерская конфигурация)**

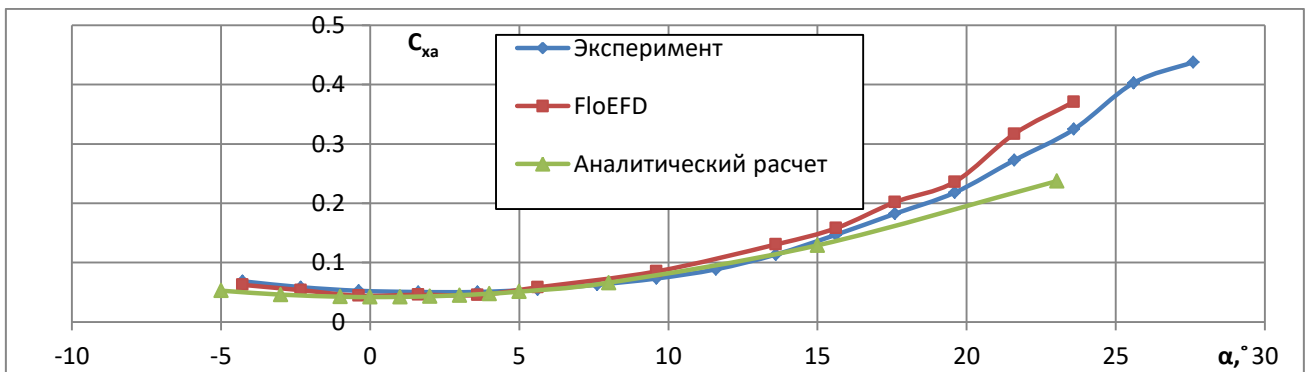


**Рисунок 5– Зависимость  $C_{xa}=f(\alpha)$  для самолета с крылом коробчатой схемы (крейсерская конфигурация)**

На *рисунках 6 – 7* представлены расчетные и экспериментальные аэродинамические характеристики модели самолета По-2 с сочлененным крылом.



**Рисунок 6 - Продувочная модель По-2 , зависимость  $C_{ya}=f(\alpha)$**



**Рисунок 7- Продувочная модель По-2 , зависимость  $C_{xa}=f(\alpha)$**

Достоверность результатов аналитического расчета для диапазона углов атаки  $\alpha = (-2...10^\circ)$  для модели самолета с крылом коробчатой схемы, а также модели самолета По-2 с сочлененным крылом можно оценить с помощью *таблицы 4*.

**Таблица 4 – Расхождения в результатах аналитического расчета и эксперимента**

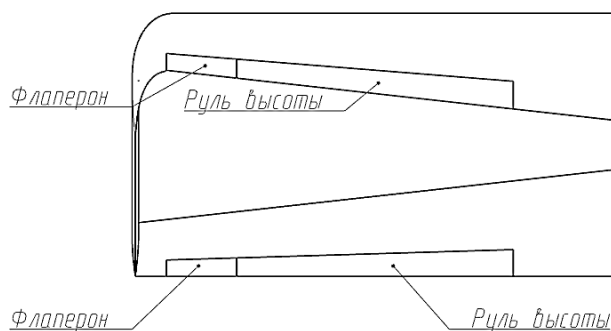
	$\Delta(C_{ya})$	$\Delta(C_{xa})$
<b>Самолет с крылом коробчатой схемы</b>	4-9 %	1-3 %
<b>По-2 с сочлененным крылом</b>	1-7 %	1-6 %

В пределах безотрывного обтекания предлагаемая методика расчета аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы в крейсерской конфигурации демонстрирует удовлетворительную сходимость с экспериментом.

Второй модуль научно-методического обеспечения, предложенный во второй главе, – *модуль исследования устойчивости и балансировки легкого самолета с крылом коробчатой схемы.*

В качестве исходных данных для анализа устойчивости и балансировки самолета с крылом коробчатой схемы были использованы геометрические параметры самолета, характеристики подобранных аэродинамических профилей, статистические данные по коэффициентам момента тангажа агрегатов планера легких самолетов.

В предлагаемой компоновке легкого самолета с крылом коробчатой схемы отсутствует горизонтальное оперение, управление и балансировка по тангажу осуществляются с помощью рулей высоты, установленных на внутренней части крыла (*рисунок 8*).



**Рисунок 8– Возможное размещение отклоняемых поверхностей по размахам крыльев**

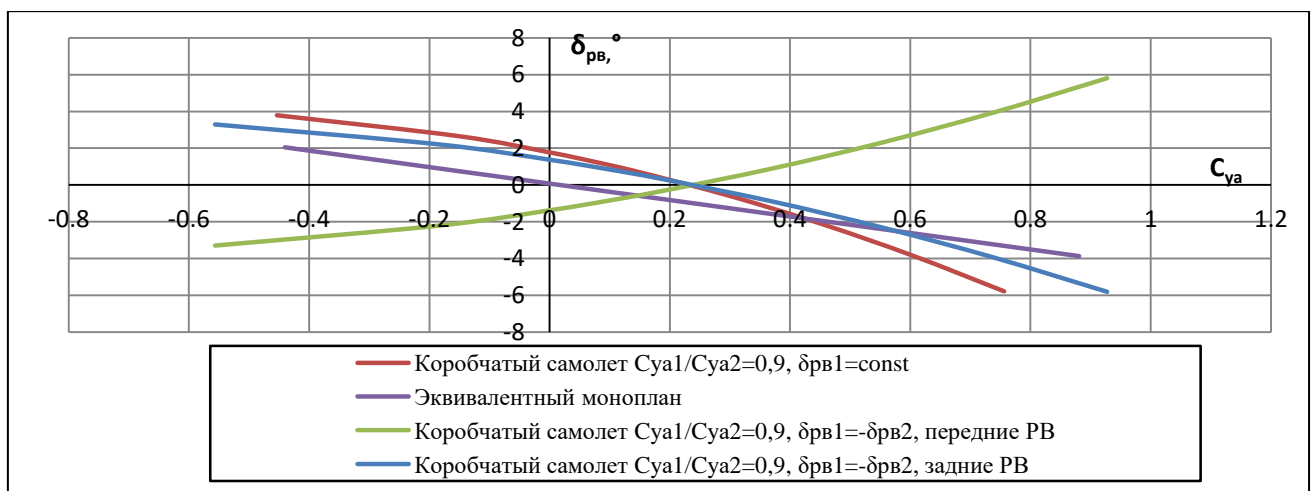
В процессе работы было рассмотрено три варианта балансировки:

- рули высоты на переднем крыле;
- рули высоты на заднем крыле;
- рули высоты на обоих крыльях.

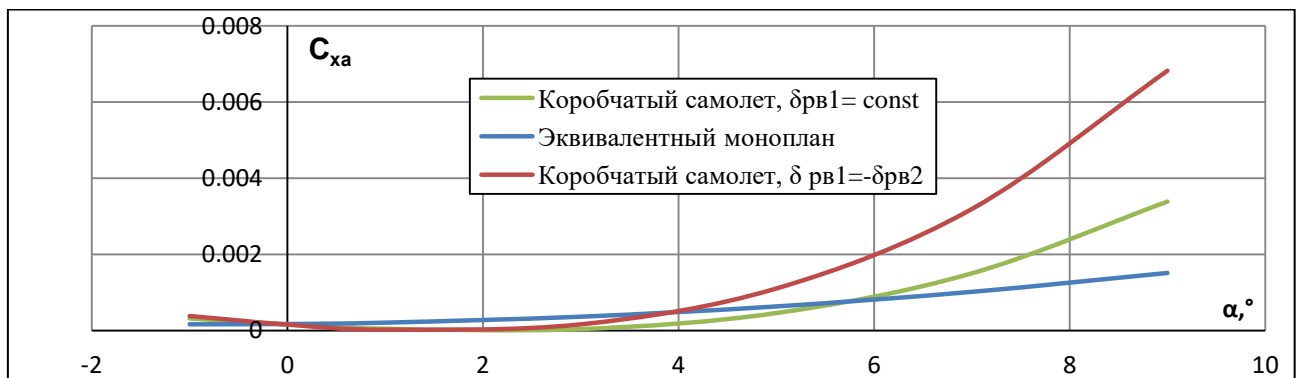
Расчет в рамках модуля исследования устойчивости и балансировки предполагает решение следующих задач:

- определение углов установки крыльев, обеспечивающих достижение заданного коэффициента подъемной силы самолетом с двумя несущими поверхностями одинаковой плановой геометрии (с учетом схода потока);
- определение положения центра тяжести, обеспечивающего выполнение условия статической устойчивости системы;
- вычисление балансирующих углов самолета в горизонтальном установившемся полете;
- вычисление балансирующих потерь самолета с крылом коробчатой схемы в горизонтальном установившемся полете.

На рисунках 9 и 10 для примера представлены балансирующие кривые, а также прирост лобового сопротивления при балансировке самолета с крылом коробчатой схемы.



**Рисунок 10-Балансирующие кривые**



**Рисунок 11- Прирост лобового сопротивления при балансировке**

В таблице 5 представлена структура модуля исследования устойчивости и балансировки самолета с крылом коробчатой схемы.



**Таблица 5 – Модуль исследования устойчивости и балансировки легкого самолета с крылом коробчатой схемы. Структура расчета**

№	Этап расчета	Основные формулы
1	Аэродинамический момент тангажа самолета коробчатой схемы в установившемся прямолинейном полете без крена и скольжения	$m_{z\text{ кс}} = m_{z\text{ кр }1} + m_{z\text{ кр }2} + m_{z\text{ ф}} + m_{z\text{ рв }1} + m_{z\text{ рв }2} + m_{z\text{ р}}$ $M_{z\text{ рв }1} = Y_{\text{рв }1} L_{\text{рв }1}$ $M_{z\text{ рв }2} = -Y_{\text{рв }2} L_{\text{рв }2}$
2	Продольная балансировка самолета с крылом коробчатой схемы в горизонтальном установившемся полете:	
	при фиксированном положении рулей высоты на одном из крыльев	$\delta_{\text{рв }1} = - \frac{\left( m_{z\text{ кр }1} + m_{z\text{ кр }2} + m_{z\text{ ф}} + m_{z\text{ р}} + m_{z\text{ рв }2} \left( 1 + \frac{m_{C_{ya}}}{L_{\text{рв }2}} \right) \right)}{C_{ya\text{ рв }1} n_{\text{рв }1} \bar{L}_{\text{рв }1} \left( 1 + \frac{m_{C_{ya}}}{L_{\text{рв }1}} \right)}$
	при синхронном отклонении рулей высоты на переднем и на заднем крыльях	$\delta_{\text{рв }2} = -\delta_{\text{рв }1},$ $\delta_{\text{рв }1} = \frac{-(m_{z\text{ кр }1} + m_{z\text{ кр }2} + m_{z\text{ ф}} + m_{z\text{ р}})}{C_{ya\text{ рв }1} n_{\text{рв }1} \bar{L}_{\text{рв }1} \left( 1 + \frac{m_{C_{ya}}}{L_{\text{рв }1}} \right) - (-C_{ya\text{ рв }2} n_{\text{рв }2} \bar{L}_{\text{рв }2}) \left( 1 + \frac{m_{C_{ya}}}{L_{\text{рв }2}} \right)}$
3	Потери, связанные с балансировкой самолета	$C_{ya\text{ в}} = C_{ya\text{ 0}} + C_{ya}^{\alpha} \alpha + C_{ya\text{ рв }1}^{\delta} \delta_{\text{рв }1} + C_{ya\text{ рв }2}^{\delta} \delta_{\text{рв }2}$ $(\Delta C_{xa})_{\delta_{\text{рв }2} = \text{const}}$ $= \frac{1}{C_{ya\text{ рв }1}^{\alpha}} (\Delta C_{ya\text{ рв }1})^2_{\delta_{\text{рв }2} = \text{const}}$ $+ \frac{1}{C_{ya\text{ рв }2}^{\alpha}} (\Delta C_{ya\text{ рв }2})^2_{\delta_{\text{рв }2} = \text{const}}$

Модуль исследования устойчивости и балансировки легкого самолета с крылом коробчатой схемы позволяет в первом приближении решить следующие задачи:

- определение потребного соотношения подъемной силы крыльев;
- определение углов установки крыльев с учетом скоса потока на расчетном режиме полета;
- выбор способа балансировки самолета.

В таблице 6 представлена методика определения геометрических параметров аэродинамических профилей легкого самолета с крылом коробчатой схемы, основанная на предложенных аэродинамическом модуле и модуле исследования устойчивости и балансировки.

**Таблица 6 – Определение геометрических параметров аэродинамических профилей легкого самолета с крылом коробчатой схемы**

Параметры профиля	Методика определения параметров профиля	
$\bar{f}_{max}, \bar{X}_{f max},$ $f = f(z),$ $c = f(z),$ форма носовой и хвостовой частей профиля	Модуль исследования устойчивости и балансировки	
	Аэродинамический модуль	
$\bar{c}_{max}, \bar{X}_{c max},$ углы установки сечений	Подбираются на основе:	<ul style="list-style-type: none"> <li>• потребных значений <math>C_{ya max пр}, C_{xa min}, K_{max},</math></li> <li>• потребной строительной высоты сечений,</li> <li>• заданных значений <math>\Delta\alpha_{крпр}</math> и <math>\Delta C_{ya}</math> переднего и заднего крыльев для расчетного режима полета</li> </ul>

**В третьей главе** разработанные аэродинамический модуль и модуль исследования устойчивости и балансировки были применены в рамках методики проектирования самолета с крылом коробчатой схемы «от эквивалентного моноплана».

В тексте третьей главы рассмотрены, в частности, следующие вопросы:

- основные компоновочные особенности самолетов с крылом коробчатой схемы;
- обоснование выбора категории самолета для исследования;
- формирование технического задания для проекта самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана;
- формирование облика легкого самолета с крылом коробчатой схемы.

В качестве объекта исследования выбран многоцелевой самолет категории ОЛС с одним поршневым двигателем, с количеством людей на борту не более двух, с максимальным взлетным весом не более 750 даН и скоростью сваливания не более 85 км/ч. Как правило, на борту самолета такой категории возможна перевозка багажа весом 50-670 даН, его крейсерская скорость не превышает 120-150 км/ч, дальность полета с максимальной целевой нагрузкой – 500-600 км, эксплуатационный потолок – 4000 м, длина разбега и пробега по 150 м.

По сформированному техническому заданию было спроектировано два легких самолета – с консольным и коробчатым крылом. На первом этапе, в соответствии с методикой проектирования «от эквивалентного моноплана», с помощью традиционных подходов был сформирован внешний облик моноплана; полученный комплекс параметров и характеристик,

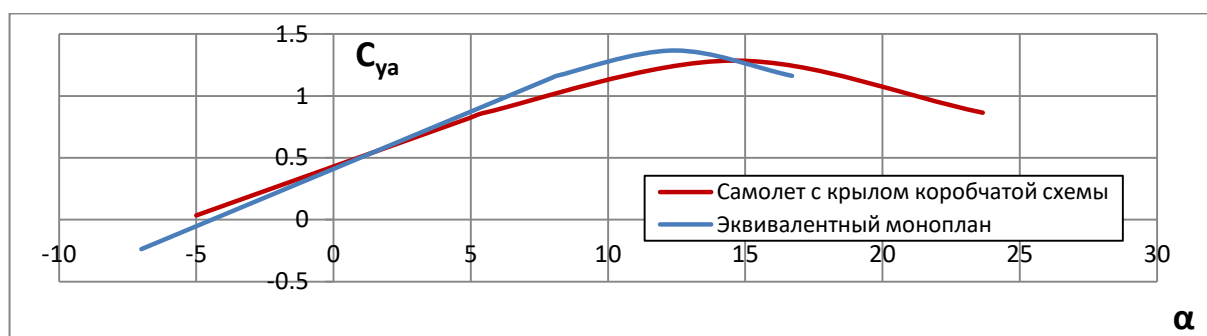
описывающих форму, размеры и взаимное положение агрегатов моноплана, а также первый подмодуль аэродинамического модуля научно-методического обеспечения были использованы для формирования геометрии самолета с крылом коробчатой схемы.

В рамках процедуры формирования облика легкого самолета с крылом коробчатой схемы были решены следующие задачи:

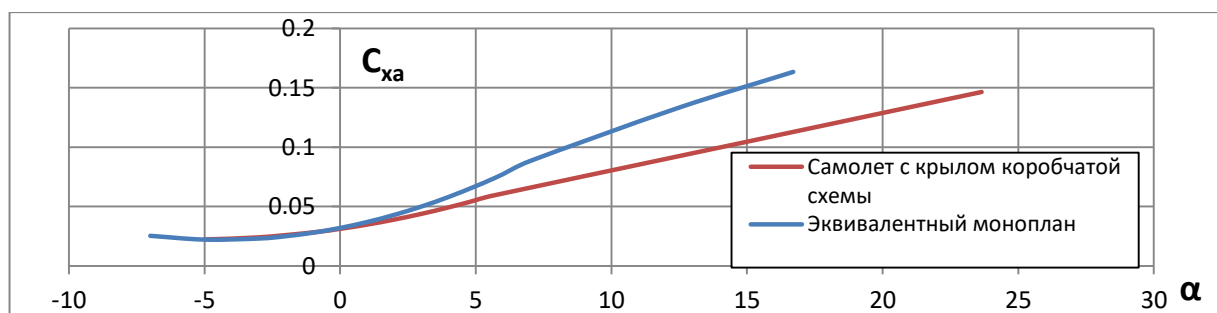
- рассмотрены взаимное расположение и геометрические особенности крыльев, компоновка винтомоторной установки, форма фюзеляжа;
- проведен расчет центровки самолета с крылом коробчатой схемы, предложена и обоснована схема расположения отклоняющихся поверхностей по размаху крыльев;
- проиллюстрирована процедура расчета геометрических параметров механизации и рулей, характеристик устойчивости и управляемости самолета с крылом коробчатой схемы.

**В четвертой главе** представлены данные, позволяющие сравнить легкий самолет с крылом коробчатой схемы и эквивалентный моноплан по ряду критериев.

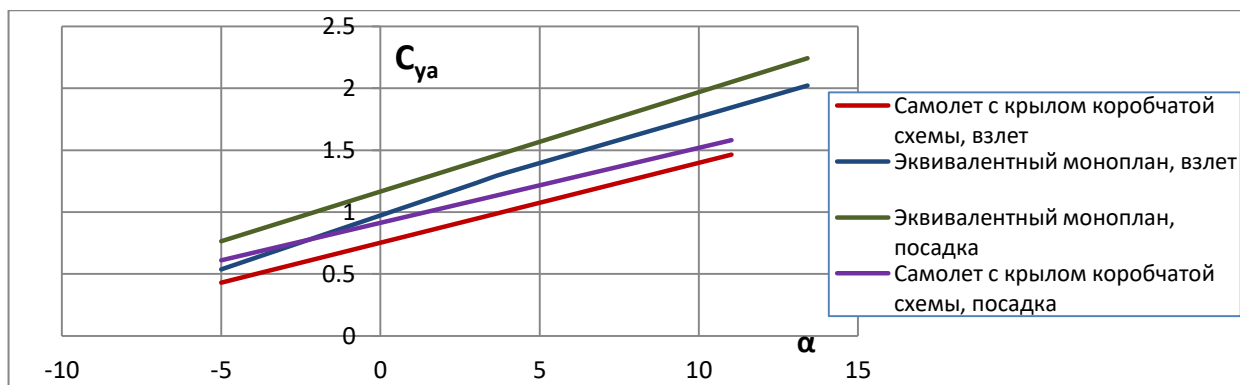
На *рисунках 12-15* представлены аэродинамические характеристики расчетных моделей в крейсерской, взлетной, посадочной конфигурациях (результаты аналитического расчета).



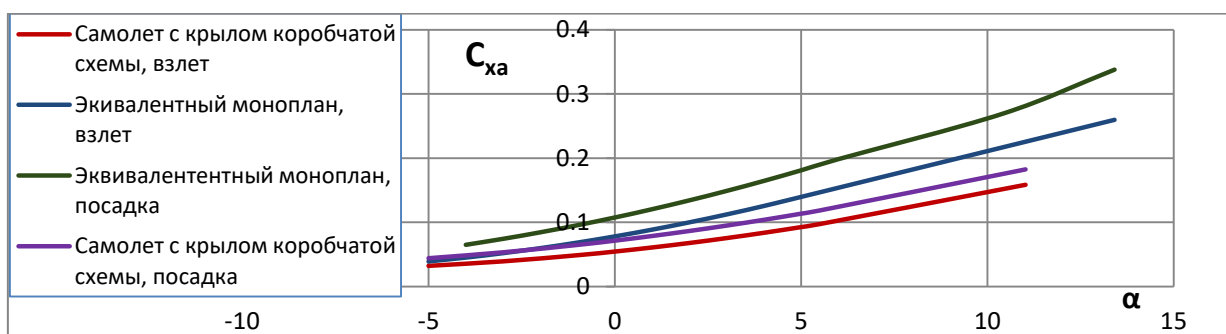
*Рисунок 12 – Зависимость  $C_{ya}=f(\alpha)$*



*Рисунок 13– Зависимость  $C_{xa}=f(\alpha)$*



**Рисунок 14– Зависимость  $C_{ya}=f(\alpha)$ , взлетная и посадочная конфигурации**



**Рисунок 15 – Зависимость  $C_{xa}=f(\alpha)$ , взлетная и посадочная конфигурации**

По представленным графикам можно сделать следующие выводы:

- максимальный коэффициент подъемной силы и производная коэффициента подъемной силы по углу атаки у моноплана выше, чем у самолета с крылом коробчатой схемы;
- за счет индуктивного сопротивления общее сопротивление эквивалентного моноплана выше на умеренных и больших углах атаки (даже с учетом того, что на нерасчетных режимах балансировочное сопротивление самолета с крылом коробчатой схемы растет существенно быстрее, чем у моноплана);
- предложенные взлетно-посадочные устройства текущей конфигурации самолета с крылом коробчатой схемы (флапероны) недостаточно эффективны.

В четвертой главе описан модуль расчета веса крыла коробчатой схемы. Заложенный в него метод расчета основан на двух допущениях:

- конструкция крыла коробчатой схемы и конструкция эквивалентного консольного крыла спроектированы оптимальным образом;
- плотность авиационных конструкционных материалов находится в линейной зависимости от их механических характеристик.

Указанные допущения позволили рассчитать условный вес крыльев по величинам напряжений в их сечениях на ряде расчетных режимов (A, A', D, D').

Воздушные нагрузки, действующие на крылья на расчетных режимах, были получены с помощью программы FloEFD. Затем эти нагрузки были переданы в программу NX Advanced Simulation для анализа напряженно-деформированного состояния крыльев. Расчет веса крыльев

для наиболее тяжелых случаев нагружения ( $A$  для консольного крыла и  $A'$  для крыла коробчатой схемы) показал разницу в весе крыльев, составляющую 4,7%. Далее полученный коэффициент был использован для пересчета веса консольного крыла, рассчитанного по статистическим формулам, на вес крыла коробчатой схемы.

Уточненный расчет потребного количества топлива показал, что за счет преимуществ в весе и несколько лучших аэродинамических характеристик самолету с крылом коробчатой схемы требуется на 6,29 % меньше топлива на осуществление типового полета. В рамках расчетов первого приближения для определения потребного количества топлива на разбеге и на воздушном участке взлета были выведены выражения, позволяющие оценить разницу в расходе топлива на этих участках полета как функцию аэродинамических характеристик самолетов и их взлетного веса.

Применение методики проектирования «от эквивалентного моноплана» позволило рассчитать *летно-технические характеристики* легкого самолета с крылом коробчатой схемы и сравнить их с характеристиками эквивалентного моноплана (Таблица 8).

**Таблица 8 – Основные параметры и характеристики легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана**

<i>Характеристики и параметры самолетов, их размерность</i>	<i>Самолет с крылом коробчатой схемы</i>	<i>Эквивалентный моноплан</i>
<b>Весовые характеристики</b>		
Расчетная масса целевой нагрузки, кг	90	90
Расчетная взлетная масса $m_0$	532.4	548.1
Масса снаряжения	97.2	97.2
Масса пустого снаряженного самолета $m_{пуст}$	340.8	354.7
Относительная масса конструкции (для композитов)	0.25	0.27
Относительная масса оборудования и управления	0.050	0.050
Относительная масса СУ	0.193	0.193
Относительная масса топлива	0.127	0.120
<b>Летно-технические характеристики</b>		
Расчетная дальность полета, км	800	800
Крейсерская скорость полета, км/ч	234	223
Максимальная скорость полета, км/ч	263	245
<b>Взлетно-посадочные характеристики</b>		
Длина ВПП, м	381	353
Длина разбега, м	158	143
Длина пробега, м	174	124
Взлетная дистанция, м	503	494
Посадочная дистанция, м	482	394

Скорость сваливания, м/с	22	22
<b>Характеристики силовой установки</b>		
Тип и количество двигателей	1xRotax 912	1xRotax 913
Стартовая мощность, л.с.	100	100
Масса, кг	56.6	56.6
Стартовый удельный расход топлива, л/час	27	27
Крейсерский удельный расход топлива, л/час	25	25
<b>Относительные параметры</b>		
Стартовая энерговооруженность, лс/даН	0.19	0.18
Стартовая удельная нагрузка на крыло, даН/м <sup>2</sup>	57	58
<b>Геометрические параметры</b>		
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	9.5	9.5
Размах крыла, м	7.55	7.94
Углы стреловидности по 1/4 хорд	0	0
Сужение крыла	2.0	2.6
Относительная толщина профиля крыла	0.14	0.14

Приведенная таблица позволяет сделать следующие выводы:

1. Взлетно-посадочные характеристики эквивалентного моноплана лучше, чем ВПХ самолета с крылом коробчатой схемы (обеспечиваются большим значением  $C_{y_{max}}$ , большей эффективностью механизации, меньшим балансирующим сопротивлением моноплана, несмотря на большее значение индуктивного сопротивления и большую омываемую поверхность);
2. Характеристики самолета с крылом коробчатой схемы на крейсерском режиме полета лучше характеристик эквивалентного моноплана (за счет меньшего сопротивления);
3. Потребный вес топлива и взлетный вес самолета с крылом коробчатой схемы меньше, чем соответствующие веса эквивалентного моноплана.

## Заключение

Разработанное научно-методическое обеспечение, основанное на проектировании «от эквивалентного моноплана», включает ряд модулей, позволяющих сформировать облик и рассчитать характеристики легкого самолета с крылом коробчатой схемы:

- аэродинамический модуль;
- модуль исследования устойчивости и балансировки;
- модуль расчета веса крыла.

Достоверность разработанных методов проверена путем сравнения результатов аналитического расчета с численным расчетом и с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе МАИ Т-1. В пределах безотрывного обтекания предлагаемая методика расчета аэродинамических характеристик демонстрирует удовлетворительную сходимость с экспериментом как в случае модели самолета с крылом коробчатой схемы, так и в случае модели По-2 с модифицированным сочлененным крылом.

Сравнение характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана позволили сделать следующие выводы:

- максимальный коэффициент подъемной силы и производная коэффициента подъемной силы по углу атаки у моноплана выше, чем у самолета с крылом коробчатой схемы;
- за счет индуктивного сопротивления общее сопротивление эквивалентного моноплана выше на умеренных и больших углах атаки (даже с учетом того, что на нерасчетных режимах балансировочное сопротивление самолета с крылом коробчатой схемы растет существенно быстрее, чем у моноплана);
- взлетно-посадочные устройства текущей конфигурации самолета с крылом коробчатой схемы недостаточно эффективны.

Расчет веса крыла, основанный на допущении, что конструкция крыльев спроектирована оптимальным образом, и отражающий перераспределение аэродинамической нагрузки при переходе от консольной балки к статически неопределимой системе, показал разницу в весе крыльев рассматриваемых моделей, составляющую 4,7%.

Уточненный расчет потребного количества топлива на типовой полет показал, что за счет преимуществ в весе крыла и аэродинамическому качеству самолету с крылом коробчатой схемы требуется на 6,29 % меньше топлива на осуществление типового полета, чем эквивалентному моноплану.

Взлетный вес самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана, спроектированных по одному техническому заданию, различается на 2,94 %.

Представленные результаты предназначены для применения в тех случаях, когда необходимо оперативно оценить характеристики самолета с крылом коробчатой схемы - при разработке ТТЗ, формировании облика самолета, уточнении геометрических параметров крыльев, а также в тех случаях, когда при сравнении нескольких концепций требуется выбрать оптимальную схему крыла.

## Публикации

1. Карпович, Е.А., Лисейцев, Н.К. К вопросу о продольной балансировке и устойчивости самолета с крылом коробчатой схемы // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2019. – № 56. – С.29-44.
2. Карпович, Е.А., Лисейцев, Н.К. К аналитическому определению аэродинамических характеристик самолета с крылом коробчатой схемы на ранних этапах проектирования // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2019. – № 3.
3. Карпович, Е.А., Лисейцев, Н.К. Особенности конструкции и аэродинамики крыльев коробчатой схемы и их влияние на формирование облика самолета // 15-я Международная

конференция «Авиация и космонавтика – 2016»: Тезисы (Москва, 14–18 ноября 2016 года). - М.: Типография «Люксор», 2016. - С.36-37.

4. Карпович, Е.А., Кузнецов, А.В, Сергеева, Н.И. Сравнение экспериментальных и расчетных аэродинамических характеристик модели самолета По-2 с сочлененным крылом // XXIV Туполевские чтения (школа молодых ученых): Международная молодёжная научная конференция (7–8 ноября 2019 года): Материалы конференции. Сборник докладов. – В 6 т.; Т. 1. – Казань: изд-во ИП Сагиева А.Р., 2019. – С.41-46.
5. Карпович, Е.А., Лисейцев, Н.К. Подбор параметров аэродинамических профилей легкого самолета с крылом коробчатой схемы на ранних этапах проектирования // 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2019»: Тезисы (Москва, 18-22 ноября 2019 года). – М.: Типография «Логотип», 2019. – С.21.
6. Кузнецов, А.В, Карпович, Е.А., Сергеева, Н.И. Аэродинамические характеристики модели самолета с замкнутым крылом на дозвуковых скоростях // 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2019»: Тезисы (Москва, 18-22 ноября 2019 года). – М.: Типография «Логотип», 2019. – С.23-24.