

На правах рукописи



Швед Юрий Витальевич

**Разработка расчетно-экспериментального метода и новых  
конструктивных решений для повышения аэродинамической и весовой  
эффективности систем с мягким крылом на стропной поддержке**

Специальность 2.5.13. «Проектирование, конструкция, производство,  
испытания и эксплуатация летательных аппаратов»

Автореферат диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Москва – 2024 г.

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

**Научный руководитель:** **Пугачев Юрий Николаевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры 101 «Проектирование и сертификация авиационной техники» Института № 1 «Авиационная техника» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

**Официальные оппоненты:** **Ципенко Владимир Григорьевич**, доктор технических наук, профессор кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов Московского государственного технического университета гражданской авиации (МГТУ ГА), г. Москва.

**Арувелли Сергей Витальевич**, кандидат технических наук, ведущий разработчик бортовых алгоритмов ООО «Бюро 1440», г. Москва.

**Ведущая организация:** Федеральное казенное предприятие «Государственный казенный научно-испытательный полигон авиационных систем имени Л.К.Сафронова» (ФКП «ГкНИПАС имени Л.К.Сафронова»), МО.

Защита состоится «17» октября 2024 года в 14:00 часов на заседании диссертационного совета 24.2.327.09 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, А-80, ГСП-3, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: [https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT\\_ID=179801](https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=179801).

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2024 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, Отдел Ученого и диссертационных советов МАИ.

Ученый секретарь  
диссертационного совета 24.2.327.09,  
к.т.н.

Стрелец Дмитрий Юрьевич

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

### Актуальность темы исследования

В мягком крыле, формообразование которого обуславливается избыточным давлением в его внутренней полости, получаемым посредством торможения набегающего потока в воздухозаборнике у носика профиля, вырез под воздухозаборник снижает аэродинамическое качество крыла. Это снижение качества обусловлено искаженной и неустойчивой границей разделения полостного и обтекающего воздуха в районе воздухозаборника, и вихреобразованием на его границе, в том числе с периодическими выбросами вихрей из воздухозаборника в поток (в более поздних исследованиях на мягких моделях на кромках воздухозаборника (в особенности на верхних) наблюдался локальный отрыв потока, но без заметных пульсаций с выбросами в поток). В результате теряется аэродинамическое качество и уменьшается максимальная несущая способность крыла (определяющаяся в данной работе для одного и того же крыла коэффициентом  $C_{уамехтах}$  его профиля), достигаемая увеличением кривизны профиля на посадке (так называемый подрыв).

Средства управления пограничным слоем, адаптированные к мягкому крылу, могли бы улучшить как его аэродинамическое качество, так и его несущие свойства на взлетно-посадочных режимах, тем самым делая летательный аппарат с мягким крылом менее чувствительным к погодным условиям, увеличивая диапазон его эксплуатационных скоростей и уменьшая требуемую площадь его несущей поверхности.

Выбор профиля мягкого крыла оказывает существенное влияние на аэродинамические качества и надежность использующей его системы, однако приведенные в атласах аэродинамических профилей данные оказываются недостаточными. Связано это с тем, что в этих документах отражены данные продувок жестких моделей, сохраняющих форму даже тогда, когда на носике профиля формируется область с обратной, направленной вниз подъемной силой. Профиль мягкого крыла в этих условиях теряет устойчивость. Кроме того, в отличие от жестких моделей, с которых получены данные профилей, мягкое крыло имеет волнистую форму, существенно влияющую на его поведение, а характеристики профиля соответствуют его промежуточной форме между тонкими и толстыми участками волн. Кроме того, диапазон доступных углов атаки для мягкого крыла зависит от места размещения и размера его воздухозаборников и щелей при их наличии.

Задача выбора профиля мягкого крыла осложняется тем, что управляющие воздействия посредством мягкого крыла и его механизация производятся путем

различных деформаций профиля. Форма, которую мягкое крыло приобретает при этих воздействиях, трудно вычислима. При этом до сих пор не разработана стандартная методика экспериментальных исследований, позволяющих вычлениить из общей картины влияние профиля мягкого крыла с учетом его особенностей.

### **Степень разработанности темы**

В диссертации предприняты усилия обосновать возможность увеличения коэффициента аэродинамического совершенства летательных аппаратов с мягким крылом путем подбора удлинения и профиля крыла, его секционирования и оснащения щелевой механизацией, а также коэффициента весового совершенства путем использования приводов управления с компенсацией усилий.

Первые этапы проектирования подразумевают большой объем поисковых исследований и перебора различных возможных вариантов проектируемой системы для ее оптимизации, что предполагает использование в расчетах аналитических и полуэмпирических моделей.

Такие модели основаны на упрощенных аналитических зависимостях и дают довольно большие погрешности результатов, зато позволяют оптимизировать параметры и компоновку системы с минимальными затратами времени и ресурсов. Именно этим методам в диссертации уделено основное внимание.

Методы инженерного проектирования летательных аппаратов с мягким крылом в значительной мере проработаны в трудах А.Г. Викторчика, П.И. Иванова, А.А. Михайлюка, А.С. Павлова. Среди зарубежных авторов необходимо отметить Theodore W. Knacke и J. Stephen Lingard.

Тема аэродинамических исследований крыла с волнистой поверхностью проработана в трудах И.Д. Зверкова.

Особенностям приводов системы управления мягким крылом со стропной поддержкой посвящены работы В.И. Толмачева, А.Н.Герашенко, В.В. Глазунова, Б.Н. Попова.

Проблемам экспериментальных исследований парашютов посвящены работы Л.В. Башкиной, Ю.Г. Лимонада, М.Б. Масеева, И.М. Носарева, А.И. Сойнова, А.Н. Свириденко, Н.В. Титоренко, Л.Р. Токаревой, А.А. Шилова.

### **Цель и задачи исследования**

Целью исследования является разработка расчетно-экспериментального метода и новых конструктивных решений для повышения аэродинамической и весовой эффективности систем с мягким крылом на стропной поддержке.

Для достижения поставленной цели сформулированы следующие задачи:

1. Разработка нового расчетно-экспериментального метода определения основных параметров летательных аппаратов и систем с мягким крылом, для чего необходимо:

- 1.1 конкретизировать расчетную формулу индуктивного сопротивления для арочного крыла с характерным для мягких крыльев распределением местных углов атаки;
  - 1.2 с использованием полученного выражения конкретизировать формулу определения скорости и угла планирования в моторном и безмоторном полете для летательного аппарата с мягким крылом на стропной поддержке, в зависимости от его аэродинамических и конструктивных параметров;
  - 1.3 с использованием полученных выражений конкретизировать формулу определения установочного угла удерживаемого стропами мягкого крыла, и проанализировать изменение установившегося угла атаки крыла со стропной поддержкой на разных режимах полета;
  - 1.4 на модели с прямым крылом, имеющим мягкие нервюры и обшивку, провести измерения аэродинамических коэффициентов профиля мягкого крыла в щелевом и безщелевом исполнении с различной степенью изгиба задней кромки.
2. Анализ путей повышения несущей способности и безопасности применения мягкого крыла на стропной поддержке, в том числе с применением щелевой механизации на взлетно-посадочных режимах, на основе разработанного метода.
  3. Оценка влияния профилированной щели из полости крыла на обтекание профиля крыла парашютного и парапланерного типа в численном расчете и натурном сравнительном эксперименте.
  4. Анализ сильных и слабых сторон вычислительных и экспериментальных аэродинамических исследований летательных аппаратов с мягким крылом на стропной поддержке, обосновать новый метод получения их аэродинамических коэффициентов путем продувок плоского мягкого крыла с жесткими лонжеронами в аэродинамической трубе.
  5. Измерение с использованием предложенного метода аэродинамических коэффициентов мягкого крыла в щелевом и безщелевом исполнении с различной степенью изгиба задней кромки.

### **Объект исследования**

Объектом исследования в диссертации являются летательные аппараты и системы десантирования с мягким крылом на стропной поддержке.

### **Предмет исследования**

Предметом исследования в диссертации являются эффекты взаимодействия мягкого крыла на стропной поддержке с набегающим потоком и подвешенным грузом, влияющие на аэродинамическую и весовую эффективность системы.

## **Научная новизна исследования**

1. Разработан новый специализированный метод проектирования для выбора оптимальных облика и параметров летательных аппаратов и систем с мягким крылом на стропной поддержке с учетом их особенностей.
2. Созданы и отработаны принципиально новые конструктивные решения выполнения полого мягкого крыла на стропной поддержке и приводов управления им. Исследованы их характеристики и дана оценка перспектив их применения.
3. Опробован новый метод модельного экспериментального исследования мягких полых крыльев в аэродинамической трубе, отличающийся от ранее известных тем, что продуваемая модель выполнена в виде плоского крыла и сочетает в себе не только мягкую обшивку, но и мягкие нервюры, насаженные на жесткие лонжероны.

Новый метод модельного экспериментального исследования мягких полых крыльев в аэродинамической трубе позволяет исследовать устойчивость передней кромки мягкого крыла к подвороту на малых углах атаки, а также характеристики деформированного профиля, определяющего максимальную несущую способность крыла непосредственно при посадке. Кроме того, деформация профиля, имитирующая действие строп управления, позволяет определить изменение аэродинамических коэффициентов профиля в зависимости от величины подтягивания управляющих строп.

В рамках работы предложено и опробовано полое мягкое крыло с воздухозаборником в носике, отличающееся тем, что в его полости выполнены карманы, образующие по меньшей мере один сужающийся канал с выходом через щель в верхней поверхности крыла. На данную конструкцию получен патент.

Предложены конструкция свободных концов, позволяющая увеличить кривизну крыла во время динамического торможения при посадке без использования дополнительных источников энергии, а также привод управления стропами с компенсацией усилий. На данные конструкции получен патент.

Разработанные метод и конструктивные решения облегчают принятие оптимальных проектных решений при заданных ограничениях с учетом компромиссного характера сравниваемых вариантов.

## **Теоретическая значимость работы**

Предложенные аналитические выражения могут быть использованы для инженерных расчетов облика летательных аппаратов с мягким крылом на стропной поддержке. По сравнению с известными инженерными методами предложенный метод расчета доступен для непосредственного использования инженерным составом и студентами.

## **Практическая значимость работы**

Результаты выполненной работы позволяют увеличить аэродинамическое качество и несущую способность мягкого крыла на стропной поддержке, и могут быть применены:

- в системах точного десантирования и доставки грузов, в том числе на движущиеся платформы;
- в системах точной посадки КЛА;
- в беспилотных летательных аппаратах, несущих оборудование ретрансляции и наблюдения, в том числе разворачиваемых на большой высоте;
- в пилотируемых летательных аппаратах с мягким крылом, эффективно себя показывающих в поисково-спасательных работах;
- в системах с привязным крылом, выполняющим функцию движителя - летающего паруса, или функцию удержания высоты в качестве альтернативы аэростату.

## **Методология и методы исследования**

В работе применены численно-аналитические методы исследования аэродинамических характеристик несущих поверхностей, в частности теория крыла конечного размаха, метод конечных объемов вычислительной гидродинамики, а также методы модельного эксперимента в аэродинамической трубе и натурального эксперимента.

## **Положения, выносимые на защиту**

На защиту выносятся следующие научные положения:

- специализированный метод определения основных проектных параметров (потребные площадь и удлинение крыла, длина и установочный угол стропления, потребная тяга движителя при наличии) летательного аппарата или десантируемой системы с мягким крылом на стропной поддержке;
- метод экспериментального определения аэродинамических коэффициентов мягкого крыла с воздухозаборником при различных деформациях его профиля;
- результаты экспериментальных исследований;
- новые конструктивные решения в виде мягкого двухоболочкового крыла с профилированной щелью на верхней поверхности, а также привода управления мягким крылом с компенсацией усилий.

## **Степень достоверности полученных результатов**

К настоящему времени предложенные в работе решения прошли апробацию в экспериментах на моделях и летных образцах, в том числе путем проведения сравнительных продувок в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-101, показавших существенное преимущество крыла с профилированной щелью в достижении

высокого  $C_{уамехтах}$ . Изготовлен, испытан и серийно выпускается в настоящее время параплан с предложенной целевой конструкцией крыла.

### **Апробация результатов исследования**

Основные результаты работы доложены, обсуждены на международных и всероссийских научных конференциях и опубликованы в виде тезисов:

- на 22-й международной конференции «Авиация и космонавтика» (г. Москва, 20-24 ноября 2023 г.);
- на XXIX международном симпозиуме «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова (Кремёнки, 15-19 мая 2023 г.);
- на 12-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика» (Москва, 2013г.);
- на 9-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» (Москва, 2010г.);
- на 22-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» ((Москва, 2010г.).

Содержание диссертации изложено в 7 публикациях изданий перечня ВАК по специальности 2.5.13, а также в 6 публикациях изданий перечня ВАК по смежным специальностям. В представленной библиографии содержатся ссылки на статьи автора.

Автором по теме диссертационной работы оформлено восемь патентов Российской Федерации на изобретение.

### **Личный научный вклад автора**

Исследования, результаты которых изложены в диссертации, проведены лично соискателем в процессе научной деятельности. Исследования включают постановку проблемы, разработку математических моделей и аналитических методов расчета, экспериментальных методик, а также параметрические расчеты и измерения, обработку и анализ полученных результатов, представленных в выносимых на защиту положениях. Автор лично подготовил публикации, отражающие содержание диссертации, и лично выступал с докладами по выполненной работе.

### **Структура и объем диссертации**

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы из 177 наименований, а также восьми приложений. Общий объем диссертации – 191 страница.

## **ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

Во **введении** дана общая характеристика работы:



- обоснована актуальность темы исследования;
- раскрыта степень разработанности темы;
- определены цель, задачи, объект и предмет исследования;
- раскрыта научная новизна исследования;
- раскрыты теоретическая и практическая значимость работы;
- определены методология и методы исследования;
- сформулированы положения, выносимые на защиту;
- определена степень достоверности полученных результатов;
- представлены апробация результатов исследования и личный вклад автора.

В **первой** главе дан обзор направлений исследований и работ при проектировании летательных аппаратов и систем с мягким крылом.

Во **второй** главе рассмотрены особенности аэродинамического проектирования летательных аппаратов с мягким крылом.

Достичь возможных максимумов критериев весового и аэродинамического совершенства ЛА позволяют аналитические методы расчета, позволяющие быстро определять нужные параметры с приемлемой для первого приближения точностью.

При выборе расчетных параметров для летательных аппаратов на стропной поддержке возникают некоторые проблемы:

- требуется определить индуктивное сопротивление неплоского, арочного крыла;
- профиль крыла изменяется под воздействием строп управления;
- аэродинамический профиль крыла искажен воздухозаборником, раздутием секций и деформацией под нагрузкой, аэродинамические коэффициенты теоретического профиля не дают требуемой точности.

Для вывода простой формулы индуктивного сопротивления мягкого арочного крыла делается допущение, что все участки консолей работают под одинаковым местным углом атаки – этот режим позволяет получить максимальное аэродинамическое качество с сохранением консолями растягивающих усилий в крыле, и наиболее характерен для систем с мягким арочным крылом.

В работе показано, что при указанных допущениях угол скоса потока  $\Delta\alpha = \frac{C_{ya}}{\pi \cdot \lambda}$  и коэффициент индуктивного сопротивления  $C_{xi} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot \lambda}$ , то есть коэффициент индуктивного сопротивления арочного крыла идентичен коэффициенту индуктивного сопротивления плоского крыла при условии, что удлинение крыла  $\lambda$  взято в раскрые. С учетом этих выражений можно получить уровень аэродинамического совершенства летательного аппарата, выраженный в виде коэффициента аэродинамического качества  $K = Y_a / X_a$ :

$$K = \frac{1}{\frac{1}{K_p} + \frac{C_{xгр} \cdot S_{гр} + C_{хстр} \cdot L \cdot m}{C_{ya} \cdot S_{кр} \cdot \Omega} + \frac{C_{ya} \cdot S_{кр}}{\pi \cdot \Omega \cdot L^2}}$$

В этой формуле фигурируют выбранные конструктивные параметры – аэродинамические коэффициенты крыла и корпуса (груза) на крейсерском режиме ( $C_{ya}$ ,  $K_p$ ,  $C_{хстр}$ ,  $C_{хгр}$ ), площадь миделя корпуса (груза)  $S_{гр}$ , удлинение крыла  $L$ , допустимое по требуемой степени безопасности, а также суммарная миделевая площадь сечения строп, приведенная к единичному размаху  $S_{стр} = L \cdot m$ .

После определения характеристик крыла для сохранения выбранных углов атаки в реальном полете необходимо выбрать координату подвеса крыла относительно центра тяжести груза, подвешенного к свободным концам (схема действия сил и используемые обозначения представлены на Рисунке 1).



горизонтальная и вертикальная скорости на максимальной используемой для посадки высоте; допустимая скорость ветра, интенсивность и масштаб турбулентности у земли), тип посадочной площадки (грунтовая или бетонная ВПП, мягкий или твердый грунт, вода, лед), допустимая дистанция тормозного пути, условия и допустимая высота десантирования, условия и допустимая высота раскрытия купола. Задаются источник получения координат посадки, а также ограничения систем управления и стабилизации.

2. Из условий надежного раскрытия и безопасного полета выбираются допустимое удлинение крыла и его форма в плане, толщина профиля, количество секций, а также форма крыла при виде спереди (мидель). Под выбранную форму подбирается схема стропления с учетом ограничений на применение (например вызванное применением слайдера для рифления купола требование одинаковости длин строп и отсутствия их ветвления).
3. Выбираются заранее экспериментально полученные аэродинамические коэффициенты профиля крыла  $C_{xp}$  и  $C_{ya}$  для выбранной его конструкции (бесщелевая или щелевая, место и форма воздухозаборника, степень раздутия секций) на расчетных режимах полета. В дальнейших расчетах считается, что крыло уже выставлено на требуемый угол атаки.
4. На основе известных аналогов принимается площадь крыла в первом приближении, по выбранной площади и удлинению вычисляется размах крыла. По выбранной схеме стропления, площади и размаху крыла вычисляется приведенная к единичному размаху площадь миделя строп  $m$ , так что  $L \cdot m = S_{стр}$ .
5. Вычисляется угол планирования с учетом площади проекции арочного крыла  $S_{пр}$ .  $\Omega = S_{пр} / S_{кр}$  (в расчете принимается, что крыло выставлено на заданный угол атаки):

$$\cot(\Theta) = \frac{C_{ya} \cdot \Omega}{C_{xp} + C_{хстр} \cdot \frac{m \cdot L}{S_{кр}} + C_{хпил} \cdot \frac{S_{пил}}{S_{кр}} + \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot \lambda} \cdot (1 + \delta)}$$

6. С учетом полученного угла планирования вычисляется скорость планирования:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot \cos(\Theta)}{C_{ya} \cdot S_{кр} \cdot \Omega \cdot \rho}}$$

7. Проверяется возможность погасить полученную скорость при посадке заданными средствами (такими как механизация крыла, дополнительные парашюты, ползковое шасси и амортизаторы). При этом возможность

динамического торможения определяется резервом повышения коэффициента подъемной силы крыла, определяющимся эффективностью его механизации.

8. При невозможности посадки с выбранными параметрами меняется площадь крыла, схема и принцип гашения скорости при посадке, возможно способ разворачивания купола в полете, после чего расчет повторяется, пока требования технического задания не будут удовлетворены расчетом.
9. После получения соответствующих заданным посадочным характеристикам скорости и углу планирования выбирается установочный угол крыла на стропях относительно центра тяжести груза:

$$\tan(\beta) = \frac{C_{xp} + \frac{C_{ya}^2 \cdot (1 + \delta)}{\pi \cdot \lambda} + \frac{C_{хстр} \cdot m \cdot L}{S_{кр}} \cdot \left(1 - \frac{L_{стр}}{L_{гр}}\right)}{C_{ya} \cdot \Omega}$$

Исходными данными для расчета служат аэродинамические коэффициенты профиля мягкого крыла. Однако имеющиеся данные по жестким аэродинамическим профилям не дают необходимой точности, поскольку профиль мягкого крыла образован раздутыми секциями с воздухозаборниками (искажение формы профиля по размаху раздутого внутренним давлением крыла приведено на Рисунке 2).

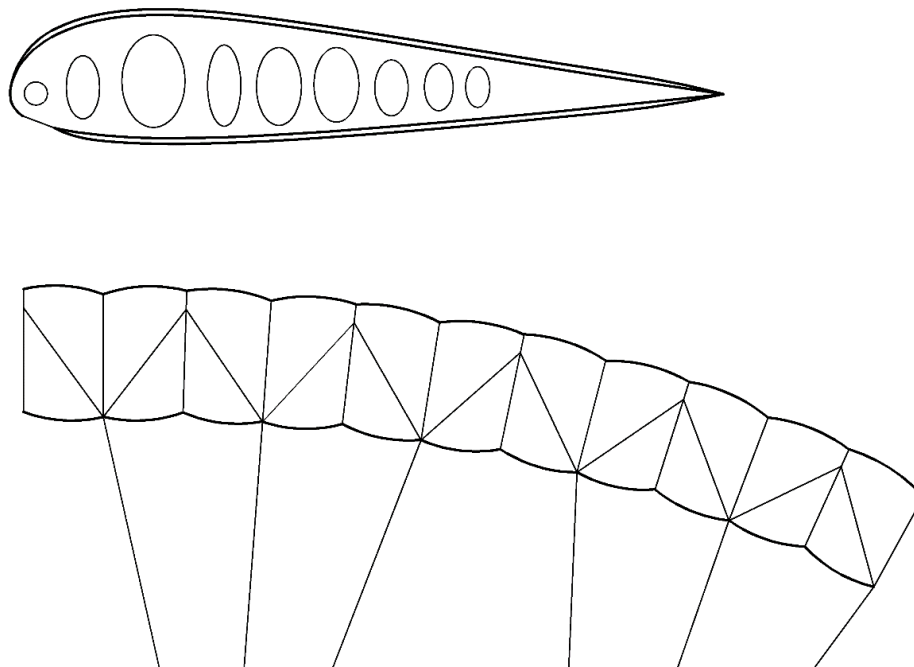


Рисунок 2 - Искажение профиля мягкого крыла в связи с раздутием секций

Также на характеристики профиля влияют деформация под нагрузкой и перетекающий через швы и оболочку воздух. Для определения эффективности механизации также необходимы аэродинамические коэффициенты профиля,

деформированного стропами управления. В следующих главах описаны экспериментальный метод получения аэродинамических коэффициентов такого профиля, а также пути увеличения несущей способности аэродинамического профиля мягкого крыла при его механизации.

Во **третьей** главе рассмотрены особенности и преимущества полого крыла с воздухозаборником в носике и профилированной щелью на верхней поверхности.

Предложено полое мягкое крыло с воздухозаборником в носике, в полости которого выполнены карманы (Рисунок 3), образующие сужающийся канал с выходом через щель в верхней поверхности крыла.

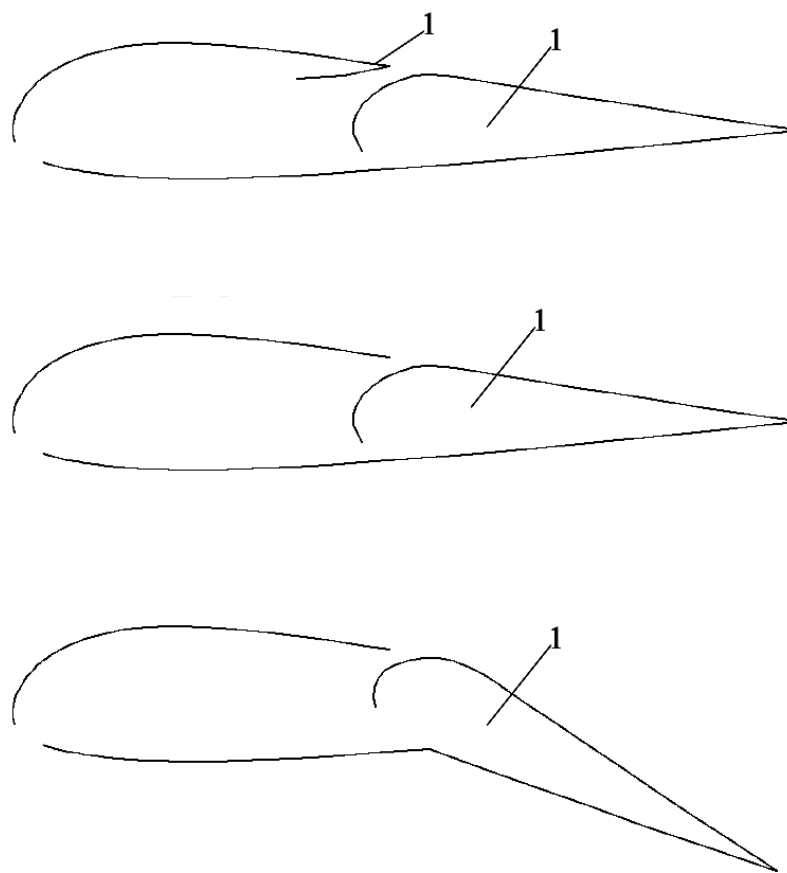


Рисунок 3 - Полое крыло с профилированной щелью. Поз. 1 показаны карманы в полости профиля.

Сужающийся канал в полости крыла образует подобие второго носика, и обтекающий его устремляющийся в щель поток создает дополнительную подсосывающую силу, улучшая аэродинамическое качество профиля. Кроме того, преобразование части избыточного давления внутри полого крыла в тонкую высокоскоростную струю, выдуваемую на его верхнюю поверхность, придает дополнительный импульс пограничному слою в области щели (путем замещения заторможенного трением о верхнюю переднюю поверхность крыла пограничного

слоя только что разогнанным слоем, истекающим из щели), отодвигая тем самым срыв потока с верхней поверхности крыла на бóльшие углы атаки.

В работе представлены данные по эффективности и безопасности данного конструктивного решения.

В **четвертой** главе приведены примененные методы и результаты экспериментальных исследований мягкого крыла в щелевом и щелевом исполнении.

Проведены сравнительные продувки в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-101 паропланов Гольф-3 в щелевом и безщелевом исполнении. Полученные поляры при применении механизации путем изгиба профиля представлены на Рисунке 4.

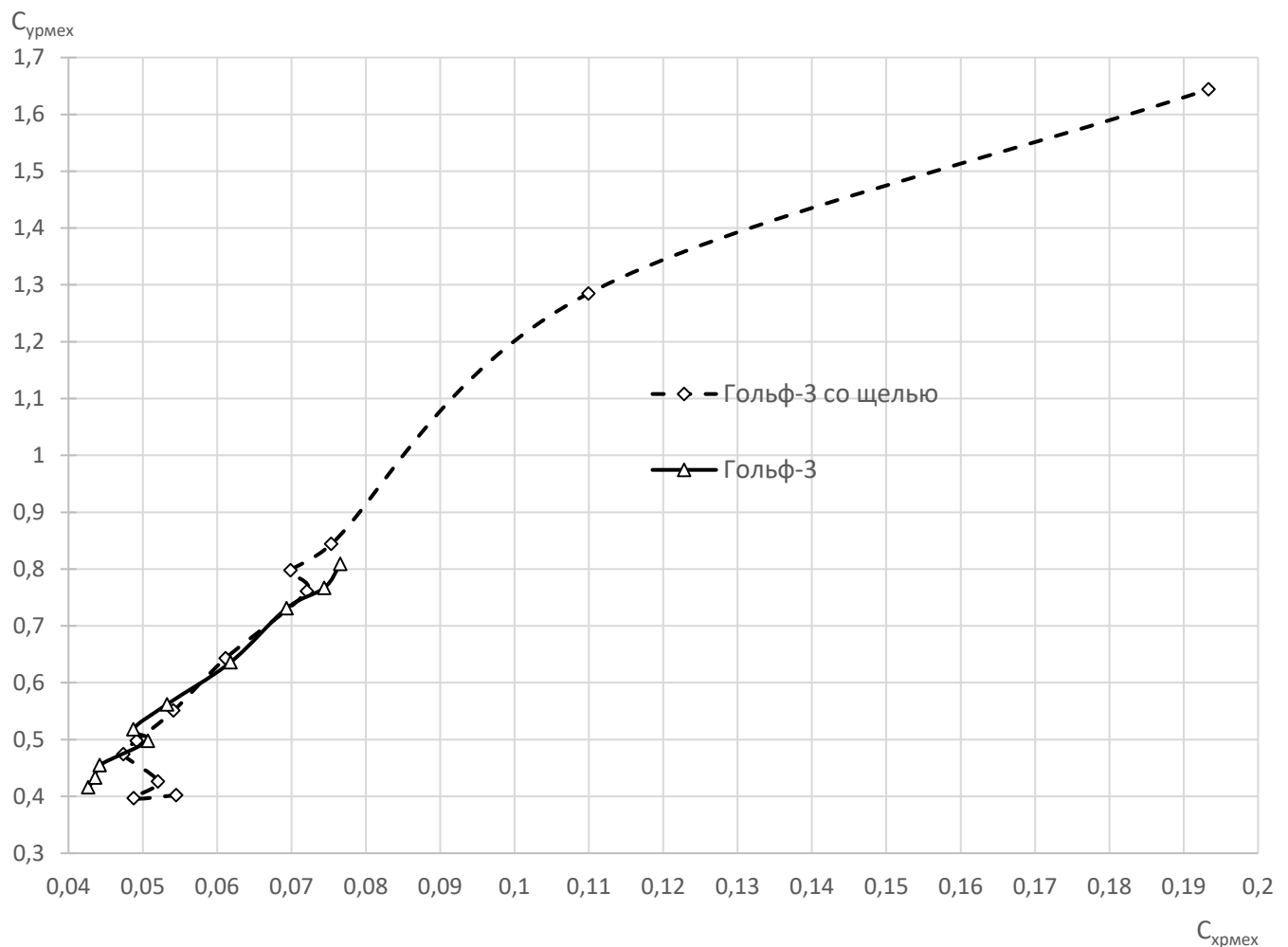


Рисунок 4 – Поляры щелевого и безщелевого крыльев при включении механизации. Щелевое крыло показало прирост доступного  $C_{урмех}$  более чем в два раза по сравнению с безщелевым аналогом

Для получения данных об аэродинамических коэффициентах профиля мягкого крыла предложена модель прямого крыла с мягкой обшивкой на мягких нервюрах, насаженных на жесткие лонжероны, для продувок в аэродинамической трубе (Рисунок 5).

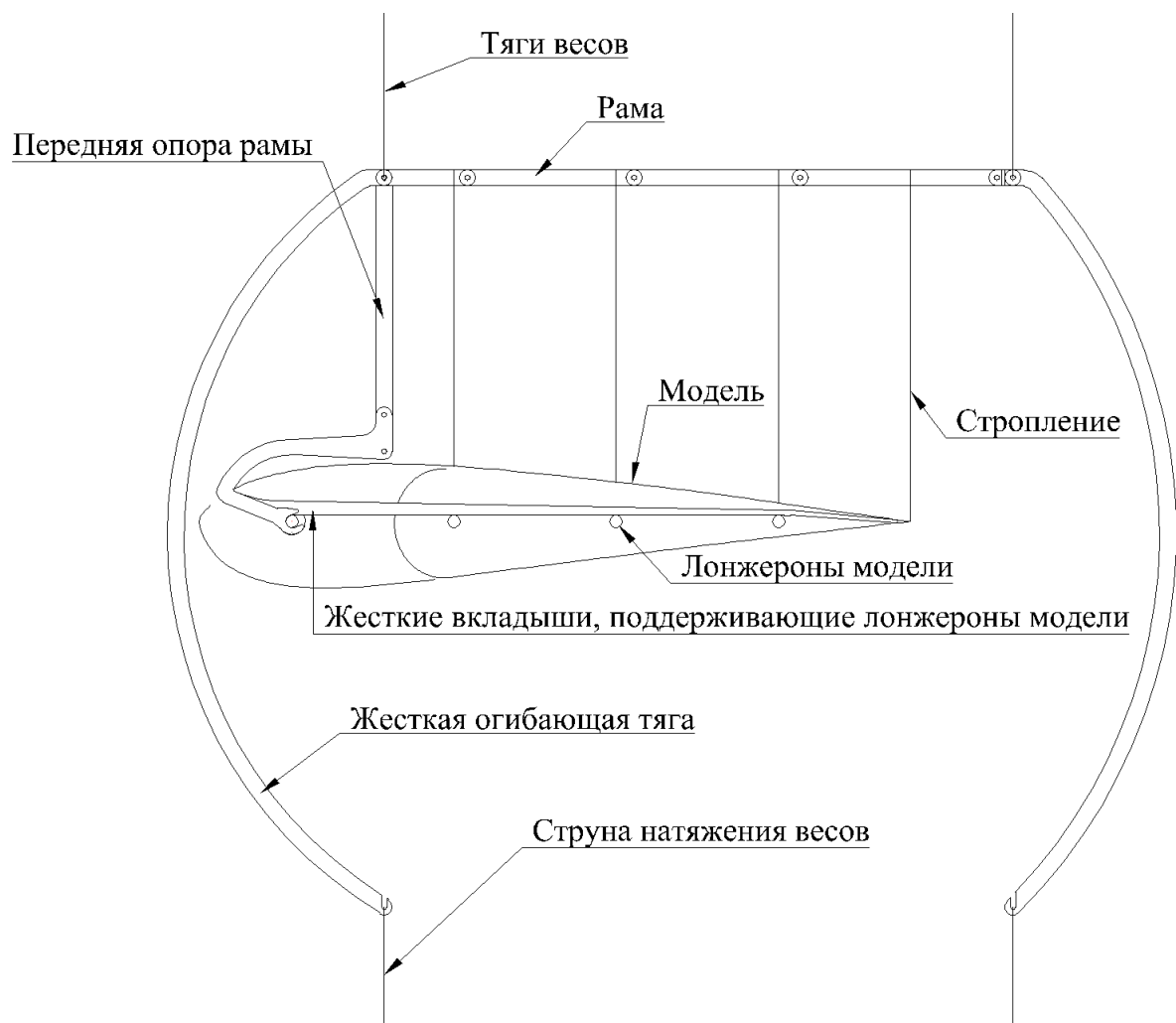


Рисунок 5 - Схема установки модели на раме, присоединенной к тягам весов

Модель позволяет исследовать устойчивость передней кромки мягкого крыла к подвороту на малых углах атаки, а также характеристики деформированного профиля, определяющего максимальную несущую способность крыла непосредственно при посадке. Деформация профиля, имитирующая действие строп управления, также позволяет определить изменение аэродинамических коэффициентов профиля в зависимости от величины подтягивания управляющих строп.

Проведены продувки модели в учебной аэродинамической трубе МАИ с трехкомпонентными аэродинамическими весами АВНК, и получены результаты. На Рисунке 6 представлены полученные поляры крыла с неизогнутым профилем в вариантах с закрытой щелью, щелью половинной ширины, и полностью выполненной щелью, шириной 8,1% от ширины воздухозаборника.



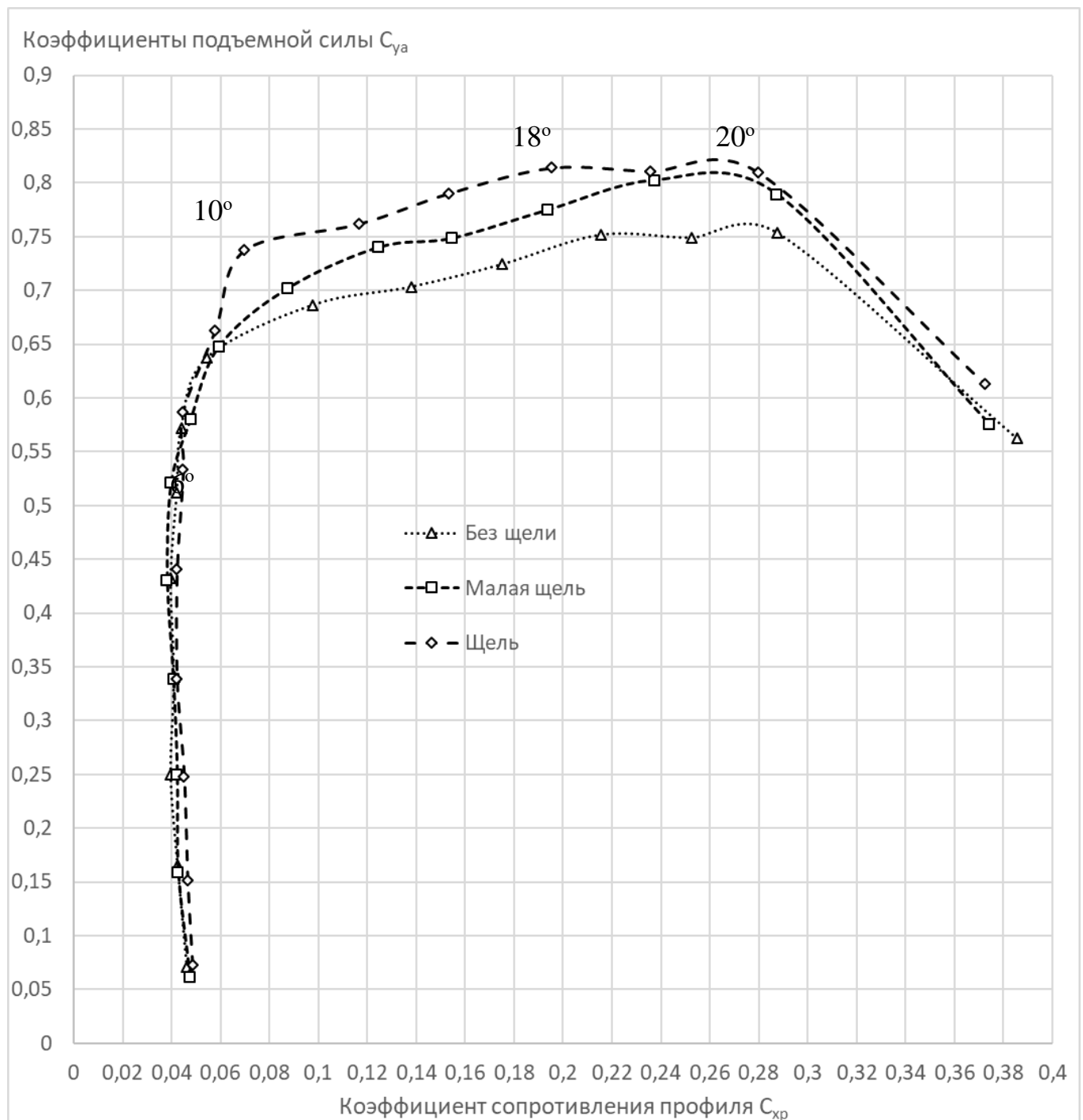


Рисунок 6 – Поляры Лилиенталя для трех конфигураций – без щели, с половинной щелью, с полностью выполненной щелью (8,1% ширины воздухозаборника). Видно, что наличие щели затягивает момент возникновения существенных срывных областей, заваливающих наклон кривой  $C_{\gamma a}$

**Заключение** диссертации состоит из семи основных новых научных результатов, отражающих решения задач, сформулированных для достижения цели исследования - разработки расчетно-экспериментального метода и новых конструктивных решений для повышения аэродинамической и весовой эффективности систем с мягким крылом на стропной поддержке. Отражены перспективы дальнейшей разработки темы.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

**Разработаны расчетно-экспериментальный метод и новые конструктивные решения для повышения аэродинамической и весовой эффективности систем с мягким крылом на стропной поддержке.**

В рамках достижения поставленной цели проработаны сформулированные задачи:

1. Разработан новый расчетно-экспериментальный метод определения основных параметров летательных аппаратов и систем с мягким крылом, для чего:
  - 1.1. конкретизирована расчетная формула индуктивного сопротивления для аэродинамического крыла с характерным для мягких крыльев распределением местных углов атаки;
  - 1.2. с использованием полученного выражения конкретизирована формула определения скорости и угла планирования в моторном и безмоторном полете для летательного аппарата с мягким крылом на стропной поддержке, в зависимости от его аэродинамических и конструктивных параметров;
  - 1.3. с использованием полученных выражений конкретизирована формула определения установочного угла удерживаемого стропами мягкого крыла, и проанализировано изменение установившегося угла атаки крыла со стропной поддержкой на разных режимах полета.
  - 1.4. на моделях с прямым крылом, имеющим мягкие нервюры и обшивку, проведены измерения аэродинамических коэффициентов профиля мягкого крыла в щелевом и безщелевом исполнении с различной степенью изгиба задней кромки.
2. Проведен анализ путей повышения несущей способности и безопасности применения мягкого крыла на стропной поддержке, в том числе с применением щелевой механизации на взлетно-посадочных режимах, на основе разработанного метода.
3. Дана оценка влияния профилированной щели из полости крыла на обтекание профиля крыла парашютного и парапланерного типа в численном расчете и натурном сравнительном эксперименте.
4. Проведен анализ сильных и слабых сторон вычислительных и экспериментальных аэродинамических исследований летательных аппаратов с мягким крылом на стропной поддержке, обоснован новый метод получения их аэродинамических коэффициентов путем продувок плоского мягкого крыла с жесткими лонжеронами в аэродинамической трубе.
5. Проведены измерения с использованием предложенного метода аэродинамических коэффициентов мягкого крыла в щелевом и безщелевом исполнении с различной степенью изгиба задней кромки.

**Основные новые результаты, полученные в диссертационной работе, состоят в следующем:**

1. Разработан новый метод проектирования для выбора оптимальных облика и параметров летательных аппаратов и систем с мягким крылом на стропной поддержке с учетом их особенностей.
2. Созданы и отработаны принципиально новые конструктивные решения выполнения полого мягкого крыла на стропной поддержке и приводов управления им. Исследованы их характеристики и дана оценка перспектив их применения.
3. Опробован новый метод модельного экспериментального исследования мягких полых крыльев в аэродинамической трубе, отличающийся от ранее известных тем, что продуваемая модель выполнена в виде плоского крыла и сочетает в себе не только мягкую обшивку, но и мягкие нервюры, насаженные на жесткие лонжероны.

Использование данного метода позволило исследовать устойчивость передней кромки мягкого крыла к подвороту на малых углах атаки, а также характеристики деформированного профиля, определяющего максимальную несущую способность крыла непосредственно при посадке. Помимо этого деформация профиля, имитирующая действие строп управления, позволяет определить изменение аэродинамических коэффициентов профиля в зависимости от величины подтягивания управляющих строп.

Предложенный способ модельного экспериментального исследования мягких полых крыльев в аэродинамической трубе позволяет определить такие пропорции изгиба передней и задней зон профиля крыла стропной системой, которые позволяют достигать максимальной подъемной силы с минимальными потерями качества.

С использованием предложенного способа проведено экспериментальное исследование в аэродинамической трубе МАИ, в ходе которого получены следующие результаты:

- Проверен на практике способ получения экспериментальных характеристик профиля мягкого крыла по аэродинамике и устойчивости формы. Показано, что предложенный способ работоспособен и дает необходимую информацию.
- Определены экспериментальные характеристики мягкого профиля со щелью и без щели.
- В ходе эксперимента выявлен значимый физический эффект. Обнаружено, что профиль с программируемым смятием носика, изменяющим кривизну передней поверхности и форму воздухозаборника, может обеспечить отсутствие подворота передней кромки даже на отрицательных углах атаки;

- Выявлено, что на углах атаки до 4 градусов щель не оказывает существенного влияния на характеристики выглаженного профиля с далеко отнесенным от носика воздухозаборником (типа парашютного), и заметных преимуществ в аэродинамическом качестве не дает. Теоретические преимущества нивелируются потерями на сопротивление течению в полости крыла и деформациями носика профиля. Заметим, что на профилях парашютного типа с вынесенными вперед воздухозаборниками эффект обещает быть заметным и в этом диапазоне.
  - Определено, что на углах атаки свыше 4 градусов эффект становится заметным, и проявляется в повышении максимального  $C_{ya}$  и сохранении его на большем диапазоне углов атаки, что говорит о смещении точки отрыва вниз по потоку под влиянием щели.
  - На коэффициент сопротивления профиля с далеко отнесенным от носика воздухозаборником щель существенного влияния не оказывает. На профилях парашютного типа по расчетам положительное влияние обещает быть более заметным.
  - Во всем диапазоне исследованных углов атаки щель отодвигает координату приложения суммарной аэродинамической силы несколько назад по хорде профиля (на малых углах атаки порядка 2% от хорды для щели шириной порядка 2% от ширины воздухозаборника, с уменьшением сдвига по мере увеличения угла атаки).
4. В работе показана значимость профиля и конструктивной схемы полого мягкого крыла для аэродинамических и эксплуатационных свойств использующих его летательных аппаратов.

Дано обоснование, что в процессе проектирования крыла следует в первую очередь обращать внимание на величину максимального качества профиля  $K_p$ , при этом предпочтение следует отдавать тем профилям, которые при том же качестве имеют минимальный  $C_{ya}$ . В этом случае за счет пропорционального роста потребной площади и соответственно хорды крыла растет и его строительная высота (при масштабировании профиля с неизменной относительной толщиной), а значит при той же строительной высоте и соответственно способности мягкого крыла к удержанию собственной формы есть возможность выбирать профили с уменьшенной относительной толщиной.

Показано, что при одних и тех же весе летательного аппарата, размахе его крыла и скорости горизонтального полета как крыло с узкой хордой и профилем, имеющим высокий  $C_{ya}$  при заданном качестве  $K_p$ , так и крыло с широкой хордой и профилем, имеющим низкий  $C_{ya}$  при том же качестве  $K_p$ , будут иметь одинаковое сопротивление. При этом сопротивление крыла с ростом размаха при равном

качестве его профиля уменьшается, но увеличивается сопротивление строп, и как следствие для каждой скорости можно подобрать размах крыла с минимальным суммарным сопротивлением аппарата.

5. В работе доказана правомерность использования в формуле расчета индуктивного сопротивления мягкого арочного крыла на стропной поддержке его удлинения в раскрое.

Дана оценка составляющих сопротивления летательного аппарата с мягким крылом в моторном полете. Выведено выражение для определения его скорости и угла планирования в зависимости от аэродинамических и конструктивных параметров.

Выведена формула, определяющая координату подвеса крыла относительно центра тяжести груза, дающую требуемый угол атаки крыла на стропной поддержке без использования итерационных методов.

Предложена оптимизированная (наименее трудоемкая и при этом достаточная для проведения анализа на аэродинамическое совершенство) последовательность расчета основных параметров летательного аппарата с мягким крылом на стропной поддержке.

6. Предложено полое мягкое крыло с воздухозаборником в носике, отличающееся тем, что в его полости выполнены карманы, образующие по меньшей мере один сужающийся канал с выходом через щель в верхней поверхности крыла. Показано путем расчетов, модельного и натурного экспериментов, что крыло предложенного типа имеет преимущества перед известными прототипами, особенно для крыльев планирующих парашютов и аэрошютов с развитым воздухозаборником, позволяющие существенно увеличить несущие характеристики крыла и как следствие увеличить нагрузку на его площадь с сохранением приемлемых посадочных характеристик летательных аппаратов с мягким крылом. Щелевое крыло испытано и производится серийно.

Показано, что выдув через узкую щель из полости крыла не приводит к существенному падению давления в нем и не препятствует безопасной эксплуатации щелевого крыла.

Показано, что крыло парапланерного типа (с облагороженным обтеканием носика) имеет в режиме крейсерского полета практически идентичные характеристики как в щелевом, так и в бесщелевом исполнении. При этом важно, что в любом случае профилированная щель из полости крыла не ухудшает аэродинамическое качество в крейсерском полете, в отличие от известного щелевого крыла со сквозным забором воздуха через нижнюю поверхность, и дает в отличие от последнего некоторое преимущество при грамотном выборе ширины щели и конструктивного набора крыла, проявляющееся тем сильнее, чем большего

размера воздухозаборник имеет это крыло (то есть применение актуально в первую очередь для парашютных крыльев).

Показано, что щелевое крыло соответствует критерию меньшего коэффициента подъемной силы при том же аэродинамическом качестве, то есть установочный угол или хорда щелевого крыла при той же подъемной силе и качестве несколько больше, чем у такого же без профилированной щели. Это можно использовать для достижения более высоких скоростей полета без выхода на критически малые углы атаки, или для получения большей жесткости крыла и его подъемной силы при изгибе за счет более широкой хорды.

7. Предложен способ управления мягким крылом с уменьшенными усилиями на приводах, отличающийся тем, что для изменения подъемной силы используется управление сечением профилированных щелей в верхней поверхности крыла.

Предложен вариант совмещенного управления шириной щели и кривизной крыла стропами управления. Поскольку открытие щели требует меньшего усилия, при малом подтягивании стропы управления изменение режима полета ведется изменением сечения профилированной щели. После полного втягивания ткани в районе профилированной щели на длину припуска на раздутие (добавленной ширины ткани к теоретической ширине сегмента поверхности крыла), включается в работу задняя кромка крыла.

Предложена конструкция свободных концов, позволяющая увеличить кривизну крыла и соответствующую ей подъемную силу во время динамического торможения при посадке без использования дополнительных приводов.

Разработанные метод и конструктивные решения облегчают принятие оптимальных проектных решений при заданных ограничениях с учетом компромиссного характера сравниваемых вариантов.

### **Перспективы дальнейшей разработки темы**

С использованием отработанного в работе расчетно-экспериментального метода имеется возможность дальнейшего уточнения параметров и конструктивных особенностей мягкого крыла на стропной поддержке и его механизации, повышающих несущую способность и аэродинамическое качество крыла данного типа, облегчающих управление им, а также увеличивающих безопасность его применения.

На основе отработанного нового метода путем продувок в аэродинамической трубе плоских мягких крыльев с жесткими лонжеронами возможно создание атласа мягких профилей с указанием важных для этого типа профилей дополнительных параметров.

**В приложения** вынесены дополнительные материалы по теме работы:

- приведены характеристики аэродинамических профилей X4, X5, X6, Полярис-1, Ritz 1-30-15;
- приведены данные для построения плоского крыла в программе XFLR5;
- представлены опробованные и перспективные способы увеличения безопасности мягкого крыла на стропной поддержке, а также возможные области применения новых конструкций мягких крыльев на стропной поддержке.

**Полнота изложения материалов диссертации в работах, опубликованных соискателем ученой степени**

*Научные статьи в ведущих рецензируемых научных журналах и изданиях, входящих в Перечень Высшей аттестационной комиссии Российской Федерации, по специальности 2.5.13.*

1. Швед Ю.В. Особенности выбора профиля мягкого крыла на стропной поддержке // Вестник Московского авиационного института. - 2023. - Т. 30, No 3. - С. 44-52.
2. Швед Ю.В. Экспериментальные исследования мягкого щелевого крыла // Полет. - 2019. - No9. - С. 36–57.
3. Швед Ю.В. Методика определения оптимального установочного угла и удлинения мягкого крыла со стропной поддержкой // Вестник Московского авиационного института. - 2019. - Т. 26, No1. - С. 7-18.
4. Швед Ю.В. Выбор механизма привода для управления планирующими системами с мягким крылом // Полет. - 2016. - No5-6. - С. 64-72.
5. Швед Ю.В. Критерии выбора основных геометрических параметров крыла парaplана // Вестник Московского авиационного института. - 2015. - No2. - С. 7-14.
6. Швед Ю.В. Способ увеличения эффективности использования площади мягкого крыла в системах планирующего спуска и моторного полета // Вестник Московского авиационного института. - 2014. - No2. - С. 7-12.
7. Швед Ю.В. Полное мягкое крыло с воздухозаборником в носке и профилированной щелью на верхней поверхности // Полет. - 2012. - No3. - С. 18-22.

***Материалы международных и всероссийских конференций***

1. Швед Ю.В. Влияние профиля мягкого крыла на стропной поддержке на безопасность полета // 22-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». Тезисы. - 2023. - С. 57-58.
2. Швед Ю.В. Возможности уменьшения управляющих усилий при динамическом торможении мягкого крыла перед посадкой // Материалы XXIX международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова. Кремёнки, 15-19 мая 2023 г. - С. 218-219.

3. Швед Ю.В. Шаговый привод с механическим побуждением и нулевым обратным усилием для планирующих систем на основе мягких оболочек // 12-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2013». Москва, 12–15 ноября 2013 г. Тезисы докладов – Москва : Изд-во «Мастерская печати», 2013. - С. 425-426.
4. Швед Ю.В. Полое мягкое крыло с воздухозаборником в носике и профилированной щелью на верхней поверхности // 9-я Международная конференция "Авиация и космонавтика - 2010". Москва, 16-18 ноября 2010г. Тезисы докладов – Москва : Изд-во «Мастерская печати», 2010. - С. 43-44.

#### ***Патенты на изобретения***

1. Швед Ю.В. Полое мягкое крыло с воздухозаборником в носике и профилированной щелью на верхней поверхности. Патент на изобретение RU 2389644 С2, 20.05.2010, бюл. No 14. Заявка No 2008128067/11 от 11.07.2008.
2. Швед Ю.В. Подвеска, автостабилизирующая мягкое привязное крыло (варианты). Патент на изобретение RU 2456210 С2, 20.07.2012, бюл. No 20. Заявка No 2010122015/11 от 01.06.2010.
3. Швед Ю.В. Мягкое двухоболочковое крыло с распорными элементами жесткости. Патент на изобретение RU 2444462 С1, 10.03.2012, бюл. No 7. Заявка No 2010126110/11 от 28.06.2010.
4. Швед Ю.В. Шаговый привод с механическим побуждением и нулевым обратным усилием. Патент на изобретение RU 2524498 С1, 27.07.2014, бюл. No 21. Заявка No 2013114378/11 от 01.04.2013.
5. Швед Ю.В. Способ увеличения эффективности использования площади мягкого крыла в системах планирующего спуска и моторного полета. Патент на изобретение RU 2551611 С1, 27.05.2015, бюл. No 15. Заявка No 2013146587/11, 18.10.2013.
6. Швед Ю.В. Конструктивные элементы для повышения безопасности летательных аппаратов с мягким крылом. Патент на изобретение RU 2584353 С1, 20.05.2016, бюл. No 14. Заявка No 2015105044/11, 16.02.2015.
7. Швед Ю.В. Зубчато-цевочный шаговый привод с механическим побуждением и нулевым обратным усилием. Патент на изобретение RU 2641563 С1, 18.01.2018, бюл. No 2. Заявка No 2016114295, 13.04.2016.
8. Швед Ю.В. Привод с компенсацией усилий управления мягким крылом на стропной поддержке. Патент на изобретение RU 2768054 С1, 23.03.2022, бюл. No 9. Заявка: 2021118288, 23.06.2021.