



УТВЕРЖДАЮ  
Директор ФКП «ГкНИПАС»,  
кандидат технических наук

С.А. Астахов

« 09 » \_\_\_\_\_ 2024 г.

## ОТЗЫВ

ведущей организации

на диссертационную работу Шведа Юрия Витальевича «Разработка расчетно-экспериментального метода и новых конструктивных решений для повышения аэродинамической и весовой эффективности систем с мягким крылом на стропной поддержке», представленную на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.13. – «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов».

### **Актуальность темы диссертации**

Мягкое двухоболочковое крыло исследуется как теоретически, так и экспериментально с 1964 года с момента его изобретения и в настоящее время продолжается исследоваться с целью улучшения его аэродинамических характеристик и конструкции. Жесткие профили крыльев изучены теоретически и экспериментально достаточно глубоко, но двухоболочковое мягкое крыло изучено недостаточно и требует разработки новых теоретических и экспериментальных методов исследований, учитывающих деформации мягкого двухоболочкового крыла в полете. Развитие аналитических методов достаточной точности позволяет их использовать не только научным работникам, но и инженерно-конструкторским составом при проектировании двухоболочкового мягкого крыла на стропной поддержке. Предложенные новые конструктивные решения позволяют существенно

улучшить тактико-технические характеристики ЛА с мягким крылом на стропной поддержке, что определяет актуальность диссертации Шведа Ю.В.

**Цель и задачи диссертационной работы** 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 и решены следующие задачи.

1. Уточнена расчетная формула индуктивного сопротивления для мягкого арочного крыла с характерным распределением местных углов атаки.

2. Уточнена формула определения скорости и угла планирования в полёте летательного аппарата (ЛА) с мягким крылом на стропной поддержке в зависимости от его аэродинамических и конструктивных параметров.

3. Уточнена формула определения установочного угла мягкого крыла для разных режимов полета.

4. На модели с прямым крылом с мягкими нервюрами и обшивкой произведены измерения аэродинамических коэффициентов профиля мягкого крыла в щелевом и безщелевом исполнении для различной степени изгиба задней кромки.

5. На основе разработанного метода предложены пути повышения несущей способности и безопасности применения мягкого крыла с применением щелевой механизации на взлётно–посадочных режимах.

6. Произведена оценка влияния профиля щели из плоскости крыла на обтекание профиля крыла парашютного и парапланерного типов расчетным путем и экспериментально.

7. Подтвержден новый метод получения аэродинамических коэффициентов путем продувок плоского мягкого крыла с жесткими лонжеронами в аэродинамической трубе.

8. Предложенный метод позволил произвести измерения аэродинамических коэффициентов мягкого крыла в щелевом и безщелевом исполнении для различной степени изгиба задней кромки.

**Объектом исследования** в диссертации является ЛА с мягким крылом на стропной поддержке.

**Предметом исследования:** являются процессы взаимодействия мягкого крыла на стропной поддержке с набегающим потоком и подвешенным грузом, влияющие на аэродинамическую и весовую эффективность всей системы.

### **Оценка структуры и содержания диссертационной работы**

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

**Во введении** дана общая характеристика работы:

- обоснована актуальность темы диссертационной работы;
- дана оценка степени проработанности темы другими исследователями;
- определены цель, задачи, объект и предмет исследования;
- показана научная новизна исследования;
- теоретическая и практическая значимость работы;
- определены методология и методы исследования;
- сформулированы положения, выносимые на защиту;
- определена достоверность полученных результатов;
- представлены апробации результатов, полученных автором.

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

**Во второй главе** рассмотрены особенности проектирования ЛА с мягким крылом со стропной поддержкой.

Предложена новая методика и последовательность расчета основных параметров планирующей системы с мягким крылом с механизацией.

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

**В четвертой главе** приведены примененные методы и результаты экспериментальных методов исследований мягкого крыла в безщелевом и щелевом исполнении в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-101 парашютов ГОЛЬФ-3 в щелевом и безщелевом исполнении. Дано описание предложенной модели прямого крыла с мягкой обшивкой на мягких нервюрах, насаженных на жесткие лонжероны.

Далее **в заключении** диссертации приводятся семь основных новых научных результатов, позволившие решить задачи, сформулированные ранее и позволившие достичь 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 разработки темы.

Задачи были сформулированы ранее, а на основных результатах работы остановимся подробнее.

1. Разработан новый инженерный метод проектирования для выбора оптимального облика и параметров ЛА и систем с мягким крылом на стропной поддержке с учетом их особенностей для решения конкретных задач.

2. Разработаны принципиально новые конструктивные решения изготовления полого мягкого крыла на стропной поддержке и приводов управления им. Дана оценка перспектив их применения.

3. Предложен новый метод модельного экспериментального исследования мягких полых крыльев в аэродинамической трубе, позволяющей исследовать устойчивость передней кромки мягкого крыла к подвороту на малых углах атаки, аэродинамические характеристики деформированного профиля при посадке, при подтягивании управляющих строп, а также определять пропорции изгиба передней и задней зон профиля крыла стропной

системой, которое позволяет достигать максимальной подъёмной силы с минимальными потерями качества.

В аэродинамической трубе МАИ с использованием предложенного модельного метода получены следующие результаты:

- экспериментально получены характеристики профиля мягкого крыла по аэродинамике и устойчивости формы;

- определены экспериментально аэродинамические характеристики мягкого профиля крыла со щелью и без щели;

- выявлен значимый физический эффект, что при 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 профиля типа парашютного, при этом на профилях парашютного типа эффект обещает быть заметным в этом диапазоне углов атаки;

- определено, что на углах атаки свыше 4 градусов эффект становится заметным. Даны объяснения этого эффекта;

- даны пояснения влияния щели на коэффициент сопротивления профиля для профилей различного типа, влияние щели на точку приложения суммарной аэродинамической силы в зависимости от угла атаки.

4. В работе показана значимость выбора профиля и конструктивной схемы полого мягкого крыла для формирования необходимых аэродинамических и эксплуатационных свойств ЛА под решение конкретных задач. Что при проектировании крыла следует в первую очередь обращать внимание на обеспечение максимального значения качества профиля  $K_p$  и даны разъяснения как решать многопараметрическую задачу формирования оптимального полого мягкого крыла на стропной поддержке в зависимости от величин: подъёмной силы  $C_{ya}$ , площади крыла  $S$ , хорды крыла и строительной высоты крыла, стропной системы.

5. В работе предложена формула расчета индуктивного сопротивления мягкого арочного крыла на стропной поддержке с учетом его удлинения в раскрое.

Дана оценка составляющих сопротивления ЛА с мягким крылом в моторном полёте.

Выведено выражение для определения его скорости и угла планирования в зависимости от аэродинамических и конструктивных параметров.

Выведена формула определения координаты подвеса крыла относительно центра тяжести груза, дающая требуемый угол атаки на стропной поддержке без итераций в вычислениях.

6. Предложено новое полое мягкое крыло с воздухозаборником в носике, с карманами во внутренней полости, с щелью в верхней поверхности крыла имеющее существенные преимущества перед известными прототипами, особенно для крыльев планирующих парашютов и аэрошкотов, позволяющие увеличить несущие характеристики крыла.

Надо отметить, что щелевое крыло испытано и производится серийно.

В работе произведен исчерпывающий анализ влияния щели, её размеров и конструктивного расположения на аэродинамические характеристики мягкого крыла на стропной поддержке при его проектировании для ЛА.

7. Предложен способ совмещенного управления шириной щели и кривизной крыла стропами управления.

Предложена конструкция свободных концов, позволяющая увеличить кривизну крыла и подъемную силу во время динамического торможения при посадке.

#### **Перспективы дальнейшей разработки темы.**

Предложенный в работе расчетно-экспериментальный метод позволяет его использовать при конструкторских разработках и проектировании новых ЛА с мягким крылом на стропной поддержке на инженерном уровне без использования тяжелых расчетных методов и программ, с использованием

предложенных аналитических формул достаточно оперативно и с достаточной точностью для решения конкретных задач.

На основе нового метода продувок в аэродинамической трубе плоских мягких крыльев с жесткими лонжеронами возможно создание атласа мягких профилей.

Далее в диссертации приведены **Приложения** 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, возможные области применения новых конструкций мягких крыльев на стропной поддержке.

**Научная новизна** диссертационной работы заключается в том, что:

Разработан новый метод проектирования оптимального облика ЛА с мягким крылом на стропной поддержке.

Разработаны новые конструктивные решения управления полого мягкого крыла на стропной поддержке.

Разработан новый метод модельного экспериментального исследования мягких полых крыльев в аэродинамической трубе, позволяющей определять изменение аэродинамических коэффициентов мягкого профиля в зависимости от величины подтягивания управляющих строп.

Предложено новое мягкое крыло с воздухозаборником в носике с карманами внутри и щелью в верхней поверхности крыла. На конструкцию получен патент.

Предложена новая конструкция свободных концов, позволяющая увеличить кривизну крыла при торможении на посадке, а также привод управления стропами с компенсацией усилий, на что также получен патент.

### **Теоретическая значимость**

Предложенный в работе новый метод, основанный на аналитических выражениях может быть использована для инженерных расчетов для формирования облика ЛА с мягким крылом на стропной поддержке.

**Практическая значимость** работы была отмечена при описании содержания диссертации выше. Однако надо отметить, что разработанный алгоритм методики расчета аэродинамических характеристик мягкого щелевого крыла на стропной поддержке в сочетании с предложенными конструктивными решениями для полого мягкого крыла и управления стропной поддержкой позволяет существенно улучшить тактико-технические характеристики мягкого крыла парашютного типа. Щелевое крыло испытано и производится серийно

### **Положения, выносимые на защиту**

На защиту выносятся следующие научные положения:

- специализированный метод определения основных проектных параметров (потребная площадь и удлинение крыла, длина и установочный угол стропления, потребная тяга двигателя 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.

**Достоверность научных положений** подтверждается использованием апробированного программного обеспечения, валидацией применяемых математических моделей и разработанной методики. Научные результаты не



противоречат опубликованным работам других авторов и подтверждены экспериментально при продувках в аэродинамических трубах ЦАГИ и МАИ.

### **Публикации и апробация работы**

Результаты работы докладывались и обсуждались на пяти научно-технических конференциях международного и всероссийского значения. По теме диссертации опубликовано семь печатных работ в журналах, из перечня ВАК по специальности 2.5.13. а также в 6 публикациях изданий перечня ВАК по смежным специальностям.

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

Объём выступлений и публикаций показывает, что результаты диссертационной работы в полной мере прошли апробацию.

### **Оценка структуры и содержания автореферата**

Автореферат полностью отражает содержание диссертации и позволяет составить целостное представление о проделанной работе. Материалы диссертации изложены логически последовательно. По объёму и оформлению автореферата замечаний нет.

### **Замечания по диссертационной работе**

Существенных замечаний по диссертационной работе, автореферату и их оформлению нет.

### **Заключение по диссертационной работе**

Диссертационная работа Шведа Юрия Витальевича «Разработка расчетно-экспериментального метода и новых конструктивных решений для повышения аэродинамической и весовой эффективности систем с мягким крылом на стропной поддержке» выполнена на высоком научном уровне. Диссертация соответствует требованиям «Положения о присуждении учёных степеней» (утверждённого постановлением Правительства РФ от 24.09.2013 №842), предъявляемым к диссертациям на соискание учёной степени кандидата технических наук, а её автор Швед Юрий Витальевич заслуживает присуждения учёной степени кандидата технических наук по специальности

2.5.13 - «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов».

Диссертация и автореферат Шведа Ю.В. рассмотрены на заседании Научно-технического совета ФКП «ГкНИПАС», протокол № 2-9, от 24 сентября 2024 г.

Заместитель председателя НТС, доктор технических наук, Заслуженный деятель науки и техники, заместитель директора по испытаниям

  
Ниязов В.Я.

Подпись Ниязова В.Я заверяю:  
Председатель НТС, кандидат технических наук, директор

  
Астахов С.А.

Федеральное казенное предприятие  
«Государственный казенный научно-испытательный полигон авиационных систем имени Л.К.Сафронова»  
Адрес: 140250, Россия, г.о. Воскресенск,  
Московская обл., г. Белоозёрский,  
Тел.: +7 (495) 556-07-09  
+7 (495) 556-07-40  
E-mail: info@fkpgknipas.ru

*С отзывом ознакомились 30.09.2024  
Швед Ю.В.*