

ОТЗЫВ

официального оппонента на диссертационную работу Шведа Юрия Витальевича на тему «Разработка расчетно-экспериментального метода и новых конструктивных решений для повышения аэродинамической и весовой эффективности систем с мягким крылом на стропной поддержке», представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.13.

Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов

Диссертационная работа непосредственно посвящена вопросам, задачам и проблемам проектирования и испытаний планирующих парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов.

Актуальность темы. Планирующие парашютные и парапланерные системы – представители одного большого класса авиационно-космических систем, применяемых как в комплексах систем спасения и посадки, так и в спортивных соревнованиях, что предъявляет к ним требования высокой надежности. Это, в свою очередь, заставляет выполнять непрерывное совершенствование этих систем, как в технической сфере, так и в сфере безопасности.

Успехи, достигнутые в последние десятилетия в проектировании и разработках двухоболочковых планирующих парашютов и парапланов, подтверждение возможностей более широкого изменения аэродинамического качества двухоболочкового мягкого крыла, в сравнении с однооболочковым крылом, возможность осуществления динамичного предпосадочного маневра и динамического торможения для точной управляемой посадки, делают целесообразным выбор в пользу двухоболочкового планирующего парашюта при решении задач навигации и наведения десантируемого объекта на цель.

К эффективным инструментам при проектировании и оптимизации конструкции парашютов и парапланов в последнее время относятся методы математического моделирования и вычислительный эксперимент. Здесь, например, можно выполнять анализ аэродинамических, динамических и аэроупругих характеристик, проводить виртуальные эксперименты по исследованию зависимостей аэродинамических характеристик от углов атаки и скольжения, выработать рекомендации по оптимальным форме купола, углу установки крыла, а затем осуществить, опять же в вычислительном эксперименте, подбор раскройной формы и стропной системы, обеспечивающие найденные форму крыла и его положение потоке. Основная

ОТДЕЛ КОРРЕСПОНДЕНЦИИ
И КОНТРОЛЯ ИСПОЛНЕНИЯ
ДОКУМЕНТОВ МАИ

«18» 09 2024 г.

трудность применения таких методов — это сложность математических моделей аэродинамики и аэроупругости парашюта на основе прямого моделирования. Однако на помощь здесь приходит инженерный эксперимент, эмпирические и полуэмпирические инженерные математические и физические модели, позволяющие с определенной степенью достоверности оценивать как аэродинамические характеристики и характеристики напряженно-деформированного состояния конструкции парашюта, так и динамические нагрузки, возникающие при раскрытии и наполнении парашютных и парапланерных крыльев. Результаты инженерного эксперимента, в большинстве случаев, могут быть единственным критерием истинности результатов любого теоретического исследования и поэтому представляют собой бесценный материал.

В диссертационной работе автором предпринята попытка на основе методов инженерного эксперимента, анализа и отбора экспериментальных данных, проведения проектировочных расчетов, а также ряда изобретений автора, выполнить построение моделей, оптимальных по ряду критериев, конструкций двухболочковых парашютов. Это и является одной из конечных целей математического инженерного моделирования на этапе проектирования планирующего парашюта. Эта задача, безусловно, является актуальной, что и определяет научную ценность данной диссертационной работы для практики и теории науки парашютостроения.

Структура и содержание диссертации. Диссертация состоит из введения, 4-х глав, заключения, списка литературы и 8-ми приложений.

Во введении дается общая характеристика работы, формулируются основные положения и результаты, выносимые на защиту.

В главе 1 дан обзор направлений исследований и работ при проектировании летательных аппаратов и систем с мягким крылом.

Глава 2 посвящена особенностям аэродинамического проектирования летательных аппаратов с мягким крылом. Рассмотрены основные вопросы, требующие своего решения при проектировании летательных аппаратов (ЛА) с мягким крылом (МК). Уделено внимание исследованию индуктивного сопротивления арочного крыла на стропной поддержке (СП). Выполнялась оценка составляющих сил сопротивления ЛА с МК в моторном полете. Определялись скорость и угол планирования ЛА с МК в безмоторном полете, а также координаты подвеса крыла относительно центра тяжести (ЦТ) груза, подвешенного к свободным концам, как в моторном полете, так и в режиме планирования. На основе анализа полученных автором зависимостей, сделаны

детальные выводы о поведении крыла на СП. На основе полученных автором выражений, предложена оптимизированная последовательность расчета параметров планирующей системы. Выполнена оценка влияния характеристик профиля и удлинения крыла для планирующей системы. Подробно рассмотрены особенности выбора профиля и конструкции крыла для ЛА на СП. Автором рассмотрены и предлагаются к реализации уже опробованные и перспективные способы увеличения безопасности (безотказности) МК на СП.

Глава 3 посвящена исследованиям особенностей и преимуществ полого крыла с воздухозаборником в носике и профилированной щелью на верхней поверхности. Автором предложено оригинальное решение и детально проанализированы проблемы, на устранение которых направлено предлагаемое решение. Детально изложена сущность предлагаемого решения. Сформулированы условия безопасности применения профилированной щели в конструкции полого крыла. В программе Flow Vision выполнена оценка влияния профилированной щели на обтекание профиля с воздухозаборником парашютного типа. В программе Flov Simulation выполнена оценка влияния профилированной щели на обтекание профиля с уменьшенным воздухозаборником парашютного типа. По результатам проведенных расчетов автором сделаны детальные выводы. Выполнена проверка предлагаемых автором конструктивных решений на натуральных образцах.

Глава 4 посвящена экспериментальным исследованиям МК в бесщелевом и щелевом исполнениях. Вначале главы автор подробно излагает сложности получения информации об аэродинамических параметрах профиля МК расчетным путем, что связано, в основном со спецификой формообразования мягких оболочек в набегающем потоке. Автором детально изложены возможности экспериментальных аэродинамических исследований летательных аппаратов с мягким крылом, целиком размещаемых в аэродинамической трубе. Выполнен тщательный сравнительный анализ продувок парашютов Гольф-3 в бесщелевом и щелевом исполнении в аэродинамической трубе Т-101. Сделан важный вывод о существенном увеличении несущей способности крыла в щелевом исполнении. Большое внимание автором уделено экспериментальным исследованиям (продувкам) МК с жесткими лонжеронами в АТ МАИ. Приведены результаты серии продувок модели крыла с недеформированным профилем и различной шириной щели и сделаны важные выводы по результатам испытаний. Автором выполнена серия продувок модели крыла с полностью открытой щелью при различной степени изгиба. Получены результаты, представляющие большую

практическую ценность для практики проектирования планирующих парашютов и парапланов. Автор приводит и описывает ряд конструкций, собственных изобретений, позволяющих улучшить процесс функционирования парашютов и парапланов. В разделе приводятся выявленные в процессе подготовки и проведения экспериментов проблемы и способы их устранения, что представляет большую ценность для экспериментаторов. В конце раздела автор подводит итог экспериментальным исследованиям и формулирует практическую значимость полученных результатов, что также представляет большую ценность для экспериментаторов и конструкторов планирующих парашютных систем и парапланерных ЛА.

В заключении 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.

В работе доказана правомерность использования в формуле расчета индуктивного сопротивления мягкого арочного крыла на СП 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.

Введено понятие нагруженности крыла. Показано, что при одной и той же нагруженности крыла его аэродинамическое качество не зависит от удлинения.

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

Предложена оптимизированная последовательность расчета основных параметров планирующей системы с подробно изложенными этапами.

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 аэростатов 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 имеет в режиме крейсерского полета практически идентичные характеристики как в щелевом, так и в бесщелевом исполнении.

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.

Несомненной заслугой автора является предложенный им способ 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.

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 автором проведено экспериментальное исследование в аэродинамической трубе МАИ, в ходе которого получены важные практические результаты.

Автором сделан ряд практически важных изобретений, результаты которых приведены ниже:

- 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;
- предложена конструкция свободных концов, позволяющая увеличить

кривизну крыла и соответствующую ей подъемную силу во время динамического торможения при посадке без использования дополнительных приводов.

В диссертации приведено 8 практически важных, как для конструктора, так и для испытателя приложений, что дополняет практическую ценность и значимость работы автора. В частности, в приложениях 1-7 приведены характеристики профиля моторного пароплана Х4 с моментной характеристикой, обеспечивающей стабильность на малых углах атаки. Также приведены характеристики аэродинамических профилей Ritz 1-30-15, Х5, Х6, Полярис-1, что позволяет конструктору непосредственно использовать эти характеристики в процессе проектирования парашютных систем и паропланерных ЛА.

В приложении 8 автором предложено рассмотреть в будущем перспективные направления и разработки, которые открывают науке и практике возможности применения МК на СП.

Научная новизна. Отмечу наиболее существенные фрагменты работы автора, касающиеся научной новизны:

- предложен новый оригинальный метод определения координаты подвеса крыла относительно центра тяжести груза, дающей требуемый полетный угол атаки крыла на СП;
- предложено и апробировано 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;
- апробирован способ 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. Способ 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;
- 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.

Степень достоверности полученных в работе результатов.

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 значения величины коэффициента аэродинамического сопротивления крыла с предложенными автором конструктивными дополнениями. Изготовлен, испытан и серийно выпускается в настоящее время пароплан с предложенной щелевой конструкцией крыла.

Научная, теоретическая и практическая значимость работы.

Автором выполнен достаточно хороший обзор существующих конструкций воздухозаборников различных типов крыльев паропланов, с высоким уровнем анализа их свойств, что для парашютостроителей, конструкторов и испытателей несомненно представляет весьма ценную информацию.

Несомненной заслугой автора являются тщательные исследования устойчивости передней кромки мягкого крыла к подвороту на малых углах атаки, а также исследование характеристик деформированного профиля, определяющего максимальную несущую способность крыла непосредственно при посадке.

В эксперименте автором было выявлено, что профиль с программируемым смятием носика, изменяющим кривизну передней поверхности и форму воздухозаборника, может обеспечить отсутствие подворота передней кромки даже на отрицательных углах атаки, что является весьма важным фактом. Очень информативен для конструкторов и испытателей материал главы 4.8.

Автор широко использует в своих расчетах действующие открытые разработки программ и методов аэродинамики (XFLR5, вихревых рамок VLM1, VLM2, методы фотограмметрии, высокоскоростного сканирования поверхностей, программ FlowVision, Flow Simulation). Это свидетельствует о

его широком кругозоре и уровне подготовки как состоявшегося, опытного специалиста, ученого.

Производная угла касательной к средней линии в носике профиля по углу атаки, а также и другие критерии (глава 2.10.) – это новое, значимое слово, введенное автором в теорию мягкого профиля. Думаю, что это будет эффективными инструментами изучения и исследований в теории потери устойчивости профиля и мягкого крыла в целом.

В отдельных местах диссертационной работы встречаются достаточно глубокая проработка автором темы исследований и выявляются важные, интересные для теории и практики факторы, которых с первого взгляда можно и не заметить, а они, возможно, играют свою важную роль в теории и практике парашютостроения (напр., стр. 49).

Предложенные в работе аналитические выражения могут быть использованы для инженерных расчетов в процессе формирования облика летательных аппаратов с мягким крылом на стропной поддержке. По сравнению с известными инженерными методами, предложенная методика расчета доступна для непосредственного использования инженерным составом и студентами.

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

- 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 разведки, 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.

Апробация результатов исследований

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.

Автореферат, полностью отражает основное содержание диссертационной работы.

Замечания к тексту диссертации

Ряд используемых автором частных математических моделей функционирования парашютной системы основаны на существенных упрощающих допущениях. В целом это понятно и допустимо, поскольку более точные модели либо имеют неприемлемую вычислительную сложность, либо просто отсутствуют, либо они еще даже не разрабатывались. Но, тем не менее, в качестве замечаний, хочу обратить внимание на некоторые наиболее важные, на мой взгляд моменты, которые нужно иметь в виду с точки зрения оценки области применимости разработанных автором методов.

К главе 2.6. Для конструктора, гораздо важнее было бы определить установочный угол между хордой профиля ЦС крыла и плоскостью горизонта в режиме установившегося планирования или же, что то же самое, угол между вертикалью и нормалью к хорде профиля ЦС крыла. Вывод этой формулы в диссертации был бы крайне полезен. Тогда легко устанавливается связь между углом атаки и углом планирования (траекторным углом).

Учитывая большую нестабильность характеристик мягких, упругих конструкций парашюта и пароплана, при определении координат пространственного положения базовых точек (ЦД крыла, стропной системы, ЦМ груза и др.), а также при получении результатов экспериментальных исследований, следует использовать и применять методы математической статистики (доверительные интервалы и соответствующие им доверительные

вероятности, интервальные оценки), что существенно повышает надежность полученных результатов. Например, ЦД арочного крыла не совпадает с ЦД профиля его центрального сечения, а лежит, скорее всего, вне крыла, ниже нижней образующей профиля ЦС, рисунок 2.6.1.

Вследствие этого, при составлении уравнений равновесия в моментах, также достаточно сложно точно определять длины соответствующих плеч действующих сил и точки их приложения, поэтому здесь без оценки доверительных интервалов и вероятностей, строго говоря, трудно обойтись.

К главе 2.7. «...мягкое крыло, выставленное на определенный угол атаки, само подстраивается под набегающий поток, сохраняя выставленный угол». Этот вывод автоматически следует из закона сохранения минимума работы против сил сопротивления: Крыло стремится установиться в потоке таким образом, чтобы его работа против сил сопротивления была бы минимальной, а из этого следует, что на одном и том же, оптимальном по этому критерию, угле атаки по отношению к набегающему потоку.

К главе 2.8. С использованием метода Монте-Карло (ММК) хорошо было бы провести многократные вычисления по перечню алгоритма 1-9 и выявить коэффициенты и их комбинации в допустимых диапазонах их изменения с учетом их случайных вариаций, которые наиболее (или наименее) эффективно влияют на результаты расчета, математическое ожидание конечного результата и величину его СКО. Тогда можно было бы говорить о надежности получаемого конечного результата. Кроме того, с помощью ММК можно было бы проверить характер колебаний основных выводных функций в зависимости от возможных вариаций входных параметров. Это существенно повысило бы результативность и надежность расчетных данных.

К главе 2.9. Фраза «В случае неудовлетворительных результатов конструктивные параметры варьируются, после чего расчет повторяется». Желательно было бы указать оптимальный по критериям минимума времени расчета по алгоритму и максимума надежности получаемых результатов. Если, конечно, это возможно.

К главе 4.2. К сожалению, достичь полного подобия режимов обтекания планирующего парашюта в аэродинамической трубе и в полете добиться не удается. Причиной этого является несовпадение по целому ряду критериев подобия, в частности, по числу Ньютона и др.

Замеченные опечатки: в формулах 2.5.5 и 2.6.4 должно присутствовать отношение $L_{стр}/L_{гр}$; перед формулой 2.6.4 во фразе «Подставляя в (1.6.3) выражение (1.4.6)» должны присутствовать ссылки (2.6.3) и (2.4.6); на Рисунке

2.9.1 обозначение рядов должно соответствовать Рисунку 2.9.2; на стр. 63 ссылка (1.4.6) должна быть (2.4.6); на стр. 70 вместо ссылки на главы 3.4-3.5 должны быть указаны главы 4.4-4.5.

В целом, несмотря на некоторые словесные неточности и вольности в применяемой терминологии, что однако несколько не умаляет практической ценности и научной значимости, диссертационная работа автора заслуживает высокой оценки.

В заключение хочу также отметить, что основное количество замечаний связано с высокой сложностью задач, связанных с моделированием функционирования планирующих парашютов, а также с подготовкой и проведением трубного и натурного летного экспериментов, и несмотря на значительные ограничения, имеющиеся у разработанных в диссертации моделей, заслуги и достижения автора считаю существенными.

Диссертационная работа Шведа Ю.В. является законченной научно-исследовательской работой, результаты которой можно квалифицировать как решение актуальной научной задачи. 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, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов».

Доктор технических наук, профессор кафедры Аэродинамики,
конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА



Ципенко Владимир Григорьевич

Адрес электронной почты: avas38@yandex.ru, телефон: 8 964 510-99-85.

Полное наименование организации:

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации» (МГТУ ГА).

Почтовый адрес организации: 125993, г. Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20.

Адрес официального сайта организации в сети «Интернет»:
<https://www.mstuca.ru/>.

Адрес электронной почты организации: info@mstuca.aero.

Телефон: 8(499)-259-07-92_

Подпись проф. Ципенко Владимира Григорьевича заверяю

Проректор МГТУГА по научной работе и Инновациям

(должность)

д.т.н., проф. Воробьев В.В.

(Ф.И.О.)



С отзывом ознакомлен

18.09.2024

Медведев Ю.В.