

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ  
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»  
МАИ (НИУ)

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»

Диссертация на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Научный руководитель  
кандидат технических наук, доцент  
Юрий Николаевич Пугачев

Москва – 2024

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ .....	5
ГЛАВА 1            ОБЗОР НАПРАВЛЕНИЙ ИССЛЕДОВАНИЙ И РАБОТ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И СИСТЕМ С МЯГКИМ КРЫЛОМ ..	20
<b>1.1</b> Анализ исследований и разработок систем с мягким крылом на стропной поддержке .....	20
<b>1.2</b> Анализ трудов по общим вопросам и методологии проектирования систем с мягким крылом на стропной поддержке.....	21
ГЛАВА 2            ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С МЯГКИМ КРЫЛОМ.....	25
<b>2.1</b> Основные вопросы, требующие решения при проектировании летательных аппаратов с мягким крылом .....	25
<b>2.2</b> Индуктивное сопротивление мягкого арокного крыла на стропной поддержке .....	32
<b>2.3</b> Оценка составляющих сопротивления летательного аппарата с мягким крылом в моторном полете.....	42
<b>2.4</b> Определение скорости и угла планирования летательного аппарата с мягким крылом в безмоторном полете .....	49
<b>2.5</b> Определение установочного угла крыла относительно линии между центром давления крыла и центром тяжести груза в моторном полете .....	53
<b>2.6</b> Определение установочного угла крыла относительно линии между центром давления крыла и центром тяжести груза в режиме планирования.....	55
<b>2.7</b> Заключение о самобалансировке мягкого крыла на основании полученных выражений .....	57
<b>2.8</b> Оптимизированная последовательность расчета основных параметров планирующей системы на основе представленных выражений.....	58
<b>2.9</b> Оценка влияния профиля и удлинения крыла для планирующей системы на стропной поддержке.....	61
<b>2.10</b> Особенности выбора профиля и конструкции крыла для летательных аппаратов на стропной поддержке.....	64

ГЛАВА 3	ОСОБЕННОСТИ И ПРЕИМУЩЕСТВА ПОЛОГО КРЫЛА С ВОЗДУХОЗАБОРНИКОМ В НОСИКЕ И ПРОФИЛИРОВАННОЙ ЩЕЛЬЮ НА ВЕРХНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ .....	71
3.1	Недостатки полого крыла с воздухозаборником в носике .....	71
3.2	Улучшение характеристик полого крыла с воздухозаборником в носике путем сдува пограничного слоя с его верхней поверхности через профилированную щель .....	72
3.3	Условия безопасности применения профилированной щели в конструкции полого крыла	74
3.4	Оценка влияния профилированной щели на обтекание профиля с воздухозаборником парашютного типа в программе FlowVision .....	80
3.5	Оценка влияния профилированной щели на обтекание профиля с уменьшенным воздухозаборником парашютного типа в программе Flow Simulation .....	83
3.6	Заключение по проведенным расчетам .....	85
3.7	Проверка предлагаемого решения на натуральных образцах.....	86
ГЛАВА 4	ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МЯГКОГО КРЫЛА В БЕСЩЕЛЕВОМ И ЩЕЛЕВОМ ИСПОЛНЕНИИ .....	90
4.1	Сложности получения информации об аэродинамических параметрах профиля мягкого крыла расчетным путем .....	90
4.2	Возможности экспериментальных аэродинамических исследований летательных аппаратов с мягким крылом.....	91
4.3	Сравнительные продувки парашютов Гольф-3 22м <sup>2</sup> в бесщелевом и щелевом исполнении в трубе Т-101 .....	95
4.4	Экспериментальные продувки плоского мягкого крыла с жесткими лонжеронами в трубе МАИ, оснащенной трехкомпонентными аэродинамическими весами АВНК .....	103
4.5	Результаты серии продувок модели крыла с недеформированным профилем и различной шириной щели .....	110
4.6	Серия продувок модели крыла с полностью открытой щелью при различной степени изгиба .....	118
4.7	Расчет динамики посадки планирующей системы с мягким крылом с использованием полученных экспериментальных данных.....	125

4.8	Возможности использования для управления мягким крылом со стропной поддержкой привода с весовой компенсацией усилий .....	128
4.9	Выявленные в процессе подготовки и производства экспериментов по предложенной методике проблемы.....	133
4.10	Возможности практического применения полученных результатов .....	134
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	139
	ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ.....	144
	СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ .....	146
	ПРИЛОЖЕНИЕ А ХАРАКТЕРИСТИКИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ X4159	
	ПРИЛОЖЕНИЕ Б ДАННЫЕ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ ПЛОСКОГО КРЫЛА В ПРОГРАММЕ XFLR5 .....	160
	ПРИЛОЖЕНИЕ В ХАРАКТЕРИСТИКИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ RITZ 1-30-15 .....	162
	ПРИЛОЖЕНИЕ Г ХАРАКТЕРИСТИКИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ X5163	
	ПРИЛОЖЕНИЕ Д ХАРАКТЕРИСТИКИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ X6164	
	ПРИЛОЖЕНИЕ Е ХАРАКТЕРИСТИКИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ ПОЛЯРИС-1 .....	165
	ПРИЛОЖЕНИЕ Ж ОПРОБОВАННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СПОСОБЫ УВЕЛИЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ МЯГКОГО КРЫЛА НА СТРОПНОЙ ПОДДЕРЖКЕ.....	166
	ПРИЛОЖЕНИЕ З ВОЗМОЖНЫЕ ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ НОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ МЯГКИХ КРЫЛЬЕВ НА СТРОПНОЙ ПОДДЕРЖКЕ .....	184
	Системы точной посадки.....	184
	Беспилотные летательные аппараты .....	185
	Разворачиваемые на высоте применения атмосферные псевдоспутники .....	186
	Беспилотные аппараты с мягким крылом – цикложиры .....	187
	Двигатели, энергетические установки, системы связи и наблюдения и на базе мягких привязных крыльев .....	189

## ВВЕДЕНИЕ

### Актуальность темы исследования

Используемые сейчас системы посадки космических аппаратов (КА) на базе неуправляемых парашютов не обеспечивают необходимой точности посадки. И если на Земле неточная посадка может быть компенсирована группой подбора, то где-нибудь на Марсе посадка вдалеке от требуемого места может оказаться фатальной. Кроме того, доставка крупногабаритного и хрупкого оборудования с места подбора к месту обслуживания являет собой отдельную проблему. Выходом может показаться оснащение спускаемого аппарата жестким крылом, однако такое решение влечет за собой высокие накладные расходы. Жесткие крылья космических челноков на участке выведения создают дополнительное сопротивление и уязвимы для пролетающих предметов, на орбите это дополнительный вес, на участке входа в атмосферу – требующая теплозащиты высоконагруженная конструкция, и лишь на этапе посадки – средство маневра и точного приземления. Причем средство, полезное только при наличии в месте посадки бетонной посадочной полосы.

Выходом из описанной ситуации может стать парашют-крыло (Рисунок 1).



Рисунок 1 - Примеры систем точного десантирования на базе мягкого крыла

Благодаря наличию аэродинамического качества он обеспечивает планирующий управляемый полет, что позволяет с использованием парашюта-крыла решать задачи точной доставки грузов в труднодоступные районы, посадки КА на Землю и другие имеющие атмосферу планеты, спасения летательных аппаратов. Однако для этого система с мягким крылом должна иметь высокие показатели по надежности раскрытия и приведения к месту посадки.

В 1964-1971 годы, участвуя в программе NASA по созданию новых парашютных систем для спуска с орбиты космических аппаратов, Фрэнсис Рогалло (Francis Rogallo) и Дэвид Бэриш (David Barish) доказали возможность планирующего спуска на треугольных (так называемое крыло Рогалло (Rogallo wing) (Рисунок 2) и сделанное на его основе NASA ParaWing (Рисунок 3)) и прямоугольных (Sailwing) (Рисунок 4) однооболочковых несущих поверхностях соответственно.

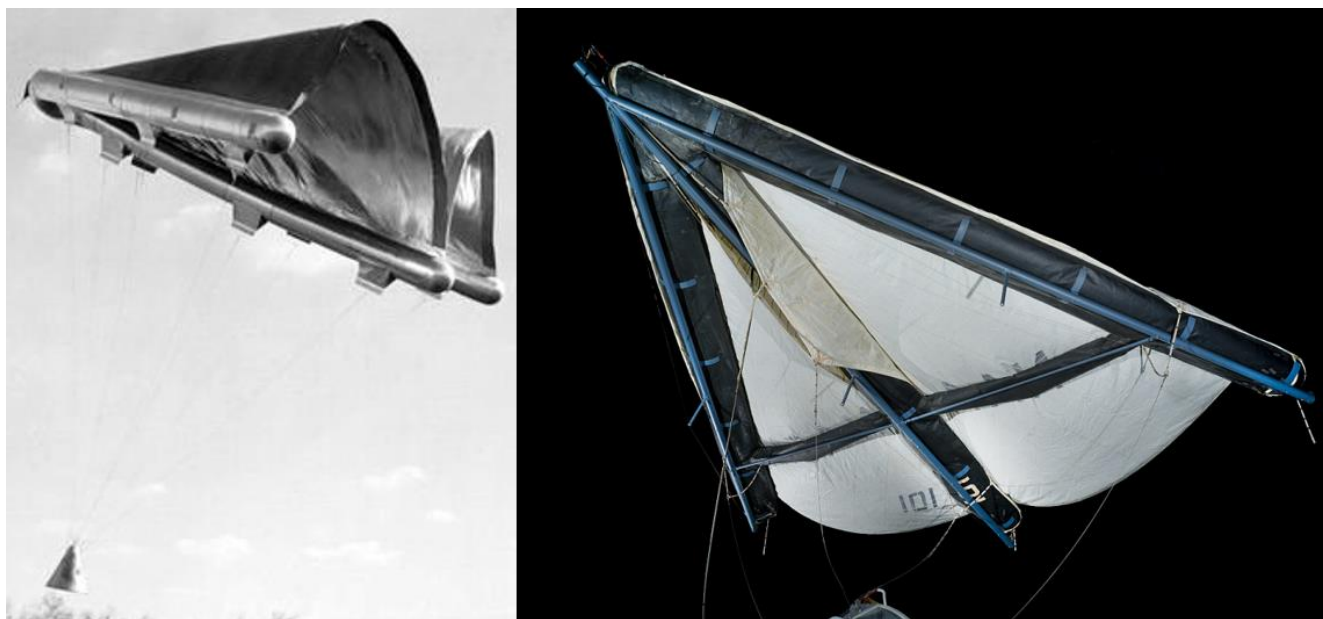


Рисунок 2 - Крыло Рогалло (Rogallo wing)



Рисунок 3 - NASA ParaWing

При этом безударное обтекание передних кромок несущих поверхностей достигалось их закругленной формой, конструктивно оформленной надувным баллоном или подогнутой кромкой.



Рисунок 4 - Sailwing

Однако по результатам этой программы NASA отказалось от применения планирующих парашютов в системах посадки КА. Отказ был вызван проблемой быстрого, а значит жесткого раскрытия несущей поверхности, возникающего вследствие более плоской ее формы по сравнению с обычным парашютом, и необходимостью применения воздухонепроницаемой ткани. Проблема дополнялась поворачиванием и рысканьем купола при раскрытии из-за несимметричного наполнения консолей, что приводило к рывкам и риску закручивания строп.

К настоящему времени удалось достигнуть приемлемых характеристик раскрытия планирующих парашютов КА путем применения многоступенчатых систем рифления [104, 115, 119, 140, 153]. Для десантируемых систем вследствие меньшей скорости ввода оказалось достаточной одноступенчатая система рифления в виде слайдера, но в целом, проблема безопасного ввода в действие и полета мягкого крыла остается актуальной.

Успехи, достигнутые в разработках двухоболочковых планирующих парашютов, а именно подтверждение возможности более широкого диапазона изменения аэродинамического

качества двухоболочкового парашюта-крыла по сравнению с однооболочковым крылом и возможность осуществления динамического торможения (динамического подрыва), делают целесообразным выбор в пользу мягкого крыла двухоболочкового типа для решения задач по практическому применению летательных аппаратов и систем с разворачиваемым в полете или на старте крылом.

Однако, 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 [13] (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 (на всех режимах) и уменьшается максимальная несущая способность крыла (определяющаяся в данной работе для одного и того же крыла коэффициентом  $C_{уамехmax}$  его профиля), достигаемая увеличением кривизны профиля на посадке (так называемый подрыв).

Средства управления пограничным слоем [32, 50, 123, 159], 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 [20, 21, 22], 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 наличии).

Под крылом с волнистой поверхностью здесь подразумевается крыло, имеющее на своей поверхности горбы и впадины, продольная ось которых ориентирована вдоль хорды, и радиус



кривизны поверхности которых вдоль размаха сопоставим с радиусом кривизны передней кромки [20, 21, 22].

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 вычлнить из общей картины влияние профиля мягкого крыла с учетом его особенностей.

Управление системами с мягким крылом характерно длительными и высокими нагрузками на приводах, вызванными натяжением строп управления, при этом аэродинамическая компенсация органов управления невозможна. В этой связи является актуальным поиск средств снижения массы и энергоемкости систем управления мягким крылом.

В настоящей работе предприняты усилия для увеличения аэродинамической эффективности и безопасности мягкого крыла, а также коэффициента весового совершенства систем управления мягким крылом путем использования приводов управления с компенсацией усилий.

### **Степень разработанности темы**

Мягкое двухоболочковое крыло, разделенное на секции нервюрами и надуваемое встречным потоком воздуха (двухоболочковый планирующий парашют), со времени изобретения в 1964 году Доминой С. Джалберт (Domina Jalbert) нашло применение как в привязных, так и в свободно летающих системах.

Достоинствами двухоболочковых планирующих парашютов являются:

1. Меньшая потребная площадь, что с лихвой компенсирует больший его относительный вес на единицу площади по сравнению с однооболочковым крылом;
2. Вытекающий из этого меньший объем уложенного парашюта;
3. Меньшая перегрузка при раскрытии;
4. Высокая точность посадки аппарата в заданную точку;
5. Высокая скорость на посадочной глиссаде, что позволяет уменьшить влияние неблагоприятных погодных условий на возможность точной посадки.

После осуществленной в 1964-1971 годах программы NASA по созданию новых парашютных систем для спуска с орбиты космических аппаратов, в США разрабатывался планирующий парашют для системы посадки КА X-38 (Рисунки 5-6). В испытаниях NASA использовался 8164,8-килограммовый макет спускаемого аппарата. После раскрытия при вертикальной скорости 27,7 м/сек планирующий парашют размахом 43,6 метра и полной площадью поверхности 696,8 м<sup>2</sup> (удлинение 2,73, массовая нагрузка на площадь 11,7 кг/м<sup>2</sup>)

замедлял испытательную платформу до вертикальной скорости приземления меньше чем 3,6 м/сек. Для обеспечения равномерного безударного раскрытия купола применялось пять секций рифления. Кроме того, для ускорения наполнения оболочки в нижней поверхности купола были выполнены открывающиеся внутрь клапаны. При этих условиях наполнение купола



Рисунок 5 - 8164,8-килограммовый макет спускаемого аппарата Х-38 в полете планирующего парашюта происходило за 30 секунд. Работы по программе Х-38 прекращены в 2002 году, из-за урезания бюджета.



Рисунок 6 - Макет спускаемого аппарата X-38 перед посадкой

В настоящее время мягкие двухоболочковые крылья опробованы в серийно выпускающихся системах высокоточной доставки грузов. В частности, в США фирмой Airborne Systems разработана серия комбинированных грузовых парашютных систем точной доставки грузов (JPADS). В эту серию входят парашютные системы MicroFly, FireFly и DragonFly, способные обеспечивать десантирование грузов полетной массой 90,7...4535 кг. Массово мягкие

крылья на стропной поддержке применяются в спортивной технике в качестве планирующих парашютов и парапланов.

В нашей стране решением задач дистанционного и автоматического управления и наведения планирующего парашюта занимались ЦАГИ, ГОС НИИ авиационных систем, МАИ, ЦНИИ химии и механики (г. Москва). Ими были созданы образцы парашютных систем для оценки возможности создания УПГС грузов полетной массой до 1000 кг и более.

В начале девяностых годов в МАИ по заданию НИИ парашютостроения были разработаны экспериментальные образцы систем управления планирующими парашютными системами БУП-100 и БУП-500, которые применялись при проведении исследовательских испытаний парашютных систем типа ПО-300 и ПО-1000. Разрабатывались схемы ввода этих парашютов и проводилась проверка функционирования на управляемых режимах снижения. Были проведены демонстрационные полеты УПГС с парашютом ПО-1000 с грузом 800-900 кг и радиокомандной системой управления разработки МАИ.

В НИИ парашютостроения был разработан планирующий парашют площадью 250 м<sup>2</sup> для контейнера полетной массой 2...2.5 т. Парашютная система состояла из основной парашютной системы с планирующим куполом площадью 250 м<sup>2</sup>, тормозного парашюта площадью 60 м<sup>2</sup> и запасной парашютной системы с куполом основного парашюта площадью 590 м<sup>2</sup> (ЗСП корабля "Союз").

Холдингом «Технодинамика» Госкорпорации Ростех завершены испытания парашютной системы серии «Юнкер», способные приземлять грузы массой 180–250 килограммов с высоты десантирования до 10 километров, а также системы «Горизонталь-4000», обеспечивающей точную доставку грузов массой до 4000 килограммов.

К настоящему времени отработано две схемы точной посадки - с малонагруженным крылом (массовой нагрузкой на площадь до 17 кг/м<sup>2</sup>) и динамическим торможением при посадке, или с высоконагруженным крылом (массовой нагрузкой на площадь до 30 кг/м<sup>2</sup>) и переходом на торможение основными парашютами при посадке. И в том, и в другом случае планирующая система оказывается достаточно громоздкой, при этом существенно более дорогой и менее надежной чем система посадки на неуправляемых куполах. Однако при использовании рационального проектирования и новых технических решений имеется возможность сделать системы на базе мягкого крыла более конкурентноспособными.

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 настоящей работе 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.

Поверочные расчеты, базирующиеся на ресурсоемком математическом моделировании, выполняются на заключительном этапе разработки, когда определен внешний вид ЛА, его конструкция, структура и параметры всех отдельных элементов.

Для моделирования течений идеальной жидкости на малых дозвуковых скоростях широкое применение получил метод дискретных вихрей (МДВ), разработанный С.М. Белоцерковским, и получивший свое развитие в работах И.К. Лифанова, А.Ф. Матвеева, Ю.В. Ганделя и их учеников.

Существенный вклад в разработку разновидности МДВ — метода вихревых рамок, внесли В.А. Апарин, П.А. Баранов, О.Г. Гоман, А.В. Дворак, В.И. Карплюк, М.И. Ништ, А.Г. Судаков.

На больших до- и сверхзвуковых скоростях эффективно используются метод крупных частиц, основанный на работах О.М. Белоцерковского и получивший свое развитие в работах М.И. Васильева, А.Т. Пономарева, О.В. Рысева и других; Лагранжево-Эйлеров метод, основанный на работах В.Ф. Ноха и развитый в работах А.Н. Гильманова и Ж.М. Сахабутдинова; а также метод разностных сеток, основанный на работах Ю.П. Попова и А.А. Самарского, и развитый в работах В.П. Гаврилюка, Б.П. Герасимова, И.В. Днепра, С.А. Семушкина, А.Б. Карагичева, А.Т. Пономарева, О.В. Рысева.

Одно из важных современных научных направлений в изучении отрывных течений связано с учетом вязкости среды. Существенный вклад в разработку этого направления внесли Л.В. Гогиш и Г.Ю. Степанов.

Методология формирования облика ПС по различным критериям, математических моделей и методов исследования формообразования, аэродинамики, аэроупругости и прочности парашютов, динамики системы груз-парашют системно освещены в работах В.В. Лялина, В.И. Морозова, А.Т. Пономарева, О.В. Рысева, Васильева М.И., В.А. Апарина, Р.М. Зайчука.

При этом численная реализация подходов, использующих уравнения Навье-Стокса при больших числах Рейнольдса, наталкивается на ряд трудностей, имеющих не только

вычислительный, но и принципиальный характер, на что обращали внимание Ю.М. Давыдов, О.М. Белоцерковский, С.М. Белоцерковский.

Строгих общих оценок точности определения интегральных или распределенных характеристик для конкретных методов численного моделирования нет. На практике вопрос о точности метода решается путем сравнения расчетов с имеющимся физическим экспериментом, данными расчетов с помощью иных методов, с немногими точными решениями. Таким образом, эксперимент продолжает играть важнейшую роль в получении данных о проектируемом изделии и на этапе поверочных расчетов.

В связи со сложностью и ресурсоемкостью методов расчета динамики движения компоновки «объект + ПС» они до сих пор строятся на аэродинамических коэффициентах, полученных в трубных экспериментах.

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

Поставленная цель достигается решением следующих задач:

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 разработанной методики.

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 предложенной методики аэродинамических коэффициентов мягкого крыла в щелевом и безщелевом исполнении с различной степенью изгиба задней кромки.

### **Объект исследования**

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

### **Предмет исследования**

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. Помимо этого 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 в работе аналитические выражения могут быть использованы для инженерных расчетов 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.

### **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 связи 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 натурного эксперимента.

Использованы расчетные и экспериментальные материалы, полученные Р.А. Андроновым, В.А. Андросенковым, В.А. Апариновым, О.М. Белоцерковским, О.П. Брысовым, И.И. Бухтояровым, А.Г. Васильченко, А.А. Вишняком, Ф.Г. Герасимато, Н.Л. Горским, Ю.М. Давыдовым, И.В. Днепровым, Е.П. Езеевой, М.И. Зайчуком, Р.М. Зайчуком, И.Д. Зверковым, А.П. Звоновым, П.И. Ивановым, В.И. Крелем, Н.П. Кузиным, Ю.Г. Лимонадом, В.В. Лялиным, А.А. Морозовым, В.И. Морозовым, Ю.В. Мосеевым, Ю.В. Муравьевым, Н.В. Паршуковой, В.В. Пафнутьевым, И.М. Помозовым, А.Т. Пономаревым, Б.Е. Поклоновым, А.В. Радченко, О.В. Рысевым, А.Н. Свириденко, С.А. Семушиным, А.И. Сойновым, Г.П. Шибановым, Б.Н. Юрьевым.

### **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  $C_{уамехтах}$  (главы 4.3-4.6). Изготовлен, испытан и серийно выпускается в настоящее время параплан с предложенной щелевой конструкцией крыла [165].

### **Апробация результатов исследования**

Основные результаты работы доложены, обсуждены и опубликованы в виде тезисов:

- на 9-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» (Москва, 2010г.);
- на 12-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика» (Москва, 2013г.);

- на XXIX международном симпозиуме «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова (Кремёнки, 15-19 мая 2023 г.);
- 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 [64-82].

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

### **Личный вклад автора**

Исследования, результаты которых изложены в диссертационной работе, 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**

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы и девяти приложений. Общий объем диссертации составляет 188 страниц, работа содержит 37 рисунков, 16 таблиц. Список публикаций и использованных источников включает 177 наименований.

Работа направлена на совершенствование существующих летательных аппаратов (ЛА) с мягким крылом со стропной поддержкой (в виде оболочки под действием передающихся стропами растягивающих усилий), а именно увеличения их эффективности и безопасности (Главы 2.1 и 3, Приложение Ж ) путем установления закономерностей, связанных с исследованием физических процессов в их конструкции, взаимодействующей с набегающим потоком (Главы 3.2-3.7), разработки методов принятия обоснованных проектных решений выбора параметров ЛА данного типа (Главы 2.8-2.10), и формирования для этих целей инженерных методов расчета (Главы 2.2-2.7).

В работе исследовано принципиально новое конструктивное решение – целевая конструкция полого мягкого крыла, формообразование которого достигается наддувом от набегающего потока (Глава 3.2). Приведено обоснование, предложены конструктивные варианты изготовления, проведено исследование и отработка характеристик крыла новой конструкции (Главы 3.3-3.7) и дана оценка перспектив его применения (Приложение 3 ).

Разработан метод инженерного расчета (Главы 2.2-2.9) и модельного эксперимента (Главы 4.1-4.9) для проектирования ЛА с мягким крылом на стропной поддержке при заданных ограничениях (Глава 2.8).

# ГЛАВА 1 ОБЗОР НАПРАВЛЕНИЙ ИССЛЕДОВАНИЙ И РАБОТ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И СИСТЕМ С МЯГКИМ КРЫЛОМ

Основные направления теоретических и экспериментальных исследований в области проектирования летательных аппаратов и систем с мягким крылом со стропной поддержкой можно классифицировать следующим образом:

1. Общее проектирование.
2. Аэродинамический расчет.
3. Исследования процесса наполнения крыла.
4. Динамика полёта.
5. Устойчивость полета.
6. Безопасность полета, процессы автоколебаний и выхода из закритических режимов.
7. Средства навигации, стабилизации и управления, приводы управления.
8. Источники энергии.
9. Исследования тактики применения.
10. Прочность, формообразование, автоколебания аэроупругих конструкций.
11. Тканые и нетканые материалы для применения в аэроупругих конструкциях.

## 1.1 АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ И РАЗРАБОТОК СИСТЕМ С МЯГКИМ КРЫЛОМ НА СТРОПНОЙ ПОДДЕРЖКЕ

Одним из первых управляемых парашютов с аэродинамическим качеством 2,8 был Rogallo Wing разработки NASA-Langley Research Center, выполненный в форме треугольного однооболочкового парашюта-крыла [129]. Первый планирующий двухоболочковый парашют прямоугольной формы с наполняемым набегающим потоком воздуха крылом был разработан и запатентован Jalbert D.C. в 1964 г. [117].

Затем в период с 1965 по 1971 гг. в университете Нотр-Дам были проведены испытания ряда планирующих парашютов [149, 150], которые показали, что планирующие парашюты имеют большой запас устойчивости, могут обеспечивать аэродинамическое качество более трех, способны надёжно раскрываться и наполняться, способны обеспечить скорости полёта свыше 13 м/с, с сохранением возможности замедлиться до требуемой безопасной скорости приземления. Практически сразу после изобретения было исследовано применение планирующих ПС в

качестве автономных управляемых систем доставки грузов и в 1966 г. проведены первые лётные испытания, которые были описаны Knapp C.F. и Barton W.R. в работе [130].

С конца 1960-х проводились исследования и испытания в аэродинамических трубах различных вариантов управляемых планирующих парашютов для возврата спускаемых аппаратов и ступеней космических аппаратов, а также для обычных грузов [91, 103, 114, 113, 157].

В 1990-х выделились такие программы, как The Guided Parafoil Airborne Delivery System Program (GPADS) в США (разработка автономных ПС с использованием системы GPS с полезной нагрузкой до 13 000 кг) [152, 174], Parafoil Technology Demonstration (PTD) в США (автономная ПС с полезной нагрузкой до 3200 кг) [154, 155] и проект планирующей ПС для посадки возвращаемого космического аппарата массой до 11 000 кг - NASA X-38 Parafoil Landing System [92, 137, 158, 160, 162, 163]. В рамках программы NASA X-38 были проведены исследования [132] по влиянию угла установки крыла планирующих парашютов больших площадей на лётно-технические характеристики и динамику системы груз-парашют.

В двухтысячных годах среди различных разработок выделяются разработки по программам The Joint Precision Airdrop System (JPADS) [93] и The Foldable Adaptable Steerable Textile Wing Project (FASTWing) [94, 131, 176, 177].

Также можно выделить разработки ПС малой (до 500 кг) и средней (до 4500 кг) грузоподъёмности компаний Atair Aerospace, STARA Technologies и программу SPADES [175].

## **1.2 АНАЛИЗ ТРУДОВ ПО ОБЩИМ ВОПРОСАМ И МЕТОДОЛОГИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ С МЯГКИМ КРЫЛОМ НА СТРОПНОЙ ПОДДЕРЖКЕ**

По общему проектированию систем и летательных аппаратов с мягким крылом выделяется ряд работ.

Lingard J.S. провёл детальный анализ аэродинамических характеристик и конструкции двухоболочкового парашюта-крыла в работе [135].

В работах Lingard J.S. [134, 136] проведён анализ влияния различных конструктивных параметров на лётно-технические характеристики и устойчивость планирующих парашютов, затронуты отдельные проблемы проектирования планирующих ПС с учётом требований, предъявляемых к высокоточным системам доставки грузов.

Knascke T.W. и др. [109, 128] систематизировали и описали методы расчёта и проектирования ПС для различных применений.

В работе Лялина В.В., Морозова В.И., Пономарева А.Т. [43] приведена общая расчётно-экспериментальная методика проектирования парашютных систем, базирующаяся на экспериментальных данных, методах математического моделирования отдельных этапов функционирования ПС, а также моделирования систем в целом для изучения совместной работы подсистем.

В работе Иванова П.И. [28] представлена подробная методология проектирования, изготовления и испытания систем с мягким крылом.

Методика проектирования парашютов и планирующих парашютов, предложенная Ивановым П.И., упрощённо изображена на Рисунке 1.2.1.

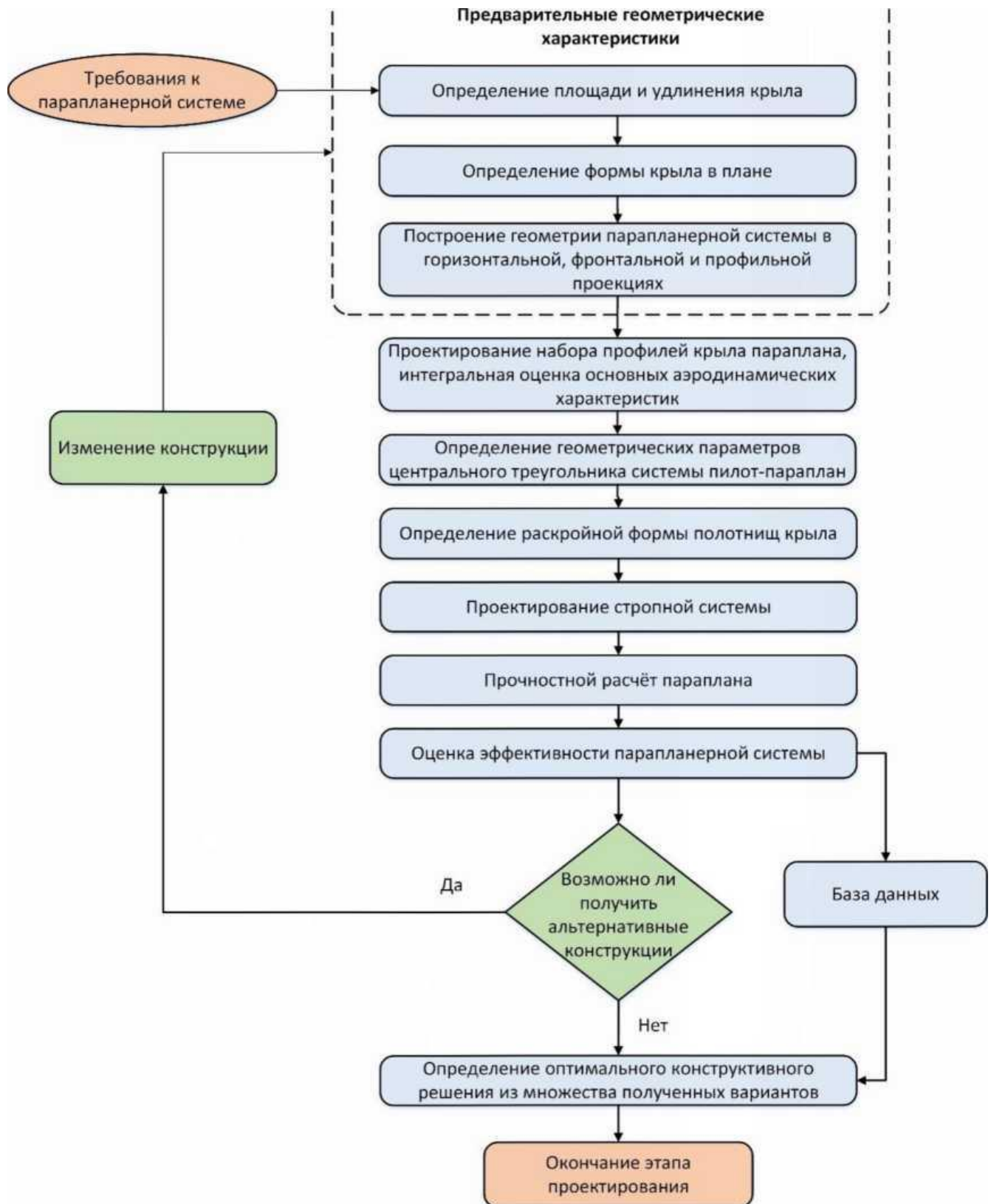


Рисунок 1.2.1 - Методика проектирования парашютов, предложенная Ивановым П. И.

В другой работе Иванова П.И. [27] приведены структура программы проектирования планирующих ПС, базирующаяся на использовании аналитических методов, и результаты расчётно-теоретической части процесса проектирования планирующего парашюта площадью  $310 \text{ м}^2$  для доставки груза массой  $4\,000 \text{ кг}$ . В его работе [30] проведено исследование влияния изменения аэродинамического качества планирующих ПС на точность посадки, работа [24] посвящена аналитическому расчету стропных систем, а общие вопросы по исследованиям парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов освещены в монографии [29].

Общим в методике эскизного проектирования систем с мягким крылом в настоящее время является широкое применение статистических данных, в том числе по компонентам сопротивления, что затрудняет оптимизацию путем изменения пропорций системы. Уточнению компонентов сопротивления мягкого крыла на стропной поддержке аналитическими методами и методике их использования посвящена вторая глава данной работы.



## ГЛАВА 2 ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С МЯГКИМ КРЫЛОМ

### 2.1 ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ, ТРЕБУЮЩИЕ РЕШЕНИЯ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С МЯГКИМ КРЫЛОМ

Проектирование – это использование научных принципов, технической информации и воображения для определения параметров системы (предназначенной для выполнения заранее заданных функций, сформулированных в техническом задании) с наибольшей эффективностью, оформленное в виде стандартизованной технической документации.

Математическая постановка задачи проекта сводится к отысканию наилучшего сочетания проектных параметров, при которых реализуется оптимум целевой функции в виде единственного критерия или комплексного показателя, сочетающего в себе несколько критериев эффективности. Обычно комплексный показатель вычисляется как сумма частных критериев, умноженных на весовые коэффициенты, или коэффициенты значимости. При этом коэффициенты при частных критериях определяются обычно с помощью экспертной оценки, что вносит существенную долю субъективизма и неопределенности, поскольку частные критерии в основном взаимосвязаны и противоречат друг другу - при улучшении одних качеств системы ухудшаются другие.

Таким образом на этапе предварительного (концептуального) проектирования для оценки эффективности системы полезен обобщенный критерий, учитывающий взаимовлияние различных ее свойств и цель разработки.

Для авиационных носителей наиболее универсальными критериями эффективности выступают [53]:

- Коэффициент весового совершенства (весовая отдача)  $K_B$ , равный отношению сумм масс полезной нагрузки  $M_{п.н.}$  и топлива  $M_{топл}$  (или массы аккумуляторов) к сухой массе носителя  $M_c$  (для аккумуляторных электролетов  $M_c$  берется без учета массы аккумуляторов) при выбранных ограничениях, соответствующих требованиям технического задания:

$$K_B = \frac{M_{п.н.} + M_{топл}}{M_c}$$

Можно предположить, что данный критерий не всегда применим к летательному аппарату в целом, например вследствие интегрирования брони в силовую конструкцию. Однако и в этом

случае весовое совершенство может служить определяющим критерием при условии нормирования защитных свойств бронирования.

Следует заметить также, что критерий весового совершенства может входить в противоречие с топливной эффективностью  $K_T$  (более тяжелые двигатели или крыло могут обеспечить лучшую экономичность), выражающуюся как отношение массы топлива  $M_{\text{топл}}$  (или массы аккумуляторов) к произведению массы полезной нагрузки  $M_{\text{п.н.}}$  и дальности полета  $L$ :

$$K_T = \frac{M_{\text{п.н.}} \cdot L}{M_{\text{топл}}} \quad [\text{км}]$$

При малой полезной нагрузке, кратности и дальности применения более существенный вклад вносит вес конструкции, при больших - количество израсходованного топлива (или масса аккумуляторов).

Учесть как весовое, так и энергетическое совершенство может помочь несколько видоизмененный критерий, коэффициент работоспособности  $K_p$ , в котором вместе с массой полезной нагрузки и дальностью учитывается не масса топлива, а суммарная взлетная масса  $M_{\text{взл}}$ :

$$K_p = \frac{M_{\text{п.н.}} \cdot L}{M_{\text{взл}}} \quad [\text{км}]$$

Там же, где помимо экономичности полета важна его скорость (в рейсовой авиации, где доход зависит от частоты оплаты услуги) более значимым становится коэффициент эффективности  $K_\varepsilon$ , учитывающий также время в пути  $T$ :

$$K_\varepsilon = \frac{M_{\text{п.н.}} \cdot L}{M_{\text{взл}} \cdot T} \quad \left[ \frac{\text{км}}{\text{час}} \right]$$

Коэффициент весового (массового) совершенства систем десантирования выражается как отношение массы (или веса) полезной нагрузки к массе (или весу) средств десантирования [42]:

$$K_B = \frac{M_{\text{п.н.}}}{M_d}$$

• Коэффициент аэродинамического совершенства взлетающих за счет собственной энергетики ЛА  $K_a$ , равный отношению произведения разницы максимальной  $V_{\text{макс}}$  и взлетной  $V_{\text{взл}}$  скоростей на взлетный вес  $G_{\text{взл}}$ , к мощности двигателей  $N_{\text{дв}}$ :

$$K_a = \frac{(V_{\text{макс}} - V_{\text{взл}}) \cdot G_{\text{взл}}}{N_{\text{дв}}}$$

Коэффициент аэродинамического совершенства средств десантирования можно выразить как:

$$K_a = \frac{G_{п.н.}}{\rho \cdot V_{пос}^2 \cdot S_{\Sigma}}$$

В последнем случае  $G_{п.н.}$  - вес полезной нагрузки,  $\rho$  - плотность воздуха в месте посадки,  $V_{пос}$  - скорость перед остаточным гашением (касанием земли шасси или амортизатором, или включением тормозителя),  $S_{\Sigma}$  - суммарная площадь несущих поверхностей, введенных в действие по ходу десантирования.

Если известны геометрические параметры и аэродинамические коэффициенты несущей системы, то уровень аэродинамического совершенства летательного аппарата можно выразить через них, например по формуле 2.3.6 (Глава 2.3).

Дополнительные критерии эффективности зависят от специализации проектируемой системы. Например, для грузопассажирских летательных аппаратов используется коэффициент экономической эффективности, равный отношению потоков эксплуатационных доходов к эксплуатационным расходам за отчетную единицу времени. Для систем военного назначения целевым критерием служит вероятность выполнения боевой задачи или нанесения заданного ущерба.

Используя указанные критерии, можно сравнить, в частности, современные системы точного, а также неуправляемого десантирования. Сведенные данные по нескольким таким системам представлены в Таблице 2.1.1. Выбранные критерии позволяют дать оценку как однокупольных, так и многокупольных систем. Данные неуправляемых парашютных систем приведены в таблице для сравнительной оценки. Также для сравнения приведены прогнозируемые данные перспективной системы десантирования, использующей предложенные в настоящей работе щелевой планирующий парашют и систему управления с весовой компенсацией усилий. В расчете принимался полученный в эксперименте более чем в два раза больший максимальный коэффициент подъемной силы  $C_{умехмакс}$  щелевого крыла по сравнению с обычным при изгибе, а также компенсация усилий на стропах управления до 0,2 от обычной:

Таблица 2.1.1 - Основные параметры современных систем точного десантирования

Характеристики \ название системы	Onyx 500	Onyx 2200	MicroFly	FireFly	DragonFly	MegaFly	Щелевое крыло с весовой компенсацией	LLP Mk.1 (неупр.)	RS-2000 (неупр.)
Масса полезной нагрузки [кг]	211	955	225	1000	4306	13600	13600	141,5	140
Масса парашютов [кг]			10			410	315	10,4	14
Масса системы управления [кг]			12,25			165	33	0	0

Таблица 2.1.2 - продолжение

Масса аккумуляторных батарей [кг]						95	19	0	0
Масса приводов [кг]						70	14	0	0
Масса системы десантирования [кг]	16,3	45	22,25	73,5	230	575	348	18,5	20
<b>K<sub>b</sub></b>	<b>12,9</b>	<b>21,2</b>	<b>10,11</b>	<b>13,61</b>	<b>18,72</b>	<b>23,65</b>	<b>39,08</b>	<b>7,65</b>	<b>7</b>
Ускорение свободного падения [м/с <sup>2</sup> ]	9,81	9,81	9,81	9,81	9,81	9,81	9,81	9,81	9,81
Плотность воздуха [кг/м <sup>3</sup> ]	1,22	1,22	1,22	1,22	1,22	1,22	1,22	1,22	1,22
Посадочная скорость вертикальная [м/с]	8,2	9,4	4,3	6,4	6,8	7,4	8,6	6,2	4,2
Посадочная скорость горизонтальная [м/с]	0	0	17,2	20,8	23,8	25,9	31,82	0	0
Посадочная скорость суммарная [м/с]	8,2	9,4	17,7	21,7	24,6	27,1	33,1	6,2	4,2
Качество	4,5	4,5	4	3,25	3,5	3,5	3,7	0	0
Размах крыла [м]	5,6	11,6	9,7	17,1	33,5	52	41	0	0
Хорда крыла [м]	1,3	2,8	3,5	5,48	9	17	13,2	0	0
Удлинение	4,2	4,1	2,79	3,1	3,7	3,1	3,1	0	0
Площадь крыла [м <sup>2</sup> ]	7,4	32,5	33,4	99,23	325,16	836,13	553	0	0
Нагрузка на крыло [Н/м <sup>2</sup> ]	300	300	72,6	106,1	136,9	166,3	247,4	0	0
Площадь тормозных парашютов [м <sup>2</sup> ]	60	204	0	0	0	0	0	116,6	85
Суммарная площадь [м <sup>2</sup> ]	67,4	237	33,4	99,23	325,16	836,13	553	116,6	85
<b>K<sub>a</sub></b>	<b>0,37</b>	<b>0,37</b>	<b>0,17</b>	<b>0,17</b>	<b>0,18</b>	<b>0,18</b>	<b>0,18</b>	<b>0,25</b>	<b>0,75</b>
Вертикальная скорость после подрыва [м/с]			1,7	2,6	2,7	3	0,9		
Горизонтальная скорость после подрыва [м/с]			10,3	12,5	14,3	15,5	9,5		
Скорость после подрыва суммарная [м/с]			10,4	12,8	14,6	15,8	9,5		

Таблица 2.1.3 - продолжение

<b>К<sub>а</sub> с учетом подрыва</b>			<b>0,5</b>	<b>0,49</b>	<b>0,5</b>	<b>0,52</b>	<b>2,19</b>		
---------------------------------------	--	--	------------	-------------	------------	-------------	-------------	--	--

Величины достигаемых скоростей с учетом динамического торможения в Таблице 2.1.1 основаны на данных [1].

Как можно заметить, использование предложенных в настоящей работе конструктивных решений позволяет для систем точного десантирования в два раза увеличить коэффициент весового совершенства  $K_v$ , и (при условии использования динамического торможения) в четыре раза поднять коэффициент аэродинамического совершенства  $K_a$ .

Благодаря крылу из легких материалов с высокой удельной прочностью, не несущему моментной и сжимающей нагрузок, летательные аппараты с мягким крылом имеют наибольшее значение коэффициента весового совершенства среди всех летательных аппаратов, однако коэффициент их аэродинамического совершенства относительно невелик из-за отсутствия механизации крыла и опасности использования малых углов атаки. Остаются недостаточно проработанными способы достижения максимальной эффективности планирующих систем десантирования с использованием режима динамического торможения при посадке, и достижения максимальной несущей способности крыла при его деформации стропной системой.

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

Расчеты основываются на уравнениях динамики (показаны для продольного движения согласно схеме сил на Рисунке 2.1.1):

$$m \cdot \frac{dV_x}{dt} = (P - X_a) \cdot \cos(\theta) - Y_a \cdot \sin(\theta)$$

$$m \cdot \frac{dV_y}{dt} = Y_a \cdot \cos(\theta) + (P - X_a) \cdot \sin(\theta) - G$$

$$I_z \cdot \frac{d\omega_z}{dz} = M_z$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega_z$$

$$Y_a = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot C_{ya} \cdot S$$

$$X_a = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot C_{xa} \cdot S$$

$$M_z = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot m_z \cdot b \cdot S$$

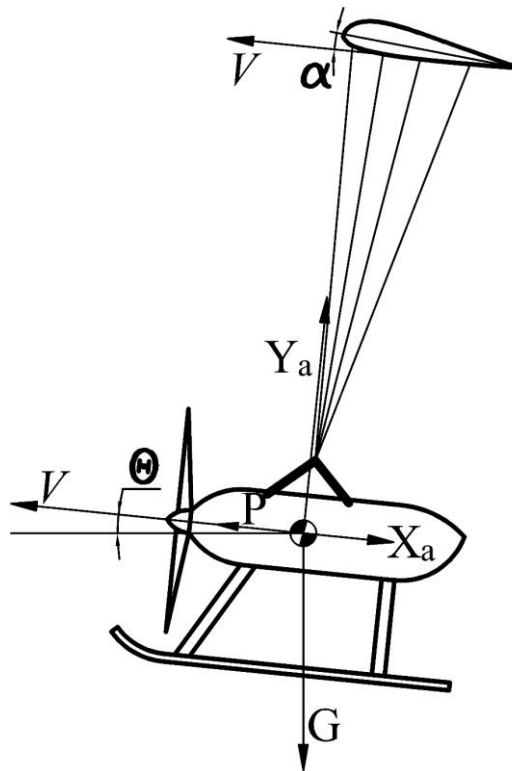


Рисунок 2.1.1 - Схема сил при анализе динамики ЛА

При анализе выбираются варьируемые параметры:

- удлинение крыла;
- аэродинамический профиль крыла;
- средняя длина строп;
- величина арочности крыла;
- силовой набор крыла и увязанное с ним количество строп;
- площадь крыла.

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 (Рисунок 2.1.2) воздухозаборником, раздутием секций и деформацией под нагрузкой. Кроме того, шов в месте стыка секций обшивки и присоединения нервюры пропускает воздух, и тем сильнее, чем больше нагрузка на крыло. В результате, между секциями образуется утолщенный пограничный слой из вытравленного через шов воздуха, ухудшая обтекание и провоцируя ранний отрыв потока. В итоге всего перечисленного аэродинамические коэффициенты теоретического профиля не дают требуемой точности.

В этой связи для предварительных расчетов обычно используются данные известных аналогов, но это затрудняет поиск путей совершенствования проектируемых систем.

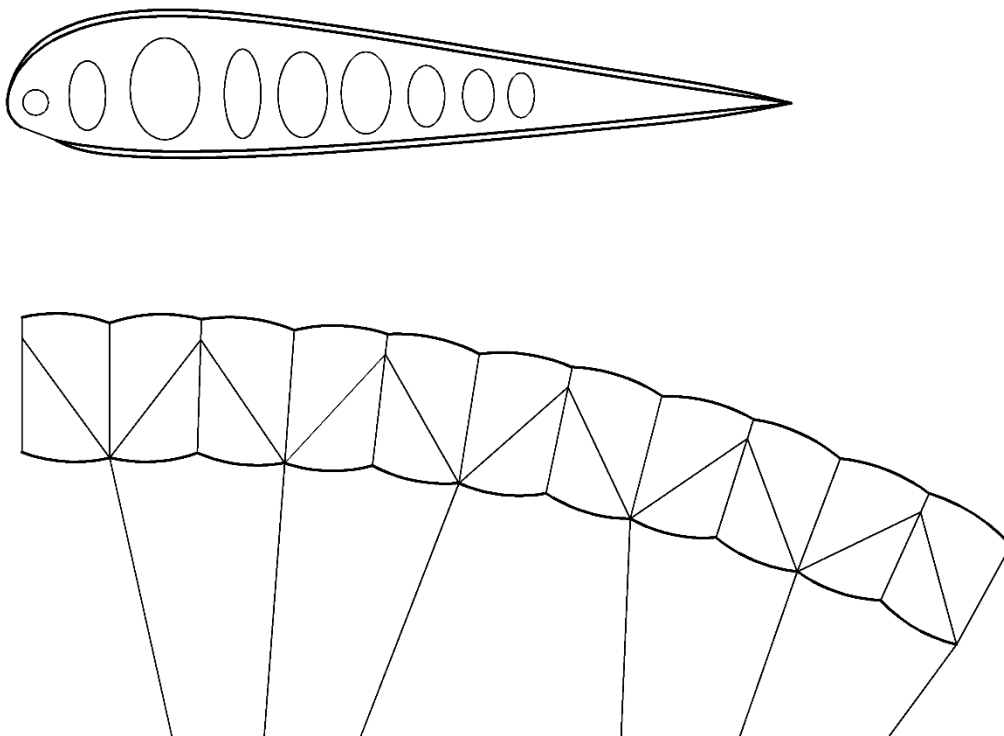


Рисунок 2.1.2 - Искажение профиля мягкого крыла в связи с раздутием секций

При разработке парапланов и планирующих парашютов возникает множество вопросов по оптимальному выбору профиля крыла, его относительной толщины и кривизны по размаху, закону распределения арочности крыла и его формы в раскрое, выбору длин и распределения строп по количеству ярусов, рядов и шеренг, а также мест крепления строп к нервюрам, подбору типа и степени воздухопроницаемости применяемой ткани. Все указанные параметры непосредственно влияют как на статические, так и на динамические характеристики поведения аппарата в полете. Критерии выбора некоторых из этих параметров возможно перенести практически без изменений по методам, достаточно подробно проработанным для исторически раньше появившихся летательных аппаратов с балансирным управлением (и как следствие

определяющим влиянием положения подвешенного груза на балансировку) - дельтапланов [3, 4, 34, 35, 36, 141]. Однако параплан, также относящийся к аппаратам, балансирующимся грузом, имеет некоторые особенности, поскольку использует безмоментную несущую оболочку. Основными его отличиями являются аročность наполненного набегающим потоком крыла и развитая стропная система, вносящая существенный вклад в сопротивление и балансировочные характеристики, а также раздутие оболочки между стягивающими элементами. При этом балансирное управление (смещением веса пилота или перекосом подвески груза) парапланом и планирующим парашютом в настоящее время не используется или является вспомогательным.

В вопросах динамики поведения этих аппаратов имеются как сходства, например в природе раскачки параплана по крену под тягой, близкой к голландскому шагу дельтаплана, или раскачки по тангажу, так и различия. Параплан и планирующий парашют не подвержен кувырку и неуправляемому пикированию, в отличие от дельтаплана, однако страдает от подворота крыла на малых углах атаки, а также потере его формы в срывных режимах.

Оценки выбора параметров конструкции летательных аппаратов с мягким крылом на стропной поддержке с разной степенью проработанности даны в [5, 6, 14, 18, 24, 25, 26, 27, 28, 31, 41, 55, 95, 97, 101, 109, 118, 128, 133, 134, 135, 136, 156]. Однако в целом вопрос отработки простой и наглядной аналитической методики получения оптимальных характеристик летательных аппаратов данного типа, не использующей итерационные приближения и общие эмпирические допущения, остается открытым.

## 2.2 ИНДУКТИВНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ МЯГКОГО АРОЧНОГО КРЫЛА НА СТРОПНОЙ ПОДДЕРЖКЕ

Для летательных аппаратов с малыми скоростями полета, к категории которых относится параплан и планирующий парашют, индуктивная составляющая сопротивления крыла оказывается сравнимой с величиной профильного сопротивления (обычно оказывается того же порядка, а на взлете и посадке даже превышает профильное). В этой связи вызывают особый интерес те конструктивные параметры мягкого крыла на стропной поддержке, которые наибольшим образом влияют на его индуктивное сопротивление.

Одним из таких параметров является аročность, вызванная необходимостью сохранения растягивающих усилий по всему размаху мягкого крыла.

Следует заметить, что консоли аročного крыла не всегда создают индуктивное сопротивление. Например, имеющие нулевой установочный угол винглеты авиалайнеров имеют положительную тягу за счет изменения местного угла атаки под воздействием сложения набегающего потока с вихрем, стекающим с поверхности крыла. Однако консоли мягкого крыла



на стропной поддержке должны его растягивать, а значит приходится отгибать их вниз, придавая крылу арочность, и придавать им положительный установочный угол атаки, добавляя сопротивление, и не добавляя подъемной силы (для наглядности боковые проекции консолей можно уподобить крыльям, поставленным набок под положительным углом атаки. Связка таких вертикально стоящих друг напротив друга крыльев будет затрачивать энергию на вихреобразование, не давая подъемной силы). Для обеспечения минимального индуктивного сопротивления мягкого крыла с ограничением по сохранению растягивающих усилий на его консолях, такому крылу придают геометрическую кривую, обеспечивающую одинаковые местные углы атаки для всех сечений крыла. Именно такая конфигурация крыла принята за основу в приведенных ниже расчетах.

Индуктивное сопротивление крыла можно выразить как [83]:

$$X_i = C_{xi} \cdot S_{кр} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad (2.2.1),$$

где коэффициент индуктивного сопротивления  $C_{xi}$  можно выразить как:

$$C_{xi} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot \lambda} \cdot (1 + \delta) \quad (2.2.2).$$

Здесь  $C_{ya}$  - коэффициент аэродинамической подъемной силы крыла,  $\lambda$  - удлинение крыла в раскрое,  $S_{кр}$  – площадь крыла в раскрое. Коэффициент  $\delta$  учитывает форму крыла в плане. Для прямоугольного крыла  $\delta=0,05$ , для эллиптического  $\delta=0$ .

Данное выражение должно быть справедливым и для арочных крыльев с геометрической кривой, обеспечивающей одинаковые местные углы атаки для всех сечений крыла, что характерно для мягких крыльев на стропной поддержке.

Однако корректность этого утверждения неочевидна. Приведем его обоснование. Для этого рассмотрим схему крыла с П-образными вихрями с циркуляцией скорости  $\Gamma$  и арочностью в форме дуги окружности (Рисунок 2.2.1):

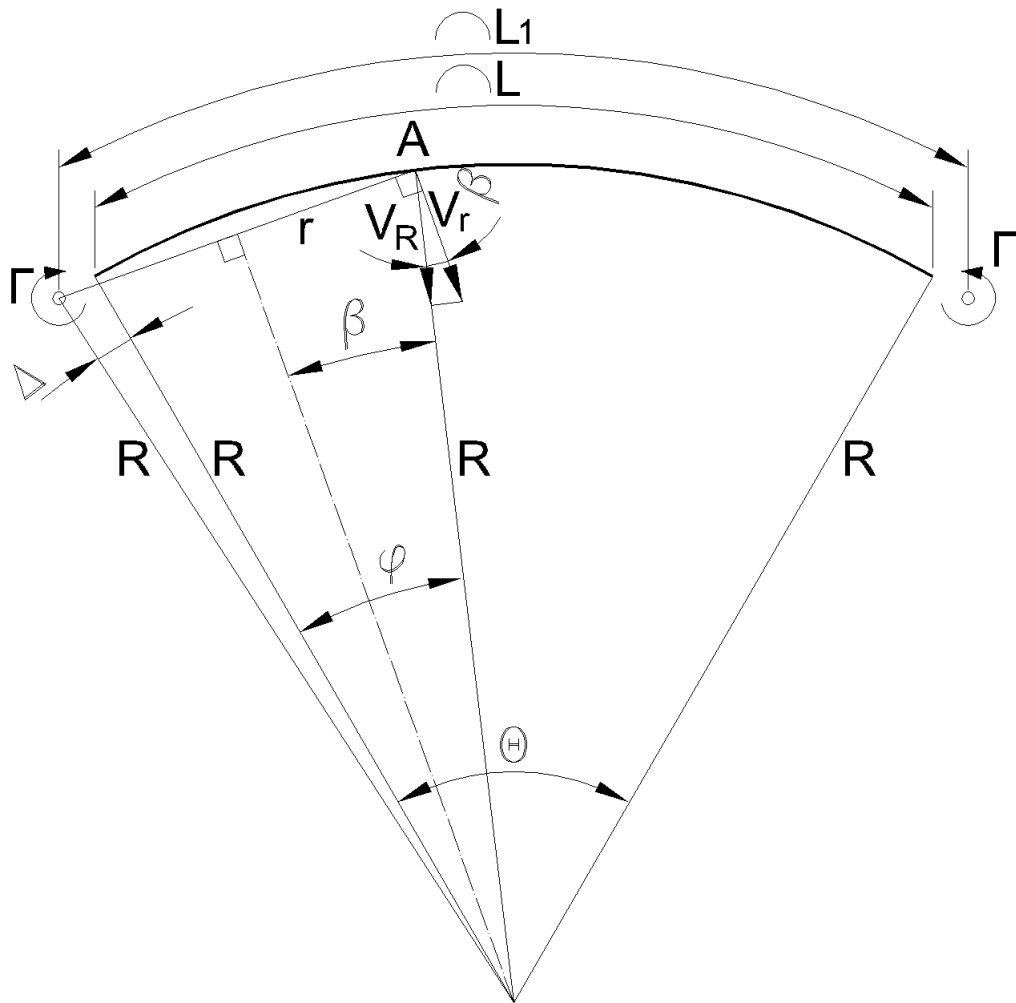


Рисунок 2.2.1 - Скол потока от вихревых усов с циркуляцией скорости  $\Gamma$  в точке А на плоскости присоединенного вихря у крыла моноплана с арочностью в виде дуги окружности

Данная форма вихрей характерна для крыла с постоянной циркуляцией по размаху, например у парашюта прямоугольной формы с геометрической кривой для постоянства местных углов атаки. Крыло с переменной циркуляцией по размаху можно представить как сумму наложенных друг на друга П-образных вихрей с бесконечно-малыми циркуляциями [83]. То есть физически картина действия как пары, так и большего количества стекающих вихревых усов на точки, лежащие на присоединенных вихревых шнурах, идентична. И приведенные ниже доводы применимы к арочным крыльям любой формы в плане.

Примем, что сбегавшие с крыла вихри идут на расстоянии  $L_1$ , несколько большем размаха в раскрое  $L$ . Тогда оси вихревых усов будут лежать на небольшом расстоянии  $\epsilon$  от концов крыла. Исходя из опытов с плоскими крыльями, можно принять  $L_1 \approx 1,04 \cdot L$  [83]. Учитывая выражение длины дуги через радиус и угол можно записать  $2 \cdot D \cdot R + \Theta \cdot R \approx 1,04 \cdot \Theta \cdot R$  и после сокращения:

$$\Delta \approx 0,02 \cdot \Theta \quad (2.2.3).$$

Рассмотрим действие вихревых усов на точки, лежащие на присоединенном вихревом шнуре. Проведем через присоединенный вихрь плоскость, перпендикулярную к скорости полета. Вихревой ус, сходящий с крыла, действует на точку А на этой плоскости, находящуюся на расстоянии  $r$  от него, вызывая в ней скорость скоса  $V_r$ , которую можно вычислить по формуле

$$V_r = -\frac{\Gamma}{4 \cdot \pi \cdot r} \quad (2.2.4),$$

$$\text{где } r = 2 \cdot R \cdot \sin(\beta) \quad [83].$$

Скорость скоса  $V_r$  направлена вниз и потому имеет знак минус. Скорость эта не будет постоянной по размаху и, как это следует из формулы (1.2.4), она будет изменяться по гиперболическому закону. Скорость  $V_r$  в точке А можно разложить на нормальную к крылу, и касательную компоненты. Влиять на местный угол атаки крыла в точке А будет только нормальная компонента  $V_R$ :

$$V_R = V_r \cdot \cos(\beta), \quad (2.2.5)$$

$$\text{где } \beta = \frac{\Delta + \varphi}{2}.$$

Касательная компонента на местный угол атаки крыла не влияет и взаимокompенсируется совместным действием двух вихревых усов.

Вычислим среднюю скорость скоса по размаху в раскрое. Обозначим эту скорость через  $V_{y0}$  и определим формулой:

$$V_{y0} = 2 \cdot \frac{1}{L} \cdot \int_{\Delta \cdot R}^{\Delta \cdot R + L} V_R \, dl$$

Коэффициент 2 взят здесь потому, что у нас за крылом имеются два вихревых уса. Интеграл берется по всему размаху крыла, и делится на  $L$  для получения среднего результата. Подставляя сюда значение  $V_R$  по формуле (2.2.5), и учитывая, что  $dl = R \cdot d\varphi$ , получаем:

Используя подведение под знак дифференциала получим:

$$V_{y0} = 2 \cdot \frac{1}{L} \cdot \int_{\Delta}^{\Delta + \Theta} -\frac{\Gamma}{8 \cdot \pi \cdot R} \cdot \cot\left(\frac{\varphi + \Delta}{2}\right) \cdot R \, d\varphi = -\frac{\Gamma}{4 \cdot \pi \cdot L} \cdot \int_{\Delta}^{\Delta + \Theta} \cot\left(\frac{\varphi + \Delta}{2}\right) \, d\varphi$$

$$V_{y0} = -\frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot L} \cdot \int_{\frac{\Delta}{2}}^{\frac{\Delta + \Theta}{2}} \cot\left(\frac{\varphi + \Delta}{2}\right) \, d\left(\frac{\varphi + \Delta}{2}\right) = -\frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot L} \cdot \ln\left(\frac{\Delta + \Theta}{\Delta}\right)$$

Логарифм в этом выражении согласно (2.2.3) приблизительно равен 4. Учитывая это, окончательно получим:

$$V_{y0} = -\frac{2 \cdot \Gamma}{\pi \cdot L}$$

Используя связь уравнения подъемной силы по формуле Жуковского  $Y = \Gamma \cdot \rho \cdot W \cdot L$  и по формуле экспериментальной аэродинамики  $Y = \frac{\rho \cdot W^2}{2} \cdot C_y \cdot b_{\text{сах}} \cdot L$ , а также определения удлинения крыла  $\lambda = \frac{L}{b_{\text{сах}}}$ , можно записать:

$$V_{y0} = -\frac{C_y}{\pi \cdot \lambda} \cdot W,$$

где  $W$  – скорость набегающего потока.

Этой скорости соответствует угол скоса потока  $\Delta\alpha = \frac{C_{ya}}{\pi \cdot \lambda}$  и коэффициент индуктивного сопротивления  $C_{xi} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot \lambda}$  [83]. Тем самым доказано, что коэффициент индуктивного сопротивления арочного крыла идентичен коэффициенту индуктивного сопротивления плоского крыла при условии, что удлинение крыла  $\lambda$  взято в раскрое. Поскольку значение  $C_{xi}$  не зависит от радиуса  $R$ , характеризующего кривизну арочности, эта формула применима и для крыльев с арочностью переменной кривизны, в частности для крыльев с аркой эллиптической формы.

Следует также заметить, что в создании индуктивной составляющей на присоединенном вихре арочного крыла также участвует самоиндукция от соседних частей присоединенного вихря

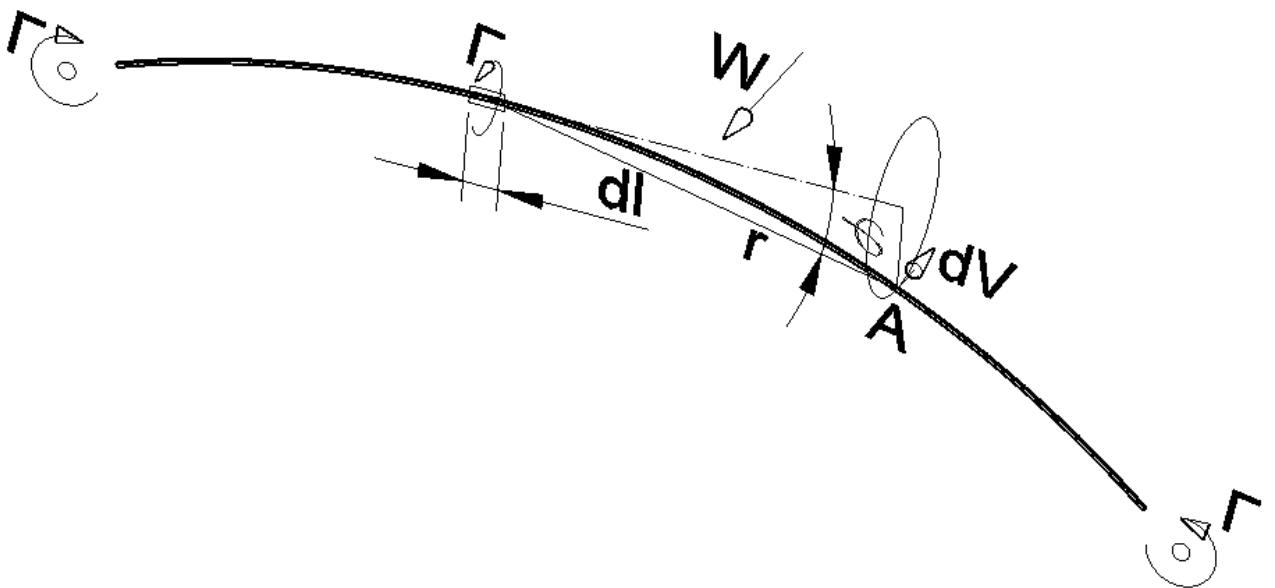


Рисунок 2.2.2 - Самоиндукция присоединенного вихря с циркуляцией  $\Gamma$  в точке А на крыле с отрицательной арочностью (концы которого находятся ниже корневого сечения)

(Рисунок 2.2.2), уменьшая местную скорость набегающего потока на крыле с отрицательной арочностью.

Скорость  $dV$ , вызванная элементом криволинейного вихревого шнура, выражается формулой Био-Савара, имеющей вид:

$$dV = \frac{\Gamma}{4 \cdot \pi \cdot r^2} \cdot \sin(\varphi) \cdot dl$$

Однако в связи с малостью индуцированной скорости  $V$  по сравнению со скоростью набегающего потока  $W$  обычно ее влиянием можно пренебречь [100]. При этом необходимо иметь в виду, что при интегрировании  $dV$  с соблюдением математической абстракции согласно Рисунок 2.2.2 при приближении к точке А подынтегральное выражение будет стремиться к бесконечности. Поскольку в реальности существует система пристеночных вихрей вдоль поверхности крыла, математическая абстракция в виде Рисунка 2.2.2 на расстояниях меньше хорды крыла неприменима. С учетом вышеописанного оценка влияния самоиндукции присоединенного вихря дает для арочного крыла с радиусом кривизны равным размаху в раскрое уменьшение горизонтальной составляющей скорости:

$$W-V=0,95 \cdot W \text{ на консоли и } W-V=0,93 \cdot W \text{ на центроплане.}$$

В свою очередь, такой порядок уменьшения горизонтальной составляющей скорости на арочном крыле дает приращение угла скоса потока на десятую долю градуса по сравнению с аналогичным плоским крылом на том же угле атаки.

Исходя из приведенных выше доводов, минимальное индуктивное сопротивление арочного крыла, у которого консоли выставлены на положительный угол атаки, будет получаться, когда циркуляция скорости его присоединенного вихря будет меняться по эллиптическому закону относительно размаха крыла в раскрое. Это тем более значимо для мягких арочных крыльев с наддувом через воздухозаборники, поскольку при разнице углов атаки консолей и центроплана в районах воздухозаборников консолей и центроплана возникнут неодинаковые давления, что приведет к перетеканию воздуха в полости крыла и выплескиванию его в поток через воздухозаборники с меньшим установочным углом, а значит приведет к потерям и нарушению обтекания крыла в этих зонах.

Более подробно проблема создания неплоских крыльев с минимальным индуктивным сопротивлением рассмотрена в [37, 44, 49, 100, 124, 148].

Проверить сделанные выводы можно с помощью численного расчета в программе, использующей для определения характеристик арочного крыла методы вихревых рамок. В данной работе проверка выполнена в программе XFLR5 [171], свободно распространяемой под лицензией GNU версии 3.0 (GPLv3).

В данной программе для расчета тонких арочных крыльев используется две разновидности метода панелей вихревых рамок, стандартный (VLM1), и модифицированный (VLM2), основанный на материалах работы [124].

Метод VLM1 использует подковообразные дискретные вихри на каждой панели, с усами, простирающимися до бесконечности назад по течению (Рисунок 2.2.3). Напряженность дискретных вихрей определяется в управляющих (контрольных) точках.

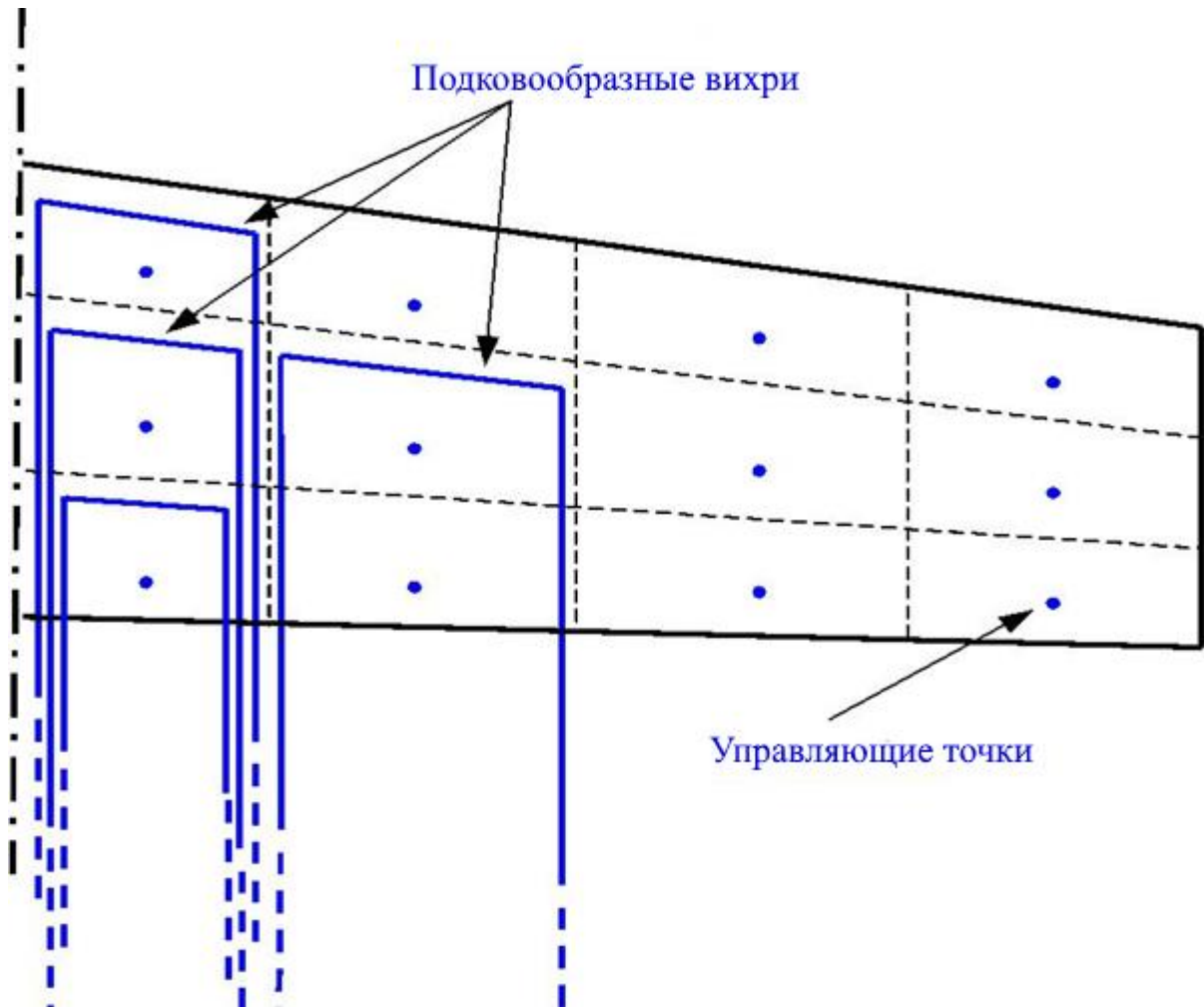


Рисунок 2.2.3 - Вид вихревых рамок при расчете по классическому методу (VLM1)

Метод VLM2 использует четырехугольные вихри на каждой панели, причем только вихри у задней кромки простираются до бесконечности (Рисунок 2.2.4).

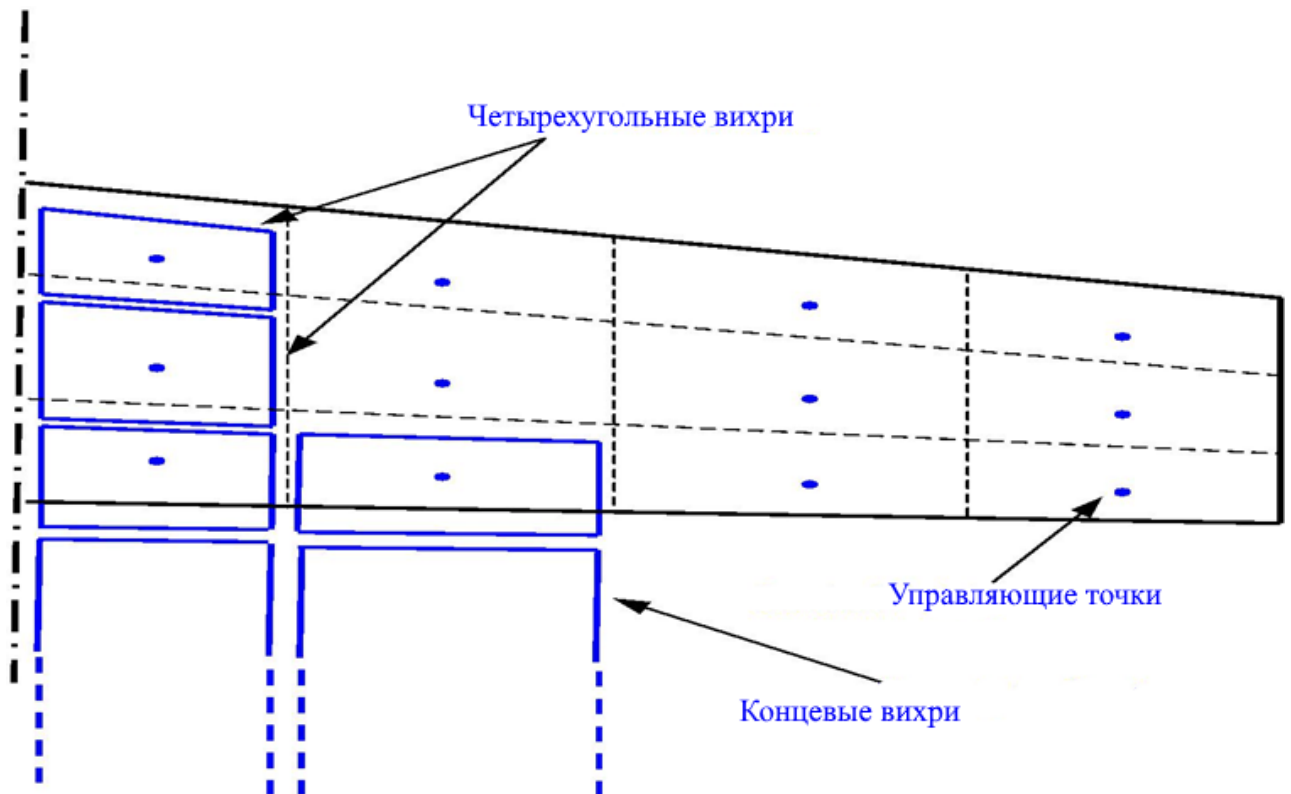


Рисунок 2.2.4. Вид вихревых рамок при расчете по модифицированному методу (VLM2)

Для сравнительного расчета было смоделировано эллипсовидное в плане крыло с нулевой стреловидностью по линии четверти хорд и профилем X4 (см. приложение Приложение А и Рисунок 4.5.7) в двух конфигурациях (см. приложения Приложение Б и 0). В одной конфигурации крыло выполнено плоским с установочным углом 6 градусов, в другой конфигурации – арочным в форме дуги окружности, с установочным углом также 6 градусов, причем кривая консолей обеспечивала одинаковый угол атаки к набегающему потоку вдоль всего размаха крыла.

Форма крыльев и соответствующие ей результаты расчета по методу VLM2 представлены на Рисунках 2.2.5 и 2.2.6.

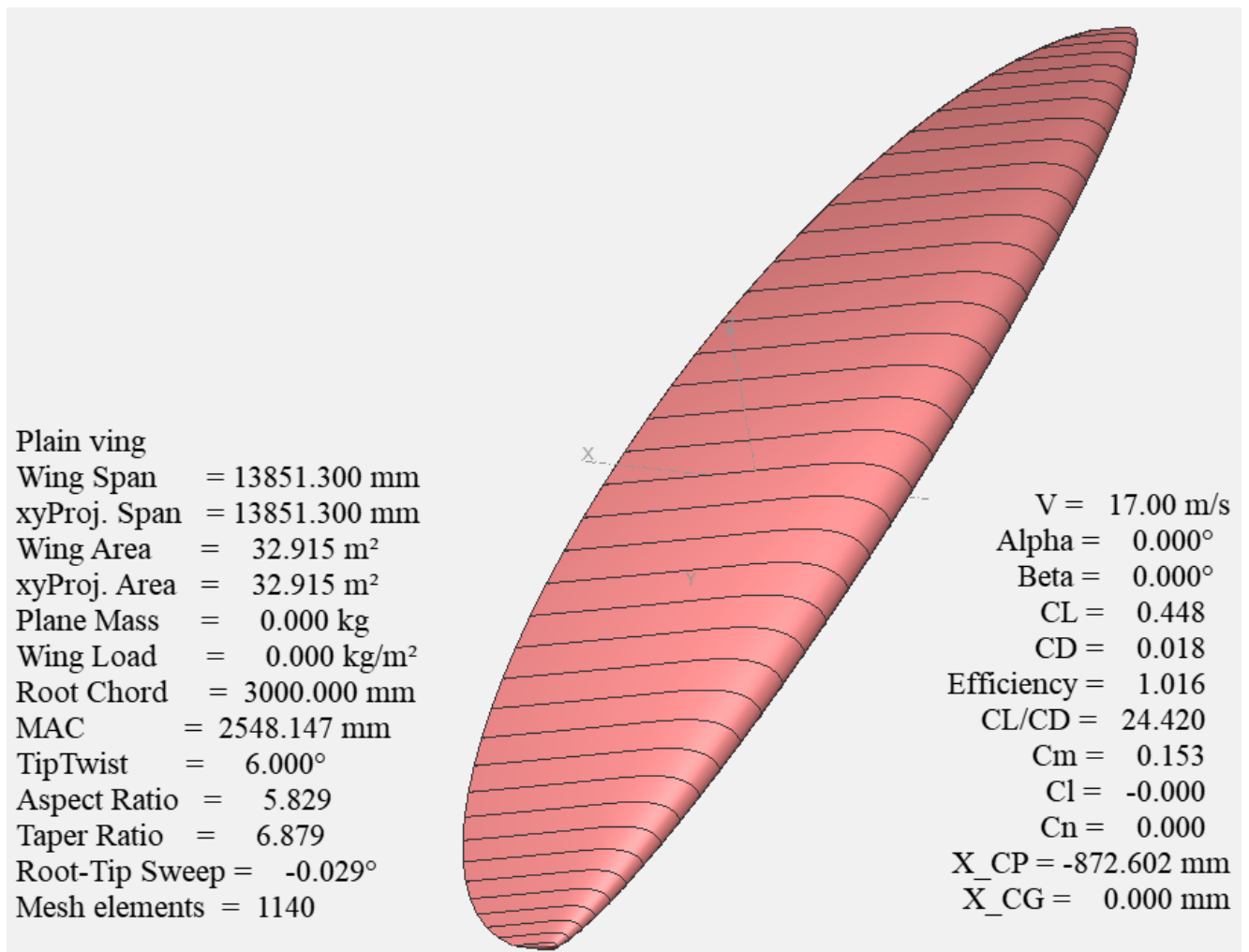


Рисунок 2.2.5 - Программное окно расчета плоского крыла по методу VLM2. Коэффициент сопротивления  $C_d$  равен 0,018



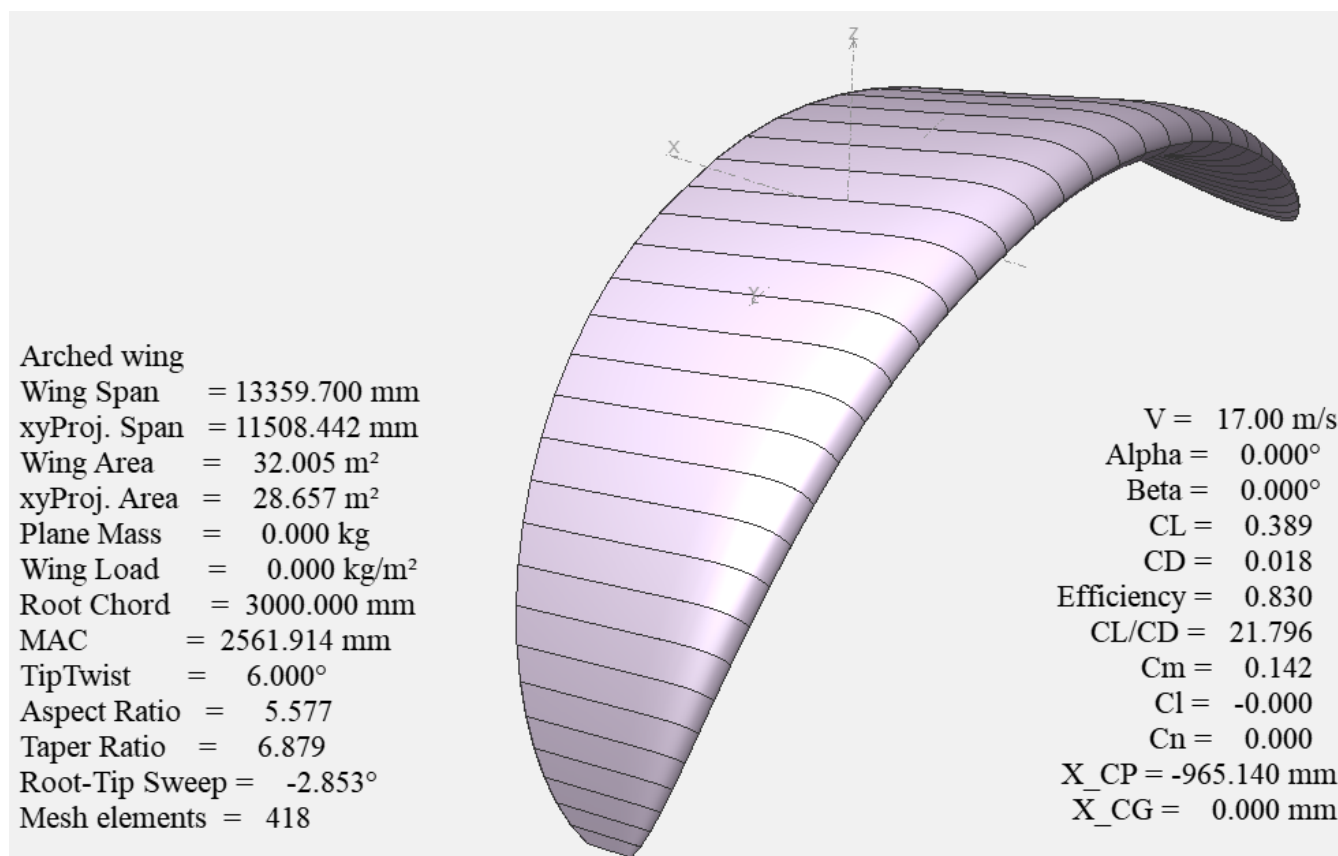


Рисунок 2.2.6 - Программное окно расчета арочного крыла по методу VLM2. Коэффициент его сопротивления  $C_d$ , приведенный к площади крыла в раскрытое, также равен 0,018, что совпадает с результатом расчета для аналогичного плоского крыла

Равенство коэффициентов сопротивлений было получено и при расчете по методу VLM1.

Приведенные расчеты показывают, что у плоского крыла и его аналога арочной формы с круткой, обеспечивающей на всем размахе те же местные углы атаки, что и у плоского, сопротивление одинаково. Что подтверждает приведенное выше доказательство.

Следует заметить, что на углах атаки, отличных от установочного, равенство коэффициентов сопротивления плоского и арочного крыла соблюдаться не будет. При одновременном уменьшении угла атаки плоского и арочного крыльев, поскольку консоли арочного крыла относительно потока наклоняются мало, они получают избыточный угол и арочное крыло будет иметь большее сопротивление, чем плоское. Наоборот, при одновременном увеличении угла атаки плоского и арочного крыла сверх установочного консоли арочного крыла получат меньший прирост угла атаки, чем у плоского крыла, и арочное крыло будет иметь меньшее сопротивление, чем плоское.

Поскольку подъемная сила мягкого арочного крыла на консолях направлена не столько вверх, сколько в стороны, проекция его подъемной силы на вертикальную плоскость при том же индуктивном сопротивлении будет меньше, чем у аналогичного плоского крыла. И соответственно, при одинаковой вертикальной составляющей подъемной силы мягкое арочное

крыло на стропной поддержке будет всегда иметь большее сопротивление, чем такое же плоское (Рисунки 2.2.5-2.2.6).

Подытожив, можем принять, что в инженерном расчете для арочных крыльев с геометрической круткой, обеспечивающей одинаковые местные углы атаки для всех сечений крыла, можно вычислять коэффициент индуктивного сопротивления  $C_{xi}$  по формуле:

$$C_{xi} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot \lambda} \cdot (1 + \delta)$$

где  $C_{ya}$  - коэффициент аэродинамической подъемной силы крыла,  $\lambda$  - удлинение крыла в раскрое, и  $\delta$  – величина, зависящая от формы крыла в плане, для эллиптического крыла равна нулю.

### 2.3 ОЦЕНКА СОСТАВЛЯЮЩИХ СОПРОТИВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С МЯГКИМ КРЫЛОМ В МОТОРНОМ ПОЛЕТЕ

В горизонтальном полете летательного аппарата его вес  $G$  уравнивается вертикальной составляющей подъемной силы крыла:

$$Y_a = C_{ya} \cdot S_{пр} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} = G \quad (2.3.1)$$

где  $S_{пр}$  – площадь проекции крыла на его базовую (горизонтальную) плоскость,  $\rho$  - плотность среды,  $V$  – скорость полета.

Использование в формуле (2.3.1) площади проекции крыла на горизонтальную плоскость можно пояснить следующим аргументом. Рассмотрим сегмент крыла площадью  $dl_{кр} \cdot b$ , где  $dl_{кр}$  – малая доля размаха в раскрое, а  $b$  – среднее значение хорды крыла на участке  $dl_{кр}$ . Поскольку крыло имеет арочность, этот сегмент наклонен к горизонтали под углом  $\gamma$  (Рисунок 2.3.1).

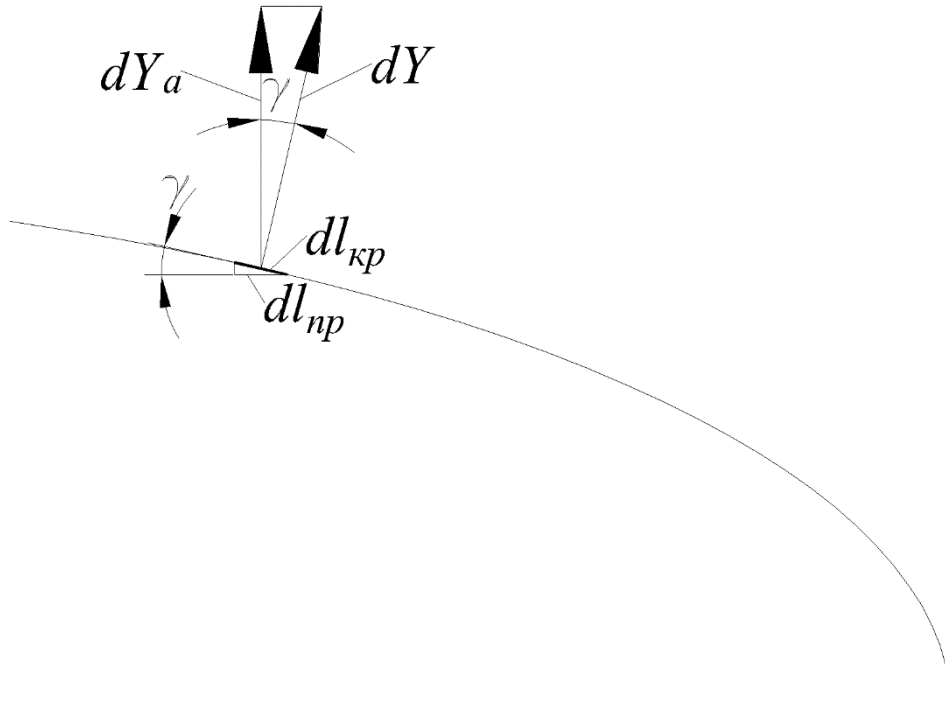


Рисунок 2.3.1 - Схема действия нормальной к крылу и вертикальной составляющей подъемной силы, приложенных к наклоненному сегменту арочного крыла

Из геометрических отношений получаем:

$$dl_{\text{пр}} = dl_{\text{кр}} \cdot \cos(\gamma)$$

$$dY_a = dY \cdot \cos(\gamma)$$

Откуда  $\frac{dl_{\text{пр}}}{dl_{\text{кр}}} = \frac{dY_a}{dY}$ .

Учитывая что  $dY = C_{ya} \cdot dl_{\text{кр}} \cdot b \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}$ , и сокращая  $dl_{\text{кр}}$ ,

получим  $dY_a = C_{ya} \cdot dl_{\text{пр}} \cdot b \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} = C_{ya} \cdot dS_{\text{пр}} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}$ .

Полная подъемная сила  $Y_a = \sum dY_a$  и в случае постоянства  $C_{ya}$  по размаху (характерного для арочных крыльев на стропной поддержке с минимальным для такой конструкции индуктивным сопротивлением, о чем более подробно изложено в главе 2.1):

$$Y_a = C_{ya} \cdot S_{\text{пр}} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}$$

Следовательно, проекция неплоского крыла на его базовую горизонтальную плоскость может использоваться для вычисления аэродинамического коэффициента подъемной силы аналогично площади эквивалентного плоского крыла, то есть без пересчета площади при изменении тангажа. Используя ее в дальнейших расчетах, можно конкретизировать

составляющие аэродинамического сопротивления летательных аппаратов и систем с мягким крылом.

Подставив выражение  $C_{ya}$  из (2.3.1) в (2.2.2), получим:

$$C_{xi} = \frac{1}{\pi \cdot \lambda} \cdot \left( \frac{2 \cdot G}{\rho \cdot V^2 \cdot S_{пр}} \right)^2$$

Подставив полученное выражение в (2.2.1), можно записать индуктивное сопротивление:

$$X_i = \frac{2 \cdot S_{кр} \cdot G^2}{\pi \cdot \rho \cdot V^2 \cdot \lambda \cdot S_{пр}^2}$$

Введем коэффициент отношения площади горизонтальной проекции крыла к площади крыла  $\Omega = S_{пр} / S_{кр}$ . Тогда учитывая, что  $\lambda = \frac{L^2}{S_{кр}}$ , где  $L$  – размах крыла в раскрое, можно записать выражение для силы индуктивного сопротивления, приведенной к весу летательного аппарата:

$$X_i = \frac{2}{\pi \cdot \rho} \cdot \left( \frac{G}{\Omega \cdot V \cdot L} \right)^2$$

Из этого выражения видно, что при заданных весе летательного аппарата и его вертикальной перегрузке величина индуктивного сопротивления его крыла будет обратно пропорционально квадрату своего размаха и квадрату своей скорости.

То есть, при одинаковом размахе, скорости и подъемной силе как узкое крыло с большим удлинением и высококонесущим профилем, так и широкое крыло с малым удлинением и малонесущим профилем, будут иметь одинаковое индуктивное сопротивление.

Из этого же следует, что крыло с высокой арочностью и удлинением в раскрое может иметь большее индуктивное сопротивление, чем крыло с меньшим удлинением в раскрое, но и уменьшенной арочностью.

Оценим суммарное сопротивление летательного аппарата парапланерного типа. Для этого примем допущение, что сопротивление строп имеет только продольную составляющую. При рассмотрении установившегося полета это не приведет к серьезной погрешности. Учтем также, что для летательного аппарата одного и того же веса, при варьировании площади крыла площадь миделевого сечения строп будет изменяться пропорционально изменению размаха крыла, а не его площади. Это происходит постольку, поскольку усредненный диаметр строп при масштабировании остается неизменным. Обозначим суммарную миделевую площадь сечения строп, приведенную к единичному размаху, как  $m$ , так что  $L \cdot m = S_{cmp}$ . Тогда суммарное сопротивление летательного аппарата весом  $G$  можно выразить следующим образом:

$$X_a = \frac{2}{\pi \cdot \rho} \cdot \left( \frac{G}{\Omega \cdot V \cdot L} \right)^2 + \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot \left( C_{x_p} \cdot \frac{L^2}{\lambda} + C_{x_{стр}} \cdot m \cdot L + C_{x_{гр}} \cdot S_{гр} \right) \quad (2.3.2)$$

Здесь  $C_{x_p}$  - коэффициент профильного сопротивления,  $C_{x_{стр}}$  - коэффициент сопротивления строп,  $C_{x_{гр}}$  - коэффициент сопротивления вывешенного на стропах груза, например в виде десантной платформы, мототележки или пилота в подвеске,  $S_{гр}$  - миделевое сечение вывешенного на стропах груза.

Поскольку  $C_{x_p} = \frac{C_{y_a}}{K_p}$ , где  $K_p$  - аэродинамическое качество профиля при заданной подъемной силе, то сопротивление крыла в горизонтальном полете можно выразить как:

$$\frac{C_{y_a}}{K_p} \cdot \frac{L^2}{\lambda} = \frac{Y}{K_p} = \frac{G}{K_p} \quad (2.3.3)$$

Подставив (2.3.3) в (2.3.2) получим:

$$X_a = \frac{2}{\pi \cdot \rho} \cdot \left( \frac{G}{\Omega \cdot V \cdot L} \right)^2 + \frac{G}{K_p} + \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot \left( C_{x_{стр}} \cdot m \cdot L + C_{x_{гр}} \cdot S_{гр} \right) \quad (2.3.4)$$

Можно обратить внимание, что в выражении (1.3.4) фигурирует не удлинение крыла, а его размах. То есть, при одних и тех же весе летательного аппарата, размахе его крыла и скорости горизонтального полета как узкое крыло с профилем, имеющим высокий  $C_{y_a}$  при заданном качестве  $K_p$ , так и широкое крыло с профилем, имеющим низкий  $C_{y_a}$  при том же качестве  $K_p$ , будут иметь одинаковое сопротивление. Из этого выражения также можно заметить, что 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.

По полученному из выражения (2.3.4) значению определяется необходимая тяга  $P$  в установившемся моторном полете (в этом случае равная  $X_a$ ) с заданной скоростью  $V$ , полученной из (2.3.1). Если подставить (2.3.1) в (2.3.4) непосредственно, то получим:

$$X_a = \frac{G \cdot C_{y_a} \cdot S_{кр}}{\pi \cdot \Omega \cdot L^2} + \frac{G}{K_p} + \frac{G}{C_{y_a} \cdot S_{кр} \cdot \Omega} \cdot \left( C_{x_{стр}} \cdot m \cdot L + C_{x_{гр}} \cdot S_{гр} \right) \quad (2.3.5)$$

Второй путь определения характеристик моторного летательного аппарата с мягким крылом базируется на ранее полученной зависимости располагаемой тяги винтомоторной установки, и в частности располагаемой тяги на наиболее экстремальном режиме. Обычно расчетным принимается режим максимальной скорости и высоты. Соответственно, исходными данными для расчета являются располагаемая тяга  $X_a$ , плотность воздуха  $\rho$  и скорость полета  $V$ , а также выбранные конструктивные параметры крыла – аэродинамические коэффициенты крыла и корпуса (груза) на крейсерском режиме ( $C_{y_a}$ ,  $K_p$ ,  $C_{x_{стр}}$ ,  $C_{x_{гр}}$ ), площадь миделя корпуса (груза)

$S_{гр}$ , удлинение крыла  $\lambda$ , допустимое по требуемой степени безопасности, а также суммарная миделевая площадь сечения строп, приведенная к единичному размаху  $S_{стр} = L \cdot m$ . Расчет ведется по формуле 2.3.5, в которой вес системы  $G$  выражен через параметры крыла:

$$G = C_{ya} \cdot S_{пр} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}. \text{ С учетом этого можно выразить функциональную зависимость от}$$

площади горизонтальной проекции крыла к площади крыла  $S_{пр} = S_{кр} \cdot \Omega$ :

$$X_a = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot \left( \frac{C_{ya}^2 \cdot S_{пр}}{\pi \cdot \lambda \cdot \Omega} + \frac{C_{ya} \cdot S_{пр}}{K_p} + C_{хстр} \cdot m \cdot \sqrt{\frac{\lambda \cdot S_{пр}}{\Omega}} + C_{хгр} \cdot S_{гр} \right) \quad (2.3.6)$$

$$X_a = f(S_{пр})$$

Если представить, что  $S_{пр} = X^2$ , то полученное выражение примет вид квадратного уравнения  $A \cdot X^2 + B \cdot X + C = 0$ . Возведя в квадрат действительный корень этого уравнения, получим необходимую площадь горизонтальной проекции крыла  $S_{пр}$ , а из нее – максимально допустимый вес ЛА с известной винтомоторной установкой на заданной скорости и высоте для крыла предложенного типа.

Учитывая, что в горизонтальном полете  $X_a = P$  и  $Y_a = G$ , из (2.3.5) можно получить уровень аэродинамического совершенства летательного аппарата, выраженный в виде коэффициента аэродинамического качества  $K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{G}{P}$ :

$$K = \frac{\Omega}{\frac{1}{K_p} + \frac{C_{хгр} \cdot S_{гр} + C_{хстр} \cdot L \cdot m}{C_{ya} \cdot S_{кр}} + \frac{C_{ya} \cdot S_{кр}}{\pi \cdot L^2}} \quad (2.3.7)$$

Поскольку для определенного типа конструкции ЛА отношения в (2.3.7) не меняются, используя отношение  $G = K \cdot P$ , из (2.3.7) можно получить достижимую грузоподъемность ЛА этого типа при известной тяге винтомоторной установки, или подобрать винтомоторную установку необходимой тяги под груз заданного веса, не прибегая к решению квадратного уравнения.

Помимо режима крейсерской скорости, критически важным является взлетный режим. На данном режиме необходимо обеспечить скорость отрыва  $V_0$  не более заданной, и скороподъемность  $V_{под}$  или угол подъема  $\Theta$  не меньше заданных. Например, для парашютов с ножным стартом (foot-launched landing) скорость отрыва не должна превышать 25 км/ч исходя из физических возможностей человека, а скороподъемность должна быть больше 1,5 м/сек из соображений безопасности.

Если угол наклона траектории не превышает 20 градусов, необходимую для полета мощность с достаточной точностью можно определить как сумму мощностей, требуемых для горизонтального полета и для подъема [52]. Поскольку мощность представляет собой произведение силы на коллинеарную ей проекцию скорости, требуемую мощность  $N_{\text{под}}$  можно записать как:

$$N_{\text{под}} = X_a \cdot V_0 + G \cdot V_{\text{под}} = G \cdot \left( \frac{V_0}{K} + V_{\text{под}} \right)$$

При этом для вычисления  $X_a$  берутся  $K_p$  и  $C_{ya}$  во взлетной конфигурации, с максимально достижимым полетным  $C_{ya}$ . Соответственно, взлетный  $X_a$  будет превышать крейсерский.

Для траектории подъема с большим углом наклона необходимо более точное выражение для оценки потребной мощности. Для его определения рассмотрим сумму сил, действующих на летательный аппарат при наборе высоты, представленную на Рисунке 2.3.2:

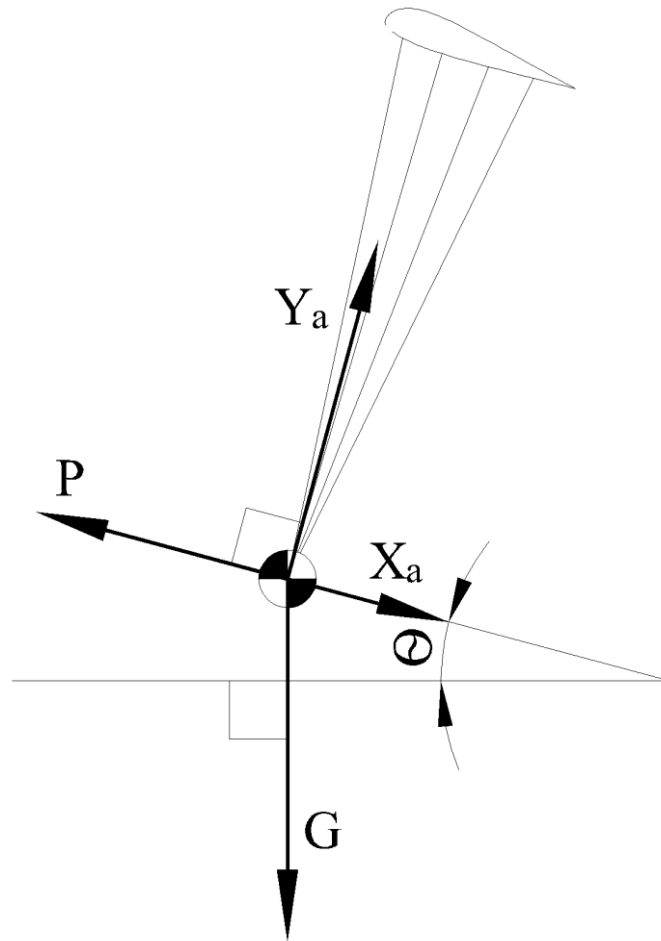


Рисунок 2.3.2 - Схема действия сил на летательный аппарат при наборе высоты. Здесь  $G$  – вес ЛА,  $X_a$  – аэродинамическая сила сопротивления ЛА, действующая вдоль вектора скорости,  $Y_a$  – аэродинамическая подъемная сила, действующая нормально вектору скорости,  $P$  – тяга двигателя ЛА,  $\Theta$  – угол наклона траектории к горизонту

Поскольку движение предполагаем равномерным, сумма сил принимается равной нулю. Соответственно, из геометрических построений получим:

$$Y_a = G \cdot \cos(\theta)$$

$$X_a = \frac{Y_a}{K} = \frac{G \cdot \cos(\theta)}{K}$$

$$P = X_a + G \cdot \sin(\theta) = G \cdot \left( \frac{\cos(\theta)}{K} + \sin(\theta) \right)$$

Тогда в проекции на горизонталь и вертикаль после упрощений получим:

$$P_x = G \cdot \cos(\theta) \cdot \left( \frac{\cos(\theta)}{K} + \sin(\theta) \right) = \frac{G}{2} \cdot \left( \frac{1 + \cos(2\theta)}{K} + \sin(2\theta) \right)$$

$$P_y = G \cdot \left( 1 + \frac{\cos(\theta) \cdot \sin(\theta)}{K} \right) = G \cdot \left( 1 + \frac{\sin(2\theta)}{2 \cdot K} \right)$$

И соответственно уточненная потребная мощность в наборе высоты:



$$N_{\text{под}} = P_x \cdot V_0 + P_y \cdot V_{\text{под}}$$

$$N_{\text{под}} = \frac{G}{2} \cdot \left( \left( \frac{1 + \cos(2\theta)}{K} + \sin(2\theta) \right) \cdot V_0 + \left( 2 + \frac{\sin(2\theta)}{K} \right) \cdot V_{\text{под}} \right)$$

$$\text{Где } \theta = \text{atan} \left( \frac{V_{\text{под}}}{V_0} \right).$$

## 2.4 ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТИ И УГЛА ПЛАНИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С МЯГКИМ КРЫЛОМ В БЕЗМОТОРНОМ ПОЛЕТЕ

В [26-28] описан итерационный алгоритм расчета аэродинамических характеристик парaplана с графическим определением основных конструктивных отношений. Более удобной представляется такая последовательность действий, в которой требуемые параметры вычисляются аналитически без процедуры последовательных приближений.

Исходными данными для расчетов являются характеристики профиля используемого крыла и конструктивные параметры системы. Выбрав аэродинамические коэффициенты профиля крыла  $C_{xp}$  и  $C_{ya}$  на исследуемом режиме, можно получить угол и скорость планирования. Однако следует иметь в виду, что для получения близких к достоверным аэродинамических коэффициентов профиля мягкого крыла в расчетной программе необходимо учитывать влияние воздухозаборника, задавать очень большую шероховатость поверхности, учитывающую плетение ткани, швы и складки на ней, и брать в расчет профиль в самом раздутом сечении. В завышение расчетных коэффициентов над экспериментальными также вносят свой вклад воздухопроницаемость и негерметичность швов реальной ткани, а также искажение аэродинамического профиля нагруженной оболочки.

Рассмотрим представленную на Рисунке 2.4.1 схему сил, действующих на планирующую систему:

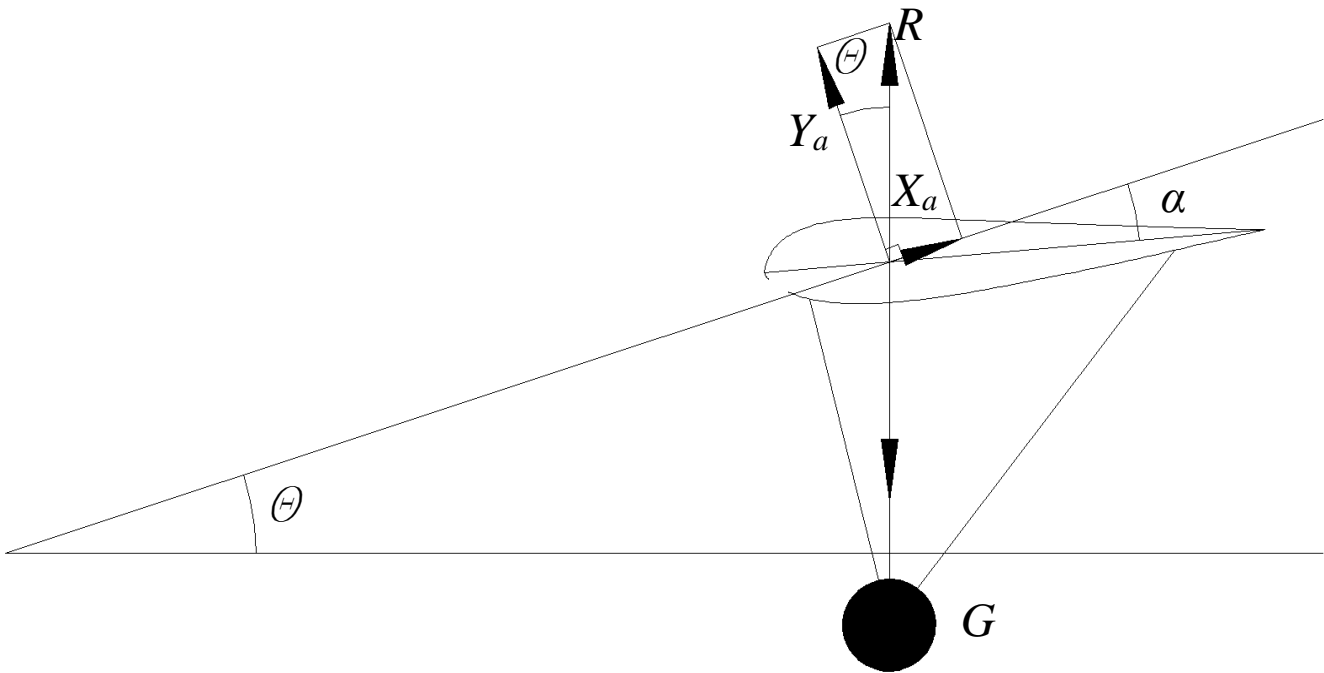


Рисунок 2.4.1 - Схема сил, действующих на планирующую систему.  $\theta$  - угол планирования к горизонту,  $\alpha$  – угол атаки крыла,  $G$  – вес планирующей системы,  $R$  – сила аэродинамической реакции системы,  $Y_a$  – проекция силы реакции системы на вертикальную ось скоростной системы координат,  $X_a$  – проекция силы реакции системы на горизонтальную ось скоростной системы координат

Примем, что в режиме планирования крыло выставлено на необходимый нам угол атаки. Можно определить потребный  $C_{ya}$  по заданным  $C_{xa}$  и скорости планирования, или найти скорость планирования по заданным аэродинамическим коэффициентам, в зависимости от характеристик планирующей системы. И в том, и в другом случае можно рассчитать угол планирования и соответствующее ему аэродинамическое качество системы в зависимости от параметров крыла, для чего запишем следующее соотношение действующих на систему сил в установившемся планировании:

$$R = G$$

$$Y_a = G \cdot \cos(\theta) = C_{ya} \cdot S_{пр} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad (2.4.1)$$

$$X_a = G \cdot \sin(\theta) \quad (2.4.2)$$

$$X_a = (C_{xp} \cdot S_{кр} + C_{xi} \cdot S_{кр} + C_{хстр} \cdot m \cdot L + C_{хпил} \cdot S_{пил}) \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad (2.4.3)$$

Из (1.4.1):

$$C_{ya} = \frac{2 \cdot G \cdot \cos(\theta)}{\rho \cdot V^2 \cdot S_{пр}} \quad (2.4.4)$$

Здесь  $\theta$  - угол планирования к горизонту (угол наклона траектории),  $G$  – вес планирующей системы  $\rho$  - плотность среды,  $V$  – скорость полета.

Учитывая, что  $\Omega = S_{пр}/S_{кр}$ , где  $S_{пр}$  – площадь горизонтальной проекции крыла,  $S_{кр}$  – площадь крыла в раскрое, можно выразить скорость из выражения (2.4.4):

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot \cos(\theta)}{C_{ya} \cdot S_{кр} \cdot \Omega \cdot \rho}} \quad (2.4.5)$$

Подставив выражение для скорости (2.4.5), а также для коэффициента индуктивного сопротивления  $C_{xi} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot \lambda} \cdot (1 + \delta)$  (где  $\delta$  – поправка для неэллиптических крыльев,  $\lambda$  – удлинение крыла в раскрое) в равенство (2.4.2-2.4.3), после сокращений получим:

$$\cot(\theta) = \frac{C_{ya} \cdot \Omega}{C_{хр} + C_{хстр} \cdot \frac{m \cdot L}{S_{кр}} + C_{хпил} \cdot \frac{S_{пил}}{S_{кр}} + \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot \lambda} \cdot (1 + \delta)} \quad (2.4.6)$$

Здесь  $L$  – размах крыла в раскрое,  $m$  - суммарная миделевая площадь сечения строп, приведенная к единичному размаху, так что  $L \cdot m = S_{стр}$ ,  $C_{хр}$  - коэффициент профильного сопротивления,  $C_{хстр}$  - коэффициент сопротивления строп,  $C_{хпил}$  - коэффициент сопротивления пилота (груза),  $S_{пил}$  - миделевое сечение пилота (груза). Можно заметить, что правые части выражений (2.4.6) и (2.3.7) эквивалентны.

Следует заметить, что использование коэффициента  $m$  позволяет варьировать масштаб несущей системы при неизменной схеме стропления и диаметрах строп, что можно соблюсти при неизменном весе пилота или груза.

Из выражения (2.4.6) может показаться, что в случае планирования определяющим критерием его качества является удлинение, а не размах крыла. Однако учитывая, что

$$\lambda = \frac{L^2}{S_{кр}} = \frac{L}{b_{САХ}} = \frac{S_{кр}}{b_{САХ}^2} \quad (\text{где } b_{САХ} \text{ – средняя аэродинамическая хорда крыла),}$$

можно заметить, что к ухудшению качества планирования ведет рост произведения  $C_{ya}^2 \cdot S_{кр}$ . При этом подъемная сила пропорциональна  $C_{ya} \cdot S$ , а значит и в этом случае при той же подъемной силе и постоянном размахе нам выгоднее уменьшить  $C_{ya}$  и пропорционально увеличить площадь крыла (уменьшив тем самым его удлинение).

Собственно, этот же вывод можно сделать, непосредственно читая формулу для вычисления средней скорости схода потока  $V_{y0}$ , и следующую из нее формулу индуктивного

сопротивления  $X_i$ , выведенные Людвигом Прандтлем, с учетом исходной заданности требуемой подъемной силы:

$$V_{y0} = -\frac{2 \cdot \Gamma}{\pi \cdot L} = -\frac{2 \cdot Y_a}{\pi \cdot \rho \cdot V \cdot L^2},$$

$$X_i = \frac{2}{\rho \cdot V^2} \cdot \frac{Y_a^2}{L^2}$$

Из чего коэффициент индуктивного качества крыла  $K_i = Y_a / X_i$ :

$$K_i = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot \frac{L^2}{Y_a}$$

Поскольку потребная подъемная сила напрямую зависит от веса ЛА  $G$ , можно привести  $K_i$  к весу ЛА:

$$K_i = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot \frac{L^2}{G}$$

Таким образом, в процессе проектирования крыла следует в первую очередь обращать внимание на величину максимального качества  $K_p$  выбранного аэродинамического профиля, и для дальнейших расчетов выбирать площадь и размах крыла, соответствующие коэффициенту  $C_{ya}$  профиля при этом качестве (профиль мягкого крыла выгодно выставлять на угол атаки, дающий максимальное отношение  $C_{ya}/C_{xp}$  или минимальное значение вертикальной составляющей скорости при планировании. В последнем случае крыло для моторного полета оказывается малопригодным). Предпочтение следует отдавать тем профилям, которые при том же качестве имеют минимальный  $C_{ya}$ . При этом 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 выбрать профили с уменьшенной относительной толщиной. Именно такое качество показывают полые профили с воздухозаборником и выдувом через щель на верхней поверхности, описанные в Главе Глава 3 .

## 2.5 ОПРЕДЕЛЕНИЕ УСТАНОВОЧНОГО УГЛА КРЫЛА ОТНОСИТЕЛЬНО ЛИНИИ МЕЖДУ ЦЕНТРОМ ДАВЛЕНИЯ КРЫЛА И ЦЕНТРОМ ТЯЖЕСТИ ГРУЗА В МОТОРНОМ ПОЛЕТЕ

После определения характеристик крыла для сохранения выбранных углов атаки в реальном полете необходимо выбрать установочный угол крыла на строплении. Определим его относительно линии, соединяющей центр давления крыла с центром тяжести груза, подвешенного к свободным концам. Расчет производится исходя из равенства моментов, создающихся аэродинамическим сопротивлением строп  $X_{стр}$  и груза  $X_{гр}$ , а также весом груза  $G$  и тягой  $P$  (при наличии) (Рисунок 2.5.1). Массы крыла и строп в десятки и сотни раз меньше массы груза, а рассогласование центров их масс относительно центра давления существенно меньше. Поэтому их влиянием в практических расчетах можно пренебречь.

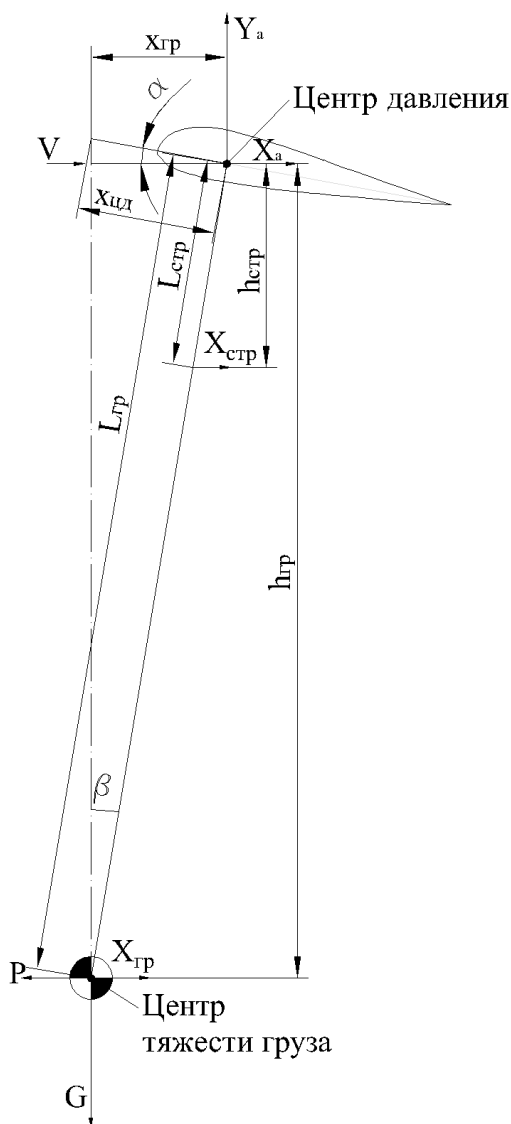


Рисунок 2.5.1 - Схема действия моментов сил в горизонтальном моторном полете

Для того, чтобы выбранный угол атаки в горизонтальном полете сохранялся, необходимо, чтобы сумма моментов от силы сопротивления строп  $X_{стр}$ , силы сопротивления груза  $X_{гр}$ , веса груза  $G$  и силы тяги двигателя  $P$  относительно центра давления на САХ крыла была равна нулю:

$$X_{гр} \cdot h_{гр} + M_{стр} + x_{гр} \cdot G - P \cdot h_{гр} = 0 \quad (2.5.1)$$

Момент сопротивления строп  $M_{стр} = X_{стр} \cdot h_{стр} = \sum_i X_{стри} \cdot h_{стри}$  можно определить как сумму моментов каждого отрезка стропы, соответствующего своей шеренге, ряду и ярусу  $M_{стри} = X_{стри} \cdot h_{стри}$  относительно нормали к центру давления на САХ (средней аэродинамической хорде) крыла. Для определения  $h_{стр}$  вначале вычислим приближенное значение момента:

$$\dot{M}_{стр} = (\sum_i C_{xi} \cdot d_i \cdot l_i \cdot L_i) \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2},$$

где  $C_{xi}$  - коэффициент сопротивления цилиндра при числе Рейнольдса, соответствующему  $i$ -й стропе,  $d_i$  и  $l_i$  - диаметр и длина  $i$ -й стропы соответственно,  $L_i$  - длина стропления от узла подвески к крылу до середины  $i$ -й стропы,  $\rho$  - плотность среды и  $V$  - скорость полета.

Соответственно, силу сопротивления строп можно вычислить как сумму сил сопротивления каждого отрезка стропы:

$$X_{стр} = \sum_i X_{стри} = \left( \sum_i C_{xi} \cdot d_i \cdot l_i \right) \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}$$

Учитывая, что согласно [67]  $\sum_i C_{xi} \cdot d_i \cdot l_i = C_{хстр} \cdot m \cdot L$ , можно записать:

$$X_{стр} = C_{хстр} \cdot m \cdot L \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}$$

Вычислив  $\dot{M}_{стр}$  и  $X_{стр}$  можно определить  $L_{стр} = \frac{\dot{M}_{стр}}{X_{стр}}$ .

Можно заметить, что расстояние от центра давления крыла до равнодействующей сил сопротивления строп  $L_{стр}$  можно также получить, определив центр тяжести фигуры, полученной от проецирования строп на плоскость, нормальную к скорости набегающего потока. Площадь этой фигуры будет соответствовать суммарной миделевой площади сечения строп  $m \cdot L$ .

Выразив  $\cos(\beta)$  через отношение  $h_{гр}$  к  $L_{гр}$  получим:

$$h_{стр} = \frac{\dot{M}_{стр}}{X_{стр}} \cdot \frac{h_{гр}}{L_{гр}} \quad (2.5.2)$$

Учитывая, (2.5.2) и то, что в горизонтальном полете сила тяги равна сумме всех сил сопротивления, можно записать (2.5.1) после сокращений как:

$$X_{\text{стр}} \cdot h_{\text{стр}} + X_{\text{гр}} \cdot h_{\text{гр}} + x_{\text{гр}} \cdot G - (X_{\text{стр}} + X_a + X_{\text{гр}}) \cdot h_{\text{гр}} = 0 \quad (2.5.3)$$

Учитывая, что  $h_{\text{стр}} = L_{\text{стр}} \cdot \cos(\beta)$ ,  $h_{\text{гр}} = L_{\text{гр}} \cdot \cos(\beta)$  и  $x_{\text{гр}} = L_{\text{гр}} \cdot \sin(\beta)$  можно записать:

$$\begin{aligned} L_{\text{гр}} \cdot \sin(\beta) \cdot G &= (X_{\text{стр}} + X_a + X_{\text{гр}}) \cdot L_{\text{гр}} \cdot \cos(\beta) - \\ &- X_{\text{стр}} \cdot L_{\text{стр}} \cdot \cos(\beta) - X_{\text{гр}} \cdot L_{\text{гр}} \cdot \cos(\beta), \text{ из чего получаем:} \\ \tan(\beta) \cdot G &= X_a + X_{\text{стр}} \cdot \left(1 - \frac{L_{\text{стр}}}{L_{\text{гр}}}\right) \end{aligned} \quad (2.5.4)$$

Учитывая, что в горизонтальном полете  $G = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot C_{ya} \cdot S_{\text{кр}} \cdot \Omega$  и соответственно  $\frac{\rho \cdot V^2}{2} = \frac{G}{C_{ya} \cdot S_{\text{кр}} \cdot \Omega}$  можно записать (2.5.4) в аэродинамических коэффициентах:

$$\tan(\beta) = \frac{C_{xp} + \frac{C_{ya}^2 \cdot (1+\delta)}{\pi \cdot \lambda} + \frac{C_{x\text{стр}} \cdot m \cdot L}{S_{\text{кр}}} \cdot \left(1 - \frac{L_{\text{стр}}}{L_{\text{гр}}}\right)}{C_{ya} \cdot \Omega} \quad (2.5.5)$$

Влияние динамики тяги двигателя на продольную балансировку летательного аппарата с мягким крылом приведено в [26, 31].

## 2.6 ОПРЕДЕЛЕНИЕ УСТАНОВОЧНОГО УГЛА КРЫЛА ОТНОСИТЕЛЬНО ЛИНИИ МЕЖДУ ЦЕНТРОМ ДАВЛЕНИЯ КРЫЛА И ЦЕНТРОМ ТЯЖЕСТИ ГРУЗА В РЕЖИМЕ ПЛАНИРОВАНИЯ

Определим угол  $\beta$  в режиме планирования (Рисунок 2.6.1):

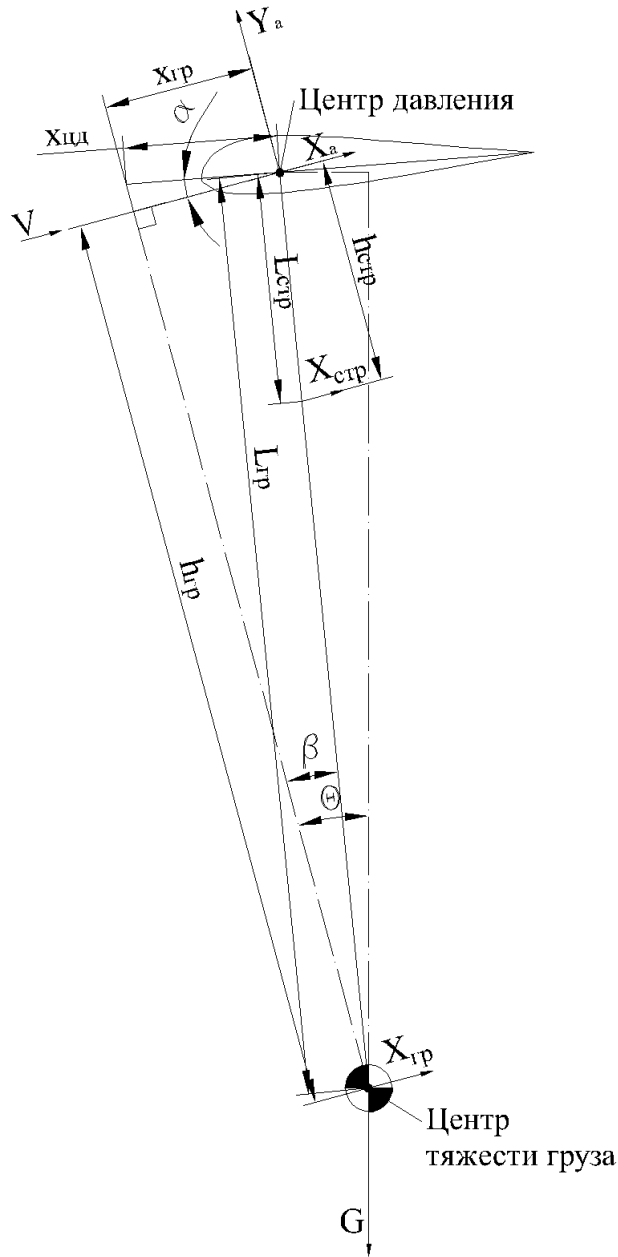


Рисунок 2.6.1 - Схема действия моментов сил в режиме планирования

Если бы стропы и груз не испытывали сопротивления, то при планировании (с углом наклона траектории  $\theta$ ) точка подвеса груза находилась бы точно под центром давления крыла, а соединяющая их линия была бы вертикальной ( $\beta$  был бы равен  $\theta$ ). В реальности на стропы и груз действует сопротивление среды, груз смещается назад по потоку и линия, соединяющая центр давления крыла и центр тяжести груза, отклоняется от вертикали и  $\beta$  становится меньше  $\theta$ .

Составим баланс моментов относительно центра давления крыла, аналогично (2.5.1), в режиме планирования:



$$X_{гр} \cdot h_{гр} + X_{стр} \cdot h_{стр} - G \cdot \sin(\Theta - \beta) = 0 \quad (2.6.1)$$

Выразив  $h_{стр}$  через (2.5.2) с учетом формулы тригонометрического разложения синуса разницы углов получим:

$$G \cdot (\sin(\Theta) \cdot \cos(\beta) - \cos(\Theta) \cdot \sin(\beta)) = (X_{гр} \cdot L_{гр} + X_{стр} \cdot L_{стр}) \cdot \cos(\beta)$$

И окончательно для сил:

$$\tan(\beta) = \frac{G \cdot \sin(\Theta) - X_{гр} \cdot L_{гр} - X_{стр} \cdot L_{стр}}{G \cdot \cos(\Theta)} \quad (2.6.2)$$

Поскольку с учетом (2.4.5)  $\frac{\rho \cdot V^2}{2} = \frac{G \cdot \cos(\Theta)}{C_{ya} \cdot S_{кр} \cdot \Omega}$  в аэродинамических коэффициентах

можно записать:

$$\tan(\beta) = \frac{1}{\cot(\Theta)} - \frac{C_{хстр} \cdot m \cdot L \cdot \frac{L_{стр}}{L_{гр}} + C_{хпил} \cdot S_{пил}}{C_{ya} \cdot S_{кр} \cdot \Omega} \quad (2.6.3)$$

Подставляя в (1.6.3) выражение (1.4.6) для  $\cot(\Theta)$ , получим окончательно:

$$\tan(\beta) = \frac{C_{xp} + \frac{C_{ya}^2 \cdot (1 + \delta)}{\pi \cdot \lambda} + \frac{C_{хстр} \cdot m \cdot L}{S_{кр}} \cdot \left(1 - \frac{L_{стр}}{L_{гр}}\right)}{C_{ya} \cdot \Omega} \quad (2.6.4)$$

## 2.7 ЗАКЛЮЧЕНИЕ О САМОБАЛАНСИРОВКЕ МЯГКОГО КРЫЛА НА ОСНОВАНИИ ПОЛУЧЕННЫХ ВЫРАЖЕНИЙ

Можно было предположить, что изменения тяги должны приводить к колебаниям подвешенного груза к направлению скорости потока, приводящих к изменению угла атаки крыла к потоку при переходе от моторного полета в режим планирования или набора высоты.

Однако сравнение угла скоса строп относительно центра давления САХ, полученного в режиме горизонтального полета под тягой (2.5.5) и в режиме планирования, то есть с нулевой тягой (2.6.4) показывает идентичные уравнения. Из чего можно сделать вывод, что этими же уравнениями описываются все промежуточные режимы, а значит величина тяги не влияет на угол атаки крыла, как показано на Рисунке 2.7.1. То есть мягкое крыло, выставленное на определенный угол атаки, само подстраивается под набегающий поток, сохраняя выставленный угол. Формулы (2.5.5) и (2.6.4) позволяют определить установочный угол крыла на стропной системе для получения заданного угла атаки во всех этих режимах.

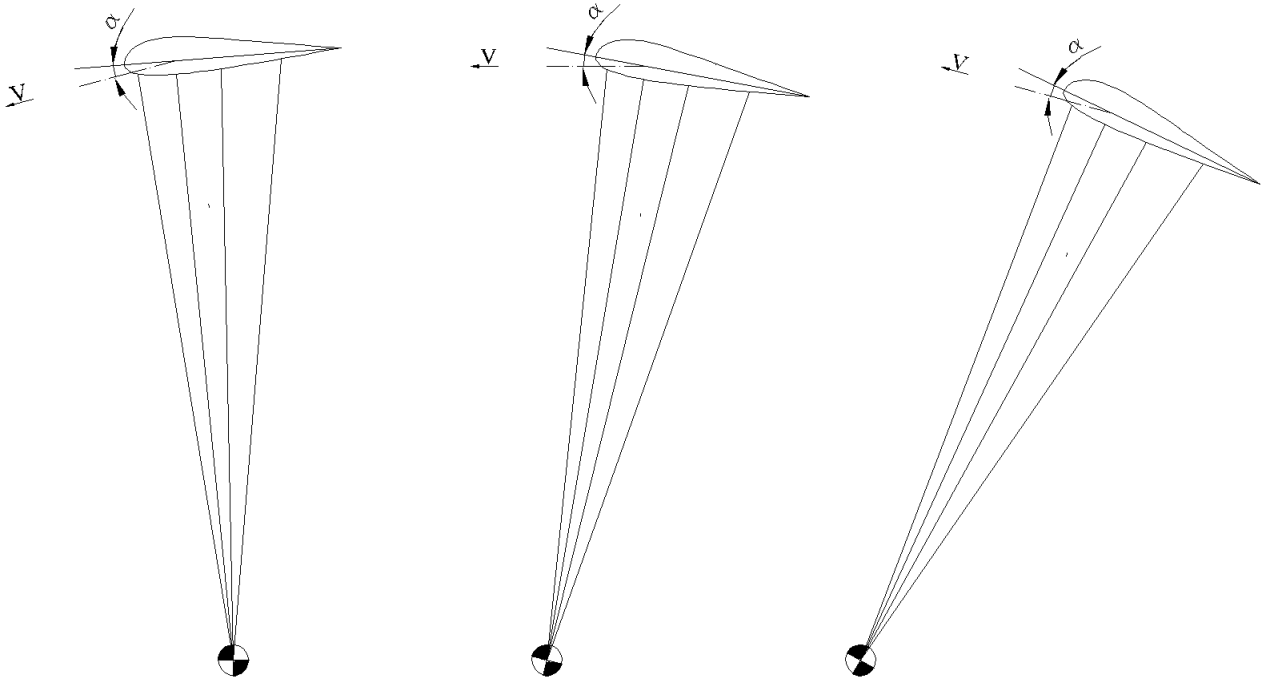


Рисунок 2.7.1 - Крыло на стропной системе стремится сохранить заданный угол атаки к потоку при изменении величины тяги

## 2.8 ОПТИМИЗИРОВАННАЯ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ РАСЧЕТА ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПЛАНИРУЮЩЕЙ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ ПРЕДСТАВЛЕННЫХ ВЫРАЖЕНИЙ

Используя полученные выражения, оптимизированную (наименее трудоемкую и при этом достаточную для проведения анализа на аэродинамическое совершенство) последовательность расчета основных параметров планирующей системы при выбранных допущениях (стационарный полет, местные углы атаки консолей крыла одинаковы, сопротивление строп имеет только продольную компоненту, аэродинамические коэффициенты профиля крыла берутся с учетом влияния воздухозаборников и волнистости) можно представить следующим образом (Рисунок 2.8.1):

1. Вводными данными для проектирования являются масса, сопротивление и габариты транспортируемого груза, условия посадки (допустимые 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 по выражению (2.4.6).

6. С учетом полученного угла планирования вычисляется скорость планирования по выражению (2.4.5).

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 по выражению (2.6.4).

Как показано ранее, выбранный установочный угол подвеса крыла позволяет сохранять требуемый угол атаки крыла и под тягой, как в горизонтальном полете, так и в режиме набора высоты.

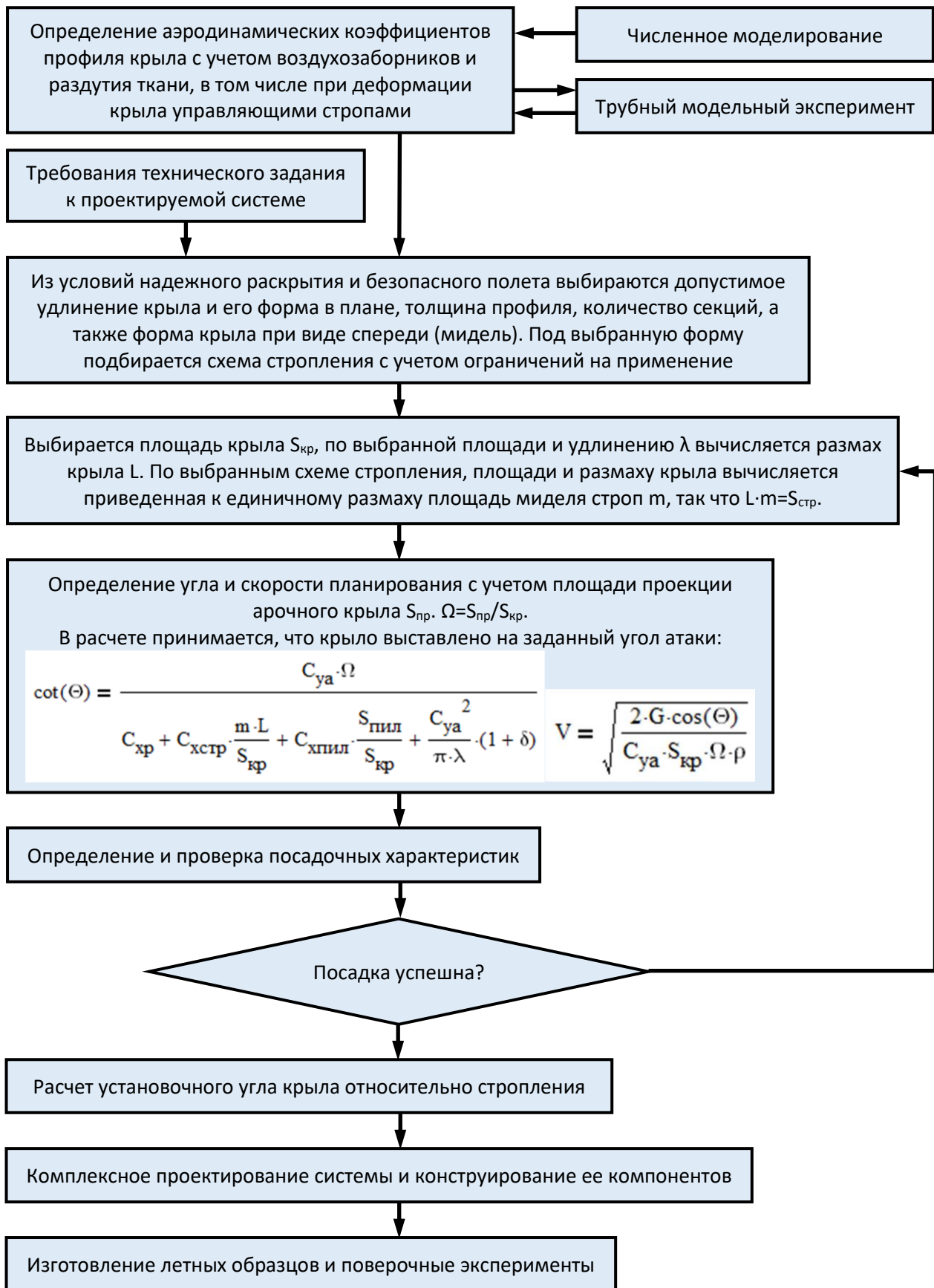


Рисунок 2.8.1 - Блок-схема оптимизированной последовательности расчета основных параметров планирующей системы

## 2.9 ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПРОФИЛЯ И УДЛИНЕНИЯ КРЫЛА ДЛЯ ПЛАНИРУЮЩЕЙ СИСТЕМЫ НА СТРОПНОЙ ПОДДЕРЖКЕ

После выбора нескольких вариантов профилей производится сравнительный расчет качества полета. При слишком малом значении коэффициента подъемной силы крыла основной вклад в сопротивление будут вносить пилот, парашютист или десантируемый груз, а также стропы. При слишком большом  $C_{ya}$  превалирующим становится индуктивное сопротивление. Соответственно, для каждого удлинения крыла, конфигурации стропной системы и типа груза можно подобрать крыловой профиль с минимальным  $C_{ya}$  при сохранении максимального качества  $K_p$ .

На Рисунках 2.9.1 и 2.9.2 представлены результаты расчета аэродинамического качества планирующей системы с мягким крылом по выражению (2.4.6) и ее вертикальной составляющей скорости планирования по выражению (2.4.5), исходя из следующих исходных данных (Таблица 2.9.1):

Таблица 2.9.1 - Исходные параметры системы для расчета

G	44145	H
m	0,06795	
$\Omega$	0,9	
$S_{кр}$	300	м <sup>2</sup>
$S_{пил}$	5,5	м <sup>2</sup>
$C_{хпил}$	0,85	
$C_{хстр}$	0,8	
$\rho$	1,21	
$\delta$	0,05	
$C_{ya}/C_{xp}$	10	

Расчет велся по формулам (2.4.6) и (2.4.5), при каждом фиксированном  $\lambda$  варьировался  $C_{ya}$ , а  $C_{xp}$  вычислялся для сохранения неизменным  $K_p = \frac{C_{ya}}{C_{xp}}$ . Результаты расчета показаны на Рисунках 2.9.1 и 2.9.2.

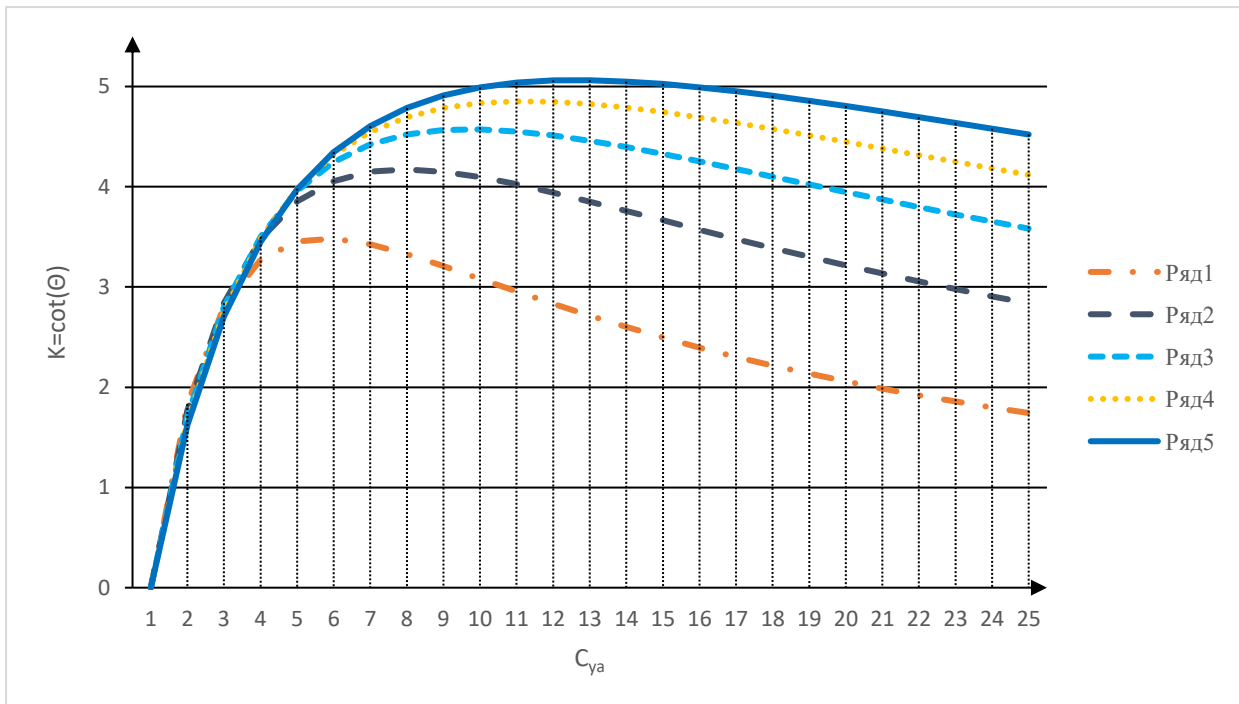


Рисунок 2.9.1 - График изменения расчетного качества планирования  $K = \cot(\theta)$  типичной планирующей системы в зависимости от  $C_{ya}$  профиля при неизменных массе системы, площади крыла и соотношении  $\frac{C_{ya}}{C_{xp}}$  и различных удлинениях крыла  $\lambda$

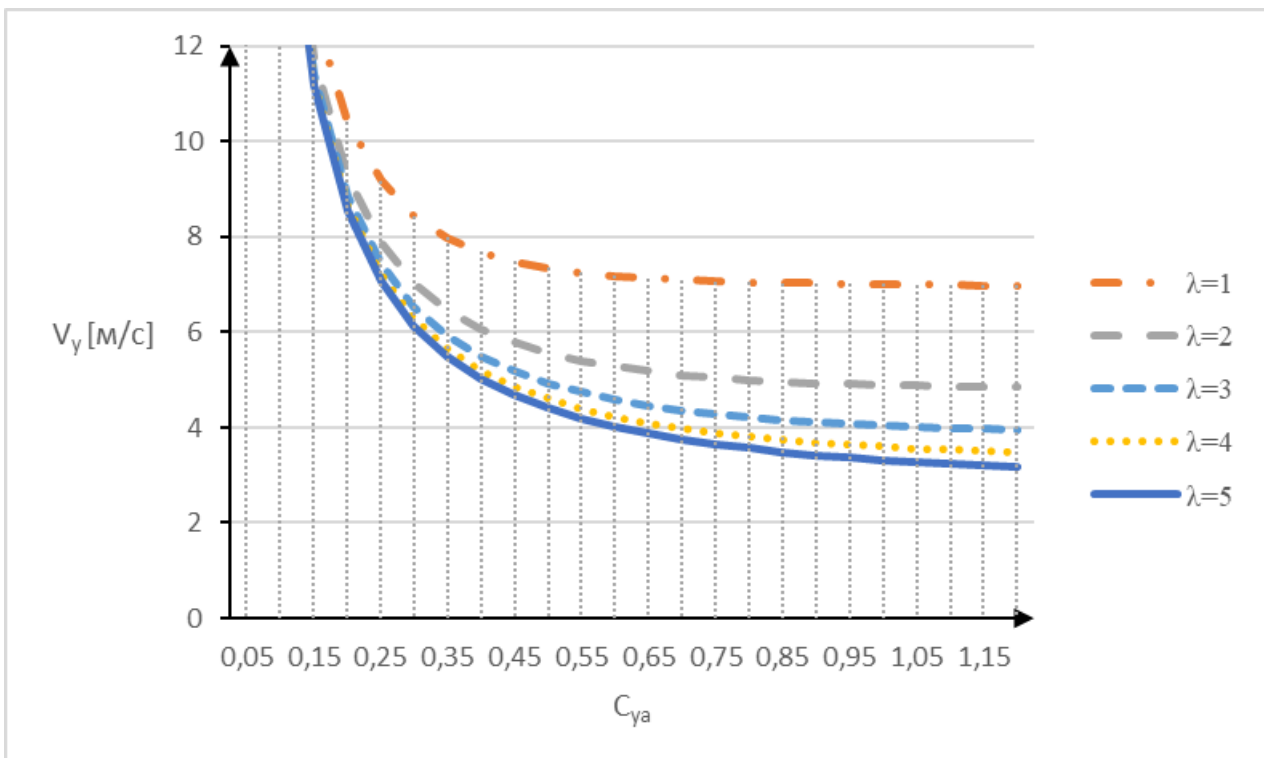


Рисунок 2.9.2 - График изменения вертикальной составляющей скорости  $V_y$  типичной планирующей системы с отношением веса к площади проекции крыла на горизонтальную плоскость  $163,5 \text{ [Н/м}^2\text{]}$  в зависимости от  $C_{ya}$  профиля при неизменном соотношении  $\frac{C_{ya}}{C_{xp}}$  и различных удлинениях крыла  $\lambda$

Представленные графики показывают, что увеличение удлинения крыла позволяет увеличить нагрузку на площадь при сохранении удовлетворительных посадочных характеристик, однако это влияние нелинейно и при удлинении свыше 5 проявляется относительно слабо. Также можно заметить, что увеличение  $C_{ya}$  свыше определенного для каждого  $\lambda$  значения почти не уменьшает вертикальную скорость, гася ее в основном за счет общего уменьшения скорости планирования.

Если при тех же исходных данных зафиксировать не удлинение, а несущую способность крыла, выраженную через произведение  $C_{ya} \cdot S_{кр}$  или  $C_{ya} \cdot b_{сах}$  (что в нашем случае эквивалентно, поскольку размах крыла  $L$  при вычислениях остается постоянным. Здесь  $b_{сах}$  – средняя аэродинамическая хорда, или САХ), то при всех изменениях  $C_{ya}$ , а вместе с ним и  $S_{кр}$ , и  $\lambda$ , при неизменном  $K_p$  аэродинамическое качество планирующей системы останется одинаковым. Что еще раз подтверждает влияние на качество полета размаха и произведения  $C_{ya} \cdot b_{сах}$ , а не самого по себе удлинения крыла.

Следует отметить, что указанное свойство соответствует физическому смыслу крыла как несущей системы, поскольку согласно теореме Жуковского с учетом уравнения связи циркуляция скорости присоединенного вихря крыла  $\Gamma = C_{ya} \cdot b_{сах} \cdot \frac{V}{2}$  (где  $V$  – скорость набегающего потока) и подъемная сила крыла  $Y = \Gamma \cdot \rho \cdot V \cdot L = C_{ya} \cdot S_{кр} \cdot q$  (где  $q$  – динамическое давление набегающего потока,  $\rho$  – его плотность). При этом подъемная сила равна секунднему количеству движения отбрасываемого под крыло воздуха, и с ростом размаха потребная скорость этого отбрасывания пропорционально уменьшается. Соответственно, составляющую циркуляции, зависящую от конструктива крыла, и характеризующую его несущую способность, можно определить как  $C_{ya} \cdot b_{сах}$ , а нагруженность крыла (можно обозначить ее например  $C_k$ ) как  $\frac{C_{ya} \cdot b_{сах}}{L} = \frac{C_{ya}}{\lambda}$ . Соответственно, при одной и той же нагруженности крыла его аэродинамическое качество не зависит от удлинения. Учет всех составляющих сопротивлений при расчете по формуле (1.4.6) дает экстремум качества планирования летательного аппарата и соответствующую ему оптимальную нагруженность крыла.

Здесь следует отметить, что нагруженность крыла зависит только от свойств его аэродинамического профиля, крутки и формы в плане, в отличие от известного понятия погонной воздушной нагрузки по размаху крыла. Погонная воздушная нагрузка по определению есть подъемная сила, создаваемая отсеком крыла единичной длины, и ее величина зависит от

скоростного напора. Соответственно, нагруженность крыла является качественной характеристикой этого крыла, а погонная воздушная нагрузка по размаху является одной из характеристик конкретного типа самолета.

При расчете планирующей системы на основе ее проектных конструктивных параметров сначала вычисляется качество планирования  $K = \cot(\theta)$  и угол снижения  $\theta$ , по которому определяется скорость полета. В случае неудовлетворительных результатов конструктивные параметры варьируются, после чего расчет повторяется. После окончательного выбора профиля определяется центр давления на САХ (средней аэродинамической хорде) крыла по формуле  $\frac{x_{цд}}{b_{сах}} = -\frac{m_z}{C_y}$ , используемый в дальнейшем для расчета координаты подвеса груза относительно САХ. Для балансировки крыла грузом важно распределение по размаху проекции профильного момента на поперечную ось летательного аппарата (проекция моментов консолей на его вертикальную ось взаимно компенсируются), а значит при расчете САХ достаточно учитывать только вертикальную составляющую подъемной силы его консолей (и вертикальную проекцию крыла). Далее с учетом полученной координаты центра давления на САХ эквивалентного плоского крыла определяется установочный угол крыла на строплении (например относительно линии между центром давления крыла и центром тяжести груза). Таким образом удастся избежать итерационных приближений при проектировании стропной системы.

## 2.10 ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА ПРОФИЛЯ И КОНСТРУКЦИИ КРЫЛА ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА СТРОПНОЙ ПОДДЕРЖКЕ

В изложенной выше методике расчета присутствуют аэродинамические коэффициенты профиля крыла. Используя полученные результаты, проанализируем, какой же профиль выгоднее использовать, высоконесущий или малонесущий? Создающее заданную подъемную силу крыло будет иметь минимальное сопротивление на угле атаки, соответствующем наивысшему качеству своего профиля  $K_{max}$ , и в соответствии с (2.3.5) тем меньше, чем большее значение имеет этот коэффициент. Два профиля, имеющие одинаковые  $K_{max}$ , создадут одинаковое сопротивление при заданном коэффициенте подъемной силы, но профиль, имеющий на этом качестве бóльший коэффициент подъемной силы, потребует меньшую хорду крыла для заданной подъемной силы, и соответственно бóльшее удлинение и меньшую жесткость при одном и том же индуктивном сопротивлении крыла. Сильно вогнутые профили имеют бóльший  $C_{xamin}$  по сравнению со слабо вогнутыми профилями. Кроме того, мягкому профилю достаточно просто придать дополнительную вогнутость именно в те моменты, когда она необходима, например в режиме взлета или посадки, изменив конфигурацию системы стропления.



Соответственно, использовать изначально сильно вогнутые профили совершенно незачем. Определить изменения аэродинамических коэффициентов профиля мягкого крыла при изгибе можно по предложенной в настоящей работе экспериментальной методике.

Из приведенных выше соображений, а также с учетом того, что величина прибавки подъемной силы при отклонении механизации пропорциональна площади крыла, выгоднее использовать максимально широкую хорду крыла. А значит, предпочтительными являются профили, обеспечивающие при одном и том же качестве минимальный  $C_{y\alpha}$ , но по возможности большой коэффициент подъемной силы с отклоненной задней кромкой  $C_{y\text{умехмакс}}$ . Именно такими свойствами обладает описанный в главе 2 полый профиль с воздухозаборником, имеющий сдув пограничного слоя через профилированную щель на верхней поверхности.

Также по приведенным выше соображениям аэродинамически выгодны тонкие профили. Но они не обеспечивают достаточную жесткость и устойчивость формы мягкого крыла. Из конструктивных соображений для систем с мягким крылом приходится использовать профили с относительной толщиной  $\bar{C}$ , превышающей аэродинамически оптимальную 0,12 [47]. В этой связи целесообразно отбирать профили с возможно большим коэффициентом совершенства толщины профиля  $K_x = \frac{\bar{C}}{C_{x\text{pmin}}}$ , а значит с возможно большим смещением координаты максимальной толщины назад. В некоторых случаях оказывается выгоднее использовать профиль с меньшей относительной толщиной, но увеличить его масштаб так, чтобы получить такой же мидель.

Увеличение толщины профиля приводит к увеличению максимальной подъемной силы и возрастанию минимального лобового сопротивления. Крылья с толстым профилем на малых углах атаки дают сравнительно большое лобовое сопротивление, а на больших углах - сравнительно малое, вследствие этого они более пригодны для работы на больших углах атаки и малых скоростях [39].

Названным критериям удовлетворяют близкие к симметричным профили с максимальной вогнутостью 0,5-1,5%, имеющие относительную толщиной 14-16%, например Ritz 1-30-15 (Приложение В или X5 (Приложение Г), а также профили с S-образной средней линией, подобные X6 (Приложение Д).

Для обеспечения высокого аэродинамического качества профиля необходимо, чтобы на наивыгоднейшем угле атаки средняя линия профиля обтекалась безударно, то есть встречала поток по касательной к своей передней кромке. А поскольку при этом кривизна средней линии профиля должна быть мала, то относительное положение максимальной кривизны профиля  $\bar{X}_f$  должно быть смещено ближе к носику профиля.

Несмотря на то, что крыло на строплении стремится сохранять выставленный угол атаки, на характерных для ЛА с мягким крылом скоростях нисходящие и восходящие порывы ветра меняют его достаточно значительно. Кроме того, при оттягивании задней кромки профиля вниз угол набегания потока на профиль увеличивается. Соответственно, чтобы избежать срывных явлений на передней кромке в рабочих режимах и обезопасить срыв на профиле при их превышении, а также обеспечить устойчивость передней кромки профиля к подвороту, приходится увеличивать радиус ее скругления и смещать относительное положение максимальной толщины профиля  $\bar{x}_c$  ближе к носу. Толстый носик профиля, шероховатость ткани и ее складки не позволяют эффективно применять ламинаризованные профили.

Симметричные профили (например NACA-0016, E475, E478, Misto 50-50 S1046-S8035) имеют максимальное качество ниже несимметричных, но зато теоретически сохраняют форму на меньших углах атаки. Практически же, имея высоко расположенную точку разделения потока (с сопутствующим ей высоким давлением), симметричные профили получают на этих углах смятие носика. Ситуация усугубляется тем, что разгоняясь после выхода из режима срыва потока крыло с таким профилем набирает избыточное давление и проскакивает малые углы атаки без смятия передней кромки, пролетая вперед и обгоняя пилота. Можно представить себе выход из этой ситуации с помощью воздухозаборника, смещающегося вслед за точкой разделения потока. Такой воздухозаборник может быть выполнен например в виде нескольких створок клапанов, распределенных по носу профиля, или двух скользящих по носу из сетчатой ткани лепестков. Однако в этом случае лепестки клапанов должны быть выполнены так, чтобы потоки воздуха в полости профиля стремились прижать эти лепестки к ткани, а утечки - быть минимальными. В противном случае при наполнении крыла все створки клапанов откроются одновременно, и так и останутся открытыми, как это получилось в продувках на Рисунке 2.10.1.



Рисунок 2.10.1 – Продувка секций крыла с клапанами в воздухозаборнике и без них. Все секции клапанов левого сегмента модели носика остаются открытыми вне зависимости от угла атаки

Вообще, на практике приведенные в атласах профили, в том числе симметричные, плохо себя показали в летательных аппаратах с мягким крылом.

При выборе профиля мягкого крыла следует иметь в виду, что 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. Следовательно, на выбор профиля мягкого крыла влияют дополнительные параметры – форма суммарного  $C_p$  по верхним и нижним поверхностям профиля на его носике, угол атаки перехода этой величины в отрицательную область и захватываемая данным переходом длина по хорде профиля. Эта длина показывает, сколь обширным по хорде будет подворот профиля при выходе за критический угол, а значит степень его опасности. Помимо описанных выше параметров, диапазон доступных углов атаки для мягкого крыла зависит от места размещения и размера его воздухозаборников и щелей (при наличии), и полученного в результате отношения коэффициентов давления на поверхности и в

полости крыла  $\frac{C_p}{C_{pвнутр}}$  как критерия устойчивости оболочки профиля к местному смятию. Для устойчивой формы профиля этот критерий везде должен быть меньше единицы.

При выходе мягкого крыла на отрицательные углы атаки, например вследствие входа в нисходящий поток, его воздухозаборники теряют способность поддерживать избыточное давление, верхняя-передняя кромка проминается, аэродинамический профиль деформируется так, что его средняя линия в носике приобретает уменьшенную или обратную кривизну, и вследствие этого аэродинамическая сила, действующая на носик крыла, резко меняет направление, подворачивая передний сегмент несущей плоскости. Добавочный эффект при деформации профиля вносит смещение назад центра давления, что подталкивает крыло вперед и дополнительно уменьшает его угол атаки (до некоторой степени это движение компенсируется увеличением сопротивления деформированного профиля).

Деформация носика в зависимости от текущего угла атаки может менять форму, по-разному влияя на устойчивость профиля (Рисунок 2.10.2). При малом уменьшении угла атаки промятие носика может происходить снизу, поддерживая устойчивость профиля от подворота (Рисунок 2.10.2б). При большем уменьшении угла атаки точка торможения потока подымается, и смятие происходит спереди, добавляя профилю сопротивление (Рисунок 2.10.2в). При дальнейшем уменьшении угла атаки точка торможения смещается на верхнюю часть носика (Рисунок 2.10.2г), что может привести к смятию его верхней части. При этом угол касательной к средней линии в носике  $\delta$  резко уменьшится, что спровоцирует подворот профиля. Хуже всего при этом себя ведут профили с малым радиусом скругления нижней части носика, поскольку добавляют к увеличенному давлению вверху еще и интенсивное разрежение на нижней части (Рисунок 2.10.2д). Их подворот происходит наиболее скоротечно и резко. К сожалению, в настоящее время такие профили довольно распространены (так называемый «акулий» профиль), поскольку сохраняют устойчивость на относительно малых углах атаки, и дарят тем самым пилоту ложное ощущение безопасности на высоких скоростях полета. Когда крыло с малым радиусом скругления нижней части носика на малом угле атаки попадает в нисходящий поток, его компенсирующие свойства исчерпываются и происходит резкий и интенсивный подворот.

Однако есть возможность улучшить поведение крыла с профилем такого типа на малых углах атаки, если выполнить область перед воздухозаборником с настолько большой выемкой и настолько маленьким нижним радиусом скругления, чтобы на нулевых и отрицательных углах атаки приводить к отрыву потока на нижней части носика крыла. Таким образом в этой критически важной зоне не будет образовываться большое разрежение, а сопротивление профиля на малых углах атаки резко возрастет, уменьшая клевок при раскрытии и способствуя увеличению угла атаки в зоне нисходящего потока.

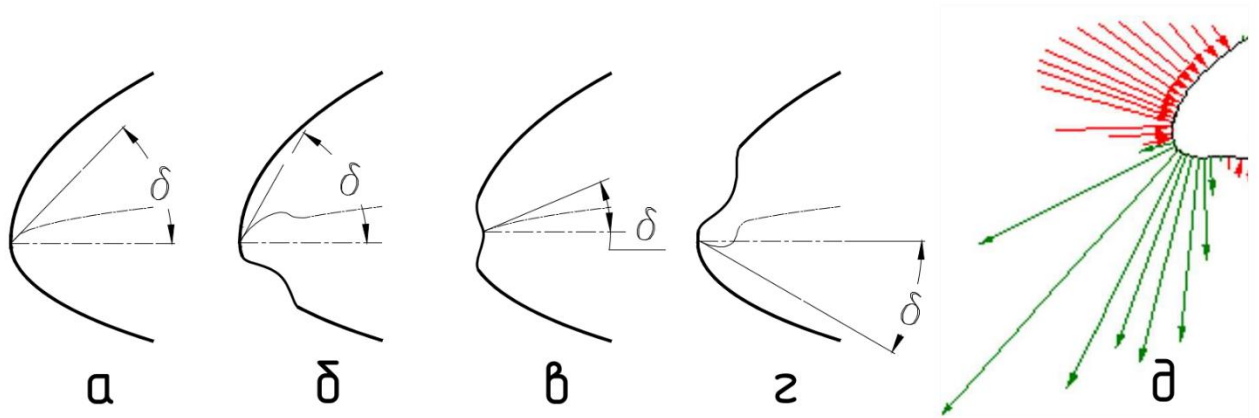


Рисунок 2.10.2. Различные формы промятия крыла на малых углах атаки и их влияние на изменение угла касательной к средней линии в носике профиля

Чтобы отследить и отобразить состояние носика профиля в эксперименте, для мягкого крыла может оказаться информативным дополнительный параметр – изменение угла касательной к средней линии в носике профиля при изменении угла атаки  $\frac{d\delta}{d\alpha}$ . Пока форма носика профиля неизменна, этот параметр равен нулю, а когда деформирована - его знак характеризует устойчивость деформированной формы профиля к подвороту. Аналогичную информацию может дать отслеживание изменения относительной кривизны средней линии профиля в носике (в виде среднего значения скажем в первой четверти хорды) при изменении угла атаки  $\frac{d\bar{f}_1}{d\alpha}$ .

Также полезным может оказаться параметр, характеризующий степень смятия носика и отображающий изменение относительной толщины профиля при изменении угла атаки  $\frac{d\bar{c}}{d\alpha}$ . Пока форма носика профиля неизменна, неизменна и его хорда, а вместе с ней и  $\bar{C}$ . Соответственно, при этом  $\frac{d\bar{c}}{d\alpha}$  равен нулю. Когда же носик сминается, хорда профиля укорачивается, и  $\bar{C}$  увеличивается.

Эту же информацию может дать непосредственное измерение давлений снаружи и внутри крыла, и построение разности коэффициентов давления снаружи и внутри крыла вдоль периметра профиля. Но это не всегда возможно, и в настоящее время сложно реализуемо. Ситуация может измениться с появлением миниатюрных датчиков давления, позволяющих наклеивать их на ткань вдоль периметра профиля. Пока же наиболее доступные инструменты позволяют определять непосредственную форму крыла в потоке, по которой в свою очередь можно определить параметры  $\frac{d\bar{f}_1}{d\alpha}$  или  $\frac{d\delta}{d\alpha}$ , а также  $\frac{d\bar{c}}{d\alpha}$ . Это можно сделать например с помощью 3D-сканера, основанного на методе сканирования структурированным светом, и состоящего из в общем случае нескольких видеокамер и проектора, подключенных к компьютеру. На крыло проецируется контрастный узор, например, черные и белые полосы. Дополнительно на крыло

могут наноситься визуальные маркеры [86]. Видеокамеры, расположенные на известном расстоянии от объектива проектора и направленные в ту же точку, фиксируют изображение и передают в ПО, которое по искажениям полос формирует цифровую модель поверхности. Данный метод позволяет проводить высокоскоростное сканирование поверхностей, динамически меняющих свою форму, но в условиях лабораторной установки, в частности типа предложенной в Главах 3.4-3.5. Со сложностями проведения фотограмметрических измерений в реальном полете можно ознакомиться например из работы [127].

## **ГЛАВА 3 ОСОБЕННОСТИ И ПРЕИМУЩЕСТВА ПОЛОГО КРЫЛА С ВОЗДУХОЗАБОРНИКОМ В НОСИКЕ И ПРОФИЛИРОВАННОЙ ЩЕЛЬЮ НА ВЕРХНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ**

### **3.1 НЕДОСТАТКИ ПОЛОГО КРЫЛА С ВОЗДУХОЗАБОРНИКОМ В НОСИКЕ**

В мягком крыле, формообразование которого обуславливается избыточным давлением в его внутренней полости, полученным при торможении 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 [13]. Проявляется это снижение качества тем сильнее, чем бóльшую поверхность профиля занимает воздухозаборник, и характерно в первую очередь для парашютных и аэрошютных крыльев. Усугубляет картину ударное (под углом к кромке) обтекание кромок парашютных воздухозаборников, приводящее к образованию местных отрывных пузырей в самой ответственной носовой части профиля.

В качестве способа борьбы с выбросами воздуха из воздухозаборника в поток и уменьшения местных отрывных пузырей в [13] было предложено введение конструктивной проницаемости поверхности оболочки крыла. Однако пористая оболочка купола одновременно с улучшением обтекания воздухозаборника уменьшает градиент давления, создаваемый крылом, и ослабляет прилипание к нему пограничного слоя. В связи с этим более предпочтительным решением представляется выполнение в воздухонепроницаемой оболочке крыла одного или нескольких отверстий для стравливания части набегающего воздуха. Истечение воздуха из этих отверстий при определенных условиях могло бы вдобавок повысить устойчивость пограничного слоя крыла.

Средства управления пограничным слоем мягкого крыла 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.

Ранее предпринимались попытки управления пограничным слоем на верхней части полого крыла, однако это не принесло существенного улучшения несущих характеристик крыла, при этом усложнив и утяжелив его конструкцию.

Например, известно полое мягкое крыло с воздухозаборником в носике, имеющее по меньшей мере одну щель на своей верхней поверхности, причем отверстие этой щели направлено в сторону задней кромки крыла, таким образом, чтобы направить выходящий из щели поток вдоль поверхности этого крыла [139]. Недостатком данного технического решения является то, что воздух, выходящий из щели, недостаточно ускоряется, и на верхней поверхности крыла не возникает дополнительной зоны пониженного давления. Кроме того, отверстие щели, направленное в сторону задней кромки крыла, нарушает плавность контура профиля, образуя «ступеньку». В результате аэродинамическое качество крыла описанной выше конструкции оказалось не выше, чем у крыла обычного типа. Не расширился также и диапазон допустимых углов атаки крыла. Вследствие этого крылья описанной выше конструкции в настоящее время не используются.

### **3.2 УЛУЧШЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ПОЛОГО КРЫЛА С ВОЗДУХОЗАБОРНИКОМ В НОСИКЕ ПУТЕМ СДУВА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ С ЕГО ВЕРХНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ЧЕРЕЗ ПРОФИЛИРОВАННУЮ ЩЕЛЬ**

На основании вышеизложенных заключений автором было предложено полое мягкое крыло с воздухозаборником в носике, в полости которого выполнены карманы (Рисунок 3.2.1), образующие сужающийся канал с выходом через щель в верхней поверхности крыла [72, 74].



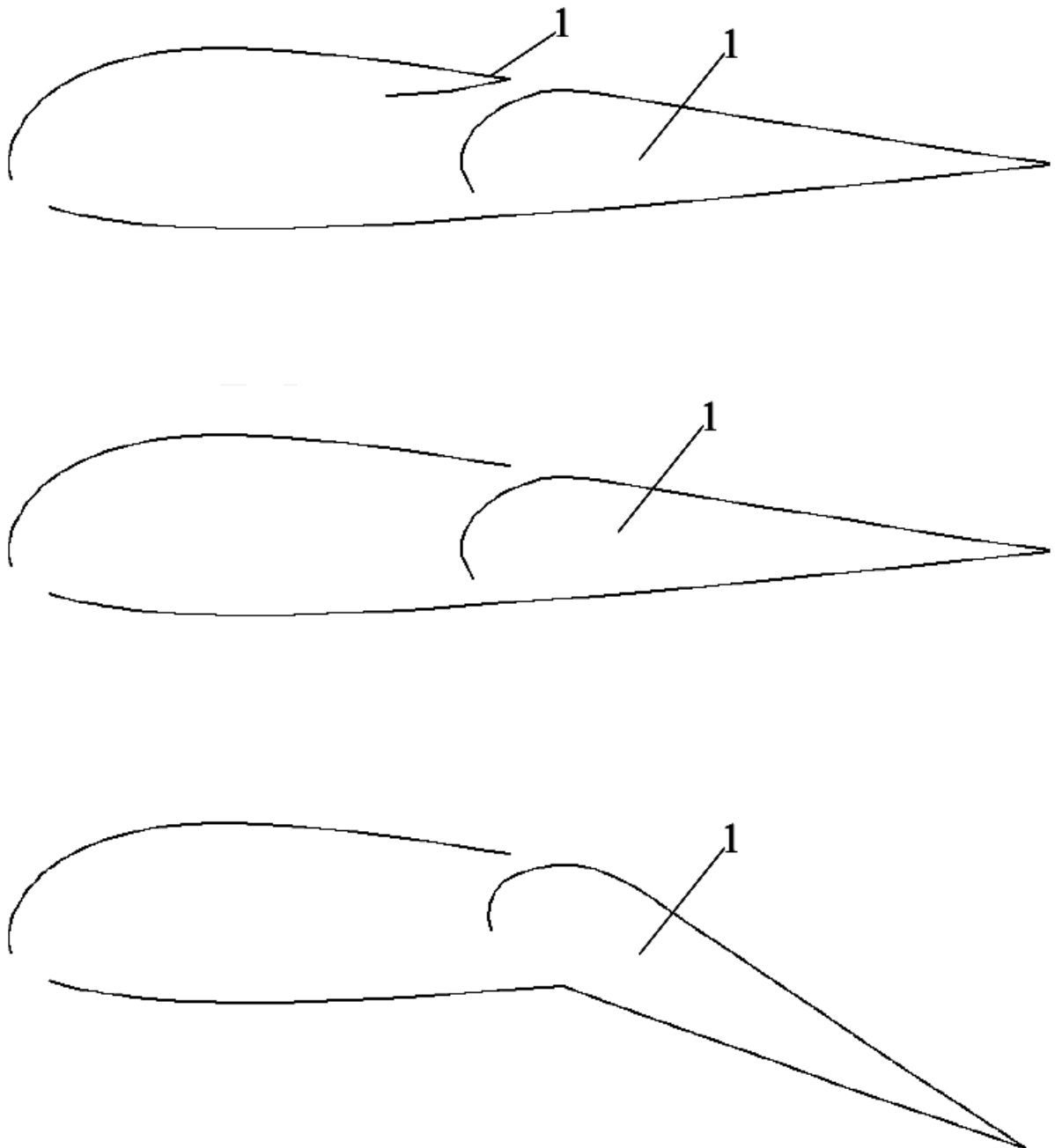


Рисунок 3.2.1 - Полое крыло с профилированной щелью. Поз. 1 показаны карманы в полости профиля

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 полуго 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 большие углы атаки. Последнее позволяет:

- поворачивать заднюю часть профиля относительно передней, увеличивая тем самым кривизну профиля (см. Рисунок 2.2.1) без образования складок на нижней поверхности крыла, используя указанные карманы вместе с разделением нервюр на переднюю и заднюю части, поддерживающие каждая свой карман;
- изменять установочный угол крыла целиком, или увеличивать кривизну крыла при подтягивании его задней части с образованием складки по нижней поверхности, используя указанные карманы без разделения нервюр.

Увеличение кривизны профиля, показанного на Рисунке 3.2.1, достигается подтягиванием заднего ряда строп. Средний ряд строп находится на линии изгиба.

### 3.3 УСЛОВИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПРОФИЛИРОВАННОЙ ЩЕЛИ В КОНСТРУКЦИИ ПОЛОГО КРЫЛА

Оценим, как срывающее воздух отверстие в оболочке влияет на внутреннее давление в ней.

Обозначим давление и скорость в невозмущенном потоке как  $P_0$  и  $V_0$  соответственно.

Поместим в поток оболочку, имеющую входное отверстие площадью  $S_1$ , и выходное отверстие площадью  $S_2$  (Рисунок 3.3.1):

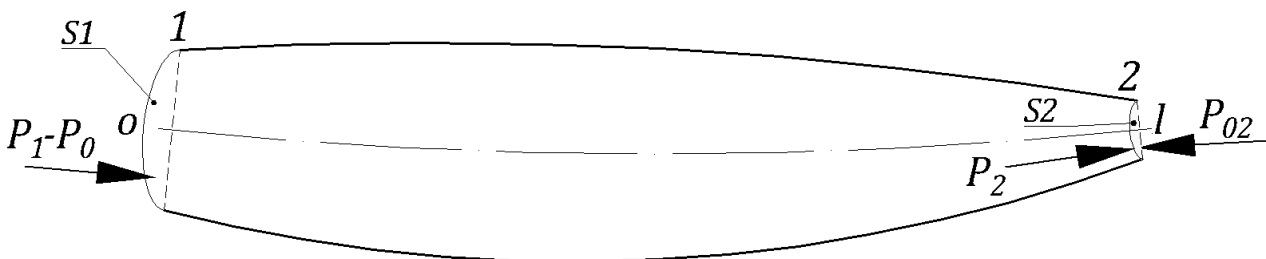


Рисунок 3.3.1 - Оболочка для расчета одномерного течения в разрезе

Если усреднить скорость течения по площади сечения, то можно принять течение газа одномерным. В струйке одномерного течения газа (Рисунок 3.3.1) скорость  $V$ , давление  $P$ , плотность  $\rho$  и температура  $T$  могут меняться по ее длине, оставаясь неизменными по сечению  $S$ .

Вследствие малой плотности газа допустимо пренебречь изменением высоты струйки над плоскостью сравнения, так как для частицы газа влияние силы тяжести пренебрежимо мало по сравнению с силами инерции и давления.

Для принципиальной оценки допустимо опустить подробности в виде неравномерностей течения, теплообмена и эффектов вязкости. Также считаем трение отсутствующим. И наконец для упрощения считаем газ несжимаемым, а течение установившимся.

На входе в оболочку в сечении 1 газ имеет скорость  $V_1$  и давление  $P_1$ . На выходе из оболочки – давление  $P_2$  и скорость  $V_2$ . Определим эти параметры.

Первая закономерность, которую можно использовать для этого - уравнение неразрывности, или уравнение постоянства массового расхода газа при установившемся течении. Считая стенки непроницаемыми, можно записать это уравнение в виде:

$$\rho_1 \cdot S_1 \cdot V_1 = \rho_2 \cdot S_2 \cdot V_2 = Const \quad (3.3.1)$$

Поскольку газ предполагается несжимаемым, плотность течения не меняется, и равенство (3.3.1) упрощается:

$$S_1 \cdot V_1 = S_2 \cdot V_2 \quad (3.3.2)$$

Вторая известная закономерность течения, в нашем случае изэнтропического – закон сохранения энергии в форме уравнения Бернулли:

$$\frac{\rho \cdot V_1^2}{2} + P_1 = \frac{\rho \cdot V_2^2}{2} + P_2 = \frac{\rho \cdot V_0^2}{2} + P_0 \quad (3.3.3)$$

К этим трем уравнениям следует добавить четвертую, замыкающую зависимость. Экспериментально получено, что течение принимает конфигурацию, дающую минимально возможные возмущения потока за телом. То есть наиболее вероятной конфигурацией текучей среды будет та, которая имеет минимальную потенциальную энергию деформации. Исходя из этого давление в сечении 2 должно быть равно атмосферному. Проверим это утверждение, дополнив систему четвертым уравнением, выражающим закон сохранения импульса, в виде теоремы Эйлера об изменении количества движения:

«При установившемся течении газа сумма всех газодинамических сил (сил давления и трения), действующих на выделенную произвольной контрольной поверхностью  $F$  массу газа со стороны отброшенного вне этой поверхности газа и обтекаемых тел, равна разности количеств движения вытекающей из этой поверхности и втекающей в неё в единицу времени масс газа». Рациональным выбором формы контрольной поверхности можно облегчить вычисление как этих газодинамических сил, так и количеств движения вытекающей и втекающей в единицу времени масс газа. Создадим такую поверхность. Два ее элемента у нас уже имеются – это сечения  $S_1$  и  $S_2$ . Соединим их конической поверхностью, как это показано на Рисунке 3.3.2, и распределим по этой поверхности давление, равному среднему между  $P_1$  и  $P_2$ :

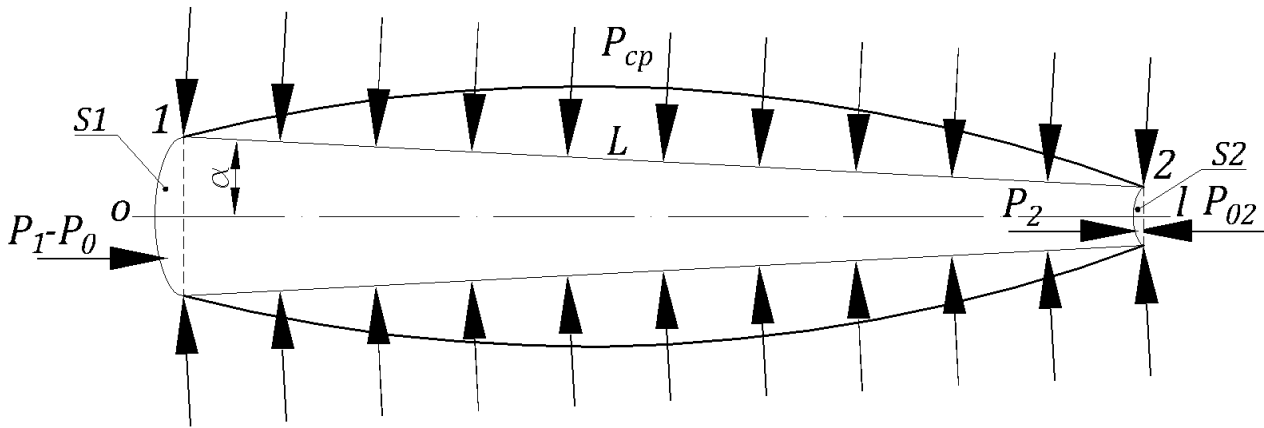


Рисунок 3.3.2 - Контрольная поверхность в оболочке для расчета одномерного течения в разрезе

Площадь боковой поверхности усеченного конуса  $S_{бок}$  равна:

$$S_{бок} = \pi \cdot (R_2 + R_1) \cdot L$$

Где  $R_1$  – радиус сечения 1,  $R_2$  – радиус сечения 2,  $L$  – длина образующей боковой поверхности.

$$R_1 = \sqrt{\frac{S_1}{\pi}}$$

$$R_2 = \sqrt{\frac{S_2}{\pi}}$$

$$L = \frac{R_1 - R_2}{\sin(\alpha)}$$

Откуда:

$$S_{бок} = \frac{(S_1 - S_2)}{\sin(\alpha)}$$

Нас интересуют составляющие сил давлений вдоль оси  $ol$ , причем поскольку оболочка находится в среде, побуждать поток к движению могут не абсолютные величины давлений, а их разница с давлением внешней среды. Перед втеканием в оболочку среда имеет давление  $P_0$ . Пусть давление среды за сечением  $S_2$  равно  $P_{02}$ .

Тогда сила давления, побуждающая поток к втеканию в оболочку в сечении 1, будет равна  $S_1 \cdot (P_1 - P_0)$ , а сила давления, побуждающая к вытеканию из оболочки в сечении 2 - равна  $S_2 \cdot (P_2 - P_{02})$ . Противодействует им проекция силы давления от стенок оболочки на ось  $ol$ :  $P_{cp} \cdot S_{бок} \cdot \sin(\alpha)$ .

Можно заметить, что  $\sin(\alpha)$  сокращается, то есть величина продольной составляющей силы, действующей на боковую поверхность, зависит только от соотношения площадей поверхностей втекания и вытекания газа  $S_1$  и  $S_2$ .

Но возникает вопрос, какова средняя сила  $P_{cp}$ , действующая на боковую поверхность? По третьему закону Ньютона стенки действуют на жидкость с той же силой, с которой жидкость действует на стенки. Продольная составляющая действующей силы со стороны жидкости на стенку оболочки, а значит и на боковую поверхность, равна:

$$S_1 \cdot (P_1 - P_0) + S_2 \cdot (P_2 - P_{02})$$

Соответственно, среднее давление, оказываемое боковой поверхностью:

$$P_{cp} = \frac{S_1 \cdot (P_1 - P_0) + S_2 \cdot (P_2 - P_{02})}{S_1 + S_2}$$

Окончательно сумма действующих продольных составляющих сил запишется в следующем виде:

$$S_1 \cdot (P_1 - P_0) + S_2 \cdot (P_2 - P_{02}) - \frac{S_1 \cdot (P_1 - P_0) + S_2 \cdot (P_2 - P_{02})}{S_1 + S_2} \cdot (S_1 - S_2)$$

Действие суммы сил приводит к изменению скорости секундной массы протекающей через оболочку жидкости  $\rho_1 \cdot S_1 \cdot V_1 = \rho_2 \cdot S_2 \cdot V_2$

Тогда окончательно изменение количества движения может быть выражено:

$$\begin{aligned} \rho \cdot (S_2 \cdot V_2^2 - S_1 \cdot V_1^2) = \\ = S_1 \cdot (P_1 - P_0) + S_2 \cdot (P_2 - P_{02}) - \frac{S_1 \cdot (P_1 - P_0) + S_2 \cdot (P_2 - P_{02})}{S_1 + S_2} \cdot (S_1 - S_2) \end{aligned} \quad (3.3.4)$$

Если  $P_{02} = P_0$ , система уравнений (3.3.2), (3.3.3) и (3.3.4) имеет простое аналитическое решение:

$$\begin{aligned} P_1 &= P_0 + \frac{\rho \cdot V_0^2}{2} \cdot \left(1 - \frac{S_2^2}{S_1^2}\right) \\ P_2 &= P_0 \\ V_1 &= \frac{S_2}{S_1} \cdot V_0 \\ V_2 &= V_0 \end{aligned} \quad (3.3.5)$$

Эти зависимости подтверждают наше предположение - течение принимает конфигурацию с минимальной потенциальной энергией деформации, дающую минимальные возмущения потока за телом.

Графики вычисленных с помощью полученной системы уравнений (3.3.5) значений коэффициента давления  $C_{p1} = \frac{P_1 - P_0}{\frac{\rho_0 \cdot V_0^2}{2}}$  и отношения скоростей  $V_1/V_0$  в сечении  $S_1$  в зависимости от отношения  $S_2/S_1$  показаны на Рисунке 3.3.3:

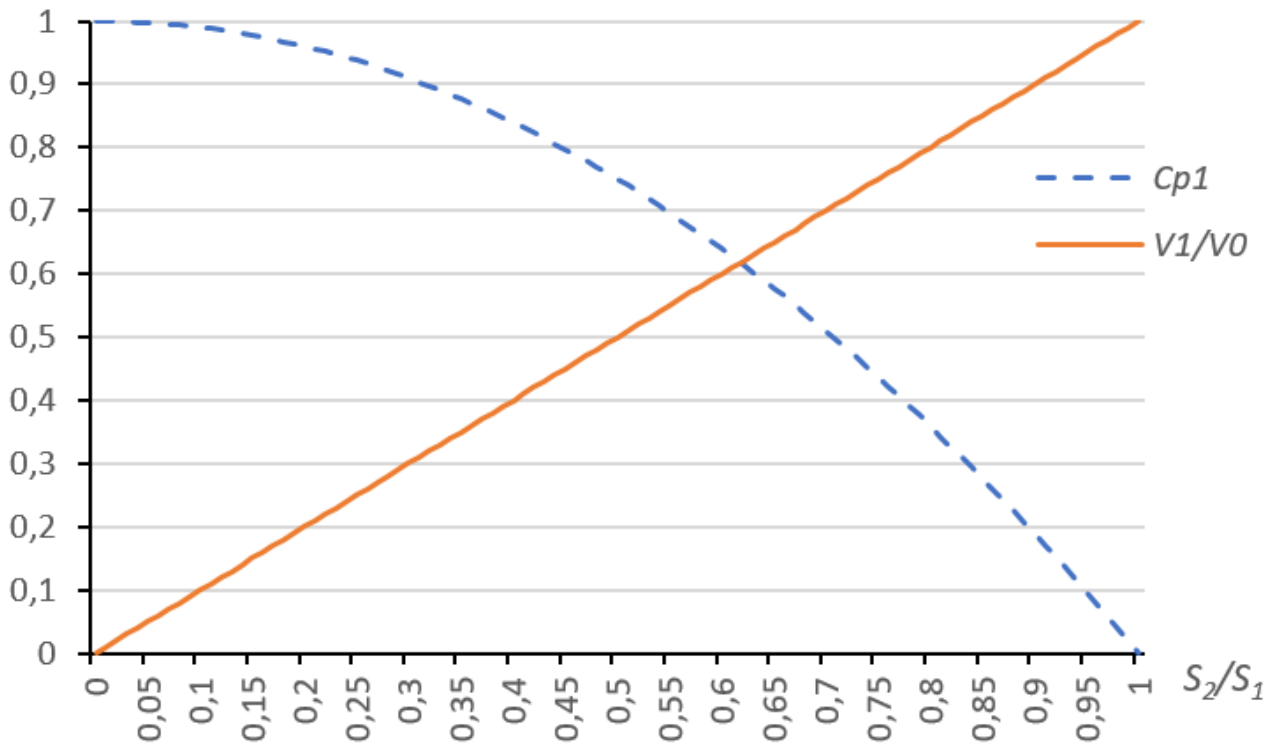


Рисунок 3.3.3 - Зависимость коэффициента давления во входном отверстии  $C_{p1}$  и отношения скоростей  $V_1/V_0$  во входном сечении  $S_1$  в зависимости отношения площадей выходного и входного отверстий в оболочке  $S_2/S_1$

Из графика можно заметить, что при использовании узкой щели давление в полости крыла  $P_1$  близко к давлению полностью заторможенного потока, а значит потери давления в полости наддутой оболочки невелики и не оказывают существенное влияние на ее механические свойства.

Поскольку в принятых допущениях не учитывалось влияние вязкости, полученные выше результаты показывают кажущуюся бесполезность каналов в обтекаемых потоком элементах. Невозможно получить высокоскоростную струю за телом, сжимая воздух перед ним с помощью сужающегося канала – в данном случае давление и скорость на выходе из канала  $P_2$  и  $V_2$  остаются равны давлению и скорости исходного потока. Но в реальности щелевые каналы в механизированном крыле обычно ставятся в удаленной от впускного отверстия точке, в зоне с меньшим давлением и бóльшей скоростью, там, где создаются предпосылки для срыва потока. Рассмотрим этот случай.

Когда внешнее давление в районе выхода струи  $P_{02} \neq P_0$ , например если забор воздуха осуществляется под крылом или в носике, а выдув – на верхнюю поверхность крыла, решение системы уравнений (3.3.2), (3.3.3) и (3.3.4) принимает следующий вид:

$$P_1 = P_0 + \frac{\rho \cdot V_0^2}{2} \cdot \left(1 - \frac{S_2^2}{S_1^2}\right) - \frac{(P_0 - P_{02}) \cdot S_2^3}{(S_1 + S_2) \cdot S_1^2}$$

$$\begin{aligned}
 P_2 &= \frac{P_0 \cdot S_1 + P_{02} \cdot S_2}{S_1 + S_2} \\
 V_1 &= \frac{S_2}{S_1} \cdot \sqrt{V_0^2 + \frac{2 \cdot S_2 \cdot (P_0 - P_{02})}{\rho \cdot (S_1 + S_2)}} \\
 V_2 &= \sqrt{V_0^2 + \frac{2 \cdot S_2 \cdot (P_0 - P_{02})}{\rho \cdot (S_1 + S_2)}} \quad (3.3.6)
 \end{aligned}$$

На основе этих уравнений можно оценить давление и скорость внутреннего течения на выходе из щели, и сравнить их с аналогичными параметрами обтекающего потока в ее окрестности. Пусть внешний поток, например обтекая верхнюю поверхность крыла, без потерь уменьшает давление на  $\Delta P$ , а также увеличивает скорость до  $V_{02}$  в окрестности выходного сечения щели  $S_2$ . Тогда  $P_{02} = P_0 - \Delta P$  и по закону сохранения энергии потока  $V_{02} = \sqrt{V_0^2 + \frac{2 \cdot \Delta P}{\rho}}$ . Оценим разницу  $P_2 - P_{02}$  и  $V_2^2 - V_{02}^2$ , используя выражения (3.3.6).

Произведя подстановки, получаем:

$$\begin{aligned}
 P_2 - P_{02} &= \frac{S_1 \cdot \Delta P}{S_1 + S_2} \\
 V_2^2 - V_{02}^2 &= -\frac{2 \cdot S_1 \cdot \Delta P}{\rho \cdot (S_1 + S_2)}
 \end{aligned}$$

Полученные результаты показывают, что давление на выходе из щели будет выше чем давление обтекающего потока в окрестности щели, а скорость выходящего из щели воздуха наоборот, окажется меньше скорости обтекающего щель внешнего потока. То есть в случае невязкого течения выгоды от использования щелевых каналов в крыле получить нельзя. Но в реальности текучая среда имеет вязкость, и к моменту встречи с выходным сечением щели приповерхностный слой обтекающего потока оказывается заторможенным, так что скорость истекающей из щели струи становится больше скорости набегающего пограничного слоя, а сама истекающая из щели струя прилипает к поверхности и отодвигает от нее заторможенный пограничный слой [32, 159] (Рисунок 3.3.4):

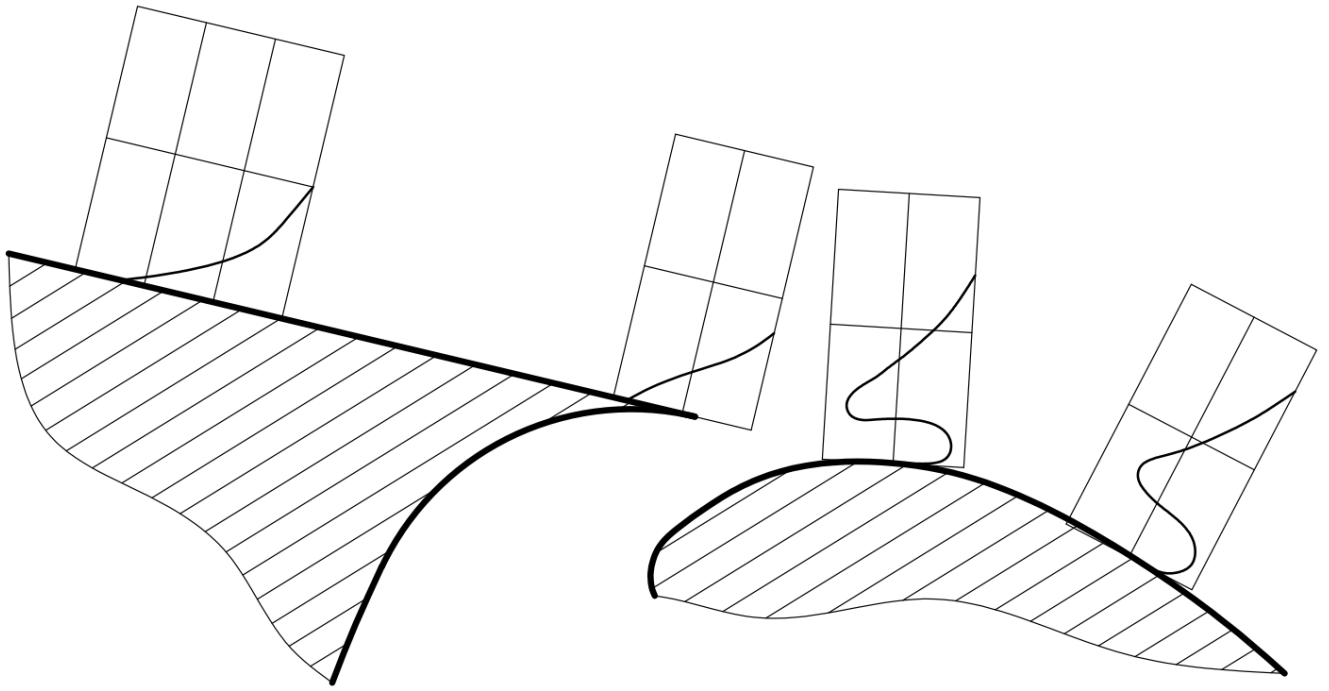


Рисунок 3.3.4 - Профили скорости по верхней поверхности профиля перед и за щелью

На основании приведенных расчетов можно утверждать, что небольшие отверстия (щели) в оболочке, наддутой набегающим потоком, не приводят к большой потере давления и не оказывают существенного влияния на механические свойства оболочки. При этом эффективность использования щелевой механизации существенно зависит от мест размещения и размеров входного и выходного сечений щели, а также профиля поверхности сопловой части канала.

### 3.4 ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПРОФИЛИРОВАННОЙ ЩЕЛИ НА ОБТЕКАНИЕ ПРОФИЛЯ С ВОЗДУХОЗАБОРНИКОМ ПАРАШЮТНОГО ТИПА В ПРОГРАММЕ FLOWVISION

Для разъяснения получаемого эффекта рассмотрим формы профилей, получаемых из исходного NASA 4415, и распределение давления на них при  $Re = 2196294$  и угле атаки  $10^\circ$  градусов. Цветовая градация давления на всех рисунках одинакова от красного к синему согласно степени падения давления. Для расчета в программе выбрана стандартная  $k-\epsilon$  модель (KES) с условием на стенке Прилипание (wall) [170].

Форма и распределение давления на исходном профиле показана на Рисунке 3.4.1:



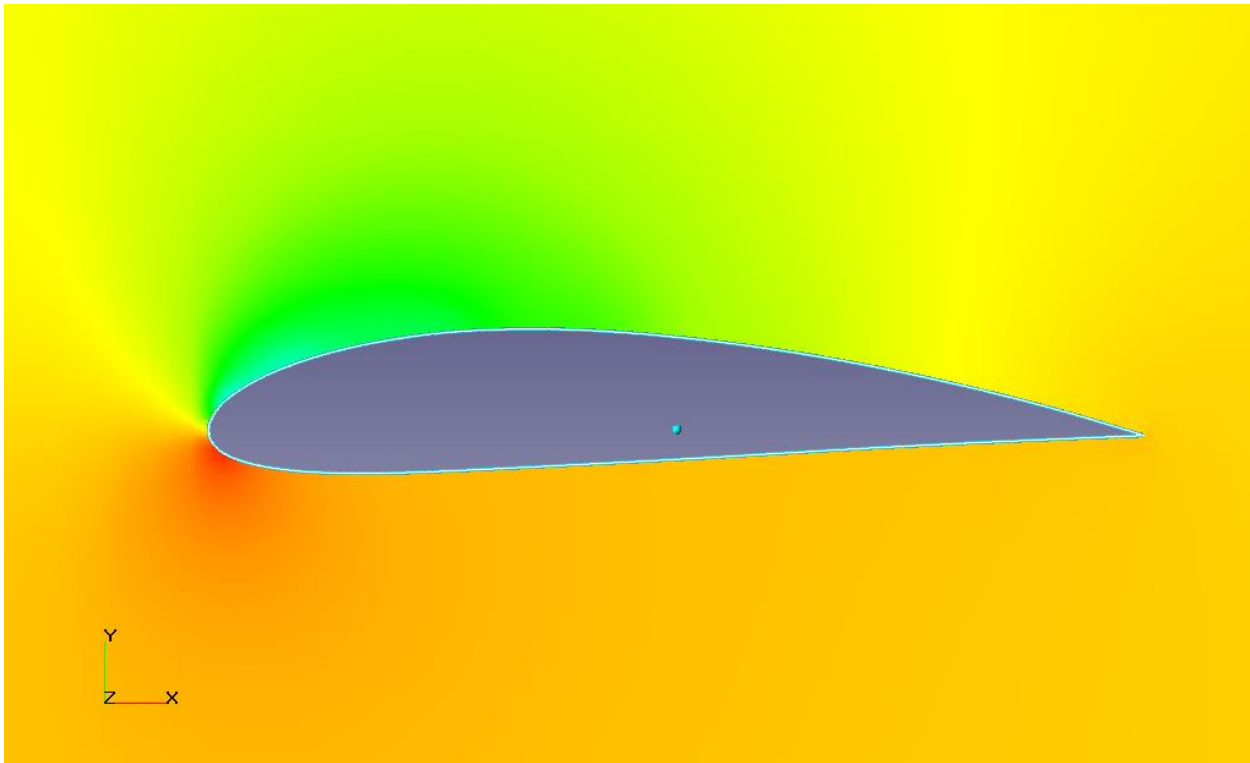


Рисунок 3.4.1 - Форма и распределение давления на профиле NASA 4415

Форма профиля с широким воздухозаборником (типичным для планирующих парашютных крыльев) и распределение давления на нем показаны на Рисунке 3.4.2:

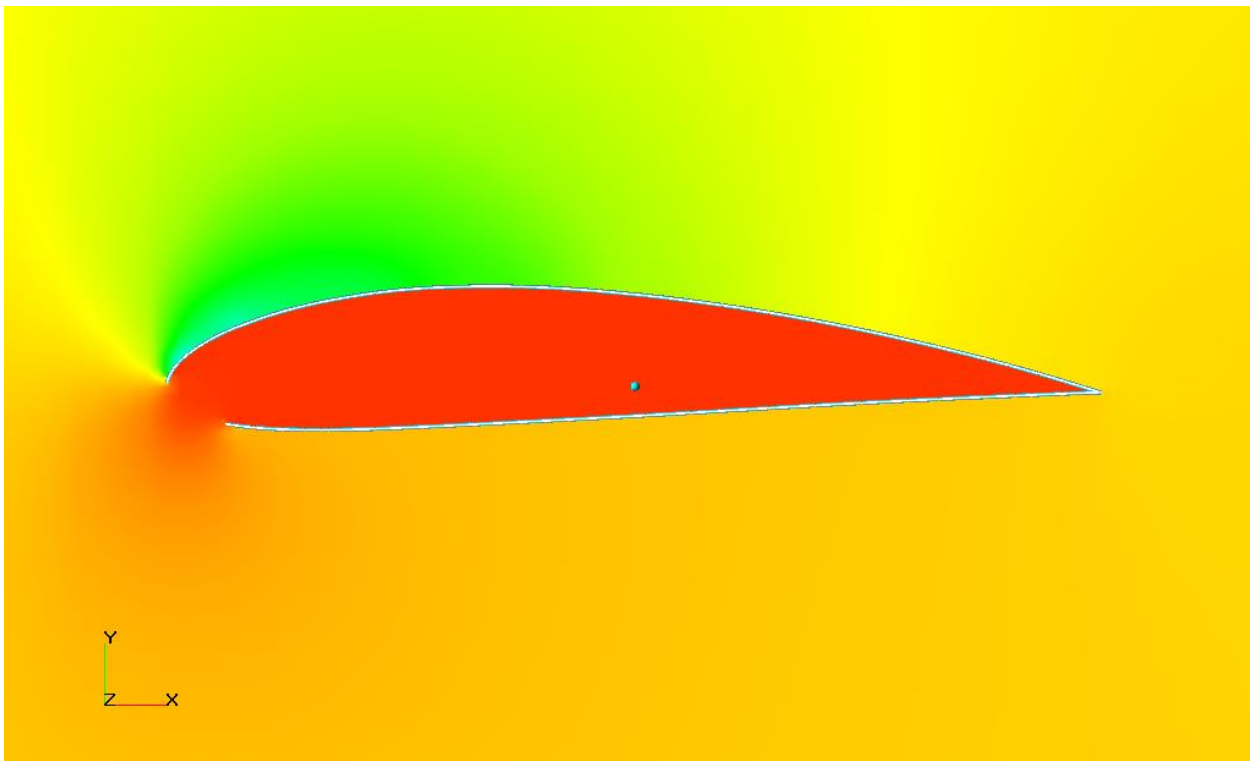


Рисунок 3.4.2 - Форма и распределение давления на профиле NASA 4415 с воздухозаборником парашютного типа

Форма профиля с карманами, образующими профилированную щель, и распределение давления на нем показаны на Рисунке 3.4.3:

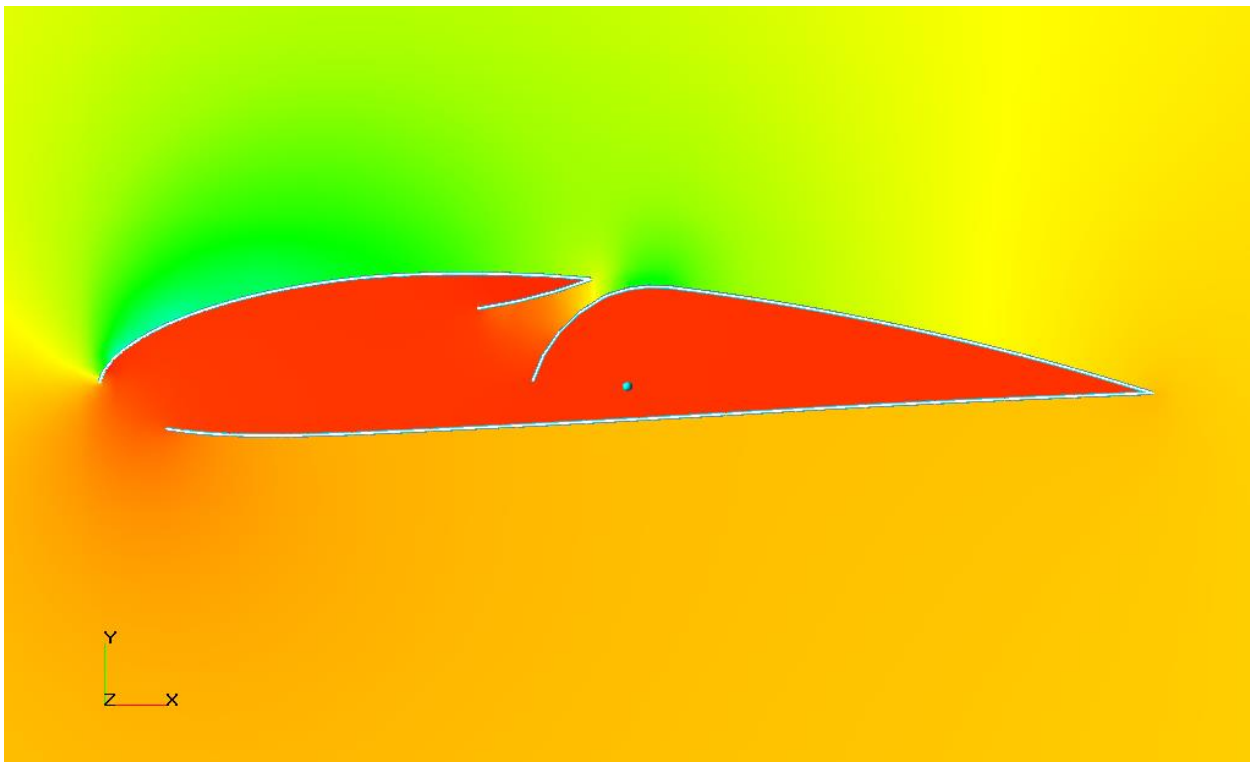


Рисунок 3.4.3 - Форма и распределение давления на профиле NASA 4415 с воздухозаборником парашютного типа и профилированной щелью на верхней поверхности

Форма профиля с карманами, образующими профилированную щель, при отклонении задней части профиля на угол 20 градусов относительно передней части, и распределение давления на профиле показаны на Рисунке 3.4.4.

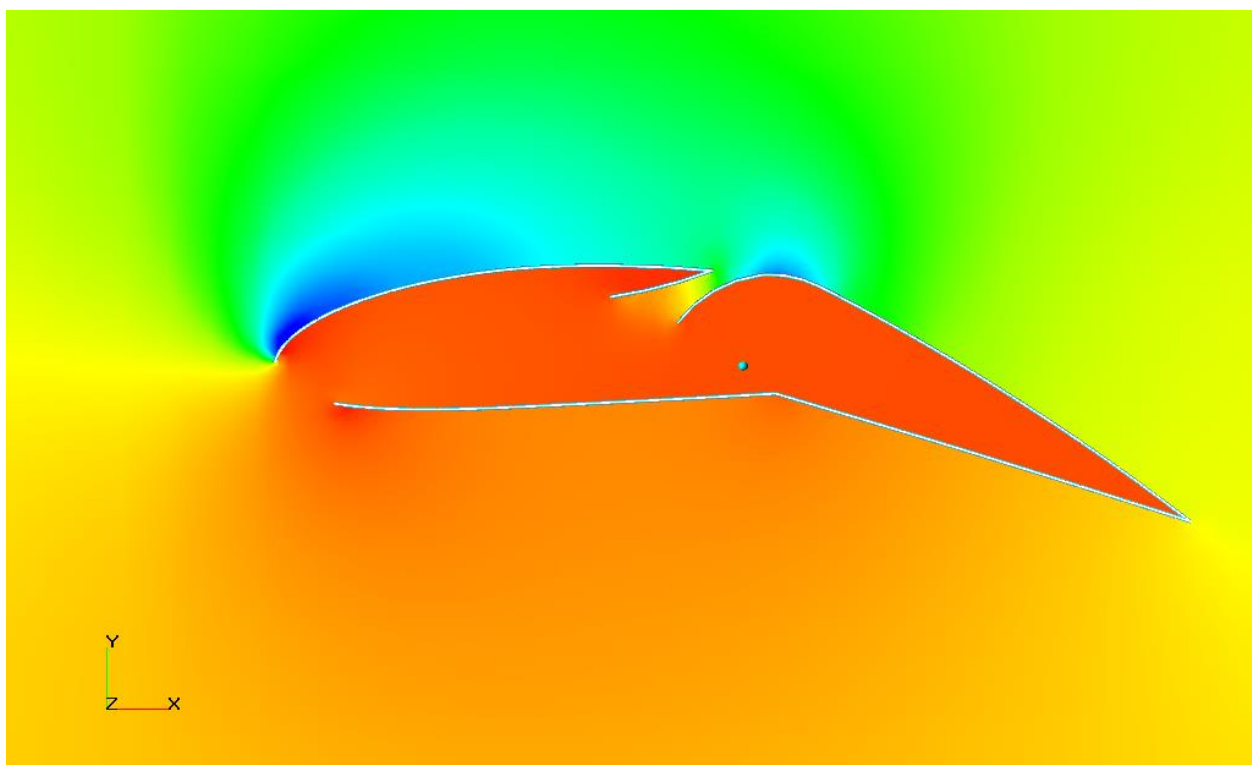


Рисунок 3.4.4 - Форма и распределение давления на профиле NASA 4415 с воздухозаборником парашютного типа и профилированной щелью на верхней поверхности при отклонении задней части профиля на угол 20 градусов

Численный аэродинамический расчет (использована программа FlowVision rev.2.3) показывает отношение аэродинамических коэффициентов  $C_{xa}$  и  $C_{ya}$  видоизмененных профилей (Рисунки 3.4.2-3.4.4) к соответствующим аэродинамическим коэффициентам исходного профиля (Рисунок 3.4.1) на заданном режиме (Таблица 3.4.1):

Таблица 3.4.1 - Аэродинамические коэффициенты, полученные на показанных на рисунках аэродинамических профилях.

Номер рисунка	$C_{xa}/C_{xaисх}$	$C_{ya}/C_{yaисх}$
3.2.4.2	1,131	0,913
3.2.4.3	1,017	1,043
3.2.4.4	2,941	1,657

Результаты расчета показали, что оснащение полого крыла профилированной щелью практически нивелировало потери от воздухозаборника, сняв искажение потока перед носиком и отрывной пузырь за верхней кромкой воздухозаборника.

### 3.5 ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПРОФИЛИРОВАННОЙ ЩЕЛИ НА ОБТЕКАНИЕ ПРОФИЛЯ С УМЕНЬШЕННЫМ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОМ ПАРАПЛАНЕРНОГО ТИПА В ПРОГРАММЕ FLOW SIMULATION

Результаты численного расчета полого профиля крыла с широким воздухозаборником в носике (по парашютному типу) с помощью программы FlowVision, приведенные в главе 3.4, показывают положительное влияние щели. Однако варианты трактовки показанного эффекта включают в себя как совместное влияние:

1. улучшения обтекания носика с воздухозаборником вследствие уменьшения выбросов воздуха из воздухозаборника [41], а также уменьшения отрывных пузырей у кромок воздухозаборника вследствие уменьшения угла их обтекания набегающим потоком;
2. замещения заторможенного пограничного слоя с верхней задней поверхности крыла выдуваемым через щель воздухом из внутренней полости крыла,

так и только первым по порядку эффектом, если считать что щель не способствует сдвигу пограничного слоя вследствие малой энергетики.

Можно допустить, что вносит искажения расчетная модель в использованной программе. С целью проверки этого предположения были проведены проверочные расчеты полого

тонкостенного профиля с уменьшенным воздухозаборником в носике в программе Flow Simulation с использованием стандартной k-ε модели турбулентности (Рисунок 3.5.1).

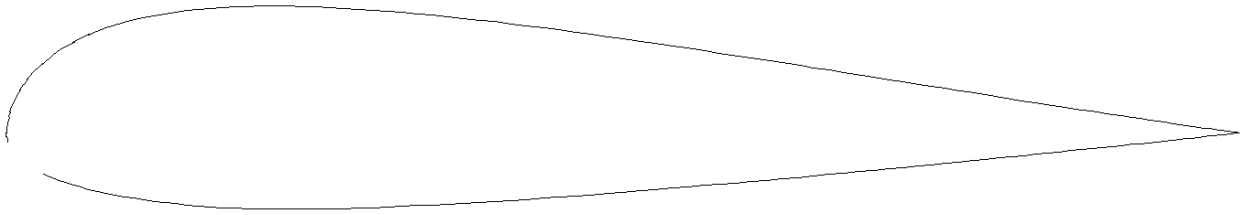


Рисунок 3.5.1 - Исходный профиль спортивного парашюта Полярис-1 (Приложение Е)

Расчет обтекания профиля на угле атаки 7 градусов показал аэродинамическое качество  $K=16,9$  при  $C_{ya}=0,773$ . Профиль со щелью шириной 0,75% от хорды (Рисунок 3.5.2) на том же угле атаки показал чуть меньший  $C_{ya}$ , равный 0,76, но с лучшим качеством  $K=17,9$ . Полученный результат согласуется с желательной характеристикой профиля, описанной в главах 2.4, 2.9 и 2.10.

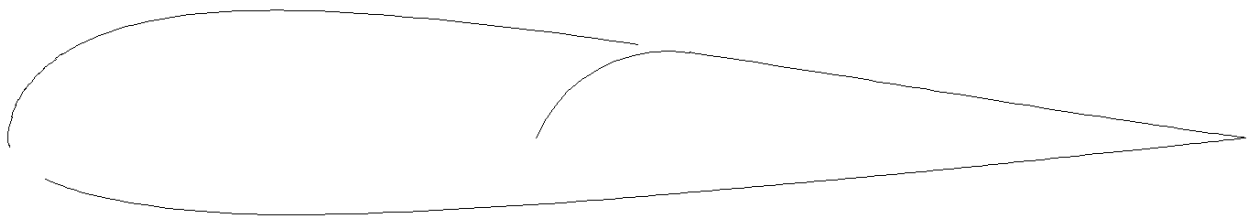


Рисунок 3.5.2 - Профиль с профилированной щелью шириной 0,75% хорды

При приведении  $C_{ya}$  к практически такому же как у исходного профиля (полученный  $C_{ya}=0,775$ ) путем увеличения угла атаки до 7,2 градуса аэродинамическое качество щелевого профиля  $K$  оказалось равным 17,7, что на 0,8 больше чем у исходного.

Со щелью, увеличенной до 1%, профиль при  $C_{ya}=0,76$  показал  $K=18$ , то есть на 1,1 больше чем у исходного профиля.

Увеличить аэродинамическое качество профиля можно и без использования профилированной щели путем уменьшения сечения воздухозаборника и смещения его вниз по профилю. Так, профиль без щели с уменьшенным воздухозаборником (Рисунок 3.5.3) показал на угле атаки 7 градусов  $K=17,7$  и  $C_{ya}=0,776$ .

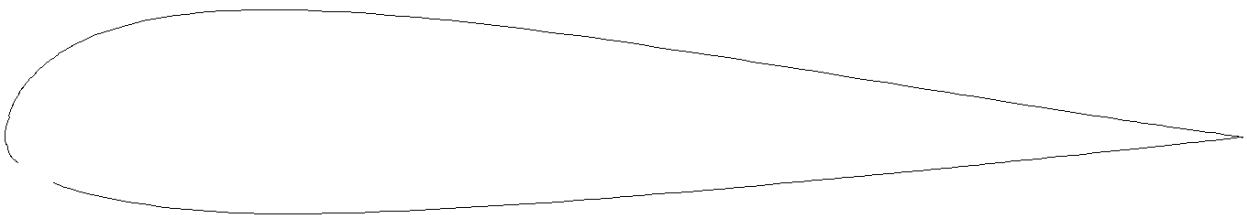


Рисунок 3.5.3 - Профиль с уменьшенным и смещенным вниз воздухозаборником

Однако в этом случае замедляется наполняемость и ухудшается надежность удержания формы профиля на малых углах атаки. С другой стороны, реальное течение к слишком широкой щели приводит к интенсивному движению воздуха в полости крыла, что приводит к потерям на трение о его внутренние конструктивные элементы, ослабляя эффект.

То, что профиль со щелью шириной 0,75% от хорды (Рисунок 3.5.2) на том же угле атаки показал чуть меньший  $C_{ya}$ , равный 0,76, но с лучшим качеством  $K=17,9$ , чем бесщелевой профиль с воздухозаборником, нам полезно. Это дает преимущество использования низконесущих профилей с повышенным аэродинамическим качеством при увеличении их хорды без изменения размаха крыла, описанное в главах 2.9-2.10.

### 3.6 ЗАКЛЮЧЕНИЕ ПО ПРОВЕДЕННЫМ РАСЧЕТАМ

Из проведенных расчетов можно сделать следующие выводы:

1. Крыло парапланерного типа с облагороженным обтеканием носика должно иметь 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);

2. Установочный угол щелевого крыла при той же подъемной силе 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.

Существует точка зрения, что положительный эффект от щелей в крыльях таких парапланов как Skywalk (<https://skywalk.info/innovationen/>) объясняется воздушными перегородками (образованными течениями из щелей), мешающими развиваться локальному срыву вдоль размаха крыла. В последнем случае щель вдоль всего размаха крыла эффекта давать не должна. Однако выполненный по технологии со сквозной щелью вдоль всего размаха крыла параплан Дракон от ПарААвис (<http://www.paraavis.com/paraplany/drakon-30.html>) показывает безотрывное обтекание крыла на значительных углах атаки. Также на опытном аналоге параплана Гольф со щелью из полости крыла по всему размаху срыв потока явно выражено происходил позже, чем на бесщелевом прототипе [81]. То есть данная скептическая точка зрения не подтверждается опытными данными.

### 3.7 ПРОВЕРКА ПРЕДЛАГАЕМОГО РЕШЕНИЯ НА НАТУРНЫХ ОБРАЗЦАХ

Для проверки предполагаемого эффекта был изготовлен опытный образец парашюта, выполненный на базе известной конструкции – аппарата «Гольф» (КБ Пилот), с площадью крыла в раскрое 24,5 м<sup>2</sup> и удлинением в раскрое 4,94. Центральная хорда опытного крыла имеет размер 2,78 м. Нервюры крыла парашюта были разделены на переднюю и заднюю части так, чтобы поддерживать каждая свою часть верхнего полотнища. Задняя часть крыла была выполнена отклоняющейся относительно оси, проходящей через места крепления третьего ряда строп.

Для обеспечения требуемого наддува воздухозаборник крыла был смещен ближе к носу профиля на 2,5% хорды.

Конструкция крыла имеет щель шириной 5% хорды.

Для предотвращения замедленного наполнения заднего сегмента крыла и отгибания кромки передней образующей щели под действием наддува из полости крыла, с сохранением возможности отгибания заднего сегмента крыла, носки задних сегментов нервюр были соединены с задними верхними кромками передних сегментов нервюр упругими шнурами в защитной оплетке (Рисунки 3.7.1-3.7.4):

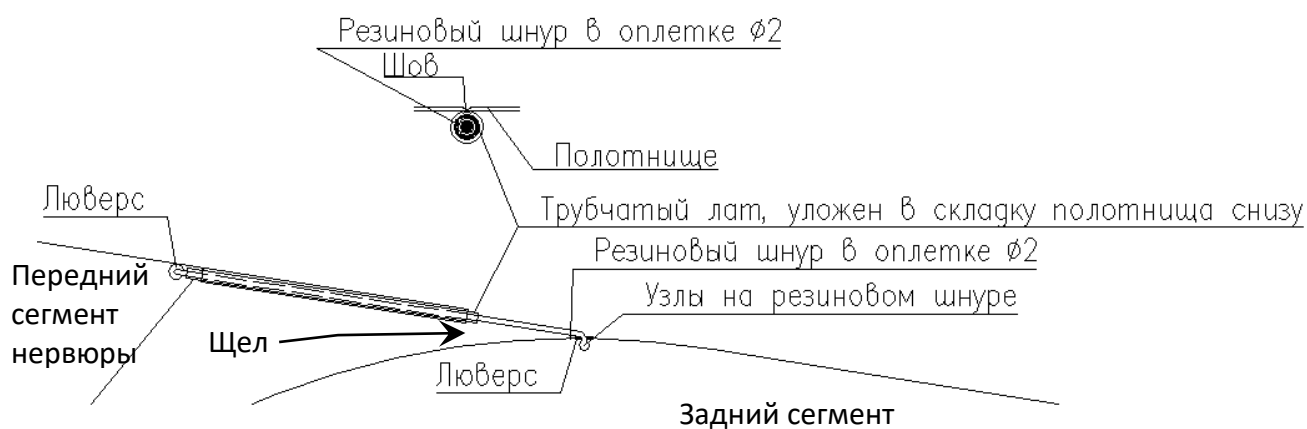


Рисунок 3.7.1 - Конструкция крыла с профилированной щелью и разделением на передний и задний сегменты, позволяющая отгибать задний сегмент вращением относительно точки крепления стропы третьего ряда, а также закрывать щель при наполнении

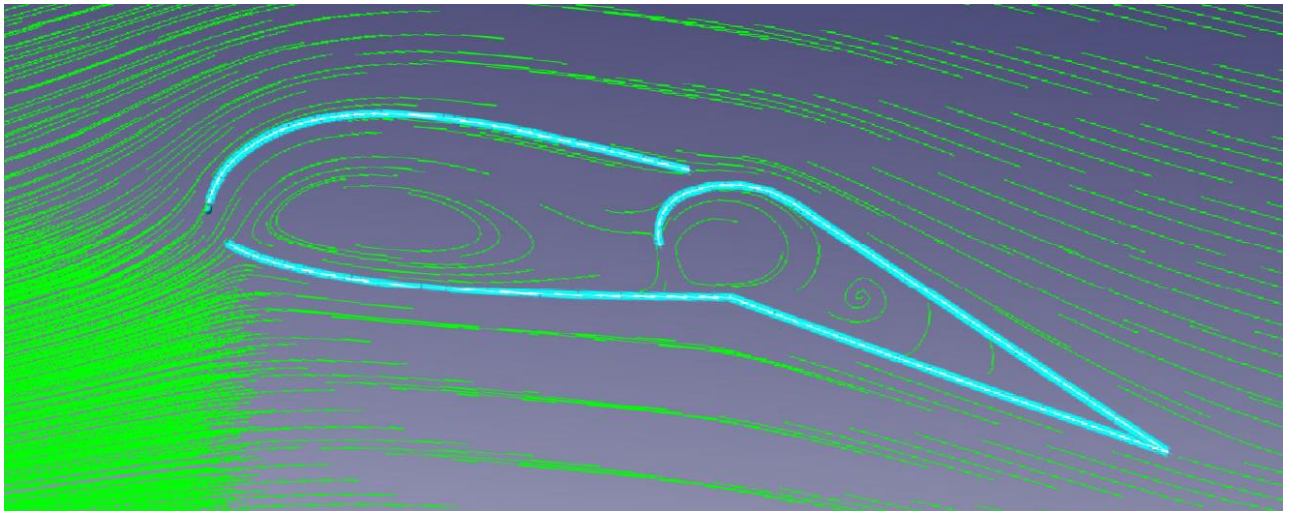


Рисунок 3.7.2 - Формообразование и обтекание профиля крыла с разделением на передний и задний сегменты, с отогнутым задним сегментом вращением относительно точки крепления стропы третьего ряда



Рисунок 3.7.3 - Формообразование опытного крыла при выводе в полетное положение



Рисунок 3.7.4 - Вид деформаций крыла на взлетном режиме при работе стропами управления

Летные испытания опытного крыла (руководитель испытаний, ведущий испытатель и технический консультант – Михаил Аверьянов) показали, что:

1. крыло нормально выводится (задний сегмент крыла наполняется с некоторой задержкой, но выводу это не мешает) и держит поток;
2. при опускании задней части крыла путем подтягивания четвертого ряда строп срыв потока наступает на бóльших углах, чем у оригинала. Фактически сорвать крыло на скорости вытягиванием строп управления на полный ход руки стало невозможно;
3. крыло стало более скоростным, при этом подтягиванием четвертого ряда строп скорость на взлете и посадке удастся сохранять в допустимых пределах.

Описание крыла и впечатления об испытаниях приведены в видеоматериалах [173].

По результатам испытаний был испытан и в настоящее время выпускается серийно параплан для активного моторного пилотажа Формула [165] (Рисунок 3.7.5), в площадях 12,5, 15 и 17 м<sup>2</sup> в раскрое. Конструкция его крыла выполнена упрощенной, передний и задний сегменты нервюр крыла сшиты между собой.

Для увеличения безопасности при маневрировании профиль этого крыла не имеет S-образности, основан на профиле параплана Полярис-1 с относительной толщиной, увеличенной до 20%. Щель выполнена на расстоянии 55% от хорды.





Рисунок 3.7.5 - Параплан Формула с площадью крыла в раскрое 12,5 м<sup>2</sup> в полете

По поведению в срыве крыло очень похоже на парашюты типа ПО-17, Мальва, Арбалет (судя по впечатлениям тестировавшего крыло Юрия Вороненко). Их сорвать в классическом понимании практически невозможно. При полном затягивании управляющих строп наступает парашютирование, похожее на самолетное. Крыло проваливается, но не сваливается. Остальные особенности Формулы связаны с малой площадью крыла – низкая болтанка в турбулентности, чувствительное управление, легкие входы в виражи, но при этом необходимость увеличения оборотов винта перед входом в вираж, в противном случае большая потеря высоты при маневрировании.

## ГЛАВА 4 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МЯГКОГО КРЫЛА В БЕСЩЕЛЕВОМ И ЩЕЛЕВОМ ИСПОЛНЕНИИ

### 4.1 СЛОЖНОСТИ ПОЛУЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ ОБ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРАХ ПРОФИЛЯ МЯГКОГО КРЫЛА РАСЧЕТНЫМ ПУТЕМ

Расчет летательного аппарата, оснащенного крыльями, коренным образом зависит от выбора аэродинамических профилей этих крыльев. В частности, от выбора профилей зависит общее сопротивление летательного аппарата при заданной подъемной силе, а также динамика его поведения в ответ на внешние и внутренние возмущающие воздействия.

В Главе 2.10 было показано, что выбор аэродинамического профиля имеет свои сложности. Формообразование мягкого крыла производится путем совместного воздействия его конструктивных элементов и набегающего потока, а также тем, что управляющие воздействия и изменение аэродинамических свойств крыла в зависимости от режима полета производятся путем различных деформаций профиля. При этом результирующая форма деформированного профиля также является результатом совместного воздействия удерживающих строп и потока, и в этой связи совсем необязательно будет совпадать с той, которую предполагал конструктор.

Как следствие, если моделировать недеформированный профиль в программах численного аэродинамического расчета еще возможно при определенных допущениях, то «выпуск механизации» мягкого крыла можно оценить только путем сопряженного анализа аэродинамических сил вместе с силами его конструктивной упругости, а также инерции конструкции вместе с заключенным в крыле воздухом.

Численное решение сопряженной задачи с привлечением методов нелинейной аэродинамики и нелинейной теории упругости требует серьезных вычислительных ресурсов, при этом приходится прибегать к некоторым ее упрощениям, таким как пренебрежение анизотропией прочностных и жесткостных свойств тканей, влиянием швов, усадкой и растяжением тканей после сборки и в процессе эксплуатации, складкообразованием ткани на участках двойной кривизны и после длительного хранения в сложенном состоянии.

Вследствие этого продолжают быть актуальными экспериментальные исследования, позволяющие как определить характеристики летательного аппарата с мягким крылом при различных его положениях и деформациях, так и вычленив из общей картины влияние профиля. Также с их помощью возможно верифицировать эффекты обтекания профиля крыла, выявленные в численных расчетах.

Одним из таких проявленных в расчете эффектов является улучшение аэродинамического качества и затягивание режима срыва потока на большие углы атаки полого мягкого крыла с воздухозаборником в носике и профилированной щелью на верхней поверхности, описанное в Главе 2.

Для расширенного анализа влияния щели необходимо изучить аэродинамические характеристики крыла на различных углах атаки, в особенности в районе развития срывных областей течения, а также при деформации крыла путем манипуляций со стропами. При этом в связи с тем, что мягкое крыло раздувается между нервюрами, то есть профиль крыла по размаху меняется от совпадающего с нервюрой до более толстого в межнервюрном пространстве, результаты эксперимента должны быть отнесены к профилю, являющемуся промежуточным между контуром нервюры и межнервюрным сечением наибольшей толщины.

При проведении исследований следует учитывать, что волнистая поверхность раздутого мягкого крыла приводит к изменению обтекания [20, 21, 22], что приводит к искажению данных при использовании моделей с гладкой поверхностью крыла.

## 4.2 ВОЗМОЖНОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С МЯГКИМ КРЫЛОМ

К настоящему времени отработаны методы экспериментальных аэродинамических исследований летательных аппаратов с мягким крылом, целиком размещаемых в аэродинамической трубе [8, 33, 57, 58, 86, 110, 112, 120]. В потоке при свободной подвеске они самовыставляются на полетный угол атаки, вследствие чего можно получить данные о поведении аппарата заданной конфигурации в свободном полете, в том числе при деформации крыла стропами. С помощью размещенных на весовой платформе жестких захватов есть возможность фиксации крыла на различных углах атаки и скольжения, чтобы уточнить оптимальный установочный угол крыла, а также оценить маневренные свойства аппарата.

Однако получение характеристик профиля путем пересчета из полученных экспериментально характеристик аппарата при таких исследованиях затруднительно в связи с арочностью мягкого крыла, без которой обеспечить его формообразование (не применяя жесткие распорные элементы) невозможно. Арочность приводит к тому, что при общем изменении угла атаки крыла  $\Delta\alpha$  приращения местных углов атаки поперечных сечений крыла  $\Delta\alpha_i$  с местным углом наклона арки к горизонтали  $\gamma_i$  (Рисунок 2.3.1) изменятся на  $\Delta\alpha_i = \Delta\alpha \cdot \cos(\gamma_i)$ . Таким образом форма циркуляции крыла будет меняться при любом изменении его угла атаки, что потребует пересчета значения коэффициента индуктивного сопротивления для этого угла. Это технически возможно с использованием методик, разработанных в [7, 18, 19, 62, 85, 99, 121, 122],

однако достаточно трудоемко даже для арки простейших форм. Ситуация еще более усложняется при изгибе крыла, поскольку подогнутая часть крыла смещается ближе к оси образующей арки и получает избыточную длину, из-за чего-либо сминается, либо распирает крыло в зависимости от его конструкции и места изгиба. При этом крыло теряет натянутость по передней или задней кромке, и его форма в плане деформируется.

Дополнительными проблемами при исследованиях в аэродинамической трубе свободно вывешенных крыльев, в том числе с удержанием на заданном угле атаки и скольжения штангами, упирающимися в стропы, являются подворот крыла на малом угле атаки и флажирование крыла после доведения его до срыва. И в том, и в другом случае может произойти повреждение продувочной модели и весов. Как результат, границы безопасных углов атаки и изгиба крыла в данных исследованиях определить затруднительно.

Продувки свободно вывешенного крыла выявили еще одну проблему – крыло большого удлинения ведет себя в потоке неустойчиво, раскачиваясь из стороны в сторону. Причем амплитуда и частота колебаний растет с уменьшением размеров модели.

В самом деле, представим себе крыло, закрепленное в одной точке через свободные концы. В потоке аэродинамической трубы крыло будет сохранять наклон к вертикальной плоскости, тем больший, чем меньшим аэродинамическим качеством оно обладает. Причем угол этого наклона не будет зависеть от угла крена крыла (Рисунок 4.2.1):

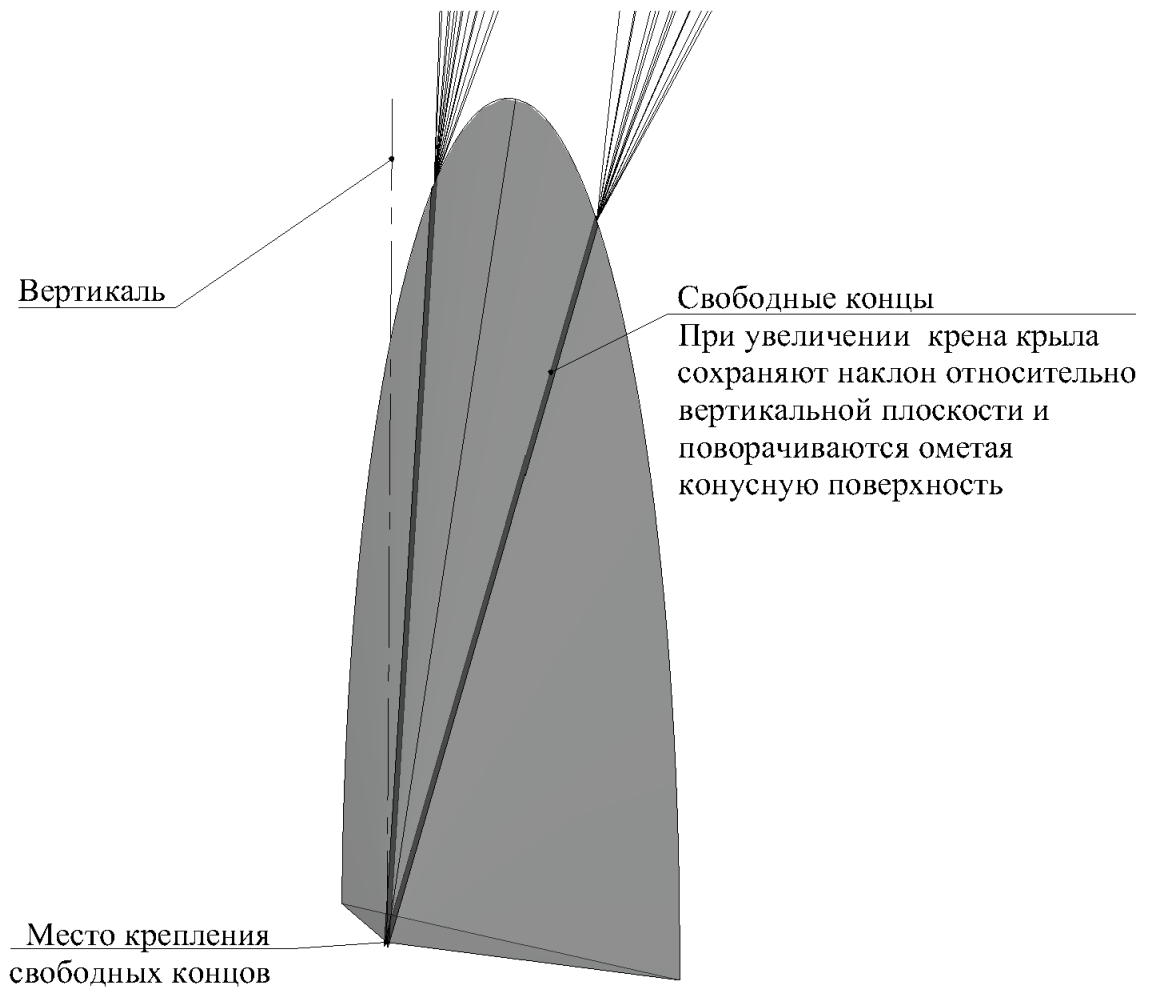


Рисунок 4.2.1 - Свободные концы крыла в аэродинамической трубе с единственной точкой крепления

Соответственно, при таком подвесе на кренящееся крыло не действует возвращающий момент, лишь замедляют крен две демпфирующие силы – сила сопротивления строп и боковая составляющая подъемной силы консолей (при арокности крыла, превышающей дугу окружности с радиусом длины строп). Подобная проблема возникает при затяжке и буксировке привязного крыла. Известное решение борьбы с ней – смещение боковой составляющей подъемной силы при боковом движении в положение перед крылом, так, чтобы возникал момент на доворот крыла по углу рысканья, направляющий его к вертикали. Таким образом, хоть с колебаниями, но стабилизация привязного крыла на направление полета будет сохраняться. Применено это решение на подъемно-буксировочной системе «Дракон» от компании ПарААвис [167]. В этой же системе используется разрезное крыло, позволяющее избегать срывных режимов на характерных для затяжки больших углах атаки. Для продувок в трубе дать необходимый стабилизирующий момент может подвес крыла в перевернутом положении.

Если же крыло подвешивается в трубе за две точки, разнесенные по размаху, то добавляется возвращающий момент, зависящий от угла крена, вызванный перекосом центроплана (Рисунок 4.2.2):

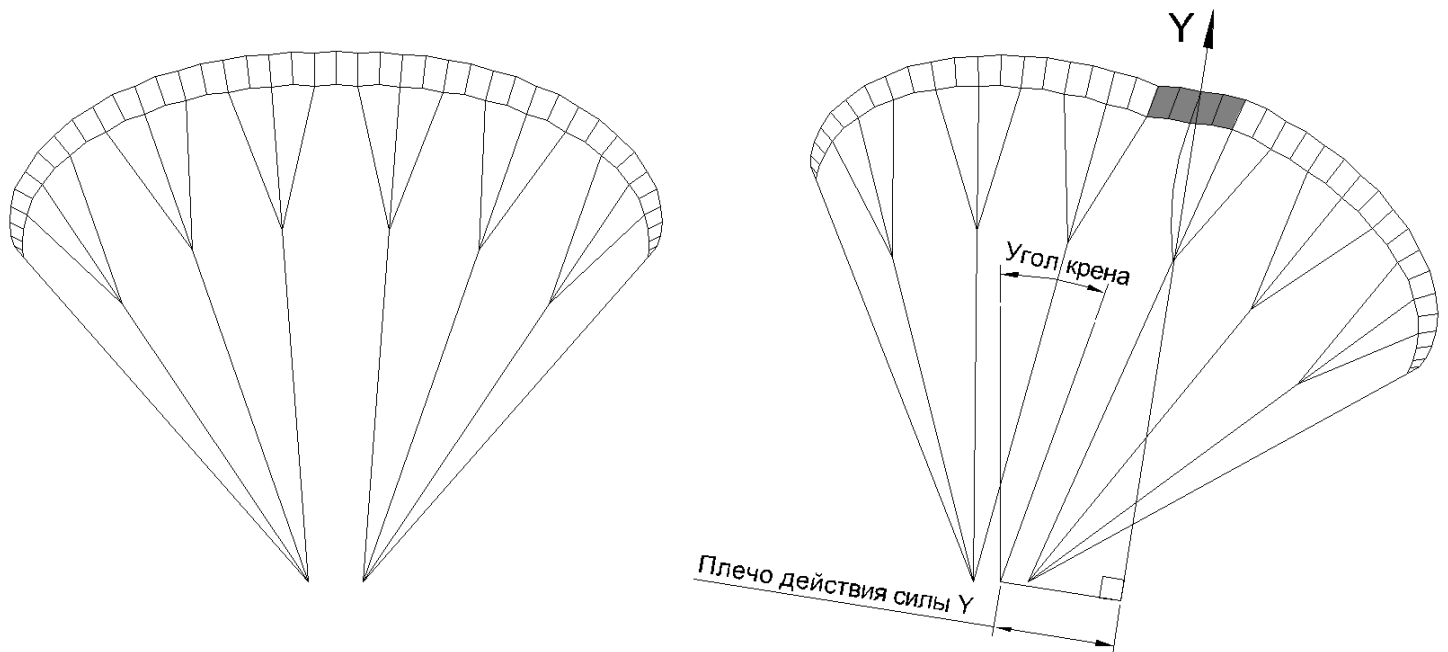


Рисунок 4.2.2 - Стабилизирующий момент, возникающий при крене крыла с двумя точками подвеса

С уменьшением линейного масштаба продуваемой модели объем, а значит и инертная масса воздуха в полости крыла уменьшается в кубе. Кроме того материалы, из которых изготавливаются модели, очень сложно масштабировать, и модель получается перетяжеленной. В результате с уменьшением масштаба колеблющаяся масса растет в относительной пропорции. Точность изготовления с уменьшением масштаба также остается постоянной, а значит на модели все сильнее проявляется дестабилизирующее действие перекосов при сборке. И наконец поскольку соблюдать форму профиля и гладкость поверхности крыла с уменьшением масштаба удастся все хуже, на консолях при колебаниях начинается срыв потока, силы их действия разбалансируются и восстанавливающего момента оказывается недостаточно.

Раскачка свойственна и крыльям, устойчиво снижающимся в свободном полете (поскольку в последнем случае их стабилизирует вес полезной нагрузки). В итоге при продувке в трубе с раскачкой удастся бороться либо путем активного вмешательства пилота, что приводит к искажению показателей и требует растянутой по времени серии измерений, либо путем применения более широкого подвеса, чем у летающего прототипа, что приводит к искажению либо формы крыла, либо системы стропления.

### 4.3 СРАВНИТЕЛЬНЫЕ ПРОДУВКИ ПАРАПЛАНОВ ГОЛЬФ-3 22М2 В БЕСЩЕЛЕВОМ И ЩЕЛЕВОМ ИСПОЛНЕНИИ В ТРУБЕ Т-101

В рамках отработки методики по определению характеристик планирующего парашюта в трубе Т-101 [57, 58] были произведены продувки двух парашютов Гольф-3 (версии 2013 г.) с площадью крыла 22 м<sup>2</sup> (со средней аэродинамической хордой (САХ) 2,1 м) и моторными (дающими уменьшенный установочный угол крыла) свободными концами. Один из этих парашютов был оснащен профилированной щелью по верхней поверхности, в остальном будучи идентичным прототипу. Сравнение профилей исследуемых аппаратов показаны на Рисунке 4.3.1:

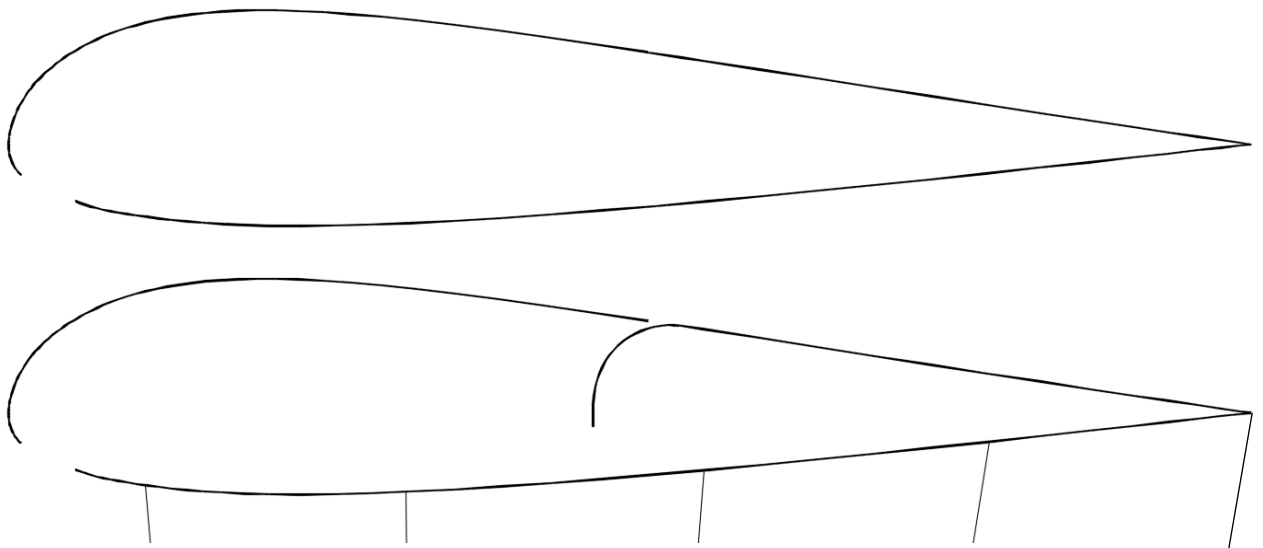


Рисунок 4.3.1 - Профили крыла парашюта Гольф-3 (2013 г.) в исходном цельном и щелевом исполнении

Основные геометрические характеристики исследуемых парашютов приведены в таблице 4.3.1 и на Рисунке 4.3.2:

Таблица 4.3.1 - Геометрические характеристики исследованных парашютов.

ГОЛЬФ III (2013 г.) 22	
Площадь в раскрое, м <sup>2</sup>	21,67
Площадь в проекции, м <sup>2</sup>	19,25
Размах в раскрое, м	10,32
Размах в проекции, м	8,44
Удлинение в раскрое	4,92
Удлинение в проекции	3,7
Количество секций по верхней поверхности	44
Рядность Свободный конец/купол	4/4
Акселератор/тример	+/+
Диаметры строп, мм	1,2/1,7/2,0

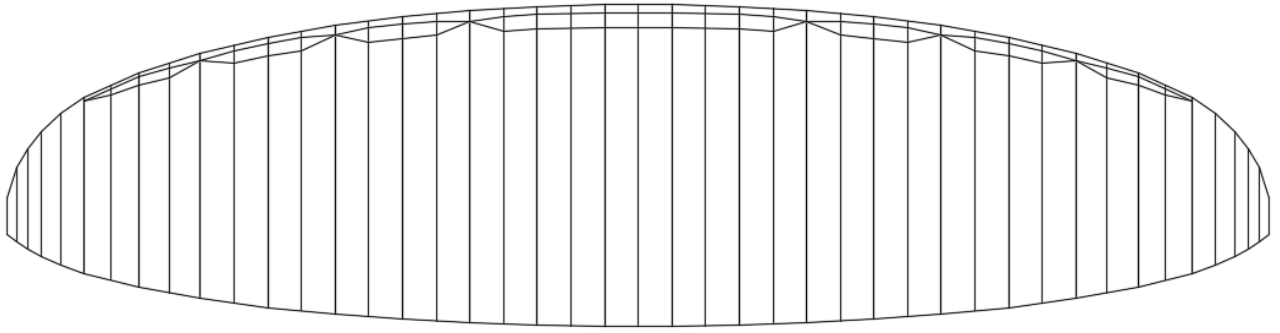


Рисунок 4.3.2 - Форма крыла парашюта Гольф-3 (2013 г.) в раскрытое

Передняя линия жесткости крыльев исследуемых аппаратов проходила по верхней кромке воздухозаборника. Нижняя кромка воздухозаборника выполнялась со скосами и не была натянутой.

Свободные концы были выполнены по кинематической схеме, представленной на Рисунке 4.3.3. Свободные концы шеренги центроплана имели максимальный диапазон регулировки, свободные концы средней шеренги - половинный, свободные концы шеренги у законцовки крыла - нулевой.

Свободные концы парашютов были дополнены дополнительными стропами, закрепленными одним концом на стропе управления, а другим – на молье третьего свободного конца через блок на молье четвертого свободного конца. Таким образом, при затягивании четвертого свободного конца стропа управления подтягивалась автоматически на двойное расстояние относительно длины укорочения четвертого свободного конца.

Продувки проводились на скорости 8 м/с, плотность воздуха была принята равной 1,2 кг/м<sup>3</sup>. Аэродинамические коэффициенты вычислялись относительно площади проекции крыла на его базовую плоскость.

В конфигурации, которой был присвоен №0, свободные концы находились в положении стандартной длины. Были выполнены по два опыта в таком положении на каждое крыло. В каждом из опытов во всех конфигурациях производилась серия из 5 измерений, после чего результат усреднялся. Первый опыт конфигурации №0 производился первым, а второй – последним, после всех реконфигураций крыла. Результирующие значения конфигурации №0, приведенные в Таблице 4.3.2, взяты как среднее от этих двух опытов.

Таблица 4.3.2 - Полученные силы и аэродинамические коэффициенты бесщелевого и щелевого крыльев парашюта с одинаковыми геометрическими характеристиками.

№ конфигурации	R <sub>x</sub> [кгс]	R <sub>y</sub> [кгс]	C <sub>xa</sub>	C <sub>ya</sub>	K <sub>a</sub>
<b>Гольф-3 (2013 г.) 22 м<sup>2</sup> на скорости 8 м/с</b>					
0	6,365	37,515	0,085	0,498	5,9
<b>Гольф-3 (2013 г.) 22 м<sup>2</sup> со щелью на скорости 8 м/с</b>					
0	5,989	35,67	0,08	0,474	5,96



Из полученного результата можно сделать вывод, что щелевое крыло с выдувом из его внутренней полости на крейсерском режиме обладает по крайней мере не худшими аэродинамическими качествами по сравнению с цельным крылом, даже для аппаратов парапланерного типа с облагороженным обтеканием носика крыла.

Три дальнейшие конфигурации были продуты для определения поведения крыла на малых углах атаки (Рисунок 4.3.3).

В конфигурации, которой был присвоен №-1, первый ряд свободных концов был укорочен на 4 сантиметра.

В конфигурации, которой был присвоен №-2, первый ряд свободных концов был укорочен на 8 сантиметров.

В конфигурации, которой был присвоен №-3, первый ряд свободных концов был укорочен на 10 сантиметров.

Вывод передней части крыла на малый угол атаки, произведенный в этих конфигурациях, выявил особенность поведения параплана, повлиявшую на результаты. В щелевой конфигурации нижняя кромка воздухозаборника крыла на малых углах атаки, особенно при увеличении разрежения в районе щели при изгибе крыла, начинала флагировать, подобно флаттеру передней шкаторины работающего паруса от встречного ветра. На цельном крыле этот эффект не проявлялся. Соответственно, в полученные данные по щелевому крылу были привнесены некоторые искажения, степень влияния которых осталась невыясненной по причине финансовых и временных ограничений.

Полученные результаты представлены в Таблице 4.3.3:

Таблица 4.3.3 - Данные продувок для различных конфигураций положения свободных концов.

№ конфигурации	R <sub>x</sub> [кгс]	R <sub>y</sub> [кгс]	C <sub>xa</sub>	C <sub>ya</sub>	K <sub>a</sub>
<b>Гольф-3 (2013 г.) 22 м<sup>2</sup> на скорости 8 м/с</b>					
-1	5,65	34,652	0,075	0,455	6,07
-2	5,499	32,392	0,073	0,433	5,93
-3	5,349	31,639	0,071	0,416	5,86
<b>Гольф-3 (2013 г.) 22 м<sup>2</sup> со щелью на скорости 8 м/с</b>					
-1	6,102	32,091	0,081	0,426	5,26
-2	5,725	29,907	0,076	0,397	5,22
-3	6,177	30,283	0,082	0,402	4,9

Из полученных результатов можно сделать вывод, что при проектировании щелевого крыла необходимо исключить возможность обтекания воздухом кромок воздухозаборников под малым углом, а также следует избегать ненатянутых кромок ткани в областях течения во избежание флагирования.

В следующей серии опытов исследовались максимальные несущие способности исследуемых крыльев, для чего изменялись конфигурации положения свободных концов путем подтягивания задних рядов (Рисунок 4.3.3).

В конфигурации, которой был присвоен №1, четвертый ряд свободных концов был укорочен на 4 сантиметра.

В конфигурации, которой был присвоен №2, четвертый ряд свободных концов был укорочен на 8 сантиметров.

В конфигурации, которой был присвоен №3, четвертый ряд свободных концов был укорочен на 12 сантиметров, и первый ряд укорочен на 1 сантиметр.

В конфигурации, которой был присвоен №4, четвертый ряд свободных концов был укорочен на 18 сантиметров, и первый ряд укорочен на 3 сантиметра.

В конфигурации, которой был присвоен №5, четвертый ряд свободных концов был укорочен на 18 сантиметров, и первый ряд укорочен на 6 сантиметров.

В конфигурации, которой был присвоен №6, четвертый ряд свободных концов был укорочен на 20 сантиметров, и первый ряд укорочен на 10 сантиметров.

При попытках дальнейшего увеличения подъемной силы крылья повели себя радикально по-разному. Цельное крыло в конфигурации №6 подошло к пределу несущей способности – при попытке добавить подъемную силу поджиманием строп управления оно начинало валиться. Щелевое крыло в конфигурации №6 не срывалось и при полностью затянутых стропах управления. Более того, щелевое крыло в этой же конфигурации не сорвалось и тогда, когда пилот всем телом повис на четвертом ряду свободных концов. Соответственно, результаты последних двух конфигураций получены только для щелевого крыла.

Конфигурация №7 представляет собой конфигурацию №6 с полностью затянутыми (на полный ход руки - 80 сантиметров) стропами управления. Поскольку при этом усилие на стропах управления передается пилоту и не считывается динамометром, в этой конфигурации к показаниям динамометра была добавлена ощущаемая нагрузка на стропах управления величиной 10 кгс.

Конфигурация №8 представляет собой конфигурацию №6 с вывесившимся на четвертом ряду свободных концов пилотом. Соответственно, вес пилота, не считанный динамометром, был добавлен к их показаниям (добавлено 75 кгс). Поскольку для дальнейшего нагружения щелевого крыла ресурсы отсутствовали, предел его несущей способности достигнут не был, и полученный результат в конфигурации №8 не является предельным.



Рисунок 4.3.3 - Смещение свободных концов относительно исходной позиции в зависимости от конфигурации

Полученные результаты представлены в Таблице 4.3.4:

Таблица 4.3.4 - Полученные данные для конфигураций положения свободных концов с подтягиванием задних рядов.

<b>Гольф-3 (2013 г.) 22 м<sup>2</sup> на скорости 8 м/с</b>					
<b>Коэффициенты приведены к площади проекции крыла</b>					
№ конфигурации	R <sub>x</sub> [кгс]	R <sub>y</sub> [кгс]	C <sub>ха</sub>	C <sub>ya</sub>	K <sub>a</sub>
1	6,328	39,172	0,084	0,518	6,17
2	6,93	42,186	0,092	0,562	6,11
3	8,06	48,212	0,107	0,636	5,94
4	9,341	54,992	0,124	0,731	5,9
5	10,019	58,005	0,133	0,767	5,77
6	10,546	61,018	0,14	0,809	5,78
<b>Гольф-3 (2013 г.) 22 м<sup>2</sup> со щелью на скорости 8 м/с</b>					
<b>Коэффициенты приведены к площади проекции крыла</b>					
№ конфигурации	R <sub>x</sub> [кгс]	R <sub>y</sub> [кгс]	C <sub>ха</sub>	C <sub>ya</sub>	K <sub>a</sub>
1	6,252	37,515	0,083	0,498	6
2	6,93	41,508	0,092	0,551	5,99
3	8,06	48,438	0,107	0,643	6,01
4	9,793	57,327	0,13	0,761	5,85

Таблица 4.3.4 - продолжение

5	9,944	60,114	0,132	0,798	6,05
6	10,772	63,58	0,143	0,844	5,9
7	18,531	96,804	0,246	1,285	5,22
8	30,585	123,822	0,406	1,644	4,05

Из полученных результатов можно сделать вывод, что оснащение мягкого полого крыла профилированной щелью из полости на верхнюю поверхность значительно увеличивает его несущую способность (максимальный коэффициент подъемной силы), что позволяет увеличить нагрузку на площадь крыла при сохранении возможности гашения скорости на посадке динамическим торможением.

Полученные на основании представленных данных графики зависимости параметров бесщелевого и щелевого парашюта от конфигураций его свободных концов представлены на Рисунках 4.3.4-4.3.7.

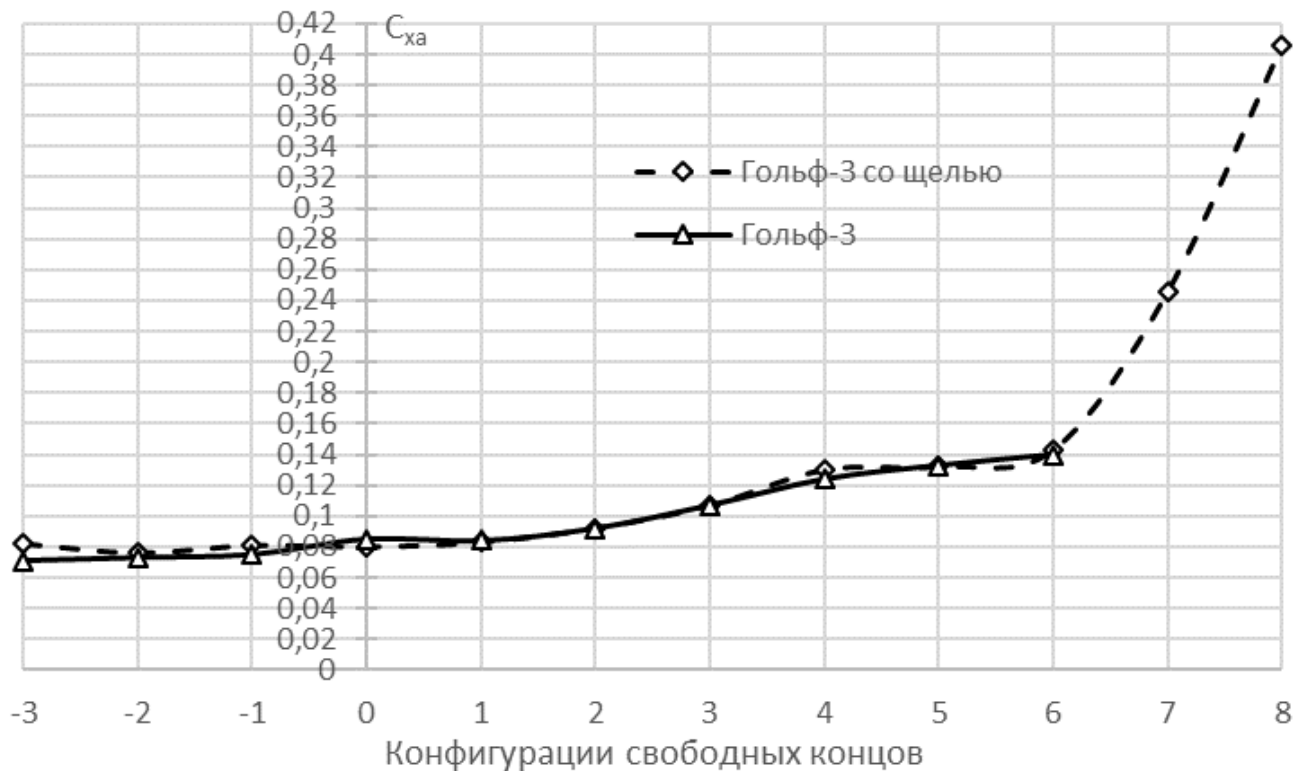


Рисунок 4.3.4 - Зависимость коэффициента сопротивления парашюта в бесщелевом и щелевом исполнении от конфигураций его свободных концов

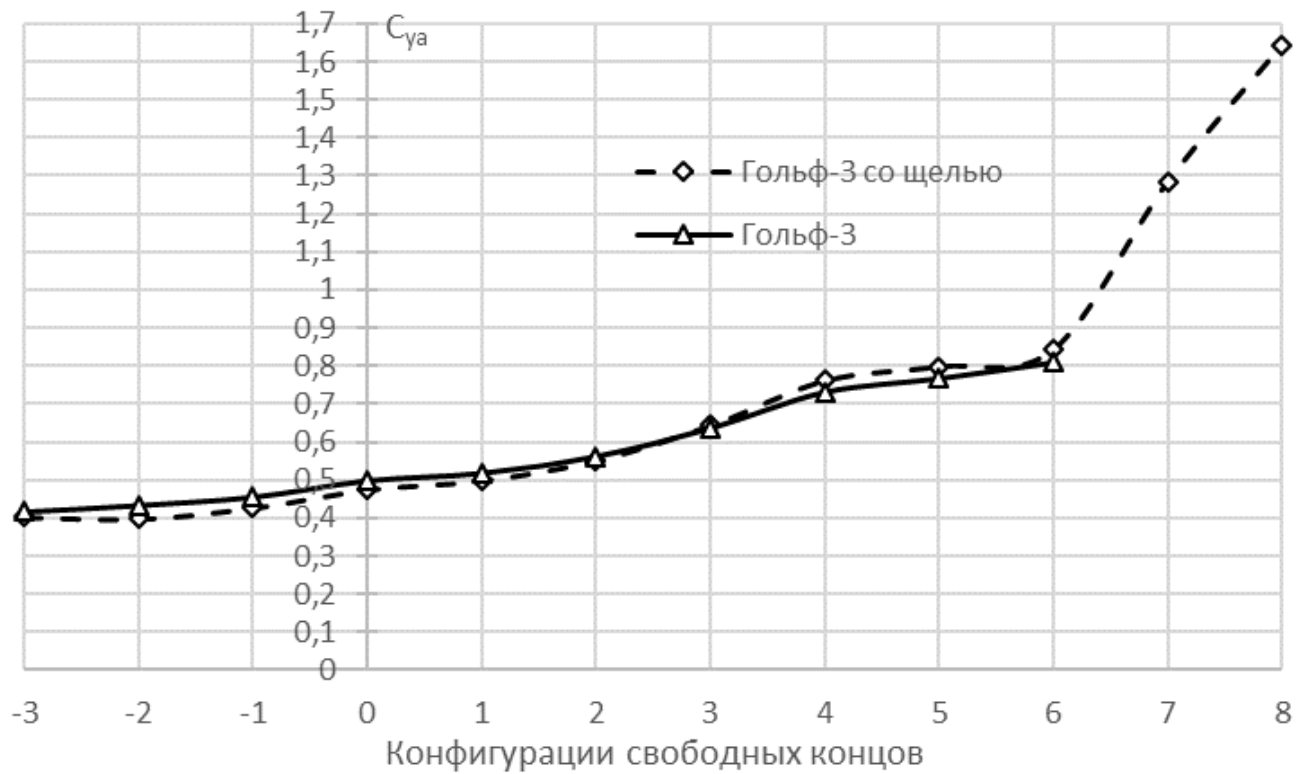


Рисунок 4.3.5 - Зависимость коэффициента подъемной силы парашюта в бесщелевом и щелевом исполнении от конфигураций его свободных концов

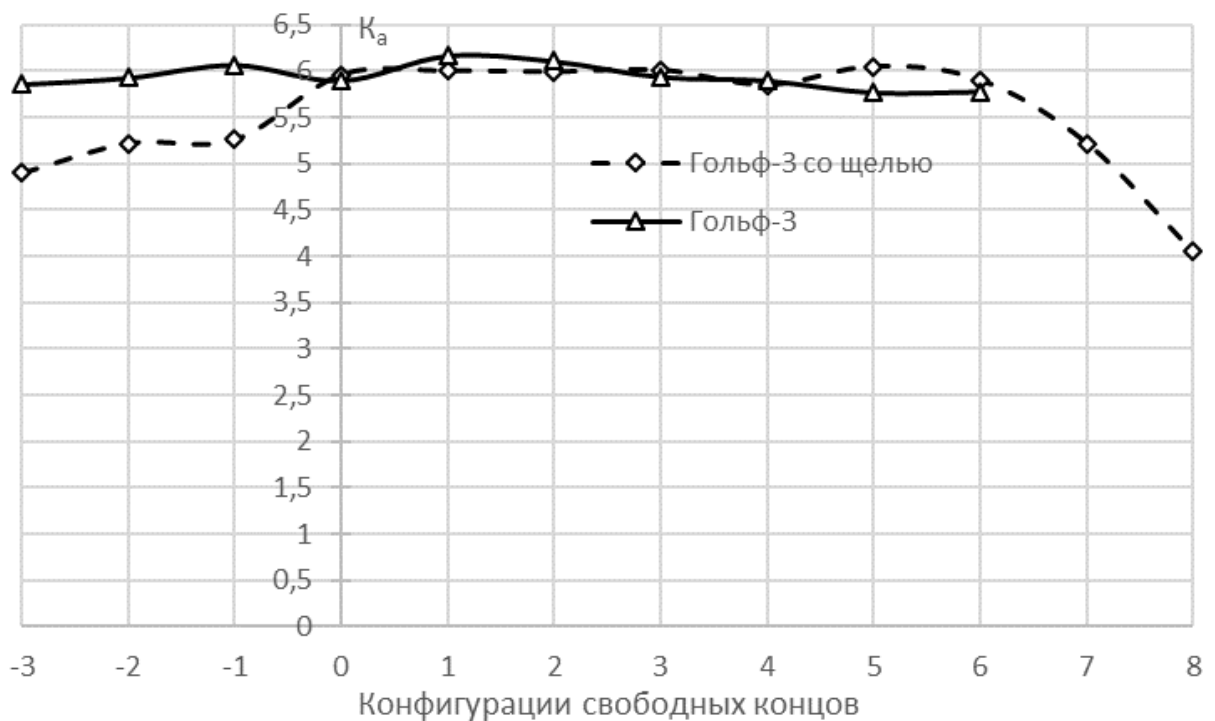


Рисунок 4.3.6 - Зависимость коэффициента аэродинамического качества парашюта в бесщелевом и щелевом исполнении от конфигураций его свободных концов

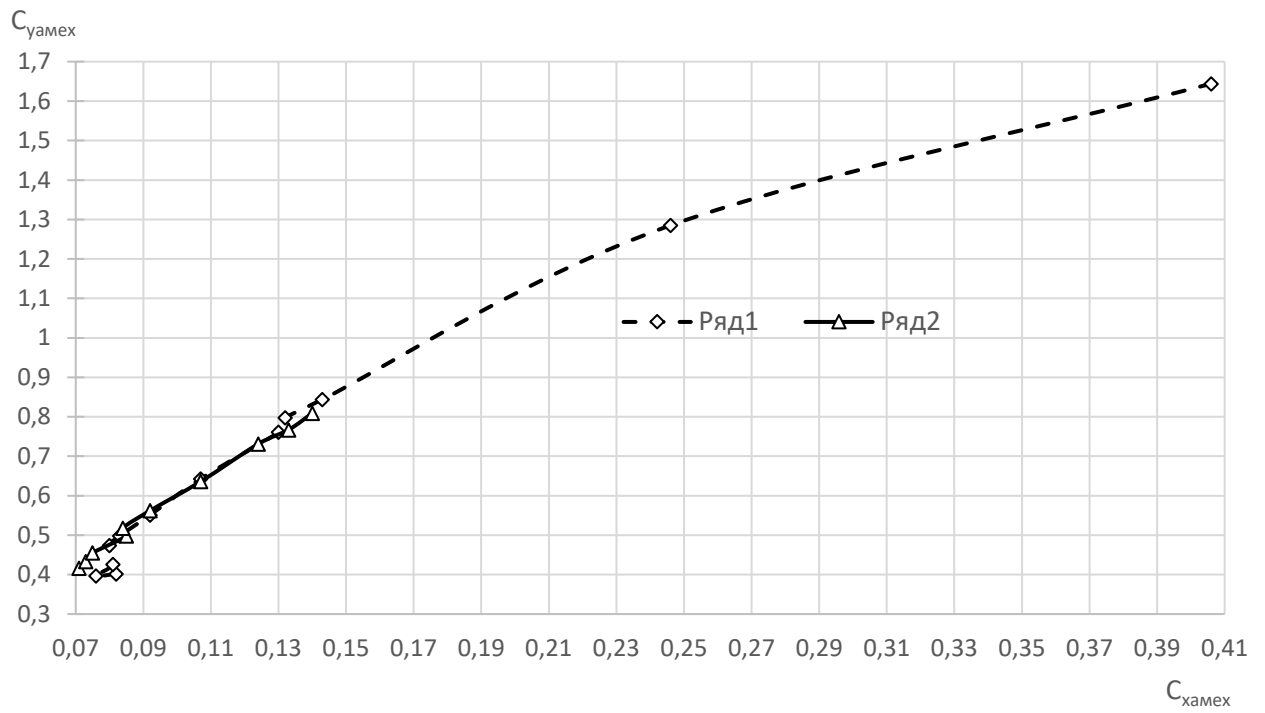


Рисунок 4.3.7 - Поляра парашюта со щелевым и безщелевым крылом в зависимости от степени его изгиба

Используя приведенное в главе 2.3 выражение (2.3.6) для силы сопротивления  $X_a$ , можно пересчитать полученные характеристики на профиль крыла (Рисунок 4.3.8):

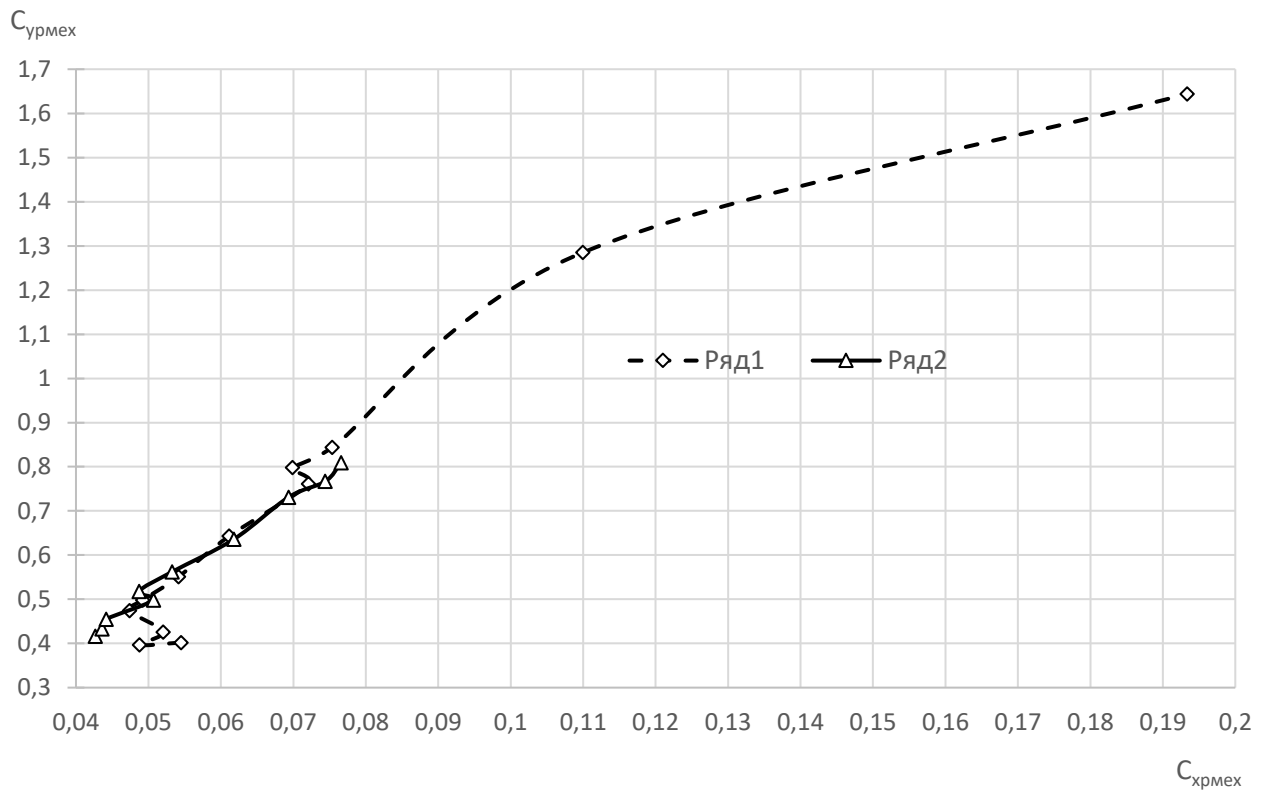


Рисунок 4.3.8 - Поляра профиля крыла парашюта со щелевым и безщелевым крылом в зависимости от степени его изгиба

Полученные зависимости аэродинамических коэффициентов парашюта от степени втягивания рядов его свободных концов и строп управления позволяет моделировать динамику движения аппаратов данного типа при управлении ими на режиме посадки.

#### 4.4 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ПРОДУВКИ ПЛОСКОГО МЯГКОГО КРЫЛА С ЖЕСТКИМИ ЛОНЖЕРОНАМИ В ТРУБЕ МАИ, ОСНАЩЕННОЙ ТРЕХКОМПОНЕНТНЫМИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ ВЕСАМИ АВНК

С учетом описанных во Введении проблем при экспериментальном определении характеристик профиля мягкого крыла путем продувок свободно вывешенных или подкрепленных моделей летательных аппаратов, возникает вопрос – могут ли помочь в этой задаче продувки плоских крыльев? Постановка экспериментов и обработка результатов таких продувок для жестких и упругих моделей имеет отработанную методику, которая может быть адаптирована и для моделей с мягким крылом.

Исследования в такой постановке задачи отражены в работах [20, 21, 22, 89, 90, 96, 142, 146, 147]. В этих исследованиях плоская форма крыла поддерживалась лонжеронами, нервюры выполнялись жесткими, а обшивка либо имитировалась жесткими гладкими или волнистыми

поверхностями, либо выполнялась из ткани. Жесткие нервюры с одной стороны делали профиль крыла максимально точным, но с другой – не позволяли исследовать характеристики крыла и профиля при его деформации. Гладкая обшивка приводила к искажению обтекания, имеющего у реального мягкого крыла с раздутыми секциями выраженную трехмерную составляющую с локализацией отрывных зон в желобах, образованных швами крепления нервюр [19, 20, 21, 22, 13, 89, 90].

В этой связи более информативной представляется модель, сочетающая в себе не только мягкую обшивку, но и мягкие нервюры, насаженные на жесткие лонжероны. Данная 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. Данные о максимальной несущей способности крыла в свою очередь дают исходные данные для оценки его потребной площади в зависимости от массы летательного аппарата. Помимо этого деформация профиля, имитирующая действие строп управления, позволяет определить изменение аэродинамических коэффициентов профиля в зависимости от величины подтягивания управляющих строп. Полученные зависимости используются в качестве исходных данных для оценки маневренности летательного аппарата с мягким крылом.

Для проверки описанных возможностей проведено исследование, целями которого были поставлены:

1. Разработка и проверка методики получения экспериментальных характеристик профиля мягкого крыла по аэродинамике и устойчивости формы.
2. Определение указанных экспериментальных характеристик профиля со щелью и без щели по разработанной методике.

Для продувок в учебной аэродинамической трубе МАИ (труба открытого типа с закрытой рабочей частью, с круглым сечением рабочей зоны диаметром 1,2 метра и скоростью потока до 38 м/с) была изготовлена модель мягкого крыла. Ее вид в плане представлен на Рисунке 4.4.1, внешний вид – на Рисунке 4.4.2:



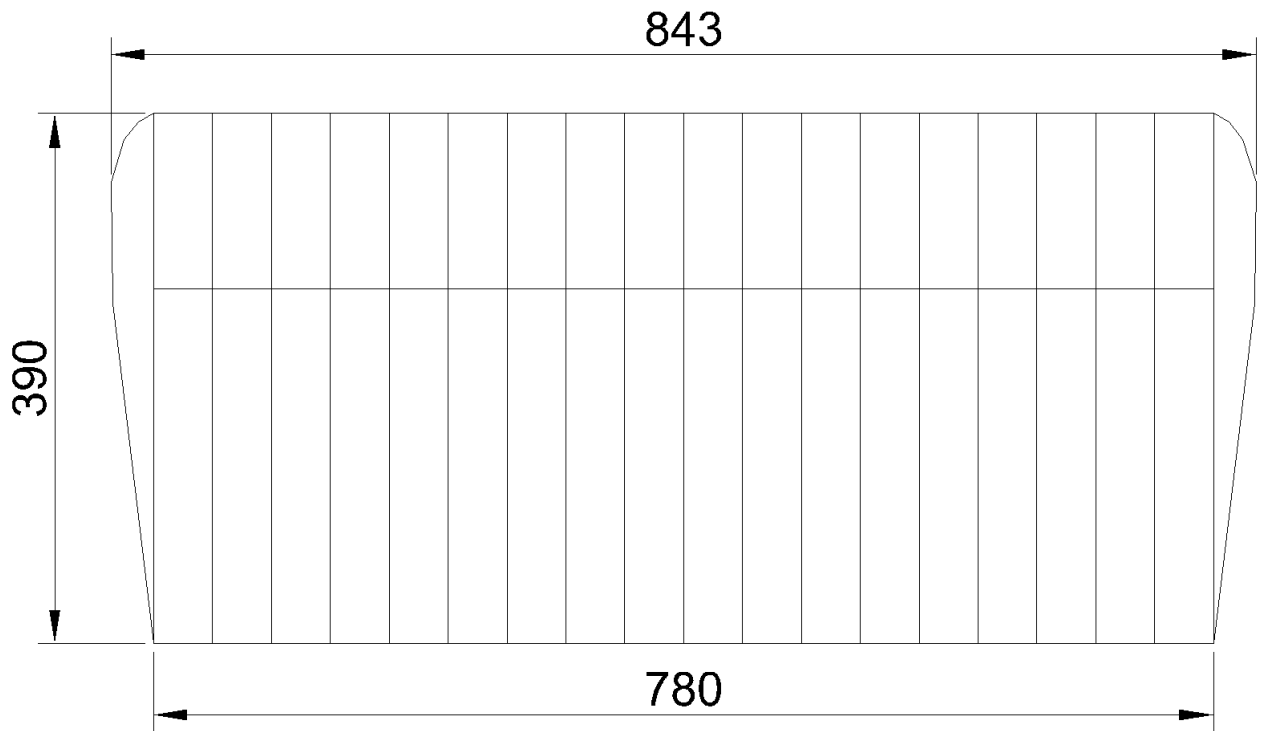


Рисунок 4.4.1 - Вид модели крыла в плане



Рисунок 4.4.2. - Внешний вид модели в установке

Площадь модели крыла составляет 0,32 м<sup>2</sup>, удлинение 2,221.

Использован парапланерный профиль собственной разработки относительной толщиной 17,3% на 21,4% хорды и относительной кривизной 1,12% на 8,1% хорды.

Профиль оснащен воздухозаборником относительной шириной 4% хорды на расстоянии 1,6% хорды от носика до передней кромки воздухозаборника. Также профиль оснащен щелью шириной 8,1% ширины воздухозаборника на расстоянии 33% хорды от носика до передней кромки щели.

Модель оснащена четырьмя лонжеронами в местах крепления рядов строп, а также рамой с жестким охватом первого лонжерона и стропной поддержкой остальных лонжеронов и задней кромки. Фиксация переднего лонжерона необходима для устранения колебания крыла в потоке, а также его разрушения при подвороте передней кромки.

Остальные лонжероны для более точного сохранения формы при продувках без изгиба профиля поддерживались жесткими вкладышами. При продувках с изгибом профиля жесткие вкладыши были демонтированы, и лонжероны поддерживались только двумя шеренгами строп, расположенных симметрично по сторонам модели.

Натяжение передней и задней кромок модели обеспечивается вшитыми тонкими углепластиковыми стержнями.

Поскольку швейные стежки имеют постоянный шаг, сборочные швы мягких моделей не масштабируются, что приводит при малых размерах модели к существенным потерям давления. Для устранения этих потерь швы были заклеены мягким скотчем типа рипстоп. Внешний вид модели показан на Рисунке 4.4.3:



Рисунок 4.4.3 - Внешний вид модели

Схема установки модели в трубе показана на Рисунке 4.4.4:

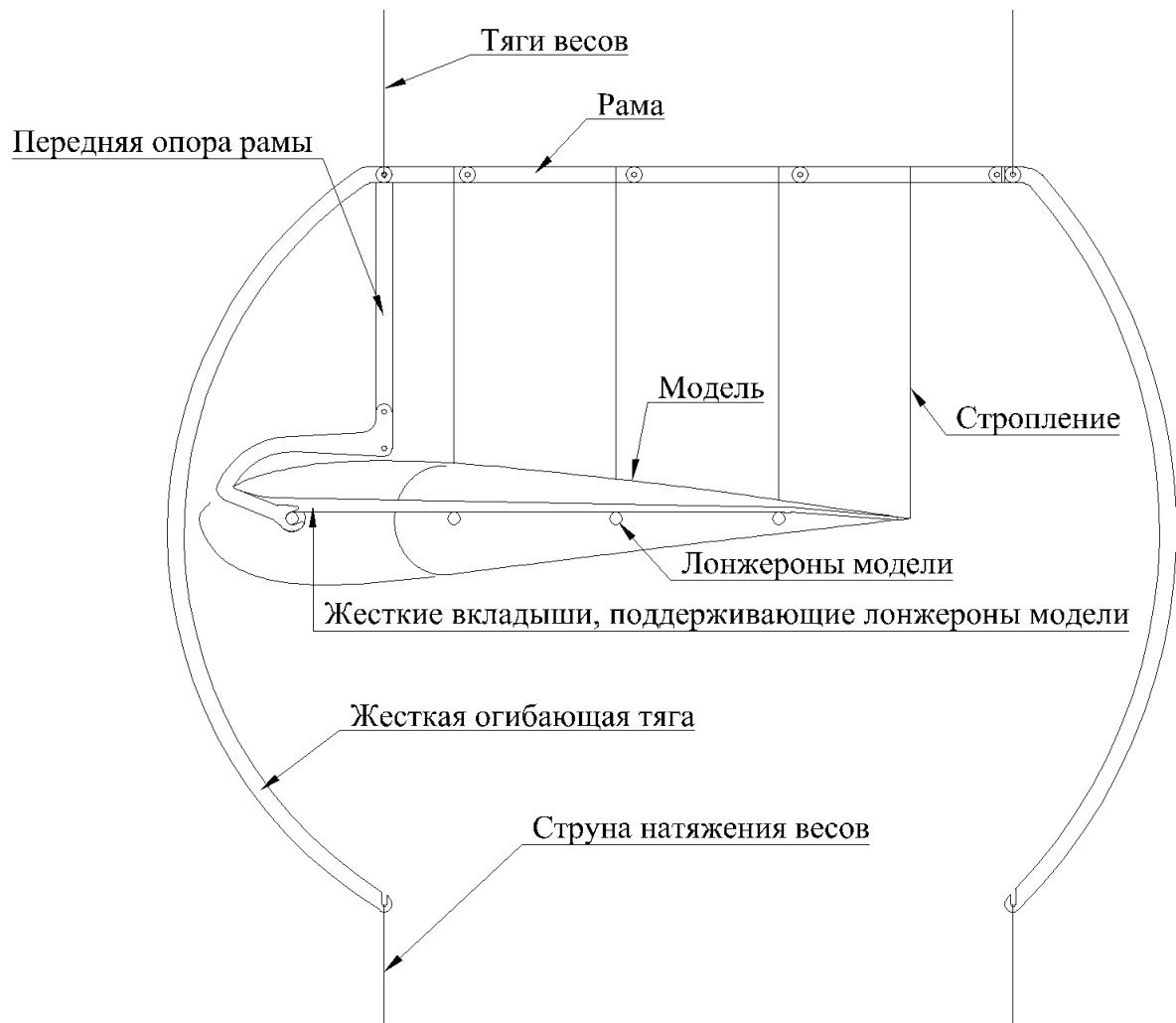


Рисунок 4.4.4 - Схема установки модели на раме, присоединенной к тягам весов

Учебная аэродинамическая труба МАИ закрытого типа (труба открытого типа с обратным током через помещение) имеет диаметр рабочей зоны 1,5 м. Труба оснащена трехкомпонентными аэродинамическими весами АВНК с тремя весовыми элементами  $P_1$ ,  $P_2$  (для измерения подъемной силы и момента) и  $Q$  (для измерения лобового сопротивления), имеющими максимально допустимые пределы измерения сил 18, 12 и 12 даН соответственно, и ленточной подвеской. Для проведения опыта модель укрепляется на подвеске в трех точках в перевернутом положении, так что при положительных углах атаки подъемная сила действует вниз. Конструкция весов позволяет делать предварительную загрузку весов контргрузами, в несколько раз большими, чем аэродинамические силы, которые могут возникнуть даже в случае отрицательных углов атаки, когда аэродинамическая сила  $Y_a$  действует вверх. Подвески состоят из тонких стальных лент, имеющих в сечении симметричный обтекаемый профиль с незначительной абсолютной величиной лобового сопротивления. Измерение аэродинамических сил на всех трех весовых элементах производится «нулевым» методом при мгновенном отсчете, т. е. когда стрелки весовых элементов устанавливаются против рисок, нанесенных на шкале, с отметкой «0».

План работы состоял в следующем:

1. Путем временного полного или частичного заклеивания щели получаем сравнительные характеристики крыла с данным конструктивным элементом различной ширины, и без него.

2. Путем изменения длин рядов стропления снимаем характеристики деформированного профиля. Результатом определяем конфигурацию, при которой  $C_{ya}$  профиля оказывается максимальным.

Обработка данных измерений проводилась по методике, описанной в [17] (работа №11, стр. 119-133).

Предварительные продувки показали, что характер обтекания при изменении скорости обтекания от 15 до 25 м/с меняется мало. Однако на больших скоростях удельная нагрузка на крыло получается столь велика, что приводит к заметным изгибам лонжеронов. Также с ростом скорости пульсации в трубе достигают таких величин, что точность весовых измерений становится неприемлемой (в данном случае пульсации вероятно имели причины, описанные в [9, 15, 59], но рожденные в открытой зоне обратного тока). При этом замечено, что в отличие от жесткой модели мягкое крыло при продувке дрожит и «дышит» вслед за колебаниями потока, то есть выступает упругим звеном в колебательной системе, внося и свою лепту в искажение данных. Соответственно, в дальнейшем рабочие продувки осуществлялись при скорости потока 15 м/с. Параметры измерений приведены в Таблице 4.4.1.

Таблица 4.4.1 - Параметры среды и средств измерений при продувках.

$a_0$	3	<- высота уровня спирта в микроманометре до опыта, мм
$x$	1.014	<- коэффициент приемника воздушного давления (ПВД)
$g_{сп}$	0.822	<- удельный вес спирта
$\sin f$	0.5	<- синус угла установки трубки манометра
$K$	1.007	<- коэффициент микроманометра
$h_0$	3	<- высота уровня спирта в микроманометре до опыта, мм
$\mu$	1.02	<- коэффициент поля трубы
$r$	0.121	<- массовая плотность воздуха,
$S$	0.32	<- площадь модели крыла, м <sup>2</sup>
$L$	0.843	<- размах модели крыла, м
$b$	0.39	<- хорда профиля модели крыла, м
$x_1/b$	0.13	<- относительная координата подцепки первого ряда строп к крылу
$\lambda$	2.221	<- удлинение модели крыла
$d$	0.0138	<- коэффициент учета влияния формы крыла в плане на индуктивное сопротивление для заданного удлинения
$t$	0.094	<- коэффициент учета влияния формы крыла в плане на скос потока для заданного удлинения
$l_6$	345	<- плечо державки между линиями действия $P_1$ и $P_2$ в СК модели, мм

Таблица 4.4.1 - продолжение

$x_0$	0.1015	<- координата $x$ от передней кромки крыла до линии действия $P_1$ в СК модели, м
$H$	0.15	<- высота установки крыла (по хорде) над линией между шарнирами державки, м
$F$	1.767	<- площадь сечения рабочей части трубы, $m^2$
$n$	1.50413E-05	<- кинематический коэффициент вязкости воздуха при температуре 15С и давлении 760 мм. рт. ст.
$Re_{\text{мод}}$	380819	<- число Рейнольдса расчетное
$Re_{\text{с нат}}$	385000	<- критическое число Рейнольдса для шара ( $C_x=0.3$ ) в спокойном воздухе
$Re_{\text{с мод}}$	150000	<- критическое число Рейнольдса для шара в трубе
$Re_{\text{э}}$	977435	<- эффективное число Рейнольдса

#### 4.5 РЕЗУЛЬТАТЫ СЕРИИ ПРОДУВОК МОДЕЛИ КРЫЛА С НЕДЕФОРМИРОВАННЫМ ПРОФИЛЕМ И РАЗЛИЧНОЙ ШИРИНОЙ ЩЕЛИ

В первой серии экспериментов проведены продувки с тремя конфигурациями на одном и том же строплении и числом Рейнольда – без щели, с уменьшенной наполовину щелью, с полностью открытой щелью. Технически эксперимент проводился с предварительным заклеиванием щелевых секций моделируемого крыла мягким скотчем. После заклейки щелей модель была установлена на весы и продута, далее прямо на весах половина заклеек была снята. Далее были сделаны продувки модели с наполовину заклеенными щелями, после чего прямо на весах были удалены оставшиеся заклейки, и модель снова продута. Таким образом была максимально соблюдена идентичность конфигураций, менялась только величина выдува через щель.

В процессе продувок выявлен эффект, который в будущем может использоваться для увеличения безопасности мягких крыльев – на нулевых и отрицательных углах атаки профиль исследуемой модели не подворачивался, вследствие смятия носика профиля и вследствие этого выпячивания воздухозаборника (Рисунок 4.5.1):



Рисунок 4.5.1 - Форма носика профиля исследуемой модели крыла на нулевых и отрицательных углах атаки. Заметно подмятие передней кромки и выпячивание воздухозаборника, приводящие к сохранению устойчивой формы крыла. Использование данного эффекта на малых углах атаки может повысить безопасность мягких крыльев

Вследствие обнаруженного эффекта в эксперимент включены результаты продувок и на отрицательных углах атаки.

Полученные данные представлены на графиках ниже (Рисунки 4.5.2-4.5.6):

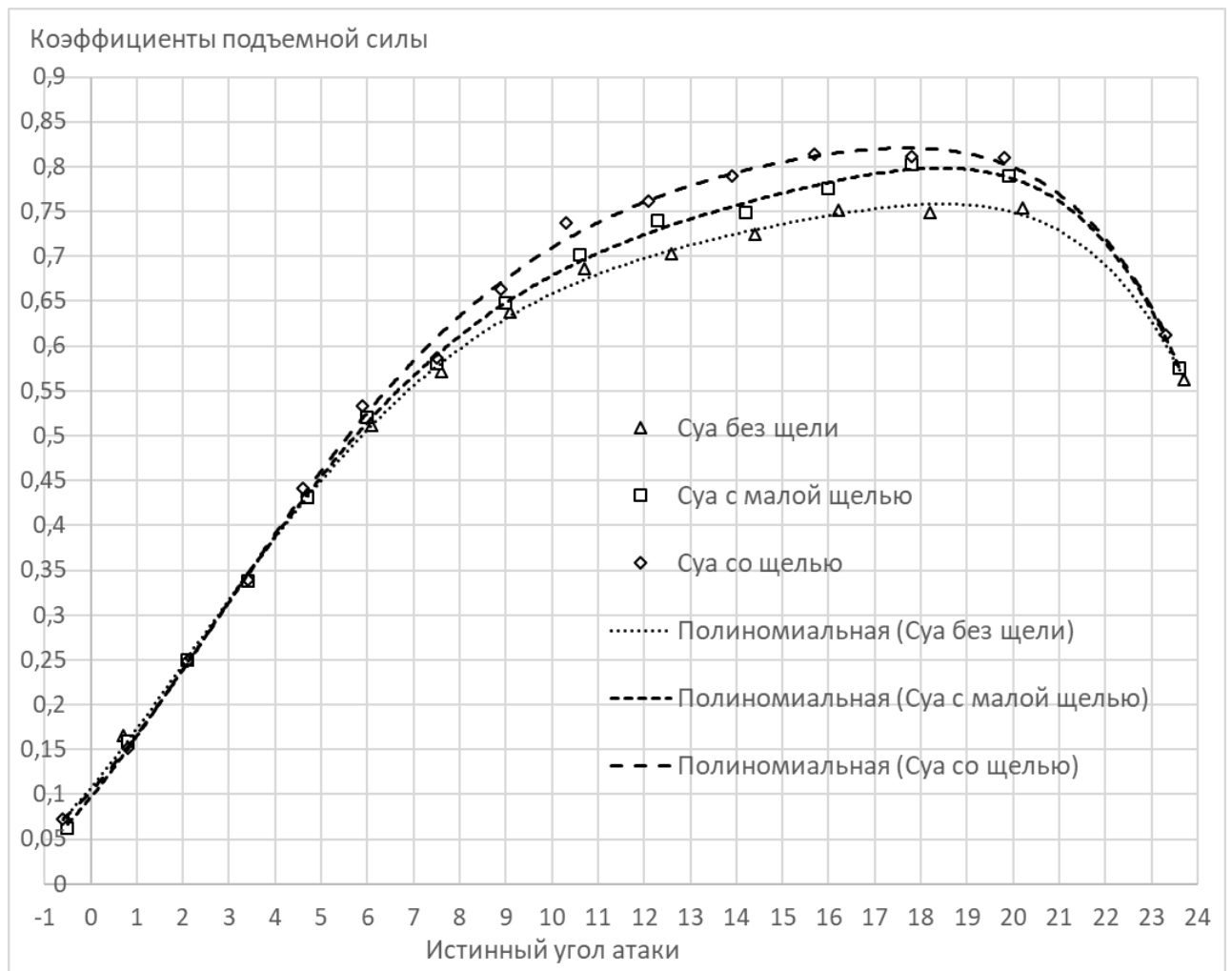


Рисунок 4.5.2 - График изменения коэффициента подъемной силы профиля  $C_{ya}$  в зависимости от истинного угла атаки, выраженного в градусах. Дан для трех конфигураций – без щели, с половинной щелью, с полностью выполненной щелью (8,1% ширины воздухозаборника).

Кривые представляют собой полиномиальную аппроксимацию данных 5 степени.

Свидетельствует, что с увеличением ширины щели несущая способность крыла с недеформированным профилем (в данной работе определяется коэффициентом  $C_{yamax}$ )

повышается



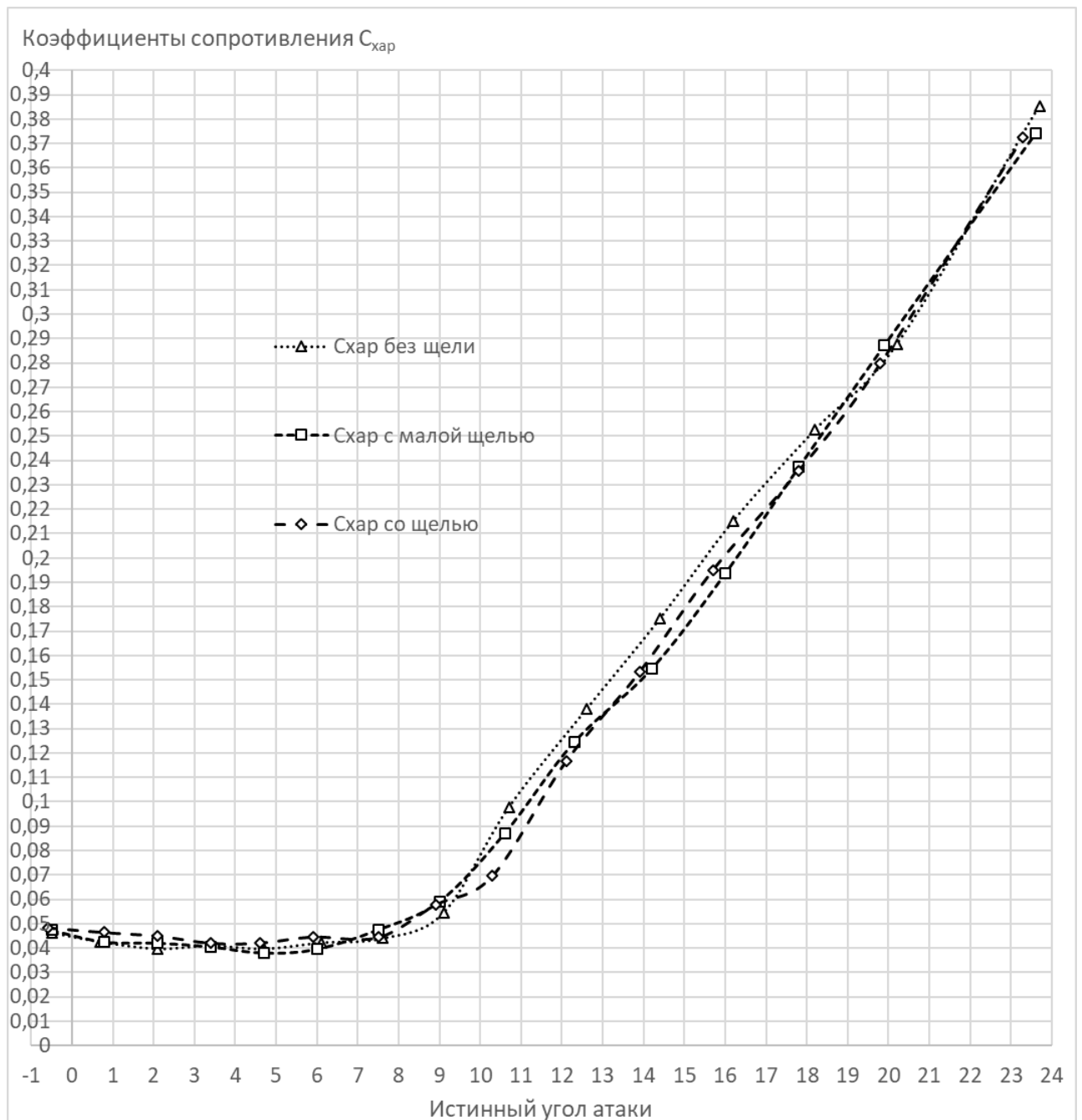


Рисунок 4.5.3 - График изменения коэффициента сопротивления профиля  $C_{хар}$  в зависимости от истинного угла атаки, выраженного в градусах. Дан для трех конфигураций – без щели, с половинной щелью, с полностью выполненной щелью (8,1% ширины воздухозаборника). Свидетельствует, что на углах атаки до 6,5 градусов несколько меньшее сопротивление имеет бесщелевое крыло, возможно за счет меньшего смятия носика. Однако сопротивление бесщелевого крыла и его же с половинной щелью в этом диапазоне практически идентичны. Начиная с 7-8 градусов картина меняется – некоторое преимущество получает щелевое крыло

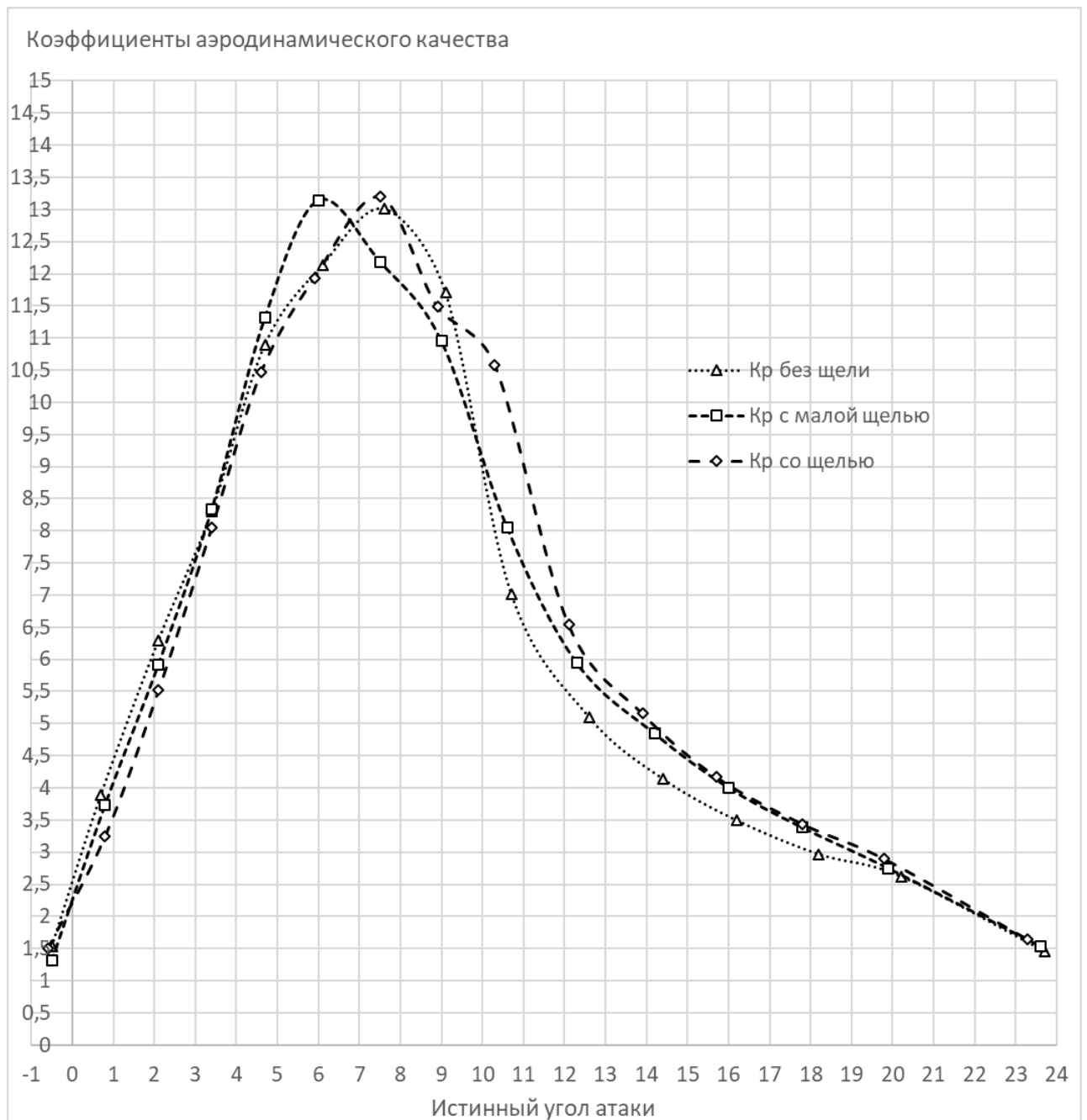


Рисунок 4.5.4 - График изменения коэффициента аэродинамического качества профиля  $K_p$  в зависимости от истинного угла атаки, выраженного в градусах. Дан для трех конфигураций – без щели, с половинной щелью, с полностью выполненной щелью (8,1% ширины воздухозаборника). Свидетельствует, что на углах атаки до 3-4 градусов большее качество имеет бесщелевое крыло, а на больших углах получает преимущество щелевое его исполнение. При этом максимальное качество во всех конфигурациях меняется мало. На этом основании можно сделать вывод, что на крейсерском угле атаки и при переходе к большим углам атаки перед посадкой щелевое крыло окажется более выгодным

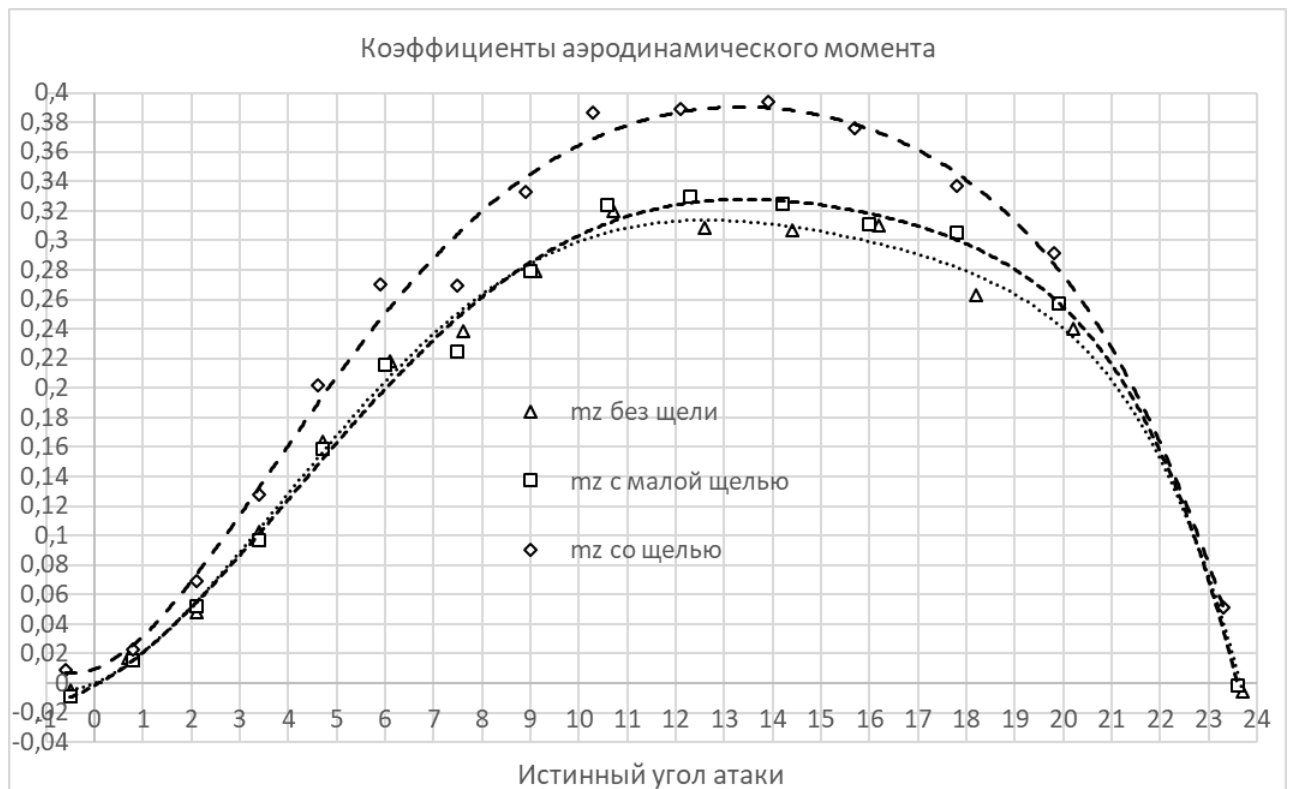


Рисунок 4.5.5 - График изменения коэффициента момента профиля  $m_z$  в зависимости от истинного угла атаки, выраженного в градусах. Дан для трех конфигураций – без щели, с половинной щелью, с полностью выполненной щелью (8,1% ширины воздухозаборника).

Кривые представляют собой полиномиальную аппроксимацию данных 6 степени. Свидетельствует о том, что у щелевого крыла центр давления несколько смещен назад, и тем сильнее, чем больше ширина щели

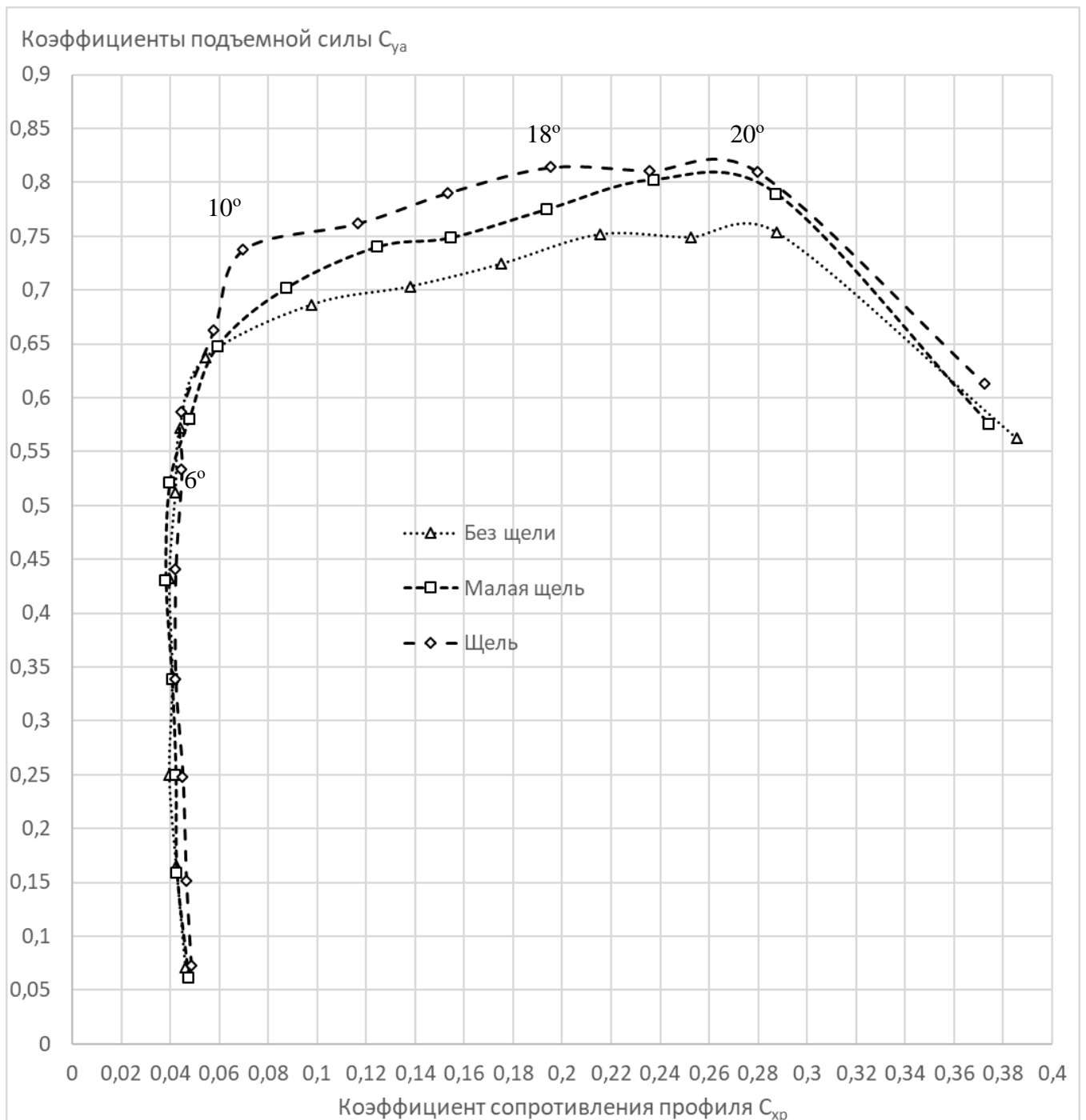


Рисунок 4.5.6 - Поляры Лилиенталя для трех конфигураций – без щели, с половинной щелью, с полностью выполненной щелью (8,1% ширины воздухозаборника). Видно, что наличие щели затягивает момент возникновения существенных срывных областей, заваливающих наклон кривой  $C_{ya}$

На показанных графиках истинному углу атаки соответствует угол хорды крыла относительно фактического направления потока около крыла, отличающийся от направления невозмущенного потока за счет возникновения схода потока.

Полученные в настоящем исследовании данные по влиянию на аэродинамические характеристики полого профиля профилированной щели на его верхней поверхности (с подпиткой воздухом через воздухозаборник в его носике) были сравнены с результатами

продувок цельного профиля Clark-Y [111, 116], выполненного как с отсутствующей щелью, так и со сквозной (с подпиткой воздухом из-под крыла) профилированной щелью в том же районе хорды (Рисунок 4.5.7), и проведен анализ отличий.

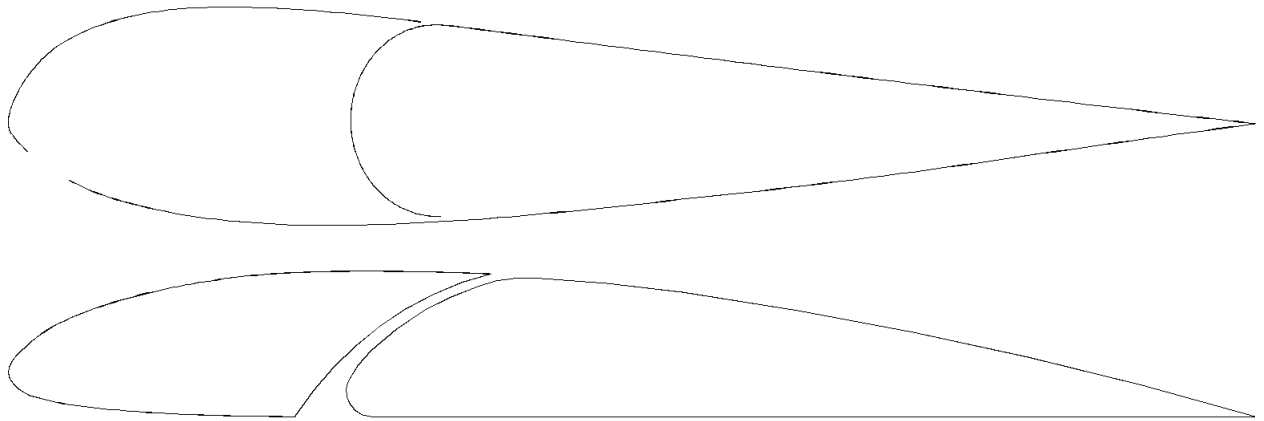


Рисунок 4.5.7 - Внешний вид сравниваемых профилей X4 и Clark-Y в исполнении со щелью

Полученные данные приведены в виде сравнительной Таблицы 4.5.1:

Таблица 4.5.1 - Аэродинамические коэффициенты для разной ширины щели в модели крыла.

		$C_{y_{max}}$	$C_{x_{арmin}}$	$C_{y_{max}}/C_{x_{арmin}}$
1	Полый профиль с воздухозаборником без щели	0,754	0,397	18,972
2	Полый профиль с воздухозаборником с половинной щелью	0,803	0,038	21,08
3	Полый профиль с воздухозаборником с половинной щелью в долях коэффициента без щели	1,065	0,096	1,111
4	Полый профиль с воздухозаборником со щелью	0,814	0,0421	19,335
5	Полый профиль с воздухозаборником со щелью в долях коэффициента без щели	1,08	0,106	1,019
6	Цельный профиль Clark-Y без щели	1,291	0,0152	85
7	Цельный профиль Clark-Y со сквозной щелью	1,596	0,0199	80,3
8	Цельный профиль Clark-Y со сквозной щелью в долях коэффициента без щели	1,236	1,309	0,945

Как можно заметить из таблицы, получены принципиально разные результаты. Если цельный профиль со сквозной щелью показал ухудшение отношения  $C_{y_{max}}/C_{x_{арmin}}$  (что особенно заметно в долях этого отношения к ему же для цельного профиля без щели, равному 0,945), то профили с воздухозаборником и щелью, выполненной из полости крыла, показали улучшение этого отношения по сравнению с полым профилем без щели (отношение в строках 3 и 5 превышает единицу).

Подытожив, по результатам первой серии экспериментов можно сделать следующие выводы:

1. Предложенная методика эксперимента работоспособна и дает необходимую информацию.

2. В эксперименте 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.

3. На углах атаки до 4 градусов щель не оказывает существенного влияния на характеристики выглаженного профиля с далеко отнесенным от носика воздухозаборником (типа парапланерного), 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 широкими воздухозаборниками эффект обещает быть заметным и в этом диапазоне, поскольку уменьшает локальные отрывы потока при обтекании кромок таких воздухозаборников.

4. 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 места отрыва вниз по потоку под влиянием щели.

5. 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.

6. 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), что практически не приводит к изменению угла атаки крыла.

#### **4.6 СЕРИЯ ПРОДУВОК МОДЕЛИ КРЫЛА С ПОЛНОСТЬЮ ОТКРЫТОЙ ЩЕЛЬЮ ПРИ РАЗЛИЧНОЙ СТЕПЕНИ ИЗГИБА**

Во второй серии экспериментов проводились продувки крыла с полностью открытой щелью при различной степени изгиба, для чего жесткие вкладыши, поддерживающие лонжероны модели, были демонтированы. Для увеличения точности сравнения конфигураций между собой характеристики крыла без изгиба после изъятия жестких вкладышей были измерены снова, и имеют незначительные отличия от приведенных выше значений.

Отсутствие дополнительного изгиба профиля на графиках обозначено как 0%, дополнительный изгиб около 5% (стропы на 2 ряду вытравлены на 2 см, на 4 ряду подтянуты на

2 см, и на задней кромке подтянуты на 4 см) обозначен как 5%, и дополнительный изгиб в 10% (стропы на 2 ряду вытравлены на 4 см, на 4 ряду подтянуты на 4 см, и на задней кромке подтянуты на 8 см) обозначен как 10%. Получены следующие результаты (Рисунки 4.6.1-4.6.4):

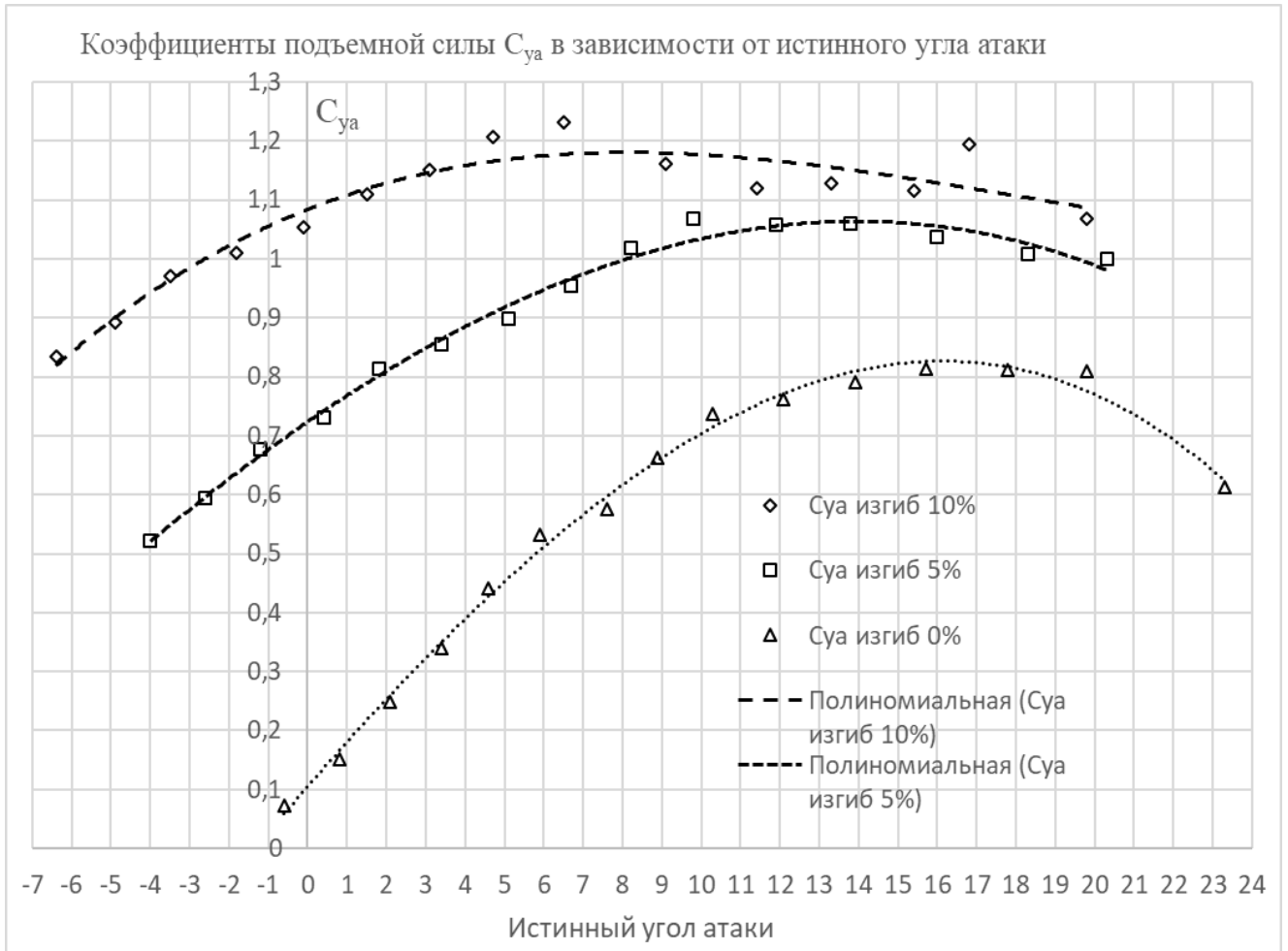


Рисунок 4.6.1 - Зависимость коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$  профиля с различным изгибом в зависимости от истинного угла атаки

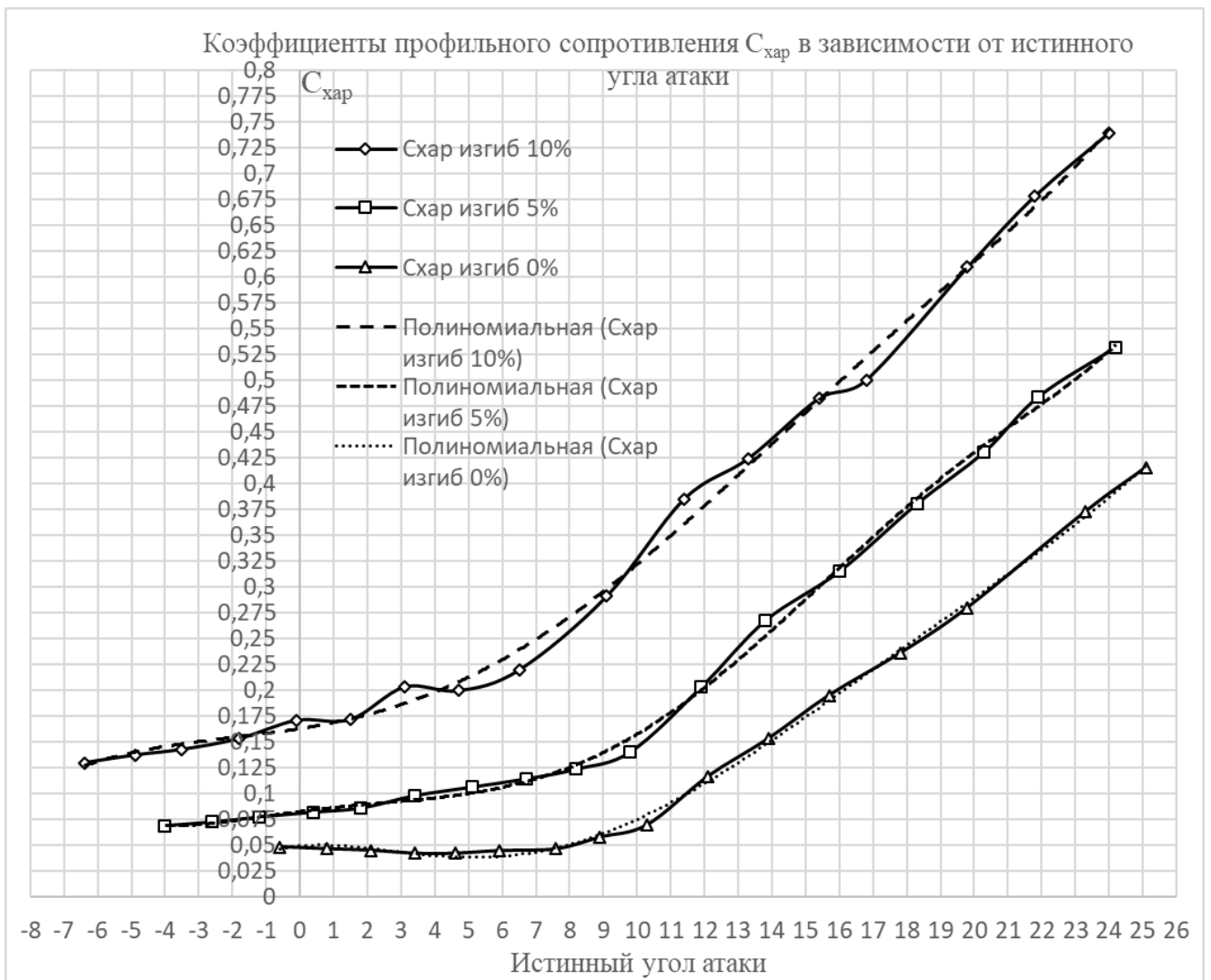


Рисунок 4.6.2 - Зависимость коэффициента сопротивления  $C_{\text{хр}}$  профиля с различным изгибом в зависимости от истинного угла атаки



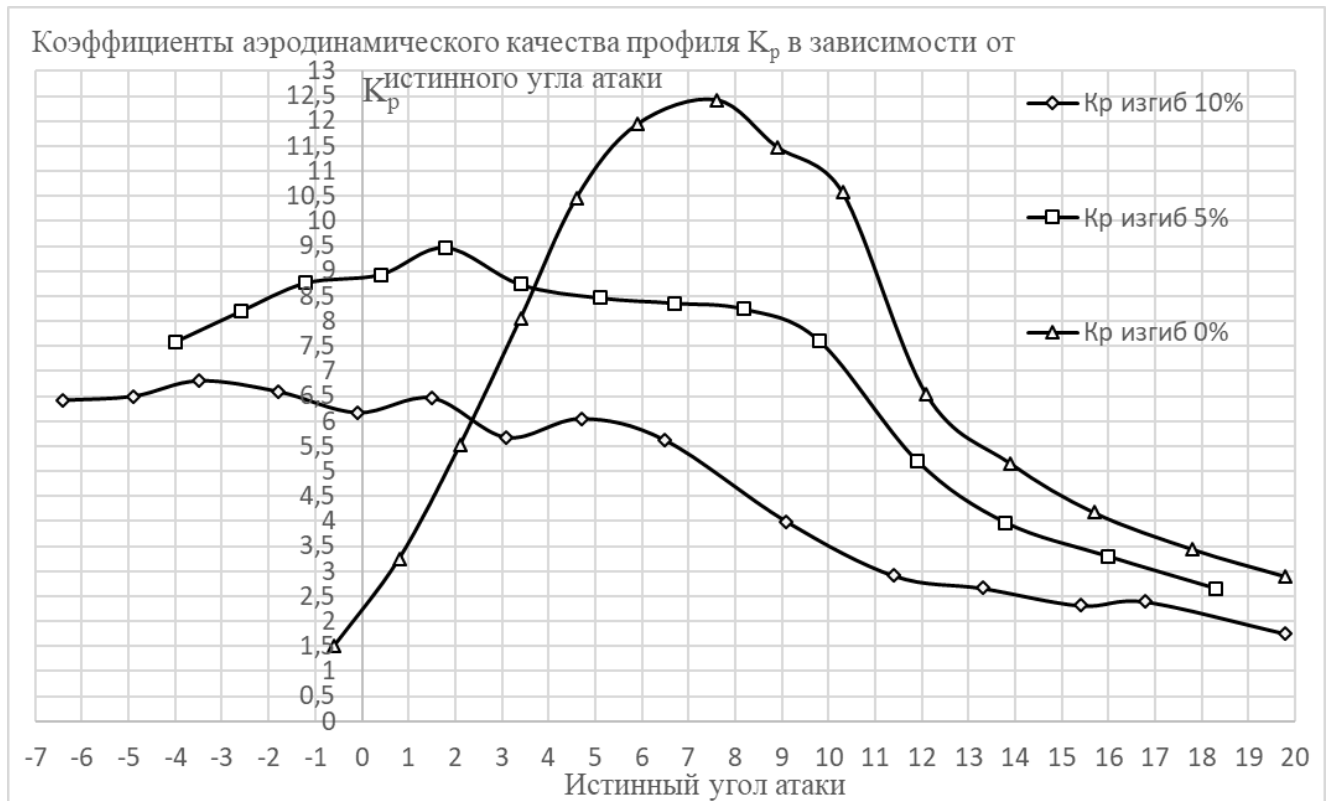


Рисунок 4.6.3 - Зависимость аэродинамического качества  $K_p$  профиля с различным изгибом в зависимости от истинного угла атаки

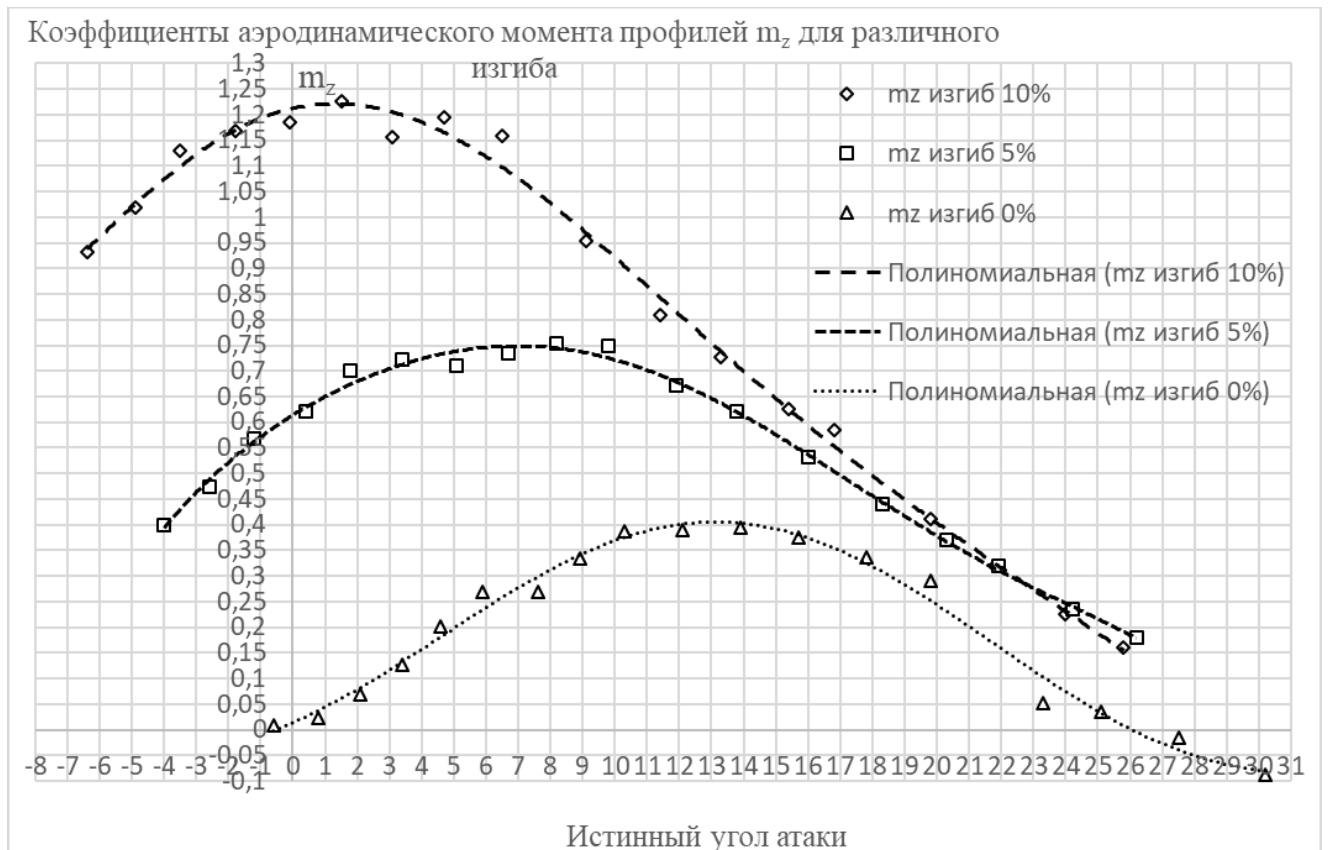


Рисунок 4.6.4 - Зависимость коэффициента аэродинамического момента  $m_z$  профиля с различным изгибом в зависимости от истинного угла атаки

Согласно [11] можно экстраполировать точки максимального качества кривых Лилиенталя для профилей с различной степенью изгиба близкой к параболической кривой (Рисунок 4.6.5):

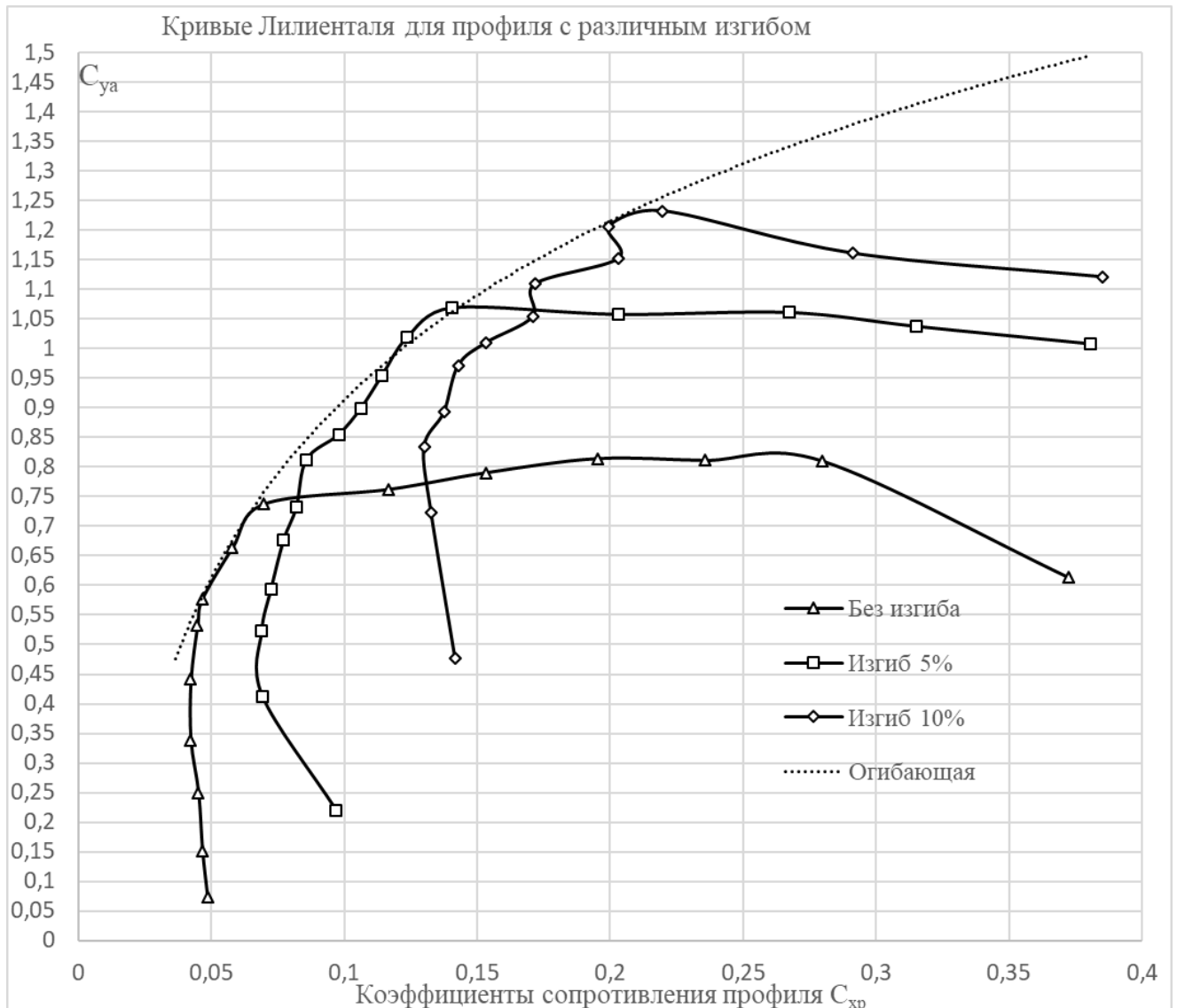


Рисунок 4.6.5 - Виды кривых Лилиенталя для профиля с различным изгибом, дополненных экстраполяционной кривой точек максимального качества. Видно, что для данного профиля достигим максимальный  $C_{ya}$  порядка 1,45 при прогнозируемом  $C_{xp}$  около 0,35

Подытожив, по результатам второй серии экспериментов можно сделать следующие выводы:

1. Предложенная методика эксперимента работоспособна и дает необходимую информацию по максимальной несущей способности крыла для использования на режиме гашения скорости при посадке.

2. С использованием предложенной методики возможно определить такие пропорции изгиба передней и задней зон профиля крыла стропной системой, которые позволяют достигать максимальной подъемной силы с минимальными потерями качества.

Полученные результаты представляют интерес, поскольку конструкция планирующего парашюта позволяет в момент контакта с поверхностью посадки уменьшить скорость груза почти до нуля. Необходимое для этого возрастание аэродинамических сил получается при интенсивном и скоротечном увеличении кривизны профиля крыла, например путем резкого подтяга строп управления. Этот способ обычно называют динамическим торможением или подрывом. При длительном удерживании строп в подтянутом состоянии планирующая система снова перейдет в устойчивое снижение уже с другими вертикальной и горизонтальной скоростями полета, поэтому для эффективного подрыва необходимо точно выбирать момент начала торможения и тонко регулировать его интенсивность. Эта сложность затрудняет внедрение динамического торможения в конструкцию серийных систем десантирования. Кроме того, ввод в систему управления опции быстрого подтяга строп на большую длину приводит к переразмериванию и утяжелению приводов, что съедает выгоду от уменьшения площади крыла. Однако следует заметить, что есть возможность быстрого увеличения кривизны профиля крыла без использования работы приводов путем свободного вытравливания свободных концов второго (и возможно третьего) ряда, например так, как представлено на Рисунке 4.6.6. Подобная схема полиспастного реконфигурирования свободных концов позволяет производить маневрирование теми же каналами. Подтягивание свободного конца второго ряда с одновременным вытравливанием свободного конца четвертого ряда придает профилю крыла S-образность, уменьшая его подъемную силу и увеличивая сопротивление. И наоборот, вытравливание конца второго ряда приводит к увеличению кривизны профиля крыла, что полезно при посадке.

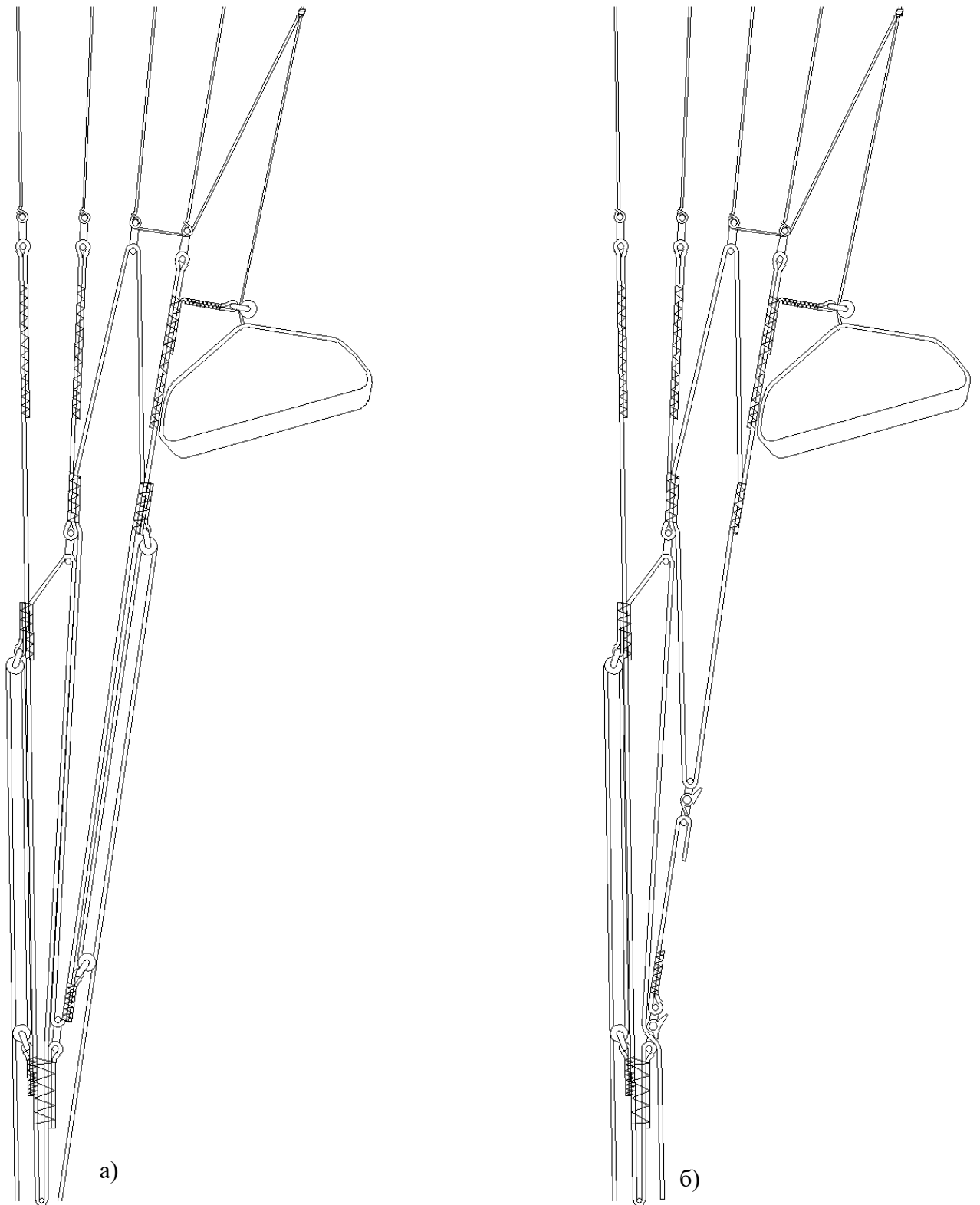


Рисунок 4.6.6 - Варианты свободных концов, в которых при втягивании первого (и вместе с ним второго ряда) выстраивается четвертый ряд. При посадке достаточно программируемым образом (например со скоростью, обратно пропорциональной усилию на конце) выстраивать второй ряд, чтобы изменять кривизну профиля крыла (условный узел выстраивания конца второго ряда показан на варианте б)

#### 4.7 РАСЧЕТ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ ПЛАНИРУЮЩЕЙ СИСТЕМЫ С МЯГКИМ КРЫЛОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПОЛУЧЕННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ

В процессе динамического торможения можно выделить три этапа:

- на первом этапе значительно уменьшается модуль вертикальной составляющей скорости. Горизонтальная составляющая скорости меняется слабо;
- на втором этапе модуль вертикальной составляющей скорости выдерживается минимальным, а горизонтальная скорость интенсивно убывает;
- третий этап включается после касания земли посадочным устройством (обычно лыжного или ползкового типа), и заключается в быстром и интенсивном заваливании купола назад (путем подтягивания строп управления или вытравливания свободных концов первых рядов) для создания максимального сопротивления. Для увеличения интенсивности торможения в этот момент могут вводиться дополнительные тормозные парашюты. Потребная площадь таких парашютов относительно невелика, поскольку им нет необходимости компенсировать вес груза, и к их сопротивлению добавляется сила трения о грунт.

Полученные в эксперименте данные позволяют предположить, что выполнить этот маневр способны планирующие парашюты со щелевым крылом с минимальным удлинением 3,2 и нагрузкой на крыло (в раскрое) вплоть до 30 кг/м<sup>2</sup>.

На основе полученных экспериментальных данных об аэродинамических коэффициентах щелевого крыла (Главы 4.3 и 4.6), с использованием расчетных формул, изложенных в Главе 2.4, и уравнений динамики проведен оценочный расчет поведения планирующей системы с мягким крылом при посадке с использованием динамического торможения.

Результаты численного расчета изменения скоростей при посадке парашюта с удлинением 3,2 и нагрузкой на площадь 30 кг/м<sup>2</sup> показаны на Рисунках 4.7.1-4.7.5.

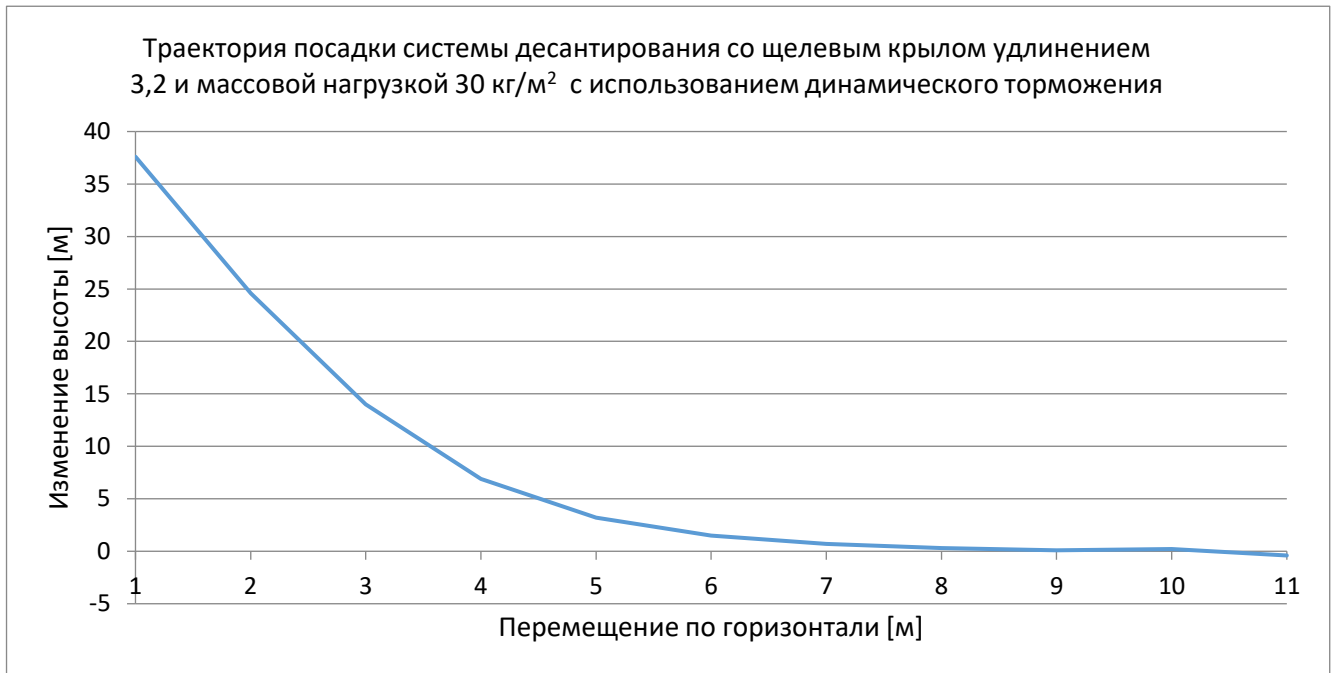


Рисунок 4.7.1 - График изменения координат высоты  $Y$  и перемещения  $X$  планирующей системы с нагрузкой на крыло 30 кг/м<sup>2</sup> и удлинением 3,2 во время динамического торможения

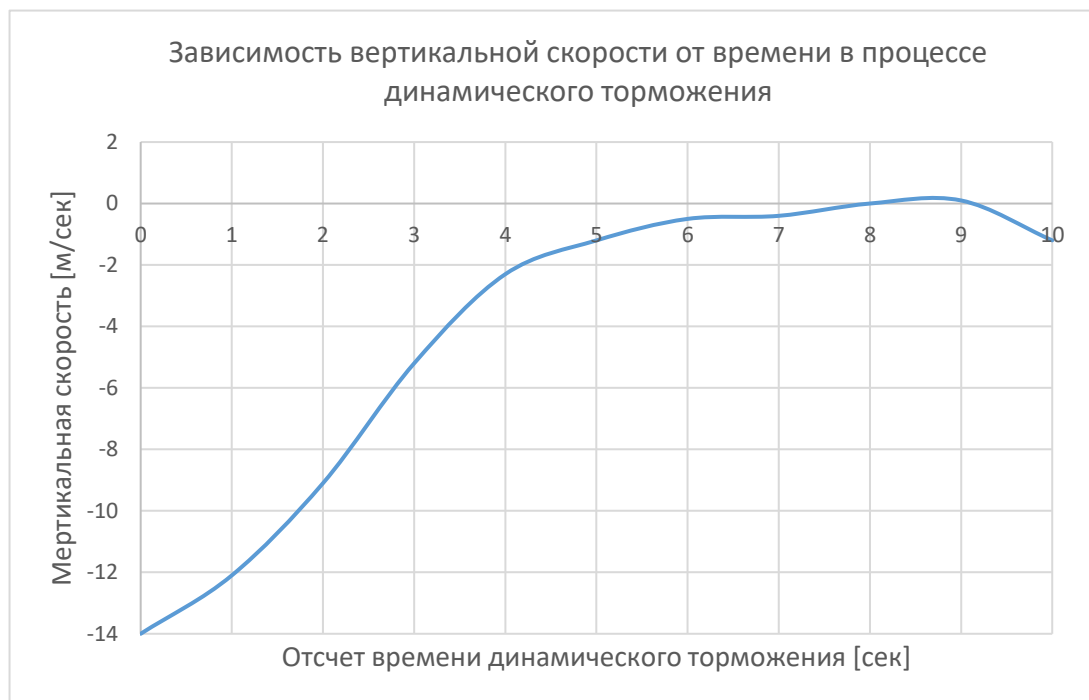


Рисунок 4.7.2 - График изменения вертикальной скорости  $V_y$  планирующей системы с нагрузкой на крыло 30 кг/м<sup>2</sup> и удлинением 3,2 во время динамического торможения. Вертикальная скорость при касании земли составляет -1,2 м/сек



Рисунок 4.7.3 - График задаваемого изменения аэродинамического коэффициента подъемной силы крыла  $C_{ya}$  планирующей системы с нагрузкой на крыло  $30 \text{ кг/м}^2$  и удлинением 3,2 от времени во время динамического торможения

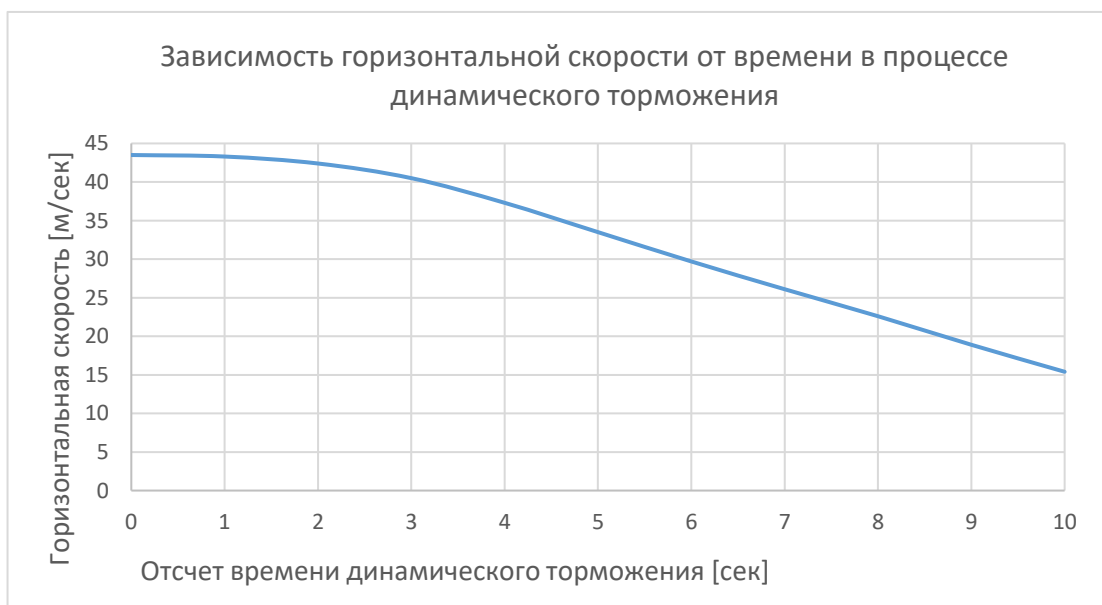


Рисунок 4.7.4 - График изменения горизонтальной скорости  $V_x$  планирующей системы с нагрузкой на крыло  $30 \text{ кг/м}^2$  и удлинением 3,2 во время динамического торможения. Горизонтальная скорость при касании земли составляет  $15,4 \text{ м/сек}$  ( $55 \text{ км/час}$ )

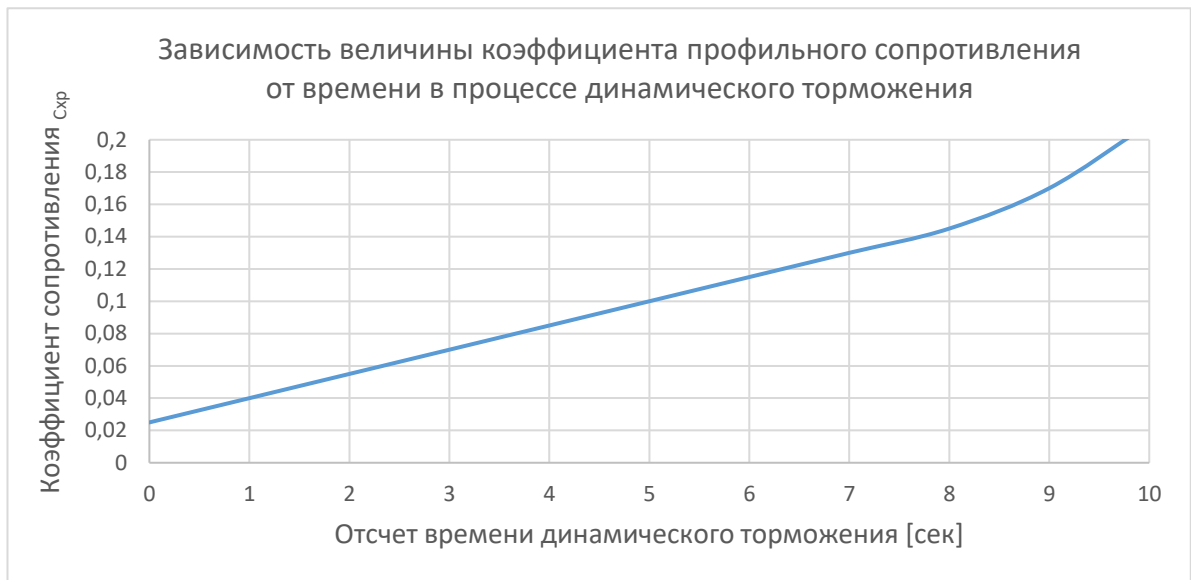


Рисунок 4.7.5 - График задаваемого изменения аэродинамического коэффициента профильного сопротивления  $C_{xp}$  планирующей системы с нагрузкой на крыло  $30 \text{ кг/м}^2$  и удлинением  $3,2$  от времени во время динамического торможения

Полученные результаты позволяют утверждать, что при использовании щелевого крыла с механизацией и динамического торможения есть возможность применять планирующие системы десантирования и посадки с нагрузкой на крыло порядка  $30 \text{ кг/м}^2$  без дополнительных устройств торможения.

Полиспастный механизм на свободных концах позволяет придать кривизну профилю крыла на посадке без использования дополнительных приводов, но в связи с дискретностью редукции натяжения строп в полиспастном механизме полностью скомпенсировать усилия на стропах управления невозможно. Как следствие, вернуть крыло с полиспастным механизмом в исходное состояние возможно только дополнительным приводом или после посадки.

#### 4.8 ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ МЯГКИМ КРЫЛОМ СО СТРОПНОЙ ПОДДЕРЖКОЙ ПРИВОДА С ВЕСОВОЙ КОМПЕНСАЦИЕЙ УСИЛИЙ

Управление мягким крылом на стропной поддержке имеет особенности:

1. Управление ведется подмоткой строп управления, причем в зависимости от режима на стропе всегда в той или иной степени присутствует натяжение. Соответственно, сервоприводы управления вынуждены иметь в своем составе помимо датчика обратной связи также тормоз и муфту сцепления, в противном случае на поддержание момента придется постоянно затрачивать энергию.



2. Управление характеризуется большими и быстрыми рабочими ходами, а также неравномерной нагрузкой, что вынуждает перетяжелить двигатели лебедки. С другой стороны, эта особенность позволяет обойтись приводами без прецизионных механизмов и с крупным шагом перемещений.

3. Источник энергии для приводных механизмов должен обеспечивать высокую отдачу мощности при неравномерным нагружении (высокую пиковую мощность).

Указанные особенности приводят к тому, что приводы управления мягким крылом и источники энергии к ним имеют непропорционально большой вес по сравнению с системами управления жестким крылом аналогичной несущей способности.

Типичная величина общего максимального усилия на стропах управления (в сумме на оба привода) составляет [1]:

– на режимах управления  $(0,08 \dots 0,1) * G$ ;

– на режимах подрыва  $(0,15 \dots 0,2) * G$ ,

где  $G$  – полетный вес объекта.

Величина скорости перемещения составляет:

– на режимах управления  $h/T$ ;

– на режимах подрыва  $(1,2 \dots 1,5) h/T$ ,

где  $h$  – максимальный ход стропы управления,  $T$  – время перекладки стропы управления.

Время перекладки стропы управления оценивается через время разворота парашютной системы  $T < 0,15 * T_{пс}$ .

Величина максимального хода стропы управления зависит от типа парашюта – однооболочкового или двухоболочкового; для однооболочковых ход стропы управления в два раза больше.

Для объектов с полетной массой до 0,5 т  $N_{вых} = 0,140$  кВт на каждый привод;  $h = (0,9 \dots 1,1)$  м; скорость перемещения на режиме подрыва не менее 0,3 м/с.

Для объектов с полетной массой до 1,1 т  $N_{вых} = 0,250$  кВт на каждый привод;  $h = (1,6 \dots 2,0)$  м; скорость перемещения на режиме подрыва не менее 0,5 м/с.

Для объектов с полетной массой до  $(1,5 \dots 2,5)$  т  $N_{вых} = (0,8 \dots 1,0)$  кВт на каждый привод;  $h = (2,3 \dots 2,6)$  м; скорость перемещения на режиме подрыва не менее 0,6 м/с.

Для объектов с полетной массой до  $(3 \dots 5)$  т  $N_{вых} = (1,1 \dots 4,0)$  кВт на каждый привод;  $h = (3,1 \dots 4,0)$  м; скорость перемещения на режиме подрыва не менее 0,8 м/с.

Конструкция мягкого крыла не позволяет использовать аэродинамическую компенсацию усилий на органах управления. Однако можно воспользоваться тем, что мягкое крыло имеет крепление к борту посредством небольшого количества свободных концов. Тогда по мере подтягивания строп управления можно вытравливать свободные концы в такой пропорции,

чтобы силы на стропах управления и свободных концах компенсировали друг друга (применить весовую компенсацию).

Компенсировать нагрузки на стропах управления можно редуктором, выполняющим функции равноплечего рычага. К переднему плечу такого рычага-редуктора присоединяются свободные концы одной или нескольких шеренг строп, а к заднему плечу – стропа управления. Построенный на базе такого редуктора привод с компенсацией усилий (Рисунки 4.8.1-4.8.3) выполняется в виде кулачка переменного радиуса 1, на который наматываются свободные концы одной или нескольких шеренг строп 2, а заднее плечо выполняется в виде барабана 3 для намотки стропы управления 4, или в простейшем случае удлиненного плеча рычага 6.

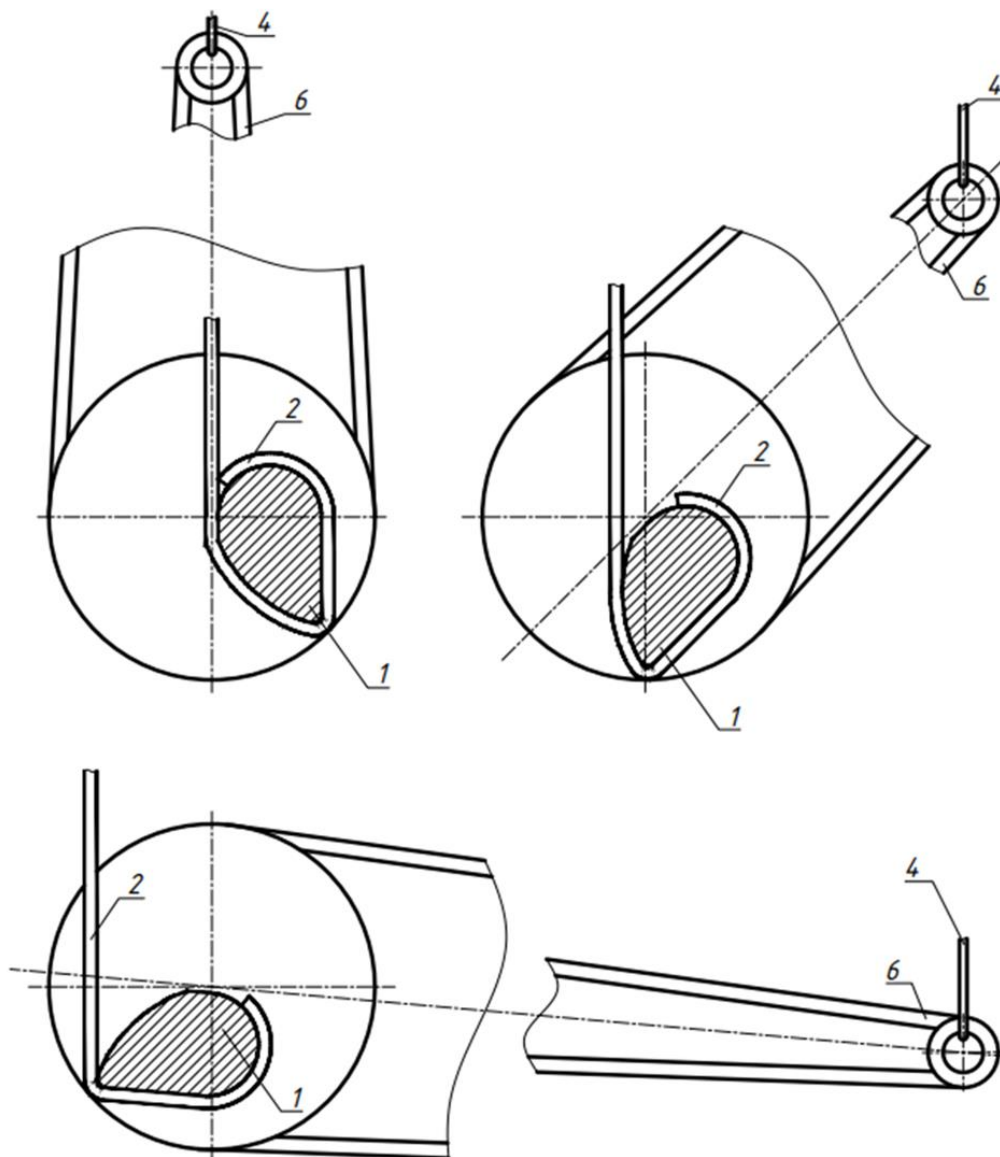


Рисунок 4.8.1 - Редуктор, компенсирующий усилия на стропах управления, в виде разноплечего рычага с кулачком переменного радиуса

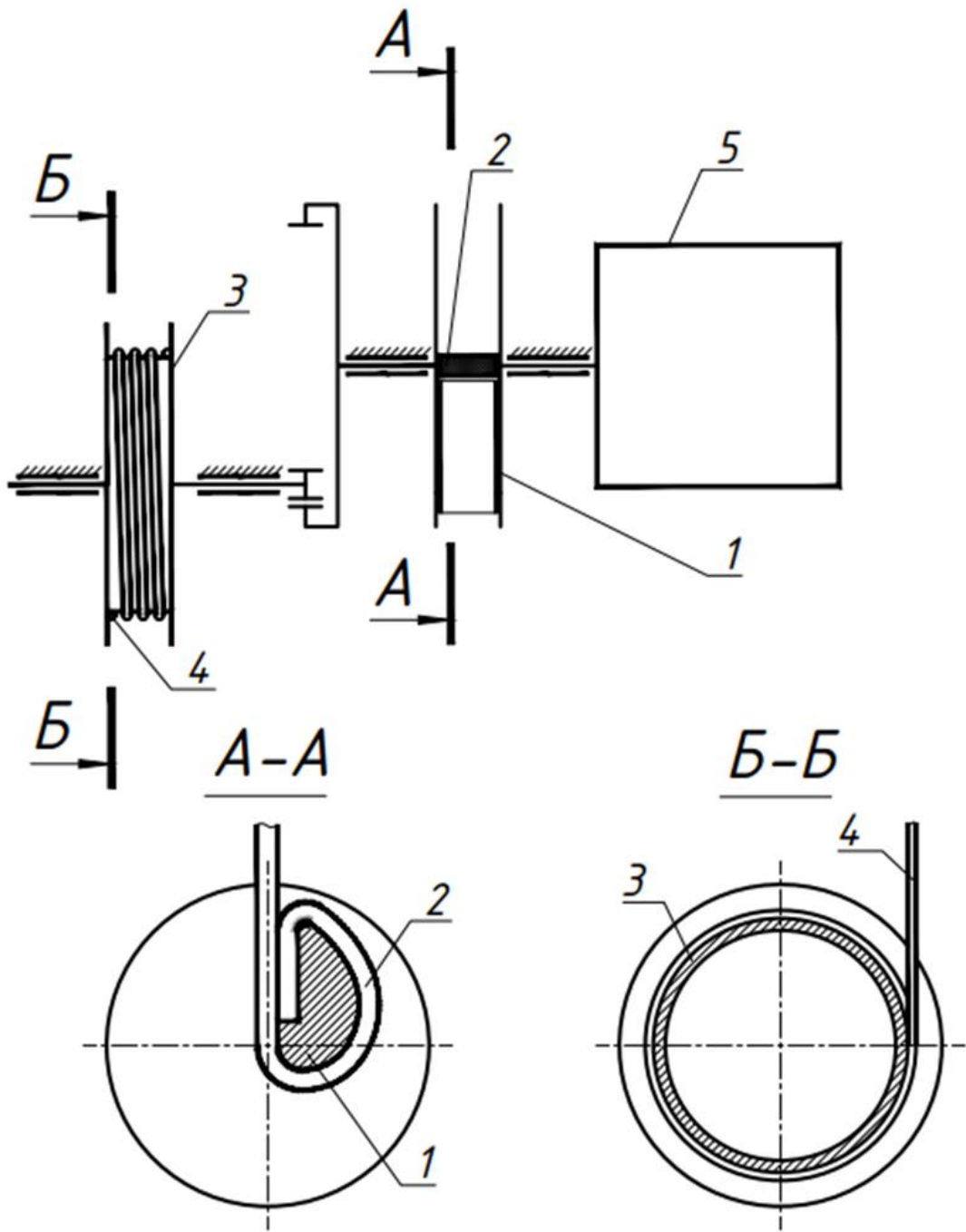


Рисунок 4.8.2 - Шестеренчатый редуктор, компенсирующий усилия на стропах управления

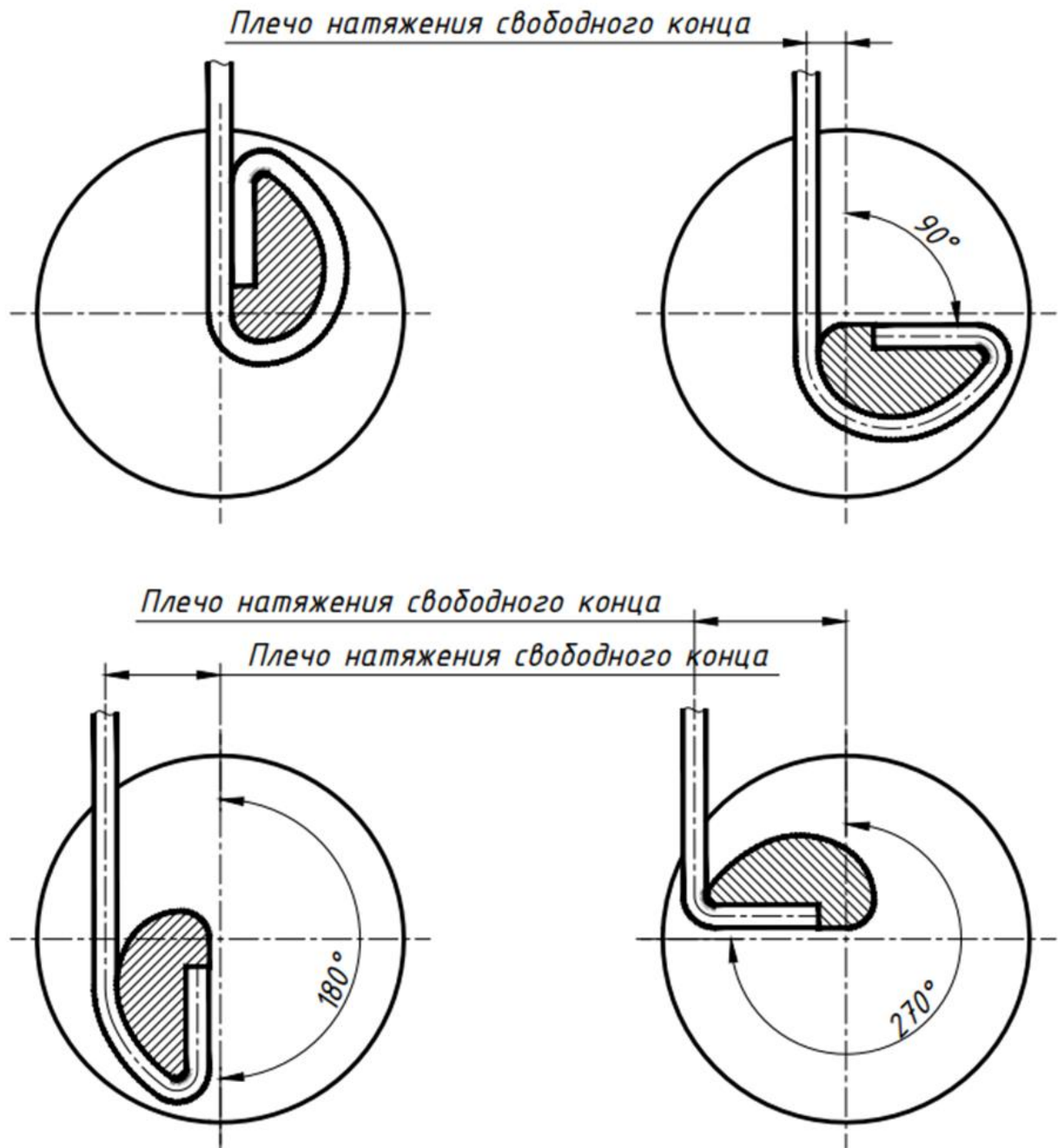


Рисунок 4.8.3 - Положение кулачка переменного радиуса по мере затягивания стропы управления

Форма кулачка переменного радиуса и величина редукции выбираются на основе экспериментальных данных об усилиях на соответствующих свободных концах по мере подтягивания стропы управления таким образом, чтобы усилие натяжения управляющей стропы как можно полнее компенсировалось усилием натяжения свободных концов в наиболее критичном по силе натяжения стропы управления режиме. Рабочий ход кулачка переменного радиуса в случае использования редуктора – три четвертых оборота (Рисунок 4.8.3), соответственно, к нему может подключаться управляющий сервомеханизм 5 с углом отклонения меньше  $360^\circ$ .

Компенсация усилий в случае использования упрощенного механизма в виде разноплечего рычага (Рисунок 4.8.1) имеет некоторые ограничения по точности, и компенсации доступно порядка четверти оборота рычага. Начиная от угла порядка  $100^\circ$  происходит перекомпенсация, и переднее плечо рычага в виде кулачка переменного радиуса усилием от сматывающихся свободных концов доворачивает рычаг до еще больших углов. Однако поскольку большие хода управления используются только на посадке для так называемого подрыва, когда крыло требуется резко затормозить и затем погасить, это свойство не препятствует выполнению приводом своей работы.

#### 4.9 ВЫЯВЛЕННЫЕ В ПРОЦЕССЕ ПОДГОТОВКИ И ПРОИЗВОДСТВА ЭКСПЕРИМЕНТОВ ПО ПРЕДЛОЖЕННОЙ МЕТОДИКЕ ПРОБЛЕМЫ

1. Нейлон при высыхании дает усадку 1,5%. Соответственно модель несколько сжалась по сравнению с электронным прототипом, и соединительные размеры изменились. Также пришлось пересчитывать площадь крыла. Метод борьбы с указанной проблемой – в размеры модели из нейлона изначально необходимо закладывать усадку, и контролировать размеры после изготовления. Любые нашивки и накладки на материал необходимо делать из того же материала, что и основа, а нити для шитья использовать из неусаживающегося дакрона.

2. Швы не масштабируются вместе с моделью. Соответственно потери воздуха через них у маленькой модели больше, чем у большого оригинала, что искажает обтекание (аэродинамику) и формообразование. Для борьбы с этой проблемой швы модели оклеивались рипстопом.

3. В трубе модель дрожит и пытается колебаться из-за пульсаций в трубе и собственной вихревой пелены. Будучи незакрепленной от рысканья, модель гуляет вокруг точек крепления первого ряда (расположенных на «рогах» рамы) и лонжерон первого ряда закручивается вокруг этих точек, увлекая за собой крыло. При этом набегающая консоль подгибается вниз и подворачивается. Чтобы этого избежать, лонжерон первого ряда был зафиксирован кронштейнами передних опор.

4. Если стропы модели крепятся непосредственно к центральной консоли рамы, то они деформируют нервюры, отгибая их нижние кромки к центру. В этом случае пришлось бы вставлять в модель распорки между нервюрами. При этом задняя кромка имела бы возможность перекоса относительно передней кромки за счет вращения вокруг точки крепления строп на центральной консоли рамы, что привело бы к перекосу задней кромки. Во избежание этого рама была выполнена с боковыми консолями под точками крепления строп к крылу, и стропы протягивались к центральной консоли рамы через боковые консоли.

5. Установка лонжеронов посередине строительной высоты нервюры уменьшает устойчивость оболочки крыла к прогибу профиля между лонжеронами под нагрузкой. Если крыло крепится по нижней кромке, этому препятствует вся строительная высота нервюры. Если выше – только половина. Соответственно, для обеспечения подобия по формообразованию вокруг отверстий для лонжеронов нервюры необходимо усиливать дополнительными вставками.

6. На маленькой модели сложно обеспечить требуемую точность. Кроме того, ткань не масштабируется вместе с моделью, и в малых масштабах проявляет заметную жесткость. По этим причинам (см. также п.2) чем ближе размер модели к оригиналу, тем точнее получаемые данные. В этом исследовании маленькая модель не самоцель, а бюджетная необходимость. На данном этапе отработывалась методика исследований такого назначения.

#### 4.10 ВОЗМОЖНОСТИ ПРАКТИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

1. С помощью предложенного метода экспериментального исследования имеется возможность получения данных об особенностях формообразования и аэродинамических характеристик профиля полого мягкого крыла, в том числе с учетом его деформации под действием стропной системы. Эти данные позволяют получить базовые характеристики проектируемых летательных аппаратов с подобным крылом, применяя простые инженерные расчеты.

2. Полученные данные об аэродинамических характеристиках крыла с выдувом из собственной полости на свою верхнюю поверхность через профилированную щель позволяют с его использованием существенно увеличить несущие характеристики крыла и как следствие увеличить нагрузку на его площадь с сохранением приемлемых посадочных характеристик летательных аппаратов с мягким крылом.

3. Основываясь на имеющемся опыте, наиболее безопасным поведением мягкого крыла на стропной системе при полете в турбулентном воздухе представляется такое, что под воздействием нисходящего потока крыло не сдувается бесформенно, и не улетает целиком вниз и назад, не успев потерять наполненную форму, а под тормаживается, пытаясь максимально сохраняя форму самостоятельно восстановить безопасный положительный угол атаки. Чтобы это обеспечить, носик крыла, который при попадании на отрицательные углы атаки провоцирует коллапс или подворот, должен выключаться из работы, либо деформируясь, либо сдуваясь. Остальная часть крыла в течение всего времени неустановившегося движения должна оставаться наполненной, препятствуя сворачиванию и потере устойчивости консолей. Деформированная таким образом несущая плоскость продолжает прямолинейный полет, и как только внешнее

воздействие прекращается, форма крыла самостоятельно восстанавливается. Реализовать желаемую реакцию крыла на нисходящий поток может помочь выявленная в эксперименте способность крыла при определенных конструктивных параметрах на отрицательных углах атаки сминать носик, увеличивая кривизну его средней линии (и сохраняя тем самым положительную подъемную силу на передней части крыла), увеличивая сопротивление и поворачивая воздухозаборник на поток.

Дополнительно поддержать форму крыла на переходных режимах, а также ускорить выход из них, может разделение полости крыла на передний и задний сегменты перегородкой с обратными клапанами. В частности, такое разделение может способствовать уменьшению клевка планирующего парашюта сразу после раскрытия, благодаря замедленному наполнению задней части оболочки крыла. Практически описанные конструктивные элементы реализованы компанией Swing в технологии RAST на парапланах Mito, Arcus RS, Nyos RS, Twin RS, Mirage RS, Trinity RS и других. Недостатком данной технологии является то, что перегородка участвует в работе только на старте или при подвороте носика крыла. В остальное время она лишь добавляет вес. Проверенная в настоящем исследовании технология выдува из полости крыла на его верхнюю поверхность через профилированную щель позволяет совместить качества технологии RAST с увеличением несущей способности крыла и его устойчивости к срыву. В этом случае разделение полостей может выполняться в виде кармана из полотнища, пришитого в районе средней части хорды профиля тремя своими сторонами к одной из поверхностей крыла и двум соседним нервюрам, как показано на Рисунке 4.10.1 (где на Рисунке 4.10.1.а показан сегмент крыла с закрытым, а на Рисунке 4.10.1.б - с открытым клапаном). Припуск на ширину ткани выбирается так, что при наддутом заднем сегменте свободный конец полотнища ложится на внутреннюю поверхность крыла своей четвертой стороной.

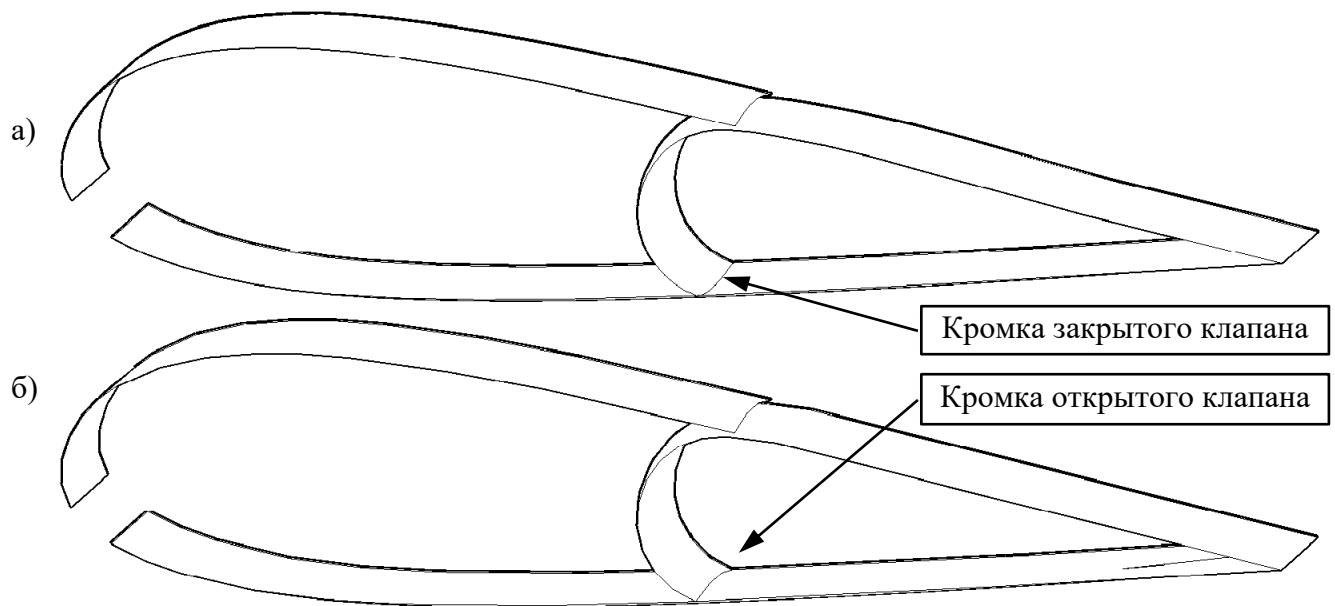


Рисунок 4.10.1 - Сегмент щелевого крыла с закрытым (а) и открытым (б) клапаном задней полости. Закрытый клапан лежит нижней кромкой на нижней поверхности крыла. Открытый клапан пропускает воздух в задний сегмент, приподняв нижнюю кромку благодаря припуску ткани

4. Традиционное управление мягким крылом на стропной системе включает в себя ассиметричное или симметричное подтягивание вниз задних кромок консолей крыла для инициирования поворота или торможения соответственно. Данные органы управления при малых ходах управления тормозят консоли, слабо изменяя их подъемную силу. При больших расходах строп управления (клевантных) изгиб охватывает значительную площадь задней поверхности консолей крыла, и их реакция становится близка к работе флаперонов на жестком крыле. Используемая схема управления характерна большими усилиями на стропах управления, достигающих 10% от веса груза, а также большими управляющими ходами, что требует приводы большой мощности и соответственно массы [63]. Кроме того, невозможность прямого управления подъемной силой усложняет алгоритм выхода (выведения) в точку приземления и затрудняет преодоление встречного ветра. В работах [87, 105, 106, 107, 108, 125, 126, 143, 144, 145, 151, 161] описан метод непосредственного управления подъемной силой мягкого крыла путем дозированного стравливания воздуха на его верхнюю поверхность, позволяющий контролировать как боковой поворот, так и наклон глиссады с меньшими управляющими усилиями и ходами. В этом методе вырывающийся через прорези в верхней поверхности воздух образует воздушные перегородки, действующие подобно интерцепторам на жестком крыле. Все ячейки крыла, содержащие щель, имеют стропы управления, прикрепленные к ее кромке и проходящие сквозь нижнюю поверхность крыла прежде чем присоединиться к сервоприводу лебедки управления. Когда сервопривод лебедки приводит в действие стропу управления, ткань



клапана под прорезью отклоняется вниз. В отсутствие управляющих воздействий избыточное давление в куполе является достаточным, чтобы держать клапан под щелью закрытым.

Предложенная в настоящей работе профилированная щель производит выдув по касательной к верхней поверхности крыла так, что выходящий воздух не образует отрывных пузырей, не нарушая плавное обтекание профиля. Как показано на Рисунках 4.5.2-4.5.4, увеличение щели в такой конфигурации приводит практически к чистому уменьшению подъемной силы, с сохранением аэродинамического качества. Таким образом можно получить два взаимодополняющих независимых канала управления – по подъемной силе (профилированная щель) и по сопротивлению (загнутая стропами управления задняя кромка), сохраняя те плюсы, которые были описаны ранее. Конструктивно для выполнения описанной задачи достаточно лишь увеличить припуск на раздутие ткани, образующей нижнюю поверхность профилированной щели, в районе ее минимального сечения, как это показано на Рисунках 4.10.2-4.10.3. В этом же месте к этой ткани присоединяется управляющая стропа, например так, как на Рисунке 4.10.3.

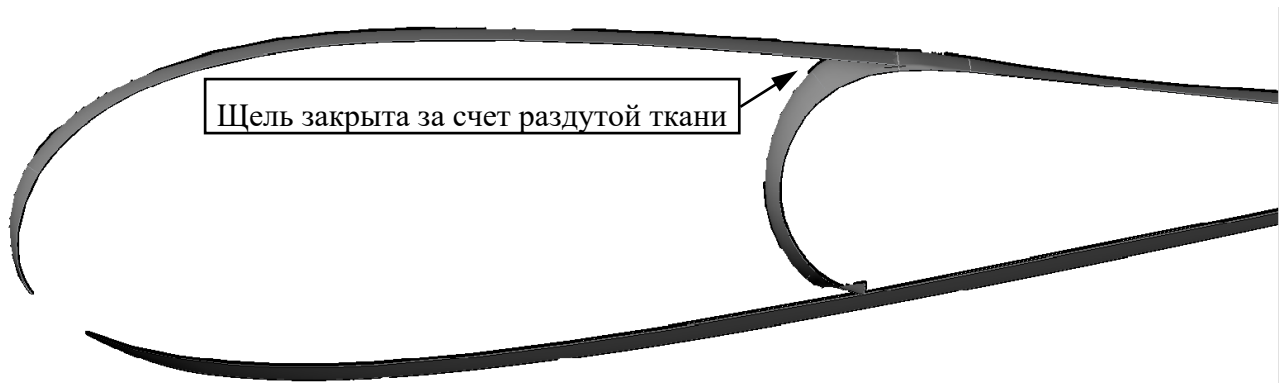


Рисунок 4.10.2 - Поверхности сегмента полого крыла с профилированной щелью и клапаном изолирования задней полости. Показана профилированная щель в закрытом состоянии, а клапан изолирования задней полости – в открытом

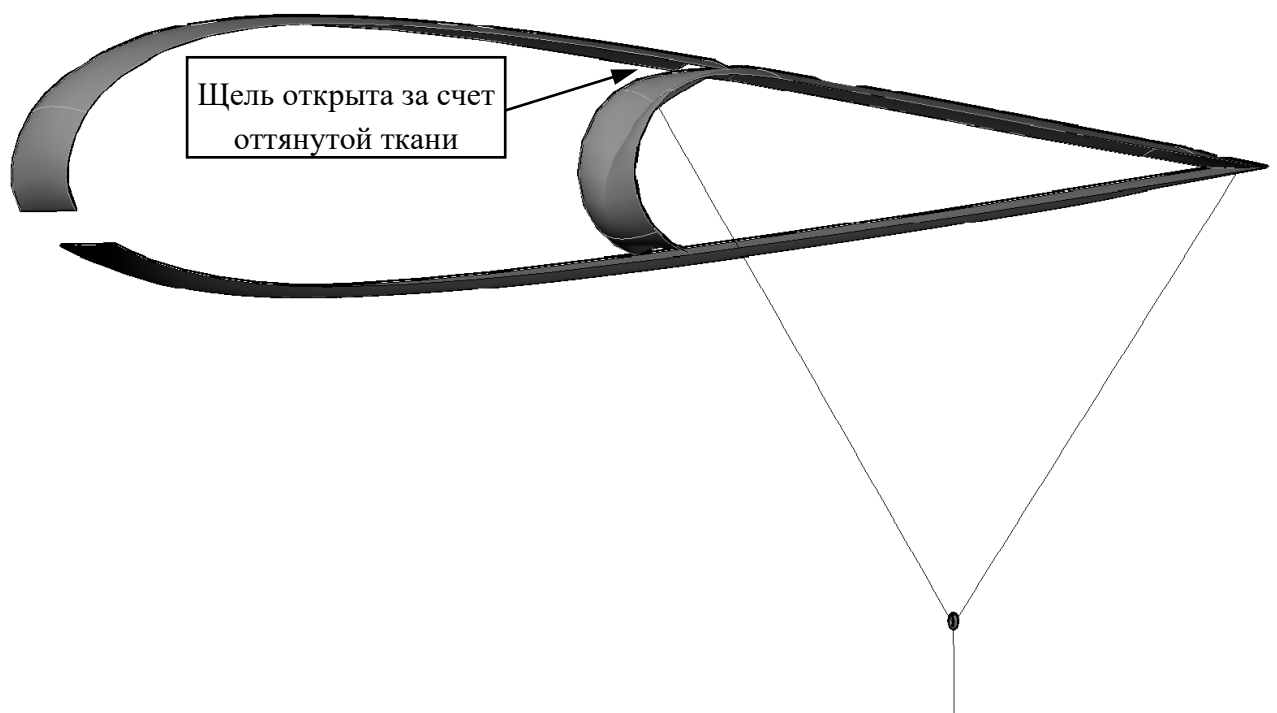


Рисунок 4.10.3 - Поверхности того же сегмента. Профилированная щель и клапан изолирования задней полости показаны в открытом состоянии. Показан вариант совмещенного управления шириной щели и кривизной крыла стропами управления. Поскольку открытие щели требует меньшего усилия, при малом подтягивании стропы 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. Работа с задней кромкой необходима для гашения скорости перед посадкой, а также для контроля вертикального положения крыла на взлете и непосредственно после посадки

## **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 решены 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 арочного 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 разработанной методики.
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 предложенной методики 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.

б. 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 (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 настоящей 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 (описанных в Главе 2.10).

## ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

АХР – авиационные химические работы.

БЛА – беспилотный летательный аппарат.

КА – космический аппарат.

ЛА – летательный аппарат.

ПС - парашютная система.

ППС - планирующая парашютная система.

УПГС - управляемая планирующая грузовая система.

NASA - National Aeronautics and Space Administration (Национальное Управление по Аэронавтике и Космосу Соединенных Штатов Америки).

$C_{xi}$  – коэффициент индуктивного сопротивления крыла.

$C_{ya}$  - коэффициент аэродинамической подъемной силы крыла.

$C_{yamax}$  – максимально достижимый коэффициент аэродинамической подъемной силы недеформированного крыла. В настоящей работе определяет несущую способность крыла заданной площади и формы с недеформированным профилем.

$C_{yамехмах}$  - максимально достижимый коэффициент аэродинамической подъемной силы крыла с деформированным профилем. В настоящей работе определяет несущую способность крыла заданной площади и формы, профилю которого придана дополнительная кривизна.

$C_{xp}$  - коэффициент профильного сопротивления.

$\lambda$  - удлинение крыла в раскрое (в развертке).

$S_{кр}$  – площадь крыла в раскрое. Здесь имеется в виду поверхность линий хорд профилей крыла, развернутая в плоскость.

$S_{np}$  – площадь проекции крыла на горизонтальную плоскость.

$C_{хстр}$  - коэффициент сопротивления строп.

$C_{хгр}$  - коэффициент сопротивления вывешенного на стропах груза, например в виде десантной платформы, мототележки или пилота в подвеске.

$S_{гр}, S_{пил}$  - миделевое сечение вывешенного на стропах груза или пилота, деление не принципиально.

$\Omega$  - коэффициент отношения площади горизонтальной проекции крыла к площади крыла.

$K_p$  – аэродинамическое качество профиля при заданной подъемной силе.

$K$  - коэффициент аэродинамического качества летательного аппарата.

$X_i$  – индуктивное сопротивление летательного аппарата.

$X_a$  – аэродинамическое сопротивление летательного аппарата в скоростной системе координат.



$Y_a$  – подъемная сила летательного аппарата в скоростной системе координат.

$G$  – вес летательного аппарата.

$P$  – потребная тяга двигателя летательного аппарата.

$P_x$  – проекция потребной тяги на горизонтальную ось.

$P_y$  – проекция потребной тяги на вертикальную ось.

$\theta$  – угол наклона траектории к горизонту.

$\alpha$  – угол атаки крыла.

$N_{под}$  – требуемая для полета мощность.

$\rho$  – плотность среды.

$V$  – скорость полета.

$n_y$  – вертикальная перегрузка

$b_{САХ}$  – средняя аэродинамическая хорда, или САХ.

$\Gamma$  – циркуляция скорости присоединенного вихря крыла.

Иллюстрации (рисунки) и таблицы пронумерованы арабскими цифрами с нумерацией в пределах каждой главы. Ссылки на номера иллюстраций указываются в круглых скобках, первые цифры номера соответствуют номеру главы, последняя – порядковому номеру иллюстрации в пределах главы.

Библиографические записи в списке литературы сгруппированы в алфавитном порядке. Ссылки на номера литературных источников указываются в квадратных скобках.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абраменко Г.В., Краснощеков А.Ю., Краснощеков М.А. Самонаводящаяся парашютная система - от облика до испытаний. - М.: ООО «Оргсервис-2000», 2014. - 291 с.
2. Абрамович Г.Н. «Прикладная газовая динамика». В 2 ч. Ч. 1. - М.: Наука, 1991. - 600 с.
3. Азарьев И.А. Опасные режимы полета дельтаплана. - Киев: «ВИПОЛ», 1993. - 88 с.
4. Азарьев И.А., Горшенин Д.С., Силков В.И. Практическая аэродинамика дельтаплана. - М.: Машиностроение, 1992. - 288 с.
5. Арувелли С.В. Влияние угла установки крыла и длины строп на динамику планирующей парашютной грузовой системы // Журнал Полет. - 2020. - №2. - С. 54-64.
6. Арувелли С.В. Методика определения оптимального облика планирующей парашютной грузовой системы на ранних этапах проектирования // Журнал Вестник Московского авиационного института. - 2020. - Т. 27. - №1. - С. 76-87.
7. Баринов В.А., Теперин Л.Л. Минимальное индуктивное сопротивление крыла с законцовками при заданных значениях подъёмной силы и изгибающего момента // Аэромеханика и газовая динамика. - 2003. - № 2. - С. 27–30.
8. Башкина Л.В., Сойнов А.И., Токарева Л.Р. Исследование распределения давления по планирующим парашютам в аэродинамической трубе // Сборник «Нестационарные задачи механики». Труды семинара. Выпуск XXII, КФ АН СССР. - 1989.
9. Белопольская Л.Л., Каравосов Р.К., Прозоров А.Г. Исследование развития пульсаций в потоке в аэродинамической трубе с открытой рабочей частью и возможности предотвращения автоколебаний // Сб. трудов международного семинара «Проблемы моделирования в аэродинамических трубах», Новосибирск. - 1989. - Т. II.
10. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К., Табачников В.Г. Крыло в нестационарном потоке газа, 1971. - 768 с.
11. Бродецкий М.Д., Кошечев А.Б., Черемухин Г.А. Оценка влияния деформации на аэродинамическое качество летательного аппарата // Исследования по аэродинамике неплоских крыльев (Сб. науч. тр.). Сибирское отделение АН СССР, ИТПМ. - 1977. - С. 159-175.
12. Брусов В.С., Карчаев Х.Ж., Клименко Н.Н., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М., Семенов В.В., Таргамадзе Р.Ч. Проблемы создания псевдоспутников – высотных атмосферных беспилотных летательных аппаратов на солнечной энергии // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. - 2015. - №1. - С. 71-80.
13. Брысов О.П., Езеева Е.П., Лимонад Ю.Г. Некоторые особенности аэродинамики парашюта-крыла // М.: Ученые записки ЦАГИ. - 1984. - Т. XV. - №3. - С. 121-126.

14. Викторчик А.Г., Михайлюк А.А., Павлов А.С. Исследование влияния формы парашюта-крыла на его аэродинамическое качество // Вопросы аэродинамики ЛА и их частей. Сб. тр. МАИ. - 1991. - С. 68-73.
15. Вишняков В.А., Прозоров А.Г. Исследование самовозбуждения колебаний в потоке в аэродинамической трубе и возможности его предотвращения // Ученые записки ЦАГИ. - 1992. - Т. XXIII. - №4. - С. 64-69.
16. Гладышев Н.Н. Гидрогазодинамика: конспект лекций. - СПб.: ГОУВПО СПбГТУРП, 2012. - 159 с.
17. Горшенин Д.С., Мартынов А.К. Методы и задачи практической аэродинамики. - М.: Машиностроение, изд. 4-е, перераб. и доп., 1977. - 234 с.
18. Еременко С.Н., Касьяненко А.Б., Кулешов В.И. Результаты исследования аэродинамических характеристик неплоских крыльев // Авиационно-космическая техника и технология. Харьков: ХАИ. - 2012. - №4 (91). - С.74-78.
19. Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В. Влияние степени турбулентности набегающего потока в аэродинамической трубе на отрыв пограничного слоя // Теплофизика и аэромеханика. - 2011. - Т. 18. - № 2. - С. 213–224.
20. Зверков И.Д. Экспериментально исследование отрывного обтекания прямых крыльев с гладкой и волнистой поверхностью при малых числах Рейнольдса / Диссертация кандидата технических наук. - Новосибирск, 2004.
21. Зверков И.Д., Козлов В. В., Крюков А.В. Влияние волнистости на структуру пограничного слоя и аэродинамические характеристики крыла конечного размаха // Вестник НГУ. Серия: Физика. - 2011. - Т. 6. - вып. 2. - С. 26–42.
22. Зверков И.Д., Козлов В. В., Крюков А.В. Исследование отрыва пограничного слоя на классическом и волнистом крыльях с помощью тепловизора // Вестник НГУ. Серия: Физика. - 2010. - Т. 5. - вып. 2. - С. 20–28.
23. Зезин В.Г. Гидрогазодинамика. Учебное пособие, 2010. - 132 с.
24. Иванов П.И. Аналитическое проектирование стропных систем парашюта и парашюта // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. - 2006. - вып. 3. - С. 36-46.
25. Иванов П.И. Крутка парашютерных арокных крыльев большого удлинения и проблемы оптимизации в компьютерном аналитическом проектировании // Авиационно-космическая техника и технология. - 2011. - №5 (82). - С. 38–43.

26. Иванов П.И. Построение поляры скоростей для балансировочных положений планирующих парашютных и парапланерных систем // Динамические системы. - 2004. - вып. 18. - С. 64-69.
27. Иванов П.И. Проектирование планирующих парашютных систем. Формирование облика парашюта // Журнал Полет. - 2020. - № 3. - С. 50-56.
28. Иванов П.И. Проектирование, изготовление и испытания парапланов. - Феодосия: Изд-во ООО «Гранд-С плюс» (издание 4), 2007. - 280 с.
29. Иванов П.И. Исследования парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов. Монография. - Феодосия: изд-во РА «Арт-Лайф», 2022. - 736 с.
30. Иванов П.И., Куянов А.Ю. Анализ влияния изменения аэродинамического качества планирующей парашютной системы на точность ее приземления // Вестник Херсонского национального технического университета. - 2011. - № 3 (42). - С. 233-237.
31. Иванов Р.П. Результаты аналитического проектирования параплана // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». - 2006. - вып. 4 (47). - С. 86-99.
32. Игнатъев С.Г., Хозяинова Г.В., Юдин Г.А. Аэродинамика крыльев большого удлинения с механизацией передней и задней кромок дозвуковых и околозвуковых пассажирских и транспортных самолетов. Руководство для конструкторов. - М.: ЦАГИ, 1980. - Т. 1, кн. 1, вып. 1.
33. Исследование парашютного крыла в аэродинамической трубе Т-101. НТО ЦАГИ № 3415. - М.: ЦАГИ, 1976. - 76 с.
34. Клименко А.П., Никитин И.В. Мотодельтапланы: Проектирование и теория полета. - М.: Патриот, 1992. - 271 с.
35. Коваленко Г.Д. Основы проектирования летательных аппаратов с гибким крылом. Учебное пособие. - Красноярск: Сибирский гос. аэрокосмический ун-т им. акад. М. Ф. Решетнева, 2006. - 97 с.
36. Козьмин В.В., Кротов И.В. Дельтапланы. 2-е изд., перераб. и доп. - М.: ДОСААФ, 1989. - 272 с.
37. Колобков А.Н., Николаев М.И. Минимизация индуктивного сопротивления неплоских несущих систем // Вопросы аэродинамики летательных аппаратов и их частей. Тем. сб. науч. тр. М.: Изд-во МАИ. - 1991. - С. 53–58.
38. Котовский В.Н., Комов А.А. Теория авиационных двигателей. Учебное пособие (конспект лекций). - М.: Московский гос. технический ун-т ГА, 2013. - Ч. 1.
39. Кравец А.С. Характеристики авиационных профилей. - Москва; Ленинград: Государственное издательство оборонной промышленности, 1939. - 338 с.

40. Краснобаев К.В. Лекции по основам механики сплошной среды. Учебное пособие для вузов. - М.: Издательство физико-математической литературы, 2005. - 108 с.
41. Лимонад Ю.Г. Аэродинамика парашюта-крыла // Журнал Крылья Родины. - 1984. - №4. - С. 26-27.
42. Лобанов Н.А. Основы расчета и конструирования парашютов. - М.: Издательство «Машиностроение», 1965. - 364 с.
43. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. - 576 с.
44. Ляпунов С.В. Неплоские крылья минимального индуктивного сопротивления // Журнал Механика жидкости и газа. - М.: Изв. РАН, 1993. - №2. - С. 103-109.
45. Макаренко А.В. Разработка методики расчета энергоэффективного автономного следящего привода системы управления планирующим парашютом / Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук, 2010 г.
46. Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. - М.: Физматлит, 1995. - 736 с.
47. Нейланд В.Я., Столяров Г.И., Табачников В.Г. Влияние относительной толщины прямоугольного крыла малого удлинения и числа Рейнольдса на режимы перестройки структуры обтекания // Ученые записки ЦАГИ. - 1985. - Т. XVI. - №3. - С. 1-10.
48. Новожилов Г.В., Катыврев И.Я., Неймарк М.С., Шейнин В.М. и др. Проектирование гражданских самолетов: Теории и методы. - М.: Машиностроение, 1991. - 672 с.
49. Павленко А.А. Метод расчета минимального индуктивного сопротивления пространственных несущих систем // - М.: Ученые записки ЦАГИ. - 1997. - Т. XXVIII. - №2. - С. 56-61.
50. Петров А.В., Степанов Ю.Г., Юдин Г.А. Аэродинамика взлетно-посадочной механизации крыла / ЦАГИ - основные этапы научной деятельности 1968-1993 г. - М.: Наука-Физматлит, 1996. - С. 49-59.
51. Плосков С.Ю. Современные парашютные системы высокоточной доставки грузов // Инженерный журнал: наука и инновации. - 2021. - №3. - С. 1-33.
52. Прицкер Д.М., Сахаров Д.И. Аэродинамика. - М.: Машиностроение, 1968. - 311 с.
53. Пышнов В. С. Теория авиации. - М.: Военно-возд. академия РККА, 1930.
54. Пышнов В. С. Основные этапы развития самолета. - М.: Машиностроение, 1984.
55. Раков А.С. Выбор основных геометрических параметров при проектировании парашюта // Авиационно-космическая техника и технология. - 2009. - №5 (62).

56. Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И., Вишняк А.А., Днепров И.В., Мосеев Ю.В. Парашютные системы. - М.: Наука, Физматлит, 1996. - 288 с.
57. Свириденко А.Н., Сойнов А.И. Экспериментальное исследование распределения давления по куполу планирующего парашюта в АДТ Т-101 с помощью электронных коммутаторов давления / Научно-технический отчет ФГУП ЦАГИ 2013: сб. реферат. статей / ред. М. А. Брутян. - Жуковский: ЦАГИ, 2014.
58. Свириденко А.Н., Сойнов А.И., Титоренко Н.В. Определение характеристик планирующего парашюта в аэродинамической трубе // Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н. Е. Жуковского. - 2017. - Вып. 2766.
59. Стасевич Р.А. Основы проектирования и расчета грузовых парашютных систем. - Ленинград: ЛВИКА им. А.Ф. Можайского, 1969. - 110 с.
60. Стрелков С.П., Бендриков Г.А., Смирнов Н.А. Пульсации в аэродинамических трубах и способы их демпфирования // Труды ЦАГИ. - 1946. - Вып. 593.
61. Субботин А.А. Параплан с пневможесткостью крыла / Патент RU 2410288, опубл. 27.01.2011, бюллетень № 3.
62. Теперин Л. Л., Притуло Т. М., Орфинежад Ф. Э., Мьё Тхейн. Средства снижения индуктивного сопротивления крыла самолета // Труды МФТИ. - 2017. - Т. 9. - № 4. - С. 94-105.
63. Толмачев В.И., Геращенко А.Н., Глазунов В.В., Попов Б.Н. Силовые системы управления парашютируемыми объектами: Учеб, пособие. - М.: Изд-во МАИ, 1995. - 168 с.
64. Швед Ю.В. Выбор механизма привода для управления планирующими системами с мягким крылом // Журнал Полет. - 2016. - №5-6. - С. 64-72.
65. Швед Ю.В. Зубчато-цевочный шаговый привод с механическим побуждением и нулевым обратным усилием / Патент на изобретение RU 2641563 С1, 18.01.2018, бюл. № 2. Заявка № 2016114295, 13.04.2016.
66. Швед Ю.В. Конструктивные элементы для повышения безопасности летательных аппаратов с мягким крылом / Патент на изобретение RU 2584353 С1, 20.05.2016, бюл. № 14. Заявка № 2015105044/11, 16.02.2015.
67. Швед Ю.В. Критерии выбора основных геометрических параметров крыла параплана // Вестник Московского авиационного института. - 2015. - №2. - С. 7-14.
68. Швед Ю.В. Методика определения оптимального установочного угла и удлинения мягкого крыла со стропной поддержкой // Вестник Московского авиационного института. - 2019. - Т.26. - №1. - С. 7-18.

69. Швед Ю.В. Мягкое двухоболочковое крыло с распорными элементами жесткости / Патент на изобретение RU 2444462 С1, 10.03.2012, бюл. № 7. Заявка № 2010126110/11 от 28.06.2010.
70. Швед Ю.В. Перспективы и проблемы применения БЛА в сельском хозяйстве // Качество и жизнь. - 2018. - №4 (20). - С. 374-381.
71. Швед Ю.В. Подвеска, автостабилизирующая мягкое привязное крыло (варианты) / Патент на изобретение RU 2456210 С2, 20.07.2012, бюл. № 20. Заявка № 2010122015/11 от 01.06.2010.
72. Швед Ю.В. Полое мягкое крыло с воздухозаборником в носике и профилированной щелью на верхней поверхности // Журнал Полет. - 2012. - №3. - С. 18-22.
73. 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. – М.: Изд-во «Мастерская печати», 2010. - С. 43-44.
74. 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. № 14. Заявка № 2008128067/11 от 11.07.2008.
75. Швед Ю.В. Привод с компенсацией усилий управления мягким крылом на стропной поддержке / Патент на изобретение RU 2768054 С1, 23.03.2022, бюл. № 9. Заявка: 2021118288, 23.06.2021.
76. Швед Ю.В. Способ увеличения эффективности использования площади мягкого крыла в системах планирующего спуска и моторного полета // Вестник Московского авиационного института. - 2014. - №2. - С. 7-12.
77. 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. № 15. Заявка № 2013146587/11, 18.10.2013.
78. Швед Ю.В. Управляющий механизм привода с нулевым обратным усилием для летательных аппаратов с мягким крылом // Приводы и компоненты машин. - 2016. - №6. - С. 12-15.
79. 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 – М.: Изд-во «Мастерская печати», 2013. - С. 425-426.

80. Швед Ю.В. Шаговый привод с механическим побуждением и нулевым обратным усилием / Патент на изобретение RU 2524498 С1, 27.07.2014, бюл. № 21. Заявка № 2013114378/11 от 01.04.2013.
81. Швед Ю.В. Экспериментальные исследования мягкого целевого крыла // Журнал Полет №9 (сентябрь). - 2019. - №9. - С. 36–57.
82. Швед Ю.В., Чулков М.В. Научный руководитель - Швед Ю.В. Экспериментальная проверка аэродинамических характеристик профиля мягкого двухоболочкового крыла // Гагаринские чтения – 2016. XLII Международная молодёжная научная конференция. Сборник тезисов докладов в 4 т. М. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2016. - Т. 3. - С. 345-346.
83. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. - М.: Машиностроение, 1977. - 344 с
84. Юрьев Б.Н. Экспериментальная аэродинамика. Часть II. Индуктивное сопротивление. - М.: ОБОРОНГИЗ, 1938.
85. Aaron Douglas Kuenn, Non-planar lifting-line theory for fixed and deformable geometries / Thesis. Bachelor of Arts, Bethany College, 2009.
86. Aart de Wachter. Deformation and aerodynamic performance of a Ram-Air Wing / Master thesis. Delft University of Technology, 2008.
87. Alek Gavrilovski, Michael Ward, Mark Costello. "Parafoil Control Authority with Upper-Surface Canopy Spoilers" // Journal of Aircraft, vol. 49, No. 5 (2012), pp. 1391-1397.
88. Armant Luc, Dagault David, Pieri Frederic. Hollow airfoil for paraglider, has opening formed within recess placed between front and rear contact points, where distances measured from front point to opening and from rear point to opening are greater than half of width of opening / Patent FR 2972422, published 14.09.12, bulletin 12/37.
89. Babinsky H. Aerodynamic improvements of paraglider performance. Proceedings // 17th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Norfolk, VA, USA, AIAA Paper 99-3148, 362-367 (June/July 1999).
90. Babinsky H. The aerodynamic performance of paragliders // Aeronautical Journal, 103, (1027), 421-428 (September 1999).
91. Barte G.R., JR. Flexible wings for maneuvering and landing application in the decoupled concept // New York, NY, USA.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1967.
92. Bennett T., Smith J., Fox R. Testing and development of the NASA X-38 Parafoil Upper Surface Energy Modulator / Toulouse, France: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.



93. Benney R., and others. The Joint Precision Airdrop System Advanced Concept Technology Demonstration / Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
94. Benolol S., Zafirain F. The FASTWing Project - Parafoil Development and Manufacturing / Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
95. Bogdan Dobrescu, Radu Blideran, Adrian Chelaru. "Parachute systems for the atmospheric reentry of launcher upper stages" // International Conference of Aerospace Sciences "AEROSPATIAL 2016".
96. Burk S.M. and Ware G.M. Static aerodynamic characteristics of three ram-air-inflated low-aspect-ratio fabric wings / NASA TN D-4182, 1967.
97. Chambers John, "Longitudinal dynamic modeling and control of powered parachute aircraft" (2007) / Thesis dissertation. Rochester Institute of Technology.
98. Chambers John, "Longitudinal dynamic modeling and control of powered parachute aircraft" (2007) / Thesis dissertation. Rochester Institute of Technology.
99. Clarence D. Cone, Jr.: A theoretical investigation of vortex-sheet deformation behind a highly loaded wing and its effect on lift / Langley Research Center, NASA Technical Note D-657, 1961.
100. Clarence D. Cone, Jr.: The theory of induced lift and minimum induced drag of nonplanar lifting systems / NASA Rep. R-139, 1962.
101. Colin P. Gibson, "Powered paraglider longitudinal dynamic modeling and experimentation" / Thesis dissertation. Engineering Oklahoma State University Stillwater, 2014.
102. Colin P. Gibson, "Powered paraglider longitudinal dynamic modeling and experimentation" / Thesis dissertation. Engineering Oklahoma State University Stillwater, 2014.
103. Cook S., Vano A. Preliminary design of a cargo return vehicle for Space Station Freedom / Dayton, OH, USA.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1990.
104. Delwin R. Croom. Deployment loads data from a free-flight investigation of all flexible parawings having 371.612 sq meters (4000 sq feet) of wing area / Langley Research Center, November 1971, NASA TM X-2326.
105. E. Scheuermann, M. Ward, M. R. Cacan, M. Costello. (2015) Combined Lateral and Longitudinal Control of Parafoils Using Upper-Surface Canopy Spoilers // Journal of Guidance, Control, and Dynamics 38:11, 2122-2131.
106. Edward J. Scheuermann, Autonomus control of parafoil and payload systems using upper surface canopy spoilers / A Thesis presented to The Academic Faculty in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Doctor of Philosophy in the School of Mechanical Engineering. Georgia Institute of Technology August 2015.

107. Edward Scheuermann, Michael B. Ward, Martin R. Cacan, Mark Costello, Keith Bergeron. 2015. Flight Testing of Autonomous Parafoils Using Upper Surface Bleed Air Spoilers // 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference.
108. Edward Scheuermann, Michael Ward, Mark Costello, Keith Bergeron, Greg Noetscher. 2017. Bleed Air Control: Towards the Complete In-Canopy System for Autonomous Aerial Delivery // 24th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference.
109. Ewing E.G., Bixby H.W., Knacke T.W. Recovery Systems Design Guide / California, US, 1978.
110. Francis M. Rogallo, William C. Sleeman, Jr. and Delwin R. Croom. Resume of recent parawing research / №66 27074. NASA Langley Research Center. 1965.
111. Fred E. Weick, Joseph A. Shortal. The effect of multiple fixed slots and a trailing-edge flap on the lift and drag of a Clark Y airfoil / NACA Report №427, 1932.
112. Geiger R.H., Wailes W.K., Advanced Recovery Systems Wind Tunnel Test Report / CR-177563, NASA Ames Research Center, Pioneer Aerospace Corporation, Melbourne, FL, August 1990.
113. Goodrick T.F. Simulation studies of the flight dynamics of gliding parachute systems / Houston, TX, USA.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1979.
114. Goodrick T.F. Theoretical study of the longitudinal stability of high-performance gliding airdrop systems / Albuquerque, NM, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1975.
115. Harry L. Morgan, Jr., Austin D. McHatton. Aerodynamic and deployment characteristics of multistage canopy and suspension-line reefing systems for a twin-keel all-flexible parawing / Langley Research Center, July 1971, NASA TN D-6306
116. Ira H A Abbott, Albert Edward Von Doenhoff. Theory of wing sections, including a summary of airfoil data / New York, Dover Publications, 1959.
117. Jalbert D.C. Multi-cell Wing Type Aerial Device // Patent USA, 1966.
118. JANN, Thomas. Aerodynamic Coefficients for a Parafoil Wing with Arc Anhedral. Theoretical and Experimental Results // AIAA Paper, 2003, 2106: 19-22.
119. Jenny M. Stein, Chris M. Madsen, Alan L. Strahan. An Overview of the Guided Parafoil System Derived from X-38 Experience / NASA Johnson Space Center, Houston, State, 77958.
120. John D Nicolaidis. Parafoil wind tunnel tests / University of Notredame. Techical report AFFDL-TR-30-146. 1971.
121. John DeYoung: Induced Drag Ideal Efficiency Factor of Arbitrary Lateral-Vertical Wing Forms / NASA Contractor Report 3357, 1980.
122. John DeYoung: Nonplanar wing load-line and slender wing theory, Langley Research Center / NASA Contractor Report 2864, 1977.

123. Jones F. Cahill. Summary of section data on trailing edge high-lift devices / NACA Report №938, 1949.
124. Joseph Katz, Allen Plotkin. Low-speed aerodynamics: from wing theory to panel methods / Cambridge University Press, 2nd Ed., 2001.
125. Keith Bergeron, Gregory Noetscher, Michael Shurtliff, Frank Deazley. 2015. Longitudinal Control for Ultra Light Weight Guided Parachute Systems // 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference.
126. Keith Bergeron, Jurgen Seidel, Mehdi Ghoreyshi, Adam Jirasek, Andrew J. Lofthouse, Russell M. Cummings. 2014. Numerical Study of Ram Air Airfoils and Upper Surface Bleed-Air Control // 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference.
127. Klaus Hanke, Stefan Schenk. Evaluating the geometric shape of a flying paraglider // The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, Volume XL-5, 2014; ISPRS Technical Commission V Symposium, 23 - 25 June 2014, Riva del Garda, Italy.
128. Knacke T.W. Parachute Recovery Systems Design Manual / Knacke T.W., 1st ed-e, Santa Barbara, CA: Para Publishing, 1992.
129. Knacke T.W. Technical-Historical Development of Parachutes and Their Applications since World War I / Albuquerque, NM, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1986.
130. Knapp C.F., Barton W.R. Controlled recovery of payloads at large glide distances, using the para-foil. // Journal of Aircraft. 1968. № 2 (5). C. 112-118.
131. Krenz H., Burkhardt O. The FASTWing Project - A Self Navigated Gliding System for Heavy Loads / Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
132. Iacomini C.S., Madsen C.M. Investigation of large scale parafoil rigging angles - Analytical and drop test results / Toulouse, France: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
133. Lingard J.S. A Semi-Empirical Theory to Predict the Load Time History of an Inflating Parachute Hyannis / MA, U.S.A. : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1984.
134. Lingard J.S. Royal Aircraft Establishment. The Performance and Design of Ram Air Gliding Parachutes / London, 1981.
135. Lingard J.S. The Aerodynamics of Gliding Parachutes / Albuquerque, NM, USA. : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1986. C. 43.
136. Lingard J.Stephen. Ram-air parachute design // Precision aerial delivery seminar, 13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference Clearwater Beach, May 1995.

137. Machin R., Stein J., Muratore J. An overview of the X-38 prototype crew return vehicle development and test program / Toulouse, France: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
138. Malte Janduda. Vorrichtung zur Deformationsvermeidung des Segels im Nasenbereich von Gleitschirmen und Kites / Patent DE 102006007905, published DPMA 30.08.2007.
139. Marcel H. Pravaz. Parachute having an improved multi-cell canopy / Patent US, 4,191,349, Mar. 4, 1980.
140. M. C. Butler, Jr. NWC, China Lake, Calif. In-Flight Ejection Seat Test Using the Aircrew Gliding Escape System (AGES) Parachute / Naval Weapons Center, September 1986, NWC TP 6741.
141. M.V. Cook. "The theory of the longitudinal static stability of the hang-glider" // The Aeronautical Journal, Vol.98, No.978, pp. 292–304, 1994.
142. Md. Nizam Uddin, Mohammad Mashud. Wind Tunnel Test of a Paraglider (flexible) Wing Canopy // International Journal of Mechanical & Mechatronics Engineering IJMME-IJENS Vol:10 No:03 2010.
143. Mehdi Ghoreyshi, Jurgen Seidel, Adam Jirasek, Andrew J. Lofthouse, Russell M. Cummings, Keith Bergeron. Prediction of Aerodynamic Characteristics of a Ram-Air Parachute // 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2014.
144. Mehdi Ghoreyshi, Keith Bergeron, Jurgen Seidel, Adam Jirasek, Andrew J. Lofthouse, Russell M. Cummings. Computational Fluid Dynamics for the Aerodynamic Design and Modeling of a Ram-Air Parachute with Bleed-Air Actuators // 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015.
145. Mehdi Ghoreyshi, Keith Bergeron, Jurgen Seidel, Adam Jirásek, Andrew J. Lofthouse, Russell M. Cummings. Prediction of Aerodynamic Characteristics of Ram-Air Parachutes // Journal of Aircraft 53:6, 1802-1820, 2016.
146. Mohammad Mashud, Akira Umemura. Experimental Investigation on Aerodynamic Characteristics of a Paraglider Wing // Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 49, No. 163, pp. 9-17, 2006.
147. Mohammad Mashud, Akira Umemura. Improvement in Aerodynamic Characteristics of a Paraglider Wing Canopy // Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 49, No. 165, pp. 154-161, 2006.
148. Munk, Max M. The Minimum Induced Drag of Aerofoils / NACA Rep. 121, 1921.
149. Nicolaidis J.D. Parafoil Flight Performance Dayton, OH, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1970.
150. Nicolaidis J.D. U.S. Air Force Flight Dynamics Laboratory. Parafoil Wind Tunnel Tests. Wright-Patterson Air Force Base, OH, 1971.

151. Oleg A. Yakimenko. Precision Aerial Delivery Systems: Modeling, Dynamics, and Control // Progress in Astronautics and Aeronautics, 871-900. 2015.
152. Patel S., Hackett N.R., Jorgensen D.S. Qualification of the Guided Parafoil Air Delivery System-Light (GPADS-Light) San Francisco, CA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997.
153. Paul M. Kenner, Frederic T. Churchill, and Ralph B. Holt. Geometric, aerodynamic, and kinematic characteristics of two twin keel parawings during deployment / LTV AEROSPACE CORPORATION, August 1971, NASA CR-1788.
154. Petry G., Behr R., Tschamtke L. The Parafoil Technology Demonstration (PTD) Project - Lessons learned and future visions / Toulouse, France: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
155. Petry G., Hummeltenberg G., Tschamtke L. The Parafoil Technology Demonstration project / San Francisco, CA, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997.
156. Pierre Puiseux. Equilibre longitudinal d'un parapente, modélisation 2d // Université de Pau et des Pays de l'Adour IPRA, avenue de l'Université 64000 PAU France Le 14 Septembre 1994.
157. Puskas E. The development of a 10,000 lb capacity ram air parachute / Cocoa Beach, FL, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989.
158. Ranier C. The Analysis and Modeling of the Deployment of NASAs X-38 Parafoil / Reston, VA, United States: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
159. Smith A.M.O. High-lift aerodynamics / AIAA Paper No. 74-939, 1974.
160. Smith J., Bennett T., Fox R. Development of the NASA X-38 parafoil landing system / Toulouse, France: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
161. Stan Farrell, Robert Farrell. 2015. Fabric with Controllable Air Flow for Canopy Systems // 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference.
162. Stein J., Madsen C., Strahan A. An Overview of the Guided Parafoil System Derived from X-38 Experience / Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
163. Stein J.M. Parachute testing for the NASA X-38 Crew Return Vehicle / Fort Worth, TX, United States: Society of Flight Test Engineers, 2005.
164. The Cyclogyro. Vertiflight // The American Helicopter Society, 2005, Vol. 51; No. 2, pages 16-19.
165. URL: <http://pkb-pilot.ru/produksia/paraplani/формула/> (дата обращения: 12.01.2023).
166. URL: <http://robotrends.ru/robopedia/katalog-bespilotnikov-na-solnechnyh-batareyah> (дата обращения: 12.01.2023).

167. URL: <http://www.paraavis.com/parashyuty-top/106-drakon-30.html> (дата обращения: 12.01.2023).
168. URL: <https://skysails-marine.com/index.html> (дата обращения: 12.01.2023).
169. URL: <https://skysails-power.com> (дата обращения: 12.01.2023).
170. URL: [https://tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv\\_turb\\_sub07.pdf](https://tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_turb_sub07.pdf) (дата обращения: 12.01.2023).
171. URL: <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>
172. URL: <https://wisconsinskydivingcenter.com/blog/world-record-jumper-lands-smallest-parachute/> (дата обращения: 12.01.2023).
173. URL: <https://youtu.be/P8NqxbLnkuk> (дата обращения: 12.01.2023).
174. Wailes W., Harrington N. The Guided Parafoil Airborne Delivery System Program / Clearwater Beach, FL, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995.
175. Wegereef J.W., Jentink H.W. Parafoil Characterisation Tests with SPADES / Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
176. Wegereef W., and others. FASTWING CL flight tests with a high-glide ram-air parachute for 6000kg payloads / Dublin, Ireland: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
177. Willemsen E., and others. The FASTWing Project: Wind Tunnel Tests, Realization and Results / Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.

## Приложение А Характеристики аэродинамического профиля Х4

Данный профиль (Рисунок Приложение А создан для моторного парaplана, с моментной характеристикой, обеспечивающей стабильность на малых углах атаки.

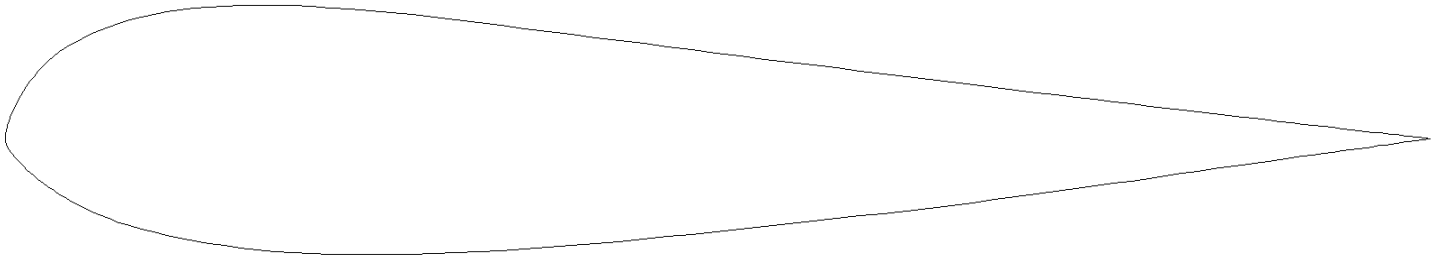


Рисунок А.1 - Внешний вид профиля Х4

### Общие характеристики профиля

Профиль имеет относительную толщину 17,3% на 21,4% хорды и относительную кривизну 1,12% на 8,1% хорды. Средняя линия имеет S-образность.

В исследованиях, учитывающих течения в полости профиля, в нем выполнен воздухозаборник относительной шириной 4% хорды на расстоянии 1,6% хорды от носика до передней кромки воздухозаборника, а также щель шириной 8,1% от ширины воздухозаборника на расстоянии 33% хорды от носика до передней кромки щели.

Относительные координаты точек профиля Х4 представлены в таблице А.1.

Таблица А.1 - Относительные координаты точек профиля Х4

Относительные координаты X и Y точек профиля Х4										
X	1,00000	0,99605	0,98969	0,98071	0,96886	0,95380	0,93527	0,91295	0,88658	0,85600
Y	0,00000	0,00044	0,00116	0,00218	0,00352	0,00523	0,00735	0,00993	0,01298	0,01656
X	0,82112	0,78199	0,73881	0,69192	0,64184	0,58922	0,53485	0,47962	0,42447	0,37036
Y	0,02066	0,02532	0,03049	0,03620	0,04234	0,04885	0,05567	0,06265	0,06968	0,07665
X	0,31822	0,26890	0,22315	0,18154	0,14448	0,11221	0,08478	0,06207	0,04381	0,02960
Y	0,08338	0,08871	0,09231	0,09383	0,09273	0,08906	0,08278	0,07446	0,06498	0,05440
X	0,01897	0,01137	0,00625	0,00305	0,00124	0,00037	0,00006	0,00000	0,00006	0,00037
Y	0,04280	0,03197	0,02257	0,01496	0,00922	0,00522	0,00273	0,00033	-0,00085	-0,00302
X	0,00124	0,00304	0,00624	0,01136	0,01895	0,02958	0,04378	0,06203	0,08474	0,11216
Y	-0,00561	-0,00836	-0,01239	-0,01801	-0,02499	-0,03304	-0,04219	-0,05159	-0,05981	-0,06709
X	0,14443	0,18148	0,22309	0,26885	0,31817	0,37031	0,42442	0,47957	0,53481	0,58918
Y	-0,07334	-0,07796	-0,08053	-0,08100	-0,07970	-0,07682	-0,07246	-0,06705	-0,06112	-0,05521
X	0,64181	0,69189	0,73878	0,78197	0,82110	0,85599	0,88657	0,91294	0,93527	0,95380
Y	-0,04921	-0,04302	-0,03679	-0,03073	-0,02504	-0,02002	-0,01567	-0,01201	-0,00890	-0,00636
X	0,96885	0,98071	0,98969	0,99605	1,00000					
Y	-0,00428	-0,00265	-0,00142	-0,00055	0,00000					

## Приложение Б    Данные для построения плоского крыла в программе XFLR5

Данные для построения арочного крыла в программе XFLR5 к главе 1.2 приведены в таблице Б.1.

Таблица Б.1 - Данные для построения арочного крыла в программе XFLR5 к главе 1.2

Прямое крыло	Номер нервюры	Хорда нервюры	X координата носика (вынос)	Y координата носика (размах)	Z координата носика (для справки)	Угол поперечного наклона нервюры	Угол продольного наклона нервюры
	1	3000	1491,78	0	156,79	0	6
	2	2992,34	1489,88	500	156,59	0	6
	3	2969,31	1484,15	998,72	155,99	0	6
	4	2930,91	1474,61	1493,61	154,99	0	6
	5	2877,22	1461,26	1982,09	153,58	0	6
	6	2808,38	1444,14	2461,63	151,79	0	6
	7	2724,61	1423,31	2929,69	149,6	0	6
	8	2626,2	1398,84	3383,8	147,02	0	6
	9	2513,5	1370,82	3821,5	144,08	0	6
	10	2386,91	1339,35	4240,41	140,77	0	6
	11	2246,91	1304,54	4638,23	137,11	0	6
	12	2093,99	1266,52	5012,72	133,12	0	6
	13	1928,67	1225,42	5361,71	128,8	0	6
	14	1751,47	1181,36	5683,16	124,17	0	6
	15	1562,88	1134,47	5975,07	119,24	0	6
	16	1363,23	1084,83	6235,55	114,02	0	6
	17	1152,59	1032,46	6462,75	108,52	0	6
	18	930,4	977,22	6654,85	102,71	0	6
	19	694,36	918,53	6809,92	96,54	0	6
20	436,09	854,32	6925,65	89,79	0	6	



Данные для построения арочного крыла в программе XFRL5 к главе 1.2 приведены в таблице Б.2.

Таблица Б.2 - Данные для построения арочного крыла в программе XFRL5 к главе 1.2

Арочное крыло	Номер нервюры	Хорда нервюры	X координата носика (вынос)	Y координата носика (размах от плоскости XZ)	Расстояние от носика центроплана (в программе обозначается графой Y)	Z координата носика (для справки)	Угол поперечного наклона нервюры	Угол продольного наклона нервюры
	1	3000	1491,78	0	0	156,79	0	6
	2	2992,34	1491,74	499,58	499,9	138,89	4,07	6
	3	2969,31	1491,48	995,49	997,98	86,31	8,13	6
	4	2930,91	1490,96	1482,78	1491,12	-0,68	12,16	6
	5	2877,22	1490,07	1956,6	1976,17	-120,59	16,14	6
	6	2808,38	1488,5	2412,61	2450,14	-270,44	20,04	6
	7	2724,61	1485,94	2847,02	2910,25	-446,53	23,85	6
	8	2626,2	1481,99	3256,73	3353,89	-644,57	27,55	6
	9	2513,5	1476,3	3639,17	3778,61	-860,11	31,12	6
	10	2386,91	1468,45	3992,36	4182,12	-1088,48	34,53	6
	11	2246,91	1458,1	4314,7	4562,22	-1325,14	37,77	6
	12	2093,99	1444,89	4605,01	4916,79	-1565,54	40,82	6
	13	1928,67	1428,43	4863,03	5244,07	-1804,63	43,67	6
	14	1751,47	1408,37	5088,63	5542,35	-2037,84	46,29	6
	15	1562,88	1384,22	5283,77	5810,98	-2259,33	48,67	6
	16	1363,23	1355,61	5449,84	6049,05	-2464,6	50,79	6
	17	1152,59	1322,05	5588,99	6256,08	-2649,09	52,65	6
	18	930,4	1283,06	5702,19	6430,98	-2809,52	54,21	6
	19	694,36	1237,78	5790,46	6572,71	-2942,65	55,48	6
20	436,09	1183,75	5854,05	6679,85	-3045,65	56,42	6	



## Приложение Г Характеристики аэродинамического профиля X5

Профиль имеет относительную толщину 15,3% на 23% хорды и относительную кривизну 0,92% на 3,5% хорды, как показано на Рисунке Г.1.

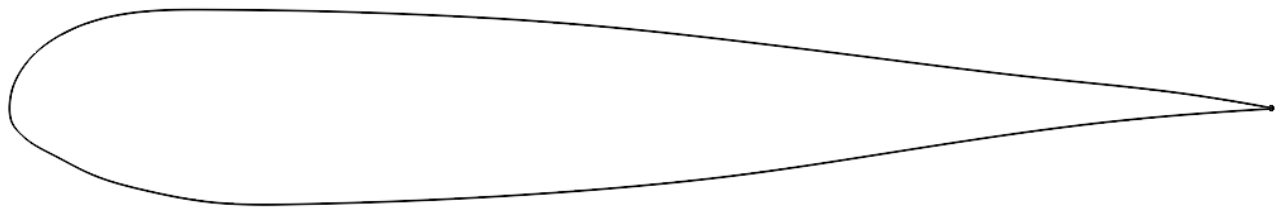


Рисунок Г.1 - Внешний вид профиля X5

Относительные координаты точек профиля X5 приведены в таблице Г.1.

Таблица Г.1 - Относительные координаты точек профиля X5

Относительные координаты X и Y точек профиля X5										
X	1	0,99199	0,97673	0,95301	0,91942	0,87457	0,81767	0,74888	0,66948	0,58187
Y	0,00034	0,00182	0,00455	0,00841	0,01317	0,01821	0,02401	0,03199	0,04201	0,05274
X	0,48968	0,39726	0,30904	0,22912	0,16076	0,10565	0,06403	0,03496	0,01662	0,00647
Y	0,06288	0,0704	0,07482	0,07723	0,07805	0,07652	0,06827	0,05483	0,0398	0,02545
X	0,00179	0,00023	0	0,00023	0,00179	0,00647	0,01662	0,03496	0,06403	0,10566
Y	0,01394	0,00443	0,00002	-0,0039	-0,011	-0,0178	-0,0268	-0,037	-0,0517	-0,0644
X	0,16076	0,22913	0,30905	0,39726	0,48968	0,58188	0,66948	0,74889	0,81767	0,87457
Y	-0,0743	-0,0758	-0,0734	-0,069	-0,0621	-0,0523	-0,0395	-0,0271	-0,0172	-0,0103
X	0,91942	0,95301	0,97673	0,99199	1					
Y	-0,006	-0,0034	-0,0017	-0,0008	-0,0003					

## Приложение Д Характеристики аэродинамического профиля Х6

Профиль имеет относительную толщину 17,12% на 28,25% хорды, положительную относительную кривизну 0,83% на 7% хорды и отрицательную относительную кривизну -1,1% на 52% хорды, как показано на Рисунке Д.1.

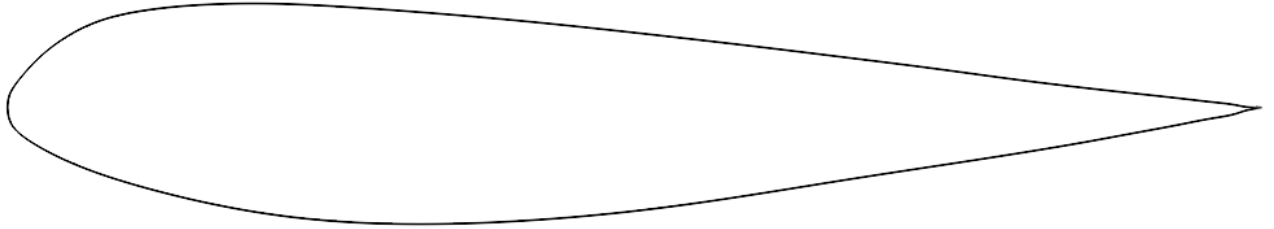


Рисунок Д.1 - Внешний вид профиля Х6

Относительные координаты точек профиля Х6 приведены в таблице Д.1.

Таблица Д.1 - Относительные координаты точек профиля Х6

Относительные координаты X и Y точек профиля Х6										
X	1	0,99332	0,98113	0,96264	0,93688	0,90287	0,85985	0,80746	0,74592	0,67616
Y	0	0,00034	0,00219	0,00452	0,00745	0,01115	0,01591	0,02224	0,03052	0,03931
X	0,59987	0,51942	0,43767	0,35769	0,28246	0,21457	0,15591	0,10758	0,06978	0,04194
Y	0,04858	0,05778	0,06655	0,07392	0,07955	0,08291	0,08208	0,07727	0,06789	0,05322
X	0,02285	0,01089	0,00426	0,00119	0,00016	0	0,00016	0,00119	0,00426	0,01089
Y	0,03767	0,02449	0,01562	0,00931	0,00309	0	-0,0028	-0,0084	-0,015	-0,0216
X	0,02285	0,04194	0,06978	0,10758	0,15591	0,21457	0,28246	0,35769	0,43767	0,51942
Y	-0,0297	-0,0398	-0,0512	-0,0631	-0,075	-0,0855	-0,0916	-0,0923	-0,0882	-0,08
X	0,59987	0,67616	0,74592	0,80746	0,85985	0,90287	0,93688	0,96264	0,98113	0,99332
Y	-0,0685	-0,0564	-0,0457	-0,0362	-0,0275	-0,0196	-0,0133	-0,0083	-0,0047	-0,0012



## Приложение Ж Опробованные и перспективные способы увеличения безопасности мягкого крыла на стропной поддержке

Для противодействия смятию носика в нервюры мягкого крыла по контуру носика вшивают упругие пластиковые прутки, уменьшают припуск на раздутие ткани оболочки на носике профиля (это также увеличивает аэродинамическое качество, но ухудшает противодействие крыла моментам рыскания консолей относительно центроплана), смещают координату максимальной кривизны профиля возможно ближе к носу (также повышает  $C_{y_{max}}$ , уменьшает профильное сопротивление  $C_{x_{min}}$  и увеличивает допустимый диапазон триммирования, при этом для характерных в мягких крыльях профилей с большими относительной толщиной и радиусом скругления носика сохраняются плавные срывные характеристики). Кроме того, пытаются устранить промятие оболочки между нервюрами путем наддува через дополнительные верхние воздухозаборники с клапанами, закрывающими эти воздухозаборники на больших и средних углах атаки (например НИТ клапаны (High-Speed Intake Valves) от Arco Aviation (Рисунок Приложение Ж .1), Extended Aeration System (EAS) от U-Turn (Рисунок Приложение Ж .2), воздушные клапана в передней кромке от Aeros (в отличие от предыдущих созданные для улучшения наполнения и расположенные на уровне основных воздухозаборников, Рисунок Приложение Ж .3)), или клапанами, разделяющими полости крыла с верхними и нижними воздухозаборниками (Рисунок Приложение Ж .4), [138]. В последнем случае поступающий через верхние воздухозаборники воздух не стравливается тут же через потерявшие скоростной напор нижние воздухозаборники, что делает положительный эффект несколько более осязаемым.

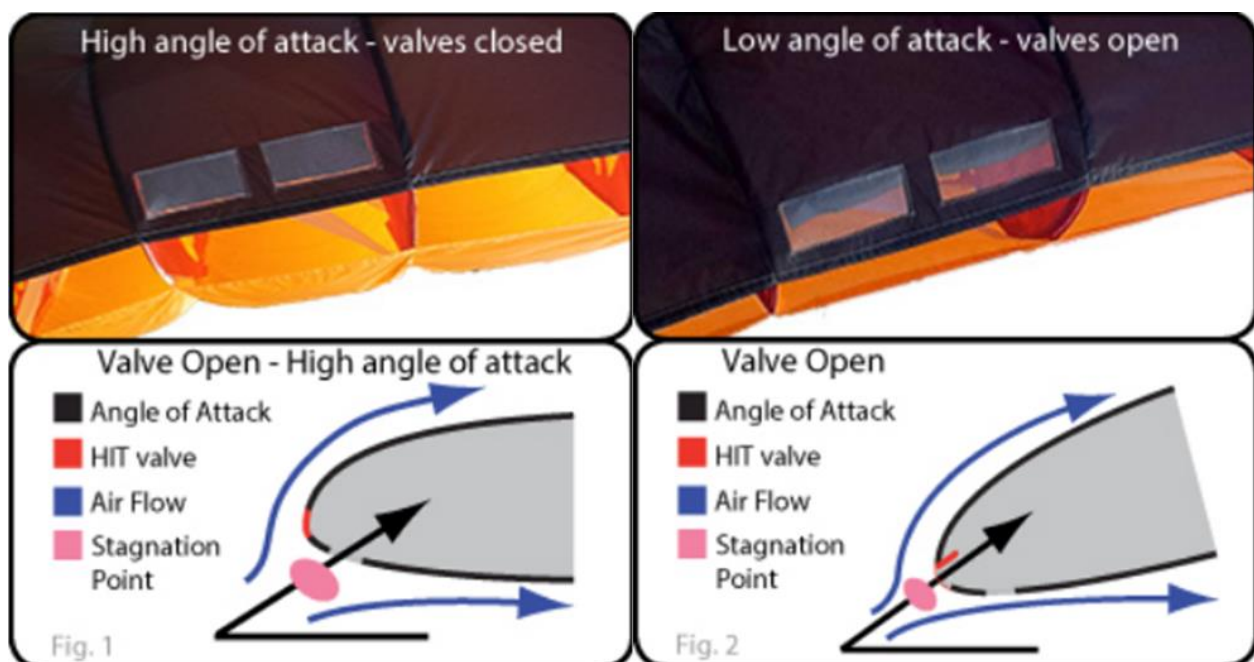


Рисунок Приложение Ж .1 - НИТ клапаны (High-Speed Intake Valves) от Arco Aviation

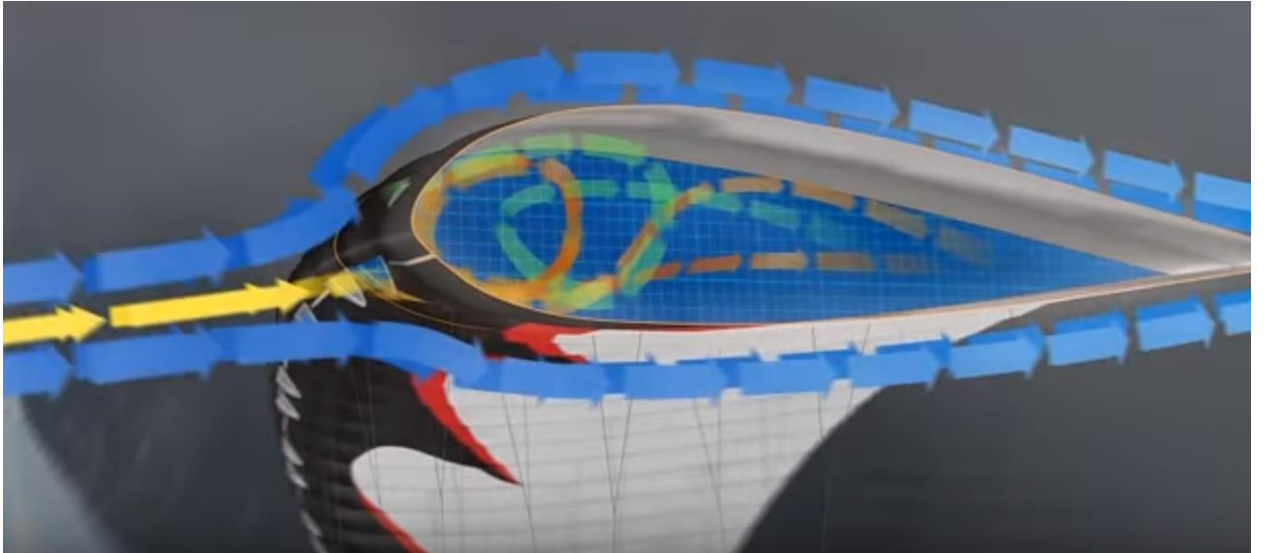


Рисунок Приложение Ж .2 - Extended Aeration System (EAS) от U-Turn

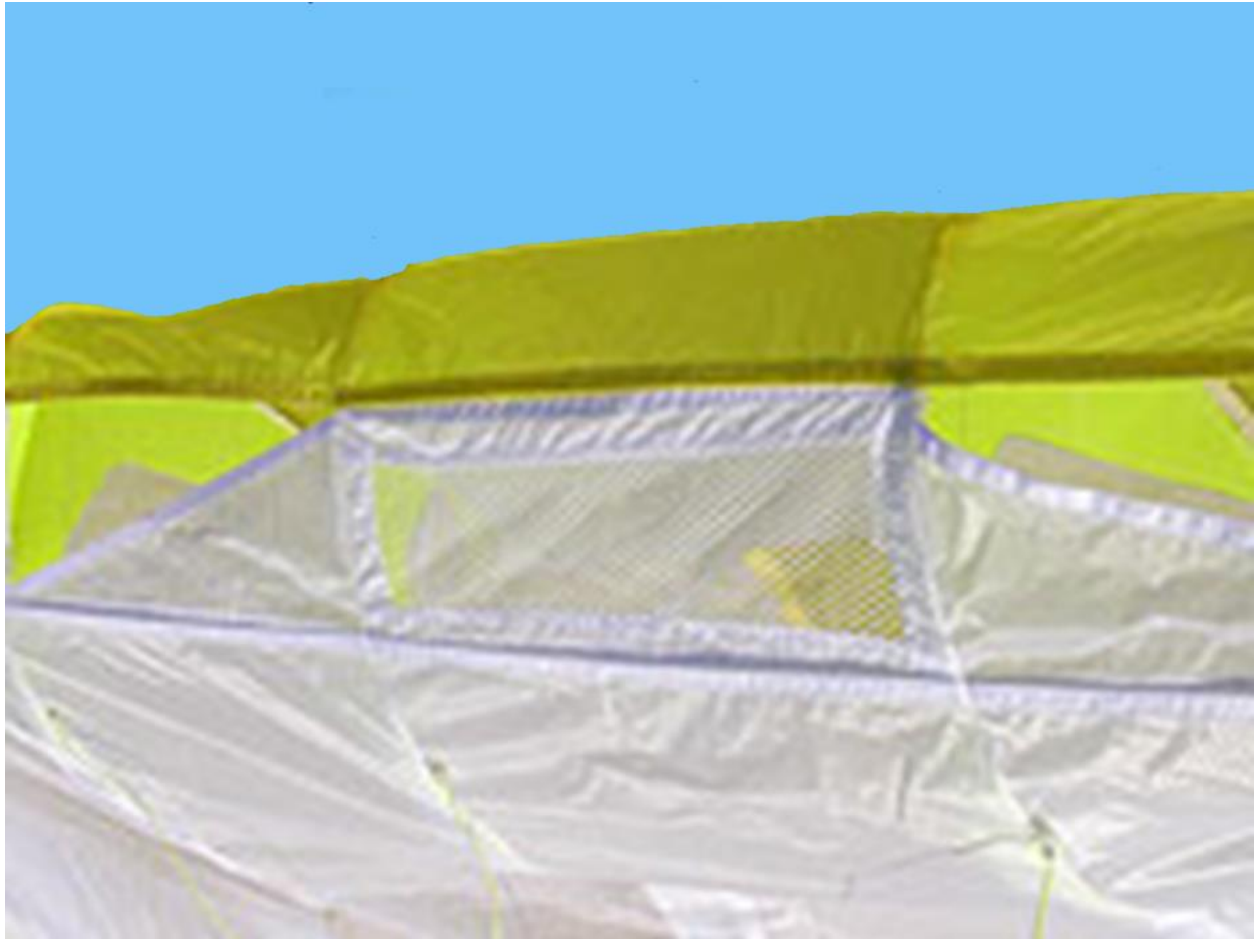


Рисунок Приложение Ж .3 - воздушные клапана в передней кромке от Aeros

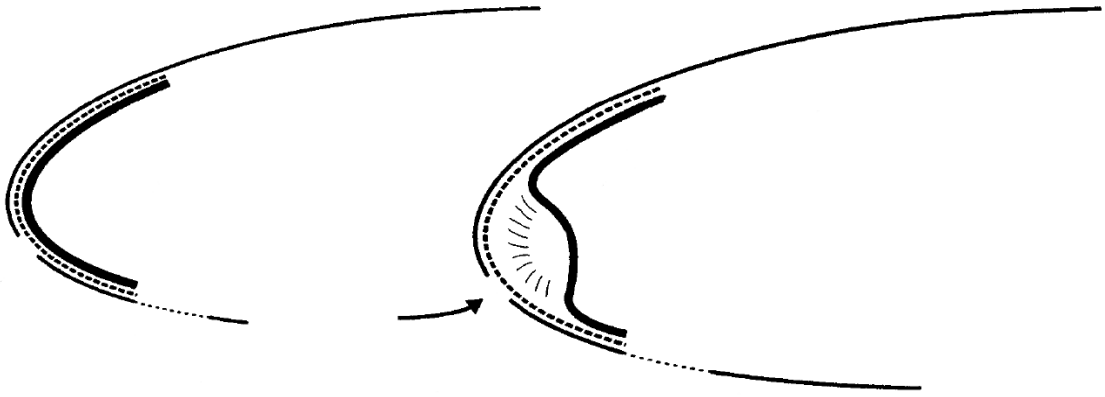


Рисунок Приложение Ж .4 - Клапаны, разделяющие полости крыла с верхними и нижними воздухозаборниками

Иногда пытаются до минимальных углов атаки сохранить давление наддува через основной воздухозаборник, используя тот факт, что при организации воздухозабора в любой точке профиля так, чтобы входное отверстие в полость крыла имело ненулевую проекцию на направление потока в этой точке, полученное давление будет равно скоростному напору (без учета потерь давления на утечки через проекцию воздухозаборника, параллельную направлению потока перед его отверстием, а также через поры и щели в оболочке). И в этой точке на профиле локализуется область повышенного давления (дополнительная к области в точке разделения потока на профиле), что может принципиально изменить картину обтекания полого профиля по сравнению с цельным прототипом. К настоящему времени опробованы заглубленные воздухозаборники, отведенные под профиль дальше от носика (например крыло Flash от UP (1990 г.) [88], парашлан Navigator HS от ASA-ParAAvis (1997 г.), крылья Manta, Delta 2 от Ozone, Peak 3 от Niviuk, Pawn от Triple Seven Paragliders и др.) (Рисунок Приложение Ж .5).

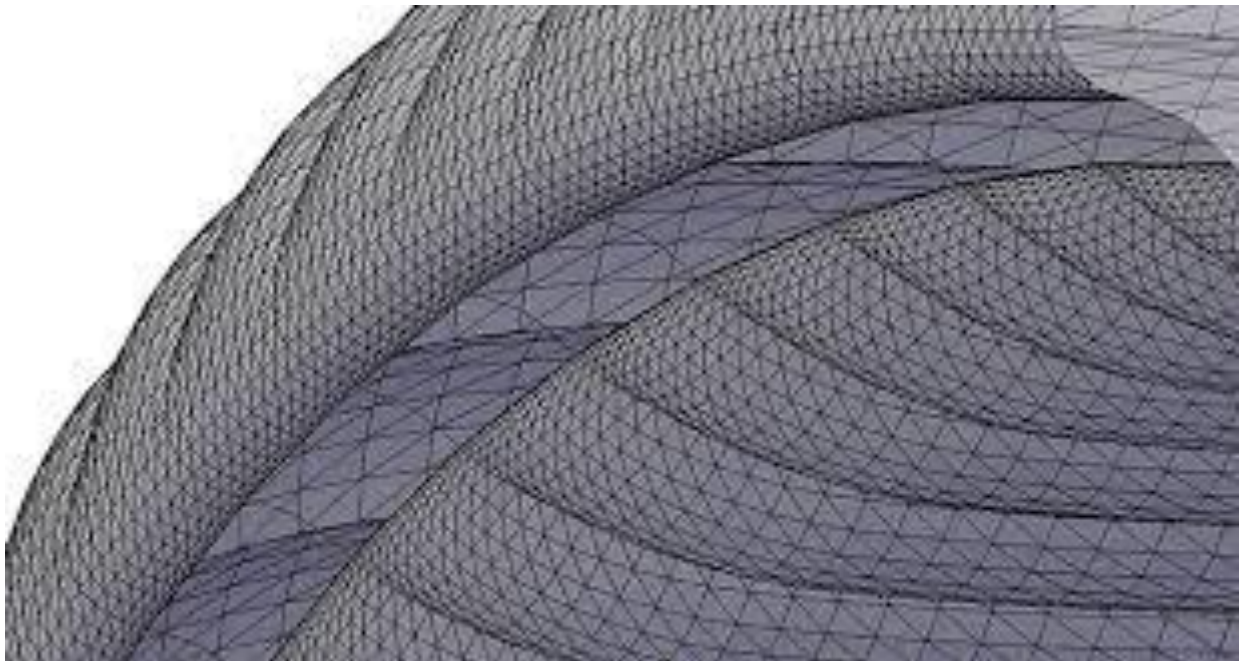


Рисунок Приложение Ж .5 - Крыло с воздухозаборниками, отведенными под профиль дальше от носика. Так называемый акулий профиль или Shark nose



Следует заметить, что воздухозаборник с малой проекцией, параллельной направлению потока перед своим отверстием, порождает проблемы с наполнением крыла в срывных и стартовых режимах, когда крыло испытывает поперечное обтекание. Устранить данный недостаток могут клапаны, закрывающие параллельную потоку проекцию воздухозаборников после наполнения крыла. Подобное решение предложено компанией Davinci gliders в виде клапанов с коммерческим названием «Smart Nose» (Рисунок Приложение Ж .6).



Рисунок Приложение Ж .6 - Горизонтальные клапаны «Smart Nose» на парaparlane Funky компании Davinci gliders

Указанные выше меры отодвигают границу подворота, но и только, а когда он всё же наступает, крыло теряет воздух и вплоть до повторного наполнения совершает непредсказуемые эволюции, завершающиеся иногда резким изменением курса, уходом консоли под крыло с запутыванием в стропах («галстук») и авторотацией, вылетом крыла перед пилотом с попаданием в купол или недопустимой потерей высоты до восстановления несущей способности.

Предпринимались попытки устранить самую возможность подворота носика мягкого крыла путем оснащения его воздухозаборников обратными клапанами. Данное решение прижилось на кайтах парафойлах (к примеру в клапанных парафойлах от ParAAvis) в качестве средства поддержания плавучести при приводнении. С этой же целью проводились эксперименты с принудительным наддувом переднего сегмента крыла ([61], экспериментальное крыло с наддувной передней кромкой компании Paradelta (1997 г.)) или размещением жестких вставок-

лонжеронов в носике крыла (экспериментальный параплан Мизер Михаила Петровского, Дельтапланерный клуб МАИ).

Однако данные конструктивные ухищрения не решили проблему, а видоизменили ее. А именно, пусть и при большем воздействии, но складывание консоли у таких аппаратов все же происходит. При этом сложившаяся часть крыла не теряет воздух и не расплывается в потоке уменьшая сопротивление, а затем не восстанавливает форму постепенно, наполняясь посегментно от центроплана к законцовке. Она всей своей подвернувшейся частью ложится поперек потока, и чтобы вернуть ее в исходное состояние, противодействуя напору воздуха, внутреннего давления и упругих сил оказывается недостаточно. Кроме того подвернувшаяся консоль, попадая между строп рабочей части крыла, заклинивается там, и выдернуть ее обратно крыло уже не может. Если же в область нисходящего потока такое крыло попадает целиком, то оно целиком и подворачивается, ложась всей своей плоскостью поперек потока. Напором воздуха его забрасывает далеко за пилота, где оно разворачивается на поток и резко начинает нести, вследствие чего набрав скорость на выравнивании клюет пилоту под ноги.

Основываясь на имеющемся опыте, наиболее безопасным поведением мягкого крыла при подвороте представляется такое, что под воздействием нисходящего потока несущую плоскость не бросает целиком вниз и назад, для чего часть крыла, которая могла бы спровоцировать такое движение, выключается из работы. Остальная часть крыла в течение всего времени неустановившегося движения остается наполненной, вне зависимости от положения воздухозаборников, препятствуя сворачиванию и потере устойчивости консолей. Деформированная таким образом несущая плоскость продолжает прямолинейный полет, и как только внешнее воздействие прекращается, форма крыла самостоятельно восстанавливается, опять же без нарушения прямолинейности полета.

Обеспечению такого характера деформации крыла в некоторой степени способствует разделение его полости на передний и задний сегменты, причем задний сегмент для обеспечения наддува и запираения воздуха оснащен воздухозаборниками с обратными клапанами (например [74] или система Ram Air Section (RAST) от Swing Paragliders (Рисунок Приложение Ж .7)), к настоящему времени неплохо показавшая себя (парапланы MITO, MIURA RS, ARCUS RS, NYOS RS, AGERA RS и др.).

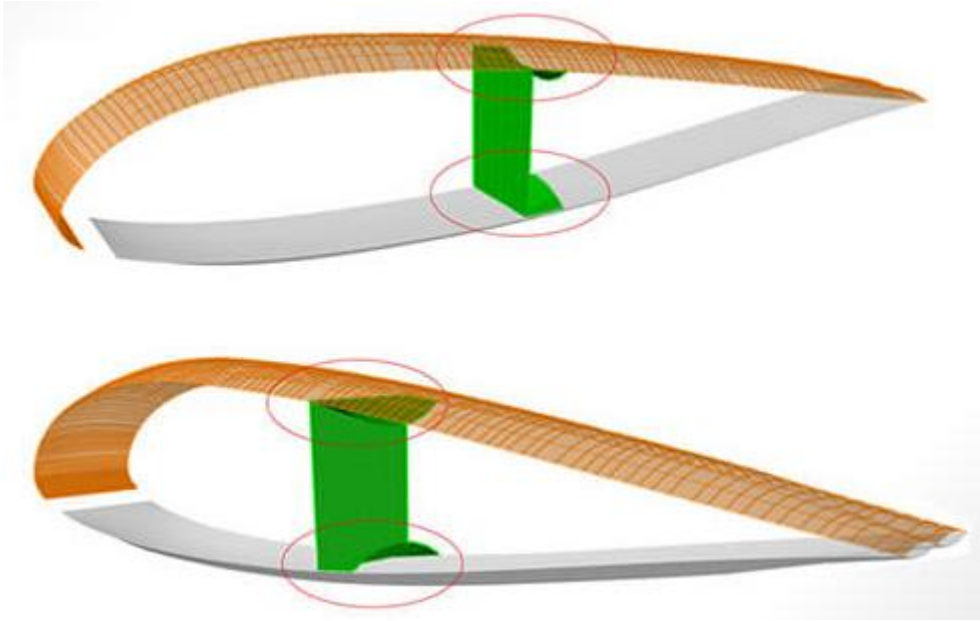


Рисунок Приложение Ж .7 - Система RAST от Swing

Конструктивно разделение полостей выполняется в виде кармана из полотнища, пришитого в районе средней части хорды профиля двумя или тремя своими сторонами к поверхностям крыла. Припуск на ширину ткани выбирается так, чтобы при наддутом заднем сегменте непритканые кромки полотнища ложились на внутреннюю поверхность крыла.

Ранние конструкции клапанов привязывают полотнище клапана к кромке внешнего переднего воздухозаборника, что не обеспечивает крылу сегментацию по удержанию давления и стравливание воздуха из подвернувшейся части консоли. Но если клапана во внешнем воздухозаборнике не перекрывают просвет полностью, то могут оказаться полезными:

- 1) для предотвращения быстрого стравливания воздуха через воздухозаборник при выходе носика крыла на малый или большой угол атаки, при котором точка разделения потока уходит к краю проема воздухозаборника;
- 2) для предотвращения статического или динамического стравливания воздуха через воздухозаборники близких к законцовкам участков крыла, происходящего из-за:
  - а) изменения местных углов атаки от влияния индуктивного вихря, геометрической кривизны крыла, или местной деформации профиля при управлении крылом;
  - б) обратного потока воздуха при быстрой деформации крыла из-за резкой работы стропами управления или перетекания воздуха от противоположной консоли при ее складывании.

При этом установка клапанов в воздухозаборнике не должна приводить к уменьшению его просвета и дополнительному сопротивлению всасыванию воздуха во время наполнения крыла, иначе наполнение будет замедленным, что особенно опасно после подворачивания и

сдутия консоли. Чем медленнее наполняется крыло в полете, тем больше непредсказуемых эволюций оно успеет сделать до наполнения. Поэтому распространенные конструкции клапанов в виде рукава или прилегающих к сетке лепестков оказываются неподходящими. Конструктивные элементы воздухозаборника должны быть короткими (для быстрого срабатывания) и не перегораживать поток (например имеющими вид, описанный в [66]).

Увеличить безопасность летательного аппарата с мягким крылом на стропной поддержке могла бы способность его крыла автоматически увеличивать свой установочный угол (конструктивный угол установки крыла относительно строп) по мере уменьшения угла атаки. Таким образом устранялась бы сама причина подворота. В настоящее время стабилизация полета таких аппаратов обеспечивается в основном активными действиями пилота, так называемым активным пилотированием (активным противодействием таким движениям крыла, которые могут привести к попаданию крыла в опасные режимы полёта). Выглядит активное пилотирование примерно так:

- аппарат начинает уходить вперед - пилот немного поджимает управляющие стропы, противодействуя уменьшению давления в полости крыла и подтормаживая его подгибанием задней кромки;
- аппарат начинает уходить назад - пилот поднимает руки вверх (ослабляя управляющие стропы), выпрямляя заднюю кромку крыла и уменьшая тем самым его сопротивление;
- аппарат начинает крениться – пилот смещением своего веса и подтягиванием управляющих строп загружает и подтормаживает поднимающуюся сторону.

Опытный пилот выделяет те движения крыла, которые угрожают попаданием в опасные режимы полёта, и борется только с ними, игнорируя остальные, чтобы не портить аэродинамику крыла.

Компания U-Turn сделала попытку придать крылу функцию автоматической стабилизации путем подгиба задней кромки с помощью системы AFS (Automatic Flight Stabilization). Данная система применима на крыльях с малым количеством секций (при этом без промежуточных полунервюр) и высокой арочностью. Основана она на предварительном натяжении задней нижней поверхности крыла и балансе растягивающего усилия от консолей, и раздувающего (а значит стягивающего и распрямляющего секции) воздействия давления в крыле (Рисунок Приложение Ж .8).

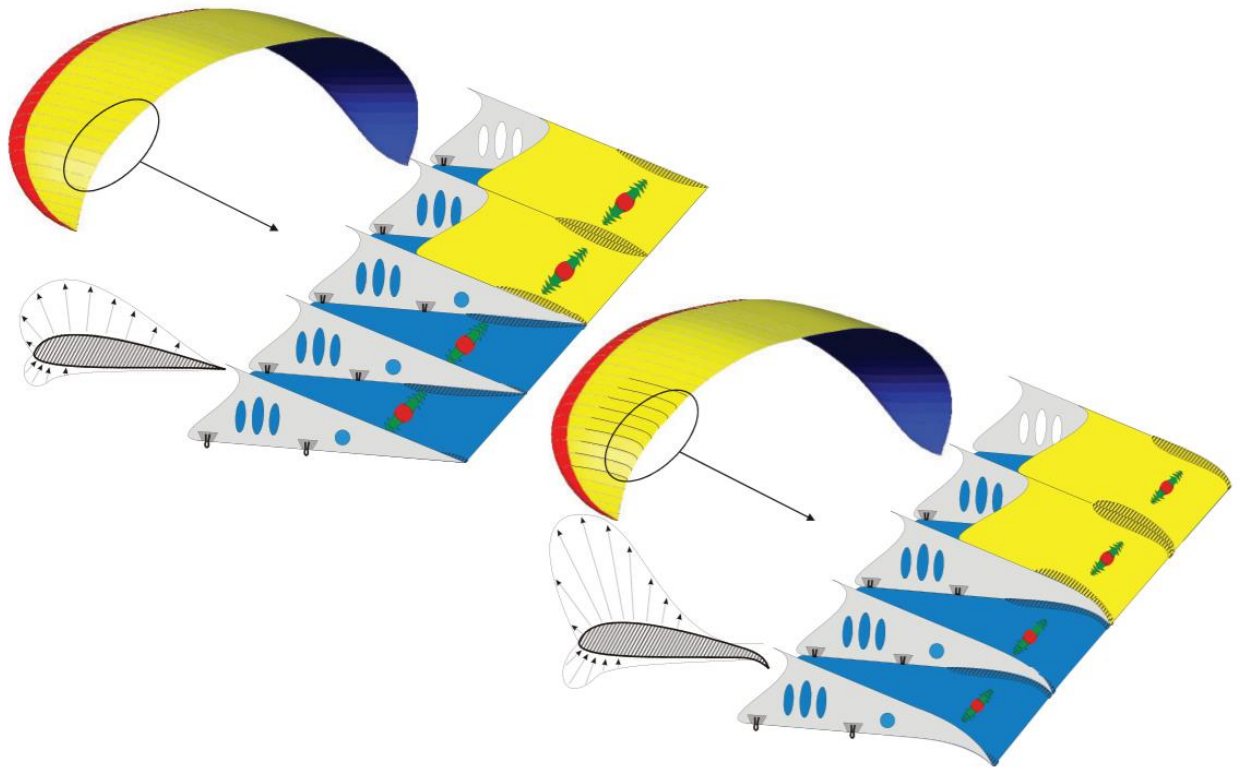


Рисунок Приложение Ж .8 - Система AFS (Automatic Flight Stabilization) от U-Turn

Когда крыло летит в спокойном воздухе, внутри него достаточно давления чтобы нейтрализовать предварительное натяжение, и задняя кромка распрямлена. Но даже небольшое падение внутреннего давления приводит к натяжению и подгибу задней кромки крыла. Тем самым крыло при входе в нисходящие потоки автоматически под тормаживается. Однако проблема в том, что делает оно это всегда, теряя аэродинамическое качество в турбулентном воздухе.

Теоретически крыло может самостоятельно увеличивать установочный угол по мере уменьшения своего угла атаки при использовании автостабильного профиля с выраженной S-образностью, удерживаемого стропами, прикрепленными в центре давления на крейсерском угле атаки. Но такое крыло будет во первых однорежимным, во вторых – поднять его с земли будет затруднительно, а в третьих - и взлететь сложно (поскольку крыло стремится сохранить крейсерский угол атаки и соответственно имеет низкую несущую способность). Кроме того, управление таким крылом стропами, прикрепленными к задней кромке, будет приводить к компенсации S-образности профиля и утере необходимого поведения, а также к резкому смещению центра давления назад и как следствие к клевку крыла вперед. На автостабильном крыле вся нагрузка приходится на первый ряд, закрепленный в центре давления его профиля на крейсерском угле атаки. Остальные ряды нагрузку не несут, и бывают полезны лишь для деформации профиля на взлетном режиме. В этом случае оправданным может быть двухрядный подвес крыла, с креплением первого ряда в центре давления на крейсерском режиме, а второго ряда - в задней нижней точке средней линии профиля, и управлением задним рядом. При этом на

старте задний ряд должен быть подтянут (этому соответствует затянутый триммер, после набора высоты он должен быть отпущен).

Вторая возможность получить требуемую реакцию крыла, без необходимости использования автостабильных профилей – использование упругих элементов в стропях (или свободных концах) задних рядов, подобранных так, что в разгруженном состоянии крыло выставляется на максимальный рабочий угол атаки, а под нагрузкой уменьшает установочный угол до крейсерского. Несмотря на свою перспективность, данное техническое решение пока не тестировалось.

При выборе методов борьбы с потерей крылом своей формы следует учитывать, что в реальности сложение происходит под воздействием турбулентности, масштаб которой сопоставим с размерами крыла, а значит при входе в нисходящий поток градиент вертикальной компоненты скорости неравномерно распределяется по его хорде, и реальное течение нельзя принимать потенциальным. Набегающий на крыло вертикально спадающий поток тормозится о его верхнюю поверхность крыла, увеличивая статическую компоненту давления. Вход в нисходящий поток ощущается как удар по крылу сверху-спереди. Соответственно, при достаточно сильном ударе передняя кромка крыла подворачивается, ломая профиль. В качестве иллюстрации ниже приведена раскадровка попадания парашюта Формула с площадью в раскрое  $15\text{ м}^2$ , пилотируемого Андреем Куриным, в приземную спутную струю от пролетевшего рядом другого парашюта (Рисунок Приложение Ж .9).



Рисунок Приложение Ж .9а - Параплан Формула-15 на вираже. Видно, что верхняя поверхность крыла выполнена из полотнищ разного цвета. Передняя часть крыла синяя, а участок за щелью – светлый. Щель выполнена на расстоянии 55% от хорды



Рисунок Приложение Ж .96 – Момент входа в область, возмущенную пролетевшим впереди крылом





Рисунок Приложение Ж .9в – Кадр протекания аварийной ситуации. Начало подворота левой консоли



Рисунок Приложение Ж .9г - Кадр протекания аварийной ситуации. Развитие подворота по хорде (однако задняя часть крыла в процесс все еще не вовлечена)



Рисунок Приложение Ж .9д - Кадр протекания аварийной ситуации. Дальнейшее развитие подворота по консоли. Поток пытается окончательно завернуть опустившийся участок крыла, а реактивная тяга от выпускаемого через воздухозаборники воздуха препятствует этому, замедляя процесс



Рисунок Приложение Ж .9е - Кадр протекания аварийной ситуации. Поступающий через нетронутую подворотом консоль воздух продолжает противодействовать подвороту как непосредственно нагнетанием давления, так и истечением через воздухозаборники подвернувшейся части. Начало вовлечения в подворот участка консоли за щелью



Рисунок Приложение Ж .9ж - Кадр протекания аварийной ситуации. По потере натянутой формы видно, что подвернувшаяся консоль потеряла несущую способность. В подворот уже вовлечен и участок консоли за щелью



Рисунок Приложение Ж .9.3 - Кадр протекания аварийной ситуации. Деформация консоли начинает возвращаться на передний участок. Видно, что участок за щелью в подвороте уже не участвует, при этом несущая способность консоли еще не восстановлена



Рисунок Приложение Ж .9и - Кадр протекания аварийной ситуации. Подворот локализуется, крыло почти восстановило несущую способность. В целом видно, что на восстановление полета затрачена потеря высоты порядка двух метров. При этом задняя часть консоли почти не была вовлечена, этому способствовало внутреннее секционирование крыла на переднюю и заднюю части сопловым участком. Локализация деформаций и динамика восстановления похожи на таковые у консоли, оснащенной системой RAST. Основная же картина подворота остается общей для любых крыльев – при полете в турбулентности малого масштаба, как правило приземной или на срезе ветра, подворот происходит с изломом профиля, в турбулентности крупного масштаба крыло ныряет целиком

### Приложение 3 Возможные области применения новых конструкций мягких крыльев на стропной поддержке

#### СИСТЕМЫ ТОЧНОЙ ПОСАДКИ

Средства управления пограничным слоем и механизация мягкого крыла могли бы улучшить как его аэродинамическое качество, так и 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. Меньшая требуемая площадь несущей поверхности уменьшит необходимый вес парашютной системы и ускорит ее раскрытие. Применение описанного технического решения на планирующем парашюте позволяет довести нагрузку на крыло до  $40 \text{ кг/м}^2$  при посадке на грунт на ползковое шасси, то есть обойтись площадью крыла 225 квадратных метров для приземления полезной нагрузки массой 9 тонн.

Стоит заметить, что нагрузки на крыло того же порядка успешно осваиваются парашютистами на планирующих парашютах обычной конструкции (изменения – крыло с эллиптичностью и косые нервюры) в рамках новой дисциплины парашютного спорта, называемого купольным пилотированием, или иначе Свупом (Swoop). Если для классических куполов типичная нагрузка составляет  $3,4\text{-}7,5 \text{ кгс/м}^2$ , а для скоростных куполов достигает  $8,6 \text{ кгс/м}^2$ , то для Свупа крыло нагружается свыше  $11,8 \text{ кгс/м}^2$ . Хотя производители официально не рекомендуют превышать это значение, на соревнованиях нередки и бóльшие нагрузки, достигающие до  $23 \text{ кгс/м}^2$  и более. В настоящее время рекордно малая площадь парашюта, с которым человек смог приземлиться на ноги, составляет  $3,25 \text{ м}^2$  [172] (Рисунок 3.1).





Рисунок 3.1 - Посадка на скоростном парашюте

## БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

Особенности конструкции парaplана, в том числе со щелевым крылом, позволяют эффективно использовать его не только в роли системы планирующего спуска и точной посадки. Возможность управления этим аппаратом по курсу и высоте только подтягиванием строп левого и правого сегмента крыла позволяет создать очень простую систему автоматического управления, а использование компенсирующих перемещений свободных концов - также легкие и компактные управляющие приводы.

Это открывает возможность создания недорогих и компактных беспилотных летательных аппаратов с массой полезной нагрузки в десятки и сотни килограммов. Например, для проведения сельскохозяйственных работ. Ведь данные работы, которые сейчас очень часто проводят с помощью дельталетов, являются не только тяжелым, но и опасным трудом. Данные

работы проводятся на малой высоте с малой скоростью, с частыми маневрами, при этом маршрут этих полетов заранее четко определен.

При этом дельталет — машина открытая, не имеющая никакой защиты. По полю сложно сориентироваться — где пролетал, где нет, и пилот нередко влетает в собственное облако из химикатов, оставшееся с предыдущего захода.

БЛА может орошать поле точно и методично, не оставляя необработанных участков, и не переливая химикатов на уже обработанные. Мало того, автоматические аппараты могут выполнять сельскохозяйственные работы ночью, когда ветровые помехи и постороннее присутствие минимальны.

## РАЗВОРАЧИВАЕМЫЕ НА ВЫСОТЕ ПРИМЕНЕНИЯ АТМОСФЕРНЫЕ ПСЕВДОСПУТНИКИ

Часто возникают задачи (оперативной связи, наблюдения и пр.), для которых спутники плохо применимы – менять орбиту долго и затратно, а зона видимости спутника непостоянна. Самолеты ограничены по времени полета и высотности.

Для таких задач представляется перспективным использовать высотный летательный аппарат, имеющий возможность долго находиться над заданным участком. Оптимальными представляются высоты 18-20 км, относящиеся к верхней границе тропосферы и нижней стратосферы. Эти высоты свободны от полетов массовой авиации, чей потолок составляет около 15 км. В этом коридоре зона слабых ветров, скорость которых сравнима со скоростью пешехода. Также эта высота фактически безоблачна, характерны лишь перистые облака в тропической зоне.

Решить описанную задачу сейчас пытаются множество проектов (см. например [12, 166]). Всех их объединяет жесткое крыло, оклеенное пленочными солнечными батареями. Характерные параметры заявленных аппаратов – размах порядка 30 метров, полезная нагрузка порядка 10 кг, нагрузка на площадь крыла порядка 1 кг/м<sup>2</sup>. Соответственно, всех их объединяют одни и те же недостатки:

1. Жесткое крыло для таких нагрузок оказывается перетяжеленным.
2. Это же крыло на этапе взлета и подъема на заданную высоту оказывается сильно переразмеренным, хрупким и легко повреждаемым порывами ветра. Множество поломок таких аппаратов именно по этой причине - тому подтверждение. Если же прочность крыла выбирать по нагрузкам на наборе высоты, то оно оказывается несоразмерно задаче перетяжеленным.
3. Для взлета таким аппаратам нужна подготовленная полоса, которая есть далеко не везде. Соответственно, аппарат сложно и долго доставлять к месту разворачивания. И после взлета аппарат добирается до нужной точки длительное время.

4. На подъем аппарата в заданную точку требуется большое количество предварительно запасенной энергии, что приводит к переразмеренным и перетяжеленным аккумуляторам.

5. На этапе набора высоты аппарат уязвим для ПВО противника.

Избежать описанных проблем позволяет разворачиваемое в воздухе мягкое крыло парапланерного типа, с наклеенными на его ткань тонкопленочными солнечными элементами. Применимые для такого крыла и доступные сейчас полиэфирные ткани имеют массу порядка 22 г/м<sup>2</sup> и долговечность по УФ излучению 3-4 года (поскольку изначально ткань имеет более чем десятикратный запас по напряжениям, ее постепенная деградация не приводит к поломке аппарата). Поскольку разворачивание крыла большого размаха обычным для парашютов способом с предварительным вытяжением строп приводит к сильной неравномерности раскрытия и рывкам, целесообразно постепенное разворачивание купола из контейнера-фюзеляжа по мере смотки предварительно накрученных на барабан строп. В контейнере крыло может быть сложено «гармошкой», не повреждая пленочные панели фотоэлементов. Есть возможность подобрать профиль крыла так, чтобы его верхняя задняя поверхность с фотоэлементами имела одинарную кривизну, и соответственно в уложенном виде представляла собой плоскость.

Имеется проблема с двигателем – для больших высот оптимальной является очень большая ометаемая площадь винта. Решить ее можно двумя способами:

1. Использовать складные лопасти тянущего винта, до разворачивания уложенные вдоль фюзеляжа-контейнера;
2. Использовать маховые движения крыла, инициируемые циклической смоткой-размоткой строп.

Разворачивание аппарата могло бы собой представлять оперативную доставку в контейнере под крылом высотного самолета типа М-55 «Геофизика» в заданную точку, сброс контейнера и разворачивание крыла в воздухе. Соответственно, псевдоспутник можно было бы разместить в любой точке над Землей в течение нескольких часов.

По окончании миссии крыло может сворачиваться подмоткой строп, и аппарат спланирует в заданную точку посадки.

## БЕСПИЛОТНЫЕ АППАРАТЫ С МЯГКИМ КРЫЛОМ – ЦИКЛОЖИРЫ

Известные схемы цикложиров имеют многолопастные роторы на несущих осях, и в крупной размерности оказываются неэффективны. Сказывается перетяжеленность осевых балок и лопастей, несущих высокую изгибающую нагрузку, а также дополнительное сопротивление

поддерживающих лопасти конструктивных элементов. Хуже, чем у вертолета, оказывается и отношение ометаемой площади к площади лопастей [164].

Однако при использовании вращения мягкого крыла можно избежать описанных недостатков цикложиров. А именно:

1. площадь крыла может быть достаточно большой без серьезного увеличения массы;
2. крыло уже само по себе находится в растянутом состоянии и поддерживается стропами, поэтому выдерживает вращение вокруг горизонтальной оси без дополнительных конструктивных элементов;
3. для поддержания мягкого вращающегося крыла не требуются осевые балки;
4. Изменение формы крыла и его установочного угла возможно без дополнительных конструктивных элементов, посредством имеющегося стропления.

Также следует заметить, что в связи с повышенными скоростями крыла при вращении, а также действием центробежных сил на находящийся в его полости воздух, сложения мягкого крыла на стропной поддержке при вращении менее вероятны, чем в конфигурации с неподвижным крылом.

Подтвердить, что возможно инициировать и поддерживать вращение однолопастного ротора на основе крыла планирующей парашютной системы, смогли спортсмены парапланеристы, освоившие фигуру аэробатики параплана под названием Infinity Tumble — непрерывное вращение купола по тангажу, поддерживаемое действиями пилота. Происходит эта фигура от аэробатического элемента Tumble, в котором выполняется один или несколько оборотов купола вокруг горизонтальной оси с использованием энергии предшествующего разгона. Подпитка энергией для продолжительного вращения производится например путём периодического подсыва (и соответственно торможения) крыла так, чтобы пилот благодаря эффекту маятника слегка подлетал вверх, после чего стропы управления отпускаются, и уходящий вниз пилот своим весом дает выходящему в зенит крылу дополнительный импульс на вращение. Работа стропами управления ведется в связи с тем, что поддержание вращения циклическим изменением установочного угла крыла с помощью свободных концов с распространенной сейчас кинематикой превышало бы физические и координационные возможности пилота. Второй способ поддержания крыла в непрерывном вращении, доступный для крыльев с высокомоментными профилями, заключается в отталкивании от себя первых рядов свободных концов в моменты пролета крыла через зенит.

На вращающемся мягком крыле для облегчения посадки можно использовать накопленную кинетическую энергию вращения для получения дополнительной подъемной силы (путем придания профилю крыла дополнительной кривизны в верхнем секторе круга вращения). Для аккуратной посадки понадобится так дозировать прибавку кривизны профиля, чтобы крыло

перестало вращаться в положении близком к вертикальному, и на близкой к нулевой высоте целевой нагрузки.

Энергичное периодическое изменение установочного угла и кривизны крыла во время вращения способно само по себе создавать пропульсивную силу, поддерживая вращение крыла. Оно же способно придать функцию движителя мягкому не вращающемуся крылу без использования маховых движений консолями.

Подвести дополнительную энергию для вращения крыла и создания необходимой тяги можно также закрепив свободные концы на вращающихся рычагах, работающих аналогично предплечьям спортсмена при тренировке со скакалкой.

Старт БЛА с вращающимся крылом может производиться как с воздуха, так и с земли, например посредством прыжкового взлета. Импульс для прыжка летательного аппарата может передаваться как катапультным устройством, так и движителем на борту самого летательного аппарата.

Возможен также трубный старт аппарата с вращающимся крылом, когда как сам аппарат, так и крыло, уложенное в чехол (d-bag), в исходном состоянии находятся в капсуле-трубе. При выстреле аппарат с силой выталкивается из трубы, d-bag задерживается фалом и расчеховывается, освобождая крыло. Накопленная при выстреле кинетическая энергия придает крылу первоначальный импульс на вращение. Аппараты такого типа могут оказаться эффективными для разведывательного и ударного применения в связи с высокой маневренностью и малой шумностью.

## ДВИЖИТЕЛИ, ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ, СИСТЕМЫ СВЯЗИ И НАБЛЮДЕНИЯ И НА БАЗЕ МЯГКИХ ПРИВЯЗНЫХ КРЫЛЬЕВ

Парусное оснащение судов могло бы существенно экономить корабельное топливо и снижать вредное воздействие его сжигания на окружающую среду. Однако применение классических парусов на современных судах ограничено громоздкостью рангоута и такелажа, сильными кренящими моментами и высокой массой парусного оснащения, необходимостью в большом количестве матросов для обслуживания парусной системы.

Применение паруса в виде парящего на тросах крыла позволяет обойти названные проблемы и использовать дополнительное преимущество – эффект усиления ветра с удалением от земной поверхности.

Летающий парус может быть использован в широком диапазоне ветров, от лёгкого бриза до почти штормового (от 3 до 8 баллов по шкале Бофорта).

Система (Рисунок 3.2) работает с большими углами между направлением ветра и курсом корабля. Угол между направлением ветра и курсом судна может достигать 135 градусов. Кроме того, на высоте к примеру в 200 метров парус может обеспечить вдвое большую тягу, чем он же на обычной для классического парусного вооружения 10-метровой высоте. Точка приложения тяги летающего паруса может находиться на уровне палубы, уменьшая тем самым кренящий момент [168].



Рисунок 3.2 - Стыковка летающего паруса к причальной мачте на корабле Beluga SkySails

Если же разместить базу системы с летающим парусом неподвижно, то можно использовать энергию ветра для выработки электроэнергии, например путем периодической смотки троса в режиме максимальной тяги, и обратной подмотки в режиме минимума тяги (Рисунок 3.3) [169].

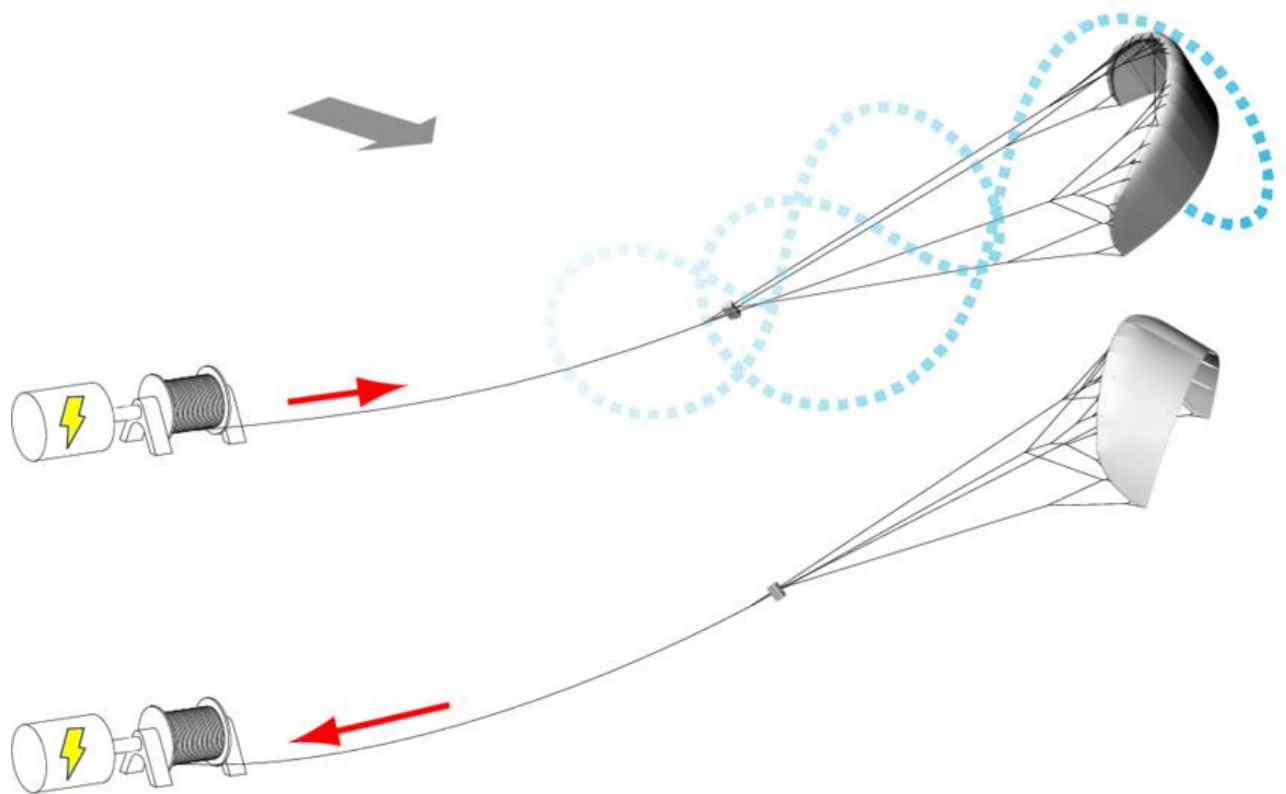


Рисунок 3.3 - Режимы тяги и подмотки троса в ветроэнергетической установке с летающим парусом

Также привязные системы с мягким крылом можно использовать для подъема разведывательной, контролирующей или связной аппаратуры, при необходимости на гиросtabilизированных платформах. Подобные системы могут оказаться компактнее и технологичнее привязных аэростатов. При наполнении крыла легким газом оно может самоподниматься до ветровой зоны подобно аэростату, но при этом в отличие от аэростата стабильно удерживать высоту в дальнейшем вне зависимости от облачности и времени суток, неделями и месяцами.