

УДК 533.666.2: 629.7

**П.И. ИВАНОВ***Херсонский национальный технический университет, Украина***КРУТКА ПАРАПЛАНЕРНЫХ АРОЧНЫХ КРЫЛЬЕВ БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ И ПРОБЛЕМЫ ОПТИМИЗАЦИИ В КОМПЬЮТЕРНОМ АНАЛИТИЧЕСКОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ**

*Проблема связана с разработкой методов повышения аэродинамических и летно-тактических характеристик паропланерных крыльев большого удлинения, имеющих арочность. В работе введены некоторые основные понятия и определения, связанные с компьютерным проектированием арочного крыла, имеющего геометрическую и аэродинамическую крутку. Сформулирована цель крутки, рассмотрены проблемы оптимизации, связанные с необходимостью устранения ряда противоречий между параметрами и характеристиками. Приведены примеры конкретных случаев противоречия между характеристиками при изменении геометрических параметров конструкции. Рассмотрен алгоритм компьютерного аналитического проектирования арочного крыла большого удлинения. Рассматриваются также некоторые специфические особенности и обсуждаются проблемные вопросы различного характера, связанные с круткой крыла пароплана.*

**Ключевые слова:** пароплан, геометрическая и аэродинамическая крутки крыла, компьютерное аналитическое проектирование, оптимизация.

**Введение**

Пароплан – планер паритель, имеющий наполняемое скоростным напором двухоболочковое крыло, стропную и подвесную системы [1].

Крыло пароплана – мягкая секционированная двухоболочковая конструкция, работающая в основном на растяжение. На некоторые виды сжатия и изгибов она практически не работает.

Это накладывает определенные ограничения как на саму конструкцию крыла, так и на связи (стропную и подвесную системы), удерживающие крыло в полетном, балансировочном положении.

Кроме того, условия накладываются также и на диапазон допустимых режимов обтекания крыла, что выражается в достаточно ограниченном диапазоне рабочих углов атаки, при которых конструкция работоспособна и не теряет своей устойчивости.

В этих крайне жестких условиях система пилот-пароплан должна иметь достаточно высокие аэродинамические и летно-тактические характеристики при сохранении высокого уровня надежности.

Крайне важным условием является условие обеспечения высокого уровня пассивной безопасности – способности системы самостоятельно, быстро и без необратимых последствий выходить из критических ситуаций, связанных с потерей устойчивости мягкой двухоболочковой арочной конструкции. Высокий уровень безопасности необходи-

мо обеспечить с учетом возможного жесткого контактного взаимодействия стропной системы с потерявшей устойчивость оболочкой при несанкционированном выходе системы на закритические углы атаки. Высокий уровень безопасности необходимо обеспечить также при возвращении системы из закритического режима при восстановлении ее полетной геометрической конфигурации и переходе в режим нормального полета.

**Постановка проблемы**

В последнее время, в связи с возрастанием количества образцов паропланерной техники как отечественных, так и зарубежных производителей, становится все более актуальной проблема повышения аэродинамических и летно-тактических характеристик арочных, двухоболочковых, наполняемых скоростным напором паропланерных крыльев большого удлинения. При этом, как уже отмечалось, обязательным условием является сохранение высокого уровня надежности системы, определяемой как уровень ее пассивной безопасности.

Решение этой проблемы, в частности, возможно, применяя и грамотно используя крутку арочного крыла большого удлинения, что, в перспективе, может обеспечить высокие аэродинамические и летно-тактические характеристики паропланерных крыльев при обеспечении и сохранении достаточно высокого уровня надежности системы.

Решение этой проблемы сегодня является одной из важных задач в проектировании парапланерной техники.

Анализ последних исследований и публикаций показал, что ранее, с целью решения этой задачи, уже проводился ряд экспериментальных и теоретических исследований [1 – 5].

**Целью настоящей работы** является обсуждение алгоритма и специфических особенностей проблемы проектирования арочного парапланерного крыла большого удлинения. Это позволит сконцентрировать дальнейшие усилия на исследованиях именно этих особенностей, что будет способствовать быстрейшему решению задач повышения аэродинамических и летно-тактических характеристик, а также задачи повышения надежности и безопасности системы пилот-параплан в целом.

## Основная часть

Рассмотрим некоторые основные принципы компьютерного проектирования арочных парапланерных крыльев большого удлинения с круткой.

### 1. Некоторые основные понятия и определения

Под арочным понимается крыло, фронтальная проекция которого изогнута в вертикальной плоскости так, что консольные части его опущены вниз.

Горизонтальная строительная плоскость (ГСП) определяется как базовая плоскость для крыла, устанавливаемого в балансировочное положение при его проектировании.

Под балансировочным (полетным) положением понимается устойчивое положение крыла в полете (уравновешены все силы и моменты), при котором реализуются все заданные конструктором летно-тактические характеристики системы.

При компьютерном проектировании арочного парапланерного крыла большого удлинения с круткой обычно используются две горизонтальные строительные плоскости: верхняя и нижняя.

Верхняя – проходит через хвостик нервюры центрального сечения арочного крыла.

Нижняя – располагается так, чтобы арочное крыло в балансировочном положении устанавливалось на нее своими самыми нижними точками концевых нервюр. Кроме того, для каждой пары симметрично расположенных нервюр обоих полукрыльев, можно вводить текущую горизонтальную плоскость, проходящую через точки хвостиков этих нервюр.

Установочный угол – угол между горизонталью (ГСП) и хордой профиля; отсчитывается вниз от горизонтали. Угол планирования парапланерной

системы равен сумме углов атаки и установочного.

Рассмотрим понятия, связанные непосредственно с круткой крыла.

Геометрическая крутка крыла – изменение установочного угла геометрической хорды профиля вдоль размаха крыла.

Хорда профиля геометрическая – линия, соединяющая между собой две наиболее удаленные точки профиля.

Установочный угол для хорды конкретной нервюры обычно отсчитывается вниз от текущей горизонтальной плоскости.

Аэродинамическая крутка крыла – изменение положения аэродинамических хорд в пространстве вдоль размаха крыла.

Хорда профиля аэродинамическая – линия, проводимая из точки хвостика профиля навстречу вектору скорости набегающего потока, движущегося под углом атаки, на котором коэффициент аэродинамической подъемной силы профиля равен нулю. Если аэродинамические хорды профилей крыла лежат в одной плоскости – крыло аэродинамически не закручено.

### 2. Цель крутки

Геометрическая и аэродинамическая крутки крыла выполняются с целью достижения следующих основных характеристик парапланерной системы: максимума горизонтальной составляющей скорости системы, минимума вертикальной составляющей скорости, максимума аэродинамического качества крыла, максимума надежности (вероятности безотказной работы), максимума характеристик устойчивости, управляемости (маневренности), скороподъемности и чувствительности к динамическим и восходящим потокам, т.е. возможности эффективной обработки даже слабых термических потоков.

Эти принципы должны быть положены в основу проектирования крыльев с круткой.

Конечно, достичь абсолютных экстремумов по всем перечисленным выше характеристикам невозможно. Однако можно попытаться достичь определенного компромисса между ними.

Концентрировать дальнейшие усилия необходимо на исследованиях влияния крутки на степень и характер изменения характеристик парапланерной системы.

### 3. Проблемы оптимизации

Опыт показывает, что, как уже отмечалось выше, одновременно по всем этим характеристикам достичь желаемых экстремумов невозможно, по-

сколькx между некоторыми из них имеются противоречия и, таким образом, невозможно получить идеальную конструкцию.

Например, с увеличением удлинения крыла возрастает аэродинамическое качество системы, но одновременно снижается и надежность крыла по складыванию при полетах в турбулентности.

С уменьшением относительной толщины набора профилей крыла уменьшается сопротивление и возрастает горизонтальная скорость системы, но с другой стороны, за счет уменьшения строительной высоты профиля и объема крыла, уменьшаются статические моменты сечений, моменты сил сопротивления изгибу, скручиванию и сжатию крыла, что также существенно снижает устойчивость конструкции крыла по складыванию при полетах в турбулентности.

С уменьшением суммарной длины стропной системы уменьшается сопротивление конструкции парашюта в целом, но при этом, за счет неизбежного уменьшения точек подхода строп к нижней оболочке крыла, увеличивается расстояние между ними, что увеличивает вероятность проскакивания консоли между стропами, спутывания ее со стропами и образования «галстуков» при полетах в турбулентности.

Можно привести и ряд других примеров подобных противоречий.

Становится очевидным, что практически создать можно только некоторую компромиссную по характеристикам конструкцию, более или менее удовлетворяющую всему комплексу предъявляемых к ней требований [1]. Если же попытаться улучшить некоторые из характеристик в конкретной конструкции, то при этом неизбежен проигрыш по ряду других.

Один из классических приемов многокритериальной оптимизации, который часто использует конструктор, в данном случае, состоит в следующем.

В зависимости от класса сертификации парашютерной системы [1] выполняется ранжировка всех основных критериев – летно-тактических характеристик (ЛТХ) системы по уровню их значимости, которые затем располагаются в ряд слева направо, начиная от самого значимого к самому менее значимому.

Любые изменения в конструкции (вариации комбинаций геометрических параметров), приводящие к снижению уровня хотя бы одного из высокозначимых критериев (т.е. к ухудшению высокозначимой ЛТХ) ниже уровня назначенной заранее компромиссной уступки, признаются недопустимыми, даже если при этом существенно возрастают сразу несколько малозначимых критериев.

Какие конкретно значения компромиссных уступок для всех ЛТХ можно допустить, зависит от класса сертификации парашютерной системы. Например, с увеличением класса сертификации в общеевропейской системе CEN, возрастание основных ЛТХ (качество, скорость и т.д.), как правило, достигается за счет некоторого снижения уровня пассивной безопасности системы. Поэтому аппараты высокого класса (С, D) рекомендованы только для высококвалифицированных пилотов с большим летным стажем, активное пилотирование которых компенсирует снижение уровня пассивной безопасности конструкции.

Под уровнем пассивной безопасности, как уже отмечалось выше, понимается способность системы пилот-парашюта выходить из критических режимов и ситуаций самостоятельно, без вмешательства пилота, за время и потерю высоты не превышающее заранее заданных, установленных соответствующими нормами сертификации.

#### 4. Компьютерное аналитическое проектирование закрученного крыла

Введем некоторые базовые понятия и определения.

Под аналитическим понимается проектирование, когда все геометрические параметры закрученного крыла задаются аналитическими уравнениями [1, 5].

Форма крыла в плане (ФКП) – разложенное на плоскости крыло в горизонтальной проекции (при виде сверху).

Передняя и задняя кромки ФКП могут быть заданы арками эллипса с целью минимизации индуктивного сопротивления крыла.

Срединная поверхность крыла (СПК) – линейчатая пространственная поверхность, образованная хордами нервюр (профилей) крыла после придания ему арочности.

Линия максимального размаха (ЛМР) – плоская кривая, соединяющая наиболее удаленные точки крыла вдоль его размаха, лежащая в СПК и являющаяся основой для формирования СПК.

Линия вертикального сечения (ЛВС) – плоская кривая, получающаяся в результате пересечения СПК вертикальной плоскостью, проходящей через центр масс системы. Также может служить основой для формирования СПК. ЛВС и ЛМР лежат в вертикальных плоскостях.

Простейший алгоритм компьютерного аналитического проектирования крыла с геометрической кривой состоит в следующем.

Пространственное компьютерное проектирование геометрически закрученного крыла начинается с

задания ФКП. Затем задается аналитическое уравнение ЛВС или ЛМР, которые определяют аročность крыла в его фронтальной и профильной проекциях. Это может быть уравнение дуги окружности, эллипса или арки другой плоской кривой, лежащей в вертикальной плоскости для выставленного в балансировочное положение крыла.

На ЛВС или на ЛМР, как правило, формируется СПК с набором профилей крыла по заранее заданному закону изменения их установочных углов относительно ГСП.

Закон изменения установочных углов профилей (нервюр) вдоль полуразмаха крыла при компьютерном проектировании может быть задан (в допустимом диапазоне их изменения) аналитически – кривыми первого, второго порядка или сплайн-функцией по участкам полуразмаха [1]. Так, в простейшем случае, конструируется геометрия закрученного в пространстве крыла.

Классический пример аналитического проектирования параплана представлен в работе [5].

Спроектированное таким образом крыло, установленное в реальный поток, даст силы и моменты, которые должны быть скомпенсированы усилиями от стропной системы, что является, в ряде случаев, одним из начальных и граничных (краевых) условий для проектирования стропной системы.

При этом нужно учесть, что балансировочным положением крыла должно быть положение, в котором оптимальным образом сочетаются все основные ЛТХ системы пилот-параплан.

## 5. Влияние крутки крыла на ЛТХ системы

Рассмотрим возможное влияние геометрической и аэродинамической крутки крыла на основные характеристики парапланерной системы.

По каким законам выполняется геометрическая крутка крыла в процессе аналитического компьютерного проектирования, т.е. как фактически выполняется распределение установочных углов крыла вдоль его размаха?

Здесь используют ряд практических соображений следующего характера. Слишком маленькие установочные углы профильных сечений крыла опасны, так как это делает крайне неустойчивым балансировочное положение параплана и при этом резко возрастает тенденция к заднему срыву крыла [1]. Слишком большие установочные углы профильных сечений крыла приводят к возрастанию вертикальной скорости и резко уменьшают аэродинамическое качество системы. Из практики проектирования парапланерных систем уже заранее известен допустимый диапазон установочных углов, в

котором разрешено их варьирование с точки зрения сохранения достаточно высокого уровня пассивной безопасности.

Известно, что аročность уменьшает углы атаки консольных частей крыла [1]. Поэтому для того, чтобы компенсировать уменьшение подъемной силы, можно несколько уменьшить установочные углы, увеличив, таким образом, углы атаки консолей крыла. При этом очень важно, чтобы в рабочем диапазоне углов атаки выполнялось условие: производная от коэффициента подъемной силы по углу атаки всего крыла была больше производной от силы сопротивления по углу атаки.

В противном случае, при увеличении угла атаки быстрее начинает возрастать сила сопротивления крыла, что увеличивает вероятность появления сил и моментов, ломающих и складывающих консоль мягкого двухоболочкового крыла, что не допустимо.

Возникает задача оптимизации – найти такой оптимальный установочный угол для закрученного крыла, установленного в полетное балансировочное положение, а, следовательно, и угол атаки, при котором, например, аэродинамическое качество крыла и ряд других характеристик первостепенной важности будут иметь максимально возможные значения в области компромисса.

При этом для рабочих углов атаки важно сохранение условия: увеличение подъемной силы превалирует над увеличением сопротивления. Под оптимальным установочным углом закрученного крыла интегрально здесь понимается установочный угол хорды профиля его центрального сечения.

Увеличение установочных углов нервюр консоли, т.е. уменьшение их углов атаки увеличивает скорость системы за счет снижения сопротивления крыла в целом, однако увеличивает вероятность более частого складывания консолей при полетах в атмосферной турбулентности, что снижает в целом надежность крыла по складыванию [1].

Увеличить подъемную силу консолей можно и аэродинамической круткой, устанавливая на консолях более несущие профили.

Таким образом, крыло делится как бы на две части, – центроплан и консоль с различными профилями.

Очень важно знать, как будет вести себя закрученное крыло параплана не только во всем рабочем диапазоне углов атаки, но и вне его.

Ведь в отличие от самолета, парапланерная система при полетах в турбулентности часто выходит на закритические углы атаки, где возможны сильные деформации крыла, связанные с масштабной, катастрофической потерей устойчивости самой конструкции.

Поэтому очень важно знать, как поведет себя закрученное крыло при входе в закритический режим и особенно при выходе из него.

Будет ли этот выход стабильно воспроизводим без вмешательства пилота за время и потерю высоты не превышающие заданные значения, или же потребуются его вмешательства с четко регламентированными управляющими воздействиями. В противном случае эта система просто не пройдет сертификационных испытаний.

Возникает вопрос, какого типа должна быть оптимальная по основным летно-техническим характеристикам аэродинамическая кривка для парапланерного крыла большого удлинения: дискретной, непрерывной, комбинированной [1]?

Какие из этого множества оптимальны по ряду сформулированных критериев? Какие опасны и почему?

Дискретная аэродинамическая кривка для крыльев большого удлинения применяется крайне редко, т.к. внезапное изменение профиля вдоль размаха приводит к изменению эпюры перепада давления и появлению в этом месте скачков перерезывающих сил и моментов, что в турбулентности может привести к преждевременному складыванию крыла.

Непрерывная аэродинамическая кривка – это плавное изменение геометрических характеристик профиля вдоль размаха крыла.

Например, в центральном сечении крыла устанавливается один профиль, а в торцевой нервюре – другой. Между ними выполняется плавное изменение геометрических характеристик профилей. Недостатком такого способа является то, что в этом случае при аэродинамическом расчете крыла необходимо иметь аэродинамические характеристики всех переходных профилей, что не всегда возможно.

Однако чаще всего используется кривка комбинированного типа. В центроплане устанавливается один профиль, на консоли – другой, а между ними выбирается участок плавного перехода от первого профиля к другому. Нельзя, чтобы участок перехода был слишком мал, однако вряд ли целесообразно делать его также слишком большим.

Чем больше отличаются по характеристикам первый профиль от второго, тем большим должен быть участок перехода. И наоборот, чем меньше отличаются по характеристикам первый профиль от второго, тем меньшим может быть участок перехода. Центр переходного участка в ряде случаев может соответствовать положению точки максимального отклонения задней кромки крыла во фронтальной проекции при отклонении стропы управления. Это следует учитывать при проектировании схемы управления. В некоторых случаях

участок перехода используется для организации струйного канала, ориентированного осью на область центра давления отклоняемой части задней кромки. При этом нужно принимать во внимание зависимость аэродинамических характеристик от числа Рейнольдса.

Известно, что для нормальных крыльев, с уменьшением хорды профиля к концу крыла, уменьшается одновременно и число Рейнольдса.

Уменьшение числа Рейнольдса, в ряде случаев, приводит к снижению максимального значения коэффициента подъемной силы и делает более пологой его вершину, что обеспечивает консоли мягкие срывные характеристики. Кроме того, уменьшение числа Рейнольдса увеличивает коэффициент профильного сопротивления для консольной части крыла. Все это может приводить к тому, что на консольной части крыла с сужением уменьшается аэродинамический момент пикирования. Отметим в то же время, что аэродинамический момент пикирования можно увеличить, увеличивая кривизну профиля. Нужно помнить, что вопросы кривки крыла и повышения уровня его аэродинамических и летно-тактических характеристик должны быть неразрывно связаны с вопросами повышения безопасности, устойчивости, управляемости и маневренности системы.

В заключение необходимо отметить, что при проектировании закрученного крыла параплана следует иметь в виду следующие важные принципы.

1. Кривка существенно может изменять изгибающий и скручивающий моменты и для того, чтобы сохранить требуемую пространственную геометрию крыла, их необходимо парировать подбором соответствующей конструкции стропной системы. При этом, тем не менее, нужно пытаться удовлетворить принципу равнопрочности, минимизирующему массу стропной системы.

2. В рабочем диапазоне углов атаки крыло с кривкой не должно иметь тенденций к различного рода складываниям.

3. При выходе крыла с кривкой за рабочий диапазон углов атаки система должна самостоятельно, без вмешательства пилота, выходить из критического режима за время и потерю высоты, не превышающих предельно допустимых для аппарата данного класса.

4. При проектировании парапланерного крыла запрещается сохранять абсолютную толщину профиля вдоль размаха. К концу крыла она должна уменьшаться.

5. При проектировании запрещается не увеличивать сужение к концу крыла (т.е. делать крылья большого удлинения (с малой удельной нагрузкой) прямоугольной формы в плане).

б. Запрещается в процессе проектирования выходить за установленный предельный диапазон установочных углов профилей вдоль размаха крыла.

Невыполнение этих требований резко снижает надежность крыла по складыванию и делает аппарат весьма опасным.

### Заключение

Рассмотрены некоторые основные термины, определения и понятия геометрии арочного крыла парaplана с геометрической и аэродинамической кривыми.

Рассмотрены цели и задачи кривки, вопросы и проблемы оптимизации ЛТХ.

Рассмотрен один из алгоритмов компьютерного аналитического проектирования закрученного крыла.

Рассмотрены различные типы кривки крыла и их влияние на некоторые его ЛТХ и устойчивость самой конструкции крыла. Сформулирован ряд важных принципов, которые следует учитывать при проектировании закрученного крыла.

### Литература

1. Иванов, П.И. Проектирование, изготовление и испытания парaplанов [Текст] / П.И. Иванов. – Феодосия.: Гранд-С плюс, 2007. – 280 с.
2. Баринов, В.А. Выбор оптимальной геометрической кривки крыла самолета [Текст] / В.А. Баринов // Ученые записки ЦАГИ. – 1978. – № 4, Том IX. – С. 1-8.
3. Васин, И.С. Методы линейной теории в задачах оптимизации аэродинамических характеристик дозвуковых крыльев [Текст] / И.С. Васин, Ю.В. Адаменко, В.М. Супрун // Теория и практика проектирования пассажирских самолетов, – М., Наука, 1976. – С. 82 – 85.
4. Брысов, О.П. Некоторые особенности аэродинамики парашюта-крыла [Текст] / О.П. Брысов, Е.П. Езеева, Ю.Г. Лимонад // Ученые записки ЦАГИ. – 1984. – № 3, Том XV. – С. 121 – 126.
5. Иванов, Р.П. Результаты аналитического проектирования парaplана [Текст] / Р.П. Иванов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (47). – Х., 2006. – С. 86 – 99.

Поступила в редакцию 12.07.2011

**Рецензент:** канд. физ.-мат. наук, доцент каф. «Прикладная математика и математическое моделирование» Г.С. Абрамов, Херсонский национальный технический университет, Херсон.

## КРУТКА ПАРАПЛАНЕРНИХ АРКОВИХ КРИЛ ВЕЛИКОГО ПОДОВЖЕННЯ ТА ПРОБЛЕМИ ОПТИМІЗАЦІЇ У КОМП'ЮТЕРНОМУ АНАЛІТИЧНОМУ ПРОЕКТУВАННІ

*П.І. Іванов*

Проблема зв'язана з розробкою методів підвищення аеродинамічних і льотно-тактичних характеристик парaplанерних крил великого подовження, що мають арочність. У роботі введені деякі основні поняття і визначення, зв'язані з комп'ютерним проектуванням аркового крила, що має геометричну й аеродинамічну кривку. Сформульовано мету кривки, розглянуті проблеми оптимізації, зв'язані з необхідністю усунення ряду протиріч між параметрами і характеристиками. Наведені приклади конкретних випадків протиріччя між характеристиками при зміні геометричних параметрів конструкції.

**Ключові слова:** парaplан, геометрична і аеродинамічна кривки крила, комп'ютерне аналітичне проектування, оптимізація.

## TWIST OF PARAGLIDING ARCHED WINGS OF BIG ASPECT RATION AND PROBLEMS OF OPTIMIZATION IN COMPUTER ANALYTIC DESIGN

*P.I. Ivanov*

The problem is connected with the development of methods of enhancement of aerodynamic and flying tactical characteristics of paragliding arched wings of big aspect ration. In this work some basic concepts and definitions were introduced, they are connected with the computer design of the arched wing with geometric and aerodynamic twists. The aim of twist was revealed, the problems of optimization that are connected with the necessity of elimination of a number of contradictions between parameters and characteristics were analyzed. The examples of specific cases of contradictions between the characteristics under the condition of construction's geometric parameters changing were given.

**Key words:** paraglider, geometric and aerodynamic wing twist, computer analytic design, optimization.

**Іванов Петр Іванович** – д-р техн. наук, проф., Феодосійський факультет Херсонського національного технічного університету, Феодосія, Україна.