

УДК 533.666.2: 629.7

В.Е. АЛЕКСАНДРОВ¹, П.И. ИВАНОВ²¹*Государственный научно-испытательный центр
Вооруженных Сил Украины, Феодосия*²*Херсонский национальный технический университет, Украина*

КРУТКА АРОЧНОГО КРЫЛА ПАРАПЛАНА

Рассматриваемая проблема связана с необходимостью разработки методов повышения аэродинамических и летно-тактических характеристик ародных паропланерных крыльев большого удлинения. Введены некоторые основные понятия и определения, связанные с круткой ародного крыла пароплана. Предложены версии комбинаций профилей при реализации программы модельных испытаний с целью анализа характеристик моделей ародных крыльев. Предложены направления проведения экспериментальных исследований для составления, в перспективе, каталога характеристик паропланерных крыльев с круткой. Рассмотрены проблемы оптимизации, связанные с балансировкой установленного в полетное положение крыла. Рассматриваются также некоторые специфические особенности и проблемные вопросы, связанные с круткой ародного крыла пароплана.

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

Введение

Паропланерные системы представляют собой легкие безмоторные летательные аппараты, состоящие из наполняемого двухоболочкового крыла с воздухозаборником, стропной и подвесной систем.

По существу пароплан представляет собой планер-паритель, способный набирать высоту в восходящих потоках и перемещаться на относительно большие расстояния от места старта.

В последнее время военными ведомствами ряда зарубежных стран проводятся исследования возможности скрытного десантирования с больших высот (порядка 7-10 км) на большие расстояния на крыльях большого удлинения. То есть, речь идет об использовании конструкций, аналогичных паропланам, для доставки живой силы и грузов к точке цели. Это заставляет достаточно интенсивно проводить различного рода исследования по аэродинамике, прочности, динамике полета и надежности (безопасности) паропланерных систем.

Настоящая работа является логическим продолжением исследования [1], в котором было начато рассмотрение указанной выше задачи.

1. Постановка проблемы

Проблема повышения аэродинамических и летно-тактических характеристик ародных двухоболочковых, наполняемых скоростным напором паропланерных крыльев большого удлинения, при усло-

вии сохранения высокой степени безопасности системы пилот-пароплан, сегодня является одной из важных задач проектирования паропланерной техники. Решение этой проблемы, в частности, возможно за счет применения и грамотного использования крутки ародного крыла большого удлинения.

Анализ последних исследований и публикаций показал, что с целью решения этой задачи ранее уже проводился ряд экспериментальных и теоретических исследований [1 – 3].

Целью настоящей работы является продолжение обсуждения специфических особенностей проблемы разработки ародного паропланерного крыла большого удлинения с круткой.

2. Основная часть

2.1. Геометрические характеристики

При проектировании закрученного, большого удлинения ародного крыла пароплана, как мягкой двухоболочковой конструкции, важное значение имеют ародность, форма крыла в плане, геометрические характеристики верхней и нижней образующих профиля, целого профиля и паропланерного крыла в целом.

Ародность паропланерного крыла принято оценивать отношением прогиба арки либо к полной длине, либо к половине длины прямой, соединяющей концевые точки арки [1]. Прогиб арки – это длина перпендикуляра, опущенного из точки мак-

симула арки в ее центральном сечении до прямой, соединяющей концевые точки арки.

Арочность имеет большое значение как для повышения динамической устойчивости системы пилот-парашют, так и для упругой механической устойчивости самого крыла, как мягкой безмоментной двухоболочковой конструкции.

Важное значение для закрученного крыла парашюта в целом имеет величина его удлинения λ и форма крыла в плане (ФКП), определяемая из условий минимизации индуктивного сопротивления и условия обеспечения достаточной эффективности управления (зависящего от геометрии задней кромки крыла). Сегодня, в ряде случаев, геометрия парашютных ФКП тяготеет к комбинации двух полуэллипсов, формирующих переднюю и заднюю кромки крыла, с одинаковыми большими и разными малыми полуосями.

Геометрические характеристики верхней и нижней образующей профиля совместно с ФКП определяют аэродинамические и динамические характеристики системы в целом.

Передней и задней точками хорды контур профиля крыла можно разделить на верхнюю и нижнюю образующие.

Геометрические характеристики верхней образующей (ВО) профиля: r_B – радиус носика; f_B – стрела прогиба ВО; x_{fB} – относительная координата максимальной кривизны ВО профиля; c_B – относительная толщина ВО; x_{cB} – относительная координата максимальной толщины ВО; β_B – угол у задней кромки ВО. Аналогично геометрические характеристики нижней образующей профиля: r_H , f_H , x_{fH} , c_H , x_{cH} , β_H .

Для аэродинамических характеристик данного профиля имеет значение относительное положение и соотношения между геометрическими параметрами и их комбинациями. Например, важное значение имеют отношения: $x_{cB} \leq x_{cH}$ или $x_{cB} \geq x_{cH}$, $c_B \geq c_H$ или $c_B \leq c_H$, $x_{fB} \geq x_{fH}$ или $x_{fB} \leq x_{fH}$ и т.д. Например, отношение $x_{cB} < x_{cH}$ означает, что координата максимальной толщины верхней образующей профиля смещена вперед, к носу профиля, по отношению к координате максимальной толщины нижней образующей профиля. Это может существенно различать моментные и ряд других характеристик этих профилей по отношению к профилям, для которых выполняется обратное соотношение $x_{cB} > x_{cH}$.

Полный профиль описывается теми же параметрами: r , f , x_f , c , x_c , β и при проектировании закрученного крыла в ряде случаев нужно и важно

соотносить сравнением указанную выше геометрию как отдельных образующих, так и профиля в целом для каждого сечения закрученного крыла.

Важное значение при аэродинамической крутке имеет положение и плавный характер изменения вдоль размаха крыла линии максимальных относительных толщин профилей крыла, взаимное положение и плавный характер изменения линий максимальных относительных толщин верхней и нижней образующих профилей крыла. Имеет важное значение геометрия и положение линии максимальной кривизны, линии числовых значений радиуса носика и угла у задней кромки профилей вдоль размаха закрученного крыла.

Сравнение характера распределений этих линий у различных парашютных крыльев с учетом их арочности может быть весьма информативным с точки зрения анализа возможного поведения этих крыльев на различных режимах и при различных условиях.

2.2. О программе проведения экспериментальных исследований

Было бы весьма своевременным выполнить модельные испытания в аэродинамических трубах арочных крыльев с круткой с целью определения их аэродинамических характеристик.

При проектировании профиля в случае, если при проектировании парашюта используется система аналитического проектирования [2, 3], верхние и нижние образующие можно задавать аналитическими выражениями. Функцией можно также задать среднюю линию профиля.

При сравнении основных аэродинамических характеристик различных профилей обращают внимание на различие в их геометрических параметрах.

Наиболее используемы в практике проектирования парашютных систем двояковыпуклые профили с различными значениями максимальной относительной кривизны f , относительной координаты ее положения x_f , максимальной относительной толщины профиля c и относительной координаты ее положения x_c .

Варьируя этими параметрами, можно создавать профили с различными аэродинамическими характеристиками.

Например, для параметров x_f и x_c можно выбрать следующие уровни варьирования: 0,2; 0,3; 0,4. Для параметра f : 0,01; 0,03; 0,05. Для параметра c : 0,16; 0,17; 0,18. Тогда общее число комбинаций, для исследований всех возможных сочетаний представленных выше параметров, определится по формуле числа сочетаний из двенадцати элементов по четыре:

$$C_n^m = C_{12}^4 = \frac{12!}{4!8!} = 495.$$

Приведенный выше подсчет показывает, что если даже не включать в эти испытания исследования законов распределения крутки вдоль размаха арочного крыла и только при одном значении параметра арочности и одной ФКП, то и это уже слишком большой объем испытаний, который требуется провести. Кроме того, требуется изготовить такое же большое количество моделей для продувок в аэродинамической трубе.

Однако здесь можно выбрать и другой путь. Например, для каждого класса крыла (Standard, Performance, Competition) отобрать лучшие мировые образцы и, закрепив характеристики их профилей, удлинений, ФКП и арочности, начать модельные исследования наиболее перспективных законов распределения крутки (геометрической или аэродинамической) вдоль размаха крыла. Для геометрической крутки это могут быть простейшие линейные или квадратичные зависимости. В этом случае существует вероятность значительного сокращения объемов исследований в аэродинамических трубах.

Для конструктора парапланерных систем важное значение имеет информация о динамических и аэродинамических эффектах, которые характерны для тех или иных видов крутки парапланерного арочного крыла. Здесь, на первом этапе, можно предложить разработку каталога (аналогичного атласу аэродинамических характеристик профилей) для различных видов крутки арочного крыла большого удлинения. Каталог должен содержать экспериментальные зависимости для основных аэродинамических характеристик закрученных крыльев по определенным, заранее заданным законам.

Например, при проведении модельных испытаний можно выполнять непрерывную аэродинамическую крутку как по двум, так и по трем профилям. При выполнении крутки, например, по трем профилям, первый устанавливается в центральном сечении (ЦС) крыла, второй – в середине полуразмаха, а третий – на торцевой нервюре, причем изменение геометрических параметров крутки производится непрерывно от профиля к профилю.

Например, при реализации программы модельных испытаний с целью анализа характеристик моделей арочных крыльев при построении каталога можно предложить следующие версии комбинаций профилей (слева направо – от ЦС к консоли):

а) 2318–3318–4318. Здесь, от ЦС к торцевой нервюре линейно увеличивается только закон распределения кривизны профиля f с 2-х до 4-х процентов, что повышает несущую способность консо-

ли полукрыла. Все остальные геометрические характеристики профилей остаются неизменными: положение относительной координаты максимальной кривизны $x_f = 30\%$ от хорды и относительной толщины профиля $c = 18\%$. Большие значения $f \sim 4-5\%$, возможно, могут быть приемлемыми только для малоскоростных, УТ–аппаратов;

б) 2318–2317–2316. Здесь, от ЦС к торцевой нервюре уменьшается только относительная толщина крыла, что несколько уменьшает сопротивление консолей и делает крыло более скоростным;

в) 3218–35018–3318. Здесь, от ЦС к торцевой нервюре увеличивается только относительная координата положения максимальной кривизны, от $x_f = 20\%$, $x_f = 25\%$, до $x_f = 30\%$. Это делает вершину кривой $c_y(\alpha)$ более пологой, что уменьшает риск преждевременного складывания консолей при полетах в турбулентности. Правда, здесь также несколько изменяется положение ЦД, а значит и аэродинамический момент, скручивающий крыло;

г) 3318–35018–3218. Здесь, от ЦС к торцевой нервюре уменьшается только относительная координата положения максимальной кривизны x_f , что делает консоль более несущей и увеличивает растягивающее крыло усилие, препятствуя его складываниям в турбулентности;

д) 15016–2316–37016. Здесь, от ЦС к торцевой нервюре увеличиваются относительная кривизна профиля f с 1-го до 3-х процентов и относительная координата положения максимальной кривизны x_f с 25% до 35%. Это компенсирует падение несущих свойств консолей за счет увеличения x_f и делает вершину кривой подъемной силы более пологой, что уменьшает риск преждевременного срыва при полетах в турбулентности;

е) 0318–1316. Здесь в ЦС установлен симметричный профиль с $x_c = 30\%$ и $c = 18\%$, а на торцевой нервюре установлен профиль с той же $x_c = 30\%$, но уже несимметричный, с кривизной профиля $f = 1\%$ и с относительной толщиной $c = 16\%$. Применение симметричного профиля снижает сопротивление крыла, увеличивая скорость системы. Уменьшение относительной толщины вдоль полуразмаха может увеличить производную $c_y^\alpha(\alpha)$ на консольной части крыла и одновременно несколько снизить его сопротивление. Данный тип непрерывной аэродинамической крутки можно проверить на моделях высокоскоростных аппаратов;

ж) 05018–1317–2316. Здесь установлено три профиля: в ЦС симметричный с $x_c = 25\%$, в центре полукрыла несимметричный с $f = 1\%$ и с $x_c = 30\%$,

на торцевой нервюре с $f = 2\%$ и с $x_c = 30\%$. Относительная толщина профиля также постепенно уменьшается от $c = 18\%$ до $c = 16\%$. Данный тип непрерывной аэродинамической крутки возможен на моделях скоростных аппаратов.

По каким принципам должен быть построен каталог характеристик для различных видов крутки арочного крыла большого удлинения?

Здесь можно пойти двумя путями.

1. Использовать классический однофакторный эксперимент, когда при всех закрепленных параметрах (λ, c, f, \dots) и заданном законе распределения крутки вдоль размаха крыла изменяется только один из параметров (например, \bar{x}_c). Или, например, при данном классическом наборе профилей изменять коэффициенты закона распределения геометрической крутки вдоль размаха крыла.

В этом случае можно четко и однозначно установить влияние изменения того или иного параметра или закона распределения крутки на аэродинамические характеристики закрученного крыла. Однако, как показывают уже проведенные выше элементарные оценки, количество испытаний будет достаточным большим.

2. Использовать многофакторный эксперимент, предварительно определившись с уровнями варьирования факторов. Здесь нужно иметь в виду, что придется решать ряд следующих частных задач, таких как: оценка математических ожиданий и дисперсий функции отклика в отдельных точках факторного пространства; проверка однородности статистического материала в целях исключения грубых промахов; проверка однородности построчных дисперсий; определение дисперсии воспроизводимости; проверка информативности эксперимента; определение коэффициентов модели и проверка их статистической значимости; проверка адекватности модели.

По результатам многофакторного эксперимента можно получить уравнение многомерной полиномиальной регрессии, позволяющей предсказывать изменение тех или иных аэродинамических и летно-тактических характеристик (ЛТХ) для данного набора геометрических параметров закрученного крыла. Однако здесь, к сожалению, уже не удастся четко установить взаимно однозначное влияние изменения того или иного параметра или закона на аэродинамические характеристики закрученного крыла, поскольку будет присутствовать смешивание эффектов отдельных факторов. Но для получения уравнения многомерной полиномиальной регрессии нужно уже существенно меньшее количество испытаний по сравнению с классическим, однофакторным экспериментом.

2.3. Проблемы оптимизации летно-тактических характеристик

Предположим, что мы определились с типом крутки, изготовили крыло и установили его в конструкцию парaplана.

При подъеме и выводе крыла в балансировочное положение линия действия вектора полной аэродинамической силы в общем случае не будет проходить через центр масс системы. Т.е. появится плечо, а значит и аэродинамический момент, который стремится перебалансировать парaplан в положение, в котором все моменты окажутся уравновешенными моментами от сил тяжести системы [1].

При этом может оказаться, что закрученное крыло, стремясь сбалансироваться, установится в невыгодное для него положение, при котором снизится эффект от качества характеристик установленных на него профилей и закона распределения крутки.

Таким образом, одной из задач аэродинамической крутки является та, чтобы крыло с данным набором профилей было сбалансировано, например, на углы максимального аэродинамического качества всего набора или максимальной скорости системы, при этом, существенно не проиграв ни в качестве, ни в надежности.

С другой стороны, максимальная горизонтальная составляющая скорости системы далеко не всегда реализуется на углах максимального аэродинамического качества. Это достигается, в ряде случаев, на углах атаки меньших, чем углы максимального аэродинамического качества.

Иногда оказывается более выгодным установить крыло в такое промежуточное балансировочное положение, от которого, воздействуя органами управления, можно было бы легко перевести систему как в режим максимальной скорости, так и в режим максимального качества.

Таким образом, снова возникает задача поиска компромисса между аэродинамическим качеством и большой горизонтальной скоростью системы, что очень важно для маршрутных полетов, например, при попытке пробиться против ветра к следующему термину.

Большой горизонтальной составляющей скорости на спортивных аппаратах в ряде случаев можно добиться, установив в центроплане профили, близкие к симметричным, с малым коэффициентом лобового сопротивления. Однако здесь, в погоне за скоростью, важно не слишком сильно увеличивать их установочные углы (наклонять вниз носик профиля). Это может привести к частым фронтальным срывам центральной части крыла, что является

опасным при полетах в турбулентности, особенно на малых высотах.

Установка на консоли крыла несущих профилей делает крыло чувствительным к малым восходящим потокам (увеличивает величину производной аэродинамического коэффициента подъемной силы крыла по углу атаки), а при достаточной арокности крыла увеличивает растягивающие крыло усилия и препятствует частому складыванию крыла в повышенной турбулентности.

Однако здесь важно найти оптимальные установочные углы для профилей консоли – они не должны быть близки к критическим (по срыву потока с консоли) углам атаки.

Крутку можно сделать непрерывной, устанавливая в центральной части крыла профиль с малой относительной кривизной f и последовательно увеличивать ее до разумных пределов к торцевой нервюре. При этом можно также в определенных пределах варьировать и параметрами f и c .

Выбирая как геометрическую, так и аэродинамическую крутки крыла, нужно также помнить, что крыло парашюта как мягкая двухоболочковая конструкция хорошо работает только на растяжение. Сжатие, отдельные виды скручиваний и изгибов, как правило, не допускаются по условиям сохранения высокого уровня безопасности.

Поэтому, устанавливая новый профиль, нужно оценивать характер изменения полноты эпюры перепада давления по профилю с изменением угла атаки при полетах в условиях турбулентности [1], поскольку сильные провалы в эпюрах могут оказаться причиной складывания мягкой безмоментной конструкции двухоболочкового крыла. Т.е. необходимо предварительно выполнить оценку возможного поведения крыла и системы пилот-парашюта в турбулентности.

При выборе крутки крыла нужно также постараться ответить на вопросы – как с данной круткой поведет себя крыло и система пилот-парашюта в целом:

- при включении триммера или акселератора;
- при симметричном и асимметричном отклонении строп управления;
- при симметричном и асимметричном складывании консольных частей крыла;
- при обработке термических и динамических потоков.

Как изменится надежность крыла по складыванию?

В какую сторону сместятся критерии устойчивости и управляемости (маневренности) системы?

Включение триммера приведет к выходу закрученного крыла парашюта на большие установочные углы атаки. При этом, для обычного крыла,

ухудшается устойчивость системы по крену, рысканию и тангажу.

Как поведет себя устойчивость системы с закрученным крылом?

Включение акселератора приведет к выходу закрученного крыла парашюта на меньшие установочные углы атаки. При этом, для обычного крыла, улучшается устойчивость системы по крену, рысканию и тангажу за счет увеличения скорости. Как при этом изменится управляемость системы с закрученным крылом?

При симметричном отклонении строп управления (СУ) изменяется кривизна профиля и крыла в целом, система тормозится и крыло переходит на больший угол атаки.

Здесь можно ожидать примерно такую же реакцию системы, как и при включенном триммере, но со своими специфическими особенностями, зависящими от величины хода СУ.

При несимметричном отклонении СУ, из-за временной асимметрии крыла, система входит в разворот с креном и скольжением.

Насколько эффективно и динамично будут изменяться крен и скольжение у закрученного крыла, не приведет ли это к каскадам срывных режимов или, что еще хуже, к переходу в режим авторотации с невозможностью выхода из нее без применения запасного парашюта?

Как при полетах в интенсивной термической активности или атмосферной турбулентности, система с закрученным крылом будет сопротивляться различным атмосферным возмущениям, удерживая геометрию конструкции в нормальном полетном состоянии?

И как система будет выходить из срывных режимов, если все же они произойдут?

Учитывая, что парашютерная система, по существу, представляет собой планер-паритель, важным для него вопросом является эффективная и максимально безопасная обработка термических и динамических потоков.

Здесь, правда, многое зависит от мастерства пилота, но закрученное крыло должно само адекватно и безопасно реагировать на вход в восходящий поток, имея достаточный запас по складыванию.

Для получения однозначных, наукоемких ответов на поставленные выше вопросы, потребуются разработка специальных, научно обоснованных программ исследований и испытаний.

Заключение

Рассмотрены некоторые основные термины, определения и понятия геометрии арочного крыла

параплана с геометрической и аэродинамической кривыми. Рассмотрены различные типы кривки крыла и их возможное влияние на некоторые его ЛТХ и устойчивость самой конструкции крыла.

Как видно из изложенного выше, проблема качественных и количественных исследований при разработке методов проектирования парапланерных крыльев с кривкой является весьма важной и трудоемкой.

Однако нужно приступать к ее решению, какой бы сложной ни казалась эта задача. В перспективе ее решение позволит существенно улучшить аэродинамические и летно-тактические характеристики, повысить надежность и безопасность парапланерных систем.

Литература

1. Иванов, П.И. Кривка парапланерных арочных крыльев большого удлинения и проблемы оптимизации в компьютерном аналитическом проектировании [Текст] / П.И. Иванов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – №5(82). – С. 38-43.

2. Иванов, П.И. Проектирование, изготовление и испытания парапланов [Текст] / П.И. Иванов. – Феодосия.: Гранд-С плюс, 2007. – 280 с.

3. Иванов, Р.П. Результаты аналитического проектирования параплана [Текст] / Р.П. Иванов // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 47(4). – X., 2006. – С. 86-99.

Поступила в редакцию 8.11.2011

Рецензент: канд. техн. наук, ст. научн. сотр., начальник управления научных исследований и испытаний вооружения и военной техники В.А. Дмитриев, Государственный научно-испытательный центр Вооруженных Сил Украины, Феодосия.

КРУТКА АРКОВОГО КРИЛА ПАРАПЛАНА

В.Є. Александров, П.І. Иванов

Розглянута проблема зв'язана з необхідністю розробки методів підвищення аеродинамічних і льотно-тактичних характеристик аркових парапланерних крил великого подовження. Введені деякі основні поняття і визначення, зв'язані з кривкою аркового крила параплана. Запропоновані версії комбінацій профілів при реалізації програми модельних іспитів з метою аналізу характеристик моделей аркових крил. Запропоновано напрямки проведення експериментальних досліджень для складання, у перспективі, каталогу характеристик парапланерних крил із кривкою. Розглянуто проблеми оптимізації, зв'язані з балансуванням встановленого в польотне положення крила. Розглядаються також деякі специфічні особливості і проблемні питання, зв'язані з кривкою аркового крила параплана.

Ключові слова: параплан, геометрична і аеродинамічна кривки крила, проектування, оптимізація.

TWIST OF PARAGLIDING ARCHED WINGS

V.E. Aleksandrov, P.I. Ivanov

The subject which is under consideration is connected with the necessity of the development of the methods of aerodynamic and aircraft performance characteristics of paraglider's wings of high-fineness ratio increasing. Some major conceptions and definitions related to the twist of paragliding arched wings have been introduced. The options of airfoil combinations whilst carrying-out of a programme of model tests have been proposed in order to analyse the paragliding arched wings twisting. The guidelines of experimental research for the making up, in perspective, the catalogue of paragliding wings with the twist characteristics have been proposed. The problems of optimization related to the balanced set of flight condition of the wing. We also consider some specific features and problematic issues associated with a twist of paragliding arched wings.

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

Александров Виталий Евгеньевич – начальник отделения, Государственный научно-испытательный центр Вооруженных Сил Украины, Феодосия, Украина, e-mail: VRBCHK@mail.ru.

Иванов Петр Иванович – д-р техн. наук, проф., Феодосийский факультет Херсонского национального технического университета, Феодосия, Украина, e-mail: Ivanovpetr@rambler.ru.