

**АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА**

УДК 532.5:629.734

DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-3-91-100

**МЕТОДИКА РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК  
АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ  
ДВУХОБОЛОЧКОВЫХ ПЛАНИРУЮЩИХ ПАРАШЮТОВ**

**В.В. ОВЧИННИКОВ<sup>1</sup>, Ю.В. ПЕТРОВ<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> *Академия государственной противопожарной службы МЧС РФ, г. Москва, Россия*

<sup>2</sup> *Московский государственный технический университет гражданской авиации,  
г. Москва, Россия*

В настоящее время двухоболочковые планирующие парашюты (ДПП) находят достаточное широкое практическое применение, в том числе для решения транспортных задач. Двухоболочковый парашют представляет собой мягкое крыло, форма которого поддерживается скоростным напором в потоке, и является сложнейшей аэроупругой системой. Для определения аэродинамических характеристик такой системы необходимо привлечение методов нелинейной аэродинамики и нелинейной теории упругости, что обуславливает существенные вычислительные затруднения. В данной работе исследуются аэродинамические характеристики установившихся форм различных планирующих парашютов, предложена расчетно-экспериментальная методика их расчета. Показано, что замена объемного профиля ДПП его срединной поверхностью позволяет получать результаты, правильно отражающие качественные эффекты отрывного и безотрывного обтекания. Это приводит к предположению, что такая замена возможна и для получения данных об основных закономерностях обтекания парашютных крыльев конечного размаха. Данные по аэродинамическим характеристикам установившихся форм ДПП позволяют выявить закономерности их изменения в зависимости от раскройной формы парашюта, деформаций его поверхности, вызванных набегающим потоком или управляющими воздействиями. Для решения задачи об обтекании планирующего парашюта потоком воздуха используется метод дискретных вихрей с замкнутыми рамками, который позволяет вычислять аэродинамические характеристики парашютов. Рассматривается обтекание срединной поверхности установившейся формы двухоболочкового планирующего парашюта потоком идеальной несжимаемой жидкости. Проницаемость ткани парашюта не учитывается, т. к. верхнее и нижнее полотнища ДПП выполняются либо из слабо проницаемой, либо из непроницаемой ткани. При отрывном обтекании аэродинамические коэффициенты определяются путем усреднения по времени после расчета до его больших значений. Приводятся результаты расчетов. Показана возможность применения предложенной методики для расчета аэродинамических характеристик ДПП в диапазонах углов атаки до 10° и свыше 20° по упрощенной расчетной схеме с точностью около 10%. В то же время выявлено, что с увеличением удлинения мягкого крыла важно учитывать его аэроупругость для более точного определения аэродинамических характеристик. Предлагаемая методика может использоваться для оперативных оценок аэродинамических сил на этапе проектирования и при планировании трубного эксперимента. Полученные результаты могут оказаться полезными при проектировании ДПП, при постановке и проведении трубных экспериментов.

**Ключевые слова:** аэродинамика, парашют, двухоболочковый планирующий парашют, метод дискретных вихрей.

**ВВЕДЕНИЕ**

В настоящее время двухоболочковые планирующие парашюты (ДПП) находят все более широкое применение при решении различных народнохозяйственных задач. Их возможности уже сейчас позволяют доставлять грузы весом до нескольких тонн на расстояние свыше 30 км и осуществлять их мягкую управляемую посадку.

Известно большое количество экспериментальных работ, связанных с определением динамических и аэродинамических характеристик ДПП, как, например, [1–5], а также многочисленные исследования в области динамики ДПП с известными аэродинамическими характеристиками [6]. В то же время число работ в области расчетного определения аэродинамических характеристик ДПП ограничено, причем в основном решается задача об обтекании парашюта в плоской постановке. Это обусловлено тем, что ДПП представляет собой фактически мягкое крыло, форма которого поддерживается скоростным напором в потоке, и является сложнейшей аэроупругой системой. Для точного определения характеристик такой системы необходимо

привлечение методов нелинейной аэродинамики и нелинейной теории упругости, что обуславливает существенные вычислительные затруднения. Важные исследования в этой области проводились в ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, НИИ Парашютостроения, МГУ, ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (см., например, [7–9]) на основе вихревых методов. В 2001 г. одним из авторов статьи был предложен подход к моделированию двухоболочкового парашюта его срединной поверхностью для анализа аэродинамических характеристик [10]. Подобный подход развит и подробно исследован в работе [11], в которой кроме аэродинамического нагружения рассматривается также задача формообразования парашюта. Настоящая статья посвящена разработке на этой основе оперативной методики расчета аэродинамических характеристик ДПП с опорой на экспериментальные данные.

В работе исследуются аэродинамические характеристики установившихся форм различных планирующих парашютов и выясняются некоторые особенности методики их расчета. Данные по аэродинамическим характеристикам установившихся форм ДПП позволяют выявить закономерности их изменения в зависимости от раскройной формы парашюта, деформаций его поверхности, вызванных набегающим потоком или управляющими воздействиями. Полученные результаты могут оказаться весьма полезными при проектировании ДПП, при постановке и проведении трубных экспериментов.

## МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ

Для решения задачи об обтекании парашюта потоком воздуха используется метод дискретных вихрей с замкнутыми рамками [12], с помощью которого достигнут прогресс в определении аэродинамических характеристик парашютов. Если построить вихревую схему раскройной формы ДПП для метода дискретных вихрей с замкнутыми рамками, то она будет иметь вид, показанный на рис. 1 (здесь показана упрощенная вихревая схема ДПП ПО-9). Из этого рисунка видно, что в задней части крыла рамки, моделирующие верхнюю и нижнюю поверхности парашюта, находятся весьма близко друг к другу. При методических исследованиях, проведенных для плоских профилей, аналогичных профилям планирующих парашютов, было установлено, что для получения достоверных характеристик необходимо размещать не менее 30–40 дискретных вихрей (в трехмерном случае – рамок) по хорде на каждой поверхности (верхней и нижней) профиля. Следовательно, при исследовании трехмерных нестационарных задач (особенно с учетом отрыва потока) требуются большие затраты машинного времени и дополнительные меры по обеспечению устойчивости вычислительного процесса. Поэтому в данной работе принято дополнительное упрощение: вихревая схема строится для срединной поверхности планирующего парашюта (в общем случае деформированного), т. е. ДПП моделируется тонкой несущей поверхностью. Такая вихревая схема для парашюта ПО-9 показана на рис. 2.

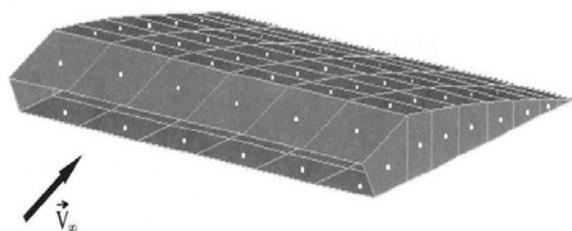


Рис. 1. Вихревая схема планирующего парашюта  
Fig. 1. A vortex model of the paraglider

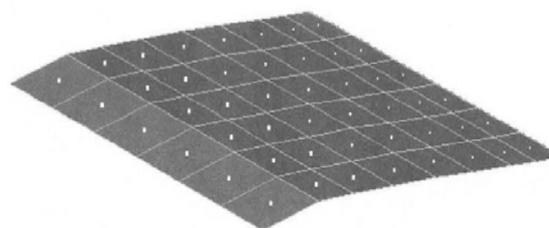
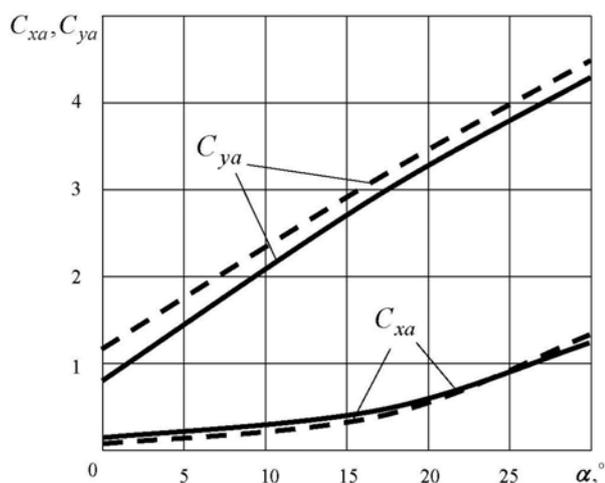


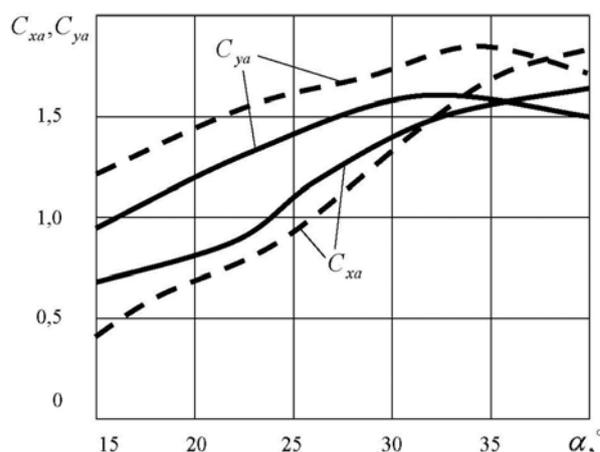
Рис. 2. Вихревая схема для срединной поверхности планирующего парашюта  
Fig. 2. A vortex model for median surface of the paraglider

Косвенно подтверждают допустимость такой замены на этапе проектирования результаты, приведенные на рис. 3 и 4, где сплошной линией показан результат расчета полной модели (рис. 1), а штриховой – для срединной поверхности (рис. 2).



**Рис. 3.** Аэродинамические характеристики профиля ДПП (сплошная линия) и его упрощенной модели (штриховая линия) при безотрывном плоскопараллельном обтекании

**Fig. 3.** Aerodynamic characteristics of the TSP foil (solid line) and its simplified model (dashed line) at attached plane-parallel flow



**Рис. 4.** Аэродинамические характеристики профиля ДПП (сплошная линия) и его срединной поверхности (штриховая линия) при отрывном обтекании

**Fig. 4.** Aerodynamic characteristics of the TSP foil (solid line) and its median surface (dashed line) at separated flow

Так, на рис. 3 показаны аэродинамические характеристики профиля ДПП и его срединной поверхности при безотрывном плоскопараллельном обтекании. Видно, что погрешность определения коэффициентов подъемной силы  $C_{ya}$  и силы сопротивления  $C_{xa}$  при замене профиля срединной поверхностью не превышает 5–7 %. Характер зависимости полностью сохранен, и все существенные эффекты могут быть выявлены.

На рис. 4 представлены аналогичные зависимости для отрывного обтекания профиля и его срединной поверхности. Здесь погрешность определения аэродинамических характеристик профиля по упрощенной расчетной схеме не превышает 10–15 %.

Таким образом, замена профиля ДПП его срединной поверхностью позволяет получать результаты, правильно отражающие качественные эффекты отрывного и безотрывного обтекания. Это приводит к предположению, что такая замена возможна и для получения данных об основных закономерностях обтекания парашютных крыльев конечного размаха.

Итак, будем рассматривать обтекание срединной поверхности установившейся формы двухоболочкового планирующего парашюта потоком идеальной несжимаемой жидкости. Проницаемость ткани парашюта не учитывается, т. к. верхнее и нижнее полотнища ДПП выполняются либо из слабопроницаемой, либо из непроницаемой ткани, так что на первом этапе исследований их проницаемостью можно пренебречь (впрочем, в случае необходимости она учитывается путем хорошо известных модификаций граничных условий задачи [13]). При отрывном обтекании аэродинамические коэффициенты определяются путем усреднения по времени после расчета до его больших значений.

## РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

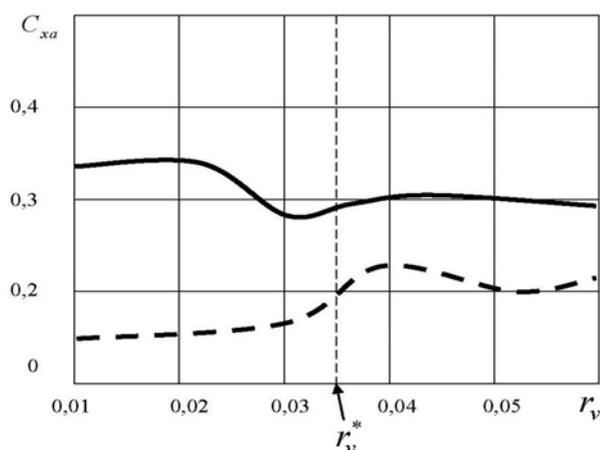
Рассматривался парашют типа ПО-9, для которого существуют достаточно обширные экспериментальные данные ЦАГИ<sup>1</sup>, а также различные масштабные модели парашютных кры-

<sup>1</sup> Исследование парашютного крыла в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ. НТО ЦАГИ № 3415. М.: ЦАГИ, 1976. 76 с.

льев, экспериментально определенные аэродинамические характеристики которых приводятся в подробном отчете по итогам трубных испытаний [1].

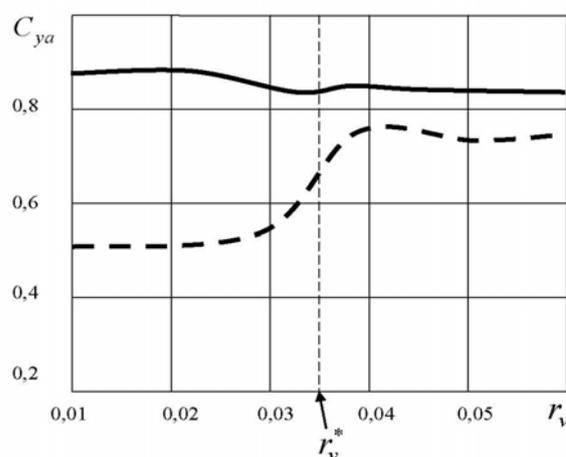
В связи с тем, что расчеты проводились как для безотрывного, так и для отрывного обтекания, кажется целесообразным остановиться здесь на способе выбора такого параметра, как «радиус вихря». Как известно, под «радиусом вихря» в трехмерных задачах метода дискретных вихрей понимают минимальное расстояние от вихревого отрезка, на котором он еще оказывает влияние. Если некоторая точка находится на меньшем расстоянии от вихревого отрезка, то считается, что он не индуцирует в ней никакой скорости. Хотя «радиус вихря» может существенно влиять на численные значения аэродинамических характеристик (особенно при отрывном обтекании, когда от его величины зависит форма свободной вихревой пелены вследствие образования обширных зон распределенной завихренности рядом с несущей поверхностью), способы выбора этой величины и их обоснование для трехмерных задач практически не освещены в литературе. В данном случае, когда делается попытка расчета аэродинамических характеристик ДПП в трехмерной постановке, эту проблему стоит рассмотреть подробнее.

Способ выбора величины «радиуса вихря» в настоящей работе иллюстрируется рис. 5 и 6. На них изображены зависимости расчетных значений аэродинамических коэффициентов сопротивления и подъемной силы ( $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$ ) парашюта ПО-9 от радиуса вихря  $r_v$  при безотрывном и отрывном обтекании. Хорошо видно, что при безотрывном обтекании (сплошные линии на рисунках) коэффициенты  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$  почти не зависят от величины  $r_v$ , при отрывном же обтекании существует некоторое значение  $r_v$ , которому соответствует их резкий скачок. В ходе методических исследований было установлено, что чаще всего этот скачок соответствует моменту, когда  $r_v$  становится меньше половины минимального размера вихревой рамки на несущей поверхности. Таким образом, можно выделить «критическое» значение величины  $r_v^*$ , вне небольшой окрестности которого зависимость аэродинамических характеристик от «радиуса вихря» невелика.



**Рис. 5.** Зависимость коэффициента сопротивления парашюта ПО-9 от радиуса вихря  $r_v$  при безотрывном (сплошная линия) и отрывном (штриховая линия) обтекании

**Fig. 5.** Dependence of the drag coefficient of PO-9 paraglider on  $r_v$  vortex radius at attached flow (solid line) and at separated flow (dashed line)



**Рис. 6.** Зависимость коэффициента подъемной силы парашюта ПО-9 от радиуса вихря  $r_v$  при безотрывном (сплошная линия) и отрывном (штриховая линия) обтекании

**Fig. 6.** Dependence of the lift coefficient of PO-9 paraglider on  $r_v$  vortex radius at attached flow (solid line) and at separated flow (dashed line)

Кроме того, из рис. 5, 6 хорошо видно, что для значений  $r_v > r_v^*$  величины коэффициентов  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$  при наличии и отсутствии отрыва близки (для  $C_{ya}$  разница не превышает 15 %), в

то время как при  $r_v < r_v^*$  (на этих рисунках  $r_v^* \approx 0,035$ ) различие между этими коэффициентами весьма существенно. Можно предположить, что при больших значениях величины  $r_v$  ослабевает взаимное влияние вихревых отрезков пелены друг на друга и вихревую систему объекта, вследствие чего нагрузки на него оказываются слабо зависящими от формы пелены и приближаются к таковым в случае безотрывного обтекания. Поэтому в данной работе считалось, что при отрывном обтекании «радиус вихря» должен быть  $r_v < r_v^*$ , причем в достаточной мере удален от «критического значения»  $r_v^*$ .

На рис. 7 и 8 показаны результаты расчетов аэродинамических характеристик полужесткой модели парашютного крыла (поверхности изготовлены из малопроницаемой ткани, нервюры – из дюралюминия) в сравнении с экспериментом [1] (величина угла атаки ДПП в потоке при замене парашютного крыла его срединной поверхностью определялась согласно схеме, показанной на рис. 9).

Из рис. 7 видно, что коэффициент подъемной силы модели, рассчитанный согласно данной методике, очень мало отличается от эксперимента для малых углов атаки ( $\alpha \leq 10^\circ$ ). При больших значениях  $\alpha$  различие между расчетными и экспериментальными данными нарастает. Когда угол атаки достигает значений  $\alpha \geq 20^\circ$ , то, как следует из того же рисунка, неплохое совпадение дает расчет по схеме отрывного обтекания (отрыв в районе максимальной кривизны крыла). Область значений угла атаки  $10^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$  является переходной, и для определения аэродинамических характеристик здесь возможно использование моделей, позволяющих определить место отрыва потока с поверхности крыла, как, например, описанных в [14, 15].

Часть разницы аэродинамических характеристик может быть отнесена на счет сопротивления стропной системы парашюта. Тем не менее расчетная и экспериментальная кривые практически эквидистантны в рассматриваемом диапазоне углов атаки, и, значит, имея всего одну экспериментальную точку, можно внести в результаты расчета нужные поправки. Кроме того, на этапе первоначального проектирования конструктору часто необходимо знать лишь качественные данные, которые позволяет получить описываемая методика.

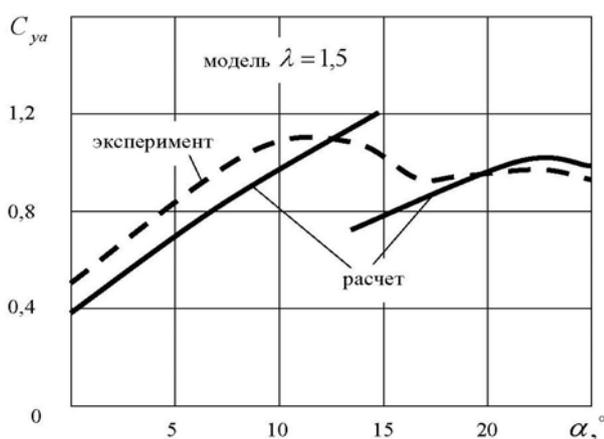


Рис. 7. Расчетные и экспериментальные значения коэффициента подъемной силы полужесткой модели парашютного крыла

Fig. 7. Computed and experimental values of the lift coefficient of a semi-rigid model of the paraglider wing

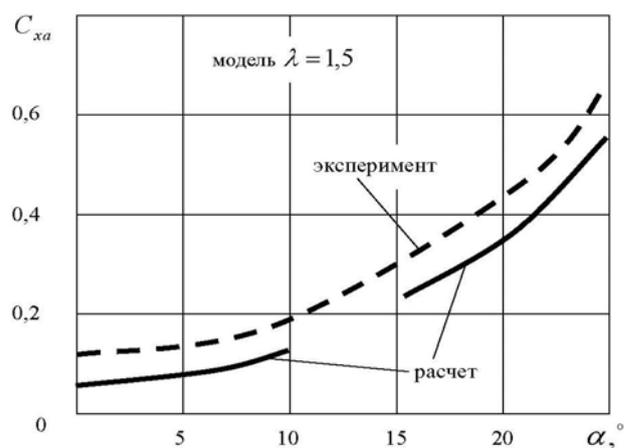
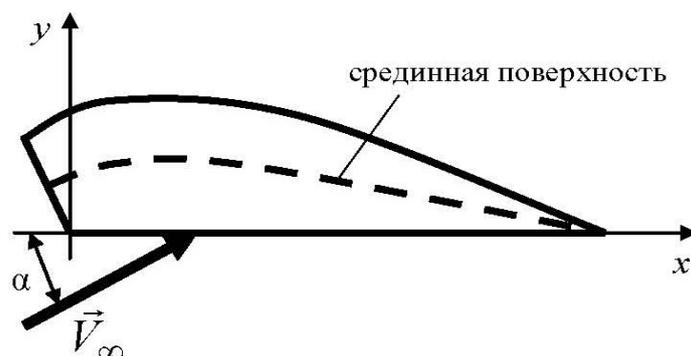


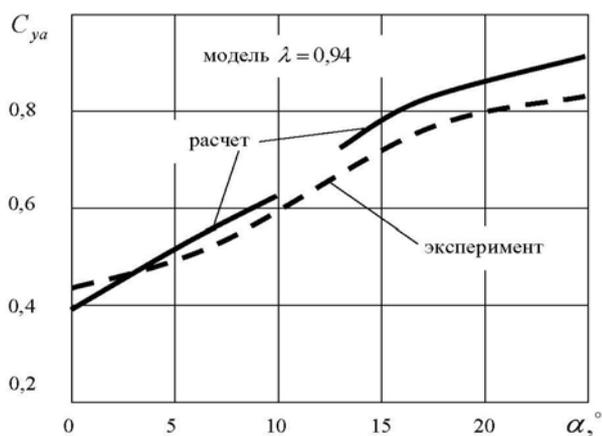
Рис. 8. Расчетные и экспериментальные значения коэффициента сопротивления полужесткой модели парашютного крыла

Fig. 8. Computed and experimental values of the drag coefficient of a semi-rigid model of the paraglider wing



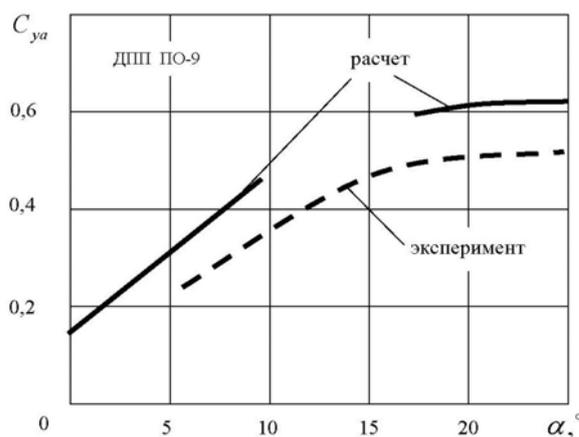
**Рис. 9.** Определение угла атаки при замене парашютного крыла его срединной поверхностью  
**Fig. 9.** Determination of the angle of attack while changing a paraglider wing by its median surface

С помощью предложенной методики проводился расчет мягких парашютных крыльев. При этом применялась расчетная схема срединной поверхности раскройной формы парашюта, как и в предыдущих случаях. На рис. 10 показана расчетная зависимость коэффициента подъемной силы мягкой модели парашютного крыла малого удлинения ( $\lambda = 0,94$ ) в сравнении с экспериментом [1]. Видно удовлетворительное согласование с результатами эксперимента вне переходной области углов атаки ( $10^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$ ). На рис. 11 показаны расчетные зависимости коэффициента подъемной силы планирующего парашюта ПО-9 (удлинение  $\lambda = 1,24$ ) в сравнении с экспериментальными данными ЦАГИ<sup>1</sup>.



**Рис. 10.** Расчетные и экспериментальные зависимости коэффициента подъемной силы мягкой модели парашютного крыла

**Fig. 10.** Computed and experimental dependences of the lift coefficient on a flexible model of the paraglider wing



**Рис. 11.** Расчетные и экспериментальные зависимости коэффициента подъемной силы планирующего парашюта ПО-9

**Fig. 11.** Computed and experimental dependences of the lift coefficient of PO-9 paraglider wing

Видно, что в данном случае предлагаемая методика дает завышенные результаты как при расчете по отрывной, так и по безотрывной схеме обтекания, чего не наблюдалось у мягкого крыла меньшего удлинения. Это можно объяснить тем, что с увеличением масшта-

<sup>1</sup> Исследование парашютного крыла в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ. НТО ЦАГИ № 3415. М.: ЦАГИ, 1976. 76 с.

бов мягкого крыла влияние его деформации в потоке на аэродинамические характеристики повышается. В качестве примера деформаций можно указать арочность, которую приобретает парашют в потоке. Стрела прогиба такой арки достигает 15–20 % первоначального размаха парашюта, при этом несколько уменьшаются его несущие свойства. Отметим, что экспериментальная и расчетная кривые являются практически эквидистантными. Это позволяет по результатам одного эксперимента сделать поправку расчетных характеристик и сократить число испытаний.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе описаны расчетная методика и результаты исследований аэродинамических характеристик установившихся форм различных планирующих парашютов. Данные по аэродинамическим характеристикам установившихся форм ДПП позволяют выявить закономерности их изменения в зависимости от раскройной формы парашюта, деформаций его поверхности, вызванных набегающим потоком или управляющими воздействиями. Результаты расчетов подтверждены экспериментальными данными.

Показана возможность применения предложенной методики для расчета аэродинамических характеристик ДПП в диапазонах углов атаки  $\alpha \leq 10^\circ$  и  $\alpha \geq 20^\circ$  по упрощенной расчетной схеме с точностью около 10 %. В то же время выявлено, что с увеличением удлинения мягкого крыла важно учитывать его арочность для более точного определения аэродинамических характеристик.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Nicolaides J.D.** Parafoil Wind Tunnel Tests. Notre Damme Univ, June, 1997. AFFDL-TR-70–146.
2. **Uddin M. N., Mashud M.** Wind Tunnel Test of a Paraglider (flexible) Wing Canopy // International Journal of Mechatronics Engineering IJMME-IJENS. 2010. № 10(3). Pp. 7–13.
3. **Mashud M., Umemura A.** Experimental Investigation on Aerodynamic Characteristics of a Paraglider Wing // The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. 2006. № 49(163). Pp. 9–17.
4. **Hanke K., Schenk S.** Evaluating the Geometric Shape of a Flying Paraglider // International Archives of the Photogrammetry. 2014. Vol. XL – 5. 265 p.
5. **Belloc H.** Wind Tunnel Investigation of a Rigid Paraglider Reference Wing // Journal of Aircraft. 2015. № 52(2). Pp. 703–708.
6. **Рысев О.В.** Парашютные системы / А.Т. Пономарев, М.И. Васильев, А.А. Вишняк, И.В. Днепров, Ю.В. Мосеев. М.: Наука, 1996. 288 с.
7. **Lyalin V., Morozov V.** Comparative Efficiency Analyses of the Parachute System for Space Vehicle Return Blocks // 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. AIAA-2005-1682.
8. **Lyalin V., Morozov V., Ponomarev A.** Mathematical Modelling of Parachute Loading Taking into Account the Canopy Shape Changes // 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. AIAA-2005-1676.
9. **Апаринов А.А., Апаринов В.А., Сетуха А.В.** Применение вихревых методов к задачам динамики парашютов // Труды XVI Международного симпозиума МЗДОЗМФ-2013. Харьков: ХНУ, 2013. С. 41–44.
10. **Овчинников В.В.** Методика расчета характеристик аэродинамического нагружения двухболочковых планирующих парашютов // Аэроупругость и прочность летательных аппара-

тов: научно-методические материалы / под ред. Ю.В. Петрова. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 2001. С. 30–35.

**11. Писарев И.В., Сетуха А.В.** Снесение граничного условия на срединную поверхность при численном решении краевой задачи линейной теории крыла // Выч. мет. программирования. 2014. Т.15, Вып. 1. С. 109–120.

**12. Апарин В.А., Дворак А.В.** Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 1986. № 1313. С. 424–433.

**13. Белоцерковский С.М.** Моделирование проницаемости в нелинейных задачах теории несущих и тормозящих поверхностей. Применение ЭВМ для исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов / А.Г. Васильченко, А.Т. Пономарев, В.И. Морозов // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 1986. № 1313. С. 349–369.

**14. Апарин В.А., Дмитриев М.Л.** Математическое моделирование отрыва потока с гладкой поверхности тела в рамках идеальной жидкости // Научные чтения, посвященные творческому наследию Н.Е. Жуковского: тезисы докладов. М.: ВВИА, 1997. С. 23–24.

**15. Белоцерковский С.М.** Математическое моделирование плоскопараллельного отрывного обтекания тел / В.Н. Котовский, М.И. Ништ, П.М. Федоров. М.: Наука, 1988. 309 с.

### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

**Овчинников Валерий Валерьевич**, доктор технических наук, профессор, начальник кафедры механики и инженерной графики Академии ГПС МЧС России, vvovchinnikov@bk.ru.

**Петров Юрий Владимирович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, yu.petrov@mstuca.aero.

## THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS CALCULATION METHODOLOGY OF TWO-SHELL PARAGLIDERS

Valery V. Ovchinnicov<sup>1</sup>, Yurii V. Petrov<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Fire Fighting Service of State Academy of Emercom of Russia, Moscow, Russia

<sup>2</sup> Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

### ABSTRACT

Currently, two-shell paragliders (TSP) find a sufficiently wide application, including the solution of transport problems. A two-shell paraglider is a soft wing, the form of which is supported by the high-speed pressure in the stream and it is a complex aeroelastic system. To determine the aerodynamic characteristics of such system the use of nonlinear aerodynamics and nonlinear theory of elasticity methods is required, it causes the significant computational difficulties. This paper studies the aerodynamic characteristics of various steady-state shapes of gliding parachutes, the calculation-experimental method of their calculation is proposed. It is shown that the replacement of the volumetric profile of TSP median surface allows to receive the results which correctly reflect the qualitative effects of stalled and attached flows. It leads to the assumption that such replacement was possible for obtaining data about the main patterns of parachute finite wings span flow. The aerodynamic characteristics data of TSP steady-state shapes allow to identify the regularities of their changes depending on parachute cutting shape, the deformations of its surface caused by the incoming flow or control actions. To solve the problem of gliding parachute stall, with a stream of air, the discrete vortex method with closed frameworks is used. This method allows to calculate the aerodynamic characteristics of parachutes. The middle surface airflow of TSP steady-state shape with the flow of an ideal incompressible fluid is examined. The parachute fabric permeability is not considered because the upper and lower TSP cloth is either made of low permeable or impermeable fabric. The stalled aerodynamic coefficients are determined by time averaging after calculations up to its larger values. The results of the calculations are given. The possibility of application the proposed methodology for calculation of TSP aerodynamic characteristics in the range of angles of attack to 10° and over 20° for the simplified calculation scheme with accuracy 10% is shown. At the same time, it is re-

vealed that with the increase of soft wing elongation, it is important to consider its main surface curvature for more precise aerodynamic characteristics definition. The proposed methodology can be used for rapid assessments of aerodynamic forces at the design stage and in planning tube experiment. The obtained results can be useful in TSP design during the performance of the tube experiments.

**Key words:** aerodynamics, parachute, two-shell paraglider, the discrete vortex method.

## REFERENCES

1. **Nicolaidis, J.D.** (1997). *Parafoil Wind Tunnel Tests*. Notre Damme Univ, June, AFFDL-TR-70-146.
2. **Uddin, M.N. and Mashud, M.** (2010). *Wind Tunnel Test of a Paraglider (flexible) Wing Canopy*. International Journal of Mechatronics Engineering IJMME-IJENS, no. 3(10), pp. 7–13.
3. **Mashud, M. and Umemura, A.** (2006). *Experimental Investigation on Aerodynamic Characteristics of a Paraglider Wing*. The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, no. 163(49), pp. 9–17.
4. **Hanke, K. and Schenk, S.** (2014). *Evaluating the Geometric Shape of a Flying Paraglider*. International Archives of the Photogrammetry, vol. XL – 5, 265 p.
5. **Belloc, H.** (2015). *Wind Tunnel Investigation of a Rigid Paraglider Reference Wing*. Journal of Aircraft, no. 52(2), pp. 703–708.
6. **Risev, O.V., Ponomarjev, A.T., Vasiljev, M.I., Vishnjakov, A.A., Dneprov, I.V. and Moseev, Y.V.** (1996). *Parashutnie sistemi [The Parachute Systems]*. Moscow: Nauka Publ., 288 p. (in Russian)
7. **Lyalin, V. and Morozov, V.** (2005). *Comparative Efficiency Analyses of the Parachute System for Space Vehicle Return Blocks. 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*. AIAA-2005-1682.
8. **Lyalin, V., Morozov, V. and Ponomarev, A.** (2005). *Mathematical Modelling of Parachute Loading Taking into Account the Canopy Shape Changes. 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*. AIAA-2005-1676.
9. **Aparinov, A.A., Aparinov, V.A. and Setukha, A.V.** (2013). *Primenenie vikhrevikh metodov k zadacham dinamiki parashutov [The Application of Vortex Methods to the Problems of the Dynamics of Parachutes]*. Trudi XVI Mezdunarodnogo simpoziuma MZDOZMF-2013. Kharkov: HNU, pp. 41–44. (in Russian)
10. **Ovchinnikov, V.V.** (2001). *Metodika rascheta harakteristik ajerodinamicheskogo nagruzenija dvuhobolochkovyh planirujushhih parashjutov [The method of calculating the characteristics of the aerodynamic loading is twocovering gliding parachutes]*. *Ajerouprugost' i prochnost' letatel'nyh apparatov. Nauchno-metodicheskie materialy*. Pod red. Ju.V. Petrova. Moscow: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, pp. 30–35. (in Russian)
11. **Pisarev, I.V. and Setuha, A.V.** (2014). *Snesenie granichnogo uslovija na sredinnuju poverhnost' pri chislennom reshenii kraevoj zadachi linejnoj teorii kryla [Introduction of the Boundary Condition on the Median Surface in the Numerical Solution of the Boundary Value Problem of Linear Wing Theory]*. *Vych.met. programirovanija*, vol. 15, issue 1, pp. 109–120. (in Russian)
12. **Aparinov, V.A. and Dvorak, A.V.** (1986). *Metod diskretnikh vikhrej s zamknutimi vikhrevimi ramkami [The method of discrete vortices with closed vortex frames]*. Trudi VVIA im. Prof. N.E. Zhukovskiy. Moscow, no. 1313, pp. 424–433. (in Russian)
13. **Belocerkovsky, S.M., Vasilchenko, A.G., Ponomarev, A.T. and Morozov, V.I.** (1986). *Modelirovanije pronicaemosti v nelinejnikh zadachakh teorii nesushikh I tormozjashikh poverkhnostjakh [Modeling of permeability in nonlinear problems of the theory of bearing and braking surfaces]*. The use of computers to study the aerodynamic characteristics of the aircraft. Trudi VVIA im. N.E. Zhukovskiy. Moscow, no. 1313, pp. 349–369. (in Russian)

14. Aparinov, V.A. and Dmitriev, M.L. (1997). *Matematicheskoye modelirovanije otriva potoka s gladkoj poverkhnosti tela v ramkakh idealnoj zidkosti* [Mathematical modelling of flow separation from a smooth body surface in the framework of ideal fluid]. *Tezisi doklada. Nauchnije chteniia, posvjashchennije tvorcheskomu naslediju N.E. Zhukovsky* [Theses of the report. Scientific readings, devoted to the creative heritage of N.E. Zhukovsky]. Moscow: VVIA, pp. 23–24. (in Russian)

15. Belocerkovsky, S.M., Kotovsky, V.N., Nisht, M.I. and Fedorov, P.M. (1988). *Matematicheskoye modelirovanije ploskoparallelnogo otivnogo obtecanija tel* [Mathematical modeling of plane-parallel separated flows over bodies]. Moscow: Nauka Publ., 309 p. (in Russian)

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

**Valery V. Ovchinnikov**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of Mechanics and Engineering Graphics Department at Fire Fighting Service of State Academy of Emercom of Russia, vvovchinnikov@bk.ru.

**Yurii V. Petrov**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of Engineering Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, yu.petrov@mstuca.aero.

Поступила в редакцию 23.01.2018  
Принята в печать 15.05.2018

Received 23.01.2018  
Accepted for publication 15.05.2018