

ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 533.666.2; 629.734.7

DOI: 10.34759/vst-2021-2-81-94

НАПОЛНЕНИЕ ДВУХОБОЛОЧКОВОГО КРЫЛА ПЛАНИРУЮЩЕГО ПАРАШЮТА

Иванов П.И.

*Научно-исследовательский институт аэроупругих систем (НИИ АУС),
ул. Гарнаева, 85, Феодосия, Республика Крым, 298112 Россия
e-mail: Ivanovpetr@rambler.ru*

Статья поступила в редакцию 21.03.2021

На основе анализа инженерных математических моделей рассматриваются вопросы наполняемости и определения критериев наполняемости купола (крыла) двухоболочкового планирующего парашюта, что непосредственно связано с такими важными параметрами и характеристиками, как аэродинамическая нагрузка на парашют, прочность парашюта, путь наполнения, потеря высоты при наполнении, стабильность геометрии крыла.

Ключевые слова: наполняемость, наполнение, время наполнения, критерии наполняемости, двухоболочковое крыло, планирующий парашют.

Введение

В данной работе купол и крыло двухоболочкового планирующего парашюта – понятия полностью идентичные.

В настоящее время вопросы вытягивания и наполняемости планирующих парашютов (ПП) находятся в стадии теоретических и экспериментальных исследований.

Задача состоит в продолжении этих исследований до полного понимания процессов, происходящих с наполняющимся крылом ПП, и разработки методических рекомендаций по оценке наполняемости двухоболочкового крыла планирующего парашюта.

Исследованию процессов вытягивания из упаковки и наполнения людских двухоболочковых парашютных крыльев (рис. 1,а) до настоящего времени уже был посвящен ряд работ [1–4].

Исследование процессов наполнения грузовых двухоболочковых парашютных крыльев в натурном летном эксперименте (рис. 1,б) в отечественной печати, насколько известно автору, в достаточной степени еще не отражено.

Под наполняемостью двухоболочковых крыльев планирующих парашютов понимается способность их под воздействием скоростного напо-



Рис. 1. Людской (а) и грузовой (б) планирующие парашюты

ра набегающего потока принимать свою аэродинамическую, полностью наполненную форму (из состояния крыла, уложенного в упаковке) за определенное время, называемое временем наполнения.

Время наполнения отсчитывается с момента полного вытягивания строп на всю длину и расчеховки упаковки, в которую уложен купол (крыло), до момента, когда полностью наполнится купол (т.е. когда наполнится секция-аутсайдер). Под секцией крыла понимается его участок, ограниченный двумя соседними нервюрами.

Из сказанного выше следует, что в процессе наполнения существует как секция-лидер, которая наполняется первой, так и секция-аутсайдер, которая наполняется последней. В связи со скоротечностью процесса наполнения иногда может показаться в процессе анализа видеосъемки, что одновременно начинают наполняться сразу несколько секций, т.е. существует сразу несколько секций-лидеров. Однако все же при более тщательном рассмотрении процесса всегда удастся выделить именно одну секцию-лидера.

Проблема выбора оптимального варианта конструкции планирующего парашюта

Важность исследования процессов наполнения парашютных крыльев обусловлена в первую

очередь интенсивной динамикой процесса их раскрытия, что неизбежно приводит к большим аэродинамическим и динамическим нагрузкам на систему объект—парашют и, как следствие, к возможному разрушению как элементов конструкции, так и парашюта в целом. У планирующих двухболочковых парашютов, так же как и у осесимметричных одноболочковых [5], наблюдается связь между временем наполнения и аэродинамической нагрузкой на парашют: чем меньше время наполнения, тем больше аэродинамическая нагрузка. Физически это объясняется тем, что при малом времени наполнения полностью наполненный купол подвержен воздействию еще достаточно большого скоростного напора, что и определяет большую аэродинамическую нагрузку. А это может приводить к перенапряжениям и разрушениям отдельных элементов конструкции парашюта, т.е. к потере его прочности и несущей способности, что крайне нежелательно.

Кроме того, после полного наполнения, в случае малого времени наполнения, переходный процесс выхода системы объект—парашют в крейсерский режим установившегося полета (планирования) достаточно энергичный, в ряде случаев с сильным, резким броском крыла вперед по тангажу. В большинстве случаев это сопровождается одновременно и креном, а также

попыткой войти в режим разворота с вращением и даже в режим авторотации [6]. Естественно, что в этом случае на стабилизацию переходного процесса системы объект—парашют уходит много времени, теряется большая высота и на режим управляемого планирующего спуска остается мало времени, что может привести к недолету до цели.

Ниже рассматриваются некоторые основные моменты и конструктивные особенности, существенно влияющие на процесс наполнения двухоболочкового крыла планирующего парашюта.

1. Воздухозаборник

Место расположения воздухозаборника на крыле существенно влияет на процесс наполнения парашюта. Это связано с ориентацией секций воздухозаборника по отношению к набегающему потоку в процессе наполнения двухоболочкового крыла. Для каждого планирующего парашюта, в зависимости от установочного угла крыла (угла между хордой профиля центрального сечения крыла в установившемся полете и плоскостью горизонта), существует свой оптимальный рабочий диапазон углов атаки, при котором воздухозаборник работает эффективно.

В зависимости от положения верхней кромки по отношению к точке носика профиля крыла различают два типа воздухозаборников: парашютный и парапланерный. У воздухозаборника парашютного типа его верхняя кромка расположена выше точки носика профиля крыла; у воздухозаборника парапланерного типа верхняя кромка расположена ниже точки носика профиля крыла. И те и другие наполняют крыло малого удлинения достаточно интенсивно, однако в режиме установившегося планирующего спуска крыло с воздухозаборником парапланерного типа обладает меньшим сопротивлением. Правда, для крыльев большого удлинения парашютное крыло прямоугольной формы в плане с круткой и с воздухозаборником парапланерного типа обладает худшими характеристиками наполняемости и очень чувствительно к выбору способа рифления. Такое крыло обладает относительно большой дисперсией по времени наполнения. Это связано еще и с тем, что крылья большого удлинения прямоугольной формы в процессе наполнения часто принимают подковообразную или S-образную форму в плане, что делает существенно неодинаковыми условия наполнения центроплана и консолей крыла.

В процессе проектирования крыла с воздухозаборником нужно иметь в виду, что угол между нормалью к плоскости воздухозаборника и проекцией вектора скорости набегающего потока на плоскость нормали не должен быть больше определенного значения, устанавливаемого экспериментально. В противном случае воздухозаборник будет работать неэффективно (крыло будет пульсировать или сминаться).

Правильный, технически грамотный расчет воздухозаборника определяет в целом геометрическую устойчивость конструкции крыла при полетах как в спокойной, так и в турбулентной атмосфере.

Эффективность работы воздухозаборника зависит от целого ряда факторов, например таких:

- угол расхождения линии действия вектора скорости системы с нормалью к плоскости воздухозаборника, зависящий от его местоположения на крыле; определяет эффективность заполнения крыла воздухом и поддержания в нем достаточного избыточного давления для сохранения геометрии наполненного крыла. Чем меньше угол расхождения, тем жестче крыло и выше его сопротивляемость внешним воздействующим факторам;

- площадь воздухозаборника;

- число Струхалея, определяющее пульсационный характер выбросов массы воздуха из крыла через воздухозаборник во внешний поток, обладающих большой амплитудой, что вызывает пульсационный характер всей картины внешнего обтекания, существенно повышая сопротивление крыла, и снижает скорость системы [4].

1.1. Рассмотрим более детально расчет угла расхождения и связанные с ним параметры.

Введем в рассмотрение две правые прямоугольные декартовы системы координат (СК): нормальную xOy с центром в коуше парашюта и СК $x'Vy'$, связанную с носиком профиля центрального сечения крыла, как показано на рис. 2.

Здесь показаны фрагменты носовой части профиля крыла с контуром проекции воздухозаборника. Пусть V — точка верхней кромки воздухозаборника, N — точка его нижней кромки. Пусть x'_V, y'_V — координаты точки V в СК $x'Vy'$. Соединим носик профиля с точкой V отрезком VN . Смысл углов $\vartheta_6, \beta, \varphi$ ясен из рисунка.

Тогда, как видно из рисунка, для точки V верхней кромки воздухозаборника можно записать следующие зависимости:

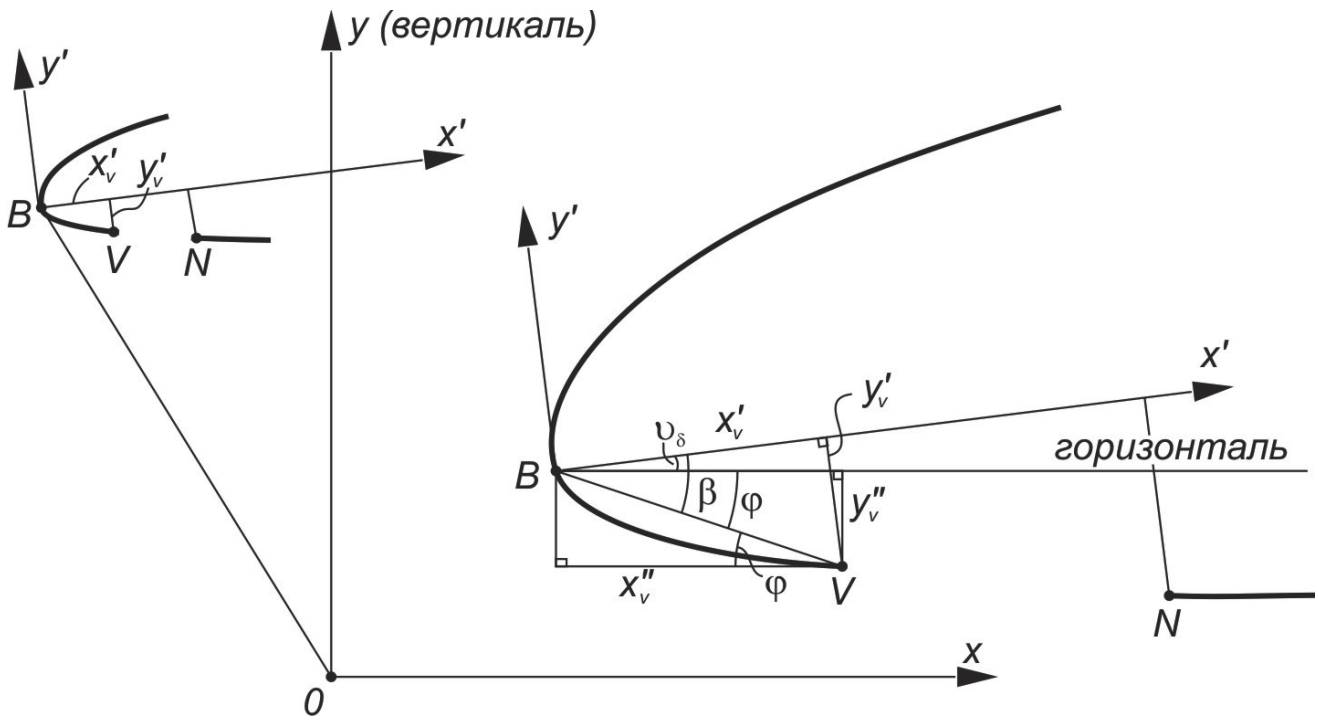


Рис. 2. Фрагмент воздухозаборника парапланерного типа

$$BV = \sqrt{x_V'^2 + y_V'^2}; \beta_V = \arctg\left(\frac{y_V'}{x_V'}\right); \varphi_V = \beta_V - \vartheta_0;$$

$$x_V'' = BV \cdot \cos \varphi_V; y_V'' = BV \cdot \sin \varphi_V.$$

В системе координат xOy , с центром O в ко-
уше парашюта, получим:

$$x_V = -(x_B - x_V''); y_V = y_B - y_V''.$$

Аналогично, для точки N нижней кромки воз-
духозаборника можно записать следующие зави-
симости:

$$BN = \sqrt{x_N'^2 + y_N'^2}, \beta_N = \arctg\left(\frac{y_N'}{x_N'}\right), \varphi_N = \beta_N - \vartheta_0,$$

$$x_N'' = BN \cdot \cos \varphi_N, y_N'' = BN \cdot \sin \varphi_N.$$

В системе координат xOy , с центром O в ко-
уше парашюта, получим:

$$x_N = -(x_B - x_N''); y_N = y_B - y_N''.$$

Уравнение прямой, касательной к линии VN
воздухозаборника, проходящей через две его точ-
ки V и N , имеет вид

$$y = y_V + \frac{y_N - y_V}{x_N - x_V}(x - x_V),$$

где x, y – текущие координаты прямой.

Последнее уравнение можно привести к виду,
удобному для использования в программирова-
нии и расчетах:

$$y = Ux + (y_V - Ux_V),$$

где $U = \frac{y_N - y_V}{x_N - x_V} = \text{const.}$

Уравнение прямой, нормальной к линии VN
(к плоскости воздухозаборника), проходящей че-
рез его точку V , имеет вид

$$y = y_V - \frac{x_N - x_V}{y_N - y_V}(x - x_V),$$

где x, y – текущие координаты прямой.

Последнее уравнение можно привести к виду,
удобному для использования в программирова-
нии и расчетах:

$$y = -\frac{1}{U}x + \left(y_V + \frac{x_V}{U}\right).$$

Уравнение линии действия вектора скорости системы объект—парашют:

$$y = x \cdot \operatorname{tg}\theta = \frac{x}{\operatorname{ctg}\theta} = \frac{x}{K}.$$

Здесь θ — траекторный угол системы объект—парашют; K — аэродинамическое качество системы.

Угол расхождения τ (см. рис. 2) между двумя прямыми — нормали к плоскости воздухозаборника и линией действия вектора скорости системы определится по формуле [2]

$$\operatorname{tg}\tau = \left| \frac{a_2 - a_1}{1 + a_1 \cdot a_2} \right|,$$

где $a_2 = -\frac{1}{U}$, $a_1 = \frac{1}{K}$, $\tau = \operatorname{arctg}(\operatorname{tg}\tau)$.

Угол расхождения τ линии действия вектора скорости системы с нормалью к плоскости воздухозаборника дает возможность оценить эффективность его работы через вычисление проективной площади:

$$F_{\text{пр.в}} = F_{\text{в}} \cdot \cos\tau,$$

где $F_{\text{в}}$ — площадь воздухозаборника одной секции крыла.

Косинус угла τ является безразмерным отношением площадей:

$$\cos\tau = \frac{F_{\text{пр.в}}}{F_{\text{в}}},$$

характеризующим эффективность («мощность») работы воздухозаборника.

Чем меньше косинус угла τ , тем хуже работает воздухозаборник как с точки зрения его наполняемости, так и с точки зрения поддержания геометрии его полностью наполненной формы. Удовлетворительно работающим можно считать воздухозаборник при значении $\cos\tau \geq 0,8$, что соответствует углу $\tau < 36^\circ$.

При определении положения верхней и нижней кромок воздухозаборника в профильной проекции нервюры необходимо помнить следующее. Нельзя размещать ни верхнюю, ни нижнюю кромки воздухозаборника в непосредственной близости от точки носика профиля. При таком расположении хотя бы одной из кромок

воздухозаборника возможно сминание носика профиля и полотнищ в окрестности носика набегающим потоком воздуха. Необходимо отступать от носика как минимум на один процент вдоль хорды профиля (считая от длины хорды профиля).

Приведенные выше вычисления и условия справедливы только для центроплана крыла.

На консолях крыла арочность существенно ухудшает условия наполнения секций крыла, значительно растягивая процесс их наполнения во времени [7]. Это связано как с уменьшением угла атаки α_i , так и с уменьшением модуля вектора полной скорости V_i в плоскости центрального сечения i -го воздухозаборника, положение которого определяется углом φ_i , отсчитываемым от вертикали к сечению i -го воздухозаборника во фронтальной проекции ЛВС крыла:

$$V_i = V \sqrt{\sin^2\theta \cdot \cos^2\varphi_i + \cos^2\theta}.$$

Здесь V — скорость системы объект—парашют; θ — траекторный угол системы. Значительное уменьшение скорости может потребовать введения крутки крыла, т.е. увеличения угла атаки крыла на консолях.

Однако более значительным фактором, влияющим на наполняемость концевых секций арочного крыла, следует считать уменьшение их углов атаки α_i за счет влияния арочности.

Угол атаки профиля (нервюры) i -го воздухозаборника можно вычислить по формуле

$$\alpha_i = \theta_i - \vartheta_i,$$

где $\theta_i = \operatorname{arctg}\left(\frac{\cos\varphi_i}{K}\right)$ — условный траекторный

угол i -й секции воздухозаборника; ϑ_i — установочный угол i -й секции воздухозаборника в полетном балансировочном положении.

Далее необходимо найти значение коэффициента подъемной силы крыла (или профиля) $c_y(\alpha_i)$ при данном значении угла атаки α_i . Если оно будет малым ($< 0,2$), то это уже является признаком неудовлетворительного наполнения концевых секций крыла или даже длительных задержек в процессе наполнения консольных частей крыла. Экспресс-анализ можно также выполнить

по отношению углов атаки концевой секции крыла и центральной. Если это отношение меньше 1,5—2,0, процесс наполнения концевых секций вряд ли можно признать удовлетворительным.

Следующим важным неприятным эффектом от арокности является неустойчивость (смятие) геометрии контуров входных сечений воздухозаборника на консолях, обусловленная ухудшением условий их обтекания потоком. То есть условия надежного расправления контуров секций воздухозаборника на консолях и их надежного наполнения существенно ухудшаются с увеличением угла φ_i положения i -й секции на арке линии вертикального сечения (ЛВС) крыла [7].

Эффективность расправления контуров и наполнения воздухозаборников i -й секции крыла приближенно можно оценить величиной k_3 по эмпирической формуле:

$$k_3 = A \frac{h}{l} \cos \varphi_i.$$

Здесь A — эмпирический коэффициент, зависящий от типа конструкции ПС (людская, грузовая, т.е. зависящая от удельной массовой нагрузки на крыло), в предварительных оценочных расчетах можно принять $A = 1$; h — высота воздухозаборника; l — ширина секции воздухозаборника.

Чем меньше высота воздухозаборника и шире секция и чем больше угол φ_i (т.е. чем дальше от плоскости симметрии парашюта отстоит воздухозаборник), тем хуже условия его наполнения.

Для тех i -х секций консоли, где окажется, что $k_3 < 0,8$, условия формообразования контуров секций воздухозаборников существенно ухудшаются, ухудшается их наполняемость, и тогда необходимо либо уменьшать арочность крыла (например, существенным разведением коушей строп парашюта), либо увеличивать высоту воздухозаборника относительно ширины секции, либо использовать геометрическую или аэродинамическую крутку крыла.

1.2 Площадь воздухозаборника существенно влияет на процесс наполнения крыла планирующего парашюта.

Чем больше площадь воздухозаборника, тем эффективнее и быстрее наполняется крыло планирующего парашюта и тем больше аэродинамическая нагрузка на парашют в процессе его наполнения. С другой стороны, чем больше пло-

щадь воздухозаборника, тем больше и сопротивление крыла парашюта, а значит, меньше крейсерская скорость системы объект—парашют. То есть при проектировании планирующего парашюта необходимо выбирать разумный компромисс для площади воздухозаборника. Относительная площадь воздухозаборника (площадь, отнесенная к площади крыла) для различных типов конструкций может варьироваться в пределах 5—10%. Большое значение для процесса наполнения крыла имеет и конфигурация контура кромки воздухозаборника. Идеальной и технологичной является форма в виде прямоугольника, ближе к квадрату. Слишком вытянутые, широкие секции, при относительно малой высоте воздухозаборника, не рекомендуются из-за возможности их схлопывания при наполнении [7].

Связь между временем наполнения t_H секции, площадью S_{B3} воздухозаборника (ограниченной малопроницаемыми нервюрами), скоростью набегающего потока V_0 — гиперболическая, и ее приближенно можно оценить по формуле

$$t_H = \frac{2\xi(W_{nc} - W_0)}{V_0 S_{B3}},$$

где ξ — коэффициент пропорциональности; W_{nc} — объем полностью наполненной секции; W_0 — начальный объем секции.

1.3 Рассмотрим еще один существенный фактор, влияющий на эффективность работы воздухозаборника.

Это пульсационный характер всей картины внешнего обтекания крыла, существенно повышающий сопротивление крыла и снижающий скорость системы [4]. Пульсации обусловлены периодическими выбросами массы воздуха из крыла через воздухозаборник во внешний поток. Оболочка крыла при его наполнении работает вначале на растяжение до переполнения секции, а затем, после переполнения, на сжатие, что приводит к выбросам массы воздуха из крыла наружу, через воздухозаборник. Эта работа, затрачиваемая на деформацию оболочки, отбирает часть кинетической энергии движения системы объект—парашют, что приводит к снижению качества системы и ухудшает ее характеристики. Кроме того, часть кинетической энергии отбирается еще на образование и поддержание нестационарного воздушного фронта волны сжатия перед воздухозаборником. Таким образом, пульсационный характер геометрии крыла,

если он ярко выражен в данной конструкции, — крайне нежелательное явление [4].

Пульсационный характер поведения конструкции крыла в полете определяется числом Струхалия:

$$Sh = \frac{f \cdot b}{V},$$

где f — частота пульсаций, Гц; b — хорда крыла, м.

Короткопериодические пульсации с малой амплитудой малозаметны и в ряде случаев не создают проблем.

Длиннопериодические пульсации, обладающие большой амплитудой, являются весьма энергозатратными, что может вызвать существенное увеличение сопротивления парашюта и снижение качества системы объект—парашют.

Пульсационный характер поведения конструкции крыла обычно выявляется в эксперименте. Однако частоту пульсаций можно приближенно оценить априори (до эксперимента), опираясь на результаты работы [4]:

$$f = \frac{Sh \cdot V}{b},$$

где в ряде случаев $Sh \approx 0,33$.

Если $f > 1$, то это признак возможного наличия длиннопериодических пульсаций и конструкцию необходимо дорабатывать.

Это применение специальных профилей с большой относительной толщиной и большими радиусами кривизны передней кромки; выбор соответствующих размеров и местоположения воздухозаборника и др.

Следует искать средства управления частотой и амплитудой выбросов, используя результаты летных экспериментов данной конкретной конструкции [4].

2. Время наполнения секций и крыла в целом с учетом конструктивной воздухопроницаемости в нервюрах крыла

Пусть в принятой нами модели первой уже наполнилась некоторая отдельная секция-лидер (как правило, ограниченная проницаемыми нервюрами) двухблочкового крыла. Пусть, в первом приближении, время ее наполнения:

$$\Delta t_{\text{л}} = \frac{W_{\text{л}}}{k V_0 S_{\text{л}}},$$

где $W_{\text{л}}$ — объем секции-лидера; k — коэффициент энергетических потерь на входе в воздухоза-

борник наполненной (срединной) секции-лидера; V_0 — скорость полета системы объект—парашют; $S_{\text{л}}$ — площадь воздухозаборника секции-лидера.

В остальных нервюрах, ограничивающих другие секции с двух сторон, либо имеются конструктивные отверстия (конструктивная воздухопроницаемость (КВП)), предназначенные для перемещения воздуха из этой, уже наполненной секции в две соседние, начинающие наполняться, секции, либо сами нервюры могут быть изготовлены из достаточно воздухопроницаемой ткани.

Отметим, что геометрия и площадь отверстий КВП должны выбираться так, чтобы контур нервюры (профиля) крыла в его напряженно-деформированном состоянии не был существенно деформирован, что неизбежно приводит к ухудшению аэродинамических свойств и характеристик крыла. А это накладывает ограничения на конфигурацию и предельное значение площади отверстий КВП в нервюрах. Лучшей конфигурацией отверстий КВП в нервюрах в ряде случаев следует признать либо окружности относительно небольшого радиуса, либо узкие эллипсы с большими полуосями, ориентированными перпендикулярно хорде профиля крыла.

Будем считать, что в уже наполненной секции статическое давление поддерживается постоянным, за счет практически постоянного скоростного напора набегающего потока. Рассмотрим процесс перемещения воздуха из наполненной секции в две соседние, смежные с ней.

В соответствии с уравнением Бернулли получим:

$$p_{\text{атм}} + \frac{\rho(k_1 v)^2}{2} = p_{\text{атм}} + \frac{\rho(k V_0)^2}{2}.$$

Здесь $p_{\text{атм}}$ — атмосферное давление на высоте полета; v — осредненное значение скорости истечения воздуха через отверстия конструктивной воздухопроницаемости в еще не наполненные секции; k_1 — коэффициент энергетических потерь на выходе из отверстий в нервюрах. Предполагается, что статическое давление внутри секции несущественно отличается от атмосферного.

Из последнего уравнения получим приближенно осредненное значение скорости истечения воздуха через отверстия конструктивной воздухопроницаемости:

$$v = \frac{k}{k_1} V_0.$$

Теперь нужно иметь в виду, что наполнение смежных секций идет не только через отверстия КВП с суммарной площадью S_k в каждой нервюре (или через воздухопроницаемую ткань самой нервюры), но также и через приоткрывающиеся отверстия воздухозаборников этих секций, смежных с наполненной секцией. Будем считать, что площади приоткрытых воздухозаборников соседних секций (смежных с уже наполненной секцией) пропорциональны их уже частично наполненным объемам, что не противоречит данным анализа результатов экспериментов.

Пусть $W_1 = vS_k \Delta t_1$ – объем воздуха, втекшего в ненаполненную секцию через отверстия КВП нервюры за время Δt_1 из уже наполненной секции. Тогда в две соседние с секцией-лидером секции через отверстия КВП (или воздухопроницаемую ткань) граничных нервюр будет вброшен объем воздуха $W_{11} = 2vS_k \Delta t_1$.

Пусть $W_2 = kV_0 S \Delta t_2$ – объем воздуха, втекшего в ненаполненную смежную секцию через ее приоткрывающийся воздухозаборник с площадью S за время Δt_2 . Тогда в две соседние с секцией-лидером секции через их приоткрывающиеся воздухозаборники будет вброшен объем воздуха $W_{22} = 2kV_0 S \Delta t_2$.

Суммарный объем воздуха в секции-лидере и в наполненных смежных секциях:

$$W_{\Sigma} = W_l + W_{11} + W_{22} = kV_0 S_l \Delta t_0 + 2vS_k \Delta t_1 + 2kV_0 S \Delta t_2,$$

где $S = \frac{W}{b}$; W – объем смежной секции; b – хорда профиля смежной секции.

Поскольку в момент полного наполнения смежной ячейки $\Delta t_1 \approx \Delta t_2 = \Delta t$, а объем W смежной секции также известен, то оценку для времени наполнения двух смежных (с наполненной секцией-лидером) секций и секции-лидера найдем из соотношения

$$W_{\Sigma} = kV_0 S_l \Delta t_l + 2(vS_k + kV_0 S) \Delta t,$$

откуда

$$\Delta t = \frac{W_{\Sigma} - kV_0 S_l \Delta t_l}{2(vS_k + kV_0 S)}.$$

Если крыло прямоугольной формы в плане, то $W_l = W$ и $W_{\Sigma} = 3W$.

Далее, каждая из уже наполненных, смежных с секцией-лидером секций будет наполнять только одну, соседнюю с ней секцию за время Δt , если, конечно, она до этого не начала наполняться самостоятельно.

Эта так называемая модель последовательного (волнового) распространения наполняющихся секций крыла является одной из простейших и, как правило, реализуется на крыльях малых удлинений прямоугольной формы в плане.

Проектирование крыла с воздухозаборником с учетом его рифления должно выполняться так, чтобы могла реализоваться модель последовательного (волнового) раскрытия крыла – от центроплана к консолям. В этом случае можно ожидать плавного наполнения и более низкого значения аэродинамической нагрузки на парашют по сравнению с любыми другими схемами процесса раскрытия и наполнения крыла.

Если на крыле нечетное число секций (всего $n + 1$ секций) и наполнение началось с центральной, то общее время наполнения крыла для модели волнового распространения приближенно будет равно

$$t_n \approx \Delta t_l + \Delta t \left(\frac{n-1}{2} - 1 \right).$$

Последняя формула может быть использована для приближенной количественной оценки среднего значения времени наполнения крыла планирующего парашюта.

Пусть, например, число секций на крыле $n = 19$, $\Delta t_l \approx \Delta t = 0,25$ с, тогда время наполнения крыла составит

$$t_n = 0,25 + 0,25 \cdot \left(\frac{19-1}{2} - 1 \right) \approx 2,25 \text{ с.}$$

Рассмотренная выше приближенная, элементарная инженерная модель является, по существу, статической, интегральной. Для того чтобы рассмотреть динамическую модель наполнения отдельной секции крыла, необходимо использовать дифференциальное уравнение баланса масс воздуха, поступающего в секцию и вытекающего из нее:

$$\frac{dW(t)}{dt} = kV_0 S(t) + vS_{k1} - vS_{k2}(t).$$

Здесь $kV_0S(t)$ – объем воздуха, заполняющего рассматриваемую секцию в единицу времени через переменную во времени площадь $S(t)$ ее воздухозаборника; vS_{k1} – объем воздуха, заполняющего секцию в единицу времени через отверстия КВП нервюры из соседней, уже полностью наполненной секции; $vS_{k2}(t)$ – объем воздуха, покидающего секцию в единицу времени через отверстия КВП нервюры в соседнюю, еще только начинающую наполняться секцию. Отверстия КВП этой нервюры только начинают включаться в работу, поэтому площади ее отверстий являются функцией от времени $S_{k2}(t)$, в отличие от отверстий КВП другой нервюры (со стороны соседней, уже полностью наполненной секции), площади S_{k1} которой уже полностью включены в работу и остаются постоянными во времени.

Наблюдения за процессом наполнения двухоболочкового крыла показывают, что в первом приближении можно принять зависимость

$$S(t) = \xi \frac{W(t)}{b}, \text{ т.е. открывающаяся площадь воз-}$$

духозаборника наполняющейся секции пропорциональна ее объему, где ξ – некоторый коэффициент пропорциональности, близкий к единице. Аналогично можно принять и для площади

$$S_{k2}(t) = \xi \frac{W(t)}{b}.$$

Тогда последнее уравнение примет вид

$$\begin{aligned} \frac{dW(t)}{dt} &= kV_0\xi \frac{W(t)}{b} + vS_{k1} - v\xi \frac{W(t)}{b} = \\ &= \frac{W(t)}{b} \xi \cdot (kV_0 - v) + vS_{k1}. \end{aligned}$$

Пусть $D = \frac{\xi \cdot (kV_0 - v)}{b}$, $E = vS_{k1}$ – константы.

Для того чтобы секция наполнялась, необходимо, чтобы всегда выполнялось условие: $D > 0$, т.е. чтобы $kV_0 > v$. Тогда последнее дифференциальное уравнение переписывается в виде

$$\frac{dW(t)}{dt} = D \cdot W(t) + E.$$

Разделяя переменные и интегрируя, получим:

$$\frac{dW(t)}{D \cdot W(t) + E} = dt; \int \frac{dW(t)}{D \cdot W(t) + E} = \int dt + C;$$

$$\frac{1}{D} \int \frac{d(D \cdot W(t) + E)}{D \cdot W(t) + E} = \int dt + C;$$

$$\frac{1}{D} \ln(D \cdot W(t) + E) = t + C.$$

Определим значение константы C при $t = 0$, $W(t) = W_0$:

$$C = \frac{1}{D} \ln(D \cdot W_0 + E).$$

Возьмем определенный интеграл от обеих частей равенства, полученного выше:

$$\int_{W_0}^{W_{\text{нс}}} \frac{dW(t)}{D \cdot W(t) + E} = \int_0^{t_{\text{н}}} dt;$$

$$\frac{1}{D} \int_{W_0}^{W_{\text{нс}}} \frac{d(D \cdot W(t) + E)}{D \cdot W(t) + E} = \int_0^{t_{\text{н}}} dt;$$

$$\frac{1}{D} \ln(D \cdot W(t) + E) \Big|_{W_0}^{W_{\text{нс}}} = t_{\text{н}}.$$

Отсюда

$$t_{\text{н}} = \frac{1}{D} (\ln(D \cdot W_{\text{нс}} + E) - \ln(D \cdot W_0 + E)).$$

Мы получили формулу для определения времени наполнения секции крыла планирующего парашюта.

Преобразовывая и потенцируя результат интегрирования в неопределенном интеграле, получим:

$$\ln(D \cdot W(t) + E) = D(t + C), \quad D \cdot W(t) + E = e^{D(t+C)},$$

откуда

$$W(t) = \frac{(e^{D(t+C)} - E)}{D}.$$

Мы получили зависимость объема наполняющейся секции от времени. Рассмотрим конкретный пример.

Пусть $k = 1$; $k_1 = 1,43$; $v = 0,7V_0$; $V_0 = 10$ м/с; $\xi = 1$; $b = 3,0$ м; $S_{k1} = 0,2$ м².

Тогда

$$D = \frac{\xi \cdot (kV_0 - v)}{b} = 0,11 / \text{с}; \quad E = vS_{k1} \text{ м}^3 / \text{с}.$$

Пусть при $t = 0$

$$W(t) = W_0 = 0,01 \text{ м}^3.$$

Тогда

$$C = \frac{1}{D} \ln(D \cdot W_0 + E) = 10 \cdot \ln(0,1 \cdot 0,01 + 1,4) = 10 \cdot \ln(1,401) = 100,337 = 3,37 \text{ с}.$$

При $W_{\text{nc}} = 0,2 \text{ м}^3$

$$t_{\text{н}} = 0,135 \text{ с}.$$

При $W_{\text{nc}} = 0,3 \text{ м}^3$

$$t_{\text{н}} = 0,205 \text{ с}.$$

При $W_{\text{nc}} = 0,4 \text{ м}^3$

$$t_{\text{н}} = 0,275 \text{ с}.$$

При $W_{\text{nc}} = 0,5 \text{ м}^3$

$$t_{\text{н}} = 0,344 \text{ с}.$$

Зависимости переменного объема $W(t)$ секции крыла для скоростей начала наполнения $V_0 = 10 \text{ м/с}$, 20 м/с , 30 м/с представлены на рис. 3.

Как видно из рис. 3, с увеличением скорости начала наполнения парашюта время наполне-

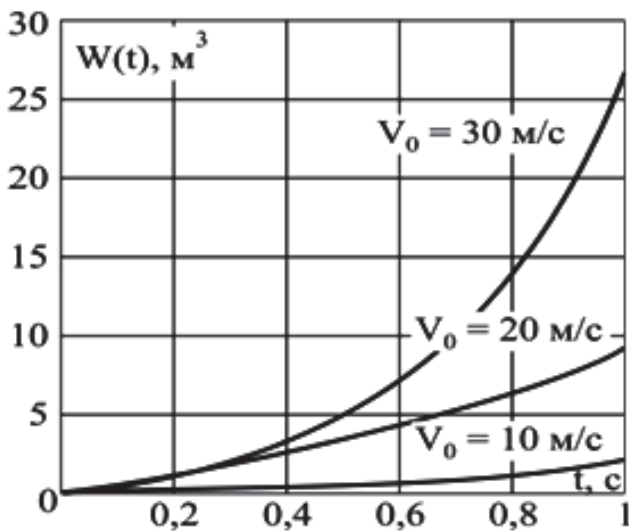


Рис. 3. Изменение объема секции в зависимости от времени при различных скоростях начала наполнения крыла планирующего парашюта

ния секции одного и того же объема существенно уменьшается.

Время наполнения секции существенно зависит от площади конструктивных отверстий в нервюре S_{k1} , т.е. от параметра $E = vS_{k1}$.

Для нашего примера с исходными данными $V_0 = 30 \text{ м/с}$ на рис. 4 представлена зависимость $t_{\text{н}} = f(S_{k1})$, где площадь S_{k1} изменяется в пределах от 0 до $0,5 \text{ м}^2$. Зависимость по форме близка к гиперболической, т.е. с увеличением суммарной площади отверстий КВП в нервюре время наполнения секции резко убывает. Для нашего примера это особенно сильно проявляется в интервале от 0 до $0,1 \text{ м}^2$. Больше увеличивать площадь отверстий КВП в нервюре нецелесообразно, поскольку это уже будет влиять на изменение геометрии контура профиля нервюры и может привести к ухудшению ее аэродинамических характеристик. Таким образом, расчетным путем уже можно оценивать предельно допустимое значение площади КВП в нервюрах по критериям наполняемости и влияния на изменение геометрии контура профиля нервюры.

Экспериментально установлено (как уже было отмечено выше), что чем меньше время наполнения крыла $t_{\text{н}}$, тем больше действующая на него аэродинамическая нагрузка R_{max} , что совпадает и с динамикой процесса наполнения классических осесимметричных куполов [5].

Время наполнение крыла планирующего парашюта существенно зависит от его удлинения, причем чем больше удлинение, тем больше и

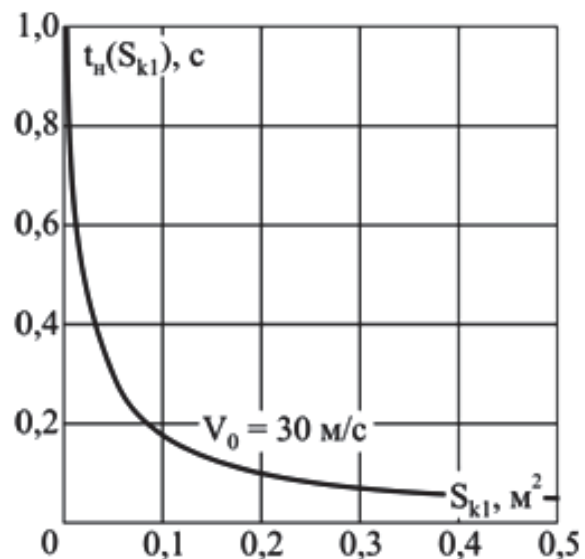


Рис. 4. Зависимость времени наполнения секции крыла от площади отверстий КВП в нервюре

время наполнения. Для крыльев с отличной от прямоугольной формы в плане (трапециевидных, эллиптических) объемы секций по мере продвижения от центроплана к консоли не остаются постоянными, а уменьшаются. Следовательно, и время их наполнения должно быть меньше. Правда, это при условии, что процесс наполнения скоротечен и скорость системы к концу наполнения не успевает значительно измениться. Если же процесс наполнения растянут по времени (например, крыло большого удлинения) и скорость системы на этапе наполнения изменяется значительно, то и время наполнения концевых секций также будет возрастать.

Обычно воздухозаборники концевых секций крыла находятся в худших условиях по отношению к набегающему потоку в процессе наполнения (учитывая в том числе кривизну крыла вдоль размаха и возможную скошенность передней кромки) и поэтому наполняются в ряде случаев дольше, чем секции центроплана.

Это может создавать асимметрию конфигурации крыла в процессе его наполнения и, как следствие, паразитные аэродинамические моменты крена, рыскания и тангажа, раскачивающие и вращающие систему объект—парашют в процессе наполнения парашюта, что является крайне нежелательным.

Для крыльев большого удлинения ($\lambda \geq 3$), как показывает анализ видео- и кинограмм процессов их раскрытия, может быть обнаружено появление практически одновременно двух и даже трех групп наполняющихся секций, как в центроплане, так и на консолях. При этом крыло может принимать подковообразную или S-образную геометрическую форму, что также может приводить к нестабильности процесса наполнения. Поэтому важнейшим здесь является поиск правильного, технически грамотного рифления для каждой конкретной конструкции парашюта, позволяющего обеспечить стабильное, предсказуемое раскрытие планирующего парашюта.

3. Критерии наполняемости крыла ППС

Время наполнения t_H , как размерная величина, косвенно определяет аэродинамическую нагрузку на крыло и потерю высоты при наполнении и выходе на установившийся, крейсерский режим управляемого полета. Чем больше время наполнения крыла, тем меньше аэродинамическая нагрузка и тем больше путь наполнения и потеря высоты системы объект—парашют. При проектировании стремятся минимизировать ве-

личину t_H , при условии непревышения заранее заданного граничного значения величины R_{\max} .

Следующим важным критерием являются статистические характеристики — дисперсия и вариационный размах времени наполнения крыла парашюта. Чем меньше вариационный размах и дисперсия времени наполнения, тем более грамотно спроектировано наполняемое крыло двухболочкового планирующего парашюта и правильно выбрана схема его рифления.

Число Струхалия, характеризующее эффективность наполнения по размаху крыла:

$$Sh = \frac{L}{V_0 t_H},$$

где L — размах крыла; V_0 — скорость набегающего потока в момент начала наполнения; t_H — время наполнения крыла. Чем больше размах крыла и меньше время наполнения при заданной начальной скорости потока, тем больше число Струхалия и тем лучше наполняется крыло по размаху.

Число Струхалия, характеризующее эффективность наполнения по хорде крыла:

$$Sh = \frac{b}{V_0 t_{nc}},$$

где b — длина хорды крыла; V_0 — скорость набегающего потока в момент начала наполнения; t_{nc} — время наполнения секции крыла. Чем больше хорда крыла и меньше время наполнения при заданной начальной скорости потока, тем больше число Струхалия и тем лучше наполняется крыло по хорде.

Перечисленные выше критерии могут быть использованы при сравнении процессов наполняемости и выборе оптимального варианта конструкции планирующего парашюта.

Выводы

Наполняемость крыла двухболочкового планирующего парашюта определяет такие его критические характеристики, как аэродинамическая нагрузка на парашют, прочность парашюта, путь наполнения, потеря высоты при наполнении, стабильность геометрии крыла, устойчивость системы объект—парашют [8—20], от которых зависит надежность функционирования парашюта в целом.

Отсюда следует, что исследование процесса наполнения (наполняемости) является одной из важных задач в теории и практике создания двухболочковых планирующих парашютов.

Сегодня и в перспективе в практике парашютостроения ставится задача разработки единой методики оценки наполняемости двухоболочкового крыла парашюта, которую можно было бы эффективно использовать как на этапе проектирования, так и в процессе летных испытаний планирующих парашютных систем.

Библиографический список

1. *Иванов П.И., Иванов Р.П., Куянов А.Ю., Ситайло М.В.* Математическое моделирование процессов введения в действие элементов парашютной системы // Компьютерное моделирование в наукоемких технологиях (КМНТ —2014) // Сборник трудов Научно-технической международной конференции (28-31 мая 2014, Харьков). Харьков: Харьковский национальный университет им. В.Н. Каразина, 2014. С. 181-185.
2. *Иванов П.И., Куянов А.Ю.* Анализ процесса наполнения планирующего парашюта со слайдером // Авиационно-космическая техника и технология. 2012. № 6(93). С. 33-36. URL: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2012_6_8
3. *Иванов П.И., Куянов А.Ю.* Полуэмпирическая инженерная математическая модель для описания процесса раскрытия двухоболочкового планирующего парашюта // Авиационно-космическая техника и технология. 2013. № 1(98). С. 25-30.
4. *Брысов О.П., Езеева Е.П., Лимонад Ю.Г.* Некоторые особенности аэродинамики парашюта-крыла // Ученые записки ЦАГИ. 1984. Т. XV. № 3. С. 121-126.
5. *Иванов П.И., Куринный С.М., Криворотов М.М.* Асимметричность в процессе наполнения куполов парашютов // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 7-16.
6. *Иванов П.И.* Глубокая спираль системы пилот-парашют с переходом в режим авторотации // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2020. № 12. С. 44-53.
7. *Иванов П.И.* Проектирование, изготовление и испытания парапланов. — 4-е изд. — Феодосия: Гранд-С, 2007. — 281 с.
8. *Иванов П.И.* Методы летных испытаний и исследований парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов: Дис... д-ра техн. наук. — Феодосия, 2003. — 333 с.
9. *Иванов П.И.* Летные испытания парашютных систем. — Феодосия: Гранд-С, 2001. — 331 с.
10. *Рысев О.В.* Модели формообразования парашюта на основе теории местных радиусов кривизны // Парашютные системы и проникаемые тела: Сборник статей. М.: Изд-во МГУ, 1987. С. 25-36.
11. *Рысев О.В.* Актуальные проблемы парашютостроения // Парашютные системы. Теория, конструкция, эксперимент: Сборник трудов научно-технического семинара (1996; Москва). М.: Изд-во МАИ, 1997. С. 10-19.
12. *Чуркин В.М.* Устойчивость и колебания парашютных систем. — М.: URSS, 2018. — 230 с.
13. *Чуркин В.М.* Динамика парашютных систем на этапе спуска. — М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2008. — 184 с.
14. *Чуркин В.М., Серничева Е.В., Силантьев В.М.* К оценке влияния аэродинамики груза на свободные колебания парашютной системы // Труды МАИ. 2003. №12. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34455>
15. *Рысев О.В., Вишняк А.А., Чуркин В.М., Юрцев Ю.Н.* Динамика связанных тел в задачах движения парашютных систем. — М.: Машиностроение, 1992. — 288 с.
16. *Чуркин В.М., Чуркина Т.Ю.* К анализу свободных колебаний парашютной системы с упругими стропами // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 3. С. 143-148.
17. *Иванов П.И.* Пилотирование, проектирование и моделирование высокоскоростных спортивных парашютов // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2020. № 10. С. 37-50.
18. *Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т.* Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. —М.: Физматлит, 2009. — 576 с.
19. *Лобанов Н.А.* Основы расчета и конструирования парашютов. — М.: Машиностроение, 1965. — 356 с.
20. *Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И.* и др. Парашютные системы. — М.: Наука, 1996. — 286 с.

FILLING THE DOUBLE-SHELL WING OF A GLIDING PARACHUTE

Ivanov P.I.

Research Institute of Aeroelastic Systems,
85, Garnaeva str., Feodosia, Crimea Republic, 298112, Russia
e-mail: Ivanovpetr@rambler.ru

Abstract

Based on the engineering mathematical models the article considers the issues of filling and defining the dome (wing) filling criteria of a double-shell gliding parachute, which is directly interrelated with such important parameters and characteristics as aerodynamic load on the parachute, parachute strength, the filling path, altitude loss while filling and the wing geometry stability.

The double-shell wings fillability of the gliding parachutes means their capability of taking its aerodynamic fully filled shape (from the state of the wing stowed in a package) under the impact of velocity head of the incoming flow in a definite time called the filling time.

The article regards certain basic moments and structural specifics, significantly affecting the filling process of the double-shell gliding parachute.

Great attention is paid in the work to the air intake operation efficiency, depending upon the whole number of factors, such as

- Divergence angle of the system velocity vector line of action with the normal to the air intake plane, depending on its location on the wing. It defines the wing filling efficiency and maintaining sufficient excessive pressure in it to keep the wing filling geometry;

- Air intake area;

- The Strouhal number, which determines the pulsation nature of the mass of air emissions from the wing through the air intake into the external flow, which causes the pulsation nature of the entire pattern of the external flow, significantly increasing the resistance of the wing and reducing the speed of the system.

The article presents engineering calculations for estimating the filling time of the sections and the wing as a whole, with account the for structural air permeability in the wing ribs. The differential equation of the masses balance of the air entering the section and flowing out of it was formed. Integration was performed, and the dependences for determining the gliding parachute wing section filling time were obtained. The time dependence for the volume of the

section being filled was obtained as well. Graphs for the obtained dependencies are presented and their analysis is performed.

The article considers in detail the gliding parachute filling criteria, such as filling time and the Strouhal number, characterizing the wing filling efficiency. These criteria may be employed while comparing filling processes and optimal option of the gliding parachute structure selection.

Keywords: fullness, fillability, filling time, filling criteria, double-shell wing, gliding parachute.

References

1. Ivanov P.I., Ivanov R.P., Kuyanov A.Yu., Sitailo M.V. *Materialy Nauchno-tehnicheskoi mezhdunarodnoi konferentsii "Komp'yuternoe modelirovanie v naukoemkikh tekhnologiyakh" KMNT - 2014 (28-31 May 2014, Khar'kov)*. Khar'kov, Khar'kovskii natsional'nyi universitet im. V.N. Karazina, 2014, pp. 181-185.
2. Ivanov P.I., Kuyanov A.Yu. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2012, no. 6(93), pp. 33-36. URL: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2012_6_8
3. Ivanov P.I., Kuyanov A.Yu. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2013, no. 1(98), pp. 25-30.
4. Brysov O.P., Ezeeva E.P., Limonad Yu.G. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1984, vol. XV, no. 3, pp. 121-126.
5. Ivanov P.I., Kurinnyi S.M., Krivorotov M.M. Asymmetry in the parachute canopy filling process. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 3, pp. 7-16.
6. Ivanov P.I. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tehnicheskii zhurnal*, 2020, no. 12, pp. 44-53.
7. Ivanov P.I. *Proektirovanie, izgotovlenie i ispytaniya paraplanov* (Design, manufacturing and testing of paragliders), Feodosiya, Grand-S, 2007, 281 p.
8. Ivanov P.I. *Metody letnykh ispytaniy i issledovaniy parashyutnykh sistem i paraplanermykh letatel'nykh apparatov* (Methods of flight tests and research of parachute systems and paragliding aircraft). Doctor's thesis, Feodosiya, NII aerouprugikh sistem, 2003, 333 p.
9. Ivanov P.I. *Letnye ispytaniya parashyutnykh sistem* (Flight tests of parachute systems), Feodosiya, Grand-S, 2001, 331 p.
10. Rysev O.V. *Parashyutnye sistemy i pronitsaemye tela. Sbornik statei*, Moscow, MGU, 1987, pp. 25-36.

11. Rysev O.V. *Materialy Nauchno-tehnicheskogo seminara "Parashyutnye sistemy. Teoriya, konstruktsiya, eksperiment" (1996; Moscow)*, Moscow, MAI, 1997, pp. 10-19.
12. Churkin V.M. *Ustoichivost' i kolebaniya parashyutnykh sistem (Stability and oscillations of parachute systems)*, Moscow, URSS, 2018, 230 p.
13. Churkin V.M. *Dinamika parashyutnykh sistem na etape spuska (Parachute systems dynamics at the descent stage)*, Moscow, MAI-PRINT, 2008, 184 p.
14. Churkin V.M., Serpicheva E.V., Silantiev V.M. *Trudy MAI*, 2003, no. 12. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34455>
15. Rysev O.V., Vishnyak A.A., Churkin V.M., Yurtsev Yu.N. *Dinamika svyazannykh tel v zadachakh dvizheniya parashyutnykh sistem (Dynamics of connected bodies in problems of parachute systems movement)*, Moscow, Mashinostroenie, 1992, 288 p.
16. Churkin V.M., Churkina T.Yu. The Analysis of free oscillations parachute Systems with elastic line. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 3, pp. 143-148.
17. Ivanov P.I. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tehnicheskii zhurnal*, 2020, no. 10, pp. 37-50.
18. Lyalin V.V., Morozov V.I., Ponomarev A.T. *Parashyutnye sistemy. Problemy i metody ikh resheniya (Parachute systems. Problems and methods of their solution)*, Moscow, Fizmatlit, 2009, 576 p.
19. Lobanov N.A. *Osnovy rascheta i konstruirovaniya parashyutov (Fundamentals of calculation and design of parachutes)*, Moscow, Mashinostroenie, 1965, 356 p.
20. Rysev O.V., Ponomarev A.T., Vasil'ev M.I. et al. *Parashyutnye sistemy (Parachute systems)*, Moscow, Nauka, 1996, 286 p.