

ПРОЧНОСТЬ И ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.734.7; 533.666.22

DOI: 10.34759/vst-2021-2-115-126

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ НА ПЛАНИРУЮЩИЙ ПАРАШЮТ В ПРОЦЕССЕ ЕГО РАСКРЫТИЯ И ПЕРЕГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩЕЙ НА ОБЪЕКТ ДЕСАНТИРОВАНИЯ

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

Представлен метод расчета аэродинамической нагрузки, действующей на планирующий парашют в процессе его раскрытия, и перегрузки, действующей на объект десантирования. Приведены расчетные зависимости, которые можно использовать при количественной оценке этих параметров. Средняя эксплуатационная (аэродинамическая) нагрузка и верхняя доверительная граница аэродинамической нагрузки, действующей на планирующий парашют в процессе его раскрытия, являются основными исходными параметрами при расчете планирующих парашютов на прочность.

Ключевые слова: планирующий парашют, аэродинамическая нагрузка на парашют, перегрузка, действующая на объект десантирования, прочность парашюта.

Введение

В отечественной открытой печати отсутствуют сведения, представляющие собой методические рекомендации по расчету аэродинамической нагрузки на планирующий парашют и перегрузки, действующей на объект десантирования в процессе раскрытия парашюта на режимах его эксплуатации. Эти сведения крайне важны при расчетах парашюта на прочность и формировании его облика.

Задача состоит в следующем. Сформировать, в первом приближении, методические рекомендации по расчету аэродинамической нагрузки на планирующий парашют и перегрузки, действующей на объект десантирования в процессе раскрытия парашюта, которые могут служить основой для проведения дальнейших научных исследований по уточнению и корректировке предлагаемого метода. Ниже приводятся основные определения и допущения, а также излагается сам метод в инженерной постановке.

Основные термины и определения

В соответствии с ГОСТ [1], перегрузка – отношение результирующей силы, действующей на объект, к произведению массы объекта на ускорение свободного падения.

Под аэродинамической нагрузкой планирующего парашюта R_{\max} понимается максимальное значение силы сопротивления в процессе функционирования парашюта в данном летном эксперименте [2]. Средняя эксплуатационная нагрузка парашюта $R_{\text{ср}}^{\text{э}}$ – расчетная или эксперимен-

тальная оценка математического ожидания аэродинамической нагрузки, действующей на парашют и являющейся определяющей в оценке его прочности. Определяется на предельных эксплуатационных режимах.

Максимальная эксплуатационная нагрузка парашюта $R_{\max}^{\text{э}}$ – наибольшее значение аэродинамической нагрузки на парашют, возможное при эксплуатации парашютной системы, определяемое как верхняя доверительная граница с учетом средней эксплуатационной нагрузки, рассеивания нагрузок и односторонней доверительной вероятности, заданной в техническом задании (ТЗ).

Предельное значение осевой перегрузки n_{\max} , действующей на объект десантирования в процессе раскрытия планирующего парашюта (наряду с предельным значением перегрузки при приземлении $n_{\text{Пmax}}$ – посадочной перегрузки), как правило, входит в техническое задание на разработку планирующей парашютной системы (ППС). Это связано с условием обеспечения сохранности и целостности десантируемого объекта как в воздухе, так и после приземления.

Аэродинамическая нагрузка R_{\max} , действующая на планирующий парашют (ПП), зависит от массы M системы объект–ППС, площади парашюта $F_{\text{П}}$, режимов и условий ее применения: высоты введения системы в действие H , скорости V_0 в момент введения системы в действие (в момент отстрела парашюта тормозного каскада, т.е. в момент начала вытягивания планирующего парашюта из упаковки), скорости $V_{0в}$ в момент полного вытягивания и начала наполнения ПП, скорости V_{0Rm} в момент реализации фазы аэродинамической нагрузки. Аэродинамическая нагрузка R_{\max} на планирующий парашют зависит также от наличия или отсутствия рифления купола и ряда других факторов и параметров.

Аэродинамическая нагрузка R_{\max} на планирующий парашют в процессе его раскрытия на предельном эксплуатационном режиме является основным параметром для последующего расчета средней эксплуатационной нагрузки $R_{\text{ср}}^{\text{э}}$ планирующего парашюта, определяющей расчет парашюта на прочность, и приближенно может быть определена через предельное значение осевой перегрузки по формуле

$$R_{\max} = n_{\max} Mg, \quad (1)$$

где $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения.

Средняя эксплуатационная нагрузка $R_{\text{ср}}^{\text{э}}$ определяется как среднее значение (математическое ожидание) аэродинамической нагрузки R_{\max} на предельном эксплуатационном режиме по данным статистической обработки большого количества испытаний.

В основу расчета предельного значения осевой перегрузки n_{\max} , действующей на объект десантирования, положена полуэмпирическая зависимость, адекватно отражающая интегральное среднее максимального значения перегрузки в процессе раскрытия планирующего парашюта.

В теоретической части при разработке инженерной математической модели процесса наполнения купола (крыла) планирующего парашюта предполагалось, что аэродинамическая нагрузка на купол (крыло) является аддитивной функцией трех фактически одновременно происходящих процессов:

- ударного нагружения нижней оболочки крыла вследствие удара струи набегающего потока, растекания ее и распрямления нижней образующей крыла, формирующего локальную растянутую часть нижней оболочки;
- наполнения воздухозаборников в зоне растянутой части нижней оболочки; формирования локальной зоны выполненной части верхней оболочки и профиля крыла;
- нагружения выполненной части верхней оболочки (сформированной части крыла) перепадом давления при обтекании ее внешним потоком.

Аэродинамическая нагрузка парашюта

Как уже было отмечено выше, в данной работе под аэродинамической нагрузкой понимается максимальное значение силы сопротивления в

процессе наполнения (раскрытия) планирующего парашюта. Под силой сопротивления парашюта понимается главный вектор аэродинамических сил, действующих на наполняющийся или наполненный парашют.

Детальный анализ кинограмм процесса наполнения людских и грузовых планирующих парашютных систем, представленных в публикациях [3–5] и отчётах по лётным испытаниям, показал следующее.

Процесс наполнения начинается с момента полного вытягивания парашюта (купола, строп и соединительных звеньев) на полную длину и состоит из трёх основных этапов.

Этап 1. Часть нижней оболочки купола (чаще всего центральная) ударно нагружается струёй скоростного напора набегающего потока. Струя, растекаясь по нижней поверхности, пытается разгладить и раскрыть её, однако образующиеся впадины и прогибы внутрь купола между силовыми нервюрами несколько уменьшают скорость раскрытия нижней оболочки купола. Процесс разглаживания нижней образующей (наполнения на первом этапе) напоминает процесс раскрытия тормозного парашюта.

Сказанное выше позволяет на первом этапе для оценки нагрузки на купол использовать формулу

$$R_{\max 1} = k_d c_{\Pi} F_{\Pi} \frac{\rho V_0^2}{2}.$$

Как показывает анализ кинограмм, а также графиков нагрузок и перегрузок в процессе наполнения планирующих куполов, в первом приближении можно положить:

$$k_d c_{\Pi} = 1,1 \div 1,5; \quad F_{\Pi} = (0,2 \div 0,5) F_{\Pi};$$

V_0 — скорость системы в момент начала наполнения (полного вытягивания) парашюта;

$$q = \frac{\rho V_0^2}{2} \text{ — скоростной напор;}$$

c_{Π} — коэффициент сопротивления парашюта (если рассматривать его как тормозной аналогичной площади).

Чем больше площадь парашюта F_{Π} и полётная масса объекта, тем меньшее значение произведения $k_d c_{\Pi}$ и тем меньшее значение отношения $F_{\Pi 1} / F_{\Pi}$ нужно выбирать.

Этап 2. После того как даже незначительная часть нижней оболочки будет уже расправлена и

этим подготовлены условия для наполнения секций между нижней и верхней образующей оболочки, начинается процесс заполнения воздухом секций крыла через его воздухозаборники.

Процесс наполнения секции также считаем процессом ударного нагружения и приближённо оцениваем исходя из законов сохранения импульса и баланса масс:

$$F \Delta t = m \Delta V_0,$$

где $\Delta V = V_0$, $m = \xi \rho V_0 S \Delta t$.

После подстановки получаем

$$F \Delta t = \xi \rho V_0 S \Delta t V_0,$$

откуда

$$F = \xi \rho S V_0^2,$$

где F — сила сопротивления при наполнении воздухозаборника; S — площадь воздухозаборника; ξ — обобщенный коэффициент гидравлических потерь на входе в воздухозаборник, $\xi = 0,7 \div 0,9$; ρ — плотность воздуха на высоте раскрытия; V_0 — скорость системы в момент начала наполнения купола; Δt — среднее время наполнения секции.

Время наполнения секции Δt приближённо можно оценить из формулы:

$$W = S V \Delta t,$$

где W — объём секции.

В качестве средней скорости V в течение процесса наполнения, в силу скоротечности процесса, приближённо можно принять скорость V_0 системы в начале процесса наполнения.

При наполнении всех секций воздухозаборников для крыльев с удлинением $\lambda \leq 2$ можно принять на втором этапе:

$$R_{\max 2} = \xi S_{\Sigma} \rho V_0^2,$$

где S_{Σ} — суммарная площадь воздухозаборников крыла.

Здесь нужно иметь в виду, что при наполнении конкретной секции, воздух через отверстия конструктивной проницаемости, выполненной в нервюрах, начинает распространяться в соседние секции, частично восстанавливая их геометрию и подготавливая их к наполнению скоростным напором набегающего потока.

Таким образом, в процессе наполнения секций необходимо учитывать два фактора: внешнее наполнение непосредственно через отверстия воздухозаборников скоростным напором набегающего потока и внутреннее наполнение соседних, ещё не наполненных секций, через отверстия конструктивной проницаемости в нервюрах. Некоторое снижение нагрузки $R_{\max 2}$ (за счёт воздухопроницаемости нервюр) учитывается уменьшением коэффициента ξ .

Анализ кинограмм процессов наполнения двухоболочковых парашютов показывает, что в большинстве случаев в расправленной зоне нижней оболочки одновременно начинают наполняться две, три и даже более секций одновременно. После их наполнения, в обе стороны от наполненных начинается распространяться процесс наполнения оставшихся ненаполненными секций, и так до полного завершения процесса наполнения.

Такая картина процесса наполнения характерна для куполов с относительно небольшим удлинением $\lambda \leq 2$. Для куполов с большим удлинением ($\lambda > 2,5$) процесс наполнения может отличаться тем, что наполнение секций может начинаться не только в зоне центроплана, но и в других различных локальных местах – кластерах, включая консоли, после чего, случайным образом, происходит слияние этих кластеров с другими кластерами с наполненными секциями.

Эман 3. После наполнения первой группы секций центроплана этот кластер крыла имеет уже сформированный профиль и его аэродинамические свойства: подъёмную и полную аэродинамическую силу.

Анализ эпюр распределения нагрузки по профилю планирующего парашюта показывает, что максимум перепада давления реализуется в первой трети хорды профиля, а коэффициент давления $\Delta p / q$ на верхней образующей профиля может достигать двух с половиной – трёх единиц. Эту нагрузку также надо учитывать в процессе наполнения парашюта.

Приближённо её можно учесть следующим образом. Заменяя приближённо эпюру перепада давления на верхней образующей площадью треугольника, среднюю нагрузку на верхнюю оболочку выполненной части купола можно представить в виде

$$R_3 \approx \Delta p \cdot S(t) \approx \frac{3}{2} q \cdot \frac{1}{3} \cdot b \cdot l(t) \cdot n(t) \approx \frac{1}{2} q \cdot b \cdot l(t) \cdot n(t),$$

где b – хорда крыла; $l(t)$ – суммарный линейный размер (вдоль размаха) наполненных секций; $n(t)$ – число наполненных секций вдоль размаха крыла.

Для крыльев небольшого удлинения $\lambda \leq 2$, в силу скоротечности процесса наполнения, приближённо можно принять:

$$R_{\max 3} \approx \frac{1}{2} q \cdot F_{\Pi}.$$

Анализ кинограмм процессов наполнения куполов ППС показал, что процесс скоротечен, что все три этапа частично перекрываются во времени, причём существует интервал, где все три этапа присутствуют одновременно. Это позволяет считать функцию аэродинамической нагрузки аддитивной и в первом приближении применять правило сложения для всех её составляющих.

Определение аэродинамической нагрузки на купол нерифлёного парашюта. Вывод формулы для оценки аэродинамической нагрузки в процессе раскрытия и скорости в конце наполнения планирующего парашюта

Учитывая скоротечность процесса наполнения крыльев малого удлинения, а также наличие временного интервала перекрытия всех трёх этапов, аэродинамическую нагрузку в процессе наполнения двухоболочкового крыла в первом приближении можно определить путём суммирования всех трёх её составляющих по этапам:

$$R_{\max} \approx R_{\max 1} + R_{\max 2} + R_{\max 3},$$

т.е.

$$R_{\max} = k_d c_{\Pi} 0,5 F_{\Pi} \frac{\rho V_0^2}{2} + \xi \rho S_{\Sigma} V_0^2 + 0,5 \frac{\rho V_0^2}{2} F_{\Pi}.$$

Окончательно:

$$\begin{aligned} R_{\max} &= 0,5(k_d c_{\Pi} + 1) F_{\Pi} \frac{\rho V_0^2}{2} + 2\xi S_{\Sigma} \frac{\rho V_0^2}{2} = \\ &= \left[0,5(k_d c_{\Pi} + 1) F_{\Pi} + \xi S_{\Sigma} \right] \frac{\rho V_0^2}{2}. \end{aligned}$$

Полная площадь воздухозаборника может быть приближённо выражена через площадь купола парашюта:

$$S_{\Sigma} = k_B F_{\Pi},$$

где k_B – коэффициент пропорциональности.

Подставляя полученное выше выражение в формулу для R_{\max} , получим:

$$R_{\max} = [0,5(k_d c_{\Pi} + 1) + \xi k_b] F_{\Pi} \frac{\rho V_0^2}{2} = B F_{\Pi} \frac{\rho V_0^2}{2}, \quad (2)$$

где $B = 0,5(k_d c_{\Pi} + 1) + \xi k_b$.

Для нерифленого парашюта значение B может достигать 1,5 единиц, для рифленого, с правильно подобранным рифлением, — примерно вдвое ниже.

Формула (2) даёт возможность оценить осевую аэродинамическую нагрузку на парашют, если достаточно точно известны все параметры, входящие в правую часть этой формулы в момент реализации фазы максимальной нагрузки.

Исходными данными для расчётов являются полётная масса системы объект—парашют M , вертикальная $V_{\text{сн}}$ и горизонтальная $V_{\text{г}}$ составляющие посадочной скорости V , коэффициент полной аэродинамической силы полностью наполненного планирующего парашюта c_R , плотность ρ_0 в районе посадочной площадки. Это даёт возможность приближенно оценить площадь планирующего парашюта в режиме установившегося полёта системы объект—парашют:

$$F_{\Pi} \approx \frac{2Mg}{c_R \rho_0 V^2},$$

что позволяет начать процесс его проектирования.

Баллистический расчёт позволяет определить высоту H (плотность ρ) и скорость V_0 в момент введения основной системы в действие, что даёт возможность рассчитать скоростной напор:

$$q = \frac{\rho V_0^2}{2}.$$

Используя параметры $k_d c_{\Pi}$, ξ , k_b , получаем расчётным путём предварительную оценку величины R_{\max} .

Адекватность полученной полуэмпирической зависимости для R_{\max} натурному летному эксперименту установлена коэффициентами, входящими в ее структуру, полученными по результатам статистической обработки большого числа летных экспериментов (более 250) с парашютами различных классов, как людских, так и грузовых. Рассмотрим результаты расчетов зависимостей аэродинамической нагрузки от различных параметров, как для грузовых, так и для людских парашютов.

Грузовые парашюты

На рис. 1, а–г представлены расчетные зависимости средних значений осевой перегрузки n_{\max} от основных параметров, таких, как: площадь парашюта F_{Π} , масса системы объект—парашют M , высота H введения системы в действие, скорость V_0 в момент введения системы в действие (в момент начала вытягивания ПП из упаковки) для рифленых планирующих парашютов.

При этом предполагается, что купол (крыло) планирующего парашюта технически грамотно (правильно) зарифовано, т.е. эффективно снижает аэродинамическую нагрузку R_{\max} . При этом, по данным результатов экспериментальных исследований, средние значения осевой перегрузки n_{\max} и аэродинамической нагрузки R_{\max} составляют примерно 0,6 от их значений для нерифленых куполов. То есть чтобы найти значение нагрузки и перегрузки для нерифленых куполов (или, в случае разрушения в воздухе устройства рифления), нужно расчетное значение, взятое из графиков рис. 1, а–г, умножить на коэффициент $k_{\max} = 1,67$.

Анализ графиков расчетных зависимостей n_{\max} для грузовых парашютов, в представленных диапазонах изменения аргументов F_{Π} , M , H , V_0 , показал следующее.

1. Зависимости $n_{\max} = f(F_{\Pi})$, где параметром выступает масса M системы объект—парашют, выражена в тоннах.

Зависимости близки по форме к линейно-возрастающим, причем с увеличением массы системы M перегрузка существенно уменьшается. Это связано с тем, что возрастание массы объекта как меры инерции (при одной и той же площади парашюта) приводит к возрастанию инерционности системы, а значит, торможение системы становится менее эффективным, что является следствием снижения перегрузки, действующей на объект.

2. Зависимости $n_{\max} = f(M)$, где параметром выступает площадь парашюта.

Зависимости близки по форме к гиперболическим, причем с увеличением массы системы M перегрузка существенно уменьшается. Это связано с тем, что перегрузка обратно пропорциональна массе системы. С возрастанием площади парашюта при одной и той же массе объекта перегрузка, действующая на объект, возрастает, а значит, торможение системы становится более эффективным.

3. Зависимости $n_{\max} = f(H)$, где параметром также выступает площадь парашюта.

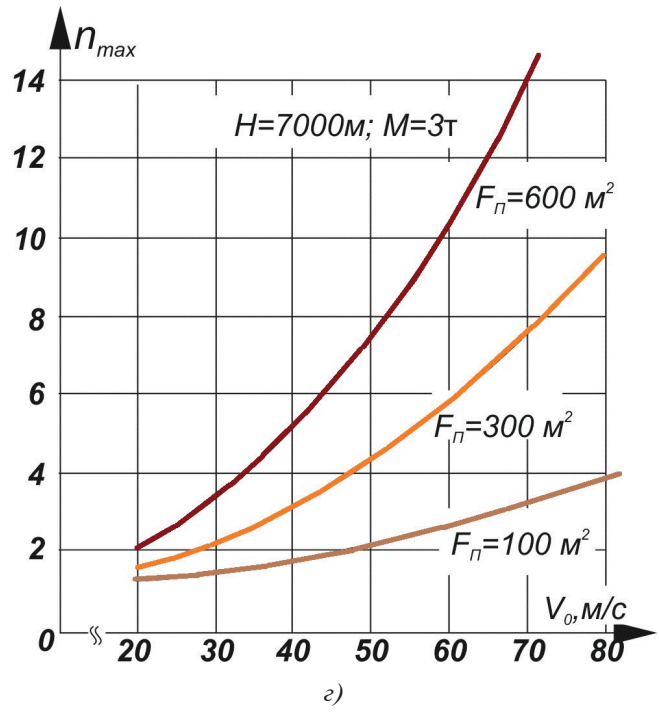
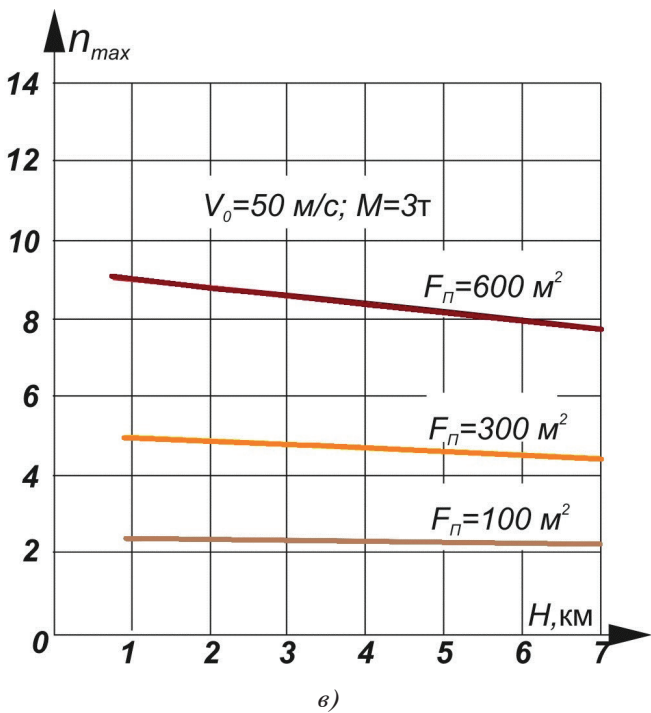
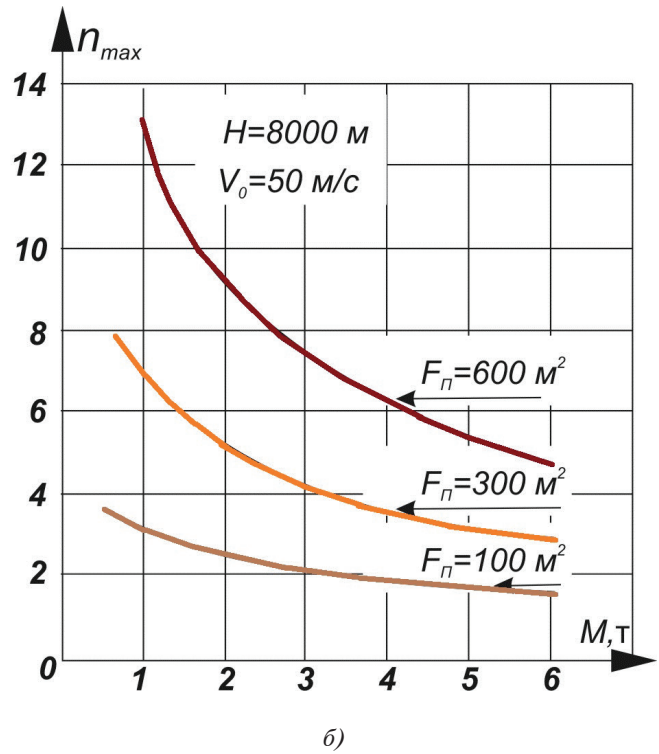
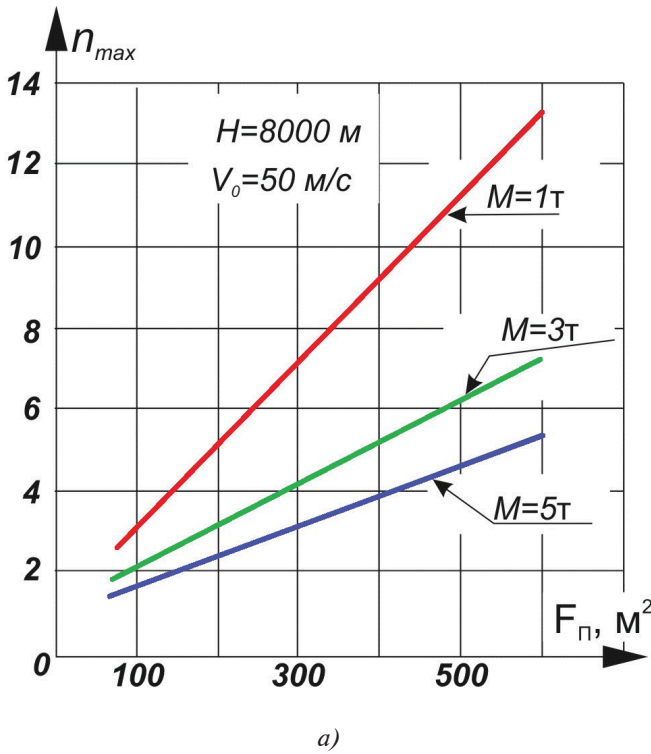


Рис. 1. Зависимости средних значений осевой перегрузки, действующей на объект, от различных аргументов-параметров

Зависимости близки по форме к слабо линейно-убывающим, причем с увеличением высоты введения парашюта в действие перегрузка несущественно уменьшается. Это связано с тем, что с увеличением высоты падает плотность, а также незначительно и скоростной напор (при суще-

ственном снижении плотности с увеличением высоты скоростной напор поддерживается возрастанием истинной скорости за счет постоянства индикаторной).

С возрастанием площади парашюта при одной и той же массе объекта перегрузка, действующая

на объект, возрастает, а значит, торможение системы становится более эффективным. Возрастает также разница в перегрузках с увеличением высоты и площади парашюта.

4. Зависимости $n_{\max} = f(V_0)$, где параметром также выступает площадь парашюта.

Зависимости близки по форме к нелинейно-возрастающим, параболическим, причем с увеличением скорости перегрузка существенно возрастает. Это связано с тем, что с увеличением скорости на данной высоте существенно возрастает скоростной напор.

С возрастанием площади парашюта при одной и той же массе объекта на одной и той же высоте, перегрузка, действующая на объект возрастает, а значит, торможение системы становится более эффективным.

Как следует из результатов летных экспериментов, для площадей парашютов более 200 м² скорость V_0 более 70 м/с уже может быть разрушающей.

Зависимости рис. 1, а–г можно использовать как номограммы для приближенной оценки средних значений перегрузки и аэродинамической нагрузки на парашют в рассмотренных выше диапазонах изменения основных параметров.

Пусть, например, требуется приближенно оценить прогнозируемое среднее значение осевой перегрузки и аэродинамической нагрузки на систему объект–парашют массой 2 т с площадью парашюта 200 м² на высоте $H = 8000$ м и скорости $V_0 = 50$ м/с. Используя график рис. 1, а для площади парашюта 200 м², выбираем на вертикали среднюю точку между кривыми с параметрами $M = 1$ т и $M = 3$ т. Получаем значение: $n_{\max} \approx 4$ ед. (расчетное значение $\approx 3,8$ ед.). Аэродинамическую нагрузку приближенно найдем по формуле

$$R_{\max} = n_{\max} Mg \approx 4 \cdot 2000 \cdot 9,81 \approx 78480 \text{ Н.}$$

Учитывая слабо изменяющийся характер кривых с изменением высоты, этот результат в первом приближении можно распространить и на некоторый диапазон высот введения парашюта в действие (вниз от 8 до 4 тысяч метров) при заданных начальных условиях.

Полученное среднее значение аэродинамической нагрузки на парашют может служить основой для расчета парашюта на прочность.

Людские парашюты

На рис. 2, а–г представлены расчетные зависимости средних значений осевой перегрузки n_{\max}

от основных параметров, таких как: площадь парашюта F_{Π} , масса системы объект–парашют M , высота H введения системы в действие, скорость V_0 в момент введения системы в действие (в момент начала вытягивания ПП из упаковки) для рифленых планирующих парашютов.

При этом предполагается, что купол (крыло) планирующего парашюта технически грамотно (правильно) зарифовано, т.е. эффективно снижает аэродинамическую нагрузку R_{\max} . По данным результатов экспериментальных исследований, средние значения осевой перегрузки n_{\max} и аэродинамической нагрузки R_{\max} составляют примерно 0,6 от их значений для нерифленых куполов. То есть чтобы найти значение нагрузки и перегрузки для нерифленых куполов (или, в случае разрушения в воздухе устройства рифления), нужно расчетное значение, взятое из графиков рис. 2, а–г, умножить на коэффициент $k_{\max} = 1,7$.

1. Зависимости $n_{\max} = f(F_{\Pi})$, где параметром выступает масса M системы пилот–парашют, выраженной в килограммах.

Зависимости возрастающие, причем с увеличением массы системы M , величина перегрузки уменьшается. Это связано с тем, что возрастание массы парашютиста (при одной и той же площади парашюта) приводит к возрастанию инерционности системы, а значит, торможение системы становится менее эффективным и перегрузка уменьшается.

2. Зависимости $n_{\max} = f(M)$, где параметром выступает площадь парашюта.

Зависимости близки по форме к гиперболическим, причем с увеличением массы системы M перегрузка уменьшается. Это связано с тем, что перегрузка обратно пропорциональна массе системы. С возрастанием площади парашюта при одной и той же массе системы перегрузка, действующая на пилота, возрастает, а значит, торможение системы становится более эффективным.

3. Зависимости $n_{\max} = f(H)$, где параметром также выступает площадь парашюта.

Зависимости практически постоянны, практически не зависят от высоты введения парашюта в действие. Это связано с тем, что хотя с увеличением высоты плотность падает, но скоростной напор поддерживается практически неизменным за счет возрастания истинной скорости к моменту реализации фазы максимальной нагрузки при разгоне после отделения стабилизирующего парашюта. Причем, чем больше высота (и меньше плотность), тем сильнее разгон и больше скорость

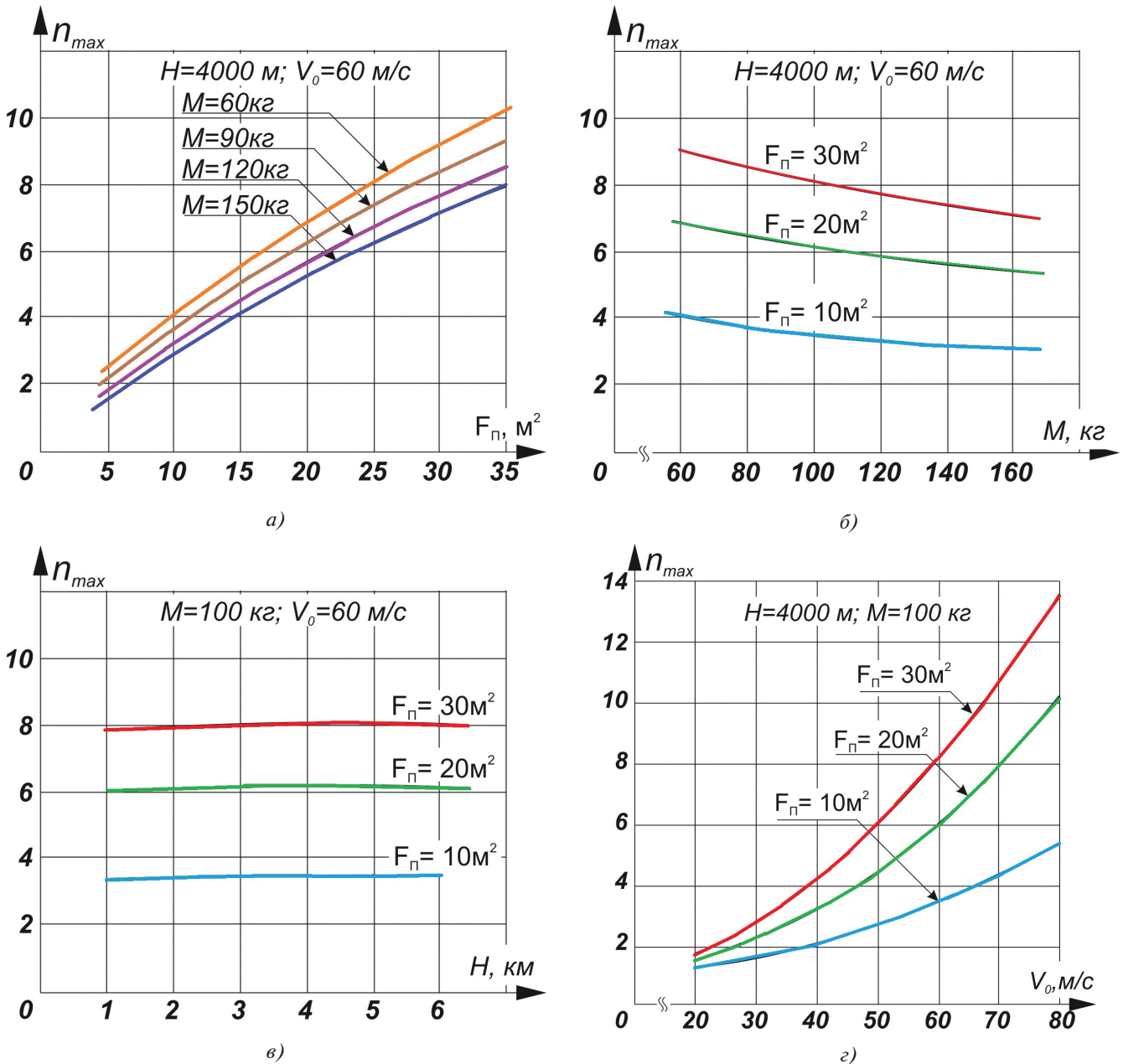


Рис. 2. Зависимости средних значений осевой перегрузки, действующей на пилота (парашютиста), от различных аргументов-параметров

к моменту реализации фазы максимальной аэродинамической нагрузки.

С возрастанием площади парашюта при одной и той же массе системы перегрузка, действующая на пилота, возрастает, а значит, торможение системы становится более эффективным.

4. Зависимости $n_{max} = f(V_0)$, где параметром также выступает площадь парашюта.

Зависимости близки по форме к параболическим, причем с увеличением скорости V_0 перегрузка существенно возрастает. Это связано с тем, что с увеличением скорости на данной высоте существенно возрастает скоростной напор.

С возрастанием площади парашюта при одной и той же массе пилота на одной и той же высоте перегрузка, действующая на пилота, возрастает, а значит, торможение системы становится более эффективным.

Зависимости рис. 1,г и 2,г показывают допустимые границы для предельно возможных значений перегрузки, действующей на парашютиста, что в некоторых случаях может быть использовано при составлении технических заданий на разработку планирующих парашютных систем.

Зависимости рис. 2,а-г, так же как и рис. 1,а-г, в ряде случаев можно использовать как номограм-

мы для приближенной оценки средних значений перегрузки и аэродинамической нагрузки на парашют в рассмотренных выше диапазонах изменения основных параметров.

Выше были рассмотрены графики, полученные для средних значений перегрузки n_{\max} , используя которые можно получить средние значения аэродинамической нагрузки R_{\max} по формуле (1), действующей на парашюты как грузового, так и людского назначения, т.е. фактически $R_{\text{ср}}^3$.

В реальном летном эксперименте обязательно нужно учитывать шум случайных ошибок летного эксперимента, который включает в себя как флуктуации внешней среды, обтекающей парашют, так и нестабильность процесса раскрытия самого парашюта.

Это можно сделать, учитывая статистический коэффициент вариации v , полученный по результатам обработки большого числа результатов летных испытаний. Для двухоблочковых планирующих парашютов в процессе их раскрытия и наполнения эта величина (при нормальном законе ее распределения) может достигать значения $v = 0,18$.

Задаваясь доверительным интервалом с соответствующей ему доверительной вероятностью, используя уже полученные выше средние значения аэродинамической нагрузки и перегрузки, можно вычислить их предельно возможные значения в летном эксперименте [6—21]:

$n_{\max}^3 = n_{\max} (1 + 2v)$ с односторонней доверительной вероятностью $\gamma = 0,95$;

$R_{\max}^3 = R_{\text{ср}}^3 (1 + 2v)$ с односторонней доверительной вероятностью $\gamma = 0,95$.

Эти предельные значения перегрузки и нагрузки, с учетом их средних значений на предельном эксплуатационном режиме, могут быть использованы в дальнейшем для расчета планирующего парашюта на прочность.

Для ранее рассмотренного примера предельное значение аэродинамической нагрузки на грузовой парашют составит

$$R_{\max}^3 = R_{\text{ср}}^3 (1 + 2v) = 78480 \cdot 1,36 \approx 106733 \text{ Н.}$$

То есть на данный грузовой парашют может действовать предельно возможная для заданного доверительного интервала аэродинамическая нагрузка, равная

$$R_{\max}^3 = 78480 \cdot 1,36 \approx 10,9 \text{ т.}$$

При расчете парашюта на прочность следует предварительно построить области эксплуатационных и испытательных режимов в координатах $H = f(q)$ (высота—скоростной напор), определить в них точки предельных значений скоростного напора q и высоты H и уже для них рассчитывать значения $R_{\text{ср}}^3$ и R_{\max}^3 аэродинамической нагрузки R_{\max} на планирующий парашют.

При расчете планирующего парашюта на прочность задается уровень надежности P парашюта по прочности и выбирается соответствующий ему коэффициент безопасности f , который, в свою очередь, используется для вычисления расчетной нагрузки на парашют: $R_p = f \cdot R_{\text{ср}}^3$. Прове-

ряется условие $R_p > R_{\max}^3$, после чего определяются значения расчетной (с учетом всех ожидаемых потерь) и номинальной (по характеристикам материалов по техническим условиям) несущих способностей парашюта.

Завершается прочностной расчет вычислением запасов прочности по всем критическим сечениям парашюта. Запас прочности — отношение номинальной несущей способности, определяемой с учетом всех ожидаемых потерь, к расчетной нагрузке на парашют. Задача расчета прочности считается в первом приближении решенной, если коэффициенты запасов прочности, для данного набора конструкционных материалов парашюта, формирующего облик парашюта, оказались больше единицы. Далее выполняются итерационные процессы оптимизации массово-габаритных параметров парашюта.

Выводы

В статье приведены результаты расчетов значений перегрузки, действующей на объект, и аэродинамической нагрузки на парашют в процессе раскрытия планирующего парашюта, которые могут быть использованы в качестве оценочных в процессе проведения проектировочных расчетов при формировании облика планирующего парашюта и расчете его на прочность. В перспективе планируется расширение области действия и уточнение ряда параметров предложенной и рассмотренной выше инженерной методики.

Библиографический список

1. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. — М.: Изд-во стандартов, 1981. — 54 с.
2. ГОСТ 21452-88. Системы парашютные. Термины и определения. — М.: Изд-во стандартов, 1988. — 16 с.
3. *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.
4. *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
5. *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.
6. *Александров В.Е., Бериславский Н.Ю., Иванов П.И., Куянов А.Ю., Ситайло М.В.* Особенности функционирования и пилотирования планирующих парашютных систем // Вестник Херсонского национального технического университета. 2013. № 2(47). С. 18-23.
7. *Иванов П.И.* Глубокая спираль системы пилот-парашют с переходом в режим авторотации // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2020. № 12. С. 44–53.
8. *Иванов П.И.* Проектирование, изготовление и испытания парапланов. — 4-е издание. — Феодосия: Гранд-С, 2007. — 281 с.
9. *Брысов О.П., Езеева Е.П., Лимонад Ю.Г.* Некоторые особенности аэродинамики парашюта-крыла // Ученые записки ЦАГИ. 1984. Т. XV. № 3. С. 121-126.
10. *Иванов П.И.* Методы летных испытаний и исследований парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов: Дисс. ... д-ра техн. наук. — Феодосия, 2003. — 333 с.
11. *Иванов П.И.* Летные испытания парашютных систем. — Феодосия: Гранд-С, 2001. — 331 с.
12. *Рысев О.В.* Модели формообразования парашюта на основе теории местных радиусов кривизны // Парашютные системы и проницаемые тела: Сборник статей. М.: Изд-во МГУ, 1987. С. 25-36.
13. *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.
14. *Чуркин В.М.* Устойчивость и колебания парашютных систем. — М.: URSS, 2018. — 230 с.
15. *Чуркин В.М.* Динамика парашютных систем на этапе спуска. — М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2008. — 184 с.
16. *Чуркин В.М., Серпичева 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>
17. *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.
18. *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.
19. *Иванов П.И.* Пилотирование, проектирование и моделирование высокоскоростных спортивных парашютов // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2020. № 10. С. 37–50.
20. *Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т.* Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. — М.: Физматлит, 2009. — 576 с.
21. *Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И.* и др. Парашютные системы. — М.: Наука, 1996. — 286 с.

COMPUTATION OF AERODYNAMIC LOAD ON GLIDING PARACHUTE WHILE ITS DEPLOYING AND OVERLOADING, ACTING ON THE AIRDROP OBJECT

Ivanov P.I.

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

Abstract

The article presents a design procedure for aerodynamic load acting on the gliding parachute while its deployment and reloading to the airdrop object. The computational dependencies, which can be employed for quantitative estimation of these parameters, are presented. The average operational (aerodynamic) load and the upper confidence limit of the aerodynamic load acting on the gliding parachute while its deployment are the basic initial parameters when calculating the strength of gliding parachutes.

This information is utterly important while the parachute strength calculating and its appearance forming. The problem statement is as follows. To form, as a first approximation, methodological recommendations for calculating the aerodynamic load on the gliding parachute and the reloading on the airdrop object in the process of the parachute deployment, which can serve as a basis for further scientific research on the proposed method refining and adjusting. The article presents the main definitions and assumptions, as well as the method itself in the engineering statement. Maximum value computing of the axial overload acting on the landing object is based on a semi-empirical dependence that adequately reflects the integral average of the maximum overload value during the gliding parachute deployment.

While developing the engineering mathematical model of the dome (wing) filling of the gliding parachute, the theoretical part supposed that aerodynamic load on the dome (wing) is an additive function of three, practically simultaneously occurring processes. They are:

– impact loading of the lower wing shell, due to the jet of the incoming flow impact, its spreading and the lower wing generatrix straightening forming a local stretch of the lower shell;

- the air intakes filling in the of the stretched part zone of the lower shell; the local zone forming of the executed part of the upper shell and the wing profile;

- loading the completed part of the upper shell (the formed part of the wing) by the pressure drop while its flow around by the external flow.

The article presents computing dependences of the overload acting on the airdrop object on various parameters (the parachute area; the object mass; the height; and the speed of bringing the system into action) for both cargo and human parachute systems. While computing a number of empirical coefficients, the computations used the results of data processing of a vast number of flight experiments with both human and cargo parachutes.

A brief algorithm for the parachute strength computing a when forming the shape of a gliding parachute is given.

The results of the presented work may be useful for designers, testers, calculators, and scientists working in the field of parachute building and engaged in the gliding parachute systems design and testing.

Keywords: gliding parachute, aerodynamic load on the parachute, reloading to the airdrop object, parachute strength.

References

1. *Dinamika letatel'nykh apparatov v atmosfere. Terminy, opredeleniya i oboznacheniya. GOST 20058-80* (Aircraft dynamics in atmosphere. Terms, definitions and symbols, State Standard 20058-80), Moscow, Standarty, 1981, 54 p.
2. *Sistemy parashyutnye. Terminy i opredeleniya. GOST 21452-88* (Parachute systems. Terms and definitions, State Standard 21452-88), Moscow, Standarty, 1988, 16 p.
3. Ivanov P.I., Ivanov R.P., Kuyanov A.Yu., Sitailo M.V. *Materialy Nauchno-tekhnicheskoi 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.
4. 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
5. Ivanov P.I., Kuyanov A.Yu. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2013, no. 1(98), pp. 25-30.
6. Aleksandrov V.E., Berislavskii N.Yu., Ivanov P.I., Kuyanov A.Yu., Sitailo M.V. *Vestnik Khersonskogo*

- natsional'nogo tekhnicheskogo universiteta*, 2013, no. 2(47), pp. 18-23.
7. Ivanov P.I. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2020, no. 12, pp. 44–53.
 8. Ivanov P.I. *Proektirovanie, izgotovlenie i ispytaniya paraplanov* (Design, manufacture and testing of paragliders), Feodosiya, Grand-S, 2007, 281 p.
 9. Brysov O.P., Ezeeva E.P., Limonad Yu.G. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1984, vol. XV, no. 3, pp. 121-126.
 10. Ivanov P.I. *Metody letnykh ispytaniy i issledovaniy parashyutnykh sistem i paraplanerennykh letatel'nykh apparatov* (Methods of flight tests and studies of parachute systems and paragliding aircraft). Doctor's thesis, Feodosiya, Natsional'nyi aviatsionnyi universitet, 2003, 333 p.
 11. Ivanov P.I. *Letnye ispytaniya parashyutnykh sistem* (Flight tests of parachute systems), Feodosiya, Grand-S, 2001, 331 p.
 12. Rysev O.V. *Parashyutnye sistemy i pronitsaemye tela. Sbornik statei*, Moscow, MGU, 1987, pp. 25-36.
 13. Rysev O.V. *Materialy Nauchno-tekhnicheskogo seminar "Parashyutnye sistemy. Teoriya, konstruktsiya, eksperiment" (1996; Moscow)*, Moscow, MAI, 1997, pp. 10-19.
 14. Churkin V.M. *Ustoichivost' i kolebaniya parashyutnykh sistem* (Stability and oscillations of parachute systems), Moscow, URSS, 2018, 230 p.
 15. Churkin V.M. *Dinamika parashyutnykh sistem na etape spuska* (Parachute systems dynamics at the descent stage), Moscow, MAI-PRINT, 2008, 184 p.
 16. Churkin V.M., Serpicheva E.V., Silantiev V.M. *Trudy MAI*, 2003, no. 12. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34455>
 17. 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 movement of parachute systems), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 288 p.
 18. 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.
 19. Ivanov P.I. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2020, no. 10, pp. 37–50.
 20. 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.
 21. Rysev O.V., Ponomarev A.T., Vasil'ev M.I. et al. *Parashyutnye sistemy* (Parachute systems), Moscow, Nauka, 1996, 286 p.