

Метод расчета нагрузок при наполнении парашютов с учетом податливости конструкции

© С.Ю. Плосков

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Проанализированы различные методы определения сил при раскрытии парашютов, основанные на решении системы дифференциальных уравнений движения механической системы как материальной точки. Наполнение парашюта — сложный процесс, в котором динамика движения воздушных течений тесно взаимосвязана с динамикой движения всей механической системы: полезной нагрузки, парашюта и вовлеченных масс воздуха. Основная проблема при расчете процесса его наполнения заключается в том, что требуется определить максимальное значение нагрузок при наполнении купола с учетом неизвестных параметров движения воздушных масс непосредственно около парашютной системы и учетом особенностей реализации конструкции парашютов. Впервые представлен синтезированный метод расчета нагрузок при наполнении парашютов с учетом податливости конструкции, для чего объединены две методики: 1) существующая, для определения приведенной скорости системы при наполнении парашюта и 2) новая, для определения коэффициента динамичности парашюта в условиях «бесконечной» массы.

Ключевые слова: наполнение купола парашюта, расчет нагрузок при наполнении, податливость конструкции парашюта, динамика движения парашюта, коэффициент динамичности парашюта, модели наполнения парашюта

Введение. При вводе парашюта первоначально происходит весьма скоротечный процесс — вытягивание элементов системы. При правильной организации этого процесса сразу после того как купол и стропы расправятся в потоке до натянутого состояния, начинается наиболее ответственный этап — наполнение парашюта.

Наполнение, или процесс раскрытия парашюта, начинается с затекания воздушного потока во входное отверстие купола. По мере того как изменяется форма купола, создается новое распределение давления внутри и вокруг него, вследствие чего форма купола продолжает изменяться. Раскройная форма купола, свойства текстильных материалов и особенности конструкции парашюта становятся в процессе наполнения взаимосвязанными. Причем из-за растяжения ткани может измениться не только общая геометрия, но и общая проницаемость купола. Полное наполнение парашюта завершается тогда, когда купол впервые достигает своей проектной площади сопротивления на режиме установившегося спуска. Обычно у парашютов для десантирования людей этот этап работы системы длится около 3 с. Как правило, в это время на элементы парашютной системы воздействуют наибольшие нагрузки, их значения являются расчетными при выборе и проверке на прочность элементов конструкции парашюта. Его последующее

перенаполнение, происходящее в основном в результате воздействия вовлеченной массы воздуха, которая разгоняется и приобретает дополнительный импульс при наполнении парашютной системы, приводит к искажениям формы купола. С этим явлением связаны процессы, называемые «догон» следом, и последующая стабилизация парашютной системы в полете. Обычно эти достаточно скоротечные стадии работы парашютной системы могут сопровождаться высокими нагрузками, а также существенно влиять на ее поведение на траектории спуска.

Цель настоящей статьи — провести синтез инженерных методик расчета нагрузок при наполнении парашютов.

Основная задача при расчете процесса наполнения парашюта — получить возможность предварительно рассчитывать при этом максимальные значения нагрузок с учетом известных параметров движения парашютной системы как материальной точки и податливости ее конструкции, для того чтобы более точно определить значение суммарной силы при раскрытии. Для решения этой задачи предлагается совместно использовать вновь разработанную методику расчета коэффициента динамичности парашюта с учетом его податливости при наполнении в условиях бесконечной массы, а также существующую методику определения приведенной скорости системы при наполнении парашюта, которая позволяет адаптировать решение для обычных условий работы основных парашютов (условий «конечной» массы).

Общие положения процесса наполнения парашюта. Последовательность процесса наполнения парашюта состоит из следующих этапов (рис. 1):

- 1 — раскрытие входного отверстия купола (начало наполнения);
- 2 — движение пузыря воздуха внутри купола к вершине;
- 3 — достижение пузырем воздуха вершины купола;
- 4 — увеличение притока воздуха и расширение вершины купола;
- 5 — замедление наполнения, так как увеличению наполненной формы препятствуют вес конструкции, упругость элементов парашюта и их инерционность (для основного класса парашютов — режим максимальной силы при наполнении);
- 6 — достижение расчетного значения расширяющейся нижней кромкой купола (для тормозного класса парашютов — режим максимальной силы при наполнении);
- 7 — нижняя кромка купола перерасширена, вершина купола прогибается под действием догоняющего вихревого следа.

Сила при наполнении парашюта зависит не только от распределения аэродинамического давления, но и от сил, передаваемых на купол с помощью несущих строп. Силы в стропах, в свою очередь,

являются функциями динамики движения и изменения гравитационных нагрузок при вводе системы парашюта и их механических свойств, они непосредственно связаны с движением по траектории полезной нагрузки. Во многих случаях парашютная система вводится горизонтально, и наполнение начинается в этом положении, вследствие чего несколько уменьшается сила при наполнении.

В конце процесса наполнения в полете вся парашютная система поворачивается таким образом, что выравнивается по вертикали, но зачастую это не означает, что ее траектория вертикальна — она может планировать тем или иным образом. Полезная нагрузка обычно, но не всегда, замедляется во время процесса наполнения, так как под действием своей инерции купол также может существенно влиять на этот процесс. Например, применение стабилизирующего кольца позволяет несколько уменьшить общее замедление системы при наполнении и соответственно уменьшить нагрузки при наполнении сверхзвуковых парашютов.

Нагрузки при наполнении парашюта определяются условием «бесконечной» или «конечной» массы в зависимости от степени снижения скорости системы в течение этого этапа. Незначительное уменьшение скорости парашютной системы является результатом наполнения в условиях «бесконечной» массы, например при наполнении вытяжного или стабилизирующих парашютов, относящихся к классу тормозным, а также при работе парашюта в аэродинамической трубе. Наполнение в условиях «конечной» массы приводит к ощутимому снижению скорости системы на этом этапе работы, как это происходит и во время наполнения основного десантного парашюта в полете (рис. 2). Поскольку такие парашюты предназначены для выполнения основной задачи системы — приземления полезной нагрузки, этот класс парашютов называют основным.

Следует обратить внимание на то, что время наполнения в трубе короче, чем время наполнения в свободном потоке: t_n — определяется как время от возникновения максимума силы при вытягивании до



Рис. 1. Последовательность процесса поэтапного наполнения парашюта

момента, когда купол впервые достигает своего установившегося (проектного) диаметра и, таким образом, считается полностью наполненным. В аэродинамической трубе время наполнения определяется более точно, чем время наполнения в полете.

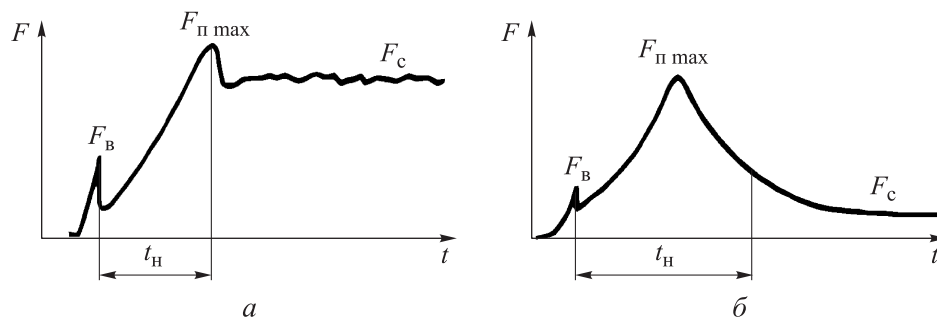


Рис. 2. Изменение силы F по времени t при наполнении парашюта в аэродинамической трубе, т. е. при условиях «бесконечной» массы (а), и парашюта для десантирования людей при летных испытаниях, т. е. при условиях «конечной» массы (б):

t_H — время наполнения парашюта в аэродинамической трубе, т. е. между максимальным значением силы при вытягивании F_B и максимальным значением силы при наполнении $F_{II\ max} = F_d$, более строго, между максимальными значениями их соответствующих коэффициентов; k_d — коэффициент динамичности парашюта; $k_d = F_{II\ max}/F_c$ (F_c — сила установившегося режима обтекания парашюта)

Процесс наполнения определяется и регулируется формой и скоростью раскрытия входного отверстия купола (например, с использованием рифления), величиной спасаемой массы и общей воздушной проницаемостью купола. В начале процесса наполнения существенно влияние других менее ощутимых факторов, которые приносят элемент «заданной» случайности в характеристики наполнения многих парашютных систем, например, наличие карманов на нижней кромке, особенности укладки купола и т. д.

Таким образом, наполнение — сложный процесс, в котором динамика воздушного течения тесно связана с динамикой всей механической системы: полезной нагрузки и парашюта. Основное требование, предъявляемое к процессу наполнения парашюта, — его надежность. В настоящее время это требование к парашютам для десантирования людей обеспечивается применением специальных мер по управляемому вводу в действие парашютной системы, использованием малопроницаемых тканей для куполов специальной круглой формы и др.

Методы расчета нагрузок при наполнении парашюта. Большинство используемых аналитических моделей, описывающих наполнение парашюта, сочетают решения баллистических уравнений движения материальной точки с эмпирическими методами определения скорости наполнения путем решения уравнения сохранения массы

для внутреннего объема наполняемого купола. Иными словами, процесс наполнения парашютной системы моделируется неким баллистическим аналогом либо путем принятия временных соотношений для потока под куполом, как в работах Шойбеля, О'Хара, Г. Генриха [1], а также более современной модели Дж. Лингарда [2], либо путем принятия предположения, что при движении в плоскости расчетной функцией является только пройденное расстояние, как предлагал К. Френч [3]. Хотя эти методы и дают достаточно точные результаты, их применение по сути ограничено эмпирическим уточнением уравнения сохранения массы для описания движения купола парашюта во время его наполнения.

Кроме того, было предпринято несколько попыток определить относительную скорость при наполнении путем решения уравнений с определением количества движения парашюта, так как при наполнении это будет система переменной массы. Обзор таких работ был представлен в статье Д. Вольфа [4], в которой также показан вывод уравнений для упрощенной модели наполнения, представлено решение полученных дифференциальных уравнений и проведено сравнение с доступными данными по наполнению парашютов различных типов.

Следует отметить, что ни в одной из перечисленных работ не учитываются прочностные свойства материалов, из которых изготавливают парашютные системы, что зачастую дает существенные ошибки при расчетах. Например, в работе Т. Кнаке [5] упоминается о том, что американцы, осуществив сбросы на высотах около 4000 м в 1944 г., были удивлены тому, как сильно разнятся нагрузки при раскрытии для геометрически одинаковых парашютов, сшитых из нейлона и из шелка. Для первых эти нагрузки при раскрытии оказались примерно в 1,5 раза меньше.

В отечественной практике проектировочных расчетов нагрузка при наполнении основных парашютов обычно рассчитывается по разработанной Р.А. Андроновым методике определения приведенной скорости системы при наполнении парашюта, в основе которой лежит формула [6]

$$F_{\text{п max}} = k_{\text{д}} C_{\text{ха}} S_0 q_{\text{в}} \bar{V}_{\text{н}}^2, \quad (1)$$

где $F_{\text{п max}}$ — максимальная сила при наполнении одиночного парашюта, $F_{\text{п max}} = F_{\text{д}}$; $k_{\text{д}}$ — коэффициент динамичности парашюта, обычно принимаемый равным 2 для любого парашюта, что обосновано в работах В.С. Еремина и Н.А. Лобанова [7]; $C_{\text{ха}} S_0$ — характеристическая площадь сопротивления парашюта на режиме установившегося спуска; S_0 — номинальная площадь поверхности

купола, для парашюта типа плоский круг диаметром D_0 в раскрое, $S_0 = \frac{\pi}{4} D_0^2$; q_B — скоростной напор в конце этапа вытягивания; $\bar{V}_H = V_H / V_B$ — приведенная скорость в конце этапа наполнения (V_B — скорость ввода, V_H — скорость в конце этапа наполнения).

В представленной формуле коэффициент k_d существенно зависит от особенностей конструкции парашюта (длина строп, проницаемость ткани, материал каркаса и др.). Кроме того, неизвестна приведенная скорость на этапе наполнения парашютной системы.

Методика определения приведенной скорости системы при наполнении парашюта. К сожалению, в отечественной литературе автору не удалось найти подробное и достоверное описание методики определения приведенной скорости на этапе наполнения парашюта, поэтому была заимствована методика из работы Дж. Лингарда [8].

Как известно, баллистические уравнения движения материальной точки, брошенной под углом к горизонту, как показано на рис. 3, можно записать в виде

$$m_s \frac{dV}{dt} = m_s g \cos \theta - \frac{1}{2} \rho V^2 C_F(\tau) S_0; \quad (2)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = -g \frac{\sin \theta}{V},$$

где m_s — полная полетная масса парашютной системы; предполагается, что $C_F(\tau)$ — однозначно определяемый коэффициент продольной силы при наполнении парашюта, зависящий только от безразмерного времени его наполнения τ и не зависящий ни от соотношения масс системы, ни от числа Фруда; g — ускорение свободного падения; ρ — плотность ударной массы воздуха; V — полетная скорость системы при наполнении парашюта.

Форма графика функции $C_F(\tau)$ зависит от формы купола в раскрое и других конструктивных решений. Принимаем:

$$\tau = \frac{V_s (t - t_H)}{D_0}, \quad (3)$$

соответственно

$$\tau_0 = \frac{-V_B t_H}{D_0}. \quad (4)$$

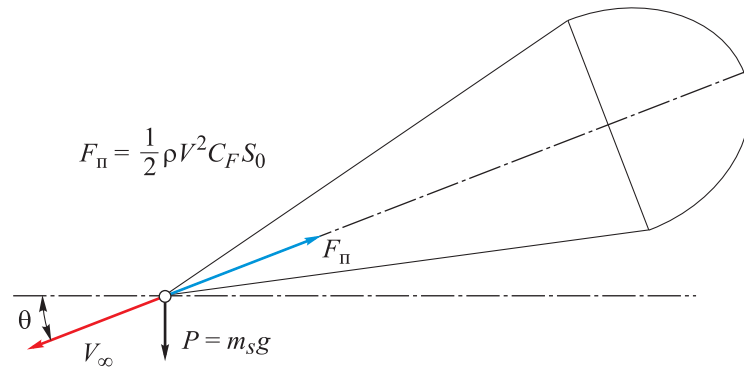


Рис. 3. Расчетная схема при наполнении парашюта:

V_∞ — скорость свободного падения

Описанная выше система дифференциальных уравнений для движения точки может быть легко разрешена для $C_F(\tau)$ относительно τ , что позволяет рассчитать продольную силу при наполнении парашюта $F_\Pi = C_F S_0 q$. Причем в этом исследовании можно пренебречь изменением траекторного угла и рассматривать только поступательное движение системы (основное уравнение внешней баллистики в данном случае):

$$m_s \frac{dV}{dt} = m_s g \cos \theta - \frac{1}{2} \rho V^2 C_F(\tau) S_0. \quad (5)$$

Перейдем к вертикальному спуску парашютной системы как наиболее нагруженному варианту ее движения и преобразуем уравнение (5):

$$\int_{V_B}^{V_H} \frac{dV}{V^2} = -\frac{1}{2} \rho \frac{S_0 D_0}{m_s V_B} \int_{\tau_0}^{\tau} C_F(\tau) d\tau. \quad (6)$$

Интегрируя левую часть выражения (6), получим

$$\frac{1}{V_H} = \frac{1}{V_B} + \frac{1}{2} \rho \frac{S_0 D_0}{m_s V_B} \int_{\tau_0}^{\tau} C_F(\tau) d\tau. \quad (7)$$

Поскольку соотношение масс системы M_r , т. е. отношение полетной массы парашютной системы к массе вовлеченного воздуха, определяется выражением

$$M_r = \frac{m_s}{\rho D_0^3}, \quad (8)$$

где ρ — плотность вовлеченного воздуха,

получаем выражение

$$\frac{V_H}{V_B} = \frac{1}{1 + \frac{\pi}{8M_r} \int_{\tau_0}^{\tau} C_F(\tau) d\tau}. \quad (9)$$

Графики зависимости соотношения скоростей для парашюта с куполом типа плоский круг в раскрое от безразмерного времени для разного соотношения масс приведены на рис. 4 [8].

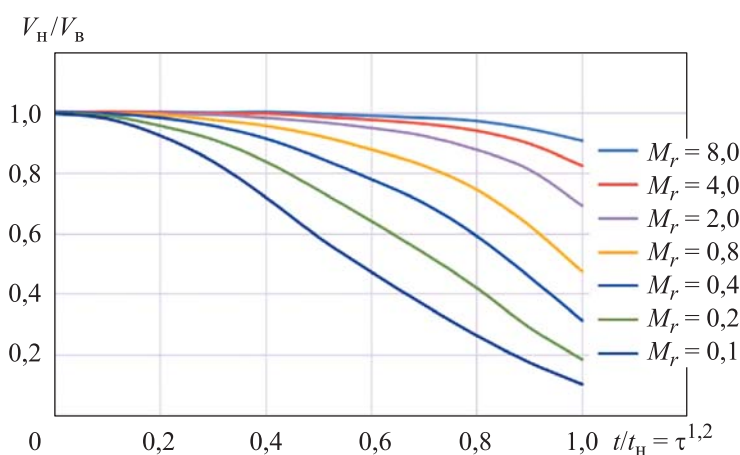


Рис. 4. Приведенная скорость системы V_H/V_B при наполнении в зависимости от безразмерного времени τ и соотношения масс парашютной системы M_r .

С помощью модели наполнения парашюта этого типа можно рассчитать нагрузки при его наполнении в условиях конечной массы, но при этом не учитывается явным образом присоединенная масса вовлеченного воздуха. Действительно, если использовать экспериментально измеренные кривые безразмерного коэффициента силы от времени при наполнении $C_F(\tau)$ в качестве основы для такой модели, то предполагается, что присоединенная масса учитывается автоматически. Анализ графиков представленного решения (см. рис. 4) показывает, что соотношение масс парашютной системы M_r определяет форму кривых силы при наполнении, а число Фруда $Fr = V^2/gD_0$ — максимальные значения силы при наполнении.

Методика определения коэффициента динамичности парашюта. Как уже было отмечено выше, от особенностей конструкции парашюта (длина строп, проницаемость ткани, материал каркаса и др.) существенно зависит его коэффициент динамичности k_d .

Для определения k_d используем модель наполнения парашюта в условиях аэродинамической трубы, т. е. в условиях «бесконечной» массы, когда не происходит замедления системы.

В качестве расчетной модели механической системы принимаем стержень с массой на конце, подвергнутый продольному удару (рис. 5). Применим методику И. Кокса для расчета коэффициента динамичности. Как уже отмечалось, процесс наполнения парашюта достаточно длительный (с точки зрения работы механических систем при ударе), поэтому эта методика позволяет получить весьма достоверные результаты при расчете ударных нагрузок при раскрытии парашюта.

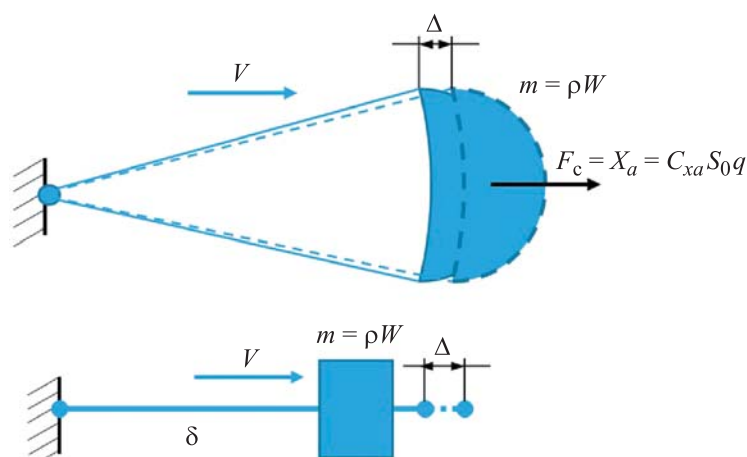


Рис. 5. Схема расчетной модели парашюта в аэродинамической трубе

Поскольку масса конструкции парашюта существенно меньше массы воздуха под ним в процессе движения сосредоточенной ударной массы, определяемой уравнением $m = \rho W$ (m — ударная воздушная масса; ρ — плотность ударной массы воздуха; W — объем ударной массы), выделим для ударной воздушной массы и парашюта, моделируемого невесомым стержнем при продольном ударе, следующие характерные положения:

1) считаем, что парашют в условиях аэродинамической трубы раскрывается мгновенно;

2) ударная масса воздуха m объемом W и плотностью ρ достигает купола (ударное сечение) и наносит удар по конструкции парашюта (стержню), имея перед ударом скорость потока V ;

3) в процессе удара происходит изменение длины конструкции парашюта (стержня) на величину Δ (см. рис. 5), и скорость ударной массы воздуха объемом W падает до нуля — $V_k = 0$;

4) после ударного воздействия парашют в наполненном состоянии создает продольную силу $F_c = C_{xa} S_0 q$ — аэродинамическое сопротивление парашюта на установившемся режиме обтекания.

Согласно теореме об изменении кинетической энергии I , для ударной массы от начала ее движения до момента взаимодействия тел при ударе можно записать

$$T - T_0 = \frac{mV^2}{2}, \quad (10)$$

где $mV^2/2$ — кинетическая энергия ударной воздушной массы перед нанесением удара по системе; $T_0 = 0$ — кинетическая энергия ударной массы при полном наполнении парашюта.

От начала воздействия ударной нагрузки до момента остановки воздушной массы, охватываемой куполом, для кинетической энергии действует уравнение

$$T_k - T = F_c \Delta - \int_0^{\Delta} F d\Delta, \quad (11)$$

где $T_k = 0$ — кинетическая энергия ударной массы, когда ее скорость в процессе удара упала до нуля; Δ — перемещение ударного сечения, F — ударная сила; $F_c \Delta$ — работа силы установившегося режима обтекания парашюта F_c на перемещении Δ .

Предполагается, что ударная сила пропорциональна перемещению (реализуется закон Гука), а ее работа по деформации конструкции парашюта описывается уравнением

$$\int_0^{\Delta} F_n d\Delta = \frac{1}{2} F_d \Delta, \quad (12)$$

где F_d — максимальное по модулю значение ударной силы при раскрытии парашюта.

Тогда уравнение (11) примет вид

$$\frac{1}{2} F_d \Delta = F_c \Delta + T, \quad (13)$$

где кинетическая энергия охваченного объема W с учетом скоростного напора потока $q = \rho V^2/2$ определяется по формуле

$$T = \frac{mV^2}{2} = \frac{\rho V^2 W}{2} = qW, \quad (14)$$

и тогда

$$\frac{1}{2} F_d \Delta = F_c \Delta + qW. \quad (15)$$

Разделив левую и правую части равенства (15) на F_c , получим

$$\frac{1}{2} \frac{F_d}{F_c} \Delta = \Delta + \frac{qW}{F_c}, \quad (16)$$

или

$$\frac{1}{2} k_d \Delta = \Delta + \frac{qW}{F_c}. \quad (17)$$

По гипотезе Гука, при статическом нагружении стержня расчетной модели силой F_c перемещение точки приложения силы

$$\Delta_{ст} = \delta F_c,$$

где δ — коэффициент пропорциональности, соответствующий податливости стержня в точке приложения силы F_c .

Приняв гипотезу о том, что деформации при действии максимальной ударной силы по характеру распределения вдоль продольной оси системы такие же, как и при статическом нагружении парашюта, запишем

$$\Delta = \delta F_d. \quad (18)$$

Тогда отношение

$$\frac{\Delta_{ст}}{\Delta} = \frac{\delta F_c}{\delta F_d}, \quad (19)$$

$$k_d = \frac{\Delta_{ст}}{\Delta}, \quad (20)$$

откуда

$$\Delta = k_d \Delta_{ст}. \quad (21)$$

С учетом (21) получим

$$\frac{1}{2} k_d (k_d \Delta_{ст}) = k_d \Delta_{ст} + \frac{qW}{F_c}, \quad (22)$$

а после преобразований (22) примет вид

$$k_d^2 - 2k_d - \frac{2qW}{F_c \Delta_{ст}} = 0. \quad (23)$$

Решая квадратное уравнение (23) и учитывая, что коэффициент динамичности k_d должен иметь положительное значение, получим выражение для расчета коэффициента динамичности парашютной системы при ее раскрытии:

$$k_d = 1 + \sqrt{1 + \frac{2qW}{F_c \Delta_{ct}}}. \quad (24)$$

Подставив в (24) $F_c = C_{xa} S_0 q$ и $\Delta_{ct} = \delta F_c$, запишем для коэффициента динамичности следующее выражение:

$$k_d = 1 + \sqrt{1 + \frac{2qW}{C_{xa} S_0 q \delta C_{xa} S_0 q}}. \quad (25)$$

В итоге после проведения всех преобразований получаем

$$k_d = 1 + \sqrt{1 + \frac{2W}{\delta (C_{xa} S_0)^2 q}}. \quad (26)$$

При продольном ударе Δ_{ct} — это продольное перемещение точки приложения F_c . Величина Δ_{ct} при заданном F_c определяется податливостью конструкции парашюта δ .

Для того чтобы оценить коэффициент динамичности k_d по формуле (26), необходимо определить значение Δ_{ct} , соответствующее перемещению точки приложения силы F_c в направлении ее действия. Эта величина соответствует максимальному удлинению образца текстильных материалов при разрыве: для капрона (нейлона) она составляет около 30 %, для текстильных материалов из арамидных волокон типа Кевлар — 7...8 %. Анализ формулы (26) показывает, что коэффициент динамичности парашюта не может быть меньше 2, что правдоподобно для условий его наполнения в аэродинамической трубе.

Известно, что применение рассмотренной методики при расчете на удар конструкций из изотропных материалов обычно дает существенно завышенные результаты, но при этом с ее помощью можно получить очень хорошее качественное описание происходящего процесса и выявить влияние на него разных конструктивных факторов.

Анализ применимости метода. Для подтверждения работоспособности предложенного метода рассмотрим характерный расчетный случай, когда объем W достаточно мал — для случая вытяжного парашюта или парашюта малого охватываемого объема.

В работе Н.А. Лобанова [7] эксперименты по определению максимальных нагрузок, действующих на парашюты разного размера, были проведены с парашютами, имеющими изготовленные из шелковой ткани купола квадратной формы с обрезанными углами. Площади поверхности использованных куполов были равны 1; 3; 7; 11; 15; 20; 25; 30 и 42,5 м². Полетная масса системы всегда составляла 100 кг. Приборная скорость системы при сбросе V_0 для всех экспериментов была 90 м/с. Системы с парашютами этих размеров сбрасывались с горизонтально летящего самолета на высоте 100 м от земли. Траектория движения системы регистрировалось посредством кино съемки. После обработки полученных данных были определены значения скорости V_n и ускорения системы к моменту полного наполнения купола.

Нагрузки измерялись работающим по методу Бринелля механическим динамометром с вдавливанием шарика, присоединенным к подвесной системе груза. Путем сравнения измеренного диаметра отпечатка стального шарика с размером, приведенным на тарифовочном графике, была определена максимальная сила при наполнении парашюта F_d . Результаты экспериментов приведены в табл. 1, где показаны результаты определения X_a по V_n и коэффициент динамичности $k_d = F_d / X_a$. В дальнейшем k_d для всех парашютов в [7] принимается равным 2, что некорректно для основных парашютов. Такой коэффициент динамичности можно использовать только для тормозных парашютов.

Таблица 1

Характеристики наполнения для вытяжных парашютов при разной площади поверхности их купола

Параметр	$S_0, \text{ м}^2$									
	1	3	7	9	11	15	20	25	30	42,5
Скорость V_n при наполнении, м/с	83,27	70,3	48,45	55,57	41,0	32,0	29,3	26,0	19,64	15,61
Сила F_d , даН	547,5	1177,5	1733	2239,6	2038,3	1661,6	1695	1645	1265	1272,5
Сила X_a из расчета по V_n , даН	316,5	695	814	1390	936	806	920	930	652	595
Коэффициент динамичности $k_d = F_d / X_a$	1,73	1,7	2,13	1,61	2,18	2,06	1,84	1,77	1,94	2,14

В работе Т. Кнаке [5] приведены коэффициенты сопротивления и динамичности для вытяжных парашютов (табл. 2). Такие парашюты обычно работают в условиях бесконечной массы. При этом указывается, что реальный коэффициент сопротивления вытяжного парашюта, расположенного близко к головному телу, может оказаться существенно меньше, чем приведенные в этой таблице значения из-за влияния вихревого следа за головным телом.

Таблица 2

Характеристики наполнения для вытяжных парашютов

Форма купола вытяжного парашюта	Коэффициент сопротивления C_{xa}	Коэффициент динамичности при наполнении k_d
Круглый полусферический с перьями стабилизации и пружиной типа МА-1	0,55	2,05
Квадратная коробка	0,60	2,0
Ленточный конусный (с высокой общей воздушной проницаемостью)	0,52	1,3
С кольцевыми щелями (с высокой общей воздушной проницаемостью)	0,60	1,4
Типа направляющая поверхность (парашют Генриха), без нервюр	0,42	2,0

Следует обратить внимание, что наибольший коэффициент динамичности при наполнении $k_d = 2,05$ был получен для круглого полусферического парашюта с перьями стабилизации и конической пружиной, имевшего наибольший относительный объем, охватываемый куполом. Этот парашют с полусферическим куполом диаметром $D_0 = 0,75$ м и площадью $S_0 = 0,44$ м² был сшит из малопроницаемой нейлоновой ткани. На основании этого можно подтвердить вывод о хорошем качественном описании полученным выражением физических явлений, возникающих при наполнении парашютов.

В приведенных примерах коэффициент динамичности для небольших парашютов $k_d = 2$, для десантных парашютов $k_d = 1,7$. Поэтому для основных парашютов полученная формула может быть использована с целью относительной оценки изменения их динамических свойств при замене материалов строп и лент каркаса купола.

С использованием предлагаемого метода автором были проведены исследования конструкций зарубежных десантных парашютов [6, 9], что позволило выявить современные тенденции развития таких

систем. В результате применения этой теории получены приемлемые перегрузки при наполнении для парашютов из малопроницаемых тканей при их практической отработке.

Выводы и рекомендации. В работе показаны основные принципы расчета нагрузок при наполнении парашютных систем. Рассмотренный метод расчета максимальной силы при наполнении парашютов впервые предполагает совместное использование упрощенной методики определения приведенной скорости системы при наполнении парашюта и вновь разработанной методики определения коэффициента динамичности парашюта с учетом его податливости.

Представленная модель определения приведенной скорости системы при наполнении в зависимости от безразмерного времени и соотношения масс парашютной системы предполагает наличие экспериментальной зависимости коэффициента силы при наполнении $C_F(\tau)$ для парашютов конкретного типа. Наличие расчетных значений, представленных в работе, позволяет получить их быструю оценку.

Предложенная методика расчета коэффициента динамичности k_d имеет аналитическую природу, и поэтому она позволяет проводить качественные оценки нагрузок при наполнении парашютов с разными формами купола и сшитых из разных материалов. Например, с увеличением объема W при прочих равных условиях возрастет максимальная сила при наполнении парашюта $F_{п\max}$. Эта сила также несколько увеличится при замене капроновых лент и шнуров аналогичными из синтетического высокомолекулярного материала — в этом случае уменьшится коэффициент δ , т. е. возрастет жесткость конструкции.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Heinrich H.G. A linearized theory of parachute opening dynamics. *The Aeronautical Journal*, December 1972, vol. 76, no. 744, pp. 723, 731.
- [2] Lingard J. The effects-of added mass on parachute inflation force coefficients. In: *13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference May 15–19 1995*. Clearwater Beach, FL, AIAA, 95–1561.
- [3] French K.E. Inflation of a parachute. *AIAA Journal*, November 1963, vol. 1, no. 11, pp. 2615–2617.
- [4] Wolf D. A simplified dynamic model of parachute inflation. In: *AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Conference*. Sandia Laboratories, 1973.
- [5] Knacke T.W. *Parachute recovery systems design manual*. Santa Barbara, Para Publishing, 1992, p. 5.68.
- [6] Плосков С.Ю., Хурсевич С.Н. *Обзор зарубежных десантных систем военного назначения*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 101 с.
- [7] Лобанов Н.А. *Основы расчета и конструирования парашютов*. Москва, Машиностроение, 1965.

- [8] Lingard J. Aerodynamics II (Unsteady). Steve Lingard, Vorticity Ltd. *3rd International Planetary Probe Workshop, June 27th — July 1st 2005*. Anavyssos, Attiki, Greece.
- [9] Плосков С.Ю. *Зарубежные десантные парашютные системы военного назначения*. Москва, КноРус, 2023, 482 с.

Статья поступила в редакцию 11.04.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Плосков С.Ю. Метод расчета нагрузок при наполнении парашютов с учетом податливости конструкции. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 5. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-5-2277>

Плосков Сергей Юрьевич — канд. техн. наук, доцент, кафедра «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана.
e-mail: ploskovsu@bmstu.ru
SPIN-код: 6581-9699, Author ID: 173960, ORCID 0000-0003-2444-1508.

Method for calculating loads when parachutes inflation taking into account the structure flexibility

© S.Yu. Ploskov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper analyzes various methods for determining forces during the opening of parachutes, based on the solution of a system of differential equations of motion of a mechanical system as a material point. The parachute inflation is a complex process in which the dynamics of air currents is closely related to the dynamics of the movement of the entire mechanical system: the payload, the parachute, and the involved air masses. The main problem in calculating the process of its inflation is that it is required to determine the maximum value of the loads during inflation, taking into account unknown parameters of the air mass motion directly near the parachute system and considering the implementation features of the design of parachutes. For the first time, a synthesized method for calculating loads when inflating parachutes is presented, considering the compliance of the structure, for which two methods were combined: (1) the existing one, to determine the reduced speed of the system when inflating the parachute, and (2) the new one, to determine the coefficient of parachute dynamism under conditions of "infinite" mass.

Keywords: parachute inflation, loads analysis when inflating a parachute, parachute structural compliance, parachute dynamics, dynamic-response factor of parachute, parachute inflation models

REFERENCES

- [1] Heinrich H.G. A linearized theory of parachute opening dynamics. *The Aeronautical Journal*, December 1972, vol. 76, no. 744, pp. 723, 731.
- [2] Lingard J. The effects-of added mass on parachute inflation force coefficients. In: *13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference May 15–19 1995*. Clearwater Beach, FL, AIAA, 95–1561.
- [3] French K.E. Inflation of a parachute. *AIAA Journal*, November 1963, vol. 1, no. 11, pp. 2615–2617.
- [4] Wolf D. A simplified dynamic model of parachute inflation. In: *AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Conference*. Sandia Laboratories. 1973.
- [5] Knacke T.W. *Parachute recovery systems design manual*. Santa Barbara, Para Publishing, 1992, p. 5.68.
- [6] Ploskov S.Yu., Khursevich S.N. *Obzor zarubezhnykh desantnykh parashyutnykh sistem voennogo naznacheniya* [Review of foreign military parachute systems]. Moscow, BMSTU Publ., 2018, p. 101. (In Rus.)
- [7] Lobanov N.A. *Osnovy rascheta i konstruirovaniya parashiutov* [Fundamentals of calculation and design of parachutes]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1965.
- [8] Lingard J. Aerodynamics II (Unsteady). Steve Lingard, Vorticity Ltd. *3rd International Planetary Probe Workshop, June 27th — July 1st 2005*. Anavysos, Attiki, Greece.
- [9] Ploskov S.Yu. *Zarubezhnye desantnye parashyutnye sistemy voennogo naznacheniya* [Foreign military parachute systems]. Moscow, KnoRus Publ., 2023, 482 p. ISBN 978-5-406-10776-8 (In Rus.)

Ploskov S.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: ploskovsu@bmstu.ru
SPIN-code: 6581-9699, Author ID: 173960, ORCID 0000-0003-2444-1508.