

## Методология аэродинамического проектирования многокупольных парашютных систем

© С.Ю. Плосков

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

*Сформулирована научная проблема аэродинамического проектирования многокупольных парашютных систем и представлена его методология. Проведен анализ экспериментальных работ по многокупольным парашютным системам в аэродинамических трубах в России и за рубежом. На основе совместной реализации методов расчета надежности и методов механики сплошных сред осуществлен синтез методологии аэродинамического проектирования связок парашютов. Кратко описан выбор расчетных численных методов и методик моделирования формообразования парашютов и аэродинамики отрывных течений. Разработан специализированный комплекс компьютерных программ. Путем сравнения результатов численных расчетов с экспериментальными данными выполнена проверка предложенной методологии. Выявлены причины повышения устойчивости парашютов при работе в составе связки и объяснено уменьшение суммарного сопротивления системы по сравнению с сопротивлением одиночного парашюта.*

**Ключевые слова:** парашют, методология аэродинамического проектирования парашютных систем, связка парашютов, многокупольные парашютные системы, численные методы расчета парашютных систем

**Введение.** Современные парашютные системы нашли широкое применение в авиационной и ракетно-космической технике для спасения людей и решения различных нетривиальных задач, таких как возвращение космических спускаемых аппаратов (КСА) и многоразовых ступеней ракет-носителей, реализация систем посадки на другие планеты и др. Одно из преимуществ применения парашютных систем для решения таких задач заключается в возможности создания систем посадки на основе довольно простых, но подчас уникальных технических решений. Это позволяет организовать ввод системы в действие и ее надежную работу в широком диапазоне высот и скоростей полета спасаемого объекта при возможном существенном изменении его располагаемых полетных масс.

Связки из двух парашютов и более применяют для стабилизации, замедления и посадки различных объектов с использованием куполов относительно малой грузоподъемности. В отечественной литературе такие связки получили название многокупольных парашютных систем (МКС).

За рубежом имеется опыт применения больших грузовых парашютов типа G-11 диаметром  $D_0 = 30,5$  м и площадью  $S_0 = 730,6$  м<sup>2</sup> в связках из 10 шт., а куполов малой площади в связках до 19 шт. [1].

В России накоплен большой опыт по созданию и использованию МКС. Следует отметить большой практический вклад в этой области таких отечественных ученых и конструкторов, как Ф.Д. Ткачев, Н.А. Лобанов [2], Б.С. Скуланов, Л.И. Чернышев и др. Специальные теоретические исследования в этой области были проведены Р.А. Андроновым, Ю.В. Муравьевым и др. Число куполов в МКС может достигать 12 и более (рис. 1).



Рис. 1. Связка парашютов МКС-350-9

Связки парашютов обладают следующими преимуществами:

1) позволяют использовать унифицированные парашютные блоки для приземления грузов с широким диапазоном допустимых полетных масс;

2) имеют меньшую вероятность катастрофического отказа системы, чем один большой парашют, что очень важно при приземлении пилотируемых космических аппаратов;

3) обеспечивают устойчивый спуск системы, даже если состоят из неустойчивых парашютов с высоким сопротивлением (однако если парашюты существенно неустойчивы, обычно они плохи и в связке);

4) имеют меньшее время наполнения и меньшую потерю высоты при наполнении, чем один большой парашют аналогичной площади в раскрое;

5) изготовить и эксплуатировать несколько небольших парашютов легче, чем один большой парашют аналогичной площади в раскрое.

Тем не менее связки парашютов имеют и недостатки:

1) уменьшается их суммарное сопротивление вследствие аэродинамической интерференции и особенностей геометрического построения системы;

2) невозможно одновременное наполнение всех парашютов в связке, в результате возникают условия для появления лидера и отстающих. Особенно это характерно для МКС с большим количеством куполов.

Неоднородное наполнение парашютов влечет за собой такие негативные последствия:

- «задавливание» (потеря формы) отдельных куполов в системе, задержку их наполнения, возможное разрушение лидера, что может привести к ухудшению аэродинамических характеристик системы, поэтому требуется изначальный запас характеристической площади сопротивления системы;

- большие нагрузки у парашютов, наполняющихся первыми, за более короткое время, что приводит к необходимости дополнительного усиления конструкции каждого парашюта в системе. Соответственно, общая масса и укладочный объем МКС получаются больше, чем у одиночного большого парашюта с эквивалентной площадью сопротивления.

Для уменьшения влияния этих недостатков применяют рифление парашютов в связках, а также предусматривают обширные отверстия конструктивной проницаемости как в верхней части купола, так и на их срединной поверхности (рис. 2). Поскольку это существенно усложняет аэродинамику таких куполов и системы в целом, проектировщику необходимо иметь инструмент предварительного расчета различных аэродинамических схем парашютных систем, который позволит выбрать оптимальную форму отдельных куполов и общее построение системы как на этапе предварительного выбора аэродинамического облика, так и при доводке системы.



**Рис. 2.** Связка парашютов КСА «Орион»

Аэродинамическое проектирование МКС представляет существенный практический и теоретический интерес и является актуальной научной проблемой. В этой области знаний широкий спектр научных вопросов определяется теорией надежности и механикой сплошных сред, что предполагает использование методов расчета

надежности простых систем, а также методов расчета тонких безмоментных оболочек и нестационарной аэродинамики плохообтекаемых тел.

Общая классификация многокупольных систем представлена в работе П.И. Иванова [3]. Однако исходя из современных представлений о надежности таких парашютных систем, целесообразно ввести дополнительное их деление на однопоточные (один путь работы системы) и многопоточные (несколько путей работы) [4]. Вызвано это следующими обстоятельствами. Первый пилотируемый полет КСА «Союз» состоялся 23 апреля 1967 г. и закончился катастрофой — полковник В.М. Комаров погиб из-за отказа парашютной системы. Эта система была сертифицирована Ф.Д. Ткачевым с надежностью по функционированию около 0,999. После дальнейших доработок такая надежность системы была подтверждена — на момент написания статьи совершено 132 успешных пилотируемых полета. Первый пилотируемый полет КСА «Аполлон» состоялся 11 октября 1968 г. Известно, что перед этим была небольшая задержка в работе по этой программе, так как произошла катастрофа — на старте сгорели три астронавта: Э. Уайт, В. Гриссом, Р. Чаффи. Однако трехкупольная парашютная система КСА «Аполлон» была сертифицирована с расчетной надежностью по функционированию 0,99994. Всего эта система применялась 36 раз, все случаи применения признаны успешными [1]. Для основных парашютов в КСА «Союз» использовалась двухпоточная, а в КСА «Аполлон» — трехпоточная конфигурация парашютной системы.

Приведенные факты свидетельствуют о необходимости применения теории надежности при проектировании любых парашютных систем. Математические методы этой науки получили развитие во второй половине XX в., что связано с наиболее активным развитием авиационной и ракетной техники в этот период. Здесь можно отметить работы Б.В. Гнеденко, Ю.К. Беляева, А.Д. Соловьева [5], В.В. Болотина [6], а также Р. Барлоу и Ф. Прошана [7]. При использовании математических методов теории надежности для расчета парашютных систем следует помнить, что это простые системы.

Очевидно, что на аэродинамические характеристики парашютов сильное влияние оказывает форма купола, прежде всего кривизна зоны, прилегающей к его нижней кромке [8, 9]. Наполненные формы куполов первоначально определяли фотографическим методом [10]. Затем Х.А. Рахматулин на основе метода тонкой нити разработал теорию осесимметричного парашюта [11]. Кроме того, интересные теоретические и практические результаты в области расчета тонких безмоментных оболочек были получены учениками В.И. Морозова и А.Т. Пономарева в Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н.Е. Жуковского [12].

Обтекание парашютов всегда связано с появлением отрывных течений. В области исследования аэродинамики таких потоков известны печатные работы П. Чжена [13], Л.В. Гогиша и Г.Ю. Степанова [14, 15], В.В. Сычева [16] и др. Отрывные течения формируют нестационарные вихревые следы за парашютной системой, влияние которых на купола довольно велико из-за их малой массы относительно вовлеченных масс воздуха.

Экспериментальных исследований МКС в аэродинамических трубах проведено относительно мало. Здесь необходимо отметить работы И.М. Носарева [17, 18] и отчет Д. Брауна и У. Уолкотта [19]. В большинстве случаев экспериментальные исследования МКС как в России, так и за рубежом носили разрозненный характер и касались отработки конкретных систем.

В конце 1970-х годов при расчете аэродинамических характеристик парашютных систем использовались закономерности, которые были выявлены в результате статистической обработки большого количества данных, полученных методами экспериментальной баллистики. Например, такое решение представлено в неопубликованной работе О.П. Перова в НИИ парашютостроения. Применение этой методики расчета объясняется сложностью анализа и описания процессов, происходящих при обтекании парашюта на больших углах атаки с учетом взаимовлияния соседних куполов в связке.

Благодаря развитию вычислительной техники стало возможным математическое моделирование парашютных систем. Однако до сих пор известно очень мало о характеристиках течений внутри системы и в следе за парашютными связками.

Для того чтобы восполнить пробелы в недостаточно изученных научных вопросах, касающихся аэродинамического проектирования связок парашютов, в работе предлагается методология аэродинамического проектирования аэродинамических характеристик таких систем, представляющая собой синтез методов расчета надежности и методов механики сплошных сред.

#### **Анализ аэродинамических исследований связок парашютов.**

Одной из задач данной работы является анализ известных аэродинамических исследований МКС. Это необходимо для понимания комплекса проблем аэродинамического проектирования таких систем и постановки задачи исследования. Кроме того анализ прототипов, как известно, способствует выработке рекомендаций по определению аэродинамического облика и конструктивному построению связок парашютов на этапе предварительного проектирования системы. Для этого необходимо использовать метод системного анализа [20] и изучить доступные работы, прежде всего с точки зрения применения теоретических методов расчета надежности.

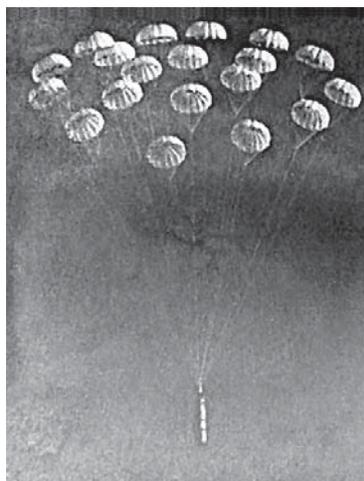
Впервые массово связки из парашютов были применены немцами в ходе десантной операции по захвату острова Крит для сброса 105-миллиметровых безоткатных пушек в мае 1941 г. (рис. 3), где продемонстрировали высокую эффективность.



**Рис. 3.** Десантирование немецких 105-миллиметровых безоткатных пушек

Первые систематические исследования характеристик МКС были проведены У. Брауном в Англии уже после окончания Второй мировой войны. В своей работе [9] он отмечал, что проведена серия летных экспериментов, в которых МКС использовались для спасения ракет. При этом было установлено, что ракета спускается на двух парашютах с меньшей скоростью и гораздо устойчивее, чем на одном парашюте, однако очень часто один из парашютов связки складывался. Применялась 12-купольная система из круглых плоских в раскрое парашютов с диаметром наполненного купола 6,4 м, а также 8-купольная система из круглых плоских парашютов диаметром 12,8 м. Отмечалось, что успешно прошли испытания 19-купольной системы (рис. 4). Число парашютов и суммарная длина подвеса в этой системе были выбраны с таким расчетом, чтобы в наполненном состоянии система представляла собой симметричную фигуру. Однако в работе [9] не было указано, что системы с большим количеством парашютов для приземления ракет показали недостаточную надежность, это было определено позже.

Наибольший интерес представляют исследования связок парашютов в аэродинамической трубе, так как в ее рабочей части создаются контролируемые параметры воздушного потока и можно проводить достаточно точные измерения аэродинамических характеристик парашютных систем. Кроме того, известно, что различные факторы, влияющие на характеристики моделей парашютов в трубе, аналогичным образом проявляются и при сбросах натуральных парашютных систем.



**Рис. 4.** Девятнадцатикупольная парашютная система приземления ракет [9]

В ЦАГИ в период с 1960 по 1970 гг. были испытаны двух- и трехкупольные системы парашютов с куполами различных видов: круглые плоские в раскрое, конусные и крестообразные с трапециевидными лопастями. Все эксперименты были проведены в аэродинамической трубе Т-101 при скорости потока  $V = 30 \dots 45$  м/с.

Исследования одиночных парашютов на различных углах атаки проводились И.М. Носаревым [17] с помощью специально созданного стенда. Следует отметить, что в нашей стране это первая работа, посвященная исследованию реальных (мягких) парашютов плоской и конусной формы в раскрое на углах атаки вплоть до углов начала складывания купола. В результате этих исследований были получены аэродинамические характеристики как куполов с воздушной проницаемостью (с отверстиями конструктивной проницаемости и без отверстий), так и непроницаемых куполов, а также диаграммы распределенного давления по поверхности купола на различных углах атаки.

Этим же автором были проведены наиболее полные исследования в аэродинамической трубе трехкупольных МКС, состоящих из куполов с умеренной конструктивной проницаемостью, и МКС, состоящих из непроницаемых куполов [18]. При этом были получены графики зависимости от углов атаки аэродинамических коэффициентов для МКС в целом.

В 1963 г. в США в вертикальной аэродинамической трубе NASA с размером рабочей части 3,6 м на скоростях потока примерно 30 м/с были проведены исследования парашютных связок [19]. Чтобы определить статическую устойчивость и характеристики сопротивления систем, исследовали четыре типа парашютных куполов круглого вида с формированием из них различных компоновок связок при существен-

ном изменении условий испытаний: при их фиксации на специальной державке и в свободном состоянии. Для этого использовали следующие типы куполов из сплошной ткани: плоский круг в раскрое и с удлиненной нижней кромкой. Кроме того, были исследованы два типа куполов с высокой конструктивной проницаемостью: с кольцевыми щелями и ленточные раскройной формы «плоский круг». Купола каждого типа испытывали индивидуально и в связках от двух до семи парашютов в системе. Для измерения момента тангажа и силы вдоль оси одиночного купола или связки в диапазоне углов атаки  $\pm 25^\circ$  были изготовлены специальные двухкомпонентные весы.

В работе [19] рассмотрено влияние длины соединительных звеньев, угла атаки, степени рифления купола и количества парашютов в связке на продольную силу и статическую устойчивость систем. Отмечены также свойственные связкам из соответствующих типов куполов особые характеристики, которые необходимо учитывать при построении многокупольных систем. Например, выявлено, что для куполов с высокой конструктивной проницаемостью коэффициент сопротивления незначительно уменьшался с увеличением числа парашютов в связке, а процентное уменьшение коэффициента сопротивления при использовании рифления куполов оставалось практически постоянным. Одна из предложенных в этой работе рекомендаций гласит: «Необходимо провести теоретическое исследование, чтобы попытаться объяснить характеристики устойчивости связок парашютов».

Следует отметить, что применение многокупольных систем и рифление куполов парашютов содержат в себе большие комбинационные возможности. Естественно, эти возможности должны возрастать при сочетании обоих способов. Поэтому они заслуживают повышенного внимания конструкторов не только для адаптации существующих парашютов к новым условиям применения систем, но и для учета большого количества конструктивных факторов при аэродинамическом проектировании таких систем. Уменьшению первоначальной неопределенности в этом случае способствует применение современных численных методов как на начальном этапе создания МКС, так и в процессе их доводки.

**Методология аэродинамического проектирования МКС.** Методология — это учение о методах, способах и стратегиях исследования предмета, в данном случае научной проблемы аэродинамического проектирования МКС.

Современный подход к проектированию МКС подробно изложен в работе [21], где рассмотрены существующие решения указанной научной проблемы. Однако в этой работе ставится большое количество вопросов, на которые так и не было найдено ответа. По мнению автора настоящей статьи, для ответов на эти вопросы алгоритм,

предложенный в работе [21], необходимо реализовать наоборот — основой проектирования облика многокупольных систем должна стать их *надежность*.

Основным проектным расчетным режимом работы МКС является ее терминальный режим при движении с наполненными куполами, в котором особенности движения по траектории спуска определяются законами терминальной баллистики. Для систем приземления грузов это режим установившегося спуска, который определяет посадочную скорость или скорость касания подстилающей поверхности. Аэродинамические характеристики парашютной системы на этом режиме зависят от общего построения системы (т. е. ее аэродинамической компоновки), а также от формы куполов и их проницаемости. Исходя из определения поточности МКС, приведенного автором в работе [4], конфигурацию парашютной системы и ее состав в конечном итоге определяет надежность.

В обобщенном виде основные проектные параметры и их влияние на аэродинамическую компоновку МКС можно представить следующим образом: *заданная надежность* системы определяет аэродинамическую схему МКС, а *форма купола* (включая рифление) и его *общая проницаемость* (прежде всего конструктивная) — аэродинамическую схему купола. Форма купола и его проницаемость непосредственно влияют на устойчивость системы.

Выбор таких основных проектных параметров подтверждается, например, опытом проектирования парашютной системы КСА «Аполлон» [22]. Заданная NASA высокая надежность системы по функционированию обусловила появление трехпоточной, трехкупольной основной парашютной системы. В процессе проектирования была увеличена полетная масса командного модуля, что привело к применению дорогостоящих парашютов типа «кольцевой парус» конструкции Э.Г. Юинга с коэффициентом продольной силы  $C_x = 0,85$ , а затем и к изменению формы куполов этой системы при ее доводке. Для увеличения несущих свойств были удалены клинья — раскройная форма купола стала оживальной. Одновременное наполнение парашютов такой системы обеспечивалось за счет рифления куполов и наличия щели конструктивной проницаемости в верхней их части. Без сомнения, влияли и другие факторы, но именно надежность системы, форма и конструктивная проницаемость купола оказали наибольшее влияние.

В работе В.В. Вышинского и Ю.Н. Свириденко [23] были изложены новые тенденции в методах аэродинамического проектирования самолетов и рассмотрен типовой процесс такого проектирования. На основании анализа этой работы можно заключить, что в общем случае аэродинамическое проектирование парашютных систем включает в себя решение четырех основных задач, представленных в таблице.

## Аэродинамическое проектирование парашютных систем

Решаемая задача	Расчет надежности	Определяющие параметры	Реализация аэродинамического облика системы
1. Формирование требований к летно-техническим характеристикам системы	Расчеты, основанные на анализе структуры системы и заданных условий работы. Расчетно-аналитические методы	Надежность системы, особенности размещения на объекте	Анализ фундаментальных исследований, выбор облика системы
2. Предварительное аэродинамическое проектирование		Обоснование компромиссного решения по надежности системы и ее аэродинамическим характеристикам	Подбор и анализ прототипов, обоснование облика системы
3. Детальная отработка выбранной аэродинамической конфигурации		Уточнение надежности системы и аэродинамических характеристик системы	Анализ влияния конструктивных доработок, улучшение аэродинамического облика (в основном куполов)
4. Проведение летного эксперимента		Подтверждение аэродинамических и баллистических характеристик системы	Выдача данных для баллистического расчета системы, подтверждения облика системы

Формирование требований к летно-техническим характеристикам системы может осуществляться, например, на основе выполнения НИР. При этом проводят анализ фундаментальных исследований и выбор облика системы, прежде всего на основе заданного заказчиком значения надежности системы.

Предварительное аэродинамическое проектирование включает определение предварительного построения и выбор облика (по куполам) системы, отработку ее компоновочной схемы (размещение на объекте) и т. п. При этом выполняют подбор и анализ прототипов и обоснование схемы системы на основе заданного значения ее надежности.

При детальной отработке выбранной аэродинамической схемы парашютной системы и компоновки куполов (например, при использовании конструктивной проницаемости, рифления и т. п.) стремятся сохранить аэродинамическое совершенство базовой конфигурации, но не в ущерб заданной надежности системы.

Проведение летного эксперимента — завершающий этап проектирования. В результате эксперимента должны быть подтверждены характеристики системы или поставлены новые задачи на основе анализа ее надежности и аэродинамических свойств. ненадежно раскрывающиеся парашютные системы не следует применять для сброса грузов.

Парашют представляет собой летательный аппарат, при движении которого в наибольшей степени проявляется аэроупругость. Таким образом, на всех этапах проектирования требуется определять надежность и выполнять информативный анализ аэродинамических характеристик парашютной системы. На современном этапе развития вычислительной техники это вполне возможно. Однако следует отметить, что при численном моделировании парашютных систем всегда необходимо учитывать их специфику.

Синтез методологии аэродинамического проектирования МКС показан на рис. 5.

Методология аэродинамического проектирования МКС	Методы расчета надежности		
	Методика расчета надежности простых систем (реализация метода структурных схем для ПС)		
	Методы расчета наполненной формы парашютов		
	Методика формирования конструктивного облика парашютов	Методика расчета динамики мягкой оболочки (реализация метода установления для расчета ПС)	Универсальная методика отображения расчетных данных
	Методы расчета нестационарной аэродинамики ПС		
	Методика формирования конфигурации МКС	Методика расчета нестационарной аэродинамики (реализация метода дискретных вихрей для расчета ПС)	Универсальная методика отображения расчетных данных
	Препроцессор	Решатель	Постпроцессор

**Рис. 5.** Синтез методологии аэродинамического проектирования МКС (ПС — парашютная система)

Как известно, задачей любой стратегии является эффективное использование наличных ресурсов для достижения основной цели. Поэтому был выбран путь объединения наиболее экономичных в вычислительном плане методов расчета надежности простых технических

систем и численных методик расчета наполненной формы купола и нестационарной аэродинамики парашютных систем в единый комплекс.

Для определения конфигурации системы используются методы расчета надежности технических систем. На основе реализации метода структурных схем для простых систем была определена методика расчета надежности МКС [4].

Задача формообразования безмоментной оболочки с шарнирно закрепленными краями решалась методом установления. При создании дискретного аналога парашюта в основу методики расчета динамики мягкой оболочки был положен метод сосредоточенных масс с односторонними упругими связями в виде невесомых стержней, работающих только на растяжение.

Ранние исследования, проведенные автором настоящей статьи показали, что для изучения нестационарных течений около плохообтекаемых тел, в частности для анализа аэродинамики парашютов и их систем различных схем построения, целесообразно применять метод дискретных вихрей (МДВ). Некоторые результаты этого исследования представлены в работе [20]. Реализация МДВ для численного расчета нестационарных отрывных течений около плохообтекаемых тел на основе расчета вихревых течений идеальной жидкости возможна, например, в виде замкнутых рамок или панелей [24, 25]. Этот метод выгоден с точки зрения наименьших вычислительных затрат для моделирования течений около сложных аэродинамических объектов с известной зоной отрыва, коими являются парашюты. Кроме того, этот метод позволяет получить весьма качественную картину вихревых течений в следе за такими телами.

Опыты автора по программной реализации SIMPLE-подобных алгоритмов показали, что известные численные реализации методов расчетных сеток (CFD) для непосредственного интегрирования уравнений Навье — Стокса, как и программная реализации МДВ (VEM), требуют тонкой настройки, основанной прежде всего на анализе экспериментальных данных. При этом было отмечено, что точность всех численных методов наиболее сильно зависит от количества расчетных особенностей.

По мнению автора, при работе с парашютными системами CFD-методы целесообразно использовать для проведения анализа микротечений (например, для исследования особенностей течений в пограничном слое куполов), а МДВ — при анализе макротечений, что наиболее актуально для исследования аэродинамики парашютных систем, так как в некоторых случаях CFD-методами невозможно получить качественные картины вихревых течений в следе за плохообтекаемыми телами (детальные картины течений реализуются лишь

в двухмерном случае — всегда необходимо получать сечение потока). При этом не следует забывать, что CFD-методы существенно более затратны с точки зрения использования аппаратных ресурсов ЭВМ.

#### **Реализация методик аэродинамического проектирования МКС.**

Как известно, методика от метода отличается более детальной реализацией. Воплощение методов расчета надежности парашютных систем в виде методики расчета надежности простых систем на основе реализации метода структурных схем для парашютных систем детально рассмотрено в работе [4].

Основой создания численной части методологии аэродинамического проектирования послужило объединение метода расчета наполненной формы парашютов и метода расчета нестационарной аэродинамики парашютных систем. В частности, были использованы методика расчета динамики мягкой оболочки в виде реализации метода установления для расчета наполненной формы куполов парашютов и методика расчета нестационарной аэродинамики парашютных систем на основе численной реализации МДВ замкнутыми рамками.

При формировании расчетных методик были приняты следующие допущения:

1) для режима установившегося спуска форму купола парашюта допустимо считать неизменной, сформированной в зависимости от заданного режима полета, который определяется перепадом давления на поверхности купола;

2) при расчете распределенных аэродинамических характеристик МКС проницаемость парашютной ткани можно не учитывать, так как по определению это реализация купола большой площади с высокой конструктивной проницаемостью.

С учетом этих допущений в настоящем исследовании считается, что купола МКС — сплошные, недеформируемые поверхности. Эти упрощения основываются на анализе выполненных в 1930–1940 гг. работ немецких аэродинамиков-парашютистов, которые показали, что первостепенное значение для характеристик парашютов имеет именно влияние конструктивной проницаемости. Наиболее ярко это продемонстрировано в статье Г. Генриха [26].

Специализированный метод расчета наполненной формы парашютов (см. рис. 4) был построен путем объединения расчетной методики формирования конструктивного облика парашютов и методики расчета динамики мягкой оболочки. При расчете ее динамики для получения наполненной формы купола была использована дискретная модель мягкой каркасированной оболочки, предложенная Н.Л. Горским [27], и нелинейный закон распределения давления по куполу [1].

Затем был реализован специализированный метод расчета нестационарной аэродинамики парашютной системы. Для этого были объединены методика формирования конфигурации МКС на основе простых геометрических моделей, позволяющая сформировать МКС с фиксированным положением куполов любой схемы, а также специализированная методика расчета нестационарной аэродинамики парашютной системы с реализацией решателя на основе МДВ. Программная реализация методики базируется на работах аэродинамиков ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, в частности В.В. Овчинникова.

Поскольку вывод расчетных данных имеет свои особенности, была специально разработана универсальная методика отображения расчетных данных, которая позволила решить эту задачу без дополнительных затрат. В этой методике используются стандартные математические методы матричного преобразования координат трехмерных объектов на основе объектно-ориентированного подхода при реализации программного обеспечения (ПО).

**Программная реализация методик аэродинамического проектирования парашютных систем.** Методика расчета надежности простых систем на основе метода структурных схем не требует специальной программной реализации, но в каждом конкретном случае разработки парашютной системы необходим индивидуальный подход при задании расчетной схемы по результатам анализа конфигурации системы.

Краткое описание разработанного исследовательского ПО для реализации расчетных методов можно представить в виде, определенном в РД 50-34.698–90 «Автоматизированные системы. Требования к содержанию документов».

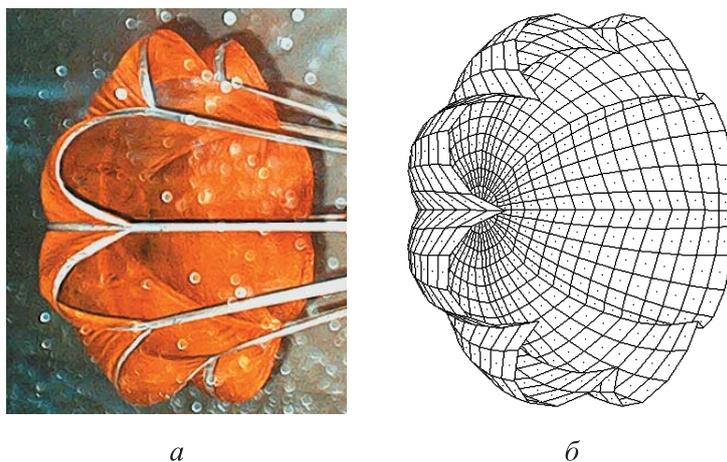
При построении программ расчетных методов была выбрана стандартная структура расчетного ПО численного решения задач механики сплошных сред, содержащих в себе препроцессор, решатель и постпроцессор (см. рис. 5). Отдельные программные единицы на рис. 5 выделены цветом. Расчетные методики выполнены или в виде отдельных подпрограмм, объединенных в специальных программах для случаев расчета динамики мягкой оболочки и расчета нестационарной аэродинамики, или в виде графического приложения для универсальной методики отображения расчетных данных. При этом применялся подход с написанием программных интерфейсов, позволяющий использовать не только специальное ПО автора, но и доступные коммерческие системы автоматизированного проектирования (CAD).

В предлагаемой методике формирования конструктивного облика парашюта был разработан программный модуль (препроцессор при реализации метода расчета наполненной формы куполов) в виде двух подпрограмм, обеспечивающих дискретизацию оболочки раскройной

формы любых заданных куполов, выполненных из текстильных материалов с известными прочностными свойствами. Создание двух отдельных подпрограмм потребовалось для описания парашютов круглого вида и крестообразных (звездообразных). Отличие обусловлено необходимостью формирования отдельных блоков конструкции купола при создании его дискретного аналога. Для парашютов простых форм, например круглого вида, требуется один такой блок. Для крестообразных или звездообразных парашютов требуется сформировать центральный блок и блоки лопастей. Блочное построение дискретных моделей куполов позволяет довольно легко получить любую степень детализации конструкции куполов.

Решатель в этом случае реализует метод установления для расчета наполненной формы парашюта по заданным геометрическим раскройным (исходным) параметрам, набору текстильных материалов парашюта и заданному перепаду давления на куполе.

В качестве примера на рис. 6 показана наполненная форма купола вытяжного парашюта в аэродинамической трубе, а также ее дискретный аналог. Исходной раскройной формой в данном случае был плоский круг.



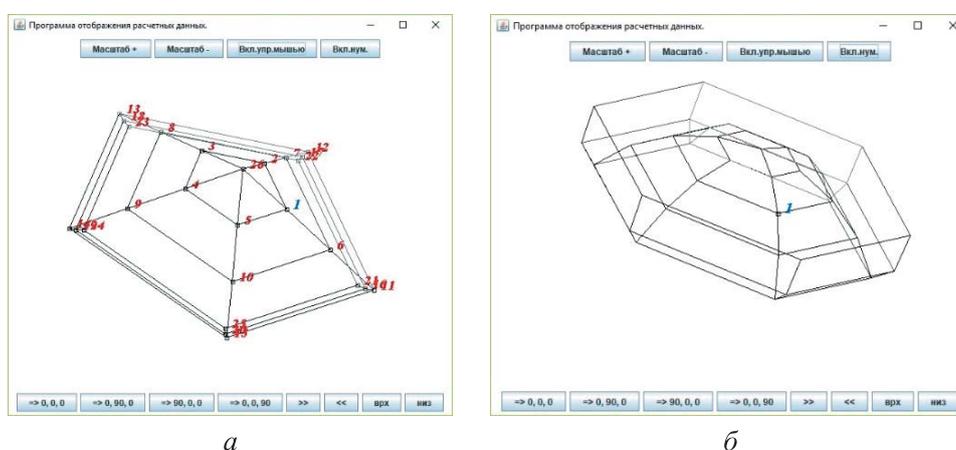
**Рис. 6.** Наполненная форма купола в аэродинамической трубе (а) и ее дискретный аналог (б)

После того как определена наполненная форма одного купола, специальный программный интерфейсный модуль формирует исходные данные для аэродинамической части задачи в виде системы куполов с их заданным положением в пространстве. Препроцессор при этом выполнен в виде подпрограммы, реализующей методику формирования конфигурации МКС.

Функция решателя в данном случае — расчет нестационарной аэродинамики системы при известном положении отрывов на куполах.

Поэтапный перерасчет наполненных форм после решения аэродинамической части задачи по полученному перепаду давления возможен, но в рамках этого исследования не проводился.

Расчетные данные решателей в обоих случаях представлялись в виде текстовых файлов специальной структуры в текстовом формате ANSI II, которые потом могут быть обработаны в любом табличном процессоре. Передача координат расчетных объектов между соответствующими программными единицами осуществлялась в графическом формате .obj. Для визуализации исходных данных и результатов расчета разработан специализированный программный модуль для отображения расчетных данных (рис. 7).



**Рис. 7.** Визуализация расчетных данных и результатов расчета:  
*а* — расчетная модель купола; *б* — модель отрывной пелены, сходящей с передней кромки купола

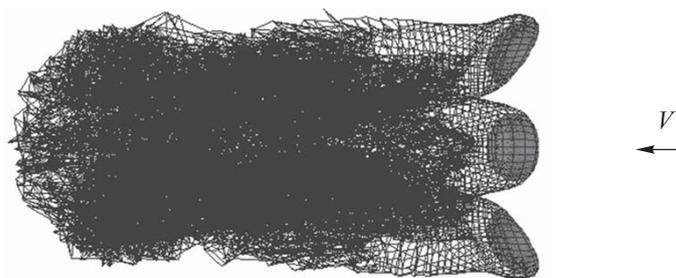
В основе этой программы лежат алгоритмы свободного преобразования координат расчетных 3D-объектов и алгоритмы представления их изображений в удобном для анализа виде. Отображение номеров расчетных точек необходимо для проверки правильности передачи данных между соответствующими модулями разработанного ПО.

При создании ПО для модулей расчета наполненной формы купола и нестационарной аэродинамики использовались обычные текстовые редакторы. Тексты программ были написаны на языке программирования FORTRAN-90. Компиляция программных модулей осуществлялась в режиме командной строки с помощью свободно распространяемого приложения gfortran.

Специализированный программный модуль для отображения расчетных данных был написан на объектно-ориентированном языке Java в среде разработки Apache NetBeans. Для удобства использования исполняемый файл этого приложения скомпилирован и собран в формате .jar.

Компиляция, сборка и исполнение расчетных модулей осуществлялись в режиме командной строки в операционной системе Windows 10. При необходимости тексты программ можно перекомпилировать в любой Unix-подобной системе с использованием свободно распространяемых компиляторов языка FORTRAN, так как эти тексты не содержат реализации графического интерфейса пользователя. Специализированный программный модуль для отображения расчетных данных имеет кроссплатформенную реализацию. Для удобства работы операционная система должна быть дополнена любым файловым менеджером типа NC/ms.

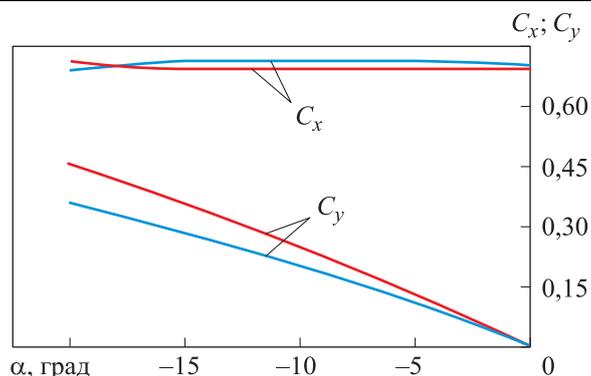
**Проверка предложенной методологии.** Пример схематизации трехкупольной системы с помощью вихревых рамок при обтекании МКС потоком со скоростью  $V$  приведен на рис. 8. При моделировании одного купола учитывали 640 вихревых особенностей. На этом рисунке показано развитие следа за трехкупольной связкой — след довольно равномерный, что определяет устойчивость всей парашютной системы.



**Рис. 8.** Схематизация трехкупольной парашютной системы и вихревого следа с помощью вихревых рамок

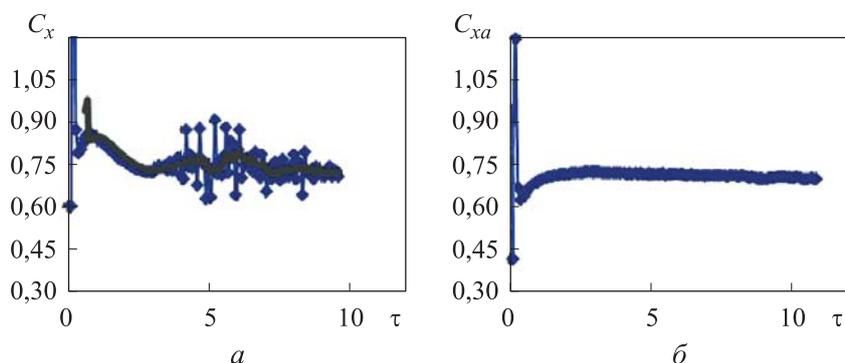
Оценка достоверности используемых математических моделей формообразования и аэродинамики проводилась путем сопоставления данных расчетов с результатами имеющихся трубных и летных экспериментов ряда парашютных систем.

На рис. 9 представлены результаты расчетов с помощью разработанной математической модели коэффициентов  $C_x$  продольной и  $C_y$  нормальной силы трехкупольной системы в зависимости от угла атаки  $\alpha$  в сравнении с данными трубных исследований, проведенных И.М. Носаревым в ЦАГИ [18]. Анализ полученных результатов показывает удовлетворительное согласование результатов для основной характеристики парашютной системы  $C_x$ , а также для  $C_y$  на малых углах атаки. Большой разброс по коэффициенту  $C_y$  нормальной силы на больших углах атаки объясняется тем, что не учитывалось изменение формы куполов, а также тем, что появились вторичные отрывные зоны на их поверхности.



**Рис. 9.** Расчетные (—) и экспериментальные (—) значения аэродинамических характеристик трехкупольной парашютной системы при различных углах атаки

На рис. 10 представлено изменение во времени коэффициента  $C_x$  продольной силы изолированного парашюта при осевом обтекании и изменение коэффициента  $C_{xa}$  лобового сопротивления при обтекании парашюта на балансировочном угле  $33^\circ$  (здесь используется безразмерное время  $\tau = Vt/D_0$ ).

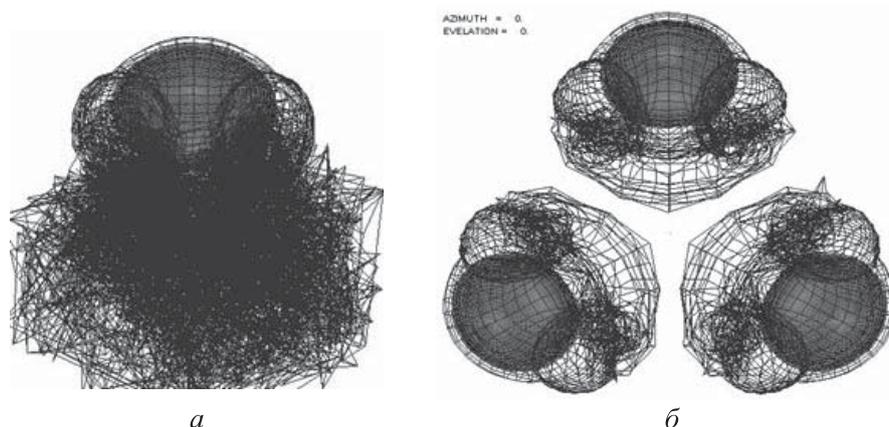


**Рис. 10.** Временные зависимости коэффициента продольной силы изолированного парашюта при осевом обтекании (а) и коэффициента лобового сопротивления при обтекании на втором балансировочном угле  $33^\circ$  (б)

Хорошо видно изменение характера обтекания тел. При осевом обтекании купола наблюдается существенное колебание расчетных аэродинамических характеристик (рис. 10, а), что свидетельствует о его неустановившемся поведении в потоке. При обтекании на втором балансировочном угле  $33^\circ$  (рис. 10, б) колебания сменяются достаточно гладкой кривой изменения коэффициента  $C_{xa}$  лобового сопротивления. Такое изменение характера обтекания парашюта свидетельствует о повышении устойчивости течений около купола. Поэтому балансировочный угол, отличный от  $0$ , является предпочтительным для

статически неустойчивых круглых парашютов из сплошной ткани; в зависимости от нагрузки на мидель они могут устойчиво планировать на таком угле атаки.

Картина развития вихревого следа за одиночным парашютом с углом атаки  $\alpha = 35^\circ$  и за трехкупольной системой с углами установки куполов  $\varphi = 35^\circ$  показана на рис. 11. Видно, что образуются стабилизирующие вихревые жгуты, сходящиеся с боковых кромок куполов. Это явление объясняет повышение статической устойчивости одиночного парашюта на втором угле атаки и парашютов в связке. Для изолированного парашюта характерна овальная форма концевых вихрей (рис. 11, *а*). За куполами парашютов в связке видна небольшая деформация этих вихревых жгутов — они приплюснуты (рис. 11, *б*). При этом образуется характерная «треугольная» форма. Такая форма концевых вихрей соответствует проявлению «экранного эффекта» с преобладающим влиянием размаха (Span Dominated Ground Effect, SDGE) для крылатых летательных аппаратов, при этом увеличивается эффективный размах крыла. Это явление обуславливает снижение сопротивления куполов в связке за счет уменьшения индуктивной составляющей.



**Рис. 11.** Картина развития вихревого следа за одиночным парашютом с углом атаки  $\alpha = 35^\circ$  (*а*) и за трехкупольной системой с углами установки куполов  $\varphi = 35^\circ$  (*б*)

Таким образом, проверка предложенной методологии проведена путем численного моделирования МКС, в которую входят обычные баллистические парашюты из сплошной ткани. При этом получено удовлетворительное согласование данных численного моделирования и результатов экспериментов, проведенных И.М. Носаревым в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ [18].

**Заключение.** Современные численные методы никогда не заменят кропотливой полевой отработки парашютных систем — стрельбовый и летный эксперименты. Однако эти методы при разумном использова-

нии позволяют получить ответы на важные вопросы, касающиеся аэродинамического проектирования таких систем.

В работе представлена методология аэродинамического проектирования многокупольных парашютных систем. Проведенный анализ экспериментальных исследований, посвященных определению аэродинамических характеристик парашютных связок.

Осуществлен синтез методологии аэродинамического проектирования многокупольных парашютных систем на основе совместной реализации методов расчета надежности таких систем и методов механики сплошных сред — численных методов моделирования формообразования парашютов и аэродинамики отрывных течений.

Проблема выбора конфигурации парашютной системы решалась на основе методики расчета надежности простых технических систем (за счет реализации метода структурных схем для парашютных систем), а проблема формообразования купола — методом установления.

Решение проблемы численного моделирования нестационарных отрывных течений около парашютов связок выполнялось в постановке задачи течения идеальной жидкости. Метод дискретных вихрей в данном случае имеет неоспоримые преимущества перед другими методами, так как позволяет получить качественные картины визуализации вихревых течений. Точность вычисления суммарных и распределенных аэродинамических характеристик удовлетворительна при моделировании купола с большим количеством дискретных вихревых особенностей (не менее 600).

На основе выбранных методик был разработан комплекс компьютерных программ. Указанное программное обеспечение имеет модульное построение, что позволило сформировать специализированный автоматизированный инструмент для анализа нестационарной отрывной аэродинамики многокупольных парашютных систем.

Предложенная методология проверена путем проведения численного моделирования многокупольных парашютных систем, состоящих из обычных баллистических парашютов из сплошной ткани. Получено удовлетворительное согласование данных численного моделирования и результатов экспериментов, проведенных в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ. Впервые выявлены и объяснены причины повышения устойчивости парашютов в связке и уменьшения сопротивления многокупольных систем по сравнению с аналогичными параметрами одиночного парашюта.

Анализ вихревых следов позволил выявить «экранный эффект» с увеличением эффективного размаха для куполов парашютов. Это объясняет наличие минимума сопротивления для многокупольных парашютных систем в их устойчивом состоянии за счет уменьшения циркуляции концевых вихрей и индуктивной составляющей сопротивления. Это явление определяет также несоответствие (около  $10^\circ$ )

геометрического угла установки купола в системе балансировочному углу одиночного парашюта.

Таким образом, в работе представлено решение важной научной проблемы — определена и опробована методология аэродинамического проектирования многокупольных парашютных систем.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Knacke T.W. *Parachute Recovery Systems Design Manual*. Santa Barbara, Para Publishing, 1992, 512 p.
- [2] Лобанов Н.А. *Основы расчета и конструирования парашютов*. Москва, Машиностроение, 1965, 364 с.
- [3] Иванов П.И. *Разработка методов летных испытаний и исследований парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов*. Дис. ... д-ра техн. наук. Феодосия, ГП НИИ АУС, 2003, 333 с. URL: [https://paruplaner.ucoz.ru/publ/2\\_letnye\\_ispytaniya\\_parashjutov/4\\_funkcionirovaniye\\_ps/mnogokupolnye\\_parashjutnye\\_sistemy/98-1-0-79](https://paruplaner.ucoz.ru/publ/2_letnye_ispytaniya_parashjutov/4_funkcionirovaniye_ps/mnogokupolnye_parashjutnye_sistemy/98-1-0-79)
- [4] Плосков С.Ю. Принципы проектирования и обеспечения надежности парашютных систем зарубежных пилотируемых космических аппаратов. *Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2022, № 3 (142), с. 18–39.
- [5] Гнеденко Б.В., Беляев Ю.К., Соловьёв А.Д. *Математические методы в теории надежности*. Москва, Наука, 1965, 524 с.
- [6] Болотин В.В. *Статистические методы в строительной механике*. 2-е изд., перераб. и доп. Москва, Стройиздат, 1965, 279 с.
- [7] Барлоу Р., Прошан Ф. *Математическая теория надежности*. Москва, Советское радио, 1969, 488 с.
- [8] Плосков С.Ю. Современный подход к проектированию иностранных десантных парашютных систем. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 8 (104). DOI: 10.18698/2308-6033-2020-8-2008
- [9] Brown W.D. *Parachutes*. London, England, I. Pitman & Sons, Ltd, 1951, 250 p.
- [10] Heinrich H.C., Haak E.L. *Stability and drag of parachutes with varying effective porosity*. AFFDL-TR-71-58.
- [11] Рахматулин Х.А. Теория осесимметричного парашюта. *Парашюты и проникаемые тела*. Москва, Изд-во Моск. ун-та, 1980, с. 5–23.
- [12] Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. *Парашютные системы проблемы и методы их решения*. Москва, Физматлит, 2009, 575 с.
- [13] Чжен П. *Отрывные течения*. Москва, Мир, 1972–1973, т. 1–3.
- [14] Гогиш Л.В., Степанов Г.Ю. *Турбулентные отрывные течения*. Москва, Наука, 1979, 368 с.
- [15] Гогиш Л.В., Степанов Г.Ю. *Отрывные и кавитационные течения: Основные свойства и расчетные модели*. Москва, Наука, 1990, 384 с.
- [16] Сычев В.В., ред. *Асимптотическая теория отрывных течений*. Москва, 1987, 260 с.
- [17] Носарев И.М. Аэродинамические исследования парашютов при различных углах атаки. *Тр. ЦАГИ*, 1976, вып. 1732, 40 с.
- [18] Носарев И.М. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик трехкупольной парашютной системы. *Парашюты и проникаемые тела*. Москва, Изд-во МГУ, 1980, с. 105–114.
- [19] Braun J.F., Walcott W.B. *Wind tunnel study of parachute clustering*. ASD-TDR-63-159. <https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/AD0402777.pdf>

- [20] Плосков С.Ю. *Зарубежные десантные парашютные системы военного назначения*. Москва, Кнорус, 2023, 482 с.
- [21] Иванов П.И., Бериславский Н.Ю. Проблемные вопросы функционирования многокупольных парашютных систем. *Вестник МАИ*, 2020, т. 27, № 1, с. 43–52. DOI: 10.34759/vst-2020-1-43-52.
- [22] Knacke T.W. *The Apollo Parachute Landing System*. Northrop Ventura. TP-131, 1968, 29 p.
- [23] Вышинский В.В., Свириденко Ю.Н. Новые тенденции в методах аэродинамического проектирования. *Научный вестник МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность*, 2006, № 97, с. 12–16.
- [24] Белоцерковский С.М., Лифанов И.К. *Численные методы в сингулярных интегральных уравнениях*. Москва, Наука, 1985, 256 с.
- [25] Katz J., Plotkin A. *Low-Speed Aerodynamics: From wing Theory to Panel Methods*. McGraw-Hill, Inc., 1991, 293 p.
- [26] Heinrich H.G. *The effects of porosity on design and performance characteristics of parachutes*. 1949. WADC TR 54-49.
- [27] Горский Н.Л. Численный способ расчета динамики мягкой оболочки, основанный на дискретной модели тела. *Динамические системы*. Киев, Вища школа, 1987, вып. 6, с. 26–30.

Статья поступила в редакцию 25.09.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Плосков С.Ю. Методология аэродинамического проектирования многокупольных парашютных систем. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 10. EDN FUCLRU

**Плосков Сергей Юрьевич** — канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Лауреат гранта Президента Российской Федерации 2005 г.  
e-mail: ploskovsu@bmstu.ru

## **Aerodynamic design methodology for parachute clusters**

© S.Yu. Ploskov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

*The paper formulates a scientific problem and presents a methodology of parachute clusters aerodynamic design. It analyzes experimental studies of the parachute clusters in the wind tunnels carried out in Russia and abroad. Based on the joint implementation of the reliability computation and continuum mechanics methods, methodology of the parachute bundle aerodynamic design is synthesized. The paper briefly describes selection of the numerical computation methods and techniques in simulating the parachute formation, as well as aerodynamics of the separated flows. A specialized set of computer programs is developed. Comparing results of the numerical computation and the experimental data, the proposed methodology is tested. The paper for the first time identifies reasons for an increase in the parachute stability in a bundle and explains a decrease in the system total drag compared to a single parachute.*

**Keywords:** *parachute, methodology of the parachute system aerodynamic design, parachute bundle, parachute cluster, numerical methods in computing the parachute systems*

### REFERENCES

- [1] Knacke T.W. *Parachute Recovery Systems Design Manual*. Santa Barbara, Para Publishing, 1992, 512 p.
- [2] Lobanov N.A. *Osnovy rascheta i konstruirovaniya parashyutov* [Fundamentals of calculation and design of the parachutes]. Moscow, Mashinostroenie, 1965, 364 p.
- [3] Ivanov P.I. *Razrabotka metodov letnykh ispytaniy i issledovaniy parashyutnykh sistem i paraplanernykh letatelnykh apparatov. Dis. ... d-ra tekhn. nauk* [Development of methods for flight-testing and research of the parachute systems and paragliding aerial vehicles. Diss. ... Dr. Sc. (Eng.)]. Feodosia, GP NII AUS Publ. Available at: [https://paruplaner.ucoz.ru/publ/2\\_letnye\\_ispytaniya\\_parashjutov/4\\_funkcionirovanie\\_ps/mnogokupolnye\\_parashjutnye\\_sistemy/98-1-0-79](https://paruplaner.ucoz.ru/publ/2_letnye_ispytaniya_parashjutov/4_funkcionirovanie_ps/mnogokupolnye_parashjutnye_sistemy/98-1-0-79)
- [4] Ploskov S.Yu. Printsipy proektirovaniya i obespecheniya nadezhnosti parashyutnykh sistem pilotiruemykh kosmicheskikh apparatov [Principles of designing and ensuring reliability of parachute systems for foreign manned spacecraft]. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N.E. Baumana. Seriya Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2022, no. 3 (142), pp. 18–39.
- [5] Gnedenko B.V., Belyaev Yu.K., Solovyev A.D. *Matematicheskie metody v teorii nadezhnosti* [Mathematical methods in the reliability theory]. Moscow, Nauka Publ., 1965, 524 p.
- [6] Bolotin V.V. *Statisticheskie metody v stroitelnoy mekhanike* [Statistical methods in structural mechanics]. Moscow, Stroyizdat Publ., 1965, 279 p.
- [7] Barlow R., Proschan F. *Mathematical Theory of Reliability*, John Wiley & Sons, NY, 1965 [In Russ.: Barlow R., Proshan F. *Matematicheskaya teoriya nadezhnosti*. Moscow, Sovetskoe Radio Publ., 1969, 488 p.].
- [8] Ploskov S.Yu. Sovremenniy podkhod k proektirovaniya inostrannykh desantnykh parashyutnykh sistem [A modern approach to the design of foreign landing parachute systems]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, iss. 8 (104). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2008>
- [9] Brown W.D. *Parachutes*. London, England, I. Pitman & Sons, Ltd., 1951, 250 p.
- [10] Heinrich N.S., Haak E.L. *Stability and drag of parachutes with varying effective porosity*. AFFDL-TR-71-58.

- [11] Rakhmatulin H.A. Teoriya osesimmetrichnogo parashyuta [The theory of axisymmetric parachute]. *Parashyuty i pronitsaemye tela* [Parachutes and Permeable Bodies]. Moscow, Moscow University Publ., 1980, pp. 5–23.
- [12] Lyalin V.V., Morozov V.I., Ponomarev A.T. *Parashyutnye sistemy: problemy i metody ikh resheniya* [Parachute systems: problems and methods for solving them]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2009, 575 p.
- [13] Zheng P.K. *Otryvnye techeniya* [Separated flows]. Moscow, Mir Publ., 1972–1973. Vols. 1–3.
- [14] Gogish L.V., Stepanov G.Yu. *Turbulentnye otryvnye techeniya* [Turbulent separated flows]. Moscow, Nauka Publ., 1979, 368 p.
- [15] Gogish L.V., Stepanov G.Yu. *Otryvnye i kovitatsionnye techeniya* [Separated and cavitation flows]. Moscow, Nauka Publ., 1990, 384 p.
- [16] Sychev V.V., ed. *Asimptoticheskaya teoriya otryvnykh techeniy* [Asymptotic theory of separated flows]. Moscow, 1987, 260 p.
- [17] Nosarev I.M. Aerodinamicheskie issledovaniya parashyutov pri razlichnykh uglakh ataki [Aerodynamic study of parachutes at different angles of attack]. *Trudy TsAGI*, 1976, iss. 1732, 40 p.
- [18] Nosarev I.M. Eksperimentalnoe issledovanie aerodinamicheskikh kharakteristik trekhkupalnoy parashyutnoy sistemy [Experimental study of aerodynamic characteristics of the three-dome parachute system]. *Parashyuty i pronitsaemye tela — Parachutes and Permeable Bodies*. Moscow, Moscow University Publ., 1980, pp. 105–114.
- [19] Braun J.F., Walcott W.B. *Wind tunnel study of parachute clustering*. ASD-TDR-63-159. <https://doi.org/apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/AD0402777.pdf>
- [20] Ploskov S.Yu. *Zarubezhnye desantnye parashyutnye sistemy voennogo naznacheniya* [Foreign landing parachute systems for military purposes]. Moscow, Knorus Publ., 2023, 482 p.
- [21] Ivanov P.I., Berislavsky N.Yu. Problemnye voprosy funktsionirovaniya mnogokuplonykh parashyutnykh sistem [Problematic issues of functioning of multi-dome parachute systems]. *Vestnik MAI — Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 1, pp. 43–52. <https://doi.org/10.34759/vst-2020-1-43-52>
- [22] Knacke T.W. *The Apollo Parachute Landing System*. Northrop Ventura. TP-131, 1968, 29 p.
- [23] Vyshinsky V.V., Sviridenko Yu.N. Novye tendentsii v metodakh aerodinamicheskogo proektirovaniya [New tendencies in the methods for aerodynamic design]. *Nauchnyi vestnik MGTU GA. Seriya Aeromekhanika i prochnost — Civil Aviation High Technologies*, 2006, no. 97, pp. 12–16.
- [24] Belotserkovsky S.M., Lifanov I.K. *Chislennyye metody v singulyarnykh integralnykh uravneniyakh* [Numerical methods in singular integral equations]. Moscow, Nauka Publ., 1985, 256 p.
- [25] Katz J., Plotkin A. *Low-Speed Aerodynamics: From wing Theory to Panel Methods*. McGraw-Hill, Inc, 1991, 293 p.
- [26] Heinrich H.G. *The effects of porosity on design and performance characteristics of parachutes*. 1949. WADC TR 54–49.
- [27] Gorsky N.L. Chislennyi sposob rascheta dinamiki myagkoy obolochki, osnovannoy na diskretnoy modeli tela [Numerical method for calculating dynamics of a soft shell based on the discrete body model]. *Dinamicheskie sistemy* [Dynamic Systems]. Kyiv, Vischa Shkola Publ., 1987, issue 6, pp. 26–30.

**Ploskov S.Yu.**, Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Associate Professor of the Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Laureate of the Grant of the President of the Russian Federation in 2005. e-mail: ploskovsu@bmstu.ru