

Автоматизация проектирования многокупольных парашютных систем с применением методов дискретных особенностей

В. В. Лялин, В. И. Морозов

ФГУП НИИ парашютостроения, Россия

Modern parachutes used for the landing of heavy and superheavy loads are complicated many-stage multi-spherical systems. It is possible to develop them effectively only with the help of computer-based technologies as well as mathematical modeling methods. This article describes basic principles of the creation of an automated system used for designing the mentioned systems and its structure and composition. Special attention is paid to problems that appear during the initial projection stage related to the creation of the system's design. The main cycle of elaboration includes the application of mathematical models describing processes of the parachute system's operation in real conditions. These models are based on the synthesis of the following methods: the finite-elements method, the localized mass method and the discrete vortices one.

В соответствии со сложившейся технологией разработки ПС определяются три взаимосвязанных этапа создания автоматизированной системы (рис. 1).

На первом этапе выполняется перечень работ, необходимых для заключения контракта. На основе технического задания осуществляется анализ возможностей создания соответствующей ПС. При необходимости вместе с заказчиком уточняются параметры задания. В случае подтверждения возможностей создания заключается предконтрактный договор и рассматриваются различные варианты схемных и компоновочных решений. При этом используются относительно простые расчетно-экспериментальные методики, результаты исследований прототипов, опытные данные, графики и номограммы, позволяющие проводить большой объем параметрических расчетов в сжатые сроки. Получаемая информация должна обеспечивать, главным образом, возможность технико-экономического анализа предлагаемых решений для подтверждения заказчику их эффективности. По результатам технико-экономического анализа вместе с заказчиком проводится отбор предварительного варианта облика парашютной системы и заключается контракт на его дальнейшую проработку. Следует отметить, что описанный этап является наиболее сложным и ответственным. От него зависит как сама возможность заключения контракта, так и его дальнейшая судьба. Чем полнее и достовернее получаемая информация, тем более вероятно заключение контракта и его исполнения. С другой стороны, чрезмерная полнота и точность проводимого анализа, как правило, не позволяют уложиться в очень сжатые предконтрактные сроки.

На втором этапе после заключения контракта проводится комплексный анализ предварительного варианта облика парашютной системы и детально отрабатываются схемы функционирования. Решение этой задачи существенным образом базируется на применении современных численных методов и

математических моделей. В первую очередь создаются структурные математические модели аэроупругости, предназначенные для комплексного изучения процессов формообразования, аэродинамического обтекания и напряженно-деформированного состояния парашютов. В основу этих моделей положены современные численные методы нестационарной аэродинамики и теории мягких оболочек [1].

Математические модели аэроупругости в свою очередь являются основным источником информации для формирования математической модели функционирования ПС, описывающей последовательно этапы ее вытягивания, наполнения и движения по траектории вплоть до приземления груза. С помощью математических моделей осуществляется имитация на ЭВМ всех этапов работы парашютной системы. Процесс является итерационным и продолжается до тех пор, пока не будут окончательно установлены все характеристики системы. В результате формируется математическая модель и конструктивный (полный) облик, включающий в себя всю совокупность характеристик, определяющих состав, конструкцию ПС и порядок ее функционирования.

Наличие конструктивного облика и математической модели обеспечивает существенное повышение эффективности работ на этапе конструирования и испытания ПС (третий этап разработки автоматизированной) системы. При этом конструирование сводится, в основном, к изготовлению материальной части, а испытания – к проверке и подтверждению основных характеристик системы; исследовательская часть работ сводится к минимуму.

Таким образом, облик ПС формируется на первых двух этапах функционирования автоматизированной системы. Предварительный облик ПС, определяемый на этом этапе, должен обеспечивать эффективное функционирование следующего второго этапа (рис. 1).

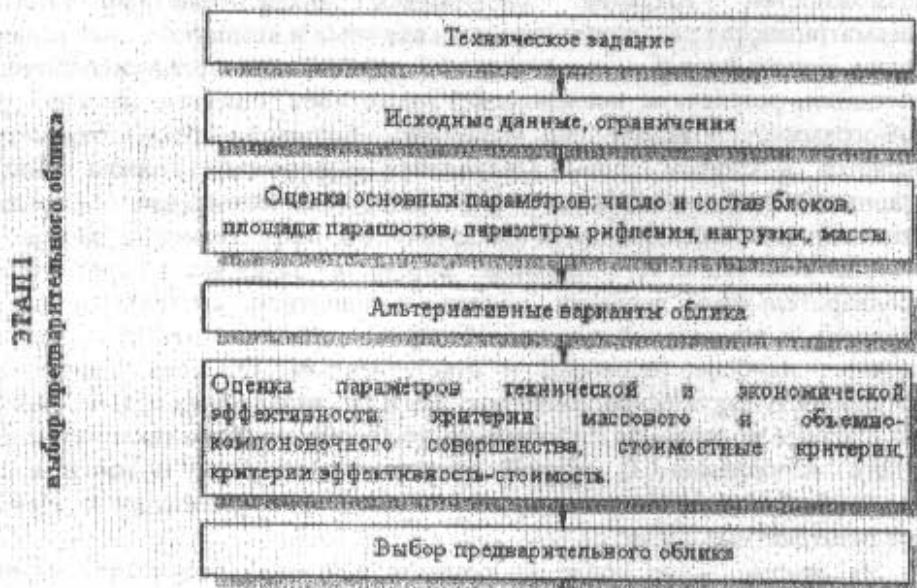




Рис.1 Структурная схема автоматизированной системы формирования облика ПСБР

С учетом этого остановимся подробнее на рассмотрении структуры и содержания этапа формирования конструктивного облика и математической модели ПС. Основную и наиболее трудоемкую часть здесь составляют задачи построения математических моделей формообразования, аэродинамики и напряженно-деформированного состояния и математических моделей функционирования парашютных систем. Для решения этих задач, в свою очередь, требуется разработка и использование соответствующих частных методик и автоматизированных систем (подсистем) расчета.

В качестве автоматизированной подсистемы функционирования ПС используется разработанный в НИИ парашютостроения комплекс программ с единой управляющей программой для расчета нагрузок и траекторных характеристик при вытягивании, наполнении и спуске системы.

Что касается проблемы формирования и применения автоматизированной подсистемы аэроупругости, то ее решение осуществляется на основе синтеза современных численных методов нелинейной нестационарной аэродинамики и теории упругости [2].

Исследование аэродинамических характеристик парашюта в отличие от традиционных летательных аппаратов с жесткой конструкцией связано с

необходимостью совместного решения уравнений формообразования, нестационарной аэродинамики и теории упругости в рамках комплексной проблемы аэроупругости [1]. Действительно, парашют формируется и сохраняет свою форму только в потоке. Изменение формы ведет к изменению аэродинамических нагрузок и наоборот. Как правило, на парашютах реализуются отрывные режимы обтекания. Скорость перемещения точек поверхности сопоставимы со скоростями набегающего потока. В связи с этим решение задач аэроупругости парашютов изначально осуществляется в нелинейной постановке с помощью специализированной системы (подсистемы) аэроупругости [2]. Основой подсистемы являются три ее части: база данных массовых и жесткостных характеристик и характеристик парашютных материалов и два автономных расчетных модуля – упругий и аэродинамический. В основу создания первого модуля положен метод сосредоточенных масс с односторонними упругими связями в виде невесомых стержней, работающих только на растяжение (рис.2). Основой второго модуля является метод вихревых рамок (рис.3), являющейся одной из модификаций метода дискретных вихрей [3].

Как уже отмечалось, современные ПС представляют собой сложные многокупольные системы (МКС), состоящие из блоков различного назначения. При этом существенные трудности возникают при исследовании аэроупругих характеристик таких систем с учетом интерференционного взаимодействия куполов в МКС. Для преодоления их решающее значение приобретает использование численных методов нестационарной аэродинамики [3].

С целью оценки возможностей и пределов применимости этих методов был выполнен цикл исследований [3.28]. Расчеты проводились с помощью описанной автоматизированной подсистемы расчета аэроупругих характеристик парашютов с доработками, учитывающими особенности МКС. В частности был добавлен модуль формирования исходных данных для МКС, создан модуль расчета суммарных и распределенных характеристик как для системы в целом, так и для ее элементов, доработка программ расчета нагрузок с учетом интерференциальных эффектов.

Оценка достоверности используемых математических моделей аэродинамики проводилась путем сопоставления данных расчетов с результатами имеющихся трубных и летных экспериментов (расчеты на ЭВМ выполнены Плосковым С.Ю.).

Пример схематизации трехкупольной системы с помощью вихревых рамок показан на рис.4. Здесь же дана картина развития вихревого следа за трехкупольной системой, моделируемой так же с помощью вихревых рамок. В целом для моделирования одного купола приходится использовать 500-600 вихревых особенностей. На рис. 5 представлены данные трубных исследований [5] и результаты расчетов с помощью математической модели коэффициентов сопротивления $c_{x\alpha}$ и подъемной силы $c_{y\alpha}$ трехкупольной системы в зависимости от ее угла атаки α . Видно относительно хорошее согласование результатов для основной характеристики $c_{x\alpha}$ удовлетворительное для $c_{y\alpha}$.

Для последующей оценки достоверности математических моделей аэроупругости использовались результаты летных экспериментов по отработке тормозного блока. Фотография тормозного блока с весовым макетом ВМ-5,

сделанная во время летных испытаний, представлена на рис. 6. На рис. 7 показана кривая, описывающая изменение коэффициентов сопротивления тормозной системы во время ее квалификационных летных испытаний. Звездочками отмечены результаты численного моделирования. Видно удовлетворительное согласование численных и экспериментальных данных.

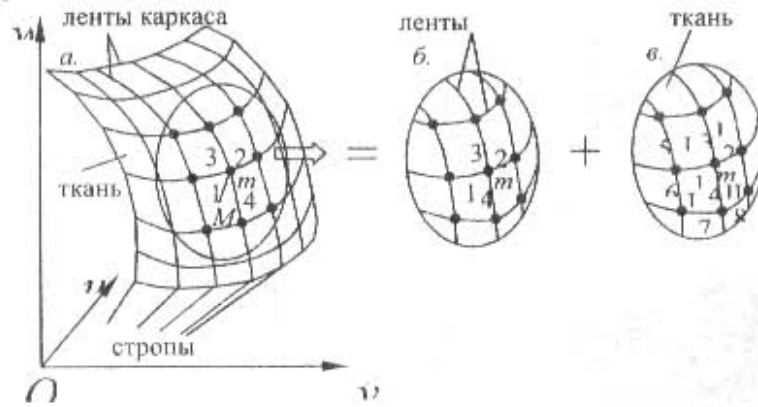


Рис. 2. Упругая схематизация парашюта

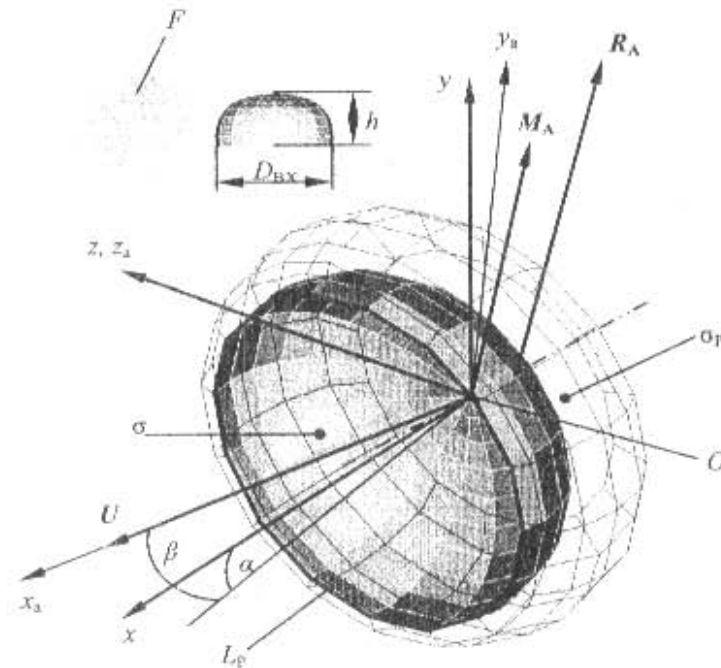


Рис. 3. Аэродинамическая схематизация парашюта

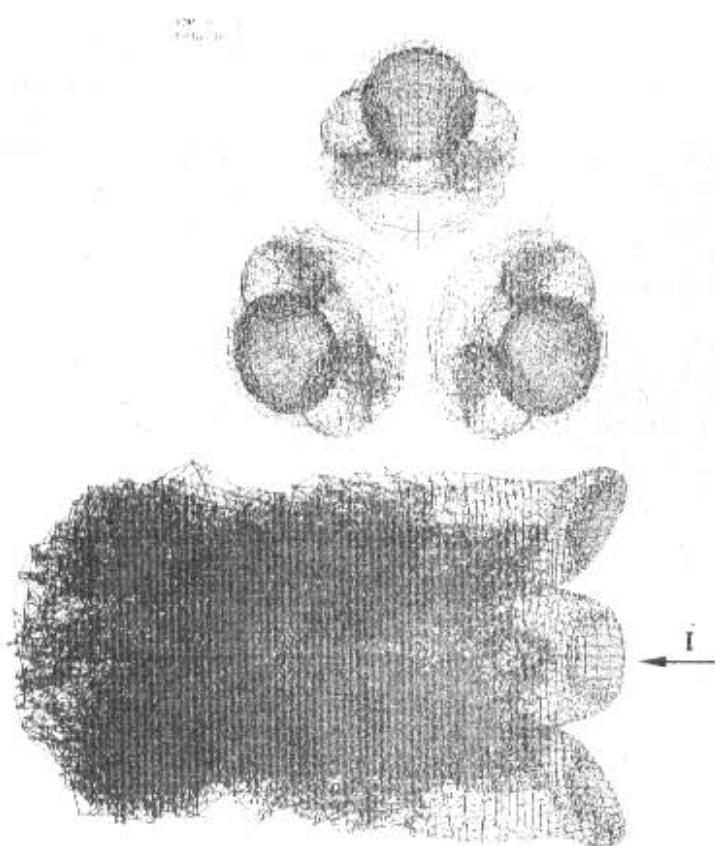


Рис. 4. Аэродинамическая схематизация трехкупольной парашютной системы

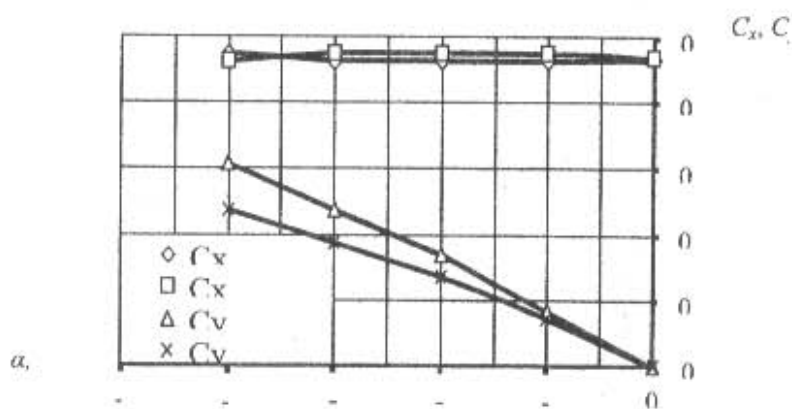


Рис. 5. Расчетные и экспериментальные значения аэродинамических характеристик трехкупольной парашютной системы при различных углах атаки

Приведенные результаты свидетельствуют о достаточной достоверности расчетов основных аэродинамических характеристик МКС.

Рис. 5. Расчетные и экспериментальные значения аэродинамических характеристик трехкупольной парашютной системы при различных углах атаки

Этот исследование имеет характер моделирования круглых

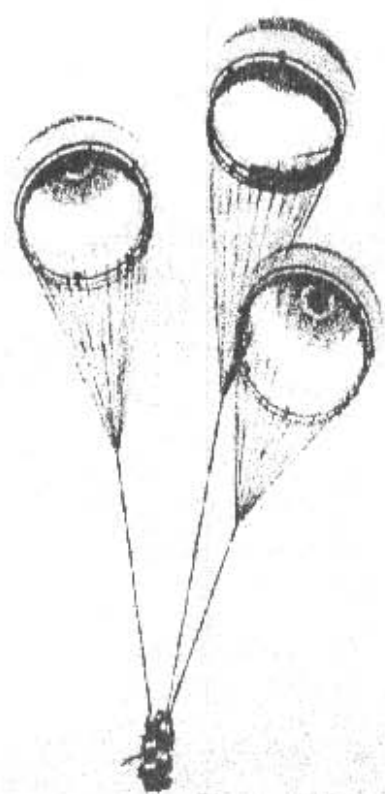


Рис. 6. Тормозной парашютный блок с весовым макетом



Рис. 7. Расчетные (кривая) и экспериментальные (звездочки) коэффициенты сопротивления трехкупольной парашютной системы

Этот вывод можно было ожидать, учитывая результаты систематических исследований по оценке точности численных расчетов аэродинамических характеристик изолированных парашютов различной раскройной формы.

С целью оценки аэродинамической интерференции было выполнено моделирование обтекания МКС с числом парашютов от 2 до 5. Каждый из круглых парашютов, площадью $F_n=9,61$ м² имел характеристики,

соответствующие данным экспериментальных продувок в ЦАГИ [5]. На рис.8 представлены в виде графиков итоговые результаты выполненных исследований. Показана зависимость коэффициента сопротивления c_x многокупольной системы от суммарной длины строп l_{Σ} при различных числах и куполов. Видна тенденция к сближению кривых по мере увеличения расстояния l_{Σ} . Это объясняется тем, что с ростом величины l_{Σ} увеличивается расстояние между куполами, и условия обтекания купола в МКС приближаются к условиям обтекания изолированного парашюта. Из приведенных графиков видно, что с уменьшением размера l_{Σ} и увеличением числа парашютов в связке интерференционное взаимовлияние куполов возрастает.

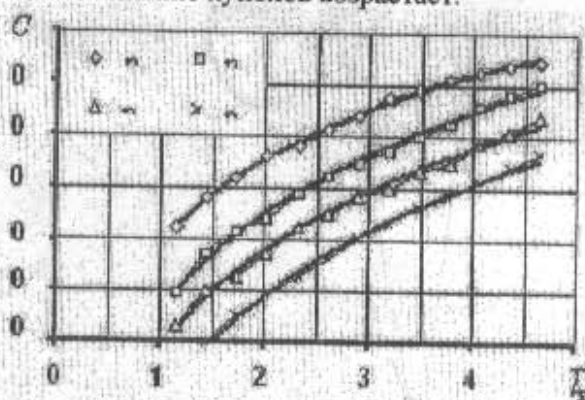


Рис.8. Расчетные значения коэффициента сопротивления многокупольных парашютных систем (n – число куполов) с учетом аэродинамической интерференции

Таким образом, применение современных численных методов аэродинамики и соответствующих математических моделей обеспечивает эффективное изучение аэродинамических характеристик МКС с учетом их основных особенностей на основе предложенной в разделе III автоматизированной системы формирования облика ПС.

ЛИТЕРАТУРА

1. Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. – М.: Физматлит, 1995.
2. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Математическое моделирование в исследовании парашютов. – Аннотация докладов 8 Всероссийского съезда по теоретической и прикладной механике. Пермь, 2001.
3. Апарин В.А., Дворак А.В. Метод дискретных вихрей с загнутыми вихревыми рамками – Труды ВВИА им. Жуковского, вып.1313, 1986.
4. Петров Ю.В., Плосков С.Ю. Расчет аэродинамических характеристик многокупольных парашютных систем с учетом интерференции между куполами. – Труды IX Международного симпозиума «Методы дискретных особенностей в задачах математической физики. Орел, 2000.
5. Носарев И.М. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик трехкупольной парашютной системы –М.: Изд-во МГУ, 1980.