

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО ОБЛИКА ПЛАНИРУЮЩЕЙ ПАРАШЮТНОЙ ГРУЗОВОЙ СИСТЕМЫ НА РАННИХ ЭТАПАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Арувелли С.В.

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, 125993, Россия
e-mail: saruvelli@gmail.com*

Статья поступила в редакцию 12.12.2019

Рассмотрена методика определения оптимального облика планирующей парашютной грузовой системы на ранних этапах проектирования. Задача определения оптимального облика поставлена как задача многодисциплинарной многокритериальной оптимизации на основе архитектуры MDF и генетического алгоритма оптимизации, где критериями оптимальности заданы аэродинамическое качество системы и стоимость материалов для изготовления парашютной системы.

Ключевые слова: планирующая парашютная система, оптимальный облик парашютной системы, многодисциплинарная оптимизация (MDF) планирующей парашютной системы, многокритериальная оптимизация планирующей парашютной системы.

Введение

Проблема точной доставки грузов актуальна для многих отраслей – для авиации, космической, военной, коммерческой и др. Можно выделить следующие основные области применения планирующих парашютных грузовых систем: снабжение труднодоступных и удалённых районов; гуманитарная помощь; поставка оборудования и снаряжения для аварийно-спасательных служб в зонах бедствия; оперативная доставка медикаментов, биоматериалов и крови, различного медицинского оборудования; поставка снаряжения в районы боевых действий; спасение космических спускаемых аппаратов, частей ракет и др. Примерами, подтверждающими актуальность задачи, могут служить точное приземление обтекателя ракеты компании SpaceX Falcon 9 на сетку, растянутую на барже, с помощью парашюта типа крыло [1, 2] и планы компании Rocket Lab возвращать первую ступень ракеты Electron на планирующем парашюте [3].

Модификация и улучшение методов проектирования планирующих парашютных грузовых систем (ППГС) являются неотъемлемой частью процесса совершенствования высокоточных систем доставки грузов.

Основы методик по расчёту и проектированию планирующих парашютных систем были заложены во второй половине XX века на базе методов проектирования парашютных систем с круглым куполом как наиболее широко применяемых. Основные принципы расчёта парашютных систем и парашютов без аэродинамического качества были рассмотрены Н.А. Лобановым [4], Р.А. Стаевичем [5] и Т.В. Кнакке и др. [6, 7]. В работах В.В. Лялина и др. [8] и О.В. Рысева и др. [9] освещена методология формирования облика парашютных систем для тяжёлых и сверхтяжёлых грузов. В работе П.И. Иванова [10] представлена подробная методология проектирования, изготовления и испытания парапланерной техники, отдельные аспекты которой можно применять при проектировании планирующих парашютных систем. В работах J.S. Lingard [11, 12] проведён анализ влияния различных конструктивных параметров на лётно-технические характеристики и устойчивость планирующих парашютов, затронуты отдельные проблемы проектирования планирующих парашютных систем с учётом требований, предъявляемых к высокоточным системам доставки грузов. В работе под редакцией О.А. Yakimenko

[13] описаны, систематизированы и проанализированы актуальные разработки в области высокоточных систем доставки грузов на основе планирующих парашютных систем.

В последние годы наблюдается значительное увеличение количества научных публикаций по тематике междисциплинарной оптимизации параметров технических систем авиакосмической отрасли [14–21]. Thendens и др. [22] применяют междисциплинарный подход для оптимизации воздушного змея (кайта), используемого в ветроэнергетике. М. Nosratollahi и М.А. Gharanvary [23] исследовали оптимизацию планирующих парашютных систем с помощью архитектуры ААО (All-At-Once). Однако направление проектирования ППГС с помощью методов междисциплинарной многокритериальной оптимизации исследовано недостаточно.

Целью данной работы являлась разработка методики определения оптимального облика планирующей парашютной грузовой системы на ранних этапах проектирования по двум критериям оптимальности: аэродинамическому качеству и стоимости материалов парашютной системы.

Требования к планирующим парашютным грузовым системам

Облик парашютной системы определяется требованиями к определённым функциональным и эксплуатационным характеристикам, которые задают начальную конфигурацию системы.

Выделяются следующие ключевые требования к парашютным системам планирующего типа [13]:

- точность доставки груза;
- надёжность доставки (вероятность выполнения миссии с заданной точностью);
- сохранность груза после приземления (обеспечение допустимых перегрузок);
- десантирование с широким диапазоном скоростей сброса (до 80 м/с (288 км/ч));
- высота десантирования до 8 км;
- обеспечение доставки груза в заданную точку при удалённости требуемой точки приземления от точки сброса (большая дальность полёта);
- ветроустойчивость (пробивание ветра) – обеспечение скорости полёта, допускающей полёт системы против максимально допустимого ветра;
- минимальная стоимость (количество материала для производства системы);
- стабильность лётных качеств;
- мягкая посадка против ветра.

Описанные выше требования могут быть выражены через такие технические характеристики,

как максимальная масса полезной нагрузки, максимальная скорость десантирования, скорость приземления, скорость пробивания ветра и максимальная перегрузка. Необходимая дистанция планирования определяет эксплуатационное аэродинамическое качество при заданной удельной нагрузке на крыло. Высота и скорость сброса вместе со способом рифления купола определяют максимальную перегрузку, приходящуюся на полезную нагрузку во время процесса наполнения купола.

Рассмотренные требования можно выразить в виде вектора конструктивных требований и вектора ограничений.

Вектор конструктивных требований записывается следующим образом:

$$U = [m_s, V_{дес}, V_{приземл}, W_{max}, n_{max}], \quad (1)$$

где m_s – масса полезной нагрузки;

$V_{дес}$ – скорость десантирования;

$V_{приземл}$ – максимальная скорость приземления полезной нагрузки;

W_{max} – максимальная скорость ветра;

n_{max} – максимальная перегрузка, действующая на полезную нагрузку.

Вектор ограничений представляет собой преобразованные неравенства, которые выражают условия прочности, ограничение максимальной перегрузки и массы парашютной системы, условия устойчивости, пробивания ветра и приземления с заданной скоростью:

$$g(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \sigma_{ткани} - \sigma_{доп F} \\ \sigma_{строп} - \sigma_{доп L} \\ n_{max} - n_{max доп} \\ m_p - k_m m_s \\ \sigma - \sigma_{min} \\ \alpha_{trim} - \alpha_{max доп} \\ \alpha_{min доп} - \alpha_{trim} \\ W_{max} - V_h \\ V_v - V_{приземл} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где $g(\mathbf{x}) \leq 0$.

Элементы вектора ограничений в форме неравенств:

– условия прочности материалов купола и строп;

$$\sigma_{\text{ткани}} \leq \sigma_{\text{доп } F}; \quad (3)$$

$$\sigma_{\text{строп}} \leq \sigma_{\text{доп } L}; \quad (4)$$

— ограничение по максимальной перегрузке:

$$n_{\text{max}} \leq n_{\text{max доп}}; \quad (5)$$

— ограничение по массе парашютной системы:

$$m_p \leq k_m m_s; \quad (6)$$

— условие обеспечения устойчивости системы груз-парашют с необходимым запасом устойчивости:

$$\sigma \leq \sigma_{\text{min}}; \quad (7)$$

— условия запаса по углу атаки для обеспечения динамической устойчивости к внешним возмущениям:

$$\alpha_{\text{trim}} \leq \alpha_{\text{max доп}}; \quad (8)$$

$$\alpha_{\text{trim}} \geq \alpha_{\text{min доп}}; \quad (9)$$

— требование по обеспечению пробивания ветра:

$$V_h \geq W_{\text{max}}; \quad (10)$$

— требование по обеспечению заданной скорости приземления:

$$V_v \leq V_{\text{приземл}}; \quad (11)$$

где $\sigma_{\text{ткани}}$ — разрывная прочность ткани купола;

$\sigma_{\text{строп}}$ — разрывная прочность строп;

$\sigma_{\text{доп } F}$ — минимально допустимая прочность ткани купола;

$\sigma_{\text{доп } L}$ — минимально допустимая прочность строп;

$n_{\text{max доп}}$ — максимально допустимая перегрузка, действующая на полезную нагрузку;

m_p — масса парашютной системы;

m_s — масса полезной нагрузки;

$\sigma = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha}(\alpha_{\text{trim}})$ — запас продольной статической устойчивости системы при балансировочном угле атаки;

σ_{min} — минимальный запас продольной статической устойчивости;

α_{trim} — балансировочный угол атаки;

$\alpha_{\text{max доп}}$ — максимально допустимый угол атаки;

$\alpha_{\text{min доп}}$ — минимально допустимый угол атаки;

V_h — горизонтальная составляющая скорости установившегося полёта системы;

V_v — вертикальная составляющая скорости установившегося полёта системы.

Общее описание методики определения оптимального облика планирующей парашютной грузовой системы

Методику определения оптимального облика ППГС можно описать следующими шагами:

1. Задание требований к ППГС.

2. Задание конфигурации системы вектором конструктивных параметров.

3. Прочностной расчёт парашютной системы, определение материалов для купола и строп парашюта. Определение массы и стоимости материалов парашютной системы.

4. Моделирование процесса наполнения купола парашюта для определения максимальной нагрузки и перегрузки, действующих на элементы парашютной системы и полезную нагрузку.

5. Определение аэродинамических характеристик наполненного купола и строп.

6. Определение вертикальной скорости приземления, горизонтальной скорости установившегося полёта и производных устойчивости системы.

7. Вычисление значений целевых функций и элементов вектора ограничений.

8. Минимизация значений целевых функций относительно вектора возможных решений в области допустимых решений.

Алгоритм методики определения оптимального облика системы изображён на рис. 1.

Перед основным циклом определения оптимального облика ППГС задаются требования к системе на основании задач, решаемых системой, и анализа среды, в которой она будет функционировать. Наиболее значимыми параметрами являются: масса полезной нагрузки, условия ввода парашютной системы в действие (скорость, высота и угол ввода), скорость приземления (приводнения), максимальная скорость ветра, макси-

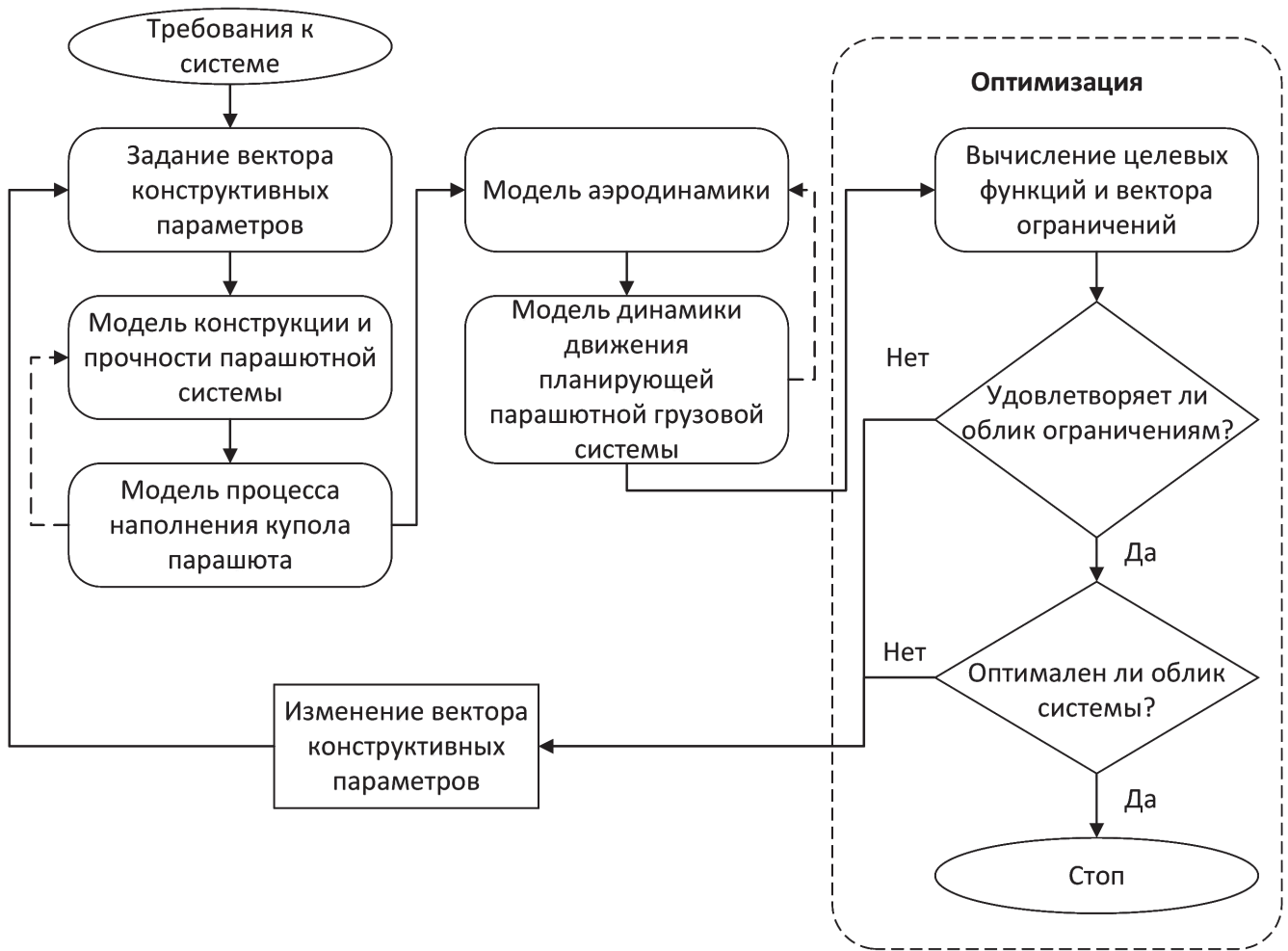


Рис. 1. Алгоритм методики определения оптимального облика планирующей парашютной грузовой системы

мальная перегрузка, действующая на полезную нагрузку, надёжность системы и кратность её применения.

Затем задаётся конфигурация системы с помощью вектора конструктивных параметров (вектора возможных решений), который на первой итерации определяется начальным предположением с помощью функции начальной популяции (задаётся в подпрограмме оптимизатора) или вручную пользователем. На последующих итерациях алгоритма вектор конструктивных параметров изменяется оптимизатором.

С помощью модели прочности и конструкции парашютной системы рассчитываются напряжения в ткани купола и стропах; с учётом данных напряжений определяются материалы купола и строп, геометрия парашютной системы; рассчитываются масса парашютной системы и стоимость материалов для её изготовления. Материалы купола и строп задаются по спецификации материалов, заложенной в математическую модель.

С использованием модели процесса наполнения купола парашюта определяются максимальная сила и перегрузка при раскрытии, действующая на элементы парашютной системы и полезную нагрузку.

Модель аэродинамики, базирующаяся на теории несущих линий для эллиптического жёсткого крыла, определяет аэродинамические коэффициенты парашюта и коэффициенты лобового сопротивления строп и груза.

С помощью модели динамики движения системы (для ускорения расчёта на ранних этапах проектирования можно использовать упрощённые модели установившегося полёта и продольной статической устойчивости) вычисляются значения горизонтальной и вертикальной скорости установившегося полёта, определяется запас продольной статической устойчивости. Горизонтальная скорость полёта системы определяет способность пробивания ветра в установившемся полёте, вертикальная скорость позволяет оценить скорость

приземления без учёта посадочного манёвра (динамического подрыва).

Целевые функции и ограничения вычисляются на основании данных, полученных на выходе математических моделей (ММ). Целевые функции и ограничения задаются и могут изменяться в зависимости от задач и целей проектирования системы.

Задача определения оптимального облика системы решается как задача многодисциплинарной многокритериальной оптимизации. Многодисциплинарность разрешается использованием метода MDF (Multidisciplinary Feasible) [14–17], когда все переменные задаются оптимизатором (решателем) генетического алгоритма. В качестве оптимизационного алгоритма используется многокритериальный генетический алгоритм [18, 19].

Согласно принципам многодисциплинарной оптимизации задачу определения оптимального облика системы можно декомпозировать на следующие дисциплины:

- конструкция и прочность парашютной системы;
- наполнение парашюта;
- аэродинамика парашютной системы;
- динамика движения и устойчивость системы.

На каждую из дисциплин накладываются ограничения общего процесса проектирования и ограничения связей дисциплин. Дисциплинарные ограничения могут быть достаточно жёсткими и значительно ограничивают допустимую область поиска.

Структурная матрица задачи определения оптимального облика ППГС, отображающая связи между различными элементами (дисциплинами) проектирования и влияние параметров друг на друга, в форме архитектуры многодисциплинарной оптимизации MDF изображена на рис. 2.

Алгоритм оптимизации можно описать следующим образом: для заданного оптимизатором вектора возможных решений $x^{(0)}$ проводится цикл многодисциплинарного анализа методом Гаусса — Зейделя, во время которого выходные данные математических моделей итерационно согласуются друг с другом. После циклов анализа полученные на выходе математических моделей данные используются для вычисления целевых функций и ограничений (f, c). Затем оптимизатор оценивает полученные целевые функции и ограничения и изменяет вектор возможных решений либо завершает оптимизацию.

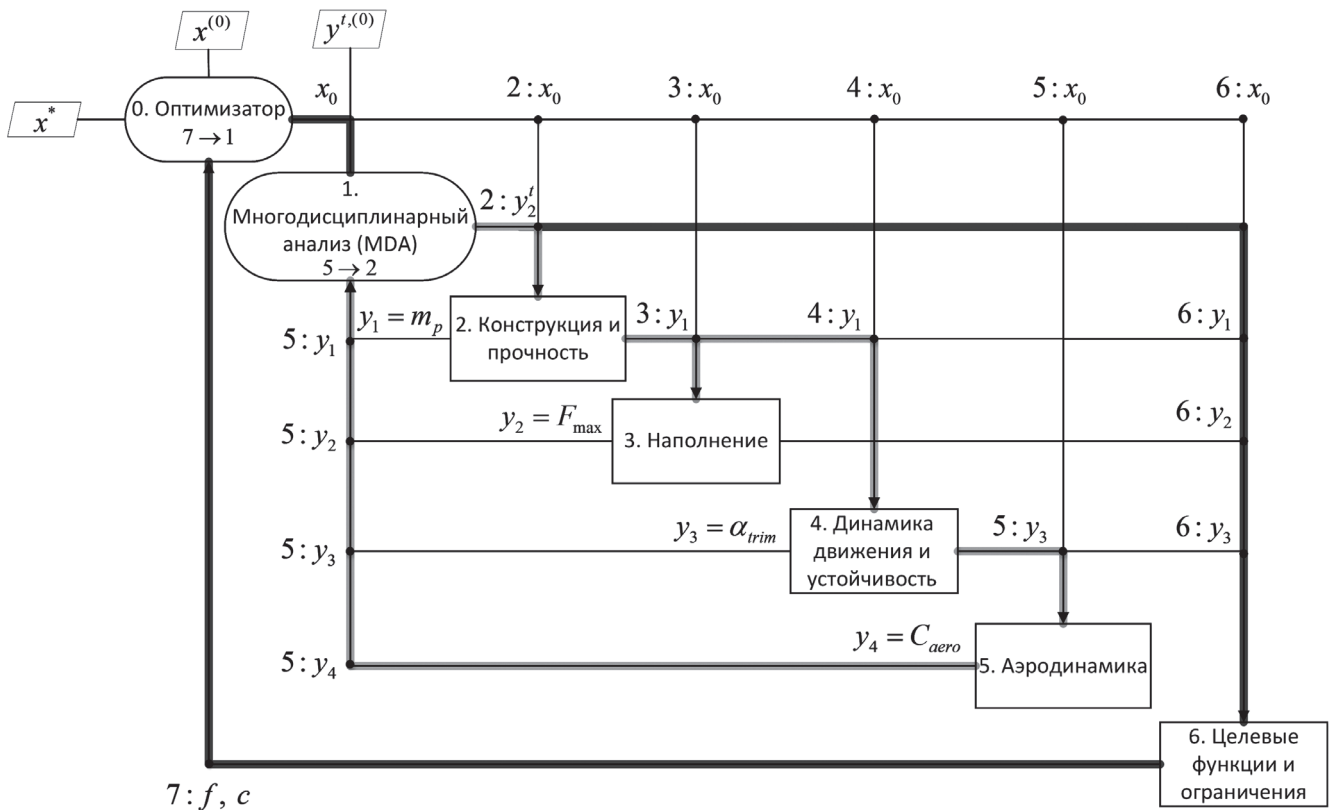


Рис. 2. Структурная матрица задачи определения оптимального облика планирующей парашютной грузовой системы

Краткое описание используемых математических моделей

В данной работе используются следующие математические модели: ММ конструкции и прочности планирующего парашюта, ММ процесса наполнения купола парашюта, ММ аэродинамики планирующего парашюта, ММ динамики движения ППГС и ММ установившегося движения и продольной статической устойчивости системы.

ММ конструкции и прочности планирующей парашютной системы основана на зависимостях для вычисления массы парашютной системы, используемых в работе В.В. Лялина и др. [8], базовых геометрических зависимостях и особенностях планирующих парашютных систем, рассмотренных П.И. Ивановым [10] и J.S. Lingard [12]. Используемая ММ процесса наполнения купола парашюта описана в [12]. Зависимости, используемые в ММ аэродинамики планирующего парашюта, изложены в работах J.S. Lingard и T. Jann [11, 12, 24]. Используемая ММ динамики движения ППГС базируется на моделях, описанных в [13]. Модифицированная ММ установившегося движения и продольной статической устойчивости системы основана на материалах работы J.S. Lingard [12].

Постановка задачи многодисциплинарной многокритериальной оптимизации облика планирующей парашютной грузовой системы

Облик планирующей парашютной грузовой системы (рис. 3) может быть определён как вектор оптимизируемых параметров, характери-

зующих основные конструктивные параметры системы:

$$[b, c, t, R, d, n, \mu], \quad (12)$$

где b – размах крыла в плане;

c – средняя аэродинамическая хорда крыла (хорда крыла, прямоугольного в плане);

t – максимальная толщина профиля крыла;

R – средняя длина строп; эффективная длина строп (расстояние от центра масс груза до хорды профиля центрального сечения крыла, проведённое в плоскости симметрии крыла);

d – диаметр строп;

n – количество строп;

μ – угол установки крыла.

Для обеспечения устойчивости и сходимости решения оптимизационной задачи и минимального расчётного времени облик парашютной системы параметризован минимальным количеством параметров. Данный набор конструктивных параметров представляет наиболее значимые параметры планирующей парашютной системы на ранних этапах проектирования по степени влияния на лётно-технические и экономические характеристики и характеристики устойчивости.

Целевыми функциями выбраны аэродинамическое качество парашюта и стоимость материалов на изготовление системы как наиболее важные критерии для конструктора, так как от аэродинамического качества зависит максимально возможная дальность полёта, а минимизация стоимости материалов отражает экономическую эффективность системы. Соотношение аэродинами-

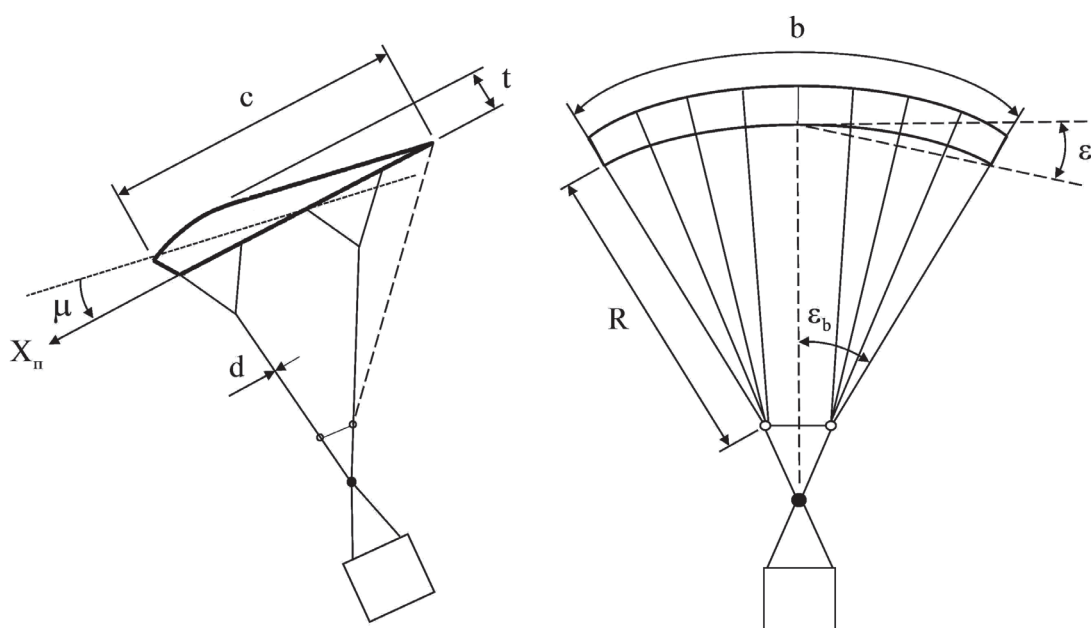


Рис. 3. Параметризованный облик планирующей парашютной грузовой системы

ческого качества и стоимости образует область существования ППГС, которая помогает облегчить принятие решений на основе требований эксплуатации и относительной стоимости систем.

Таким образом, проблема формулируется как оптимизационная задача с двумя критериями оптимальности, в которой в качестве критериев для минимизации выбраны величина, обратная по знаку аэродинамическому качеству системы, и стоимость материалов на изготовление системы:

$$f_1 = -\frac{C_y}{C_x}; \tag{13}$$

$$f_2 = C = C_1 \frac{S_{\text{общ}}}{w_{\text{ткани}}} + C_2 L_{\text{строп}}, \tag{14}$$

где C_y — коэффициент аэродинамической подъемной силы;

C_x — коэффициент лобового сопротивления;

C — стоимость материалов для изготовления парашютной системы, руб.;

C_1 — стоимость материала купола парашюта, руб./м;

C_2 — стоимость материала строп, руб./м;

$S_{\text{общ}}$ — общая площадь материала всех элементов купола, м²;

$w_{\text{ткани}}$ — ширина поставляемого рулона ткани, м;

$L_{\text{строп}}$ — суммарная длина строп, м.

Аэродинамическое качество как критерий оптимальности используется с обратным знаком в связи с особенностью оптимизационного алгоритма — оптимизатор минимизирует заданные целевые функции.

Ограничения, используемые в постановке задачи, были получены в результате анализа требований к ППГС, описанным выше. Вектор ограничений задаётся из нелинейных (в общем случае) неравенств ограничений, преобразованных в форму $c(\mathbf{x}) \leq 0$.

Математически задачу определения оптимального облика ППГС можно сформулировать в виде многодисциплинарной многокритериальной оптимизационной задачи: найти такой элемент \mathbf{x}^* , который доставляет минимальное значение $f(\mathbf{x}^*, \mathbf{y}^*(\mathbf{x}, \mathbf{y}))$ заданной функции $f(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y}))$ при условии соблюдения ограничений

$$c_0(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})) \leq 0, \quad c_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{y}_{j \neq i})) \leq 0$$

для $i = 1, \dots, N$ и $\mathbf{x}_{lb} < \mathbf{x} < \mathbf{x}_{ub}$,

где $f(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})) = [f_1(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})), f_2(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y}))]$ — векторная оценка возможного решения ;

$f = (f_1, f_2)$ — векторный критерий;

f_i — критерии оптимальности (целевые функции);

$\mathbf{x} = [\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_1, \dots, \mathbf{x}_N]$ — возможное решение;

\mathbf{x}_0 — вектор глобальных переменных (используемых более чем в одной дисциплине);

\mathbf{x}_i — вектор локальных переменных (используемых только в пределах одной дисциплины);

\mathbf{x}^* — оптимальное решение;

$\mathbf{x}_{lb}, \mathbf{x}_{ub}$ — векторы нижней и верхних границ возможных решений;

$\mathbf{y} = [\mathbf{y}_1, \dots, \mathbf{y}_N]$ — вектор переменных связей (выходные данные дисциплинарного анализа);

\mathbf{y}_i — вектор переменных связей для i -й дисциплины;

\mathbf{y}^* — вектор переменных связей в точке оптимального решения;

$c_0(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y}))$ — вектор-функция глобальных ограничений (ограничивающий более чем одну дисциплину);

$c_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{y}_{j \neq i}))$ — вектор-функция локальных ограничений i -й дисциплины;

N — количество дисциплин.

Или в стандартной форме оптимизационной задачи:

минимизировать $f(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y}))$

относительно \mathbf{x}

при условии $c_0(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})) \leq 0$

$$c_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{y}_{j \neq i})) \leq 0$$

$$\mathbf{x}_{lb} < \mathbf{x} < \mathbf{x}_{ub}.$$

Раскрывая специфику задачи определения оптимального облика планирующей парашютной системы, постановку задачи запишем в следующем виде:

Глобальные переменные:

$$\mathbf{x}_0 = [b, c, t, R, d, n, \mu].$$

Локальные переменные: отсутствуют.

Переменные связей:

$$y = [m_p, F_{\max}, \alpha_{trim}, C_{aero}]$$

Глобальные ограничения:

$$\sigma_{\text{ткани}} \leq \sigma_{\text{доп } F};$$

$$\sigma_{\text{строп}} \leq \sigma_{\text{доп } L};$$

$$n_{\max} \leq n_{\max \text{ доп}};$$

$$m_p \leq k_m m_s;$$

$$\sigma \leq \sigma_{\min};$$

$$\alpha_{trim} \leq \alpha_{\max \text{ доп}};$$

$$\alpha_{trim} \geq \alpha_{\min \text{ доп}};$$

$$V_h \geq W_{\max};$$

$$V_v \leq V_{\text{приземл}}.$$

Локальные ограничения: отсутствуют.

Постановка задачи с использованием архитектуры MDF:

минимизировать

$$\left[\begin{array}{l} C_y \\ -C_x \end{array} (x, \alpha_{trim}), C(x, F_{\max}) \right]$$

относительно

$$x = [b, c, t, R, d, n, \mu]$$

при условии

$$c_0 = \left[\begin{array}{l} \sigma_{\text{ткани}}(x, y_2) - \sigma_{\text{доп } F} \\ \sigma_{\text{строп}}(x, y_2) - \sigma_{\text{доп } L} \\ m_p(x, y_2) - k_m m_s \\ n_{\max}(x, y_1) - n_{\max \text{ доп}} \\ \sigma(x, y_1) - \sigma_{\min} \\ \alpha_{trim}(x, y_1) - \alpha_{\max \text{ доп}} \\ \alpha_{\min \text{ доп}}(x, y_1) - \alpha_{trim} \\ W_{\max} - V_h(x, y_1) \\ V_v(x, y_1) - V_{\text{приземл}} \end{array} \right]$$

$$c_i = \emptyset \text{ для } i = 1, \dots, N$$

$$x_{lb} < x < x_{ub}.$$

Результаты

В данной работе задача определения облика ППГС решалась на основе следующих требований:

— максимальная масса груза $m_s = 135$ кг;

— максимальная скорость сброса

$$V_{\text{дес max}} = 80 \text{ м/с};$$

— скорость приземления $V_{\text{приземл}} = 8$ м/с;

— максимальная скорость ветра $W_{\max} = 7$ м/с;

— максимальная перегрузка $n_{\max} = 10$.

Пространство поиска решений ограничивалось следующими значениями параметров:

размах крыла b , м, $2 \leq b \leq 15$;

средняя хорда крыла b , м, $1 \leq b \leq 5$;

максимальная толщина профиля крыла t , м, $t = 0,18c$;

длина строп R , м, $3 \leq R \leq 12$;

диаметр строп d , № позиции в перечне материалов, $1 \leq d \leq 3$;

количество строп n , шт., $n = 8 + 16l$;

угол установки крыла b , град, $-15 \leq b \leq -3$.

На рис. 4 изображены результаты решения рассматриваемой задачи. Получаемое множество оптимальных по Парето решений облегчает разработчикам задачу нахождения компромиссов между заданными критериями оптимальности ППГС для требуемых тактико-технических характеристик и ограничений.

В таблице приведены параметры выборки из четырёх точек полученного множества оптимальных решений.

Все полученные оптимальные решения удовлетворяют описанным выше ограничениям. Как и ожидалось, конфигурации с высоким аэродинамическим качеством характеризуются большим удлинением крыла. Так как используются математические модели с допущением, что купол парашюта представляет собой твёрдое тело (за исключением моделирования отклонения кромок крыла), необходимо ограничивать область решений значениями удлинения крыла, обеспечивающими устойчивость консолей крыла к складываниям.

Конфигурация 1 имеет наибольшее аэродинамическое качество и наибольшую стоимость. Конфигурация 4 имеет наименьшую стоимость и

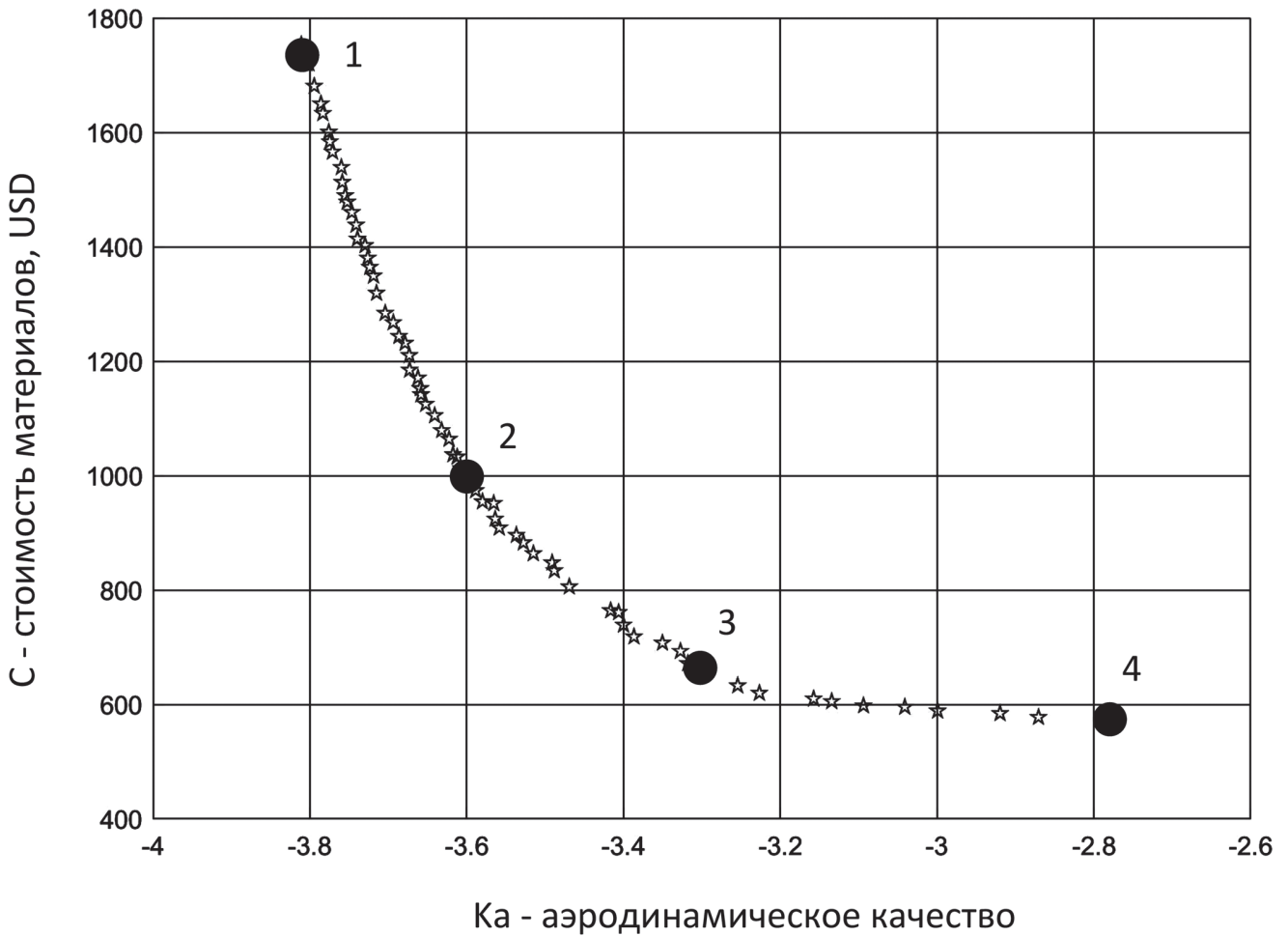


Рис. 4. Множество решений, оптимальных по Парето: 1 – конфигурация с наибольшим аэродинамическим качеством, наибольшей стоимостью; 2, 3 – промежуточные конфигурации; 4 – конфигурация с наименьшим аэродинамическим качеством, наименьшей стоимостью

максимальное для данной стоимости аэродинамическое качество. Эта конфигурация характеризуется наименьшей площадью крыла в плане и, соответственно, наибольшей вертикальной скоростью приземления. В конфигурациях 1–3 удлинение крыла возрастает выше 3 для достижения большего аэродинамического качества в пространстве принятия решений, что ведет к увеличению количества строп, секций и общей площади крыла, повышению затрат на материалы.

Можно заметить, что стоимость начинает резко возрастать при конфигурациях с аэродинамическим качеством выше 3,3 (от точки 3 к точке 1), что обусловлено большим удлинением крыла, количеством и длиной строп.

По выборке полученных решений получены следующие зависимости с увеличением аэродинамического качества:

- угол установки крыла по модулю становится меньше, а балансировочный угол атаки увеличи-

вается, так как углом установки крыла можно добиться большего балансировочного угла атаки, что ведёт к увеличению аэродинамического качества;

- стоимость материалов на изготовление системы и масса парашютной системы возрастает, это объясняется увеличением площадей секций и поверхностей крыла, количества строп и секций;

- скорость полёта и, следовательно, её составляющие уменьшаются в связи с увеличением балансировочного угла атаки и площади купола парашюта;

- относительная длина строп R/b варьируется в диапазоне от 0,5 до 0,8, что обеспечивает максимальное аэродинамическое качество и требуемую устойчивость системы.

Для проверки методики параметры конфигурации 3 сравнивались с аналогичной существующей парашютной грузовой системой Pioneer XP310. Конфигурация 3 при меньшей площади

Выборка полученных решений

Параметр	Конфигурация				Pioneer XP310
	1	2	3	4	
b	14,57	10,66	7,9	6,84	8,8
c	3,7	2,8	2,52	2,61	3,3
t	0,66	0,5	0,45	0,47	0,53
R	9,51	7,67	4,91	3,64	6,6
d , мм	3,2	3,2	3,2	3,2	4
n	72	70	60	50	40
μ , град	-4,5	-4,9	-6,6	-13,7	-4
Ka	3,81	3,6	3,3	2,78	2,88
C , USD	1754	1010	658	574	700
λ	3,94	3,81	3,14	2,62	2,67
m_p	7,66	4,46	2,88	2,47	4,5
n_{\max}	9,11	9,57	9,99	9,99	9,8
α_{trim}	9,1	9	8,7	4,04	7,9
V_v	2,13	3,1	4,67	7,75	4,6

купола обеспечивает большее аэродинамическое качество (на 12%) и меньшую стоимость (на 6,4%) за счёт оптимизированной конструкции.

Выводы

Разработана методика определения оптимального облика планирующей парашютной грузовой системы на ранних этапах проектирования по двум критериям эффективности: аэродинамическому качеству и стоимости материалов парашютной системы, но с возможностью изменения и увеличения количества критериев эффективности.

Методика апробирована на задаче определения облика системы для полезной нагрузки массой 135 кг. Проведено сравнение полученного облика системы с существующей ППГС такого же класса, показавшее, что оптимизированная конфигурация парашютной системы экономически эффективнее ряда существующих систем.

Библиографический список

1. Wall M. SpaceX Now Has a 2nd Boat to Catch Rocket Payload Fairings Falling from Space // Space.com. 2019. URL: <https://www.space.com/spacex-second-boat-catch-payload-fairings.html>
2. Wall M. SpaceX Boat Snags Falling Payload Fairing in Historic First // Space.com. URL: <https://www.space.com/spacex-boat-falcon-heavy-payload-fairing.html>
3. Wall M. Rocket Lab Plans to Snag Falling Boosters with a Helicopter and Refly Them // Space.com. URL: <https://www.space.com/rocket-lab-reuse-electron-boosters-helicopter.html>
4. Лобанов Н.А. Основы расчета и конструирования парашютов. — М.: Машиностроение, 1965. — 362 с.
5. Стасевич Р.А. Основы проектирования и расчёта грузовых парашютных систем: Учебное пособие. — Л.: ЛВИКА им. А.Ф. Можайского, 1969. — 111 с.
6. Ewing E.G., Vixby H.W., Knacke T.W. Recovery Systems Design Guide. — Technical Report AFFDU-TR-78-151. — California, US, 1978. — 458 p.
7. Knacke T.W. Parachute Recovery Systems Design Manual. — 1st ed. Santa Barbara, CA: Para Publishing, 1992. — 506 p.
8. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. — М.: Физматлит, 2009. — 576 с.
9. Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И. и др. Парашютные системы. — М.: Наука, 1996. — 288 с.
10. Иванов П.И. Проектирование, изготовление и испытания парапланов: Методическое руководство для разработчиков парапланерных систем, конструкторов и испытателей. — Феодосия: КП «Гранд-С», 2001. — 256 с.
11. Lingard J.S. The Performance and Design of Ram-Air Gliding Parachutes. — RAE Technical Report TR 81103. — London: Procurement Executive, Ministry of Defense, 1981. — 106 p.
12. Lingard J.S. Ram air parachute design // 13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Clearwater Beach, Florida, US: AIAA, 1995.
13. Yakimenko O.A. (ed.). Precision Aerial Delivery Systems: Modeling, Dynamics, and Control. — Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2015. — 948 p.
14. Sobieszczyński-Sobieski J., Morris A., Tooren M. Multidisciplinary Design Optimization Supported by Knowledge Based Engineering. — Chichester, UK: John Wiley & Sons, Ltd, 2015. — 393 p.
15. Martins J.R.R.A., Lambe A.B. Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures // AIAA Journal. 2013. Vol. 51. No. 9, pp. 2049–2075. DOI: 10.2514/1.J051895
16. Papalambros P.Y., Wilde D.J. Principles of optimal design: Modeling and computation. — 2nd ed. — Cambridge; New York: Cambridge University Press, 2000. — 390 p.
17. Fasano G., Pintér J.D. Space Engineering: Modeling and Optimization with Case Studies. — New York: Springer Science+Business Media, 2016. — 487 p. DOI: 10.1007/978-3-319-41508-6
18. Deb K. Multi-Objective Optimization using Evolutionary Algorithms. — New York, USA: John Wiley & Sons, 2001. — 518 p.

19. Liu G.P., Yang J.B., Whidborne J.F. Multiobjective optimisation and control. — Baldock, Hertfordshire, England; Philadelphia, Pa: Research Studies Press, 2003. — 320 p.
20. Романова Т.Н., Пащенко О.Б., Гаврилова Н.Ю., Щетинин Г.А. Инженерный метод многодисциплинарной оптимизации динамического объекта // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 7-14.
21. Романова Т.Н., Пащенко О.Б., Гаврилова Н.Ю., Щетинин Г.А. Многодисциплинарная оптимизация конфигураций горизонтального оперения маневренного самолёта // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 4. С. 17-25.
22. Thedens P., Oliveira G., Schmehl R. Ram-air kite airfoil and reinforcements optimization for airborne wind energy applications // Wind Energy. 2019. Vol. 22. No. 5, pp. 653–665. DOI: 10.1002/we.2313
23. Nosratollahi M., Ghapanvary M.A. A novel algorithm for conceptual design and optimisation of an affordable gliding airdrop platform using TCOMOGA // Aeronautical Journal. 2018. Vol. 122. No. 1252, pp. 933–959. DOI: 10.1017/aer.2018.42
24. Jann T. Aerodynamic Coefficients for a Parafoil Wing with Arc Anhedral — Theoretical and Experimental Results // 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar (19-22 May 2003, Monterey, California, American Institute of Aeronautics and Astronautics). AIAA 2003-2106. DOI: 10.2514/6.2003-2106

OPTIMAL APPEARANCE DETERMINING TECHNIQUE OF CARGO PARACHUTE SYSTEM AT EARLY DESIGN STAGES

Aruvelli S.V.

*Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russia
e-mail: saruvelli@gmail.com*

Abstract

The purpose of the presented article consists in technique developing for optimal appearance determining of the gliding cargo parachute system at the early design stages according to the two optimality criteria, namely, lift-to-drag ratio and cost of the parachute system materials. These criteria reflect the facts that maximum flight range depends on the lift-to-drag ratio, and cost of materials minimization reflects the cost-effectiveness of the system. The lift-to-drag ratio to cost relationship forms the existence domain of the gliding parachute system, which facilitates the decision-making based on operation requirements and relative cost of the systems.

The problem of the optimal appearance determining is set as multidisciplinary multi-objective optimization problem based on MDF architecture and genetic algorithm. The algorithm is classified as a stochastic global search method in a mixed integer statement of the optimization problem.

As the result of the work, a technique for the optimal appearance determining of a gliding cargo parachute system at the early design stages according to the two performance criteria, namely, the lift-to-drag ratio and the cost of the parachute system materials, but with the possibility of changing and increasing the number of performance criteria, was developed.

The results of this work can be used in the parachute making industry when developing integrated computer-aided design (CAD) systems for gliding cargo parachute systems. The developed technique for the optimal appearance determining of gliding cargo parachute system can be used both in the design process of new parachute systems with improved characteristics, as well as for old structures modernization by redesigning individual elements of the system.

The technique was tested on the task of the appearance determining of the system for a payload weight of 135 kg. A comparison was made with one of several existing typical gliding cargo parachute systems of this class, which revealed that the optimized configuration of the parachute system was more cost-effective than those existing ones.

Keywords: gliding parachute system, optimal appearance of parachute system, multi-disciplinary optimization of gliding parachute system, multi-criteria of gliding parachute system.

References

1. Wall M. SpaceX Now Has a 2nd Boat to Catch Rocket Payload Fairings Falling from Space. *Space.com*. 2019. URL: <https://www.space.com/spacex-second-boat-catch-payload-fairings.html>

2. Wall M. SpaceX Boat Snags Falling Payload Fairing in Historic First. *Space.com*. URL: <https://www.space.com/spacex-boat-falcon-heavy-payload-fairing.html>
3. Wall M. Rocket Lab Plans to Snag Falling Boosters with a Helicopter and Refly Them. *Space.com*. URL: <https://www.space.com/rocket-lab-reuse-electron-boosters-helicopter.html>
4. Lobanov N.A. *Osnovy rascheta i konstruirovaniya parashyutov* (Fundamentals of parachutes calculation and design), Moscow, Mashinostroenie, 1965, 362 p.
5. Stasevich R.A. *Osnovy proektirovaniya i rascheta gruzovykh parashyutnykh sistem* (Fundamentals of cargo parachute systems design and calculation), Leningrad, LVKA im. A.F. Mozhaikogo, 1969, 111 p.
6. Ewing E.G., Bixby H.W., Knacke T.W. *Recovery Systems Design Guide*. Technical Report AFFDU-TR-78-151. California, US, 1978, 458 p.
7. Knacke T.W. *Parachute Recovery Systems Design Manual*. 1st ed. Santa Barbara, CA, Para Publishing, 1992, 506 p.
8. Lyalin V.V., Morozov V.I., Ponomarev A.T. *Parashyutnye sistemy. Problemy i metody ikh resheniya* (Parachute systems. Problems and methods for solution), Moscow, Fizmatlit, 2009, 576 p.
9. Rysev O.V., Ponomarev A.T., Vasil'ev M.I. et al. *Parashyutnye sistemy* (Parachute systems), Moscow, Nauka, 1996, 288 p.
10. Ivanov P.I. *Proektirovanie, izgotovlenie i ispytaniya paraplanov: metodicheskoe rukovodstvo dlya razrabotchikov paraplanermykh sistem, konstruktorov i ispytatelei* (Design, manufacture and testing of paragliders: a methodological guide for paraglider systems developers, designers and testers), Feodosiya, KP "Grand-S", 2001, 256 p.
11. Lingard J.S. *The Performance and Design of Ram-Air Gliding Parachutes*. RAE Technical Report TR 81103. London, Procurement Executive, Ministry of Defense, 1981, 106 p.
12. Lingard J.S. Ram-Air parachute design. *13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Clearwater Beach, Florida, US, AIAA, 1995*.
13. Yakimenko O.A. (ed.). *Precision Aerial Delivery Systems: Modeling, Dynamics, and Control*. Reston, VA, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2015, 948 p.
14. Sobieszczanski-Sobieski J., Morris A., Tooren M. *Multidisciplinary Design Optimization Supported by Knowledge Based Engineering*. Chichester, UK, John Wiley & Sons, Ltd, 2015, 393 p.
15. Martins J.R.R.A., Lambe A.B. Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures. *AIAA Journal*, 2013, vol. 51, no. 9, pp. 2049–2075. DOI: 10.2514/1.J051895
16. Papalambros P.Y., Wilde D.J. *Principles of optimal design: Modeling and computation*. 2nd ed. Cambridge, New York, Cambridge University Press, 2000, 390 p.
17. Fasano G., Pintér J.D. *Space Engineering: Modeling and Optimization with Case Studies*. New York, Springer Science+Business Media, 2016, 487 p. DOI: 10.1007/978-3-319-41508-6
18. Deb K. *Multi-Objective Optimization using Evolutionary Algorithms*. New York, USA, John Wiley & Sons, 2001, 518 p.
19. Liu G.P., Yang J.B., Whidborne J.F. *Multiobjective optimisation and control*. Baldock, Hertfordshire, England, Philadelphia, Pa, Research Studies Press, 2003, 320 p.
20. Romanova T.N., Paschenko O.B., Gavrilova N.Yu., Shchetinin G.A. Dynamic object multidisciplinary parameters optimization engineering method. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 7–14.
21. Romanova T.N., Paschenko O.B., Gavrilova N.Yu., Shchetinin G.A. Maneuverable aircraft horizontal empennage configurations multidisciplinary optimization. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 4, pp. 17–25.
22. Thedens P., Oliveira G., Schmehl R. Ram-air kite airfoil and reinforcements optimization for airborne wind energy applications. *Wind Energy*, 2019, vol. 22, no. 5, pp. 653–665. DOI: 10.1002/we.2313
23. Nosratollahi M., Ghapanvary M.A. A novel algorithm for conceptual design and optimisation of an affordable gliding airdrop platform using TCOMOGA. *Aeronautical Journal*, 2018, vol. 122, no. 1252, pp. 933–959. DOI: 10.1017/aer.2018.42
24. Jann T. Aerodynamic Coefficients for a Parafoil Wing with Arc Anhedron - Theoretical and Experimental Results. *17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar (19-22 May 2003, Monterey, California, American Institute of Aeronautics and Astronautics)*. AIAA 2003-2106. DOI: 10.2514/6.2003-2106