

Научная статья

УДК 629.7:629.13

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=180682>

## ОПТИМИЗАЦИЯ КОНЦЕПТУАЛЬНОЙ РАЗРАБОТКИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Рена Омар гызы Гусейнова<sup>1</sup>, Дилан Азиз оглы Гумбатов<sup>2</sup>✉

<sup>1</sup>Азербайджанский университет архитектуры и строительства,  
Баку, Азербайджанская Республика

<sup>2</sup>Национальное аэрокосмическое агентство,  
Баку, Азербайджанская Республика

<sup>1</sup>[Rena.huseynova55@mail.ru](mailto:Rena.huseynova55@mail.ru)

<sup>2</sup>[h.Dilan@mail.ru](mailto:h.Dilan@mail.ru) ✉

*Аннотация.* Особое место при решении задач проектирования БПЛА занимают вопросы аэродинамического обеспечения устойчивости полета. В методе робастной разработки MALE UAV рассматриваются основные факторы, влияющие на длительность полета БПЛА, такие как высота полета, скорость, влияние ветра, эффективность работы пропеллера. Учет таких факторов в методе робастной разработки включающего проведения оптимизацию и вероятностного анализа является существенным преимуществом робастного подхода по сравнению с традиционной оптимизацией без учета случайных факторов. Целью настоящей работы является дальнейшее усовершенствование процесса робастной оптимизации разработки путем введения в нее дополнительных оптимизационных процедур для

учета влияния некоторых случайных факторов на целевой показатель работы БПЛА. Изложены решения задач оптимизации робастной разработки БПЛА в плане минимизации нормированной случайной компоненты реального основного показателя БПЛА при заданной целевой величине этого же показателя с учетом случайных влияющих факторов (скорость полета, высота полета). Вычислены предельные оптимальные соотношения случайной составляющей заданной целевой величины и производных основного показателя по случайным факторам) при которых случайная составляющая целевой функции оптимизации достигает минимума. Полученные результаты позволяет разделить значения пар вычисленных показателей по определенному правилу, позволяющие минимизировать случайную составляющую значения целевой функции проводимой оптимизации при некоторых заданных ограничительных условиях на искомые функции вводимой взаимосвязи показателей. Сформированы и решены новые оптимизационные задачи концептуальной разработки беспилотных летательных аппаратов в контексте известной методике MALE UAV. Для учета влияния таких случайных показателей как высота и скорость полёта на некоторый основной показатель работы БПЛА поставлена задача минимизации случайной составляющей оценки целевого функции функционирования БПЛА. Определены значения выбранных пар показателей, позволяющие минимизировать случайную составляющую значения целевой функции.

**Ключевые слова:** БПЛА, концептуальная разработка, оптимизация, целевая функция, высота полета, скорость полета

*Для цитирования:* Гусейнова Р.О., Гумбатов Д.А. Оптимизация концептуальной разработки беспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2024. № 136. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=180682>

Original article

## OPTIMIZATION OF THE CONCEPTUAL DEVELOPMENT OF UNMANNED AERIAL VEHICLES

Rena O. Huseynova<sup>1</sup>, Dylan A. Gumbatov<sup>2</sup>✉

<sup>1</sup>Azerbaijan University of Architecture and Construction,  
Baku, Republic of Azerbaijan

<sup>2</sup>National Aerospace Agency,  
Baku, Republic of Azerbaijan

<sup>1</sup>[Rena.huseynova55@mail.ru](mailto:Rena.huseynova55@mail.ru)

<sup>2</sup>[h.Dilan@mail.ru](mailto:h.Dilan@mail.ru)✉

**Abstract.** The issues of flight reliability aerodynamic ensuring occupy special place while solving the problems on the UAV design. The basic factors affecting the UAV flight range, such as flight altitude, velocity, wind impact, propeller operating efficiency, are being considered in the MALE UAV robust design method. Accounting for these factors in the robust design method, which includes both optimization and probabilistic analysis performing is a substantial advantage of the robust approach compared to the conventional optimization without accounting for random factors. The purpose of the presented work consists in further improvement of the robust optimization process by extra optimization

procedures introduction into it to account for some random factors impact on the quality target of the UAV operation. The article adduces the problems of the UAV robust design in terms of minimizing the normalized random component of the UAV real key figure at the given goal value of the same indicator with account for the random affecting factors (flight speed, flight altitude). The authors computed marginal optimal ratios of random component of the given goal value and derivatives of the basic figure by random factors at which the optimization goal function random component reaches its minimum.

The obtained results allow selecting separately the values of pairs of computed indicators according to a certain rule, allowing minimizing the random component of the value of the objective function of the optimization under certain specified restrictive conditions for the desired functions of the introduced relationship of indicators. New optimization problems of the conceptual unmanned aerial vehicles development have been formed and solved in the context of the well-known MALE UAV methodology. To account for the impact of such random indicators as altitude and flight speed on some basic UAV performance indicator, the task of the random component minimizing of the UAV target function estimate. The values of the selected pairs of indicators are determined, allowing minimize the random component of the objective function value.

**Keywords:** UAV, conceptual design, optimization, objective function, flight altitude, flight speed

**For citation:** Huseynova R.O., Humberov D.A. Optimization of the conceptual development of unmanned aerial vehicles. *Trudy MAI*, 2024, no. 136. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=180682>

## Введение

Для надлежащего проектирования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) следует определить сферу их применения, проанализировать возможность оптимизации существующих летательных аппаратов данного назначения в части применения использованных ранее технических решений. Например, в работе [1] применительно к малым беспилотным летательным аппаратам описаны особенности их взаимодействия в группах для решения задачи мониторинга и сформулирована оптимизационная задача с использованием модели сетевой топологии группы. В работе [2] предложен способ построения «субоптимальных» маршрутов мониторинга беспилотным летательным аппаратом, обеспечивающих локальный экстремум в области минимизации времени перемещения БПЛА между заданными районами оптического мониторинга в условиях влияния динамически изменяемого движения воздушных масс и при фиксированной производительности силовой установки БЛА. Показано влияние геометрии маршрута на точность проводимого мониторинга. По результатам имитационного моделирования оценено влияние указанных факторов на построение маршрутов мониторинга. Не менее важным фактором, учитываемым при разработке и проектировании БПЛА являются их заданные функциональные возможности, необходимые для успешного выполнения возложенных на них задач. Так, например, в работе [3] предложен алгоритм аварийной посадки БПЛА мультироторного типа на основе анализа изображения подстилающей поверхности. Реализация алгоритма осуществлена в два этапа: сегментация изображений с помощью нейронной сети

UNetFormer и обнаружение безопасной зоны посадки с выделением безопасных классов наблюдаемых в кадре объектов, расчетом занимаемой площади беспилотного летательного аппарата на аварийном кадре и дальность до зоны аварийной посадки, выбранной алгоритмом. В работе [4] приведены подходы к формированию и выбору оптимального облика высотного разведывательного БЛА большой продолжительности полета. На примере существующих прототипов рассмотрены вопросы расчета целевой эффективности, стартовой массы, аэродинамических характеристик, характеристик силовой установки.

Особое место при решении задач проектирования БПЛА занимают вопросы аэродинамического обеспечения устойчивости полета. Например, в работе [5] рассмотрен подход к решению проблемы устойчивости и управляемости БПЛА с неизвестными аэродинамическими характеристиками путем компьютерного моделирования полета по заданному маршруту в реальной стандартной атмосфере. При разработке требуемой компьютерной модели учитывался опыт реальных полетов различных БПЛА в реальной атмосфере по заданной траектории с поворотными пунктами маршрута. Для этого в модель введены пять систем автоматического управления с автопилотом, которые обеспечивают устойчивость и управляемость полета БПЛА. В работе [6]. сделан вывод о том, что одним из самых перспективных направлений в области летательных аппаратов с коротким взлетом и посадкой является разработка аэродинамических схем построенных по типу «летающее крыло» малого удлинения и большой строительной высоты.

Не менее важной стороной задачи проектирования БПЛА является ее методическое обеспечение, использование перспективных методов

автоматизированного проектирования. Так, в работе [7] представлена методика, алгоритм и математический аппарат для решения задачи определения и оптимизации технического облика БПЛА типа «конвертоплан». Представлена методика расчёта аэродинамических параметров, параметров винтомоторной группы, а также алгоритм оптимизации оборудования БПЛА, указаны используемые методы проектирования и оптимизации. В работе [8] изложен пример, в котором для синтеза системы управления и стабилизации применяется метод бэкстеппинга. Согласно этому методу задача разработки закона управления для всей системы разбивается на последовательность соответствующих подзадач до подсистем меньшего порядка. Алгоритм бэкстеппинга заключается в том, чтобы сделать каждый интегратор объекта устойчивым путём добавления обратной связи. Полученное управление учитывает нелинейность объекта и зависит от вектора состояния. Основные преимущества полученного регулятора: система устойчива в больших пределах входных значений; варьируя коэффициенты регулятора, можно подобрать желаемые характеристики качества управления. Усовершенствованная схема винтомоторной группы (ВМГ) с интегрированным в электродвигатель воздушным винтом в беспилотных летательных аппаратах мультикоптерного типа предложена в работе [9]. В этой работе была показана применимость усовершенствованной схемы ВМГ в беспилотных летательных системах для повышения их надёжности, а также уменьшения массы и габаритов без возникновения рисков неисправностей в их работе. Особенности проектирования перспективных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в составе беспилотных авиационных комплексов (БАК) проанализированы в работе [10]. Проработан подход к разработкам беспилотных авиационных систем (БАС) в

зависимости от поставленных перед БАС задач. Проведен анализ возможных решений в облике перспективных типов БПЛА, позволяющих значительно улучшить характеристики самолетов.

В работе [11] рассмотрены проблемы разработки и изготовления беспилотного летательного аппарата (БПЛА), имеющего меньшую стоимость и массу при большей эффективности. Исследованы конструкции существующих БПЛА квадрокоптерного типа, системы автоматизированного проектирования (САПР) применяемые для разработки конструкции БПЛА. На основе проведенного исследования, разработана конструкция нового летательного аппарата с использованием САПР «КОМПАС-3D v.21». Характерным отличием от аналога является применение облегченной конструкции корпуса и увеличение тягового усилия винтов.

В другой работе [12] представлена разработанная функциональная схема разработки и отладки алгоритмов управления БПЛА в полунатурном режиме с помощью симулятора SimFlyAvia, созданного компанией АВИАТЭКС. Рассмотрен технологический процесс разработки и отладки алгоритмов управления различных БПЛА (мультироторного типа, конвертопланов и самолетного типа). На основе модельно-ориентированного подхода.

Как отмечается в работе [13] оптимальные результаты, получаемые при концептуальной разработке, играют важную роль на стадиях предварительной и детальной разработки. Вместе с тем на этапе концептуальной разработки не учитываются факторы недетерминированного характера проблем разработки летательного аппарата [14]. Например, в методе концептуальной разработки MALE UAV (Medium Altitude Long Endurance) допускается что скорость полета является



показателем, позволяющим максимизировать важнейшие показатели летательного средства, хотя здесь не учитываются изменения скорости полета по разным причинам (ветер, долгое время полета и т.д.). Как результат, в дальнейших этапах разработки возникают неопределённые факторы, приводящие к изменениям результатов концептуальной разработки. Такие изменения также возможны из-за отсутствия требуемой информации, а также из-за различных компромиссных решений при разработке математической или конструкторской модели изделия. Для исключения таких явлений используется метод робастной разработки [15-17].

В методе робастной разработки MALE UAV рассматриваются следующие факторы, влияющие на рабочие характеристики БПЛА, например, на длительность полета, такие как высота полета, скорость, влияние ветра, эффективность работы пропеллера. Учет таких факторов в методе робастной разработки с учетом детерминированного и робастного подхода включающего оптимизацию и результаты вероятностного анализа является существенным преимуществом робастного подхода по сравнению с традиционной оптимизацией без учета случайных факторов. Целью настоящей работы является дальнейшее усовершенствование процесса робастной оптимизации разработки путем введения в нее дополнительных оптимизационных процедур для учета влияния некоторых случайных факторов на целевой показатель работы БПЛА.

### **Материалы и методы**

Согласно [19], суть метода робастной оптимизации разработки заключается в формировании нового целевого параметра  $T$ , состоящего из усредненной части  $T_m$  и

случайной компоненты  $T_{var}$ . Целевая функция  $z$  формируется в качестве суммы отрегулированного среднего реакции основного показателя БПЛА на  $T_m$

$$\mu_{\bar{y}} = \frac{f(x, \mu_z)}{T_m} \quad (1)$$

и отрегулированной случайной части этой реакции

$$\sigma_{\bar{y}}^2 = \sum_{i=1}^k \frac{\partial f}{\partial z_i} \cdot \sigma_{z_i}^2 / T_{var} \quad (2)$$

где  $z_i$ -случайные воздействующие факторы.

Таким образом, ставится задача минимизации целевой функции  $P$

$$P = \mu_{\bar{y}} + \sigma_{\bar{y}}^2 \quad (3)$$

Согласно метода робастной оптимизации MALE UAV шумовыми факторами являются высота полета  $h$  и скорость полета  $v$ .

В этом случае случайная компонента целевой функции  $z$  определяется как [19]:

$$\sigma_{\bar{y}}^2 = [f_v'^2 + f_h'^2] \cdot \frac{1}{9T_{var}} \quad (4)$$

Целью исследований в настоящей работе является решение следующих предельных оптимизационных задач:

1. Вычисление оптимальной функции  $f_v = \varphi_1(T_{var})$  при которой целевой функционал

$$F_1 = \frac{1}{T_{var}} \int_{T_{varmin}}^{T_{varmax}} [\varphi_1(T_{var})^2] \frac{1}{9T_{var}} dT_{var} \quad (5)$$

достигает минимума; при этом считаем, что  $f_h' = 0$ ;  $\Delta T_{var} = T_{varmax} - T_{varmin}$ .

2. Вычисление оптимальной функции  $f_h' = \varphi_2(T_{var})$  при которой целевой функционал

$$F_2 = \frac{1}{\Delta T_{var}} \int_{T_{varmin}}^{T_{varmax}} \varphi_2(T_{var})^2 \frac{1}{9T_{var}} dT_{var} \quad (6)$$

3. Вычисление оптимальной функции  $T_{var} = \psi_1(f'_v)$  при которой целевой функционал

$$F_3 = \frac{1}{f'_v} \int_{f'_{vmin}}^{f'_{vmax}} f_v'^2 \cdot \frac{1}{9\psi_1(f'_v)} df'_v \quad (7)$$

Достигает минимума; при этом считаем, что  $f'_h = 0$ ;  $\Delta f'_v = f'_{vmax} - f'_{vmin}$ .

4. Вычисление оптимальной функции  $T_{var} = \psi_1(f'_h)$  при которой целевой функционал

$$F_4 = \frac{1}{f'_h} \int_{f'_{hmin}}^{f'_{hmax}} f_h'^2 \cdot \frac{1}{9\psi_2(f'_v)} df'_h \quad (8)$$

Достигает минимума. При этом считаем, что  $f'_v = 0$ .

Очевидно, что задачи (1) и (2), а также (3) и (4) взаимно симметрично. По этой причине далее будут распространены соответственно на задачи (2) и (4). Рассмотрим решение задачи (1). Данная задача предполагает наличие допустимого интервала

$$\Delta T_{var} = (T_{varmin} - T_{varmax}) \quad (9)$$

в пределах, которых целевой показатель может быть задан. Для решения задачи (5) налагаем на искомую функцию  $\psi_1(T_{var})$  следующее ограничительное условие.

$$\int_{T_{varmin}}^{T_{varmax}} \varphi_1(T_{var}) dT_{var} = C_1; C_1 = const \quad (10)$$

С учетом выражений (5) и (10) целевой функционал оптимизации  $F_{10}$  составим

в виде

$$F_{10} = \frac{1}{\Delta T_{var}} \int_{T_{varmin}}^{T_{varmax}} [\varphi_1(T_{var})^2] \frac{1}{9T_{var}} dT_{var} +$$

$$\lambda \left[ \int_{T_{varmin}}^{T_{varmax}} \varphi_1(T_{var}) dT_{var} - C_1 \right] \quad (11)$$

Решение задачи (11) согласно уравнению Эйлера должна удовлетворить условию [20]

$$\frac{d \left\{ \frac{\varphi_1(T_{var})^2}{9\Delta T_{var} T_{var}} + \lambda \varphi_1(T_{var}) \right\}}{d\varphi_1(T_{var})} = 0 \quad (12)$$

Из выражения (12) получаем

$$\frac{2\varphi_1(T_{var})}{9\Delta T_{var} T_{var}} + \lambda = 0 \quad (13)$$

Из выражения (13) находим

$$\varphi_1(T_{var}) = -\frac{9\lambda\Delta T_{var} T_{var}}{2} \quad (14)$$

С учетом выражений (10) и (14) получим

$$-\int_{T_{varmin}}^{T_{varmax}} \frac{9\lambda\Delta T_{var} T_{var}}{2} dT_{var} = C_1 \quad (15)$$

Из (15) находим

$$\lambda = -\frac{4C_1}{9\Delta T_{var}(T_{varmax}^2 - T_{varmin}^2)} \quad (16)$$

С учетом (14) и (16) получим

$$\varphi_1(T_{var}) = \frac{2T_{var}C_1}{(T_{varmax}^2 - T_{varmin}^2)} \quad (17)$$

Очевидно, что при решении (17) функционал (11) достигает минимума, т.к. производная (13) по искомой функции является положительной величиной. С учетом симметричности задач (1) и (2) с учетом (17) решение задачи (2) напишем в следующем виде:

$$\varphi_2(T_{var}) = \frac{2T_{var}C_2}{(T_{varmax}^2 - T_{varmin}^2)} \quad (18)$$

$$\text{где } C_2 = \int_{T_{varmin}}^{T_{varmax}} \varphi_2(T_{var}) dT_{var}.$$

Таким образом, решения (17) и (18) в трехмерном пространстве отображаются в виде пересечения плоскости  $ABC$  с координатными плоскостями  $(T_{var}, f'_h)$  и  $(T_{var}, f'_v)$  (рис. 1).

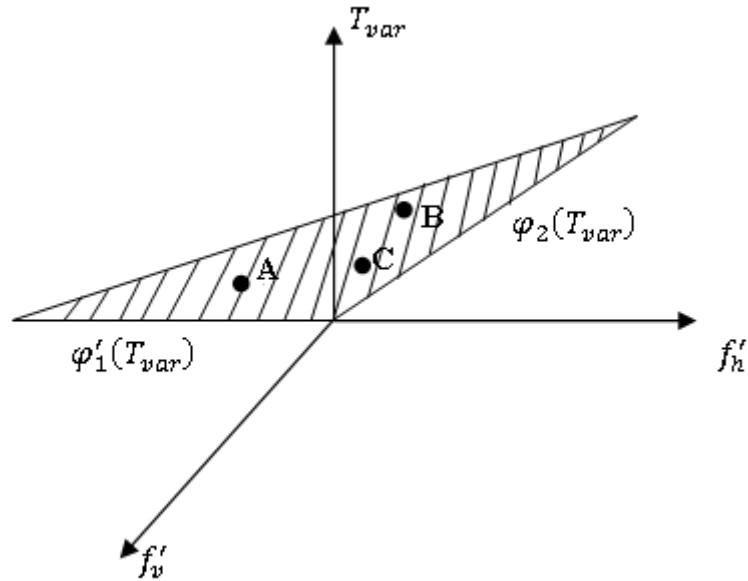


Рис. 1. Графическое отображение результата предлагаемой робастной оптимизации разработки

Рассмотрим решение задачи (3). Для решения данной задачи наложим на функцию  $\psi_1(f'_v)$  следующее ограничительное условие:

$$\int_{f'_{vmin}}^{f'_{vmax}} \psi_1(f'_v) df'_v = C_3; \quad C_3 = const \quad (19)$$

С учетом выражений (7) и (19) сформируем следующий целевой функционал

$$F_{30} = \frac{1}{\Delta f'_v} \int_{f'_{vmin}}^{f'_{vmax}} f_v'^2 \cdot \frac{1}{9T_{var}(f'_v)} df'_v + \lambda \left[ \int_{f'_{vmin}}^{f'_{vmax}} T_{var}(f'_v) df'_v - C_3 \right] \quad (20)$$

Решение задачи (20) согласно [8] удовлетворяет условию:

$$\frac{d\left\{\frac{f_v'^2}{9\Delta f'_v T_{var}(f'_v)} + \lambda T_{var}(f'_v)\right\}}{dT_{var}(f'_v)} = 0 \quad (21)$$

Из выражения (21) находим

$$-\frac{f_v'^2}{9\Delta f_v' T_{var}^2(f_v')} + \lambda = 0 \quad (22)$$

Из (22) находим

$$T_{var}(f_v') = \sqrt{\frac{f_v'^2}{9\lambda\Delta f_v'}} \quad (23)$$

С учетом выражений (19) и (23) запишем

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} \int_{f_{vmin}'}^{f_{vmax}'} \frac{f_v' df_v'}{k_1} = C_3; \quad k_1 = 9\Delta f_v'; \quad k_1 = const \quad (24)$$

Из (24) находим

$$C_3\sqrt{\lambda}k_1 = \Delta f_v'^2 \quad (25)$$

или

$$\lambda = \left[ \frac{\Delta f_v'^2}{C_3 k_1} \right]^2 = \left[ \frac{\Delta f_v'}{9C_3} \right]^2 = \frac{1}{81C_3} \quad (26)$$

С учетом (23) и (26) получим

$$T_{var}(f_v') = 3\sqrt{\Delta f_v' C_3} \quad (27)$$

При решении (27) функционал  $F_{30}$  достигает минимума, так как производная (22) оказывается положительной величиной.

С учетом симметрии задач (3) и (4) запишем

$$T_{var}(f_h') = 3\sqrt{f_h' C_4} \quad (28)$$

где

$$C_4 = \int_{f_{hmin}'}^{f_{hmax}'} \psi_2(f_h') df_h' \quad (29)$$

Аналогично рис. 1 трехмерное отображение решений (27) и (28) показано на рис. 2.

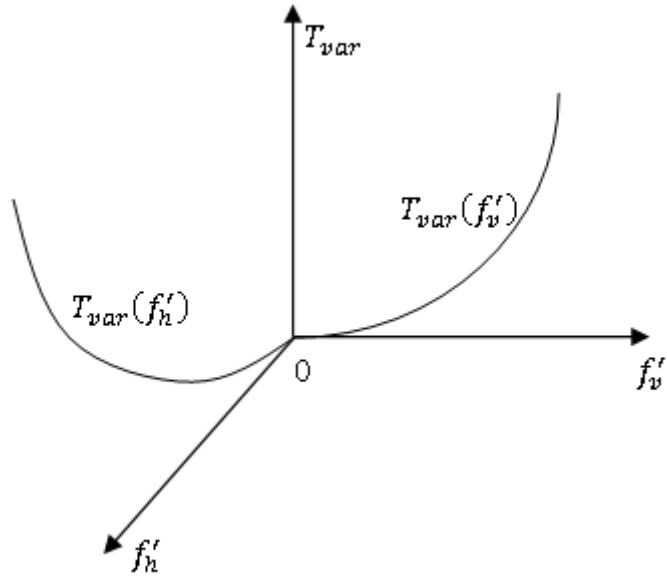


Рис. 2. Графическое отображение решений (27) и (28) на трехмерном пространстве  $(T_{var}, f'_h, f'_v)$

Таким образом, как видно из рис. 2 существует некоторая двухмерная фигура с поверхностью

$$T_{var} = T_{var}(f'_h, f'_v) \quad (30)$$

Указанная поверхность пересекается с плоскостями  $(T_{var}, f'_h)$  и  $(T_{var}, f'_v)$  соответственно по кривым  $T_{var}(f'_h)$  и  $T_{var}(f'_v)$ .

### Обсуждение

Изложены решения задач оптимизации робастной разработки БПЛА в плане минимизации нормированной случайной компоненты реального основного показателя БПЛА при заданной целевой величине этого же показателя с учетом случайных факторов (скорость полета, высота полета) влияющих на основной показатель. Вычислены предельные оптимальные соотношения случайной составляющей заданной целевой величины и производных основного показателя по

случайным факторам) при которых случайная составляющая целевой функции оптимизации достигает минимума. Полученные результаты позволяют отдельно выбрать значения пар  $(T_{var}, f'_v)$  при  $f'_h = 0$  и  $(T_{var}, f'_h)$  при  $f'_v = 0$ , позволяющие минимизировать случайную составляющую значения целевой функции проводимой оптимизации при некоторых заданных ограничительных условиях на искомые функции взаимосвязи  $T_{var} = \varphi_1(f'_h)$ ;  $T_{var} = \varphi_2(f'_v)$ ;  $f'_h = \psi_1(T_{var})$ ;  $f'_v = \psi_2(T_{var})$ .

### Заключение

Сформированы и решены новые оптимизационные задачи концептуальной разработки беспилотных летательных аппаратов в контексте известной методике MALE UAV. Для учета влияния таких случайных показателей как высота и скорость полёта на некоторый основной показатель работы БПЛА поставлена задача минимизации случайной составляющей оценки целевой функции функционирования БПЛА. Определены значения пар  $(T_{var}, f'_v)$  при  $f'_h = 0$  и  $(T_{var}, f'_h)$  при  $f'_v = 0$ , позволяющие минимизировать случайную составляющую значения целевой функции.

### Список источников

1. Кочкаров А.А. Современная инженерия малых беспилотных летательных аппаратов и особенности их сетевого взаимодействия // Проектирование будущего. Проблемы цифровой реальности. 2018. № 1 (1). С. 113-121. DOI: [10.20948/future-2018-17](https://doi.org/10.20948/future-2018-17)
2. Тимошенко А.В., Балдычев М.Т., Маренков И.А., Пивкин И.Г. Способ построения «субоптимальных» маршрутов мониторинга разнотипных источников



беспилотным летательным аппаратом // Труды МАИ. 2020. № 111. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=115145>. DOI: [10.34759/trd-2020-111-10](https://doi.org/10.34759/trd-2020-111-10)

3. Кошкаров А.С., Гулий Д.Д., Барякшева В.А. Алгоритм аварийной посадки беспилотного летательного аппарата мультироторного типа на основе анализа изображения подстилающей поверхности // Труды МАИ. 2023. № 132. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=176835>

4. Туркин И.К., Трохов Д.А. Формирование облика высотного беспилотного летательного аппарата воздушной разведки в задачах поиска // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 221. С. 106-114.

5. Яцына Ю.Ф. Компьютерное моделирование контура управления беспилотного авиационного комплекса для обеспечения устойчивости управляемости // Известия Национальной академии наук Беларуси. Серия физико-технических наук. 2018. Т. 63. № 3. С. 368-380. URL: <https://doi.org/10.29235/1561-8358-2018-63-3-368-380>

6. Булат П.В., Минин О.П. О современном подходе к проектированию беспилотных летательных аппаратов самолетного типа с коротким взлетом и посадкой // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2017. Т. 17. № 6. С. 961-996.

7. Присяжнюк А.С., Арефьев А.Д., Черепанов А.С., Храбан А.В. Методика расчета аэродинамических характеристик и винтомоторной группы для создания гибридных беспилотных летательных аппаратов типа «конвертоплан» с поворотными двигателями // Информация и космос. 2015. № 2. С. 124-129.

8. Ахрамович С.А., Баринов А.В., Малышев В.В., Старков А.В. Синтез системы управления беспилотного летательного аппарата по высоте методом бэкстеппинга //

Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технология и машиностроение. 2018. Т. 17. № 2. С. 7-22.

9. Вавилов В.Е., Исмагилов Ф.Р., Мустаев Э.И., Уразбахтин Р.Р. Численное исследование винтомоторной группы беспилотного летательного аппарата с интегрированным в двигатель воздушным винтом // Труды МАИ. 2023. № 131. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=175917>. DOI: [10.34759/trd-2023-131-11](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-11)

10. Каримов А.Х. Особенности проектирования беспилотных авиационных систем нового поколения // Труды МАИ. 2011. № 47. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=26769>

11. Углов М.А., Акмалиев А.Н. Проектирование и создание беспилотного летательного аппарата с применением отечественной системы автоматизированного проектирования компас 3D // Вестник науки. 2023. № 12 (69). Т. 3. URL: <https://www.вестник-науки.РФ/article/11751>

12. Егоров А.А., Ульянов Д.В. Полунатурный симулятор полетов SimFlyAvia как средство модельно-ориентированного проектирования систем управления БПЛА // Автоматизации и ИТ в нефтегазовой области. 2021. № 1 (43). С. 34-44.

13. Sobieszczanski-Sobieski J., Haftka R.T. Multidisciplinary aerospace design optimization: survey of recent developments // Structural and multidisciplinary optimization, 1997, vol. 14, no 1, pp. 1-23. DOI: [10.1007/BF01197554](https://doi.org/10.1007/BF01197554)

14. Dimitri N.M., Bandte O., De Laurentis D.A. Robust design simulation: a probabilistic approach to multidisciplinary design // Journal of aircraft, 1999, vol. 36, no. 1, pp. 298-307.

15. Park G.J., Lee T.H., Lee K.H., Hwang K.H. Robust design: an overview // AIAA Journal, 2006, vol. 44, no. 1, pp. 181-191. DOI: [10.2514/1.13639](https://doi.org/10.2514/1.13639)

16. Doltsinis I., Kang Z. Robust design of structures using optimization methods // Computer Methods in applied mechanics and engineering, 2004, vol. 193, no. 23-26, pp. 2221-2237. DOI: [10.1016/j.cma.2003.12.055](https://doi.org/10.1016/j.cma.2003.12.055)
17. Park H.U., Kim S.H., Lee J.W., Byun Y.H. Design of very light jet (VJL) aircraft using robust design optimization approach // CJK 5<sup>th</sup> proceedings, Jeju. Korea, 2008.
18. Chen W., Garimella R., Michelena N. Robust design for improved vehicle handling under a range of maneuver conditions // Engineering Optimization, 2001, vol. 33, no. 3, pp. 303-326.
19. Nguyen N.V., Maxim T., Park H.U., Kim S., Lee J.W. A multidisciplinary robust optimization framework for UAV conceptual design // Aeronautical Journal, 2014, vol. 118, no. 1200, pp. 123–142.
20. Эльсгольц Л.Э. Дифференциальные уравнения и вариационное исчисление. - М.: Наука, 1974. - 432 с.

## References

1. Kochkarov A.A. *Proektirovanie budushchego. Problemy tsifrovoi real'nosti*, 2018, no. 1 (1), pp. 113-121. DOI: [10.20948/future-2018-17](https://doi.org/10.20948/future-2018-17)
2. Timoshenko A.V., Baldychev M.T., Marenkov I.A., Pivkin I.G. *Trudy MAI*, 2020, no. 111. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=115145>. DOI: [10.34759/trd-2020-111-10](https://doi.org/10.34759/trd-2020-111-10)
3. Kochkarov A.S., Gulii D.D., Baryaksheva V.A. *Trudy MAI*, 2023, no. 132. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=176835>
4. Turkin I.K., Trokhov D.A. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2015, no. 221, pp. 106-114.

5. Yatsyna Yu.F. *Izvestiya Natsional'noi akademii nauk Belarusi. Seriya fiziko-tekhnicheskikh nauk*, 2018, vol. 63, no. 3, pp. 368-380. URL: <https://doi.org/10.29235/1561-8358-2018-63-3-368-380>
6. Bulat P.V., Minin O.P. *Nauchno-tekhnicheskii vestnik informatsionnykh tekhnologii, mekhaniki i optiki*, 2017, vol. 17, no. 6, pp. 961-996.
7. Prisyazhnyuk A.S., Aref'ev A.D., Cherepanov A.S., Khraban A.V. *Informatsiya i kosmos*, 2015, no. 2, pp. 124-129.
8. Akhramovich S.A., Barinov A.V., Malyshev V.V., Starkov A.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologiya i mashinostroenie*, 2018, vol. 17, no. 2, pp. 7-22.
9. Vavilov V.E., Ismagilov F.R., Mustaev E.I., Urazbakhtin R.R. *Trudy MAI*, 2023, no. 131. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=175917>. DOI: [10.34759/trd-2023-131-11](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-11)
10. Karimov A.Kh. *Trudy MAI*, 2011, no. 47. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=26769>
11. Uglov M.A., Akmaliev A.N. *Vestnik nauki*, 2023, no. 12 (69), vol. 3. URL: <https://www.vestnik-nauki.RF/article/11751>
12. Egorov A.A., Ul'yanov D.V. *Avtomatizatsii i IT v neftegazovoi oblasti*, 2021, no. 1 (43), pp. 34-44.
13. Sobieszczanski-Sobieski J., Haftka R.T. Multidisciplinary aerospace design optimization: survey of recent developments, *Structural and multidisciplinary optimization*, 1997, vol. 14, no 1, pp. 1-23. DOI: [10.1007/BF01197554](https://doi.org/10.1007/BF01197554)
14. Dimitri N.M., Bandte O., De Laurentis D.A. Robust design simulation: a probabilistic approach to multidisciplinary design, *Journal of aircraft*, 1999, vol. 36, no. 1, pp. 298-307.

15. Park G.J., Lee T.H., Lee K.H., Hwang K.H. Robust design: an overview, *AIAA Journal*, 2006, vol. 44, no. 1, pp. 181-191. DOI: [10.2514/1.13639](https://doi.org/10.2514/1.13639)
16. Doltsinis I., Kang Z. Robust design of structures using optimization methods, *Computer Methods in applied mechanics and engineering*, 2004, vol. 193, no. 23-26, pp. 2221-2237. DOI: [10.1016/j.cma.2003.12.055](https://doi.org/10.1016/j.cma.2003.12.055)
17. Park H.U., Kim S.H., Lee J.W., Byun Y.H. Design of very light jet (VJL) aircraft using robust design optimization approach, *CJK 5th proceedings*, Jeju. Korea, 2008.
18. Chen W., Garimella R., Michelena N. Robust design for improved vehicle handling under a range of maneuver conditions, *Engineering Optimization*, 2001, vol. 33, no. 3, pp. 303-326.
19. Nguyen N.V., Maxim T., Park H.U., Kim S., Lee J.W. A multidisciplinary robust optimization framework for UAV conceptual design, *Aeronautical Journal*, 2014, vol. 118, no. 1200, pp. 123–142.
20. El'sgol'ts L.E. *Differentsial'nye uravneniya i variatsionnoe ischislenie* (Differential equations and calculus of variations), Moscow, Nauka, 1974, 432 p.

Статья поступила в редакцию 20.01.2024

Одобрена после рецензирования 05.05.2024

Принята к публикации 27.06.2024

The article was submitted on 20.01.2024; approved after reviewing on 05.05.2024; accepted for publication on 27.06.2024